前　言

本书是为航空高等院校有关专业编写的专业教材。1984年我们曾为国防工业出版社编写了《飞机结构设计》一书，1991年又编写了由西北工业大学出版社出版的《飞机结构分析与先进设计原理》。这两本教材得到了较多单位的使用。由于这五年来，飞机结构设计不仅在理论和设计方法上有很大发展，而且我国在损伤容限设计、复合材料结构设计、可靠性设计和优化设计等方面也已积累了不少实践经验，因而我们新编了本书。其中约70%的章节、内容作了更新，删除了一些陈旧的内容，写法上更为精炼、实用，并更多地注意理论与实际相结合。

本书主要阐明飞机金属材料和复合材料结构的部件与组件的设计，在结构设计中主要论述方案选择和初步设计。本书的特点是在结构设计的论述中融合了强度、刚度、疲劳（或耐久性）、损伤容限等各项设计准则及其综合设计；并同时注意到军用飞机和民用飞机（主要为现代大型旅客机）的特点，结合两类飞机的一些实例，较详细地阐明了如何细致地定性分析结构方案的合理性及其优劣；讨论了对各种矛盾因素如何进行权衡处理。本书第五章到第十章介绍有关结构设计的内容，着重阐明结构设计的基本概念，设计原理、原则、准则与方法。其中第七章对复合材料结构设计，第十章对可靠性分析和优化设计的原理、方法及其最新发展作了介绍。由于本教材篇幅的限制，操纵系统中电传操纵部分只作概论性介绍，在其他课程中还有专门介绍。作为结构设计的重要基础，第三章对结构的传力分析作了详尽的论述。考虑到与前期课程的衔接，新编的第四章较详细地阐述了疲劳、损伤容限、耐久性设计的有关原理和设计基础。

本书共分十章，由陶梅贞编写一、三、五、六、七、八章，孙秦编写二、四章，宋笔锋编写第十章，王正平编写第九章。其中除第三章为少量改写外，第二、九章作了部分重写，其余各章均为新编或基本重写。本书由陶梅贞任主编。

在本书编写过程中，空军工程学院张恒喜教授审查了全稿，并提出了宝贵意见，在此表示衷心感谢。

对于书中的缺点和错误，敬请读者不吝指出，以便再版时修订。

编　者

1996年5月

常用符号表

A 截面面积

$\underset{\sim}{A}$ 模糊集合

A、B、D 复合材料层压板刚度矩阵

a 矩形板的长边，加速度，半裂纹长度

B 翼箱宽度，结构件的横向宽度，轮距

b 矩形板的短边，弦长

C 常数，系数

$\bar{c}$ 相对厚度

E 拉伸弹性模量，能量

F 力，累积分布函数

f 安全系数，油孔面积，概率密度函数

G 重力，全机重量，剪切模量，能量释放率

H 机翼翼盒高度

I 剖面惯性矩

K 结构刚度，系数

L 长度

M 马赫数，弯矩，力矩，失效安全余量

m 质量

N 轴向力，惯性力，疲劳载荷循环数

N 形状形变函数矩阵

n 传动比，过载系数，元件总数

P 载荷，失效概率

Q 剪力

Q_{ij} 复合材料铺层的模量分量

q 速压，分布载荷，剪流

R 强度比，支反力，循环比，可靠度

S 机翼面积，行程，载荷

S_{ij} 复合材料柔度分量

T 温度，发动机推力

X 阻力

Y 升力

α 迎角，角加速度

β 可靠度指标

γ 指数，比重

δ 厚度，位移，舵偏角

η 剩余强度系数，梯形比

λ 展弦比

ρ 材料密度，相关系数

σ 正应力，标准差

τ 剪应力，裂纹表面能

μ 均值

φ 传递系数，减缩系数，概率密度系数

ω 角速度

ε 应变

目　录

第一章　绪论 …… 1

1.1　飞机研制过程概述 …… 1
1.2　飞机结构设计的原始条件 …… 4
1.3　飞机结构设计的基本要求 …… 6
1.4　飞机结构设计的内容与设计方法 …… 10

第二章　飞机的外载荷 …… 15

2.1　飞机结构的主要载荷 …… 15
2.2　典型飞行姿态和过载系数 …… 16
2.3　复杂载荷情况 …… 24
2.4　飞机设计规范介绍 …… 29
2.5　节点载荷的计算 …… 34
思考题 …… 38
习题 …… 38

第三章　机翼、尾翼和机身结构分析 …… 42

3.1　机翼与尾翼的功用、设计要求和外载特点 …… 42
3.2　机翼结构的典型元件与典型受力型式 …… 47
3.3　机翼典型受力型式的传力分析 …… 51
3.4　机翼、机身连接区和结构布置变化区的传力分析 …… 67
3.5　后掠机翼和三角机翼的受力特点 …… 73
3.6　机身的功用、设计要求和受载特点 …… 85
3.7　机身典型结构型式的传力分析 …… 87
3.8　飞机结构开口区受力分析 …… 96
思考题 …… 104
习题 …… 106

第四章　疲劳、损伤容限及耐久性设计基础 …… 110

4.1　概论 …… 110
4.2　疲劳设计 …… 114
4.3　断裂力学有关的基本理论 …… 136
4.4　损伤容限设计 …… 145
4.5　耐久性设计概念简介 …… 161

思考题 …… 165
习题 …… 165

第五章　机翼、尾翼的结构设计 …… 174

5.1　机翼结构设计方法简介 …… 174
5.2　机翼结构型式选择 …… 176
5.3　机翼主要受力构件布置 …… 184
5.4　机翼结构剖面的初步设计计算 …… 194
5.5　机翼典型元件设计和机翼-机身的连接设计 …… 197
5.6　机翼整体油箱的结构设计与机翼开口区结构设计 …… 224
5.7　飞机结构的刚度要求与气动弹性问题概述 …… 231
5.8　机翼前、后缘增升装置简介和尾翼、操纵面的结构设计特点 …… 237
思考题 …… 249
习题 …… 250

第六章　机身结构设计 …… 253

6.1　机身的内部布置与结构型式选择 …… 253
6.2　机身盒段结构元件的设计与布置 …… 255
6.3　机身加强框的设计 …… 264
6.4　增压座舱的结构设计 …… 272
6.5　机翼、尾翼与机身的对接设计 …… 279
6.6　发动机在机身上的安装以及机身设计分离面处的对接 …… 285
6.7　机身开口区的结构设计 …… 288
思考题 …… 295
习题 …… 296

第七章　飞机复合材料结构设计 …… 299

7.1　概论 …… 299
7.2　复合材料力学有关基础知识 …… 307
7.3　复合材料结构的材料设计 …… 315
7.4　复合材料结构设计 …… 328
7.5　环境影响及复合材料结构的防护设计 …… 342
7.6　复合材料结构的耐久性/损伤容限设计 …… 344
思考题 …… 350
习题 …… 351

第八章　起落架 …… 354

8.1　概述 …… 354
8.2　起落架的设计要求 …… 355

8.3 起落架的外载荷 …… 356
8.4 起落架的配置形式 …… 359
8.5 起落架的结构形式 …… 360
8.6 起落架的减震系统 …… 369
8.7 其他系统和装置 …… 380
8.8 起落架结构的疲劳设计与起落架的试验 …… 388
思考题 …… 390
习题 …… 390

第九章 操纵系统 …… 392

9.1 引言 …… 392
9.2 简单机械操纵系统 …… 397
9.3 不可逆助力操纵系统 …… 405
9.4 电传操纵系统简介 …… 418
思考题 …… 427

第十章 结构可靠性分析和结构优化设计概述 …… 428

10.1 结构可靠性分析方法概述 …… 428
10.2 结构优化设计概述 …… 447
思考题 …… 470
习题 …… 470

参考文献 …… 472

第一章 绪 论

1.1 飞机研制过程概述

一、飞机的功用与对飞机的要求

飞机按其功用可分为军用飞机和民用飞机两大类。军用飞机的功用主要是完成规定的空战任务、空对地战斗和侦察任务或军事运输任务。民用飞机的功用主要是空运旅客或货物，也可用于农业生产、护林造林、救灾、医疗救护、空中勘测和体育运动等。

为了完成各种任务，对不同的飞机就有不同的技术要求。这些要求，对于军用飞机，称为战术技术要求；对于民用飞机称为使用技术要求，并通常用下述一些指标表示：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、最大允许过载系数、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表示的，如是否能全天候飞行，对机场的要求，对飞机的使用维修要求等。

从飞机的发展看，军用飞机和现代大型旅客机的飞行速度和升限愈来愈高。现代歼击机的最大速度通常为音速的两倍多，即 $M>2$；飞行升限约在 20 000 m 以上；尤其是对飞机的机动性要求愈来愈高。“黑鸟”高空侦察机SR-71的飞行 M 数为 3.2，升限为 27 430 m。现代战略轰炸机的航程愈来愈远，载重量愈来愈大，航程可达 10 000 km 以上，载弹量可接近 30 t。现代大型军用运输机（如C-5A）的飞机总重量可达 300 多 t、载重量将近 100 t，可运载 350 名士兵或一辆坦克加上两架小型直升机。而俄罗斯的运输机 AH-225，仅载重量就可达 225 t。现代大型旅客机载客可达 500 名，航程为 10 000 km 以上；有的飞机 M 数可达到 2 以上（如协和、TY-144）。目前一些国家正竞相研制超大型旅客机，计划可载客 600～800 名。随着航空电子技术的迅猛发展，未来的战场环境变得更加恶劣而复杂，各种新型雷达、先进探测器以及精确制导武器的问世，对军用飞机构成了极为严重的威胁。为了提高军用飞机的生存力和战斗力，一些国家正努力发展低可见度技术，于是隐身技术应运而生，并对军用飞机的功能提出了新的要求。

二、飞机的研制过程

一种新飞机的投入使用，须经过下述四个阶段。

1. 拟订技术要求

通常可由飞机设计单位和订货单位共同拟订；也可由其中的某一方为主，拟订出新飞机的战术技术要求或使用技术要求。技术要求通常确定了飞机的主要性能指标、主要使用条件和机载设备等。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，在新飞机的整个研制过程中，必须围绕这个中心进行考虑。

2. 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。在此期间必须通过仔细的分析、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。在完成飞机总体设计阶段后进行结构设计。在这一阶段须完成结构的所有图纸绘制，并使所设计的结构能满足总体设计的要求，并与飞机的总的技术要求相协调。

3. 飞机制造过程

飞机制造工厂根据飞机设计单位提供的设计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全机强度、疲劳寿命试验和试飞。

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，制订出良好的工艺方案，以使设计人员设计出的结构能较好地投入生产。

以上所述似乎隐含着设计工作是以图纸形式作为主要完成的设计工作。但要注意，现在在设计单位中大部分设计工作是借助计算机辅助设计系统(CAD) 来完成的。它包括分析、计算、构形设计，并可直接用计算机绘图、发图。或采用无图设计，即只需要把所设计的结构的全部尺寸、数据全部储存在计算机里，在制造时把数据传递给计算机辅助制造系统，如数控机床，进行加工生产。计算机辅助制造系统称为 CAM 系统。CAM 包括数控加工与测量、工装制造、工艺过程设计、质量控制等。CAD/CAM 的一体化可使整个飞机的设计和制造过程达到高度集成化的水平。

4. 飞机的试飞、定型过程

一种新飞机研制出来以后，是不能也不应马上投入使用的。尽管我们已做了大量的分析、计算、试验等研究工作，但还不能完全肯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，即可将此时的设计图纸与制 造方法确定下来。只有通过试飞把一种新飞机初步定型后，方可由飞机工厂进行小批量生产。

在新飞机的研制过程中，须配合做很多试验。比如为了选择较好的飞机外形，须做风洞吹风试验；为了保证有足够的强度与寿命，要做结构的强度试验与寿命试验。

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研究，例如飞机的选型问题、主要结构的疲劳设计或损伤容限设计、新材料(如复合材料) 制作的结构的各种性能等问题。

新飞机的研制工作还要与使用密切结合。这包括在设计过程中要利用已有的使用经验；还包括在新飞机的使用过程中不断改进这种新飞机的设计等。

三、飞机设计过程概述

什么是设计？飞机设计不同于空气动力学、结构力学、疲劳、结构可靠性这样一些分析性学科。一个飞机设计师须要通晓这些学科和其他专业，但他们在设计时，不花费很多时间去进行这种专业分析，而是把更多的时间花在创造所需“产品”几何形体的描述上。当然最后得到的

“产品”应能最好地满足飞机的各项技术要求，结构元件简单又轻便，各种装载安排得恰到好处，并且能经得起详细分析和试验、使用的考验。这须要设计师具有丰富的知识和经验，并能综合应用各个学科，加上本人创造性的思考和辛勤的劳动。

设计过程概述　设计包含着许多环节，它是一个交互过程，如图 1.1 设计过程滚动图所示。每一个设计环节总是把前一步设计权衡研究的结果，作为必要条件进行下一步研究，不断发展、完善起初的构思，直到设计方案满足各种要求为止。

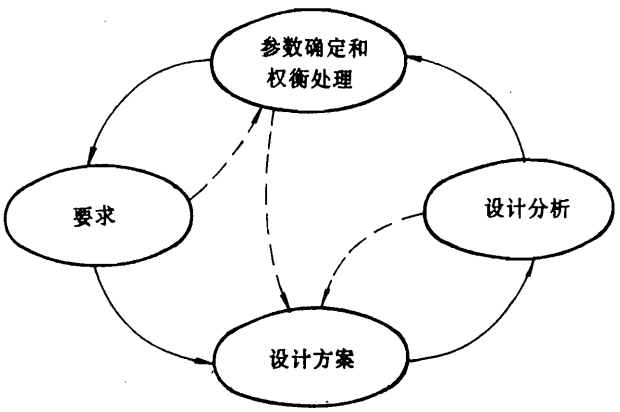


图 1.1　设计过程滚动图

飞机设计可分为三个主要的阶段：

1. 总体设计阶段，主要解决飞机的构形布局、参数、重量以及性能方面的问题

(1) 确定全机主要参数，即全机总重量 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。

(2) 进一步确定尾翼、机身的初步形状和尺寸，并进行飞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。

(3) 在上述基础上，画出飞机的三面图（草图）。

(4) 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作初步的安排与协调，画出飞机的部位安排图，给出飞机各部件的重量控制指标。

2. 飞机结构的初步设计（飞机部件的结构打样设计）

当总体设计基本结束之时，初步设计就开始了。这时飞机的气动布局等一些重大问题已经解决，因此在结构初步设计中，尽管可能出现一些次要的更改，但仍可望保持总体设计阶段的构形、布置。在初步设计阶段后期，一旦作出构形“冻结”的决定，即使是次要的更改也不允许。

在初步设计期间，各部件的设计师开始进行部件结构的打样设计。其具体内容见 1.4 节。初步设计的最终目的是为详细设计，即所谓全尺寸研制做好准备。初步设计必须保证飞机能够在所估计的成本和进度的限制内制造出来。

3. 飞机结构详细设计 —— 飞机零构件设计

在详细设计时，各部件将分解成零构件，如机翼就被分解成各个翼肋、翼梁和蒙皮，然后分别进行设计和分析。

在初步设计和详细设计阶段，要进行必要的试验。

最后完成飞机结构的全部设计图纸和技术资料。

1.2 飞机结构设计的原始条件

在探讨飞机结构设计方案之前，必须先把结构设计的原始条件分析清楚。通常这些原始条件包括结构所受外载与对结构受力特性的要求、结构的协调关系、使用条件以及生产条件。

一、结构的外载以及对结构受力特性的要求

飞机结构必须保证有足够的强度、刚度与寿命，因此须作认真的应力分析与强度试验；但作上述工作之前首先必须要确定结构所受的外载，才能使计算与试验有所依据。在结构设计的方案选择阶段，也必须把所受外载和结构的可能尺寸限制作为确定方案的重要依据之一。

飞机各部件所受的外载，可根据飞机的机种、总重、外形尺寸、使用要求等，借助于飞机强度规范算出。在新的规范中规定，对于有些构造和受载情况比较复杂的结构，必须按部件结构的整体解，或连同周围构件取出的一段结构的整体解计算载荷。

根据外载就能对有的结构提出受力特性的要求。例如是静载还是动载，是否须要考虑疲劳寿命或经济寿命问题。对于速度较高的飞机（当 $M>2$ 时）以及处于发动机排气管附近的高温处结构，就须要考虑热应力、热刚度的问题。

另外还有一些可能对结构的受力特性提出要求的因素。对于主要产生气动升力的结构，如机翼，为了保证良好的气动外形，通常都将总体变形和局部蒙皮鼓起限制在规定的范围内，这就要求结构有足够的总体刚度和局部刚度。对于速度较高的飞机，其机翼、尾翼等部件一般都须要考虑气动弹性问题。

二、飞机结构的协调关系

在总体设计阶段，一般已确定了各部件的相对位置以及相互间连接交点的位置，在进行部件结构打样设计时应尽量保持它们的协调关系，不要改动。对于飞机零、构件，则须明确本零件或构件与其他构件在连接尺寸上的协调关系。更大量的工作是结构中各构件间、或各构件与内部装载之间的形状协调。

飞机结构的形状，通常并不是可以任意挑选的，它受到理论外形、内部装载以及这部分结构与那部分结构连接关系的限制或影响，因此须要在考虑这些因素的基础上进行结构的形状协调。

对于飞机的部件或组件结构，它的外侧边界的形状一般须与飞机的理论外形相协调；其内侧边界，则可能需与某个内部装载协调，也可能不需协调。例如机身某个加强框处，由于该段机身内布置有发动机，因此该加强框内侧尺寸就受到发动机外廓尺寸的限制，即此加强框结构各处的最大可能高度，已由外形与内形边界协调所决定。这里应注意两点：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高度（图1.2）。机翼结构，由于内部装载（如整体油箱式机翼因内装燃油，内侧尺寸不需协调）较少，一

般只有外侧尺寸协调而无内侧尺寸协调。

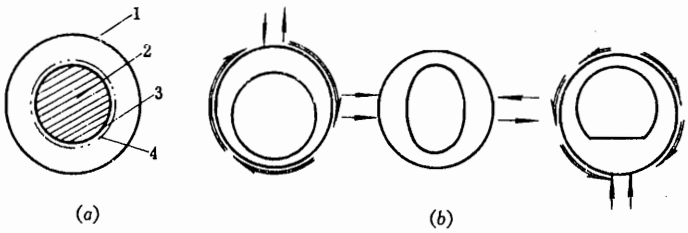


图 1.2　机身加强框的内外侧尺寸协调

(a) 内外侧尺寸限制：1— 蒙皮内形即加强框外形　2— 发动机　3— 最小间隙
4— 加强框内侧尺寸限　(b) 几种可能的加强框结构高度布置

三、结构的使用条件

飞机结构的使用条件分下述几个方面。

1. 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，是否须要考虑在夜间飞行或恶劣气象条件(雷雨、冰雹) 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须要考虑海水腐蚀、湿度条件等。

2. 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面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或二级跑道，土跑道则是在普通土地上加压压实、然后再简单的整修一下，土跑道有时又称为野外机场。

3. 维修条件和使用条件

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，具体在外场维修，还是到场站或基地维修。

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，下面分别举一些典型机种阐明之。

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起降振动载荷、撞击载荷的大小和次数有关。歼击机在使用时，希望它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好。现代大、中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。

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。

四、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与装配能力。

飞机结构的产量与选取结构的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工艺性和产量。产量可大致分为大量生产、成批生产和有限件生产三种。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，而以采用机械加工、钣金加焊、铆接等加工方法较好。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材料新工艺。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

在飞机结构设计时，设计人员应当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。在设计中如何全面考虑和满足这些相互间既有矛盾，又有促进作用的基本要求，权衡处理，设计出理想的结构，是结构设计人员的基本功。

一、飞机结构设计的基本要求

1. 气动外形要求

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。这些要求主要与飞机的气动升力和阻力特性有关，而这将直接影响到飞机的飞行性能，尤其是对高速飞机。为了保证飞机在气动上具有良好的稳定性和操纵性，机翼与机身不容许有过大的变形。对于隐形飞机而言，气动外形还将影响“低可见度”(指在敌方雷达屏幕或其他探测器上) 的要求能否满足。

2. 重量要求

更确切地说应该是结构完整性 — 重量要求，也可简称为最小重量要求。

所谓结构完整性是指关系到飞机安全使用、使用费用和功能的机体结构的强度、刚度，损伤容限及耐久性(或疲劳安全寿命) 等飞机所要求的结构特性的总称。

对于不要求按损伤容限、耐久性设计的飞机可简化为强度(与刚度)— 重量要求。但目前的军机和现代旅客机的新机设计，一般都要考虑损伤容限 / 耐久性或损伤容限 / 疲劳安全寿命设计。

具体而言，本要求就是指结构设计应保证结构在承受各种规定的载荷和环境条件下，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，或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；具有足够的寿命和损伤容限；以及高的可靠性。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。

3. 使用维修要求

为了确保飞机的各部分(包括主要结构和装在飞机内的电子设备、燃油系统等各个重要设

备、系统）能经常安全可靠地工作，须要在规定的周期，检查各个指定须要检查的地方，如发现损伤或损坏，则须进行修理或更换。

对于军用飞机，则更须要缩短维护及检修工作的时间，以保证飞机及时地处于临战状态；尽量缩短飞机的每飞行小时维修时间和再次出动的准备时间。良好的维修性有助于提高飞机在使用中的可靠性和保障性。

为了保证维护、检修工作的高质量、高速度进行，在结构上须要布置合理的分离面与各种舱口，在结构内部安排必要的检查、维修通道，增加结构的开敞性和可达性。

4. 工艺要求

要求飞机结构有良好的工艺性，便于加工、装配。这些须结合产品的产量、机种、需要的迫切性与加工条件等综合考虑。

5. 成本要求 —— 经济性

这里所指的成本主要是指制造成本和运营成本（与结构的维护、修理有关的那部分）。如果广义地说，还应包括设计、研制的成本。

一般来说，以上各要求中，对军用机重量是第一位的，对旅客机、运输机则要同时考虑重量和经济性。而经济性实质上和上述的 2、3、4 条要求均密切相关。

从上述各项要求不难看出，这些要求相互之间是互相联系，互相制约的，有的还是互相矛盾的。因此须要分析这些要求之间的相互关系，结合不同机种的不同用途，分清主次，综合考虑，权衡处理。

一般地说，气动要求和使用要求是一种“前提性”要求，即基本上必须予以满足的。以使用维护要求为例，尽管分离面和开口会使结构重量有所增加，但都应尽量满足。当然若某些分离面和开口将显著增加重量，则应尽可能调整一下它们的位置和大小、形状。对这两项要求结构设计人员必须认真对待，但实际上花费在上面的工作量和时间并不需很多。

工艺要求则是一种“条件性”、“发展性”要求。即工艺性好坏的评价往往是结合一定条件的，如产品数量、工厂的加工条件等。

而重量要求正如前述是飞机结构设计的主要要求。因为对于军用飞机而言，由于重量与飞机的起飞着陆性能有很大关系，与航程、爬升率、机动性等关系也较大，故减轻重量对军用飞机十分重要。对旅客机、运输机等还直接与经济效益有关。由于现代飞机使用寿命期长（一般可达 60 000 小时或 20 年），因此若减轻结构重量用以增加商载，在使用寿命期内增加的经济效益将是十分可观的。

二、飞机结构设计思想的演变发展

为了使读者更好地理解上述的结构完整性 — 重量要求，有必要将飞机结构设计为保证飞行安全性而遵循的设计思想和设计准则的发展变化做一些介绍。飞机的设计思想来源于实践。通过对实践经验的总结，促使飞机设计思想不断发展，这是飞机发展史上的一大特点。就其发展过程看，大致可划分为五个阶段。

1. 静强度设计阶段

在 20 世纪 30 年代之前，首先考虑的是结构的静强度要求。在飞机的结构设计中通常采用设计载荷法，即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破坏载荷（或称极限载荷或极限承载能力）大于、等于结构的设计载荷。用公式表达如下：

$$P_d = fP_e \tag{1.1}$$

$$P_u \geqslant P_d \tag{1.2}$$

式中 P_d —— 设计载荷；

P_e —— 使用载荷；

f —— 安全系数；

P_u —— 极限载荷。

也有用元件极限应力大于、等于设计应力作设计准则的，其表达式如下：

$$[\sigma] \geqslant \sigma_d \tag{1.3}$$

式中$[\sigma]$为元件极限应力，当元件受拉时即为材料抗拉极限应力(或称材料抗拉强度σ_b)，当元件受压时为抗压临界应力；σ_d为由设计载荷引起的元件应力。

使用载荷与安全系数可由飞机强度规范查得或算得。飞机结构设计时除了必须作静强度分析外，还必须通过部件或整机的地面静强度试验以进行验证。

2. 静、动强度设计阶段

约自 1932 年开始，在“英国海空军飞机设计要求 AP－970”中已有防颤振要求。在飞机使用过程中还发现过其他气动弹性问题，如机翼发散与副翼反逆(或称副翼失效)。与以上防颤振要求合在一起，可以概括为下述表达式：

$$V_d = V_{cr} \tag{1.4}$$

$$V_{cr} = \max(f_f V_f, f_s V_s, f_a V_a) \tag{1.5}$$

式中 V_d —— 设计速度；

V_{cr} —— 气动弹性临界速度；

V_f、V_s、V_a —— 颤振速度、机翼发散速度与副翼失效速度；

f_f、f_s、f_a —— 相应的安全系数。

设计准则为最大飞行速度小于、等于上述气动弹性设计速度，也即

$$V_{max} \leqslant V_d \tag{1.6}$$

此外，结构设计还必须避免结构处于结构共振处附近，也不能出现过大结构变形以影响飞机的性能。所有上述要求，都与结构刚度有密切关系。因此也可以这么近似地说，这阶段除了考虑静强度要求外，还必须考虑刚度要求。

3. 静强度、动强度、疲劳安全寿命设计阶段

在第二次世界大战以后的 10 年中，世界各国的军用机和民用机中，出现了多起疲劳破坏事故，尤以 1954 年英国慧星式喷气旅客机的灾难性事故给人影响特深。此后，飞机结构设计除静强度、动强度要求外，又特别强调了安全寿命问题，其设计准则是

$$N_e \leqslant N_{sa} = N_{ex}/n_f \tag{1.7}$$

式中 N_{sa} —— 安全寿命；

N_e —— 使用寿命；

N_{ex} —— 试验寿命；

n_f —— 分散系数。

分散系数n_f一般取 4。设计时依靠控制应力水平，减少应力集中，以及改善细节设计以保证大体有足够的寿命；最后通过结构全尺寸疲劳试验进行验证。这一准则，美国空军飞机沿用

到70年代初期；英、法、德、荷兰等国仍在不同程度地沿用着；我国现在仍基本采用。

从50年代起至今的40余年来，飞机的使用寿命显著提高，歼击机由1 500小时提高到5 000～8 000小时，运输机由2 000小时提高到30 000～60 000小时。这样，保证飞机寿命期内的安全问题就更为重要了。

4. 静强度、动强度、经济寿命与损伤容限设计阶段

从60年代末期起的几年当中，原按疲劳安全寿命设计的多种美国空军飞机出现了某些断裂事故，见表1.1。

表1.1　断裂事故对照表

年　份	飞　机	破　坏　情　况	疲劳试验验证小时	使用到破坏小时数
1969	F-111	机翼枢轴接头板断裂	＞40 000	～100
1970	F-5A	机翼中部切面断裂	～16 000	～1 000
1972	KC-135	机翼蒙皮壁板断裂	—	—
1973	F-4	机翼、机身接合处的机翼下耳片断裂	＞11 800	1 200

由表列事实看出，按安全寿命设计并不能确保飞机的安全，因为它没有考虑到结构中初始裂纹的存在，没有考虑到裂纹扩展速度及临界裂纹长度的概念。因此美国空军于1971年的军用规范中，在安全寿命概念基础上，作为过渡性措施增加了初级的损伤容限要求——破损安全设计和试验的新要求。1974～1975年，美国陆续颁布了下述规范与标准：MIL-A-83444(军用规范，飞机损伤容限要求)是第一部飞机损伤容限设计规范，规定了损伤剩余强度与损伤增长限制要求，并与可检性、检测手段、检测周期密切相联；MIL-A-8866B则放弃了安全寿命概念，由基于耐久性设计的经济寿命所取代。

损伤容限设计概念承认结构在使用前就带有初始缺陷，但必须把这些缺陷或损伤在规定的未修使用期内的增长控制在一定的范围内，在此期间，受损结构应满足规定的剩余强度要求，以保证飞机结构的安全性和可靠性。它有两种结构类型，一为破损安全结构类型，另一为缓慢裂纹扩展结构类型，它们的设计准则可用下面公式表示：

(1) 破损安全结构

$$\eta_{fa} \geqslant \eta_e = \eta_d / f \qquad (f = 1.5) \tag{1.8}$$

式中，η 为剩余强度系数，脚注 fa 为破损安全。

$$N_{ez,fa}/4 \geqslant H \tag{1.9}$$

式中，H 为检查间隔期限。

所谓破损安全即指有某个结构元件破损后，其残余结构尚能承受一定的载荷，并在下一次检查前不会出现结构破坏，检查出此破损后，当然应加以维修甚至更换。

(2) 安全裂纹扩展结构

$$N_{a0 \to a,cr} \geqslant N_e \tag{1.10}$$

式中脚注 $a0$ 代表初始裂纹长度；a,cr 即 a_{cr}，代表临界裂纹长度。

安全裂纹扩展结构通常适用于不可检测处的结构，此时要求在整个使用寿命期内，裂纹要缓慢发展，以使其不会达到临界裂纹长度。

最后通过损伤容限试验加以验证。

耐久性设计则用经济寿命 N_{ec} 取代按疲劳设计的安全寿命。其设计准则为：

$$N_{ec} = N_e = N_{ex,en}/n \tag{1.11}$$

式中，脚注 ec 代表经济、en 代表耐久性；n 为分散系数，取 2。此时结构须通过耐久性试验和损伤容限试验验证。所谓经济寿命是指出现某种损伤使进行修复反而是不经济的时限。MIL－A－8867B(飞机强度与刚度，地面试验)，用耐久性试验和损伤容限试验取代疲劳试验，分散系数由 4 降到 2。MIL－STD－1530A(美国军用标准，飞机结构完整性大纲)，去掉了疲劳分析和疲劳试验，突出了损伤容限分析和耐久性分析，明确规定了损伤容限试验和耐久性试验。

我国在新机设计时同样也经历了以上演变，目前在结构设计中也遵循以上各原则，并制定了相应的规范性文件。包括经过几次修改于 1985 年制定的《军用飞机强度和刚度规范》以及《军用飞机强度和刚度规范　可靠性要求和疲劳》，《军用飞机强度和刚度规范　地面试验》；1989 年又制定了《军用飞机结构完整性大纲　飞机要求》，《军用飞机损伤容限要求》；并于 1994 年出版了《军用飞机疲劳·损伤容限·耐久性设计手册》。民机设计也制定了适合各种类型飞机适航标准的《中国民用航空条例》第 25 部、23 部等。在上述《军用飞机疲劳、损伤容限、耐久性设计手册》中提出新机设计可有两种典型配套方案——疲劳／损伤容限设计；耐久性／损伤容限设计。对不同型号，经与订货方商定所采用的方案，并由订货方批准后实施。

5. 结构可靠性设计试用阶段

结构可靠性设计现属于试用阶段，它是以随机设计变量代替原定值设计变量，运用可靠性原理把以上所讲的各种定值量设计准则变换成随机变量设计准则，即

$$R_{s,st} \geqslant R^*_{s,st} \tag{1.12a}$$

$$R_{s,k} \geqslant R^*_{s,k} \tag{1.12b}$$

$$R_{s,t} \geqslant R^*_{s,t} \tag{1.12c}$$

$$R_{s,ec} \geqslant R^*_{s,ec} \tag{1.12d}$$

式中，R_s 代表结构体系(可以指大组件、部件、全机)可靠度，脚注 st,k,t,ec 分别代表对应于静强度、动强度、损伤容限与经济寿命情况，上角标 $*$ 代表对应的可靠性要求值(或称可靠性指标)。可用可靠性理论把各种可靠性综合在一起，此时可用下述一个式子概括公式(1.12)的四个式即

$$R_s \geqslant R^*_s \tag{1.13}$$

目前一般按静强度、动强度、损伤容限／耐久性(或疲劳／损伤容限设计)准则设计后，进行可靠性分析和评估。

1.4　飞机结构设计的内容与设计方法

一、结构与结构设计的含意

“结构”是一个工程上常用的术语，但它的含意有时却有所不同。我们这里所指，也是其常用的含意：一个“结构”，它通常可由几个到几千个零件结合在一起构成，相互之间没有相对运动，同时能承受指定的外载，满足一定的强度、刚度、寿命、可靠性等要求，这种结构往往是指受力结构。只用以维持外形或仅供装饰用的元件，不包括在结构内。譬如低速飞机上的机翼蒙布，尽管也受局部气动力，由于它不参与机翼的整体受力，故不看作为结构元件；旅客舱内的装饰

板、飞机表面上(如机翼根部)的整流包皮等也不能看作为结构元件。

一架飞机的整个结构,通常包含机翼、尾翼、机身、发动机短舱、起落架、操纵系统(指机械操纵系统部分)及其他系统的受力结构等部件结构或组件结构。

机翼、机身这样的大结构,通常称为部件结构。机翼、机身又可沿翼展方向或机身纵向分成几个大段,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。零件则为不需装配的基本单位。构件由很少几个零件装配而成。当零件与构件(常统称为零构件)在飞机结构中作为有一定功用的基本单元时常称为元件,如翼肋、梁、框等,它可以是一个构件,也可以是零件。图 1.3 为 L-1011 旅客机的结构分解图。图中还示出了设计分离面(可拆卸的使用分离面)和工艺分离面。

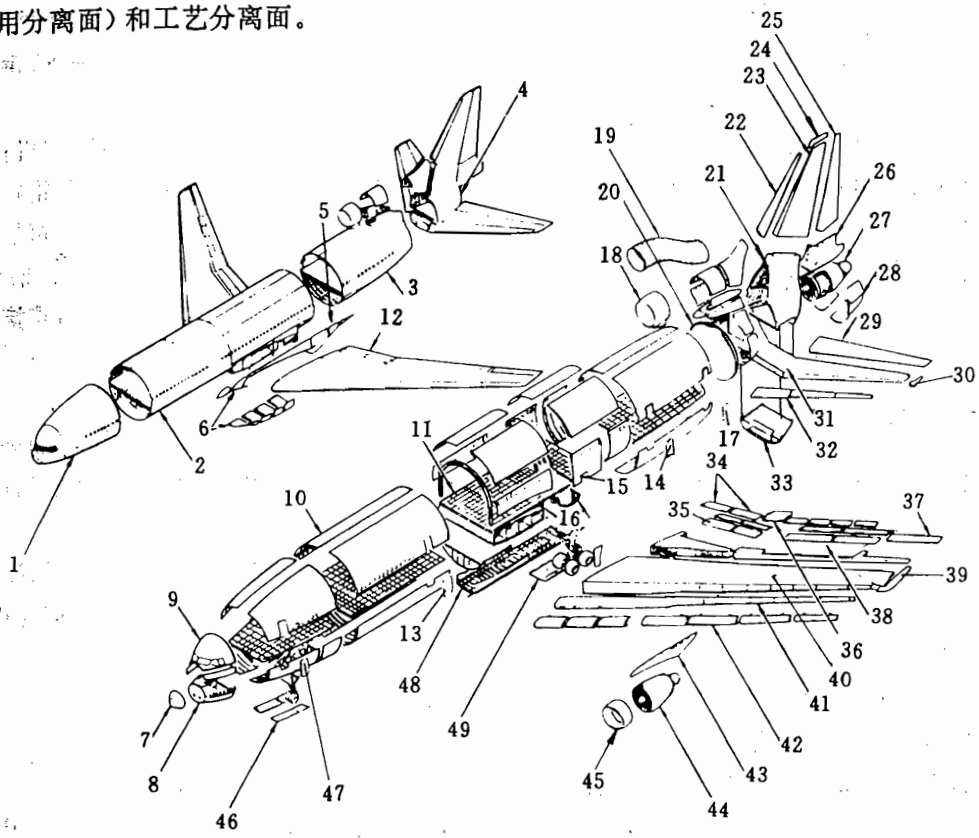


图 1.3 L-1011 旅客机结构分解图

1—前机身 2—中机身 3—后机身 4—尾段 5—整流罩 6—整流罩 7—雷达天线罩
8—乘员舱下部组件 9—乘员舱上部组件 10—机身壁板 11—断面 12—机翼
13—客舱舱门(2) 14—客舱舱门(3) 15—中货舱舱门(2) 16—机翼中央翼盒
17—应急出口舱门(5) 18—发动机进气口 19—S型进气道 20—气密框
21—机身尾段结构 22—垂直安定面前缘 23—垂直安定面翼盒
24—垂直安定面翼尖 25—方向舵 26—中发动机(即2号发动机)支持结构
27—2号发动机 28—2号发动机整流罩 29—升降舵 30—水平安定面翼尖
31—水平安定面翼盒 32—水平安定面前缘 33—辅助动力装置舱门
34—机翼扰流板(6块) 35—双缝襟翼 36—内副翼 37—外副翼 38—双缝襟翼
39—机翼翼尖 40—机翼受力翼盒 41—机翼前缘 42—前缘缝翼(7块)
43—1号发动机吊架 44—1号发动机 45—1号发动机整流罩 46—前起落架舱门
47—客舱舱门(4) 48—机身龙骨梁组件 49—主起落架舱门

"结构设计"是指根据结构设计的原始条件，按照结构设计的基本要求，提出合理的设计方案以及进行具体的细节考虑，绘制出结构图纸，在需要时还须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。

结构设计的图纸有打样图、协调图、装配图、零件图之分。

结构打样图也就是部件或组件的结构设计草图。部件打样图须把部件的结构方案、协调关系与装配关系确定下来。在结构打样阶段，常常还须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，供生产单位生产时使用。

当采用计算机辅助设计时，一般用计算机屏幕显示图象。上述的形状协调及某些机构(如起落架收放机构)的运动路线以及与周围结构的协调检查，电器安装与电缆铺设、管路布置等都可在屏幕上进行三维空间的协调，若有问题可直接修改，大大简化了设计工作，缩短了设计周期，而且更为精确。然后根据需要，可将计算机与绘图机联通，由绘图仪绘出图纸。如果 CAD 与 CAM 一体化，则可实现无图设计，只须把各种设计尺寸、资料储存于计算机内，可直接输出这些数据进行数控加工，生产出零件。

二、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(画出零构件图纸)，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)，这些都是一个交互滚动的过程(见图 1.1)。

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) 确定所设计结构的设计准则，如要否考虑损伤容限；是取疲劳和损伤容限设计配套还是损伤容限与耐久性设计配套方案；

(4) 选定结构设计方案；

(5) 初步确定结构的内部协调与装配关系；

(6) 作一定的细节考虑，为组件打样作好准备；

(7) 进行粗略的估算，或结合经验，或参考原准机，或者根据以上的综合，初步确定部件结构的一些基本尺寸；

(8) 画出打样图；

(9) 对基本尺寸进行强度校核；若强度不够或过于富裕，则修改尺寸后再校核，再修改图纸。

三、飞机结构设计的典型方法

在20世纪50年代以前，飞机结构设计，一般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；然后粗略估算、选择结构的主要截面尺寸；再进行强度、刚度校核，以验算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时则修改设计。再估算、修改主要截面尺寸，然后再进行强度校核。一般可能重复1～2次。计算分析均以工程梁理论为基础，并对结构中受力特性不符合工程梁基本假设的结构进行修正计算。这种计算分析方法对于大展弦比直机翼与小尺寸机身等还是有一定的精确度，与试验结果基本符合。

随着飞机飞行速度的提高，三角机翼、小展弦比机翼得到广泛应用；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计算应力时的影响。由于机翼、机身外形出现了上述变化，故长期应用的工程梁理论不再适用。

60年代以后，出现了电子计算机、应力分析的有限元素法以及优化数学等，使飞机结构的定量设计工作向前发展了。

用有限元素法进行应力分析，从方法的原理上看，可以解任意复杂形状的复杂结构。计算时将整个结构离散化成子结构，又将子结构离散化成板元、杆元、梁元，形成网格。板和杆可认为分别只受剪和轴力，也可认为能受弯(离散化后的模型如图1.4所示)。这种方法可解高度静不定结构，而不像工程梁理论计算时那样，要作大量简化，一般只能解几度静不定结构。用有限元素法进行应力分析时计算工作量很大，然而由于电子计算机的出现，解题能力和解题速度大大提高，可以解几百阶到几千阶的方程，因此就有可能采用有限元素法进行应力分析和定量设计。

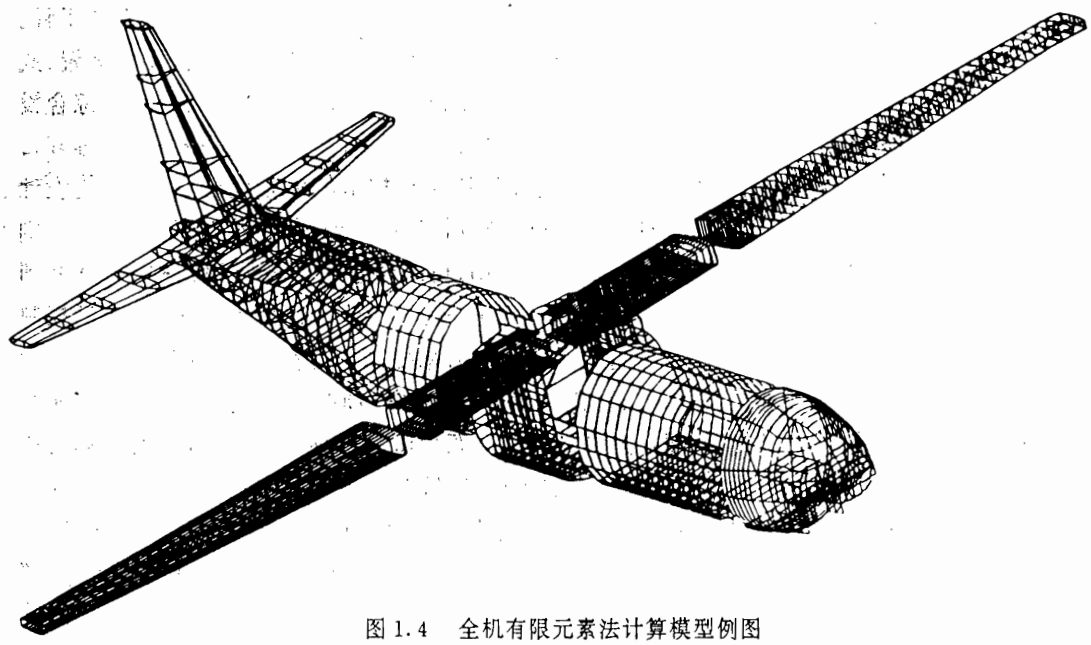


图1.4　全机有限元素法计算模型例图

由于计算能力提高，在打样设计时可选出几个方案进行定量比较。当然若结构特征符合工程计算方法适用的范围，也可应用前述的工程计算方法进行估算，或进行初步校核。用计算机

辅助 — 有限元法计算应力时，在不同的设计阶段可采用不同的简化模型。如在初步设计阶段，可用粗网格的离散化模型；在详细设计阶段或强度校核 时可用细网格的离散化模型，这样可减少计算工作量。对于选出的几种方案，分别选择截面，进行强度校核；修改截面，再强度校核。重复 2 ～ 3 次，得出这几个方案的各自最终截面。最后还要进行重量比较及综合考虑，以选定一个最终方案（包含与这个方案对应的截面）。

上述方法还有不理想的地方，因为有限元素法只能在有了截面后才可以进行计算；并且在修改截面时，对于用有限元素法得到的大量计算结果，较难找到修改规律。因此在初始截面的选取与修改上，“人为”的因素还是很大，即与设计人员本人的设计水平和经验关系很大。优化设计方法可以在一定程度上解决这个问题。在计算机上应用有限元素法，结合优化数学与优化设计的原理和准则进行结构的优化设计。结构优化设计方法通常是从某一组初始值开始，按一定的规律，逐步趋向优化解。目前优化设计方法应用于构件截面尺寸的确定（包含杆元面积、板元厚度等）比较成熟。较多的是以重量为目标函数，强度、刚度等为约束条件。但对于布局方案的优化尚不很成熟。

以上讨论的主要是静强度、刚度设计。对于新机设计，一般从选择结构方案开始，就应将损伤容限设计要求和疲劳设计（或耐久性设计）要求与强度、刚度一起作通盘考虑，并贯穿整个设计过程始终，特别是细节设计。最后应通过分析计算和试验验证。不仅要进行强度和刚度校核计算，而且应给出疲劳寿命计算和损伤容限分析（包含给出剩余强度和检查周期等）。近年来，由于对飞机高可靠性的迫切要求，还须进行结构的可靠性评估。对于这种有多项设计要求的结构，在设计中会遇到各种相互矛盾的因素，因此必须要进行综合考虑，权衡处理，以期得到一个“满意解”。与此相适应，在优化设计方法方面，近年来在多目标优化设计和模糊优化设计方面也取得了一定进展。

有一种趋势应当得到重视，即近年来飞机设计工作与过去相比，更趋向于一种系统工程。它革新了过去各个学科（如疲劳、断裂力学、振动等等）、各个专业（如结构、气动、动力装置、武器系统、操纵等）偏守一隅、各行其是的传统设计思想和设计方法，而向着不同层次的综合设计的方向发展。前面提到的结构设计准则向静强度、动强度、疲劳、损伤容限、经济寿命等多目标综合设计发展就是一个例子。随着交叉学科、边缘学科和新技术的大量涌现，飞机结构设计技术愈加表现出综合性的显著特征。这种综合性已渗透到飞机设计和结构设计的各个层次。例如可大大改善飞机性能的主动控制布局飞机，它的布局设计（包含气动外形和结构布局）受到自动控制技术的影响或控制，在设计初期就按四个要素 —— 气动、结构、动力装置、自动控制来协调和确定布局，充分发挥飞行自动控制的作用和潜力来提高飞行性能，解决某些仅从气动或结构考虑难以解决的问题。又如隐形飞机，因为隐身技术是一项跨学科的综合技术，它涉及到电磁原理、材料、能量转化、信息处理及大量高难度动态测试等多种专业，设计时必须运用系统工程方法，综合应用飞机、动力装置和电子对抗等技术，统筹协调有关专业之间的关系，谋求飞机性能的最佳化。隐身技术的成就不在于单项技术的突破，而在于多项技术的综合效果 —— 使隐身飞机的总体综合性能超过简单堆砌的局部性能之和，这也正是所谓的“系统工程”和综合设计技术的含义所在。同时这种综合设计还表现出与信息化、智能化、一体化的协同发展趋势，如自适应结构、智能结构等技术的发展。

总之，飞机设计方法是不断发展的，相信今后还将不断有新的发展，飞机结构设计技术将日益提高，达到新的水平。

第二章　飞机的外载荷

飞机在使用过程中要经历和承受各种各样的正常与非正常载荷，在不同的载荷类型中，许多又是复杂的时间历程。飞机结构除了要满足气动构形要求外，还必须能够承受这些载荷而不产生有害的永久变形，满足结构在使用期内的寿命要求，而且结构的变形也不能影响正常的安全可靠操纵及使用。本章的目的是给读者介绍现代飞机结构设计中的载荷类型、过载系数概念及其分析和计算方法，并简要介绍有关飞机设计规范中的部分内容。

2.1　飞机结构的主要载荷

飞机在飞行中外界作用的外力主要有：升力 Y、阻力 X、动力装置产生的推力 T，人员、设备、装载物以及飞机结构等的重力（即重量）G；起飞着陆及在地面运动时，地面作用在前、主起落架上的力 P_n、P_m 和摩擦力 P_f（见图 2.1）。

飞机总重 G 和惯性力 N 均与飞机本身质量 m 有关，故称之为质量力。

飞机在空中飞行时的受载情况可简化成图 2.1(a)。此时飞机既有平移运动，还可能有旋转运动，总的动平衡关系如下：

$$\sum F_x = 0, \qquad T - X = ma_x = N_x \tag{2.1}$$

$$\sum F_y = 0, \qquad Y_w - Y_t = m(g + a_y) = G + N_y \tag{2.2}$$

$$\sum M_z = 0, \qquad -Y_w c + Y_t(d + c) = I_z \alpha_z \tag{2.3}$$

式中　Y_w —— 机翼升力；

Y_t —— 尾翼升力；

a_x, a_y —— x, y 方向的加速度；

N_x, N_y —— x, y 方向的惯性力*；

I_z —— 飞机绕 z 轴的质量惯性矩；

α_z —— 飞机绕 z 轴的角加速度。

这里的坐标轴方向是按右手直角机体坐标系规定的，即原点 O 在飞机重心；纵轴 OX 平行于机身轴线，指向前；竖轴 OY 在飞机对称平面内，垂直于 OX 轴，指向上（当飞机处于正常平飞姿态时）；横轴 OZ 重直于飞机对称平面，由右手系规定（如图 2.4）。

在把飞机简化成一个质点研究飞机运动规律时，可将飞机的各种外载移至重心处（即坐标原点）进行分析，至于角加速度的影响，将在后面加以讨论。

例如，飞机作水平直线等速飞行时的外载情况可简化为图 2.2 所示情形。

此时，
$$Y = G, \qquad T = X \tag{2.4}$$

---

* 惯性力并不作用于飞机上，仅是动平衡关系的一种形式表达，故在本章图中，惯性力一律用括号表示，以示区别，读者务必注意。

飞机在这种飞行情况下，所受载荷处于静平衡状态，因此飞机无任何方向的加速度。人坐在飞机里，如不看窗外景物的相对运动，就感觉不出在飞行。这种情况的外载特点是：作用在飞机上的升力等于飞机的重力（$\frac{Y}{G}=1$），推力等于阻力（$T=X$）飞机上的各种装载、设备作用在它们连接接头处的力与飞机静止时的情况相同。

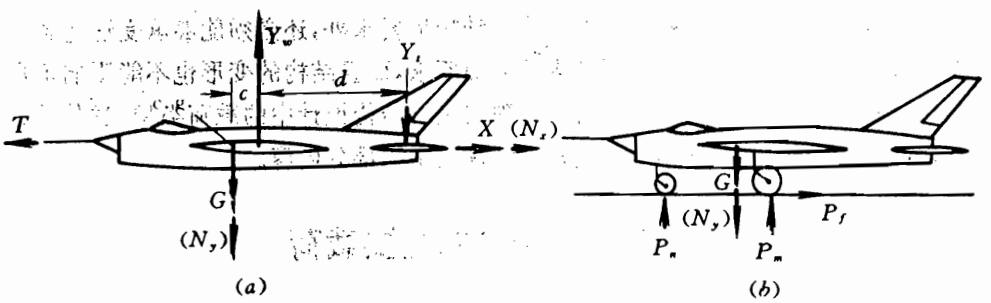


图 2.1　飞机的基本载荷

(a) 空中飞行情况　(b) 地面运动情况

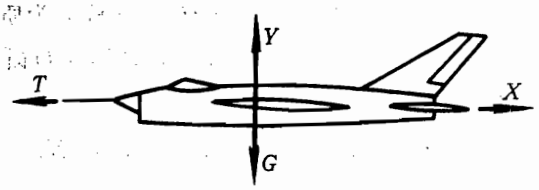


图 2.2　平直飞行时的受载情况

2.2　典型飞行姿态和过载系数

一、俯冲后拉起姿态

这是一种常见的在垂直平面内作曲线机动飞行的情况（图 2.3）。此时，作用在飞机上的外载荷有 Y、T、X、G，此外由于有曲线运动的向心加速度作用，产生了质量惯性力。

设飞机的速度为 V，航迹的曲率半径为 r，则法向（y 向）加速度为：

$$a_y=\frac{V^2}{r}$$

而离心惯性力即：

$$N_y=-ma_y=-\frac{G}{g}\frac{V^2}{r} \tag{2.5}$$

将这些力投影到机体的 y 坐标方向，得到动平衡方程式为：

$$Y=G\cos\theta+N_y=G\cos\theta+\frac{G}{g}\frac{V^2}{r}$$

于是，

$$\frac{Y}{G}=\cos\theta+\frac{V^2}{gr} \tag{2.6}$$

由此可见，$Y/G\neq 1$，飞机所需的升力不等于重力，而是等于重力乘以一个系数，这个系数就是该升力与重力之比(它与飞机的飞行状态参数有关)，称之为过载系数(或称载荷系数，亦可简称过载)。机体 Y 轴方向的过载系数用符号 n_y 表示，即

$$n_y=\frac{Y}{G}=\cos\theta+\frac{V^2}{gr} \tag{2.7}$$

当飞机在弧形航迹的最低点时，即 $\theta=0$，其过载系数为最大值：

$$n_{y\max}=\frac{Y}{G}=1+\frac{V^2}{gr} \tag{2.8}$$

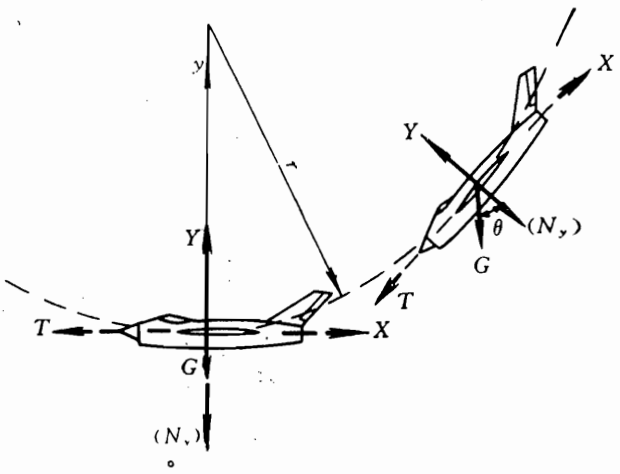


图 2.3　俯冲后拉起时的受载动平衡情况

例 2.1　如图 2.3 所示，飞机俯冲后沿圆弧线拉起。求：(1) 当已知 $V=1\ 000$ km/h，$r=1\ 000$ m，$\theta=45°$、30°、0° 时的 n_y 各为多少？(2) 若限制 $n_{y\max}\leqslant 8$，在同样的拉起速度下，允许的拉起圆弧半径 r 为多大？

解　(1) 由式(2.7)得：

$$n_y=\cos\theta+\frac{V^2}{gr}=\cos\theta+7.87$$

$$\theta=45°,\quad \cos\theta=0.707,\quad n_y=8.577$$

$$\theta=30°,\quad \cos\theta=0.866,\quad n_y=8.736$$

$$\theta=0°,\quad \cos\theta=1,\quad n_y=8.87=n_{y\max}$$

(2) 由式(2.8)得：

$$1+\frac{V^2}{gr}\leqslant 8$$

于是，

$$r\geqslant\frac{V^2}{7g}=1\ 123.64\ \text{m}$$

二、过载系数的概念

1. 过载系数的定义

从俯冲后拉起飞行姿态的简单情况，我们可以给过载系数一个恰当的定义，即：除重力外，作用在飞机某方向上的所有外力(注意：不包括惯性力)的合力与当时飞机重量的比值，称为该方向上的过载系数。由上面定义可以看出，过载系数是一个矢量，用符号 $\boldsymbol{n}$ 表示。它在机体坐标轴下三个主轴方向的分量为 n_x、n_y、n_z(图 2.4)。除重力以外的总外力在 y 方向上的分量(可近似认为就是升力 Y)与飞机重量 G 之比就是 y 向的过载系数 n_y，它可能为正，也可能为负。这取决于该方向的外力情况。当升力 Y 与坐标轴正方向一致时取正，反之取负。

例如，在平直飞行情况下，$n_y=1$。若飞机作等速 平直倒飞，则 $n_y=-1$(因此时升力方向

与 y 轴的正方向相反)。又如在俯冲拉起情况下,以大速度小半径猛烈拉起,将会产生很大的正 n_y,在急剧跃升并进入俯冲时,则又将会产生绝对值相当大的负 n_y(请参见图 2.6 的飞行姿态)。

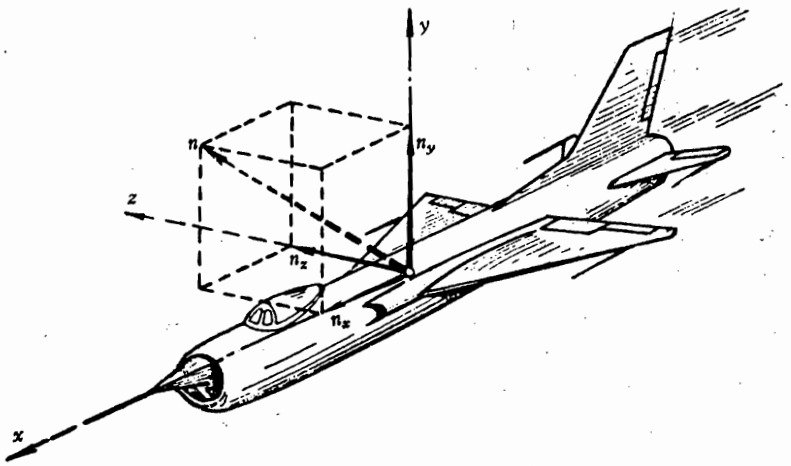


图 2.4　过载系数在机体坐标系下的分量

2. 过载系数的物理意义

过载系数表示了实际作用于飞机重心处(坐标原点)的外力与飞机重力的关系。是用比值的概念来表示,为一相对值。就 Y 方向而言,飞机 y 向的外力 Y(就是实际的升力)是重量 G(也即是平直飞行时的升力)的多少倍,这个倍数就是 n_y,即

$$\frac{Y}{G} = n_y \tag{2.9}$$

另一方面,过载系数又表示了飞机质量力与重力的比率。就 y 方向来说,实际 y 向的质量力($G\cos\theta + N_y$)是 G(即平飞时的质量力)的多少倍,这个倍数即为 n_y,即

$$\frac{G\cos\theta + N_y}{G} = n_y$$

须注意的是,在动平衡体系中,飞机的总质量力与外力是大小相等、方向相反的平衡力系。因此,也可用质量力来计算过载系数,但如以质量力来决定过载的方向,就应该是与飞机坐标轴正方向相反的为正,反之为负。

飞机的质量力当然应是飞机各部分质量力之和。出现过载后,总的质量力增大为:

$$\boldsymbol{n}G = \boldsymbol{n}(G_1 + G_2 + \cdots\cdots + G_n) \tag{2.10}$$

这样,飞机里重量为 G_i 的装载或设备,作用在结构上的质量力(图 2.5)则应为

$$\boldsymbol{P}_i = \boldsymbol{n}G_i \quad (i = 1,2,3,\cdots,n) \tag{2.11}$$

若讨论 y 向质量力,则应为

$$P_{iy} = n_y G_i \tag{2.12}$$

当然,在飞机的 x 方向上,也会出现与切线加速度相关的惯性力 N_x,即

$$a_x = \frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t}, \quad N_x = -ma_x = -\frac{G}{g}\frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t} \tag{2.13}$$

按照定义,在俯冲、拉起等各种飞行情况下,x 方向的过载系数应为 x 方向除去重力外的

外力(沿 x 方向分量)与重力之比(或 x 方向的质量力与重力之比),即

$$n_x = (T - X)/G$$

$$n_x = \frac{N_x - G\sin\theta}{G} = \frac{1}{g}\frac{dV}{dt} - \sin\theta \tag{2.14}$$

由于 a_x 一般相当小(式(2.13)对应俯冲、拉起飞行中又有加力的情况),而飞机结构在 x 方向的强度、刚度一般也较好,故除特殊情况(如着陆刹车、前方撞击等)外,n_x 常不予考虑。平直等速飞行时,$T = X$,$n_x = 0$。另外,z 向的过载一般也较小,因而我们重点讨论 y 向过载。

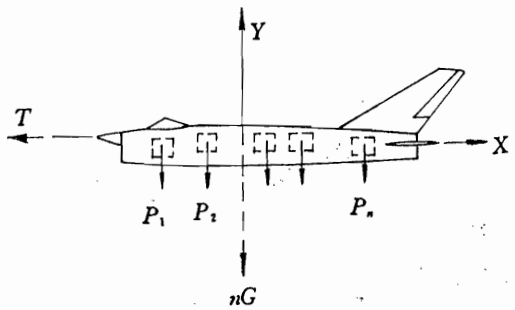


图 2.5 装载、设备的质量力情况

3. 过载系数的实用意义

由上述分析可以看出,飞机的过载系数是飞机设计时重要的原始参数之一,它有两方面的实际意义:① 如果我们知道了飞机的重心过载系数,那么结合对应过载系数的其他飞行参数(如高度、重量、速度、气动力分布等)就能求得飞机结构各部分所受的实际载荷大小,以及它的作用方向,这就便于我们对飞机结构的强度、刚度等指标进行设计校验;② 因为过载系数也是各种飞行姿态受载情况与平直飞行情况相比较下的相对值,因而通过过载系数可以了解到飞机的机动性能,因此,过载系数又是飞机机动性的重要指标。设计时,如能正确选取过载系数的极限值,则既能使飞机满足战术技术要求,又能使飞机满足结构的重量要求。

过载系数可用过载表(图 2.6)等仪器测定。在平直飞行时,无加速度则过载系数 $n_y = 1$,此时,过载表内的弹簧与重块的重力平衡,表的指针静止地指着"1"。当机动飞行出现加速度 a_y 时,表内弹簧由于重块本身质量力增大而伸长,并带动指针指出 n_y 的大小。当过载为负时,重块的质量力反向,弹簧受压缩短,带动指针反向转动指出负过载值。重块浸于油液中以增加阻尼,减小振动,使指针稳定。

如须测飞机某处的过载,就将过载表装在该处,如要测全机的过载,就将表装在飞机的重心处,还可用自动记录装置把整个飞行运动过程的过载情况记录下来,绘成曲线,以作为飞机设计、研究、改进的依据。

三、其他飞行姿态的过载计算

1. 进入俯冲情况(图 2.7)

飞机在此情况下:

$$Y = G\cos\theta - \frac{G}{g}\frac{V^2}{r} \tag{2.15}$$

$$n_y = \frac{Y}{G} = \cos\theta - \frac{V^2}{gr} \tag{2.16}$$

视 V 与 r 的不同情况,n_y 可能为正,也可能为负,还可能为零。

例 2.2 如图 2.7 所示,飞机进行俯冲,已知此时 $\theta = 45°$,$r = 1\,000$ m,测得飞机的 $n_y = 0$,求此时飞机的飞行速度。

解　$n_y = \cos\theta - \dfrac{V^2}{gr} = \cos 45° - \dfrac{V^2}{9.81 \times 1\,000}$

得　$V = 83.28\ \text{m/s} = 299.81\ \text{km/h}$

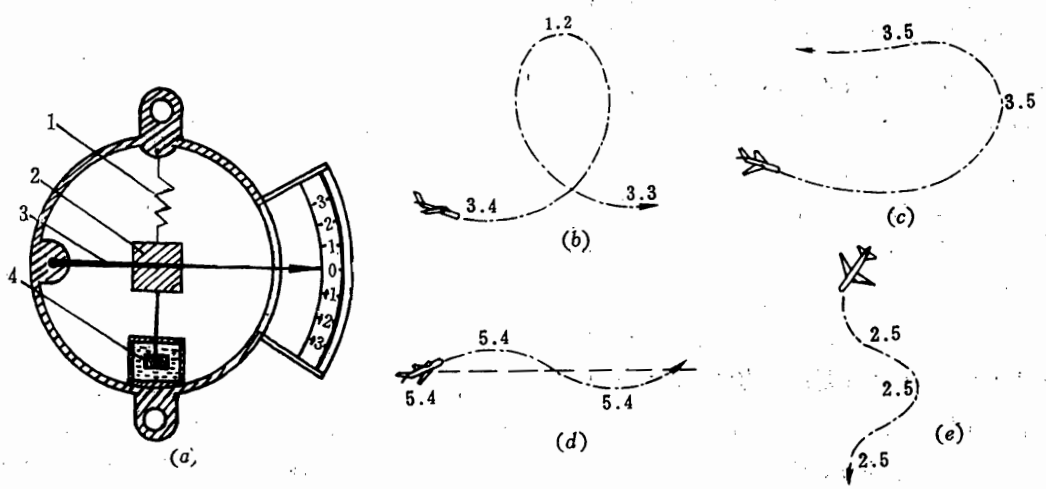


图 2.6　过载表及过载曲线

(a) 过载表：1— 弹簧　2— 重块　3— 指针　4— 阻尼器

(b) 筋斗情况　(c) 上升转弯情况　(d) 横滚情况　(e) 螺旋情况

2. 重直俯冲情况(图 2.8)

飞机在此情况下：

$$Y = 0, \qquad n_y = 0 \tag{2.17}$$

但须注意，此时可能有 x 方向的过载：

$$n_x = \frac{T - X}{G} = \frac{N_x - G}{G} \tag{2.18}$$

若飞机在发动机推力为零的状态下进行垂直俯冲，并略去空气阻力($X = 0$)，此时，$n_x = 0$，即飞机在垂直向下的 X 方向上的重力与惯性力大小相等、方向相反，机内各装载物均没有垂直方向(x 方向)的力作用于结构上，这意味着自由坠落失重的情况。

3. 等速水平盘旋情况(图 2.9)

这是飞机机动性能的主要指标之一，此时

$$Y_1 = G, \quad Y = \frac{G}{\cos\beta}, \quad n_y = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos\beta} \tag{2.19}$$

盘旋倾斜角 β 越大，n_y 越大。当大坡度盘旋 $\beta = 75° \sim 80°$ 时，$n_y = 4 \sim 6$。

在水平方向上，向心力 Y_2 与离心惯性力 N_h 平衡，当 $\beta = 75° \sim 80°$ 时，$n_h = 3.7 \sim 5.7$

当飞行速度增大时，如仍须作小半径盘旋，则须要采用大迎角飞行以产生大的升力，同时须要增大推力以克服升力增大所引起的阻力增大，还需要大的倾斜角，以产生作此盘旋所需的升力的水平分量(向心力)。很明显，此时将产生相当大的过载。

4. 垂直突风情况(图 2.10)

垂直突风是各种方向突风中最严重的情况。此时机翼上的升力增量为：

$$\Delta Y = K\Delta C_y Sq \quad (\text{运动坐标系}) \tag{2.20}$$

因为

$$\Delta C_y = C_y^{\alpha}\Delta\alpha, \qquad \Delta\alpha = \frac{u}{V_0}, \quad q = \frac{1}{2}\rho_H V_0$$

故

$$\Delta Y = KC_y^{\alpha}\frac{u}{V_0}S\,\frac{1}{2}\rho_H V_0 = KC_y^{\alpha}\frac{\rho_H u V_0}{2}S \tag{2.21}$$

于是

$$n_y = \frac{Y_0 \pm \Delta Y}{G} = 1 \pm KC_y^{\alpha}\frac{\rho_H u V_0}{2p} \quad (\text{运动坐标系}) \tag{2.22}$$

式中 ΔC_y —— 升力系数增量；

$\Delta\alpha$ —— 迎角增量；

V_0 —— 飞机原平飞速度；

Y_0 —— 飞机原平飞升力；

u —— 垂直突风速度；

C_y^{α} —— 升力线斜率；

ρ_H —— 飞行高度 H 上的空气密度；

$p = \dfrac{G}{S}$ —— 翼载荷；

K —— 垂直突风衰减系数，当垂直突风来得愈突然(扰动气流影响区 L 愈小)，V_0 越大，K 值就愈接近于“1”。

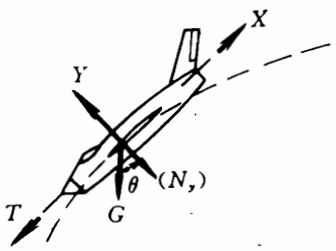


图 2.7 进入俯冲情况

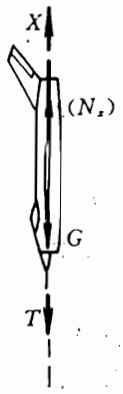


图 2.8 垂直俯冲情况

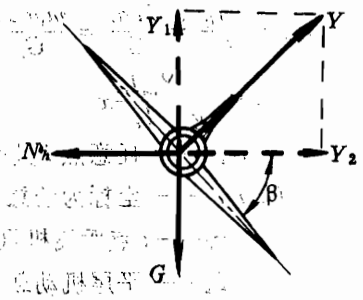


图 2.9 等速水平盘旋情况

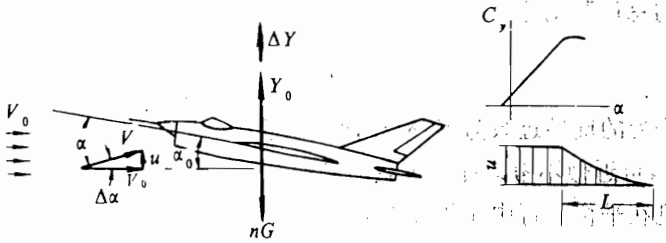


图 2.10 垂直突风情况(运动坐标系描述)

在暴风雨中飞行时，u 可达 40 m/s，将产生较大的过载。此外，突风载荷还会引起飞机的动态波动，即附加振动过载；特别当周期性突风作用时，还将引起飞机的波动载荷疲劳。还应注

意，突风未必都垂直于飞机的平飞速度，对于不垂直作用的突风，平行于飞行速度的突风分量 u_x 将与速度 V_0 叠加，即式(2.22)中用 $u=u_y, V_0=V_0+u_x$ 代换即可。

四、考虑飞机转动时的过载(图 2.11)

飞机在空中飞行时通常既有平移运动，又有旋转运动。在直线飞行时，平尾上只产生平衡载荷，此时整个飞机无旋转，前面讨论的就是这种情况。当平尾产生使飞机作机动的载荷时，此载荷将产生使飞机绕重心旋转的力矩，并与旋转而产生的惯性力矩相平衡。这个机动载荷又会使飞机产生 y 向加速度，因此，在机动飞行时，飞机的 y 向平移过载为

$$n_{yt}=\frac{Y}{G}=\frac{Y_w}{G}\pm\frac{Y_{te}}{G}\pm\frac{y_{tm}}{G} \tag{2.23}$$

式中 Y_w —— 机翼升力；

Y_{te} —— 平尾的平衡载荷；

Y_{tm} —— 平尾的机动载荷。

这种过载在飞机各处均相同。

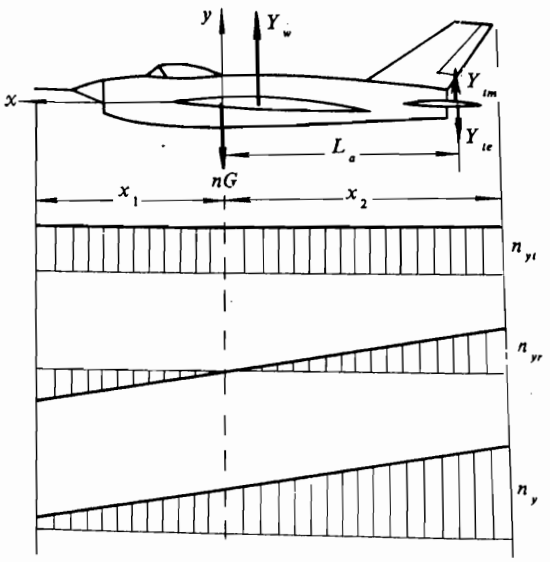


图 2.11 考虑飞机转动时的过载情况

飞机绕重心旋转的过载则为

$$n_{yr}=\frac{N_{iy}}{G_i}=\frac{m_i a_i}{G_i}=\frac{m_i\alpha_z x_i}{G_i}$$

$$=-\frac{1}{g}\frac{Y_{tm}L_a}{I_z}x_i \tag{2.24}$$

式中 N_{iy} —— 任意点 i 处因飞机旋转而产生的 y 向惯性力；

G_i、m_i —— 坐标为任意 x_i 处的重力和质量；

x_i —— i 点距飞机重心的距离(有正、负，以重心为坐标原点来计算)；

L_a —— 平尾机动载荷合力作用点到飞机重心的距离。

可以看出，n_{yr} 随飞机各处 x_i 的不同而不同，在重心处为零，沿两端线性变化到最大值。还必须注意，由于力矩有一定的方向，x_i 有正有负，因而旋转惯性力及其附加的旋转过载也有正有负、应正确判明。

飞机任何处的总过载则应为

$$n_y=n_{yt}+n_{yr} \tag{2.25}$$

由于飞机重心处的旋转过载为零，故在计算靠近重心处物体(如机翼结构及其上的装载设备等)的质量力时，可近似不考虑旋转过载的影响。

例 2.3 飞机在平衡飞行中作跃升机动。已知 $x_1=4\ \mathrm{m}$，$x_2=-6\ \mathrm{m}$，$\alpha_z=3\ \mathrm{rad/s^2}$，$L_a=5\ \mathrm{m}$，$I_z=10\ 000\ \mathrm{N\cdot m\cdot s^2}$，求 n_{yr} 及 Y_{tm}。

解 $$n_{yr}=\frac{m_i\alpha_z x_i}{G_i}=\frac{1}{g}\alpha_z x_i=\frac{3}{9.81}x_i=0.306x_i$$

$$n_{yr1}=0.306\times 4=1.224,$$

$$n_{yr2}=0.306\times(-6)=-1.836$$

又因
$$-\frac{Y_{tm}L_a}{I_z}=\alpha_z$$

故得
$$Y_{tm}=-\frac{I_z\alpha_z}{L_a}=-\frac{10\,000\times 3}{5}=-6\,000\ \mathrm{N}$$

还必须注意，对于飞机上较长的装载物，如发动机、油箱、导弹等，则不能简单地把它当作一个质点来考虑，这样会带来较大的误差。此时，它绕飞机重心的质量惯性矩应按下式计算，即

$$I_{zG_i}=\frac{G_i}{g}x_i^2+I_{z_0G_i} \tag{2.26}$$

$I_{z_0G_i}$ 是某个长装载物绕其自身重心转动的质量惯性矩。因此，在它本身的重心处将会出现一个集中的惯性力矩 $\Delta M_{z_0G_i}$，在计算支持结构的内力时应当计入，即

$$\Delta M_{z_0G_i}=I_{z_0G_i}\alpha_z \tag{2.27}$$

五、着陆时的过载(图 2.12)

飞机降落着地时，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，产生了着陆撞击，引起了着陆过载。

着陆过载的定义是起落架的实际着陆载荷 P_{lg} 与飞机停放地面时起落架的停机载荷 P_{olg} 之比，即

$$n_y=\frac{P_{lg}}{P_{olg}}=\frac{G+N_y-Y_l}{G} \tag{2.28}$$

式中 N_y —— 着陆时飞机的 y 向惯性力；

Y_l —— 着陆时飞机的升力。

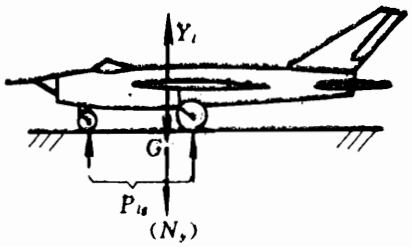


图 2.12 着陆时的载荷

一般起落架着陆时最大的过载 n_y 可达 3～4。飞机在地面运动情况多种多样，因而不但有 n_y，也还会出现 n_x(如前方撞击、刹车等) 以及 n_z(如侧滑着陆等)。

六、飞机设计时最大过载值的选取

飞机过载值的大小与飞机的飞行战术、技术性能和飞机结构的受力、设备的正常工作以及人员的生理机能等均有很大关系。最大过载值选得越大，飞机作机动的能力就愈强，可急剧俯冲拉起，急跃升，大坡度盘旋，以实施突击或快速有效地二次攻击。但是过载值大了结构受力大，必然要增加飞机的结构重量以及设备重量(如要产生一定数值的过载，必须有相当大的剩余推力，动力装置因此而增加重量)，各种设备也要在很大的惯性力下工作，对设备的要求也要提高，这又可能影响了飞机的其他性能；过载值小则机动性差，但结构重量轻，飞机的其他性能却有可能提高了。因此，在飞机设计时必须恰当地处理这些矛盾。一般由设计者和订货方按照实际需要选用。

确定过载值的另一个因素是驾驶员生理上的抗负荷能力。人是有质量的，过载使人的各部分重量好像起了变化，重了、轻了、甚至失重。各内脏器官、血液等会相对于人体下压或上涌，形成生理病态。试验表明，人体承受过载的大小不仅与时间长短有关，而且还与过载方向有密切的关系。人忍受正过载的能力较大，但能承受的负过载就小得多(如图 2.13 所示)。

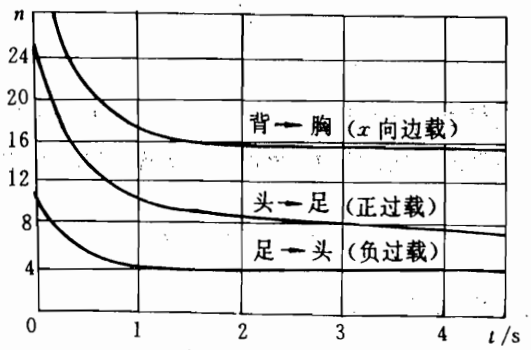


图 2.13　人员所能承受的过载值

为了提高机上人员承受过载的能力，出现了抗过载服与高过载座舱。抗过载服(图 2.14)的工作原理是这样的，当出现大过载时，由发动机引来的压缩气体通过气滤和调压器进入抗过载服，并鼓起气囊，紧压驾驶员的腹部和腿部，阻止血液远离心脏而向下半身惯性流动，以减缓大的正过载时生理病态的发生。高过载座舱(图 2.15)主要是驾驶员座椅可根据飞行过载的大小而自动倾斜不同的角度，以提高驾驶员承受过载的能力。当然这种座舱内部的布置，操纵系统的安排等也必须与一般的不同，应根据驾驶员的姿态和变化情况合理布局。

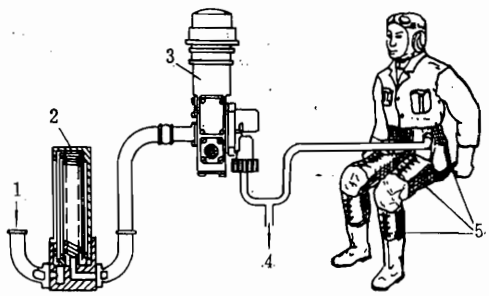


图 2.14　抗过载服系统

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

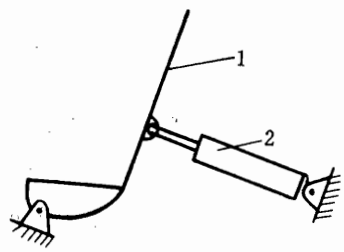


图 2.15　高过载座舱内的座椅

1— 可倾斜座椅　2— 后撑弹簧筒

在设计飞机时，过载值的大小应根据飞机的类型、用途来适当确定，不是愈大愈好。在设计规范中，对不同类型的飞机所应选取的过载值都有明确规定。规范中一般给定重心处过载的数据手册，可供选用。但近年来，规范越来越倾向于指导性，由设计方和订货方灵活选择。

2.3　复杂载荷情况

飞机在执行飞行任务过程中还会受到其他各种各样的载荷，均须在设计中予以考虑。

一、疲劳载荷

飞机是一种长期使用的结构体系，根据飞机的类型不同，使用期从几千小时到几万小时。因此，飞机受到的载荷是多次重复的，这样就形成了疲劳载荷。前面所讲述到的各种过载仅仅用来确定飞机结构的静态极限强度和刚度。在满足静强度、刚度条件下，飞机要反复承受各种

机动载荷和着陆时的撞击载荷，这些反复载荷也会引起飞机结构的疲劳破坏，而且更具有危险性。

飞机结构所遇到的疲劳载荷是多种多样的，如在飞行中可能会多次遇到垂直突风(图2.16)；又如作用在尾翼上的机翼尾流，由于存在着周期性的旋涡，形成周期性的载荷；还有动力装置传来的周期性振动，机关炮多次击发时的重复冲击，副翼，舵面等受到的反复载荷，起落架在多次起飞着陆时受到的冲击、振动载荷，座舱的重复增压等等。

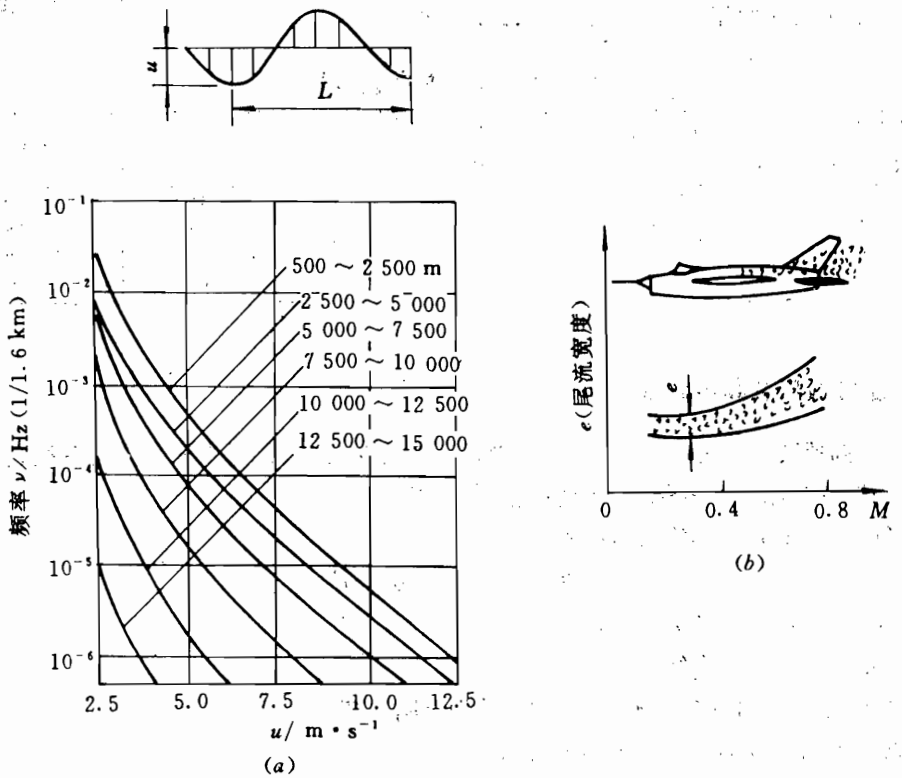


图 2.16 飞机的一些疲劳载荷

(a) 各种飞行高度下垂直突风情况 (b) 尾流情况

疲劳载荷引起的破坏是一个长期的积累过程，由局部的疲劳损伤逐渐发展成裂纹(图2.17(a))，当裂纹扩展到某一临界值时，会快速扩展，导致结构的突然断裂破坏。图2.17(b)还给出了材料的破坏应力幅 S_a 与破坏时的循环次数 N 的关系(见第四章的详细介绍)。

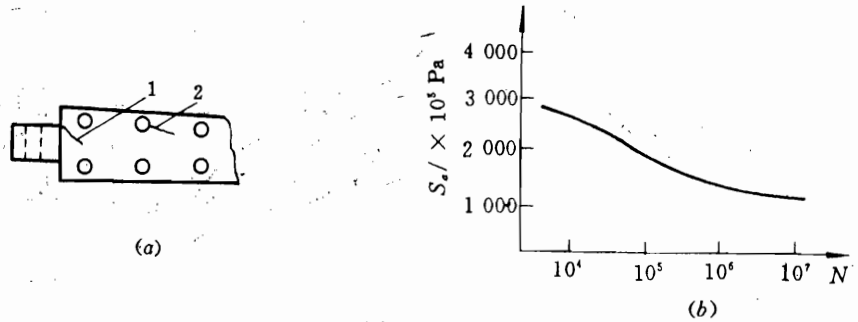


图 2.17

(a) 翼梁缘条上的疲劳裂纹 1— 角边裂纹 2— 孔边裂纹 (b) 某种铝合金材料的 $S_a \sim N$ 曲线

疲劳载荷还将引起设备工作不正常，并导致破坏，使机上人员感到难受。因此必须研究结构减振、隔振、抗疲劳及破损安全的措施。在设计中，一般采用安全寿命设计、损伤容限设计和耐久性设计的设计原则（包括合理选择材料和结构形式及细节设计等），进行疲劳、断裂的安全寿命、剩余强度、剩余寿命的计算，并进行结构零、构件和全机的疲劳试验及损伤容限试验。表 2.1 和图 2.18 给出了某飞机使用时的载荷谱和试验谱概况。



图 2.18　某飞机试验载荷谱

表 2.1　某飞机使用载荷谱

垂直突风 次　数	机动载荷 次　数	地空循环 次　数	n_y	总计次数
365	13	0	1 ± 0.486	378
66	4	8	1 ± 0.648	78
13	2	2	1 ± 0.809	17
3	0	0	1 ± 0.972	3

二、温度效应及其热载荷

当飞机高速飞行（一般 $M > 2$）时，应考虑气动加热影响。此时由于气流与飞机表面剧烈摩擦，产生高温并传给飞机各部分，因而产生了热载荷。

设飞机表面上驻点的绝对温度为 $T(K)$，则

$$T = T_H(1 + 0.2M^2) \tag{2.29}$$

式中　T_H —— 飞行高度 H 上的大气绝对温度（K）；

M —— 飞机的飞行马赫数。

由图 2.19 可看出，随着 M 数的增大，T 将急剧增高。

1. 高温使结构材料的强度和刚度降低

如图 2.20 所示，温度越高，强度、刚度下降越快。一般铝合金最多只能在 100℃ 的温度下工作，超过 300℃ 便完全丧失它的机械性能。不同材料的飞机在不同的高度飞行时，考虑温度影响（包括热传导、热辐射等因素），其长时间飞行 的极限速度如图 2.21 所示。

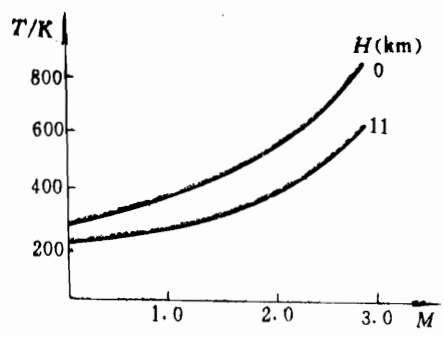


图 2.19　驻点温度 $T \sim M$ 曲线

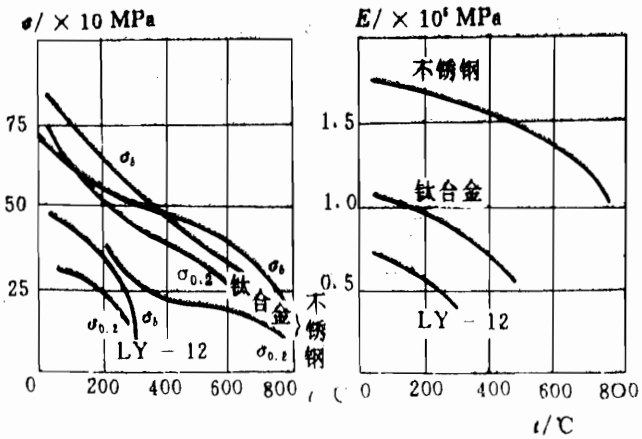


图 2.20　各种材料特性受热影响的情况

由图 2.21 可以看出，在 15 km 高度上，用 LY－12 材料制造的飞机速度可达到 2 120 km/h；用钛合金飞机速度可到 3 600 km/h；用不锈钢则可允许到 5 000 km/h。高空飞行时，由于大气温度低，因而极限速度可适当增大。总之，由于温度的影响，极限速度要受到限制。当然，结构的受热，还与高速飞行的时间和结构的吸热、传热、散热的特性有关，因而现有的许多铝合金飞机，在高空中飞行马赫数可允许达到 2.5。对不同的飞行使用条件和结构的不同部位，在设计时应考虑选用不同的合适材料。

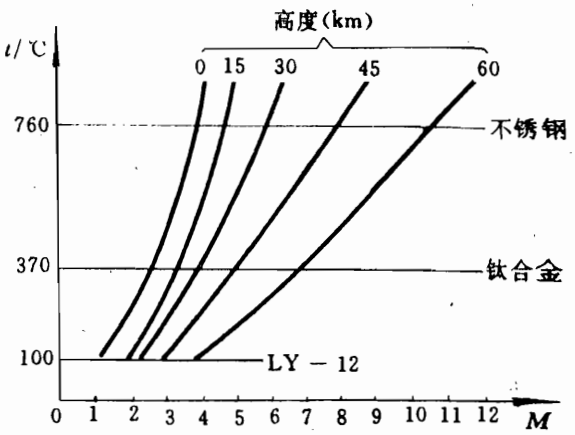


图 2.21　用不同材料时的飞行极限速度

2. 高温将产生附加的热变形和热应力

由于气动加热有一个过程，加热时表面温度高，飞机各处也不均匀，热量又要向低温处传导，而各处的导热性和热容量又各不相同，这就造成了各处不同的内外温差(图 2.22)，使得各处的热膨胀不同而形成复杂的热变形，在结构各元件间相互形成拉伸和挤压，导致出现热应力，形成热载荷，这就可能加剧飞机的受载。

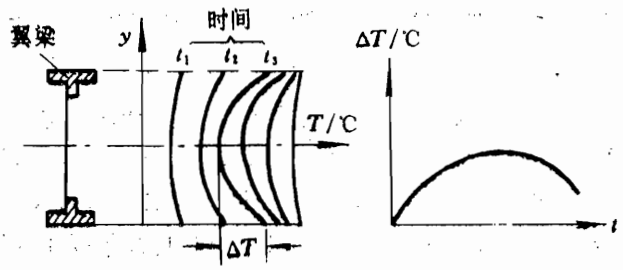


图 2.22　构件内外温差 ΔT 与时间 t 的关系

再者，如果受热材料处于长期受力状态，则还将发生蠕变，产生永久变形。这些变形随着时间而逐渐积累，可能会超过允许限度。因而在结构设计时还应考虑局部的防热、隔热措施。

由于飞行情况的重复多变，热载荷也会多次重复、波动并出现热疲劳问题。

有的飞机除装有过载、马赫数的限制警告装置外，还装有温度限制的警告装置，以确保安全。

三、其他特殊情况的载荷

1. 非正常状态的载荷(图 2.23)

非正常状态的载荷主要有：多发动机飞机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，在空中应能维持飞机继续飞行，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。

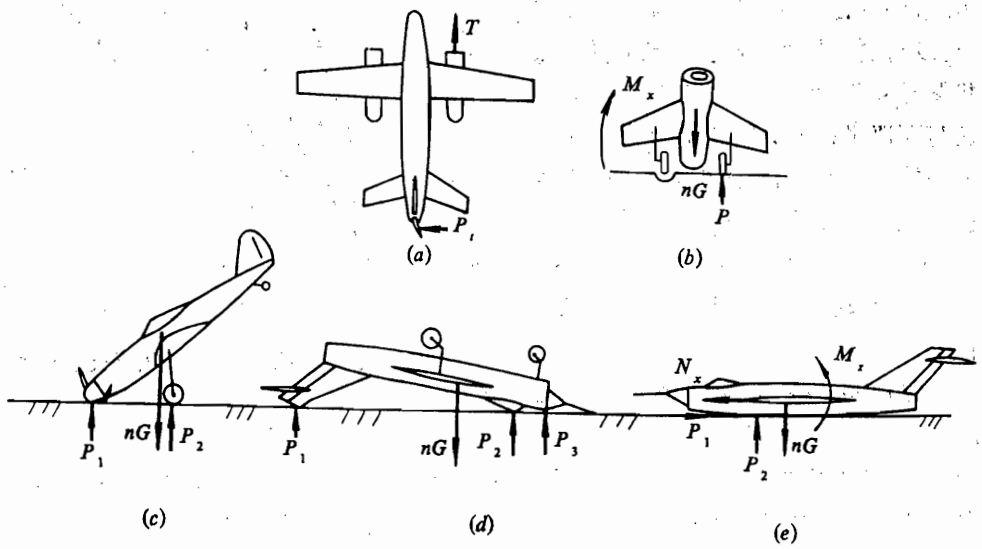


图 2.23　一些非正常载荷情况

(a) 发动机停车　(b) 单轮着陆　(c) 机头碰地　(d) 飞机翻倒　(e) 强迫着陆

2. 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,因而会把结构撞出个大洞,飞鸟还可能经进气道撞入发动机内,这些情况均将造成严重危害,并可能伤及人员,导致严重事故,必须予以考虑。现在的设计规范均普遍规定有鸟撞载荷的设计要求。如有的规范规定飞机在 2 000 m 以下以最大设计飞行速度飞行时,飞机风挡及其支撑结构应能承受 1.8 kg 的飞鸟撞击而不致穿透,并要尽量防止撞坏的碎片伤害人员。对发动机进气道的鸟撞载荷指标也作了规定。总之不得影响到飞机的安全飞行。

另一方面,还要尽量研究鸟的活动规律,消除机场附近鸟类群集的条件,有的还在发动机进气道口安装铁丝网,以防飞鸟撞入。还应采用抗撞性能好的座舱玻璃材料,以保证人员安全,并用鸟炮作相应的鸟撞试验(图 2.24)。

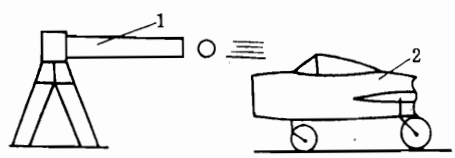


图 2.24　鸟撞试验情况

1— 鸟炮　2— 试验机

3. 冰雹载荷

飞机在高空冷空气中飞行,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,故在易结冰处应采取防冰(如加热或喷酒酒精)、破冰(如安装可胀、缩的橡皮囊)措施。还要考虑到可能下冰雹,它可分布在十几公里的范围内,冰雹最大直径一般可达 10 cm 左右。要求冰雹不得严重损伤飞机,以免发生危险,发动机不能有危险的破坏和大的性能损失,另外还要考虑冰雹的密度、撞击速度和一块冰雹的

多次撞击影响等。

4. 噪音(声振)载荷

噪音主要有动力装置噪音(包括螺旋桨、转子、涡轮风扇、压气机、喷气等所产生的噪音)、空气动力噪音(包括附面层压力波动、尾流噪音、激波振荡噪音等)以及机炮、火箭、导弹发射时所产生的噪音等。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 2.25),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,以保证结构件在使用寿命期内不会由于声载荷而导致破坏。

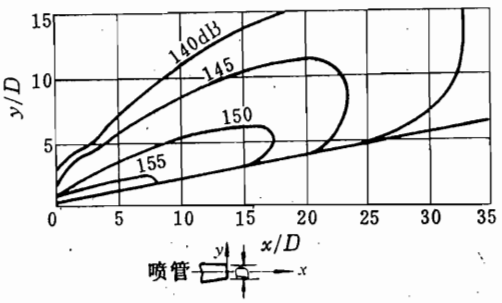


图 2.25　某发动机喷口附近的声压情况

5. 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。

2.4　飞机设计规范介绍

由于飞机飞行使用情况复杂,带来了飞机载荷的复杂性。而对飞机又要求在安全可靠的前提下尽量地轻,不可能有较多的剩余强度。这就须要对人员、结构、装载设备等有影响的各种载荷作细致的分析并配以必要的试验研究,从而确实保证上述要求。为了全面、系统而又正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改进设计而进行的理论和试验方面的研究成果,制订出飞机的设计规范(如飞机的强度、刚度和适航性规范等),作为飞机设计的指导性依据,它的主要内容有以下几个方面。

一、规定了飞机的分类

各国规范都根据本国的实际情况,对飞机进行分类,并对不同类型的飞机提出不同的要求。一般依据飞机不同的任务或不同的战术技术要求,使用要求而定,并规定了它们的使用过载极限。它是飞机结构分析和设计的基本出发点。

我国军机规范是按用途分类,如歼击机(J);强击机(Q);歼击教练机(JJ);多用途机(DY);教练机(JL);轰炸机(H);大型运输机(Y_H)等,并规定了相应的过载极限值。

也有的规范按可作特技动作飞行与否分为下列三类:

(1) 可完成全部特技动作飞行的飞机称机动类,如歼击机、强击机及其相应的教练机等。其使用过载极限参考值 $n_y = -3 \sim 8$。

(2) 可完成部分特技动作飞行的飞机称半机动类,如战术轰炸机、多用途飞机等。其使用过载极限参考值 $n_y = -2 \sim 4$。

(3) 不能作特技飞行的飞机称非机动类,如战略轰炸机,运输机等,其使用过载极限参考值 $n_y = -1 \sim 3$。

二、规定了飞行包线及其设计情况

1. 设计情况

指飞机结构设计中要进行计算的飞行情况。凡是使飞机结构易遭到损坏，人员易受到损伤的载荷情况，都应选为设计情况。一般它包括最大的正向和反向载荷情况；对主要结构件将产生危险损坏的载荷情况；对飞行战术技术性能将产生严重影响以及对人员将产生损伤的载荷情况等。有时总载荷虽不是最大，但由于载荷作用的具体情况特殊，影响严重，也应作为设计情况来考虑。

飞机上的载荷多种多样，大小也不相同，在飞机设计时对所有情况进行计算是不可能的，也是不必要的。为此，根据理论分析和飞行试验，从复杂的飞行情况中选出一些有代表性的飞行情况来进行设计。设计规范不但要明确规定哪些是设计情况，并且还要指明与该情况相应的具体载荷形式(如飞行姿态、载荷分布、过载值及安全系数等)，以指导结构设计、计算校验和试验分析。

2. 飞行包线图

在分析研究了飞机的全部飞行使用情况后，规范中给出了飞机的飞行包线图($n_y - V_{dl}$)，n_y即飞机的过载；V_{dl}即当量速度(某高度的真空速乘以所在高度上空气密度与海平面空气密度之比值的平方根所得的速度)，且只限于此范围内飞行，超出则发生危险，甚至造成事故。图2.26为某一高度上对称机动飞行的包线图。

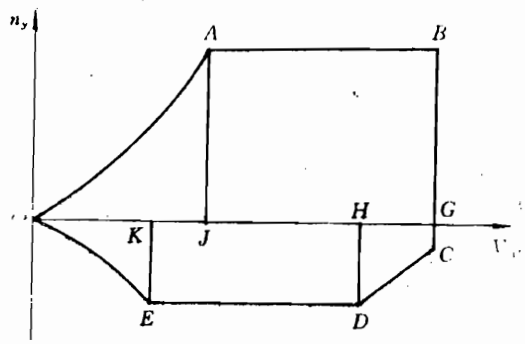


图 2.26　对称机动飞行包线

飞行包线是根据飞机的飞行性能，操纵性、稳定性，战术技术要求，结构强度要求来确定的。设计飞行包线准则的目标是为在包线内和包线上的任一飞行状态提供一个可接受的强度水平。

下面结合图2.26，简单介绍飞行包线的设计意义。

直线 BC 段表示设计规定的极限速度；

水平线 AB 对应于战术技术要求规定的正过载系数界限；

EDC 线即对应于这些要求规定的负过载系数界限。

曲线段 OA：
$$n_y = K\frac{\rho_0 V_{dl}^2}{2G/S}C_{y\max} \tag{2.30}$$

曲线段 OE：
$$n_y = \frac{\rho_0 V_{dl}^2}{2G/S}C_{y\min} \tag{2.31}$$

上两式中，$C_{y\max}$、$C_{y\min}$、S、G 在设计论证阶段和外形选定后，就已确定下来，K 也是经过风洞实验所确定的参数。自然，飞机的过载受到上式的限制，但不能超过正、负过载界限线。飞行包线图也可用其他参数作为坐标画出，如图2.27所示。图中还示出了与飞行包线所对应的飞行状态。

如图 A、B 点虽均属 n_{ymax} 情况，总载荷最大，且数值相同。但因 v_{dl} 不同，后者速度高，C_y 小，所以两者的气动力分布不同(图 2.28)，各结构元件具体的承载情况也就不同。E、D 两点情况类似，仅为负过载而已。

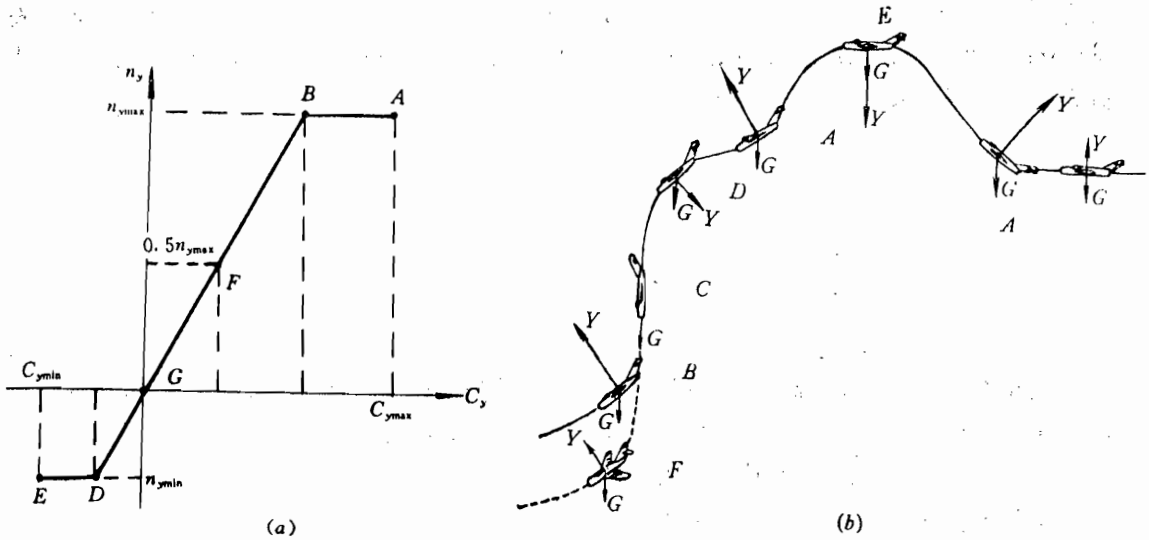


图 2.27　某飞机典型包线图及相应飞行状态

在飞机设计规范中，除规定了对称机动飞行情况的使用过载系数(按不同的飞机类型给出)之外，还规定了许多补充的设计情况，如急剧俯仰机动、襟翼放下拉起状态，滚转和滚转改出的机动等。在具体设计时，规范中规定了几种典型的飞行情况，根据这些典型飞行姿态的气动布局，可以获得结构上的载荷分布，按飞机整体各部件同时受载情况进行载荷计算和刚度、强度、稳定性等校验。这种设计方法物理概念比较明确，需要的原始参数较多，计算方法也较复杂，但随着近年来大型分析软件系统的开发，这种设计方法已没有太大的技术难度。

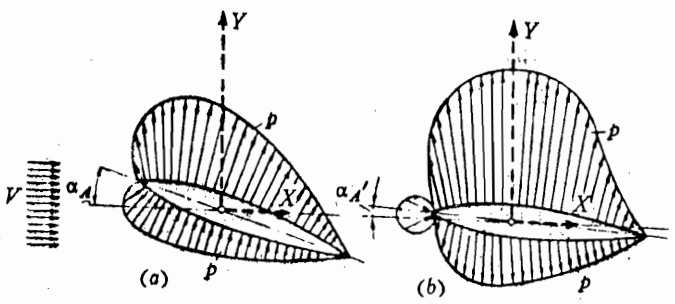


图 2.28　机翼剖面上的气动力分布

(a) A 点情况　(b) B 点情况

3. 安全系数

在飞机设计及其规范中，常常会碰到安全系数的问题，因而有必要对安全系数概念作一

介绍。

飞机设计中，为了使结构既安全又较轻，若能做到使所设计的结构，在各种设计情况中最严重的使用载荷（即实际载荷）P_e 作用下，各元件的应力临近比例极限强度 σ_p，但仍未出现永久变形，则较为理想。在飞机设计中，我们对静强度问题是采用“设计载荷”（即破坏载荷）P_d 来设计的。因此若能做到所设计的结构，在最严重的 P_d 作用下刚好临近破坏，则较理想。设计载荷等于使用载荷乘一个系数 f，即

$$P_d = P_e f = n_e G f = n_d G \tag{2.32}$$

$$f = \frac{n_d}{n_e} = P_d / P_e \tag{2.33}$$

式中 n_e —— 使用过载系数；

n_d —— 设计过载系数；

f —— 安全系数。

安全系数定义为设计载荷与使用载荷之比，也就是设计过载与使用过载之比。其物理意义就是实际使用载荷要增大到多少倍结构才破坏，这个倍数就是安全系数。

引入安全系数，用设计载荷进行飞机设计，其目的除了在实际飞行中不致发生破坏以保证安全外，还因为飞机是个复杂的、超静定的、多传力通道的受力结构，使用的又多是铝合金等弹塑性材料。当某一结构元件在使用载荷下达到比例极限（σ_p）或在设计载荷下某元件达到破坏强度（σ_{des}）时，它本身不能承受继续增加的载荷了（将产生大的变形甚至破坏），但如果还有其他许多元件能继续承担着增大的载荷，则变形虽继续增大，整个结构仍能保持一段时间不坏，只是各结构元件间所承担的载荷重新分配而已（图 2.29）。只有当最主要的受力构件破坏时，整个结构才会破坏。因此，按结构的破坏载荷（而不用单个元件的极限强度值）来进行设计，可充分反映超静定结构的受力特点，充分发挥结构的承载能力，这样就可使结构设计得较轻。

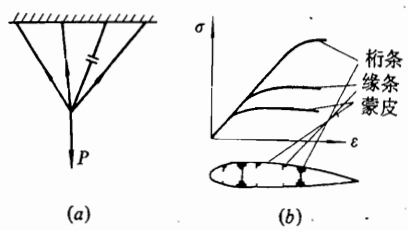


图 2.29 超静定结构的受力特点

(a) 杆件情况 (b) 薄壁结构情况

另外，用试验来验证结构的强度时，结构是否出现了永久变形很难测准，而结构是否破坏（不能承受继续增大的载荷）则较易准确测得。因而用破坏载荷（而不用使用载荷）作为设计载荷便于理论与实际结合，进行最后的破坏试验验证（图 2.30），以达到符合实际使用要求、安全可靠的目的。

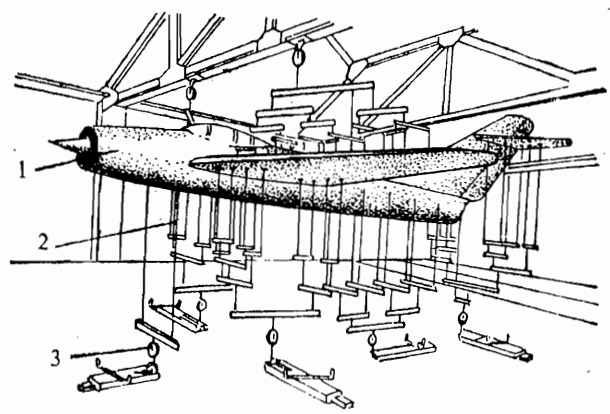


图 2.30 飞机进行强度校核试验情况

1— 作试验的飞机 2— 加力杠杆系统 3— 测力计

当然，f 取得愈大，结构受力后愈安全，愈不易破坏，可是就会愈重，因而正确选取安全系数 f 的大

小是很重要的。

f 值的大小取决于很多因素，除了前述使结构在使用载荷下没有永久变形之外，还有如结构材料的应力应变特性，缺陷情况，制造工艺水平，载荷的具体作用情况，设计、计算和试验的误差情况等。

根据目前情况和今后发展，外载荷计算和结构应力分析逐步精确，材料的工艺过程逐步完善，在使用中的重复载荷和温度影响都单独计算和分析的情况下，通常安全系数 f 可取为 1.5。对于载荷计算不准、要增大安全性和刚度、保证质量及有磨损或其他原因时，安全系数可适当增大。对某些特殊情况，如应急情况或一次使用等，可适当减小安全系数。

总之，安全系数的正确确定是一个很重要又是一个较困难的问题，通常都是根据许多理论研究和试验分析，以规范的形式明确定出各设计情况的 f 值来。

三、规定了刚度指标

飞机结构应有足够的刚度，以保持飞机的空气动力外形、稳定性、操纵性及抗振要求。设计规范规定了各操纵面的有效性指标、各种翼面的许可挠度值和扭角值。总之，在使用载荷作用下引起的弹性变形、永久变形及热变形的总和以及实际存在的机械间隙等不得妨碍飞机操纵系统的运动或降低飞机操纵必要的灵敏度，不能影响飞机飞行性能品质要求，不得引起颤振等气动弹性及空气热弹性的不稳定，不应发生抖振或共振等。

四、规定了飞机适航性的指标

设计规范还规定了飞机应适应的大气条件（风、雪、冰、雹、热、臭氧、宇宙辐射、雷电等），机场条件（草地、土地、水泥地、机场设施、跑道要求等）；对出现差错，故障及其后果影响的限制（如规定灾难性影响的出现次数不大于 10^{-5} 次／飞行小时等），故障飞行的性能要求，应有的飞行包线规定，飞行品质、操纵品质规定，防火、防蚀指标，驾驶舱及视界的规定，警告装置要求，仪表、电气、特种设备的适航指标，迫降时的安全指标，救生要求以及动力装置的适航指标等。总之，要满足这些指标后，才能被认为适合航行而被批准放飞、载客营业。

五、规定了应进行的各种试验及其要求

设计规范一般都明确要求飞机要进行静力、动力和热试验，耐久性和疲劳寿命试验，地面操作试验，动力装置试验，各系统、设备试验，武器使用、空中加油、弹射救生、应急迫降等特殊试验及空中格斗试验等。

规范还规定了各种试验所应记录的数据，应分析的项目，应提供的报告及提供的日期期限等。

规范还规定了损伤容限、使用寿命、可靠性要求等。

总之，飞机设计所需要的一切基本主要依据均在规范中作了明确规定。它是飞机设计的主要法定文件，而规范的好坏将直接影响飞机的设计质量。现在世界各国甚至各大设计集团、各飞机公司等均有自己的一套飞机设计规范，并根据实际使用和发展情况不断增改，使其更加完善适用。

在设计飞机时就是根据所要设计的飞机类型，按规范规定计算各设计情况的设计载荷，并用此载荷进行强度和刚度设计、校核和试验。

2.5 节点载荷的计算

目前，结构的强度、刚度校核多采用有限元分析技术，这类分析软件已在工程设计中得到广泛应用。在有限元方法中，须将结构上的分布载荷合理地分配到拟定的结构节点上，形成节点载荷。载荷分配常应用力平衡和能量等效的计算原则。下面以机翼为例论述这两种分配方法。

1. 力平衡分配方法

按离散化结构的力、力矩静平衡原则把分布力转换到离散化结构的端点上。这种方法在材料力学中已接触过。对于一个机翼，主要作用的分布力有分布的升力载荷和分布的质量载荷，还可能有通过装载连接点传来的集中载荷及连接接头的质量载荷。下面以分布升力来说明这种分配方法。如图 2.31 所示(纵向线为长桁布置线，横向线为肋布置线)，我们的目的就是把分布的升力分配到这些布置线的交点上。方法步骤如下：

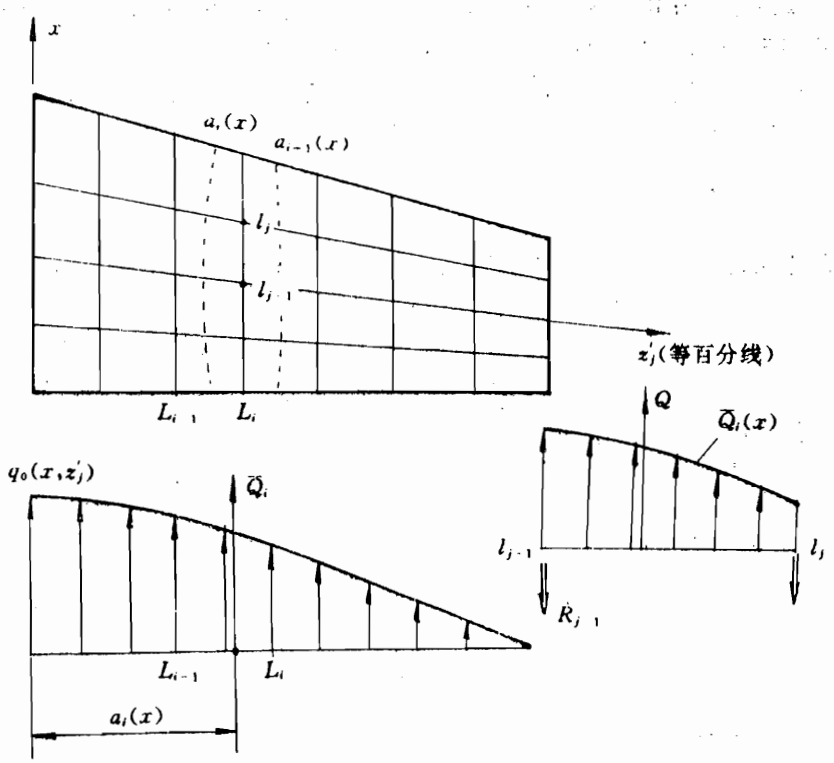


图 2.31 机翼升力分配示意图

(1) 沿展向求分布力在各分段内的合力作用线 $a_i(x)$。公式即

$$a_i(x)=\frac{\int_{L_{i-1}}^{L_i} zq(x,z)\mathrm{d}z}{\int_{L_{i-1}}^{L_i} q(x,z)\mathrm{d}z} \tag{2.34}$$

(2) 对相邻合力作用线间的展向分布载荷求和，获得肋线上的载荷分布，公式即

$$\bar{Q}_i(x) = \int_{a_i}^{a_{i+1}} q(x,z)\mathrm{d}x \tag{2.35}$$

(3) 用静力平衡求得肋线交点上的分配集中载荷，公式即

$$R_j = \int_{l_{j-1}}^{l_j} x\bar{Q}_i(x)\mathrm{d}x/(l_j - l_{j-1}) \tag{2.36}$$

$$R_{j-1} = \int_{l_{j-1}}^{l_j} \bar{Q}_i(x)\mathrm{d}x - R_j \tag{2.37}$$

(4) 按段累加分配到该节点的载荷。

工程上运用这种方法时常进行简化。如把一小段的分布载荷梯形化，这样上面的计算公式可以大大简化。又如图 2.32 所示的一块机翼分离体，分离体的四条边为肋和长桁的布置线。把升力分布载荷集中分配到四个角点上常运用面积分配的方法。首先作分离体的对角线，对每一三角形面积上的分布载荷求和，将合力作用到相邻三角形底边的投影位置，再进行端点的静力平衡分配，即可达到目的。

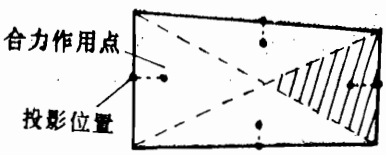


图 2.32　面积分配法

2. 能量等效的分配方法

它是利用结构弹性变形能与外力作功等效的一种分配原则。这种方法较为准确，考虑了结构元件的具体形变形态，与有限元方法直接配套使用。公式也由有限元方法推导得出，即

$$P = \int_s N^T q(s)\mathrm{d}s \tag{2.38}$$

式中　P —— 等效的节点载荷向量，即需求的结果；

N —— 结构元件(即有限元中某一单元)的变形形状函数矩阵；

$q(s)$ —— 作用在该结构元件上的分布载荷集度；

s —— 分布载荷的作用域，对于杆或梁即为轴线长度；对一块板则为板边线所围成的区域。

对一翼梁上有分布载荷的情况(图 2.33)，梁的两端节点分别作用有等效的剪力和弯矩，梁的形变有挠度和转角。于是节点的载荷向量为：

$$p = \{R_{i-1}, M_{i-1}, R_i, M_i\}^T \tag{2.39}$$

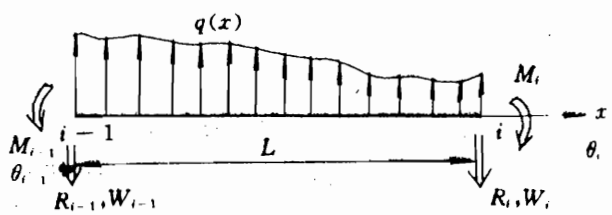


图 2.33　翼梁作用有分布载荷

梁的变形形状函数矩阵可假设为：

$$N = [N_{i-1}, N'_{i-1}, N_i, N'_i] \tag{2.40}$$

其中，$N_{i-1}=1-3(\frac{x}{L})^2+2(\frac{x}{L})^3$

$$N'_{i-1}=x-2\frac{x^2}{L}+\frac{x^3}{L^2}$$

$$N_i=3(\frac{x}{L})^2-2(\frac{x}{L})^3$$

$$N'_i=-\frac{x^2}{L}+\frac{x^3}{L^2}$$

假设翼梁上的分布载荷集度 $q(x)=q_0$，将(2.40)式代入(2.38)式，积分后得到：

$$\boldsymbol{p}=q_0\{\frac{1}{2}L,\frac{1}{12}L^2,\frac{1}{2}L,-\frac{L^2}{12}\}^T \tag{2.41}$$

可以看出，这种方法较单纯力平衡方法更为合理，能够具体反映结构元件的各种形变形态。

作为本章的结束，用一实例说明力平衡方法的应用。

例2.4 已知某机翼展向、弦向载荷的分布规律及节点情况(图 2.34)，总载荷为 12 000 N，$q_0=3q_2$，试求"1"号弦上各节点的载荷。

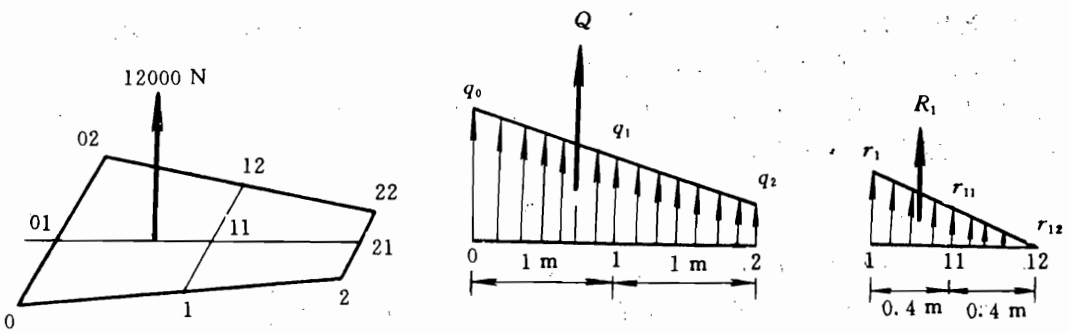


图 2.34 某机翼载荷分布及节点情况

这个题目已给定了翼面上气动载荷的线性分布规律及总的气动载荷大小，我们须要先求出分布载荷，再计算各分点载荷，于是求解步骤如下：

(1) 求沿展向的分布载荷及 q_0，q_1 和 q_2，q_0、q_1 和 q_2 即为沿弦向分布载荷的合力：

$$\frac{1}{2}(q_0+q_2)L_{0-2}=Q$$

$$q_0=3q_2$$

$$q_1=\frac{1}{2}(q_0+q_1)$$

(2) 求 0 − 1、1 − 2 各分段的总载荷 Q_i 及各分段的合力作用点 a_i：

$$Q_1=\frac{1}{2}(q_0+q_1)\Delta L_{0-1};\qquad a_1=\frac{(2q_0+q_1)}{3(q_0+q_1)}\Delta L_{0-1}$$

$$Q_2=\frac{1}{2}(q_1+q_2)\Delta L_{1-2};\qquad a_2=\frac{(2q_1+q_2)}{3(q_1+q_2)}\Delta L_{1-2}$$

(3) 求展向各分点上的总载荷 R_i：

$$R_0=\frac{a_1}{2}Q_1$$

$$R_1 = Q_1 + R_0 + \frac{a_2}{2}Q_2$$

$$R_2 = Q_2 - \frac{a_2}{2}Q_2$$

(4) 以“1”号弦为例，求弦上各节点的载荷：

(i) “1”号弦上各节点的分布载荷 r_i：

$$r_1 = \frac{2Q_1}{\Delta L_{1-12}} \qquad r_{11} = \frac{1}{2}r_1 \qquad r_{12} = 0$$

(ii) 求 1 − 11、11 − 12 各分段的总载荷 P_i 及作用点 b_i：

$$P_1 = \frac{1}{2}(r_1 + r_{11})\Delta b_1; \qquad P_2 = \frac{1}{2}(r_{11} + r_{12})\Delta b_2$$

$$b_1 = \frac{(2r_1 + r_{11})}{3(r_1 + r_{11})}\Delta b_1; \qquad b_2 = \frac{(2r_{11} + r_{12})}{3(r_{11} + r_{12})}$$

(iii) 求“1”号弦各节点的总载荷 p_i：

$$p_1 = \frac{1}{2}(r_1 + r_{11})\Delta b_1$$

$$p_{11} = P_1 - p_1 + \frac{1}{2}(r_{11} + r_{12})\Delta b_2$$

$$p_{12} = P_2 - \frac{1}{2}(r_{11} + r_{12})\Delta b_2$$

全部结果如图 2.35 所示。

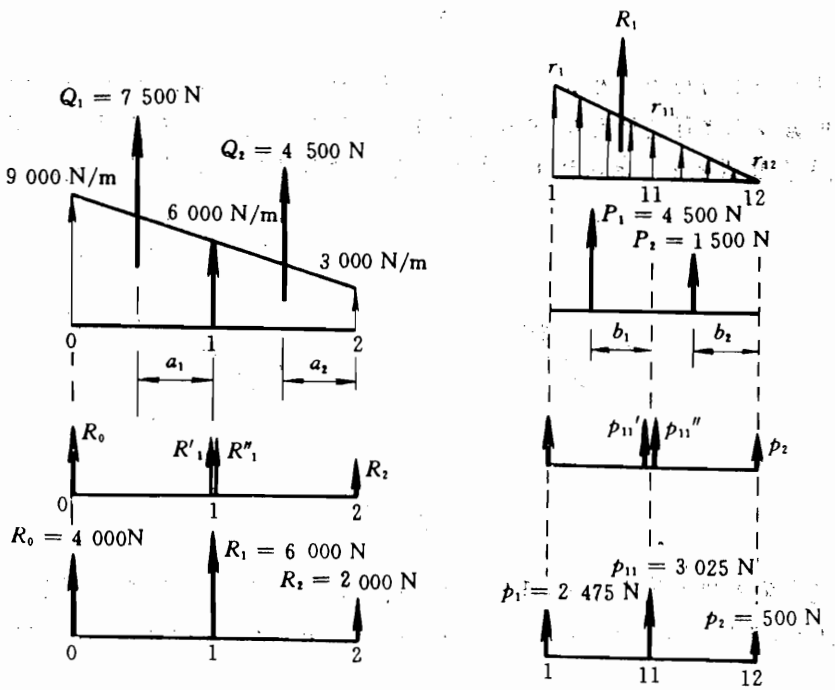


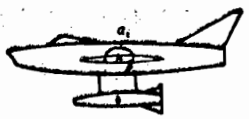
图 2.35　节点载荷情况

思 考 题

1. 过载系数的定义是什么？它在空气动力学中反映什么？物理意义？

2. 当把飞机作为质点研究时，是什么因素引起飞机过载？若 $1 > n_y > 0$，表示该飞机有什么样的加速度？

3. 如果飞机已达到纵向力矩平衡 $\sum M_z = 0$，是否意味着 $n_y = 1$？



题图 2.1

4. 过载系数在飞机结构设计中有什么实用意义？物理意义？

5. 若机身下方悬挂有一副油箱（长物体），其重心与飞机重心重合，用两个接头悬挂于机身结构上。那么

(1) 当 $n_y = 1, n_y > 1, n_y < 0$ 时，副油箱上作用有哪些载荷（大小、方向）？

(2) 副油箱通过与机身的连接接头传给机身结构的载荷如何（大小、方向）？

(3) 若此时飞机还以角速度 α_z 绕重心旋转（题图 2.1），那么机身上的载荷将有何变化？这些载荷在机身力图上如何反映？

(4) 如果副油箱重心与全机重心不重合，则机身受力情况有何变化？

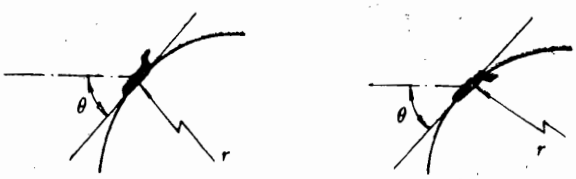
6. 安全系数 f 的物理意义是什么？它的表达式是怎样的？

7. 飞行包线的物理意义是什么？

8. 飞机结构的强度校核与一般机械工程结构的强度校核有何不同？

习 题

1. 飞机在铅垂面内作对称机动飞行，航迹切线与水平线夹角 $\theta = 60°$，航迹曲率半径 $r = 2\,000$ m，根据该机飞行包线已知，其最大允许过载系数 $n_{y\max} = +6.5$，最小过载系数 $n_{y\min} = -3.0$，试求在题图 2.2 所示两种飞机姿态情况下，飞行速度 V 最大可为多少？



题图 2.2

2. 飞机由垂直俯冲状态退出，沿半径为 r 的圆弧进入水平飞行。若开始退出俯冲的高度 $H_1 = 2\,000$ m，开始转入水平飞行的高度 $H_2 = 1\,000$ m，此时飞行速度 $V = 720$ km/h（题图 2.3），求

(i) 飞机在 2 点转入水平飞行时的过载系数 n_y；

(ii) 如果最大允许过载系数为 $n_{y\max} = 8$，则为保证攻击的突然性，可采用何种量级的大速度或大机动飞行状态？（即若 r 不变，$V_{\max}$ 可达多少？如果 V 不变，$r_{\min}$ 可为多大？

3. 某飞机的战术、技术要求中规定：该机应能在高度 $H = 1\,000$ m 处，以速度 $V = 520$ km/h 和 $V' = 625$ km/h(加力状态) 作盘旋半径不小于 $R = 690$ m 和 $R' = 680$ m(加力状态) 的正规盘旋(题图 2.4)。求

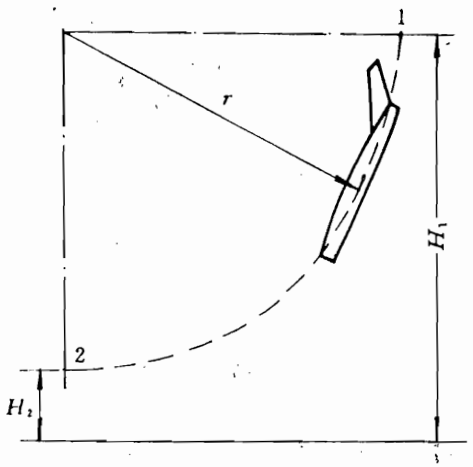
(i) 该机的最大盘旋角和盘旋过载系数 n_y；

(ii) 此时机身下方全机重心处挂有炸弹，重 $G_b = 300$ kg，求此时作用在炸弹钩上的载荷大小及方向(1 kgf = 9.8 N)。

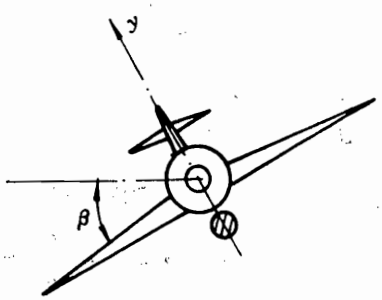
4. 某运输机重量 $G = 4\,000$ kg(= 39.2 kN)，在高度 $H = 3\,050$ m 以巡航速度 $V = 145$ m/s 等速平飞，忽遇垂直向上突风，其速度为 $u = 20$ m/s(题图 2.5)，已知该机的 $C_y^\alpha = 5.22$，机翼的面积 $S = 111.6$ m²，平均气动弦长 $b = 4$ m，求此时的 n_y。已知离散阵风减缓因子 K_w 是飞机质量参数 μ_g 的函数，亚音速时

$$K_w = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g}; \qquad \mu_g = \frac{2G/S}{gC_y^\alpha \rho_H b}$$

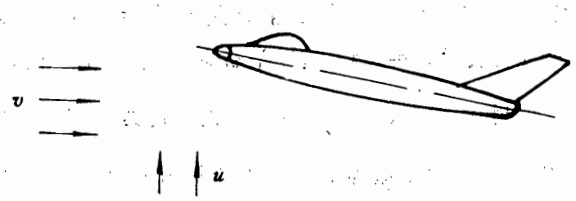
此高度上的空气密度 $\rho_H = 0.092$ kg/m³。



题图 2.3



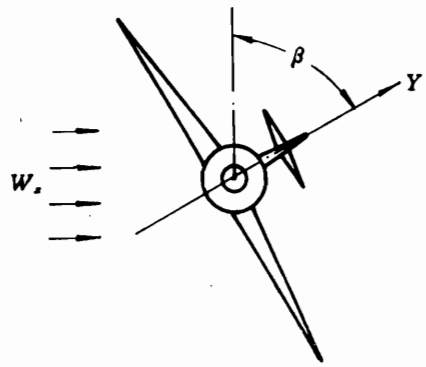
题图 2.4



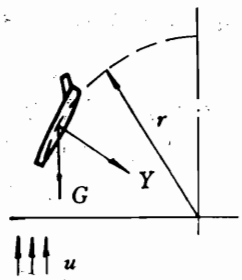
题图 2.5

5. 飞机在低空以飞行速度 $V = 900$ km/h、盘旋角 $\beta = 60°$ 作正确盘旋，突然遇到来自腹部的水平突风，风速为 $w_x = 20$ m/s。若飞机的翼载荷 $p = 2\,940$ N/m²，机翼的 $C_y^\alpha = 4$，此处空气密度 $\rho = 0.122\,5$ kg/m³，求此时的 n_y 值(题图 2.6)。

6. 飞机处于俯冲状态，当它降到 $H = 2\,000$ m 时($\rho_H = 0.103$ kg/m³) 遇到上升气流的作用(题图 2.7)，求此时飞机的 n_y。已知飞机重量 $G = 5\,000$ kg，机翼面积 $S = 20$ m²，$C_y^\alpha = 4.5$。此时的飞行速度 $V = 540$ km/h，航迹半径 $r = 8.00$ m，y 轴与铅垂线夹角 $\varphi = 60°$，上升气流速度 $u = 10$ m/s，突风缓和因子 $K = 0.88$。



题图 2.6

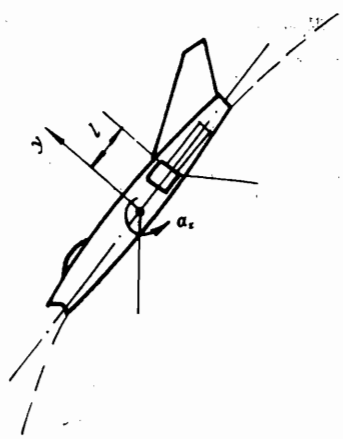


题图 2.7

7. 飞机以过载 $n_y = -3$ 作曲线飞行，同时绕飞机重心以角加速度 $\alpha_z = 3.92\ \text{rad/s}^2$ 转动，转动方向如(题图 2.8) 所示。若发动机重量 $G_E = 1\,000\ \text{kg}$，发动机重心到全机重心距离 $l = 3\ \text{m}$，发动机绕本身重心的质量惯性矩 $I_{x0} = 1\,200\ \text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$，求

(i) 发动机重心处过载系数 n_{yE}；

(ii) 若发动机悬挂在两个接头上，前(主) 接头位于发动机重心处，后接头距发动机重心为 0.8 m，求此时发动机作用于机身结构接头上的质量载荷(大小、方向)。



题图 2.8

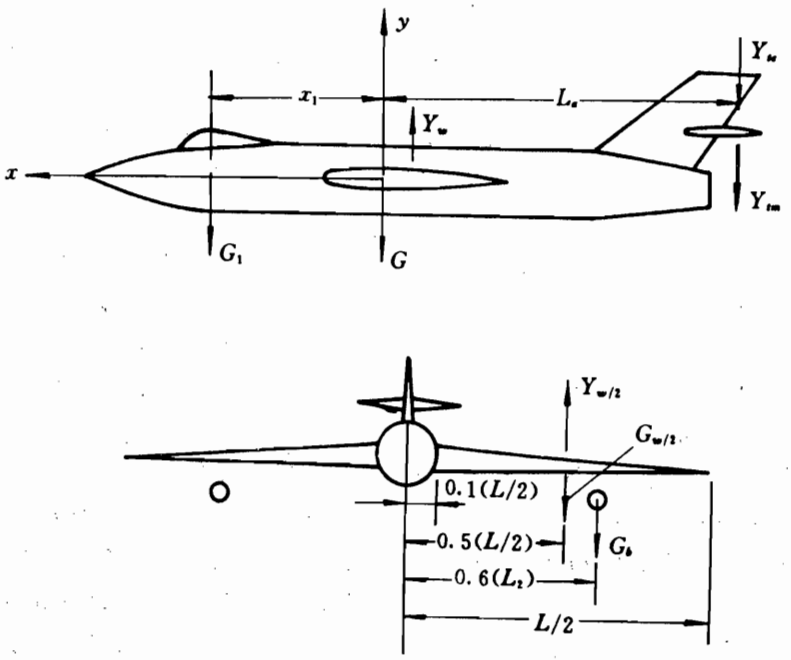
8. 已知飞机重量 $G = 8\,200\ \text{kg}$，转动惯量 $I_z = 79\,750\ \text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$。机翼全翼展长 $L = 9.7\ \text{m}$，其最大使用升力 $Y_w = 643\ \text{kN}$。半机翼的升力合力假设在展向作用于 $z = 0.5(\frac{L}{2})$ 处；半机翼的结构重量 $\frac{1}{2}G_W = 773\ \text{kg}$，结构重心在 z 轴上近似认为与升力作用点重合；此外机翼上 $z = 0.6(\frac{L}{2})$ 处，挂有 $G_b = 100\ \text{kg}$ 的炸弹。机翼结构重心、炸弹重心在 x 轴上的位置与全机重心重合。现飞机作机动飞行，平尾的使用平衡载荷 $Y_{tu} = 147\ \text{kN}$，平尾上同时有向下机动载荷 $Y_{tm} = 78.4\ \text{kN}$。已知平尾压力中心到全机重心的距离 $L_a = 5.677\ \text{m}$，安全系数 $f = 1.5$。求

(i) 机翼根部 $z = 0.1(\frac{L}{2})$ 处的设计弯矩 M_d 为多大？

(ii) 驾驶员重量 $G_1 = 90\ \text{kg}$，其重心距全机重心距离 $X_1 = 3.826\ \text{m}$。问此时驾驶员作用于座椅上的力 P_{1d}？

(iii) 若 Y_{tm} 向上作用时，则上述 M_d 和 P_{1d} 各为多大？(题图 2.9)。

9. 已知一直机翼，半翼展长 $l/2 = 10\ \text{m}$，翼根弦长 $b_z = 4\ \text{m}$，翼尖弦长 $b_{10} = 2\ \text{m}$。机翼上各点的气动压力 p 可写成 $p = \bar{p}\frac{1}{2}\rho V^2$，$\bar{p}$ 为压力分布系数，故第 i 剖面处单位展长上的气动压力合力 q_i 可用下式表示：



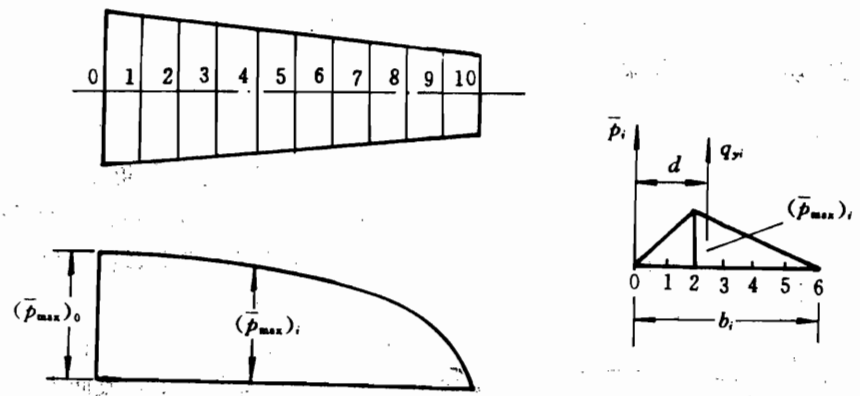
题图　2.9

$$q_i = \int_0^{b_i} \bar{p}_i \frac{1}{2} \rho V^2 \mathrm{d}x$$

现已知：空气密度 $\rho = 0.098\ \mathrm{kg/m^3}$，飞行速度 $V = 1\,080\ \mathrm{km/h}$，安全系数 $f = 1.5$。该机翼各剖面处的压力分布系数 $\bar{p}_i$ 沿弦向为三角形分布，其最大值为 $(\bar{p}_{max})_i$，而 $(\bar{p}_{max})_i$ 沿展向为椭圆曲线分布，在根部为最大，并已知 $(\bar{p}_{max})_0 = 2$。故

$$\frac{(\bar{p}_{max})_i}{2^2} + \frac{z^2}{10^2} = 1$$

现在半翼展上取 11 个剖面，每个间隔 $\Delta l = 1\ \mathrm{m}$（题图 2.10）。求



题图　2.10

(i) 9 剖面处气动载荷引起的分点设计载荷 R_9；

(ii) 9 剖面上沿弦向 0 ～ 6 节点的节点设计载荷。

（提示：在本题条件下，$q_i = \frac{1}{2}(\bar{p}_{max})_i \times \frac{1}{2}(\rho V^2 b_i)$

第三章　机翼、尾翼和机身结构分析

本章内容包括两个方面：一是介绍机翼、尾翼和机身的典型结构；二是对它们的典型结构受力型式进行传力分析，后者是本章的重点。一般地说，对已有结构或某设计进行分析，是指根据它们的功用和设计要求进行综合性的分析工作。但为了保证使用中结构的完整性，不论是静强度、刚度设计，还是损伤容限、耐久性设计，首先都必须了解清楚结构，特别是其中重要构件的受载情况，因此在分析工作中，传力分析就成为最基本的、十分重要的内容。

“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时，分析这些外载如何通过结构的各个构件，传递给支承它的“基础”，则称之为结构的传力分析。

为什么要进行传力分析呢？我们知道，飞机各部分结构相互之间是固定不动的，其中每部分结构在其所有载荷作用下都处于平衡状态。如机翼上作用有分布气动载荷和各接头传来的集中载荷，这些外载通过机翼的各受力构件相继受载产生内力来传递；最后在机翼机身对接处，由支承机翼的机身提供支反力与之相平衡。由此可见，飞机结构的绝大部分构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的结构，必须首先弄清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过程，要进行多次转化。在传力中各元件的作用是很复杂的。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。这不仅能使我们理解飞机结构中各元件的受力原理和作用；同时通过分析已有（或某设计）结构的受力合理性，可更好掌握结构设计的一般原理，为合理选择结构型式、合理布置和设计结构元件、选择连接形式等提供参考，为合理地进行结构设计打下基础。

3.1　机翼与尾翼的功用、设计要求和外载特点

一、机翼的功用与设计要求

1. 机翼的功用

（机翼是飞机的一个重要部件，其主要功用是产生升力。当它具有上反角时，可为飞机提供一定的横侧安定性。在它的后缘，一般布置有横向操纵用的副翼、扰流片等附翼。为了改善机翼的空气动力效用，目前在机翼的前、后缘越来越多地装有各种型式的襟翼、缝翼等增升装置，以提高飞机的起降或机动性能。）

机翼上常安装有起落架、发动机等其他部件。现代歼击机和歼击轰炸机往往在机翼下布置多种外挂，如副油箱和导弹、炸弹、火箭弹等军械设备。机翼的内部空间常用来收藏主起落架或其部分结构和贮放燃油。特别是旅客机，为了保证旅客安全，很多飞机不在机身内贮存燃油，而把燃油全部贮存在机翼内。为了最大限度地利用机翼容积，同时减轻重量，现代飞机的机翼油箱，大多采用利用机翼结构构成的整体油箱。此外机翼内常安装有操纵系统和一些小型设备和附件（图 3.1）。

2. 机翼的设计要求

机翼的设计要求与飞机结构设计的基本要求是一致的，只是各种部件因功用不同，而侧重点有所不同。

(1) 机翼主要用于产生升力，因此满足空气动力方面的要求是首要的。机翼除保证升力外，还要求阻力尽量小(少数特殊机动情况除外)。机翼的气动特性主要取决于其外形参数(如展弦比 λ、相对厚度 $\bar{c}$、后掠角 χ、翼型等)，这些参数在总体设计时确定；结构设计则应从强度、刚度、表面光滑度等各方面来保证机翼气动外形要求的实现。

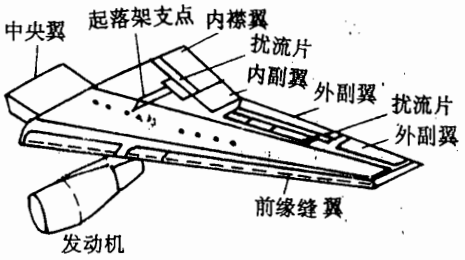


图 3.1　机翼布置

(2) 在外形、装载和连接情况已定的条件下，重量要求是机翼结构设计的主要要求，具体地说就是在保证结构完整性的前提下，设计出尽可能轻的结构。结构完整性包含了强度、刚度、耐久性和损伤容限等多方面内容，具体要求随飞机的任务和战术技术性能或使用性能的不同而有所不同。

值得注意的是：随着飞行速度的提高，机翼所受载荷增大，特别对于高机动性能歼击机；然而，由于减小阻力等空气动力的需要，此时机翼的相对厚度却越来越小，再加上后掠角的影响，致使机翼结构的扭转刚度、弯曲刚度将越来越难保证，这些均将引起机翼在飞行中的变形增加。飞机在高速飞行时，很小的变形就可能严重恶化机翼的空气动力性能；刚度不足还会引起颤振和操纵面(如副翼)反效等严重问题。因此，对高速飞机，为满足机翼的气动要求，刚度问题必须给予足够重视。然而也正由于上述原因，此时要解决好机翼的最小重量要求与强度、刚度要求之间的矛盾将更为困难。这种矛盾促进了机翼结构的受力型式不断发展，在以后的设计分析中我们将更清楚地看到这一点。

(3) 使用、维修要求：飞机应该使用方便，便于检查、维护和修理。对于按损伤容限设计的飞机，还应满足相应的特殊要求。当机翼结构作为整体油箱舱使用时，必须保证燃油系统工作的高度可靠性。当该可靠性要求与结构重量轻的要求相矛盾时，应首先保证燃油系统的可靠性，因为它涉及到飞行的安全性。用作油箱舱的翼箱除满足一般的强度、刚度要求外，应具有较高的疲劳强度、良好的破损安全性能，并应妥善解决密封问题。

(4) 工艺性和经济性要求，与一般飞机结构相同，此处不再重复。

二、尾翼的功用与要求

1. 尾翼的主要功用

尾翼用于保证飞机的纵向和航向的平衡与安定性，以及实施对飞机的纵向(俯仰)和航向的操纵。一般飞机的尾翼由水平尾翼(简称平尾)和垂直尾翼(简称垂尾)两部分组成。正常式包括水平安定面和升降舵。为了改善跨音速和超音速飞机在高速飞行中的纵向操纵性，在飞机上，大多采用全动水平尾翼。垂尾一般由垂直安定面和方向舵组成。

2. 尾翼的设计要求

尾翼的功用是通过它所产生的升力来实现的，所以从本质上说尾翼的直接功用就是产生它也是一个升力面，因而尾翼的设计要求和构造与机翼十分类似。对尾翼的主要要求也是它所承担的空气动力任务的完成；应具有足够的强度、刚度、损伤容限、寿命而重量尽可

能轻。

三、机翼的外载特点

机翼的外载有以下三类：

1. 空气动力载荷

空气动力载荷 q_a 是分布载荷，单位为 Pa。它可以是吸力或压力，直接作用在机翼表面上，形成机翼的升力和阻力，其中升力是机翼最主要的外载荷。正如第二章所述，机翼的气动载荷在各种设计情况下，数值和分布情况是不同的，因此其合力的大小、方向、作用点相应地也不相同，并将影响机翼的受力情况。

2. 其他部件、装载传来的集中载荷

机翼上连接有其他部件（如起落架、发动机），副翼、襟翼等各类附翼和布置在机翼内、外的各种装载（如油箱、炸弹）。由于这些部件、装载一般都是以有限的连接点与机翼主体结构相连，因此，不论是起落架传来的地面撞击力或副翼等翼面上的气动载荷，以及机翼上各部件、装载本身的质量力（包括重力和惯性力），都是通过接头，以集中载荷的形式传给机翼。其中有些力的数值可能很大（见图 3.2）。机翼整体油箱的燃油载荷（包括燃油的质量力和油箱增压载荷等）则为分布载荷。

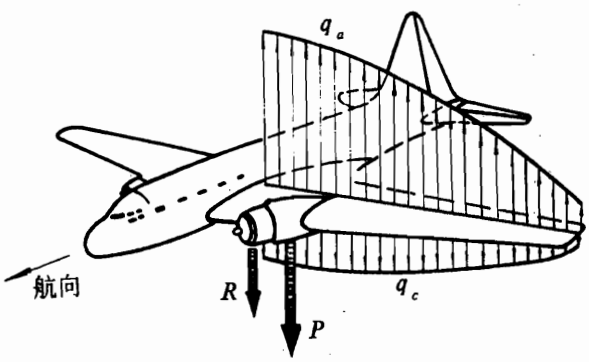


图 3.2　机翼上所受的各种载荷

q_a— 空气动力分布载荷　q_c— 机翼质量力分布载荷

P— 发动机或其他部件传来的集中载荷　R— 机身支反力

3. 机翼结构的质量力

机翼本身结构的质量力为分布载荷 q_c，其大小与分布情况取决于机翼结构质量的大小和分布规律。它的数值比气动载荷要小得多。在工程计算中，它的分布规律可近似认为与弦长成正比。

上述 2.，3. 中提及的各种质量力的大小和方向还与飞机过载系数有关。其方向与升力相反，对机翼有卸载作用。

综上所述，若以载荷形式分，机翼的外载有两种类型。一种是分布载荷，以气动载荷为主，还包括机翼本身结构的质量力，这是机翼的主要载荷形式；另一种是由各接头传来的集中载荷（力或力矩）。

4. 机翼的总体受力

在以上各种载荷作用下，机翼的总体受力如下：

机翼的各种外载，总的在机翼、机身连接处，由机身提供支持力来平衡。因此在上述载荷作用下，可把机翼看作是固定在机身上的一个“梁”。当机翼分成两半，与机身在其左右两侧相连时，可把每半个机翼看作支持在机身上的悬臂梁；若左右机翼连成一个整体时，则可把它看作支持在机身上的双支点外伸梁。这两种情况虽然在支持形式上有所不同，但对外翼结构来说，都可以看作悬臂梁。必须指出，在把机翼看作为一个“工程梁”时，它与“材料力学”课程中介绍的一般工程梁相比，有其特殊性：

(1) 机翼高度(厚度)小，但其弦向尺寸(相当于梁宽)大多与翼展有相同量级(尤其如三角机翼)。而一般工程梁是指高度和宽度均比长度要小得多的单尺度梁，这类梁仅注重沿长度方向分布的载荷。而对于机翼，弦向分布的载荷也很重要。

(2) 一般工程梁支承简单，计算简化也容易，而机翼在机身上的固定形式要复杂得多。此外考虑到结构支承的弹性效应，精确计算中，应认为机身是一弹性支承。

前述各种外载在机翼结构中将引起相应的内力：剪力 Q、弯矩 M 和扭矩 M_t。现取翼展方向为 z 轴；与 z 轴垂直的翼弦方向为 x 轴；与弦平面垂直的方向为 y 轴。则剪力 Q_n 和 Q_h 分别表示沿 y 轴和 x 轴的分量。外载引起的弯矩分别为 M_n 和 M_h。此外由于外载合力作用点一般与机翼结构各剖面的刚心不重合，因而还会引起相对于机翼刚心轴的扭矩 M_t(图 3.3)。这些统称为机翼的总体内力。因为机翼的升力很大，且作用在机翼刚度最小的方向上；而阻力相对于升力要小得多，且作用在机翼刚度最大的弦平面内，因此在进行结构受力分析时，常着重考虑气动载荷沿垂直于弦平面的分量 —— 升力引起的内力 Q_n、M_n 等。此时，机翼上剪力、弯矩和扭矩的分布见图 3.4。为简便起见略去下标 n，则

$$Q = \int_{\frac{l}{2}}^{z} q\mathrm{d}z + \sum P_i, \qquad M = \int_{\frac{l}{2}}^{z} Q\mathrm{d}z \tag{3.1}$$

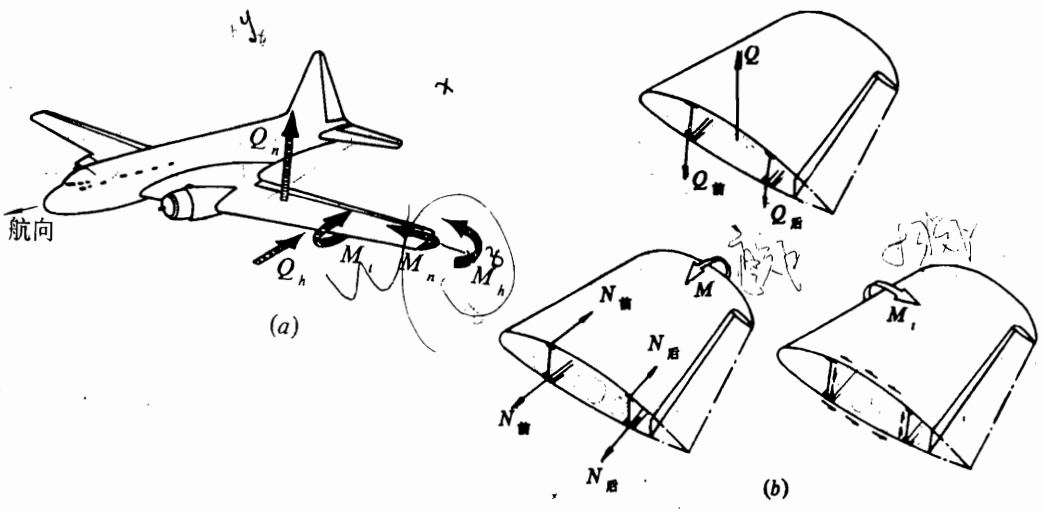


图 3.3　机翼上所受的力矩和剪力

(a) 机翼的总体内力；M_t— 扭矩；M_n— 由 Q_n 引起的作用在垂直面内的弯矩

M_h— 由 Q_h 引起的作用在弦平面内的弯矩　(b) 与外载相平衡的总体内力

四、尾翼的外载特点

在全动水平尾翼与舵面上，作用有分布的气动载荷和自身的质量力。安定面上除作用有这类载荷外，还有舵面悬挂接头传来的集中力。由于舵面与安定面、全动平尾与机身的连接情况和机翼与机身的连接情况有所不同，因而此时安定面或机身各自提供的支持力的形式也不同。水平尾翼和垂直尾翼同样可根据其外载和支持力或操纵力作出剪力、弯矩和扭矩图。从图 3.5 可见，安定面的受力情况与机翼相似。

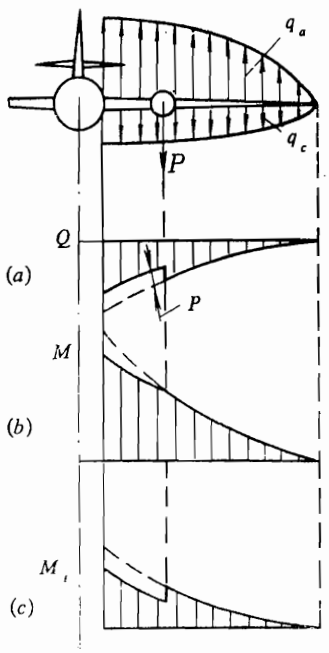


图 3.4　机翼的内力 Q、M、M_t 分布图
(a) 机翼的剪力图　(b) 机翼的弯矩图
(c) 机翼的扭矩图

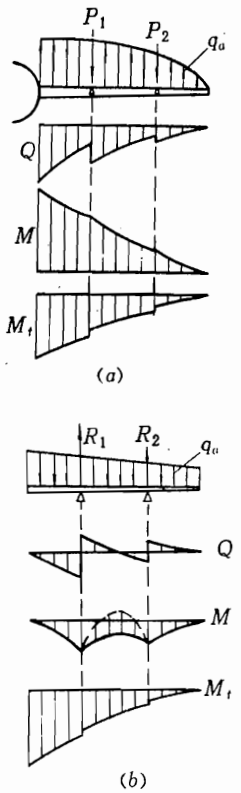


图 3.5　水平尾翼的剪力、弯矩、扭矩图
(a) 水平安定面的内力图　(b) 升降舵的内力图
q_a、P_1、P_2— 外载　R_1、R_2— 支反力

尾翼上的气动力外载以它的作用分，有以下三类。

1. 平衡载荷

平衡载荷是用以保证飞机纵向气动力矩平衡时平尾上的载荷。此时水平安定面上的载荷往往与升降舵的载荷方向相反，所以平尾受有较大扭矩。

2. 机动载荷

在不平静气流或机动飞行时偏转升降舵或方向舵产生的附加载荷，这是尾翼的主要受力情况。

3. 不对称载荷

对平尾来说由侧滑或横滚引起的载荷是不对称载荷，它们一般比机动载荷小得多。但此不对称载荷引起的 M_x 却较大，所以对机身结构有影响。垂尾除上述横滚影响外，还有不对称的

发动机推力也会引起垂尾上的不对称载荷(图 3.6)。

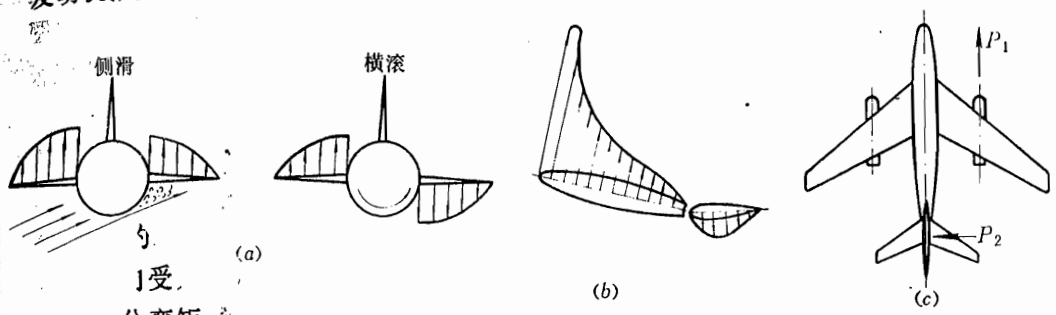


图 3.6　尾翼的外载荷

(a) 水平尾翼在飞机侧滑和横滚时的不对称载荷

(b) 平衡载荷沿水平尾翼弦向分布的特点

(c) 发动机推力不对称时的载荷

P_1— 一个发动机的推力　P_2— 因 P_1 引起的垂尾上的平衡载荷

须要指出的是,飞机在飞行中的飞行状态经常变化,因而尾翼上载荷的大小和方向也随着改变;大气中的不稳定气流也会使尾翼的载荷经常发生变化,因此尾翼上的载荷具有重复载荷的性质。

3.2　机翼结构的典型元件与典型受力型式

一、机翼结构的典型元件

机翼一般由下述典型元件组成(图 3.7):纵向元件有翼梁、长桁、墙(腹板);横向元件有翼肋(普通肋和加强肋);以及包在纵、横构件组成的骨架外面的蒙皮。

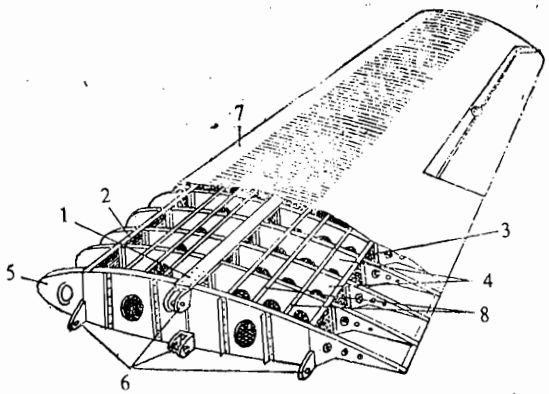


图 3.7　机翼的典型结构元件

1— 翼梁　2— 前纵墙　3— 后纵墙　4— 普通翼肋　5— 加强翼肋

6— 对接接头　7— 硬铝蒙皮　8— 长桁

1. *蒙皮*

蒙皮的直接功用是形成流线形的机翼外表面。为了使机翼的阻力尽量小,蒙皮应力求光滑,为此应提高蒙皮的横向弯曲刚度,以减小它在飞行中的凹、凸变形。从受力看,气动载荷直接作用在蒙皮上,因此蒙皮受有垂直于其表面的局部气动载荷。此外蒙皮还参与机翼的总体受

力 —— 它和翼梁或翼墙的腹板组合在一起，形成封闭的盒式薄壁梁承受机翼的扭矩；当蒙皮较厚时，它常与长桁一起组成壁板，承受机翼弯矩引起的轴力。壁板有组合式或整体式（图3.8）。某些结构型式（如多腹板式机翼）的蒙皮很厚，可从几 mm 到十几 mm，常做成整体壁板形式，此时蒙皮将成为承受弯矩最主要的，甚至是唯一的受力元件。

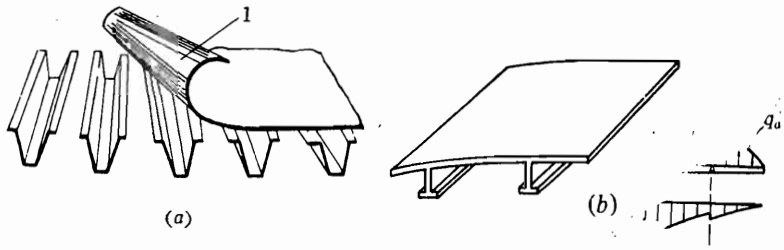


图 3.8　蒙皮

(a) 金属蒙皮　(b) 整体蒙皮（整体壁板）

2. 长桁（也称桁条）

长桁是与蒙皮和翼肋相连的元件。长桁上作用有气动载荷。在现代机翼中它一般都参与机翼的总体受力 —— 承受机翼弯矩引起的部分轴向力，是纵向骨架中的重要受力元件之一。除上述承力作用外，长桁和翼肋一起对蒙皮起一定的支持作用。各种长桁见图 3.9。

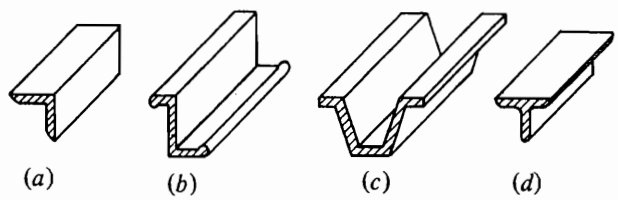


图 3.9　各种长桁

3. 翼肋（图 3.10）

普通翼肋构造上的功用是维持机翼剖面所需的形状。一般它与蒙皮、长桁相连，机翼受气动载荷时，它以自身平面内的刚度向蒙皮、长桁提供垂直方向的支持。同时翼肋又沿周边支持在蒙皮和梁（或墙）的腹板上，在翼肋受载时，由蒙皮、腹板向翼肋提供各自平面内的支承剪流。

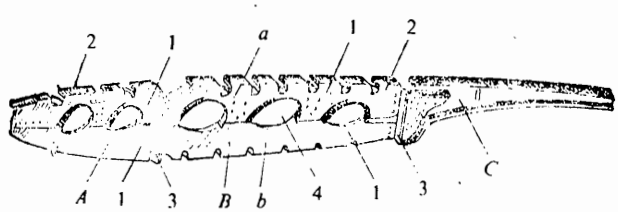


图 3.10　腹板式翼肋

1— 腹板　2— 周缘弯边　3— 与腹板连接的弯边　4— 减轻孔

A— 前段　B— 中段　C— 后段　a— 上部分　b— 下部分

加强翼肋虽也有上述作用，但其主要是用来承受并传递自身平面内的较大的集中载荷或由于结构不连续（如大开口处）引起的附加载荷。

4. 翼梁

翼梁由梁的腹板和缘条（或称凸缘）组成（图 3.11）。翼梁是单纯的受力件，主要承受剪力 Q 和弯矩 M。在有的结构型式中，它是机翼主要的纵向受力件，承受机翼的全部或大部分弯矩。翼梁大多在根部与机身固接。

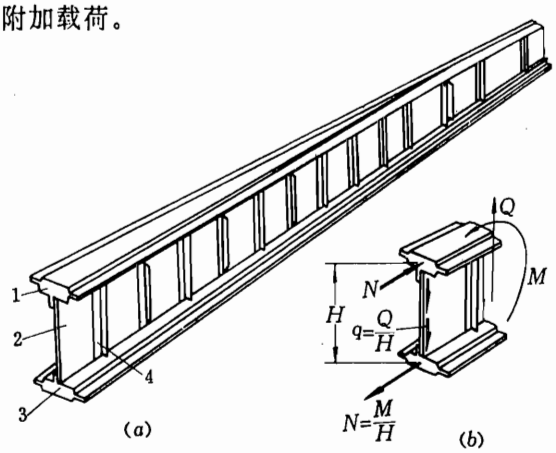


图 3.11　翼梁

1— 上缘条　2— 腹板　3— 下缘条　4— 支柱

5. 纵墙（包含腹板）

纵墙的缘条比梁缘条弱得多，但大多强于一般长桁，纵墙与机身的连接为铰接。腹板或没有缘条，或缘条与长桁一样强。墙和腹板一般都不能承受弯矩，但与蒙皮组成封闭盒段以承受机翼的扭矩。后墙则还有封闭机翼内部容积的作用（图 3.12）。

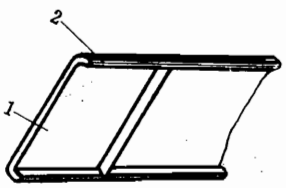


图 3.12　纵墙

1— 腹板　2— 弱缘条

机翼的特点是薄壁结构，因此以上各元件之间的连接大多采用分散连接：如铆钉连接、螺栓连接、点焊、胶接或它们的混合型式 —— 如胶铆等。连接缝间的作用力可视为分布剪流形式。

最后，构成机翼结构的除以上基本元件外，还有机翼-机身连接接头，它是重要受力件。接头的形式视机翼结构的受力型式而定。总的连接接头至少要保证机翼静定地固定于机身上，即能提供六个自由度的约束。实际上一般该连接往往是静不定的。

二、机翼结构的典型受力型式

机翼在载荷作用下，由某些元件起主要受力作用，所谓机翼结构的受力型式是指结构中这些起主要作用的元件的组成形式。各种不同的受力型式表征了机翼结构不同的总体受力特点。受力型式比相应的真实机翼结构简单得多。对于组成某受力型式的各主要受力元件（如翼肋、翼梁等），我们并不注意它们本身的具体构造，而是着重分析它们各自的受力作用。

机翼的典型受力型式有：梁式、单块式、多腹板式或混合式等薄壁结构，此外还有一些厚壁结构（如整体壁板式）的机翼。下面列举几种典型受力型式机翼的构造特点。

梁式　主要的构造特点是纵向有很强的翼梁（有单梁、双梁或多梁等多种形式）；蒙皮较薄；长桁较少且弱，梁缘条的剖面与长桁相比要大得多；有时还同时布置有纵墙。梁式机翼通常不作成一个整体，而是分成左、右两个机翼 —— 即机翼常在机身的左、右侧边处有设计分离面，并就在此分离面处，借助几个梁、墙根部传集中载荷的对接接头与机身连接（图 3.7）。

单块式　从构造上看，长桁较多且较强，蒙皮较厚，长桁，蒙皮组成可受轴向力的壁板。当

有梁时，一般梁缘条的剖面面积与长桁的剖面面积接近或略大一些；有时就只布置纵墙。为了充分发挥单块式机翼的受力特点，左、右机翼一般连成整体贯穿机身。但有时，为了使用、维修方便，在展向布置有设计分离面。分离面处采用沿翼箱周缘分散连接的形式将全机翼连为一体(图 3.13(*a*))。然后，整个机翼另通过几个接头与机身相连(图 3.13(*b*))。

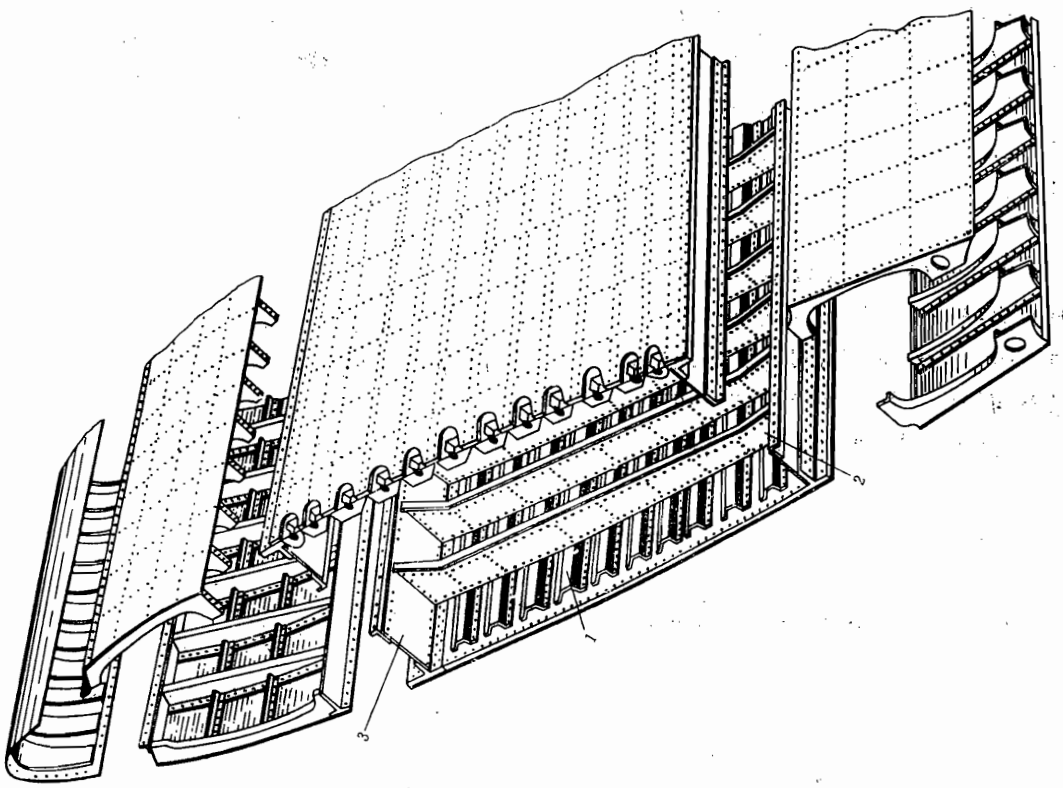


图 3.13(*a*)　单块式机翼
1— 长桁　2— 翼肋　3— 墙(或梁的腹板)

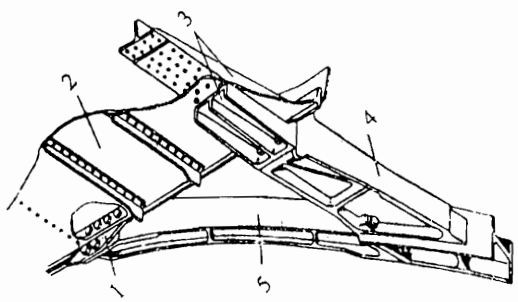


图 3.13(*b*) 单块式机翼与机身的连接(机翼为上单翼布置时)
1— 中翼梁与框弧形件的对接接头　2— 梁腹板
3— 中翼与机身对接接头　4— 框侧部　5— 框上弧形件

多腹板式(或为多梁式)　这类机翼布置了较多的纵墙(一般多于5个);蒙皮厚(可从几mm到十几mm);无长桁;有少肋、多肋两种。但结合受集中力的需要,至少每侧机翼上要布置3～5个加强翼肋(图3.14)。当左、右机翼连成整体时,与机身的连接与单块式类似。但有的与梁式类似,分成左右机翼,在机身侧边与之相连。此时往往由多腹板式过渡到多梁式,用少于腹板数的几个梁的根部集中对接接头在根部与机身相连(见图3.37)。

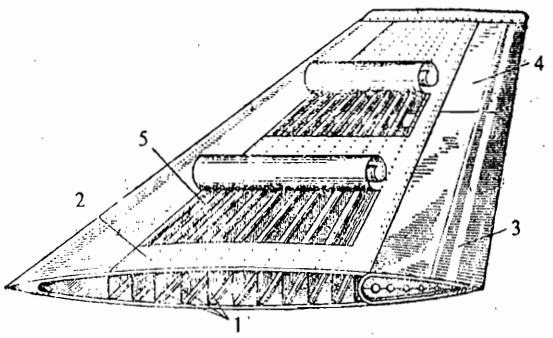


图3.14　多腹板式机翼
1—纵墙　2—蒙皮　3—襟翼
4—副翼　5—纵墙的细缘条

在"飞机学"课程中,我们已知道,机翼有各种不同的平面形状,大致可分为直机翼、后掠翼、三角机翼和小展弦比直机翼四种。他们分别用于不同速度、不同类型的飞机上。例如直机翼主要用于低速飞机上。后掠翼主要用于高亚音速和超音速飞机上。国外还有变后掠机翼的飞机,后掠角可在20°～70°之间变化,以适应飞机低空低速、高空高速、低空高速的性能变化要求。三角翼和小展弦比直机翼用于超音速飞机上不同类型的平面形状的机翼,往往采用不同型式的机翼结构。即使是同一种类型的平面形状,其结构型式也由于各飞机的具体设计要求之不同而各异。

从实际机翼情况看,现在,单纯的梁式已很少采用,一般只用在低速或小型飞机上。速度较高的飞机很多采用带两、三根梁的单块式翼盒结构或多梁厚蒙皮式结构,各种受力型式虽然总体受力特点不同,但机翼结构中各元件的受力作用和传力过程又有很多共同点。因此下节我们将从易到难,先以一种典型受力型式为重点进行传力分析,着重搞清结构中各元件的受力原理、作用,并对其他典型受力型式进行对比分析。对混合式结构,读者可运用所学方法自行分析。

3.3　机翼典型受力型式的传力分析

一、传力分析的基本方法

实际机翼结构一般都是高度静不定的复杂结构,从受力的角度看有主要部分(如主要受力翼盒)和主要元件、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)两大类。在结构分析、设计计算或强度校核时均须进行必要的简化,其时为了减少工作量,随着各阶段工作对计算值的精确度的要求不同,所取的简化模型和简化程度有所不同。传力分析主要是以工程梁理论为基础,对结构的传力规律进行的以定性分析为主的分析工作。虽然工程梁理论的基本假设(如细长梁假设)在有些结构情况下不尽满足,但只要简化模型取得合理,能抓住主要矛盾,同时对某些局部区域进行必要的理论修正后,分析结果仍有相当的可靠性,而且物理概念清晰,尤其是对中、大展弦比等机翼,有时还可作为粗定量分析之用。通过传力分析可以较好地研究机翼的传力规律和参加承受机翼总体力的主

要结构的受力特点。

1. 对实际结构进行传力分析的基本方法

(1) 对实际结构合理简化，略去次要元件和次要的部分。例如对图 3.25 所示的双梁式直机翼，可根据前、后缘闭室的抗扭能力(如当它的扭转刚度只占整个盒段扭转刚度的 10% 以下时) 可略去后缘或前、后缘，而近似认为只有两根大梁之间的翼盒段结构承受机翼的总体内力，使在传力分析中，降低结构的静不定度数，成为静定的或只有一两度静不定的结构。

(2) 对结构中各元件之间的连接关系了解清楚，并合理简化成铰接、固接等集中连接或分散连接的典型连接形式。

上述简化一般应以偏安全为宜。

(3) 然后从结构的初始外载荷开始，依次取出各个部分或元件为分离体，按它们各自的受力特性合理简化成典型的受力构件 —— 如盒式梁、平面梁、板、杆等；并根据与该部分结构相连的其他构件的受力特性及它们相互间的连接；由静力平衡条件，确定出各级分离体上的“外载”(作用力) 和支承力，并画出各构件的内力图。这样，通过各级分离体图既可了解力在结构中的传递过程，又可知道各构件的传力功用和大致的内力分布。

2. 基本结构元件和结构的受力特性

飞机机体结构大多是薄壁结构，基本上由板、杆组成。各构件在结构中应根据它们的受力特性进行最佳的组合，使它们分别承担最符合各自受力特性的载荷，这样才能使设计出来的结构重量轻。同样，在传力分析时，也应对各构件(元件) 的受力特性合理地简化，比如哪些应作为板元，哪些应作为杆元或梁元，这样就能帮助我们了解各元件在结构受力中各自所起的主要作用，更好地分析结构受载后的传力路线。

判断一个构件(元件) 能否传递这种或那种载荷，就要看该构件在此种载荷下是否满足强度要求，或是否不致产生过大的变形(超过了容许的变形量)。下面分析一下飞机上的各种典型构件的受力特性。

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

(2) 薄板　一块薄平板适宜承受在板平面内的分布载荷，包括剪流和拉伸应力(图 3.15(*a*) 和(*b*))。在薄板受压和受剪时，必须考虑稳定性问题。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，故粗略分析时常将它略去。同时要注意薄板不适宜受集中力。由于板的厚度较薄，很易撕裂，所以要传递板平面内的集中力就必须附加一构件，将集中力扩散成分布剪流，否则板不能直接承受此集中力(图 3.15(*c*))。机翼中的墙、翼梁和翼肋的腹板常简化成薄板。厚板则能直接受一定的集中力，同时既可受剪，也可受拉、压。

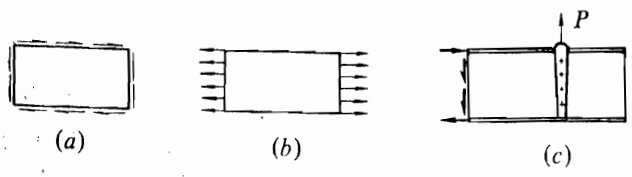


图 3.15　薄板受载情况

(*a*) 薄板受剪　(*b*) 受拉　(*c*) 薄板受集中力(应附加构件)

(3) 平面板杆结构　它由位于同一平面内的板、杆组成，适宜受作用在该平面内的载荷。因杆宜于受轴向力，因此可沿板杆结构中的任何杆件加以沿杆轴方向的力。如果某一节点为两根不同方向的杆的交点时，则可在此节点上加以在该平面内任意方向上的集中力。

当由薄板与杆构成结构时，杆、板之间只能相互传递剪流(图 3.16(*a*))。因为若板将拉伸应力给杆时，从图 3.16(*b*) 可知，必定会使杆受到一横向载荷而引起弯矩，这将与杆不能受弯的假设相矛盾。由此还可推知，当板杆结构为三角形时，由于不应有横向载荷给杆，则三角形薄板周边上只能承受纯剪流；但根据板的平衡可知，此时对板的任一顶点取力矩均不能平衡，可见三角形薄板不能受剪(图 3.17)。但若为可受正应力的三角形厚板，板边又有合适的支持时，还是能受剪的。

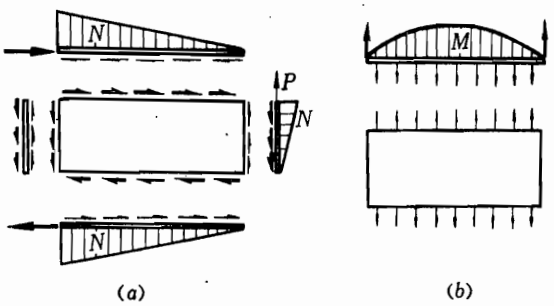


图 3.16　平面板杆结构的受载情况
(*a*) 板、杆间只传递剪流，则杆只受轴向力
(*b*) 板、杆间传递法向载荷，则杆将受弯矩

飞机结构中最常见的板杆结构是由长桁加强的蒙皮壁板结构(图 3.18)，这种结构能受拉伸、压缩和剪切载荷。为了计算方便，根据蒙皮的厚度不同可简化成不同的模型。常用的一种模型是将板(蒙皮)承受拉压的能力合并到杆(长桁)中去，即仍简化为受剪板和受轴力杆。

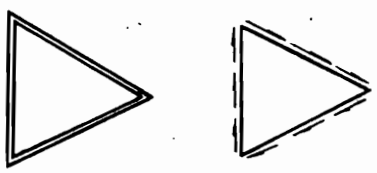


图 3.17　三角形板杆结构板不受剪

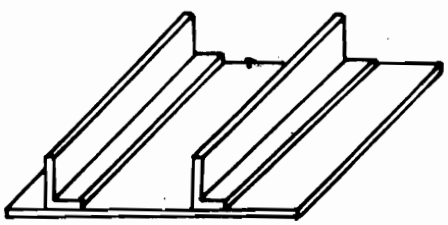
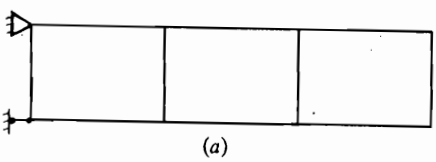


图 3.18　蒙皮、长桁组成的壁板结构

(4) 平面梁　平面梁可以是薄壁结构组合梁，也可以是整体梁，它适于受梁平面内的载荷。图 3.19(*a*) 为一由腹板和上、下缘条组成的薄壁翼梁。在传力分析中可以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。中空的平面环形框也是平面梁的一种(见图 3.19(*b*))。



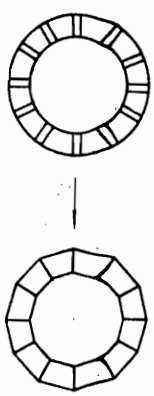


图 3.19　翼梁和机身框

(5) 空间薄壁结构与厚壁筒　厚壁筒与空间薄壁结构(如带腹板的封闭周缘的薄壁梁、盒式结构等)经过合理的安排,可承受空间任意方向的力(图 3.20)。

例如图 3.21 所示,有一对空间集中力 P,可分解成 P_x、P_y、P_z。P_x 由纵向平面构架传走;P_y 和 P_z 力则可由位于 yz 平面内的横向平面构架传至四周支持边界上。

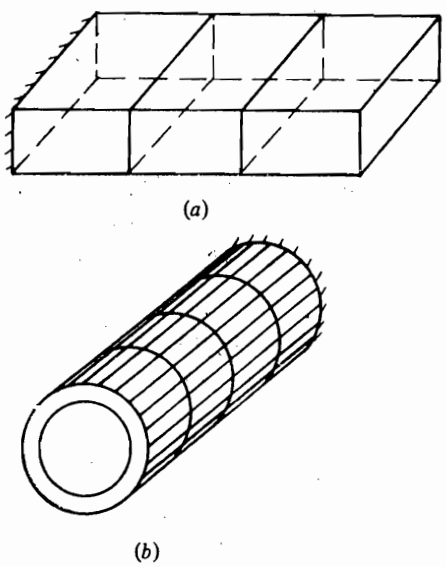


图　3.20

(a) 空间盒式结构　(b) 封闭周缘薄壁梁

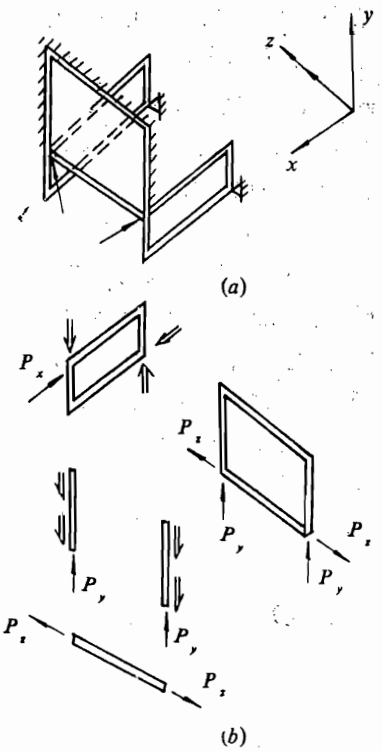


图 3.21　空间薄壁结构传空间集中力举例

通过对上述一些基本结构元件和某些简单结构的受力特性分析,我们必定会注意到:

(1) 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。即在通常所需承受的载荷数值下,构件不破坏或在满足通常结构效率下变形不超过允许值就认为它能承受并传递此力,反之就认为不能承受和传递。

图 3.22 为两端简支的高强铝合金圆杆 AB。已知杆剖面面积 $F = 40\ \text{mm}^2$,$l = 80\ \text{mm}$,$P = 16\ 000\ \text{N}$,$E = 72\ 000\ \text{MPa}$,$\sigma_b = 420\ \text{MPa}$。在 P 力作用下,可求得 $\sigma = P/F = 400\ \text{MPa}$。$\sigma < \sigma_b$,强度足够。现若在杆中点 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 750 N。

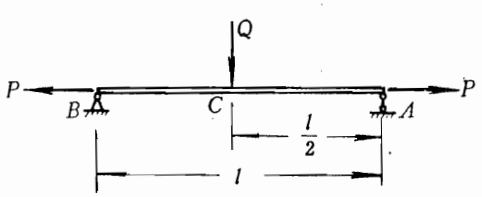


图 3.22　双支点圆杆受载

由此例可见,当圆杆受横向力 Q 时,由于这种载荷不符合杆的受力特性,故承受这种载荷的能力很差(本例中 $Q = (4.7\%)P$)。若受此种形式载荷,必然要付出较多的重量代价,结构效率很低,这显然不符合最小重量要求。因此认为它只能承受轴向力,而忽略其承弯能力,故

作杆元处理。但这不是绝对的，当 Q 很小，以致 $\sigma_{max} \leqslant \sigma_b$，那末它也能承受由力 Q 引起的弯矩。

了解了各种构件的受力特性后，我们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，使结构设计得更轻。而在传力分析时，就可按各自的受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。

(2) 结构能承力的条件　一个结构由很多构件组成。当考虑一个结构的受力特性时，不仅要了解组成它的各个构件本身的受力特性是否适宜承受某种力；还要考虑构件之间力的传递，即某个力能否传到此构件上（传入）；以及是否又能从此构件传到另外一些构件上（传出），最后能否传到支承该结构的基础上（传至基础）。必须同时满足这三个条件。例如，一个薄壁梁要通过某接头承受弯矩，那末该接头必须能使弯矩传入。例如可在梁平面内与其上、下缘条相连，以便保证构成弯矩的一对轴力传入。而若该弯矩直接以集中力形式加到腹板上，则因不符薄板受力特性，无法传入。又如讨论某一孤立的平面梁，虽然它本身能承受作用于自身平面内的弯矩，但如果根部与基础是铰接，那末弯矩就不能从根部传出去（图 3.23），这样实际上此梁就不能受此弯矩。因此构件的支承情况应与构件的受力特性相适应才能使构件传一定的力。

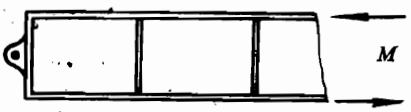


图 3.23　梁一端若铰支，则不能承弯

(3) 静不定结构受力时的刚度分配法　一般结构分为静定结构和静不定结构。在静定结构中，力在各元件中的分配是确定的。它们只和各元件（或支座）及作用力的相对几何位置有关，根据静力平衡条件即可确定各元件的内力。而静不定结构，除去静力平衡方程外，还必须同时根据变形协调条件才能求出各元件所受的力，即力的分配还和各元件本身的刚度和支承条件有关。在一定条件下（如机翼变形符合平剖面假设），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，这种正比关系我们称之为“刚度分配法”。在定性分析中我们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。

刚度是指材料和结构抵抗变形的能力。这里所说的刚度是指元件（构件）的结构刚度，它的度量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值。一个结构有各种变形，如伸长、转角或扭角等，则对应的就有拉伸刚度、弯曲刚度和扭转刚度。

用刚度分配法分配载荷的具体办法如下：在图 3.24(a) 中，有两杆并排在一起受拉，若两杆受拉后的拉伸变形量相同，即 $\Delta l_1 = \Delta l_2$，据此可得

$$\frac{P_1 l_1}{E_1 F_1} = \frac{P_2 l_2}{E_2 F_2} \tag{3.2}$$

根据定义，杆的拉伸刚度 $K = EF/l$，则式(3.2) 可改写为

$$\frac{P_1}{K_1} = \frac{P_2}{K_2} \tag{3.3}$$

所以

$$\frac{P_1}{P_2} = \frac{K_1}{K_2} \tag{3.4}$$

$$P_1 = \frac{K_1}{(K_1 + K_2)} P, \qquad P_2 = \frac{K_2}{(K_1 + K_2)} P \tag{3.5}$$

此式表示两杆分担的拉力可直接按其拉伸刚度比分配。与此类同，根据机翼构造情况，一般可

以认为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，平剖面假设基本成立。因此当机翼中有几根梁同时受弯时(图 3.24(*b*)、(*c*))，各梁剖面转角 θ 一致；当机翼为双闭室盒式梁受扭时(图 3.24(*d*))，可认为两闭室的扭角 φ 一致。现若取 P 为广义力，则在各种受载形式下，静不定结构中各元件分担的载荷均可按下式计算：

$$P_i = \left(\frac{K_i}{\sum K_i}\right)P \tag{3.6}$$

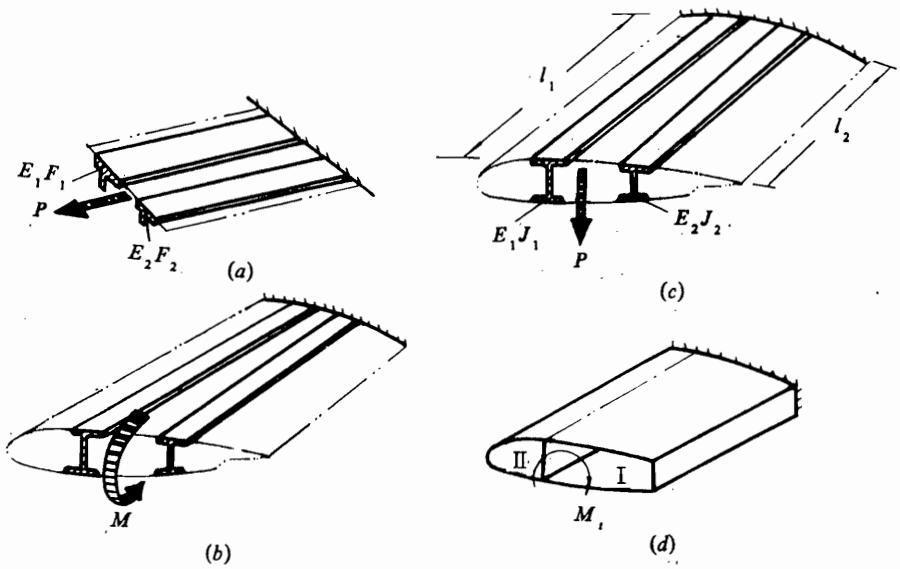


图 3.24

(*a*) 两杆同时受拉　(*b*)、(*c*) 两梁同时受弯　(*d*) 两闭室同时受扭

式中的 K 是与广义力 P 相对应的刚度，可分别按下式计算：

情况(*b*)

$$K = \frac{EI}{l} \tag{3.7}$$

情况(*c*)

$$K = \frac{2EI}{l^2} \tag{3.8}$$

情况(*d*)

$$K = \frac{GJ_P}{l} \tag{3.9}$$

式中　I—— 剖面惯性矩；

J_P—— 扭转剖面系数，$J_P = \Omega^2 / \oint \frac{ds}{\delta}$。$\Omega$ 为 2 倍闭室面积，δ 为闭室的壁厚。

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正确的结果，恰恰相反，它是有条件限制的。例如必须满足工程梁理论的假设条件；同时它往往只是依据结构受某种载荷作用(如横向力 P—— 图 3.24(*c*))时，只取其某种变形(例如转角 θ)的变

形量相同得出的。在不满足这些条件时，所得结果就可能和实际不一致，甚至有可能相距甚远。这一点将在第五章中有所介绍。

二、双梁式直机翼的传力分析 —— 各典型元件的受力原理、作用

本节将以双梁式直机翼(图 3.25) 为典型，以机翼的主要载荷 —— 分布气动载荷为重点，进行传力分析，即气动力是如何从蒙皮经机翼各元件传到机翼根部？又如何把根部的集中力和力矩传给机身的？其间各元件主要起什么作用？

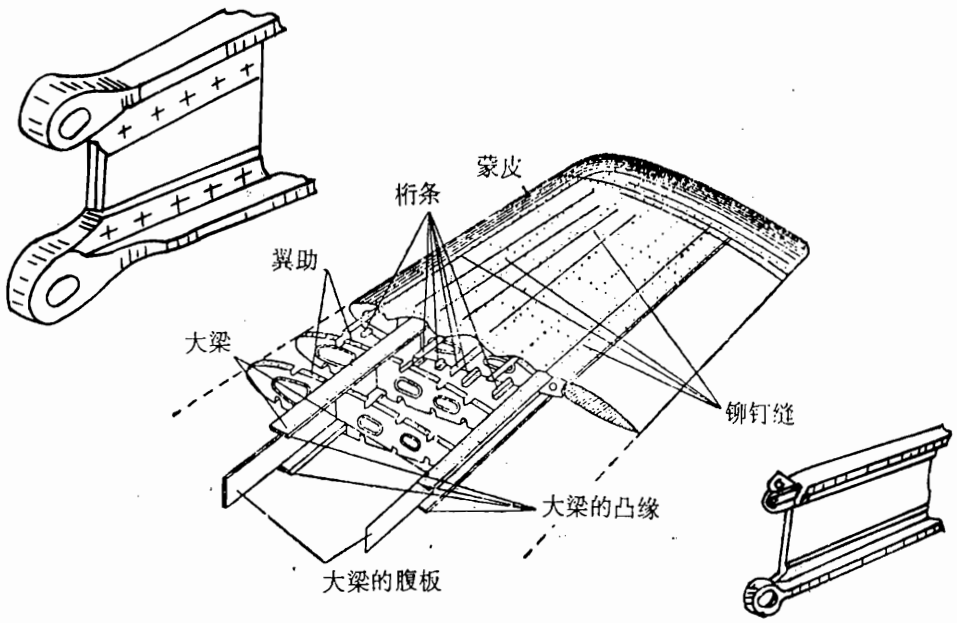


图 3.25　双梁式直机翼

1. 作用在机翼上的气动载荷的传递

(1) 蒙皮的初始受载　蒙皮把气动载荷分别传给长桁和翼肋。

气动载荷直接作用在机翼蒙皮上。现取出相邻的两长桁、两普通翼肋之间的一小块蒙皮为分离体分析。蒙皮一般通过铆钉以分散连接形式和长桁、翼肋相连，因此可把这块蒙皮看成四边支承在长桁和翼肋上的矩形薄板。支承可根据是由单排还是多排铆钉连接，相应地简化为简支(铰支) 或固支。实际上此处大多为单排铆钉，故可简化为四边简支板。

当蒙皮受到气动力作用时，若气动力为吸力，则长桁和翼肋将通过铆钉受拉对蒙皮提供支反力，使蒙皮处于平衡状态。若气动力为压力时，蒙皮将直接压在翼肋和长桁上。根据作用力与反作用力大小相等、方向相反，分别作用于两相关物体上的原理，蒙皮也就把外载传给了翼肋和长桁(图 3.26(a))。气动力的分配可认为近似如图 3.26(b) 所示；当该蒙皮单元体长宽不很悬殊时，可按对角线划分。长桁 $a-c$ 直接受相邻两个蒙皮单元体上传来的阴影面积 $abcd$ 上的气动载荷。

蒙皮本身的受力情况：当蒙皮很薄，且曲率较大时(如前缘蒙皮)，它主要以软板形式受力，即蒙皮主要受剪应力(沿蒙皮厚度均匀分布的正应力)。但当蒙皮曲度不大时(如中段主翼盒

区），则蒙皮内主要为垂直于蒙皮的横向力引起的弯曲应力，同时也有一些链应力。

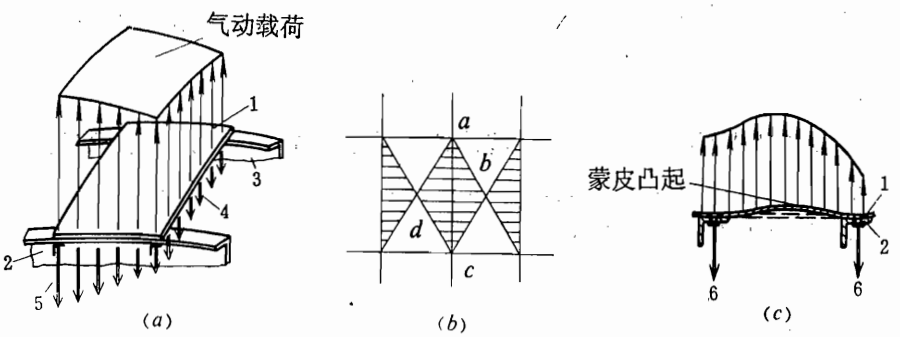


图 3.26　机翼蒙皮受气动载荷*

1— 蒙皮　2— 长桁　3— 翼肋　4— 长桁支反力　5— 翼肋支反力　6— 铆钉的支反力

(2) 长桁与翼肋受载　长桁把自身承担的初始气动载荷传给翼肋。

长桁与翼肋直接用角片（或间接地通过蒙皮）相连（图 3.27）。由于该载荷方向垂直于长桁轴线，且处于翼肋平面内，在此种载荷下，翼肋的刚度比长桁大得多，因此翼肋向长桁提供支持。此时长桁可看作支持在一排翼肋上的多支点连续梁。这样长桁也就把作用在它上面的气动载荷传给了翼肋。至此，作用在蒙皮上的气动载荷直接或由长桁间接地（图 3.28）全部传给了翼肋。

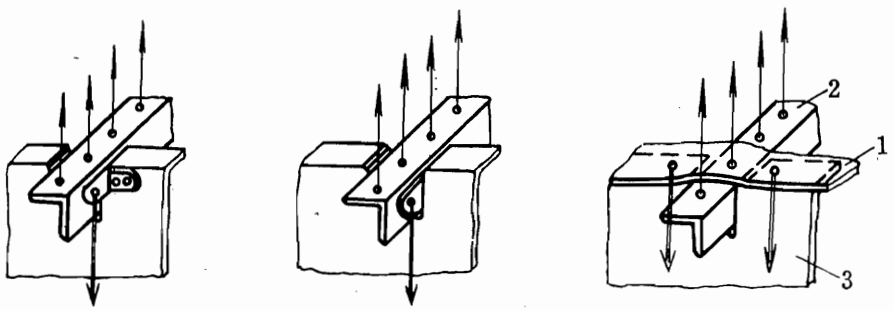


图 3.27　长桁与翼肋的连接形式

1— 蒙皮　2— 长桁　3— 翼肋

在上述情况下，蒙皮和长桁作为薄板和杆元，按它们的受力特性，似乎不宜承受这类使板和杆受弯曲应力的横向载荷。须要指出的是，实际上所谓构件的受力特性是相对而言的，是指它最适宜承受某种载荷，而不是绝对不能受其他载荷。因为一般情况下，这些局部气动载荷对于这些构件来说都属小载荷，因而此时它们能承受此类载荷。

(3) 翼肋的受载　在梁式和单块式机翼中，普通翼肋的作用和受力情况很有特点，应加以足够的重视。

翼肋的外载有蒙皮直接传来的一部分初始气动载荷 q_a（分布载荷）和由长桁传来的气动载荷 p_a（小集中力）（图 3.29）。它们的合力 ΔQ_i 即作用在该翼剖面的压力中心上，并近似认为它垂直于翼弦线（图 3.30）。

那么翼肋由什么元件提供支反力呢？这要根据翼肋与周围元件的连接情况以及这些元件

* 注：在分离体的平衡图中，我们以单线箭头 → 表示外载（作用力、主动力），以双线箭头 ⇒ 表示支反力（支承力）。

本身的受力特性来定。在双梁式机翼中，翼肋腹板与两梁的腹板相连，肋的上、下缘条与蒙皮相连，故可认为翼肋是沿周缘支持在一个由梁和蒙皮组成的空间盒式梁上，即“结构力学”中具有四个可受正应力的集中面积的闭室盒段结构上。

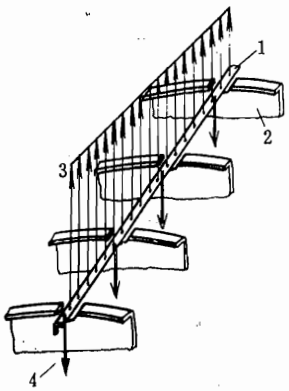


图 3.28　长桁受载

1— 长桁　2— 翼肋

3— 蒙皮传来的载荷

4— 翼肋的支反力

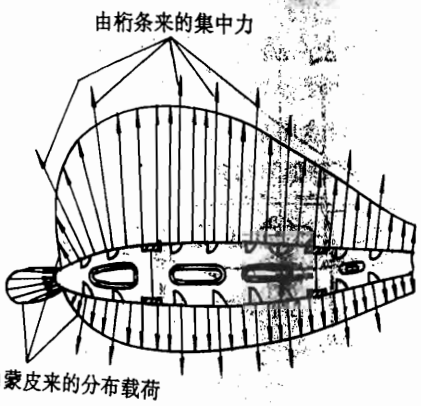


图 3.29　翼肋的外载

一般 ΔQ 的作用点不通过该盒段结构在此剖面处的刚心。在求支反力时(注意：只为求支反力，而不是分析翼肋的内力)，可把 ΔQ 平移到上述刚心上，使在刚心上作用有一力 $\Delta Q'$ 和附加一个绕刚心的力矩 ΔM_t。作用在刚心上的力有使翼肋作上、下平移的趋势，并将使翼盒产生弯曲变形。而力矩 ΔM_t 将使翼肋有绕刚心转动的趋势，并使翼盒产生扭转变形。

翼梁腹板和蒙皮都是薄壁构件。虽然它们在垂直于自身平面的方向上刚度很差，但在自身平面内却都有足够的刚度，能够提供支持。因此翼肋受载荷后，其垂直力 $\Delta Q'$ 由两个大梁腹板的支反力 ΔR_f、ΔR_r 平衡。这两个支反力(或说 $\Delta Q'$ 的两个分量 ΔQ_f 和 ΔQ_r，它们与 ΔR_f、ΔR_r 大小相等、方向相反)在满足一定条件时，可直接由刚度分配法由两梁的弯曲刚度 K_f、K_r 求得其值：

$$\begin{aligned}
&\Delta Q' = \Delta Q_f + \Delta Q_r \\
&\Delta Q_f = \left(\frac{K_f}{K_f + K_r}\right)\Delta Q' \\
&\Delta Q_r = \left(\frac{K_r}{K_f + K_r}\right)\Delta Q' \\
&K = EI/l \qquad l\text{— 梁长}
\end{aligned} \tag{3.10}$$

ΔM_t 由翼盒提供沿闭室周缘作用的、闭合的支反剪流来平衡(图 3.30(a))。可见，通过翼肋的作用，气动载荷转换成了垂直载荷 ΔQ_f、ΔQ_r 和力矩 ΔM_t，并相应地传到了梁腹板和组成封闭翼盒的各元件上。

翼肋受载时，它本身相当于一个“梁”，各切面内会产生剪力、弯矩等内力(图 3.30(b))。但应强调指出，它与一般“材料力学”中的梁不同。“材力”中的梁多半具有集中的刚性支点(铰支、固支)。而支持翼肋的是它的内侧(靠近机翼根部)的一段盒式梁，所以该支持是沿翼肋周

缘分散的和弹性可变的。

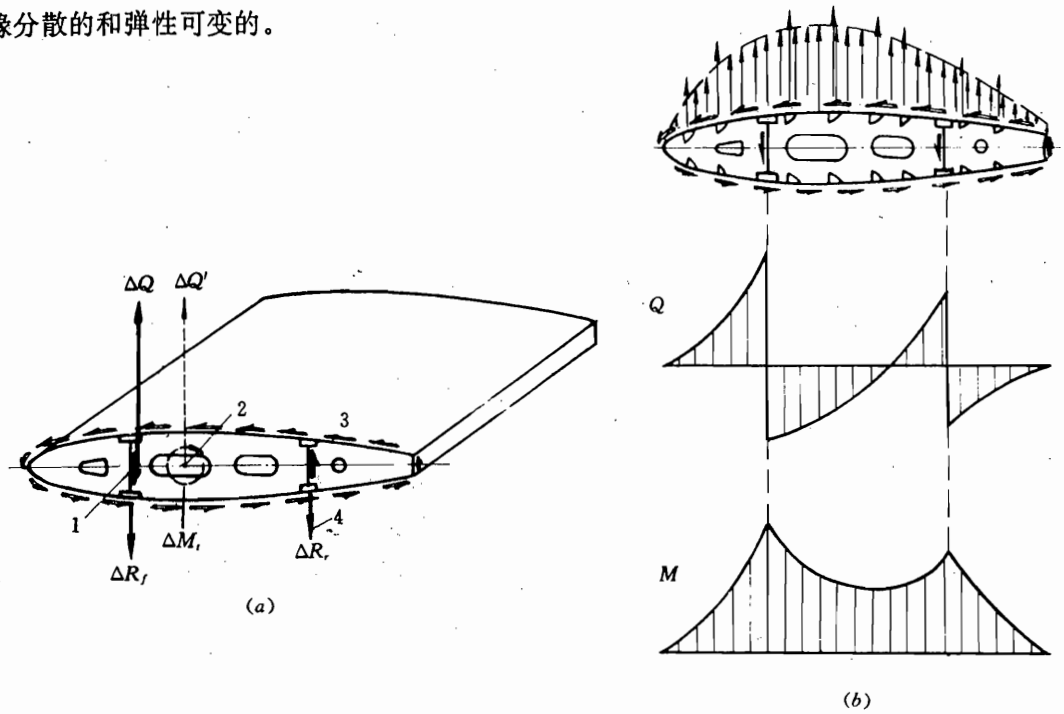


图 3.30　普通翼肋的平衡
(a) 翼肋受力 ΔQ 时的平衡　(b) 翼肋内力图
1— 压力中心　2— 刚心　3— 蒙皮给翼肋的支反力　4— 翼梁腹板给翼肋的支反力

从以上分析可知，翼肋和蒙皮之间存在着相互支持又相互加载的关系。当蒙皮受到气动载荷时，因为它在自身平面的垂直方向上很易变形，所以要依靠翼肋支持；而当翼肋受到力矩 ΔM_t 时，由于蒙皮(还有梁腹板)在自身平面内有足够的刚度，所以又可对翼肋提供支持(Δq_t)。这样，原来作用在蒙皮上的气动载荷又有部分回到蒙皮上。但由于翼肋的作用，已从原来垂直于蒙皮表面的横向载荷形式转换成了符合蒙皮受力特性的、作用在蒙皮自身平面内的分布剪流。

(4) 翼梁的受载　翼肋传给腹板的载荷 ΔQ_f、ΔQ_r 分别以剪流形式加到梁腹板上。由于梁腹板的抗弯能力比梁的缘条小得多，可略去其承弯能力，因而腹板以平板受剪的形式平衡，并将它们往根部传递。由于腹板和很多翼肋相连，从翼尖到翼根，一个个 ΔQ_i 加到两梁腹板上，最后在根部由机翼-机身对接接头提供 y 向支反力 R_2 来平衡。

腹板上沿展向(梁轴方向)的支反剪流由梁的上、下缘条提供，也就是说，腹板将加给上、下缘条一对轴向剪流。缘条以杆的形式受载并向根部传递，最

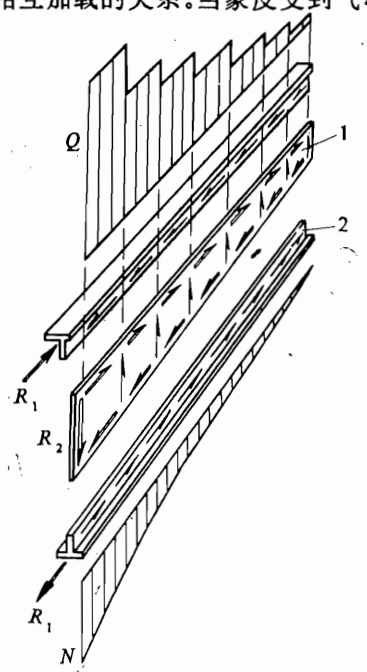


图 3.31　翼梁的平衡及其内力图
1— 大梁腹板　2— 大梁缘条
R_1、R_2— 机身支反力

后由根部对接接头提供一对水平(z向)支反力R_1来平衡(图 3.31)。由于这一对轴向剪流大小相等、方向相反,因此相当于给梁加上了一个力矩(弯矩)。也就是说两根梁内将有剪力和弯矩两种内力,它们也就是梁式机翼的总体内力中的剪力和弯矩。若略去机翼的锥度而近似认为腹板是矩形的,并且不计梁本身直接承受的气动载荷,则该剪力Q沿展向向根部呈阶梯形增加(即每经过一个翼肋,Q值有一突变);弯矩(缘条上的一对轴力)则呈斜折线规律分布,其斜率从翼尖到翼根阶段性渐增。

(5) 蒙皮、腹板承受扭矩　由各翼肋沿闭室周缘加给翼盒的Δq_i形成力矩ΔM_i,它将引起机翼的扭转变形,故称之为扭矩。机翼的第三个总体内力扭矩M_t以蒙皮和腹板受剪的形式向根部传递。若略去机翼前、后缘闭室承受总体内力的承载能力,则各ΔM_i只以中盒段受一圈闭合剪流的形式受扭(图 3.32),此时扭矩由翼尖向翼根逐渐增大,变化规律也呈阶梯形。

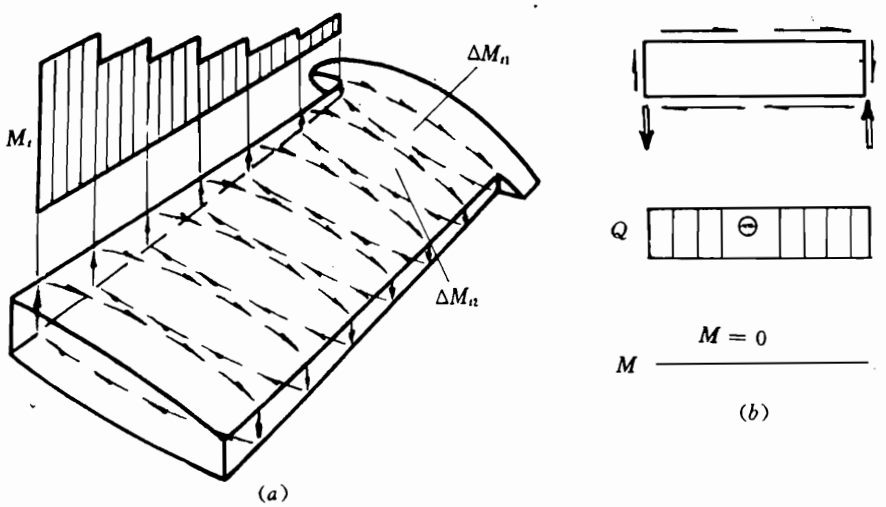


图 3.32　机翼的扭矩

(a) 机翼扭矩图　(b) 机翼根部翼肋的力平衡图和内力图

在双梁式机翼中,总扭矩到机翼根部应通过加强肋将一圈剪流转换成适合于机翼-机身对接接头承受的一对集中力(大小相等、方向相反),再通过接头传给机身(图 3.32(b))。

以上提到的梁缘条上的轴力构成的弯矩M、腹板上的剪力Q和翼盒上的扭矩M_t就是机翼的三个总体内力:弯矩、剪力和扭矩。

须要指出的是:从上面分析可知,对于双梁式机翼,承受机翼总体力的主要构件是梁和蒙皮组成的盒段。普通翼肋不参加总体受力,但它的作用很重要:① 用以承受蒙皮传来的局部气动载荷;② 把局部气动载荷转换成适合于主受力盒段各组成元件的受力特性的载荷形式;③ 然后把它们传到这些主要元件(梁、蒙皮)上,向机翼根部传递,并进而通过对接接头传给机身。由下节集中力的传递可看到,翼肋(加强翼肋)还可把集中力或力矩也转换成合适的载荷形式传给梁和蒙皮组成的主受力盒段;或反之把主受力盒段上的扭矩转换成一对集中力的形式加到接头上(如梁式机翼的根部加强肋)。翼肋可以转换载荷性质或方向的作用很重要,灵活掌握对以后结构设计很有用。当然加强肋的作用不仅在此,这在以后还会谈到。对于上述各种载荷情况下的翼肋的内力图应能熟练画出,以便掌握各种情况下翼肋的主要内力,有助于翼肋的设计。

2. 机翼上集中力的传递

机翼除气动载荷外，还承受有各连接接头传来的集中载荷。然而，机翼是一种薄壁结构，这类结构的特点是适宜于承受分布载荷，而承受集中力的能力极差。因此在受有集中力时，必须在力的作用点处布置相应的构件扩散集中力。例如当传递展向集中力时，可布置辅助梁等纵向构件；而在传递位于翼肋平面内的集中力时（可以是弦向的，或位于垂直面内的），则可布置一加强肋，用以扩散集中力，使之转化成分布剪流，以适应薄壁结构的受力特性，然后传到机翼的主要构件 —— 翼梁和蒙皮上去。从图 3.33 所示的加强肋的平衡可知，该肋在集中力 P 作用下也有垂直向上和绕剖面刚心转动两种运动趋势，因此加强肋上的载荷传递完全与前面普通肋上受气动载荷时相同。所不同的是集中力作用处，加强肋本身的某些内力将有突变；整个机翼的剪力、扭矩在集中力所在剖面也会有突变，并对机翼总体弯矩有影响（图 3.4）。从图 3.33 还可看出，这类翼肋的内力 —— 弯矩和剪力往往都比较大，因此肋的腹板和缘条都比较强。它与翼梁、蒙皮的连接也比较强。

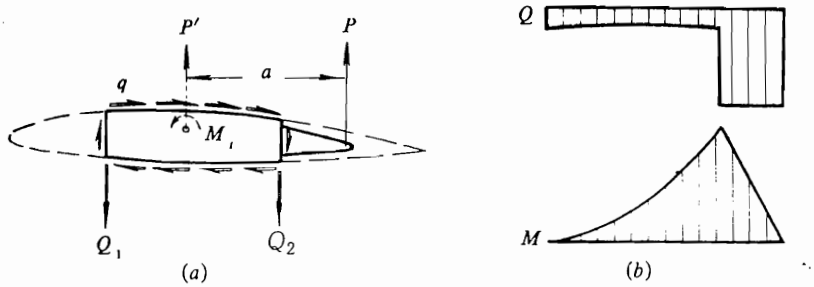


图 3.33　某加强肋的受载

（a）某加强肋受集中力 P 时的平衡图　（b）该加强肋的内力图

3. 单梁式和多梁式机翼的传力分析

单梁式机翼　它和双梁式机翼基本相同。不同的是只有一根很强的梁，一般布置在翼剖面高度最大处。同时还常布置 1 ～ 2 根纵墙，以便与梁的腹板和蒙皮构成较大的闭室来承受机翼的扭矩。典型的墙缘条很弱，且根部与机身用只能传递力的铰接接头相连，故可假设它不参与承受机翼的剪力和弯矩。机翼的全部剪力和弯矩由梁承受，梁的根部有可传力和弯矩的固接接头与机身连接。

多梁式机翼　其传力分析与双梁式类同，只是此时将由几根梁共同承担弯矩和剪力，由多闭室盒段受扭。要注意的是，此时由于各根梁的刚度可能不同，又由于有翼肋和蒙皮将各梁连系在一起，因此，为使变形一致，各梁还可能相互有所影响，有关情况可参考多腹板式机翼。

三、单块式机翼的传力分析

单块式机翼的构造可能布置有 2 ～ 3 根梁或者只有墙；但一般长桁多且较强；蒙皮也比梁式机翼的厚。因此传力上的主要不同点是，由梁缘条、长桁和蒙皮组成的壁板承受机翼的总体弯矩。

在单块式机翼中，气动载荷由蒙皮向长桁、翼肋，一直到梁腹板的传递过程与梁式基本相同。只是单块式中，长桁、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产生的轴向剪流（它们将形成弯矩），一部分直接作用在梁缘条上由它来承受，而主要的将由长桁和

蒙皮组成的壁板来承受(图 3.34)。

现假如把蒙皮承受正应力的能力折算到长桁中去,即把壁板简化成只有梁缘条、长桁能受正应力,那么腹板上的轴向剪流除一部分直接作用在梁缘条上外,大部分将通过蒙皮剪切,将它们传递给各长桁,其传递过程如下: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。按以上假设,蒙皮只受剪,因此将通过蒙皮受剪,传到第一根桁条附近。此轴向剪流又分成两部分:小部分传给第一桁条;大部分继续通过蒙皮剪切向第二桁条附近传去。如此继续,蒙皮中剪流逐渐减小,直至轴向剪流全部传给了梁缘条和各长桁。缘条、长桁上的轴向剪流由根部提供支反力;缘条、长桁所分担的轴力大小,与它们的拉、压刚度成比例;它们的内力(N)沿展向按斜折线规律分布,由翼尖向翼根斜率渐增,与梁式机翼中梁缘条的内力分布规律类同。由于轴向剪流是借助蒙皮受剪传递的,因此蒙皮必将同时有附加剪流作用到各翼肋上。又由于两块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,前后梁附近蒙皮内的剪流方向就正好相反,蒙皮内的剪流愈到中间也愈小,至中间某桁条处,则正好两侧剪流全部由该桁条承担。这就是梁缘条向蒙皮传递部分剪流,剪流在蒙皮内逐渐分散,并使桁条参加总体传弯的过程(图 3.35)。此时翼肋的平衡如图 3.36(b)所示。

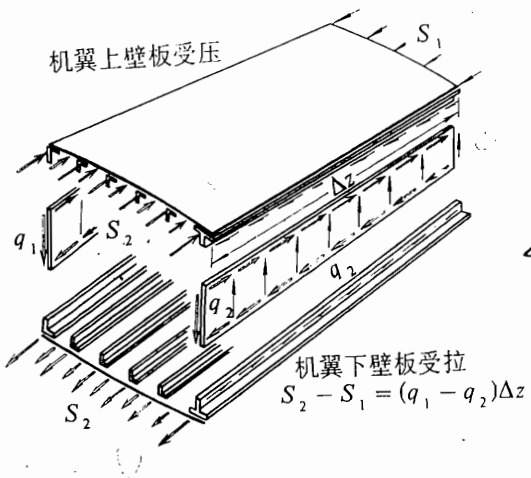


图 3.34　机翼壁板承受总体弯矩

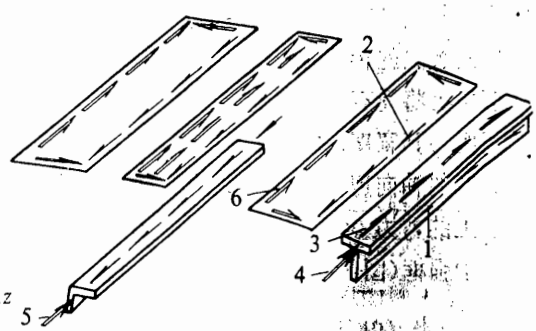


图 3.35　载荷在壁板元件中的传递

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

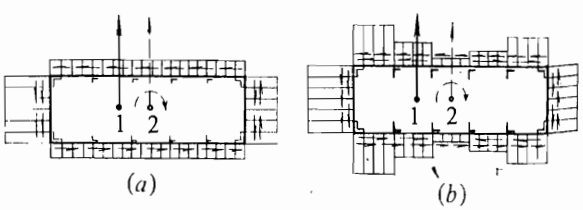


图 3.36　梁式、单块式的翼肋平衡

(a) 双梁式机翼翼肋的平衡及剪流分布规律　(b) 单块式机翼翼肋的平衡及支反剪流分布规律

1— 压力中心　2— 刚心

四、多腹板式机翼的传力特点

多腹板式机翼(图 3.14)较多地应用于小展弦比的高速薄翼飞机上。在超音速后掠机翼的薄翼中也常应用。由于小展弦比机翼展弦比和相对厚度小,所以结构高度很小。若作成梁式,由于梁的上下缘条间距(即梁的有效高度)小,因此与上下缘条间距较大的梁相比,在承受同样大小的弯矩 M 时,结构高度较小的梁的重量势必要重些;或者说,若两梁的结构重量相同时,则前者所能承受的弯矩将小些,即梁的结构效率较低。同时梁式机翼中与强梁相匹配的薄蒙皮也难以保证薄机翼所需的刚度。为此对高速飞机的薄机翼往往采用了厚蒙皮,并配以多腹板的形式。多腹板式的构造一般有以下特点:厚蒙皮,无长桁,有较多的腹板,翼肋有时较多,也可很少。以美国歼击机 F-104 的机翼为例,如除去其开口附近、翼尖段以及根部过渡段,则此段机翼共由 13 块腹板、两个端肋和上、下两块厚蒙皮组成,没有普通肋。蒙皮为变截面,在外侧厚为 3.2 mm,内侧厚为 6.3 mm。最后在机翼根部由 13 块腹板逐渐过渡成 5 根梁,有 5 个集中接头与机身相连(图 3.37)。

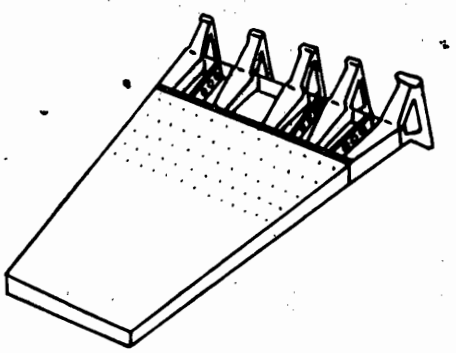


图 3.37 F-104 机翼根部构造

多腹板式的传力特点如下:若中间没有普通翼肋,则分布气动载荷直接由蒙皮传给腹板。每块腹板上将受有沿展向一长条蒙皮上的气动载荷(该条蒙皮以此腹板为轴线、前后各取半个腹板间距为其宽度)。腹板上、下与蒙皮相连,根部与侧边肋相连。因此当腹板受此气动载荷后,由此引起的轴向剪流全部传给蒙皮,使上、下蒙皮分别承受轴向拉伸和压缩(机翼的弯矩)。每块腹板上的剪力 ΔQ_i 则传给侧边加强肋,然后由侧边翼肋通过机翼与机身的几个对接接头传给机身加强框(图 3.38)。

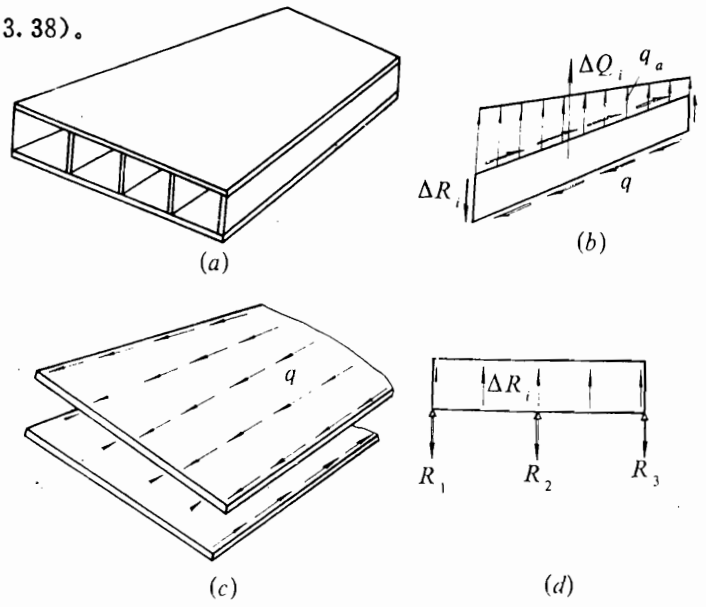


图 3.38 多腹板式机翼受载

(a) 简化模型 (b) 腹板受载后的平衡 (c) 上、下蒙皮上的载荷 (d) 侧边翼肋受载后的平衡

弯矩的传递：如果机翼左、右贯通，则当载荷对称时，蒙皮上的轴力在中央翼的厚蒙皮上自身平衡(图 3.39)。如果像F-104那样，机翼分成两半在机身侧边与机身对接，并最后由13块腹板过渡成5根梁，由5个集中接头与机身连接，则蒙皮在根部将出现参与段。最后由5根梁把作用在机翼上的全部弯矩(即作用在上、下蒙皮上的轴力)集中起来传给机身。

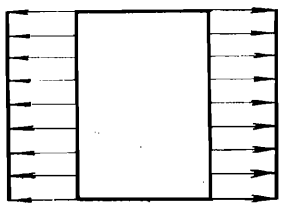


图 3.39　多腹板式机翼的中翼在对称弯矩作用下自身平衡

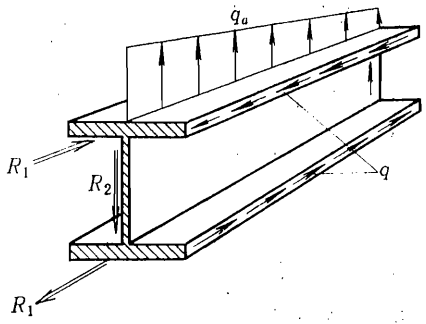


图 3.40　单元体的受力平衡

q_a— 气动载荷　q— 其他腹板通过蒙皮传来的载荷

R_1，R_2— 机身的支反力

我们还可以进一步分析如下：如果取出一块腹板和它所带的一条厚蒙皮为一个单元组合体，该单元体就类似一根梁(图 3.40)。显然每个单元体承受载荷的能力是不同的，这与它们本身的结构刚度(受剖面尺寸、材料及长度等因素影响)以及支持刚度等有关。假设各单元体上的气动载荷相同时，由于各单元体的刚度不同，受载后其弯曲变形也将不同，有的挠度大，有的挠度小，这样实际上整个机翼将发生翘曲变形，蒙皮将会因此受附加的剪切。我们也可以从传力观点来分析，为讨论问题简便起见，假设蒙皮厚度不变，且支承情况完全相同。则由于靠近翼剖面中间部分的单元组合体的结构高度高，结构效率必定也高。现取出靠近前、后缘的一个单元来看，当它承载后，除了由内侧(根部)的蒙皮提供支反力外，相邻结构高度较大处、刚度较大的单元体的蒙皮也会向它提供轴向支反剪流。因而可以认为对于有的单元体，除了直接加在上面的分布气动载荷外，还将附加作用有其他单元体传来的轴向剪流(图 3.40)。也就是说通过蒙皮受剪，蒙皮上的附加剪流将对某些单元体起加载或卸载的作用。

综上所述，可知多腹板式机翼中蒙皮是主要受力元件。它除了承受扭矩引起的剪切外，还承受绝大部分弯矩引起的正应力(一般占总弯矩的(80 ～ 90)%，连接蒙皮与腹板的加筋条约承受 10%)，因此它处于复杂应力状态。而腹板主要受剪，同时还向蒙皮提供垂直方向的支持。

五、机翼各典型元件的受力功用

最后将各典型元件的受力功用总结如下：

1. 蒙皮

蒙皮起承受气动载荷和维持机翼外形的作用。在总体受力时，它主要是用来承受扭矩引起的剪流；在现代高速飞机中由于蒙皮较厚，因此它还不同程度地以受轴力的形式参与承受机翼的弯矩。此时蒙皮将在其自身平面内同时受有较大的正应力和剪应力，处于复杂应力状态。

2. 翼肋

普通肋不参加机翼的总体受力，它的主要功用是承受局部气动载荷和维持剖面形状。翼肋

作为长桁的支点还承受长桁传来的局部气动载荷，还为防止长桁以及蒙皮受压总体失稳提供横向支持。

除此之外，加强肋还有以下两个功用：一是用来承受其他部件传来的集中载荷，将它扩散成分布剪流传到由梁和蒙皮组成的翼盒上；二是可以将某种形式的分布剪流转换成另一种形式的分布剪流（如大开口处的端肋、梁式机翼的根肋就属此类）。它一般有较强的腹板和缘条，应根据其受载后翼肋的内力（弯矩、剪力）的大小，对腹板和缘条的尺寸作出合理的设计。

从前面分析可知，在机翼传力中翼肋通常是个很关键的元件，它经常能用来转换载荷形式、方向，使之成为适宜翼盒主要受力元件（蒙皮、梁、墙）受力特性的载荷，然后通过这些元件把载荷传往机身。

3. 翼梁和墙

翼梁的主要外载是由各肋传来的剪力 ΔQ_i。翼梁固支在机身上，由机身提供支反力和支反弯矩（如果梁左、右贯通，则当机翼处于对称载荷状态时，弯矩在梁上自身平衡，不传到机身上）。所以翼梁的主要功用是承受（或叫传递）机翼的剪力 Q 和弯矩 M。梁的缘条（凸缘）承受弯矩引起的轴力，腹板承受剪力 Q。翼梁缘条受轴向压力时，由于在蒙皮平面内有蒙皮支持，在翼梁平面内有腹板支持，因此一般不会产生总体失稳，但须考虑其局部失稳问题。

纵墙和翼梁腹板的作用类似。因墙本身不能承受弯矩，而只能以受剪板形式受载，所以在梁式机翼中（又假设蒙皮不受正应力），它和翼梁腹板、蒙皮一起，作为翼盒的一部分，只能用以承受扭矩引起的剪流。但在多腹板式机翼中因蒙皮能承受正应力，可直接向腹板（墙）提供轴向支反剪流，此时腹板将承受由蒙皮直接传来的气动载荷（其合力为 ΔQ_i）。

4. 长桁

长桁承受局部气动载荷，并对蒙皮起支持作用。在现代机翼中，长桁一般都参加总体受力，此时它的主要功用是承受机翼弯矩引起的轴向力。长桁作为杆元，受压后可能产生总体失稳和局部失稳现象，在考虑总体失稳时，由蒙皮和翼肋分别在各自平面内对长桁提供支持。

六、各典型型式受力特点的比较

不同的受力型式，其结构元件的受力功用有所不同。正如过去曾提到的，机翼结构受力型式的发展主要与飞行速度的增长有关。速度的增加促使了机翼外形改变并提高了对结构强度、刚度、外形（气动外形和表面质量）的要求。比较梁式、单块式和多腹板式的受力特点可以发现，单纯的梁式，薄蒙皮和弱长桁均不参加机翼总体弯矩的传递，只有梁的缘条承受弯矩引起的轴力。对高速飞机，由于气动载荷增大；而相对厚度减小又导致了机翼结构高度变小，只靠梁来承弯将使承弯构件的有效高度减小；加之对蒙皮局部刚度和机翼扭转刚度要求的提高，促使蒙皮增厚，长桁增多、增强，因此，在单块式、多腹板式机翼中，蒙皮、长桁，乃至主要是蒙皮发展成为主要的承弯构件。由于蒙皮、长桁等受轴力的面积较之梁缘条更为分散、更靠近外表面，故承弯构件有效高度较大，因此厚蒙皮翼盒不仅承扭能力较高，抗弯特性也较好，因此，此种机翼结构一般说材料利用率较高。在承受总体力中的剪力和扭矩时，几种型式中各元件的作用基本相同。对机翼不同典型型式，更为详细和全面的对比将在第五章中进行。

3.4 机翼、机身连接区和结构布置变化区的传力分析

一、机翼、机身对接接头处的传力分析

正如 3.1 节中曾提及的，机翼上的总体内力 —— 弯、剪、扭将由机身提供支反力来平衡。应该指出：机翼在其主要载荷 —— 左、右机翼对称气动力作用下，不论何种结构型式，左、右机翼上最主要的总体内力 —— 弯矩总是对称的（大小相等、两侧机翼均向上弯、或均向下弯）。因此，应力求使机翼有中央翼将左、右机翼连成一体，以保持机翼结构的完整性。中央翼是指位于机身内的机翼中段，对单块式机翼为中央翼段受力翼箱；对梁式机翼主要是翼梁。这样对称弯矩就可在机翼结构上完全或大部分（对后掠翼）自身平衡而不传到机身上去，这对飞机结构（包括机身和机翼）重量的减轻将十分有利。至于机翼上不能自身平衡的载荷以及当机翼不带中央翼时的对称弯矩，则将由机翼-机身对接接头传给机身。

1. 梁式机翼根部集中连接接头的构造形式与传力分析

梁式机翼常常由于总体布置上的原因不能做成整机翼贯通机身，此时应尽可能使中翼翼梁穿过机身，例如可以把它们做成加强框的一个组成部分。若不可能时，则机翼只能在机身侧边与加强框相连，这时框的受力比较大。梁式机翼或机翼根部段为梁式结构时，一般只需少数几个机翼-机身对接接头，称之为集中连接形式。图 3.41 为两种典型的耳片接头连接形式。

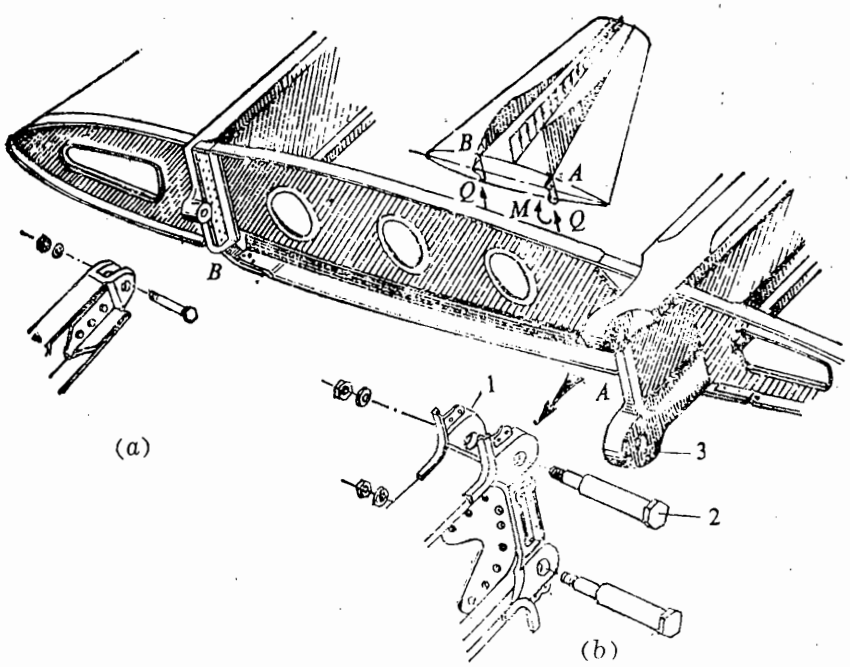


图 3.41 耳片接头

(a) 铰接接头 (b) 固接接头

1— 双耳片（叉形） 2— 螺栓 3— 单耳片

后梁接头由上、下两组耳片和梁的上、下缘条分别连接，此时接头可传梁平面内的弯矩和力，可简化为固接。而前墙腹板与机身只有一组耳片连接，该接头在墙平面内可简化为铰接，可传 Y 向剪力和沿墙轴线方向作用的 z 向力。为了保证机翼上所有的弯、剪、扭都能传到机身上，最少需要一个固接接头和一个铰接接头(如图 3.41 所示的单梁式机翼)。

弯矩以缘条上轴力的形式直接从耳片接头传给机身，连接螺栓受剪。单梁式机翼，弯矩由固接接头传递。双梁式机翼则可由前、后梁的固接接头共同传递。

因梁腹板一般与机身无直接连接，所以为传递集中在腹板根部的机翼剪力(Y 向)，应在梁腹板的根部布置一加强构件(如加强垫板、加强支柱或角盒等构件)与耳片接头相连，以便把全部剪力集中到耳片接头上再传给机身。

扭矩是由组成翼盒的蒙皮、腹板受剪向根部传递的，必须在机翼根部布置一加强翼肋，它把沿盒段周缘作用的闭合剪流转换成由两个垂直剪力组成的力偶，这时剪力由对接接头传给机身(图 3.32(b))。

集中连接接头的形式还很多，我们将在第五章中予以介绍。

2. 单块式机翼(带中央翼时)与机身对接处的传力分析

单块式机翼有时分成几段，然后通过分离面连接接头连成整机翼。机翼一般在中央翼与机身侧边交接处通过接头与机身对接，机翼上的剪力 Q、扭矩 M_t 和反对称弯矩就由这些接头传给机身。一般说这类对接主要是靠四个(也可多于四个)铰接接头即可实现力的传递，但实际上一般总还有其他辅助连接。这些铰接接头可以是空心销(如运－10 飞机)(图 3.42)、对接螺栓或是角盒(图 3.13(b))。

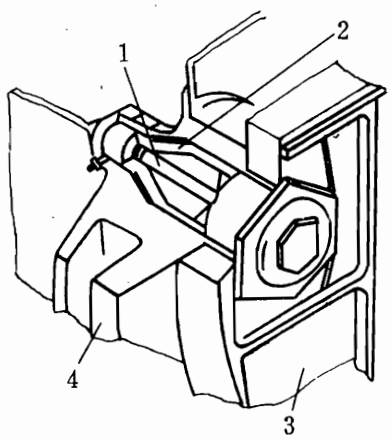


图 3.42　单块式机翼与机身的铰接接头形式之一
机翼-机身对接大空心销(运－10)
1— 定位螺栓　2— 空心销
3— 机身对接框
4— 机翼后梁接头(模锻件)

对接区传力分析(参考图 3.43(a))：

剪力　剪力由前、后梁腹板传到对接接头处，通过接头传给机身加强框。

弯矩　单块式机翼弯矩由上、下壁板承受。

(1) 对称弯矩：左、右机翼壁板上的轴力将进入中央翼壁板，在中央翼段自身平衡。

(2) 反对称弯矩：现若假设某中央翼除长桁外还有前、后梁。则反对称弯矩引起的轴力将先由蒙皮受剪，集中到梁的缘条上；进而由梁的腹板受剪，将展向剪流转成两个垂直剪流，加到侧边加强肋上，通过侧肋传给对接接头，最后传给机身(图 3.44)。

为了避免中央翼的长桁受压总体失稳，一般在中央翼内须要布置翼肋，对长桁提供支持。

扭矩　对称扭矩沿翼箱闭室传到机身侧边后，由侧肋将一圈剪流转成一对大小相等、方向相反的剪力，并就在机翼-机身对接接头处传给机身，对中央翼结构受力无影响。但若为反对称扭矩，则将进入中央翼箱，在中央翼内自身平衡。

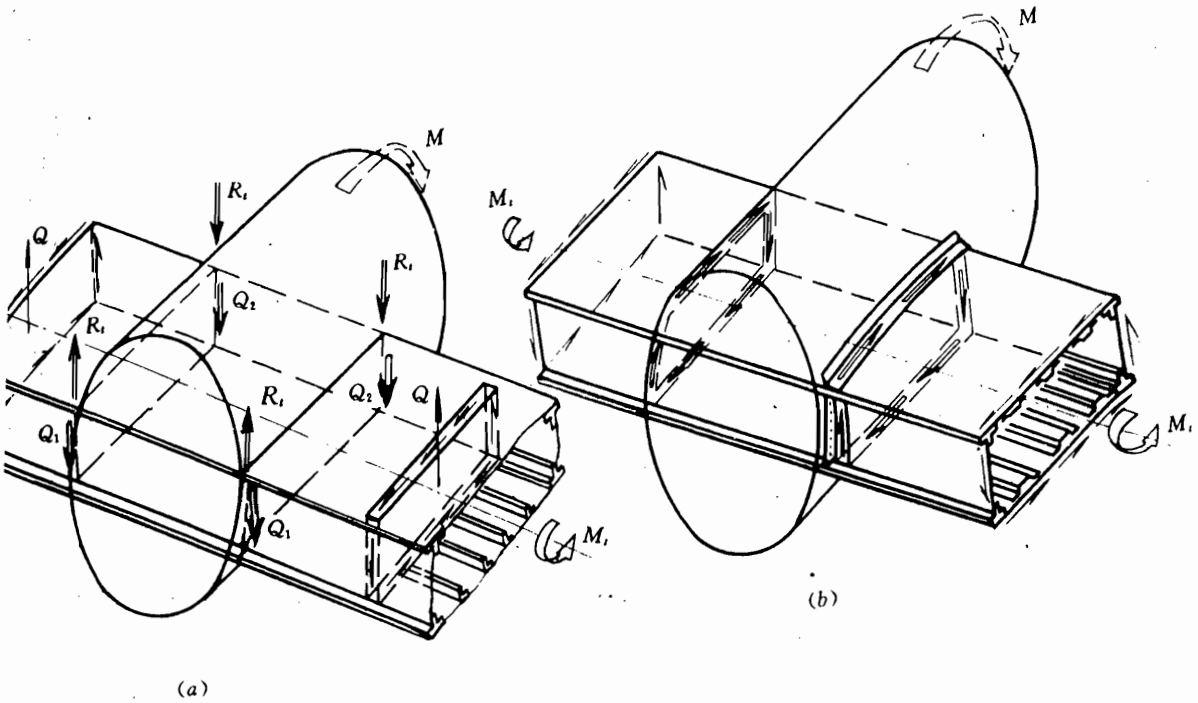


图 3.43　单块式平直机翼在机身上的受力平衡

(a) 用四个铰接接头传递机翼的剪力和扭矩　(b) 用周边对接角条将扭矩传给机身

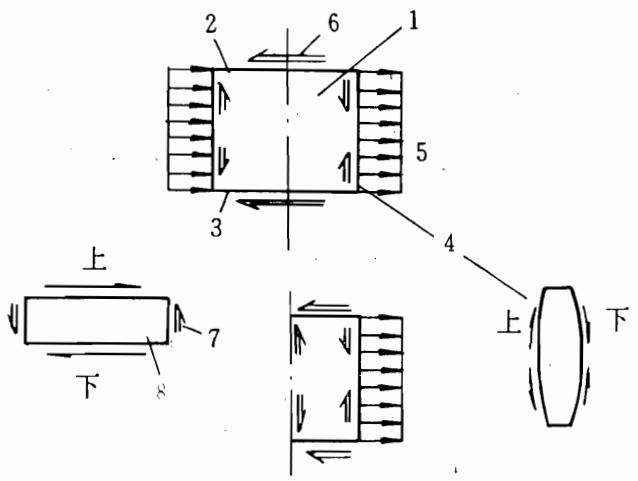


图 3.44　反对称弯矩的传力分析

1— 中央翼上壁板　2— 前梁　3— 后梁　4— 侧边加强肋

5— 外翼作用在中央翼上壁板上的轴力　6— 中央翼梁腹板给壁板的支反力

7— 机翼-机身接头给中央翼梁腹板的支反力　8— 中央翼梁腹板

二、根部连接和结构布置变化对机翼受力的影响

前面所述直机翼的传力分析都是以平剖面假设为基础的，即是在工程梁理论基础上进行的。但实际上，由于种种原因，在机翼根部区的真实情况往往与平剖面假设不符，此时按工程梁理论分析的结果将与实际情况有明显差异（如下面提到的限制扭转问题，还有后掠机翼的根部后掠效应等问题），必须进行修正。

此外，在某些机翼根部，因结构的受力特点与支持情况不完全一致；或由于结构布置变化，例如幻影－Ⅲ根部由多腹板式转成梁式（图 3.45）；又如全动平尾由单块式在根部转成单梁（即转轴）式受力（见图 5.81），此时在机翼的根部区域或变化区存在结构参与问题。下面我们将从物理概念出发，对这些问题作些定性分析。详细的数值计算应该用有限元素法进行。考虑到后掠机翼和三角机翼的受力有一些特点，在现代机翼中又用得较多，因此对它们的传力将在下节中进行分析。

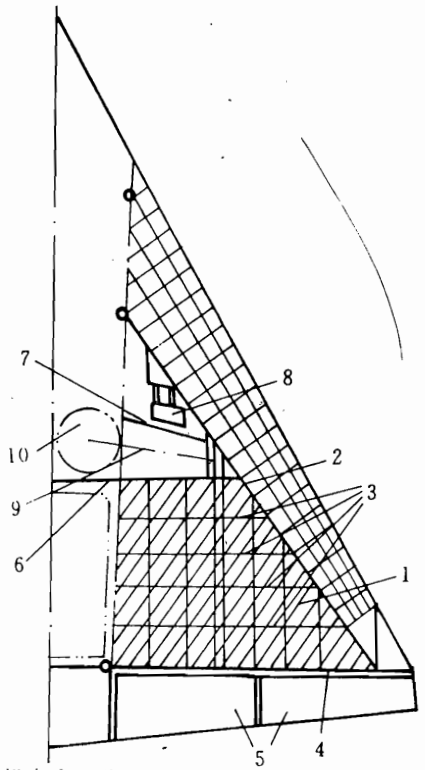


图 3.45　结构布置变化举例

法国幻影－Ⅲ飞机机翼的结构布置

1— 整体油箱　2— 前梁　3— 墙　4— 后梁

5— 副翼　6— 主梁　7— 辅助梁

8— 减速板　9、10— 主起落架

1. 机翼根部的限制扭转

现有一矩形的盒段，在它的两端面上施加了扭矩 M_t（图 3.46）。由于上、下、左、右各板的剪切变形会引起不同的纵向位移，致使端面发生翘曲。机翼在扭矩作用下与此情况类似，若机翼为自由扭转，其两端面也会产生翘曲。但实际上在机翼-机身对接处，由于机身隔框（或中央翼）在机翼展向刚度大，故对机翼根部剖面由翘曲引起的展向变形有所限制，因此必然机身（或中翼）对外翼附加了一组力，它将使翘曲变形减小。这组力必定是自身平衡的，属一种附加的次应力，它改变了机翼按工程梁理论求得的自由扭转情况下的应力分布。机翼的实际应力应等于自由扭转时的基本应力和限制扭转附加的次应力之和。对于单块式机翼和双梁式机翼，该限制扭转引起的次正应力分布见图 3.47(*a*)、(*b*)。相应的还存在有次剪流，但其影响远比次正应力要小。

次应力的分布规律可应用圣维南原理说明之。由于限制扭转时的正应力是一组自身平衡力系，必定会在一定范围内产生影响。但次应力沿展向很快衰减，呈双曲函数分布，影响区长度约为 $B \sim 1.5B$（B 为翼箱宽度）。在一次近似中可看作直线变化（图 3.47）。

要指出的是，机翼的扭矩一般传到机翼-机身对接接头处（通常在机身侧边）就全部传给机身，因而不会作用到处于机身内部的中央翼盒段上。但由固定端的限制扭转产生的附加次应力却会作用到中央翼盒段上，应力分布情况与外翼上类同。此外，实际上机翼根部的固定端，即中央翼盒段或机身结构并非绝对刚硬，而是弹性支承，因而它对机翼根部剖面翘曲的限制将有所减弱，次应力的数值也相应地有所减小。

单梁直机翼在根部与机身为三点连接(指铰接接头有一组耳片、固接接头为上、下两组耳片、共三组),因三点不可能提供一组自身平衡力系,所以单梁式直机翼不存在固定端的限制扭转作用,机翼盒段处于自由扭转状态。

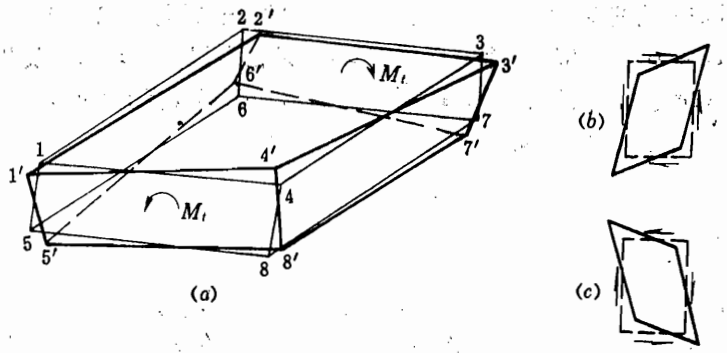


图 3.46　盒段的自由扭转

(a) 盒段　(b) 上板件　(c) 下板件

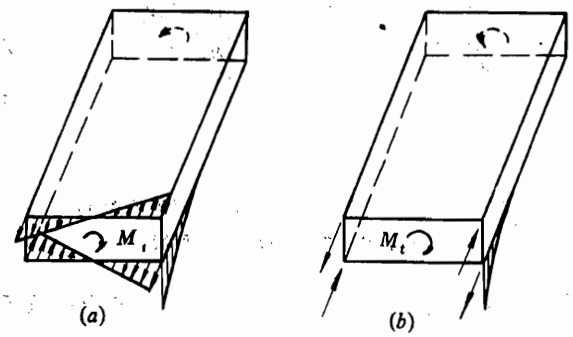


图 3.47　限制扭转的次正应力分布

(a) 单块式机翼　(b) 双梁式机翼

2. 多梁式机翼到根部有的梁转为墙,只与机身铰接;或甚至与机身无直接连接时的结构参与问题

这种情况的出现可能是由于机身内无法安排那么多加强框,或框本身不宜设计成受较大的弯矩;也可能是由于机翼受力构件布置中的其他考虑,或者根部有大开口等原因,致使梁转为墙,或梁与机身铰接,此时根部会出现结构参与问题。实际上在非根部区当梁的数量发生变化时,在结构不连续区也有类似问题。图 3.48 中的后梁在根肋之内就减弱为墙。

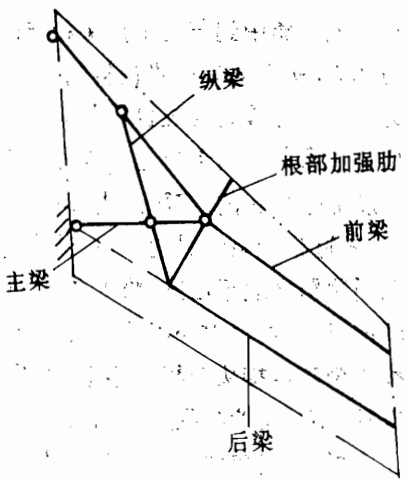


图 3.48　歼-5 机翼根部布置

如图 3.49 所示为一双梁式机翼,其前、后梁的上、下缘条均有弯矩引起的轴力。前梁与机身固接;但后梁在根部却与机身为铰接,该接头不能传弯矩引起的轴力。此时的根部传力如下:实际上后梁的弯矩是在离开机身侧边长为 L 的一个距离内,将后梁的弯矩通过盒段受扭传到前梁上,再传给机身的。并因此使前梁在 L 段内加载,后梁卸载。但为此必须在结构上提供一定条件,即只有当这一长为 L 的盒段有足够的扭转刚度时(因为此时盒

段上附加了相应载荷），才能把后梁上的弯矩传给前梁。为了进一步了解根部区的正应力分布规律，可设想相当于一双梁机翼在根部切面处再加上一对自身平衡的弯矩（图 3.49(b)），在后连接点附加弯矩的方向与原后梁根部弯矩相反、大小相同，致使后梁在根部总弯矩为零。这一对弯矩引起的附加应力也属于次应力，根据圣维南原理，沿展向近似按双曲函数规律很快衰减，影响区长度 $L \approx B \sim 1.5B$。从根部向翼尖看，后梁在 L 段内逐渐参与受弯，因此把此段长度的结构称为参与段。这类通过蒙皮受剪将一个构件（如后梁缘条）上的轴力转移到由另一构件（如前梁缘条）承受的情况，一般称之为结构参与问题。

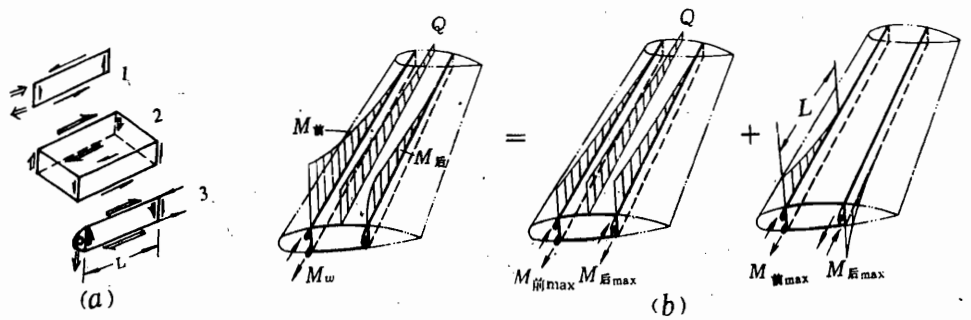


图 3.49　机翼根部支承情况对内力的影响

1— 前梁　2— 盒段　3— 后墙

3. 单块式和多腹板式机翼转成梁式，或在根部只有几个集中接头与机身侧边相连时的结构参与问题

单块式机翼或多腹板式机翼的结构特点是：弯矩引起的轴力是由整个翼盒的壁板或厚蒙皮承受的。若带中央翼时，对称弯矩引起的轴力将在中央翼壁板上自身平衡。但有些情况下，总体布置不允许布置中央翼，而只能通过几个集中接头传给机身，此时就存在如何将沿壁板宽度上分布的轴力集中到与集中接头相连的纵向构件（如梁的缘条）上的问题。

图 3.50 所示为单块式机翼的一块壁板。该机翼在根部实际上已过渡到双梁式。此时壁板上轴力的转移过程是通过自根部向外的一段长度为 L 的蒙皮逐渐完成的。通过蒙皮受剪，长桁和蒙皮才在参与段内逐渐退出承受正应力，转由梁缘条承受。蒙皮上的附加剪流的大小在整个翼箱宽度上是变化的。实际上由理论精确解可知，沿翼箱宽度上各长桁参与段的长度是有所不同的，愈靠近梁缘条的纵向元件，其参与段愈短，详细分析将在 3.9 节中介绍。如果把壁板上的参与区用阴影区表示出来，将如图 3.51(a) 所示。而图 3.51(b) 是歼-7 飞机三角机翼上的根部参与区情况。该机翼由外侧的单块式，到根部过渡为多梁式。其中前、后盒段根部均由一个固接接头和一个铰接接头与机身连接，因此参与区接近于三角形；中盒段则通过前、后两个固接接头与机身相连，其参与区形状如图 3.51(b)。

还应指出，当单块式或多腹板式机翼在某剖面以内要转成梁式（例如，由于有大开口），那么在它们的分界处附近，也会出现类似上述的结构参与问题。关于开口问题，下面我们还将作为一个重点详细讨论。

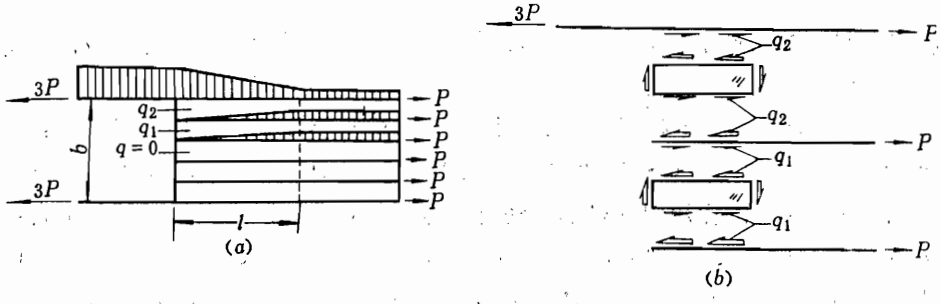


图 3.50　单块式机翼到根部转为双梁式(图示为下壁板)

(a) 结构布置及轴向力分布图　(b) 元件分离体图

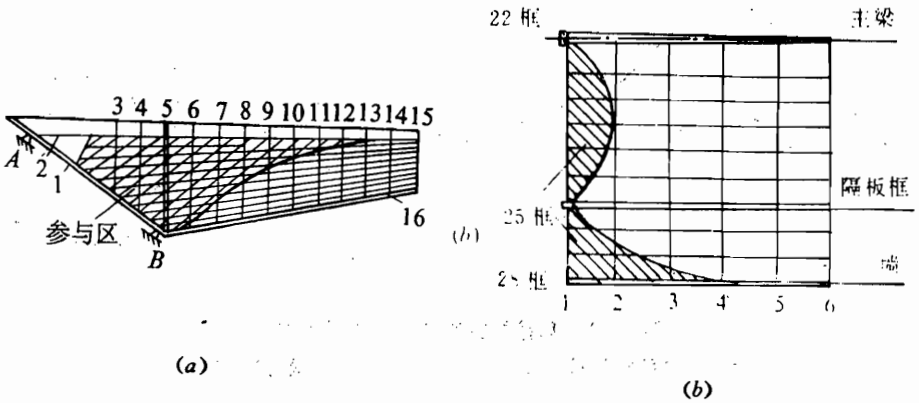


图 3.51　机翼上参与区情况举例歼-7机翼根部

(a) 单块式机翼转成双梁式,阴影区为参与区;　(b) 歼七机翼根部

A— 与 13 框的铰接点　*B*— 与 16 框的固接点　1— 侧肋　2— 前墙　3～15— 前肋　16— 前梁

3.5　后掠机翼和三角机翼的受力特点

一、后掠机翼的传力分析

1. 后掠机翼的结构特点和受力特点

随着飞机飞行速度的提高,出现了后掠机翼,它可以有效地改善飞机在跨音速飞行时的气动特性。但在结构设计方面,与直机机翼相比,由于后掠的影响,出现了一些新的问题。

(1) 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(此时机翼面积、展弦比、梯形比等参数均保持相同),后掠翼真正的结构长度增加了(可近似认为机翼外伸段的长度由直机翼的 l 增加到 $l/\cos\chi$),而垂直于构造轴线的剖面的弦长减小了(图 3.52(*a*)),此外,高速飞机为了减小波阻,往往采取薄翼型。所以后掠机翼比相应的直机翼将更为细、长、薄,致使它的弯曲刚度、扭转刚度都比直机翼差。为了达到同样的刚度要求,机翼结构重量一般将增大。

(2) 变形特点和副翼反效　由图 3.52(*b*) 可知后掠机翼的刚心线是后掠的。这样当后掠

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 AB 上，后缘点 B 的挠度比前缘点 A 的挠度大，即各顺气流剖面将因弯曲而产生附加的低头扭转变形；反之当载荷向下作用，机翼产生向下的弯曲变形时，则将产生附加的抬头的扭转变形，此其一。其二，我们知道，当为了使一侧机翼升力增大而向下偏转副翼时，将产生向上的附加升力 ΔY。因其作用点位于翼剖面的刚心之后，由于 ΔY 的作用引起机翼扭转，使迎角减小。这一迎角变化必然产生附加气动力 $\Delta Y'$，$\Delta Y'$ 与 ΔY 方向相反，使副翼效能降低（图 3.53）。对后掠翼来说，剖面的迎角不仅因机翼的扭转变形而改变，还要因弯曲变形而改变，加剧了上述问题的严重性，将使副翼的效率明显降低，到一定的飞行速度时，可能会完全抵消副翼操纵的作用（若 $\Delta Y' = \Delta Y$ 时），甚至出现相反的效果（若 $\Delta Y' > \Delta Y$）。此即“副翼反效”现象。这种现象在飞行中是不允许出现的。

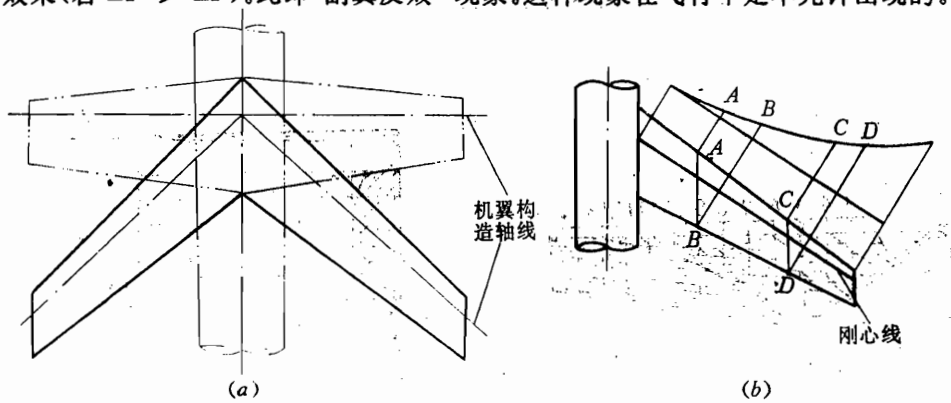


图 3.52　后掠机翼的刚度与变形特点

(a) 直机翼与后掠翼平面形状比较　(b) 后掠机翼的挠曲线

此外机翼后掠后，由于半翼面的压力中心显然比直机翼后移，在根部剖面刚心位置变化不大的情况下会对根部剖面处的载荷，主要是扭矩，造成有较大的增加。

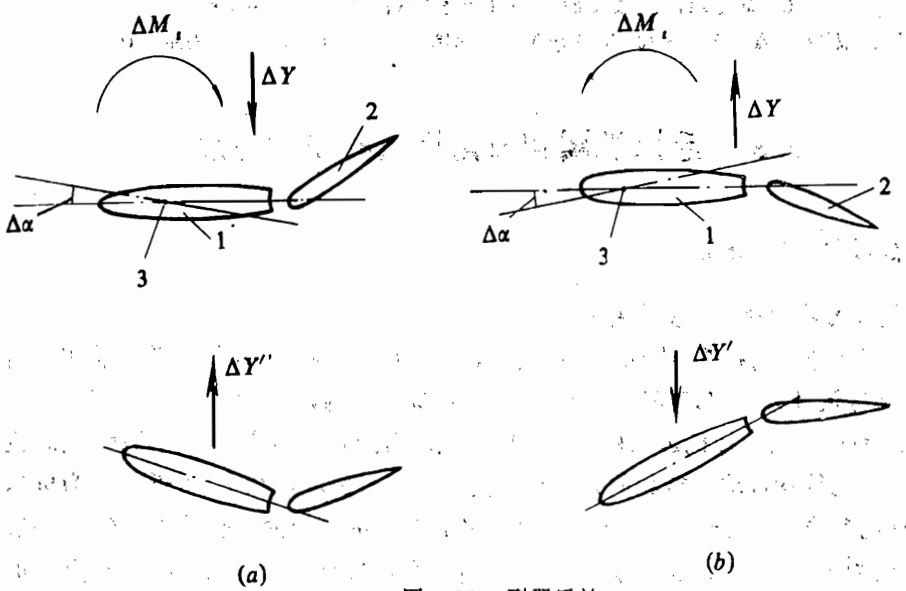


图 3.53　副翼反效

(a) 副翼上偏时　(b) 副翼下偏时　1— 机翼　2— 副翼　3— 刚心　ΔY— 因偏副翼产生的气动力　ΔM_t、$\Delta\alpha$— 因 ΔY 引起的扭矩和迎角变化　$\Delta Y'$— 因迎角变化 $\Delta\alpha$ 引起的附加气动力

由上述这些问题均随着后掠角的增大而更趋严重。为此在结构设计中，对后掠翼的刚度提出了更高的要求。然而实际情况是后掠翼的弯曲、扭转刚度（尤其是扭转刚度）比直机翼要小。所以对后掠翼来说，保证强度、刚度的要求与减轻重量要求之间的矛盾更为突出。从这点考虑，回忆 3.3 节中各种受力型式的受力特点；可知后掠机翼较适宜于采用单块式或多腹板式形式。可是结构型式的选择不可能仅由结构受力要求来确定，由于需要开口或其他原因，有些部位不能采用上述型式，因此在后掠翼上，有不少就采用了混合式结构。如歼-5、歼-6 飞机的外段单块式、根部梁架式结构；RF-101 采用的大部分为多腹板式、近根部为梁式的结构等等。

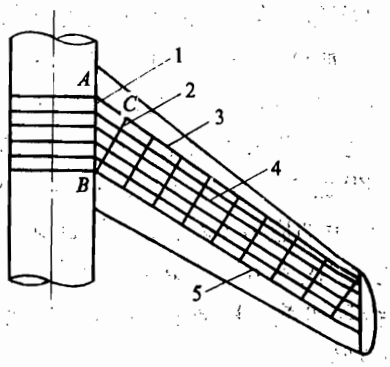


图 3.54　单块式后掠机翼

1— 侧边加强肋　2— 根部加强肋

3— 前梁　4— 长桁　5— 后梁

（3）后掠机翼的受力特点——后掠效应　后掠机翼可看作由直机翼向后转动一个角度而得。它左、右两侧的机翼不是彼此连续的直梁，而是一个有转折的梁。其外段实质上就是一个直机翼，关于直机翼的受力分析仍可沿用。其主要特点是反映在根部三角区内。为了分析该三角区的存在对后掠翼根部受力的影响，现取一单块式后掠机翼为例（图 3.54），取出一段机翼来进行分析。

当机翼受垂直气动载荷作用时，上、下壁板上的各纵向构件（长桁、梁的缘条等）均受轴向拉、压。现先假定根肋外的机翼是绝对刚硬的，则根部剖面 1-3（图 3.55）在弯矩 M 作用下将绕剖面的中性轴旋转一个角度。而该剖面是支持在根部剖面内侧的纵向构件上的，因此内侧各纵向构件应产生相同的位移 Δl。然而由于根部三角区各纵向构件的长度不同，靠近前缘的长，靠近后缘的短，因此它们的轴向拉、压刚度不同（拉、压刚度 $K = EF/l$）。在满足变形（Δl）一致条件下，各纵向元件所承担的轴力将按它们的刚度分配。前梁附近的纵向构件刚度小，分配到的载荷小，应力较低；后梁附近的纵向构件刚度大，分配到的载荷较大，应力就较高。这种应力向后缘集中的现象，通常称之为后掠效应。后掠角愈大，后掠效应愈严重。

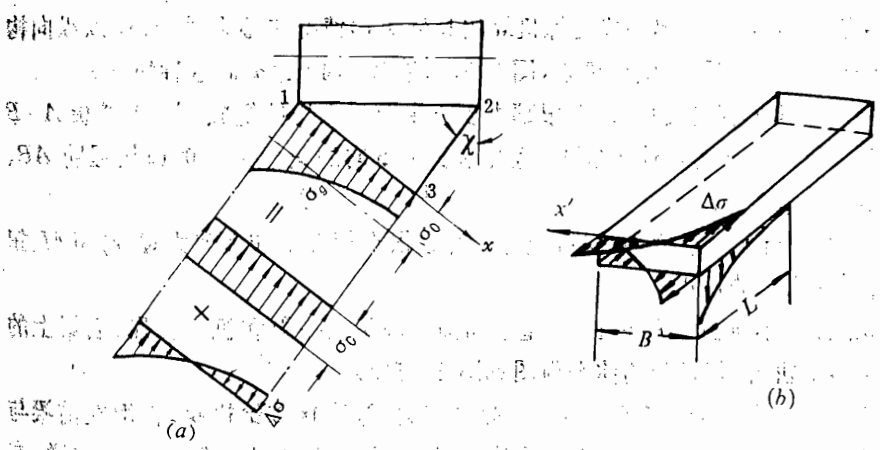


图 3.55　后掠翼受弯矩作用下的应力

（a）后掠机翼根部的应力分布　（b）作用在根部加强肋外段机翼上的附加应力

理论研究证明，根部剖面 1－3 处此时的应力 σ_z 沿剖面的 x' 轴呈双曲线分布。须要指出的是：上面这一分析是在假设机翼外段是绝对刚硬、根部剖面变形后仍然是平面的条件下得出的。实际上，机翼外段是弹性的，因此外段机翼在附加应力 $\Delta\sigma$ 作用下要发生变形，剖面在变形后也不是一个平面，要产生翘曲(图 3.56)，因此外段弹性的影响会使应力向后缘集中的现象有所缓和，但后掠效应仍是存在的。

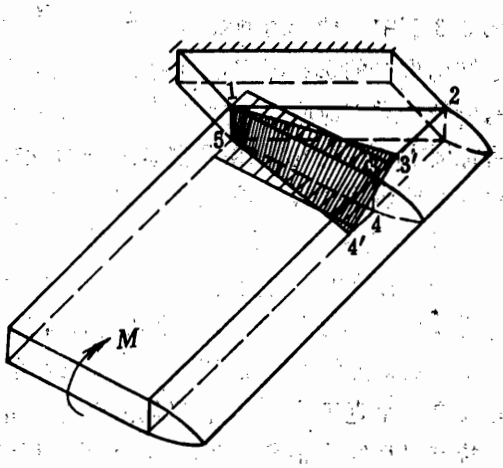


图 3.56　根部剖面 1－3 发生翘曲

如以 σ_0 表示基本应力，$\sigma_0 = M/HBt$，它等于机翼不后掠时该剖面处的应力(H 为机翼有效高度，B 为翼箱宽度，t 为壁板厚度)。另有一组附加应力为 $\Delta\sigma$。则根部的实际应力 $\sigma_z = \sigma_0 + \Delta\sigma$。附加应力 $\Delta\sigma$ 应是一组自身平衡的应力，称之为“次应力”。这组次应力的作用使前梁卸载、后梁加载，其数值可达基本应力的(30～40)%。

由弹性力学的圣维南原理可导出如下结论：如果在一个弹性体的任一部分 A 上作用一自身平衡力系，那么该自身平衡力系在此物体内所引起的应力，随着对 A 部分的距离加大而很快地减小，这个影响区大致和载荷作用区域的大小相当。因此当根部剖面上作用一自身平衡力系 $\Delta\sigma$ 后，根据上述结论可知，该次应力的作用还将延伸到三角区外侧的直机翼段上。但它沿展向很快衰减，衰减区的长度 L 近似等于翼箱宽度 $B \sim 1.5B$，因此在距根部剖面 L 以外的机翼外段，基本上可以不必考虑次应力 $\Delta\sigma$ 的影响。

2. 后掠机翼的传力分析

后掠机翼也有各种结构型式，如单块式、梁式、多腹板式以及根部梁架式等。本节仅以一两种典型情况进行分析，主要目的是掌握后掠机翼根部结构的受力特点以及分析方法，为读者自行分析其他型式的受力打下基础，起到举一反三的作用。

(1) 单块式后掠机翼的传力　单块式后掠机翼的具体结构情况有很多种，现仅以纵向构件在机身侧边转折的单块式后掠翼为例讨论之(图 3.57)(波音－747 即类似这种情况)。

这种机翼的外段和单块式直机翼相似。其根部由以下主要受力构件组成：上、下壁板 $A-B-C$(由梁缘条、长桁、蒙皮组成或为整体加筋板，宜受沿长桁方向的正应力)，侧边加强肋 AB、根部加强肋 AC、前梁 BC。

为研究方便起见，将根部三角区以外的机翼切除，并在根部剖面上加上剪力 Q、弯矩 M、扭矩 M_t 来代替机翼外段对根部的作用。

扭矩 M_t 在根部剖面处继续由三角形上、下壁板和前梁腹板向中翼和机身传递，后梁上的剪流直接由对接接头传给机身。其各分离体平衡图见图 3.57(a)。

剪力 Q 分为两部分。作用在后梁与机身对接点处的剪力 Q_2 直接传给机身。作用在前梁与根肋交点上的剪力 Q_1 分两路传递。一路 Q_b 由前梁传给机身；另一路 Q_r 由根肋向 A 点传递，在 A 点传给机身。此时各构件的分离体平衡图见图 3.57(b)、(c)。

在剪力 Q、扭矩 M_t 的传递过程中，三角形壁板和侧边翼肋均须受载。此时侧肋的平衡见图 3.57。

弯矩 M 以壁板上的轴向力形式作用到根部剖面 AC 上。如图 3.57(d) 中所示"A"点为例，由于在机身侧边处，长桁发生转折，中翼长桁只能提供垂直于机身轴线的支反力，因而如要 A 点处于平衡，必须有另一构件提供另一个支反力。为此机翼机身接合处要求布置一侧边加强肋。

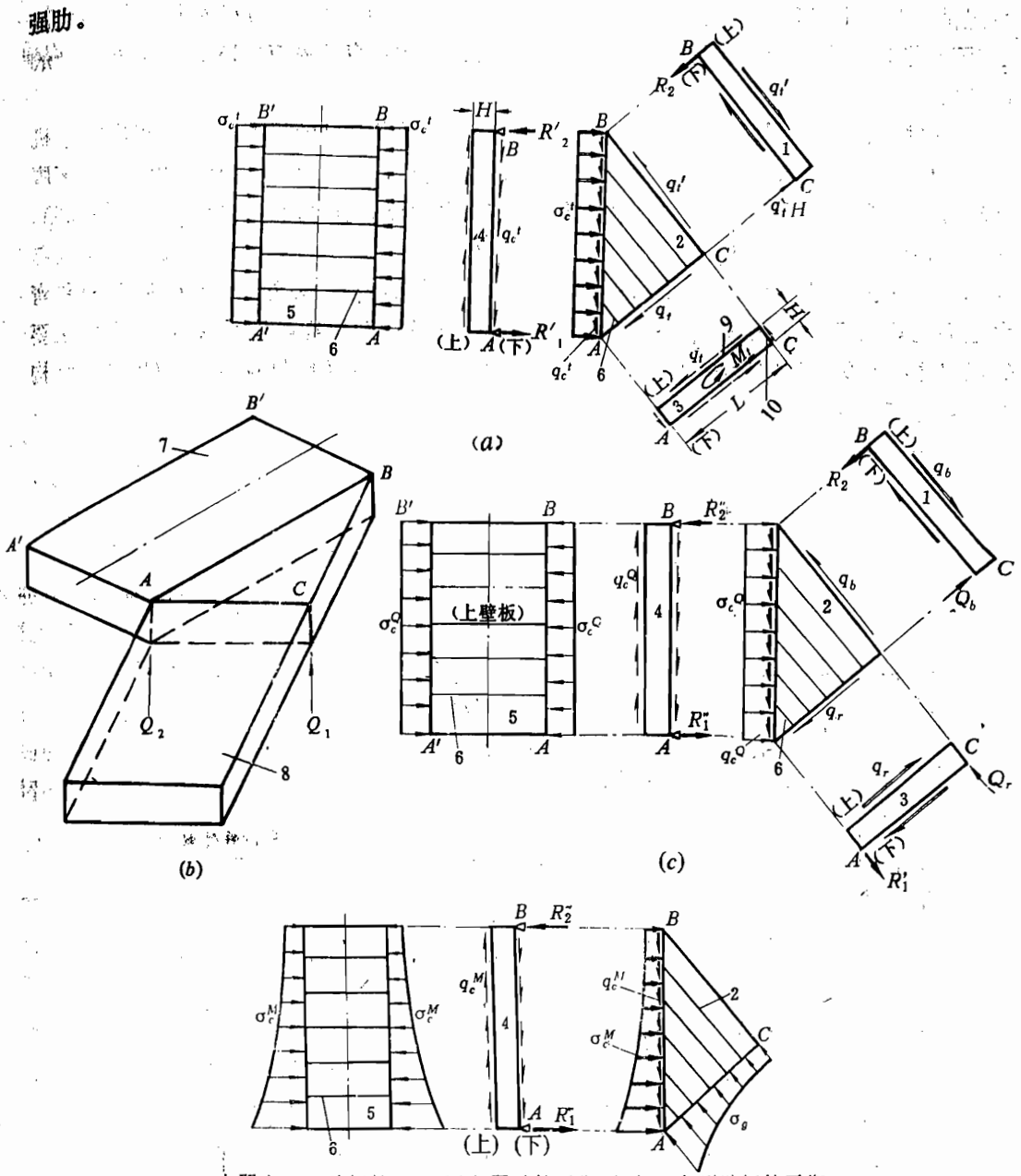


图 3.57　扭矩、弯矩、剪力的传递

(a) 扭矩的传递　(b) 剪力的分配　(c) 剪力的传递　(d) 弯矩的传递

1— 前梁　2— 三角形上壁板　3— 根肋　4— 侧边加强肋　5— 中翼上壁板

6— 长桁　7— 中翼盒段　8— 外翼

由以上分析可知，对于单块式后掠机翼，若纵向构件在机身侧边转折，则侧边加强肋在受力上成为必不可少的受力构件，它在传递弯矩、剪力、扭矩时都起重要作用。在传力时，侧边肋上、下缘条上的剪流（外载荷）的方向总是相反的，这一对剪流形成一个力矩，并由前、后梁的腹板提供一对大小相等、方向相反的垂直方向剪流来平衡。因此侧边翼肋基本上是受剪，弯矩很小，因而缘条不需十分强。但腹板要强，而且为了提高侧边肋腹板的剪切稳定性，腹板上一般铆有较密的加强型材。

（2）多腹板式后掠翼的传力分析　图 3.58 所示为美国 F－8U 的机翼结构布置图。该飞机为全天候舰载机，故外翼可向上折起以减小停机面积。外段机翼为双梁式，内侧采用双梁、多腹板、厚蒙皮、无长桁、少翼肋结构形式。起落架全部布置并收藏在机身内，内侧机翼为整体油箱。左右机翼连成一体，然后通过三点与机身连接在一起。中翼前梁靠右侧有一接头通过作动筒与机身相连，可改变机翼安装角；后梁的左、右根部各有一接头与机身铰接。其传力特点：对称弯矩由左右机翼相互平衡，在机翼结构中由厚蒙皮（整体壁板）和梁缘条承受。扭矩在外段主要为单闭室盒段承受，到根部为多闭室盒段承受，最后由前、后接头传给机身。在外翼折叠处结构布置变化，读者可自行分析。

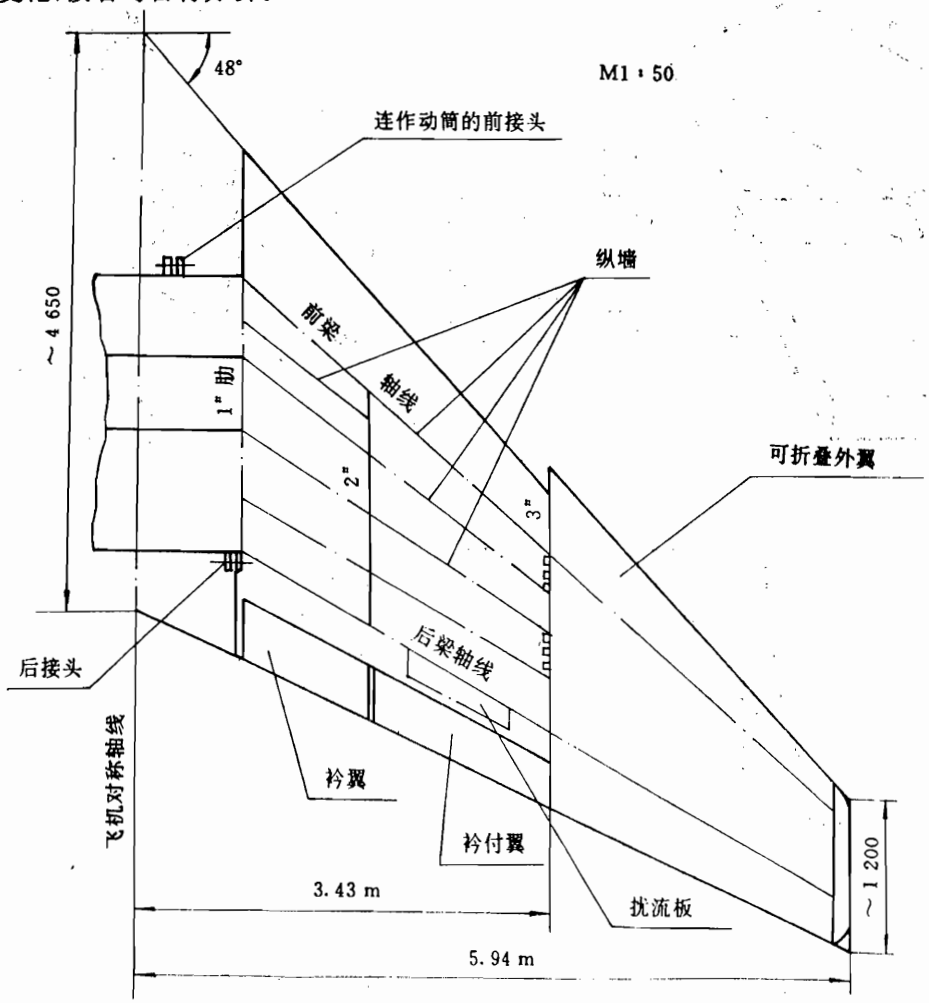


图 3.58　F－8U 机翼结构布置

(3) 梁架式后掠机翼根部的传力分析　有些后掠翼为了解决受力和布置之间的矛盾，在根部采用梁架式结构。如某强击机在14肋以外为单块式结构。在根部为收藏主起落架在下翼面上布置了大开口(图3.59的ABC区)，破坏了单块式结构的传力路线；又由于机身中无法通过中央翼；此外还考虑到双梁式后掠机翼上出现的后掠效应将使后梁受载严重，为减轻后梁载荷，故此在14肋以内的根部采用了增加一主梁的梁架式结构。

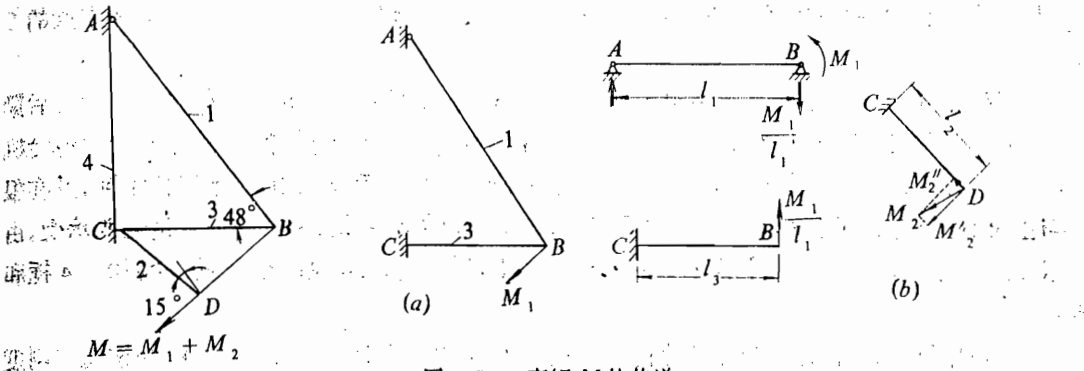


图3.59　弯矩M的传递

(a) 前梁弯矩传递　(b) 后梁弯矩传递

1— 前梁　2— 后梁　3— 主梁　4— 侧肋　BD— 根肋

梁架式结构一般是指由主梁(也叫内撑梁)、前梁、后梁等若干个翼梁和根部加强肋(即14肋)、侧边加强肋等组成一个受力构架，即谓之"梁架"。14肋以外的情况类同一般单块式直机翼，到"根"部(指到14肋剖面处)要转成梁架式受力。因此在14肋外将通过结构参与，将弯矩集中到前、后梁上；到14肋以内将由梁架结构来承受并向机身传递外侧机翼传来的弯矩、剪力和扭矩。实际上，根部所受载荷除外段传来的M、Q、M_t外，还有根部区内的局部气动载荷、质量力以及起落架传来的载荷等。下面我们只讨论外段传来的弯矩、剪力和扭矩向梁架结构传递的情况，其他载荷读者可自行分析。

根部结构的简化假设：

① 认为全部载荷均由根部梁架来承受。除侧边肋(1肋)和根肋(14肋)之外的其他翼肋均不参加总体传力。

② 因为前梁与主梁间下翼面为大开口，且机翼与机身只有两个集中接头相连接，因而上翼面壁板自根部向外是逐渐参加承受正应力的，故近似假设$A-B-C$区的上壁板蒙皮仅受剪切，整个三角形区的下翼面不受力。

③ 根肋(14肋)在外翼传来的载荷作用下，其变形近似符合平剖面假设。

④ 各构件的支持情况简化如下：

前梁1　两端铰支梁，分别支持在机身17框和主梁端头B点上。

主梁3　固支在机身24框和侧肋上的悬臂梁。

后梁2　固支在主梁和侧肋上的悬臂梁。

根肋BD　可看作为一双支点梁。它的一端与后梁铰接。另一端与前梁和主梁的交点B相连，因为有加强蒙皮把前梁、主梁和根肋的缘条间接连接在一起，且腹板也相连，所以前支点可看作弱固支，在传递扭矩时，起固支作用。

侧肋4　接受由前、主、后梁传来的分弯矩，并认为它最后铰支在前、主梁接头处，以双支

点梁形式受弯，然后把弯矩转成剪力的形式传给两个接头。

2#前肋　固支在前梁上。

经简化后的梁架布置见图 3.59。

根部梁架式传力分析：

① 剪力 Q　Q 根据刚度分配分别加在前梁 B 点和后梁 D 点上为 Q_1、Q_2。因前梁与机身铰接，因而 Q_1 全部改由主梁承受并一直传到机身接头上。Q_2 则由后梁传往根部，加到主梁的 C 点上。

② 弯矩 M　这里是指外段传来的前、后梁弯矩。它按刚度分配分别由前梁承担 M_1，后梁仅承担 M'_2。另有 M''_2 作用在 BD 肋平面内。前梁以双支点梁形式受弯，然后把一个力传给机身，另一个力加到主梁端点 B 上，M'_2 沿后梁向根部传递，但因后梁与机身不直接相连，且在根部与主梁有一夹角，所以 M'_2 传到根部 C 点后，一个分量传给主梁，另一个分量由侧肋承受。由于主梁与机身轴线不垂直，主梁上的所有弯矩在根部接头处，分成两个分量，分别给 24 框和侧肋。

③ 扭矩 M_t　M_t 包含了外段传来的扭矩以及 D 点的弯矩分量 M''_2。到 14 肋处按扭转刚度分配给前缘闭室和中闭室，分别为 M_{t1}、M_{t2}。M_{t1} 传到根部 2# 前肋处，因与机身无周缘连接，因此将通过 2# 前肋将 M_{t1} 转化成 E 点的两个集中力矩，M^A_{t1} 传给前梁，M'_{t1} 传给侧肋，再分别传到机身。M_{t2} 以闭合剪流形式传到 14 肋处，由 14 肋转成两种形式的力矩往根部传。其中 M'_{t2} 以主、后梁腹板各受一个垂直剪力形式传往根部；M''_{t2} 则由前、主梁及侧肋构成的构架共同对 14 肋的 B 点提供固支点，然后以前、主梁共同承弯的形式来传递扭矩 M''_{t2}（见图 3.60）。

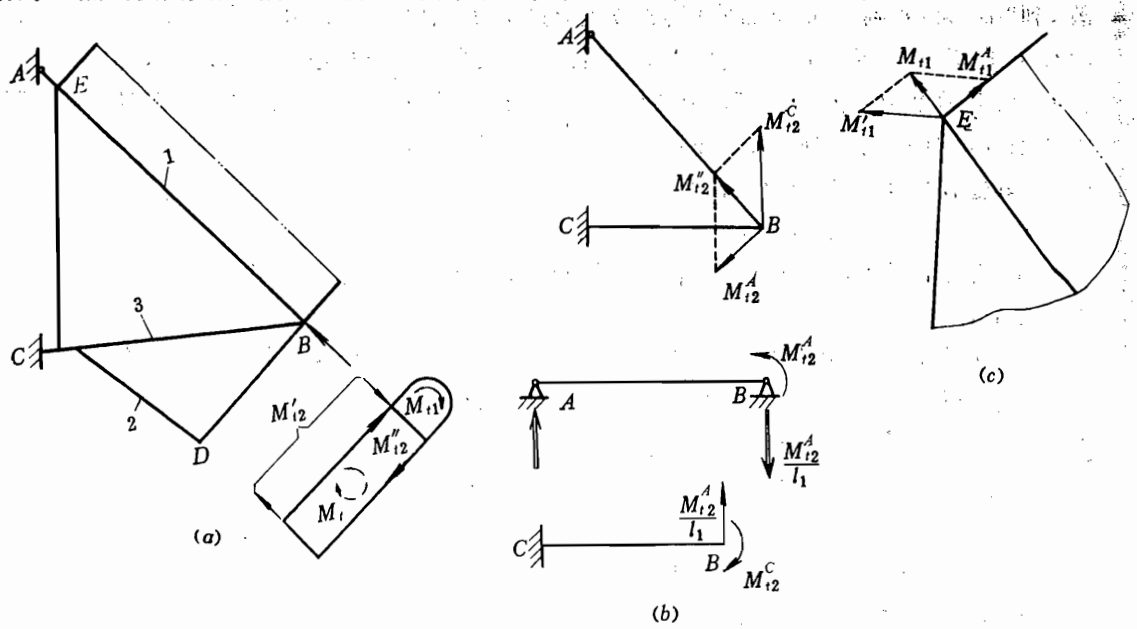


图 3.60　扭矩 M_t 的传递

(a) 后掠机翼根部扭矩　(b) 根部三角架传扭　(c) 前缘扭矩在 E 点处的矢量分解

1— 前梁　2— 后梁　3— 主梁

M^A_{t1}—M''_{t2} 传给前梁的力矩分量　M^C_{t2} 的 M''_{t2} 传给主梁的力矩分量

二、三角机翼的特点和传力分析

随着飞机速度的提高，机翼后掠角增大。当 χ 大于 55° 之后，对机翼的强度、刚度的要求与后掠翼在结构上实际的可能性之间的矛盾愈来愈尖锐。因此在飞行 M 数大于 1.5 以上的飞机，很多采用了各种形式的三角机翼。它保持了后掠翼气动方面的优越性，然而由于它后掠角大（$\chi° = 55° \sim 75°$）、根梢比 η 大（可达十几），且展弦比 λ 小（1.5 ～ 2.5），因此机翼大部分面积靠近根部，故压力中心内移，使根部弯矩减少了；而且压力中心相对于根部剖面刚心的力臂也减小，扭矩也就相应减小。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翼大得多的结构高度，因而其根部结构的弯曲刚度和扭转刚度都有可能较大，大大改善了机翼的强度、刚度特性。但根弦很长和其他某些因素给三角翼的结构设计带来了另一些新问题。

首先，很长的翼肋在载荷作用下容易产生弦向弯曲，机翼的弦向刚度较差（图 3.61(*a*)）。

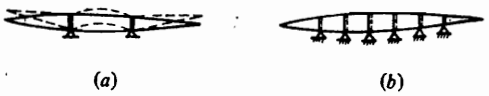


图 3.61　三角机翼翼肋的变形

其次，当机翼为中单翼时，不易做到使整个机翼贯通机身（特别是在机身容积利用紧张的情况下），此时应注意合理设计机翼与机身的连接接头。为此，从现有的一些飞机看，三角机翼通常采用多梁式结构，一方面可提高翼肋的承弯能力（因肋的支点增多了，见图 3.61(*b*)），同时也解决了与机身的连接问题。

再次，三角机翼由于梯形比 η 大，以致翼尖比较薄。前后缘一般也很薄。然而对三角机翼，这些部位的气动载荷都比较大，因此要注意提高这些局部区域的刚度。例如可在翼尖部分采用刚度较大的单块式结构，或与前、后缘一起采用蜂窝结构、整体结构等。鉴于以上情况，三角机翼大多采用多梁、多肋加壁板或把墙的数量增多，形成多腹板式结构，其厚蒙皮常为带加强筋的整体壁板。根部则多由几个集中接头与机身相连。一般三角机翼与机身的连接点比后掠翼与机身的连接点要多。但连接点也不宜布置太多，不然机身就要相应地布置很多加强框，给机身的结构设计带来困难。然而若交点太少，梁之间的宽度增大，则当机翼壁板参加受弯时，壁板在根部的参与区（$L \approx B \sim 1.5B$）将占机翼相当大的一部分面积（图 3.62(*a*)），势必降低结构的材料利用率，使结构重量增加。

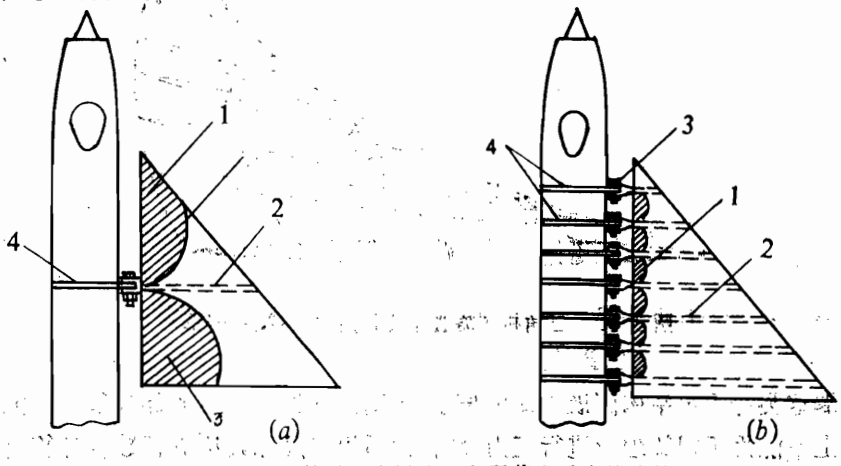


图 3.62　单梁和多梁式三角翼蒙皮受力的比较
(*a*) 单梁式　(*b*) 多梁式
1— 壁板参与区　2— 翼梁　3— 与机身固接接头　4— 机身框

多梁式三角翼按其梁的布置形式有正交梁(指翼梁与机身轴线垂直)形式、汇交梁形式和混合式等(图 3.63)。

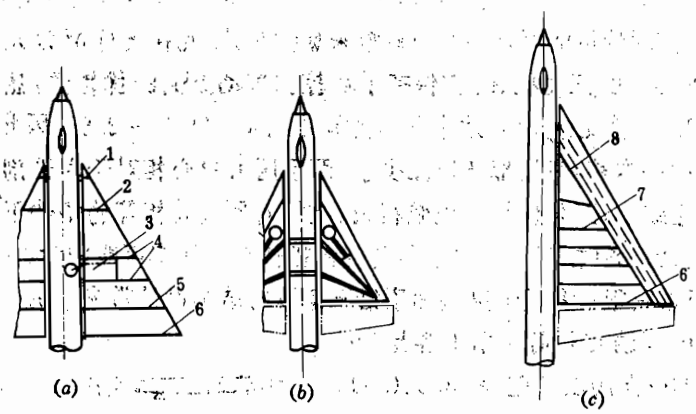


图 3.63　多梁式三角翼的布置形式

(a) 正交梁　(b) 汇交梁　(c) 混合式

1— 墙　2— 前梁　3— 起落架开口　4— 强梁　5— 后梁

6— 辅助梁　7— 主梁　8— 斜梁

多梁式结构是一个多次静不定结构。以正交梁形式为例,当机翼受载后,假设各梁独立工作,那么在同一切面处靠后面的那些梁因其外段的气动载荷引起的弯矩比较大,在其他条件相同的情况下它们的挠度比较大,在同一切面处各梁的挠度将不同(图 3.64)。然而实际上机翼是个整体,因盒段蒙皮有一定的刚度,当梁和梁之间因上述因素产生相对转动时,蒙皮内会有剪流产生,并对各梁的变形有所影响。我们可把机翼近似简化成由几个阶梯形盒段组成的系统,上述蒙皮内的剪流将使各盒段的长梁卸载、短梁加载。各梁的弯矩近似分布见图 3.65。

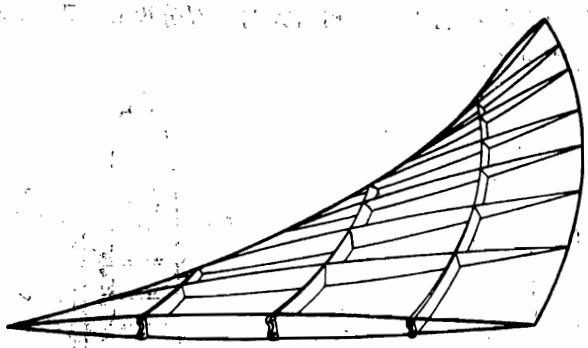


图 3.64　三角机翼略去蒙皮作用时,各梁的变形

三角机翼这类静不定结构因展长比弦长小,平剖面假设在机翼大部分部位不能满足,故三角机翼基本上不能用工程梁理论进行应力分析,而须用有限元素法进行数值计算。但在某些特殊情况下,利用机翼本身构造特点,经合理简化后,有时也可利用工程梁理论进行定性分析,甚至可进行有一定精确度的定量分析。图 3.66 所示的米格-21 三角机翼就是一例。

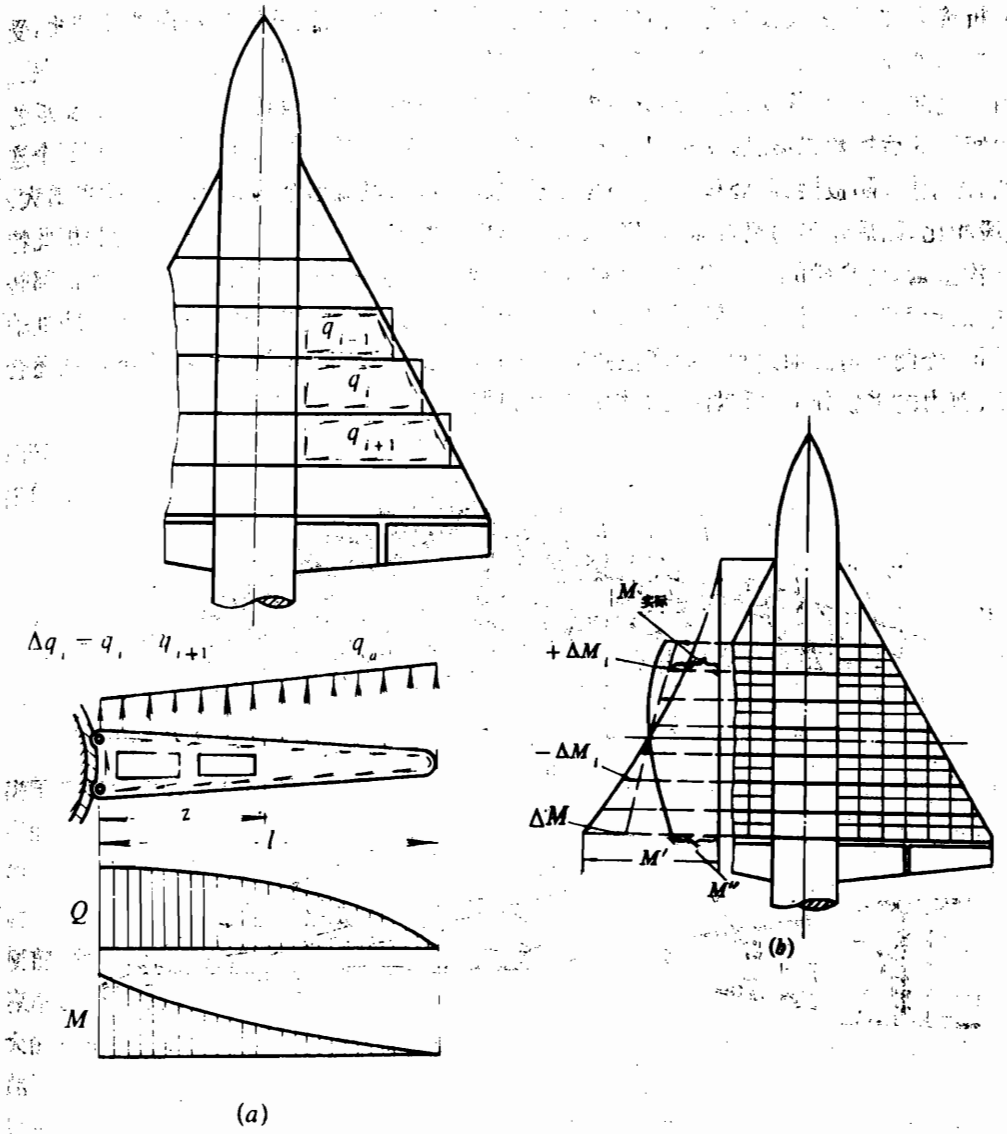


图 3.65 正交梁形式机翼的受力分析

(a) 把机翼看成几个阶梯形盒段组成

(b) 考虑蒙皮上剪流对长梁卸载、短梁加载后，各梁的弯矩值(虚线表示各梁的实际弯矩值)

M'— 相当于蒙皮无刚度　M''— 相当于蒙皮绝对刚硬　$M_{实际}$— 实际情况下的弯矩

该机翼的 $\chi = 57°$、$\lambda = 2.25$、$\bar{c} = 5\%$。翼尖为刚度较好的单块式结构，根部因收藏主起落架支柱而在下翼面有大开口，为了便于开口和改善机翼受力特性，在机翼内侧采用了多梁结构。其前梁、主梁和后油箱隔板梁以不同形式的耳片接头与机身固接；前墙与机身铰接，后墙则与 1 肋后段铰接(1 肋后段端头与机身铰接)。考虑到机翼下表面三角形大开口区的前、后两部分结构联系较弱，因此在作传力分析时可取图 3.66(*b*) 所示的简化模型：首先认为此三角区结构不参加总体受力；然后沿 15 前肋将机翼切开分成两部分 —— 一是内侧前盒段(Ⅰ)，另一部分是包含 Ⅰ 和 Ⅱ 两部分的后盒段。这样即把一个小展弦比的三角翼分成一个中展弦比的后掠翼(Ⅰ 段)和一个中展弦比的直机翼(Ⅰ、Ⅱ 段)，但前、后盒段在结合处应保证变形协调。下

面依次分析传力过程：翼尖段可看作由前墙、前梁和后墙组成的双闭室盒段，展向到 6 肋止，受力类同直机翼外段。到 6 肋与 15 前肋交接点再往内侧，因结构布置变化，载荷重新分配。之后，一部分由内侧前盒段 Ⅰ 承受；另一部分由内侧后盒段 Ⅲ 承受。前盒段传力类同一静定支承的结构布置相同的后掠盒式梁。后盒段相当于一个静不定悬臂盒式梁，相当于一个根部有三个连接接头的，由主梁、隔板梁、后墙和上、下整体壁板组成的双闭室盒形结构，其中主梁刚度最大。前、后盒段相比，因后盒传力路线短、直接，又处于结构高度较大处，结构受力有利。为利用此特点减轻结构重量，后盒段的结构刚度设计得较大。还要指出的是：由于机翼由单块式到根部转成多梁式，故传弯时有结构参与问题，其参与区情况可参见图 3.51。此外机翼长桁到 6 肋处轴线发生转折，外侧长桁上轴力到此会产生弦向分量；同时由于 6 肋、15 前肋处结构不连续还会引起扭矩、剪力的重新分配，所以该两肋均应是加强翼肋。

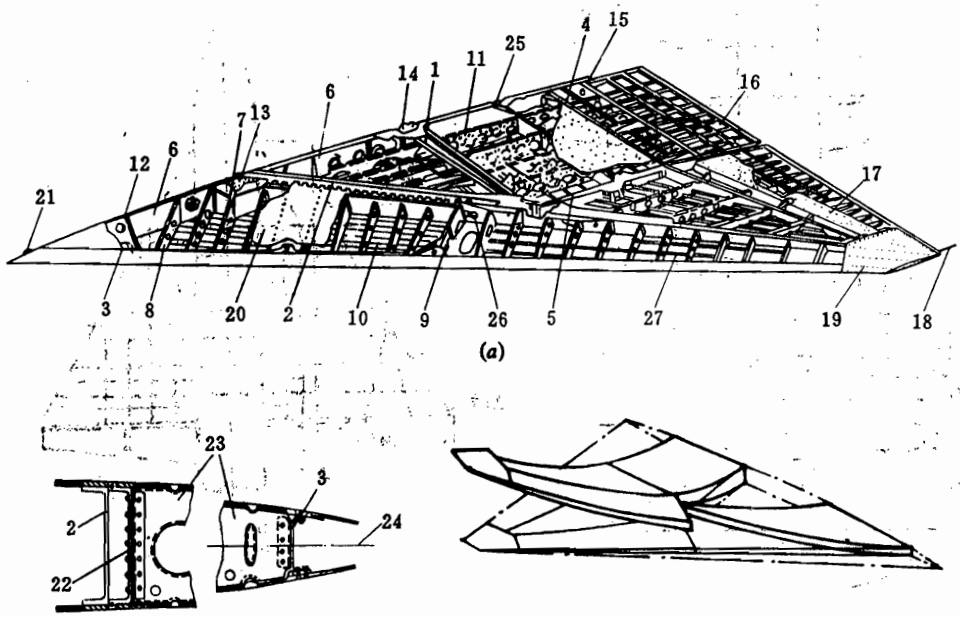


图 3.66 米格-21 机翼构造和简化模型

(a) 机翼构造 (b) 简化模型

(a) 1— 主梁(内撑梁) 2— 前梁 3— 前墙 4— 后墙 5—6 号肋 6—1 号肋 7—5 号前肋 8—3 号前肋 9—13 号前肋 10— 前整体油箱 11— 后整体油箱 12— 油箱端部隔板 13—16 框处接头 14—22 框处接头 15—28 框处接头 16— 襟翼 17— 副翼 18— 放电刷 19— 翼尖 20— 上蒙皮 21—13 框处接头 22— 前油箱舱隔板 23—10 肋前肋 24— 翼弦线 25—25 框处接头 26— 主起落架轴的安装处 27— 长桁

(b) 1— 翼尖部分 Ⅰ— 内侧前盒段 Ⅲ— 内侧后盒段

三、小结

通过 3.3 ～ 3.5 节我们对几种典型的直机翼、后掠机翼和三角机翼进行了传力分析。然而实际结构千变万化，世界各国的各类机种其结构很少完全相同，但它们往往有共同点，因此在学习有关结构的具体的传力分析知识时，更重要的是要学会分析方法和掌握一些规律性的东西。例如：

(1) 对机翼结构进行简化时必须既使分析易于进行，又能抓住本质和主流。其中包括形状简化、结构简化，构件受力特性简化以及构件间连接关系简化等。

此时特别要注意当机翼是由纵、横构件相互连接的复杂的静不定结构时，它们之间的支持关系(例如两根梁连在一起时，由哪根梁作为另一梁的支持)，简化成何种类型呢?从 3.5 节我们知道应注意以下几点：

① 一个构件要能承受并传递某种载荷，它本身必须具备相应的受力特性。

② 载荷要由另一构件传进来，必须要有相应的连接关系。例如，对薄壁梁，其腹板和缘条是各有分工的，因此要把一个剪力传进来，需腹板相连；而要把弯矩传来，则两者的缘条必须连接起来。因此两梁仅腹板相连时，只能作为铰接；而缘条、腹板均相连时，就能算作固接。

③ 载荷要传得出去，也必须要有相应的连接关系。例如一平面梁在向根部传弯时突然轴线转折，这样必须在转折点安排另一构件承担一部分分量，否则转折点处力矩就不平衡，就不能传递弯矩，则此转折点处就不能简化成固支。

(2) 通过双梁式直机翼的传力分析，着重掌握机翼中各种结构元件的作用和受力原理，这具有一定的普遍意义，也有助于对其他结构型式的分析。当结构型式、布置变化时，一般载荷要重新分配；此时还应注意当单块式、多腹板式转变成梁式时有结构参与问题，反之亦然。当机翼与机身的连接与结构型式不完全协调时，(例如单块式机翼只用两个集中接头在机身侧边与机身对接，而不带中央翼)，在机翼根部区域亦存在结构参与问题。

(3) 当结构为静不定时，它有多条传力路线。载荷从哪些路线走，各传力路线分担多少，取决于多种因素，包括构件的布置情况、构件本身的受力特性、各构件本身的结构刚度和支持刚度的相对比值、以及各构件间的连接关系等。一旦上述因素有所变化，传力情况势必发生变化。如本节图 3.59 所示的后掠机翼梁架根部结构中，前、主梁交点 B 上分配的弯矩 M_1 为 0.557 M，后梁为 0.443 M。如果去掉主梁，并把前梁与机身固接，则前梁也将以悬臂梁形式受载。此时即使前、后梁的弯曲刚度不变，但前梁在 B 点分担的 M_1 将变为 0.322 M；而后梁弯矩将因后掠效应增加到 0.678 M，后梁应大大加强。可是后梁由于结构高度所限，加强比较困难，可能付出较大的重量代价。而且随着后梁加强后刚度变大，载荷就更向后集中，更增加后梁设计的困难。因此该机翼采用了加主梁；同时又减弱后梁，并只与机身弱固。此外因主梁比前梁传力路线短，所以将前梁也设计得较弱些，并与机身铰接，从而使主梁承受主要载荷，如仅从静强度观点看，这是合理的。

由上可知，传力分析时必须仔细观察清楚结构情况，结合实际，具体情况具体分析，这样才能正确地简化和进行全面分析。

3.6 机身的功用、设计要求和受载特点

一、机身的功用

机身是飞机的一个重要部件。它的主要功用为：

(1) 安置空勤组人员、旅客，装载燃油、武器、设备和货物等。

(2) 把机翼、尾翼、起落架及发动机连接在一起，形成一架完整的飞机。这些部件通过固定在机身上的接头，把作用在各部件上的载荷都传到机身上，和机身上的其他载荷一起达到全机

受力平衡，因此可以说机身是整架飞机的受力基础。

二、设计要求

飞机结构设计的一般要求都适用于机身结构，只是机身的功用与机翼、尾翼有所不同而有不同的侧重点。

(1) 如前所述，机身结构必须满足各种装载根据本身的特殊需要提出的众多的使用要求，并应与机翼、尾翼等相连接部件的主要受力构件的布置、连接点位置进行总体协调，这与减轻飞机总重量有关。

(2) 在保证机身结构完整性的前提下，结构重量尽可能小。完整性包括强度、刚度、损伤容限等各项要求，强度是最基本的要求；机身的总体刚度则将影响尾翼的颤振特性和尾翼效率。对于气密座舱、重要的连接接头以及大、中开口附近等处的结构均应考虑损伤容限设计要求。

(3) 机身应有足够的开敞性以便于维修。开敞性直接影响飞机的维修性，而维修性的好坏与飞机利用率、保障性与运营成本等均有关。相对于机翼、尾翼，由于机身内装载多，本身结构复杂，因而这一要求对机身结构更为突出。

(4) 有良好的工艺性，生产成本要低。

(5) 机身基本不产生升力，所以机身气动力要求主要是阻力小。为此机身一般做成细长的流线体，并希望外形光滑，突出物尽量少等。

应该指出，根据机身的功用，在上述各项要求中首先要考虑使用要求。比如为了满足驾驶员的视界要求，座舱盖常凸出于机身外形，引起阻力增大，但为了满足使用要求，只好在气动要求上作出让步。又如机身上的各种大、小开口影响了结构的完整和连续，必要的补强又必定会增加重量，但为了满足使用或维修要求，不得不在重量上作出某些牺牲。这些相互矛盾的要求在飞机结构设计中经常遇到，这就须要善于分析矛盾，抓住主要矛盾，权衡处理，使设计较为合理。

三、外载特点

机身主要用于装载和连接各部件，因此其主要外载如下：

1. 装载加给机身的力

各装载及机身结构本身都会产生质量力，其中尤以各装载的质量力影响更大。质量力的大小与过载系数成正比，而沿机身轴线各点的过载大小与方向不一定相同，故也会影响到质量力的大小与方向。它们有的为集中力形式(如装载通过集中接头连到机身结构上时)；有的为分布力形式(如客舱、货舱内载重的质量力)。

2. 其他部件传来的力

这里主要指在飞行或起飞、着陆滑跑中由机翼、尾翼或起落架上传来的力。若发动机安装在机身上，则还有发动机推力和陀螺效应产生的集中力。

3. 增压载荷

它在机身增压舱部分基本自身平衡，对机身的总体内力影响很小，但它会在机身结构内产生轴向正应力和机身横截面内的环向正应力，对气密舱的前、后端框产生侧压力。对于旅客机的气密舱而言，这是一个重要的疲劳载荷。

4. 空气动力

由于机身基本上为对称流线体，故机身上除局部地区（如机身头部和座舱盖等曲度较大的突出部位）局部气动载荷较大外，分布气动力对机身的总体内力基本没有影响。

由以上可见，机身载荷除增压座舱的增压载荷外，主要是由各装载以及与机身相连的其他部件通过接头传来的力，载荷形式以集中力或由一对集中力构成的集中力矩居多。

四、机身的总体受力特点

机身上的全部载荷在与机翼连接处得到平衡，因此可把机身看成是支持在机翼上的双支点或多支点外伸梁，支点数以及支点提供的支反力性质视机身-机翼的连接接头的具体情况而定。当机身受到各种设计情况下的载荷时，机身结构会产生在垂直对称面内和水平面内的弯曲以及绕机身轴线的扭转。相应地，在机身结构中会引起两个平面内的剪力、弯矩和绕 x 轴的扭矩等总体内力（图 3.67）。

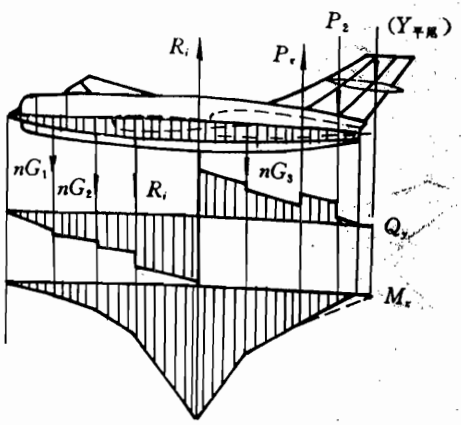


图 3.67　机身在垂直面内外载及内力图

综上所述，可见机身结构的受力一般说与机翼很相似。但对机翼来说，水平载荷较其垂直载荷（如升力）小得多；而机翼结构在水平方向的尺度较垂直方向大，所以在结构分析时常略去水平载荷。对于机身，垂直方向和水平方向的载荷基本上为同一数量级，且机身结构在这两个方向上的尺度又差不多，因此在机身结构分析时，两个方向上的载荷都要考虑。

3.7　机身典型结构型式的传力分析

一、机身结构的组成元件及其功用

现代飞机的机身结构是由纵向元件（沿机身纵轴方向）—— 长桁、桁梁和垂直于机身纵轴的 横向元件 —— 隔框以及蒙皮组合而成。机身结构各元件的功用相应地与机翼结构中的长桁、翼肋、蒙皮的功用基本一样。

1. 隔框

隔框分为普通框与加强框两大类。普通框用来维持机身的截面形状。一般沿机身周边空气压力为对称分布，此时空气动力在框上自身平衡，不再传到机身别的结构去。普通框都设计成环形框（图 3.68(b)），当机身为圆截面时，普通框的内力为环向拉应力；当机身截面有局部接近平直段时，则普通框内就会产生弯曲内力。此外，普通框还受到因机身弯曲变形引起的分布压力 p_1（图 3.68(a) − 2,3），p_1 是自身平衡的力系。普通框还对蒙皮和长桁起支持作用。隔框间距影响长桁的总体稳定性。

加强框除上述作用外，其主要功用是将装载的质量力和其他部件上的载荷经接头传到机身结构上的集中力加以扩散，然后以剪流的形式传给蒙皮。有关加强框本身的内力分析将在 6.3 节中讨论。

2. 长桁与桁梁

长桁作为机身结构的纵向构件，在桁条式机身中主要用以承受机身弯曲时产生的轴力。另外长桁对蒙皮有支持作用，它提高了蒙皮的受压、受剪失稳临界应力；其次它承受部分作用在蒙皮上的气动力并传给隔框，与机翼的长桁相似。桁梁的作用与长桁相似，只是截面积比长桁大。

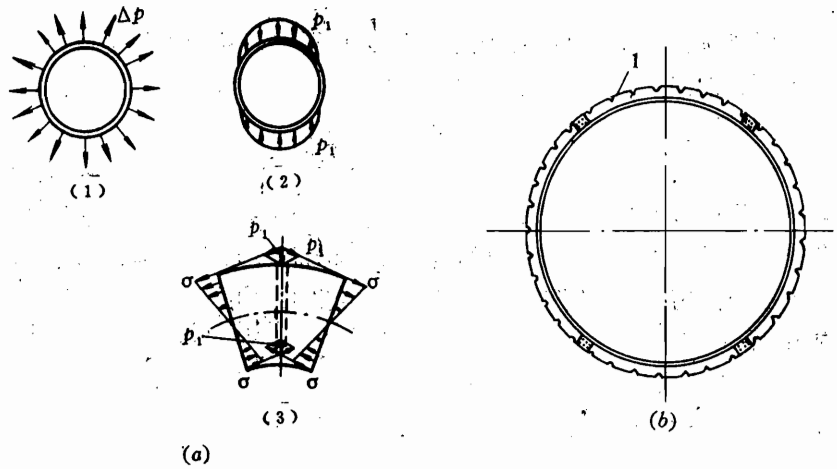


图 3.68　普通框的载荷与构造

(a) 普通框的载荷：(1)— 空气动力载荷　(2) 压力 p_1 在框上的分布

(3)— 机身弯曲变形引起的压力 p_1　(b) 普通框构造：1— 长桁通过口

3. 蒙皮

机身蒙皮在构造上的功用是构成机身的气动外形，并保持表面光滑，所以它承受局部空气动力。蒙皮在机身总体受载中起很重要的作用。它承受 xoy、xoz 两个平面内的剪力 Q_y、Q_z 和扭矩 M_t(绕 x 轴)；同时和长桁等一起组成壁板承受两个平面内弯矩引起的轴力，只是随构造型式的不同，机身承弯时它的作用大小不同。

二、机身结构的典型受力型式

1. 桁梁式

它的结构特点是有几根(如四根)桁梁，桁梁的截面积很大。在这类机身结构上长桁的数量较少而且较弱，甚至长桁可以不连续。蒙皮较薄。这种结构的机身，由弯曲引起的轴向力主要由桁梁承受，蒙皮和长桁只承受很小部分的轴力。剪力则全部由蒙皮承受。从它的受力特点可以看出，在桁梁之间布置大开口不会显著降低机身的抗弯强度和刚度。虽然因大开口会减小结构的抗剪强度与刚度而必须补强，但相对桁条式和硬壳式来说，同样的开口，桁梁式补强引起的重量增加较少(图 3.69(b))。

2. 桁条式

这种型式机身的特点是长桁较密、较强；蒙皮较厚。此时弯曲引起的轴向力将由许多桁条与较厚的蒙皮组成的壁板来承受；剪力仍全部由蒙皮承受。从其受力特点可以看出，蒙皮上不宜开大口。但与桁梁式相比，它的弯、扭刚度(尤其是扭转刚度)比桁梁式大。由于蒙皮较厚，在

空气动力作用下，蒙皮的局部变形也小。有利于改善气动性能。

桁条式和桁梁式亦统称为半硬壳式机身。现代飞机绝大部分采用半硬壳式结构，而且由于桁条式的优点，只要没有很大的开口，多数采用桁条式结构(图 3.69(*a*))。

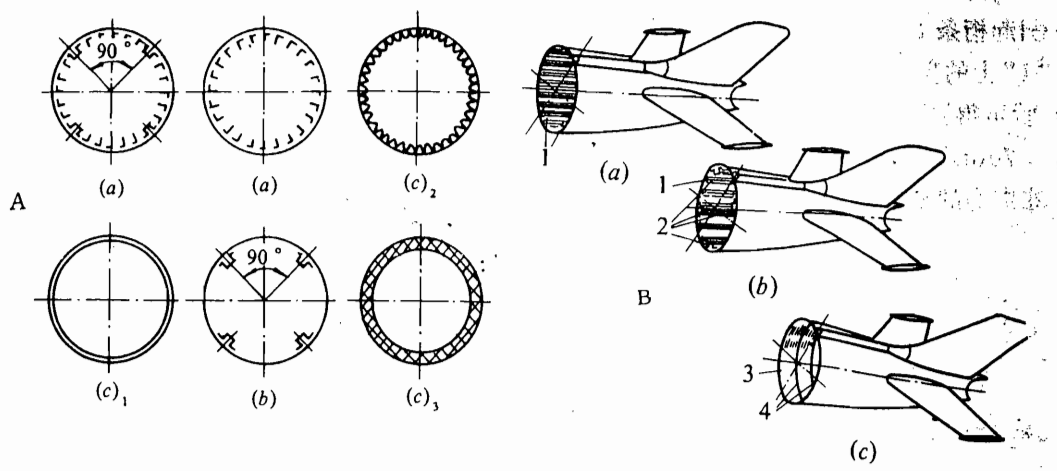


图 3.69　机身结构典型受力型式

A— 剖面图　(*a*) 桁条式　(*b*) 桁梁式　(*c*) 硬壳式

B— 构造图　1— 长桁　2— 桁梁　3— 蒙皮　4— 隔框

3. 硬壳式

硬壳式机身结构是由蒙皮与少数隔框组成。其特点是没有纵向构件，蒙皮厚。由厚蒙皮承受机身总体弯、剪、扭引起的全部轴力和剪力。隔框用于维持机身截面形状、支持蒙皮和承受、扩散框平面内的集中力。因为蒙皮厚、局部刚度大，所以隔框数量少。这种型式由于材料都布置在结构最大高度上，在其他条件相同的情况下，有较大的弯曲、扭转刚度。但实际上这种型式在机身上用得很少，其根本原因是因为机身的相对载荷较小，而且机身不可避免要有大开口，会使蒙皮材料的利用率不高，开口补强增重较大。所以只在直径较小的机身上(如 CK-1)和机身结构中某些气动载荷较大、要求蒙皮局部刚度较大的部位，如头部、机头罩、尾锥等处有采用。具体构造也有用夹层结构或整体旋压件等形式。

三、机身结构的受力分析

机身结构的受力分析与机翼类似，只是根据机身结构的受载特点，重点讨论集中力或力矩外载的传递以及有开口时的传力。本节将以作用在机身后段上的一个垂直集中力 P_y(例如由平尾安定面接头传来)来分析对不同的结构受力型式，载荷是如何传给机身结构的，又是如何在机身结构中传递的。本节还将分析运输机的地板结构是怎样将有效载重的质量力传到机身结构上的。

1. 集中载荷在机身中的传递

图 3.70 表示桁条式机身的一个加强隔框，它和水平尾翼某接头相连接，受到由接头传来的 P_y 力。该框受到 P_y 力后，要有向上移动的趋势，桁条对此起不了直接的限制作用，而由蒙皮通过沿框缘的连接铆钉给隔框以支反剪流 q。q 的分布与机身的受力型式，更明确地说，是和该

框平面处机身壳体上受正应力的集中面积的分布有关。对桁条式机身，假设只有桁条承受正应力，而蒙皮只受剪切时（蒙皮受正应力能力可折算到桁条上），剪流沿周缘按阶梯形分布（图 3.70(a)）。若蒙皮也受正应力，则在两桁条间的剪流值将不是等值，而成曲线分布。又因为蒙皮与桁条连接，蒙皮因剪流 q 受剪时将由桁条提供轴向支反剪流平衡，也即蒙皮上的剪流 q 将引起桁条上产生拉、压的轴向力，如图 3.70(b) 所示。由图 3.70(a) 可知蒙皮“2”的剪流比蒙皮“1”上的剪流小，所以使蒙皮“1”、“2”间的桁条受压。同理蒙皮“1”、“2′”之间的桁条则受拉。最后可得：P 力在机身结构中传递时，沿某一剖面上各长桁上的轴力分布如图 3.70(c) 所示。图3.70(b)，(c) 表示一个空间薄壁盒式梁在受到一个集中力后，“梁”内的剪力及由弯矩引起的轴向力的分布。

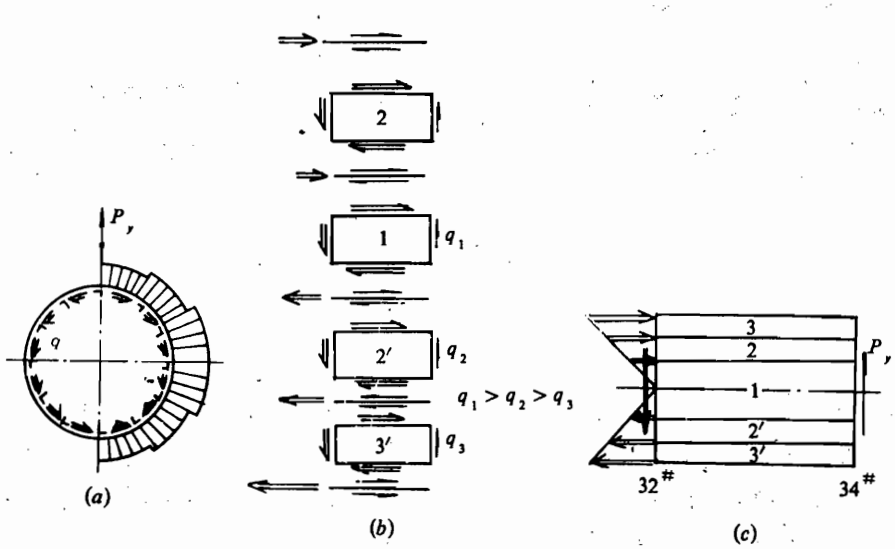


图 3.70　桁条式机身在框平面内受 P_y 力时的传力分析

(a) 支反剪流分布图　(b) 蒙皮和长桁的平衡

(c) P 力向机身中段传递时弯矩引起的轴向力在长桁上的分布

由上面的分析可知：在框平面内作用有集中力时，① 由加强框承受该集中载荷；② 框将集中力扩散，以剪流形式传给蒙皮；③ 剪流在蒙皮中向机身支承处（此处是向前）传递时，其剪力内力 Q 通过蒙皮连续向前传递；而弯矩内力 M 则以桁条的轴向拉、压力形式向前传递，距 34 框愈远（x 向），该轴力将越大，沿 x 向近似为直线分布。Q 和 M 即属机身的总体内力。

如果机身是桁梁式，则蒙皮上的剪流分布将如图 3.71 所示，而构成弯矩的轴力只由桁梁来承受。所以必须注意，框平面内受有集中力时，支反剪流的分布大小只与机身壳体的形式——“受正应力的元件的分布”有关，即与是由桁条还是桁梁，或是蒙皮受正应力有关，而和加强框本身的构造形式无关。由桁梁式机身的分析可见，桁梁与机翼中的梁不同。桁梁只相当于翼梁的一根缘条，而机身的蒙皮相当于翼梁的腹板。

若有一多闭室机身，由蒙皮受正应力，则 P_y 力作用下框的支反剪流分布将如图 3.72(a) 所示。如果是在外载 M_t 的作用下，则剪流分布将如图 3.72(b) 所示。

须要说明的是：

(1) 扭矩引起的蒙皮中的剪流与机身结构受正应力的元件无关。作用在机身上的扭矩，通过加强框传给蒙皮后，以蒙皮受剪形式在蒙皮中向支承处传递，不会引起桁条(或桁梁) 内的轴力。

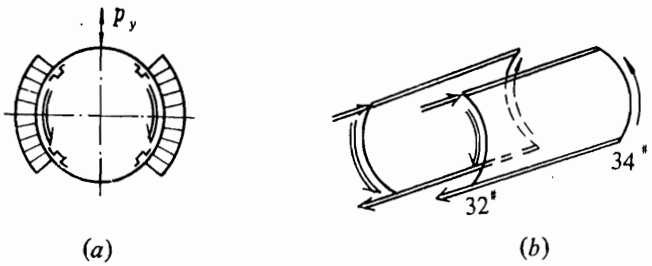


图 3.71　桁梁式机身受框平面内 P_y 力作用时的传力分析

(a) 支反剪流分布图　(b) 蒙皮和桁梁的平衡

(2) 如果有垂直于框平面的集中力作用在机身结构上，那就须要布置相应的纵向构件，力扩散后再在结构中传递；这将在下面第"3"个问题中讨论。

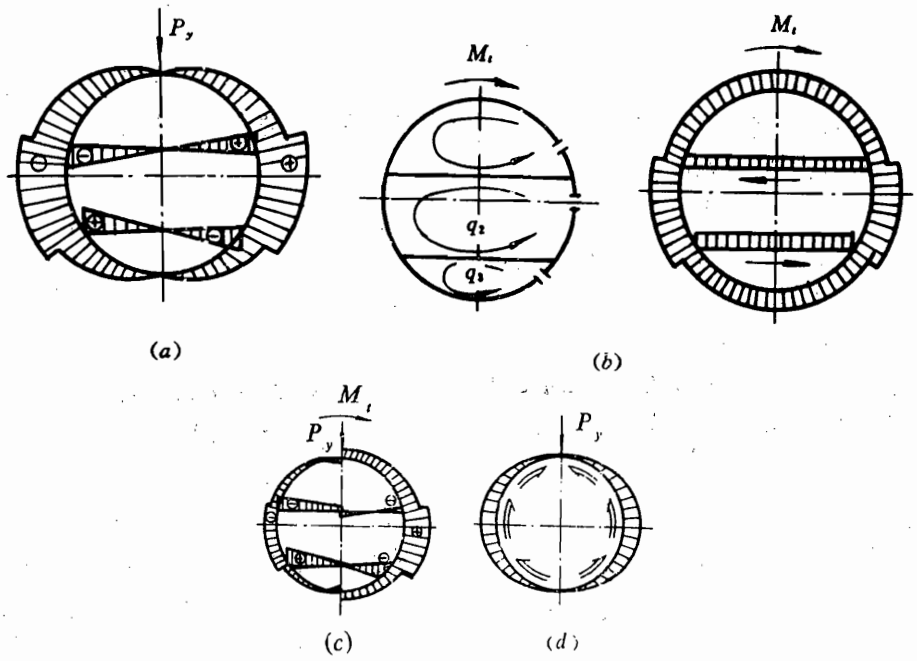


图 3.72　多闭室硬壳式机身的受力分析

(a) 受 P_y 力　(b) 受扭矩 M_t　(c) 合成后的支反剪流分布情况　(d) 单闭室受 P_y 力

2. 运输机有效载重引起的地板载荷的传力分析

运输机(包括旅客机、货机) 上的载荷常常是移动的，因而有效载重的质量力作用点是不固定的。在规范中一般规定用分布的地板载荷来表示。在机身结构中则相应地设计成由地板结构来承受该地板载荷。图 3.73 为一旅客机地板结构的组成元件，以及它们和机身其他结构元件之间的连接关系。

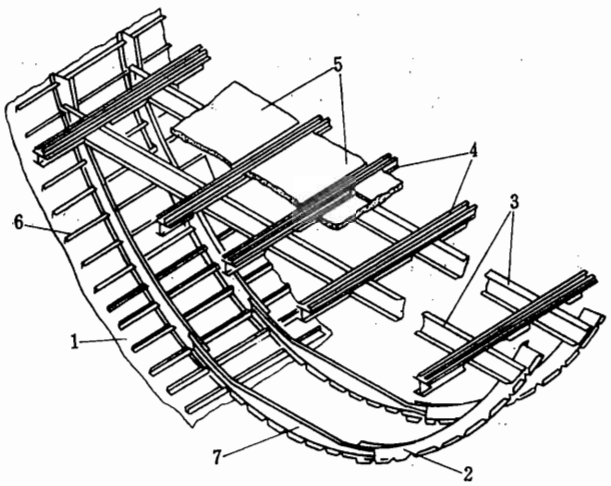


图 3.73　旅客机地板结构
1— 机身蒙皮　2— 隔框　3— 横梁　4— 纵梁及滑轨
5— 地板块　6— 长桁　7— 货舱地板下隔框加强段

地板结构由横梁、纵梁、地板块组成。横梁的两端连接在框上，每一个隔框对应一根横梁，横梁都设计成槽形或工字形。纵梁连接在横梁上，或搭接在横梁上(如图 3.74 所示)，或通过角片直接与横梁的腹板相连。纵梁的数目与座椅滑轨相对应(滑轨和纵梁往往做成一个构件)。地板块一般做成夹层板结构，镶嵌在两根纵梁之间，它们之间根据使用要求可以是可拆卸连接，也可以是不可拆卸连接。就客舱整个地板来说，它由若干块这样的地板块拼成。

地板上作用有垂直载荷时，地板块受弯曲，并将地板上的分布压力传到支持它的纵梁和横梁上。因为纵梁是由横梁支持的，所以纵梁上的载荷最后也传给了横梁。横梁受弯，将载荷传到机身隔框上。隔框由机身蒙皮提供支反剪流，与横梁传来的力平衡。纵梁下缘条可以做成断开的，此时纵梁的受力特点可看成是一段段的双支点梁连接起来。

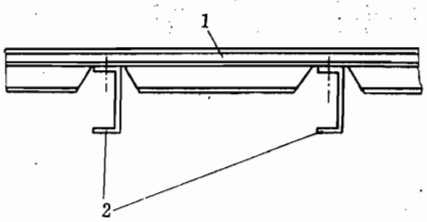


图 3.74　纵梁与横梁的连接
1— 滑轨与纵梁　2— 横梁.

地板上的有效载重引起的载荷除垂直分布力(主要载荷)外，还有沿 x 方向的 P_x 力和沿 z 向的 P_z 力，它们也是有效载重的质量力。P_x、P_z 力都是通过系留装置传到地板上。P_x 力由纵梁承受。一种设计方案是纵梁沿机身轴向互相连接，使各段纵梁之间可以传递轴向力。只要每一串纵梁的一端固定在一个适宜承受纵向载荷的结构上，则纵梁上的 P_x 力就能得到平衡。如波音-707 的部分地板纵梁固定在中央翼的上翼面。力 P_z 则由纵梁直接传给横梁，横梁再以集中力形式作用到隔框上。

一般大型旅客机客舱地板下面是行李(货)舱，行李舱内的有效载重的载荷是通过货舱地板、纵梁加到隔框上去的，再由隔框分散到机身蒙皮上。有些旅客机，在横梁与下部隔框之间设置了两根立柱(图 3.75)。立柱将下半框与横梁连成一个整体，这样货舱的载荷可直接传给横梁，由横梁传到隔框上。由于垂直载荷由横梁传给框时基本上与机身周缘相切，从框的受力看将比较有利(详见第六章“加强框设计”)，但这将使行李舱的容积和利用率受到一定的损失。

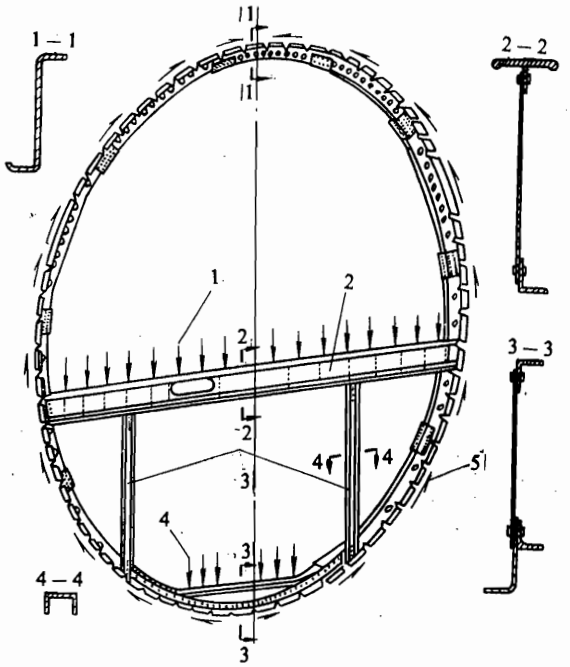


图 3.75　某旅客机机身框
1— 地板载荷　2— 横梁　3— 支柱　4— 货舱地板载荷　5— 支反(支承)剪流

3. 前机身结构有开口处受起落架载荷时的传力分析

对于歼击机一类的小型飞机，其前机身因内部布置的需要，常设计成上、下都有大开口的桁梁式结构。如图 3.76(a) 所示，该前机身从进气道唇口起到驾驶员座舱后端框(11 框) 为止是一种受力型式，驾驶员舱的前端框为 6 号框，显然 6 框与 11 框都应是加强框。在 6 框之前，上为设备舱，下为前起落架收置舱，中间用水平底板隔开。6 框到 11 框之间，上为驾驶员座舱，下为电瓶舱，中间为座舱地板。设备舱、电瓶舱因维修需要，均须布置不受力口盖，因此前机身的整个上、下表面均为大开口，呈 H 形剖面。左右两侧为进气道。根据上述情况，前机身采用桁梁式结构，四根桁梁沿进气道内蒙皮和外蒙皮的四根交线处布置。桁梁延伸到 11 框后，通过机身蒙皮参与受力逐步过渡为桁条式结构。6 框与进气道内蒙皮相连。进气道外蒙皮同时又是机身蒙皮，它用 5.5 mm 铝板化学铣切制成，既无横向加强筋(即相当于无隔框)，又无纵向桁条。为了综合利用加强件，前起落架安装在 6 框的下部。

前起落架是通过固定在 6 号加强框上的左右转轴轴承座 11 与机身相连接，轴承座具有除绕转轴的转动外的全部约束，即它能承受除 M_x 以外的所有的力和力矩，挡块 12 则能提供 x 方向向后的约束。之所以采用这样的连接是为了使起落架既能作收放运动，又能在放下位置时承受任意方向的力和力矩。我们分别讨论前起落架所受到的力 P_y、P_z、P_x 是如何传到机身结构上的，又布置了哪些构件将这些力向后传到中机身上去。

前起落架上作用有力 P_y 时，此力将通过左右轴承座作用到加强框上。因为加强框只与进气道内蒙皮相连，加强框受到力 P_y 时只能由进气道内蒙皮提供支反剪流。这是因为外蒙皮没有横向加强筋与加强框连接，所以外蒙皮是不能提供剪流的(图 3.76(b))。

前起落架作用有力 P_z 时，力 P_z 通过转轴轴承座的端面受压传到 6 号加强框上。对这种上

下都开口的结构来说，能提供侧向剪流给加强框的构件主要是座舱地板，所以轴承座处的力 P_z 是通过加强框腹板受剪切的形式与座舱地板上的支反剪流相平衡。因为力 P_z 是从前起落架机轮上向上传递，当传到转轴轴承座时，就有力矩 $M_x = P_z h$ 形成，它以力偶的方式作用在左右轴承座上；另一方面，力 P_z 在加强框上的作用点不一定在支持加强框的 H 形开剖面结构的刚轴上，也会引起绕 x 轴的力矩 M_x^1。力矩 M_x 与力矩 M_x^1 的总和就构成了力 P_z 对前机身的扭矩，平衡这个扭矩的剪流将由进气道的内蒙皮提供(图 3.76(c))。须要说明的是，在进气道内蒙皮上的剪流最后是由扭矩和作用在开剖面刚轴上的力 P_y 引起的剪流的总和。

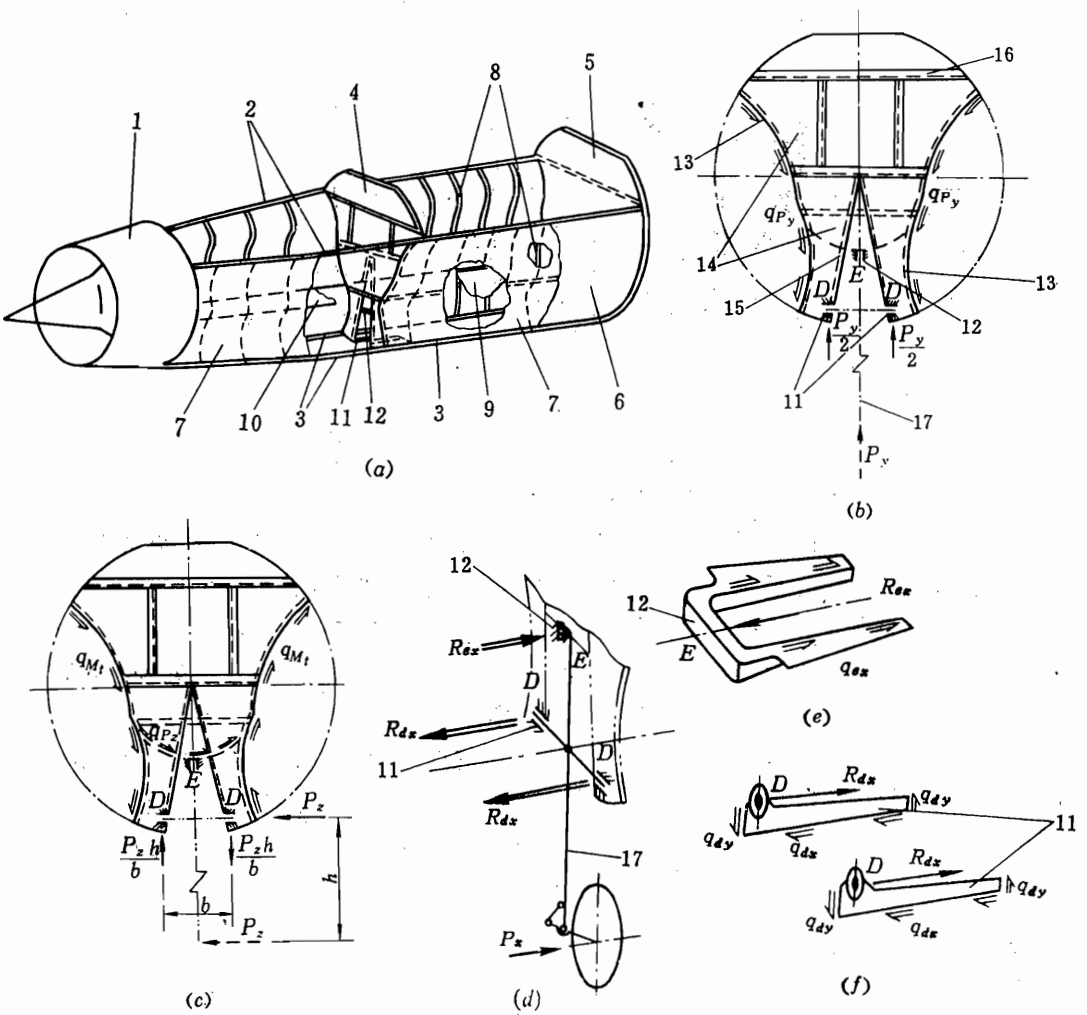


图 3.76　某歼击机前机身主要受力结构与传力

(a) 前机身主要受力结构　(b) 力 P_y 作用下加强框的平衡　(c) 力 P_z 作用下加强框的平衡
(d) 力 P_z 的传递过程　(e) 力 R_{ex} 作用下挡块沿 x 向的平衡　(f) 力 R_{dx} 作用下轴承座及纵向加强件的平衡
1— 进气道唇口　2— 上桁梁　3— 下桁梁　4—6 号加强框　5—11 号加强框　6— 进气道外蒙皮
7— 进气道内蒙皮　8— 进气道内蒙皮加强筋　9— 座舱地板　10— 设备舱底板　11— 转轴轴承座及纵向加强件
12— 挡块　13— 框缘条　14— 框腹板　15— 竖型材　16— 横向型材　17— 前起落架轴线

再看起落架上作用有力 P_x 时的情况(图 3.76(d)、(e)、(f))。作用在机轮上的力 P_x 是由轴承座和挡块提供的反作用力 P_{cx}、R_{dx} 来平衡(图 3.76(d))。因加强框不宜承受垂直框平面的集中力,所以在座舱地板下面设计了一个挡块(图 3.76(e))。它的两边与地板下的纵向构件连接在一起,这样力 R_{cx} 就通过挡块传给纵向构件,由纵向构件转换成分散剪流传给座舱地板,图 3.76(e)的 q_{ex} 由地板下纵向构件提供。力 R_{dx} 用通过与轴承座做在一起的纵向加强件扩散给机身蒙皮,即 q_{dx},因为轴承中心与机身蒙皮之间有一定距离,力 R_{dx} 与 q_{dx} 的合力形成附加力矩。为了平衡此附加力矩,纵向加强件 11 前后两端固定在框上,由框提供剪流 q_{dy} 来平衡附加力矩,见图 3.76(f)。下面进一步分析 q_{dx} 和 q_{ex} 传向哪些构件。从图 3.76(a)可看到与纵向加强件 11 连在一起的机身蒙皮是固定在下桁梁上的,所以 q_{dx} 传给了左、右下桁梁。因为座舱地板是和进气道内蒙皮固定在一起,而内蒙皮与桁梁相连,所以由与挡块连在一起的纵向构件把力 R_{cx} 以剪流的形式传给地板,再由地板传给进气道内蒙皮,最后由桁梁提供的轴向支反力平衡。

由以上分析可以看出,前起落架上的力 P_y、P_z、P_x,通过 6 号加强框以剪流的形式作用到与加强框相连的 H 形开剖面薄壁结构上。这个开剖面薄壁结构的后面即为中机身,所以,开剖面薄壁结构上的剪流 q_{py} 和 q_{pz} 都将传到中机身上,于是形成垂直平面和水平平面内的弯矩,这些弯矩由四根桁梁的轴力平衡。在图 3.77 中左图(a)上表示了力 P_y 的传力过程,右图表示了力 P_z 的传力过程。图中的 N_{py} 表示垂直平面弯矩的平衡反力,N_{pz} 表示水平平面弯矩的平衡反力,N_{Mt} 表示由开剖面参差弯曲平衡扭矩引起的平衡反力。因为机身蒙皮(也即进气道外蒙皮)较厚,所以平衡弯矩的轴向力中应包括桁梁附近蒙皮提供的轴向力。

在分析图 3.76(a)所示的前机身传力过程时,我们略去了进气道外蒙皮(机身蒙皮)承受剪力的能力,只是在传弯矩时考虑了它承受轴向力的能力。这种假设对这个具体的结构是可以的,因为该前机身结构的特点,外蒙皮上没有横向加强筋,而其他的前机身结构就不一定能忽略,像米格-19 的前机身就不能这样略去外蒙皮的承受剪力的能力。

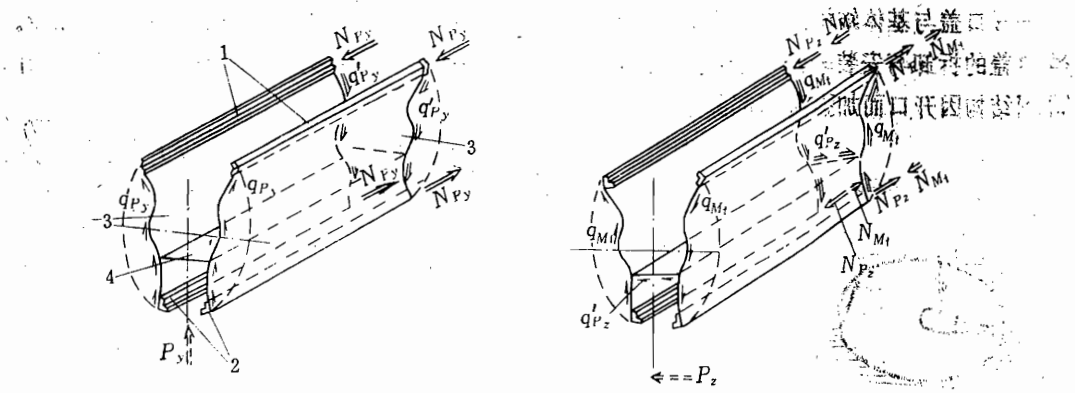


图 3.77　力 P_y、P_z 作用下,图 3.76 所示的桁梁式机身上总体力的传递

1— 上桁梁　2— 下桁梁　3— 进气道内蒙皮　4— 座舱地板

在本节中我们以三个例子介绍了机身结构几种典型受力型式的传力分析。从以上分析可知,由于机身承受弯、剪、扭总体内力的是由蒙皮、桁条或桁梁组成的空间薄壁结构式的壳体,因此各种集中力和作用于机身内部空间的分布力(如地板载荷)都要由相应的构件来承受。yoz 平面内的载荷由加强框承受;x 方向的载荷由局部纵向加强件(或地板)承受,若由此产生偏心力矩 M_x,将由两个框承受。总之要把各种载荷扩散成剪流传到蒙皮、长桁组成的机身盒段

结构上，由它向机身支承点（即机身-机翼接头）传递。普通框与机翼中的普通肋一样，不参加机身结构的总体受力，但它作为蒙皮、长桁、桁梁的一个支持，可提高它们在参与总体受力时的失稳临界应力。

3.8 飞机结构开口区受力分析

一个机翼或机身结构，若整个结构连续而且无开口，则其重量将比有开口者要轻。因此单纯从结构的重量要求来看，应以无开口的整体连续结构最好。但实际上在机翼或机身部件部位安排时，为了满足使用和维护的要求，在这些部件上通常布置有各种开口。例如各种舱门处的开口以及各种检查、维修用开口等。因此设计人员必须掌握开口区的受力分析。

一、开口与口盖的分类

1. 开口的分类

开口通常按开口尺寸大小而分为大开口、中开口与小开口。这里说的开口大小，是指它与开口所在处部件的基准尺寸相比而言。譬如机身上开口的某一边的长度尺寸，就应与机身直径相比来判别其大小，即是相对大小而不是绝对大小。用相对大小来比较才符合受力概念。若只讲绝对大小，则小飞机上的大开口与大飞机上的小开口就混淆不清了。

在与飞机外形有关的结构上开口，为了提供整体外形，在开口处必须有口盖或舱门。

2. 口盖的分类

(1) 口盖按使用特性分类　口盖按使用特性分类可分为快卸口盖与一般口盖。

快卸口盖通常只须简单地按一下，或旋一下即能使整个口盖打开或关上。因此使用、维护很方便(图 3.78)。

一般口盖与基体结构的连接点较多，连接处较强(图 3.79)，口盖可传递部分或全部载荷。这类口盖的拆卸与安装较慢，但其重量特性较好。这里说的重量不是单指口盖，而是还包含开口周围结构因开口而加强所引起的重量增加。

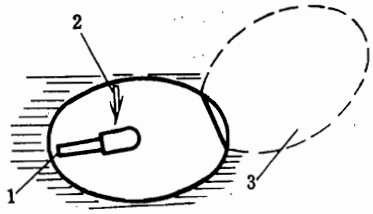


图 3.78　快卸口盖

1— 锁扣处　2— 按此处口盖打开

3— 口盖打开位置

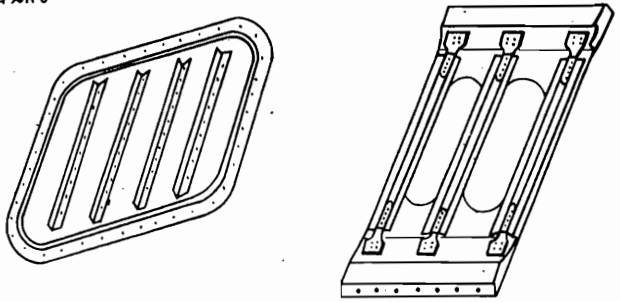


图 3.79　一般口盖

(a) 受剪口盖　(b) 传轴向力口盖

(2) 口盖按受力特性分类　口盖的受力特性及开口周围的加强与基体结构的受力特性有关。开口的基体结构是指开口附近的原结构。基体结构的受力情况可分下述三类。若基体结构不参与整体受力(如蒙布机翼上的蒙布，机身头部处蒙皮等)，则称为不受力基体结构。若基

体结构虽参与整体受力，但只承受剪流而不承受轴向力，例如薄蒙皮强梁结构、[illegible]结构的蒙皮（此时蒙皮内可能有少量正应力，只是对于整个结构来说，轴向力主要部分不由它承受）则称为受剪基体结构。若基体结构参与整体受力，且它不但承受剪流，[illegible]则称为受轴向力的基体结构，此时如有开口将切断其长桁或厚蒙皮。

口盖按受力特性可分为不受力口盖、受剪口盖与受轴向力口盖。

不受力口盖不参与整体受力而只受口盖上的局部气动载荷，并把此载荷[illegible]常若须要快速拆卸时，一般都做成快卸口盖，快卸口盖都为不受力口盖。不受力口盖布置于不受力基体结构上时，开口附近不需加强（仅连接点处须能传局部外载引起的力）。不受力口盖布置于受剪基体结构上时，开口附近结构（下面简称开口区）须要适当加强，以使加强后的开口区能传递原开口部分的剪流 —— 这叫做传剪加强。不受力口盖布置于受轴向[illegible]时，则除了考虑传剪加强外，还应考虑加强到传递原开口部分的轴向力，即除[illegible]还需传轴向力加强。

受剪口盖能传递原开口处所须传递的剪流。因此受剪口盖本身须能受剪，且[illegible]把剪力扩散为剪流。受剪口盖布置于受剪基体结构上时，开口区不需加强（连接处应能把剪力扩散成剪流）。受剪口盖布置于受轴向力基体结构上时，开口区须作传轴向力加强。

受轴向力口盖除了能传递原开口处剪流外，还能传递原开口处轴向力。受轴向力口盖本身除能传剪外应能受轴向力，且连接点处应保证能传递这些轴向力。受轴向力口盖都布置在受轴向力基体上。

利用口盖本身传力的重量特性比口盖不受力、开口区加强的重量特性好。但此时由于连接点增多、增强，不能采用快速装卸口盖，故在经常须要维修内部处不宜采用本身能传力的口盖。

飞机结构上的典型开口布置与口盖受力特性见图 3.80。

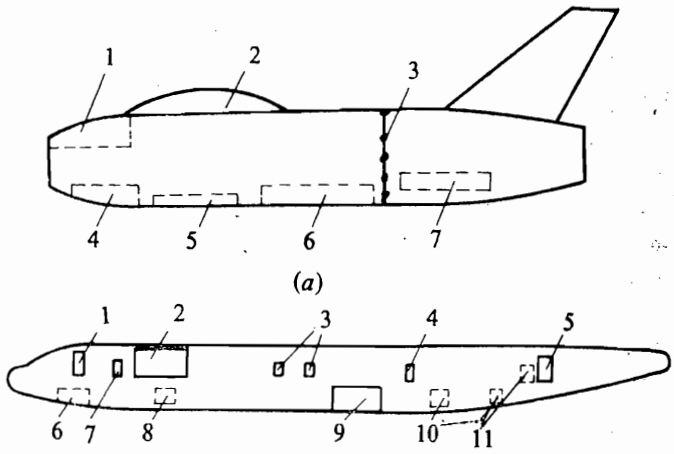


图 3.80　典型的开口与口盖

(a) 歼击机机身的开口与口盖受力：

1— 前设备舱不受力口盖　2— 座舱开口，座舱盖不参与机身整体受力

3— 前后机身分离面，接点能传轴向力　4— 前轮舱不受力舱门　5— 传轴向力炮架口盖

6— 传轴向力油箱舱口盖　7— 检修发动机附件用的不受力口盖

(b) 旅客机机身的开口（所示均为舱门或出入门，为不受力口盖）

1— 前旅客门　2— 主货舱门　3— 应急窗　4— 应急门　5— 后旅客门　6— 前轮舱

7— 前服务门　8— 前货舱门　9— 主轮舱　10— 后货舱门　11— 后服务门

二、基体结构受剪时，开口（或带有不受力口盖）对结构受力的影响

当基体结构受剪，口盖不受力时，在开口周围需要加强，以传递原开口处所须传递的剪力。此时随开口大小的不同可用下述三种加强方式传力。

1. 口框式加强的传力分析

对于小开口，此时通常采用口框加强。这里所说的口框是指绕开口周围布置一圈截面具有抗弯能力的加强结构 —— 类似一刚框。

口框加强形式的受力情况如下：此时在开口区，被开掉处结构的剪流转化成口框截面上的集中剪力（图 3.81(*b*)）。此时可近似认为口框外的基体结构受力与未开口前相同。口框本身受有自身平衡的外力系（相当于没有开口时的剪流作用在上面）。口框的内力图可用两种方法画出。一是把口框分成四段，分别画出各段的力平衡图（图 3.81(*c*)），即可据此画出其内力图。二是可在口框的对称轴处切开，分成左、右两个分离体，画出力平衡图，并据此画出内力分布。口框的内力有 M、Q、N 三种，对这类刚架，通常弯矩为其主要内力。图 3.81(*d*) 示出了口框弯矩内力的分布。

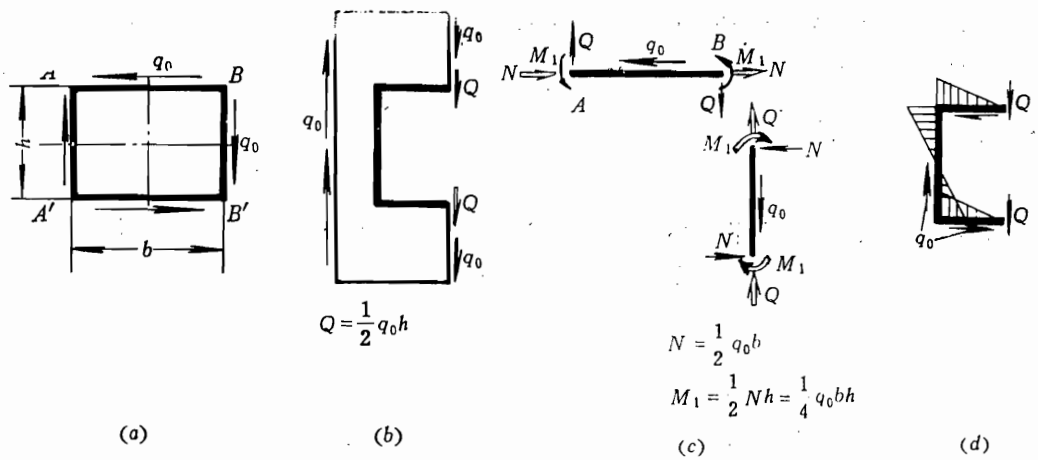


图 3.81　口框传剪的例图

(*a*) 长方形口框及其所受外力　(*b*) 开口处及开口区内剖面上，垂直方向内力的分布

(*c*) 把口框分成 4 段，画出其力平衡图　(*d*) 把口框分成对称的两半，画出其内力分布

2. 中开口围框式加强的传力分析

当开口尺寸增大，由图 3.81(*c*) 中公式可知，口框的内力 M，N 等均要增大，口框将随之加重。此时常采用组合围框式加强方式（图 3.82）。围框常利用开口附近原已有的受轴力构件 —— 周边杆和蒙皮，加上在开口四周加一圈井字形布置的受轴力杆组成。其受力原理类似于把原来口框的梁式截面改成由内、外侧两根受轴力杆和中间蒙皮组成的薄壁梁式受力截面。由于围框的截面高度比口框的大，故在受到同样大小的弯矩时，围框中的加强杆的应力将比较小。当开口尺寸和原剪流较大时（则弯矩内力较大），采用这种加强在重量上将较口框有利。

在作传力分析时，可认为周边杆的外侧仍近似作用有类似于没有开口时的原剪流 q_0；在开口邻近区，由于有开口，故开口两侧的蒙皮受到较大的剪流 q。若开口及其加强杆布置都假设为对称的，取一半结构为分离体，由图 3.82(*b*) 可得

$$q(l-b)=q_0 l \tag{3.11}$$

即
$$q=q_0\frac{l}{l-b}$$

令四角上的剪流为 q_1，由杆 $AGHB$ 的平衡，可得

$$q_1(l-b)+qb=q_0 l$$

故得

$$q_1=q_0\frac{l}{l-b}\frac{l-2b}{l-b},\quad \text{故 } q_1<q_0 \tag{3.12}$$

有了 q 与 q_1，即可画出全部加强杆的轴向力图。但对不同的 b/l 及 $l-2b$，q_1 可以为正，也可以为负。

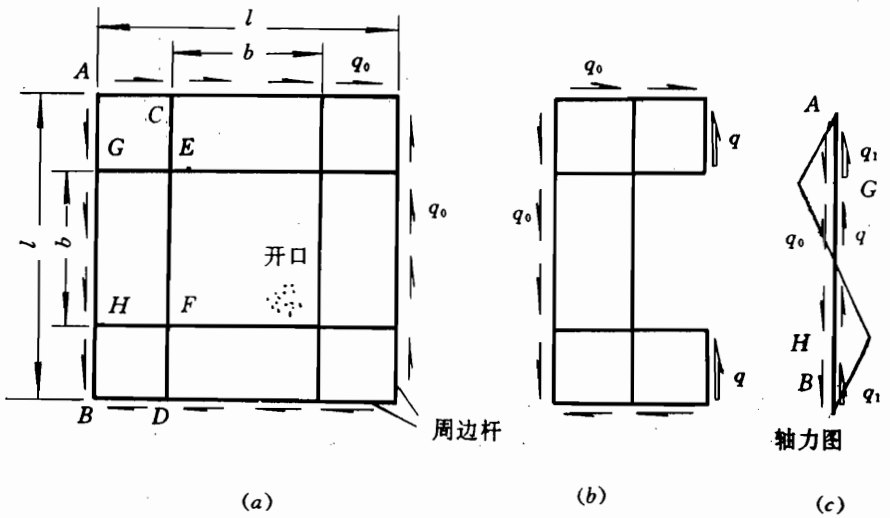


图 3.82　配置轴向力杆件作为传剪加强

(a) 开口区结构布置及开口区结构的外载　(b) 取一半结构作分离体　(c) AB、CD 杆分离体图

3. 双梁参差弯曲传扭 —— 受剪基体的大开口加强

若开口尺寸较大，且开口周围原基体结构有一对强受力构件(譬如双梁式机翼上的双梁)，则可结合这种条件布置开口区加强，而不再采用围框加强。

双梁式机翼有下开口时，机翼扭矩在开口区的传递如下。从图 3.83 可知，当开口位于机翼翼根处时，由于下蒙皮被开掉，开口区不再能以翼盒闭室的一圈剪流传扭，而是以双梁的参差弯曲受扭，即一个翼梁由于附加剪力而向上弯，另一个翼梁由于附加剪力而向下弯。这一对作用在开口区端头、大小相等而方向相反的剪力，是通过开口区加强端肋把形式为一圈剪流的扭矩转化而来的。由于两根梁在整个开口区内都可承受这对附加剪力，故能由两梁传扭。此时，每个梁在开口区两端的剪力大小相等而方向相反，必须还要有力矩与之平衡。

由于两梁上的附加剪力大小相等、方向相反，所以这两根梁在开口区端头的同一截面上作用的力矩，也是大小相等、方向相反，构成自身平衡力矩系，其合力矩等于零。这里说的力矩，对梁来说都是弯矩。

自身平衡力矩在开口两端有一个如何分配的问题。通常，可近似认为与开口左右段的刚度有关。若开口位于机翼根部，则由于翼根处支承刚度大，可近似认为全部附加自身平衡力矩(实际上是大部)都位于根部一侧。若开口位于机翼半翼展中间附近位置，则可近似认为附加自身

平衡力矩在开口两端，一边占一半(图 3.84)。且由圣维南原理可知，这些附加力矩在开口两端之外的结构中，都有一影响区，其长度为 l_1，$l_1 \approx B \sim 1.5B$。附加力矩引起的次正应力在影响区内很快衰减到零(图 3.84(c))。

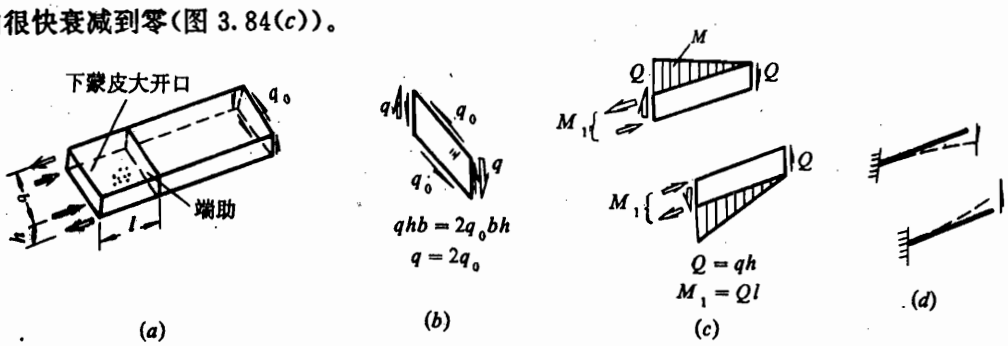


图 3.83　双梁机翼根部大开口的传扭

(a) 根部布置图　(b) 开口端肋的分离体图

(c) 开口区的双梁参差受弯分离体图　(d) 双梁参差弯曲引起的附加变形的示意图

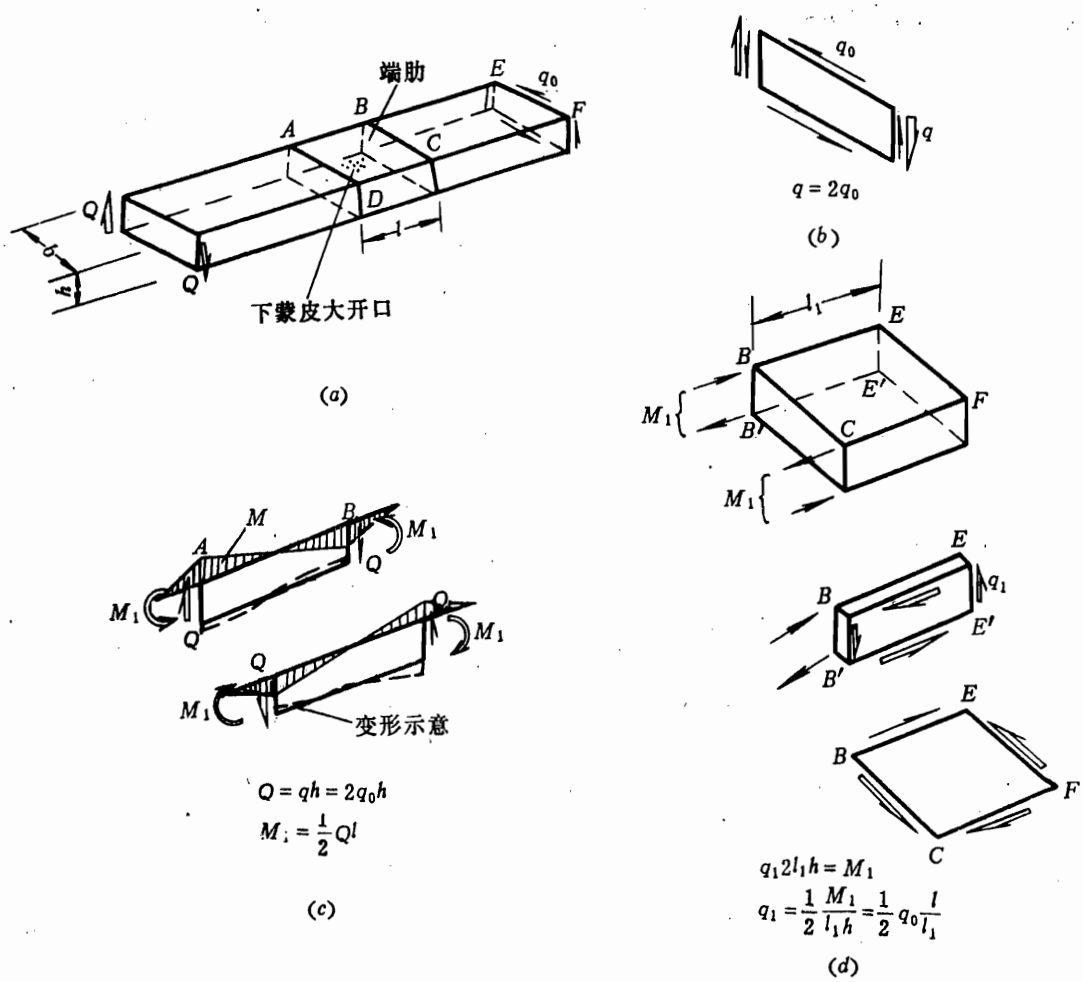


图 3.84　双梁机翼中部大开口的传扭

(a) 中部大开口布置图　(b) 端肋的分离体图

(c) 开口区双梁参差受弯分离体及其变形示意图　(d) 开口附近区受自身平衡附加力矩系时的分离体图

当机身中段有大开口时，其传力原理基本相同。如图 3.85 为一桁条式机身，中段下腹部有大开口，则传扭时与机翼的区别仅在于开口段以及参与区内附加力矩引起的次正应力是由左、右侧壁承受，该正应力沿侧壁上、下是变化的，变化规律如图 3.85 所示。

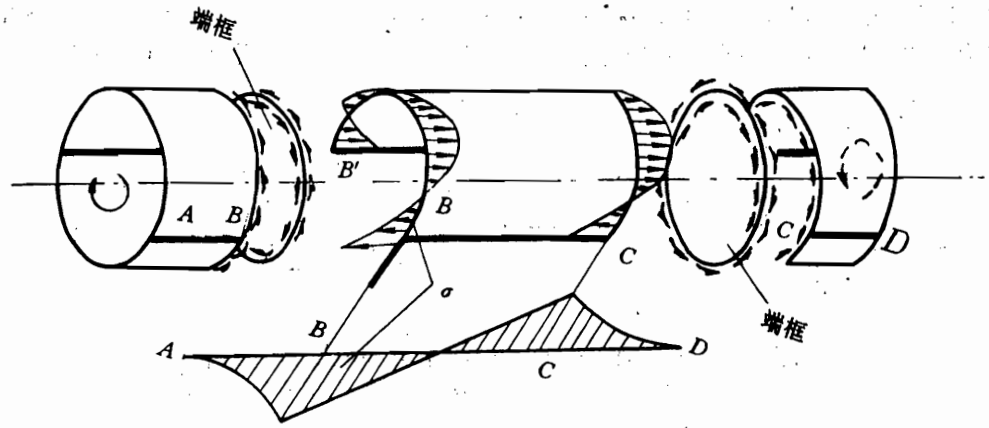


图 3.85　机身下部有大开口时扭矩的传递

双梁机翼根部有大开口时的阻力传递见图 3.86。若下蒙皮开口，则原下蒙皮所传的阻力通过端肋转至上壁板，但同时产生一对附加的大小相等而方向相反的剪力，因此也引起双梁的参差弯曲。这里须注意下述两点，一是这里所用的阻力这个词是借用的，实际为气动合力在弦平面内的分力；二是这个弦向分力通常远小于法向分力（有时也称为升力）。

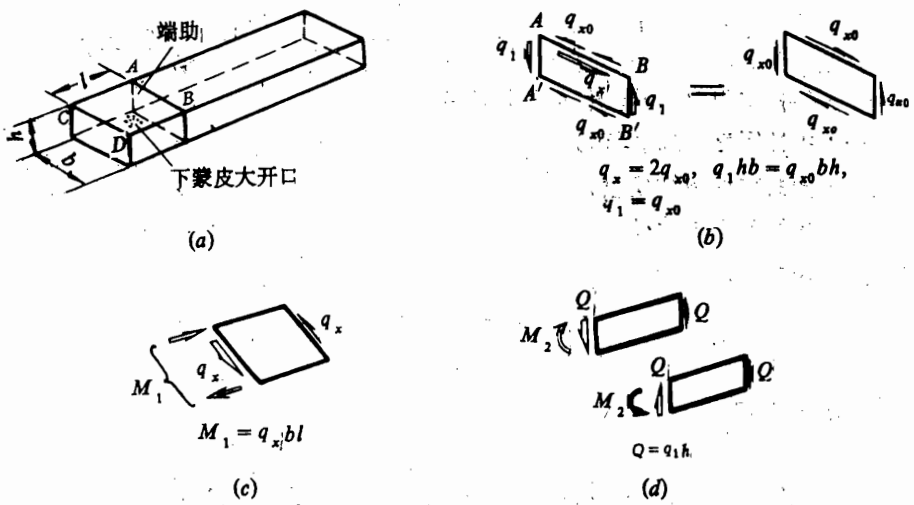


图 3.86　双梁机翼根部大开口的阻力传递

（a）根部大开口布置图　（b）端肋分离体图　（c）上壁板传阻力　（d）双梁参差弯曲

三、基体结构受轴向力时，开口（或带不受力口盖）对结构受力的影响

此时，一般说结构常既受剪又受轴力，这里只讨论传轴向力时开口对结构的影响，实际情

况将是受剪和受轴向力两种影响的叠加。开口结构的受力实质上也是一个力的参与问题，与分散力的集中是同一种性质的问题(图 3.87)。

以一个简单的开口切断传轴向力杆件的六杆板杆结构为例。在 3.4 节"二"中有类似的传力分析。为将因开口而切断的长桁(杆)上的轴力转移给开口两侧未切断的杆上，须要一个参与段，通过参与段内的板受剪来实现(见图 3.50)。但在 3.4 节的分析中假设参与区内各板内的剪流为常数，对所有切断杆参与区长度相同。此处则以应变能最小原理，利用变分法求其精确解。

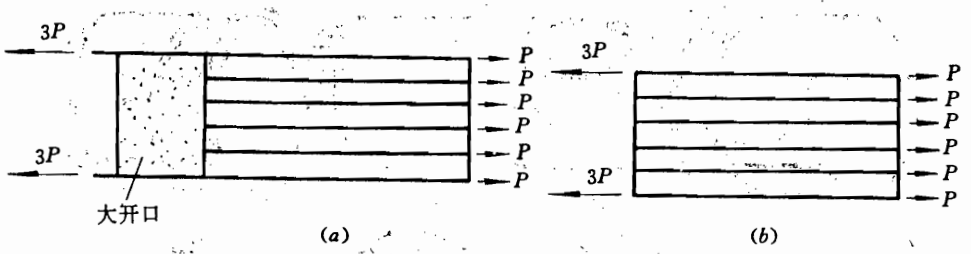


图 3.87　开口结构受力相当于分散轴力集中(或集中力扩散)
(a) 大开口传力　(b) 分散力集中(或集中力扩散)

因为是精确解，所以不再采用传力分析时所采用的两个假设。现取杆的轴向力为函数变量，即它与各点沿杆长方向的位置 z 有关。由于结构对称且已知总轴向力，因而只有内侧杆轴向力 N_1 与中间杆轴向力 N_2 两个变量；外侧杆轴向力为 $3P-N_1-N_2$。由于对称，中间板剪流为零，由单元体分离体图知内侧板与外侧板剪流分别为

$$q_1=\frac{\mathrm{d}N_1}{\mathrm{d}z};\qquad q_2=\frac{\mathrm{d}N_1}{\mathrm{d}z}+\frac{\mathrm{d}N_2}{\mathrm{d}z} \tag{3.13}$$

以上见图 3.88(b)。

整个板杆结构的变形能为

$$U=\int_0^L\left[\frac{N_1^2}{EA}+\frac{N_2^2}{EA}+\frac{(3P-N_1-N_2)^2}{EA}+\frac{(\frac{\mathrm{d}N_1}{\mathrm{d}z})^2}{Gt}B+\frac{(\frac{\mathrm{d}N_1}{\mathrm{d}z}+\frac{\mathrm{d}N_2}{\mathrm{d}z})^2}{Gt}B\right]\mathrm{d}z \tag{3.14}$$

式中　A——各杆截面(取相同值，沿杆长不变)；

t——各板厚度(取相同值)；

E——杆的拉伸弹性模量；

G——板的剪切弹性模量。

为了简化，采用下述符号：

$$u^2=\frac{3}{\frac{E}{G}A\frac{B}{t}} \tag{3.15}$$

此时，利用变分原理，可得

$$N_1=P\left[1-\frac{1}{2}\frac{\mathrm{sh}uL}{\mathrm{ch}uL}\mathrm{sh}uz+\frac{1}{2}\mathrm{ch}uz+\frac{3}{2}\frac{\mathrm{sh}\frac{uL}{\sqrt{3}}}{\mathrm{ch}\frac{uL}{\sqrt{3}}}\mathrm{sh}\frac{uz}{\sqrt{3}}-\frac{3}{2}\mathrm{ch}\frac{uz}{\sqrt{3}}\right];\quad q_1=\frac{\mathrm{d}N_1}{\mathrm{d}z} \tag{3.16}$$

$$N_2=P\left[1+\frac{\mathrm{sh}uL}{\mathrm{ch}uL}\mathrm{sh}uz-\mathrm{ch}uz\right];\qquad q_2=\frac{\mathrm{d}N_2}{\mathrm{d}z}+\frac{\mathrm{d}N_1}{\mathrm{d}z} \tag{3.17}$$

轴向力分布见图 3.88(c)。

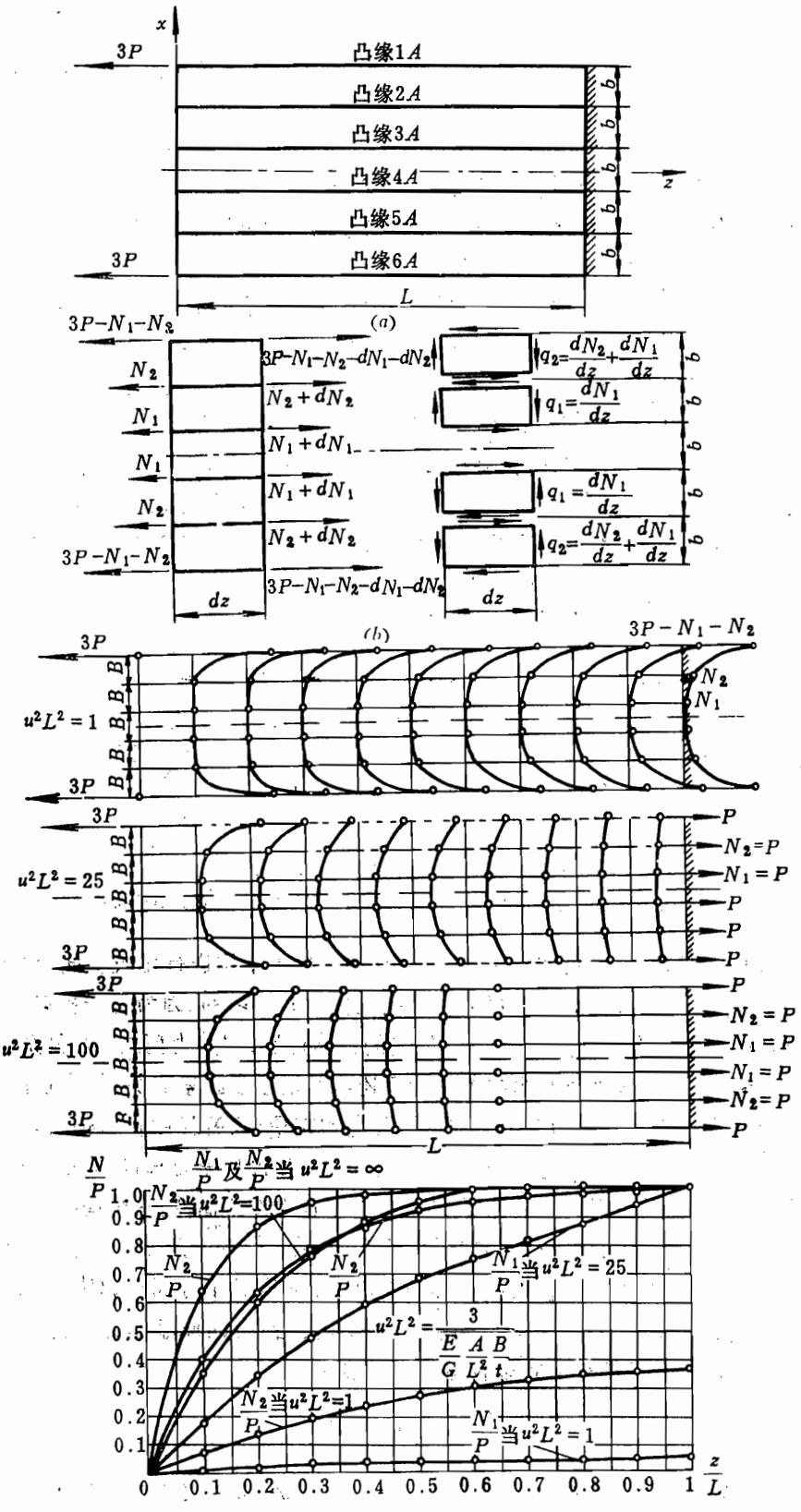


图 3.88　6 杆板杆结构参与图

(a) 结构图　(b) 分离体图　(c) 轴向力分布图

由图 3.88(*c*) 可知，当无因次参量 u^2L^2 增大时，一根杆上的集中力 $3P$ 很快通过板的剪切传至三根杆上去，使各杆均匀受到力 P。u^2L^2 代表剪切刚度与拉伸刚度之比，因此剪切刚度愈大，即可使集中力愈快扩散。当剪切刚度为无限大时，理论上即不需过渡区(或称参与段)而能直接使力扩散；但由于实际结构的剪切刚度不可能为无穷大，故总需要参与段，通过板受剪切使集中力逐步扩散(或分散力逐步集中)；因此力的参与问题也称作“剪滞”问题。

精确解与传力分析解的比较：

在求传力分析解时是假设过渡区内剪流为常数，这个数值通常要比精确解的最大剪流小。精确解的轴向力是比直线更“丰满”的曲线，故当两者过渡区相同时，精确解的轴力要略大一些。但过渡区长短是与结构刚度特性有关的，而且各杆参与受力的快慢程度也不一样，如上述 6 杆参与问题中，内侧杆就较中间杆后参与受力。因而有的参考书上常附有与图 3.89(*a*) 类似的图，并指出在扇形阴影区内，各杆只有小轴向力，以致可近似认为不受力。但须注意，不要因此引起下述错误概念，即认为既然这一地区为小受力，何不把此区域内的杆取消掉？实际上，若取消这一区域内的杆元，则新的过渡区仍然有新的小受力区存在，不过是从有杆的曲边界开始而已(图 3.89(*b*))。

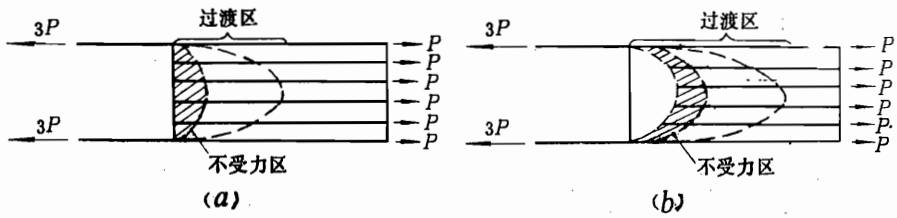


图 3.89　参与问题恒需要过渡区

(*a*) 各杆贯通时的过渡区与不受力区　(*b*) 各杆留一扇形区无杆时的过渡区与不受力区

在本章最后还想指出一点，实际上要对一个机翼、机身结构进行比较全面、深入的分析并评价其好坏，只了解几种典型的“受力型式”的传力分析是不够的。因为每一种典型的“受力型式”都必须有赖于具体构造来实现。而实际结构的具体构造比“受力型式”要复杂得多。同时，结构的布置，各种结构型式和连接型式的选择等还与其他很多因素有关，如全机的部位安排、其他部件的情况和协调关系、使用维修的要求，工艺的方便、疲劳强度和结构可靠性的考虑以及新工艺、新材料的使用等等。有些结构布置或结构型式如仅从受力来看，似乎并非最佳，并可能使结构重量增加，然而由于满足其他要求，只能在重量上作出牺牲。从全局出发，作出这种让步是必须的。因此我们不论是对已有结构进行分析，还是要根据一定要求进行结构设计，都应综合受力、全机的总体布置、使用、维修、材料的选取、工艺等各个方面一起来考虑。当然，要使结构能满足重量最轻的要求，最重要的是要使结构受力合理。因此掌握好各种结构的传力分析，对结构设计人员来说，仍然是最基本，也是最重要的。

思　考　题

1. 静定结构和静不定结构，在传力上有什么基本区别？静不定结构的传力与哪些条件有关？这些条件是如何影响传力的？

2. 机翼上作用着几种载荷？哪些载荷是主要的？机翼的剪力、弯矩、扭矩图大致如何分布？

3. 机翼结构的典型元件是哪些?它们有什么功用?它们在各种典型机翼受力型式中所承受的载荷有何不同?

4. 对于升降舵或方向舵而言,它的支持情况与机翼有何区别?它们的内力 M、Q、M_t 与机翼的情况有何不同?

5. 单块式机翼在气动载荷作用下,它的普通肋的支反剪流与梁式机翼(单梁、双梁或多梁式)有何不同?为什么?请画出它们的内力图。

6. 双梁式机翼根部为四"点"连接(即用两个固接接头)时,和到根部改为三"点"连接(即一固、一铰连接)时,受力情况有何变化?

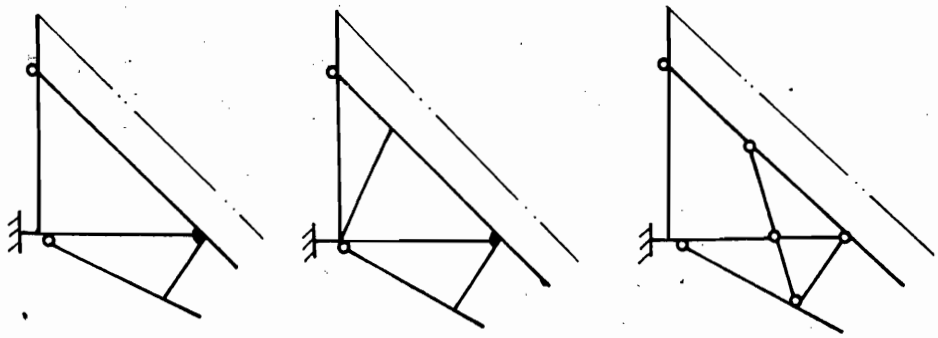
7. 机翼、机身的对接形式有几种?各有什么优缺点?

8. 单块式机翼在受到对称和反对称弯矩、扭矩时,中央翼盒段的各元件受什么载荷?画出它们的力平衡图和内力图。

9. 什么叫"后掠效应"?它为什么会产生?是否可减轻后掠机翼的"后掠效应"?

10. 请比较单梁、双梁、单块式、根部梁架式后掠机翼的受力特点,根部三角区的受载情况有何异同?什么情况下采用何种型式比较有利?为什么?

11. 题图 3.1 所示三个根部梁架式后掠翼,它们与机身的连接接头的形式、位置均相同,但内部受力构件布置不同,则三种机翼接头上的载荷以及机翼内各构件的受力情况是否相同?



题图 3.1

12. 单块式后掠翼有哪几种常见的形式?它们在传力上各有什么特点?

13. 三角机翼的气动载荷分布有什么特点?它常采用怎样的受力型式?它们的受载特点是什么?

14. 如果机翼-机身为四点(两个固接头)连接、或由多个接头连接,那么连接接头上的载荷大小将受哪些因素影响,为什么?

15. 限制扭转引起次应力的现象是否只在机翼根部才会出现?是否在任何机翼根部都必定会出现?

16. 当机翼蒙皮上的大开口分别位于翼尖、翼根和中段三种不同位置时,因传递扭矩而在梁、墙缘条上引起的附加载荷有何不同?

17. 当机翼壁板受轴向力,而又有大开口时,请比较近似解和精确解的结果有哪些不同?精确解在哪些方面更为准确地反映了结构的受载情况?

18. 机身的一般工作情况可如何简化?机身上主要受有哪些载荷?

19. 比较机身、机翼的典型受力元件在功用和受载上有何异同?不同的机身典型受力型式中,各元件的受载有何不同?若一框受有集中力 P_y 时,画出桁梁式、桁条式与硬壳式三种机身型式框的支反剪流分布规律。

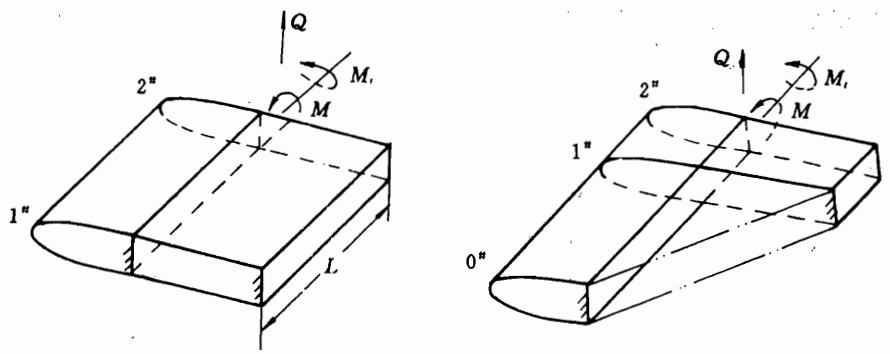
20. 几种典型受力型式一般在何种情况下采用?一个机身上如果有几段不同结构型式的情况,则各不同结构型式之间如何过渡?

习　题

1. 一双梁机翼,外翼传到 2# 肋剖面处的总体内力分别为剪力 $Q = 100\ \text{kN}$(作用在刚心上),弯矩 $M = 5 \times 10^3\ \text{kN}\cdot\text{m}$、扭矩 $M_t = 30\ \text{kN}\cdot\text{m}$。已知前、后梁的平均剖面抗弯刚度为 $EI_{前} = 10^{10}\ \text{kN}\cdot\text{mm}^2$、$EI_{后} = 2 \times 10^{10}\ \text{kN}\cdot\text{mm}^2$;前、后闭室平均剖面抗扭刚度为 $K_{t前} = 5 \times 10^8\ \text{kN}\cdot\text{mm}^2$、$K_{t后} = 10^9\ \text{kN}\cdot\text{mm}^2$。求:

(i) 当 $L_{前} = L_{后} = 1\ 500\ \text{mm}$ 时,Q、M、M_t 在 2# 肋剖面如何分配(题图 3.2(*a*))?

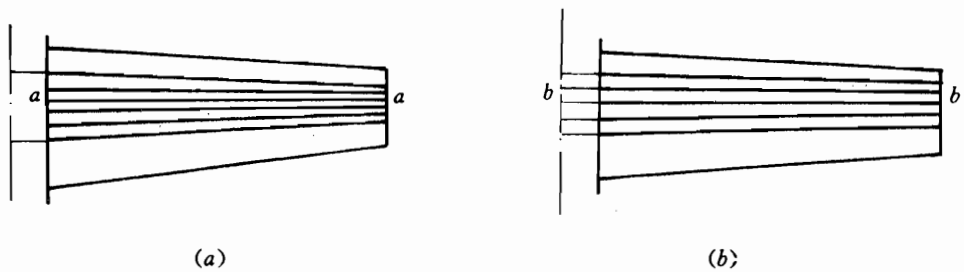
(ii) 当 $L_{前} = 3\ 000\ \text{mm}$、$L_{后} = 1\ 500\ \text{mm}$ 时,Q、M、M_t 在此剖面又如何分配(题图 3.2(*b*))?(计算扭矩分配时,假设不考虑前、后闭室之间和 1# 肋对前闭室的影响)。



题图　3.2

(iii) 从上面计算中能得出什么结论?

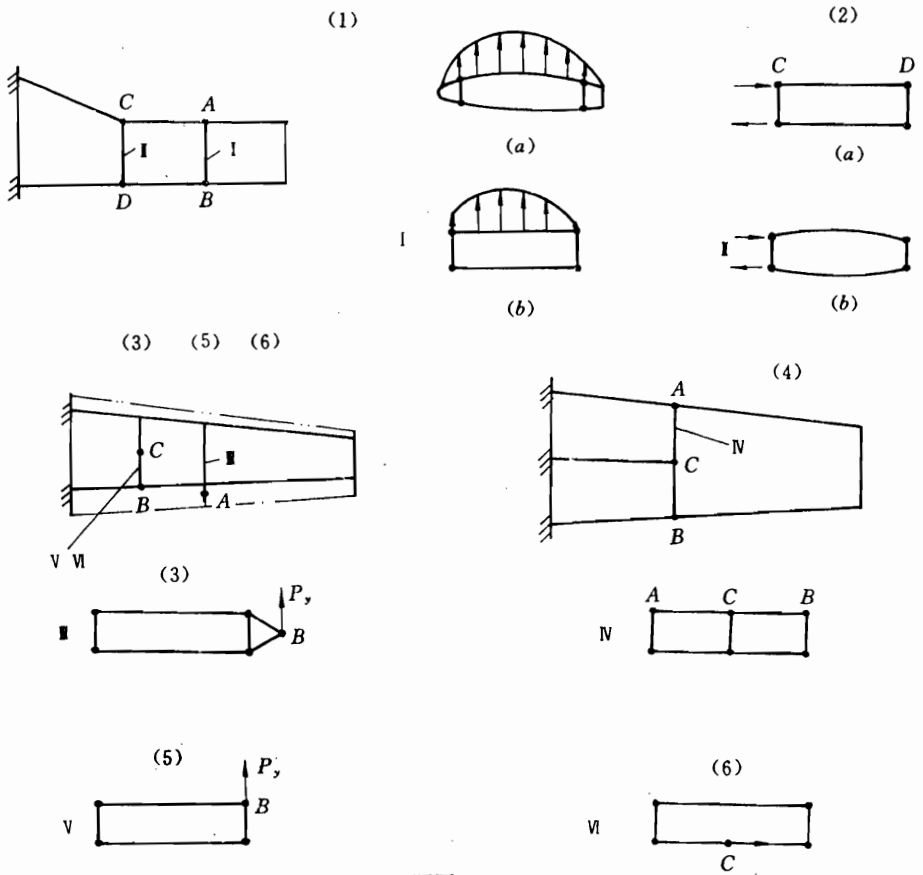
2. 题图 3.3 所示两机翼,(*a*) 为单块式,且双梁通过机身,而长桁在机身侧边切断;(*b*) 为单块式,整个受力翼箱通过机身。请画出两种情况下 $a-a$、$b-b$ 段长桁的内力图,并简要说明何以如此分布?



题图　3.3

3. 请画出以下各指定翼肋的力平衡图和内力图(题图 3.4)。(1) 双梁式机翼,I 肋在气动

载荷作用下：(*a*) 前、后缘未略去；(*b*) 若略去前、后缘气动载荷和结构。(2) 该机翼前梁转折处的 I 肋在传递总体弯矩 M 时所受的载荷，画出其力平衡图和内力图：(*a*) 剖面简化为矩形；(*b*) 剖面上、下为曲线。(3) 双梁式机翼，Ⅲ 肋后缘受有 Y 向集中力 P_y。(4) 机翼外段为双梁式、内侧为三梁式，Ⅳ 肋位于结构布置变化处，画出传总体力时，该肋的力平衡图和内力图。(5) 双梁式机翼 Ⅴ 肋后梁上作用有集中力 P_y，求该肋受 P_y 力时的平衡图和内力图(假设前、后梁弯曲刚度相等)。(6) 双梁式机翼 Ⅵ 肋上 C 点处受有集中力 P_x 时的力平衡图和内力图。

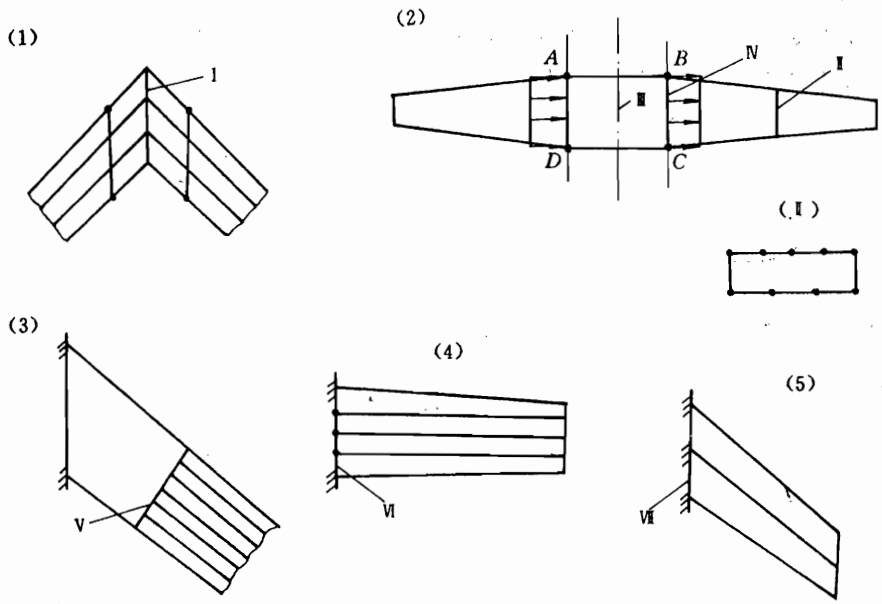


题图 3.4

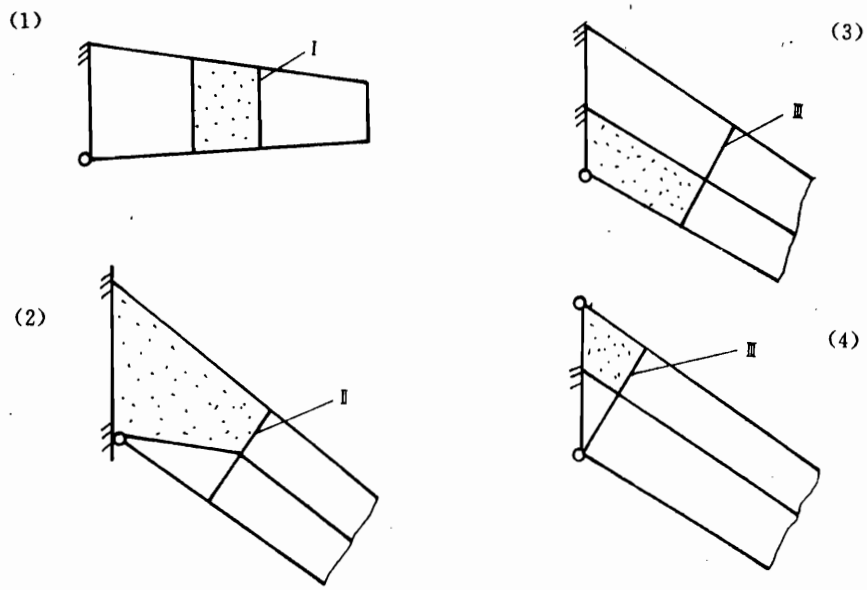
4. 请画出题图 3.5 所示各机翼结构中所指定肋的力平衡图和内力图。(1) 长桁在机身对称轴处对接的单块式后掠翼，I 肋在传递总体内力 — 弯矩 M 的过程中所受的载荷，并画出力平衡图和内力图。(2) 单块式直机翼：(*a*) 请画出 I 肋在局部气动载荷下的力平衡图和内力图；(*b*) 请画出中央翼在作用有反对称总体弯矩时，Ⅲ 肋、Ⅳ 肋的力平衡图和内力图。设左、右机翼通过中央翼连成整体，并在 A、B、C、D 四点与机身铰接，接头在机翼前、后墙腹板上。(3) 机翼外段为单块式，内侧改为双梁式，画出结构型式变换处的 Ⅴ 肋在传递总体力 M、Q、M_t 时的力平衡图和内力图。(4) 多腹板式机翼在根部用两个固接接头与机身相连，请画出侧肋 Ⅵ 在传递总体内力的剪力 Q 时，其力平衡图和内力图。(5) 画出图示三梁式后掠翼侧肋 Ⅶ 在传递总体内力的弯矩 M 时，其力平衡图和内力图。

5. 下列各机翼结构蒙皮上均有开口，请画出所指定翼肋在传递总体内力时所受的载荷及

它们的力平衡图和内力图(参见题图 3.6)。(1) 单梁单墙式机翼的 Ⅰ 肋。(2) 双梁单墙式后掠翼,其中后梁在 Ⅰ 肋处有转折,请画出 Ⅰ 肋的力平衡图和内力图。(3) 双梁单墙式机翼中 Ⅲ 肋在传扭时的力平衡图、内力图。(4) 单梁双墙式机翼中 Ⅳ 肋在传扭时的力平衡图和内力图。



题图 3.5



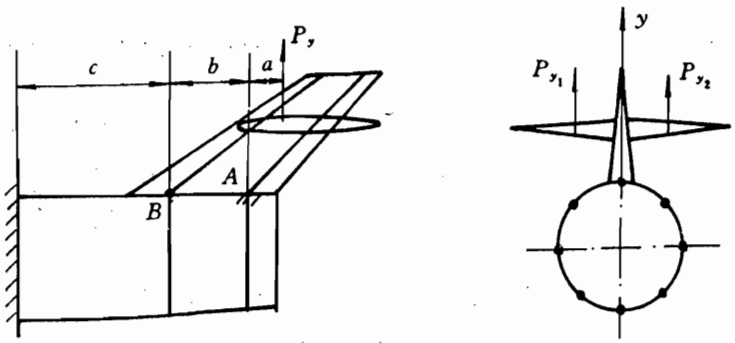
题图 3.6

6. 现有一桁条式机身,平尾固定在垂尾上,垂尾与机身的连接如图 3.7 所示:接头 A 在 yoz 平面内为固接,接头 B 为铰接。尺寸 $a=0.667$ m,$b=2$ m,$c=4$ m。平尾上受有不对称的

P_y 力，力作用点距 y 轴为 1 m，$P_{y1}=100$ kN，$P_{y2}=50$ kN。求：

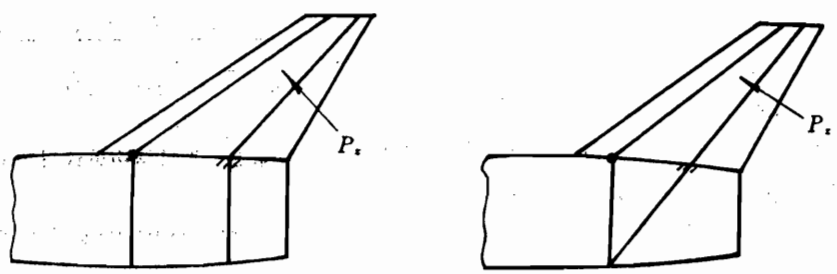
(i) 此时机身后段的弯矩图 M_z、剪力图 Q_y 和扭矩图 M_t。

(ii) 画出框 B 的力平衡图，并用图表示出支反剪流的大小分布规律。桁条布置见题图 3.7。



题图 3.7

7. 某垂尾为单梁单墙结构，后梁与机身固接，前墙与机身铰接。在机身-垂尾连接处的加强框有两种布置方案：(Ⅰ) 两接头连接处均布置有垂直放置的加强框；(Ⅱ) 沿后梁轴线方向布置一斜框，前墙处布置一垂直框(见题图 3.8)。请分析当垂尾上受有侧向力 P_z 作用时，在两种方案情况下机身结构分别由哪些构件受载(包含加强框和其他构件)？分别画出他们的力平衡图。假设机身后段为桁条式。



题图 3.8

第四章　疲劳、损伤容限及耐久性设计基础

航空技术的飞速发展，飞机战术性能的提高和民航市场上的激烈竞争，使得飞机结构设计思想不断更新，长寿命、高可靠性、低的生产成本与经济维修性的综合技术要求成为飞机结构设计过程中极其重要而又必须遵循的准则。本章将简单介绍安全寿命的设计思想与方法；介绍作为损伤容限设计理论指导的断裂力学有关基础；阐述损伤容限设计的基本概念和设计方法并简介从经济性角度考虑的耐久性设计概念与方法梗概。此内容为飞机结构设计的重要基础之一。

4.1　概　　论

飞机的设计思想来源于飞机的使用实践。通过对实践经验的总结，在原有基础上对飞机设计提出更高、更新的要求，促使飞机设计思想不断地发展和演变。这是飞机发展史上的一大特点。设计思想的演变，对战斗机而言，主要取决于飞机的作战性能、生存力、生产成本和使用消耗及全寿命成本的要求；对民机而言，特别重要的是安全性和经济性。在第一章里已介绍了飞机结构设计思想的演变和基本内容，这里用图 4.1 予以简单总结。长期大量的实践表明，只按静强度和刚度要求设计的飞机并不能很好地保证飞机的使用安全，必须在飞机结构设计中引入抗疲劳设计概念和损伤容限设计概念。抗疲劳设计的概念较广，但归根结底涉及到结构局部细节的疲劳裂纹萌生和裂纹扩展。因此，首先从这两个概念谈起。

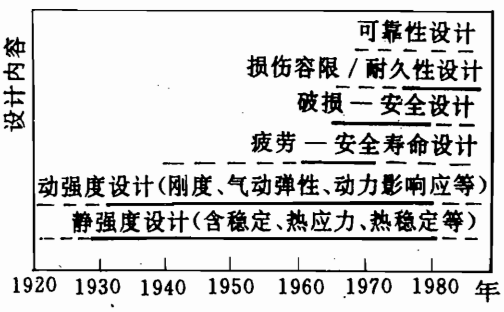


图 4.1　飞机结构设计思想的发展

一、疲劳裂纹的萌生和扩展

一个工程构件的疲劳裂纹（疲劳损伤）包含几个不同的阶段，裂纹可以在原先没有损伤的部位形核，然后以稳定的方式扩展，直到发生突然断裂。疲劳损伤的发展可大致分为下面几个阶段：

(1) 材料亚结构和显微结构发生变化，产生永久损伤形核；

(2) 产生微观裂纹；

(3) 微观裂纹长大和合并，形成“主导”裂纹。主导裂纹可能最终导致突然破坏（从实际观点上看，这一阶段的疲劳通常是裂纹萌生与扩展之间的分界线）；

(4) 主导宏观裂纹的稳定扩展；

(5) 宏观裂纹快速扩展以致材料结构完全断裂。

力学因素、组织结构因素和环境因素在很宽的范围内影响微观缺陷的裂纹形核条件和主

导疲劳裂纹的扩展速率。疲劳的不同设计原理之间的主要区别在于如何定量处理裂纹萌生阶段和裂纹扩展阶段。这也是安全寿命设计和损伤容限设计的区别所在。图 4.2 以工程上直观的形式给出了这两种设计所关心的裂纹不同阶段示意曲线图。

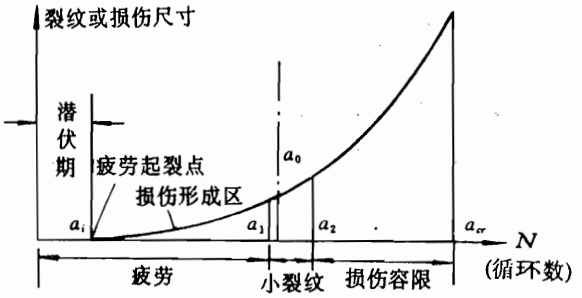


图 4.2　损伤尺寸与载荷循环数的关系

图中所列的几个特征性损伤尺寸意义如下：

a_i—— 对应疲劳启裂点(对应主导裂纹的形成点)；

a_1—— 对应安全寿命(又称疲劳寿命)终结点的宏观可检裂纹；

a_2—— 对应外场使用中检测仪器手段所能测定的裂纹尺寸；

a_0—— 对应损伤容限设计起点的按规范规定的初始裂纹尺寸；

a_{cr}—— 对应裂纹不稳定扩展的临界裂纹尺寸。

由图 4.2 可见，由疲劳源引发的疲劳裂纹总寿命应是由裂纹形成寿命 N_1 和裂纹扩展寿命 N_2 两部分组成。即

$$N_\Sigma = N_1 + N_2 \tag{4.1}$$

在按损伤容限设计的寿命估算中，因首先承认存在初始缺陷 a_0，故 $N_1 = 0$，裂纹扩展寿命即为总寿命，即

$$N_\Sigma = N_2 \tag{4.2}$$

要注意疲劳诱发裂纹 a_i 和损伤容限设计中的初始缺陷(裂纹)是两个不同的概念，不能把它们混同起来。a_0 的确定在规范中另有规定，目前在工程上，经常仅仅根据无损检测能力来确定 a_0，通过试验按 90% 的觉察概率和 95% 置信水平要求确定。

二、疲劳、损伤容限及耐久性设计概念

疲劳设计(安全寿命设计)、损伤容限设计及耐久性设计是既有联系又有实质不同的设计概念与方法，是在不同意义上解决结构的寿命问题的设计。

疲劳设计概念认为飞机在使用前结构是完好无损的，在使用寿命期内也不应出现可检裂纹，一旦在疲劳关键部位出现宏观可检裂纹就认为结构已经破坏。这就是说疲劳设计只考虑裂纹形成寿命，不考虑裂纹扩展寿命，并规定安全寿命的给出必须通过全尺寸疲劳试验进行验证。对疲劳破坏固有的分散性及一些不确定的因素用分散系数来考虑。

疲劳设计的目标是通过对疲劳关键部位进行合理的选材，开展抗疲劳结构细节设计，适当控制应力水平，改善结构细节的抗疲劳品质，注意降低几何、材料和载荷不连续造成的应力集中，以及在生产过程中贯彻良好的质量控制，使飞机结构在谱载荷作用下，保证飞机在安全使用寿命期内破坏概率最小。通过设计、分析和试验所给出的安全寿命应满足订货方提出的设计使用寿命要求。

损伤容限设计概念承认结构在使用前就带有初始缺陷，但必须把这些缺陷或损伤在规定的未修使用期内的增长控制在一定的范围内，在此期间，结构应满足规定的剩余强度要求，以保证飞机结构的安全性和可靠性。图 4.3 为损伤容限设计概念。

损伤容限的设计目标是通过损伤容限设计和进行裂纹扩展与剩余强度分析，保证飞机结构在未修使用期内，其剩余结构（带损伤结构）仍然能够承受使用载荷作用，不出现结构的破坏或过分变形。提供足够的安全性所要求的检查水平。

耐久性是指飞机在规定的期限内，机体结构抵抗疲劳开裂（包括应力腐蚀和氢脆所引起的开裂）、腐蚀、热退化、剥离、脱层、磨损和外来物损伤作用的能力。耐久性设计概念认为飞机结构在使用前就存在许多微小的初始缺陷，结构在载荷／环境谱的作用下逐渐形成一定长度和一定数量的裂纹和损伤，继续扩展下去将会造成结构功能性损伤或维修费用的剧增，影响到飞机的备用性，此时必须进行修理（经济修理）。这种修理可以进行若干次，直到满足使用寿命要求。经济寿命指标应根据特定的飞机要求及用户对飞机性能和维修费用可接受的程度来确定。

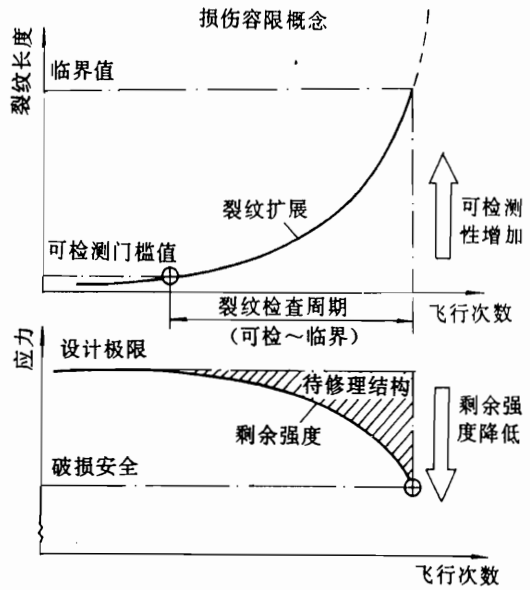


图 4.3　损伤容限设计概念

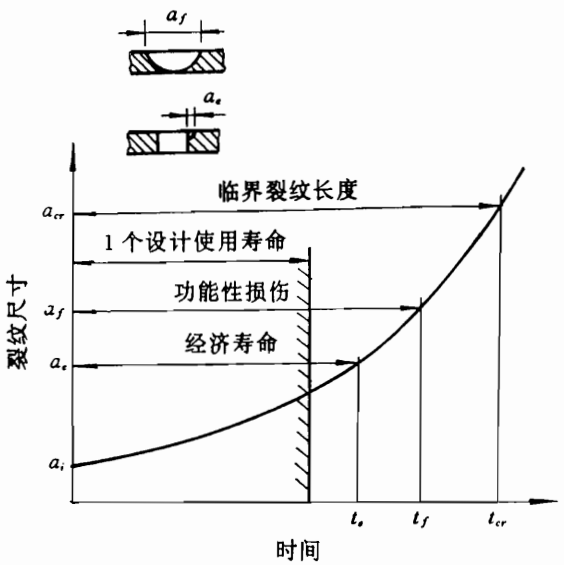


图 4.4　耐久性基本要求

通过合理的细节设计，恰当地选择材料和制造工艺、控制应力水平、消除有害的残余应力以及选择必要的腐蚀防护措施等来提高结构细节的抗疲劳开裂和腐蚀开裂，减缓材料退化和磨损等，以便防止功能性损伤和不经济的维修。通过耐久性试验给出经济寿命和使用维修大纲。耐久性设计目标是通过合理选择材料、工艺、控制应力水平、设计细节、检查及防护，以满足经济修理要求和降低使用维护费用，提高飞机的备用性，提高寿命和可靠性。耐久性设计的基本要求如图 4.4 所示。从图中可以看出，飞机结构的经济寿命必须超过一倍的设计使用寿命；在低于一倍设计使用寿命期内不允许出现功能性的损伤（如刚度降低，操纵效率下降，座舱减压和油箱漏油）；飞机的经济寿命必须通过分析和试验验证。

从以上比较可知，安全寿命设计的缺点是，结构一旦出现疲劳裂纹就算破坏，然而实际上此时结构还有剩余强度和剩余寿命，也即没有充分利用结构的寿命潜力；此外它对漏检和使用损伤也无法计及，所以它并不能确保安全。设计实践也表明，完全采用安全寿命思想设计的飞机仍存在很多不安全因素，并且由于采用了较大的分散系数，致使飞机结构过重。但这一方法已沿用了几十年，积累了丰富经验，所以改善疲劳品质的设计方法、生产上的强化质量控制等

都已被吸收到损伤容限设计和耐久性设计中。

断裂力学的应用和发展，为损伤容限设计思想奠定了理论基础。损伤容限设计思想的基本点是：在使用过程中，存在于结构中的初始缺陷、裂纹或其他损伤在重复载荷作用下将不断扩展。通过分析和试验验证，对可检结构给出检修周期，对不可检结构提出严格的剩余强度要求和裂纹增长限制，以保证结构在给定使用寿命期内，不至因未被发现的初始缺陷扩展失控而造成飞机的灾难性事故。损伤容限设计思想研究的对象是那些影响飞行安全的结构件在使用寿命期内的安全裕度。这样，就形成了安全寿命／损伤容限设计思想，即用疲劳设计概念确定飞机的安全寿命，用损伤容限设计确定检查间隔，进一步保证飞机的飞行安全。目前已较多采用了这种组合设计方案。

耐久性概念是针对飞机研制成本和生产成本以及使用维修费用的急剧增加而提出的，如何提高单机的出勤率、降低生产成本，特别是降低使用维修费用需要设计者们在确定飞机寿命时应从经济性的观点予以量化，这便是耐久性设计的出发点。按耐久性设计的结构其经济寿命应大于设计使用寿命，在经济寿命期内，不能出现过度的或昂贵的维修以及诸如渗漏、操纵效率降低、座舱降压等功能性损伤问题。耐久性设计概念是一种较新的方法，还有待今后在实践中加以发展与完善。在飞机设计中，另一种组合配套方案就是耐久性／损伤容限设计，即用耐久性设计概念确定经济寿命，利用损伤容限设计概念保证飞行安全。

损伤容限设计及耐久性设计在较早的教科书中亦称之为断裂设计，即说明损伤容限及耐久性设计是建立在断裂力学的理论基础之上。表 4.1 对疲劳设计和断裂设计的概念和方法进行了对比。

表 4.1　两种设计概念的比较

疲　劳　设　计	断　裂　设　计
(1) 目标 确定无裂纹寿命(出现宏观可检裂纹以前)即"安全寿命"N_{aq}，分散系数 n_f 一般取 4。 (2) 界限 裂纹成核后至宏观可检裂纹(由检测能力确定，可取为 0.5 mm 左右)。 (3) 理论 作为应力疲劳，建立在 WOHLER 的 $\sigma \sim N$ 曲线和累积损伤理论(如 MINER 法则)的基础上。 (4) 规范 重复载荷和疲劳(安全寿命)规范。 (5) 细节设计 改善抗疲劳品质，注意降低几何、材料和载荷不连续造成的应力集中。 (6) 严重部位 结构中应力水平高和疲劳敏感区的所有部位。 (7) 验证方法	(1) 目标 确定飞机结构的经济寿命(首先确定各关键部位的经济极限和安全极限)，分散系数 n_f 取 2。 (2) 界限 从较大宏观可检裂纹开始，计算安全极限，从较小假想初始缺陷开始，计算经济极限。 (3) 理论 建立在线弹性断裂力学的基础上。 (4) 规范 耐久性(经济寿命)和损伤容限设计规范。 (5) 细节设计 采用耐疲劳及断裂工艺措施(如孔挤压强化等)提高耐久性和耐损伤能力。 (6) 严重部位 损伤容限分析(安全考虑)：每架战斗机 20 ～ 200 部位。耐久性分析(经济性考虑)：每架飞机几千个细节设计部位。 (7) 验证方法

续　表

疲　劳　设　计	断　裂　设　计
全尺寸飞机(部件)疲劳试验,生产型飞机,程序块谱,试验计划安排无明确规定。 (8) 试验周期 四倍寿命(安全寿命)。 试验后检查无明确要求。 (9) 监控措施 飞行监控系统 —— 多参数(三向过载,高度,速度,舵偏角,姿态角,油量等)记录系统。	全尺寸飞机(部件)损伤容限和耐久性试验,早期的研制、试验和鉴定用飞机,飞-续-飞随机谱,试验计划明确(飞机生产之前达一倍寿命,第一个生产型飞机交付前达两倍寿命)。 (8) 试验周期 两倍寿命(经济寿命)。 试验后检查 —— 拆毁检查。 (9) 监控措施 飞行裂纹跟踪系统,地面检查。

4.2　疲劳设计

所谓疲劳,简单地说就是指结构在循环或交变应力作用下,局部产生裂纹并增长至临界尺寸而发生失稳断裂。这种因循环或交变应力作用而使结构材料发生损伤和抵抗裂纹扩展与断裂能力减弱的现象,就称为疲劳。上述循环应力和交变应力的意义稍有不同。两者都是在两个极值之间作周期性的变化,现取最小应力与最大应力之比 R_σ(称应力比):

$$R_\sigma = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} \tag{4.3}$$

则一般指,循环应力时 $R_\sigma > 0$,即应力不发生方向的改变;交变应力时 $R_\sigma < 0$,即应力在同一周期内改变一次方向。

疲劳破坏一般有以下典型特征:

(1) 疲劳破坏不是立刻发生的,要经历一定的、甚至很长的时间。破坏过程实际上是裂纹形成、扩展以至最后断裂的过程。

(2) 构件中的交变应力在远小于材料的静强度极限情况下,破坏仍可能发生。

(3) 对于延性材料也常常无显著的残余变形而呈脆性断裂,故不易觉察,具有更大的危险性。

(4) 疲劳破坏断口有明显的宏、微观特征,与静强度破坏断口明显不同。

(5) 疲劳破坏具有局部性,因而改变局部设计,就可延长寿命。而在发现裂纹后,如更换损伤部件或制止裂纹继续扩展还可继续使用。

一、疲劳断裂机理

借助于电子显微镜,人们获得了许多关于裂纹形成与扩展的微观过程认识,并对疲劳破坏机理提出了诸多的解释和简化模型。这是一个复杂的研究领域,涉及到错综复杂的微观组织结构、微观缺陷与外加应力场的交互作用。特别是新型结构材料的研制与发展,为疲劳破坏的机理研究提出了更加深入、广阔的课题。下面仅简单介绍其中比较公认又较为直观的一种模型。

疲劳断裂的过程如图 4.5 所示,大致分为裂纹成核阶段、裂纹微观扩展阶段、裂纹宏观扩

展阶段和最终破坏阶段。

1. 裂纹成核(裂纹萌生)

裂纹成核是指疲劳裂纹的起始。通常裂纹起始于构件表面或有夹杂的缺陷处、机械缺口等应力集中部位。

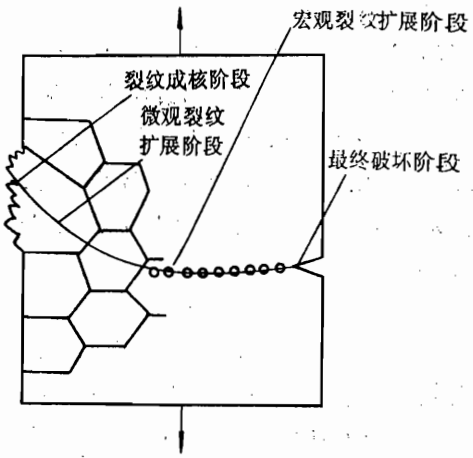


图 4.5 疲劳断裂过程示意图

先讨论没有应力集中源的情况:在疲劳载荷作用下,在材料的表面上,金属晶粒沿最有利于滑移方向反复滑移,从而产生微观裂纹。材料的表面是处于平面应力状态的。在平面应力状态下,与主应力成45°的方位上存在着最大剪应力。当构件被加载时,由于最大剪应力作用,在材料局部比较薄弱的地方产生了滑移,形成了新的自由表面。载荷反向后,应该沿反方向滑移,但由于前一次滑移的塑性变形产生了应变硬化,而且新产生的自由表面也被氧化,因此反方向的滑移不可能沿着原平面进行,而改在平行该面的另一个方向滑移,这样就造成了材料表面的挤出和凹入,同时在挤出凹入处又产生应力集中。在疲劳载荷作用下,多次的凹入、挤出就形成了滑移带,滑移带的逐渐加宽就使凹入地区变成了微裂纹,造成更大的应力集中点,裂纹就这样萌生了(图 4.6)。

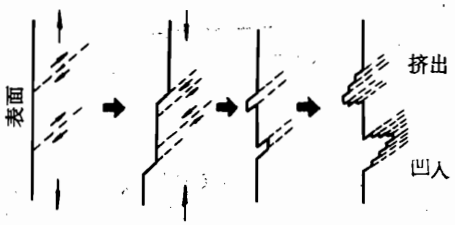


图 4.6 Wood 的疲劳裂纹萌生模型

若材料中存在各种缺陷 —— 如气孔、夹杂、加工刀痕等地方,因它们本来就是应力集中点,在疲劳载荷作用下就常从这些部位开始滑移,裂纹的起始与上面所述大致相同。

在裂纹萌生过程中,应力集中起着重要作用,虽然滑移处存在应变硬化,但滑移仍集中在这个区域而不转移,这主要就是因为这个区域中应力集中的影响,此处的应力比周围基体的应力要高得多,所以滑移仍在此区域进行,从而造成更大的应力集中而使裂纹萌生。

2. 裂纹微观扩展阶段

利用滑移模型,也不难解释疲劳裂纹扩展的机理,图 4.7 表明了疲劳裂纹的扩展过程。

在拉伸应力场中,裂纹尖端引起了应力集中(图 4.7 的 1,2 中),裂纹面上部材料在尖端很容易沿最大剪应力方向滑移。由于这一滑移,裂纹张开并向前扩展了一段距离。然后,滑移沿另一平面发生(图 4.7 的 3)。载荷继续上升,由于应变硬化和滑移面的氧化膜钝化,原来方向不再滑移,而改在其他方向滑移,最后使裂尖形状完全钝化(图 4.7 的 4),裂纹也完成了一个 Δa 的扩展。

裂纹尖端的塑性区是在弹性材料的包围之中。当载荷下降时,四周的弹性材料将收缩而对塑性区施加压缩应力。最后压应力又超过了屈服应力,至少在裂纹尖端附近是如此,从而发生反向的塑性变形,使裂纹尖端闭合并重新尖锐,如图 4.7 的 5 所示。

裂纹周期性地张开、闭合形成了波纹模样,每一个新循环增加一个新的波纹。用电子显微镜观察断裂表面时,可清楚地看到这些波纹,它们称之为疲劳条纹。疲劳条纹是裂纹钝化再尖

锐的结果，它代表裂纹扩展时裂纹前缘的各个位置。

总的说来，这一阶段的裂纹扩展非常复杂，裂纹沿着与应力轴 45° 的方向扩展，但其中的有些微裂纹很快就停止了，只有部分微裂纹汇集成一主导微裂纹，这一主导微裂纹扩展几个晶粒尺寸（约 100 μm）后，就逐步改变了扩展方向，即过渡到宏观阶段的扩展，裂纹离开原滑移面，不再与外力成 45°，而是沿着垂直外力的方向扩展。因此，第一阶段的微裂纹萌生与扩展是具有一定晶体学取向的扩展，同时，裂纹扩展速率极为缓慢，量级大致在 $10^{-7}\sim10^{-6}$ mm/周。

3. 裂纹宏观扩展阶段

宏观裂纹扩展阶段是从可见裂纹的扩展阶段，它是从微裂纹扩展阶段逐渐过渡来的。这一阶段的特点是裂纹扩展速率加快，一般在 $10^{-5}\sim10^{-3}$ mm/周，裂纹扩展方向与应力轴垂直，疲劳条纹比较明显。

微观裂纹扩展阶段和宏观裂纹扩展阶段统称为裂纹稳定扩展阶段。微观与宏观裂纹的分界线是不十分明确的，一般在 0.01～0.05 mm 范围，甚至可达 1 mm，这依据材料的不同而不同。通常认为从宏观裂纹扩展开始（即出现可见裂纹时开始）属于断裂力学研究范围。对于裂纹生成及微裂纹扩展这两个阶段，断裂力学不能处理，需要用工程疲劳的分析方法来解决。

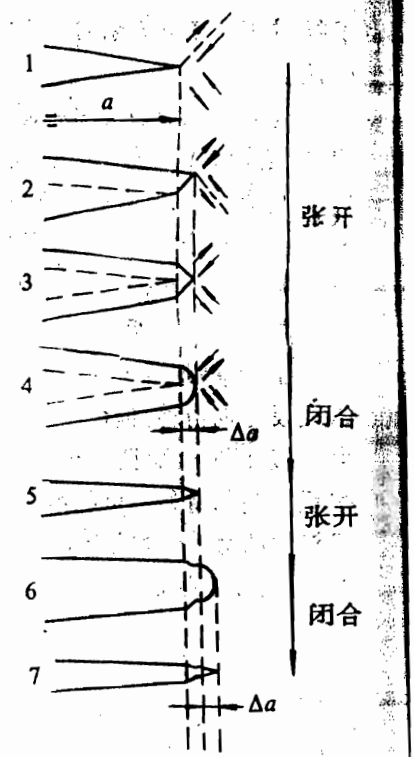


图 4.7　疲劳裂纹扩展的滑移-钝化

4. 裂纹的非稳定扩展阶段（断裂阶段）

当裂纹扩展到较大的尺寸（a_{cr}）时，扩展速率急剧上升，在很短时间内，构件发生断裂。

典型延性金属材料的裂纹扩展速率如图 4.8 所示。以上所描述的裂纹扩展过程一般与延性较好的金属材料相吻合。对于高强度材料，由于屈服强度高、缺口敏感性、内部复杂等原因，往往直接在宏观的应力集中部位裂纹成核，随即开始宏观裂纹稳定扩展阶段，而不发生倾斜的微观裂纹扩展阶段。

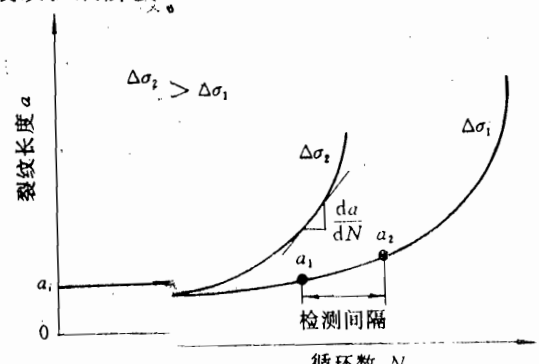


图 4.8　恒定总疲劳载荷幅下的典型裂纹扩展行为

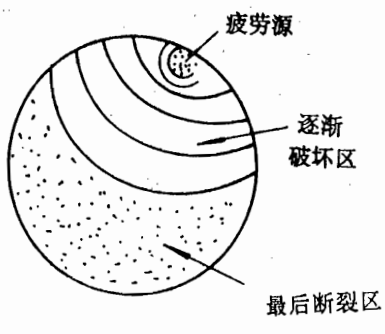


图 4.9　疲劳断口

裂纹的各个扩展阶段在破坏断口上都留下较明显的痕迹和特征。它大致可分为三个区域（图 4.9）：

(1) 疲劳裂纹源区：疲劳源是疲劳裂纹的起点，常发生在结构的表面，特别是应力集中严重的部位。一般用肉眼或低倍放大镜就能大致确定裂纹源的位置。疲劳源在整个疲劳断口截面上所占比例很小，呈半圆形或半椭圆形。

(2) 疲劳裂纹扩展区：疲劳裂纹扩展区是疲劳断口最重要的区域，常呈贝壳状或海滩波纹状。贝壳状波纹一般从疲劳源开始，呈弧形线条向四周推进，垂直于裂纹扩展方向。拉应力使裂纹扩展，压应力使裂纹闭合。由于裂纹两侧表面的反复挤压，使得裂纹扩展区为一较明亮的磨光区，愈接近疲劳源愈明亮。在裂纹扩展后期，由于有效截面不断减小，构件的实际应力不断增加，裂纹扩展速率提高，于是疲劳裂纹加速扩展区的断口较粗糙而不规则，并可能伴有因材料撕裂而造成的台阶、小丘或弧形条带等，扩展往往是不连续的。但对于高强度钢或高应力疲劳的情况，一般观察不到贝壳状波线，读者可自行分析其原因。了解这些，对破坏原因的分析很有好处。

(3) 快速断裂区：快速断裂区也称瞬时断裂区，是疲劳裂纹长度扩展到临界尺寸后发生的快速破断。快速断裂区的大小与材料特性、应力集中严重程度和应力水平有关。一般来说，材料较脆，应力水平较高，应力集中严重时，快速断裂区面积较大。快速断裂区的形状特征与静力破坏基本相同，较粗糙且分为平断部分和斜断部分。平断部分属拉断型，斜断部分属剪断型。

疲劳断口特征可以帮助我们分析构件的破坏是否属于疲劳破坏。但也与材料、载荷等因素相关，有时光滑区很小，这会给分析判断带来一定困难，这时可能须要借助于电子显微镜观察微观断口，这里就不再赘述了。

二、安全寿命设计

疲劳设计概念要求飞机结构在使用寿命期内不应出现宏观可检裂纹，这就是说疲劳设计仅考虑裂纹形成寿命。由于检测裂纹手段的限制，裂纹形成寿命实际上是指结构从开始使用到形成一定尺寸裂纹（通常称工程可检裂纹）的使用时间。这段使用时间被称为安全使用寿命，故疲劳设计也称安全寿命设计。

安全寿命设计的任务是：由安全寿命准则和疲劳破坏判据，利用数理统计方法、应力分析和疲劳损伤累积理论，通过设计、试验来确定新设计飞机的安全寿命，并保证在安全寿命期内发生疲劳破坏的概率最小。为保证破坏概率非常小，通常要用统计方法来适当考虑疲劳分散系数。因此，安全寿命的设计准则可表示为：

$$N_{aq} = N_{sy} = \begin{cases} \dfrac{N_{js}}{f_{js}} \\ \dfrac{N_{sh-y}}{f_{sh-y}} \end{cases} \tag{4.4}$$

式中 N_{aq} —— 安全寿命；

N_{sy} —— 使用寿命；

N_{js} —— 计算寿命；

N_{sh-y} —— 试验寿命；

f_{js} —— 计算分散系数；

f_{sh-y} —— 试验分散系数。

由于疲劳设计涉及、贯穿于飞机研制的全过程，因而必须在设计、生产和投入使用各阶段

进行疲劳控制，才能使结构具有较强的抗疲劳能力。表 4.2 列出了在设计阶段、生产制造阶段和投入使用阶段，疲劳设计的主要内容。

表 4.2　飞机疲劳设计内容

阶　段	工　作　内　容
设计阶段 ① 可行性研究与方案设计阶段	提供设计资料 确定设计用途，制定型号设计规范 制定设计准则 制定疲劳控制计划 材料、工艺选择 总体布局时，连接形式的选择
② 结构初步设计（打样）阶段	确定设计使用载荷谱 准备材料性能数据 新材料、新工艺、新技术的研制性试验（材料疲劳性能的定性试验） 总体应力分析（应力严重部位的改进设计）
③ 结构详细设计（发图）阶段	设计使用应力谱 细节应力分析（确定结构的疲劳薄弱部位） 关键件、重要件的确定（依据各部位的重要性和危险程度综合考虑） 估算疲劳寿命 设计研制试验（还包括一些零、组件的疲劳寿命试验）
生产制造阶段	生产质量控制 部件及全尺寸飞机疲劳试验 结构更改（对不能满足寿命要求的疲劳薄弱部位做改进设计） 拟定机队结构维护计划（对选定的重要结构细节规定详细的检查、维护要求）
投入使用阶段	实测使用载荷谱 单机跟踪监控飞机的寿命损耗 修正机队维护计划投入使用的数据采集

下面就新机设计阶段的疲劳设计工作做一简单介绍。

从表上所列的工作内容可知，在设计阶段许多工作项目是静强度设计中也要做的（如确定连接方式、选择材料和加工方法、细节设计等），只是那时只须满足静强度设计要求。而在安全寿命设计中，则在保证静强度要求的同时，还应注意它们对设计件疲劳品质的影响，采取相应措施，以改善提高结构的抗疲劳特性。此外有两项静强度设计中没有的内容：设计使用载荷谱

和估算结构危险部位的安全寿命；在估算和元件疲劳试验的基础上，从中找出最危险部位的寿命，用它们来确定全机的暂定寿命。然而，确定结构危险部位是一个反复的筛选过程，在设计阶段可通过对结构材料的疲劳分析、结构连接形式分析、载荷环境分析、结构响应分析、应力分析和元件的疲劳试验等手段，来确定若干结构危险部位作为关键疲劳件，估算其寿命并对不满足安全寿命准则的部件改进设计，以备设计后期的疲劳试验验证和生产阶段的重点质量控制以及使用阶段的监控。

图 4.10 为结构件疲劳寿命估算框图。下面针对框图中的若干分析知识做详细说明。

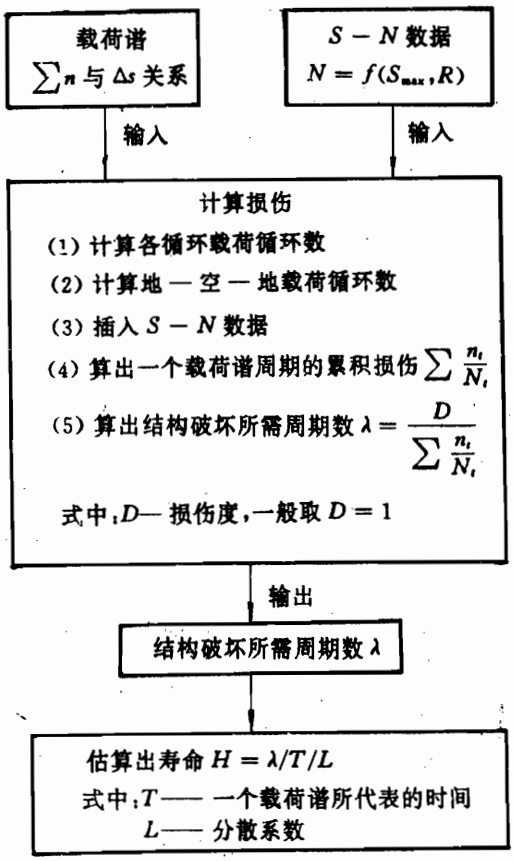


图 4.10　疲劳寿命估算框图

1. 设计使用载荷谱

疲劳破坏是一个损伤累积的结果，因此疲劳分析必须关心在整个使用过程中结构承受载荷随时间变化的历程——载荷谱。设计部门应根据使用方规定的设计使用寿命和设计使用方法编制设计使用载荷谱来进行疲劳设计。在初步设计阶段，设计使用载荷谱主要借鉴类似机种的实测数据进行编制；在没有可利用的实测数据时，可按规范给出的相关数据或利用飞行模拟器测试结果编制。

(1) 疲劳载荷的描述参数(P_{max}、P_{min}、P_m、P_a和R)。影响飞机结构疲劳性能的主要因素是载荷时间历程中载荷的峰值和谷值及其顺序、数量，而与载荷峰谷值间的中间变化的时间关系不大。因此，疲劳载荷一般用五个参数(其中仅两个是独立的)来表征；而疲劳载荷谱则用载荷的作用次数和大小来表征(见表 4.3 示例)。

对循环载荷，代数值最大的一个极值叫最大载荷P_{max}(峰值)，代数值较小的称最小载荷P_{min}(谷值)，它们的平均值叫平均载荷P_m，即

$$P_m = \frac{P_{max} + P_{min}}{2} \tag{4.5}$$

两个峰谷值之间的差值叫载荷范围P_r，P_r的一半称为载荷幅值P_a，即

$$P_a = \frac{P_{max} - P_{min}}{2} = \frac{P_r}{2} \tag{4.6}$$

载荷谷值与载荷峰值之比称为载荷比R，即

$$R = \frac{P_{min}}{P_{max}} \tag{4.7}$$

它是表征循环载荷的一个特征量，当$R = -1$时，称为对称循环；$R = 0$时称为脉动循环；R为任意值时就称为非对称循环(图 4.11)。

疲劳载荷通常又可分为等幅载荷，变幅载荷和随机载荷三种。图 4.11(a)～(c)即为等幅载荷。载荷幅值和出现次数不断改变的疲劳载荷称为变幅载荷。随机载荷则为载荷的大小和出现次数都是随机分布的(图 4.11(d)、(e))。

(2) 飞机上的疲劳载荷。飞机在使用过程中所遇到的各种重复载荷都应是飞机的疲劳载荷，主要有以下几种：

(i) 突风载荷(阵风载荷)：是由于飞机在飞行中遇到垂直方向突风引起攻角改变，升力发生变化，从而在结构上引起的重复载荷。这是运输类飞机的主要疲劳载荷。

(ii) 机动载荷：飞机作各种机动飞行，特别高过载的机动操作会引起飞机承受的气动、惯性载荷发生频繁和剧烈变化。这种重复非规则的载荷变化称为机动载荷，是歼击/攻击型飞机最重要的疲劳载荷。

(iii) 地-空-地载荷：这是指从代数值最小的载荷(一般发生在地面)上升到最大代数值载荷(空中)再回到最小载荷时的重复载荷。这种载荷在一次起落中仅作用一次，是作用次数少但幅值较大的载荷。

(iv) 着陆撞击载荷：起落架着陆撞击地面，导致结构的动力响应，形成动态反复载荷。

(v) 地面滑行载荷：由于跑道的粗糙不平，飞机滑行时将由颠簸引起重复载荷。它还包括刹车、转弯、打地转、牵引和地面其他操纵所引起的载荷。

(vi) 其他载荷：气密座舱增压和整体油箱增压载荷；尾翼抖振、操纵面运动、发动机噪音

等也会引起疲劳载荷。

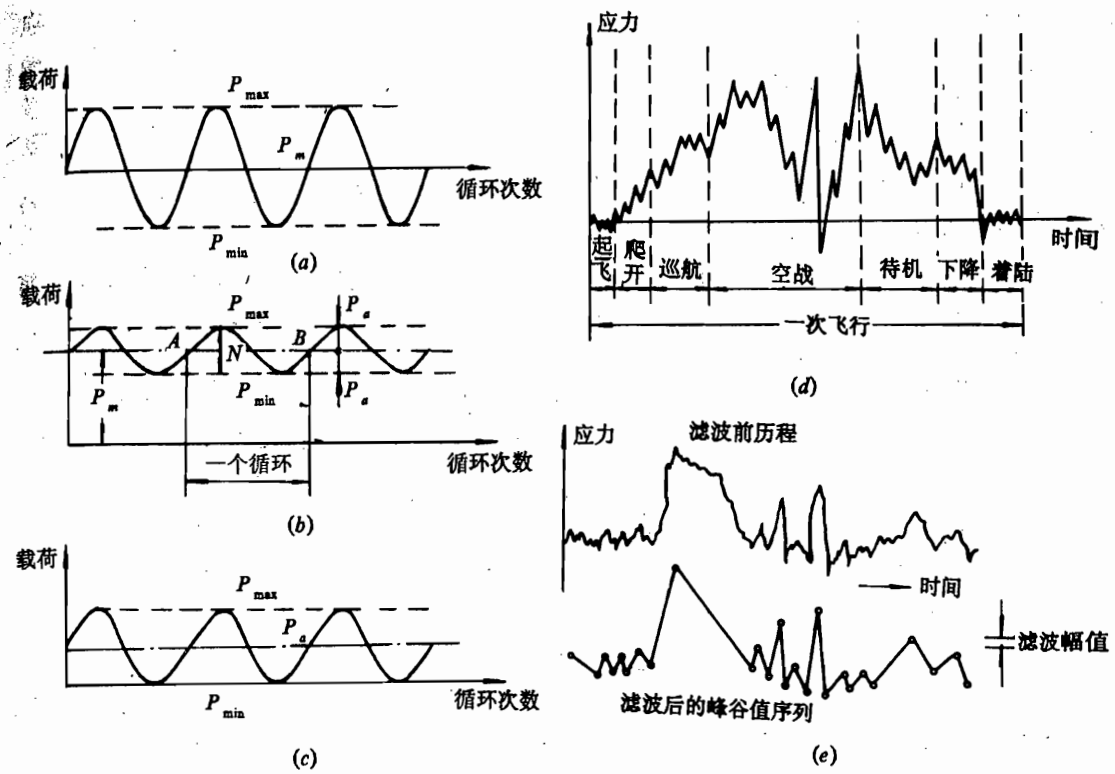


图 4.11　疲劳载荷图

(a) $R=-1$　(b) $R>0$　(c) $R=0$

(d) 随机载荷　(e) 应力时间历程曲线

各种疲劳载荷对各部分结构影响不同。如对于气密座舱，主要考虑增压、突风和地-空-地载荷；而(iv)、(v)等地面载荷主要对起落架及与其连接的结构有很大影响。一般说来，对战斗机主要考虑机动载荷和地-空-地载荷；对民航运输机，主要考虑突风载荷，增压载荷和地-空-地载荷。

(3) 疲劳载荷谱。疲劳载荷谱是根据大量实测的载荷-时间历程，再经过统计分析和简化得到的。对于个别飞机的某次飞行，载荷历程是随机的，具有不确定性。但大量同类型飞机载荷历程的统计结果就带有规律性。因此，疲劳载荷谱可以作为一种规范用到同类型飞机的设计和试验中去。疲劳载荷谱通常是用表或曲线来说明在给定时间间隔内各种载荷水平和它出现的次数。表 4.3 即为某歼击机在 100 个飞行小时内的机动载荷谱。

表 4.3　某歼击机 100 飞行小时的机动载荷谱

级　别	最大过载(n_{max})	最小过载(n_{min})	出现次数
1	2.5	0.8	1 370
2	3.5	0.6	1 040
3	4.5	0.25	304

续　表

级　别	最大过载(n_{max})	最小过载(n_{min})	出现次数
4	6.0	−0.4	20
5	7.0	−1.0	2
6	8.0	−1.5	0.2

飞机的疲劳载荷谱按复杂程度一般用3种简化排列的形式表示(也称为载荷谱的谱型)：等幅谱、程序块谱和飞-续-飞谱。以下简单说明。

等幅谱是所有载荷峰值P_{max}和载荷谷值P_{min}各为一个常数值，峰谷值之间载荷变化的幅度是恒定的。如图4.12(a)所示。等幅谱一般用于测定材料的基本疲劳、断裂性能参数。

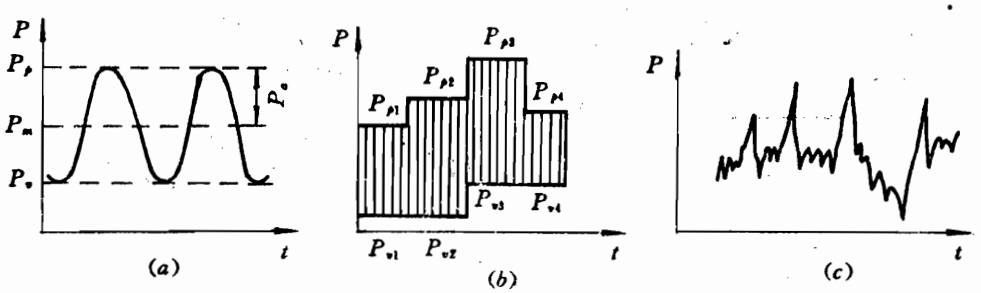


图4.12　载荷谱的谱型示意

(a)等幅谱　(b)程序块谱　(c)飞-续-飞谱

程序块谱是在一定时间内，将载荷峰值和谷值都相同的等幅谱集中为一小块，然后将不同的小块等幅谱按照其峰值为低-高-低的序列连接起来，构成图4.12(b)所示的程序块谱。该程序块谱多次重复构成整个寿命期内的载荷谱。程序块谱目前仅用于设备条件受列限制的疲劳试验或分析计算中。

飞-续-飞谱是一次飞行接一次飞行地排列飞机所经历的载荷——时间历程(图4.12(c))。每次飞行代表飞机一种特定的典型使用任务。该谱一般以一定的时间作为循环周期，例如100～500飞行小时。在一个循环周期内，各次飞行之间的载荷时间历程有差别，但它们的总和代表飞机所有典型使用任务。这种载荷谱较实际地反映了载荷顺序对疲劳损伤、裂纹扩展速率的影响作用；也是当前寿命估算的主要谱型。

由于飞机在每次飞行中所经历的载荷及其顺序的随机性很大，现有多种排列每次飞行中载荷顺序的方法：一种方法是在每次飞行中按低-高-低的顺序排列所有的载荷循环；另一种方法是在每次飞行中，首先按实际情况排列一些可预计的载荷因素、顺序或条件，然后用随机抽样的办法排列那些不可预测的载荷因素、顺序和条件，这就能较好地反映载荷谱的随机特性，目前国内外许多机种都采用了这种方法。

(4) 应力谱。载荷谱一般是重心过载及作用次数的序列。而在估算某个局部位置的寿命时，就需要局部的应力谱。由所建立的载荷谱通过应力细节分析就可转为局部构件的应力谱。结构受载后如在弹性范围内，载荷和应力是成比例的，只要乘上一个系数即可得到应力谱；若不成比例时，则要有一个考虑塑性影响的分析系统来获得应力谱。图4.13是用曲线表示的由载荷谱转换来的应力谱。

疲劳应力与疲劳载荷有类似的描述参数，即：S_{max}、S_{min}、S_m、S_a、R。

在应用应力谱估算寿命时，还要考虑以下两方面问题：一是应力作用顺序问题；一是高低应力幅截除问题。这两个问题对寿命估算都有较大影响。对于作用顺序问题同样采用对载荷谱的排序方法，即程序块编排方法和随机抽样编排方法。程序块谱采用低-高-低的编排顺序，尽管与实际载荷作用的随机性相去甚远，但很多的疲劳试验表明，这种编排顺序的寿命统计结果与随机载荷谱的寿命统计结果较为接近。采用程序谱方法的意义在于实验上容易实现。关于高低应力幅的截除问题是指在随机载荷序列中，很小的应力幅值对疲劳损伤和裂纹扩展速率都无影响作用，故在谱简化时应予删除；很大的应力幅值对裂纹扩展有迟滞作用，使得后续一段范围内的较小应力幅对裂纹扩展速率没有影响。故在计算和试验中予以删除可使寿命结果偏于安全。

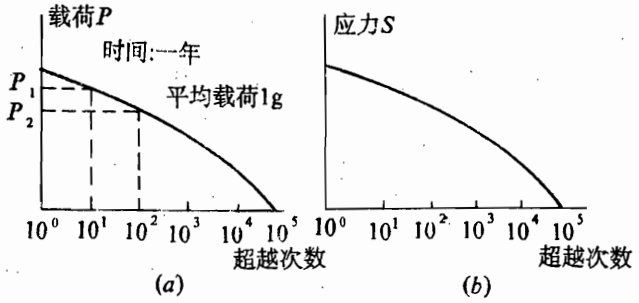


图 4.13　计算的超越曲线

(*a*) 用超越曲线表示的载荷谱(P 为载荷幅值，意即 P_a 超过 P_2 的共有 10^2 次)

(*b*) 相应的应力谱

2. 疲劳寿命曲线

为了估算结构危险部位的安全寿命，须要利用构件或材料的疲劳寿命曲线，它由试验得到。根据寿命估算方法的不同，获取疲劳寿命曲线的试验安排及试件的类型也不同。对于应力水平较低的材料疲劳试验(高周疲劳，应力疲劳)，用标准的光滑试件获得 $S \sim N$ 曲线。S 代表循环应力的幅值 S_a 或最大值 S_{max}，N 代表到断裂时的循环周数。通常在一定频率、恒振幅和一定的应力比下进行试验。找出断裂时的疲劳总循环周数。对构件的疲劳试验，一般采用带孔构件或缺口构件(有各种应力集中系数)试件进行疲劳试验。图 4.14 所示即为带孔板的某种 $S \sim N$ 曲线。从图中可以看出循环周数 N 随 S 下降而增加。当 S 下降至某一值时，周数 N 似乎有无限寿命，此应力水平就称为疲劳极限。当 $R = -1$ 时，此疲劳极限用符号 σ_{-1} 表示。铝合金等没有明显的疲劳极限，此时一般以 $N = 10^7$ 或 10^7 以上对应的 S_a 作为条件疲劳极限。疲劳极限与静强度大致有以下关系。如对普通钢材 $\sigma_{-1} \approx (0.35 \sim 0.6)\sigma_b$，高强度铝合金 $\sigma_{-1} \approx (0.3 \sim 0.4)\sigma_b$，其他铝合金 $\sigma_{-1} \approx (0.4 \sim 0.6)\sigma_b$(以上指光滑标准试件)。对于较高应力水平的疲劳试验(低周疲劳，应变疲劳)，一般采用循环应变 ε_a 作为试验控制参数，这是因为低周疲劳一般应力水平在材料的屈服点以上，应力水平的微小波动对寿命的分散性影响较大，而应变则易于准确控制。所以，低周疲劳试验获得的是 $\varepsilon \sim N$ 曲线。这里的 ε 可以是应变最大值 ε_{max} 或应变的幅值 ε_a 和应变范围 $\Delta\varepsilon$。图 4.15 所示为一典型的 $\Delta\varepsilon \sim N$ 曲线。这些曲线都是通过在不同应力(应变)水平下，进行反复循环试验，最后由统计拟合方法来获得。

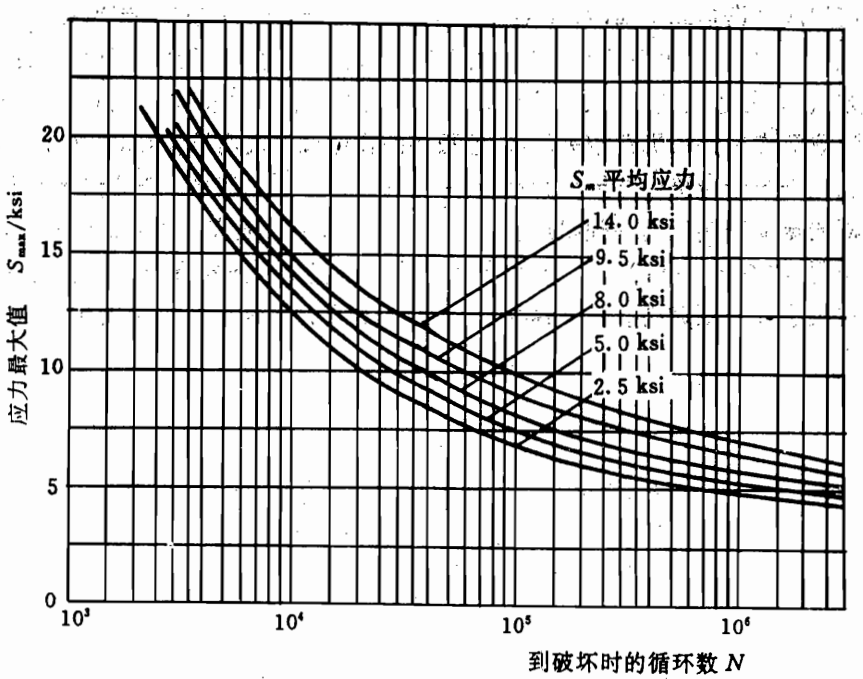


图 4.14　2024-T3 铝合金在 $K = 4.0$ 时的 $S \sim N$ 曲线(1ksi ≈ 6.895 MPa)

因为材料、热处理、表面处理、应力集中系数、加载方式等因素的不同，$S \sim N$ 曲线或 $\varepsilon \sim N$ 曲线均不同，因此为估算寿命，应建立对应于设计应力谱的疲劳寿命曲线。然而实际上往往不可能对各种因素水平做详尽的疲劳寿命曲线，而且在初步设计阶段也无法对真实构件进行试验，此时一般可采用以下几种办法：

如可参考以往设计或类似材料、类似构件的疲劳寿命曲线进行修正得到设计用曲线。或者根据有关的缺口试样或标准材料试件的疲劳试验数据，进行内插或外推得到所需应力谱的寿命曲线。当无具体构件形式的疲劳寿命数据时，可利用现代数值分析技术，进行危险点应力的细节分析，从而可用材料标准试件的寿命曲线进行安全寿命估算。这就是下面要讲的局部应力应变方法。当然，标准试件与实际构件的材料、品种、热处理，表面处理等应尽可能相同。

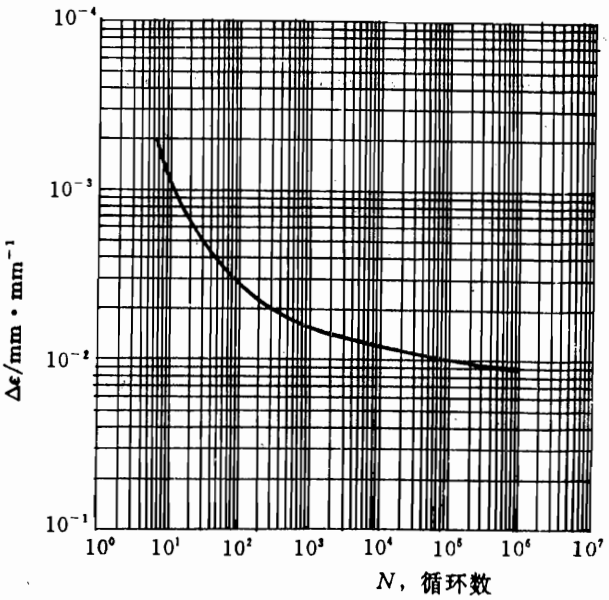


图 4.15　LC4 超硬铝合金的 $\Delta\varepsilon \sim N$ 曲线

3. 疲劳寿命估算方法

疲劳寿命分析方法很多，常用的有两种方法，即应力疲劳分析方法和应变疲劳分析方法。应根据飞机结构构件受循环载荷的应力水平高低和所掌握的材料疲劳性能数据、曲线来适当选择分析方法。

由于实际结构所承受的循环载荷通常是变幅的，因此在选取了适当的疲劳分析方法后，寿命估算大体需要三个计算步骤：

(1) 由工程方法或数值分析方法计算构件危险部位的应力应变范围(变幅)；

(2) 由应力应变范围根据材料疲劳性能数据、曲线获得对应的疲劳寿命；

(3) 应用累积损伤理论，计算整个载荷谱的疲劳损伤，进而获得构件的安全寿命。

以下分别介绍应力疲劳分析方法和应变疲劳分析方法及线性损伤累积理论。

(1) 应力疲劳分析方法

该分析方法目前应用较广泛的是应力严重系数法和 DFR 法。

应力严重系数法是常用于结构连接件寿命估算的一种工程计算方法。它通过细节应力分析，得到紧固件钉孔处的旁路载荷、传递载荷。进而求出孔边的应力严重系数(即当量应力集中系数)，再利用简单缺口试件的 $S\sim N$ 曲线来估算结构连接件寿命。它属于名义应力法范畴，原则上也适用于缺口元件。

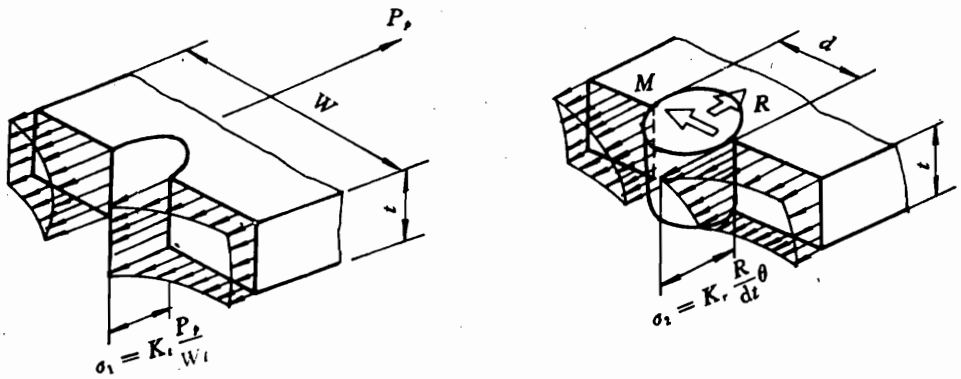


图 4.16　钉孔应力集中图

图 4.16 说明了紧固件钉孔处的应力分布情况。可以看出，钉孔的应力集中主要由孔引起的应力集中和钉的非均匀挤压引起的应力集中叠加而成。两部分引起的孔边最大应力为：

$$\sigma_{max} = \sigma_1 + \sigma_2 = K_t \frac{P_p}{Wt} + K_{jy} \frac{R}{dt}\theta \tag{4.8}$$

式中，K_t —— 孔应力集中系数；

P_p —— 板的旁路载荷；

W —— 板宽；

t —— 板厚；

K_{jy} —— 挤压应力集中系数；

R —— 传递载荷；

θ —— 挤压应力分布系数；

d —— 紧固件直径。

总的应力集中系数为最大应力与参考应力之比，即：

$$K_{tu}=\frac{\sigma_{max}}{\sigma_{ch}},\quad \sigma_{ch}=\frac{P_p+R}{(W-d)t} \tag{4.9}$$

仅用总的应力集中系数还不能很好地反映连接件的疲劳特性，尚须考虑孔表面状态和紧固件的充填作用。为此，引入两个系数 α 和 β。把这个既反映孔边应力集中程度，又反映孔的疲劳特征的系数称为应力严重系数，其定义为：

$$SSF=\alpha\beta K_{tu} \tag{4.10}$$

式中，α —— 孔表面状态系数；

β —— 孔充填系数。

应力严重系数是一个反映结构连接件孔的疲劳品质的无量纲参数。应力严重系数与参考应力乘积达到最大的部位一般就是结构中的薄弱环节。在弹性状态，应力严重系数同外载无关，仅为结构几何特征有关的常数。在寿命计算时，把应力严重系数作为当量的应力集中系数，用相应 K_t 的构件 $S\sim N$ 曲线，来查取某名义应力水平下的寿命。

DFR 是采用结构细节疲劳额定值表征构件疲劳裕度的另一工程分析方法，有兴趣的读者可参考 JNS 手册。

(2) 应变疲劳分析方法

应变疲劳方法又称局部应变法或者局部应力-应变方法，主要用于承受应力水平较高的构件寿命估算。该方法将作用于结构细节的名义应力谱，通过弹塑性分析，转换为结构细节危险点的局部应力谱和局部应变谱，然后通过当量循环的方法，把局部谱用计数方法得到的应力应变循环等效于光滑试件的应力应变循环，最后由光滑试件的应变(或转换为当量应变)— 寿命曲线估算结构危险点的疲劳损伤，进而预测结构的疲劳寿命。该方法的特点是：

① 直接考虑了结构危险点局部材料塑性变形的影响；

② 循环-续-循环的追踪过程中直接考虑了加载次序对疲劳寿命的影响；

③ 寿命估算所需的试验数据和曲线相对较少，一种材料仅需 20 ～ 40 个试验件。

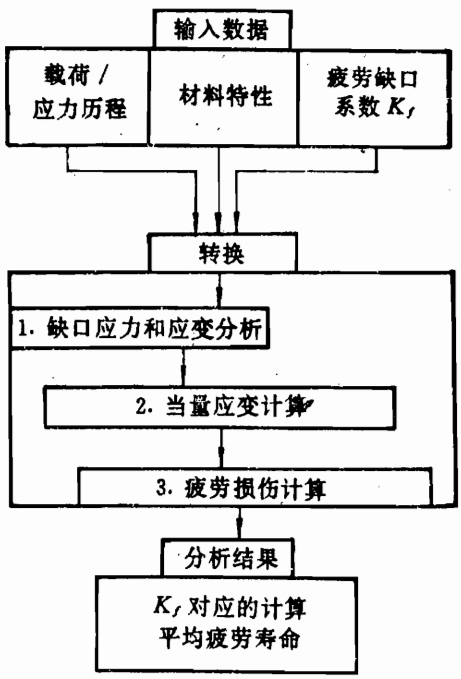


图 4.17　应变疲劳分析基本过程图

应变疲劳分析方法的一个最基本假设是等应变 — 等损伤假设。该假设认为：相同的应力 — 应变循环(应变范围和应变均值均相同) 引起材料的疲劳损伤是相同的，而不管这个应力 — 应变循环是来自常幅或是变幅加载，也不管这个应力 — 应变循环是作用在光滑试件的材料上，或者作用在构件缺口根部的材料上。由此可以看出，应变疲劳分析方法是以每个应力 — 应变循环为基本的损伤计算单位，由每一循环所造成的损伤，利用线性累积损伤理论估算构件的疲劳寿命。

局部应力应变法的分析过程如图 4.17 所示。从这个流程图可以看出局部应力应变分析必

须具备三方面数据：① 疲劳加载条件；② 疲劳缺口系数 K_f；③ 应变疲劳材质参数。

疲劳加载条件即为我们所熟悉的疲劳载荷谱或应力谱。疲劳缺口系数 K_f 是一个新鲜概念，描述了结构细节疲劳设计质量（如选材，构形，制造和装配工艺等）和受载的情况。K_f 不仅考虑了结构几何不连续造成的应力集中，而且考虑了结构应力集中处材料的塑性变形能力。一个结构细节的疲劳缺口系数 K_f 值越高，则疲劳开裂的危险性越大。K_f 定义为：

$$K_f = \frac{\text{光滑试件的疲劳强度}}{\text{结构的疲劳强度}} \tag{4.11}$$

研究表明，K_f 是随应力比 R 和应力水平高低变化而变化的。但对应 $10^3 \sim 10^6$ 的循环寿命区间，K_f 可以看作为不变的常量。

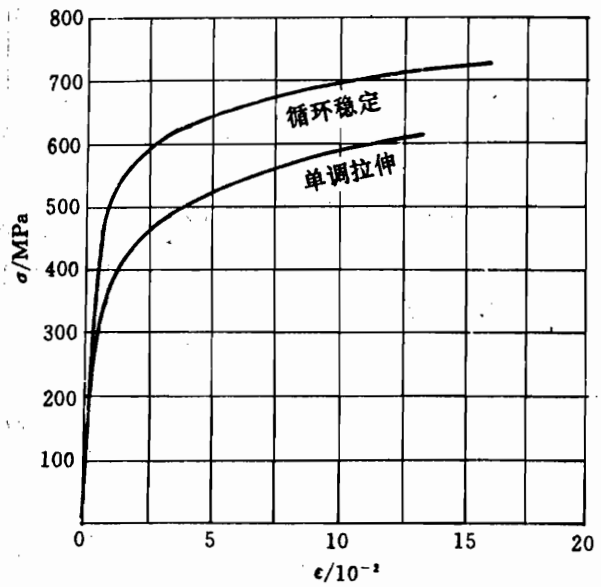


图 4.18　循环硬化曲线

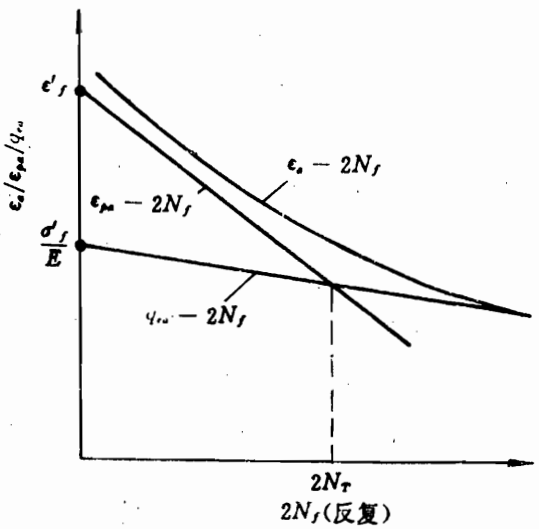


图 4.19　Manson－Coffin 公式曲线

材料数据包括静力数据和疲劳数据。疲劳数据包括两类：① 循环稳定的应力-应变曲线（$\sigma \sim \varepsilon$ 曲线），如图 4.18 所示，它区别于单调拉伸的应力-应变曲线。当它高于单调曲线时，称做循环硬化；反之叫做循环软化。铝合金一般为循环硬化而高强度钢一般是循环软化的。② 应变范围 — 寿命曲线（$\Delta\varepsilon \sim N_f$ 曲线），如图 4.19 所示。这样的试验曲线可以由简单幂函数来拟合，称为 Manson－Coffin 公式，表达为：

$$\varepsilon_a = \frac{\sigma'_f}{E}(2N_f)^b + \varepsilon'_f(2N_f)^c \tag{4.12}$$

式中，ε_a —— 应变幅值；

σ'_f —— 疲劳强度系数；

b —— 疲劳强度指数；

ε'_f —— 疲劳延性系数；

c —— 疲劳延性指数；

$2N_f$ —— 到破坏的反复数。

缘上开缺口的设计措施，使参与总体受力的长桁（梁）保持连续。

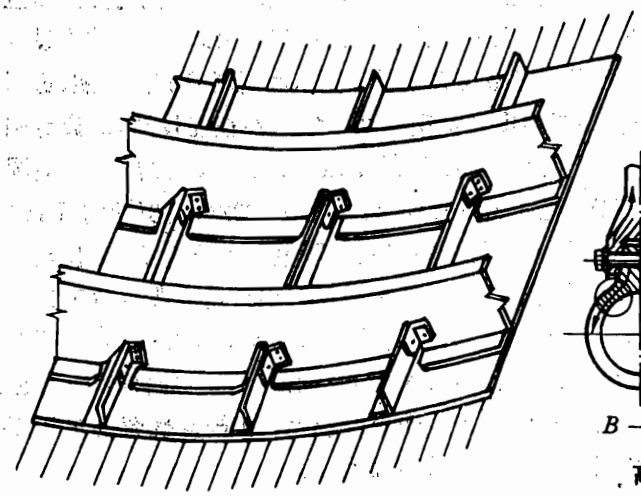


图 4.20　保持主传力件（长桁）连续的布局

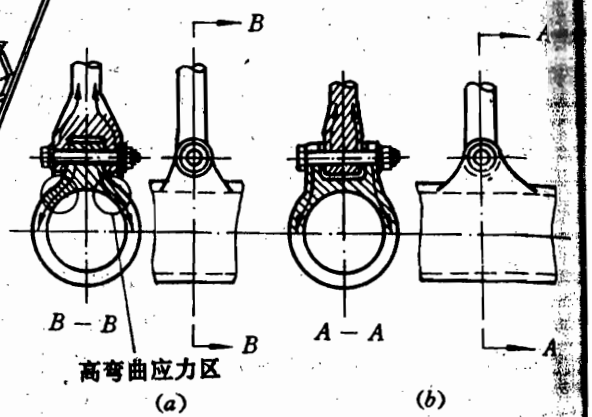
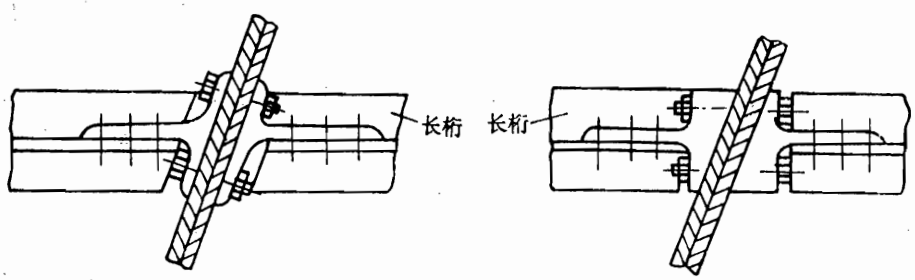


图 4.21　降低传力路线的拐折

② 尽量减小传力路线拐折。传力路线转折处的构件，在传载的同时，还要承受因拐折而引起的横向载荷分量和附加弯曲应力。拐折愈大，附加弯曲应力也愈大，导致构件拐折区的实际工作应力相当高而易发生疲劳开裂（图 4.21(*a*)）。应尽量减小拐折来降低构件的附加弯曲应力（图 4.21(*b*)）。

③ 传力路线交叉时，一般应给主要受力构件或受载严重的构件让路。主要受力构件或受载严重构件，其工作应力都相当高，应尽可能保证其结构连续完整，消除或减小使其局部应力增大的可能性。

(4) 消除或减小构件的附加应力。偏心传载和零件强迫装配引起的附加应力均会造成零件一些结构细节的实际工作应力增大，使某些结构细节提前发生疲劳开裂。在结构布局或零件构形时，应采取恰当的设计措施，消除或减小附加应力（见图 4.22）。



(*a*) 由于螺栓布置不好引起附加弯曲　　(*b*) 无附加弯曲

图 4.22　长桁连接接头

① 尽量采用对称结构，避免结构传载时偏心而引起的附加弯矩。图 4.22 的长桁连接接头若将螺栓布置改变一下就可避免附加弯矩。在结构不对称的地方或无法避免偏心的地方，则应注意局部弯曲引起的应力，采取必要的措施。

② 采用恰当的补偿件，减小连接部位的强迫装配应力。零件贴合面之间，存在因基准选择和容差分配而形成的设计间隙和零件因制成或装配变形而造成的工艺间隙，用紧固件连接而使之强迫消除时，零件将承受因此而产生的强迫装配应力，紧固件则承受相应的附加载荷。此时可用垫片消除或减小贴合面的设计间隙，当零件贴合面间隙较大时，可采用参加零件传载的结构垫片；设计间隙较小时，一般采用不参与传载的非结构垫片。设置结构垫片时，应尽可能消除设计间隙，国外采用一种可剥垫片，能较好地满足这一要求(图 4.23)。

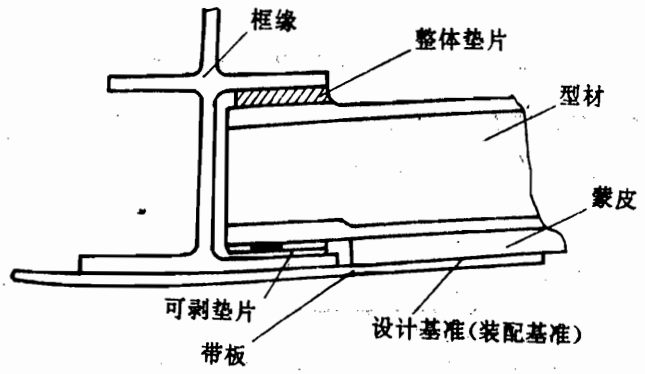


图 4.23　可剥垫片

(5) 降低应力集中。单靠增大构件尺寸来降低工作应力水平，有时既不经济、效果也不显著。应强调采用精心设计减少应力集中、降低局部应力的方法，它可显著提高寿命，甚至高达 10～100 倍。这类工作在结构设计中是大量的。以下略作介绍：

① 避免或减缓构件形状和横截面或刚度的突变。构件截面大小形状变化缓和，其力流线拐折也得到缓和，因而能使应力集中降低。图 4.24 为某飞机接头，外形改用大圆弧过渡后，应力集中情况改善，试验寿命从 15 700 小时增加到 23 100 小时。

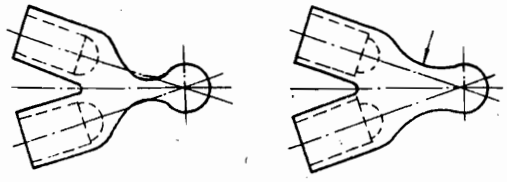


图 4.24　YS－11 飞机的接头设计更改

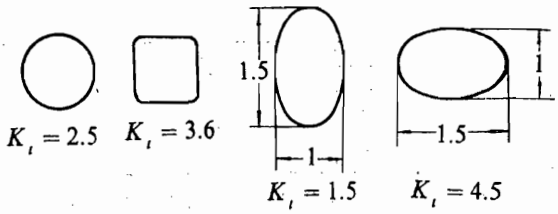


图 4.25　机身气密座舱窗口开口形状比较

② 从改进疲劳特性这一角度看，结构应尽量少开口、开小口，在受拉表面最好不开口。必须开口时，应注意开口的形状，以减小应力集中，同时在开口边缘进行合理的加强。如机身气密座舱的窗口是一种常见的必要开口，开口形状最好选择椭圆形长轴沿机身环向的竖椭圆形，其应力集中系数较小(图 4.25)。另外开口位置要尽可能选在低应力区。

③ 铆钉孔、螺栓孔及焊缝等都是产生应力集中的部位，在这些部位采取局部补强的方法，如适当加大厚度以减小局部应力。图 4.26 为某飞机机翼壁板在连接处加大厚度后（由 2.0 mm 加大到 3.96 mm）寿命增加到 1.3 倍。空孔比铆有铆钉的铆钉孔和旋得很紧的螺栓孔更可能成为疲劳源，故装配后注意填塞工艺孔。

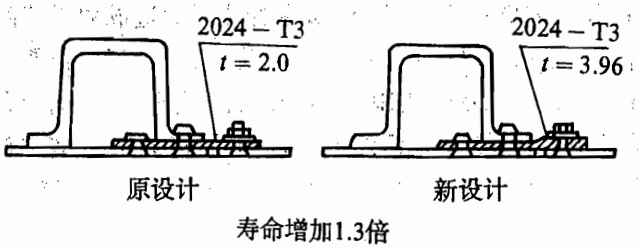


图 4.26　某飞机机翼结构连接处更改

④ 轴类零件截面突变区应有足够的过渡区和过渡圆角半径。不仅如此，在壁板壁厚的改变处，也应取足够大的过渡圆角半径 R，$R \geqslant 10a$；若过渡圆角区喷丸强化，允许 $R \geqslant 5a$（图 4.27）。

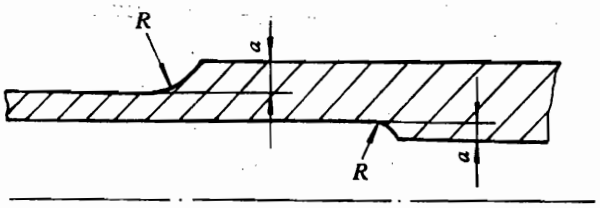


图 4.27　过渡圆角半径

⑤ 应减小构件上多个应力集中因素相互影响可能引起的复合应力集中。多个应力集中的结构细节，布置不恰当且靠近时，应力集中会叠加而引起复合应力集中，这种部位也易疲劳开裂，应使这些细节相隔一定距离并处于恰当的位置，以降低其相互影响，避免引起复合应力集中（图 4.28）。

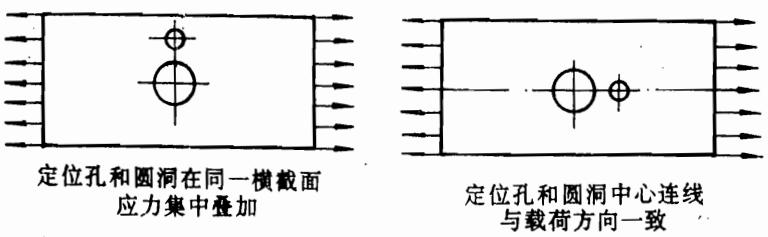


图 4.28　避免复合应力集中

⑥ 主要构件上应力集中的地方不要再连接次要零件，以避免局部应力再增大。此外，如倒角、去毛刺、打标记等也都要注意，以避免引起应力集中。

(6) 连接接头和连接结构细节的抗疲劳设计。飞机结构的疲劳损伤 90% 发生在接头和结构连接细节处，所以连接件的抗疲劳设计是一重要的设计环节。这方面已积累了丰富、具体的经验，在此列举几点：

① 实践证明，受拉螺栓是经常发生疲劳破坏的部位，从疲劳观点出发，连接螺栓最好采用剪切形式受力。对于受力大的接头，可用拉、剪分工的设计方案，即在较细的螺杆上套一个较强的套筒，由套筒受剪而螺栓只承受锁紧力。

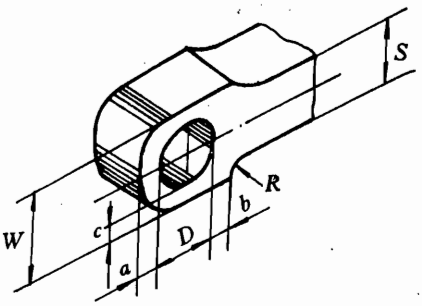


图 4.29　耳片几何参数设计

② 耳片的应力集中程度，受耳片宽度、厚度、耳片几何形状参数、销轴直径、销孔衬套干涉量以及载荷方向等诸多因素的影响。选择耳片几何形状参数时，应适当加大耳片端部边距 a 和根部尺寸 b，并尽可能按较大的 S/W 确定耳片根部宽度 S（如图 4.29 所示）。

③ 接头设计时应尽量避免偏心。图 4.30 中有四种连接形式，它们的疲劳寿命见表 4.4。由疲劳试验可知：双剪接头比单剪好，而斜面又比梯形接头好，所以其中鱼尾形接头最好。这是因为在弹性范围内，各连接螺栓载荷分配是不均匀的，靠两端头处的螺栓承载最大（如图 4.31 所示），疲劳源一般由此首先产生。因此，削减端部的连接刚度，可使螺栓传载分布均匀，从而提高疲劳寿命。

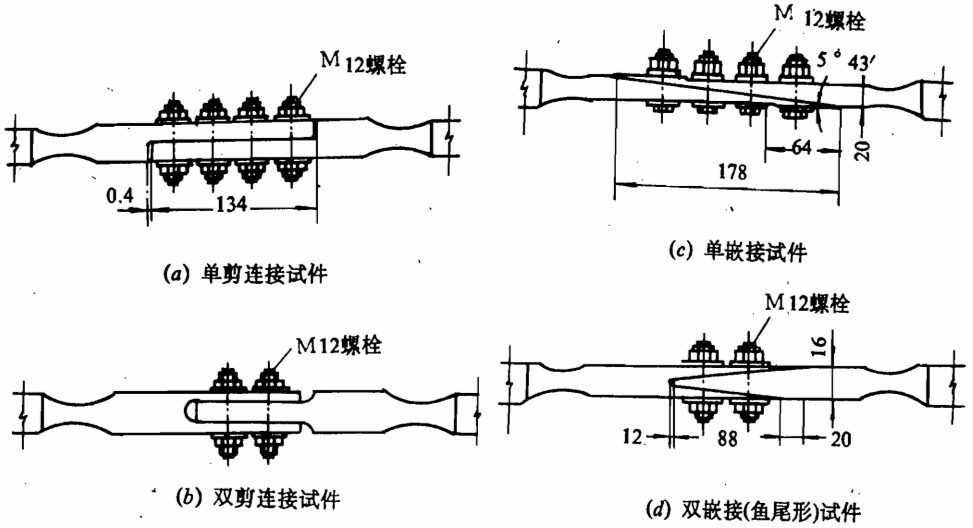


图 4.30　几种连接实例

④ 传剪连接件设计可在螺栓上加预紧力，把内、外连接件压紧，通过压紧表来传递载荷，而不采用螺栓受剪来传力，这是提高接头疲劳强度的有效措施。作用下连接件之间不发生相对滑动，不然压紧表面的擦伤将加速疲劳破坏小，以能使整个接触面都被压紧。

这将
扩展寿命

表 4.4

连接形式	疲劳寿命	
	载荷 72 500 ± 24 100 N	载荷 72 500 ± 48 500 N
梯形单剪(*a*)	42 000	
梯形双剪(*b*)	3 427 000	
斜面单剪(*c*)	210 000	55 000
鱼尾形双剪(*d*)	726 000 000	7 418 000

⑤ 紧固孔中心到零件边缘的最小边距对疲劳寿命也有一定影响，一般连接的边距应不小于 2 倍紧固件直径；较重要的连接边距应不小于 2.5 倍紧固件直径。紧固件也应有适当间距，紧固件在构件传载方向的横向间距，一般应取为紧固件直径的 3～4 倍(图 4.32)，使孔边应力集中不致叠加。当然也不宜过大，过大则使紧固件数量减小，影响传载能力，且会在孔边引起较大的力流线拐折，使应力集中严重。

⑥ 螺栓的预紧力和铆钉的干涉配合可以降低循环载荷的 S_{max}，故可提高连接接头的疲劳强度。

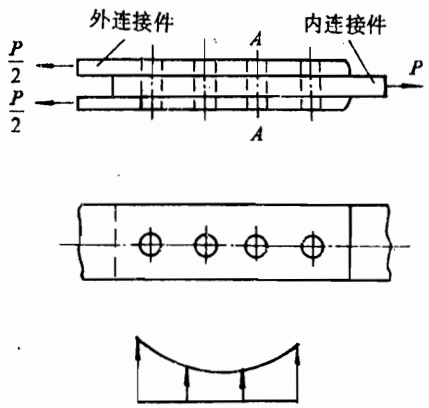


图 4.31 接头方案

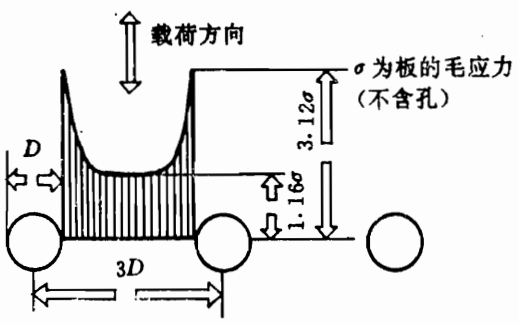


图 4.32 紧固件间距的合理布置

⑦ 铆钉连接尽量采用对接，避免搭接引起的偏心。对接时宜采用薄刚性垫片(如 $\delta < 0.5$ mm 的钛合金垫片)，这样可提高疲劳强度 2～3 倍。铆钉布置尽可能采用双排或三排铆钉整齐排列的形式，避免单排和交错排列(图 4.33)。

(7) 对结构进行变形和刚度控制。避免或减小构件在传载时，因刚度突变、变形过大或变形不协调而产生的附加应力。

① 在某些外载条件下(如空气动力波动载荷)，增加结构的刚度对疲劳强度有利。如波音-707 发动机吊舱的侧壁蒙皮，原为一层 1.8 mm 厚的蒙皮(2024 铝合金)，使用中曾出现裂纹，这是因为蒙皮受气动吸力后，在与骨架连接处有较大的局部弯曲应力。后更改设计，将此处蒙皮增厚，由两层蒙皮(内层厚 2 mm，外层厚 1.8 mm) 胶接而成，增加了与骨架连接处的刚度，改

变了疲劳性能。北美航空公司作了这样一个规定：凡承受空气压力波动载荷的板，不管静强度是否需要都应该加强它们的刚度。

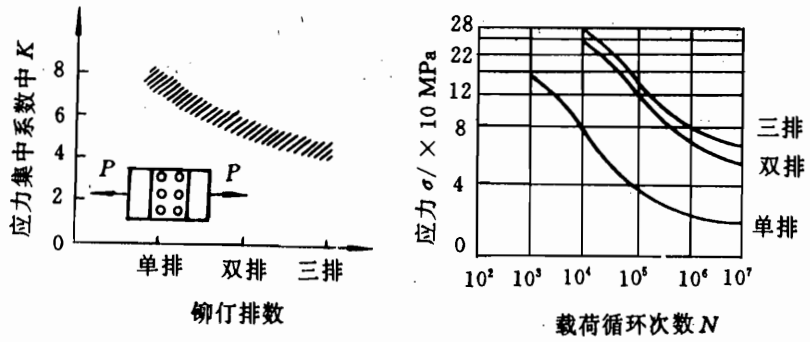


图 4.33　合理选择铆钉排列

② 在适当条件下，减小刚度会减少外载，因而提高抗疲劳特性。图 4.34 为一安装在水平安定面上的支架，承受连接件传来的惯性载荷。疲劳试验中，经 3 523 次加载后破坏。更改设计减小了支架刚度后，使之与耳片根部抗弯刚度协调，疲劳寿命大大提高，试验到 10 500 次尚未破坏。

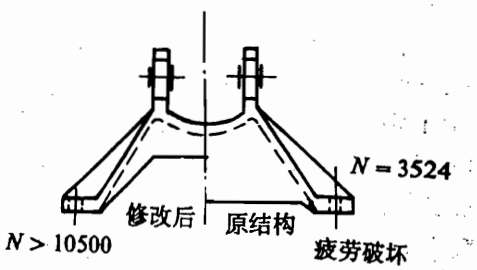


图 4.34　抗弯刚度匹配

总的说在结构设计时应注意刚度及变形协调、匹配，有利于提高疲劳强度。除了上面两个例子外，还有可利用柔性连接卸载；注意刚度分布，例如结构局部加强时，注意可能导致刚度分布的变化，造成其相关部位过大变形、增载等等。

以上我们介绍了疲劳设计即安全寿命设计的有关情况。但正如在 4.1 节中介绍的那样，安全寿命设计有其自身的缺陷和不完全的一面。主要有三方面的问题。其一是用 $S \sim N$ 曲线（或 $\varepsilon \sim N$ 曲线）的疲劳试验估算疲劳寿命混淆了裂纹萌生和裂纹扩展阶段，以至于难以搞清楚两个阶段在总寿命中各占的百分比。这个比例在不同情况下是十分不同的，而工程上对此问题是十分关心和感兴趣的。如果把裂纹萌生和微观扩展阶段对应的寿命称为无裂纹（宏观不可见）寿命 N_i，则在结构不存在缺陷的假设条件下，重复循环应力越小，N_i 占总寿命的比例就越大；材料金相组织细密，屈服极限高，N_i 的比例也高。其二是安全寿命设计为了“安全”一味地加大分散系数的考虑，致使结构设计重量提高；另一方面，飞机结构中的某些次要部位是可以允许有一定裂纹损伤，并不危及安全，而采用安全寿命设计，对这些结构部位的损伤发展无力予以评估，导致不经济的维修，从经济观点看也是不利的。其三是对一般工程结构来说，实际上缺陷（如材料疵点、划痕和焊裂等）的存在是不可避免的，因此即使以工作应力小于疲劳极限来设计，也不能保证寿命是无限的，即疲劳设计实际上并不能确保安全。在存在缺陷、漏检损伤等情况下，无裂纹寿命即使有，所占比例也要小得多。断裂力学感兴趣的裂纹宏观扩展阶段，对实际工程结构来说，这一阶段在总寿命中占有相当的比例。因此在我国规范中规定，“对危及飞机机体安全的主要结构，应采用损伤容限设计”，这将比安全寿命设计更为可靠；同时还提出“飞机结构的使用寿命通常由裂纹形成和裂纹扩展寿命

两部分组成”，“按损伤容限设计和试验所给出的裂纹扩展寿命(即宏观裂纹扩展寿命)也可适当考虑作为飞机使用寿命的一部分，但具体型号如何考虑由订货方和承包方商定”。随着我国航空工业技术的发展，损伤容限设计和耐久性设计技术正在趋于规范化、系统化。自 1989 年我国颁布了第一个损伤容限设计标准以来，理论研究与设计实践都取得了可喜的进步和丰硕的成果，为此在下面的三节中我们对断裂力学的基本原理、损伤容限设计和耐久性设计的基本概念和方法作一简单介绍。

4.3 断裂力学有关的基本理论

一、概　论

自 50 年代中期以来，断裂力学发展很快，在 70 年代达到了发展的高潮时期，并在工程方面，已广泛应用于宇航、航空、机械等许多领域。在二次世界大战后，为了减轻构件重量，在工程中高强度材料的使用大幅度增加。然而在应用中发现，高强度材料的抗断裂性能很低；当有裂纹存在时，其剩余强度很低；其破坏是脆性的。高强度材料出现的低应力破断导致了断裂力学的发展。

图 4.35 描述一个含裂纹结构的情况：由于交变载荷的作用，或由于载荷和环境侵蚀的联合作用，裂纹将随时间逐渐扩展。裂纹越长，则由它引起的应力集中越高。这意味着裂纹扩展作为时间的函数，裂纹扩展速率将随时间而增加(图 4.35(a))。由于裂纹存在，结构的强度被削弱；随着裂纹尺寸增大，结构的剩余强度逐渐减小(图 4.35(b))，经过一段时间，剩余强度就会低到无法承受工作中可能出现的意外高载荷。如果不出现意外高载荷，那么裂纹将继续扩展，剩余强度将继续降低，最后在正常工作载荷下就会断裂。当预先存在缺陷或有应力集中时就更是如此。为了使结构在整个工作寿命期间，破坏的可能性维持在可以接受的低的程度以保证安全，工程上对以下问题十分关心：

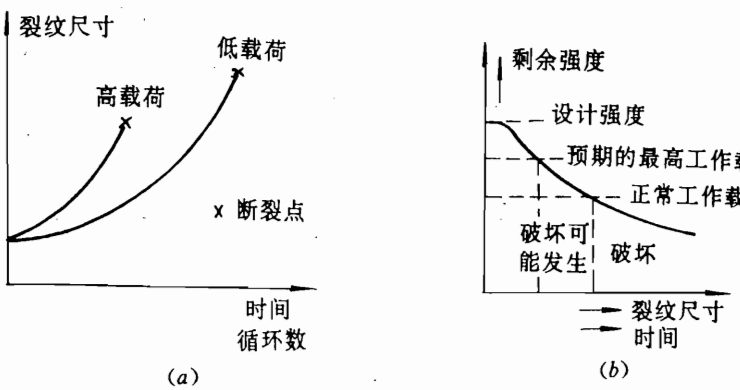


图 4.35　工程问题

(a) 裂纹扩展曲线　(b) 剩余强度曲线

(1) 剩余强度与裂纹尺寸的关系如何？

(2) 在预期的工作载荷下，能够容许多大的裂纹？即临界裂纹尺寸是多少？

(3) 裂纹从一定长度的初始尺寸，扩展到临界尺寸需要多长时间？

(4) 在结构工作寿命开始时，允许存在多大的初始缺陷？

(5) 每隔多长时间，应该对结构进行一次裂纹检查(即裂纹检查周期的确定)？

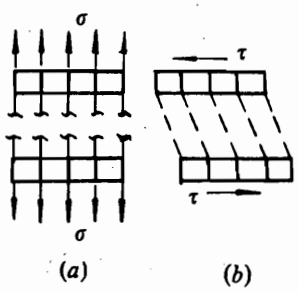
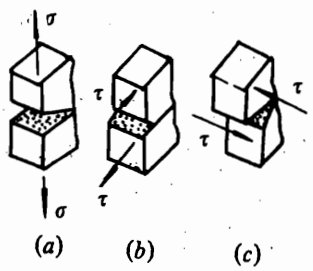
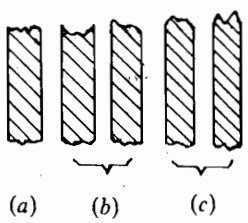
断裂力学对上述这些问题可给出满意的或有用的回答。

断裂力学是从构件中存在宏观裂纹这一基本点出发，利用线弹性断裂力学或弹塑性断裂力学的分析方法，对构件中裂纹问题进行理论分析和实验研究的一门学科。通过分析，把构件内部的裂纹大小和构件工作应力以及材料抵抗断裂的能力(如断裂韧性)定量地联系起来。

二、断裂的分类与特征

断裂的分类可基于不同观点进行，有微观的、宏观的以及从断口状态分类等三种观点(表4.5)。

表 4.5　断裂分类与特征

	类　型	图　示	特　征
微观	(a) 解　理 (b) 滑　移(含滑开)		(a) 原子键被正应力 σ 拉断。变位所需能量大，成为解理断裂，亦呈脆性断裂 (b) 原子键在剪力 τ 作用下先滑移而后滑开。塑性变位大，所需能量大，成为滑移断裂，亦呈韧性断裂
宏观	(a) 张　开 (b) 滑　开 (c) 撕　开		(a) 平面内张开 (b) 平面内错开 (c) 平面外错开
断口	(a) 脆　性 (b) 半脆性 (c) 延(韧)性		(a) 平断口，断面无(或很小)收缩 (b) 混合断口，表面倾斜，内部齐平 (c) 斜断口或 V 型断口，断面有收缩

工程上主要是从宏观的观点进行研究。对脆性和延性材料应分别利用不同的理论进行分析。前者可利用线弹性断裂力学，而后者应借助于弹塑性断裂力学。

线弹性断裂力学是基于以下条件提出的：构件或结构物的脆性断裂是由于其中存在的裂纹在一定的应力水平下扩展而导致的。在发生脆性断裂前，除了裂纹端部附近很小的范围外，材料均处于弹性范围内，因此可按线弹性理论来分析其应力和变形，故称之为"线弹性断裂力学"。它适用于高强度、低、中韧性的材料，如铝合金 LY12、LC4；钛合金：TC1、TC3、TC4；合金钢 30 CrMnSiNi2A、GC4 等。根据飞机结构选用材料（主要为高强度合金）和飞机使用受载情况（在屈服应力以下），因此在断裂力学设计中（损伤容限设计），线弹性断裂系统成为基本系统；弹塑性断裂系统则作为局部性的辅助手段。因此我们将着重介绍一下线弹性断裂力学中一些有关的基本原理。

三、线弹性断裂力学有关的基本原理

对于含裂纹的受力构件，必须先找到一个能表征裂纹端点区应力应变场强度的参量。因为断裂的发生绝大多数都是由裂纹引起的，而断裂，尤其是脆性断裂，一般就是裂纹的失稳扩展。裂纹的失稳扩展，通常由裂纹端点开始。因此，发生断裂的时机必然与裂端区应力应变场的强度有关。当某裂端表征应力应变场强度的参量达到临界值时，就要发生断裂。这个发生断裂的临界值很可能是某个材料特征常数，它既可表征材料抵抗断裂的性能，亦可用来衡量材料质量的优劣。另外从图 4.35 我们可以看到，在工作载荷较高时，较短的裂纹就有可能断裂；而工作载荷较低时，比较长的裂纹才会带来危险。这表明表征裂端区应力应变场强度的参量与载荷大小和裂纹长短有关，甚至可能与构件的几何形状有关，下面我们来介绍有关的几个基本问题。

1. 裂纹尖端附近的应力场和裂纹尖端应力奇异性

正如在概论中提到的，工程问题中有三种基本裂纹形式：Ⅰ型（张开型）、Ⅱ型（滑开型）、Ⅲ型（撕开型）。最一般的裂纹情况则可用这三种型式的叠加来描述。其中Ⅰ型在工程中最重要，因此我们着重讨论Ⅰ型的情况（图 4.36）。

考虑在无限大平板中，有一条长度为 $2a$ 的中心（位于板的中心）穿透裂纹，受拉应力 σ 的作用。当板很薄时，是平面应力问题；当板很厚时，一般是平面应变问题。裂纹尖端存在应力集中。利用弹性力学方法可解出裂纹尖端附近的应力场。x 方向是裂纹正前方，y 方向是裂纹面的法线方向，z 方向则是离开纸面的方向。考虑距裂端为 r、与裂纹面夹角为 θ 处，有一面元 $\mathrm{d}x\mathrm{d}y$，则它的应力如下：

$$\sigma_x = \sigma\sqrt{\frac{a}{2r}}\cos\frac{\theta}{2}\left[1-\sin\frac{\theta}{2}\sin\frac{3\theta}{2}\right](=\sigma_{xx})$$

$$\sigma_y = \sigma\sqrt{\frac{a}{2r}}\cos\frac{\theta}{2}\left[1+\sin\frac{\theta}{2}\sin\frac{3\theta}{2}\right](=\sigma_{yy})$$

$$\tau_{xy} = \sigma\sqrt{\frac{a}{2r}}\sin\frac{\theta}{2}\cos\frac{\theta}{2}\cos\frac{3\theta}{2}(=\sigma_{xy}) \tag{4.19}$$

$$\sigma_z = 0 \quad (\text{平面应力状态})$$

$$\sigma_z = \nu(\sigma_x+\sigma_y) \quad (\varepsilon_z = 0, \text{平面应变状态})$$

从式（4.19）可见，各应力均与外加应力 σ 成正比，并随半裂纹长度的尺寸 a 的平方根而

变。在裂端附近，即r很小处，各应力趋于无穷大。在$\theta=0°$时，应力σ_y的分布与r的函数关系如图4.37所示。当$r\to 0$时，应力分量趋于无限大，这种特征称为裂纹尖端的应力奇异性，这是在线弹性假设下得出的。

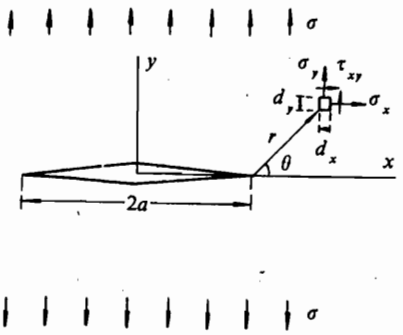


图 4.36　无限大板中的一条裂纹

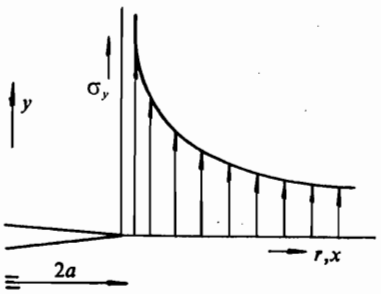


图 4.37　裂纹尖端附近的弹性应力 $\sigma_y(\theta=0°)$

由上得出，r很大时，应力σ_y趋近于0，然而它实际上应当为σ，由此显见式(4.19)仅在裂纹尖端附近一个有限的区域内有效。这是因为实际上式(4.19)略去了一些高次项，这样简化在裂尖附近有足够的准确，而在距裂尖很远处，就应考虑更多的项。

式(4.19)可以改写为一般形式

$$\sigma_{ij}=\frac{K_{\mathrm{I}}}{\sqrt{2\pi r}}f_{ij}(\theta)\quad(i,j=x,y)\qquad K_{\mathrm{I}}=\sigma\sqrt{\pi a}\tag{4.20}$$

式中　K_{I} —— Ⅰ型应力强度因子；

$f_{ij}(\theta)$ —— 应力的角分布函数。

同样可得到Ⅱ型裂纹尖端附近的应力σ_x、σ_y、τ_{xy}的表达式，并也可写成简洁的形式

$$\sigma_{ij}=K_{\mathrm{II}}\left(\frac{g_{ij}(\theta)}{\sqrt{2\pi r}}\right)\quad(i,j=x,y)\tag{4.21}$$

$$K_{\mathrm{II}}=\tau\sqrt{\pi a}\quad(\tau\text{为平面内剪应力})$$

而Ⅲ型的应力τ_{zx}、τ_{yz}的表达式为

$$\tau_{ij}=K_{\mathrm{III}}\left(\frac{h_{ij}(\theta)}{\sqrt{2\pi r}}\right)\quad(i=x,y,j=z)\tag{4.22}$$

$$K_{\mathrm{III}}=\tau\sqrt{\pi a}\quad(\tau\text{在}yz\text{平面内})$$

K_{II}、K_{III} —— Ⅱ型、Ⅲ型裂纹的应力强度因子。

可以看出，K_{I}、K_{II}、K_{III}取决于裂纹体的几何形状与尺寸、裂纹形态与分布，受载条件和裂纹尺寸a，其单位是力×(长度)$^{-3/2}$，在国际单位制下为MPa·$\sqrt{\mathrm{m}}$。

2. 应力强度因子

应力强度因子概念首先是欧文(Irwan)引进的。它是表征裂纹尖端应力奇异性强度的力学量。

从(4.20～4.22)三组式子可以看出，三种基本裂纹型裂端区的应力场(还有应变场、位移

场等）其表达形式是恒定的，而其强度完全由应力强度因子 K_1 等决定。由于这一特点，应力强度因子可以作为表征裂端应力应变场强度的参量。上面三组式子表述的是无限大板的 K 值，实际上应力强度因子的值不仅由载荷和裂纹长度决定，还要由裂纹数目、位置以及物体的几何形状等来共同决定。如对于 I 型裂纹，无限大板的 $K_1=\sigma\sqrt{\pi a}$，而对有限尺寸平板，则应引进修正系数：

$$K_1=\sigma\sqrt{\pi a}a_1=\sigma\sqrt{\pi a}f\left(\frac{a}{W}\right); \tag{4.23}$$

$$f\left(\frac{a}{W}\right)=\sqrt{\sec\frac{\pi a}{W}} \quad \text{（修正系数）}$$

当 $\frac{a}{W}$ 的值很小时，$f\left(\frac{a}{W}\right)$ 接近于 1。

由于应力强度因子表征裂纹尖端这一局部的应力奇异性的强度，因此它是计算带裂纹结构剩余强度和裂纹扩展寿命的必不可少的参量。

3. 裂纹尖端塑性区影响的修正

前面曾提到，根据弹性解，在裂纹尖端处应力趋于无穷大，而实际上这是不可能的。事实上，当应力超过屈服应力时，必然在裂纹尖端邻近区域产生塑性变形，从而使裂纹尖端区的应力松弛，不可能达到无限大。应该说，材料一旦屈服，就不遵从弹性规律，故线弹性断裂力学不适用于屈服区。但如果屈服区很小（高强度、低中韧性材料即如此）则其周围的广大区域仍是弹性区，经过必要的修正后，线弹性断裂力学分析仍然有效。

那么如何就塑性区影响进行修正呢？

裂纹尖端邻近塑性区的存在，自然要引起周围弹性应力分布的改变。在工程应用中，常引进一个被视为圆形区域的塑性范围如（图 4.38）所示。欧文为了避免弹塑性分析，建议将包含塑性区范围在内的有效半裂纹长度 a_{eff} 作为假想裂纹，仍采用线弹性分析，并认为这一塑性修正对应力场而言是等效的。此时

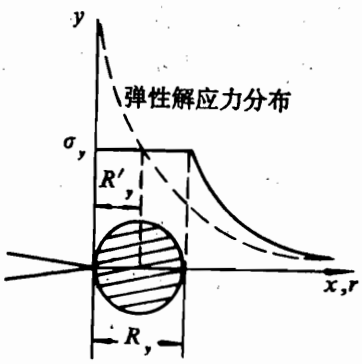


图 4.38　塑性区尺寸的近似估计

$$a_{eff}=a+R'_y \tag{4.24}$$

R'_y 为沿裂纹区扩展方向塑性区的中心点长度（见图 4.38）。它可由假设裂尖前 r 等于 R_y 处 y 向的等效应力 σ_y 刚好等于屈服应力来计算。屈服范围对于平面应力状态和平面应变状态（由 Mises 屈服准则求得）是不同的。欧文建议近似可按下式取：

$$\begin{cases} R_y\approx\left(\dfrac{K_1}{\sigma_s}\right)^2\dfrac{1}{\pi} & \text{（平面应力状态）} \\ R_y\approx\left(\dfrac{K_1}{\sigma_s}\right)^2\dfrac{1}{2\sqrt{2}\pi} & \text{（平面应变状态）} \end{cases} \tag{4.25}$$

式中，σ_s—— 单向拉伸的屈服强度。

此时应力强度因子亦需做相应的修正。对无限大板而言：

$$K'_1=\sigma\sqrt{\pi a_{eff}}=\sigma\sqrt{\pi(a+R'_y)}=\sigma\sqrt{\pi a+c(K_1/\sigma_s)^2} \tag{4.26}$$

$$K'_{\mathrm{I}}=K_{\mathrm{I}}\sqrt{1+c\left(\frac{\sigma}{\sigma_s}\right)^2} \tag{4.27}$$

式中，$c=\frac{1}{2}$（平面应力状态）；$c=\frac{1}{4\sqrt{2}}$（平面应变状态）。从式(4.27)可见，修正后，K'_{I}略有增大，结构承载能力略有降低。而平面应变状态下的塑性区尺寸之所以比平面应力状态的小，是因为它的裂纹尖端受三轴拉伸的作用（$\sigma_z\neq 0$），使材料塑性变形小，故塑性区尺寸要小得多。

如果塑性区尺寸已不是小范围屈服（如低中强度、高韧性材料 —— 如各种软钢）则上述修正不适用，线弹性断裂力学的分析也不适合。

4. 应力强度因子和断裂韧度、能量释放率之间的关系

(1) 应力强度因子和断裂韧度。在"2"中我们已阐述了有关应力强度因子K的概念。由式(4.20)还可知，应力强度因子K随外应力σ的增大而增大。试验表明，对一定材料，当应力强度因子K达到某一临界值K_c时，裂纹失稳扩展，断裂随即发生。以 I 型为例，此时的K_{I}称之为临界应力强度因子$K_{\mathrm{I}C}$。试验还表明$K_{\mathrm{I}C}$是材料的固有性能，它是衡量材料抵抗裂纹失稳扩展能力的度量，故称之为断裂韧性$K_{\mathrm{I}C}$。

要注意的是K_{I}与$K_{\mathrm{I}C}$两者的计算公式相同

$$K_{\mathrm{I}C}=\sigma_c\sqrt{\pi a} \tag{4.28}$$

但它们的物理意义却完全不同。K_{I}是裂纹前端应力场强度的度量，它和裂纹的大小、形状以及外加应力都有关。K_{I}更为一般的形式可用下式表示

$$K_{\mathrm{I}}=Y\sigma\sqrt{a} \tag{4.29}$$

式中Y是和裂纹形状、加载方式及试样类型有关的量，如对无限大板中心穿透裂纹，$Y=\sqrt{\pi}$。而断裂韧度（或叫断裂韧性）却是材料阻止宏观裂纹失稳扩展能力的度量，它和裂纹本身的大小、形状无关，和外加应力σ也无关。$K_{\mathrm{I}C}$是材料特性，它只和材料的成分，热处理及加工工艺（锻件、铸件、挤压件 ……）有关。$K_{\mathrm{I}C}$由试验测得。试验表明，只有试样足够厚时，$K_{\mathrm{I}C}$才是一个材料常数而和试样厚度无关（此时叫做平面应变断裂韧性）。

K_{I}和$K_{\mathrm{I}C}$的单位均为百万牛顿·米$^{-3/2}$（MN·m$^{-3/2}$）或 MPa·$\sqrt{\mathrm{m}}$。

与式(4.28)相对应，裂纹失稳扩展的临界应力可由式(4.18)导出：

$$\sigma_c=\frac{K_{\mathrm{I}C}}{\sqrt{\pi a}}\quad\text{（对无限大板）} \tag{4.30}$$

若经塑性修正，则

$$\sigma'_c=\frac{K_{\mathrm{I}C}}{\sqrt{\pi a+c(K_{\mathrm{I}C}/\sigma_s)^2}} \tag{4.31}$$

对有限尺寸板，则还应引入修正系数a_1

$$\sigma'_c=\frac{K_{\mathrm{I}C}}{\sqrt{\pi a_1^2+c(K_{\mathrm{I}C}/\sigma_s)^2}} \tag{4.32}$$

(2) 能量释放率G与应力强度因子K。首先我们来研究一下裂纹扩展过程中的能量关系。

很显然，裂纹扩展过程中要消耗能量。① 如裂纹扩展，裂纹表面积就会增加，裂纹表面能为Γ。裂纹扩展形成上、下两个新表面，故裂纹扩展单位面积所需消耗的表面能为2Γ。② 对金

属材料，裂纹扩展前都要产生塑性变形，这就需要消耗更多的能量。设裂纹扩展单位面积塑性变形所消耗的能量为 U_p，则总起来，裂纹扩展单位面积所需要消耗的能量用 R 表示。

$$R = 2\Gamma + U_p \tag{4.33}$$

R 就是裂纹扩展的阻力。

要使裂纹扩展，必须提供动力，令 G_1 为裂纹扩展单位面积系统提供的动力，显然，裂纹扩展时必定 $G_1 \geqslant R$。

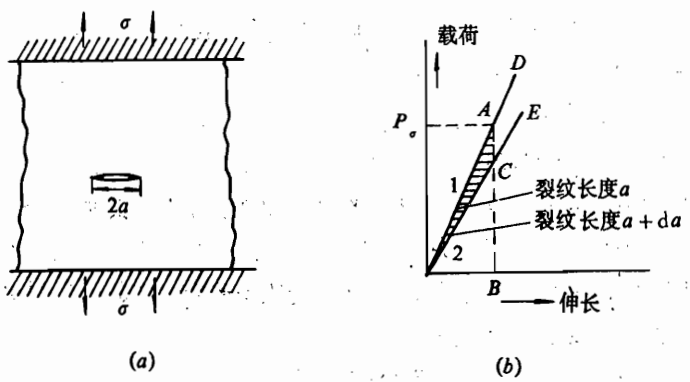


图 4.39　固定边界的裂纹扩展

(a) 端头固定的带裂纹平板　(b) 弹性能

我们以一个两端固定(恒位移)的无限大平板为例来说明 G_1 的物理意义。图 4.39 所示平板，含 $2a$ 长的中心穿透裂纹，其载荷—位移曲线如图 4.39(b) 所示。平板中贮藏的弹性能以面积 OAB 表示。如果裂纹扩展 da 长度，则板的刚度下降(OC 线)，这意味着，因为板的两端是固定的，所以一部分载荷将被松弛。结果贮藏的弹性能就下降为由面积 OCB 代表的一个值。也即裂纹从 a 扩展到 $a + da$，弹性能的释放在数值上等于面积 OAC。如果将平板加载到更高的应力，裂纹在扩展同样 da 时，能量释放值将更大，Griffith 提出，如果裂纹扩展时，释放的能量足以提供其扩展所需要的能量，则裂纹就将扩展。即

$$G = R \tag{4.34}$$

以上的 G 就是所谓的裂纹顶端的“弹性能释放率”，又称作裂纹驱动力，其量纲是裂纹扩展单位长度单位板厚的能量，也即是裂纹扩展单位长度的力(如果平板不是在恒位移条件下，则 G 表示外力作功增量 dW 在扣除应变能的增加量(或加上释放出的应变能)后提供裂纹扩展的能量释放率)。

在裂纹失稳扩展时的 G 叫做临界裂纹扩展能量改变率，用 G_{1C} 表示。G_{1C} 越大，就表示裂纹失稳扩展需要更大的能量。它与 K_{1C} 之间存在着某种关系。用线性弹性理论可以证明：

$$G_1 = \frac{K_1^2}{E'}$$

$$E' = \begin{cases} E & \text{(平面应力)} \\ E/1-\nu^2 & \text{(平面应变)} \end{cases} \tag{4.35}$$

$$G_{1C} = \frac{K_{1C}^2}{E} \qquad \text{(平面应力)} \tag{4.36}$$

$$G_{1C}=\frac{1-\nu^2}{E}K_{1C}^2 \quad \text{(平面应变)}$$

对于 Ⅰ 型、Ⅱ 型裂纹，同样存在相应关系

$$G_{\text{Ⅰ}}=K_{\text{Ⅰ}}^2(1-\nu^2)/E;\quad G_{\text{Ⅱ}}=K_{\text{Ⅱ}}^2(1+\nu)/E \tag{4.37}$$

5. 断裂判据

断裂判据有很多种，就单一型的脆性断裂就有六种之多。如断裂韧度判据(K 判据)、能量释放判据(G 判据)、裂纹增长抗力判据(K_R 判据)等，读者可参考各有关文献。这里我们介绍两种。

(1) 断裂韧度判据。对于一个单独型的裂纹，可有断裂判据

$$K\geqslant K_{\sigma} \tag{4.38}$$

即当 $K\geqslant K_{\sigma}$ 时，裂纹将失稳扩展，随即断裂。Ⅰ 型裂纹是最常见的裂纹型，其失稳断裂的临界点 K_{σ} 通常与试件的厚薄、大小有关。当试件厚度和大小增加，达到某一程度，脆性材料的 K_{σ} 值达到极小值；以后尺寸、厚度再增加，K_{σ} 仍维持此极小值，此极小值用符号 K_{1C} 代表。因此Ⅰ 型裂纹保守的判据为

$$K_{\text{Ⅰ}}\geqslant K_{1C} \tag{4.39}$$

它比较符合平面应变情况。实验证实式(4.39)的判据对相当脆的材料或截面积相当大的构件是很适合的。许多高强度钢、硬铝和高强度铝合金制成的构件，都可使用式(4.39)判据。

在已有 K_{1C} 测试值时由判据(4.39)和式(4.28)可以解决下列两个问题：① 当知道工作载荷时，可以计算出断裂时的临界裂纹尺寸 a_{σ}；② 当知道裂纹尺寸和位置时，可计算出可能引起断裂的应力和载荷。

(2) 裂纹增长抗力判据。飞机组合结构中薄板平面应力状态的断裂韧性 K_c 与多种因素有关(如初始裂纹长度、板厚、板宽等)。R 曲线概念是确定平面应力状态下断裂韧性的一种有效办法。

现来研究平面应力状态下的断裂特性。在平面应力情况下，实验表明裂纹扩展阻力 R 随裂纹扩展而变化。如图 4.40，设一平板中初始裂纹为 $2a_i$。当 $\sigma<\sigma_i$ 时，裂纹不会扩展；当 $\sigma>\sigma_i$ 时，裂纹开始扩展。但此时裂纹的扩展是稳定的，并不发生断裂。倘若应力 σ_i 保持恒定，那么裂纹只扩展一个很小的距离就停止了。欲使裂纹继续扩展必须增加应力，即虽然裂纹更长了，但它却能承受更高的应力，这种裂纹扩展叫稳定扩展或亚临界扩展。直到 $\sigma=\sigma_c$ 时，裂纹达到了临界尺寸 a_c，失稳断裂发生。此时裂纹迅速扩展，$a>a_c$，而应力不会再增大，这种裂纹扩展称为失稳断裂扩展。

显然，若初始裂纹值更大，为 $2a'_i$ 时，则相应的初始扩展应力 σ'_i 和 σ'_c 值都要下降(图 4.40)。

上述亚临界裂纹缓慢稳定扩展现象是平面应力状态的重要特性。现进一步从阻力 R、动力 $G_{\text{Ⅰ}}$ 的关系曲线来分析此现象。$R\sim a$(半裂长)曲线由实验测得；$G_{\text{Ⅰ}}=(1/E')Y^2\sigma^2 a$，对固定的 σ_0，$G_{\text{Ⅰ}}$ 仅为 a 的函数(图 4.41)。当 $\sigma=\sigma_0$ 时，动力曲线即 OA_0B_1 直线。在动力曲线和阻力曲线交点处，$G_{\text{Ⅰ}}=R$。当裂纹扩展到 a_1 时，在 σ_0 下的动力 $G'_{\text{Ⅰ}}=B_1a_1$，比 a_1 下的裂纹扩展阻力 $R_1=A_1a_1$ 要小，即增量 $\Delta G<\Delta R$。也即随着裂纹的扩展，动力增长率小于阻力增长率 $\partial R/\partial a$，故在 σ_0 作用下，裂纹不会自动由 a_0 扩展到 a_1，而必须使外加应力由 σ_0 增大到 σ_1(即动力曲线变为 OA_1B_2)。也即该阶段处于稳定扩展状态。只有当 $G_{\text{Ⅰ}}=R$，同时 $\partial G/\partial a=\partial R/\partial a$ 时，也即动力曲

线与阻力曲线相切时，裂纹才自动扩展，由此可知裂纹失稳扩展的临界条件就是

$$G_1 = R$$

$$\frac{\partial G_1}{\partial a} \geqslant \frac{\partial R}{\partial a} \tag{4.40}$$

切点就是临界点，切点处的裂纹长度 a_2 就是临界裂纹长度 a_{cr}。若 $G_1 > R$，则在静载下就将发生断裂。这就是说，一般情况下不能用裂纹启裂点作为临界点，而应当用动力曲线和阻力曲线的切点作为裂纹失稳扩展的临界点。此时对应的 K_1 值称之为 K_R 值，则断裂判据为

$$K_1 \geqslant K_R \tag{4.41}$$

当(4.41)式满足时，裂纹将失稳扩展而导致断裂。

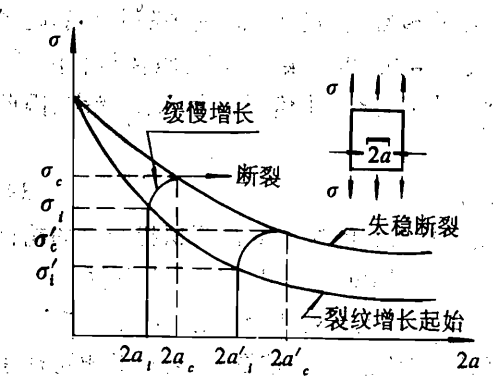


图 4.40　平面应力状态断裂特性

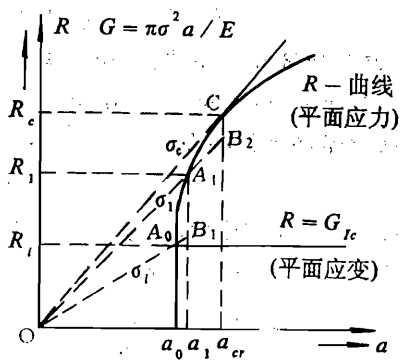


图 4.41　$R_1G_1 \sim a$ 曲线
— —G 曲线　——R 曲线

6. 含裂纹结构的剩余强度与裂纹扩展寿命

(1) 带损伤(含缺陷或裂纹)结构同无损结构比较，承载能力显然要降低。带损伤结构的实际承载能力称之为剩余强度。在断裂力学中，剩余强度的变化与损伤尺寸的增长和应力循环数有关，其典型变化见图 4.42。

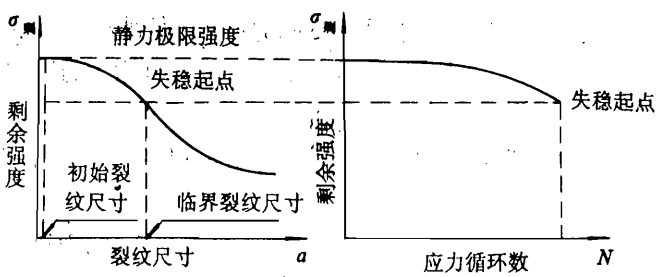


图 4.42　剩余强度的定义

实验表明，除去处于平面应变状态的高强度材料外，含裂纹 a_0 的构件在起裂以后，一般裂纹有一稳定扩展阶段，当裂纹增加到某临界值 a_{cr} 时，裂纹就迅速失稳扩展，当 $a \to a_{cr}$ 时，对应的载荷就是含裂纹结构在临界状态下的承载能力，与之相应的载荷一般称之为临界载荷或剩

余强度 $\sigma_{剩}(\sigma_c)$。

(2) 裂纹扩展速率和寿命。裂纹扩展问题有四类：静载下的裂纹扩展；动载下的裂纹扩展；高温持续载荷下的蠕变裂纹扩展；重复载荷下的疲劳裂纹扩展。这里我们介绍一下带裂纹结构的疲劳裂纹扩展问题，这对零构件的安全和寿命估算是不可少的。

断裂力学应用在高强度合金，提出裂尖应力强度因子为裂纹扩展驱动力。因为是疲劳载荷，则自然以 ΔK 或 K_{max} 为变数。描述疲劳载荷需两个参数，一般用 ΔK 和 R 或 K_{max} 和 R。此处

$$\Delta K = Y\Delta\sigma\sqrt{\pi a} = K_{max} - K_{min}$$

$$R = K_{min}/K_{max} = \sigma_{min}/\sigma_{max} \qquad (4.42)$$

Y 为几何因子或形状因子

典型的 $da/dN \sim \Delta K$ 关系如图 4.43 所示。可以看到，对于 ΔK 存在一个门槛值，在 $\Delta K \leqslant \Delta K_{th}$（门槛值）时，裂纹不会扩展。裂纹扩展的整个过程大致分三个阶段，第一个阶段在 ΔK_{th} 附近，裂纹扩展缓慢（约 10^{-7} mm/周）、第二阶段为一斜直线，是工程上最重要的裂纹扩展区段、第三阶段很短，经历的载荷循环数很少，$da/dN \sim \Delta K$ 曲线呈“S”形变化。工程上一般用第二阶段的 da/dN 来估算寿命。此时的 da/dN 有多种表达式，如 Paris 建议第二阶段的 da/dN 可用下式表示

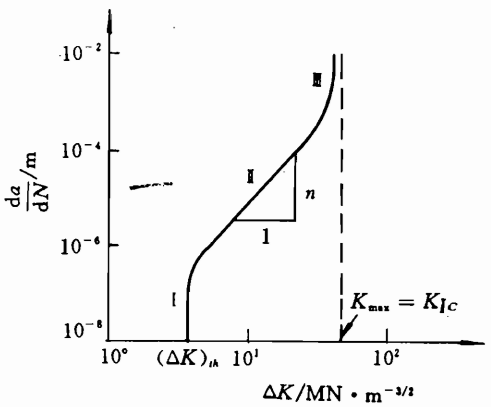


图 4.43 $da/dN - \Delta K$ 关系曲线

$$\frac{da}{dN} = c(\Delta K)^n \qquad (4.43)$$

同时，还发现，在相同的 ΔK 下，载荷比 R 不同或 K_{max} 不同，则 da/dN 也不同。因此不管具体如何表达，可用一个通用表达式为

$$\frac{da}{dN} = f(\Delta K, R) \quad (或\ f_2(\Delta K, K_{max})) \qquad (4.44)$$

所以，疲劳裂纹扩展寿命可按下式计算

$$N_f = \int_{a_0}^{a_{cr}} \frac{da}{f(\Delta K, R)} \qquad (4.45)$$

当疲劳载荷为恒定载荷时，ΔK、R 都仅是裂纹长度的函数，所以上式又可改写成

$$N_f = \int_{a_0}^{a_{cr}} \frac{da}{f(a)} \qquad (4.46)$$

4.4 损伤容限设计

一、概　述

1. 飞机结构损伤容限设计方法

飞机结构损伤容限设计技术是在总结以往的飞机设计、使用经验和断裂力学理论的发展基础上，以设计规范形式确定下来的一种设计准则。这一设计方法是对传统设计方法的补充和

发展，既能较好地保证飞机结构的安全性和可靠性，又是较经济、合理的方法。总的说它可概括为设计、分析、试验、使用维修四大方面技术。

Ⅰ．设计

(1) 设计规范与设计要求；

(2) 结构分类与设计及其选择原则；

(3) 结构材料的选择；

(4) 结构布局、结构细节设计；

(5) 制造装配中的质量控制设计。

Ⅱ．分析

(6) 危险部位的选择与分析；

(7) 载荷和应力谱的分析；

(8) 初始损伤品质的评定；

(9) 裂纹扩展分析；

(10) 剩余强度分析；

Ⅲ．试验

(11) 损伤容限与耐久性试验；

Ⅳ．使用与维修

(12) 结构损伤的无损检测；

(13) 检查能力评估与检查间隔制定。

2. 几个名词解释

(1) 损伤容限：结构在规定的未修使用周期内，抵抗由缺陷、裂纹或其他损伤而导致破坏的能力。具体地说，损伤容限就是允许飞机结构存在缺陷和其他损伤，但要把这些缺陷和损伤限制在一定的范围之内，并保证这些缺陷在下次检查之前不会扩展到飞机出现灾难性事故。

(2) 耐久性：结构在规定时间期限内，抵抗疲劳开裂(包括应力腐蚀开裂和氢脆所引起的开裂)、腐蚀、热退化、剥离、脱层、磨损和外来物损伤作用的能力。

(3) 经济寿命：是执行耐久性试验计划的结果所表示的工作寿命。当被试验结构出现遍布损伤，要修理，不经济；不修理，则又影响使用功能时，则认为已达到经济寿命。

(4) 裂纹扩展寿命：在设计应力谱作用下由初始裂纹 a_0 扩展到临界裂纹 a_{cr} 时所达到的寿命。

(5) 剩余强度：把含裂纹结构的承载能力称为该结构的“剩余强度”。很明显，剩余强度随着裂纹尺寸的增加而降低。

(6) 损伤容限载荷：飞机在有损伤存在，并在未修使用的规定最小周期中，不危及飞行安全和降低飞机性能的条件下必须能承受的载荷。

(7) 初始缺陷：假定装配后飞机结构预存的缺陷尺寸，它刚小于无损检测的最大不可检缺陷尺寸。它的大小和特征受无损检测能力制约，无损检测能力提高了，初始缺陷尺寸 a_0 就可定得小些。从裂纹扩展曲线可看出，小裂纹尺寸所对应的裂纹扩展速率较大，因此，a_0 的大小对裂纹扩展寿命有很大影响，合理确定 a_0 值很重要。

(8) 检查间隔：确保安全并由可检查度类别确定的两次之间的期限。

(9) 结构的可检查度：它是飞机结构可检性的度量，可分为以下六种：

① 飞行明显可检：指飞行中出现的损伤的性质和大小可使飞行人员立即且无误地意识到飞机已有重大损伤，不应继续飞行任务。

② 地面明显可检：损伤的性质和大小无需特殊检查，即能使地勤人员迅速无误地明显觉察。

③ 巡回可检：指损伤的性质和大小不会被结构目检人员漏检。目检人员的检查通常应不用特殊工具，不需移开检查口盖，对结构外表进行的目检。

④ 特殊目测可检：指结构损伤的性质和大小在详细目检人员打开口盖舱门，使用简单助视器（镜子、放大镜）的情况下不会被漏检。

⑤ 场站或基地水平可检：损伤的性质和大小须用一个或多个选定的检验方法来检测，此种检查方法可包括渗入剂、X 射线，超声波等无损检测技术。被检结构的可达性可包括拆卸为此而设计的部件。

⑥ 使用中不可检：当损伤尺寸和可达性在一次或更多次上述检查中不可能被察觉，则结构为使用中不可检。

二、损伤容限设计概念及设计方法简介

1. 损伤容限设计

我国现行规范规定：为了使因漏检缺陷或损伤所引起的结构破坏概率减至最小，对危及飞机机体安全的主要结构，应采用损伤容限设计；损伤容限设计的结构应该是破损安全结构、缓慢裂纹扩展结构，或者这两种类型的组合。为了评定结构的裂纹扩展特性和剩余强度特性，应进行损伤容限试验和损伤容限分析。

2. 损伤容限设计的基本要素

承认结构中存在着一定程度的未被发现的初始缺陷、裂纹和其他损伤，然后通过损伤容限特性分析与试验，对可检结构给出检修周期；对不可检结构给出最大允许初始损伤。以保证结构在给定的使用寿命期限内，不至于因未被发现的初始缺陷、裂纹或其他损伤扩展而出现灾难性的事故。由此，组成损伤容限结构特性具有三个同等重要的因素。

（1）临界裂纹尺寸或剩余强度。它表明在剩余强度要求的载荷作用下，该结构允许存在的最大损伤；或在某一规定的损伤情况下，结构剩余强度能力应大于对该结构的剩余强度要求值（即损伤容限载荷）。

（2）裂纹扩展。在该结构部位的载荷谱和环境谱作用下，裂纹长度从可检裂纹尺寸（初始裂纹尺寸）至临界裂纹尺寸值之间的裂纹扩展期。

（3）损伤检查。各种检查方法及检查周期的选择。

三个要素可以单独作用，亦可组合作用，使结构的安全性达到一个规定的水平。

3. 损伤容限设计概念与设计方法

实践表明，无论从材料、设计、工艺和维修诸方面采取何种措施，要完全避免各种损伤是不可能的。在飞机结构中常见的损伤或缺陷主要来自材料、加工和装配工艺。在航线服役中，又遭受疲劳载荷、各种腐蚀环境和离散源载荷造成的损伤。把结构设计成能承受定量损伤，并实施计划检查的损伤容限结构，是提高机队安全水平的有效途径。因此，损伤容限设计方法是应用断裂力学的基本原理，从以下几方面全面地实施断裂控制，最后完成损伤容限设计的要求和目标。具体说包括以下几点：

(1) 对结构材料的精心选择、使用和控制；

(2) 选择结构设计类型并进行相应的结构布局(如多路传力结构、多重元件或止裂构件的布置)，以及高度开敞并可检的损伤容限结构的设计与使用，零、构件的精心细节设计等断裂设计概念的应用；

(3) 合理地使用应力水平控制；

(4) 制造和工艺的控制；

(5) 采用精细的检验程序(根据结构不同的类型和不同的可检度，分类提出损伤检查的详细要求和检查间隔、检查手段和灵敏度要求等)。

4. 损伤容限设计的主要步骤

(1) 确定设计使用载荷谱，根据疲劳损伤的统计分析理论，把实际使用中的复杂载荷简化成能在设计和试验中使用的计算谱和试验谱。然后根据使用载荷谱算出危险部位的应力谱及其相应的应力强度因子。

(2) 选择关键件。根据设计、使用经验和结构的应力分析，确定结构关键件及关键件的危险部位，进行损伤容限的裂纹扩展和剩余强度分析，从而有效地实施断裂控制。

(3) 合理地选材。兼顾静强度、刚度和疲劳，选择抗断裂性能好的材料；并依据重量、可加工性、成本、抗腐蚀等多种因素综合考虑研究后加以确定。

(4) 进行结构分类。根据裂纹可检度要求对结构进行分类。再按结构分属的类型设计成相应的飞行安全结构。

(5) 进行结构细节设计。除按照我们 4.2 节所讲的一般抗疲劳细节设计要求外，还应根据结构分类开展结构细节设计，对可检结构应尽可能的提高裂纹可检性。

(6) 确定初始缺陷尺寸。按飞机损伤容限要求的规范规定，对不同的关键部位，不同的结构设计类型确定初始缺陷的尺寸、位置和方向。

(7) 损伤容限分析。对根据结构材料的断裂特性、结构型式、可检度和受载情况确定的危险部位，用断裂力学基本原理和方法进行分析，确定这些危险部位的临界裂纹尺寸，剩余强度、裂纹扩展速率和裂纹扩展寿命(不同设计阶段，可用计算精度不同的方法)，并进行必需的试验验证)，反复改进设计直到满足设计要求。

(8) 损伤容限试验。损伤容限试验的目的是验证机体结构是否满足损伤容限规范规定的设计要求。可以采用设计研制试验的试验件或做全尺寸的试验件。

(9) 给出使用维护大纲。根据分析与试验结果给出检查方法、检修周期和允许的最大初始损伤尺寸等。

至此损伤容限设计工作就算完成。

下面我们将就以上损伤容限设计中的几个重要问题做进一步的说明。

三、损伤容限设计中几个重要问题的介绍和分析

下面谈及损伤容限设计中的若干重要问题，进行详细、全面的介绍其内容是很多的，受篇幅限制实难满足读者的需求，有兴趣读者可参阅本章所引用的参考文献，这里仅能作一些简要介绍。

1. 合理地选择结构材料

现代飞机设计中，对结构材料的要求是多方面的。几乎不可能找到一种全面优越的材料来

全面满足这些要求。结构设计人员必须根据不同使用部位和工作条件权衡利弊、综合处理好以下几个关系，以求做出结构材料的合理选择。

(1) 材料强度和韧度的关系。按静强度观点设计的结构，往往追求材料的静强度指标以求减轻结构重量。但从断裂力学观点看这是不充分的。因为静强度高的材料往往断裂韧度偏低，抗疲劳性能较差。一旦材料有某种缺陷或裂纹，便易于导致构件的低应力脆性断裂。因此，对一些承受拉伸或弯曲作用的损伤容限设计的关键构件，在选择材料时宁肯牺牲一些静强度指标，也要选取裂纹扩展速率低、断裂韧度高的材料，以期提高材料的抗疲劳能力，改善结构的损伤容限特性。

材料的抗断裂性能包括以下几方面内容：① 材料本身的初始裂纹和初始缺陷尺寸 a_0 必须足够小；② 比断裂韧度 K_{1C}/ρ 大；③ 裂纹扩展速率 da/dN 小；④ 临界裂纹尺寸较长；⑤ 在应力腐蚀条件下的抗断裂性能好。由于上述某些性能，如 K_{1C}、da/dN 等与材料的加工方法、热处理、使用环境等均有关，因此对零件要选择合适的加工方法、热处理和表面处理方法。并应注意尽可能选用断裂性能和强度等综合性能为最佳的材料。一般说，对于现有国产材料，如机翼下蒙皮、下壁板、机身气舱蒙皮可选用 LY12 之类的铝合金，而不宜采用 LC4 这类高强度铝合金。

现在以 F－111 飞机机翼枢轴的断裂为例来进行分析。该枢轴由于受力大选用了高强度合金钢 D6*ac*。对枢轴断裂事故的调查发现，它在粗锻加工时产生了裂纹并在检验中漏检了。以后在使用中裂纹很快达到临界尺寸导致断裂，这与 D6*ac* 材料性能有关(见表 4.6)。

由表中可见 $D6ac$ 的 K_{1C} 不算最低，但它对淬火热处理的敏感性会使 K_{1C} 之间的差异达一倍以上。对飞机结构来说，许多构件的设计使用应力 σ 取为 $0.6\sigma_{ys}$，所以临界裂纹 a_{cr}：

$$a_{cr}=\frac{1}{\pi}\left(\frac{K_{1C}}{0.6\sigma_{ys}}\right)^2\approx\left(\frac{K_{1C}}{\sigma_{ys}}\right)^2 \tag{4.47}$$

也就是说，当 K_{1C} 减小一半时，a_{cr} 就减小为 $\frac{1}{4}$。

表 4.6　材料比较表

材 料	σ_{ys}/MPa	K_{1C}/N·mm$^{-\frac{3}{2}}$	$2a_c$/mm	N (σ = 690 MPa 的飞行次数)
D6*ac*	1 640	2 310	14.7	3 850
4340	1 830	1 880	9.9	5 400
300M	1 900	2 450	15.4	6 300

此外 D6*ac* 的裂纹扩展速率较高，所以虽然它的 K_{1C} 比 4340 钢高，但由于它的稳定裂纹扩展快，裂纹扩展寿命反而比 4340 钢还短。

由于这两方面原因，F－111 机翼枢轴上的裂纹很快就在尚未穿透厚度的情况下(即不易被人发现的情况下) 达到临界尺寸而断裂，如果选用高韧性材料，其临界裂纹较长，可穿透构件厚度，就可大大提高发现概率。在某种情况下这将引起油、气的渗漏，从而向检查人员发出警告，及时修理，以避免灾难性事故。在压力容器设计中“先漏后断”是一个重要的设计原则。反之，低韧性材料也常常因临界裂纹尺寸极小，无损检测能力有限而被禁用。

(2) 材料的裂纹扩展速率特性。希望能在选材时选择短裂纹和长裂纹两个阶段的扩展速率都低的材料。前者是为了满足耐久性要求，而后者是为了满足损伤容限要求。但是，不同材料

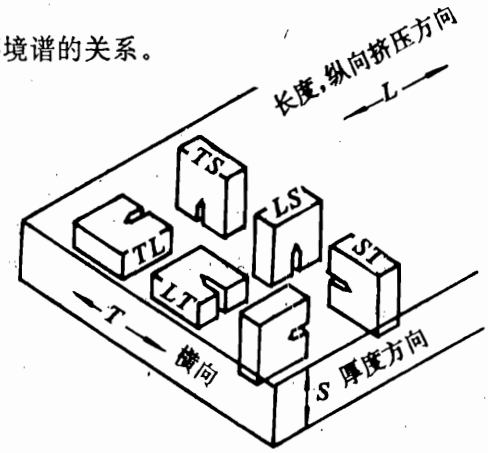
表现出不同的裂纹扩展特性。很难找到一种在短裂纹阶段和长裂纹阶段扩展速率都低的材料。例如，7475T－7351在短裂纹阶段裂纹扩展速率较低，但当扩展到长裂纹阶段，它就不是最低的了；7075T－7351在短裂纹阶段的扩展速率较快，在长裂纹阶段的扩展速率却较其他材料慢。所以，同样是按裂纹扩展寿命要求选择材料，要分清楚最关心的是哪个裂纹范围内的寿命。如果设计对象耐久性要求的矛盾更突出，应该选择短裂纹范围内裂纹扩展速率低的材料；如果损伤容限要求的矛盾更突出，则应选择长裂纹范围内裂纹扩展速率低的材料。

另外，材料的裂纹扩展速率和断裂韧性还与厚度以及材料的轧制方向相关，这也是对裂纹扩展速率提出要求时的一个重要因素。表4.7列出了几种常用的铝合金和合金钢（美国牌号）的断裂韧性（Ⅰ型）K_{1C}值，以及它们与厚度的关系（图4.44），供读者学习时参考。

表4.7 K_{1C}值

材料		厚度范围/mm	K_{1C}/10 N·mm$^{-3/2}$		
			LT	*TL*	*SL*
2024－T351	板	12～50	111.4	104.2	79.0
7075－T7451		12～50	118.5	100.6	90.0
7075－T6	挤压成形	12～19	104.2	75.4	68.2
－T651	板	12～50	93.4	79.0	64.7
－T7651	板	12～50	97.0	82.6	68.2
7178－T651	板	12～25	86.2	71.8	53.8
－T7651	板	12～25	100.5	86.2	60.1
300 M(1 620 MPa)	板	12	168.8	—	—
H－11(516 MPa)	板	12	122.1	115.0	—
17－4pH(206 MPa)	板	12	150.9	136.5	—
D6*ac*(1 448 MPa)	板	12～25	129.3	—	—

(3) 材料与载荷／环境谱的关系。



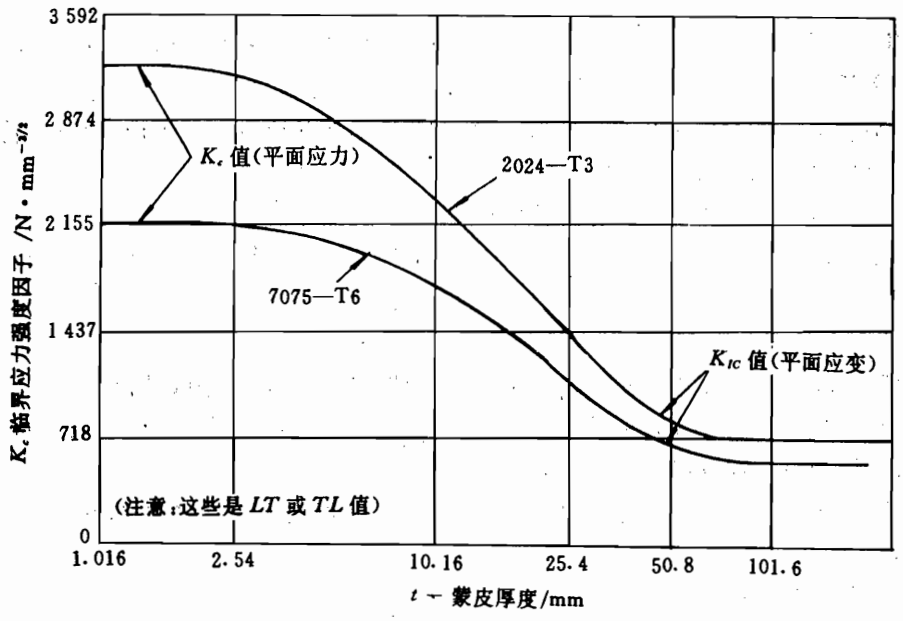


图 4.44 K_c 与厚度的关系

一种材料在给定温度和介质下表现出的损伤容限特性可能优于其他材料;但是在另一种环境下可能会出现相反的结果(图 4.45)。

一种材料在等幅加载时可能表现出较好的特性;但在谱载下可能另外一种材料显示出较好的断裂特性。因此,不能仅考虑等幅加载下的 da/dN 特性,还应考虑迟滞效应、应力比 R 及环境等影响因素。

另外如零、构件为有相对运动的运动幅时(如轴和轴套)则选用合适的不同材料组合(使运动幅两种材料有低的相容性与适当的硬度比)可防止构件间相对运动时的粘连磨损,如钢 — 铜组合效果较好。

为了延长零、构件的裂纹形成寿命,并得到好的抗腐蚀、抗应力腐蚀断裂、抗氢脆的性能,以提高材料的耐久性,除合理选材外,还应选择合适的热处理和表面处理方法。

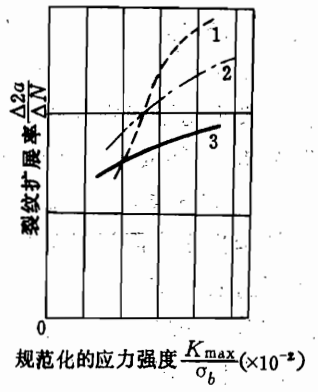


图 4.45 环境对铝合金裂纹扩展速度的影响
1— 蒸馏水 2—3.5%NaCl 3— 空气

由此可见,精心选材是一个综合权衡的复杂过程,考虑因素很多,不仅要作断裂分析,还要进行验证试验。同时对材料的采购、加工等一系列过程实施有效控制,才能达到完整性的要求。

2. 损伤容限危险部位的确定

飞机结构的破坏往往是由危险部位(薄弱环节)的破坏而引起。所以,危险部位的选择是飞机损伤容限设计和评定工作中的最重要环节之一。危险部位的确定主要与下列因素有关:

(1) 损伤容限设计的主要对象是飞行安全结构(即其破坏会直接导致飞机失事,或破坏持续未被查出而造成飞机失事的结构),故首先应判断结构是否属于飞行安全结构。凡属于飞行

安全结构，必须确定为断裂关键件，也即是损伤容限危险构件，必须进行损伤容限分析，进行断裂控制。

(2) 其次考虑破坏的后果和危险程度。例如当该部位的损伤将严重影响飞机的使用功能、飞行性能，危及飞机及人员的安全或导致主要系统失效时，应选为危险部位。

(3) 结构形式、受力情况和强度储备。一般对整体结构和所有单传力途径结构(特别是不可检结构部位)；拉或剪应力水平高，并且由于开口、孔、偏心、结构突变以及断开等原因引起的严重应力集中的部位；刚度不足振动较强的部位，应选为危险部位。

(4) 材料的理化、机械、工艺等特性。如采用对疲劳和缺口比较敏感的材料制成的结构件。

(5) 零、构件所处的环境条件。如振动、腐蚀、高温、高压等，其中对经常承受高温和腐蚀介质的部位应重点考虑为危险部位。

(6) 可检查度及维护、更换的可能性。对不可检结构应考虑选为危险部位。

(7) 强度计算、试验中发现的薄弱环节，试飞中发生过故障，以及根据以往经验可判断为易出故障的结构部位，均应选作危险部位。

(8) 对施工困难，工艺质量、表面质量不易保证，费用大，生产周期长的部位也应作为着重考虑的部位。

我们举两个实例来看：

如 F－111 飞机一些关键的钢构件，通过分析、试验等被选为损伤容限设计的危险构件，如图 4.46 所示。

又如美国空军对 F－4 飞机进行损伤容限和耐久性评定中，在鉴别危险区域时，首先考虑了破坏的后果、结构形式、危险程度(见图 4.47)。先对 100 多个不同危险程度的区域进行筛选，然后详细研究了 50 个区域，最后其中 39 个区域被确定为危险区。表 4.8 中就主要结构部件 — 机身、机翼和尾翼列出了通常关心的危险区域。一般说来，根据损伤容限分析，每架战斗机可取 20 ～ 200 个严重部位。

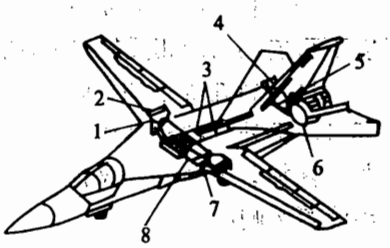


图 4.46 F－111 的关键钢构件实例
1— 机翼枢轴销　2— 机翼枢轴接头
3— 机身上大梁　4— 平尾操纵加强肋
5— 方向舵扭力管　6—707 隔框
7— 发动机短舱架　8— 机翼承载盒

3. 结构分类及相应的损伤容限设计要求

结构损伤容限设计的目的是确保飞机使用中的安全。对于飞行安全结构，结构设计类型的选择是结构损伤容限设计的首要一步。

从损伤容限要求看，结构的设计类型由设计概念和可检查度两项构成。可检查度由结构所处的部位、可达性和可检性、损伤的性质和程度以及检查经验来确定。设计概念的选择原则主要取决于结构布局和几何构型。按照损伤容限要求，设计的结构可归为两种结构类型：即缓慢裂纹扩展结构和破损安全结构。缓慢裂纹扩展结构又称安全裂纹扩展结构；破损安全结构又分为破损安全止裂结构和破损安全多路传力结构。以下我们从设计概念和可检度两项原则出发，简单分析这些结构类型。

(1) 缓慢裂纹扩展结构。从设计概念而言，这类结构多属于单传力途径结构或静定结构以及整体结构。一些多路传力结构也可设计为缓慢裂纹扩展结构，这主要是出于减少分析工作的复杂性来考虑的。从可检度方面而言，只有场站或基地级可检与使用中不可检的结构适用于缓慢裂纹扩展结构。这类结构被设计成初始损伤将以稳定、缓慢的速率扩展，以保证在规定的检

修周期内，在使用载荷／环境作用下，结构内的初始缺陷、裂纹或其他损伤不至扩展到临界裂纹尺寸。飞行的安全是靠裂纹的缓慢扩展率来保证的。这种方法使用起来简单可靠，分析工作量少，一般安全储备较大。这类结构主要要求结构材料的裂纹扩展速率 da/dN 较低，而且应设计成其初始缺陷扩展到临界裂纹尺寸的寿命（包括分散系数 2）大于规定的飞机检修期。

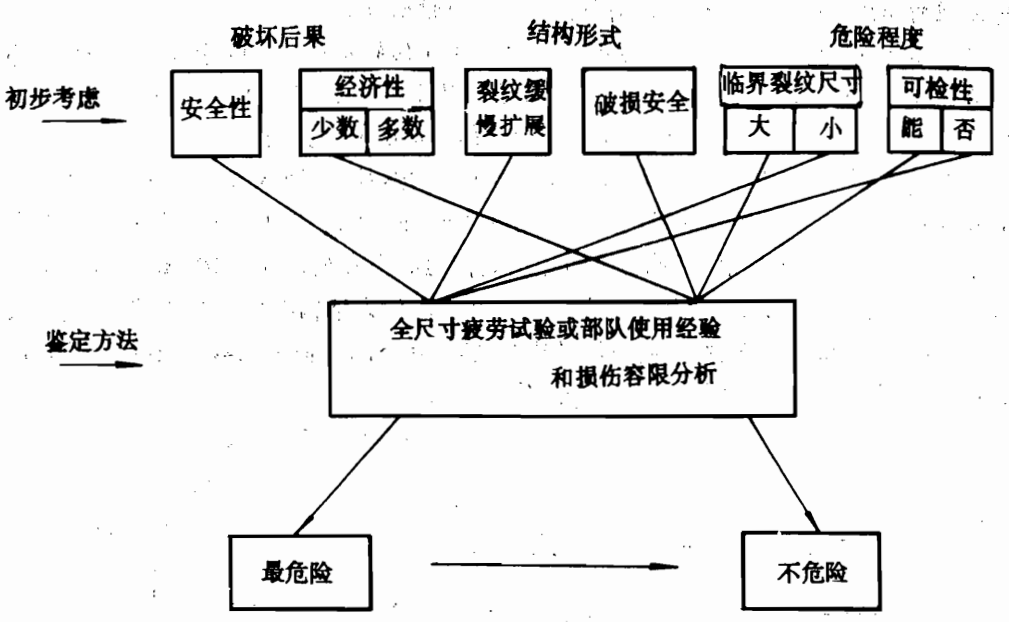


图 4.47　F－4 飞机危险部位鉴别实例

表 4.8　F－4 飞机危险部位实例

	部　位	设　计　类　型
机身	·蒙皮和内部结构的孔边裂纹 ·油箱裂纹 ·发动机架	一般为破损安全多传力途径结构，可检性较差
机翼	·下表面和内部结构的孔边裂纹 ·外翼折叠肋处裂纹	缓慢裂纹扩展设计，临界裂纹尺寸小，可检性差
尾翼	·安定面蒙皮 ·垂尾指形板	

应通过断裂试验和分析来确定在规定的检修期内可能扩展到临界裂纹尺寸 a_{cr} 的最小初始缺陷尺寸 a_0。一旦规定了 a_0 值，就要制定质量控制程序，采用小于含有这种初始缺陷尺寸的构件。如果所确定的 a_0 小于质量控制检查能力，那么应该或者改变材料，或者改变应力水平，或者同时改变这两个因素，以便容许较大的初始缺陷尺寸 a_0。总之，当结构被确定为缓慢裂纹扩展类型时，应特别注意设计应力水平和材料因素的控制。

（2）破损安全结构。它是损伤容限结构中另一种结构设计类型。破损安全结构的某个传力

途径破坏(对破损安全多路传力结构)或一个正在扩展的裂纹止裂后(对破损安全止裂结构)并不危及飞行安全;而且这种大的损伤很容易被某种目视检查及时、准确地发现,且不易被漏检。从设计角度看,这类结构应满足:① 剩余结构能经受最大预计载荷和使用载荷两者中较大者(也有的资料介绍,取为 80% 的设计载荷);② 可以在设计速度范围内操纵飞机;③ 剩余结构在重复载荷作用下到下次检查损伤前不会发生灾难性破坏。

对这类结构应该通过主要零件的裂纹从初始缺陷扩展到损坏的时间来验证剩余结构重复承受载荷的能力,从而保证剩余结构的寿命(包括分散系数 6.0 ～ 4.0)等于或大于所规定的到下次检查的时间间隔(即剩余强度要求)。下面分两种情况分别介绍之:

(i) 破损安全多路传力结构。这种结构具有多个传力途径。它把本来可设计成一体的结构人为地分成若干部分。这类结构的情况之一是用两条或两条以上传力路线来传递载荷。当其中一条传力途径上的元件毁坏后,其他传力途径仍能传递破损安全载荷。如机翼、尾翼设计中采用的多梁、多腹板或多桁条结构,都可以看成是一种分散传力结构布局的多路传力结构。又如波音-707 飞机平尾梁有三根缘条,当下侧缘条断裂时,余下的两根仍能承受破损安全载荷。该飞机的某机翼-机身连接加强框也属此类结构(图 4.48)。

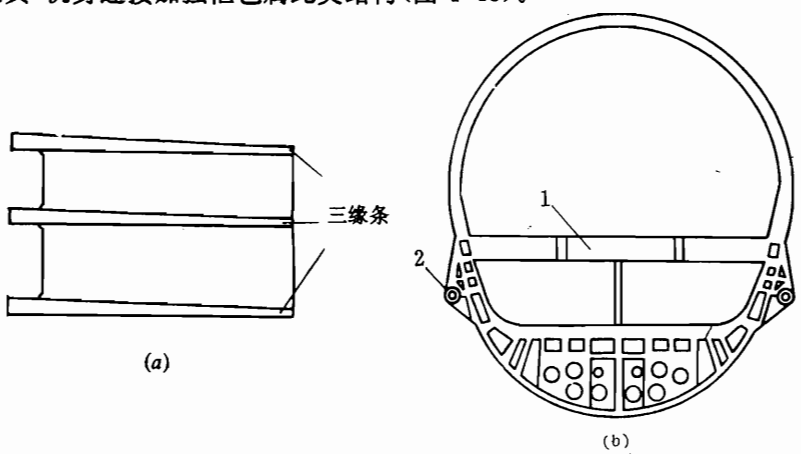


图 4.48　多路传力结构实例

(a) 平尾梁(三缘条)　(b) 波音-707 机翼-机身连接框

1— 地板横梁　2— 与机翼连接接头

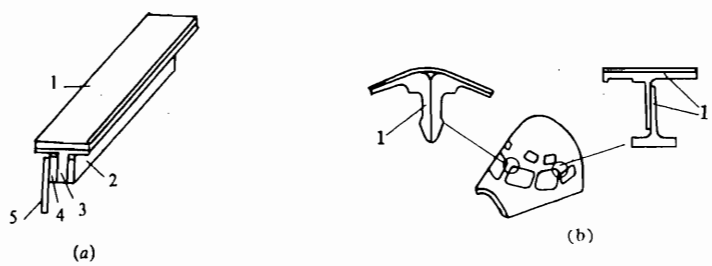


图 4.49　多重元件的构件实例

(a) 机翼梁缘条　(b) 驾驶舱双重框架

(a)1— 蒙皮　2— 铝条带　3— 缘条　4— 钢条带　5— 腹板　(b)1— 窗框架

这类结构的第二种情况是用多重元件来传力,即一个构件由几个元件组成。如梁的凸缘可由几个型材组成(图 4.49)。这样,当其中某一元件损坏后,其他元件仍具有一定的剩余强度,

能继续受力。而且由于整个构件是由几个元件组合而成，其中一个元件出现裂纹一般不会立即扩展到另一个元件上去，从而有利于破损安全。

由上可知，破损安全多路传力结构的作用，是把损伤控制在局部范围内，以防止在规定的检修周期内结构完全破坏。安全是通过在剩余结构中裂纹缓慢增长（到后续检查前）来保证的。这一类结构的破损安全过程可用图（4.50）描述：例如有一个由 n 个元件组成的结构，当结构工作一段时间（对应 c 点）后，一个元件开始断裂破坏，但其他元件还保持完好，可以共同分担那个破坏了的元件的载荷。于是载荷重新分配，剩下元件上的载荷提高，结构剩余强度降低。假如这时遇到额外的载荷使其中又一个元件在较短时间内（CD 段）破坏，剩余强度就会降到破损安全载荷以下，使残余结构不能承受全部载荷，结构遂之破坏。但如果在 CD 段能及时发现和更换破坏了的元件，就可保证结构安全。如果 CD 段可以更长一些，对检查发现裂纹将更有利。多路传力结构保证破损安全比较可靠，许多重要结构和构件，如机翼大梁缘条、加强框等往往采用它。但由于工艺复杂、成本高、重量增加等缺点，使这种方法的使用有一定限制，不是所有受力构件都适合采用。

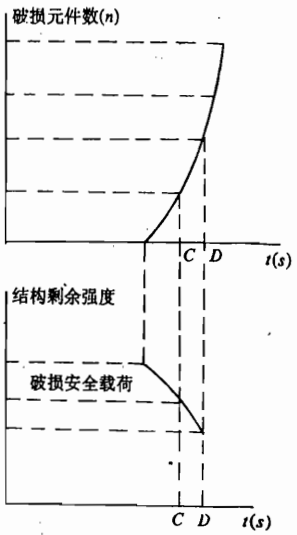


图 4.50　多路传力结构破损安全过程示意图

(ii) 破损安全止裂结构。这类结构在设计时，采取了各种止裂措施，如筋条、止裂带等。在规定的检修周期内，在使用载荷／环境谱作用下，当结构的裂纹扩展到使结构完全破坏之前，用止裂措施使不稳定快速扩展的裂纹停止在事先设计的止裂区内，例如停止在止裂桁条处（图 4.51(b)）。因此，它的安全在后续检查之前，由剩余结构的裂纹缓慢扩展来保证，而且在未修使用期内不允许剩余结构强度下降到规定水平以下。

这类结构的止裂设计和布局形式是从狭义上加以安全保证的。有两种主要设计手段：一为结构分块，这样裂纹只能在一个子结构上发展，不会跨越至相邻块上（图 4.51(c)）。止裂缝也可作为结构分块的一种特殊情况（图 4.51(d)）；其二为加止裂件（图 4.51(a)、(b)）。它的止裂性与止裂件相对于基体结构的刚度有关。DC－9 机翼壁板就是把桁条作为蒙皮的止裂件，桁条间的间距为 254 mm。

止裂设计从更广意义上保证，则可通过降低应力水平、合理选择材料等手段得到。

这类结构在使用中应注意裂纹扩展并导致元件连续破坏的情况，即应当计及其他元件破坏对主元件裂纹扩展的加速作用，也就是说，要考虑每一元件破坏在剩余结构中引起的内力再分配。这种设计概念对于较长较大的构件常考虑采用。

图 4.52 是损伤容限设计结构类型的壁板结构实例。

以上介绍了损伤容限设计中常采用的几种结构设计类型，那么各种结构在设计时应如何选定其结构设计类型呢？一般地说，结构类型的选择与下列因素有关：

① 结构的可检查度：如场站或基地不可检和使用中不可检结构应设计成缓慢裂纹扩展结构；对飞行明显可检、地面明显可检、巡回可检、特殊目测可检和场站基地可检结构原则上应设计成破损安全止裂或破损安全多传力结构。

② 表面结构或内部结构：表面结构一般为可检结构，可考虑设计成破损安全类型。内部结

构一般为不可检结构，应设计成安全裂纹扩展结构。

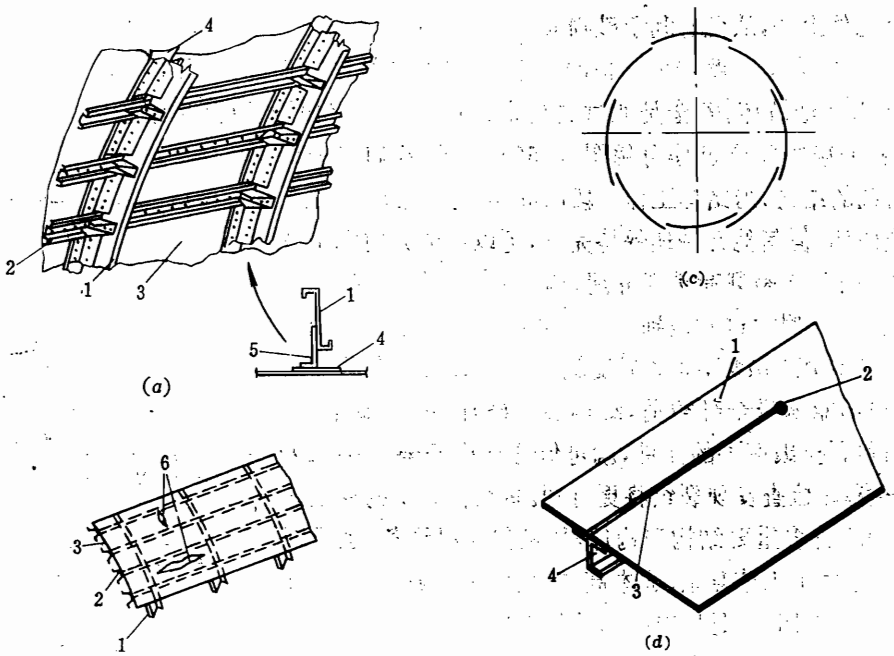


图 4.51　破损安全止裂结构实例

(a)、(b) 止裂带止裂　(c) 蒙皮分块　(d) 止裂缝

(a)(b) 1— 隔框　2— 长桁　3— 蒙皮　4— 止裂带　5— 补偿连接片

6— 裂纹　(d) 1— 蒙皮　2— 止裂孔　3— 止裂缝

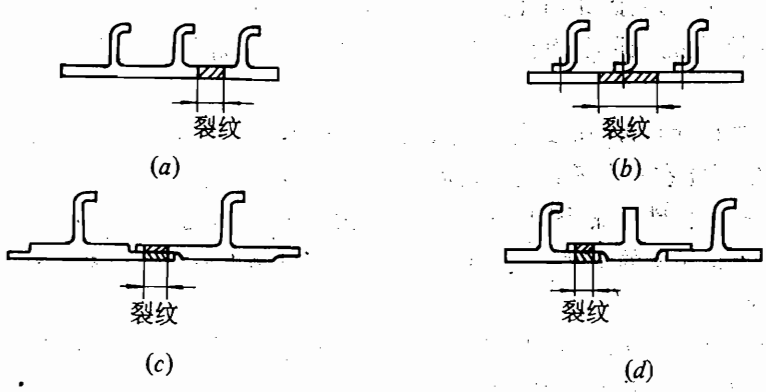


图 4.52　损伤容限设计结构类型实例

(a) 缓慢裂纹扩展结构　(b) 破损安全止裂结构

(c)、(d) 破损安全多传力途径结构

③ 结构的可更换性：易更换的结构容易实现破损安全设计；不易更换的结构以采取缓慢裂纹扩展类型为宜。

④ 静定结构或静不定结构：静定结构是单传力途径，例如全动平尾大轴、起落架支柱或大展弦比双梁式（三点连接时）机翼均属于静定结构。这些布局和传力型式的结构必须设计成缓慢裂纹扩展结构。静不定结构增加了结构的安全度，是实现多传力途径的基础，应当尽可能设计成破损安全类型结构。

一个结构或构件应选择何种结构类型，还必须具体情况具体分析。如图 4.53 所示一单块式翼盒结构，上、下翼面是整块蒙皮和长桁组成的壁板，每根长桁假设和一个接头相连接。此结构有两种设计方法：一种情况可把它看成是破损安全多路传力结构；另一种情况，假如蒙皮是主要承拉构件，相当大的设计应力造成相对短的临界裂纹长度，那么实际上对破损安全的要求不能很好满足，那么这类蒙皮 —— 长桁结构，只能看作是缓慢裂纹扩展结构。

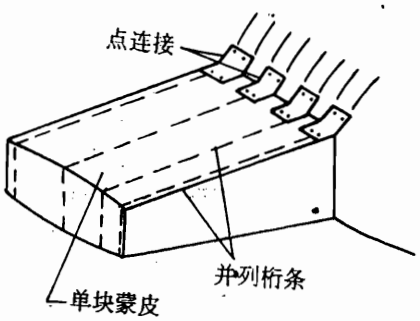


图 4.53　机翼翼盒实例

4. 初始损伤尺寸 a_0

假定装配后飞机结构所存在的缺陷尺寸刚刚小于无损检验的最大不可检缺陷尺寸，我们把存在的这种缺陷尺寸规定为初始缺陷尺寸。

为了确保飞行安全，在规范中规定“应假设组成主要结构的每一元件均存在有未被发现的初始缺陷或损伤”。这种初始缺陷有两种不同类型的裂纹尺寸，一种是用各种无损检测（包括目视检查）能力确定的最小可检裂纹尺寸；另一种是用显微断口反推技术等方法确定的当量裂纹尺寸（0.125 mm 孔边角裂纹）。前者主要用作计算未修使用期和进行裂纹扩展寿命分析的起点，以实现损伤容限设计的一个主要方面 —— 检查保障安全；后者可作为对紧固件分析的基础，并构成连续损伤、剩余结构损伤假设的组成部分，其用意代表材料、加工工艺实际可能产生的最差质量。

用无损检测决定的裂纹尺寸与结构类型和可检查度有关。无论对材料还是对结构件，只有对裂纹检出概率和相应的置信水平有明确定义，最大不可检裂纹尺寸才有确定意义。规范中要求对缓慢裂纹扩展和破损安全（主结构）类型，检出概率和置信水平分别为 90% 和 95%。选择 90% 和 95% 是因为它是航空结构金属材料和元件质量检查的基础，也是较经济的。

5. 剩余强度和裂纹扩展限制

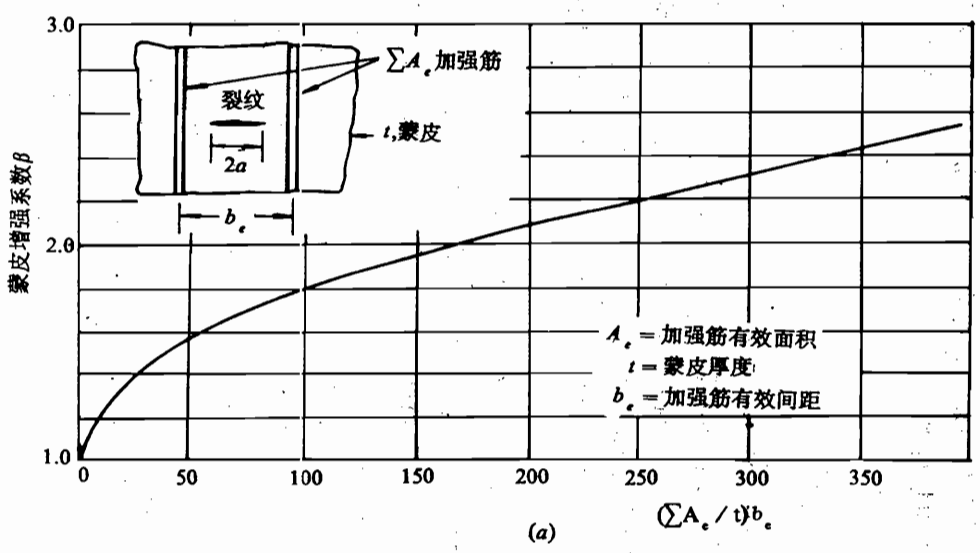
剩余强度定义为：带有损伤的结构在连续使用期内任一时刻的有效静强度值。或简单地说，受损结构的承载能力就是该结构的剩余强度。结构剩余强度通常随着损伤尺寸的增加而下降。当裂纹扩展到临界尺寸时，对应的载荷就是临界载荷，实际上即是最小剩余强度。此时若该值小于损伤容限载荷，就发生断裂。

损伤容限载荷代表在两次检查间隔内飞机可能遇到的最大载荷。一般来说，对所有完整结构不管是缓慢裂纹扩展类型或破损安全类型，要求损伤容限载荷至少是使用载荷。对于它，不同的规范有不同的规定。如有的定为设计载荷的 80%；有的根据检查周期的长短来定：检查周期短，裂纹扩展有限，该值可取低些，反之亦然。例如每次飞行都检查的结构，可取 67%；50 次飞行（约一个月）才检查一次的结构可取为极限载荷的 87%；大修（飞行 250 小时）时才检查的结构，则取为极限载荷（即设计载荷）的 100%。而有的规范，则由可检度类别来定 ……

至于上述的相应于裂纹达到临界尺寸的临界载荷值可由下式确定：

$$\sigma_{cr} = \frac{K_{1C}}{\sqrt{\pi a} Y} \tag{4.48}$$

如果构件不是一块有限平板，而是一带加强筋的平板（如蒙皮-长桁结构），则上式中还应乘上蒙皮增强系数 β（由图 4.54(a) 中可查得）



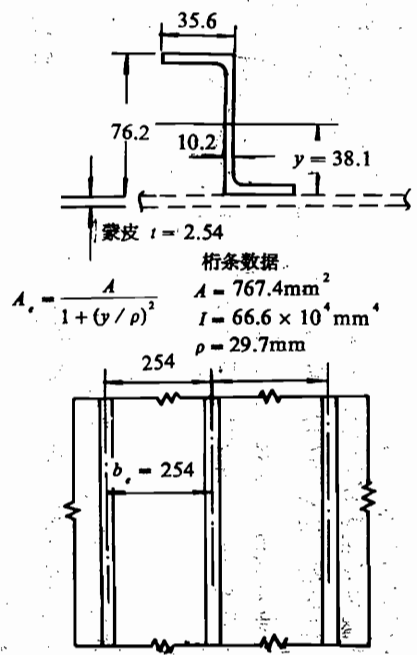


图 4.54　增强系数 β 的确定

$$\sigma_{cr} = \beta K_{1C} / \sqrt{\pi a} Y \tag{4.49}$$

图中横坐标中的 A_* 值由下式算得

$$A_* = \frac{A}{1 + (y/\rho)^2} \tag{4.50}$$

各几何参数的定义见图 4.54(b)。β 是大于 1.0 的数值。

对于裂纹扩展限制主要根据结构的类型和可检查度来制定。规范中推荐对于缓慢裂纹扩展在场站或基地级可检时的检查间隔为$\frac{1}{4}$寿命；使用中不可检，当然意味着在1个设计寿命期末为 1 倍检查间隔。对于破损安全结构必须设计成在某主要传力途径破坏后，在规定的检查间隔内具有要求的剩余强度。为了确保在检查间隔内查出任何主要元件的提前破坏，必须确定初始检查间隔和后续检查间隔。

6. 检验程序

损伤检验是断裂控制中最重要的环节之一。从初始裂纹 a_0 的确定到临界裂纹尺寸 a_{cr} 的可靠发现都与损伤检查密切相关。而损伤检验又与结构的开敞性、可检度有关。所以断裂控制的检验程序就是根据不同类型的结构(缓慢裂纹扩展结构、多路传力破损安全结构、破损安全止裂结构) 和不同的可检度(飞行明显可检等六种可检度) 来分类提出损伤检查的详细要求、检查间隔、检查手段和灵敏度要求等。

飞机结构的主要检查手段是肉眼检查。已知损伤位置的注意检查和未知损伤位置进行的一般检查，情况大不一样。目视检查时要有 100% 发现率的最小尺寸约为 1 mm。在场站或基地中利用各种无损探伤技术，如超声波、着色渗透、磁粉探伤等的 100% 发现能力也在 0.6 ～ 0.8 mm 的量级。若不知道损伤位置进行普查，则发现能力要大为降低，此时可发现的最小损伤尺寸为 5 ～ 8 mm。X -射线可探测内部裂纹，但发现能力稍差。涡电流探伤可用于表面裂纹的检查。图 4.55 表示了几种无损检测手段的灵敏度。

检查周期是指飞机结构两次检查之间的时间间隔。从原则上讲，应该在裂纹扩展到临界尺寸以前检查发现它。即图 4.56 中 AB 段。但是，损伤容限设计概念要求裂纹在达到危险的临界尺寸前有把握一定把它检查出来，即要有百分之百的可靠性，因此，必须考虑一次或几次漏检的可能性，并由此来确定检查周期(图 4.56、4.57)。这样，检查周期的长短将由裂纹扩展速率和允许的漏检次数来确定。检查周期短，允许漏检的次数多，安全性较好。可是检查过于频繁则工作量大，经济性不好，也妨碍飞机的正常使用。而检查周期太长又不能确保安全。一般检查周期取二分之一的裂纹扩展寿命。

另外检查间隔还应考虑到不同的可检度来定。如地面明显可检的检查间隔为一次飞行，巡回可检为十次飞行等等。把检查间隔乘以一定的倍数，就得到最小维修使用时间。

结构的损伤在检查周期中被检查出来，经过修理和加强，则又恢复了结构的完整性。检修可以这样重复地进行，使飞机的寿命一直延续下去。而当损伤大范围出现，以后，再进行修理就不经济时，飞机就达到了它的经济寿命，可以退役了。

7. 细节设计

飞机结构使用中的破坏统计表明，由于疲劳开裂而引起的破坏概率很高。为了提高结构的抗疲劳开裂能力，以及保证飞机在整个设计使用寿命期间，不致因裂纹扩展而导致结构断裂破坏，对按损伤容限设计的结构同样要在设计中对应力水平、结构布置、表面质量、结构几何形状

等细节设计提出一系列要求。它与安全寿命设计(即疲劳设计)中的基本要求是一致的(可参见 4.2 节),应当把注意力放在提高结构细节设计水平上,通过认真而精细的构形,改善结构细节的应力分布,降低应力集中,提高结构细节自身的抗疲劳能力和改善损伤容限特性。工程实践中已积累了许多的设计经验,学习者们应注重这方面的学习,以利提高自身的设计能力。

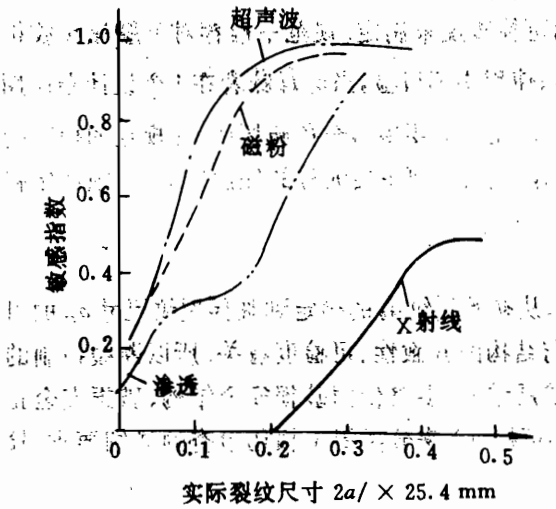


图 4.55 几种检测手段的灵敏度
(敏感指数 = 察觉裂纹 / 存在裂纹)

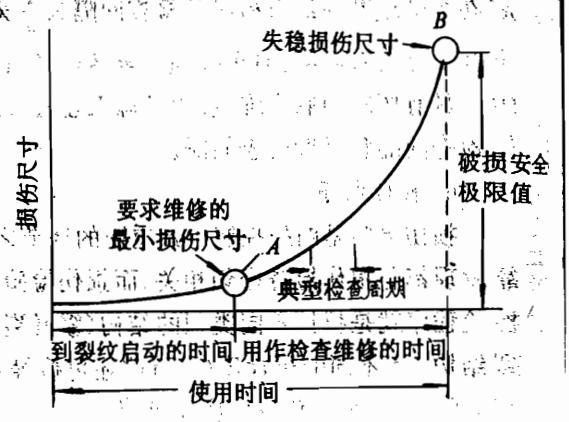


图 4.56 典型的裂纹扩展-时间关系曲线

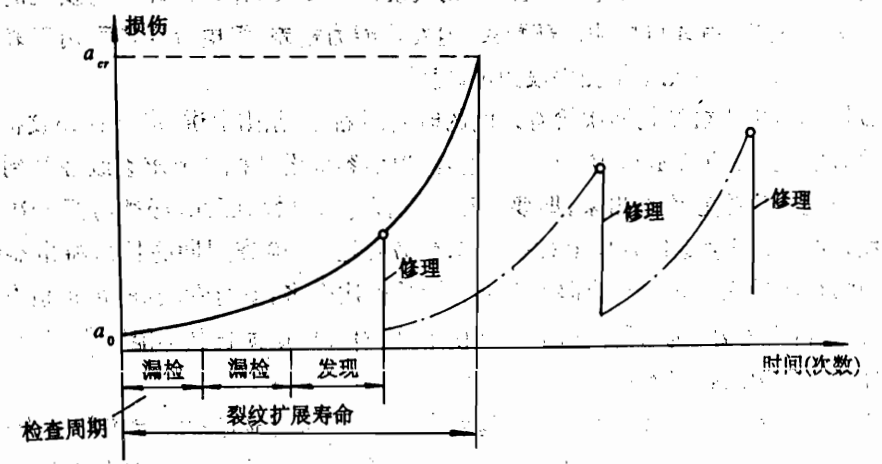


图 4.57 检查周期和维修间隔

8. 损伤容限试验

最后要说明的是按损伤容限设计的飞机应通过损伤容限试验验证。

损伤容限试验的目的:主要用来最终考核所研究结构的裂纹扩展寿命和剩余强度,为确定检修周期或允许的最大初始损伤提供依据。试验对象主要要求对飞机结构的完整性和人员安

全非常重要的关键结构进行损伤容限试验验证。如机身气密座舱、机翼机身接合部、发动机架或接头、全动平尾转轴、起落架、机体结构的大型锻件、机体结构的加筋板等等。试验项目包括：含典型裂纹结构元件的断裂试验；全尺寸结构的损伤容限试验；结构检修周期或允许的最大初始损伤的确定等数项。

考虑到在疲劳载荷作用下的裂纹缓慢扩展寿命，是一种满足剩余强度要求前提下的裂纹缓慢扩展寿命。因此损伤容限试验内容包括：裂纹缓慢扩展寿命试验和剩余强度试验两个阶段。当裂纹扩展到接近裂纹容限时，或裂纹缓慢扩展寿命已满足要求时，试验就改为第二阶段。第二阶段的剩余强度试验是一种静力试验，以验证是否具有承受规定的损伤容限载荷的能力。

4.5 耐久性设计概念简介

1. 飞机结构耐久性设计特点

随着航空事业的发展，先进飞机的多用途、高性能、高制造成本要求飞机必须有长的寿命、高的可靠性、高出勤率和低维修成本。减少飞机结构疲劳寿命分散性，提高飞机的经济性成为提高飞机寿命和可靠性的重大技术关键。飞机结构耐久性设计就是为了满足先进飞机的长寿命、高可靠性、高出勤率和低维修成本的综合要求而发展起来的一项新技术。

耐久性是飞机结构固有的一种基本能力，它是结构在规定时间内，抵抗疲劳开裂、腐蚀、热退化、剥离、磨损和外来物损伤作用的能力。

飞机结构耐久性设计是从安全寿命设计发展而来，其关键是提高设计的精确性、降低寿命的分散性、确保安全可靠性。为此，在耐久性设计中，采取了一系列措施，研究、发展了一些专用的新技术和新方法，形成了一套具有鲜明特色的耐久性设计体系。这个体系有以下主要特点：

(1) 量化控制。量化控制是耐久性设计的重要特点。在耐久性设计的各个环节中，尽可能地用量化的指标作为对比或控制目标。例如，为了能够定量地评估和控制飞机结构的材料和生产工艺等复杂因素，提出了描述结构原始疲劳质量的当量初始缺陷尺寸(EIFS)分布，并以EIFS分布的形状和尺寸参数作为量化控制指标，用于控制设计和监督生产制造。

经济寿命是耐久性设计的总控制指标。利用经过验证的耐久性分析为结构细节耐久性设计提供控制应力水平、应力集中和材料、工艺选择准则，在耐久性分析与试验中有确切的初始缺陷尺寸和损害功能的裂纹尺寸，通过检测和断口定量显微分析较准确地确定这些尺寸。由使用期裂纹扩展控制曲线确定裂纹超过指定尺寸的细节数，定量地表示出结构的损伤度。它也是经济修理控制指标之一。

通过耐久性设计各个环节的量化控制，提高结构设计、制造、分析、试验和使用维修的精确性和可靠性，降低寿命的分散性，达到飞机结构长寿命、高可靠性、高出勤率和低维修成本的综合要求。

(2) 多样性。结构耐久性设计要综合保证结构的强度、刚度、功能可靠性和维修经济性，因而有广泛的含义。可概括如下几个方面：

广泛的适应范围。耐久性设计适用于飞机的所有主要结构和次要结构，以及所有的材料体系。飞机承力结构的功能就是承受或传递各种载荷，它们都是耐久性设计的重要对象。在设计中，也应当考虑次要的维形蒙皮、骨架等的耐久性问题。

多样的结构功能。耐久性设计涉及到的结构功能包括强度、刚度、维形、保压、运动可靠性、

操纵效率等。

多样的功能失效模型。导致结构功能失效的原因是多种多样的，包括疲劳开裂（包括应力腐蚀和氢脆引起的开裂）、腐蚀、热退化、磨损和外来物损伤等。

多样的损害功能的裂纹尺寸和数量。导致结构功能失效的疲劳裂纹可以是单条裂纹，也可以是许多裂纹的共同效果，如渗漏等。损害功能的裂纹尺寸一般小于 1 mm，但也可能超过 1 mm，甚至到临界裂纹尺寸。

(3) 较小裂纹。耐久性设计主要研究对象是结构的疲劳裂纹萌生和较小裂纹扩展，它们的尺寸一般都在 1 mm 以下，并是统计学上的泛指和代表，没有具体的位置。因此，在耐久性分析和试验中，无论采用哪一种方法，都必须直接或间接地与较小裂纹群及其尺寸的统计分布联系起来。

(4) 可靠性要求。在耐久性分析、试验、生产质量控制，检测和断口分析中都必须有较高的可靠性要求。可靠性要求同所研究的裂纹尺寸有关，较长裂纹的扩展分散性相对较小，也容易检测，但可能直接影响飞行安全或降低飞机性能，因而必须有很高的可靠性要求；当裂纹较小尺寸（小于 1 mm）范围内，疲劳裂纹的萌生和扩展本身具有很大的分散性，也很难观测（特别在实际结构中），过高的可靠性要求是不现实的。另一方面，较小裂纹一般不会立即影响飞行安全或降低飞机的性能，因此，在较小裂纹尺寸范围内，一般选用的可靠度为 95%。

(5) 维修性要求。在耐久性设计中，可将经济修理后的寿命计入总寿命。并在经济范围内可多次修理。

2. 耐久性设计要求及分析内容

耐久性设计的目的是要在整个使用寿命期内使飞机的维护费用减至最少且保障飞机有良好的出勤状态。从设计要求而言，应把造成不希望的疲劳开裂 / 损伤问题的概率减至最小。从工作内容看，耐久性设计可分为设计、分析和试验三大步骤。

耐久性设计是要在飞机设计和制造中合理地设计结构细节，这包括：选择恰当的耐久性材料、制造方法和加工工艺等，并尽可能消除有害残余应力；控制耐久性设计结构的应力水平和应力集中；进行结构细节耐久性优化设计及抗疲劳优化设计及工艺；选择腐蚀防护和热防护措施；制定耐久性质量控制与管理。

耐久性分析包括：编制耐久性设计的飞-续-飞载荷 / 环境谱，恰当考虑载荷谱和环境谱的叠加方法；耐久性关键件的选择，一般是昂贵的或更换不经济的、又是可能影响飞机功能和出勤状态的零、部件，对这些关键件应进行重点的分析、试验、生产质量控制和维修；初始缺陷尺寸评估，依据功能性和维修性确定允许的裂纹尺寸以及耐久性分析方法的恰当运用；抗疲劳工艺的考虑，这不仅要对寿命增益应有初步的估计并应通过试验验证，而且要考虑工艺措施失效和环境的影响，依据飞机的经济寿命和经济修理时间，规定飞机的预定检查时间。

耐久性试验的目的是预示或验证机体结构的薄弱环节和危险部位，作为确定经济寿命的基础。因此，耐久性的试验内容包括研制性试验和验证性试验。研制试验的目的是对关键件的耐久性早期验证提供充足的研制试验数据，以论证在耐久性分析中所使用的准则和假设，并评估、分析对这些假设的敏感性；验证性试验是在尽可能与将要实际生产的服役飞机机体结构相同条件下，对全尺寸结构进行耐久性试验，以确定耐久性设计指标。

3. 耐久性设计与其他设计的联系和区别

飞机结构耐久性设计与安全寿命设计和损伤容限设计都有紧密的联系，又有显著的差别。

耐久性设计可以取代安全寿命设计，它们的基本目标都是研究典型生产结构中疲劳裂纹的自然萌生问题。但耐久性设计还要研究其他许多功能损伤问题，设计的精确性也有较大的提高。

在飞机结构完整性大纲中，损伤容限设计要求与耐久性（或安全寿命）设计要求是并列的，虽然它们之间在技术方法上有紧密的联系，但有各自不同的设计对象和目标，耐久性设计研究典型生产结构必然具有的初始缺陷的扩展，确定达到损害功能的时间（经济寿命）。损伤容限设计研究由于各种意外因素在结构中造成的缺陷或损伤扩展时不至于危害飞行安全，其任务是确定保证安全的检修周期。耐久性设计与损伤容限是相容、互补的。

表 4.9 给出了耐久性设计与安全寿命设计、损伤容限设计的综合比较。

表 4.9　耐久性设计与安全寿命设计、损伤容限设计的比较

序号	对比项目	耐久性设计	安全寿命设计	损伤容限设计
1	任　务	确定功能可靠（含安全性）、低维修成本的经济寿命	确定安全使用寿命	确定保证安全的检修周期
2	适用范围	飞机的所有主要和次要结构和所有材料	影响飞行安全的结构	影响飞行安全的结构
3	对象（每次分析）	一个或几个构件、组件、整个部件、整机或机队	一个零、部件、整机	一个零、部件
4	裂纹尺寸	较小裂纹，主要在 1 mm 以下	无	裂纹较长，一般在 1 mm 以上。
5	裂纹数目	单条至裂纹群，区域内泛指	无	一条或几条最大裂纹
6	初始缺陷	0 ～ 0.3 mm	无	一般在 1 mm 以上
7	最终裂纹尺寸	0.8 mm ～ 临界	疲劳破坏	临界裂纹尺寸
8	载荷谱	飞-续-飞载荷 / 环境谱	可用程序块谱	飞-续-飞载荷 / 环境谱
9	分析方法	(1) 概率断裂力学 (2) 确定性裂纹扩展法 (3) 裂纹萌生方法	(1) 应力疲劳法 (2) 局部应变法	(1) 确定性裂纹扩展法 (2) 概率断裂力学
10	抗疲劳工艺	显著影响	显著影响	影响较小
11	试　件	批生产厂典型工艺。不允许预制裂纹	不允许预制裂纹	允许预制裂纹
12	全尺寸结构试验时间	至少 2 倍设计使用寿命	根据使用规范的不同，在 2 ～ 4 倍设计使用寿命以上	可少于或等于 1 倍设计使用寿命
13	维　修	经济维修	定期修理、更换	安全性检查、视情况维修

从以上的介绍我们可以看出，耐久性设计是运用量化指标的形式对结构的强度、刚度以及功能性损害予以评定、分析和设计。在方法上注重设计分析结论的概率特征。并从经济寿命观点，通过合理选择材料、工艺、控制应力水平、设计细节、检查及防护、试验验证等设计分析手段，来达到满足经济修理要求和降低使用维护费用，达到提高飞机的备用性，提高寿命和可靠性的目标。

耐久性设计方法不仅涉及到结构初始质量的评估，还涉及到使用中的损伤发展分析和检修维护以及经济性评价等许多内容。受篇幅限制，不再做一一介绍。总之，耐久性设计方法是正在逐步发展完善的一种新的飞机结构设计准则，在理论分析、试验研究、数据积累、工程应用等诸多方面仍有待进一步地系统、深入探讨。

本 章 小 结

本章主要介绍了安全寿命设计和损伤容限设计的基本概念，并对耐久性设计作了扼要说明。这三种设计概念的出发点、目标以及设计原理均有所不同，但在设计工作上也有若干共同点。

安全寿命设计原则基于疲劳分析研究的方法，不去仔细考虑裂纹的扩展过程，关心的是结构的无裂纹寿命。在安全寿命设计原则中“结构破坏”的定义是结构上出现有效的裂纹。然而用于疲劳分析的数据是从小试件完全破坏（疲劳断裂）的试验中推出来的，这显然与结构情况存在差异。但由于小试件疲劳试验中裂纹扩展所占寿命是很小一部分，因此这种差异常被忽略，而认为小试件疲劳破坏的寿命与结构出现有效裂纹的寿命可以相当。

损伤容限设计原则则是以断裂力学原理为基础。它承认结构存在裂纹（而对裂纹如何起始不感兴趣），然后预测它的裂纹扩展速率，判断它导致断裂的条件。

耐久性设计原则则以较小裂纹的自然萌生和扩展为客观依据，从结构的经济性、维护性观点，对结构功能予以全面综合设计分析。互补于上述两种设计准则。

在这几种设计原则中都要研究材料、结构形式、载荷、环境等四个主要参数分别对各自研究问题的影响。

从前面的分析可以看出安全寿命设计原则与损伤容限设计原则之间尽管它们的具体要求或侧重点可能有所不同，但也有共同点。

(1) 选材时都要求不仅要考虑材料的静强度，同时还必须考虑材料的疲劳断裂强度。

(2) 选择结构型式时都要考虑它们对疲劳寿命或裂纹扩展特性的影响如何。

(3) 都要控制应力水平。在结构中保持低的应力水平和较小的应力集中对达到结构的长寿命是有利的。

(4) 都要进行精心的细节设计。

(5) 都要进行周期性的检查修理（例如可定期剥去结构中容易产生裂纹的表面层就是维修方法之一。剥层后可接着进行喷丸强化处理。这种方法对较贵的厚结构是一种可用的方法。但它需要很好地了解易产生裂纹的部位，以保持高度的可靠性。对按安全寿命设计原则设计的结构，由于它没有破损安全特性，检查更为需要。

(6) 都要考虑服役过程中的环境影响。

安全寿命设计的缺点最主要的是由于工艺、使用过程中很难避免的意外的缺陷，以及由于疲劳试验的分散性很大，所以预期的安全寿命与实际的安全寿命近似度很差，结构在安全寿命

期内并不能确保结构的安全。其次，它无法考虑结构出现裂纹后还有多少剩余强度，而认为结构上一出现裂纹即算破坏，必须更换结构，因此不能充分发挥结构潜力，造成很大的浪费。但毕竟许多年来，已积累了丰富的经验。

损伤容限设计原则显著的优点是安全，能充分利用每架飞机的寿命潜力，对制造和使用中意外发生的损伤有确保安全的作用。其主要缺点是定期检查要求高，增加了飞机停飞时间。对有些单传力路线结构、开敞性不好不易检查的结构以及临界裂纹尺寸过小的结构、受载频率很高的结构就不宜用损伤容限设计原则进行设计，例如起落架一般就按安全寿命设计。但是对于关键的、主要的结构则必须用损伤容限原则设计以确保结构的破损安全。

可以相信，随着损伤容限设计技术在飞机结构设计、制造、加工、服役过程中不断深入地贯彻实施，耐久性设计技术的不断完善和发展，我国的飞机结构工程在长寿命、可靠性、维修性等技术指标上将有显著提高。

思 考 题

1. 飞机结构的设计思想和设计规范在近几十年中有什么变化？为什么会出现这些变化？

2. 为了保证飞机结构的完整性要从哪些方面来保证？从保证飞机结构完整性方面而言，疲劳设计和损伤容限设计的出发点有何区别？这两种设计概念的基本理论是什么？它们的设计目标和设计方法有什么区别？

3. 飞机结构最主要的疲劳载荷有哪些？它们主要影响哪些结构？

4. 提高结构疲劳强度的主要措施有哪些？

5. 请解释图 4.35、4.40、4.41 三张曲线图的物理概念，从这三张曲线图上可对金属结构的损伤容限特性得到些什么概念？

6. 应力强度因子和裂纹尖端塑性区修正的物理概念及具体表达式。

7. 平面应变状态和平面应力状态的裂纹扩展特性各有什么特点？它们的剩余强度应如何选取？

8. 根据断裂力学的基本原理在损伤容限设计中应从哪些方面来实施断裂控制？

9. 在飞机金属结构损伤容限设计中为何要分成两种结构类型？它们在进行断裂控制时各自的侧重点是哪些？

10. 疲劳设计和损伤容限设计的危险部位各自按什么原则来确定？

11. 耐久性设计的主要目标是什么？在工程设计中怎样与损伤容限设计互补应用？

习 题

1. 飞机上一块 2024－T4 铝合金薄板。由于振动而受应力幅 S_a 为 200 MPa 的对称循环载荷。如果振动频率为 200 周 /min，试根据题图 4.1 估计这块薄板可能的平均使用寿命。

2. 如果已知某种军械中一种以 T－1 钢制成的零件，其计算寿命为 600 000 循环。用题图 4.1 确定当安全系数为 1.25 时该零件的合适的工作应力。

3. 1025 钢制零件，要求寿命为 500 000 循环，如果这个构件承受 100 MPa 的对称循环交变应力，试用题图 4.1 中曲线确定其可以达到的安全系数。

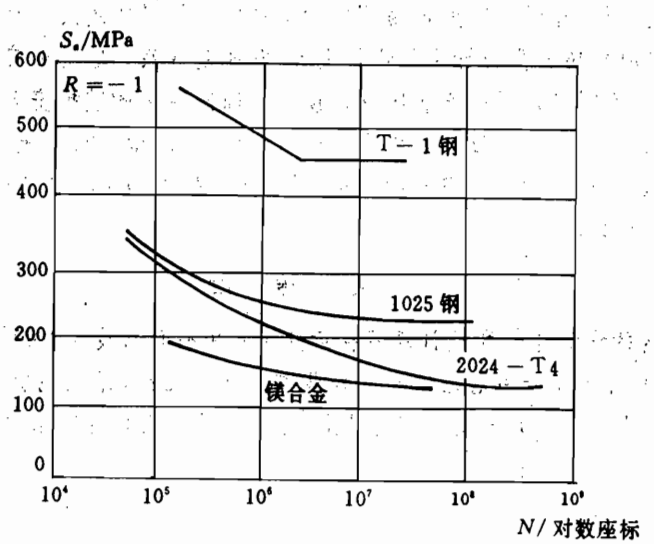
4. 题图 4.2 所示零件，厚度为 30 mm，其他尺寸如图所示，材料为 2024－T4 铝合金，在下列条件下分别计算其最大的安全轴向载荷：

(a) 载荷为对称循环载荷，安全系数取 3；

(b) 载荷为静载荷。此时认为塑性滑移是破坏原因，故需要用比例极限来确定其允许应力，安全系数取 2。

（注：(1) 材料性能见本章习题最后附录 1)。

(2) 由材料性能知该材料有 19% 的极限延伸率，是延性材料。在载静作用下，应力集中的影响可忽略。）



题图 4.1　几种金属的 $S_a \sim N$ 曲线

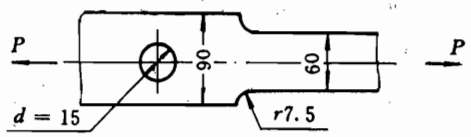
例题：

如题图 4.3 所示简支梁 AB 是 2024-T4 铝合金制成，其横剖面为 80 mm × 80 mm 正方形，梁中间两侧有一对圆弧形缺口。试确定该简支梁允许的最大载荷 P。

解：

(a) 如果施加的是对称循环（应力比 $R=-1$）的重复载荷，安全系数取为 3；

(b) 如果施加的是静载荷，塑性滑移破坏的安全系数取为 2。



题图　4.2

解：

(a) 危险应力是在上、下表面产生的最大应力，对重复载荷需要考虑应力集中系数 K。所以最大应力为

$$\sigma = K\frac{My_{max}}{J}$$

从题图 4.3 可知，最大弯矩发生在 C 点。D 点虽弯矩不是最大，但缺口的应力集中影响可能使 D 点产生一个比 C 点还要大的弯曲应力。为此先要求出应力集中系数 K。已知：

$$h/2r = 80/20 = 4,\quad h/2r > 3$$

$$r/b = 10/70 = 0.143$$

$$d/r = 0.5$$

由附录2的相应曲线3查得$K_t = 1.9$。K_t是根据净面积(80 mm × 70 mm)得到的应力集中系数;根据毛面积(80 mm × 80 mm)得到的应力集中系数为K_g。

则
$$K_g = K_t\left(\frac{B}{b}\right) = 1.9 \times \frac{80}{70} = 2.17$$

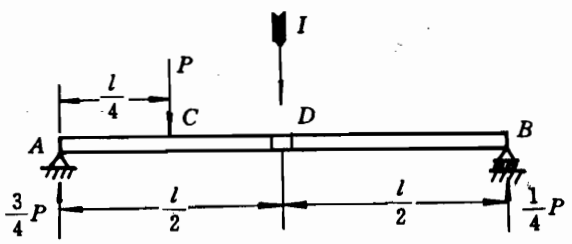
在C点处$K_t = 1$,弯矩为$M_{max} = 1 \times (3/4)P = 0.75\,P(\mathrm{N \cdot m})$。在$D$点处,$K_g = 2.17$,所以相当于弯矩值要乘以$K_g$值,即
$$M_d = 2.17(1/2)P = 1.085\,P(\mathrm{N \cdot m})$$
显然D点为危险部位。

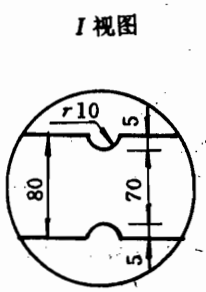
2024-T4铝合金的持久极限由附录1查得:$\sigma_{-1} = 120$ MPa。因安全系数为3,则承受重复载荷的允许应力为$[\sigma_{-1}] = 40$ MPa。

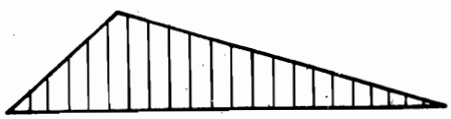
可算出D点处最大工作应力为
$$\sigma = \frac{K_g M y_{max}}{J} = \frac{1.085P \times 0.04 \times 12}{0.080 \times 0.080^3}$$

取
$$\sigma = [\sigma_{-1}]$$

则得
$$P = 3.15(10^3)\mathrm{N} = 3.15\ \mathrm{kN}$$







题图 4.3

(*b*) 由附录已知该材料有19% 的极限延伸率,是延性材料,在静载作用下,应力集中的影响可忽略。比较C、D两点的M/J得:
$$\frac{0.75P \times 12}{0.080 \times 0.080^3} > \frac{0.50P \times 12}{0.070 \times 0.080^3}$$

因此危险切面在 C 点，破坏形式是塑性滑移，这就需要用比例限限和安全系数来确定允许应力。由附录已知，该材料的比例极限为 330 MPa，安全系数取 2，则允许应力为

$$[\sigma]=\frac{330\times10^3}{2}$$

取最大工作应力等于允许应力，有

$$\frac{330\times10^3}{2}=\frac{0.75P\times0.04\times12}{0.80\times0.08^3}$$

得

$$P=18.77\times10^3\,\mathrm{N}=18.77\,\mathrm{kN}$$

注：该设计计算方法称之为无限寿命准则，这种方法适用于重量要求不严的元件，如地面上工作的机械或设备等。在飞机或直升机上的某些零件当它们承受的应力水平很低、但作用的频次很高（如振动载荷）时，通常也要求满足这种设计准则。

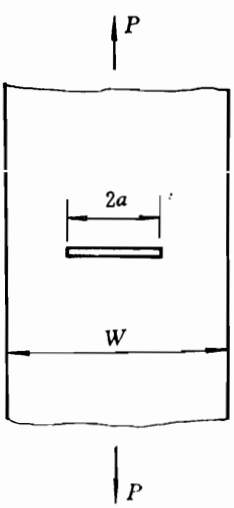
5. 在 1 000 次飞行中，某飞机起落架上一耳片接头承受的应力谱如下表所示：

序　号	1	2	3	4	5	6
σ_{max}/MPa	39.6	82.2	127.8	173.4	222.1	276.9
σ_{min}/MPa	0	0	0	0	0	0
作用次数	72	116	104	62	31.2	10.4
破坏循环数	2.4×10^7	6×10^5	1.78×10^5	70 790	31 620	17 780
序号	7	8	9	10	11	12
σ_{max}/MPa	328.6	380.3	453.4	553.8	358.0	159.3
σ_{min}/MPa	0	0	0	0	0	0
作用次数	3.2	0.6	0.4	0.2	2 000	5 000
破坏循环数	11 220	57 540	3 311	1 413	7 943	79 430

试根据线性累积损伤理论估算该耳片的平均疲劳寿命（以飞行次数计）。

注：取分散系数 $L=4.0$。

6. 一试件如题图 4.4 所示。已知板宽 $W=150$ mm，板厚 $t=2$ mm，中心裂纹 $2a=15$ mm，受力 $P=10\,000$ N，求考虑宽度修正后，裂纹尖端 I 型应力强度因子 K_{I}。若板为无限大板，则 K_{I} 值为多大？



题图　4.4

7. 已知大、厚板构件，边缘处产生一很小的穿透裂纹，材料的断裂韧性 $K_{\mathrm{I}C}=2\,640$ MPa·$\sqrt{\mathrm{mm}}$，当板上的工作拉应力 σ 分别为 900 MPa 和 1 020 MPa 时，试确定允许裂纹存在的最大尺寸各为多少？（提示：因 a/W 很小，可按半无限大板处理，取 $K_{\mathrm{I}}=1.12\sigma\sqrt{\pi a}$）

8. 一压力容器，内径 $D=200$ mm，壁厚 $t=5$ mm。材料的断裂韧性 $K_{\mathrm{I}C}$。$K_{\mathrm{I}C}=1200$ MPa·$\sqrt{\mathrm{mm}}$。容器沿纵向有一穿透裂纹，长度 $2c=3.8$ mm，试计算容器的爆破压力 P_c。

提示：按无限大板处理。

9. 如题图 4.5(a) 所示一气瓶，内径 $D=508$ mm，壁厚 $t=10$ mm。气瓶有一内表面纵向裂纹，经探伤得知其深度 $a=1.5$ mm，长度 $2c=$

42 mm。若已知材料的断裂韧性 $K_{1C}=109\ \text{MPa}\cdot\sqrt{\text{mm}}$。

(1) 计算 A 点的应力强度因子和爆破压力 P_c；

(2) 若裂纹长度为现在的 3 倍，则爆破压力为多大？

(3) 若裂纹深度为现在的 3 倍，则爆破压力为多大？

提示：对于有限体半椭圆形表面裂纹，最深点 A 点的应力强度因子如下：

$$K_1=M_1M_2\frac{\sigma\sqrt{\pi a}}{\Phi_0}$$

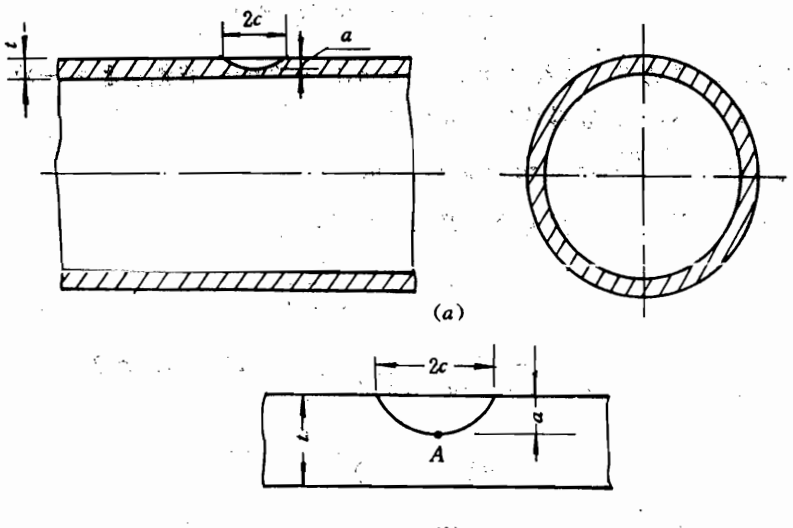
其中 $M_1=1+0.12(1-\frac{a}{2c})^2$，$M_1$—— 前自由表面修正系数；

$M_2=(\frac{2t}{\pi a}\text{tg}\frac{\pi a}{2t})^{\frac{1}{2}}$，$M_2$—— 后自由表面修正系数

若 $a\ll t$ 时，$M_2\to 1$

Φ_0 是第二类全椭圆积分，当 a/c 值已知时，Φ_0 可由下表查出，或用插值法算出。式中 a 为表面裂纹深度，$2c$ 为表面裂纹长度，t 为板件厚度。

a/c	Φ_0	a/c	Φ_0
0	1.000	0.6	1.276 4
0.1	1.014 8	0.7	1.345 6
0.2	1.050 5	0.8	1.418 1
0.3	1.096 5	0.9	1.493 5
0.4	1.150 7	1.0	1.570 8
0.5	1.211 1		



题图 4.5

10. 火箭发动机外壳用高强度合金钢制作，材料的 $\sigma_s=1\ 500\ \text{MPa}$，$\sigma_b=1\ 700\ \text{MPa}$，筒体

的内半径与壁厚之比 $R/t=110$。进行打压试验时，当压力 $p=65\times10^5$ Pa 时爆炸。从裂片分析，该壳体纵向焊接处存在半椭圆表面裂纹，$2c=10$ mm，$a=2$ mm。焊缝处材料的 $K_{1C}=55.78$ MPa·$\sqrt{\text{m}}$。试从常规强度观点和断裂力学观点对此爆破原因作出解释。

11. 含中心穿透裂纹的长板条两端受均布拉伸应力作用。板宽 $W=200$ mm，板厚 $t=10$ mm，板端总拉力 $P=1.29\times10^6$ N，裂纹长为 $2a=20$ mm，试件材料的屈服板限 $\sigma_s=1\,117.2$ MPa。求裂纹尖端应力强度因子 K_1 值。若考虑裂纹尖端塑性区的影响，K_1 值将增为多大？

设：$[t/(\frac{K_1}{\sigma_s})^2]=a$。当 $a=0.1\sim0.2$ 时为平面应力状态；

$a\geqslant2.5$ 时为平面应变状态；$a=0.2\sim2.5$ 为过渡状态。

12. 已知铝合金 LC4 的 $\sigma_s=441$ MPa，断裂韧性 $K_{1C}=31.63$ MPa·$\sqrt{\text{m}}$ 重度 $\gamma=28.5$ MN/m³；合金钢 30 CrMnSi2A 的 $\sigma_s=1\,274$ MPa，$K_{1C}=77.48$ MPa·$\sqrt{\text{m}}$，$\gamma=77.5$ MN/m³。若用这两种材料制成平面尺寸相同的板（厚度不同）承受载荷 P。并已知其中心部位容易出现穿透裂纹，裂纹方向与载荷垂直。如用常规检验方法能查出的最小裂纹长 $2a=4$ mm。取强度安全系数 $f=2.0$，抗断安全系数 $n_k=1$。在满足静强度前提下，按重量轻和抗断裂性好两指标对两种材料作出评价。

13. 某种合金钢在不同回火温度下的机械性能如下：275℃ 回火时，$\sigma_s=1\,780$ MPa，$K_{1C}=52$ MPa·$\sqrt{\text{m}}$；600℃ 回火时，$\sigma_s=1\,500$ MPa，$K_{1C}=100$ MPa·$\sqrt{\text{m}}$。如应用公式 $K_1=1.1\sigma\sqrt{\pi a}$，且工作应力均取 $\sigma=0.5\sigma_s$。试求这两种情况下，临界裂纹长度 $2a_c$ 各为多少？

14. 由铝合金制的圆柱形压力容器内径 $D=500$ mm，厚度 $t=15$ mm，内压 $p=20$ MPa，材料的屈服极限 $\sigma_s=450$ MPa，断裂韧度 $K_{1C}=34$ MPa·$\sqrt{\text{m}}$，并已知材料的裂纹扩展速率公式为

$$\frac{da}{dN}=2\times10^{-11}(\Delta K)^4$$

经探伤检查发现容器的表面裂纹尺寸 $a=2$ mm，$2c=8$ mm。若把容器的一次充压与卸载看作是完成一个脉动循环，求此容器的使用寿命 N。

提示：取 $\Delta K=\frac{M_1M_2}{\phi_0}\Delta\sigma\sqrt{\pi a}=Y\Delta\sigma\sqrt{\pi a}$

已知 $da/dN=c(\Delta K)^n$ 时，使用寿命计算公式如下：

$$N=\int_{a_0}^{a_c}\frac{da}{c(\Delta K)^n}$$

$$N=\frac{2}{(2-n)c(Y\Delta\sigma\sqrt{\pi})^n}(a_c^{\frac{2-n}{2}}-a_0^{\frac{2-n}{2}}),(n\neq2);$$

$$N=\frac{1}{c(Y\Delta\sigma\sqrt{\pi})^n}\ln\frac{a_c}{a_0},(n=2)$$

附　录

1. 表：某些材料的性能(平均值)

材　料	ρ /kg·m^{-3}	σ_p /MPa	σ_b /MPa	σ_{-1} /MPa	E /GPa	50 mm 内的延伸率 /%
结构钢	7.87	250	450	190	200	28.0*
0.4%C,热轧钢	7.87	360	580	260	210	29.0
0.8%C,热轧钢	7.87	520	840	—	210	8.0
灰口铸铁	7.20	—	170 (压:690)	80	100	0.5
退火不锈钢(18-8)	7.92	250	590	270	190	5.5
冷轧不锈钢(18-8)	7.92	1 140	1 310	620	190	8.0
热处理 4340 钢	7.84	910	1 030	520	200	19.0
2024-T3 铝合金	2.80	280	430	120	73	20.0
2024-T4 铝合金	2.77	330	470	120	73	19.0
6061-T6 铝合金	2.71	—	310	93	70	19.0
退火钛合金	4.63	930	1 070	—	96	13.0

* 100 mm 的延伸率，σ_p—— 比例极限

2. 几种常用的应力强度因子计算公式

(1) 中心穿透裂纹长为 $2a$：

$$K_1 = \sigma\sqrt{\pi a}$$ 无限大板；

$$K_1 = \sigma\sqrt{\pi a}\left(\sec\frac{\pi a}{W}\right)^{\frac{1}{2}}$$ 有限宽板

(2) 边缘裂纹长为 a：

$$K_1 = 1.12\sigma\sqrt{\pi a}$$ 半无限大板；

$$K_1 = Y\cdot\sigma\sqrt{a},\ Y = 1.12\sqrt{\pi} - 0.41\frac{a}{W} + 18.7\left(\frac{a}{W}\right)^2 - 38.48\left(\frac{a}{W}\right)^3 + 53.85\left(\frac{a}{W}\right)^4$$ 有限宽板。

(3) 从加载铆钉孔处发出的裂纹，且孔相对于裂纹说很小时，用叠加原理可求出：

$$K_1 = \frac{1}{2}\sigma\sqrt{\pi a} + \frac{\sigma W}{2\sqrt{\pi a}}$$

$\sigma W = p$ 表示钉载，单位厚度上的力；

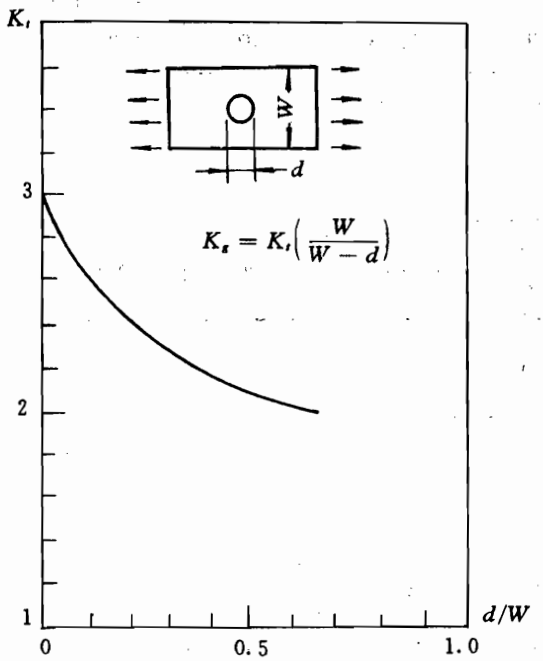
若要进行宽度修正

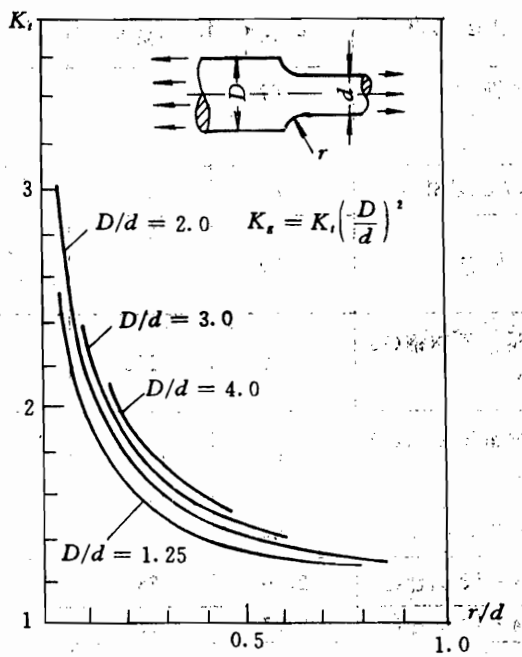
3. 某些情况下的应力集中系数 K_t，K_g 曲线

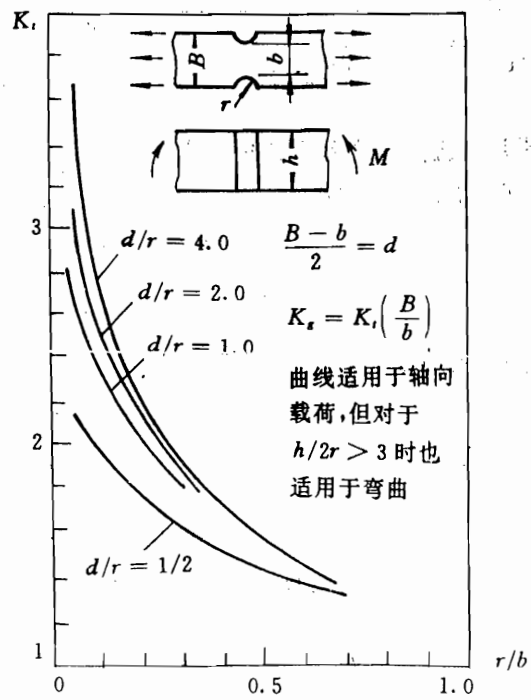
K_t：基于净面积；

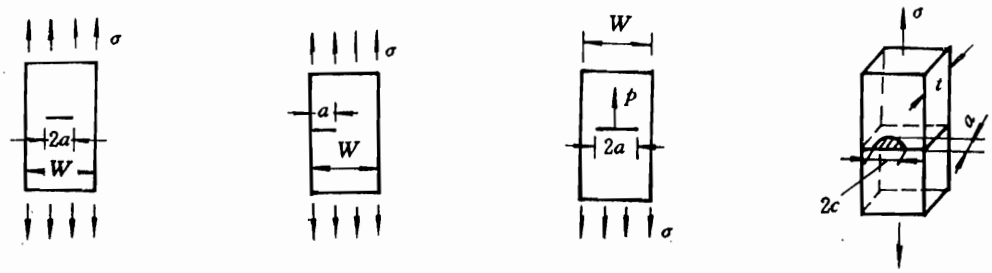
K_g：基于毛面积(应力取相对于毛面积时的应力)

$$K_g = K_t \frac{\text{毛面积}}{\text{净面积}}$$









(1)　　(2)　　(3)　　(4)

$$K_1 = \frac{1}{2}\sigma\sqrt{\pi a}f(\frac{a}{W}) + \frac{\sigma W}{2\sqrt{\pi a}}F(\frac{a}{W})$$

式中

$$f(\frac{a}{W}) = (\sec\frac{\pi a}{W})^{\frac{1}{2}}$$

$$F(\frac{a}{W}) = (1.297 - 0.297\cos\frac{\pi a}{W})\sqrt{\frac{\pi a/(\frac{W}{2})}{\sin(\pi a/\frac{W}{2})}}$$

(4) 对于有限体半椭圆表面裂纹，最深点处的应力强度因子：

$$K_1 = M_1 M_2 \frac{\sigma\sqrt{\pi a}}{\Phi_0}$$

其中

$$M_1 = [1 + 0.12(1 - \frac{a}{2c})^2]$$

$$M_2 = (\frac{2t}{\pi a}\mathrm{tg}\frac{\pi a}{2t})^{\frac{1}{2}}$$，若 $a \ll t$ 时，$M_2 \to 1$

a 为裂纹深度，$2c$ 为裂纹长度，Φ_0 为第二类椭圆积分，可查题 5 中附表，t 为厚度。

第五章　机翼、尾翼的结构设计

在第三章中我们通过对机翼结构典型受力型式的传力分析，掌握了它们的受力特点，以及各基本结构元件的作用。前期课程“结构力学”和第四章的“损伤容限、耐久性设计基础”又为我们掌握飞机结构的静强度、刚度分析以及损伤容限、耐久性设计打下了必要的基础。本章将在上述基础上讲述现代飞机机翼、尾翼金属结构设计的基本知识，阐述一般的设计原理和设计方法，以使读者了解如何根据给定的原始依据，设计出能满足各项设计要求的、合理的机翼和尾翼结构。其中有些原理也适用于目前使用越来越多的复合材料机翼、尾翼结构。但鉴于复合材料与金属在力学性能等方面具有完全不同的特点，因此复合材料结构与金属结构有着显著不同的设计内容、设计特点和设计方法，对此我们将在第七章中详细阐述。

5.1　机翼结构设计方法简介

一、机翼结构设计的原始依据

结构设计的任务是根据飞机总体设计阶段所提供的依据，设计出能满足各项要求的具体机翼结构。

1. 机翼结构设计的原始依据

(1) 根据飞机类型和性能，由总体设计给出有关的全机主要参数：如翼载 $p = G_c/S$(G_c—— 起飞重量)，机翼面积 S，机翼最大过载系数 n 等，这些参数与机翼外载的大小直接有关。

(2) 机翼的气动布局，包括机翼的外形参数和机翼-机身的相对位置等。外形参数主要有展弦比 λ、机翼展长 l，翼型相对厚度 $\bar{c}$、后掠角 χ 和根梢比 η。一般说 λ 小、η 和 $\bar{c}$ 大，有利于减轻机翼的结构重量。后掠机翼的 χ 越大，则机翼的弯曲刚度、扭转刚度与减轻重量之间的矛盾将越大。而就三角机翼而言，虽然 χ 大，但因为 λ 小、η 大，因而它的结构刚度较之后掠翼大为改善，特别是根部。但正由于 η 大，且 $\bar{c}$ 一般较小，所以在翼尖区和前、后缘都比较薄，然而三角机翼这些部位的气动载荷都比较大，因此设计中要注意提高这些区域的刚度。

由总体设计所决定的机翼-机身相对位置，如上单翼、中单翼还是下单翼；机翼能否以某种形式贯通机身，还是分成两半在机身侧边与机身连接；以及机翼-机身是用几个接头固接或铰接等也与机翼的结构设计直接有关。

由上述可知外形不同的机翼在气动载荷以及结构强度、刚度等方面有不同的特点，几何参数和布局对机翼的结构型式选择、受力构件的布置均会产生影响。

(3) 机翼的内部布置。为了提高结构效率、充分利用机翼空间，现代飞机的机翼内一般都利用机翼本身结构布置机翼整体结构油箱，为此在结构中要解决一些特殊问题。此外机翼上是否需固定、收藏起落架，有否安装发动机或其他外挂，以及与前、后缘活动面的连接关系等，都会对机翼受力构件的布置产生直接影响。

2. 设计要求

结构设计的一般要求已在前几章作过介绍。在结构设计阶段，着重要解决好结构完整性—重量的矛盾，结构完整性则是建立在强度、刚度(气动弹性)、损伤容限和耐久性等多项设计准则的基础上的。因此可以说安全、减重、增寿、经济性是飞机结构设计的主要指标。从目前来看，飞机结构重量占全机重量的比值，以可作全部机动的歼击机为例，大致为 0.30 ～ 0.35，其中机翼、尾翼与操纵面三者的结构总重又占相当比例；一些大型旅客机可接近一半。现代飞机的使用寿命长，一般旅客机为 60 000 小时 。目前还在为使上述各指标达到更先进的水平而努力。为此，主要的办法是在设计工作中采用先进的、更为精确的分析方法、计算机辅助和优化设计等先进设计技术和先进的试验技术，不断发展并应用新材料、新结构、新工艺等。通过多种途径，不断提高结构设计的水平。

二、设计内容

机翼结构设计基本上可分为两个阶段，即打样设计和详细设计(也称工作设计)。对强度、刚度、损伤容限、耐久性等设计准则的综合考虑应贯穿在整个设计工作中，(其中损伤容限、耐久性两项也可改用损伤容限、疲劳配套方案，视不同型号的具体要求而定)，只是在两个阶段中侧重点和深度、细化程度有所不同。

1. 打样设计

在该阶段首先要确定机翼的结构型式、结构布局(即受力构件布置)，选择分离面以及初步确定主要构件的剖面尺寸等。以上工作主要在强度、刚度和损伤容限基础上进行，之后按耐久性设计要求，对一些重要的细节部位，特别是各重要承力构件之间的连接区进行耐久性打样设计。此外还要进行机翼蒙皮的分块，各构件间的协调及连接形式的确定，维护检查口盖位置、大小的确定等等。在进行这些工作时，除考虑上述各设计准则外，还必须注意综合考虑结构本身的工艺性以及内部各种装载物、管道、电缆、附件等系统的位置协调和使用维护要求。最后把总体协调的结果绘在打样图上。并根据梁、翼肋和桁条的布置结果，详细绘制出机翼的结构理论图。

需要指出的是，上述有些工作是和飞机总体设计工作同时进行的。机翼结构型式和布局的确定必须在总体部位安排时，综合机翼、机身的情况，协同考虑。如美国的 F－4 歼击机曾论证了 75 种机翼平面形状及机翼、机身的相对位置和连接关系，最后才确定出现在的这一种方案。在论证过程中，对每一种方案均考虑了它在结构上实施的可能性和优、缺点。总之不少工作往往需要经过多次的反复协调才能完成。

作为损伤容限、耐久性设计，在本阶段主要从材料的初步选择、应力水平控制、结构布局和细节设计四个因素考虑。然后确定关键件，对关键件和重要细节进行初步分析，必要时还需配以一定的研究试验。一般也总要经过设计修改，才能最后完成打样设计。

2. 详细设计(工作设计)

进行机翼各结构元件如壁板(包括蒙皮、长桁)、梁、肋的结构设计。根据它们各自所受的载荷和协调条件，选择各元件的结构形式，合理地选择材料，确定其几何尺寸并选定构件间的连接方式。并对机翼结构进行强度、刚度校核计算、颤振校核等工作。

损伤容限、耐久性设计应对打样设计结果进一步深化、细化，除对结构件的总体尺寸和局部细节尺寸精确确定外，还要根据损伤容限和耐久性设计要求，对公差、表面粗糙度、表面处理

及特殊加工工艺等进行精确控制。

结构分析人员则要进行更为深入细致的损伤容限、耐久性分析，完成必要的试验，并给出检查周期和经济寿命。

最后设计若已满足各项设计要求，即可发出全部生产图纸。

5.2 机翼结构型式选择

一、机翼内部布置

如前所述，机翼的外形设计和内部布置一般是结合全机的总体设计进行的，因机翼的内部布置是机翼结构布局设计时必须考虑的一个因素，为了对机翼的全貌有一了解，本节将结合几个飞机的实例对机翼的内部布置作一简单介绍。

(1) 现代飞机，如战斗机，特别是旅客机，机翼布置的一个重要特点是机翼翼盒的部分空间作为密封油箱舱放置燃油。由于燃油可对机翼起卸载作用，合理配置时可减轻结构重量。如波音-747、图-154、“协和”等旅客机均沿翼展布置了整体油箱。我国的歼-7、歼-8以及美国的F-15、法国的幻影-Ⅲ等战斗机在机翼根部结构高度较大处也布置了整体油箱。我国的运-10飞机整个外翼沿展向每侧布置了四个整体油箱。为此在油箱区的下壁板和根部某些翼肋上布置有口盖和让维修人员出入的维修孔作为维修通道入口(图 5.1)。在机翼的外侧、内侧以及两个发动机之间的下部分别布置了附件间和压力加油附件间，因而燃油系统的使用、维护比较方便，同时解决了增加前、后缘操纵面后带来的空间紧张和附件无法安放的问题。有些飞机上还采用合成橡胶软油箱，如波音-707 中央翼内就放置了 7 个软油箱，有的战斗机也有采用此类油箱。

(2) 很多飞机的主起落架固定在机翼上，起落架沿机翼翼展方向收放居多。此时根据全机的部位安排或者把起落架的一部分(如支柱)，或者全部收入机翼内。由于气动力的要求，应力求使起落架收在机翼理论外形之内，尽量避免外形出现鼓包，以免增加阻力(图 5.2)。

(3) 机翼前、后缘常布置有增升装置和横向操纵面等：如各类襟翼、缝翼、副翼、扰流板、折流板等(图 5.1(a))，有的机翼上还装有减速板。为此在机翼前、后缘内常布置有相应的操纵系统和附件。

(4) 一些飞机的机翼前缘还装有防冰系统(包括防冰供气导管、各种活门等)。机翼内部往往还装有其他各种系统的管道、设备、附件。当机翼上吊挂有发动机时，还需布置发动机的控制系统和供油管道(油箱燃油管部分在油箱中)。

(5) 对于某些战斗机，在机翼根部有时还安装有机关炮(图 5.2)。有的机翼炮弹舱沿机翼前缘布置。

对于小展弦比平直机翼，由于翼型薄、机翼结构高度小，机翼内部空间较小。除布置各种系统、附件外，较难利用来安放起落架等其他部件或油箱。

(6) 现代旅客机很多在机翼下悬挂有发动机；而战斗机常设有各种挂架，用以悬挂副油箱和导弹、火箭巢等武器装备。但隐身飞机为了隐身的需要，不设外挂架，武器收入机身内部(如F-117A、B-2) 或用半埋入式，也不挂副油箱，导弹的发射只能采用弹射发射方式(图 5.3)。

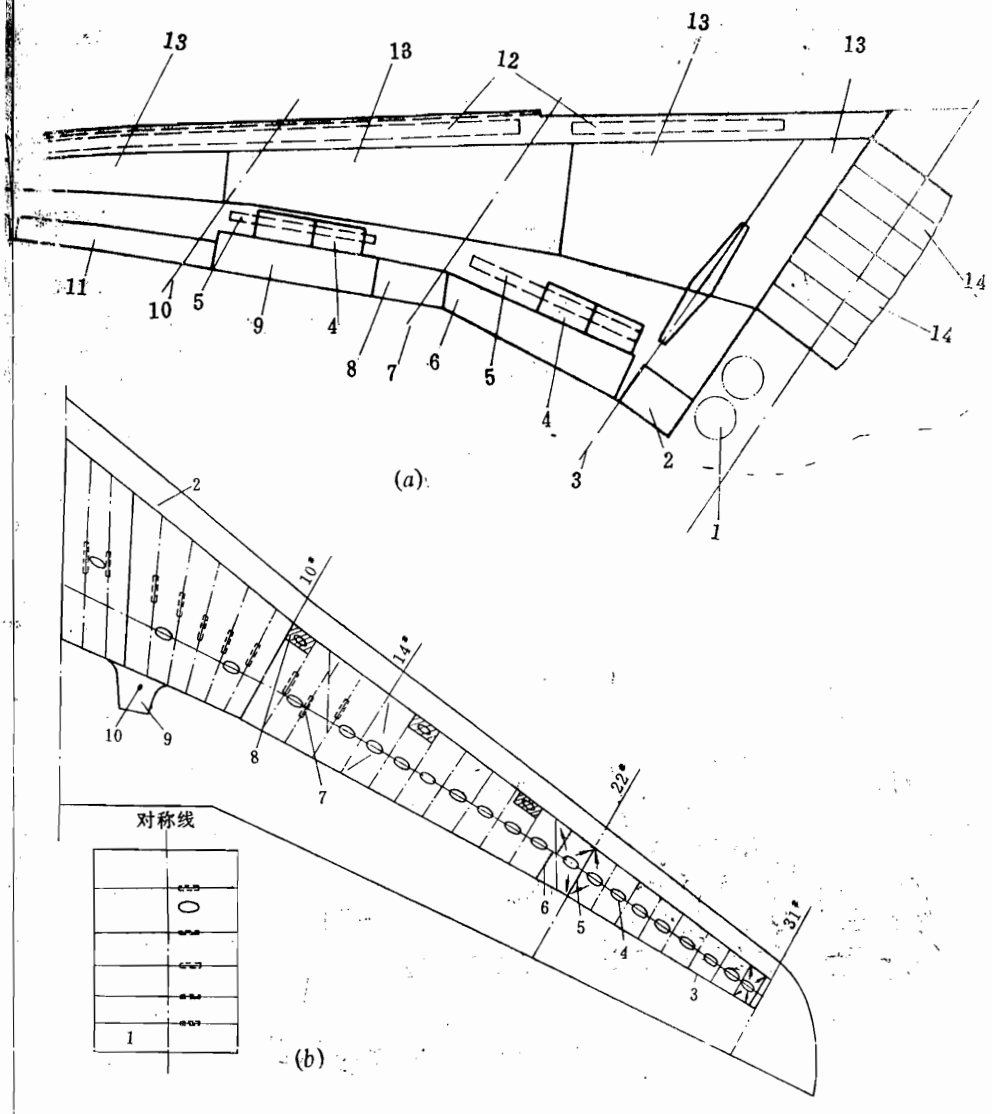


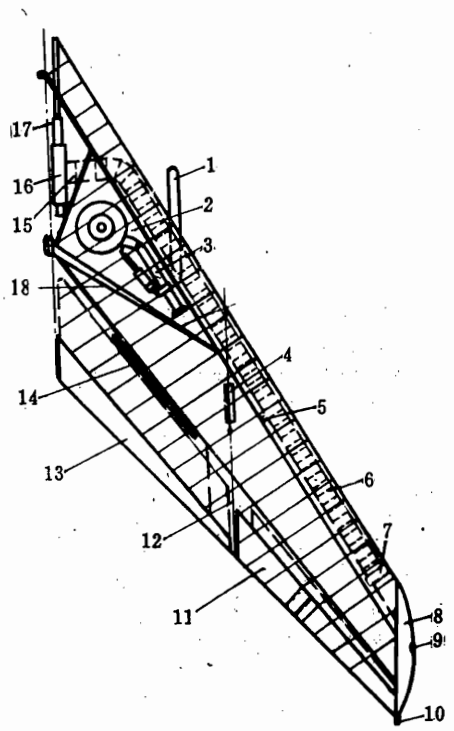
图 5.1

(a) 波音-707-320C

1— 主起落架机轮　2— 填角襟翼　3— 主起落架收放转轴轴线
4— 扰流板　5— 折流板　6— 内襟翼　7— 内发吊舱轴线
8— 内副翼　9— 外襟翼　10— 外发吊舱轴线
11— 外副翼　12— 前缘襟翼　13— 整体油箱
14— 中央翼内软油箱舱

(b) 运-10 机翼口盖布置

1— 中央翼　2— 前梁　3— 后梁
4— 下壁板椭圆形检查孔　5— 密封肋
6— 可卸半肋　7— 翼肋上检查孔　8— 干燥箱
9— 扭力盒　10— 检查口盖



1— 特设悬挂架
2— 主起落架舱
3— 主起落架
4— 挂弹架
5— 千斤顶座
6— 炮弹舱
7— 炮弹装入口
8— 翼尖
9— 航行灯
10— 静电放电器
11— 副翼
12— 翼刀轴线
13— 襟翼
14— 扰流片
15— 炮弹
16— 机关炮
17— 炮舱
18— 主梁

图 5.2　某歼击机机翼布置图

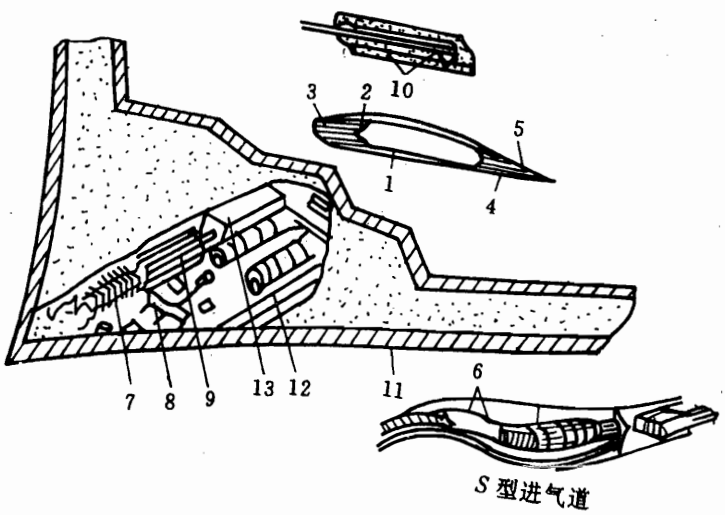


图 5.3　B－2 飞机用雷达吸波材料部位及内部结构示意图

1— 飞翼内部连接翼身的金属框架
2— 六角形蜂窝夹芯
3— 吸波纹板
4— 多层吸波蒙皮
5— 磁损耗和电损耗吸波涂层
6— 雷达波吸收衬里
7— 乘务员舱
8— 屏蔽电子设备
9— 轰炸机导弹舱
10— 六角形蜂窝网格填充有磁损耗雷达吸波材料
11— 飞翼表面雷达吸波层
12— 深埋在翼内喷气发动机
13— 机身燃油箱

二、机翼结构型式的选择

在选择机翼结构型式和布置受力构件时要考虑的诸多因素中，最主要的是在保证强度、刚度、损伤容和耐久性指标前提下能最佳地利用材料，尽量使结构重量最小；同时保证满足该飞机特定的气动要求和使用、维修及工艺性要求。为此，首先要了解机翼结构设计的原始依据，并参照同类飞机的结构，进行综合分析（不只是传力分析）。然后，确定出几种可行方案，通过计算，定量地（即便不是很精确）作出比较，最后选定一种。

机翼的典型受力型式有梁式、单块式、多腹板式（西方常称之为多梁式）或混合式，它们各有其优缺点，在选择时应合理地利用它们各自的特点，以减轻结构重量。

1. 从静强度观点最佳利用材料方面比较

(1) 各种型式的受力特点：

总的说几种受力型式在承受结构的总体内力-剪力和扭矩时无多大差别，但在承受和传递机翼最重要的内力-弯矩时，材料的分散程度不同，所以承弯构件有所不同。

薄蒙皮梁式机翼　主要由梁缘条承受弯矩引起的轴向力 $N(N = M/H_{eff}, H_{eff}$ 为上、下缘条的形心间距），受正应力的面积集中。由于蒙皮薄，扭转刚度较小，现只在相对厚度 $\bar{c}$ 较大的低速小型飞机上可能采用；现代战斗机、旅客机等均因速度较大，一般不采用此种型式。

单块式机翼　强壁板并常常有双梁或三梁。这种型式主要由壁板（包括梁缘条）承弯。不论壁板是长桁-蒙皮组合式或是整体壁板，其承受正应力的面积均沿翼剖面周边分散布置。因此当承受弯矩引起的正应力的构件总截面积相同时，单块式较之仅由梁缘条受正应力时，其有效高度 H_{eff} 要大，一般说材料利用率较高，重量可能较轻。同时由于这种型式蒙皮厚，故扭转刚度也好，对提高颤振临界速度较有利；机翼的表面局部变形也小。在中等或大展弦比、速度较高的飞机上，特别是高速旅客机（运输机）的厚机翼上适合采用。

多腹板式（多梁式）机翼　一般有四块到十几块腹板和厚蒙皮（大多为整体厚蒙皮），其中有的翼肋很少（如 F-104、F-16 每侧机翼只有 4～5 个翼肋）；有的则为多梁多肋式，如 F-15 和协和式运输机（有 12 根梁、27 个翼肋）。这类型式主要由上、下厚蒙皮承弯，故承弯材料的分散性比单块式更大；厚蒙皮和多个腹板的存在使机翼的扭转刚度也大。因此，对于载荷较大的高速飞机，其材料利用率可能更好，机翼刚度也较大。一般在中、小展弦比的超音速飞机上采用，特别是小 $\lambda, \bar{c}$ 又较小的机翼上采用较多。

由于正弯矩会使上翼面成为受压区，因此上翼面构件应考虑受压后的失稳问题。为了进一步说明问题，下面提出两个与设计原始依据中的机翼外载和几何形状有关的参数，M/HB 和 $\bar{H}_{eff}$，通过它们，对结构型式的选择可作一些粗定量分析。

(2) 相对载荷 M/HB、有效高度比 $\bar{H}_{eff}$ 与结构受力型式选择之间的关系：

相对载荷 M/HB 与机翼弯矩 M 和受力翼箱的几何尺寸 —— 翼箱宽度 B、平均高度 H 有关。

有效高度比 $\bar{H}_{eff} = H_{eff}/H_{max}$。$H_{max}$ 为翼剖面的最大高度。

相对载荷 M/HB 代表了壁板以宽柱形式受力时，单位宽度壁板上所受的轴力。在受拉区，设计的强度极限为 σ_b；在受压区则有稳定性问题。失稳临界应力 σ_{cr} 一般比 σ_b 值低，因而下面主要从受压情况分析。

对受压区，受正应力的元件的面积由 σ_{cr} 来确定。但临界失稳应力又与元件的剖面面积、形

状有关。以总体失稳临界应力来看，在肋距相同时，它将与元件剖面的 I 值(也就和剖面面积)有关。若相对载荷 M/HB 大，则长桁的剖面面积就不致太小，也就不易失稳($\sigma_{cr总}$ 不致很小，与 σ_b 比较接近)，因而适宜于采用分散受力型式 —— 如单块式或多腹板式。因为单块式受正应力的面积比梁式分散，上、下纵向元件的形心间距相对梁式就大些($\overline{H}_{eff}$ 大些)，结构效率就可以高些，将比较有利。而多腹板式因材料分散度更大，有的条件下，可能更为有利。

然而，当相对载荷很小时，若采用分散受力型式，蒙皮与长桁根据 σ_b 确定的面积可能只需很小，其相应的失稳临界应力 σ_{cr} 就可能大大低于 σ_b。此时如果按 σ_{cr} 确定构件尺寸，从受拉来看，材料利用就不充分。这样即使分散受力型式的有效高度比 $\overline{H}_{eff}$ 较大，但总的说仍然是不利的。此时如果采用梁式，由于受正应力的面积集中在梁缘条，其截面积就较大，不易失稳；虽然因缘条形心离蒙皮内表面的距离较大，而使 $\overline{H}_{eff}$ 有所降低，但总的说可能还是有利的。特别是当机翼的相对厚度 $\bar{c}$ 较大时，这两种型式的 $\overline{H}_{eff}$ 的差值，相对于 $\bar{c}$ 较小时，产生的影响将不甚显著。

假设略去后掠角 χ 和根梢比 η 的影响，M/HB 可近似取为 $M/HB = \frac{1}{8}\frac{nG}{s}lS\frac{1}{(0.8\bar{c}b)(0.6b)} \approx 0.26nG\lambda^{3/2}/(S\bar{c})$。一般说，当 $Y(Y = nG = Cy\frac{1}{2}\rho v^2 S)$、$\lambda$、$l$、$n$ 等参数愈大，$\bar{c}$ 愈小时，相对载荷 M/HB 就愈大。从目前国内外飞机统计看，对于低速飞机：M/HB 较小，此类飞机的相对厚度 $\bar{c}$ 都较大，如教练机 L-29 的 $\bar{c}$ 达 17%，因此梁的结构效率高；此外无论从蒙皮的扭转刚度、局部刚度和强度要求看都只需较薄的蒙皮，此时采用薄蒙皮梁式结构可能最轻。

对于高亚音速或跨音速飞机：速度大，翼载 G/S 大，$\bar{c}$ 有所减小，M/HB 有所增大。特别是由于后掠机翼刚度特性变差(见第三章)，因此一般都采用单块式(带 2 ～ 3 根梁)。它不仅有助于提高结构承弯、扭的效率，而且对提高蒙皮局部刚度，保证气动外形，以及改善气动弹性特性都是有利的。如战斗机 F-86D、米格-15、17 等，$\bar{c}$ 大多在(8.5 ～ 11.5)% 左右。又如现代运输机 DC-10、波音-707 ～ 747、图-104 以及我国的运-10 等，虽然由于 λ 较一般战斗机要大，但 $\bar{c}$ 也较大，大致在 8.5%(翼尖) ～ 13.5%(翼根) 左右，因此都采用单块式盒式结构承载。为了提高长桁的失稳临界应力，大多采用 T 形、Y 形、Z 形剖面的型材。

对中、小展弦比的超音速飞机：(如 F-104、F-15、F-16) 等，$\bar{c}$ 更小，(一般为(3 ～ 4)%)，而 M/HB 大，故宜采用多腹板(厚蒙皮)式结构型式。由于采用了多个腹板和厚蒙皮(大多为整体机加蒙皮)，机翼的结构刚度和材料利用率均好，有时还可省掉较多的普通翼肋。

一般说单块式和多腹板式机翼最好带有中央翼，这样在机翼根部的壁板或厚蒙皮上不会出现参与区，可提高结构效率。但有些超音速战斗机采用大后掠角的三角机翼布局，根梢比 η 很大(可由十几到几十)，由于该段机身部位安排紧张，很难将根弦很长的机翼贯穿过机身。又考虑到这类机翼虽然 $\bar{c}$ 很小，但根部区弦长长，所以机翼内侧、特别是根部的绝对高度是比较大的，这意味着梁的结构效率还较高，因此常在根部区采用由梁主要受弯的梁式机翼，厚蒙皮逐步退出受力。另外为减小蒙皮上的参与区，采用与机身多交点连接的多梁式结构是比较合理的。但在气动载荷较大的翼尖和前缘，仍宜采用单块式或整体结构。

2. 不同结构型式损伤容限特性的比较

在选择机翼结构型式时，现代飞机一般应考虑损伤容限要求，传力路线不宜过于集中。如厚蒙皮多腹板式结构和长桁-蒙皮加筋板单块式结构都可看成是一种分散传力结构布局。由于

用厚蒙皮或加筋板传弯矩引起的轴力比较分散，从而有可能使机翼主体材料全部采用铝合金，如7475T7351(见图5.4)。在蒙皮较薄的情况下，加筋结构常表现出有较高的结构效率。此时对受拉的加筋板还要考虑其断裂特性，壁板上长桁强一些对提高壁板的止裂能力，从而提高壁板的剩余强度、延长裂纹扩展寿命更有利些。

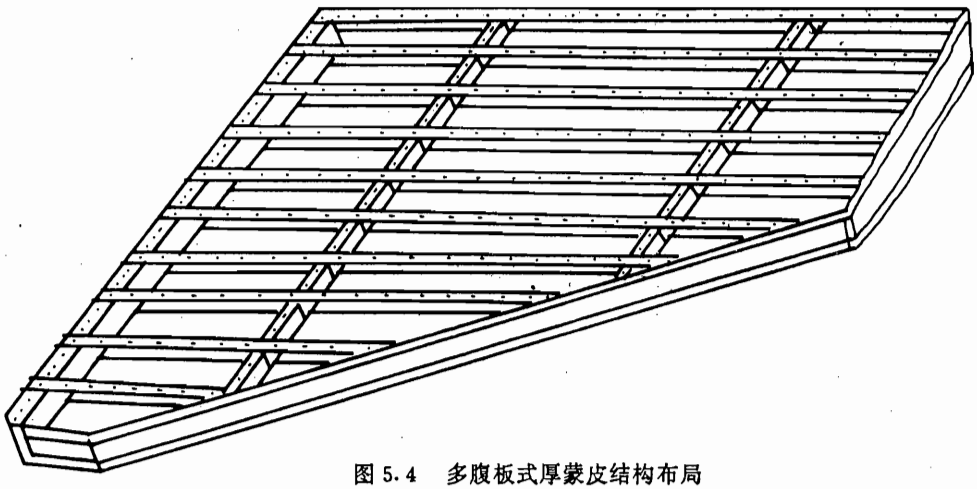


图 5.4　多腹板式厚蒙皮结构布局

分散传力有利于安全的原理还体现在多传力途径上，机翼-机身的对合交点数不宜太少。交点多，传力路线多，则容易实现破损安全结构特征。如F-16通过4个传弯矩接头与机身相连(图5.5)，则每个接头都是一条传力途径，都能独立承担和传递一定的载荷。这样，如果某一接头失效，其余3个接头还有一定承载能力。

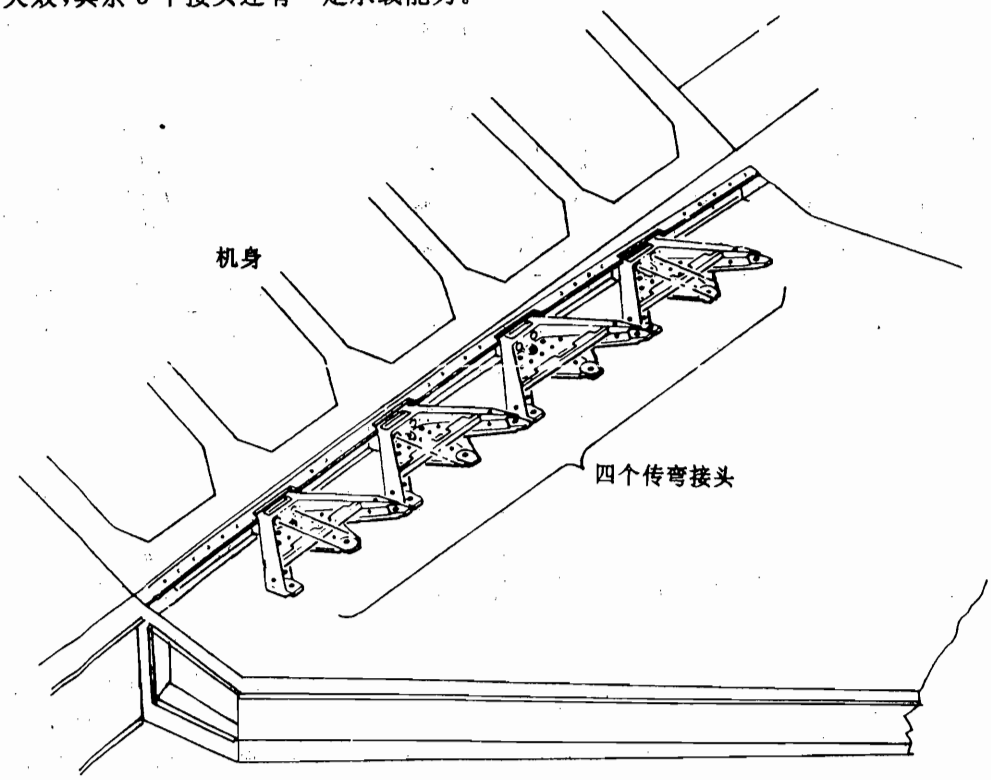


图 5.5　F-16战斗机多交点配置

又例如米格-17、19等飞机的机翼根部均采用薄蒙皮内撑梁(主梁)或根部梁架式结构，机翼弯矩通过主梁传到机身(图 5.6)。以往按静强度概念设计主梁，为了获得良好的重量指标，主梁采用了 30 CrMnSiNi2A 高强度合金钢的整体机加梁，该材料断裂韧性差，裂纹扩展速率快，一旦由于制造上或使用中出现某些缺陷或裂纹，就可能迅速造成断裂，进而导致整个机翼失效而发生灾难性事故。因此这种钢梁集中传力的结构布局从静强度看是一个成功的设计，但从安全性看，不一定是有利的。其他一些单梁式机翼也可能出现类似问题。

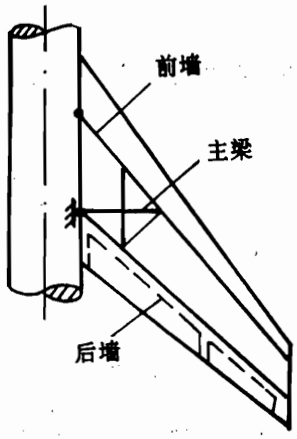


图 5.6　集中传力的单梁式(根部)机翼结构布局

3. 选择受力型式时需注意的问题

以上阐述了机翼受力型式选择的原则，主要是从有利于受力和改善损伤容限特性考虑的。实际上受力型式的选择在很大程度上受总体布局影响，这从以下几点可看出。

(1) 梁式机翼梁间跨度较大，比较便于利用机翼的内部容积。与其他受力型式相比，梁式机翼便于开口，它开口后不会破坏传弯、剪的路线，只需要为传扭采取一些补强措施。而单块式机翼除传扭外，还将破坏最主要的传弯构件，因此因开口补强引起的增重必定比梁式大。为此，当有的飞机起落架必须固定在机翼上，并需把全部或部分起落架收藏在机翼翼盒内时，机翼上必定有开口，此时就常选用梁式，或在局部区域采用梁式。如图 5.6 所示机翼即如此，在外段机翼上采用单块式，而根部采用梁架式结构。

(2) 机翼、机身相对位置及机身内部的布置会影响到机翼、机身的对接形式，并进而影响到结构型式的选择(主要在翼根部分)。我们知道，梁式机翼的机翼-机身只需通过少量的几个集中接头连接，所以连接简单、方便。而单块式和多腹板式机翼，如从传力有利看，最好能左、右机翼做成整体贯穿机身。这对于大多数采用上单翼或下单翼布局的运输机是比较容易实现的。此时中央翼固定在机身上。而且为了减轻结构重量，现代很多运输机的机翼也不设置设计分离面，或者只有工艺分离面，也即机翼在翼展方向不分段。但是大多数战斗机为中单翼布局，此时往往由于机身内部布置的限制，机翼难以贯通机身。另外像 F-104 多腹板式结构，它的外翼有 13 块腹板、厚蒙皮。即使在机身侧边与机身连接，但若要布置 13 个接头和相应的加强框，可能于全机结构重量不利，对机身的内部布置也可能造成困难。因此从全局考虑，在根部由 13 块腹板转成 5 根梁，用 5 个接头与机身相连。而有的则由单块式机翼转成梁式，只用几个集中接头与机身相连。当然此时势必会使翼根区一部分承弯的壁板材料处于参与区而不能充分利用，会使机翼结构重量有所增加，但有时这又是不可避免的，从全局观点看是比较合理的。

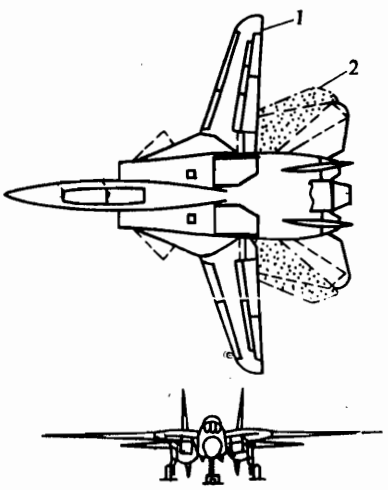


图 5.7　变后掠机翼外形
1— 机翼前转，后掠角减小
2— 机翼后转，后掠角增大

(3) 变后掠机翼在结构布局上又有其特点。目前有些超音速飞机，如美国的 F-14、F-

111、B-1和前苏联的米格-23采用了可变几何形状的机翼(图5.7)。它们有一固定中翼和可动的外翼。如F-4可动外翼比较细长,处于平直位置时$\lambda=7$;后收时类似三角形,$\chi=68°$、$\lambda=2.6$;高速飞行时多为大后掠角。由于它可改变平面形状,因此能有效地在一个较广的速度范围内飞行,它的结构型式选择就应兼顾到各种平面形状下的气动载荷和结构受力的特点,所以变后掠机翼的相对厚度比一般的超音速飞机大。外翼可采用单块式或多腹板式,如F-14外翼就采用强长桁、多肋的单块式结构;它的中翼为钛合金焊成的等截面扁形盒式梁,宜于承受各种载荷。由于外翼上的气动载荷引起的全部内力-剪力、弯矩、扭矩都要通过机翼转动枢轴传给中翼,因此从结构强度和损伤容限观点看,变后掠机翼有其不足之处,枢轴更是至关重要,是损伤容限和耐久性设计最重要的关键件,必须采取一系列措施保证飞行安全性,增加了设计的难度,而且重量较大。

4. 下面我们在表5.1中介绍几种运输机和战斗机所采用的结构型式和有关的几个参数,以供读者参考。

表5.1 机翼结构型式比较表

飞机型号	最大速度	机翼平面形状	$\bar{c}$	λ	结构类型	桁条或整体壁板凸缘形状	翼梁数目
运输机							
波音-707	966 km/h	后掠	12%	7.0	加筋板	⊓	双翼梁
A-300B	917 km/h	后掠	10.5%	7.71	加筋板	⊤	三翼梁
C-5A	871 km/h	后掠		7.75	整体壁板	⊥	三翼梁
波音-747	935 km/h (巡航)	后掠	8%(尖),13.44%(根)	7.0	加筋板	⊓	三翼梁
VC-10	936 km/h	后掠	9.75(尖),13%(根)	7.92	整体壁板	⊤	四翼梁
"协和"	$M=2.2$	三角形	2.51%(尖),3%(根)	1.7	整体壁板	⊤	12根梁,多肋
战斗机							
米格-15	1 076 km/h	后掠	10.3%(平均)	4.85	加筋板	⊓	根部为单梁(内撑梁)
米格-19	$M=1.355$	后掠	8.24%	3.24	加筋板	⊤ ⊓	根部为单梁(内撑架)
米格-21	$M=2.05$	三角形	5%(平均)	2.25	整体壁板(油箱区),加筋板		根部为多梁式,三梁二墙
F-86D	985 km/h	后掠	11.5%	4.80	蒙皮为波纹板芯夹层壁板		双翼梁
F-15	$M=2.3$	切尖三角形	3%(尖),6%(根)	3.0	多梁式	厚整体壁板	四梁

续　表

飞机型号	最大速度	机翼平面形状	$\bar{c}$	λ	结构类型	桁条或整体壁板凸缘形状	翼梁数目
F-16	$M=2.0$	切尖三角形	～4%	～2.78	多梁式	厚整体壁板	11根梁（腹板）
F-104	$M=2.15$	梯形	3.36%	2.45	多腹板式	厚整体壁板	13块腹板（根部转成5根梁）
A-7	1 080 km/h	后掠	7%	4	多梁式	整体壁板	多梁
F-14	$M=2.34$	变后掠			（可动段）加筋板（中　翼）钛合金机加零件焊成的盒形梁	机加长桁，整体蒙皮（钛合金）外蒙皮为蜂窝壁板	双梁
教练机							
L-29	655 km/h	梯形	17%	5.36	单主梁	薄蒙皮	（带两墙）

5.3　机翼主要受力构件布置

机翼主要受力构件布置是指确定该机翼结构中翼面壁板中的长桁（或整体壁板中的筋条）、梁、墙以及加强翼肋、普通翼肋和机翼-机身连接接头等的数量和位置。影响受力构件布置的因素很多，包括机翼平面形状、载荷情况、内部布置、使用维护以及工艺性等各个方面。其中从结构受力看最主要的是以下两点：

（1）确保气动载荷引起的弯、剪、扭能顺利地传给机身。为此要特别注意结构不连续处的构件布置，如开口处、结构受力型式变化处、梁和长桁等轴线转折处等。

（2）在集中力、集中力矩作用处，要布置相应的构件：如加强肋、辅助短梁。其作用一是首先要将集中力扩散；二是将扩散后的分布力传给机翼结构受力盒段，再由盒段将载荷往根部传给机身。

在承受和传递所有载荷时，应使结构受力合理，同时有利于提高整个机翼结构的损伤容限，在构件间的连接设计中还应注意到耐久性细节设计中的一些原则（详见第四章细节设计有关内容）。

对同样的设计要求和设计原始数据，往往可以提出多个可行的布置方案，我们可以通过定性分析和定量分析，从中选出结构效率较佳、重量轻、又能较好满足各项要求的一种方案。因此一般说最后设计出来的结构只有相对的合理性。

一、机翼翼盒受力构件布置

1. 翼面壁板结构

由于现代飞机的大多数机翼为单块式或多腹板式（或称多梁式）厚蒙皮结构，所以翼面结

构约占整个机翼结构重量的(50 ～ 70)% 左右，因此设计壁板结构时，必须尽可能使它具有最大的承载效能。

由于各类飞机的正过载系数均大于负过载系数，所以上翼面结构主要受压，它的结构效能主要取决于其稳定性，避免其出现屈曲。而下翼面结构主要是受拉，设计以疲劳和损伤容限为重点，设计时要注意选材和控制应力水平，此时其容许的拉伸应力往往低于上翼面的最大压应力，因此下翼面较重。

壁板有长桁-蒙皮组合式和整体壁板两种。不管是单块式中的组合式壁板(也称加筋板)或多腹板式(也可称多梁式)的厚蒙皮，在整体油箱区大多采用机械加工制造的整体蒙皮或整体壁板。

(1) 组合式壁板　对于组合式壁板要考虑以下问题。

① 确定蒙皮与长桁的面积比：

在文献[6]中介绍，在初步设计时，蒙皮面积约占壁板面积的 0.55 ～ 0.7；长桁占 0.45 ～ 0.3。而在文献[5]中则建议对于相对厚度 $\bar{c}$ 较大的承力蒙皮壁板的长桁、蒙皮面积比如下：若取长桁和蒙皮的皱折失稳临界应力相等，则最佳的 A_{st}/A_{sk} 为 1.4；若取欧拉杆形式(长桁总体失稳)的破坏应力和蒙皮的皱折(局部失稳)的临界应力相等，则对于 Z 形剖面的长桁，A_{st}/A_{sk} 为 1.5；而从重量最小考虑，附在蒙皮上的桁条厚度与蒙皮厚度之比为 1.05。对于整体壁板来说，其上的筋条面积与蒙皮面积的最佳比值约为 1.7。估计文献[6]中所推荐的数据可能是对飞行速度较大、载荷较大的薄翼的，因此受正应力面积的分散度要求更高些，故而蒙皮所占比例就更大些。另外文献[5]的作者也提出，在上面提出的这一组数据的基础上，由于蒙皮还受有扭矩和阻力引起的剪应力，也即考虑要同时受正应力和剪应力的影响，蒙皮实际上要比上述比值得到的厚度更大些，一般大约要多留(10 ～ 15)% 的裕量用于承受剪应力。

以上数据均只供设计者参考。最佳的桁条、蒙皮面积比应根据不同的具体条件由计算而得。

② 长桁走向：

一般说长桁布置有两种类型：按等百分比线布置(聚交式)和平行于前梁或后梁布置(图 5.8)。按等百分比线布置时桁条本身无扭曲，制造方便；沿展向每一根桁条都是从翼根到翼尖。为了保证机翼沿展向接近等强度，长桁可以设计成沿展向变规格或经过机械加工改变长桁的断面面积；也可以用改变各剖面处长桁数量的办法来达到。平行于梁的布置形式则较易采用逐渐切断长桁 —— 即用改变各剖面处长桁数量的办法来达到等强度。至于因平行于梁而使长桁扭曲的问题，当机翼蒙皮较厚时影响不严重。但在长桁终止处要精心进行细节设计，以免在与梁相邻处产生疲劳裂纹(可参考文献[7])。

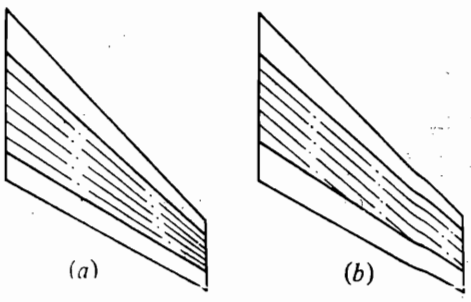


图 5.8　长桁布置形式

(a) 聚交式　(b) 长桁平行于前梁

③ 长桁的数量：

长桁的数量实际上与长桁间距有关，也与长桁的总剖面面积与蒙皮总剖面面积之比有关。例如有某个机翼，增大了蒙皮所占的面积比例，增加了厚度，与此同时加宽长桁间距(也即减少了长桁数量)可减少 40 000 个紧固件、1 000 个桁条-翼肋连接夹和大量油箱密封材料等重量，

最终使机翼重量减少约180 kg(见参考文献[5])。此外还能降低制造成本。同时与蒙皮较薄、长桁间距较小的相应的长桁-蒙皮壁板相比,由于蒙皮增厚,不但使扭转刚度增大,而且降低了应力,使疲劳寿命延长。但总的说应具体情况具体分析。

(2) 整体壁板　机翼上的整体壁板与铆接的加筋壁板相比有以下优点:

① 减少机翼整体油箱结构上的密封材料。

② 垂直凸缘和蒙皮是一个整体,不需将长桁铆到蒙皮上,因此整体壁板的容许压缩载荷增大。

③ 在连接部位可不另加加强垫片,通过厚板机械加工可直接得到整体壁板所需的不同厚度,因此在拉伸载荷下,连接处的效能得到提高。而且由于厚整体壁板有更好的无压屈特性以及铆钉的减少,机翼表面可更光滑。

④ 由上述各个原因,与铆接的加筋板相比,整体壁板重量较轻,特别是受压缩载荷时。使用整体壁板大约能减轻(10～15)% 的重量。

(3) 蒙皮厚度与分块

蒙皮一般要分块,因为在不同部位根据应力大小需要不同厚度的蒙皮;或因加工条件限制,只能加工出一定长、宽的蒙皮。实际上每一个蒙皮的展向拼接处还相当于一个"撕裂抑制器",如果设计得当,蒙皮上弦向的裂纹在拉应力作用下扩展时,可在拼接处得以终止。当拼接处的长桁为截面积较大的加强桁条时效果更好。

蒙皮厚度一般是变化的,例如沿翼展向翼尖方向渐薄;在开口周围变厚等。若采用厚板经机械加工可获得不同部位所需的厚度,而省去局部加衬垫。否则,需将衬垫或加强片铆接或连接在蒙皮上。因此由机械加工蒙皮和机械加工长桁铆接组合而成的壁板是减轻结构重量的很有效的结构,并已为很多的现代飞机,如波音-737、L-1011、DC-10、A-300等所采用。

2. 梁与墙的布置

在一般现代运输机机翼结构上至少应有两根梁。其主要原因,一是前、后梁与壁板结合在一起形成抗扭封闭翼盒,二可作整体油箱隔板用。稍早一些设计的运输机也有采用三梁单块式结构的;此外在小展弦比机翼上常有用三梁或更多的梁,它可以少用一些翼肋,并可获得较好的损伤容限特性。

翼梁位置:一般前梁位于能与机翼前缘缝翼、前缘襟翼(如果有的话)相连的位置;后梁在能与操纵面(如襟翼、副翼、扰流片等)相连的位置。从受力合理看,因梁是重要的承弯构件(对薄蒙皮梁式机翼则基本靠梁承受),因此最好梁能纵贯全翼展,且轴线尽量不要转折,以使传力直接、连续。梁应尽可能布置在结构高度较大的部位,这样对结构的强度、刚度均有利,因而可减轻重量。其次为了工艺制造方便,梁沿展向最好按弦长的等百分比线布置,否则缘条表面可能为双曲面,给工艺带来困难。但在实际情况下,往往会因为各种矛盾限制这些要求的实现。例如由于内部空间(如收藏起落架)的需要,或要扩大闭室面积以增大扭转刚度和整体油箱容积,以及照顾前、后缘操纵面的连接需要,致使梁处于非最大高度处,因此梁的最终位置要视具体情况综合考虑而定。一般说双梁单块式后掠翼,前梁约在15%b处,后梁在(55～60)%b处。

在有些机翼中除梁外还布置有墙,它的结构特点是缘条很弱,且根部与机身铰接,但它可以与梁、壁板一起构成闭室,提高结构强度、刚度。对于一些采用薄蒙皮单梁的小型低速飞机机翼,则墙是构成闭室不可缺少的构件。

图5.9所示为歼-7机翼的梁、墙布置,其前梁和主梁交点位置很大程度上取决于起落架转

轴的位置，同时根据收藏起落架的需要，在前、主梁之间留出一个三角形空间，它的下翼面为开口(带不受力舱门)。前梁前面的空间在根部结构高度较大处设置了前整体油箱，在主梁后面的根部空间设置了后整体油箱，为此又布置了油箱隔板梁。后墙主要用以与副翼、襟翼相连，并参加承受、传递它们的载荷。考虑到三角机翼前缘气动载荷比较大，为了加强前盒刚度并承受前缘载荷，又布置了一根前墙，纵贯整个前盒。由此例可见，实际上梁、墙的布置与很多因素有关，是综合平衡各种因素影响后的结果，必须具体情况、具体分析。

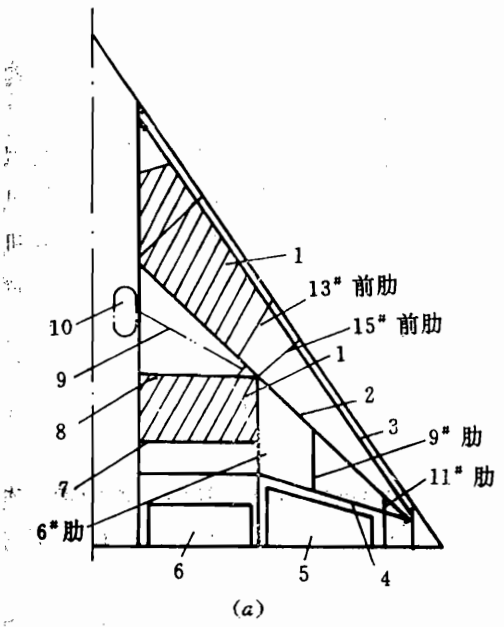


图 5.9　歼-7 机翼的构件布置

1— 整体油箱　2— 前梁　3— 前墙　4— 后梁
5— 副翼　6— 襟翼　7— 隔板梁　8— 主梁
9— 主起落架支柱　10— 主起落架机轮

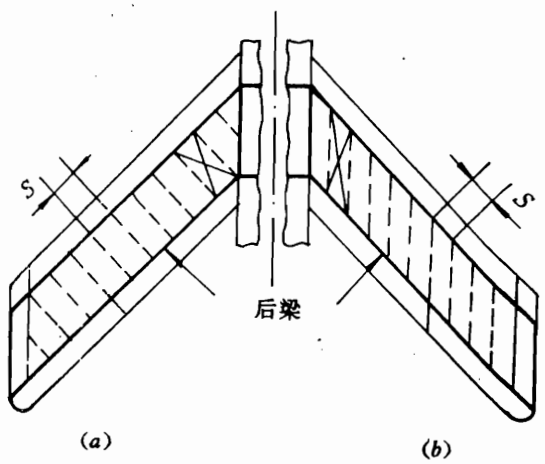


图 5.10　翼肋布置比较

(a) 翼肋长度 = 100% $\dot{b}$
(b) 翼肋长度 = 128% b

3. 翼肋布置

翼肋包括普通翼肋和加强翼肋。在后掠机翼上，翼肋的布置有顺气流布置和正交(指垂直于某一梁)布置等两种形式(图 5.10)。顺气流翼肋对维持机翼剖面形状较好，为传递根部扭矩只需一个加强肋。在相同翼肋间距下，顺气流布置比正交肋数量要少。但考虑到翼肋作为长桁、梁缘条和蒙皮的支持，则主要与距离 S(见图 5.10)有关，在 S 相同情况下，则顺气流肋的总长度将增加 28% 左右(与后掠角大小有关)，结构重量会有所增加。同时由于此种肋的弯边角度沿弦向变化，肋与长桁、梁又不垂直相交，使制造与装配成本将有所提高；此外蒙皮被分成平行四边形格子后其对角线较长，蒙皮受压稳定性较差，故实际上很少采用。一般用于机翼蒙皮较厚、翼肋对蒙皮支持作用较小、或机翼的局部区域，如多腹板式的 F－8U(厚蒙皮)机翼、波音-707 机翼根部、歼-7 机翼后盒段等。正交肋的优、缺点恰好与顺气流肋相反，在现代后掠机翼上采用较多。

加强翼肋的布置十分重要，这些翼肋所受载荷比普通肋要大得多(普通肋只受局部气动载

荷)。它一般布置在以下部位:集中力作用处(如歼-7机翼的6、9、11肋上有固定襟翼或副翼的悬挂接头;13前肋上连有特设挂架;13、14前肋间连接有起落架转轴的固定支座)及结构不连续处-包括结构型式改变、受力构件布置变化处(如梁有增、减;梁、长桁轴线转折等。歼-7的15前肋、6肋就属由于结构布置变化而布置的载荷再分配肋)、还有开口区两端等(参考第三章)。

4. 机翼-机身连接形式的确定

机翼-机身连接设计是飞机结构设计中最重要的环节之一,对于使用寿命长的结构来说疲劳因素尤为重要,所以是损伤容限和耐久性设计最重要的关键件之一。机翼-机身连接大多为固定连接;变后掠机翼则通过枢轴与机身中的中央翼盒相连,此时为可动连接。

对于大型运输机机翼翼盒,采用上单翼或下单翼并将整个机翼翼盒连续穿过机身时,结构效率高,合乎经济原则。此时一般主要用三至四个铰接接头(如销子或角盒等)与机身相连,并配合有其他一些辅助连接。在中单翼飞机上(大多数是战斗机),往往因某些限制不能有中央翼通过,此时机翼通过几个集中接头与机身在其侧边相连。接头形式有耳片式、螺柱式等(详见5.4节)。当接头可传弯矩时可视为固接接头,若只能传递某平面内的力时可视为铰接。固定机翼至少通过一个固接接头加一个铰接接头才能将所有载荷传给机身,此时连接为静定的,传弯为单传力途径,因此于破损安全不利。正如5.2节中所述,在考虑机翼与机身的对接交点配置时,交点数不宜太少。交点多,传力路线多,有利于实现破损安全设计。但如果不适当地增多,则会给结构协调和结构重量及装配工艺带来不利影响。所以交点配置问题也是个多约束下的优化问题。

歼-7机翼为中单翼布局,在机身侧边通过5个接头与机身(或通过襟翼滑轨与机身)连接。前墙、后墙分别与机身13框和襟翼滑轨(1肋后段)铰接,前梁、主梁、油箱隔板梁分别与16、22、25框固接。

各接头的具体构造见图5.11。总的说来,耳片-螺栓连接接头最好使螺栓以受剪形式传力(这样从疲劳强度看比较有利),并要求便于对结合孔进行最后加工和便于拆装。此外,对于多交点连接,如何解决连接装配的协调问题是很重要的。本机翼由于根弦很长,交点之间的距离比较大,尤其是前墙和前梁之间相隔1 550 mm,前墙交点又正好处于根弦最前端的三角形区内,容易变形。为了保证各对接点的装配协调,除工艺上采取措施外(例如对结合孔进行最后精加工等),还必须考虑接头的设计补偿。该机翼主要采用留较大配合间隙的办法来解决。例如,13框处接头配合间隙为0～1 mm,16框处为0～3 mm,25框处接头配合间隙为2～2.5 mm,28框处螺栓轴线允许偏心3 mm(此为齿板式传剪接头,接头本身就是可少量调整的具有设计补偿的接头形式)。22框处的主梁接头配合间隙要求最高,其余接头均以它为准,接头的配合面要求为D_b/d_b(0～0.24 mm),非配合面间隙为0.5～1.5 mm。除28框处接头外,其余所有结合螺栓孔在装配时均在精加工台上同时铰至装配精度。

从以上分析可知,实际上构件布置时要经常考虑机身与机翼的内部布置、起落架以及发动机和其他外挂物的一些主要要求,并往往要为此修改、调整机翼的受力构件布置,甚至改变局部区域的结构型式(如单块式转成多梁式等等)。

二、集中载荷作用处加强构件的布置

下面将以几种实际飞机为例,分析当机翼上作用有各种方向的集中力P_x、P_y、P_z以及由此引起的各种力矩时,应如何布置构件。

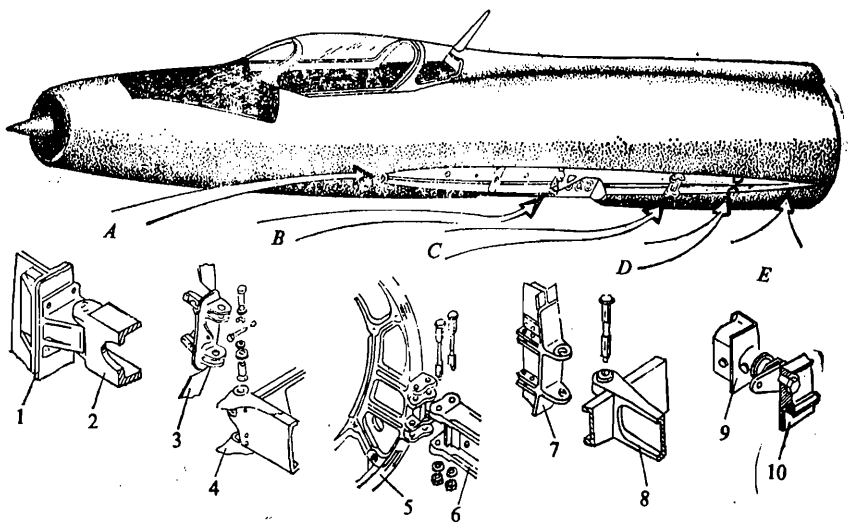


图 5.11　歼-7 机翼与机身的连接

A— 在机身 13 框处　*B*— 在 16 框处　*C*— 在 22 框处　*D*— 在 25 框处　*E*— 在 28 框处

1— 机身 13 框　2— 前墙接头　3—16 框　4— 前梁接头　5—22 框　6— 主梁接头　7—25 框

8— 隔板梁　9—28 框　10— 襟翼滑轨接头

1. 英国喷气校长式飞机机翼结构布置

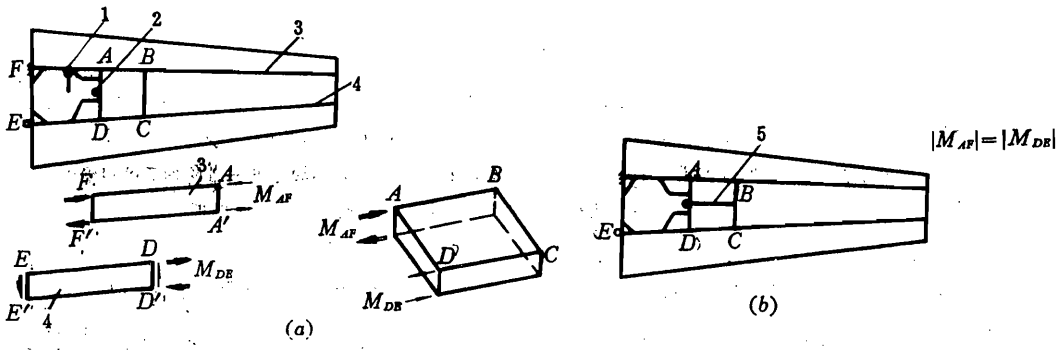


图 5.12　英国喷气校长式飞机机翼

(*a*) 后辅助梁上垂直载荷的传递　(*b*) 侧向加强件的布置

1— 起落架侧向杆连接点　2— 起落架主接点　3— 主梁　4— 后辅助梁　5— 展向加强件

英国喷气校长式教练机为平直机翼(图 5.12)，采用单梁式，主梁布置在 30% 弦长的剖面最大高度处。起落架沿展向向内收藏，连接点在主梁之后，因此在连接点处布置了加强肋 AD，它可承受 P_y、P_z 力。此外在(70～75)% 弦长处又布置了一个后辅助梁。因它与机身铰接，因此由起落架加到它上面的垂直载荷所引起的弯矩只能向机翼外侧倒传，通过有一定长度的 $ABCD$ 盒段受扭传给主梁，由主梁传给机身(图 5.12(*a*))，该盒段要适当加强。

起落架支承处还受有侧向力 P_z 和由它引起的 M_x 的作用。为此可在展向布置一展向加强

件(辅助短梁),但由于内侧要收藏起落架,只得往 AD 肋外侧布置(图 5.12(b))。P_z 力也通过 $ABCD$ 盒段的蒙皮传到两个梁上。从 P_y、P_z 的传力路线看均不直接,但为了使机翼能形成闭室面积尽量大的抗扭盒,并照顾到襟、副翼的连接需要,目前这种方案还是合理的。M_x 的传力读者可自行分析。

2. 波音-707 飞机主起架附近构件布置

该机翼为双梁单块式结构。主起落架的转轴支座在受力盒段之后,因此受力构件布置的要点是要将起落架传来的载荷传到受力翼盒上去。该起落架支柱的转轴支持在前、后模锻件 5、3 上。由于转轴及轴承尺寸较大,转轴轴线与 4 肋轴线有一偏心距(图 5.13)。

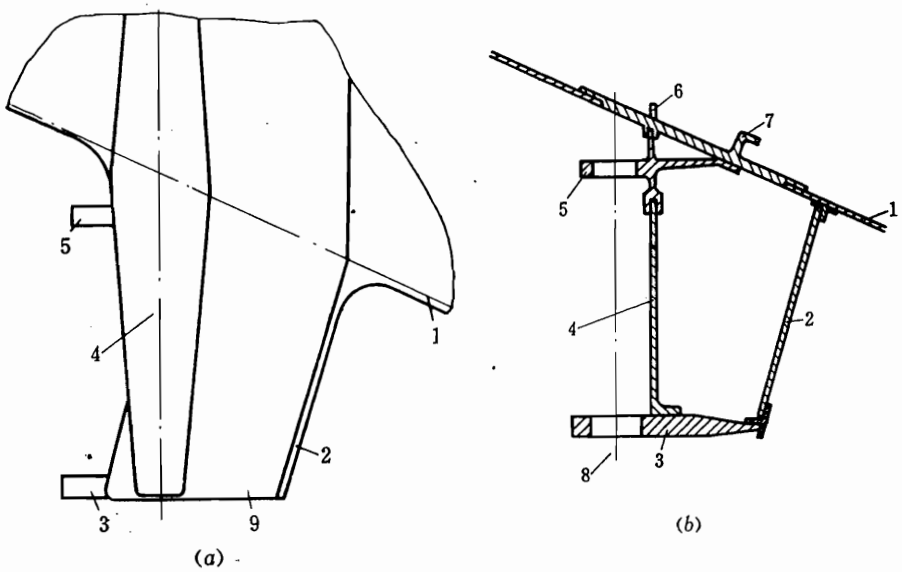


图 5.13 波音-707 飞机主起落架抗扭盒

(a) 抗扭盒在机翼的上部位 (b) 构成抗扭盒的各构件

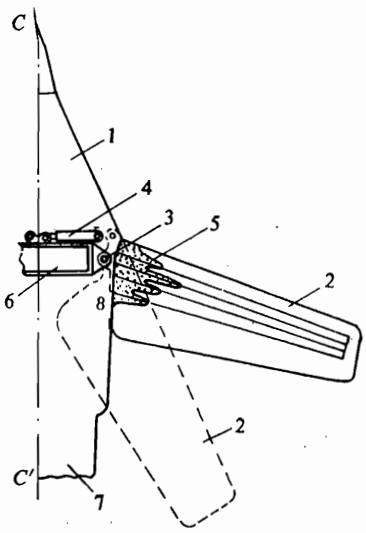
1— 后梁腹板 2—5 肋延伸段 3— 带后轴承的模锻件 4—4 肋延伸段 5— 带前轴承的模锻件

6—4 肋 7— 后梁腹板模锻件 8— 起落架支柱转轴轴线 9— 壁板

当转轴上受有起落架传来的 P_y 力时,分别传给前、后模锻件。前模锻件因与抗扭盒的上下蒙皮不连,故受 P_{y1} 后以双支点外伸梁形式由 4 肋和后梁腹板(于"7" 所在处)提供支反力。后模锻件上受 P_{y2},向 4 肋传递。由于偏心距,P_{y2} 还将引起一力矩。由于后模锻件与抗扭盒的各构件(如上、下蒙皮,4、5 肋)均相连,因此该力矩将由抗扭盒承受并向前传,然后由主盒段中的构件再继续向机翼根部传去。至于 P_z、P_x 力的传递读者可自行分析。

3. 变后掠机翼转轴附近区域的构件布置

图 5.14 为原理图。转轴处中央翼盒有上、下两组耳片接头,可承受可动机翼部分传来的 Q_y、Q_z、弯矩 M_x 以及扭矩 M_t。至于由阻力引起的水平面内弯矩 M_y,必须由转轴接头与操纵机翼转动的作动筒一起承受。该作动筒在机翼不动时处于锁住状态,可承受轴向载荷。此种机翼结构布置的特点是必须把外翼上的载荷集中起来,通过转轴(传 M_y 还需作动筒)传给中翼。因此在根部必须布置加强肋;并在根部壁板上布置一手掌形加强垫板,把弯矩引起的轴力集中到与转轴相连接的纵向构件上,然后通过转轴传给中翼。



1— 固定内翼
2— 可转动外翼
3— 转轴
4— 操纵作动筒
5— 加强板
6— 中翼翼盒
7— 机身
8— 侧肋

图 5.14　单铰点轴承式变后掠机翼

三、受力构件布置的若干原则

从以上各例子的分析，我们可以归纳出几点具有普遍意义的原则。

(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(如起落架的载荷主要在着陆时才出现；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。在静不定结构中，载荷沿着传力路线最短的构件传力最多。现举一例说明之(图 5.15)。设三杆断面参数(EF) 相等，各杆夹角为 60° 时，可算得三杆的实际内力如下：$N_1 = N_2 = \frac{1}{5}P$、$N_3 = \frac{4}{5}P$。可见大多数载荷分配给传力路线最短的直杆 3。由于斜杆的长度大于垂直杆，又由于斜杆的垂直方向分力只平衡少部分外力，故宜于让斜杆少受力，这样就可用较轻的结构重量来获得更为有效的传力效果。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。这是我们在结构设计中应加以运用的一个基本原则。但以上提法是有一定条件的，一般在各个方案中构件受力形式相同时才有参考价值。

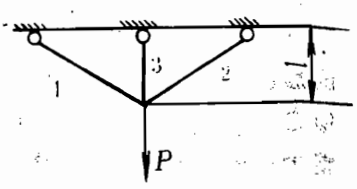


图 5.15　连于一点的三杆受 P 力

由以上可知，一般布置构件时应力求使传力路线短、直接(如图 5.9 和图 5.2 中的主梁布置，且应尽量避免转折或偏心，这样将有利于结构重量的减轻。

(3) 利用静不定结构中载荷按刚度分配的简化假设，人为地改变构件的刚度比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。在本节所举歼-7 实例中，机翼主梁的设计就是上述 2、3 两点的具体运用，

为此把主梁设计得很强，而且采用了铬锰硅镍钢制作。而前梁、隔板梁相对比较弱，材料也有所不同，以便使主梁受主要载荷，这样的设计从静强度观点看是合理的。

此外，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，其支持刚度就是与它对接的加强框的结构刚度，其中还包括对接接头本身的影响。现以框受单位弯矩时转角 $\theta^{M=1}$ 来表示各对接框的柔度。表 5.2 列出了歼-7 三角机翼在现有框刚度下和如果改变某些框的结构刚度后，对各个梁的支反力、支反弯矩的数值的影响。

表 5.2

接头载荷分配（A' 情况）	原计算数值 $\theta^{M=1}_{16框}=7\times10^{-7}$（弧度） $\theta^{M=1}_{22框}=33\times10^{-8}$（弧度）		增大前盒支持刚度 $\theta^{M=1}_{16框}=3.09\times10^{-7}$		增大后盒支持刚度 $\theta^{M=1}_{22框}=20.6\times10^{-8}$		减小后盒支持刚度 $\theta^{M=1}_{22框}=41.2\times10^{-8}$	
	不计框弹性	计入框弹性	计入框弹性		计入框弹性		计入框弹性	
R_{13}/N	6 777	4 737	3 609	减	2 442	减	3 030	减
R_{16}/N	18 663	23 566	28 411	增	14 112	减	26 979	增
M_{16}/N·m	65 903	68 453	73 553	增	65 393	减	73 199	增
R_{22}/N	102 699	98 972	94 951	减	106 896	增	96 609	减
M_{22}/N·m	269 791	263 416	261 455	减	269 771	增	262 004	减
R_{25}/N	88 037	88 822	92 362	增	89 195	增	89 469	增
R_{28}/N	21 056	21 134	20 742	减	24 871	增	22 409	增

比较表上数值可以得到这样的感性认识，如果改变各框的刚度比，各接头上的载荷值之和不变，但将改变载荷的分配情况。增大前盒主要支持点 16 框的刚度，则 16 框处的剪力 R_{13} 和弯矩 M_{13} 将增大，而后盒上的剪力和弯矩将减小。当增大后盒段的对接框的支持刚度时，将引起前盒段卸载、后盒段加载。当减小后盒机身框提供的支持刚度时，则与增大前盒支持刚度有类似之处。接点后的支反力和支反弯矩的改变，意味着在梁上载荷最大的根部附近，以至载荷在整个机翼结构中的分配情况发生了变化。这个特点对于小展弦比的多梁式三角机翼（多交点的机翼）结构是有其实际意义的。对这类机翼，考虑不考虑机翼支持刚度的影响，有时会对机翼结构的受载分析和设计产生明显的影响，应予以考虑。但对其他几何形状、尤其是大展弦比的机翼，这种影响并非都是如此显著，这点是要注意的。

综上所述，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我们进行静不定结构的设计有一定帮助。此外，我们还得注意，改变与机翼连接的各加强框的刚度比例将影响这些框的重量特性，故应把机翼结构以及与其有关的机身结构结合在一起，考虑其总的重量特性。

其实这种综合分析的观点不仅在此有用，在整个飞机结构设计中，都应综合考虑，使各部件结构的总重量最轻。如机翼、机身对接点的数量和形式就应综合考虑机翼、机身两者的受力情况及机身内部布置的具体情况才可能更为合理。

（4）在布置受力构件时必须要有全局观点，综合各种具体情况后确定最佳方案。例如上面提到过的应从机身、机翼等结构统盘考虑，使全机结构重量轻才是更为合理的方案；又例如长

桁间距和蒙皮厚度之间的有机联系。再如壁板承载的结构效率(主要是长桁总体失稳和蒙皮剪切失稳)均与肋距有关。肋距小可使壁板失稳临界应力提高,壁板重量有所降低;但肋的重量将会有所增加。最佳肋距应是壁板、翼肋总重量最小的值。图 5.16 表示了某机翼的重量与肋距的关系曲线。

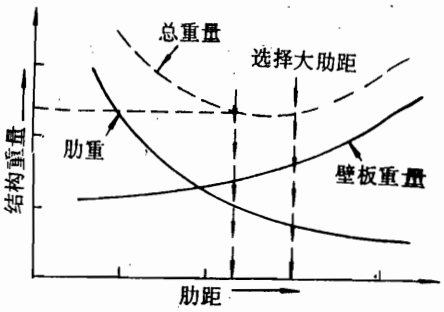


图 5.16 结构重量与肋距的关系曲线

(5) 对损伤容限设计的考虑:

在受力构件布置时为满足损伤容限要求应从以下几方面考虑。

① 多传力途径。除前述在考虑机翼-机身对接采用多交点配置外,在一些重要受力构件布置中还可采用多梁的翼盒设计。例如有一段时期,较多的后掠机翼,如 DC-8、康维尔-880、VC-10 等飞机采用了三梁、四梁结构或多辅助梁的单块式(应力蒙皮式)结构,康维尔-880 飞机采用了三根梁,这不仅可使结构中的载荷分配比较均衡,而且如果有一根梁损坏,飞机仍能保证安全,提高结构工作的可靠性。而单梁式的布置因当其梁出现较长裂纹时,即将导致整个机翼结构破坏,故在运输机上现已很少采用。上述这种多梁布置即属于多传力途径。

② 在进行蒙皮分块和布置长桁时结合考虑采取止裂措施,使结构具有破损安全止裂结构特性。

波音-707 飞机的机翼利用蒙皮弦向分块(蒙皮分得比较小);加强蒙皮纵向对缝处的长桁;合理地配置长桁和蒙皮的截面积比值(即刚度比)等办法,使蒙皮上一旦出现裂纹,可利用蒙皮分块的自然边界以及对接缝处的加强桁条来止裂,以保证结构的剩余强度。

③ 增加结构的可检查度。在进行损伤容限设计时,检查度应作为必须考虑的内容。特别是对一些损伤容限关键部位,在使用中能对裂纹扩展情况进行监测是确保使用安全性的重要环节。

措施之一,对于破损安全结构,在允许的条件下,应尽量开设较多的检查通道。如在机翼壁板或某些翼肋上布置必要的检查、维修用开口盖等。

措施之二是提高裂纹的可检度。图 5.17 所示梁与蒙皮的连接,(*a*) 所示结构,一旦缘条上出现了裂纹,由于大梁缘条完全被蒙皮盖住,裂纹很难被检查出来。若将其改为图 5.17(*b*) 的结构形式,那么裂纹就容易被检查出来。因此只要工艺条件许可,那么在蒙皮分块时就应作相应考虑。

至于可提高结构损伤容限特性和耐久性的细节设计措施请参考第四章。

(6) 注意改善结构的工艺性。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。

(7) 改善结构的使用、维修条件。如注意维修时结构的可接近性、开敞性,布置必要的维修口盖,留出人的维修通道等。

(8) 注意结构设计的现实性和先进性。选择结构型式时,应注意采用新结构、新材料(可参考第七章)。

这些原则对尾翼和机身等结构一般也适用。

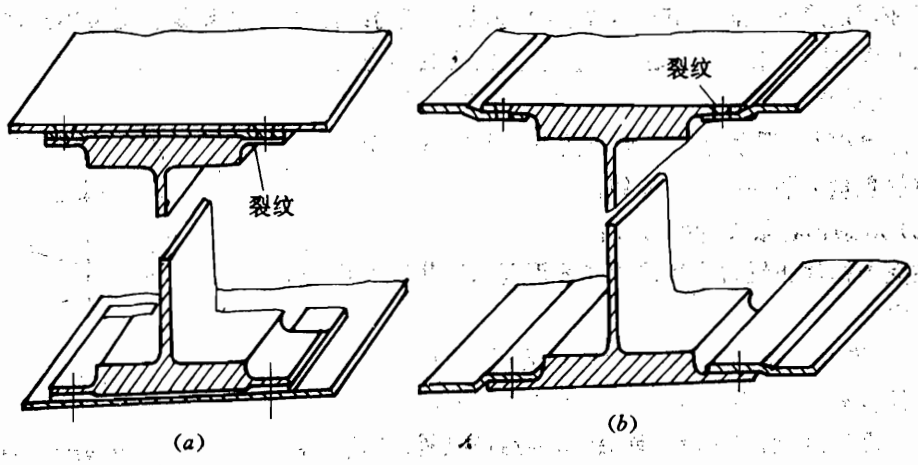


图 5.17　提高裂纹可检度的设计

5.4　机翼结构剖面的初步设计计算

一般在机翼打样设计时要先估算剖面各元件的截面尺寸，或凭经验选取，现作简单介绍。

设计计算之前，机翼的受力型式和主要受力构件布置已基本确定。设计计算的目的，是根据强度条件，由给出的机翼载荷，通过一定的计算，初步选定机翼主要构件在各剖面处的尺寸：如翼梁、长桁的横截面尺寸，蒙皮厚度等，还可初步确定翼肋间距。在结构设计中，静强度并不是确定结构尺寸的唯一依据，只有全面考虑了各类强度和刚度、工艺等各方面要求后，才可能得出合理的设计。但在这些要求中，足够的静强度是一个最基本的要求，因此常以此为出发点进行设计计算。

设计计算时采用的计算方法和简化模型可根据该阶段所要求的计算精度和计算条件来选取。因为设计计算是设计人员边设计边进行的，往往可能较多地调整结构尺寸用以比较各种方案，只要求满足一定的精度(而不一定十分精确)，但能较快地得到结果，因而设计计算方法及选取的简化模型可比较简单。如对于中等展弦比的直机翼、后掠机翼的外段，平剖面假设基本成立，就可以用工程梁理论计算，结果还比较满意。在根部或开口处等参与段，则再结合采用近似能量法解进行修正，作为初步设计之用也还是可以的。对小展弦比机翼，除个别情况下可特殊处理外，基本上不能用工程梁理论计算，而必须借助于有限元法等应用计算机进行。

一、以工程梁理论对直机翼剖面进行设计计算的方法与步骤

本节取某机双梁单块式机翼为例。在进行几何形状简化、略去次要结构的承载能力后，可得计算简化模型如图 5.18 所示，为一单闭室盒段结构。现要确定梁、长桁、蒙皮的几何尺寸。

要说明的是，有时为了进一步简化计算，还可根据经验、原准机或统计数据先选定一部分受力较小的元件的剖面尺寸(如梁式机翼中的长桁)，而留下主要元件(如梁)的尺寸作为待定的未知数。也有的是给出某个比值：例如长桁面积与梁缘条面积的比例值，以减少待定的未知数数量。计算前还要先选定各构件的材料。

1. 算出整个上、下翼面(包括梁缘条)的总轴力值和总面积

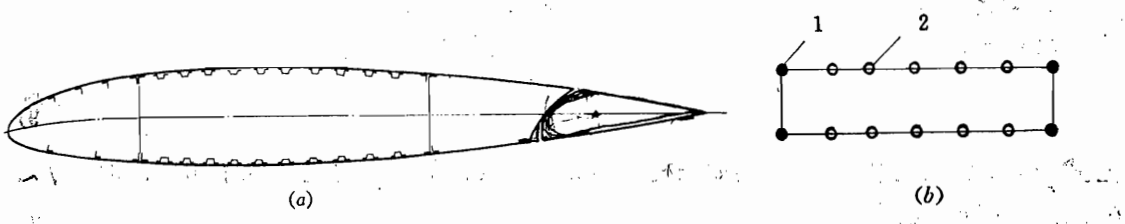


图 5.18　双梁单块式机翼设计计算简化模型

(a) 机翼剖面情况　(b) 计算模型

1— 梁缘条　2— 长桁

取翼箱的平均高度为 H

$$H = \frac{H_1 + H_2}{2} \tag{5.1}$$

H_1、H_2 为前、后梁缘条的形心间距。H 也可以取上、下整个壁板的形心间距。

翼面上的总轴力为 N

$$N = \frac{M}{H} \tag{5.2}$$

翼面所需总的承受轴力的面积为 A，则

$$A_+ = \frac{M}{H \times 0.9 \times \underline{\sigma_b}} \qquad \text{(受拉区)} \tag{5.3}$$

$$A_- = \frac{M}{H\underline{\sigma_{cr}}} \qquad \text{(受压区)} \tag{5.4}$$

式(5.3)中系数0.9为受拉区考虑铆钉孔削弱等影响的减缩系数。式(5.4)中 σ_{cr} 可取缘条的局部失稳应力。但因缘条剖面尚未确定，故 σ_{cr} 无法确定，则可在第一次试算时先假设一值(例如可取它等于屈服极限 $\underline{\sigma_{0.2}}$)，但用此值第一次确定出缘条面积后必须核定该面积的 σ'_{cr} 值与原假设值是否接近。如果相差较大，则应用 σ'_{cr} 值代入作第二次计算。一般可能重复 1 ～ 2 次。

2. 确定梁缘条截面积 A_B

为此可根据经验或统计确定梁缘条的 A_B 和壁板的截面积 A 的比值 χ(+ 表示受拉区，− 表示受压区)。

$$\chi_+ = \frac{A_{B+}}{A_+} \qquad \chi_- = \frac{A_{B-}}{A_-} \tag{5.5}$$

(假如只有梁缘条受弯矩，则 $\chi = 1$；如没有梁缘条，则 $\chi = 0$)。

所以可得到梁缘条的总面积分别为

$$A_{B+} = \chi_+ A_+ \qquad A_{B-} = \chi_- A_- \tag{5.6}$$

前、后梁的缘条面积按高度分配为

$$A_{f+} = \frac{A_{B+}H_1}{H_1 + H_2} \quad A_{f-} = \frac{A_{B-}H_1}{H_1 + H_2} \tag{5.7}$$

$$A_{r+} = A_{B+} - A_{f+} \qquad A_{r-} = A_{B-} - A_{f-} \tag{5.8}$$

· 脚注 f 代表前梁

3. 确定长桁-蒙皮壁板的尺寸(壁板截面积含梁缘条截面积)

(1) 受压区　先导出壁板当量厚度(把长桁分散到蒙皮中)δ_p

$$\delta_p = \frac{A_-(1-\chi_-)}{(\varphi_{st-})t} \tag{5.9}$$

上式中 φ_{st-} 为长桁减缩系数，例如长桁的临界应力或极限应力值是梁缘条相应值的 0.7 ～ 0.9，那么该 φ 值就取为 0.7 ～ 0.9。

长桁和蒙皮的面积按下式分配：

$$\delta_{p-} = \delta_{sk}\varphi_{sk} + \frac{A_{st-}}{t} \qquad \varphi_{sk} = \frac{30\delta_{sk-}}{t} \tag{5.10}$$

式中 sk 表示蒙皮，st 表示长桁。φ_{sk} 为蒙皮减缩系数，表示蒙皮计入的宽度(即承压时的有效宽度)，近似可取为 $30\delta_{sk-}$，而不是长桁间距 t。φ_{sk} 也可按(5.11)式计算，

$$\varphi_{sk} = \sqrt{\frac{\sigma_{cr\cdot sk}}{\sigma_{cr\cdot st}}} \tag{5.11}$$

设桁距 $t = 100 \sim 150$ mm(对于翼箱式结构可取小值)则受压蒙皮的厚度取下式范围内的值

$$\delta_{sk} = \frac{M_t}{2BH\tau_b} \sim \frac{t}{30} \tag{5.12}$$

上式中第一项即认为蒙皮只受扭矩给予的剪流 q_t(B 为翼箱宽度)；第二项则是由 $\varphi_{sk}=1$ 时得到的，此时可按实际宽度 t 计入也即当 $\delta_{sk} = \frac{t}{30}$ 时，就是蒙皮厚度的最大值了。

至此即可求出长桁总面积 A_{st}

$$A_{st-} = (\delta_{p-} - \delta_{sk}\varphi_{sk})t \tag{5.13}$$

由长桁总面积 A_{st} 和数量 n 就可求出每根长桁的面积，确定出剖面。根据算出的剖面校核一下原假设的 φ_{st}(也即 $\sigma_{cr\cdot st}$)是否基本一致，如相差甚远，应再迭代计算之。

(2) 受拉区

$$\delta_{p+} = \frac{A_+(1-\chi_+)}{B\varphi_{st+}} \tag{5.14}$$

若梁缘条、长桁、蒙皮的材料 E 值相同，则 φ_{st+} 为 1。根据参考文献[1]介绍，此时若取

$$\delta_{sk+} = (0.55 \sim 0.7)\delta_{p+} \tag{5.15}$$

当 φ_{sk} 为 1 时，则长桁总面积 A_{st}

$$A_{st+} = (0.3 \sim 0.45)\delta_{p+}t \tag{5.16}$$

4. 确定梁腹板厚度 δ_w

按前、后梁弯曲刚度将总体剪力 Q 分配到前、后梁腹板上，i 表示第 i 根梁。

$$Q_i = \frac{E_iI_i}{\Sigma EI}Q \tag{5.17}$$

则每个梁腹板上的剪流 q_{iz}

$$q_{iz} = q_{iQ_i} + q_i \tag{5.18}$$

• 关于该比值各文献有所不同，如文献[5]中，一般取 $\delta_w > \delta_{st}$，与飞机的具体情况有关。

$$q_{iQ_i}=\frac{Q_i}{H_i}\qquad q_i=\frac{M_i}{2BH} \tag{5.19}$$

则可以由 q_{iz} 求出腹板厚度 δ_w

$$\delta_w=\frac{q_{iz}}{\tau_{wl}} \tag{5.20}$$

上式中的 τ_{wl} 为计算所取的极限剪应力，若考虑到不允许梁腹板失稳，可先取 $\tau_{wl}=0.2\sigma_b$ 进行计算。等 δ_w 初步确定后，可按结构力学方法计算 τ_{cr}，进行对比，如相差甚多再修正。

对于长桁，其受压后可能出现局部失稳和总体失稳两种情况，应分别计算出两种临界应力值，并尽量使它们一致。一般总体失稳临界应力可用调整肋距来调节。这样有可能使材料利用较好，但这不是绝对的(详见 5.5 节)。

二、应用计算机和有限元法进行剖面设计计算及其他方法

从以上介绍可知，设计计算是一种近似计算方法，它的计算精度与所取模型的简化程度和计算方法都有关。因此在设计计算和具体结构设计之后，必需进一步进行强度校核和其他必要的校核。对小展弦比机翼则工程梁理论不宜采用。目前随着计算机辅助设计的发展，有把设计计算和校核计算合并的趋势。即编制出判断结构强度和刚度的程序后，把需确定的元件尺寸均作为可变参数。只要代入一组参数，就可很快得到结果。再代入一组参数，又可得到一组结果。如此进行多次，选取一组最满意的结果作为确定的尺寸。

也可结合有限元应力计算采用优化设计的方法(如满应力设计)。目前最常见的结构优化设计的方法是在应力、最小尺寸限约束下的结构最小重量设计。其普遍表达式如(5.26)式，式中 $A_{i\min}$——i 元件必须保证的最小尺寸。

$$\min W=\Sigma\gamma_i A_i l_i \tag{5.21}$$

$$\frac{\sigma_i}{[\sigma_i]}\leqslant 1;\qquad A_i\geqslant A_{i\min}$$

一般可先主观选定一组设计变量 A_i(如杆面积或板厚)，然后算出内力，并由此算出应力，与极限应力 $[\sigma_i]$ 作比较。通过几次迭代，自动调整待定设计变量，以期得到满意结果(满应力设计详见第十章)。

另外有的资料上介绍[4]，可先用比较精确的计算建立起一组各参数之间的关系曲线。在初步设计时可直接根据给出的原始数据(如相对载荷值)查曲线以获得较佳的尺寸组合。这对于例如壁板设计这样一个影响因素较少的问题是可行的。

5.5 机翼典型元件设计和机翼-机身的连接设计

通过机翼剖面的初步设计计算已确定了一些元件初步的主要尺寸，继之要进行构件的详细设计。详细设计包括合理选材，选择最佳的构造形式和剖面形状，通过设计计算确定全部尺寸并完成其内部的构造设计，包括连接设计(如梁的缘条与其腹板、蒙皮的连接；梁、肋与副翼、襟翼的连接设计等)，确定构件毛坯的制造工艺方法等。其时既要使结构承载效率高；对于关键件还要有良好的损伤容限特性，精心完成良好的细节设计。总之应从受力合理，结构安全可靠，结构重量轻，有良好的经济性、工艺性和使用性，以及便于维护和修理等各个方面，根据各个具

体飞机的具体条件综合考虑，得到满意的设计。构件有的按强度设计，有的按刚度设计。后者如有的构件对刚度要求比较高(如各类舱门)；有的构件的刚度与振动、气动弹性问题有关；也有的按静强度设计只需很小的剖面尺寸以致造成加工、装配时的困难等。本节以下主要介绍各种典型元件的设计原则，主要以满足静强度作为基本要求，再综合考虑一些其他因素。

一、长桁设计

长桁要承受蒙皮传来的局部气动力，并对蒙皮提供支持，提高蒙皮的剪切失稳临界应力。对单块式机翼中参加机翼总体受力的长桁，更主要的是承受弯矩引起的轴力。受轴力的长桁沿轴向应连续，不要间断，并应具有足够的强度。为减轻重量，可按等强度设计，使长桁面积(或长桁数量)由翼根向翼尖逐渐减少。

1. 截面积确定

截面积 A_n 应保证在受拉区满足静强度，在受压区不失稳。

(1) 长桁受拉时 A_n 按式(5.22)计算，A'_n 为扣除铆钉削弱后的面积

$$A'_n \geqslant \frac{P}{\sigma_b}; \qquad A_n \approx \frac{A'_n}{0.9} \tag{5.22}$$

(2) 长桁受压时，A_n 由失稳临界应力 σ_{cr} 定

$$A_n \geqslant \frac{P}{\sigma_{cr}} \tag{5.23}$$

型材失稳可能有多种形式，但长桁因有蒙皮支持，故其主要失稳形式为轴线在垂直于蒙皮平面内弯曲的总体失稳和长桁上局部地方发生皱折或压屈(图 5.19)。任何一种形式的失稳都会使长桁失效，因此计算时选择总体失稳临界应力 σ_E 和局部失稳临界应力 σ_l 中的较小者作为 σ_{cr} 值。希望通过合理设计使 σ_E 和 σ_s 尽量接近，即能同时到限。一般说这可能提高材料利用率，有利于减轻重量。

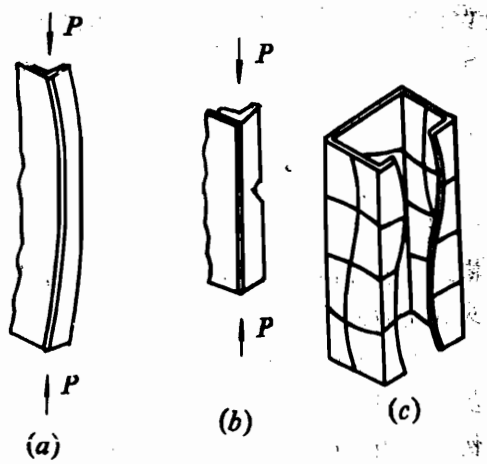


图 5.19 长桁失稳形式
(a) 总体失稳 (b) 局部皱折
(c) 有一段出现压屈变形

① 总体失稳临界应力 σ_E 按欧拉杆形式算，在弹性范围内临界载荷值 P_{cr} 如式(5.24)。式中 C— 支持系数，l— 翼肋间距。

$$P_{cr} = \frac{C\pi^2 EI}{l^2}; \qquad \sigma_E = \frac{P_{cr}}{A_n} \tag{5.24}$$

由上式可知，提高长桁剖面惯性矩 I、支持系数 C 以及减小肋距 l 均可提高 σ_E，但需考虑肋数量增多后引起的重量增加，应取其结构总重量较轻者为合理设计。

② 局部失稳临界应 σ_l：

飞机上一般长桁为薄壁杆件，由几块薄板组成，受压时通常会在低于 σ_b 的某一个应力(即 σ_l)时某块或某几块薄板开始发生皱折或压屈(图 5.19(b)、(c))，即局部失稳。

对每块板而言

$$\sigma_{li} = \left[\frac{0.9KE}{(b/\delta)^2}\right]_i \tag{5.25}$$

对整个型材

$$\sigma_{l平均}=\frac{b_1t\sigma_{l1}+b_2t_2\sigma_{l2}+\cdots}{b_1t_1+b_2t_2+\cdots}=\frac{\Sigma b_nt_n\sigma_{ln}}{\Sigma b_nt_n} \tag{5.26}$$

k 为第 i 块板的支持系数，b/δ 为第 i 块板的短边长度与厚度之比，因此剖面形状对 σ_l 有很大影响。如 T 形型材中的垂直板的 K 值为角型材(如图 5.19(b))垂直板的支持系数的 9.6 倍，所以 σ_{li} 肯定要大些。整个长桁的 σ_l 可按最先一块板失稳的应力取，此时偏保守；也可按(5.26)式取所有板失稳后的平均应力。

2. 长桁剖面形状的选择

常用的长桁典型剖面见图 5.23，其中 $f\sim h$ 长桁用薄铝板弯制而成，用于梁式机翼或载荷较小的机翼上。其他均用硬铝挤压制成。其中端板带圆头时既可增大长桁剖面的惯性矩 I，又可作为该端板自由边的弹性支持，对提高长桁的 σ_E 和 σ_l 值均有利。在选择长桁剖面形状时还应考虑其他因素：如剖面太高，将使长桁形心离蒙皮较远，致使翼箱的有效高度 H_{eff} 有所降低(图 5.20)。又如 Z 形型材和槽形型材临界应力基本相同，但前者铆接方便。∏形帽型材(图 5.20(b)) 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型材构成通气管路，然而一般说很少采用。

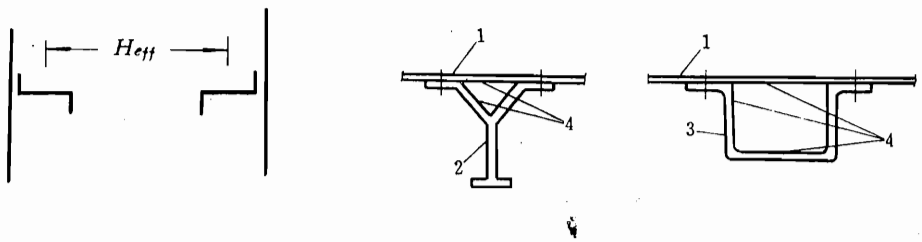


图 5.20　长桁剖面形状选择

(a) 剖面的有效高度　(b)Y 形和帽形长桁剖面的腐蚀问题

1— 蒙皮　2、3— 长桁　4— 无法检查到的封闭区

3. 抗疲劳和损伤容限设计

受拉区长桁处于疲劳和损伤容限敏感区，因此材料应选择 2024、LY-12 等疲劳性能和断裂韧性好的铝合金。同时要注意长桁的终止端设计，在末端应斜削以使壁板剖面面积不突然变化，而是和缓过渡；也可防止长桁末端仍存在较高应力而导致在紧固件处引发蒙皮的疲劳裂纹。

二、机翼蒙皮与壁板设计

蒙皮形成机翼外形并承受空气动力，现代飞机机翼上的蒙皮一般都参与承受机翼的扭矩和弯矩。受扭矩时，蒙皮为单纯受剪；参加受弯时，蒙皮既受剪切又同时受有轴向拉、压。目前常见的蒙皮有金属蒙皮、复合材料层压蒙皮、夹层蒙皮(图 5.21)和整体壁板等。夹层蒙皮由上、下两块面板和中间芯材组成，芯材有蜂窝、泡沫塑料、波纹板等。对于有些主要按刚度设计、本身结构高度较薄的舵面、调整片等操纵面及翼尖上，还常采用全高度蜂窝的夹层结构。

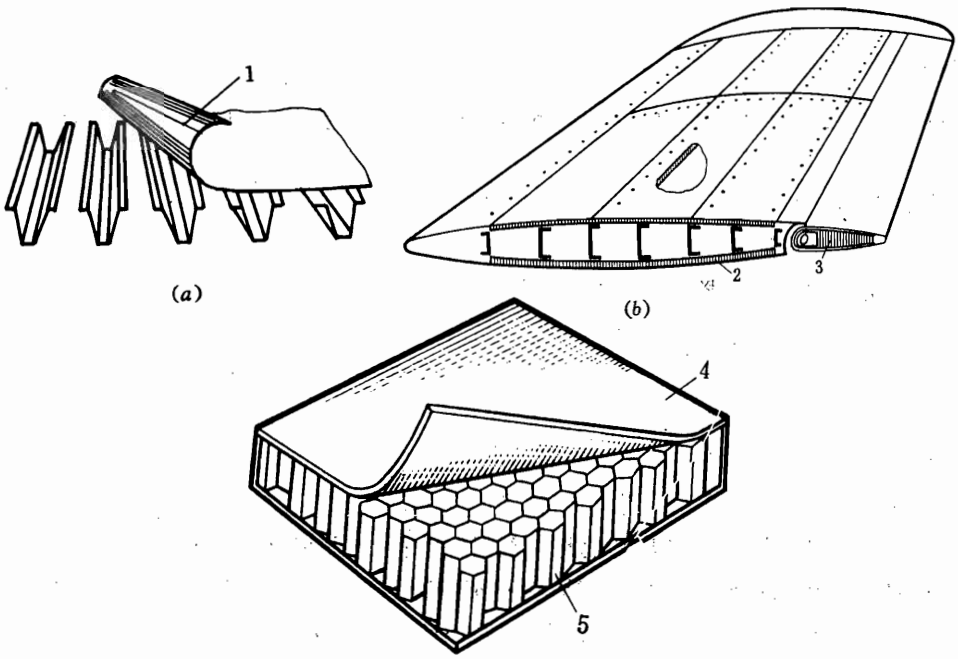


图 5.21　机翼的蒙皮

(a) 金属蒙皮　(b) 夹层结构机翼　(c) 蜂窝夹层壁板

1— 金属蒙皮　2— 夹层机翼壁板　3— 全高度夹层结构操纵面　4— 面板　5— 蜂窝芯子

蒙皮与长桁、翼梁缘条连接在一起，形成承力蒙皮结构，称之为壁板。翼肋向壁板提供横向支持。常见的壁板有以下几种典型型式：薄板型、蒙皮长桁组合式承力蒙皮结构、整体壁板。下面就这三种情况作一简介。

1. 薄板式壁板

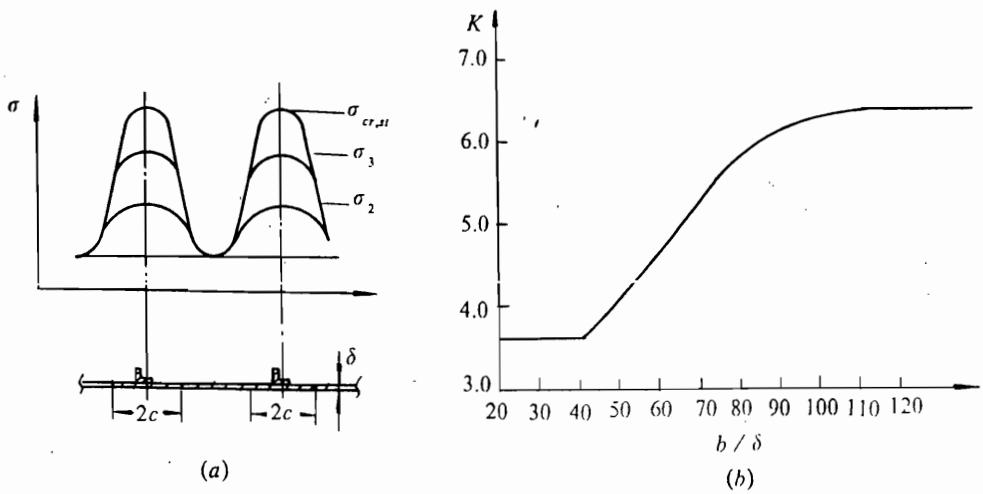


图 5.22　薄板式壁板

(a) 桁条间蒙皮上的应力分布　(b) $K \sim b/\delta$ 关系曲线

这类壁板(图 5.22)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，其临界应力 σ_{cr} 和有效宽度 $2c$ 按下式计算

$$\sigma_{cr,sk} = KE\left(\frac{\delta}{b}\right)^2;$$

$$2c = b\sqrt{\frac{\sigma_{cr,sk}}{\sigma_{cr,st}}} = \delta\sqrt{\frac{KE}{\sigma_{cr,st}}} \tag{5.27}$$

式中 K —— 支持系数；

δ —— 蒙皮厚度；

b —— 长桁间距。下标 sk 表示蒙皮，st 表示长桁。

此时虽蒙皮先失稳，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。这样我们可把蒙皮宽度 b 折合成有效宽度 $2c$ 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 $\sigma_{cr,st}$。

2. 承力蒙皮铆接组合式壁板

此类壁板蒙皮较厚，蒙皮截面占总壁板截面积的比例较大，蒙皮和长桁的失稳临界应力接近，其典型形式见图 5.23。

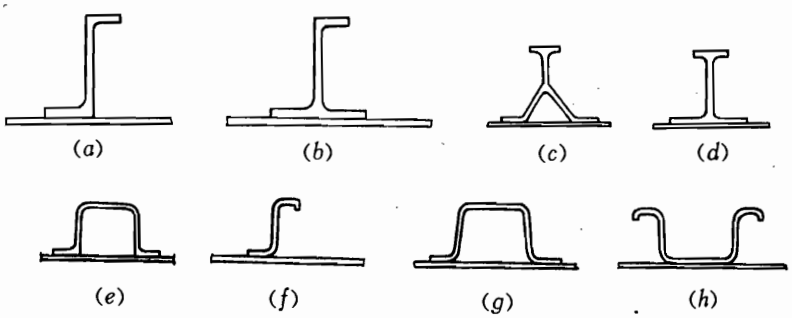


图 5.23 典型的承力蒙皮壁板

(a)、(b)、(c)、(d)、(e) 为挤压长桁 (f)、(g)、(h) 为板弯长桁

这类壁板有多种破坏形式：

(1) 两个长桁之间的蒙皮失稳，同时引起长桁变形，使结构扭曲并产生严重的局部变形(图 5.24(a))。

(2) 个别长桁在两个翼肋之间出现局部失稳。

(3) 个别长桁在两个翼肋之间出现总体失稳。但对带 Z 形剖面长桁的壁板，一般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) 两个铆钉间的长桁或蒙皮失稳(图 5.24(d)、(e))。

这类壁板因要考虑许多方面的参数和各种不同的失稳形式，故确定壁板的强度和最有效地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，经常使用的还是试验数据和由此定出的设计图表。对这类壁板只有当整个结构破坏时才认为是临界设计状态，故若在达到设计载荷之前出现蒙皮失稳现象是正常的。只是根据刚度要求和设计经验，对于不同结构元件常规定出在设计载荷的不同百分比(例如 40 ～ 60%) 以上才容许出现不导致破坏的失稳。至于若个别长桁出现失稳，那么只有在有充分依据能说明其不诱发结构破坏情况时，才可认为是非临界设计状态；否则一般作为临界设计状态处理。宽柱失稳的临界应力一般与长桁失稳应

力相等或略高，通常可不必另作计算。

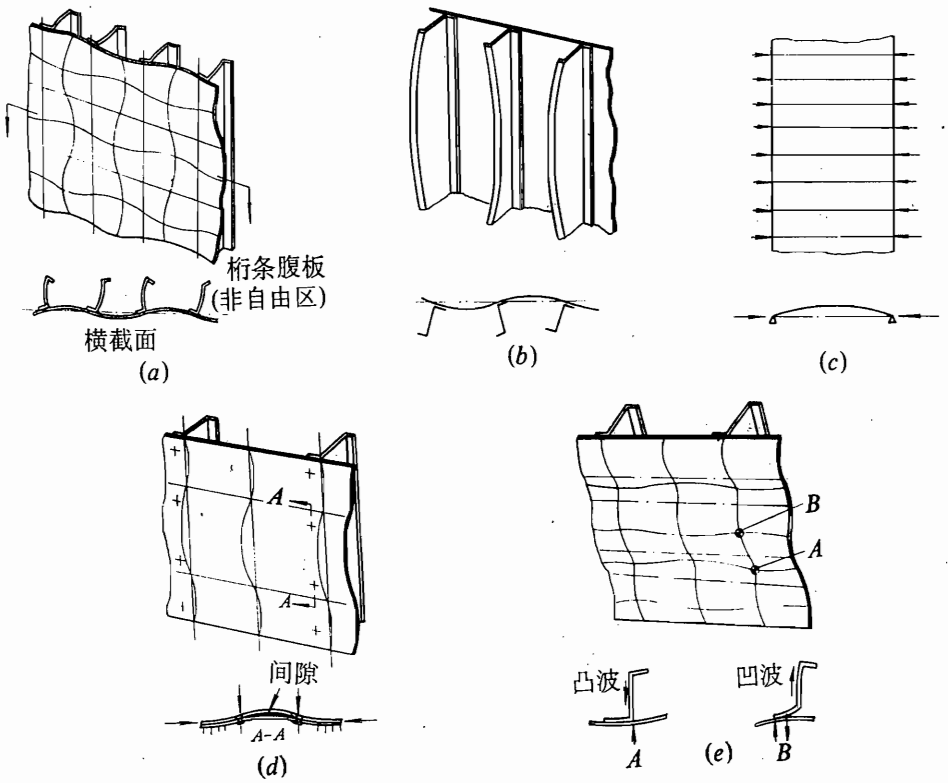


图 5.24　承力蒙皮式壁板的典型破坏形式

(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

应该注意到如果蒙皮很薄，在受载后出现较大的皱纹，这会扰动翼型面上的气流，并产生空气阻力，这对高速飞机尤应避免；此外薄板的反复屈曲会导致意想不到的早期疲劳破坏。所以现代机翼上一般蒙皮较厚，宁可减小桁距，这样可避免上述问题的发生。

3. 整体壁板

当飞机飞行速度进一步提高时，机翼上载荷增大，机翼高度更趋变薄。此时若仍采用蒙皮-长桁结构，有以下两种增强办法，但研究表明，若加厚蒙皮，则增重多；而增多桁条，使工艺上增加困难，且因铆接导致的机翼表面质量问题会使阻力增大，因此出现了整体壁板。在现代高速薄翼飞机上，特别是当机翼结构作为整体油箱时，得到广泛应用。它与蒙皮-长桁壁板相比，一般可使重量降低(10 ～ 15)%，有资料介绍对薄翼甚至可达 20%。

整体壁板是一种有效的重量轻、强度高的结构。蒙皮和加强筋由整块材料加工而成。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。与铆接组合式壁板相比它有如下优点：

在结构上便于按等强度分布材料。经加工，使壁板沿展向为变厚度的最佳分布；

结构的总体和局部刚度好；且由于减少了连接铆钉的数量，蒙皮不易失稳，因此机翼表面更加光滑，因而提高了气动外形准确度，改善了气弹特性；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，既减轻了连接件本身的重

量，又可改善疲劳性能；便于密封，减少了密封材料的用量，对整体油箱设计提供了很有利的条件。

其缺点往往是在装配时，可能会引起拉伸或由其他一些原因产生残余应力，易引起应力腐蚀，设计不当时对裂纹扩展比较敏感。所以有些民航机上不采用整体壁板，而采用机加长桁和机加蒙皮的铆接组合式壁板。

整体壁板常见的剖面形状见图 5.25。有关其参数选择读者可参考文献[5]。

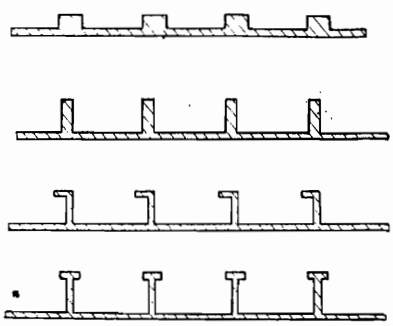


图 5.25　整体壁板的典型剖面

4. 设计壁板应注意的问题

(1) 一般说对厚翼最好采用承力蒙皮-长桁组合壁板，现代运输机上大量采用的机加蒙皮和机加长桁的组合壁板(也称加筋板)已经证明是很有效的结构；而对高速飞机的薄翼，宜采用整体壁板。

(2) 壁板失稳与肋距有一定关系，因此要经过优化方法选出最佳的配置值(见图 5.16)。

整体壁板往往肋距较大。一般说机翼相对厚度较小时最轻结构可能是肋距较大的整体壁板结构。

(3) 对需考虑疲劳和损伤容限的机翼，则对受拉区翼面的结构应精心设计：

① 材料应该选择比强度 σ_b/ρ 高，同时断裂韧性、疲劳性能好的材料(如宜用 LY-12 而不宜用 LC4 等)。

② 紧固件(如铆钉等)用过盈配合、干涉铆接将有利于提高疲劳性能并提高损伤容限。

③ 采用某些止裂措施，如用蒙皮分块，沿展向设置对接缝，或在蒙皮上设止裂缝。

④ 控制应力水平，特别是对疲劳最敏感的机翼下翼面结构。

⑤ 肋可不与蒙皮相连，而仅与长桁相连，以减少蒙皮上因铆钉孔引起的应力集中，也有利于整体油箱密封。

⑥ 壁板设计中有不少连接设计，如翼盒蒙皮与前缘、后缘板的连接；蒙皮上有小开口(详见 5.5 节)；或蒙皮上因某些区域载荷增大需局部增加厚度等问题，在设计时要对这些细节部位精心设计，可参阅有关文献。

三、梁的设计

梁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)% 以上。因此设计梁时在保证安全可靠的前提下，尽量提高结构效率尤显重要。

1. 梁的构造形式和常用的剖面形状

梁常用的剖面形状见图 5.26，剖面形状的选择可参考长桁设计中的分析。

梁由缘条、腹板组成，常见的构造形式有腹板式(组合式)和整体锻造梁(图 5.27)。过去低速飞机有采用构架式梁，而现代飞机常将机翼做成整体油箱，梁成为整体油箱一块隔板，构架式梁显然不合适。一般说梁的缘条厚度远比梁的总高度小，腹板的厚度又远比缘条厚度要小，因此常把梁的腹板简化成只受剪力的板；其上、下缘条则作为杆，用来承受弯矩引起的一对轴力。

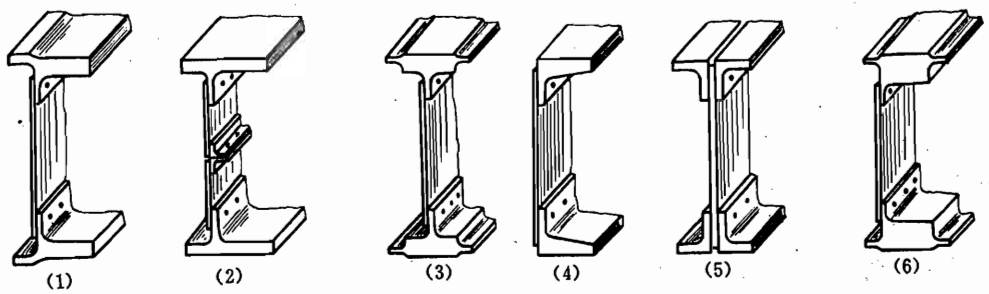
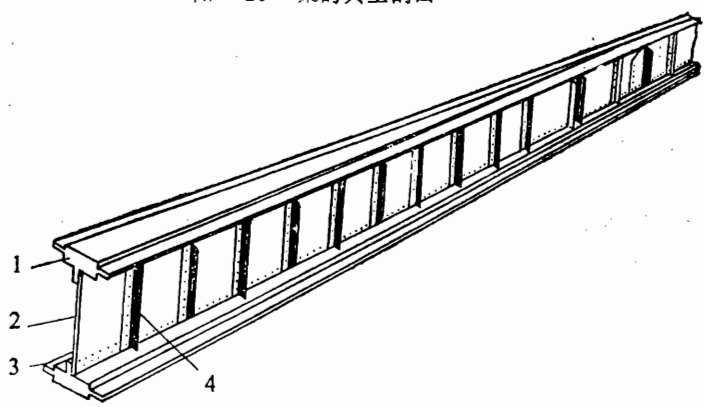
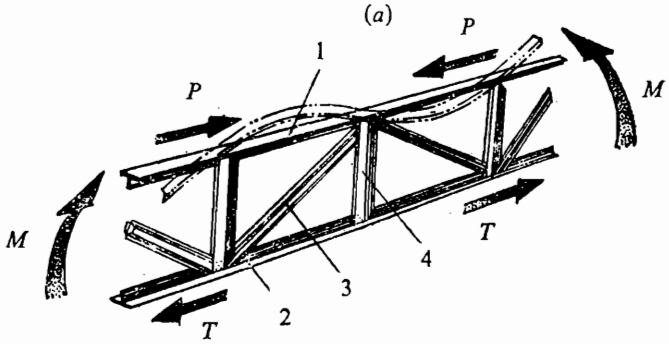


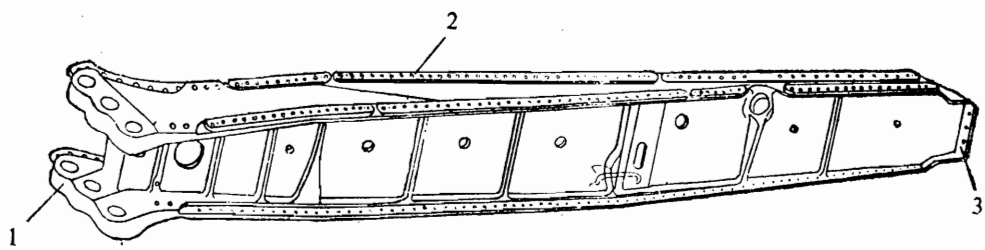
图 5.26　梁的典型剖面



(a)



(b)



(c)

图 5.27　梁的构造形式

(a) 腹板(组合)式翼梁:1— 上缘条　2— 腹板　3— 下缘条　4— 支柱
(b) 构架式翼梁:1— 上缘条　2— 下缘条　3— 斜支柱　4— 直支柱
(c) 整体翼梁:1— 机翼与机身接头的耳片　2— 锉修垫板　3— 固定座

2. 缘条设计

缘条面积的确定同长桁。材料有用铝合金、合金钢和钛合金。由于梁的大部分重量是缘条重量，因此为减轻重量更应注意增大上、下缘条的形心间距。为此可把缘条做得宽、薄一些(图5.26(2))，但要注意不能太薄，以免使缘条的局部失稳临界应力 σ_i 太低。

受压时，梁缘条因同时有蒙皮和腹板在两个平面内提供支持，一般不会出现总体失稳，只需考虑局部失稳问题。受拉区，为了减少铆钉孔对缘条面积的削弱，可选用图 5.26 中(3)、(6)剖面，在缘条两侧伸出两个薄翅，在保证强度的条件下，将铆钉连接部分的缘条减薄。

3. 腹板设计

腹板可简化成四边受剪的平板。根据它是否允许剪切失稳可分为抗剪型(不允许剪切失稳)和张力场型。张力场型又分为完全张力场型和不完全张力场型。

(1) 抗剪型腹板设计　对此类腹板应考虑两种破坏形式：剪切破坏和剪切失稳。

① 剪切破坏：由材料的剪切强度 τ_b、腹板高度 h 来确定腹板厚度 δ_1

$$\delta_1 \geqslant Q/h\tau_b \tag{5.28}$$

② 剪切失稳：当翼梁腹板完全不允许屈曲时，应由其剪切失稳临界应力 τ_{cr} 来确定 δ 值。式中 K 根据支持情况以及板的短边与长边之比(b/a)查有关设计手册可得。

$$\tau_{cr} = \frac{KE\delta^2}{b^2} \tag{5.29}$$

若已知外载荷 q，又以 $\tau = \tau_{cr}$ 作为设计点，则由上式可得

$$\frac{q}{\delta_2} = \frac{KE\delta_2^2}{b^2}$$

$$\delta_2 = \sqrt[3]{\frac{qb^2}{KE}} \tag{5.30}$$

一般说 τ_{cr} 远小于 τ_b，故 $\delta_2 > \delta_1$，此时取按失稳临界应力算得的 δ_2 为设计值 δ。

通常，为了提高 τ_{cr} 值，可在腹板上加支柱，把腹板格子划小(图 5.27)。当支柱数量足够时，有可能使支柱间距 t 小于高度 h，此时 t 即相当于式(5.30)中的 b，τ_{cr} 可有所提高。实际上由于腹板和翼肋的连接需要，腹板上一般常有连接用支柱，因此这种方法有实际意义，但支柱必须要有一定刚度才能保证对腹板起支持作用。必须注意，增加支柱虽有可能使腹板减轻重量，但却增加了支柱重量。根据试验可知，一般当相对载荷值 $\sqrt{Q}/h$ 较大时，用支柱加强的腹板总重量相对较轻。

(2) 张力场梁(腹板以张力场形式承剪)　当腹板在外载作用下 $\tau > \tau_{cr}$ 时，板便失稳，出现了大致互相平行的波纹线。但只要梁的缘条和腹板上的支柱不破坏，仍能对腹板提供支持，腹板就能继续受载，但它将以斜波纹条受拉、压的形式承剪。由于允许腹板失稳，因此可以做得薄些，结构重量也比较轻。腹板起皱后沿波纹条可以继续承担进一步增加的拉应力。当拉应力很大时，压应力与之相比可以忽略，此时可近似认为腹板完全处于受张力状态，即称完全张力场梁(图 5.28)。当腹板处于纯剪和完全张力场之间的状态工作时，即为不完全张力场梁。图 5.29(a) 所示为不完全张力场梁的腹板结构特性。这两种张力场梁的初步设计可参考以下分析和图表。

① 完全张力场梁：

腹板　当板内的拉应力(即张力)达到很大时(但 $\sigma < \sigma_b$)，压应力与此拉应力相比可以忽

略，这时可近似认为腹板完全处于受张力状态，若把梁切成很多斜条带，条带与纵轴夹角为α，它承受均布拉应力σ。此时腹板切面上的总内力即为$\sigma\delta h\cos\alpha$。它的y向分量应与外载Q平衡，所以

$$Q = \sigma\delta h\cos\alpha\sin\alpha$$

$$\sigma = \frac{2Q}{\delta h\sin 2\alpha} = \frac{2\tau}{\sin 2\alpha} \tag{5.31}$$

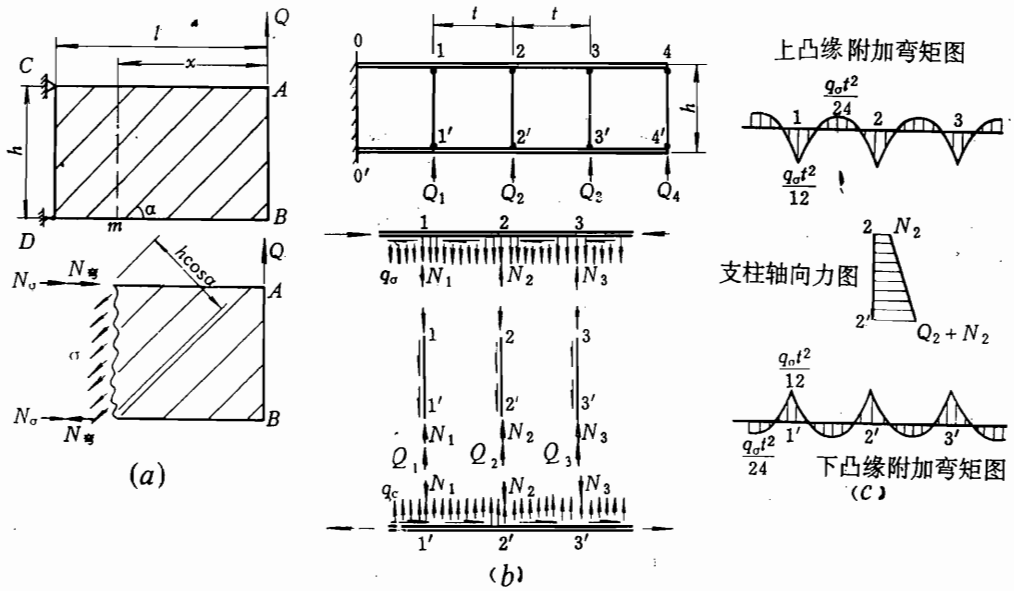


图 5.28　梁腹板以完全张力场梁形式受载

(a) 腹板失稳起皱后的平衡　(b) 腹板受有张力σ后，缘条和支柱的平衡情况(支柱上未示出侧向力)

(c) 由腹板张力σ在凸缘上引起的附加弯矩及支柱总轴力图

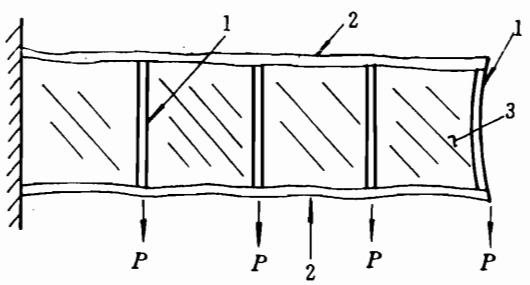


图 5.29　梁腹板以不完全张力场梁形式受载

(A) 腹板结构特性，1— 垂直加强条　2— 翼梁凸缘　3— 腹板

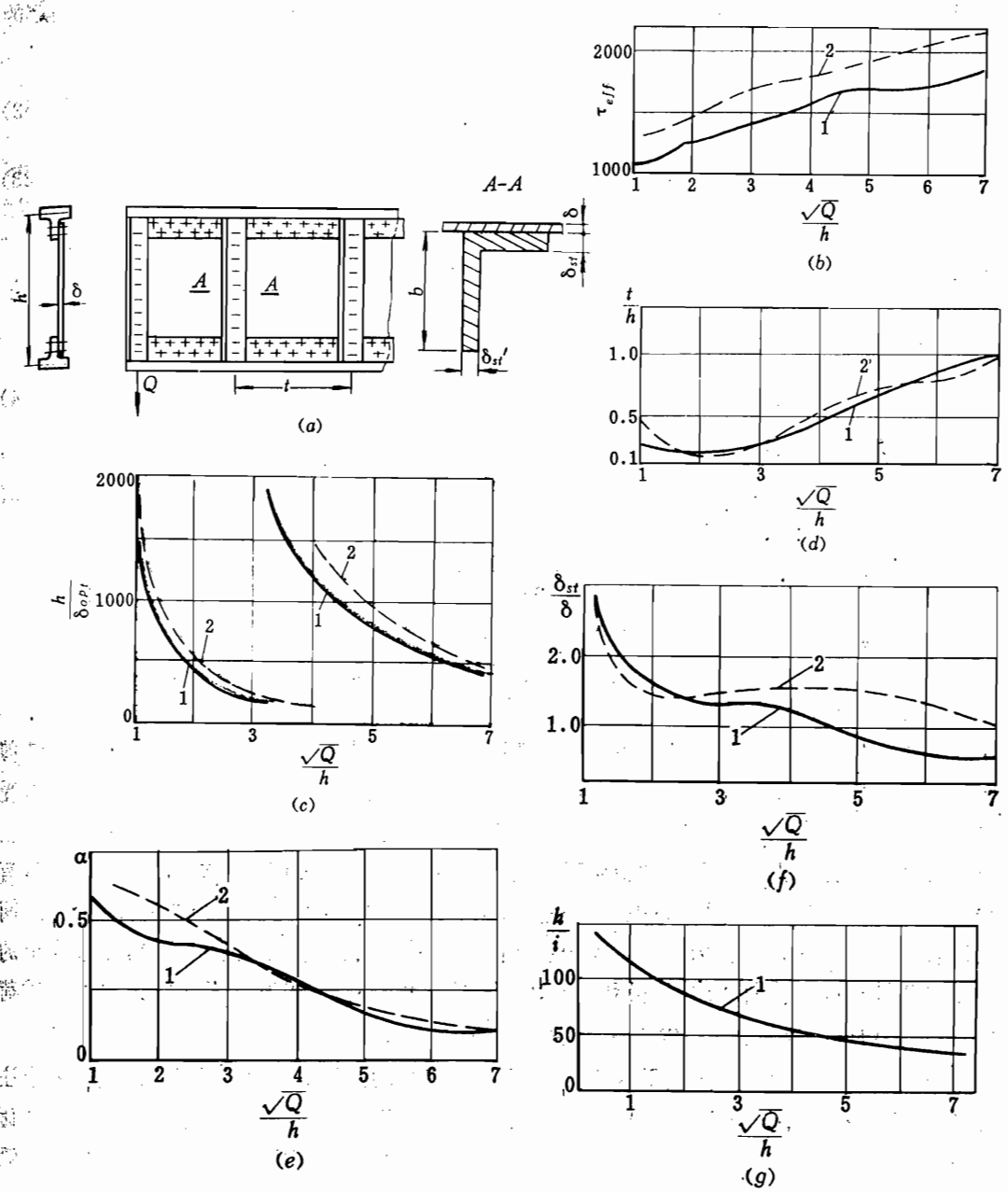


图 5.29　梁腹板以不完全张力场梁形式受载(*B*) 续

(*B*) 根据相对载荷 $\sqrt{Q}/h$ 确定梁的各参数

(*a*) 梁的几何尺寸(h 为有效高度(cm))　(*b*) 最大有效允许剪应力 $\tau_{eff}\sim\sqrt{Q}/h$ 曲线($\tau_{eff}=\dfrac{Q}{h(\delta+A_{st}/t)}\times 9.81\times 10^4$ Pa)

(*c*) 有效高度 h 与最佳腹板厚度 δ_{opt} 之比 $\sim\sqrt{Q}/h$ 曲线　(*d*) 支柱间距 t 与 h 的最佳比值 $\sim\sqrt{Q}/h$ 曲线

(*e*) 支柱耗材料最少时的参数 $\alpha\sim\sqrt{Q}/h$ 曲线($\alpha=A_{st}/\delta t$)　(*f*) 支柱与腹板的最佳厚度比值 $\sim\sqrt{Q}/h$ 曲线

(*g*) $h/i\sim\sqrt{Q}/h$ 近似关系曲线(i 为支柱惯性矩.曲线 1 — Д16T(相当于 LY12),$\sigma_b=4\,350\times 9.81\times 10^4$ Pa

曲线 2 - B95(相当于 LC4),$\sigma_b=5\,050\times 9.81\times 10^4$ Pa,图(*b*) ~ (*g*) 横坐标单位为 $\dfrac{\sqrt{\text{kg}}}{\text{cm}}$,使用时乘 $\sqrt{9.81}$,为 $\dfrac{\sqrt{\text{N}}}{\text{cm}}$

缘条　此时，缘条上除有机翼弯矩引起的轴力 M/h 外，还要附加上由腹板张力 σ 引起的轴向压力 N_c（图 5.29(a)），它由上、下缘条各分担一半，所以

$$N_c = \frac{1}{2}(\sigma\delta h\cos\alpha)\cos\alpha = \frac{1}{2}\left(\frac{Q}{\sin\alpha}\right)\cos\alpha \tag{5.32}$$

$$N_c = \frac{1}{2}Q\cot\alpha \tag{5.33}$$

实际上，作用在缘条上的腹板张力 σ 是分布轴向剪流和分布的垂直方向分力 q_c。若取 q 表示作用在单位长度缘条上的张力值，则其垂直分力 q_c：

$$q_c = q\sin\alpha = (1 \times \sigma\delta\sin\alpha)\sin\alpha = \frac{Q}{h\cos\alpha}\sin\alpha$$

$$q_c = \frac{Q}{h}\tan\alpha \tag{5.34}$$

由 q_c 引起的最大附加弯矩 M_{max} 如下（图 5.29(c)）：

$$M_{max} = \frac{1}{2}q_c t^2 = \frac{Q}{12h}t^2\tan\alpha \tag{5.35}$$

支柱　支柱也将受到由腹板张力引起的附加轴向应力 N_t：

$$N_t = q_c t = \frac{Q}{h}t\tan\alpha \tag{5.36}$$

实际上，由于腹板已失稳起皱，对支柱还有侧向力作用，故支柱处于梁柱受力状态。

② 不完全张力场梁：

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。此时外载 Q（剪力）一部分由腹板在垂直于斜条带方向以受拉的形式承受；另一部分则以斜条带受压的形式承受，此时即为不完全张力场梁。对于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，即等强度梁。为此应建立起支柱尺寸、间距 t、腹板厚度 δ 和对角线张力场的发展程度之间的关系曲线。在参考文献[8]中，经过大量的计算工作并补充以实验曲线后，可得到图 5.29(B) 的一系列曲线，可直接根据腹板的相对载荷 $\sqrt{Q}/h$（设计时的已知参数）由图中(b)、(c)、(d)、(f) 查得。

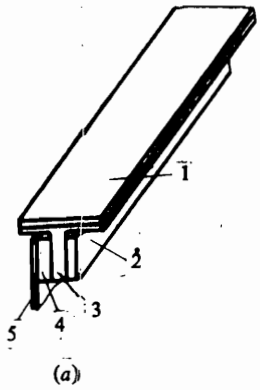
必须指出完全张力场梁虽然重量轻，但在凸缘和腹板的铆接处常会出现疲劳问题。还应注意到若腹板太薄，可能屈曲后会出现永久变形；或在连续受力后，由屈曲引起的损伤在小载荷下累积起来，当达到某一程度时就会出现裂纹或损坏，因此在疲劳限制下，完全张力场梁一般不能被采用，而常采用不完全张力场梁。

4. 整体梁

在超音速战斗机的薄翼上往往采用整体锻造后机械加工的整体梁。由于它便于做到改变剖面大小以满足等强度设计，并可减少很多紧固件，故重量较轻，且刚度大。但整体梁受热加工工艺限制，腹板厚度不能太小。因此相对载荷 $\sqrt{Q}/h$ 较小时不宜采用，以免因工艺需要增大腹板厚度而增重，尤其对结构高度大的梁。其次它的破损安全特性比组合梁要差，特别是用高强度合成钢制造时，因此要考虑补救办法。例如 A－300 机翼就在靠近机翼下表面处翼梁腹板上用一根钛金属带胶接于梁上来减慢或阻止裂纹的扩展。

5. 梁的破损安全设计和细节设计

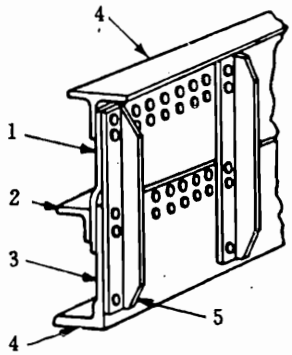
破损安全设计措施之一如图 5.30(*b*) 所示止裂锁挡，它一方面可止裂，另外一旦下腹板断裂，上腹板可与原来的上缘条和止裂锁挡(作为“下”缘条) 继续受载。但这种方法将增加重量和零件数量，需要增加展向连接。而图 5.30(*c*) 的方案，是将腹板在与凸缘连接处局部加厚，并且采用高强度钢制紧固件。当梁凸缘断裂后，其载荷将由局部加厚的腹板和邻近的翼表面结构来传递。图 5.30(*a*) 则是利用多重受力元件来保证梁的破损安全的例子。B-707 发动机吊挂大梁的缘条由三个元件组成，当其中一个出现裂纹后，不会危及其他元件，整个梁仍有相当的承载能力。



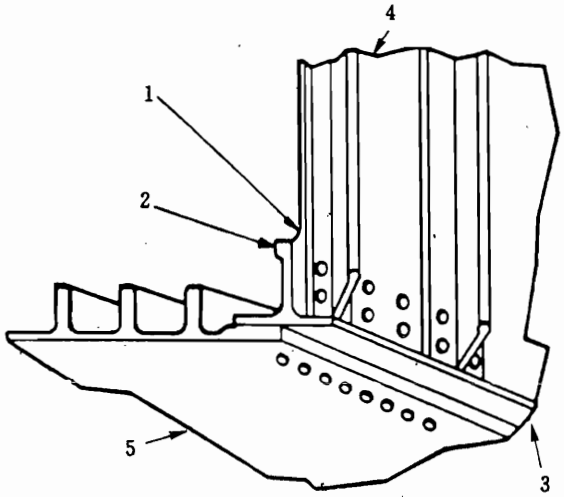
(*a*)

(*a*)　缘条为多重受力元件

1— 蒙皮　2— 铝条带　3— 缘条　4— 钢条带　5— 腹板



(*b*)



(*c*)

(*b*)　翼梁腹板用止裂锁挡的破损安全设计

1— 上腹板　2— 止裂锁挡　3— 下腹板

4— 翼梁凸缘　5— 垂直加强支柱

(*c*)　翼梁腹板与下表面凸缘连接处局部加厚的破损安全设计

1— 局部加厚腹板　2— 附加凸缘

3— 翼梁凸缘　4— 梁腹板　5— 蒙皮

图 5.30　考虑破损安全的梁的设计

后掠机翼的梁往往在机身侧边要转折(轴线转折)是一个受力复杂、并需精心设计的区域。另外梁上常安装有各种附件的支座,注意不要直接装在梁腹板上,而应装在腹板上的加强支柱上,这不仅有利于疲劳,而且有利于油箱密封。有关细节设计的内容很多,可查阅文献[7]、[8]、[6]及有关资料。

四、翼肋设计

翼肋有普通肋和加强肋两种情况。普通肋只承受局部气动载荷和维持外形。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,即由缘条承受弯矩引起的轴力、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。而对于布置在开口端部或梁式机翼根部的加强肋,其主要作用是把机翼盒段上由一圈闭合剪流构成的扭矩,转换成一对垂直力构成的力矩分别传给前梁(或相反情况)。此时翼肋的内力主要是剪力,弯矩很小。如果翼盒简化为一矩形单闭室剖面时,弯矩为零。此种翼肋应设计有较强的腹板,并在腹板上常布置有支柱以改善腹板的剪切稳定性,而缘条不需很强。腹板、缘条的设计与翼梁类似。过去加强翼肋的设计计算都把它单独取出进行。目前正逐步趋向于把加强翼肋连上两侧其他部分结构组合在一起用有限元法整体求解,这样可以更精确地计入附近结构对该加强肋的影响,提高应力分析的精度。

当翼肋上受有集中载荷时,必须在翼肋构造中进行集中力扩散件的详细设计(见本节的"五")。

翼肋的构造形式可分为腹板式、构架式、围框式和整体锻件等几种(图 5.31)。

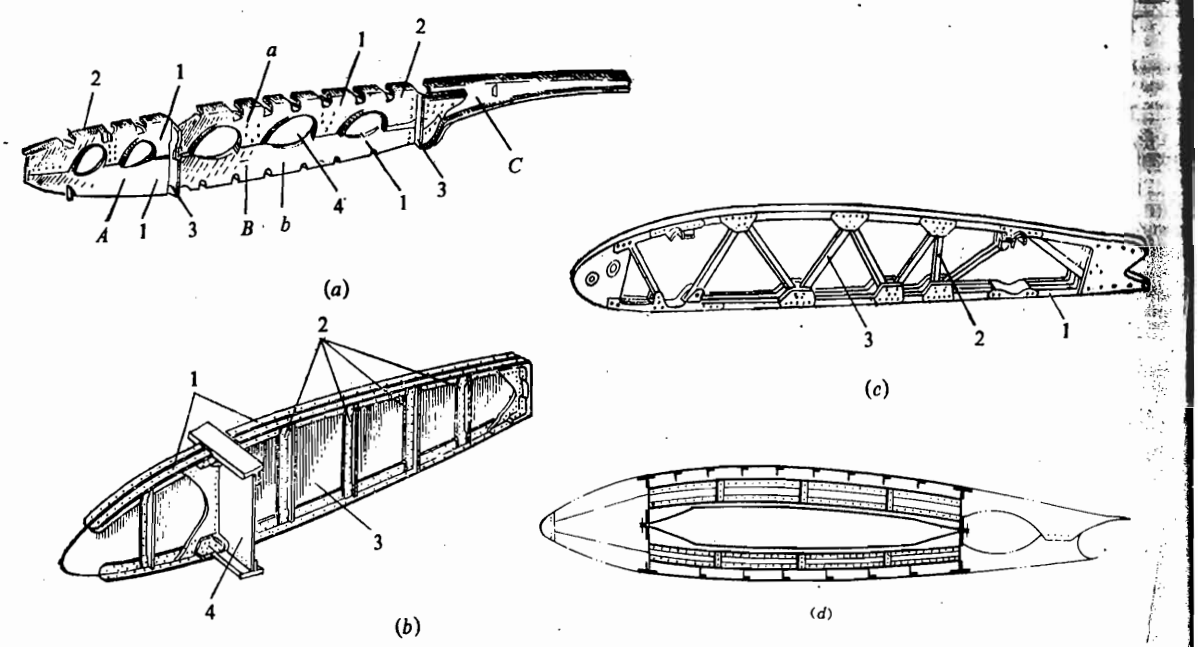


图 5.31 翼肋构造形式

(a) 腹板式翼肋:1— 腹板 2— 周缘弯边 3— 与翼梁腹板连接的支柱 4— 减轻孔
A— 前段 B— 中段 C— 后段 a— 上部分 b— 下部分
(b) 带支柱的腹板式加强肋:1— 缘条 2— 支柱 3— 腹板 4— 翼梁
(c) 构架式加强肋:1— 缘条 2— 直支柱 3— 斜支柱 (d) 围框式翼肋

普通肋较多采用腹板式。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（加强槽），加强槽的作用类似于弱支柱，也可起到增加腹板稳定性和刚度的作用。

当相对载荷 $\sqrt{Q}/h$ 不很大时，加强肋较多采用腹板式翼肋。这类翼肋除了承受腹板平面内的力外，还可作整体油箱端肋或中间的隔板（阻止油过分晃动）。此时由于油的侧压，腹板厚度至少需 1.02 mm。在翼箱端部，它还可能需承受 $(13.8 \sim 17.2) \times 10^5$ Pa 的整体油箱压力。

对于受载很大的加强肋，则可采用整体锻件，它的优点和整体壁板的优点有很多类似处。由于工艺需要整体锻件对最小板厚有一定要求，所以若 $\sqrt{Q}/h$ 不是很大时不宜采用。

为了便于和翼梁腹板连接，翼肋常分为前、中、后三段（图 5.31(a)）。翼肋常制成上、下两半，然后再连成整体，这样既改善了工艺性，又易于保证机翼气动外形的准确度。围框式翼肋图(5.31(d)) 也属这种类型，但围框式翼肋分成了上、下两个“梁”各自独立受载，每个“梁”的结构高度又较小（小于半肋高），因此重量较大，但它便于通过各种系统的管子、操纵杆或钢索、电缆。构架式翼肋也有此优点，但较重，也不便于受集中力（除非有专门布置）和固定接头，现一般很少用，但在有的大飞机厚翼上，为了减少高大的腹板的重量，有采用此种形式。

当梁、长桁、蒙皮、翼肋等元件设计完后即应进行强度校核。应用有限元法进行应力分析时一般可以把全机分解成几个子结构（如 DC－10 飞机共分成 77 个子结构）。每个子结构又离散成若干个板元、杆元，即把机翼结构简化成板、杆结构。对于应力变化梯度较大的区域（如集中载荷作用点和结构不连续区附近）网格要适当密一些。然后把载荷分配到各个节点上（见第二章 2.5 节）。同时写出各杆元、板元的刚度矩阵，最后形成结构的总刚度矩阵。然后根据边界约束条件解出节点位移，最后求出板、杆的应力值，进行强度校核。如果不合格可再修改设计。图 5.32 即是某歼击机机翼-机身联合求解时的有限元计算模型。该模型在机翼上共取了 14 个计算站。梁、肋腹板与蒙皮均取为受剪板元素，其承受正应力能力折算到相应缘条或长桁上。襟、副翼未参加计算，而是将其载荷等效地加到机翼相应节点上去。最后计算结果与试验实测值比较是满意的。

以下我们将介绍有关结构设计中集中力作用处的局部设计问题。

五、板杆结构中集中力扩散件设计与结构局部传力设计合理性分析

1. 板杆结构中集中力扩散件设计

飞机结构基本上由一些平面结构组成，一个空间力或力矩常可用几个平面构件共同承受。当该平面结构为由薄板、受轴力杆组成的板杆结构时，鉴于薄板不宜受集中力以防撕裂，此时必须沿力的方向布置杆传力，将集中力由杆扩散成分布剪流，再由板杆结构（如加强肋、辅助短梁）传到支承结构（如机翼主受力翼盒）上去。下面讨论几种典型情况。

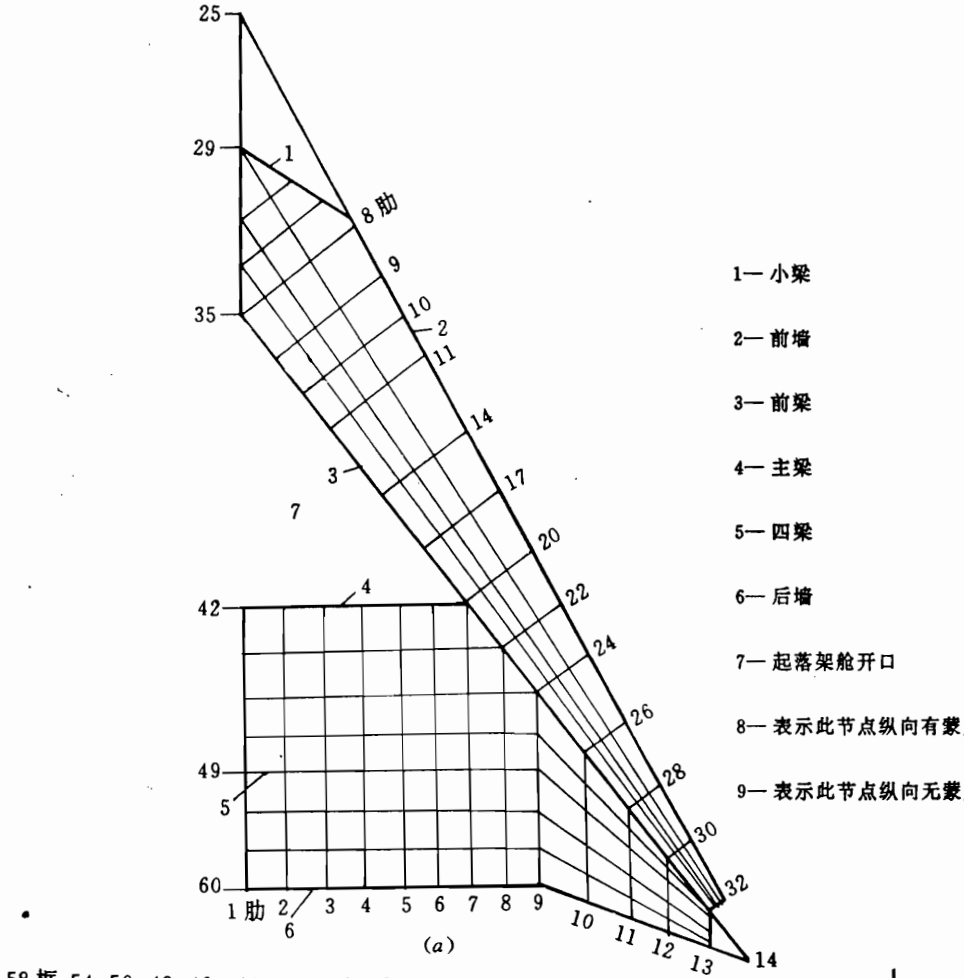
(1) 基本结构为上、下杆和端头的 CC' 杆加一板，左端为固接。

① E 点作用一法向集中力时，应沿力方向布置杆 DE。DE 可直接通到支承处；也可如图 5.33(a) 所示布置一段长度（该长度根据板能承受的最大剪流决定），此时还应在 D 所在位置布置 BB' 杆。各杆相应的内力（轴力）变化如图所示。

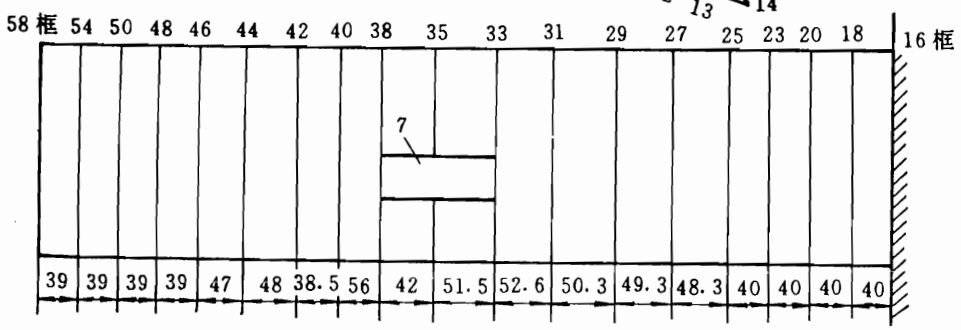
② E 点若作用一切向集中力，利用原基本结构布置即可。

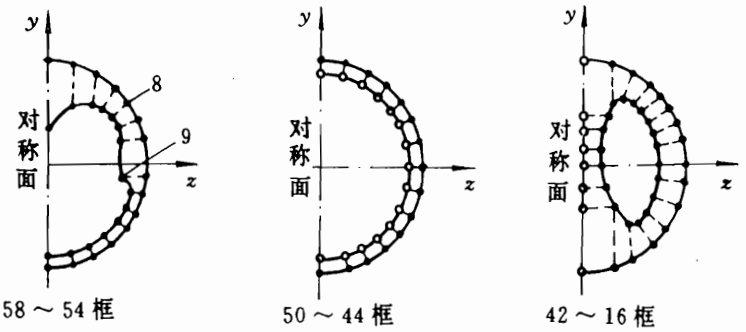
③ 若 E 点作用有一斜向力。此时可把斜向力分解成法向力、切向力，相当于上述 a、b 两种情况叠加（如图 5.33(c)）。当原结构（如机翼壁板）已有构件均为纵、横布置时，较宜这样布置。

但力作用点应在纵、横加强杆的交点上。此外也可直接沿作用力方向加一斜杆。



(a)





(b)

图 5.32 某歼击机机翼-机身联合求解模型图

(a) 机翼部分 (b) 机身部分

当外力为一空间力时也可应用图5.33(c)的原理，分解成P_x、P_y、P_z，由相应的两个平面板杆结构传走，但力必须加到交点上，否则会出现偏心力矩。

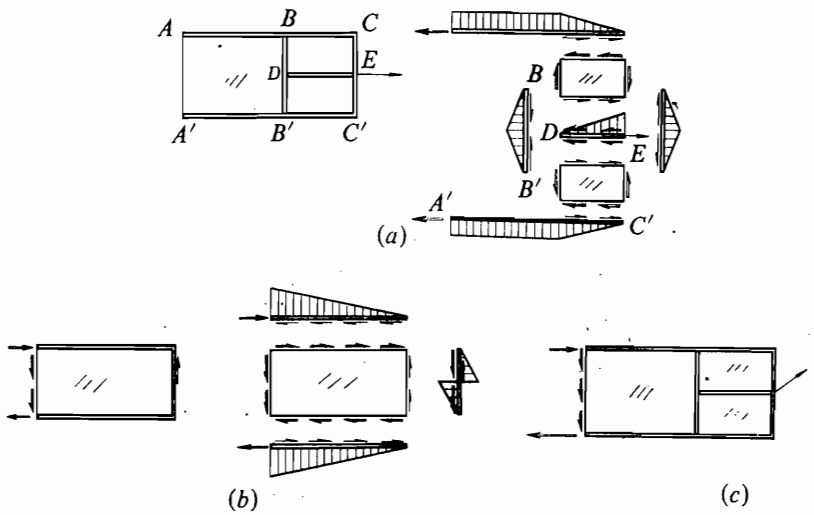


图 5.33　根部固支平面板杆结构受集中力作用

(a) 受法向力　(b) 受切向力　(c) 受斜向力

(2) 平面板杆结构外节点 A 处作用一集中力。如按图 5.34(a) 所示加短杆，则附加短杆要受偏心矩。如按图 5.34(b) 所示，即三杆的中心线会集中于一点时，就不会引起附加弯矩。图 5.34(c) 是波音-707 发动机吊挂与机翼的连接，设计时使后撑杆的力通过下接头(它位于加强肋的下缘条与该肋上十字形锻件的交点) 与机翼的连接螺栓组的刚心，从而避免了附加弯矩，减轻了结构重量。

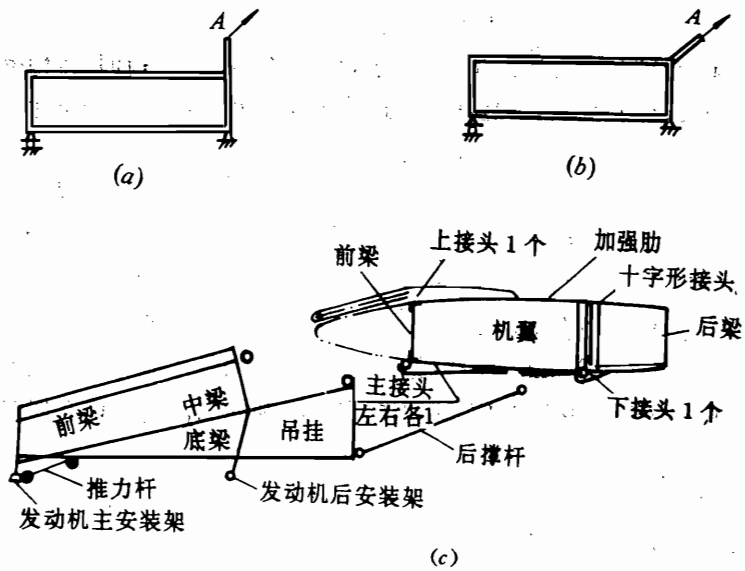


图 5.34　力作用于三杆交点的布置

(a) 不合理　(b) 合理　(c) 波音-707 发动机吊挂后撑杆上力的传递

(3) 有可能的话应避免板受弯(如图 5.35(a)),由于板厚度方向惯性矩很小(即使是厚板),因此板的重量将猛增。而若按图 5.35(b)、(c) 所示加上适当的传力辅助板,则载荷将转换成这些辅助板平面内的力,受力特性将大为改善。

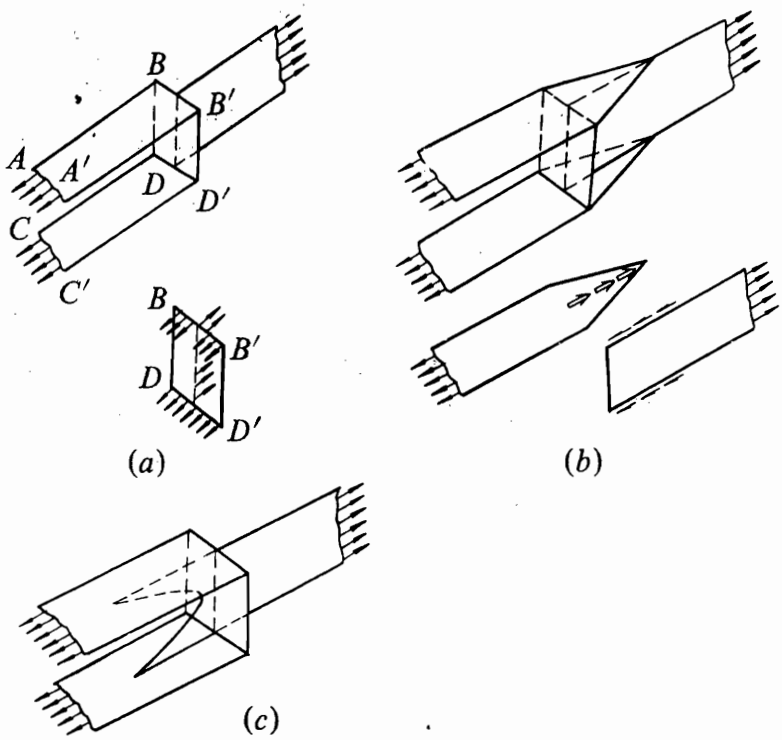


图 5.35　传递不同位置板平面内的力的不同方式

(a) 不好的方式　(b)、(c) 两种好的方式

2. 集中力作用处结构的局部设计及其合理性分析

上面介绍的是板杆结构简化模型的设计,实际设计时必须用各种具体构件加以实现。如集中力一般通过支臂(支架)、接头、角盒等扩散到某些构件上,再由它们传给机翼受力盒段的主要受力构件(如壁板、梁)上。下面我们将讨论几种典型情况。

(1) 梁后面支架上作用有垂直力 P　方案 1:由于 P 力在垂直面内,故可将支架底座连在梁上,传到梁腹板上。由于力作用点 A 与梁腹板有间距 c,必将产生力矩 $M(M=Pc)$。为此在梁的前方布置两加强肋 3,并通过接头 2 将梁与肋相连。M 将以两对大小相等、方向相反的力(N)的形式传到翼肋 3 的缘条上,并通过它扩散到机翼蒙皮上。因此支架底座不仅要与梁的腹板、还应与梁的缘条和接头 2 直接相连。注意到接头 2 上力 N 的作用线与肋的缘条有小的偏心距,接头最好采用门形剖面角盒。该方案中,支架底座较宽,在两肋间的一段类似双支点梁受载,因此不尽合理(图 5.36(a))。

方案 2:相对说比较合理。它在支架前面只有一个加强肋。然后在肋的左、右两侧对称地布置两个接头 2。这样可使支架上 M 引起的力 N 连续地传到肋缘条上。当肋高度较小时,接头 2 可将上、下两个做成一个整体(图 5.36(b))。为了提高其刚度,接头上有加强筋。此时翼肋缘条采用 T 形剖面以便于连接。该连接布置也可用以承受、传递 x 向力 T。

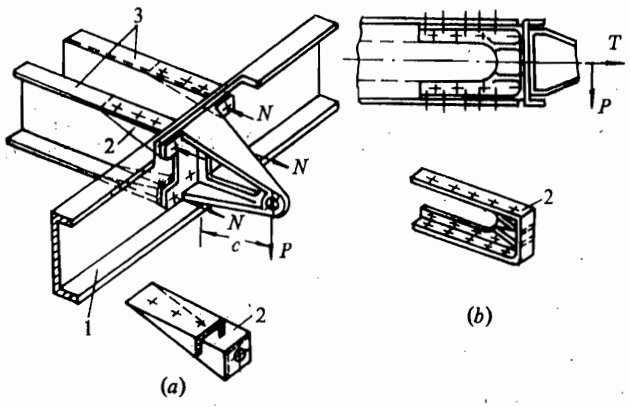


图 5.36　支架上作用有垂直面内 y 向力 P 和 x 向力 T 时的结构布置

1— 梁　2— 接头　3— 加强肋

(2) 翼梁下方作用 z 向力 P(图 5.37)　该 P 力可由梁下缘条下方的支臂传到梁上；而偏心力矩 $M(M=Pc)$ 将通过接头转换成一对垂直力(N) 的形式传给翼梁腹板(图 5.37(a))。也可用一个与翼梁上、下缘条相连的短梁式角盒接头，转成一对水平力传给上、下缘条。由于接头的弯矩内力分布呈三角形，其截面抗弯刚度也应按此规律设计(图 5.37(b))。

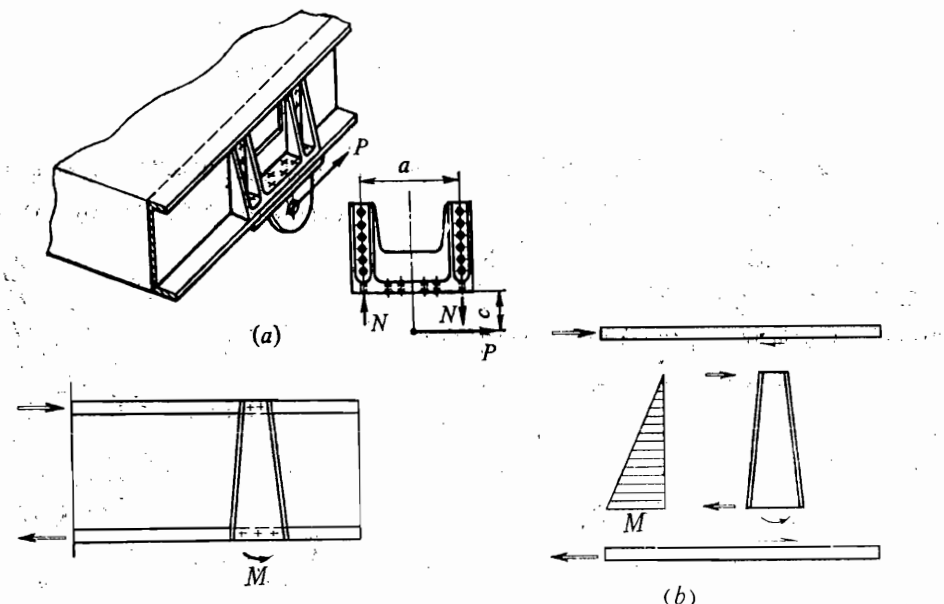


图 5.37　翼梁下方受 z 向力 P

(3) 在加强翼肋(或横梁 —— 垂直于翼梁) 上受 y 向力 P(图 5.38)　此时可在肋下缘条的上、下分别布置接头 2 和支臂 4。P 力通过接头 2 和肋传往梁腹板；而由 P 力与梁间距引起的力矩 M_x 由肋传给翼盒。要注意的是，为了有利于肋腹板受力(受剪板四边有支持)，接头 2 应与肋的腹板、缘条都连上。

若 P 力作用线与加强肋的腹板平面还有偏心距时，还将产生另一偏心矩 M_x。这时可如图 5.38 所示，在接头上加筋条，并适当加强翼肋的缘条即可。但当该 M_x 较大时，则翼肋本身将受扭，受载形式不合理。为防止肋扭坏，应在肋的另一侧布置垂直于该肋平面的构件，把力矩 M_x 扩散到壁板上去。

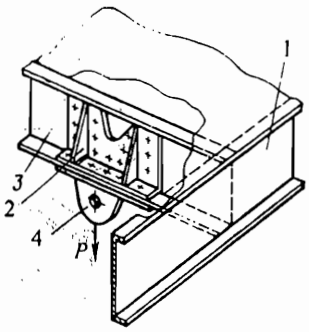


图 5.38　在加强肋或横梁上加 y 向力 P

1— 梁　2— 接头

3— 加强肋(或横梁)　4— 支臂

(4) z 向的 P 力作用在垂直于肋的平面内，但不在梁平面所在部位(图 5.39)　可在两肋(对机身即为两框)之间布置一附加构件将 P 力传向机翼蒙皮；偏心力矩 Pa 则由两肋提供一对支反力 N 来平衡。附加构件应具有能承弯的剖面。若偏心力矩很小时，可直接用一个三角形角盒接头传 P 力；同时偏心力矩由角盒挤压上翼面后的合力 N' 和梁腹板提供的支反力 N 共同来平衡(图 5.39(b))。

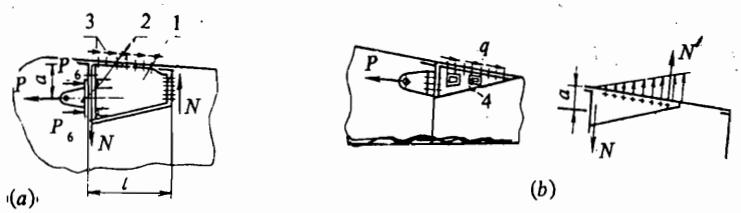


图 5.39　垂直于肋平面方向作用 P 力

1— 附加构件　2— 支臂　3— 肋　4— 角盒接头

(5) 梁缘条、长桁轴线有转折情况　当梁缘条、长桁轴线发生转折致使它们传力不直接、不连续时，必须在转折点处布置第三个受轴力杆承受 N_1 的分量 S(图 5.40(a))。一种办法可用一块加强盖板把它们相互连接起来。盖板可作成变厚度的，在 N_1 转折处最厚，然后向两端减薄。为减重起见，同时将梁缘条反向减薄(图 5.40(a) 的 $A-A$ 剖面)。另一种方案可直接用角盒接头放置于各梁缘条的内侧以保证彼此间的连接(图 5.40(b) 及 $B-B$ 剖面)。

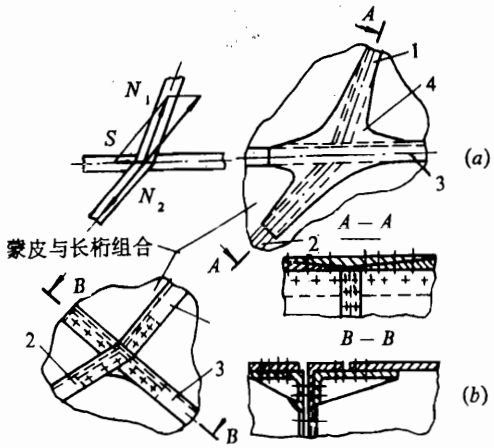


图 5.40　受轴力长桁或缘条轴线转折时布置

1、2、3— 受轴力长桁或梁缘条　4— 对接板

(6) 两受轴力杆平行且错位情况　当两受轴力杆平行但错位时，为将一杆上的轴力传到另一杆上，必须布置参与段。参与段结构如图 5.41(a) 所示。即轴力 P 将由矩形板(如蒙皮)受剪传递到另一杆。为使板能受剪平衡，参与段结构应包含杆 2。

(7) 厚壁构件情况　有时由于整个结构布局需要，也会让一些厚壁构件受不大的垂直分力(图 5.42(a))。此时应适当把力分散，且尽量避免附加弯矩。此时若接头设计成图

5.42(*b*) 形式，厚壁筒上局部载荷将增大；如设计成图 5.42(*c*) 所示则较为有利。

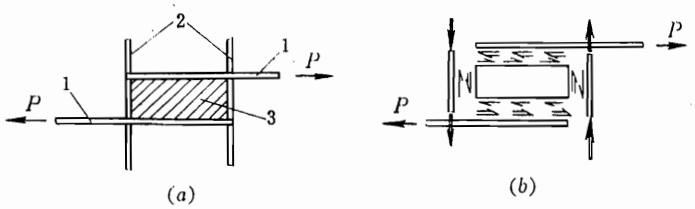


图 5.41　受轴力杆错位时参与段工作原理

(*a*) 参与段结构示意图　(*b*) 力 *P* 的传递过程

1— 受轴力杆　2— 垂直杆　3— 加强蒙皮(或板)

3. 集中载荷处局部构件布置

总结以上 1、2 中的各典型例子后，可得出集中载荷作用处局部构件布置的几条准则：

(1) 集中力作用于板杆结构上时，集中力作用处必须有适当的杆来扩散、传递此力；当需要进一步通过板扩散时，需加上适当的板(或者还要加上其他杆)，最后把力传到支承结构上。

(2) 集中力矩作用于板杆结构上时，可把集中力矩用接头等构件转换成一组大小相等、方向相反的集中力构成的力矩，再用适当的板、杆传递。

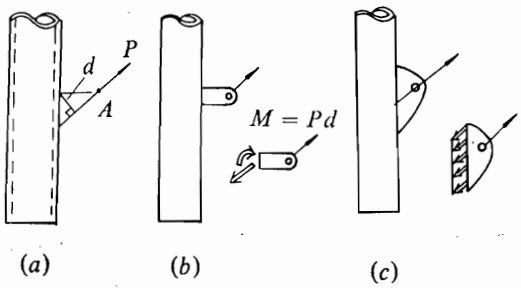


图 5.42　集中力传到厚壁筒上的情况

(*a*) 需传递的力　(*b*) 不好的连接接头形式

(*c*) 较好的连接接头形式

(3) 尽量避免、减少不利的附加偏心力矩。采取的措施可以用“使三个集中力交于一点”，或“用辅助附加板杆结构转换成平面内的力”等措施。不可避免时，要使构件设计成有能力受此力矩。

(4) 一般说应不让板受板厚平面内的力矩。当结构为厚壁构件时，也可以受不大的垂直分力，但需注意将力分布得广一些；且尽量避免出现附加弯矩。

(5) 受轴力杆当轴线不连续时要附加其他杆或板、杆才能承受、传递原来的载荷。

集中载荷作用处局部结构的合理设计在飞机结构设计时经常会遇到，是一个必须引起重视的问题。本节举了不少例子，不仅适用于机翼结构，也适用于机身结构，两者的设计原理是一样的。

六、机翼-机身连接接头设计和结构设计中的补偿问题

机翼-机身连接设计是飞机结构设计中最重要的环节之一，这一方面固然是由于其重要性，同时还因为这类连接设计都属于对疲劳开裂最敏感的局部区域或元件(如耳片接头、抗拉接头、螺栓连接等等)，既属于损伤容限设计的关键件，也属于耐久性设计的关键件，它们直接关系到飞机结构的安全性、寿命、可靠性和经济性。因此要从细节的几何形状、连接方法、材料和加工工艺等方面进行仔细的设计(包括某些量化指标)和对生产制造质量进行控制。除保证强度外，还应达到用户提出的损伤容限和耐久性的具体指标，并使结构重量最轻。

连接设计的内容包括以下几方面：接头的构造形式、接头的布置位置(在结构布局时确

定)、接头的配合间隙与容差、加工制造和修理的方便等。最后通过强度计算和损伤容限、耐久性分析以及必要的可靠性分析,完成有关的试验。有关计算分析的内容因不属本课程范围,此处不再介绍,读者可自行参阅有关资料。关于细节设计的很多细节设计内容已在第四章进行了详细介绍,此处不再重复。此处主要介绍接头的构造形式和连接的设计补偿。

1. 接头的构造形式

(1) 耳片对接接头:

① 垂直耳片叉耳连接,连接螺栓水平放置。多数低速、小飞机上常采用这种形式(图 5.43(a))。接头在传剪力 Q 和弯矩 M 时,螺栓均受剪。一般上、下耳片只能各用一个螺栓连接。因此,在载荷很大的情况下,可把耳片由一片分成几片,以增加剪切面、减小螺栓的剪切应力(此时也有称之为梳状接头)。但由于耳片总厚度不变,所以为满足挤压强度,螺栓仍然要设计得很粗。这就可能由于翼剖面结构高度的限制、或由此造成接头上、下形心间距减小而降低耳片间有效高度,给设计带来困难。此外在装配中对机翼、机身对接孔进行最后的精加工时,工艺通路不很方便。

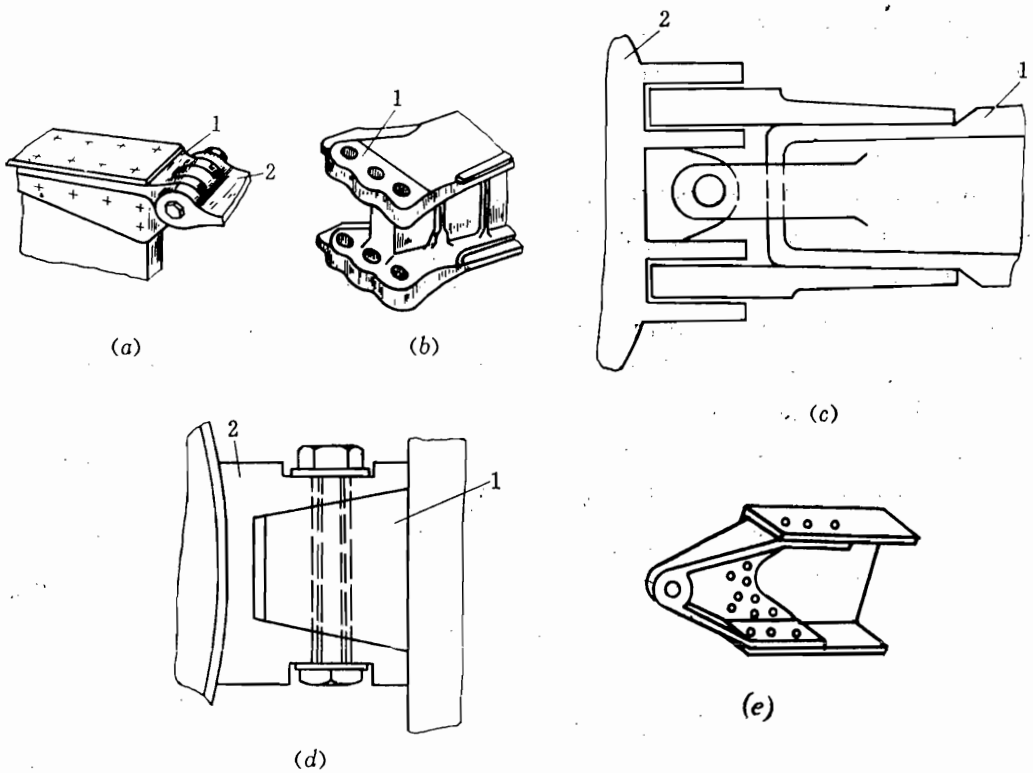


图 5.43 耳片接头的几种形式

(a) 垂直耳片叉耳连接 (b) 水平耳片叉耳连接 (c) 垂直、水平耳片混合式连接

(d) 楔形耳片连接 (a)—(d) 均为固接接头 (e) 垂直耳片铰接接头

1— 机翼接头 2— 机身框接头

② 水平耳片叉耳连接,螺栓垂直放置(图 5.43(b))。当翼梁相对载荷较大时,为提高梁的有效高度,缘条多数做成扁平宽缘条,用水平耳片在设计时便于过渡。传剪时,螺栓不受力,主

要靠机翼、机身的耳片相互挤压传递。传弯时螺栓受剪。这种形式的接头开敞性好，便于对接孔的精加工以及使用、维护中的装拆。当传递的载荷较大时，若采用一个螺栓，螺栓直径将增大，耳片也要相应加厚，此时可用增加螺栓的数量，以增大剪切面和挤压面，比较适用于较薄的机翼。

③ 该形式将接头中承弯和承剪部分分开(图 5.43(*c*))。这样便于把缘条靠外，增大上、下耳片间距，因而耳片可以做得较薄，且螺栓均受剪。在米格-21 飞机上，前梁接头即采用此形式。但在精加工时，垂直孔、水平孔的对合比较困难。

④ 此型接头耳片带斜度，耳片可设计成等强度，并便于工艺补偿，但需要多加一偏心垫片(图 5.43(*d*))。

(2) 展向连接接头：

当结构高度愈来愈小时，可让整个翼梁的弯矩通过沿展向布置的两个连接螺栓传给机身。但这种接头所占展向尺寸较大，在飞机上很少用，只在少数带翼导弹上，当梁缘条不宽时，采用这种连接(图 5.44(*A*))。

(3) 螺桩式连接：

美国有些飞机采用螺桩式接头。如 F-104 飞机在机身加强框上伸出一些水平螺桩，在机翼上有螺桩孔与之对接，这种形式在连接处就不需要额外的连接段(图 5.44(*B*))。

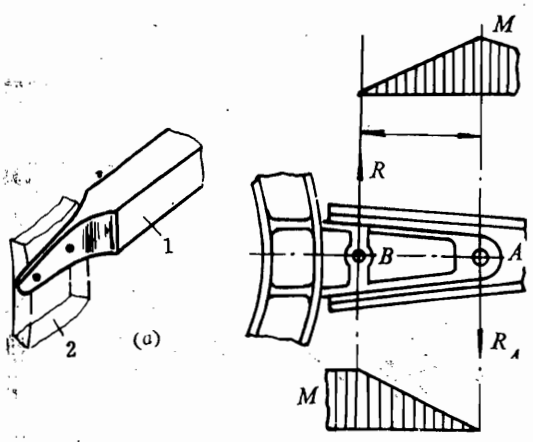


图 5.44 (*A*) 展向连接接头
1— 翼梁 2— 框

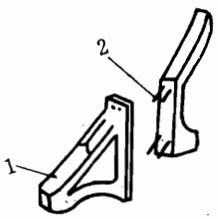


图 5.44 (*B*) 螺桩式连接接头
1— 机翼对接接头 2— 机身上的对接螺栓

(4) 齿垫连接接头：

这种接头属于一种设计补偿形式。例如翼面与机身为多交点连接时，齿垫式接头可在垂直方向作一微量调节，便于保证各交点的配合要求。接头本身可用水平螺栓固紧在构件上，这样接头就可单独制造，制作方便、装配容易。当所传剪力的载荷不大时，可采用此种连接形式(图 5.45)，是一种铰接接头。

以上几种形式均为机翼在机身侧边与机身对接时的集中连接接头形式。下面两种是当左、右机翼为一整体贯穿机身时与机身连接的接头形式。

(5) 空心销连接：

在波音-707飞机上，机翼、机身采用空心销连接(图 5.46)。销与连接孔之间涂有润滑剂，当机翼弯曲变形时，销可以相对于孔转动，因而单独一个销不能传递弯矩，它能传递剪力 Q。但与另一销一起配合起来，即可传递由扭矩 M_t 或反对称弯矩 ΔM(对称弯矩在机翼上已自身平衡) 所引起的一对大小相等，方向相反的垂直剪力中的一个剪力。受剪力时，每个销除了需满足剪切强度外，还必须具有足够的挤压强度，因而从剪切和挤压的等强度考虑，将销设计成空心的。它通过塞子和定位螺栓被固定于连接部位(图 5.46)。

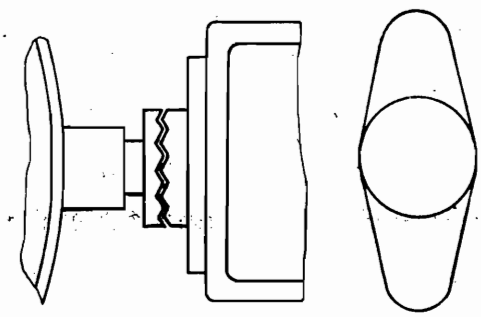


图 5.45　齿垫式接头

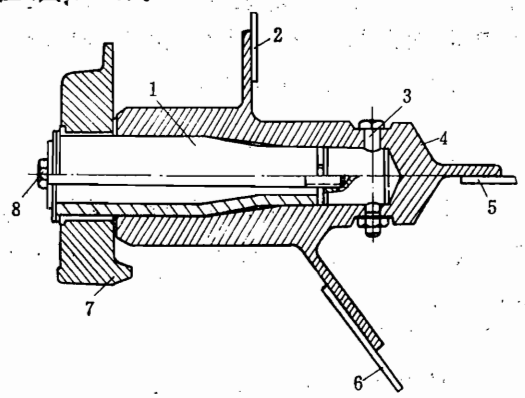


图 5.46　空心销结构及其连接示意图

1— 空心销　2— 中央翼梁腹板　3— 定位螺栓
4— 前梁大锻件　5— 侧肋腹板　6— 外翼梁腹板
7— 机身框大锻件　8— 塞子

(6) 抗拉接头(带有受拉螺栓)

当机翼为上单翼或下单翼布局时，机翼梁腹板有时可用抗拉接头与机身框缘连接；在机翼设计分离面周缘连接处，也有类似形式(图 5.47)。此外此类机身机翼还可采用图(5.48) 所示的连接形式。

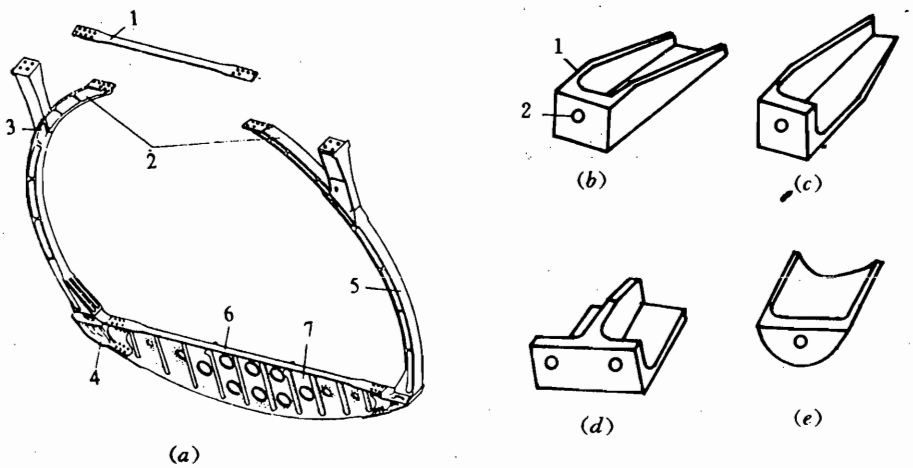


图 5.47　各种受拉接头

(a) 某运输机上单翼与机身 17 框的连接接头
1— 拉杆　2— 上弧形件　3— 上弧形件与框侧部的对接接头
4— 下部与侧部的对接接头　5— 框侧部　6— 框下部的缘板　7— 框下部
(b)—(e) 几种承受大载荷的典型抗拉接头　(b) 槽型　(c) 角型　(d) 双角型　(e) 盆型
1— 接头　2— 螺栓孔

设计接头时应注意把偏心距尽量减至最低限度。对于不可避免的偏心距，设计时应加以考虑，这不仅对接头本身要予以考虑，在与接头连接的相邻构件的设计中也应计入因偏心引起的影响，这一点对于大飞机上的大接头尤为重要。

至于变后掠机翼与机身的连接请参阅 5.3 节及文献[5]、[6]。

2. 耳片接头的布置及间隙、配合的考虑

(1) 从气动要求出发，希望接头不要突出到翼型之外，以免为了整流而鼓包。

(2) 连接接头要求有一定的配合间隙，接头孔最后需要按统一标准一次进行精加工。机翼耳片与机身耳片间仅两面(例如仅有机翼上、下耳片的内侧)有配合要求，这样从工艺上耳片配合较容易保证。一般耳片间的配合精度为四级，螺栓孔的精度也为四级，螺栓光杆精度要求为二级，受剪螺栓比受拉螺栓精度要求高。

(3) 当机翼、机身为多交点连接时(多梁式机翼)则要解决好连接装配协调问题。除工艺上采取措施外，在设计时应采用一定的设计补偿，如上述齿垫式接头即为其中一种。此外在 5.3 节中歼 7 机翼多交点配置时采用的间隙、配合的考虑也是一个实际例子。

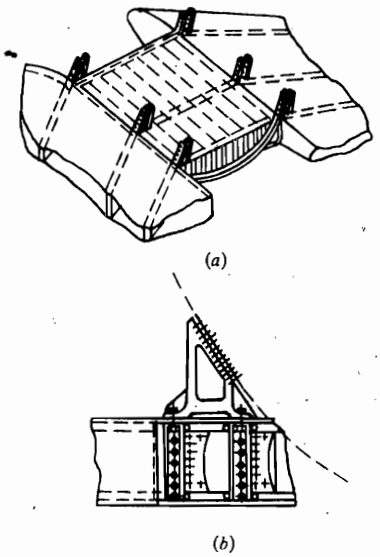


图 5.48 某下单翼单块式机翼与机身的连接

3. 耳片接头设计简介

现以耳片垂直布置的叉耳式接头为例。

(1) 耳片接头螺栓孔中心位置(d_1、d_2)的确定(图 5.49)：

由于具体构造总有一定的结构尺寸，因此翼梁根部加强支柱的形心线与耳片接头上的力作用线(过螺栓孔中心)之间有一偏心距 d_1，由此将对翼梁产生局部的偏心力矩 ΔM_1。$\Delta M_1 = (Q/2)d_1$。d_1 的最小尺寸，由螺栓直径和与它有关的耳片尺寸(如孔的边距等)，以及装拆螺栓所需的空间尺寸等确定。该偏心力矩将对翼梁根部的受力产生不利影响。为了消除或减小这一偏心力矩，可在设计时将螺栓孔位置向外偏移，使孔的中心线与翼梁缘条形心线形成一定间距 d_2。如果 $Nd_2 = (Q/2)d_1$，则就消除了翼梁根部的偏心力矩。但是机翼的载荷情况是变化的，不可能在任何受载情况下都使 $Nd_2 = (Q/2)d_1$。但应设法使其抵消大部分，剩下的偏心力矩 $\Delta M'$ 将使翼根部的上、下缘条，支柱(第一个间隔内的两个支柱)以及该间隔内的翼梁腹板均受到附加载荷。若边支柱和缘条为铰接时，$\Delta M'$ 全部由翼梁上、下缘条承受，缘条作为梁元受附加弯矩。当边支柱与缘条为固接时，$\Delta M'$ 将分成 ΔM_1、

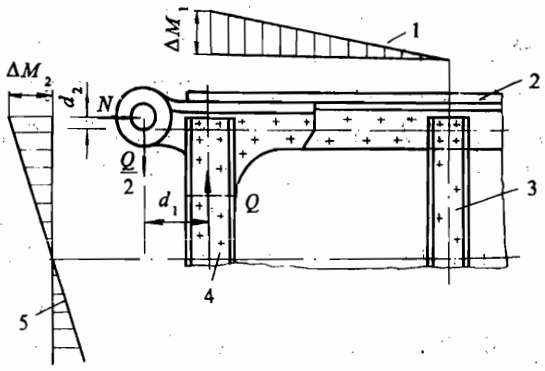


图 5.49 由于偏心距在缘条和支柱上产生的附加弯矩

1— 上缘条的附加弯矩图 2— 上缘条 3— 相邻支柱 4— 边支柱 5— 支柱的附加弯矩图

ΔM_2。ΔM_1 由缘条承受，ΔM_2 由边支柱承受。$\Delta M' = \Delta M_1 + \Delta M_2$。$\Delta M_1$、$\Delta M_2$ 按缘条和支柱的弯曲刚度 K 分配，$K = \frac{EI}{l}$。对于缘条，该 l 值即为支柱间距 t；对支柱，因此处上、下半结构与载荷均对称；所以 l 值可取 $H/2$。由此可得

$$\Delta M_2 = \frac{M}{1+K}; \qquad K = \frac{I_1}{I_2}\frac{H}{2t} \tag{5.37}$$

上式中脚注"1"表示缘条、"2"表示边支柱；该式是在两者的材料 E 值相同时得出的。

(2) 耳片接头的破坏形式(图 5.50)：

根据静强度设计耳片有以下几种破坏形式

① 孔所在剖面受拉破坏；

② 耳片剪切破坏或挤压破坏；

③ 耳片端部的环箍受拉破坏；

④ 衬套材料屈服损坏；

⑤ 销或螺栓的剪切破坏；

⑥ 销的弯曲损坏。

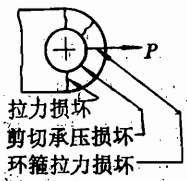


图 5.50 耳片的几种破坏形式

实际破坏形式以何种为主，与耳片接头设计参数：如耳片厚度、端距、边距、孔径等均有关。

⑦ 由于耳片上有孔，因此孔边有严重的应力集中，在疲劳载荷作用下会产生疲劳裂纹。

如果耳片接头是用螺栓或铆钉连接到梁的结构上的，则螺栓群也是易出现疲劳裂纹的危险部位。

(3) 耳片接头的损伤容限、耐久性设计考虑：

耳片接头作为损伤容限的关键件，应正确选择其损伤容限结构设计类型。其选择应视构件的重要程度以及具体构造形式，材料的疲劳、断裂性能等具体情况而定。

现以歼-8 机翼的四根梁的根部结构为例：主梁为 30 CrMnSiNi2A，其余均为 LC4。其中第 1 梁与第 4 梁(在后整体油箱中间) 因受载较小，破坏后机翼仍有一定承载能力；前梁和主梁一旦破坏，则后果严重。四根梁根部的耳片部分可检度为场站或基地级可检，其他大多不可检；又由于它们均为整体模压件，材料又属高强度合金钢或高强度铝合金，材料断裂韧性低，缺口敏感性较大，此处结构难以修理，故属缓慢裂纹扩展类型。

耳片接头的细节设计已于 4.2 节详述。请参阅。

连接螺栓尽量处于受剪状态。因为螺栓受剪比受拉时抗疲劳、断裂性能好。

一般情况下干涉配合(过盈配合) 可成倍提高疲劳强度，因为干涉配合能减小销与孔之间的磨损，并能降低应力高度集中点的交变应力。采用干涉配合衬套比干涉配合销好，因为在装配之前安装衬套比安装销子容易。

4. 结构设计中的补偿问题

在接头设计中曾多次提到有关补偿问题，此处就结构设计中的补偿问题作一简要说明。根据其目的不同，结构设计中的补偿可分为设计补偿和工艺补偿。

设计补偿　是由于使用、安装、调整的需要，在结构上事先采取的补偿措施，使用时可调。

工艺补偿　是为改善飞机结构的装配工艺性或降低对零件制造准确度的要求采取的结构补偿措施，加工、装配时可调，使用时不可调。

补偿并不改变原结构件的受力状态，但对改善飞机的某些使用维护性能、提高生产率、改

普工艺性起着重要作用。因此，虽然考虑补偿后可能会增加结构重量，但它对结构设计仍是必不可少的。

(1) 设计补偿的几种形式：

① 齿垫补偿　该种补偿是使接头孔中心线位置可调的一种办法。例如可用于调节水平安定面的安装角(图 5.51(*b*))。

② 偏心衬套　为了在使用过程中调整某些接头中心线的位置，常将接头孔配以偏心衬套来补偿所需的调整余量。在机翼、机身对接接头上常可用来调整左、右机翼的坡度差。

③ 关节轴承或球面轴承　这类轴承可用于全动平尾转轴。它在构件运动过程中，可允许构件间有微量偏摆或受载变形(图 5.51(*c*))。

④ 万向接头　它也常用在活动面或相对运动的构件中，可用来补偿空间运动所引起的构件间的相对偏摆。

⑤ 操纵拉杆长度补偿　在拉杆两端均采用左右螺纹连接，以便调整拉杆长度(图 5.51(*a*))。

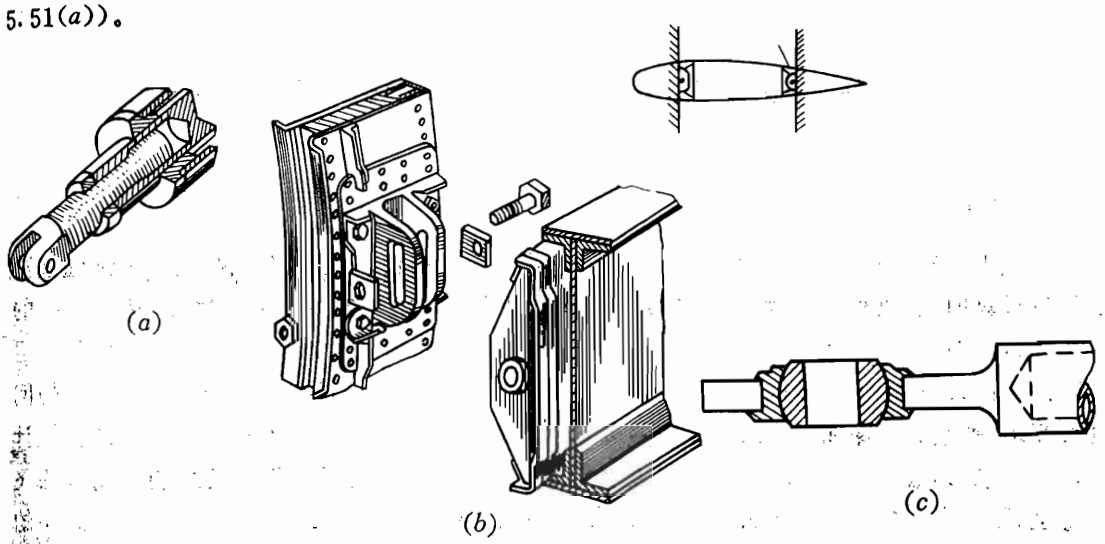


图 5.51　设计补偿的几种形式

(*a*) 螺纹补偿　(*b*) 齿垫补偿　(*c*) 关节轴承补偿

(2) 工艺补偿：

① 垫片、垫条补偿　主要用来补偿工艺间隙，常用在装配过程中，当两构件(如蒙皮与骨架)间由于装配误差出现间隙时，有时允许加垫片补偿。另外在某些大型零件中(如锻造的钢质梁缘条)，为降低零件制造准确度要求，在设计时先留出一定间隙，同时在局部地方贴以垫条，待装配锉修(图 5.52(*a*))。

② 角材、角片或过渡接头补偿　零件制造难免有误差，不可能每个零件都能满足装配尺寸要求，因此常在设计中采用角材、角片等作为中间连接件补偿其尺寸误差。这种补偿有时还可起加强连接处强度的作用(图 5.52(*b*)、(*c*))。

③ 游动间隙补偿　它没有补偿件，而是在设计时，考虑装配中可能产生的误差，留出一定的间隙作为补偿用。如多交点连接机翼的接头设计以及操纵面与机体的连接点设计，常只给一个连接点提出严格配合精度要求，其余各点均留有一定的游动间隙。

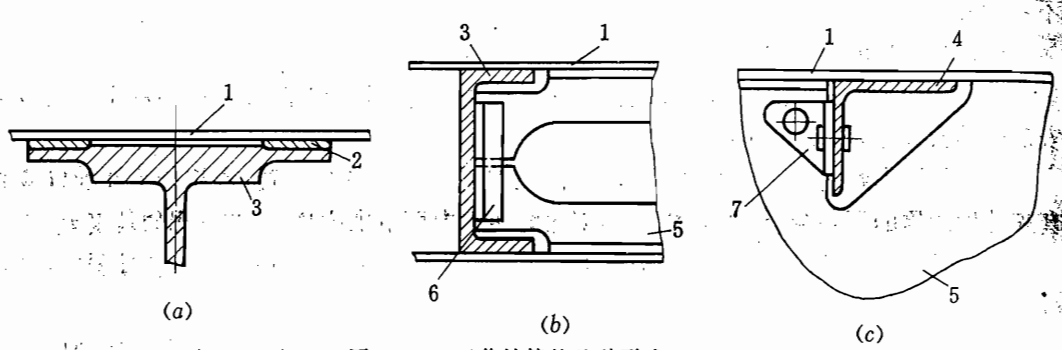


图 5.52　工艺补偿的几种形式

(a) 垫片、垫条补偿　(b) 角材补偿　(c) 角片补偿

1—蒙皮　2—铝垫条　3—梁缘条　4—长桁　5—翼肋　6—角材　7—角片

5.6　机翼整体油箱的结构设计与机翼开口区结构设计

一、机翼整体油箱的结构设计

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贮存在机翼内。在机翼上设置油箱，不仅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，而且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。采用整体油箱势必对机翼的结构设计提出新的问题和要求。那些为了保证燃油系统工作的可靠性而提出的一些要求，并不都能与机翼结构设计的其他要求(如最小重量要求)相一致。但由于燃油系统工作的可靠性将直接影响到飞机的飞行安全，因此应首先对它给予保证，并在结构设计时从油箱设计、密封措施，燃油系统及附件的固定、检查维修等各个方面认真研究，提出合理的设计方案。

1. 对整体油箱结构设计的要求

除了对飞机结构的一般要求之外，还应考虑到由以下一些特点而提出的要求。

(1) 首先必须保证整个油箱的密封性　为了保证飞机使用的安全可靠，从某种意义上说，油箱的密封问题是至关重要的。一般从以下两个方面来考虑。一是采取多种密封措施，以确保各构件接缝处、紧固件结合处等在使用中不漏油；二是从结构设计方面采取相应措施。因为油箱结构形式的选择、油箱区的构件布置、乃至机翼主要受力构件的布置、各构件间的连接方式等均与密封问题直接有关。

(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。”因整体油箱的构件往往是机翼的主要受力结构，有的还位于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，同时要有良好的抗疲劳和损伤容限特性。

(3) 刚度要求　根据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) 必须便于检查、维修、拆装和清洗。

2. 整体油箱的构造形式

(1) 直接运用机翼原有的主要受力构件，如翼梁等作为油箱舱的隔板。这样可使加强件得到综合利用，不用另加构件，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(如波音-707机翼)。

(2) 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。考虑到若是由于设备、工艺、密封材料等条件有所限制时，那么虽然这种形式在重量上不很有利，但为了妥善解决好油箱设计的主要矛盾密封问题，这样的设计也是可取的(如歼-7机翼后整体油箱)。

3. 整体油箱结构设计特点

为了保证油箱密封，在结构设计上有如下特点。

(1) 尽量减少油箱表面的连接缝和结合孔：有些飞机如米格-21、F-4E、F-16、协和号运输机等，在整体油箱部位采用了带加筋条的整体壁板。图-144运输机的机翼整体油箱是用整体铣切的铝合金壁板与翼肋、大梁焊接在一起构成。F-111变后掠机翼的中翼整体油箱，则是由33个Ti-6A1-4V机械加工零件用电子束焊焊接而成。

有的飞机如幻影-Ⅲ等采用了少肋、无长桁、多腹板的结构型式。有的飞机如波音-707-320C虽采用了多肋、多长桁的铆接结构，但它多数普通肋只和长桁连，只有少数翼肋和蒙皮连接。这样不仅减少了连接件数量，减轻了重量，也减少了漏油的可能性。

(2) 构件间的连接和布置：虽然对单块式结构，从有利于受力和减轻重量看，长桁沿展向最好连续不断，但当机翼在展向布置有几个独立的整体油箱时，为了使密封较为可靠，往往将长桁在油箱的密封端肋处断开，长桁通过"干"形剖面接头从左、右两侧插入缺口处对接起来，这样可使长桁不穿过端部密封翼肋。在每个油箱的箱角用角盒分别在三面与蒙皮、梁、密封肋连接，使结构可靠密封。为此，从工艺上看，尽量希望梁、肋、蒙皮相互间为90°角，使工艺性较好。

(3) 采用刚性较好的元件：如有的飞机上长桁通过普通翼肋时翼肋弯边不切断，而制成圆弧拱形，以提高翼肋的刚性。又如可在整体油箱四周均采用刚度较好的整体锻造的加强件，构成较强且刚度较好的骨架以形成密封舱。

(4) 为便于维护常采用如下措施：

为了便于定期检查整体油箱密封情况，需在机翼上开一系列检查口以便检查内部结构。由于机翼上翼面比下翼面对气动力影响大，而开口以后口盖与基体结合在一起，总比无开口时的气动特性差；再加上大飞机从使用、维护方便出发，所以把开口设在下翼面较好。虽然，从疲劳设计看，放在受拉应力较大的下翼面是不利的。这些开口的大小应能保证维修人员进出和工作。考虑疲劳特性时，单向受拉区开口以长轴沿拉伸方向的椭圆形为好，应力集中系数小，并应尽量使多个开口沿展向布置在一条直线上，这样较易实现开口部位的加强，并使力经过展向各剖面时的力线比较均匀(参考图5.1)。此外在比较高的翼肋上可开人员通过孔，这样既可减少下翼面上的开口数，又可保证每个空间都能检查到。为此对一些大飞机，在布置翼肋时，在保证

壁板不失稳的条件下，适当使肋距大些，以便于工作人员在舱内有足够的空间进行工作。再者，这些开口也可兼作检查结构有无出现损伤裂纹之用。

有的歼击机为便于维修，把较大面积的油箱上表面设计成可打开的；有的做成整个油箱是可拆的，必要时可进行更换。

(5) 整体油箱的局部强度：结构设计时还应考虑油箱增压和静压引起的局部载荷。假若飞机的机翼油箱和机身油箱相通，则计算静压时取的液面高度要考虑机身油箱的影响。在油箱压力作用下，一般翼肋强度问题不大，据文献[4]介绍，作为油箱端肋时，其腹板厚度一般不小于1.6 mm。油箱压力还引起壁板的局部弯曲，一般弯曲应力对上、下壁板均使外表面受拉，筋条(如翼面为整体壁板时)受压。结合气动载荷的作用，可知油箱区范围内，最危险处为下翼面的下蒙皮和上翼面的筋条。前者正好是两个拉应力叠加；后者正好是两个压应力叠加。由于上壁板既受压力(机翼总体弯矩引起)，又承受局部弯曲，因此应对其校核在两种载荷共同作用下的稳定性是否满足要求。

4. 整体油箱的密封

要保证整体油箱的使用可靠，则可靠的密封措施是必不可少也是极其重要的一个方面。密封方法与所采用的密封材料的性能和工艺技术水平有关。目前常用的有如下几种。

(1) 紧固件连接处的密封：

① 密封铆钉　这种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。使用密封铆钉工艺简单，不增加工作量，不需用密封胶故不致引起增重，经济性好。波音-707-320C上这类密封方法约占30%，大量用于上、下壁板与长桁的铆接上(图5.53(*a*))。

② 缝外密封　这类密封主要有以下几种：

形式*A*　对一些受载较大的虎克铆钉、高抗剪铆钉和螺栓等非密封的紧固件，在钉头上套以涂有密封胶的软铝密封罩，并在罩外和接缝上涂以密封胶。这种形式在波音-707上采用较多，约占总密封长度的40%(图5.53(*b*))。

形式*B*　对于某些特殊部位，如帽型材内腔要作通气管路，因此在长桁与蒙皮贴合处涂以密封胶(图5.53(*c*))。

形式*C*　在铆钉头与接缝处涂以连续的密封胶层(图5.53(*d*))，或在整个油箱内壁涂敷密封胶。后面这种办法虽工艺简单，但密封材料用量大，会使结构重量增加，且经济性也不好。

③ 缝内密封　此类密封主要有以下几种：

形式*A*　装配前在相互接触的结合面上涂以密封胶，再进行铆接，但由于夹缝内有胶，增加了铆接困难，质量也不易保证。此外由于密封胶的活性期短，装配时间受到限制(图5.53(*e*))。现一般采用干胶膜来代替刷胶，可改善工人劳动强度。

形式*B*　沟槽密封，在油箱壁板内侧设有封严槽，在沟槽内充填密封胶(涂刷或用密封枪压注充填)、或放置橡胶绳密封，并应使机翼受载后密封条不会扯坏。

(2) 口盖密封：

① 口盖本身密封　主要靠四周用胶条来保证密封，然后用螺钉固定。对于图5.53(*f*)中的形式(2)，油箱内外压差可使密封条压得更紧。

② 口盖与口框之间的密封　口盖上可卸连接件一般都采用带附加物，如带密封胶圈、*O*型胶圈或金属封严物等。*O*型胶圈是利用其压缩变形来密封的(图5.53(*g*))。

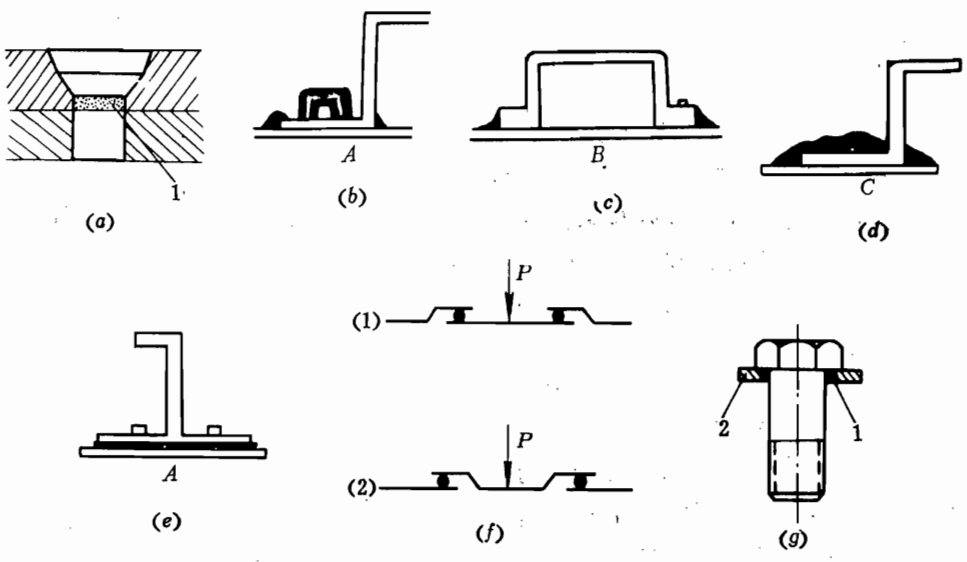


图 5.53　油箱密封形式

(a) 密封铆钉　(b) 缝外密封形式 A　(c) 缝外密封形式 B　(d) 缝外密封形式 C
(e) 缝内密封形式 A　(f) 口盖密封　(g) 密封连接件

1—O 型胶圈　2— 平铝垫圈

5. 机翼结构整体油箱使用安全性的一些考虑

现代亚音速喷气运输机上经常在机翼整体油箱(即机翼受力盒段)下方吊挂有发动机吊舱,为安全起见,可利用吊舱上部的水平隔板和支座隔框(用钢或钛制)作为防火墙。此外机翼整个外围应形成连续导电接触,以防雷击起火。

为了保证机翼整体油箱在应急着陆时,受到碰撞的情况下,不会裂开和泄漏燃料;应考虑应急断离设计。实际上受力盒段上很多大的集中载荷作用点(如起落架支架、发动机短舱支架、襟翼滑轨支架等)都要考虑应急断离设计。图 5.54 所示是装有剪切安全销的发动机短舱支架的断离设计。之所以采用这类销子,是因为销子上的容许剪应力易于计算。当发动机一旦受到撞击,安全销即被剪断,从机翼上断离,而不致造成严重后果。一般,设计时销子所在位置的翼盒结构所能承受的使用载荷(极限载荷)要比剪切销的容许载荷高出约 15%。

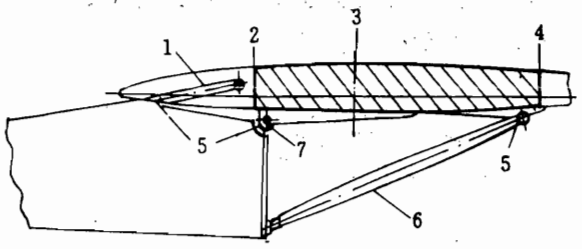


图 5.54　发动机短舱支架的应急断离设计

1— 上连杆　2— 前梁　3— 中梁　4— 后梁　5— 剪切安全销　6— 下连杆　7— 发动机短舱接头

此外还应在油箱结构上布置有特定放油口,必要时将全部燃油放出,以保证安全。

二、机翼开口区结构设计

在 3.8 节中我们对结构开口区的传力进行了比较详细的分析,现进一步阐明开口区的设计,主要讨论大开口区加强件的布置,以及小开口的补强设计。对中开口只作简单阐明。

1. 梁式机翼大开口区设计

梁式机翼比较适合布置大开口。先讨论双梁式机翼在梁间有大开口的开口区设计。假设此大开口位于半翼展中间(如低速飞机上,安装于机翼上的主起落架往外收起时引起的机翼大开口),传扭时将引起开口区双梁参差弯曲。此时由开口传扭引起的附加弯矩分布(假设梁高度沿展向为常数时,即为梁缘条的附加轴向力分布)如图 5.55(*a*)所示。这个附加弯矩作用的长度为开口长度 l 与两端两个过渡区长度 $2l_1$ 之和。缘条截面加强时,把这种附加弯矩与翼梁原受弯矩叠加,故加强剖面应按图 5.55(*c*)所示的形状。除了双梁需局部加强外,开口两侧的端肋也应适当加强。这是因为这两个端肋要把扭矩转换成一对大小相等、方向相反、作用在双梁上的剪力(图 5.55(*d*))。此时端肋主要受剪切,故通常布置一个带若干支柱的不太强的腹板肋即行。当然,下蒙皮开掉后,上蒙皮及其支撑结构也得适当加强一些。

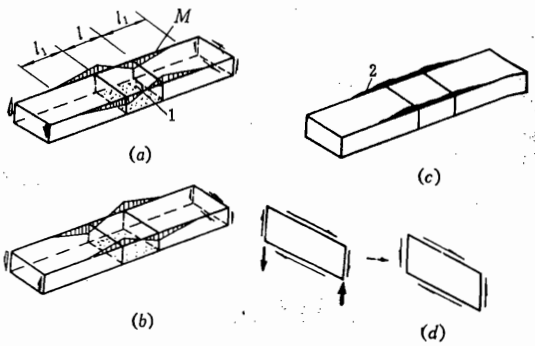


图 5.55　双梁机翼开口区设计

(*a*) 开口区双梁传扭时所受的附加弯矩

(*b*) 双梁传扭时受反向外载作用下的附加弯矩

(*c*) 开口区双梁所需的加强剖面的形状

(*d*) 端肋的受力

1— 下蒙皮大开口　2— 缘条加强

2. 单块式机翼大开口区设计

单块式机翼是不适合布置大开口的。因为轴向力的参与问题将引起较大的增重,故尤少将大开口布置于单块式机翼半翼展的中间部位,因此时开口两侧将有两个过渡区,因而增重更多。

若必须在结构上布置大开口,且机身在与机翼相连处没有中央翼通过,则尽量将开口布置于单块式机翼的翼根部位,此时可以考虑使单块式机翼在翼根部位转成以双梁受力为主(图 5.56(*a*))。此时只有一个过渡区,故增重不太多。若机翼是左右贯通的,开口位于翼根部下表面,则可设计成翼根部上壁板基本上仍为单块式,而下壁板只有两根加强缘条(图 5.56(*b*))。此时下壁板为使从壁板受力转成两缘条受力,在开口区外有(过渡)参与区(见 3.8 节),应相应加强。开口区传扭时加强基本上与双梁式相似。

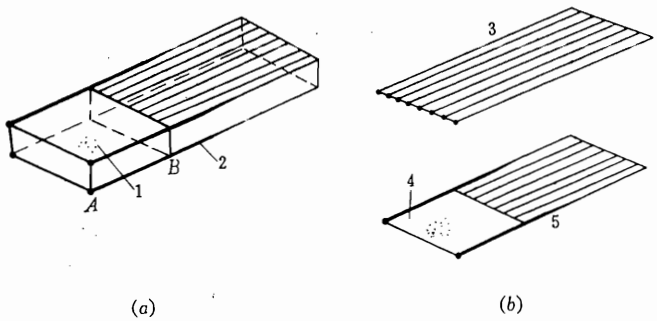


图 5.56　单块式机翼开口区设计

(*a*) 根部转成以双梁受力为主　(*b*) 根部下壁板转成两根缘条

1— 下蒙皮大开口　2— 梁缘条加强　3— 上壁板　4— 大开口　5— 下壁板

3. 机翼上有小、中开口时的设计

在机翼上通常有较多的小开口，以使维修人员易于接近所需维修的整体油箱、设备、附件等。这些小开口多数是须经常打开的，因此应设计成不受力口盖。有些还可能需布置中开口 。

从减少开口引起的补强增重出发，开口应布置在机翼结构的不受力区或受力较小的区域，但往往由于使用要求而不能实现。

一般应使这些小开口避免切断机翼的受轴向力构件，即开在只受剪的蒙皮部位上。此时补强件一般按等强度原则设计，即把开口所去掉的那部分材料，乘上一个大于 1 的系数，合理地布置在开口周围的补强件(如口框) 上。即一方面它要符合开口过渡区的传力特性，对于上述形式的不受力小开口，口框本身，或口框与基体局部结构结合在一起，在机翼壁板平面内应能抗弯；另一方面又要满足连接刚度要求，因在沿垂直方向旋紧连接件时，在口框上受有垂直力，所以该加强件本身还得在垂直方向上也有一定的弯曲刚度。典型加强件见图 5.57。

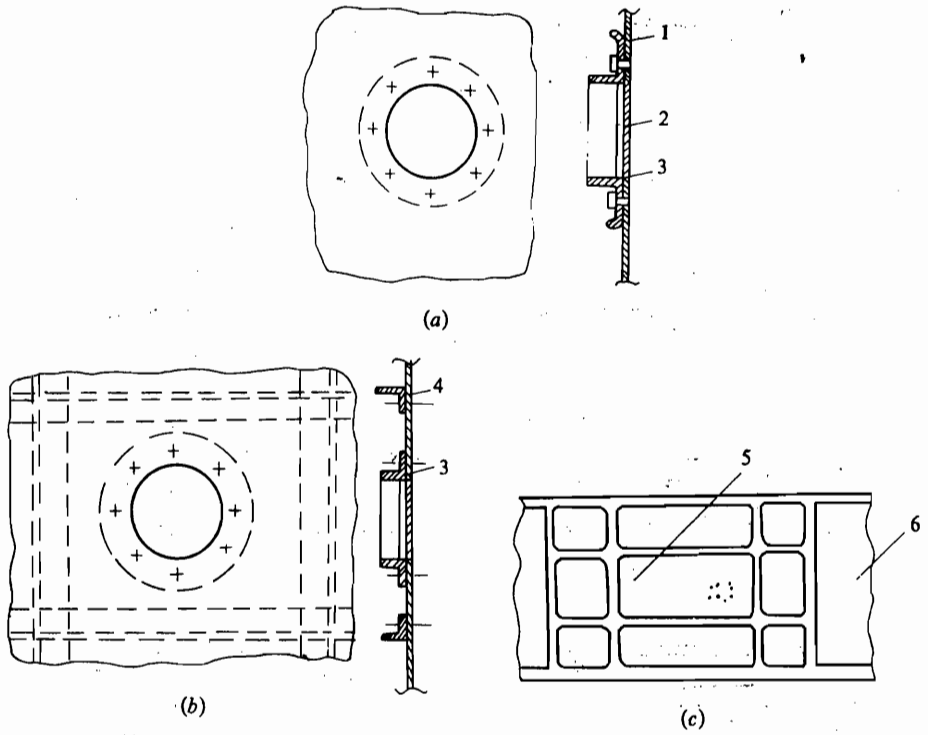


图 5.57　机翼小开口处加强件的典型形式

(a) 在蒙皮上的圆形小开口　(b) 在四周有格子杆件时的圆形小开口

(c) 在四周有格子杆件时的长方形小开口

1— 蒙皮　2— 口盖　3— 开口的加强环(口框)　4— 原加强条　5— 开口　6— 梁

有时，在整体油箱区须布置一排相当数量的小开口(如波音-707 在下翼面上有 22 个小椭圆形开口)。此时应尽量使开口沿展向布置在一条直线上，这样较便于开口部位的加强。

加强设计，首先，在开孔两侧布置了两条很强的长桁，它的承载能力等于基本长桁加上开孔板的承载能力。其次在椭圆孔的四周进行加强(图 5.58)。

拉伸载荷较大处的受拉椭圆孔，孔四周蒙皮加厚，在短轴端头处应有足够加强，保证有足够的受拉面积；主要为受剪的椭圆孔可采用刚框式加强(图 5.58)。对普通肋上的矩形大开口可用典型的井字形口框式加强。

开口的形状对开口区承载能力的削弱影响很大。图 5.59 列出了不同开口形状的比较。

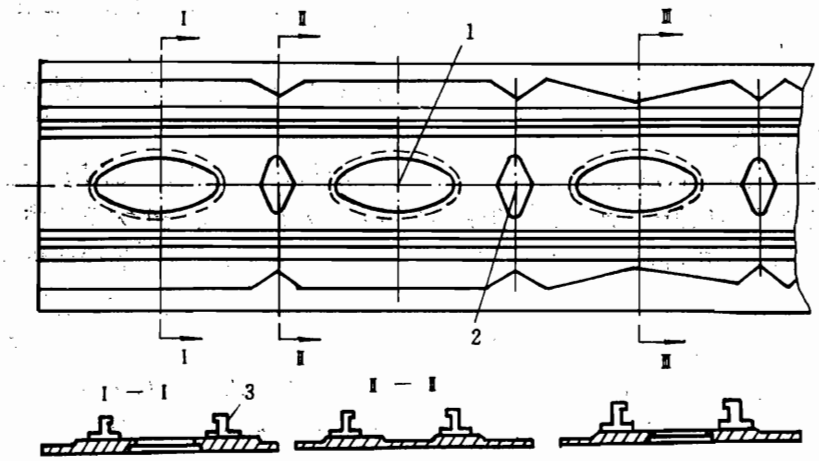
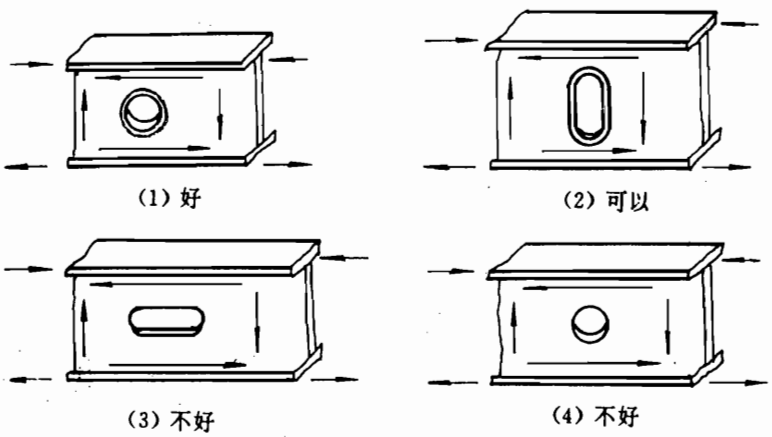
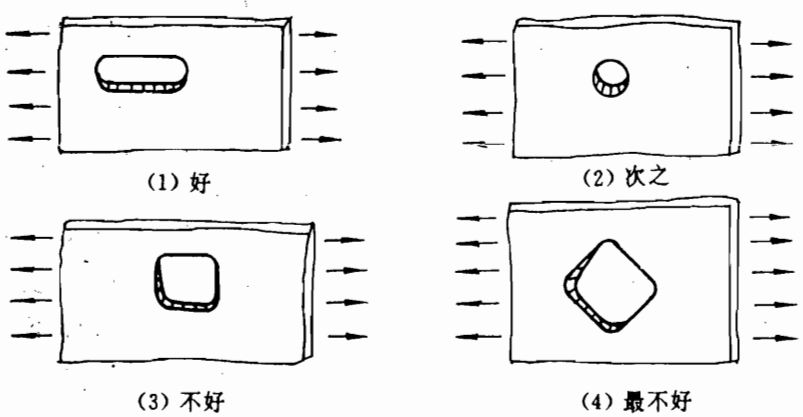


图 5.58　连续开孔壁板的加强

1— 检查孔　2— 加强槽　3— 孔边加强型材



(*a*)



(*b*)

图 5.59　开孔(小开口)的比较

(*a*) 梁、肋腹板(受剪板)上小开口设计比较　1、2— 有孔边加强　3、4— 孔边无加强

(*b*) 蒙皮受正应力时小开口形状选择

5.7 飞机结构的刚度要求与气动弹性问题概述

一、飞机结构的刚度要求

飞机结构设计既要满足强度要求，又需考虑刚度要求。对于不同的构件或结构，其主要要求可以有所不同。各类舱门 —— 如起落架舱门、旅客出入舱门、货舱门、炸弹舱门等一般都应按刚度设计。有不少结构则先以静强度为基本要求进行设计，再校核结构刚度是否符合要求；如不符，再修改设计，进行调整。以下我们简单介绍一下结构的刚度要求。

1. 结构的刚度要求

(1) 飞机结构的刚度要求，一般以在使用载荷下，结构的变形小于或等于许可变形（或叫容许变形）来表示。即

$$\delta_i \leqslant [\delta_i] \tag{5.38}$$

式中 δ_i —— 结构在 i 节点或 i 剖面处的变形，可以是线位移，也可以是角位移。

$[\delta_i]$ —— 结构在 i 处的许可位移。

(2) 在某些情况下（如为防止机翼发生颤振）对结构的刚度分布以及翼剖面刚心位置提出一定要求。

2. 刚度要求的提出根据

对结构刚度提出一定要求主要基于以下几方面原因：

(1) 为了保证飞机各部件具有设计时所预期的气动性能（如升力特性、阻力特性、力矩特性）。这就要求机翼、尾翼、机身等具有足够的总体刚度。例如离翼根一定距离处（譬如在约90% 翼展处）的翼剖面的扭转变形，不允许超过某限制角度；机翼挠度不应超过某允许值。

其次还有局部刚度要求，特别对于高速飞机，机翼表面的凹凸变形将会严重影响气动特性。

(2) 在高亚音速飞行时，如果机翼的刚度不足或者刚心位置不当，主要是前者，会引起结构出现气动弹性问题（详见本节“二”）。

(3) 振动问题。如操纵系统出现共振，或某些结构（如活动面）出现抖振等问题与结构的固有频率有关，也即与结构的刚度特性有关。

(4) 对于某些附件的支撑结构或操纵面的悬挂支臂的支撑结构应有一定刚度要求，以免操纵面卡死，以及保证助力器等附件工作的精确性。操纵系统本身刚度不足还会造成操纵滞后，甚至不到位，这对于机械操纵系统尤为重要，应保证飞机对操纵的跟随性达到要求。

(5) 有时结构会因刚度不足，在疲劳载荷下反复变形过大，而导致疲劳破坏。

(6) 刚度大小在有些情况下与结构中某些构件的载荷大小会有一定关系。

在第三章中曾阐述过，由于机翼、机身等均为高度静不定结构，因此在传力时，载荷分配及传力路线会受结构中各构件的刚度以及它们的支持结构刚度的影响。

在有些情况下（第六章中气密座舱中的球面框和加强环设计就是一例）因为相邻构件的刚度不匹配比较严重，在变形协调条件下会出现附加载荷。

(7) 必须注意，提出刚度要求并不意味着在任何情况下都是刚度愈大愈好，有时恰恰相反，须要减小结构刚度，以满足某些要求。例如有些附件须应用柔性支座作为隔振措施，吸收能

量，改善附件的受载情况。波音-707飞机机翼结构设计时，并不追求很高的刚度，而是选择了适度的机翼刚度参数，使机翼具有良好的可挠性，用以降低突风引起的载荷，取得了满意的效果。

3. 结构的刚度设计

结构刚度的具体指标可查阅有关的规范、手册、适航性条例等各种文件，或参照同类型飞机指标。在结构设计中将其作为约束条件之一，按多约束优化设计方法设计结构；也可先以强度为基础，设计出结构尺寸后，进行颤振和刚度校核；必要时还应进行某些试验验证。

二、气动弹性问题概述

气动弹性问题与结构刚度有关，但涉及的范围要比刚度问题广泛得多。由空气动力和弹性力（动气动弹性问题还有结构惯性力）的相互作用，而引起飞机部件可能破坏或失效的各种典型问题，统称为气动弹性问题。该问题十分重要，但又十分复杂。此处只能对一些典型问题进行原理性的介绍，使读者对其起因有一基本了解。详细内容请查阅有关专著和资料。

气动弹性问题包括机翼的扭转扩大，副翼（或舵面）的操纵反效（或失效），机翼、尾翼、机身的颤振等。

扭转扩大是指机翼的扭转变形由小到大地单调增加，导致结构破坏。操纵反效是由于副翼或舵面在操纵时所产生的气动力，导致与它相连的结构（机翼或安定面的翼盒）有较大的变形，引起操纵失效或反效。以上两者统属于静气动弹性问题。至于颤振，其结构变形是振动扩大的。此时除空气动力和结构弹性之外，还与振动加速度和由此产生的结构惯性力有关，属于动气动弹性问题，下面分别讨论之。

1. 机翼的扭转扩大

（1）扭转扩大的基本概念　取机翼的一个典型剖面。此剖面上有三个重要的点，即剖面的气动力焦点、重心与刚心（扭转时绕该刚心转动）。由于是静气动弹性问题（即加速度很小，惯性力可以略去），故只讨论气动力与弹性力。亚音速飞行时，焦点在剖面弦长的（25 ～ 28）% 处，刚心一般在弦长的（38 ～ 40）% 处，也即焦点在刚心前（图 5.60）。假设机翼以迎角 α_0 使飞机处于稳定平飞中，若突然有一扰动上升气流 V_y（所谓扰动指瞬间有一上升气流，过后即消失）导致迎角 $\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha$，引起附加升力 ΔY。由于此 ΔY 作用于焦点而不作用于刚心上，故使该剖面瞬间引起了扭转变形 $\Delta\theta$。当此扰动消失后，研究扭转变形的发展趋势。此时有两种可能性，一为即使 V_y 消失，此附加扭转变形仍愈来愈增大，导致结构破坏，此即为扭转扩大；一为在 V_y 消失后，此附加扭转变形愈来愈小，以致消失。现在具体分析一下发展过程（图 5.61）。由 $\Delta\theta$ 引起该机翼剖面的迎角增加 $\Delta\alpha$，因此气动力升力有一个增量 ΔY。此力作用在焦点上，对刚心产生一个使扭转变形进一步增大的气动力距 $M_a = \Delta Y d_a$。由 $\Delta\theta$ 引起的弹性恢复力矩 M_k 将使附加扭转变形减小。若 $M_a > M_k$，则扭转变形愈来愈大，形成扭转扩大；若 $M_a < M_k$，则附加扭转变形愈来愈小，以致消失。由于气动力矩与飞行速度的二次方成正比，而弹性恢复力矩则与飞行速度无关，故有一个临界速度。

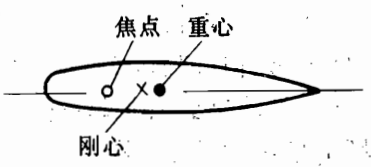


图 5.60　机翼三心位置图

超音速飞行一般不会出现扭转扩大，因为此时焦点已显著后移。

从图 5.62 可知，后掠机翼对防止扭转扩大有利，前掠机翼则相反。故后掠机翼一般主要考虑防止副翼反效，而不需要考虑防止扭转扩大。亚音速飞机的大展弦比直机翼则两方面都需要考虑。亚音速前掠机翼一般不需考虑副翼反效，而着重考虑防止扭转扩大。

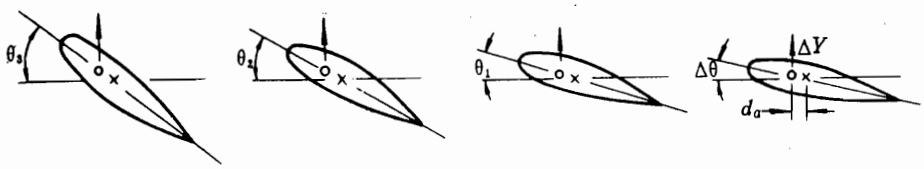


图 5.61　机翼扭转扩大示意图

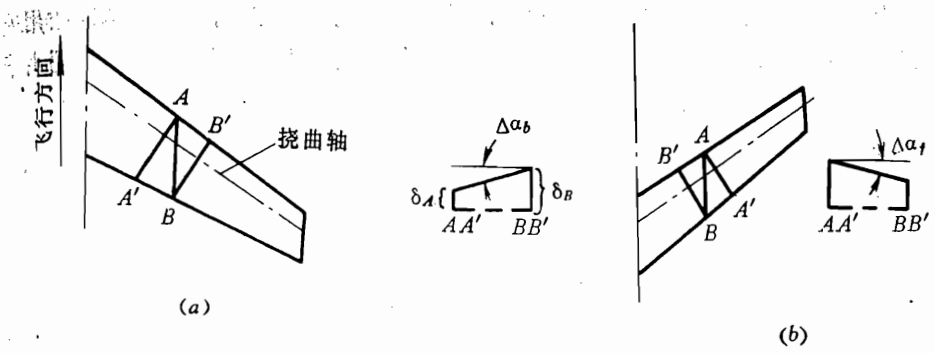


图 5.62　前、后掠机翼，弯曲引起顺气流剖面向不同方面偏转

(a) 由于后掠引起的附加负迎角 $\Delta\alpha_b$　(b) 由于前掠引起的附加正迎角 $\Delta\alpha_f$

(2) 防止扭转扩大的措施　防止扭转扩大可以将刚心前移，也可以提高机翼的刚度。由于弹性恢复力矩与机翼扭转刚度成正比，故提高机翼扭转刚度对防止扭转扩大是有好处的。对于直机翼，只需提高扭转刚度；对于前掠机翼，则增加弯曲刚度对防止扭转扩大也是有好处的，因为此时机翼挠曲轴的弯曲变形将引起顺气流翼剖面有不利的附加扭角。

ту－2 飞机为了防止机翼扭转扩大，采取了一个较特殊的措施(图 5.63)，机翼主抗扭匣前移，使剖面刚心前移，因此就不容易发生扭转扩大。

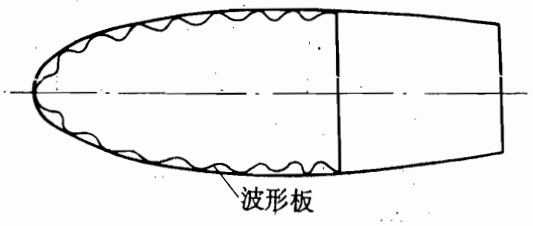


图 5.63　刚心前移的 ту－2 机翼

2. 副翼反效

副翼和舵面都有操纵反效的问题。现举副翼为例加以阐明。当为了使某侧机翼产生附加升力而使副翼下偏 δ 角时，若机翼为绝对刚硬，则由于副翼下偏所影响的单位宽度机翼翼段将增加升力 ΔY_a。但实际上机翼仅有有限的刚度，机翼刚心又远在 ΔY_a 合力作用点之前，故由 ΔY_a 引起的力矩 $M_a = \Delta Y_a d_a$，将使该翼段产生前缘向下的扭转变形。这相当于减少翼段迎角，又将使升力减少 ΔY_1，若 $\Delta Y_1 > \Delta Y_a$，则操纵副翼下偏时，反而引起向下的负升力，即操纵反效了(图 5.64)。实际飞机当然不但不应操纵反效，而应保持有一定效率的正常操纵。由于我们可近似认为所需的操纵力不随飞行速度而变，而 ΔY_1 却大致与飞行速度的二次方成正比，因此有一副翼反效的临界飞行速度。

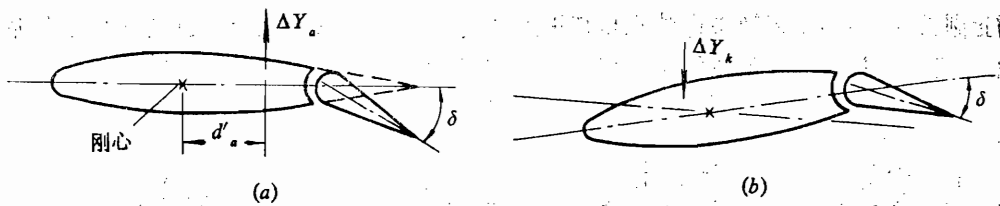


图 5.64　副翼反效示意图

(a) 先假设机翼为绝对刚硬　(b) 再考虑机翼的扭转变形

副翼反效在大展弦比后掠机翼上较严重。这是因为展弦比愈大，对刚度愈不利；而后掠翼弯曲引起顺气流翼剖面的附加扭角，也产生不利于操纵的附加气动力。此时可在高速时改用内副翼或扰流片；也可增加机翼的扭转刚度和弯曲刚度，当然主要还是扭转刚度。三角机翼由于翼尖部分机翼剖面尺寸特别小，故需特别注意翼尖处的扭转刚度。因此三角机翼在翼尖处都是截头的，即翼尖并非真正尖的，而是截去一块；副翼也不一直伸到翼尖，而是往内移一些(图 5.65)。

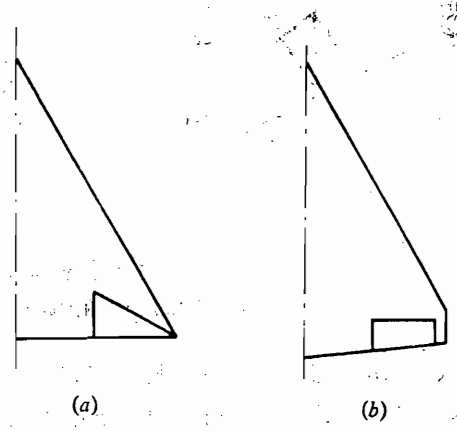


图 5.65　三角机翼的副翼布置

(a) 不利的布置　(b) 有利的布置

3. 颤振

颤振是气动翼面的一种自激振动。由有关部件的气动力、惯性力和弹性特性的综合作用所引起。当飞机速度 $V < V_{cr}$(颤振临界速度)时，振动受到阻尼；$V = V_{cr}$ 时，振动以等幅特征进行；$V > V_{cr}$ 时，大多数情况下，振动将发散，并导致结构快速出现损伤或破坏。

由于颤振须考虑振动变形引起的加速度及结构相应的惯性力(作用在结构重心上)，因此结构各剖面的重心位置在颤振中有很大影响。

颤振基本上分两种类型，一为机翼的弯扭颤振，即由机翼的弯曲变形与扭转变形交感而产生振动发散；一为副翼的弯曲颤振，即由副翼的偏转与机翼的弯曲变形交感而产生振动发散。由此可见，舵面等也可发生颤振。

(1) 机翼弯扭颤振　下面阐明机翼弯扭颤振的基本概念。取一个典型翼剖面，剖面上的三个点通常这样排列。焦点(亚音速飞行时)最前，刚心则位于重心前不远处。通常焦点在弦长的 28% 处，刚心在弦长的(38 ～ 40)% 处，重心在弦长的(42 ～ 45)% 处。可用图 5.66 说明弯扭颤振的物理概念。先看图 5.66(a)，翼剖面没有受到扰动前的位置为 2(但剖面应没有扭转)。假设该剖面受到一扰动，使其位置从 2 位移至 0 位。现分析此一扰动去掉后，翼剖面在弹性力、惯性力、气动力作用下的运动情况。当瞬间扰动一取消，由于机翼弯曲引起的弹性力将使该剖面向上运动。弹性力是始终向着原始平衡位置方向的；且偏离距离愈大，弹性力愈大。从 0 位到 2 位，弹性力从最大到零，故向上加速度也由最大到零。在这一段运动中，由于加速度向上，故作用在重心上的惯性力 F_i 向下，因此相对于刚心产生了抬头力矩。此惯性力矩使剖面产生增

加迎角的扭转变形，由于迎角增加引起附加气动力 ΔY_a，此 ΔY_a 对刚心形成的气动力矩，使翼剖面进一步抬头，到位置 2 时，由于不断加速的缘故，其向上速度达到最大。从位置 2 再向上移动时，弹性力方向改为向下，加速度方向也向下，向上的速度逐渐减少；至位置 4 时，向上速度为零。在从 2 位置到 4 位时，惯性力向上，惯性力矩使翼剖面低头，附加的向上气动力则逐渐减小。在 4 位时，翼剖面又无扭转变形，此时速度为零，但向下弹性力最大，向下运动状况见图 5.66(*b*)。图 5.66(*c*) 则将飞行距离结合进来，看起来就更形象化。图 5.66 画的是颤振的临界状态，即机翼的弯曲（或扭转）变形既不振动发散，也不振动衰减，而是保持为常振幅振动，此即颤振临界速度。这个图中机翼的阻尼力和阻尼力矩未示出，阻尼力和阻尼力矩恒与运动方向相反，是阻抗振动的。在翼剖面上三个点的前后关系如图 5.66 所示时，由惯性力矩导致的扭转变形所引起的附加气动力是激振力，它与速度的二次方成正比；而气动阻尼力一般与速度的一次方成正比，故存在着颤振临界速度。

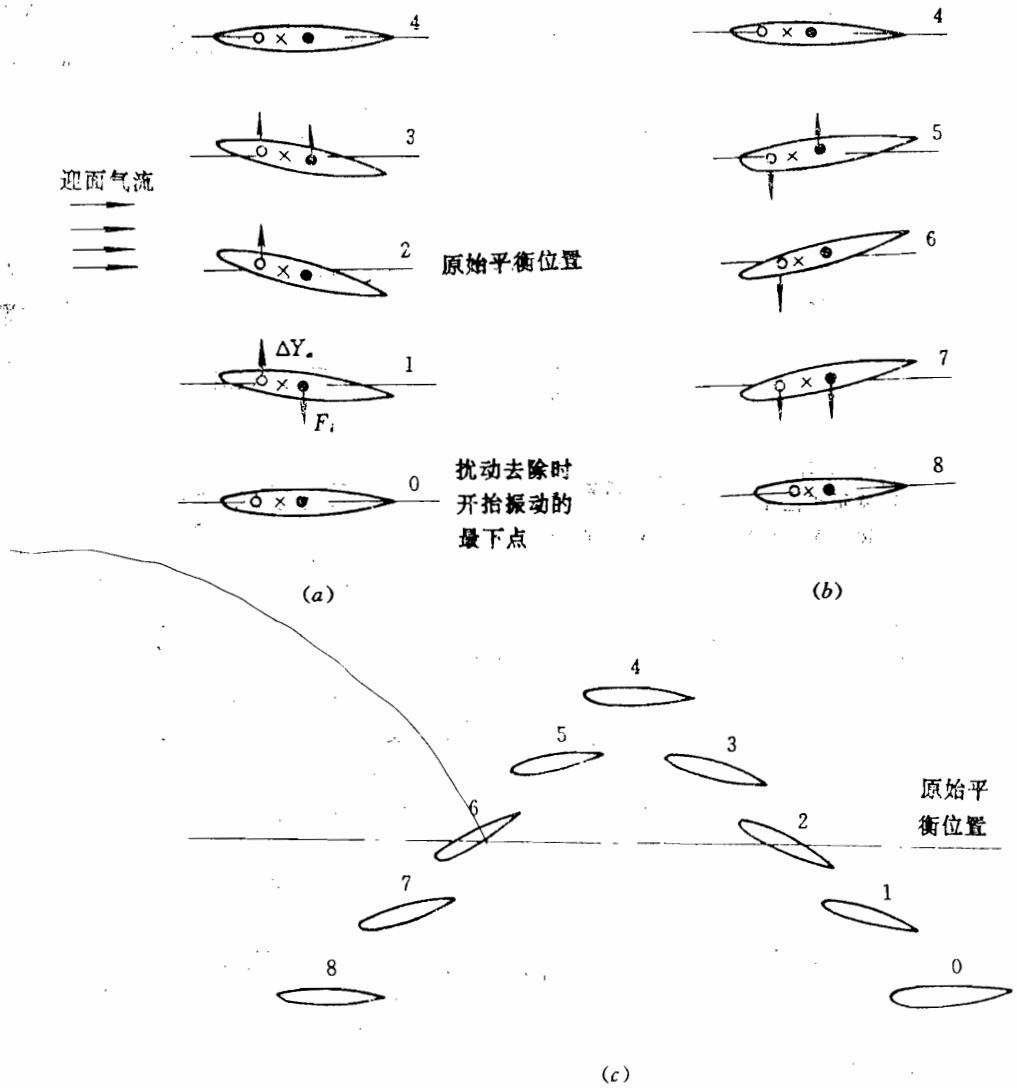
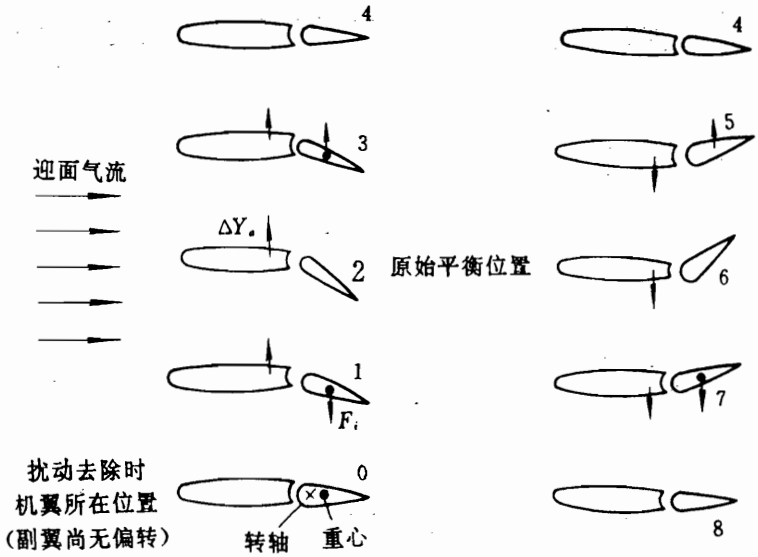


图 5.66　机翼弯扭颤振示意图

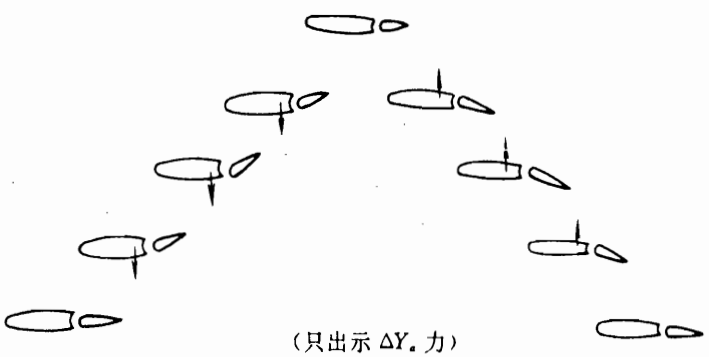
(*a*) 向上运动　(*b*) 向下运动　(*c*) 结合飞行距离示出

提高机翼(或全动尾翼)弯扭颤振临界速度的有效措施是尽量使重心前移,可加适当的配重,配重一般放在翼尖前方(图 5.81)。伸向前方是为了使同样重量的配重发挥更大的效率,但配重必须有很好的连接刚度以保证其能发挥作用,因此其连接处是远超过其本身强度要求的。将配重放于翼尖处,是由于翼尖处弯曲挠度最大,因此其加速度最大,故配重的效率高。提高扭转刚度能减少不利的扭转变形,也是有好处的。现代飞机上则经常采用人工阻尼器;更为先进的,则采用颤振主动控制技术。

(2) 副翼弯曲颤振　在分析副翼弯曲颤振时,只考虑副翼转轴偏转的自由度,而略去副翼本身的结构变形;机翼只考虑弯曲变形而略去扭转变形。图 5.67 示出副翼弯曲颤振的临界状态。此时对副翼剖面来讲,涉及两个特征点的位置,一为副翼的转轴位置,一为副翼剖面的重心位置。图示情况为重心位于转轴后,因此副翼惯性力 F 使副翼偏转引起的附加气动力 ΔY_a 是激振力。



(a)



(b)

图 5.67　副翼弯曲颤振示意图

(a) 上下偏离情况　(b) 结合飞行距离示出

提高副翼弯曲颤振临界速度的措施是使副翼结构本身的重心尽量前移，并加以适当的配重。

以上只讨论了两种两个自由度的颤振，这虽是简化的情况，但也确是机翼的主要情况。对于全动尾翼、安定面和舵面，还必须考虑机身自由度在内；机身有两个方向的弯曲变形及一个扭转变形的自由度。

必须指出的是，对颤振的控制随着自动控制技术的发展有了新的发展。70 年代出现的一种新设计技术 —— 随控布局飞机，它充分发挥自动控制的作用和潜力，在设计之初的总体设计中，就按四个要素：空气动力、结构、推进系统、自动控制进行协调和综合设计。其中包括颤振的主动抑制，这也是随控布局飞机设计中难度最大的一个问题，所谓颤振主动抑制是指飞机能主动地检测出飞机的颤振模态，然后通过自控系统使所检测到的颤振得到衰减和稳定。相信以后还会对此技术不断发展和完善。

5.8 机翼前、后缘增升装置简介和尾翼、操纵面的结构设计特点

一、机翼前、后缘增升装置简介

现代飞机上，为了延迟机翼在大攻角飞行时失速的发生，改善起飞、着陆性能或提高飞机的机动性，在机翼的前、后缘上布置了各种增升装置。除了后缘部分展长布置了横向操纵用的副翼和扰流片（扰流片有时也可作为气动力制动装置用）之外，其余部位都用来布置各类增升装置。增升装置视其所在位置和作用原理，用来延迟大攻角下前缘、后缘或翼尖处因气流分离引起的失速，从而增加机翼升力。

增升装置的形式很多，有各类襟翼和缝翼（如图 5.68 所示）。

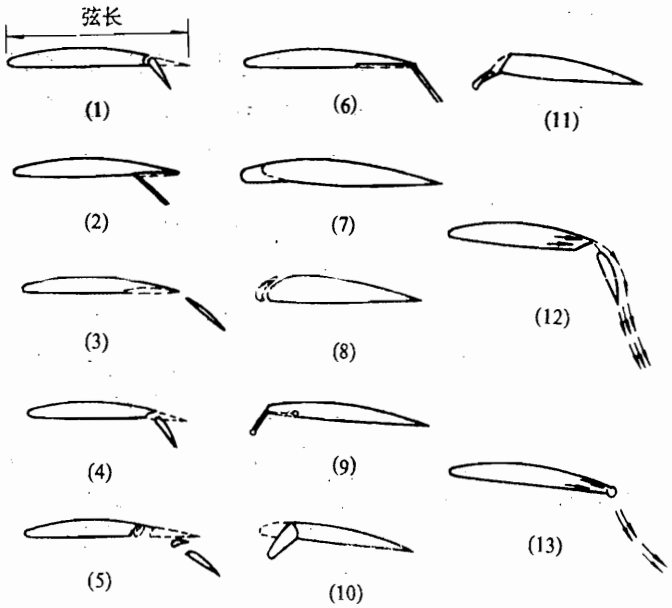


图 5.68 各类前、后缘增升装置

1— 简单式襟翼 2— 开裂式襟翼 3— 富勒式襟翼 4— 开缝襟翼 5— 双缝襟翼 6— 后退襟翼 7— 前缘局部弯曲 8— 固定式缝翼 9— 克洛克襟翼 10— 下垂前缘 11— 可操纵前伸缝翼 12— 吹气襟翼 13— 喷气“襟翼”

前缘增升装置一般布置在弦向最前面的(10～15)%弦长区域内。有固定式前缘缝翼、可操纵前伸缝翼、克洛克襟翼、下垂前缘和局部弯曲等形式。

后缘增升装置一般在(65～75)%弦长之后的(25～35)%弦长范围内。有简单式、后退式、开裂式、开缝(单缝、双缝或多缝)、喷气襟翼等多种形式的襟翼。以波音-727-200为例(图5.69)。约前缘半展长的1/3为三块内侧克洛克襟翼[26.5%($\frac{l}{2}$)长];外侧的2/3半展长为四块铝合金前缘缝翼。后缘的三缝襟翼为铝合金和铝合金蜂窝结构,其中内侧三块[总长度占25.4%($\frac{l}{2}$)]在地面时使用,外侧四块[占30.2%($\frac{l}{2}$)]在飞行中使用。其余部分则安排内侧的高速副翼和外侧的副翼及与之连动的扰流片。如果左、右机翼的扰流片对称打开时可作减速板用。它们都有双套的液压助力系统操纵和应急手操纵系统。

某旅客机的前、后缘增升装置和副翼的典型构造见图5.70。

至于各种形式增升装置的工作原理,在飞机学中已有介绍,此处不再赘述。

前、后缘襟翼、缝翼的收放机构设计是一项独特而复杂的工作,在国外很多属某些飞机公司的专利,在这里不作讨论。

二、尾翼与操纵面的结构设计特点

第三章已介绍了尾翼和操纵面的结构设计要求及其外载特点,本节主要讨论它们的结构设计特点。

尾翼的平面形状特点是展弦比λ较小。一般平尾的$\lambda=3$～4,立尾的λ(不计机身部分)为1.5左右。对于超音速飞机,由于气动上操纵性要求,水平尾翼一般改为全动平尾。副翼等横向操纵面的设计特点与舵面类似。平尾与立尾的相互位置主要由气动要求决定,应尽量避免两者之间的不利气动干扰。但由于希望不要在机身上设计太多的连接加强框以及装配时的方便,尾翼位置应结合这一要求进行协调。

尾翼的设计不仅有强度要求,还有防止颤振所需的结构刚度也是重要因素。

对于$M<0.6$的飞机,尾翼的颤振问题尚不严重;对于飞行速度$M>0.8$以上的飞机,尾翼设计必须妥善考虑颤振问题;对于采用薄尾翼的超音速飞机更需注意。为防止颤振,对尾翼提出的要求大致可归纳为以下几点:

对舵面和副翼,应尽量使结构重心靠前,最好能位于铰链轴前面不远处。必要时,可在铰链轴前加配重来达到此要求。

对安定面和机翼盒段,也希望重心靠前一些,同时希望它们的扭转刚度尽可能大一些。同时还应注意到,因为尾翼支持在后机身上,所以后机身的刚度对尾翼的颤振有一定的影响。对于全动平尾,其重心要求类似于舵面,扭转刚度要求类似于安定面。

有的飞机,如波音-727、F-104采用T形尾翼,平尾置于垂直尾翼的顶端,此时垂直安定面的扭转刚度对平尾的颤振有重要影响,将成为防颤振设计的主要参数之一。

由前述可知尾翼设计应提出一些具体的刚度指标,可参阅有关设计规范;同时必须对尾翼结构进行颤振校核计算,必要时进行试验。

由于尾翼和操纵面的载荷具有重复载荷的性质,还应注意损伤容限和耐久性设计考虑。

1. 尾翼的安定面、飞机操纵面的结构设计特点

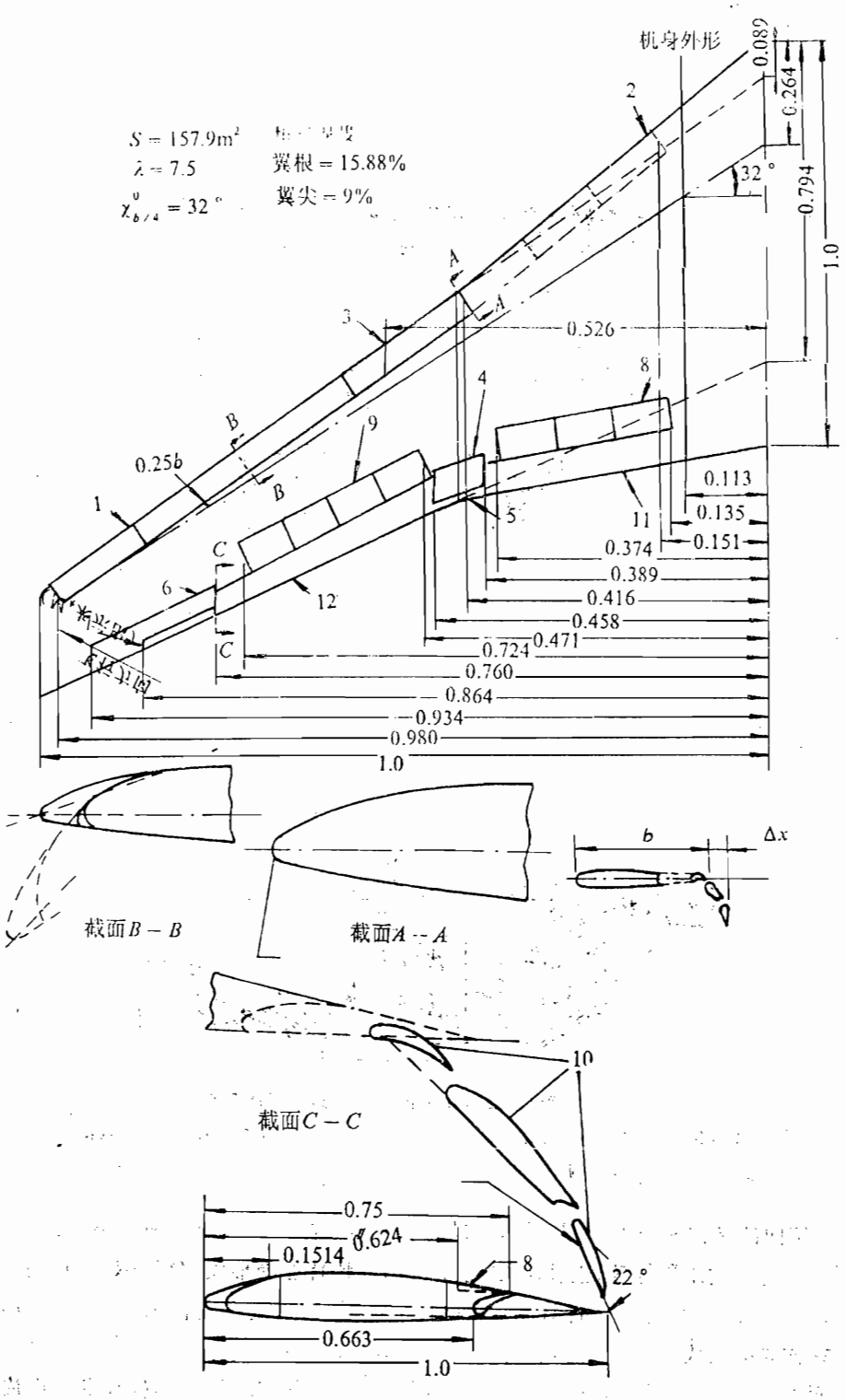


图 5.69 波音-727-200 增升装置布置图

1—前缘缝翼 2—克洛克襟翼 3—前缘缝翼 4—内侧副翼 5—可操纵调整片 6—外侧副翼
7—平衡调整片 8—扰流片(地面用) 9—扰流片(飞行时用) 10—后缘襟翼 11,12—内、外襟翼

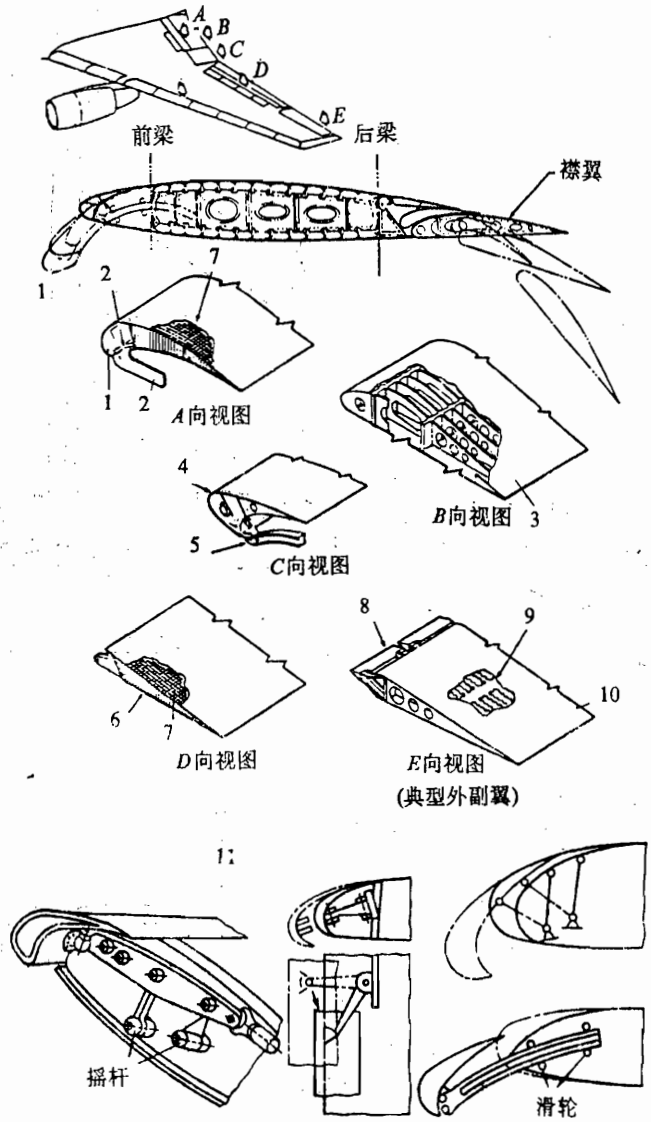


图 5.70　增升装置和副翼的典型构造及操纵机构

1— 前缘襟翼　2— 襟翼滑轨支臂　3— 内襟翼和内副翼　4— 前缘缝翼　5— 缝翼滑轨
6— 扰流片　7— 蜂窝结构　8— 配重　9— 双层蒙皮　10— 外副翼　11— 机械机构

(1) 安定面的结构和布置　亚音速飞机的水平尾翼由水平安定面和升降舵组成。超音速战斗机则均采用全动水平尾翼。垂直尾翼，除了美国的超音速隐形侦察机 SR－71，为了克服一台发动机发生故障后，需要极大的偏转力矩进行平衡，而采用全动垂直尾翼之外，一般都由垂直安定面和方向舵组成。

安定面上无大开口，其构造可以由翼梁、翼肋和带长桁的壁板(或整体壁板)组成单块式翼盒结构。现代的喷气运输机还常采用由数根梁、小间距排列的翼肋和蒙皮(根部较厚，向翼尖渐薄)构成的翼盒结构。这种结构的翼面上不用桁条加强，其特点是制造成本低，抗扭刚度高，尤其在抗颤振要求下有较好的效果。这种设计已用于波音-707和波音727的水平安定面上。老式飞机的水平安定面常采用固定在机身上的形式，但现代运输机上，水平安定面常做成是可调

安装角的。支撑安定面翼盒的枢轴一般位于其后梁上(机身两侧各一个)。有的在中央翼盒中前梁的相应位置上安装操纵杆,这种设计在水平安定面上构成具有破损安全特性的四支撑点,如DC-10、L-1011就采用此种连接。而波音-747、707等是在前梁的正中间单独装有一个螺旋操纵机构,此时设计时应使连接接头本身具有破损安全的能力(图 5.71(*d*))。

垂直安定面的结构设计基本上与水平安定面相同。垂直安定面通常采用双梁或多梁结构。为便于在后梁上悬挂舵面,又由于尾翼的载荷主要是舵面偏转时由接头传来的,故安定面的后梁常取为主梁,悬挂接头处布置有加强肋,用以承受并传递接头传来的集中力。

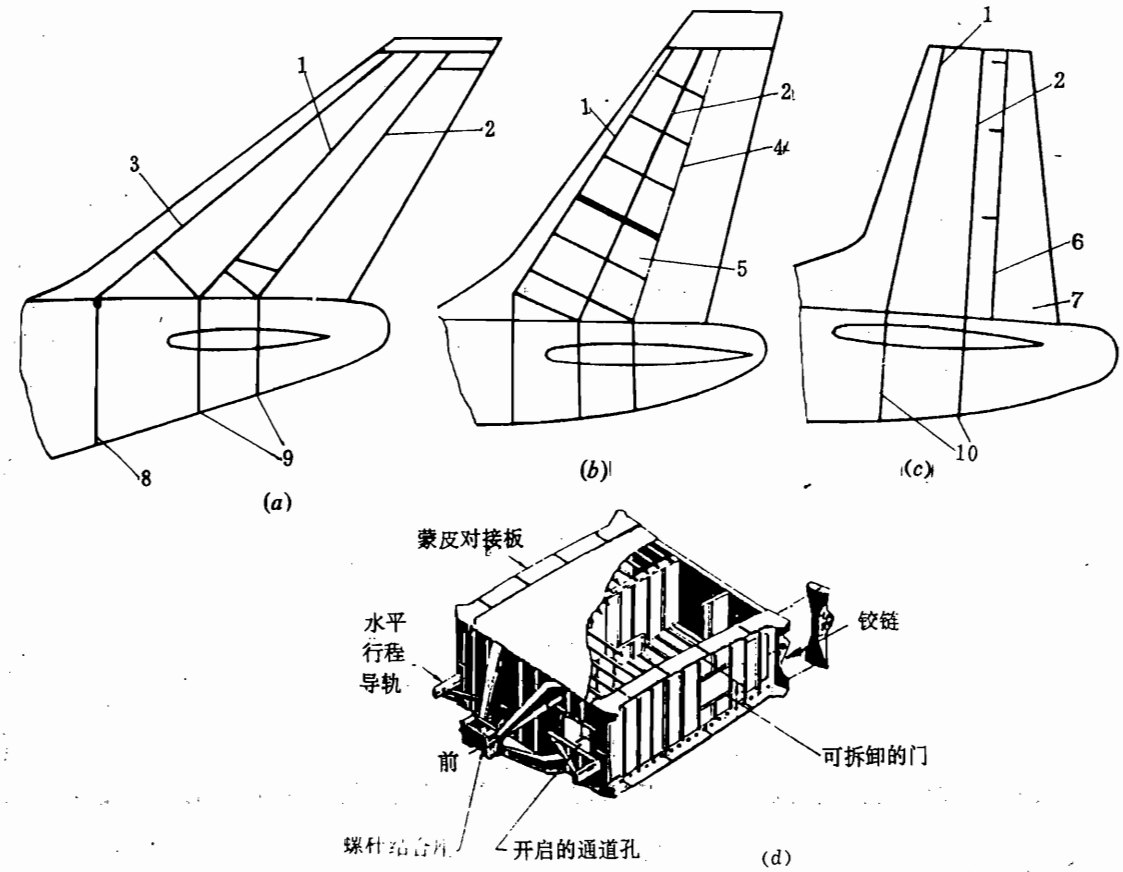


图 5.71　安定面的结构布置与对接加强框的布置

(*a*) 波音-747 尾翼　(*b*) 波音-707 尾翼　(*c*) C-133 尾翼　(*d*) 波音-747 平尾中央翼部分结构

1— 安定面前梁　2— 安定面后梁　3— 墙　4— 方向舵铰链线　5— 方向舵平衡板

6— 舵面梁　7— 方向舵　8— 次强框　8— 强框　10— 加强框

现代很多飞机的尾翼为了减轻重量、提高效率而采用复合材料。如F-16的安定面采用复合材料夹芯蒙皮,其抗扭刚度和蒙皮稳定性均较好;采用了多腹板式结构,只有在舵面悬挂接头处才布置有肋。

(2) 操纵面的构造和受力分析　操纵面可看作在气动载荷作用下支持在悬挂接头上的多支点连续梁。由气动载荷在操纵面上产生的剪力 Q、弯矩 M 都通过悬挂接头以集中力形式传给安定面。由气动载荷相对于转轴产生的扭矩最后由操纵摇臂上的操纵力与接头支反力构

成的力矩来平衡(图 5.72)。

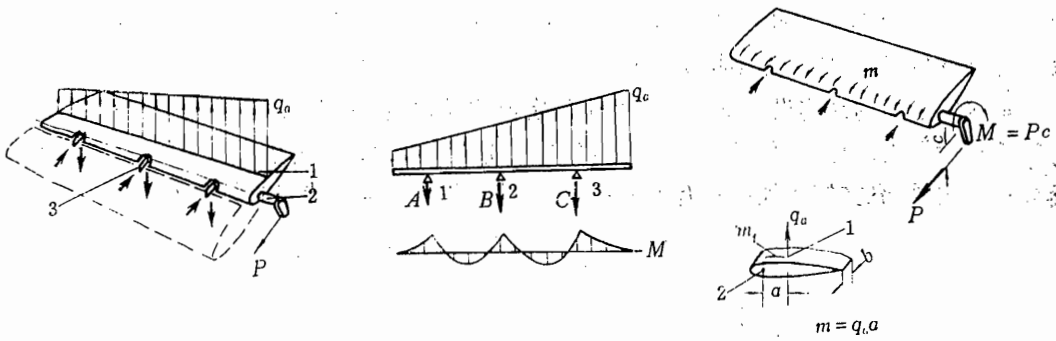


图 5.72　操纵面的受载情况

1— 压力中心线　2— 转轴　3— 操纵面悬挂接头　q_a— 气动载荷　P— 操纵杆力　M— 操纵力矩

根据颤振提出的要求应使铰链轴后的结构重量尽量轻。操纵面一般都在靠近前缘处布置单梁,其典型剖面见图 5.73。对于中、厚翼型的操纵面,一般由梁和较厚的蒙皮构成抗扭闭室。当后部三角形闭室较小时铆接质量不易保证,此时可略去其抗扭能力。近年来随着新材料、新结构的出现有采用夹层蒙皮结构;而对薄翼,有时采用全高度蜂窝的无肋结构。复合材料结构的设计详见第七章。

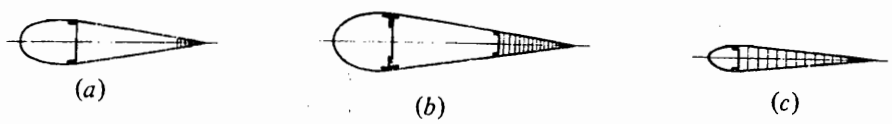


图 5.73　舵面典型剖面

(a) 小型飞机　(b) 大型飞机　(c) 薄翼

下面介绍操纵面设计中的几个特殊问题。

(3) 操纵面悬挂点的确定　悬挂点的多少与位置的确定主要根据以下几方面考虑:保证使用可靠,舵面受载时的变形不致引起与安定面相碰或突出安定面外形太多;保证在转动舵面时不致卡死;操纵面梁的受力特性好一些。

增加悬挂点的数量可以减小操纵面受载后的变形和最大弯矩值,因而有利于减轻结构重量,同时还可提高生存力,故一般应采用多于两个的悬挂点。有些大型飞机,如波音-707 的升降舵共有 7 个悬挂点。但悬挂点多,使用中易卡死,并增加了装配时的困难,一般应采用设计补偿。例如可以采用过渡接头,使接头在水平方向有微调的可能性(图 5.74);也可在铰链轴上带自位轴承,以保

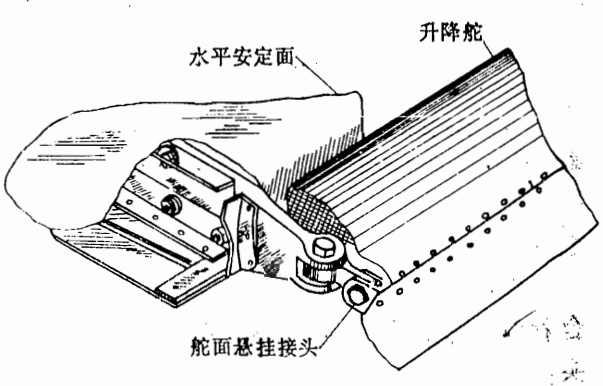


图 5.74　操纵面的过渡接头

证各接头的同心度。但为了保证操纵面不致在转轴轴线方向移动，多个接头中总有一个应是完全固定的。

(4) 操纵面前缘缺口补强　操纵面扭矩主要由前缘闭室承受。然而在悬挂接头处，前缘要开口，破坏了扭矩的传力路线，因此需在缺口处补强，其典型形式见图 5.75。

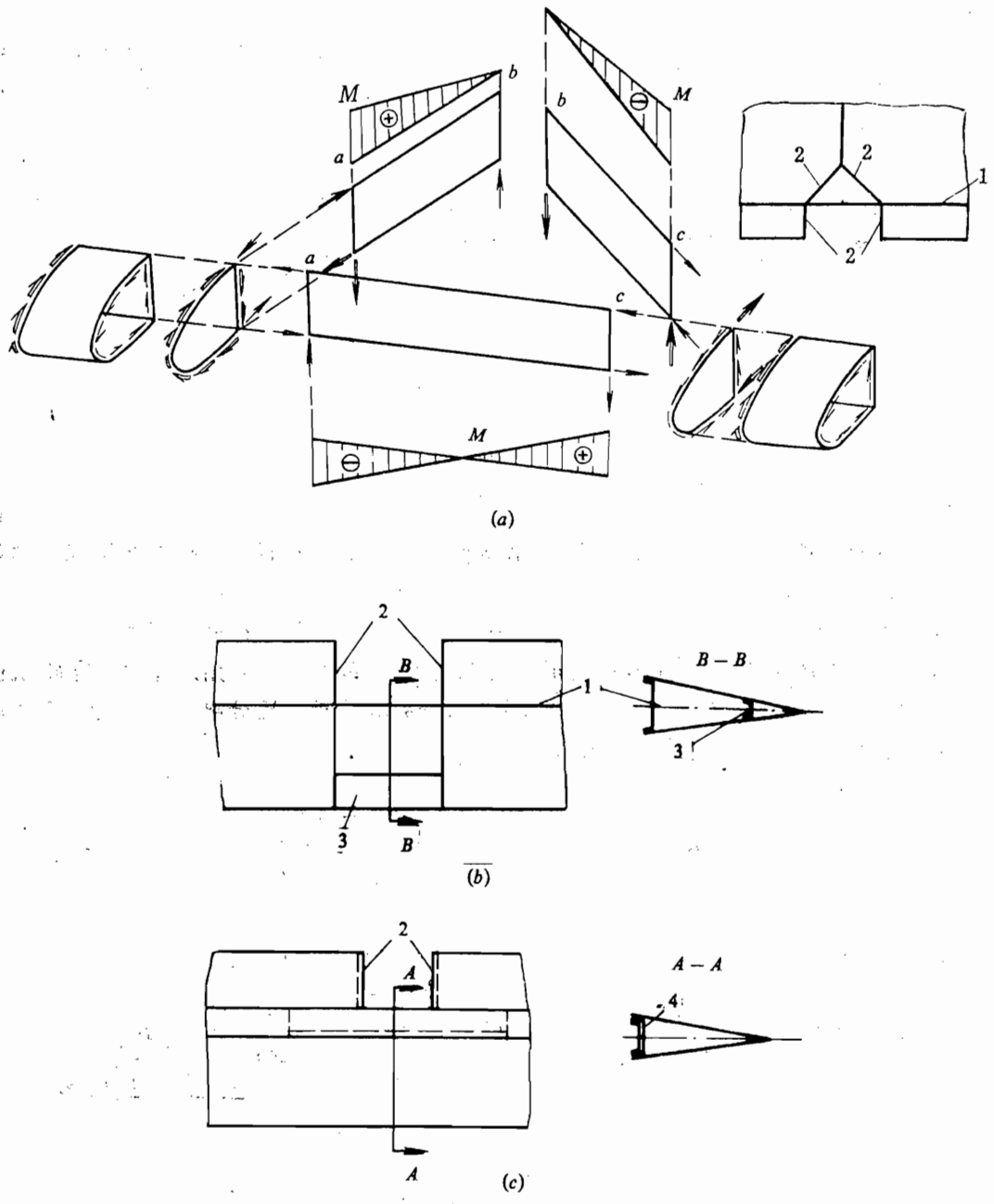


图 5.75　前缘缺口的补强

1— 梁　2— 加强肋　3— 短墙　4— 加强梁

① 可加一对斜加强肋，与梁构成三角架。扭矩由斜肋受弯和缺口段的梁承受附加弯矩来传递(图 5.75(*a*))。

② 加一短墙，与缺口两端的加强肋构成一局部闭室(图 5.75(*b*))。扭矩在缺口段由局部闭室传递。

③ 对某些小型低速飞机，载荷很小时，可直接对梁进行局部加强，由梁本身受扭(图 5.75(*c*))。

(5) 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上。这点从结构本身较难做到。除尽量减轻后部重量外，大多需在前缘加配重。配重与舵面结构连接的典型形式见图 5.76。

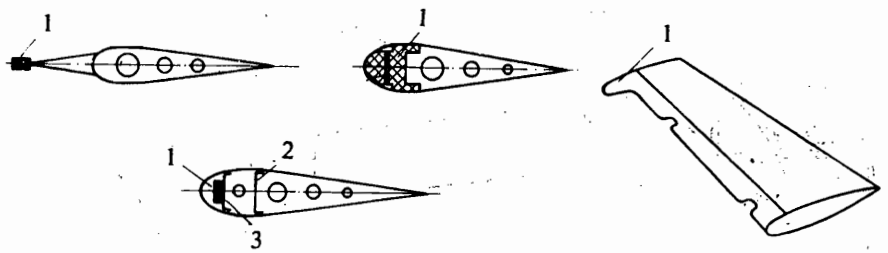


图 5.76　配重与舵面结构连接的几种形式

1— 配重　2— 梁　3— 小梁

(6) 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，常用的补偿方法有以下几种：

① 轴式补偿和角式补偿　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相对于转轴产生方向相反的力矩，减小铰链力矩，起补偿作用。角式补偿也是如此。但过大的轴式和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，甚至还会出现破坏操纵习惯的“过补偿”现象，要注意避免(5.77(*a*))。

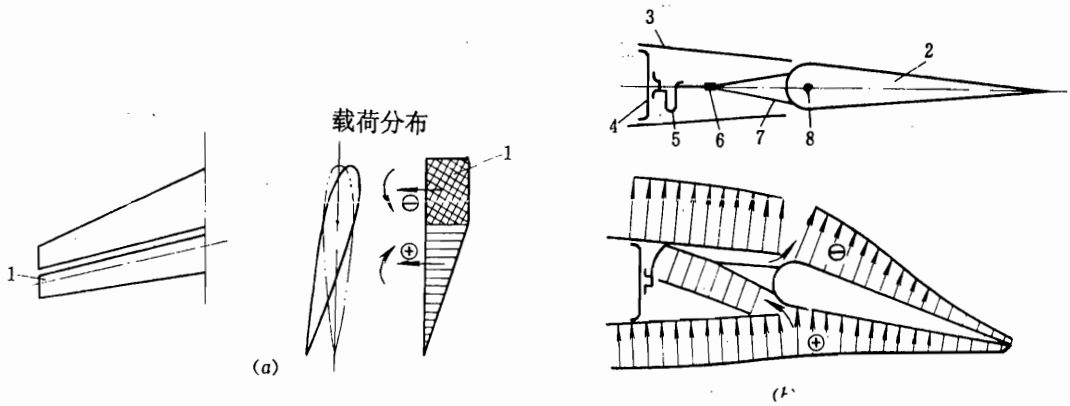


图 5.77　气动补偿的几种形式

(*a*) 轴式补偿　(*b*) 内补偿

1— 气动补偿部分　2— 副翼　3— 机翼　4— 梁　5— 气密胶布　6— 配重　7— 补偿板　8— 转轴

② 内补偿　一般用在副翼上。它的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。当副翼偏转时，翼面的上下压力差作用在补偿板上，起补偿作用。内补偿效率高、阻力小，而且可在补偿板前端加配重。但它使操纵面的偏转角受到机翼后缘部分结构高度的限制(图 5.77(*b*)、5.78)。

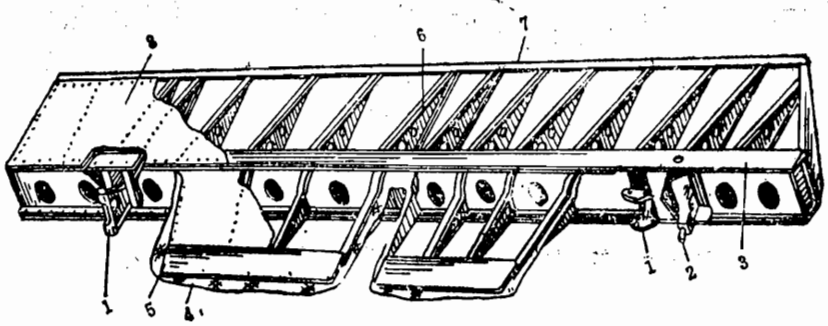


图 5.78　副翼的构造

1— 悬挂接头　2— 操纵摇臂　3— 梁　4— 内、外补偿气密薄膜　5— 配重　6— 肋　7— 后缘型材　8— 蒙皮

③ 浮动式内补偿　此种补偿方法是对上述方法改进而得的。当操纵面偏转时，用一四连杆机构使补偿板作上、下平行移动，就不会对舵面的偏转有过分的限制。

(7) 气动平衡：它的作用是在长时间稳定飞行时，消除驾驶杆或脚蹬上的力，以解除驾驶员的疲劳。也可用来消除飞机在飞行中对其本身的三根轴产生的不平衡力矩，这些力矩是由于某个发动机的停车或飞机制造中的误差所引起。常用的有各类调整片，使其偏转后抵消操纵面所产生的铰链力矩。制造误差引起的不平衡则用修正片在试飞时加以消除。

三、全动平尾的设计特点

当飞机达到超音速飞行时，舵面效率大大降低，然而飞机的纵向安定性却大大增加，二者之间产生了矛盾。为了提高操纵面的效率采用了全动平尾。全动平尾是指整个平尾绕某一轴线偏转，起操纵面作用。它有以下一些设计特点。

1. 转轴的形式

转轴有直轴、斜轴两种形式。

全动平尾采用后掠形状，且后掠角较大时，一般应布置成斜轴。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。当平尾为平直翼或中等后掠或后缘较平直时，宜于采用直轴(图 5.79)。

2. 转轴的位置

转轴的前、后位置：以后掠式平尾为例，亚音速焦点位置约在(28 ～ 30)% 翼弦处，超音速焦点在 50% 翼弦左右。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%。转轴在此位置，结构高度也较高(图 5.79(*b*))。

除上述问题以外，全动平尾还有转轴式和定轴式之分，下面就这两种形式作较详细讨论。

3. 转轴式全动平尾的设计特点和传力分析

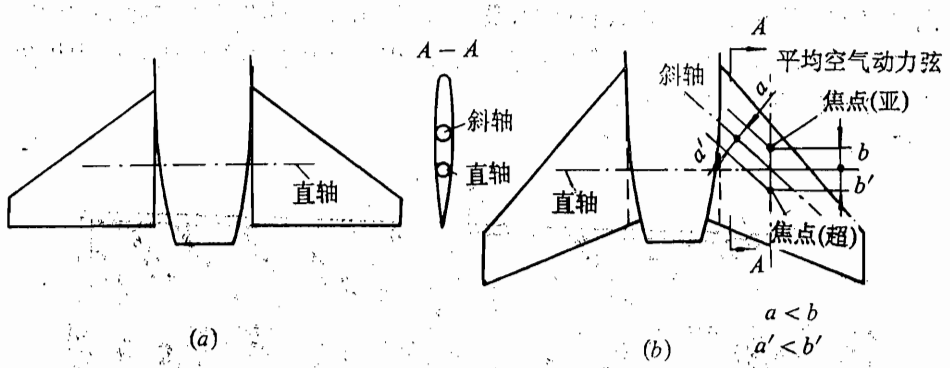


图 5.79　全动平尾的直轴与斜轴以及转轴前后位置的确定

(1) 设计特点：

转轴式平尾的轴与尾翼固定在一起，由固定在转轴上的摇臂操纵转轴，带动平尾偏转。现以斜转轴式全动平尾为例(图 5.80) 进行讨论。转轴伸入机身，整个尾面可看作是支持在机身内的两个轴承上的双支点外伸梁。气动力引起的剪力和弯矩由两轴承提供支反力 R_1、R_2 来平衡，由气动载荷引起的扭矩由操纵力对转轴形成的力矩来平衡。因两轴承座分别固定在两个框上，要注意安装的同心度，同时转轴在机身中的布置有时也比较困难。

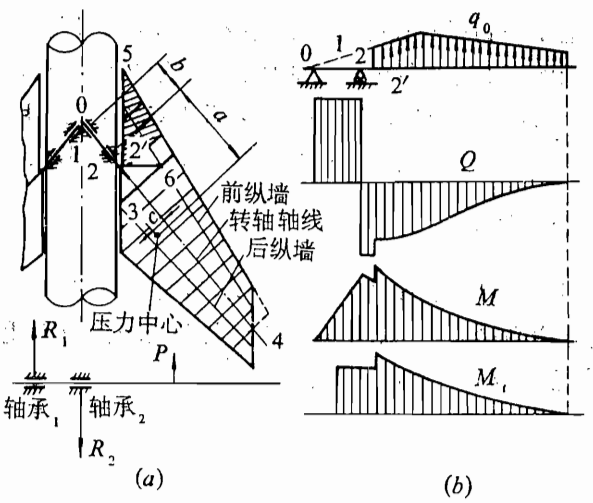


图 5.80　转轴的受载

转轴式全动平尾的最大特点是尾翼结构上的弯矩、剪力、扭矩都要集中到转轴上，然后由转轴传给机体。因此前缘和后缘一般布置成不参加总体受弯的轻结构件。中间部分的外段采用刚度较好、结构效率较高的单块式，但在根部载荷要向转轴过渡。转轴受力较大，应布置在结构高度较大的位置，并最好采用承弯、扭性能都很好的管梁。图 5.81 是一斜转轴式平尾的结构。根部结构的最大特点是要把分散的受力形式转为集中由转轴来承受，所以根部区是一过渡区。

它由斜肋、根肋和 4 肋，前、后纵墙，展向加强板和加强蒙皮等组成。加强板通过四个垂直螺栓与转轴相连。斜肋和根肋的腹板通过一个水平螺栓与转轴相连。

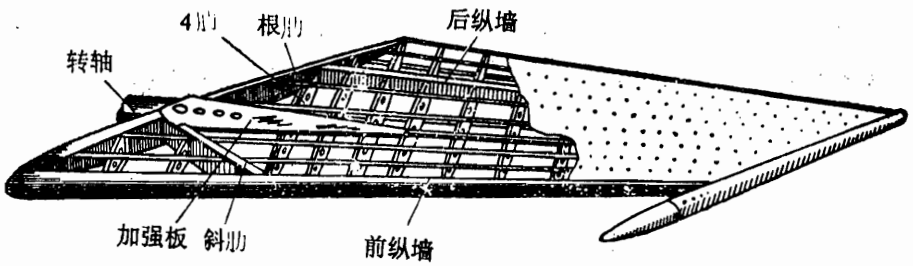


图 5.81　斜转轴式全动平尾

(2) 传力分析：

剪力　由前、后墙传到 B、C 点上，再由根肋、斜肋通过水平螺栓传给转轴。剪力 Q_B、Q_C 在该两肋上引起的弯矩则由上、下加强板通过垂直螺栓传给转轴，使转轴受弯矩。

扭矩　由 4 肋将外侧传来的扭矩剪流转换成一对方向相反的垂直力。然后以同样的路线由水平螺栓和垂直螺栓传给转轴，但均是对转轴产生扭矩。

弯矩　外侧机翼壁板上的分散轴力由加强蒙皮、加强板通过结构参与逐步集中到加强板上，由四个垂直螺栓传给转轴使之受弯。

4. 定轴式全动平尾

当后机身部位安排不允许转轴通过时，常采用这种形式。它的轴不转动，固定在机体上；尾翼套在轴上绕轴转动；操纵接头则布置在尾翼根部的加强翼肋上(图 5.82(b))。

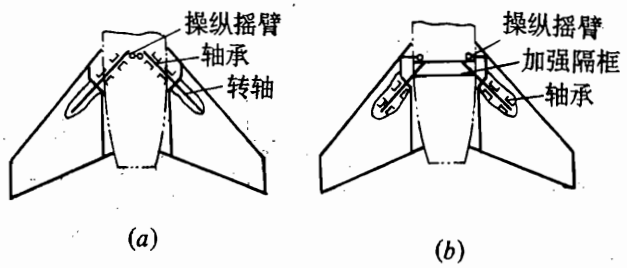


图 5.82　转轴式和定轴式全动平尾示意图

(a) 转轴式　(b) 定轴式

与转轴式相比，定轴式全动平尾在受力上有以下特点：

(1) 轴仅受剪力和弯矩　尾翼要把载荷传给轴和机体。但因轴与尾翼的壁板及前、后墙均无直接连接，为此要布置两个纵向短梁和两个加强肋，以便把壁板上已在根部逐渐集中起来的轴力通过两纵向短梁传到两加强肋上，再由肋传给轴。剪力也通过加强肋传给轴(图 5.83(a)、(b))。当为斜定轴时，在机身上要用一构件构成 x 向力臂，用以传递分弯矩 M_x(图 5.83(a))。

(2) 扭矩　不传给定轴，而是直接在根部加强肋上由操纵力与支反力形成的力偶矩来平衡。由于操纵点和轴之间的力臂较转轴式长，受力情况较为有利。

缺点是在尾面结构高度内要同时安放轴和轴承，减小了轴的结构高度，对轴的受力不利，并需在机体上开弧形槽，对机体有所削弱。

有的平尾连成一整体贯穿机体(图 5.83(*c*))。该平尾为厚蒙皮多腹板式结构。平尾的两个后支点比较靠后，约位于平尾侧肋的 60% 弦长处，用左、右两耳片接头与垂尾相连，形成定轴。平尾操纵点在转轴前 520 mm 处，两者距离与前梁、中梁间所围的受力盒段宽度相当。

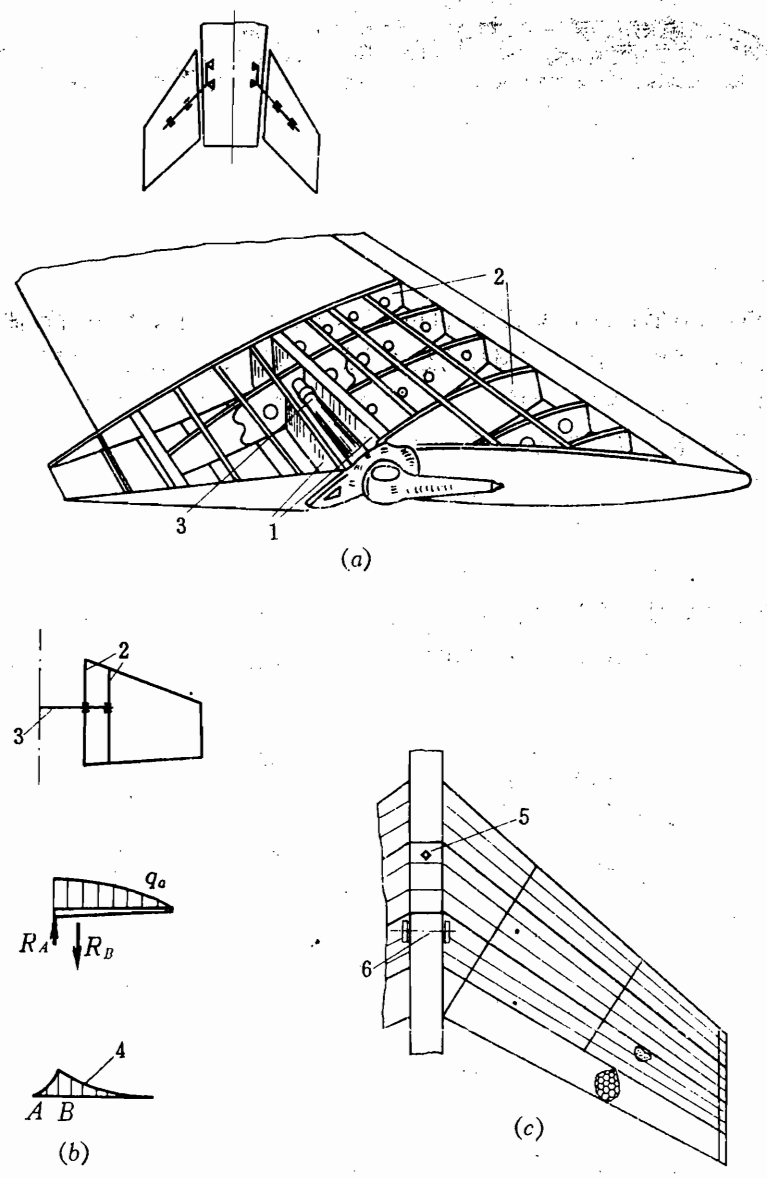


图 5.83　定轴式全动平尾

1— 短纵梁　2— 加强肋　3— 定轴　4— 长桁轴力图　5— 操纵点　6— 轴线

全动平尾的构造型式除图 5.81 所示单块式外，还有全蜂窝或蜂窝组合式构造和多梁式(也可用波纹形梁)等构造型式(图 5.84)。

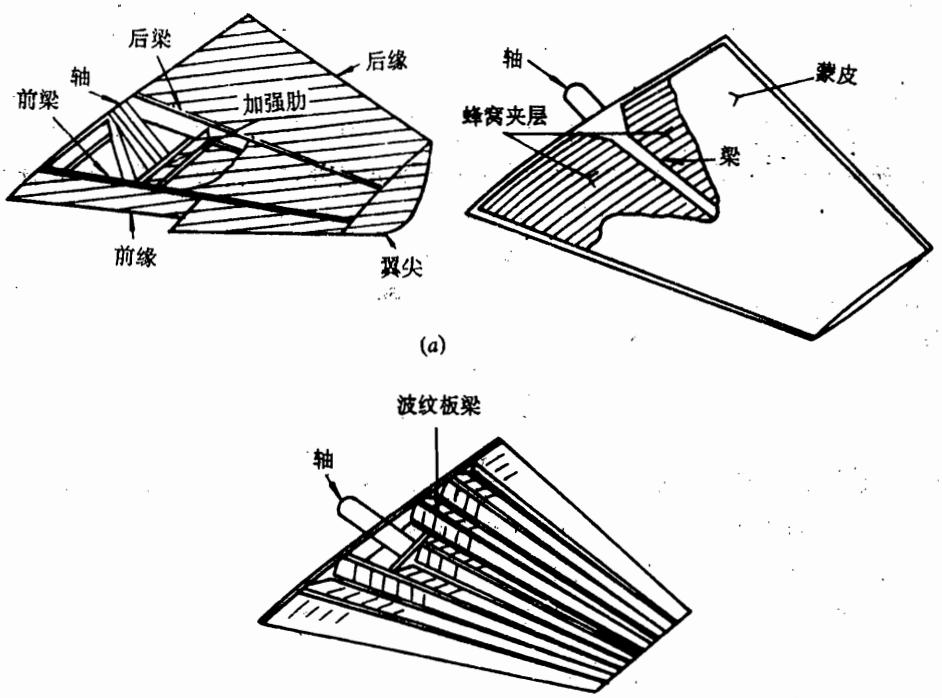


图 5.84　全动平尾部分典型构造

(a) 蜂窝组合式结构(阴影区为全高度蜂窝夹芯结构)　(b) 多梁式结构

思　考　题

1. 机翼结构受力型式的确定主要取决于哪些因素?它们是如何影响的?

2. 梁式机翼中梁的位置的确定主要从哪些方面考虑?

3. 机翼一般在什么部位需布置加强肋?它们起什么作用?请画出几种典型情况下的加强肋内力图,以及合理的设计方案。

4. 变后掠机翼的根部(图 5.14)及歼-6 全动平尾根部均布置有手掌形加强垫板,请分析该加强垫板为何采用这样的形状?

5. 举 1～2 个例子说明加强件综合利用有什么好处?

6. 观察某飞机机翼的内部布置和机身的内部布置等情况,分析该机翼的受力构件布置与之有什么关系?除内部布置因素外,其他还可能考虑了哪些因素?

7. 观察某些飞机的机翼-机身连接接头有什么特点,它有几个零件组成,这种接头形式有何优、缺点?

8. 一般机翼中普通肋的间距如何确定?

9. 张力场梁是以什么形式承受外载的(如梁平面内的垂直剪力 P_y),它在设计上有什么特点?是否任何情况下都可把机翼中的梁或肋等构件设计成张力场梁形式?

10. 在机翼元件设计中有哪些措施可以有利于改善机翼结构的损伤容限?

11. 观察多种机翼结构实物后,自行总结一下,当机翼结构上受有 x、y、z 方向的集中力或

集中力矩时，集中力是如何扩散的？扩散到什么构件上？连接应如何设计较为合理？

12. 什么是工艺补偿？什么是设计补偿？举几个实例说明（如观察歼-7机翼结构）机翼上何应用设计补偿和工艺补偿的？为什么要采用补偿措施？

13. 何谓气动弹性问题？气动弹性问题一般发生在什么情况下？有何预防措施？

14. 安定面一般采用什么结构型式？在悬挂接头固定处，它的构造一般如何设计？为什么？

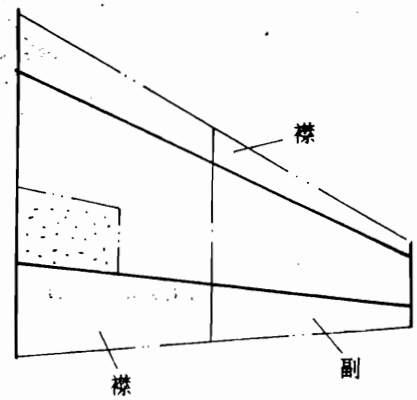
15. 各类操纵面结构的缺口补偿形式各用在何种情况下较为合理？

16. 为达到重量平衡，采用集中配重和分散配重各有什么优、缺点？后缘襟翼上一般有无配重？RF-101的全动平尾为何没有布置配重？

16. 转轴式和定轴式两种全动平尾各有什么优、缺点？设计上各有什么特点？

习　题

1. 一战斗机，其机翼为梯形翼布局，其$\frac{1}{4}$弦线后掠角$\chi = 24°$，展弦比$\lambda = 3.91$，机翼相对厚度$\bar{c} = 4.8\%$，机翼面积$S = 17.3\ m^2$。飞机总重量$G = 7\ 141\ kg$，使用过载$n_y = 7.33$，安全系数$f = 1.5$。机翼内需留出部分空间作收藏主起落架之用，此处下表面需开口；同时机翼结构又用作整体油箱。机翼有前、后缘襟翼。外侧有副翼，其展长为外露部分机翼展长的一半，弦长为$0.25b$。此外，外翼的半翼展处左右各有一副油箱挂架（见题图5.1）。试为其选择结构的受力型式，作出结构布置图，并简要阐明理由。



题图　5.1

2. 观察歼-7机翼主起落架转轴支座附近的构造，试分析为把该支座上受到的起落架转轴上的载荷x、y、z向力和由它们引起的力矩传到机翼根部的机翼-机身对接接头处，

(i) 必须在机翼上布置哪些加强构件？

(ii) 在传力过程中，共有哪些构件将承载？请依次用分离体力平衡图表示这些构件的受力情况。

(iii) 画出歼-7机翼6#肋的力平衡图，并阐明该肋的设计方案。

3. 某加强肋中段承受发动机架传来的集中载荷：$P = 80\ kN$，作用点距前梁为$A = 300\ mm$。假设：该双梁式机翼蒙皮、长桁不承受正应力。前梁的上、下缘条面积均为$F_1 = 20\ cm^2$；后梁的上、下缘条面积均为$F_2 = 15\ cm^2$。两梁上、下缘条的形心间距分别为$H_1 = 250\ mm$，$H_2 = 200\ mm$。前、后梁的腹板间距$B = 800\ mm$，（题图5.2）。

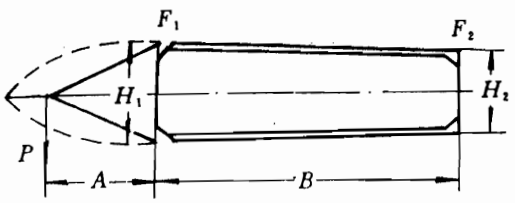
(i) 试作出该加强肋中段的弯矩图和剪力图，并确定该加强肋的缘条面积和腹板厚度。肋的腹板不允许出现剪切失稳。

(ii) 请确定在该肋所在剖面处前、后梁的腹板厚度。若梁腹板不致失稳，支柱间隔应为多大？

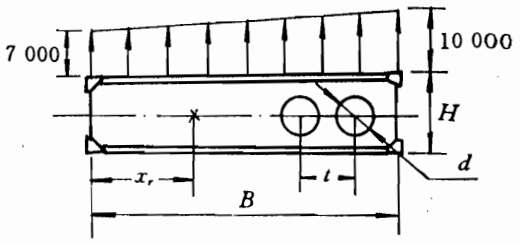
设肋和梁腹板材料选用LY-12：$E = 7 \times 10^4\ MPa$（$1\ MPa = 10^6\ Pa = 10^6\ N/m^2$）；$\sigma_b = 420$

MPa，受拉区缘条要考虑削弱系数 $K=0.9$；受压失稳临界应力先假设其近似等于比例极限 $\sigma_p=280$ MPa。

（注：该剖面处的刚心可按近似方法求。）



题图 5.2



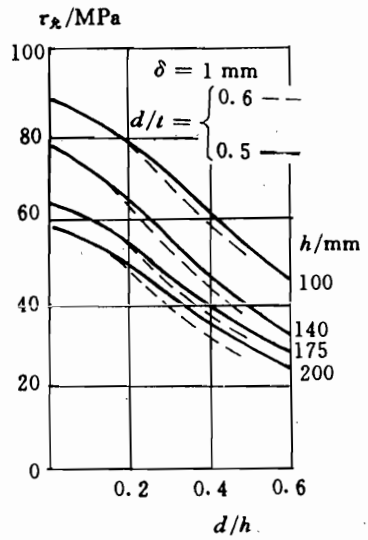
题图 5.3

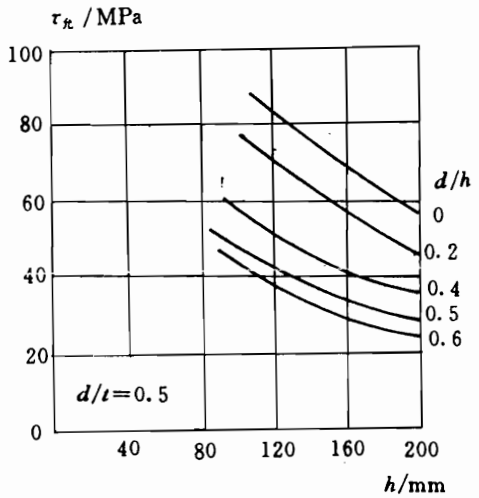
4. 双梁式机翼两梁之间为腹板式翼肋，其上作用有分布气动载荷从 7 000 N/m 到 10 000 N/m。肋高 $H=200$ mm，$B=800$ mm（见题图 5.3）。该肋所在剖面的机翼结构的刚心距前梁 $x_t=267$ mm。

(i) 求该肋的 M、Q 内力图。

(ii) 该肋要求设计有减轻孔。已知带减轻孔的腹板式翼肋受剪切载荷时，无孔剖面处所能承受的最大允许剪应力和减轻孔、肋的几何尺寸之间的关系如题图 5.4 所示。请合理选择肋的腹板厚度和减轻孔的个数和 d、t 值。

（注：通常 d/h、d/t 在 0.4 ～ 0.6 之间，厚度 $\delta\approx1$ mm。材料可选用 LY－12，$\tau_b=252$ MPa）。





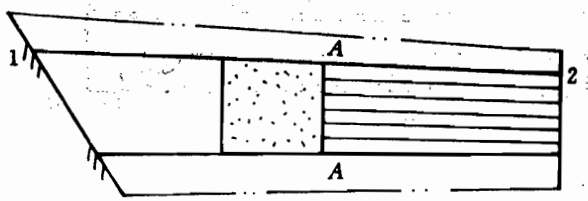
题图 5.4

5. 题图 5.5 所示后掠翼，外段为双梁单块式，根部段为双梁式，下壁板有开口。问

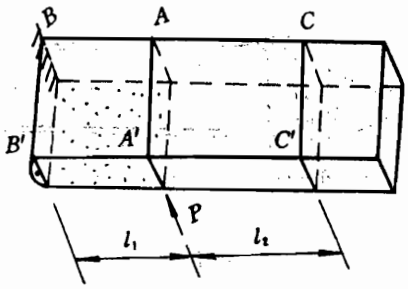
(i) 当机翼的总体力 M、Q、M_t 往根部机翼、机身传递时，$A-A$ 肋起什么作用？请画出它的

力平衡图和内力图，该肋应如何加强？

(ii) 画出此时前梁 1－2 的内力分布图，应如何合理选择其缘条面积沿展向的分布规律。



题图 5.5



题图 5.6

6. 题图 5.6 所示前梁、后墙的根部结构，在 $AA'B'B$ 区域下蒙皮为大开口。现当 A' 点下方作用一集中力时，力如何传到机翼-机身接头上？应将哪些构件予以补强？

第六章　机身结构设计

本章将在第三章机身结构传力分析的基础上介绍机身结构设计的特点。至于机身某些典型结构元件，如长桁、桁梁、蒙皮、壁板等，与机翼的相应元件相似，其设计方法与设计原则相同，本章不再详述。

6.1　机身的内部布置与结构型式选择

一、机身的内部布置

机身的内部布置是飞机总体设计时全机部位安排的主要内容，但由于机身的结构设计，尤其是机身受力构件的布置受内部装载和与其他部件的协调影响较大，因此有必要在本章对有关内容作简要介绍。

机身内部布置是指将各种有效载重、燃油等合理地布置在机身内，同时协调机身与机翼、尾翼、起落架等部件的受力结构，和保证它们的相对位置。在这些前提下使机身的剖面形状与尺寸大小沿纵轴的分布符合气动布局的要求。有效载重的布置应使它们所处的位置适合其本身的技术条件要求。如雷达的天线要求安排在机身的最前端，同时机头的雷达罩结构材料应满足所需的电性能要求。为了保证驾驶员有良好的视界，驾驶员座舱布置在机身前部，对歼击机通常还突出机身表面。机身内贮藏的燃油和炸弹尽可能置于重心附近，以期不致因燃油的消耗与炸弹的投放而使飞机重心变化超出规定的范围。战斗机的喷气发动机多数都安排在后机身内，也有的安排在后机身的下半部(如 F－4)，这样既满足发动机的喷流要求，又使机身截面较小。而运输机上也有不少是装在机身上的，如波音－727、雅克－40 的后机身侧边吊装有发动机，而 L－1011，图－154 等均在机身尾部的上方安装有发动机。在布置机身里的各种装载时，除保证它们本身工作所需的位置外，还必须满足它们在使用、检测、维护、更换修理等方面的要求。而这类要求对机身结构影响较大，除了空勤人员出入需在机身上安排舱门外，在旅客机上还必须布置大量的窗供旅客瞭望，此外还有供旅客出入和搬运食物的舱门，而且还要有其他的出口以便在出现紧急情况时供旅客脱离飞机(我国民用航空条例中规定在多于 44 座的飞机上必须在 90 秒钟内将人员全部撤离)。轰炸机、强击机上的炸弹舱和运输机上的货舱门都属大开口。电子设备、军械、发动机附件等都要经常检测、维修，有些是每一个起落都要检查的，都须要方便地接近它们。在大型飞机上，大部分可从机舱内部接近；而在战斗机上却必须在机身外壳上布置很多大小不一的口盖，有的飞机为了缩短维修和着陆后再次出击的时间，机体表面的 60% 以上都布置成各种可打开的检查口盖。上述的各种舱门与检查窗口显然对机身结构的布置有很大的影响。

图 6.1 和 6.2 分别示出了某强击机和旅客机的内部布置情况。两机的头部和前段均布置了驾驶舱、雷达和电子设备舱、前起落架舱。该强击机的座舱后面安排了两个油箱舱，后段是发动机舱，两台发动机并列其中。在油箱舱和发动机舱的下部为炸弹舱、后部油箱舱和减速板等，

进气道布置在机身两侧。旅客机的上半部除空勤舱外，基本上都是旅客座舱和一个客货舱，下部则有前、后货舱以及中央翼、主起落架舱等。

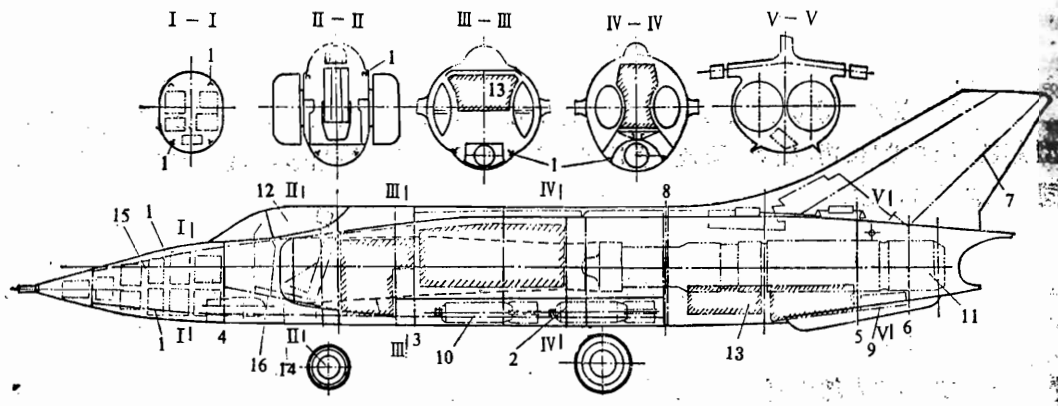


图 6.1　某强击机机身内部布置与主要受力构件布置

1— 前机身桁梁　2— 与机翼主梁对接加强框(24 框)　3— 与机翼前梁对接的 17 号加强框
4— 其他加强框(8、12、13、16、20、25、29、30)　5— 与全动平尾转轴连接的 41 号加强框
6— 与平尾、垂尾安定面相连接的 44 号加强框　7— 垂尾安定面后梁轴线　8— 机身设计分离面
9— 减速伞舱　10— 炸弹舱　11— 发动机　12— 驾驶员座舱　13— 油箱舱(前后共四个)
14— 前起落架舱　15— 设备舱　16— 座舱地板

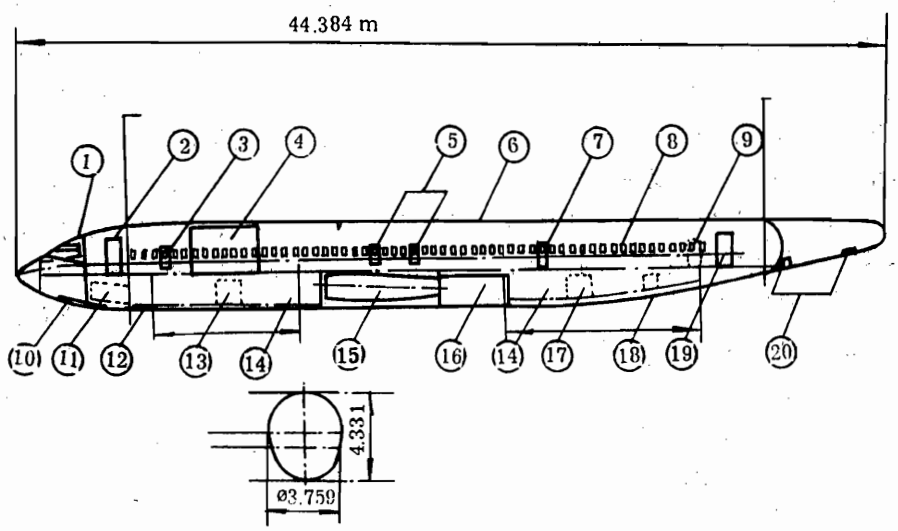


图 6.2　某旅客机的部位安排图

1— 空勤组人员舱　2— 前登机门　3— 前服务门　4— 主货舱门　5— 应急窗　6— 客舱　7— 应急门
8— 观察窗　9— 后服务门　10— 雷达舱　11— 前起落架舱　12— 电气设备舱　13— 前货舱门
14— 货舱　15— 中央翼　16— 主起落架舱　17— 后货舱前门　18— 后货舱后门
19— 后登机门　20— 设备舱门

二、机身结构型式的选择

机身的结构型式有半硬壳式(包括桁条式、桁梁式)、硬壳式(厚蒙皮)和构架式,它们的构造与受力特点已在第三章进行了介绍。从受力特性上看,桁条式、硬壳式机身相应地与单块式、多腹板(厚蒙皮)式机翼很相似。不同的是在超音速飞机薄机翼上大多采用多腹板式。但机身结构,不论是亚音速或是超音速飞机基本上都采用半硬壳式。主要原因是机身剖面尺寸(特别是高度)远比机翼大,且多为接近于对称的剖面形状,弯曲和扭转刚度都比较高,半硬壳式机身通过适当的布置就能承受各种载荷,而且结构效率高。而硬壳式机身反而会由于机身上的开口多,而大大影响厚蒙皮的利用率,开口补强的增重也将增大,进而影响机身的结构效率。因此硬壳式往往只在某些局部部位采用,如头部、尾锥部等。此外桁条式机身与单块式机翼一样,属多传力途径的结构型式,损伤容限特性好,能通过载荷再分布经受住局部破坏而不致造成机身结构的总体破坏。显然,在机身和机翼的各结构元件之间,既有相似之处,也有不同的地方,简述如下:

(1) 机身的桁条和蒙皮与机翼的桁条和蒙皮的功用是相同的。机身的蒙皮由于曲率较大,所以在受压和受剪时比较稳定;又机身上所受到的局部外压载荷比机翼上的要小得多,因此机身蒙皮所需的厚度通常小于机翼蒙皮的厚度。

(2) 机身的桁条与机翼桁条的功用一样;但桁梁只相当于机翼翼梁的缘条。它们都承受结构弯曲时所引起的轴向载荷。

(3) 机身上的垂直方向剪力由蒙皮承受,而机翼上的这些载荷由翼梁的腹板承受。

(4) 机身的隔框在功用上相当于机翼的翼肋,不同的是局部气动力对机翼普通翼肋的设计影响较大,而机身普通框设计主要考虑安装在舱内的设备所产生的载荷的影响。

须要注意的是,机身的结构布置受内部装载和开口的影响较大,特别在战斗机上,各种开口的布置不大可能连续,因此在这些部位的结构型式不一定十分典型,可能是几种结构型式的组合或过渡。例如在桁条式机身上,受力长桁因开口而无法连续布置的区域,就有采用桁梁或厚蒙皮受轴力的型式。这种情况在实际结构中是经常遇到的。

6.2 机身盒段结构元件的设计与布置

本节主要介绍半硬壳式机身的结构元件的布置与设计。蒙皮-桁条加强壁板构成的机身盒段结构,经过多年实践证明,具有重量轻、强度高、而且易生产和维修的优点。这类结构的最大结构件是蒙皮与桁条(也可能为桁梁)组成的壁板。它也是受力最严重的构件,因为它承受机身的所有总体内力——两个平面(垂直平面和水平面)内的弯矩、剪力,以及机身的扭矩;还有外部气动压力所引起的一切基本载荷,这些基本载荷由机身的蒙皮和桁条承受。在一定的间隔内应配置隔框,以防机身压屈并维持其截面形状。这种加强的筒状结构机身有三种可能的失稳破坏形式。

(1) 蒙皮失稳　薄蒙皮在较低的压应力和剪应力下就会出现屈曲。如果设计要求规定蒙皮在受载时不能出现屈曲,那么蒙皮就必须做得较厚,或要放置较密的桁条,这将导致结构效率降低。机身的内压力,将能使这种情况有一定的改善。考虑到蒙皮屈曲后,仍能通过张力场型式传递、承受剪切载荷(此时机身结构会发生应力重新分布),因此在某些情况下,设计规范规

定，低于百分之多少的限制载荷（即使用载荷）或极限载荷（即设计载荷）下不允许出现屈曲。

（2）壁板失稳　这是指隔框把纵向长桁及与其相连的蒙皮分成一段段的部分，壁板长度即等于隔框间距。当蒙皮屈曲时，壁板仍能以某种张力场的形式传递剪切载荷，但将使桁条产生较高的轴向载荷和弯曲载荷。

（3）总体失稳　它所造成的破坏，超出两个或两个以上隔框间距。当壁板出现失稳时，各隔框的横向刚度可以支持住长桁；但当框的刚度不足时，就会发生总体失稳破坏。此时增加桁条将效果不大，而框的刚度将有较大影响。一般半硬壳式机身不允许出现总体失稳。

以下我们对组成盒段的各种典型结构元件的设计作一介绍。

1. 蒙皮

机身蒙皮是机身盒段结构中的重要受力元件，它承受并传递机身总体内力中 Q_y、Q_z 和扭矩 M_x 的剪流。在桁条式机身中，当蒙皮较厚时还承受一部分弯矩引起的轴向力。在旅客机的气密增压座舱部位的蒙皮，还要承受内外压力差造成的环向和轴向张应力。因此，机身蒙皮的受载情况可能是多种应力的组合。但由于机身结构高度大，相对载荷较小，因此其厚度一般比机翼的薄。

机身薄皮的设计和布置应包括以下内容：确定材料、厚度、合理的分块和分布以及损伤容限设计措施。

机身蒙皮材料一般采用铝合金。对于 $M>3$ 的飞机，在受热影响较大的部分采用钛合金或不锈钢板材。在某些情况下，也有用厚铝板经化学铣切加工成整体壁板（带纵、横筋条），如歼-8 飞机中机身的上壁（又是受力口盖）。

蒙皮厚度首先要按载荷大小来确定。如一般机身中部受力大，两头受力小，故中部的蒙皮比两头厚。但是蒙皮的厚度不能完全按机身总体载荷的大小和分布规律来选取。其原因之一是不能把蒙皮分成很多小块。小块蒙皮不但会增加连接时工艺上的困难和工作量，还会增加连接接头而使机身重量增加。原因之二是板材厚度都有一定规格，如 1.0、1.2、1.8、2.0、2.5 等，不能要求设计成任意厚度。当然由于机身蒙皮面积差一级就可能会使重量差几十甚至上百公斤，因此设计时必须合理布置蒙皮的厚度和分块，但往往在很大面积上是不变的。同一厚度的蒙皮其尺寸大小还受所供应的板材和蒙皮成型设备大小的限制，在条件许可时应尽可能大，以减少接头。一般蒙皮的纵向连接缝在亚音速飞机（如大型运输机上）可使用单搭接，这种设计简便，又不会在气动力方面造成严重损失。周向连接缝，即垂直于气流方向的连接缝，采用齐平的对接接头，以避免气动阻力有明显影响。周向接头可由对接加强板（一块或上、下两块）组成。纵向连接经常通过长桁或另加对接板来实现。

增压座舱区的蒙皮因环向张应力比轴向（纵向）张应力大，因此一般按环向张应力设计。必须注意到每一次地-空-地循环反复出现的张力载荷是一个危险的疲劳因素，因此该区域蒙皮厚度由该环向张应力疲劳载荷来确定。一般蒙皮中的应力水平很低，大致在 70 ～ 110 MPa 之间（LY-12 的 $\sigma_b = 400$ MPa，2024 的 $\sigma_b = 430 \sim 470$ MPa），这对改善结构的疲劳性能和损伤容限特性均是有利的（见表 6.1）。其次开口也会影响蒙皮厚度的选取，如大开口周围蒙皮因载荷增大需加厚，特别是在有大量观察窗的气密座舱的侧壁处都采用厚蒙皮（如 L-1011 窗框处蒙皮厚 2.28 mm，还胶有同样厚度的加强板）。

一般说来当机身弯矩由纵向构件，而受蒙皮仅受剪切载荷处，蒙皮可取 0.8 ～ 1 mm；而在同时受有正应力时可取 1.0 ～ 2.0 mm，在歼-7、歼-8 飞机的中机身上有的取到 2.5 ～ 3.5

mm。图 6.3 为某轰炸机机身蒙皮厚度的分布图。

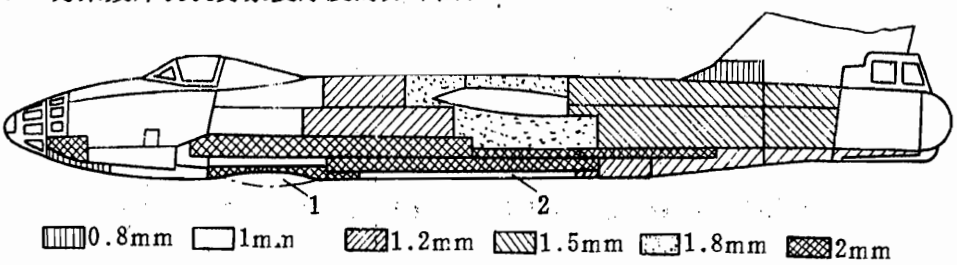


图 6.3　某轰炸机机身蒙皮厚度分布图
1— 天线罩　2— 炸弹舱门

由于蒙皮是和桁条一起承受轴力的，所以两者在每一个位置上均应接合在一起（与框可以不直接连）。这样可保证蒙皮-长桁组合件的相对刚度，从疲劳的角度来看这是合乎需要的。

虽然从材料、控制应力水平、局部高应力或应力集中区增加蒙皮厚度等方面采取了一系列改善疲劳性能和损伤容限的措施，但对于旅客安全至关重要的增压座舱而言还远不够，必须采用破损安全设计，使蒙皮的局部损伤能在被发现和修复前一直维持或限制住，而不致造成灾难性的破坏。

一般说最常用的破损安全设计有两种，一种是采用多重受力元件，即把构件分成几个小的重叠件，如果其中的一个损坏了，还可由其他几个承载。另一种是利用止裂带或起限制作用的加强带板将损伤限制在一定范围内，这种方法在运输机机身中常采用。图 6.4 即为一种典型的蒙皮、止裂带、桁条和框的连接。止裂带用铆接、焊接或胶接的方法连接在蒙皮上，其尺寸应保证使蒙皮的裂缝在达到止裂带时能终止；此外止裂带还应当能够承受已撕裂蒙皮所传递的载荷。止裂带位于每个隔框处（如波音-707、DC-10、C-5）或两框之间（如 L-1011），沿环向布置。在实际使用中曾发现有 300 mm 的裂缝仍未导致事故发生；而试验表明这种止裂带能承受住 500 mm 长的纵向裂纹（裂纹垂直于环向张应力），而不会造成灾难性破坏。图 6.5 则是在蒙皮上胶接上加强带板。波音-737 机身上的格栅状加强板，既局部增加了蒙皮厚度，又有止裂作用。

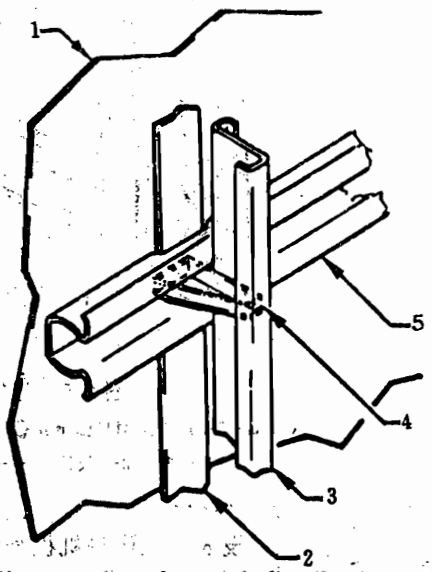


图 6.4　典型的半硬壳式机身的蒙皮-长桁及止裂带的连接方法
1— 蒙皮　2— 止裂带　3— 隔框
4— 桁条固定角片　5— 长桁

表 6.1 列出了国外一些旅客机上的蒙皮厚度、破损安全止裂带或加强带的厚度以及相应的材料和气密增压座舱机身蒙皮的环向张应力。表 6.2 列出了国内外一些歼击机、战斗机机身蒙皮的材料和厚度。

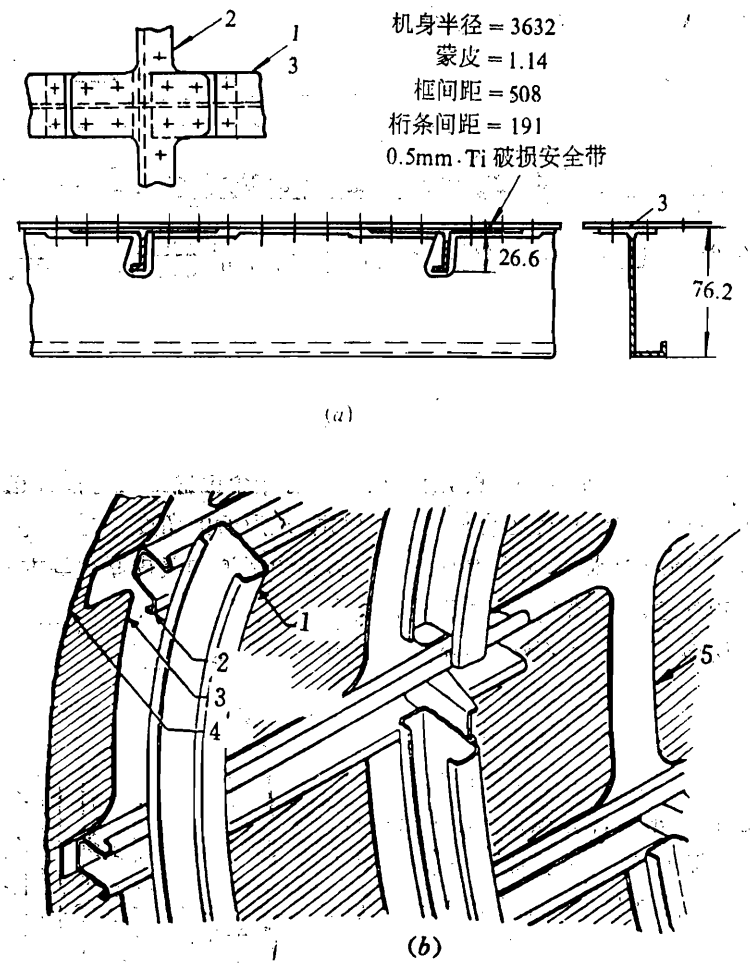


图 6.5　连接中用加强带作为止裂措施

(a) C-5A 机身上用加强带止裂　(b) 波音-737 飞机机身的蒙皮、长桁和加强带板

1— 框　2— 长桁　3— 加强带板　4— 蒙皮　5— 双层加强带

表 6.1　运输机机身蒙皮、止裂带和环向张应力的比较

飞机类型	蒙皮厚度 /mm	止裂带厚度(材料)/mm	环向张应力 /MPa
L-1011	1.905	0.508(钛)	96.53
波音-707	1.016	1.6 (铝)	87.56
波音-747	3.8	1.8 (铝 2024-T3)	111.70
DC-8	1.27	0.635 (钛)	88.9
康维尔-880	1.70	/	58.6
DC-10	1.803	(钛)	98.94
C-5	1.143	0.508 (钛)	124.11
C-141	1.196	0.508 (钛)	96.53

表 6.2　一些战斗机机身蒙皮比较

机　　型	机身蒙皮材料	蒙皮厚度/mm
F-4	7178-T76	
F-14	2024-T6、T8，Ti-6 Al-6 V-2Sn	
F-15	2024-T62 或 T81，7075-T6，T76	
米格-21	д16，B-95	1.5～2.5
米格-17	д1，д16	0.8～1.2
歼-8	LY12，LC4	1.2～3.5

2. 长桁和加强桁条

对于桁条式机身，长桁也是重要元件之一。这种结构型式的长桁较密，它们与蒙皮组成承力壁板，是承受和传递机身弯矩和轴力的主要元件。从结构受力上看，应合理选择长桁的间距、截面形状，使之与蒙皮组成结构效率较高的壁板。现代战斗机（歼击机）长桁间距一般在 80～150 mm 范围之间；轰炸机、运输机等大型飞机一般在 150～250 mm 之间。选定间距后，各长桁沿机身周边基本上均匀分布。长桁的纵向布置应尽可能按等角幅射布置，这样长桁为单曲度而无扭曲，可简化长桁的制造和装配工艺。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，例如在机身后段，长桁的数目就减少较快。

加强桁条的作用和普通长桁、桁梁有所不同，后两者主要用于承受机身总体弯矩引起的轴力，而加强桁条是为了承受和扩散平行于机身纵轴方向的集中力而在机身壳体上布置的一段较强的桁条，所以加强长桁的长度主要视集中力扩散的需要。例如机翼、尾翼-机身接头处有较强的沿 x 轴方向的集中力传到机身上，接头处就布置有加强桁条。考虑到桁梁一般也能承受较大的轴向力，因此根据“一物多用”的原则，应尽量将集中力协调到已有的桁梁或长桁上去，当然对它们要根据具体情况合理加强，这样设计有利于减轻重量。

3. 桁梁

半硬壳式机身中的桁梁式机身适合于相对载荷较小或有大开口的机身采用。考虑到机身要在两个平面内受弯矩，且基本属同一数量级的这一特点，桁梁一般布置在机身截面的四个象限的中间（如 ± 45°线附近）。但若是因为机身上有较大的开口（长桁将在开口处切断）而采用桁梁式结构时，桁梁的位置还受到太开口的大小及位置等方面协调的影响。如图 6.6(a) 所示米格-21 前机身，因为上、下均布置有大开口而采用桁梁式结构，桁梁的位置就是协调了进气道内、外蒙皮的交线以及上、下大开口边框的结果，且桁梁采用了 W 形剖面，以便于连接机身蒙皮和进气道内蒙皮。桁梁沿纵向的布置也与桁条一样，最好按机身等角幅射布置，以改善结构的工艺性。

还必须指出，不论是桁条还是桁梁，都应尽可能保持连续不断，并避免急剧转折，这样可使传力直接。桁梁式机身中的桁条基本不受正应力，则允许断开。若受轴力的桁梁或桁条必须断开并错位时，则在中断处需布置参与段，由蒙皮受剪将一根桁梁上的轴力传到错位的桁梁上去（见第五章 5.4 节“五”）。若梁必须转折，则在转折点必定会产生分力（如图 6.6 中的 P_{Ay}、P_{Az}）；P_B 也类似。为此，必须在转折处布置隔框承受这些力。这当然会增加重量，因此布置纵向构件

时应尽量避免中断或急剧转折。

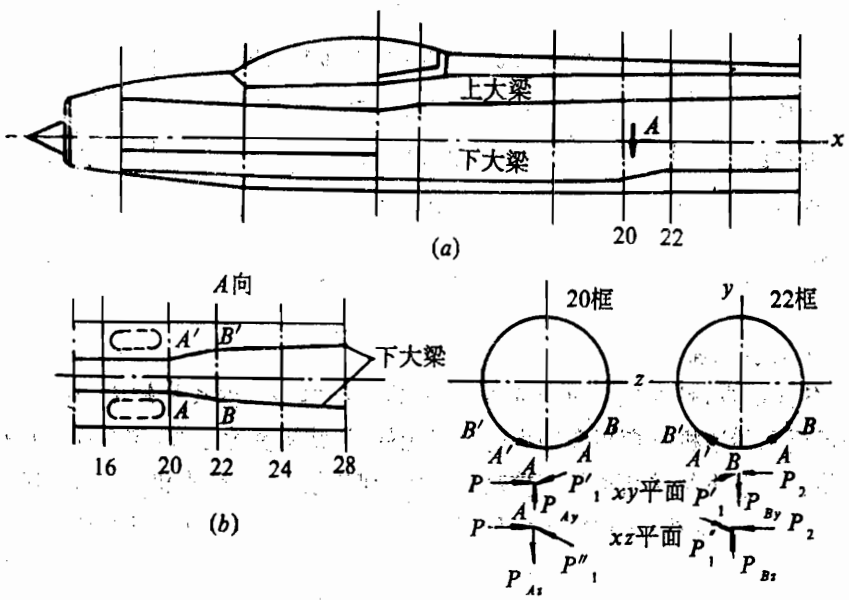


图 6.6　歼-7 机身上桁梁转折时的布置

(a)、(b) 机身桁梁的布置及转折情况　(c) 桁梁转折处受力情况

4. 隔框(普通框和加强框)

机身的隔框可以起多种作用，它可使机身截面保持一定的形状；限定长桁的计算长度；还可以作为周向止裂带用以提供破损安全设计，防止蒙皮纵向裂缝的传播。从原则上讲，框不参与总体受力，机身结构上的任何内力都可由长桁、蒙皮组成的壳体承受和传递。但是为了防止壳体的各种形式的失稳，框作为它们的横向支撑构件是必不可少的。同时蒙皮-长桁壁板是一种薄壁板杆结构，不宜受垂直于壁板的载荷，特别是集中力，此时必须布置加强框，将 yoz 平面中的内、外载荷扩散成分布剪流，并将它传递到壳体上。此外在机身的大开口两端也需布置加强框，以便在结构不连续处实现机身盒段受载形式的转换和重新分配(详见 6.5 节)。

框的布置：加强框的布置已如上述。由于加强框承受的载荷大，因此加强框的结构一般都比较强，重量较大。如强-5 飞机上机翼-机身主接头对接框总重约为 115 kg。为了减轻重量，加强框应注意综合利用的原则。如图 6.7 所示该机的 29 框，它既是前、后机身对接框；其上又固定有两个发动机推力接头，四个悬挂发动机的接头；炸弹挂梁的后端也支持在该框上；此外还有减速板作动筒、炸弹舱门操纵机构等传来的较小的集中力也作用在此框上，是一个综合利用较好的例子。

普通框一般在加强框布置好后再行布置。根据统计，歼击机的框距一般在 300 mm 左右，大型运输机大多在 300 ～ 500 mm 范围内。在参考文献[5]中建议，对半硬壳式机身大致取框距 $a \approx 0.11\,D_f$(D_f-机身直径)。

框的构造形式有环形刚框、腹板框和部分腹板框。普通框为减轻重量以及满足机身内部布

置的需要，通常采用环形框形式。有关框的设计将在 6.3 节中详述。

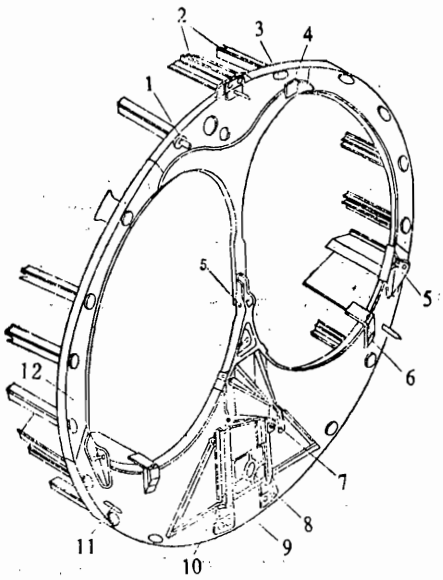


图 6.7　29 框结构

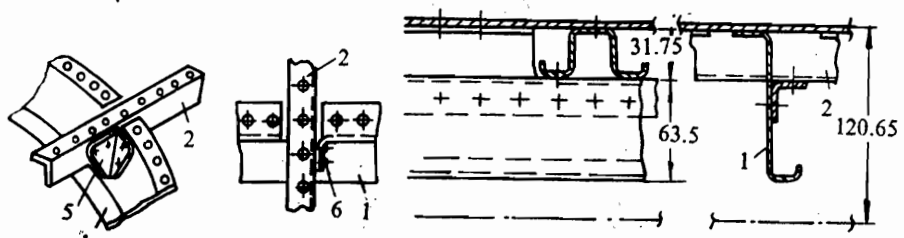
1— 对接螺栓　2— 对接接头　3— 垫块　4— 上框板　5— 发动机侧撑杆接头　6— 发动机推力接头
7— 减速板动作筒接头　8— 炸弹舱门操纵机构支座　9— 下框板　10— 加强型材　11— 对接销　12— 侧框板

5. 框、长桁、蒙皮之间的连接

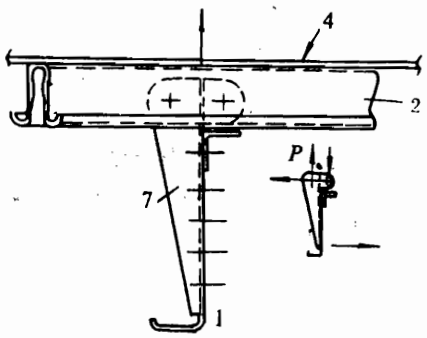
框与长桁的连接必定会遇到纵、横构件交叉的问题，一般原则是弱的让强的。例如桁条式机身中应尽量使长桁连续，而在普通框上开通过缺口，然后用角片连接，也可用框缘切开处的小弯片连接（图 6.8(*a*)）。在大型运输机上，蒙皮往往只与长桁连，长桁再与框连（图 6.8(*b*)(*c*)）。这样工艺方便，框缘削弱少，框刚度好。图 6.8(*b*) 中所示的角撑除起连接作用外，还可作为框缘腹板上加强条，并给框缘的内缘条提供一定的抗压失稳强度。当加强框与长桁相遇时，一般加强框与蒙皮直接连接，长桁断开，以保证加强框框缘连续；长桁通过外框缘对接或另用接头连接（图 6.9(*b*)、(*c*)）。图 6.9(*a*) 则为长桁与加强框均不断开的情况。

6. 地板结构

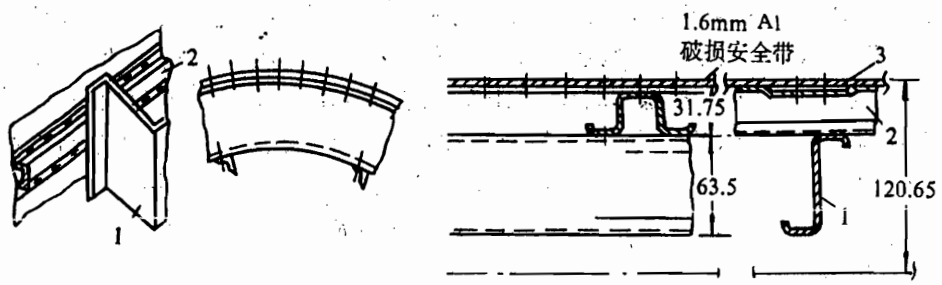
这里主要是指大型旅客机中的座舱地板结构，它是气密增压座舱的一个组成部分；在受力上它还把机身的结构分隔成双闭室盒段。原则上地板结构是由地板壁板、地板纵梁、地板横梁，有时还有地板梁下部的垂直支柱组成。纵梁往往也是座椅导轨梁，不仅对地板起加强作用，并可使座椅能承受 9 g 的紧急着陆时向前的碰撞载荷。图 6.10 上所示为 DC-8 的机身设计，它也是一种破损安全的示例。由于 DC-8 是双圆形剖面机身，因此在两圆交线的侧面还布置有一纵梁。它既是受增压载荷所需（图 6.31），又为机身增压座舱结构内的张力提供了一个附加的传力路线，万一某个地板横梁受到损坏，它所分担的载荷就可通过该机身侧边的纵梁传递给相邻的地板横梁。



(*a*)



(*b*)



(*c*)

图 6.8　框、长桁、蒙皮间的连接

(*a*) 框用角片或框的小弯片与桁条连接　(*b*) 用角撑将框和桁条相连(框与蒙皮不连)

(*c*) 框与桁条直接相连

1— 框　2— 长桁　3— 加强带　4— 蒙皮　5— 角片　6— 小弯片　7— 角撑

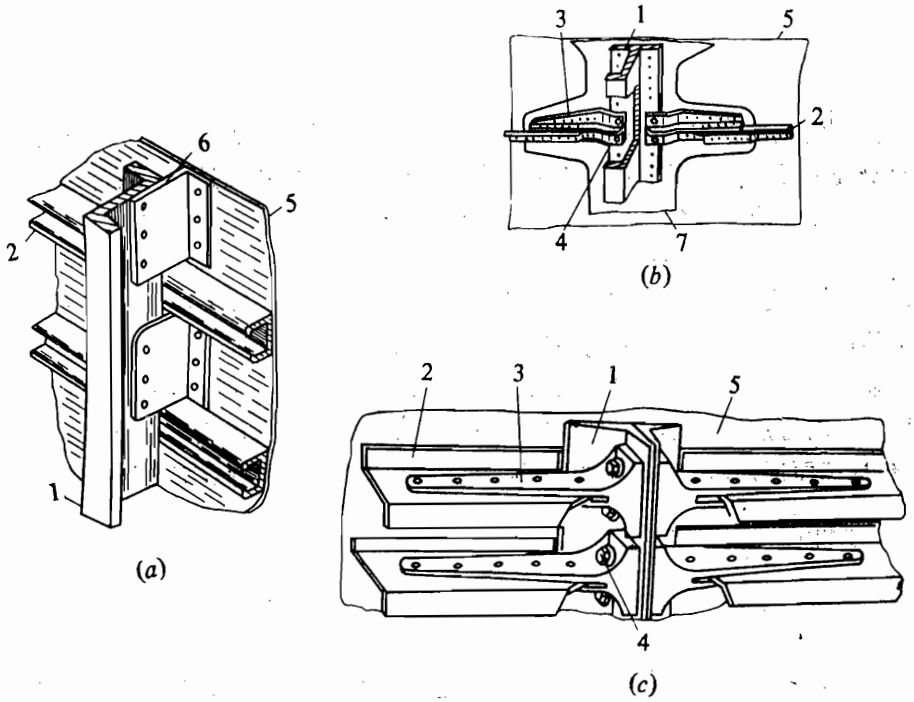


图 6.9　刚框式加强框与长桁相交处的连接形式

(*a*) 长桁与加强框均不断开　(*b*) 长桁断开，又用框外缘条连接　(*c*) 长桁断开，用接头连接

1— 加强框　2— 长桁　3— 长桁对接接头　4— 连接螺栓　5— 蒙皮　6— 补偿连接片　7— 加强盖板

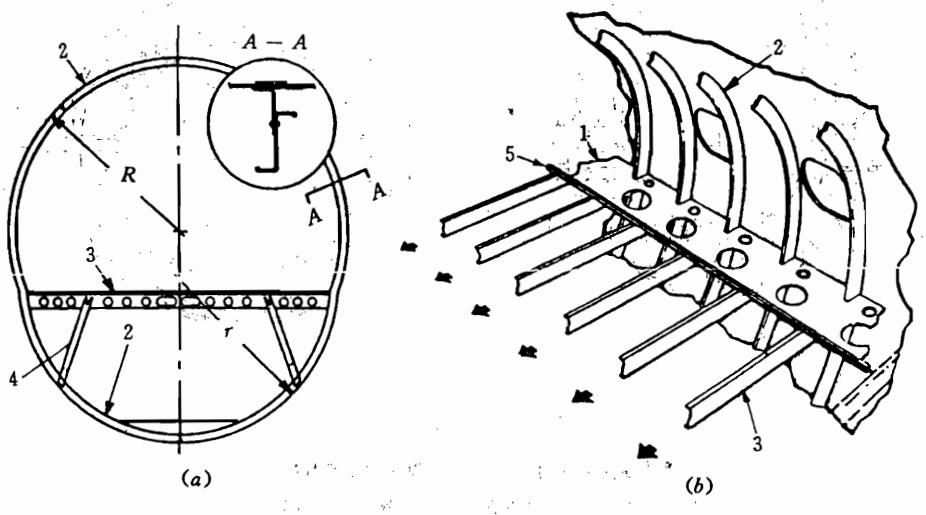


图 6.10　DC－8 机身的设计

(*a*) 典型机身横截面　(*b*) 机身框和地板梁的交合情况

1— 纵梁　2— 隔框　3— 地板横梁

6.3 机身加强框的设计

加强框的主要作用是承受框平面内的集中载荷并传给机身壳体，所以它是一个在集中外载和机身壳体提供的支反剪流作用下平衡的一个平面结构。它们的重量较大，设计的好坏对机身总的结构重量有很大的影响。由于它受的载荷大，是飞机结构的重要承力构件；加强框要与长桁、蒙皮相连，在一框多用时，上面的连接接头不止一个，框上常有多组接合孔群；尤其是与其他部件（如机翼、尾翼）的对接框，其作用十分重要，因此一般说加强框常作为关键件之一，对其上的危险部位应进行精心的损伤容限和耐久性设计。

加强框的结构形式和设计与机身外形、内部布置、集中力大小与性质，以及支持它们的机身盒段结构的特点，有无大开口等多种因素有关。从框的受力形式看可分为刚框（环形）式、腹板式（包括球面框）、构架式三大类。下面分别讲述它们的受力特点与设计问题。

一、刚框式（环形）加强框

机身隔框（包括普通框）多数是刚框式，这是为了便于充分利用机身内部空间，布置各种装载；有些情况下也可减轻框的结构重量。图 6.11 为机翼-机身对接处的刚框式加强框，它主要承受框两侧翼梁传来的集中力，中间空间是布置发动机所需。图 6.11(*b*) 是在框上部承受垂直尾翼传来的集中力的加强框。

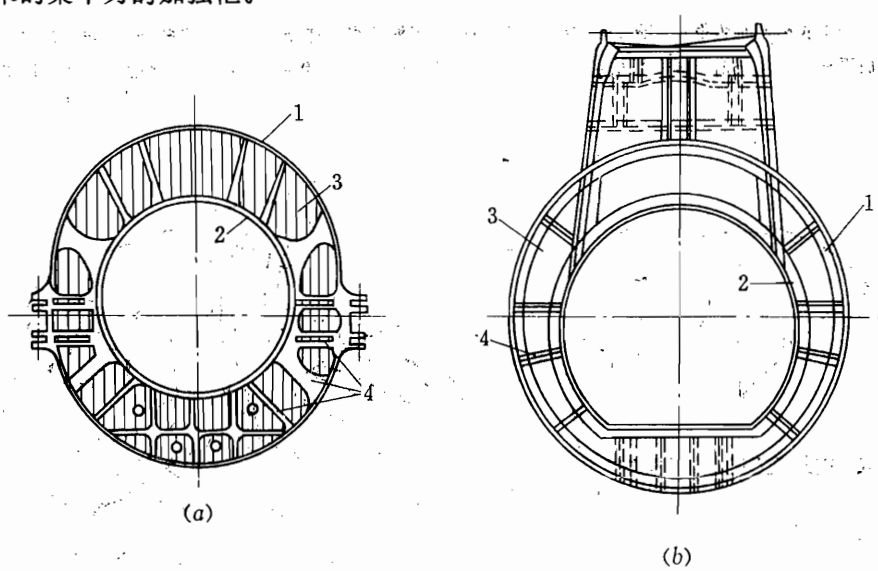


图 6.11　刚框式加强框

(*a*) 整体式刚框式加强框　(*b*) 组合刚框式加强框

1— 外缘条　2— 内缘条　3— 腹板　4— 支柱

环形刚框的受力特点：它相当于一个封闭的环形曲梁，受载后有弯矩、剪力、轴力三种内力。由于刚框的框缘截面高度小，所以弯矩对刚框的尺寸影响最大；而剪力将由框的腹板承受，并由它决定腹板厚度；框缘的截面一般为工字形。其弯矩的大小与力的作用形式有很大关系。为了便于说明，我们以硬壳式机身等剖面环形刚框为例分析其弯矩内力（见图 6.12），大致可

得出以下结论：

(1) 在法向集中力(指垂直于框缘外形的力)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，前者在框缘内引起的弯矩较大，其最大弯矩值约为 $PR/4$，而切向集中力引起的最大弯矩值约为 $PR/16$。后者只有前者的 1/4。这两个结论提醒我们当有集中力作用到框上时，应使其尽可能接近切向。另外正是由于弯矩值沿周边是变化的，因此框缘设计时若与弯矩分布规律相符将有利于减轻框的重量。

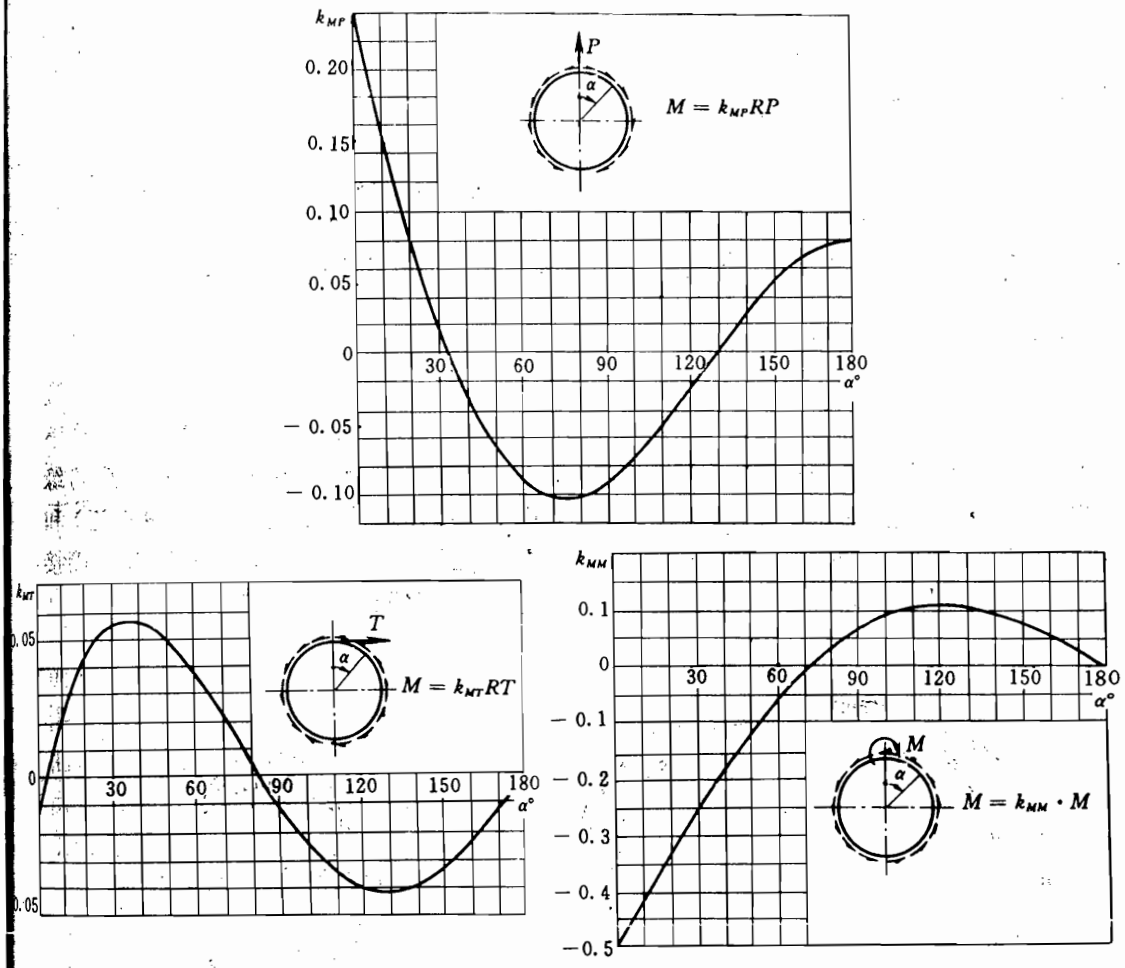


图 6.12　三种不同形式载荷作用下刚框的截面弯矩分布图

图示剪流表示支反剪流　R— 刚框半径

刚框的设计：框缘的弯矩由其内、外缘条以轴力形式承受，由此可确定缘条的面积和框缘剖面形状。为提高框缘的承弯刚度和结构效率可取结构高度大些，但这常常受到机身外形和内部装载所占位置构成的内部形状的限制。若能使框缘按等强度设计一般可以减轻重量，这就需要改变框缘的抗弯断面系数 W。这可以用以下办法实现：改变框缘的截面高度；改变内、外缘条的面积(厚度或宽度)；局部增加加强板或附加一加强型材；局部框缘条用高模量材料 — 如合金钢等。框的腹板除受剪外，在框缘受正弯矩时(外侧缘条受拉、内侧缘条受压)会对腹板产生分布压力 p(见图 6.13)。这时单位周长上的压力为

$$p = N\mathrm{d}\alpha / R\mathrm{d}\alpha = M/hR \qquad (6.1)$$

在腹板内产生的压应力 σ 为

$$\sigma = p/t = M/hRt \qquad (6.2)$$

式中 R —— 隔框曲率半径；

h —— 框缘截面高度；

t —— 框缘腹板厚度；

M —— 计算部位的弯矩。

为了提高腹板的受压、受剪的失稳临界应力可在腹板上设置一些支柱。假如设两支柱间的压力全部由支柱受压形式受，那么支柱上的总压力 F 为

$$F = pl = Ml/hR \qquad (6.3)$$

l —— 两支柱间距离。

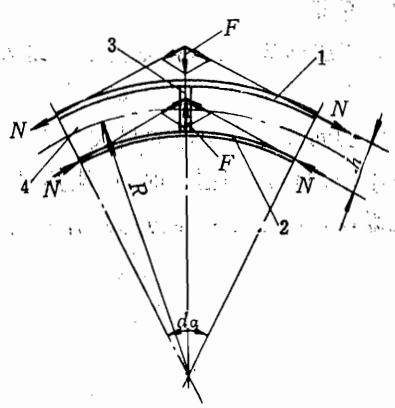
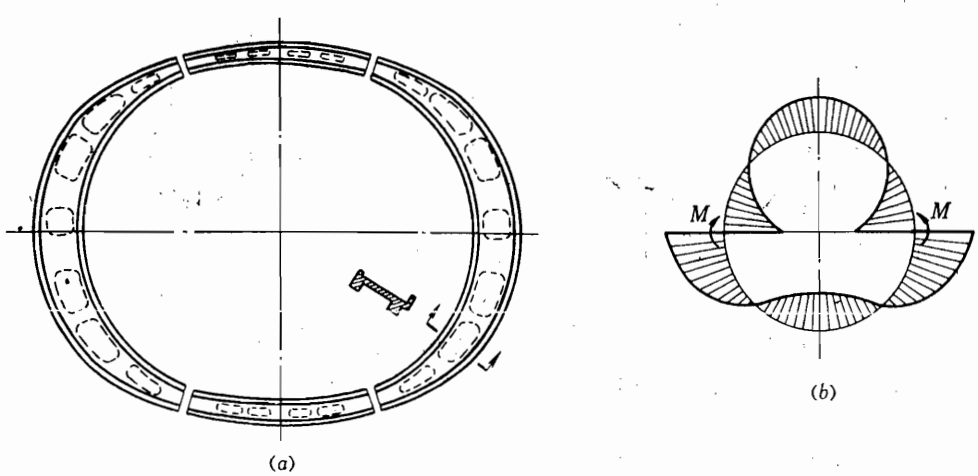


图 6.13 刚框式隔框弯曲变形引起的径向压力与支柱的作用

1— 外缘条 2— 内缘条 3— 支柱 4— 腹板

必须指出，凡是法向集中力作用部位，必须布置小支柱以便将集中力扩散成腹板上的分布剪流，这对腹板较薄的组合式刚框尤需注意。

刚框的构造可以用型材、薄板通过铆接组合而成（如图 6.11(b)），也可采用整体框（模锻毛坯或厚板经机械加工而成）。有时由于生产条件所限，整体框分成几块制造，再连接成一个整体。此时一般连接处（也即分段处），应选在弯矩小的地方，这样可减轻接头重量，连接时应将缘条、腹板一一牢固连接，形成固接接头（如图 6.14）。由于刚框分段后采用铰接（只有腹板连）和固接会使框缘的弯矩分布不同，因此有时为了更为合理地设计加强框，可以故意安排铰接接头，使该接头不能传弯，本身弯矩为零，且可改变整个框缘的弯矩分布（图 6.15）。



(a) (b)

图 6.14 整体刚框式加强框分段

(a) 某加强框分段情况 (b) 圆形刚框在对称弯矩作用下弯矩分布图

二、腹板式加强框

腹板式加强框与刚框一样，也是用来承受框平面内的集中力，并将其传给机身壳体。但在

需用框与壳体一起构成封闭舱段，如气密增压座舱、油箱舱（这两种情况下腹板框还受到垂直于框平面的分布压力）、设备舱、起落架舱等舱段时，则必须采用腹板框。

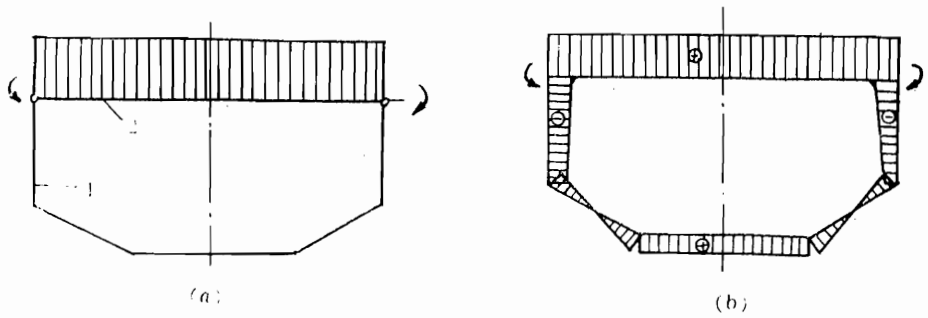


图 6.15　某机身框简化模型的弯矩内力分布

(a) 下半框与横梁铰接时的弯矩分布　(b) 下半框与横梁固接时的弯矩分布

1— 下半框　2— 横梁

1. 腹板框受力特点

腹板框的受力特点与刚框不同。腹板框属于平面板杆结构，腹板上可设置加强型材用来承受集中力，并由它扩散成剪流传给腹板，腹板受剪；而纵、横型材只受轴力，它们将腹板分成若干个格子，以提高腹板的剪切稳定性。由于集中力可用很长的加强型材扩散，所以腹板上的剪流小，腹板比刚框的要薄。框周边的缘条也只是作为板杆结构中的一根杆子，只受轴力，而且它的应力比刚框框缘内、外缘条中的应力要小得多。图 6.16 为某轰炸机连接前起落架的加强框，受有前起落架转轴传来的集中力 P_y，同时由于其同时为油箱舱端框，所以还受有油箱加上去的侧压力。

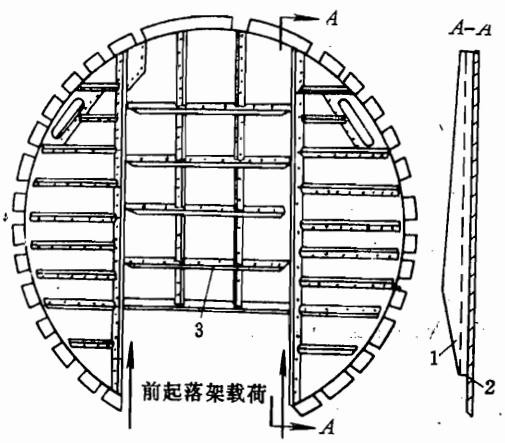


图 6.16　某轰炸机前起落架连接框兼作油箱舱端框

1— 竖加强型材　2— 腹板　3— 横加强型材

2. 腹板框的设计

(1) 主要型材（受力支柱）的布置：凡有集中力作用处都要布置较强的型材作为受力支柱。在布置这些型材时要尽可能与构造上的需要相结合。如图 6.18 中(a) 图所示中间开口的腹板框，其门框就可和上尾翼接头用同一根型材，使因构造上要求所布置的型材与受力型材协调一致，以做到“一件多用”。但同时也要视具体情况而定，如果上接头的力在上腹板上就能扩散，也不必一定要将很长的门框型材与之相连。在设计型材时，主要型材应尽量保持连续。此外，受集中力的主要型材是受力较大的变轴力杆，所以应作成变截面的。图 6.16 中的框还受到油箱传来的侧压，所以型材截面变化如图所示，并应取槽形，Z 字形，角形等具有一定承弯能力的剖面形状。

(2) 辅助型材的布置：辅助型材的主要作用是提高腹板受剪稳定性；若允许腹板以张力场形式受剪，则这些型材应能承受张力场中加给它们的附加载荷。这类型材一般可以不连续。另

外当腹板框上受侧压时，最好将型材置于腹板受压的背面，以免铆钉受拉(图 6.17)。

(3) 腹板厚度：腹板厚度对腹板式加强框的重量有很大影响，尤其是全腹板框。为了减轻重量，如果没有其他要求，一般在设计载荷下允许腹板处于张力场状态。但腹板也不能太薄，一般应大于 0.8 mm，否则铆接时可能变形太大。对于受载较大的腹板框，可采用腹板变厚度布置以减轻重量。

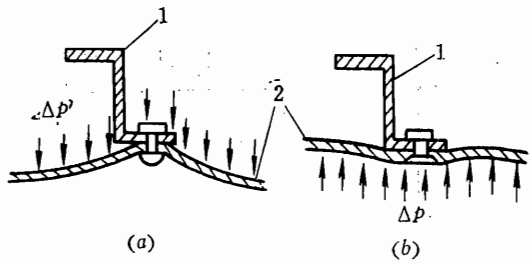


图 6.17 作端框用的腹板框上型材的布置与侧压作用方向的关系

(a) 型材与侧压同面 (b) 型材与侧压不同面

1— 型材 2— 腹板

3. 带部分腹板或混合式加强框

图 6.18(a) 为中间开口的腹板框，图 6.18(b) 则为歼-6 飞机机翼-机身主对接框。该对接框受很大集中力，该框前面为油箱舱，所以除进气道外都有腹板。从结构上它由左、右横梁(整体件)，上、下腹板梁和中间腹板组成，上、下、左、右四段“梁”则用四个大螺栓铰接起来，是一种混合式框。对这类框在分析清楚它们各组成部分的受力后，即可按受力情况合理设计。

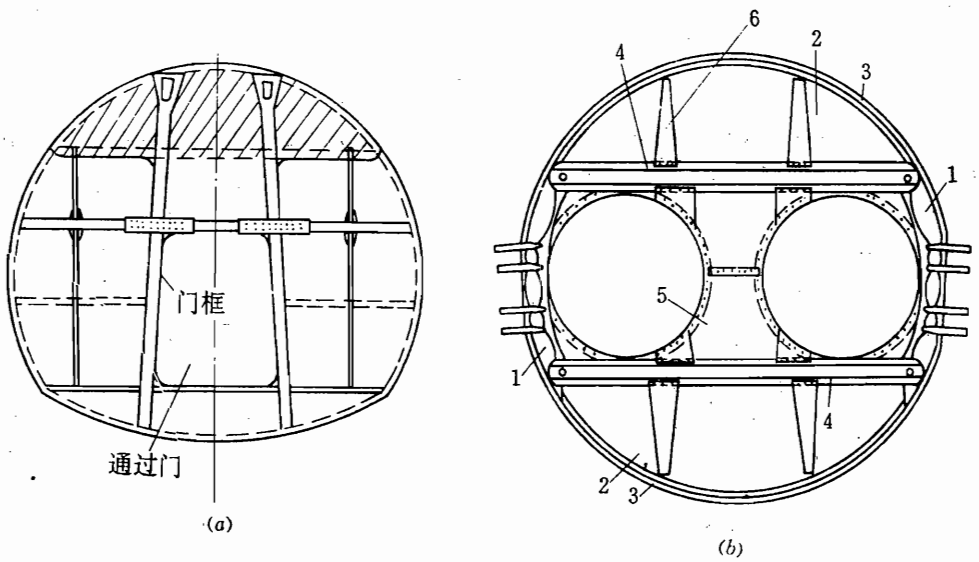


图 6.18 带部分腹板的腹板式加强框

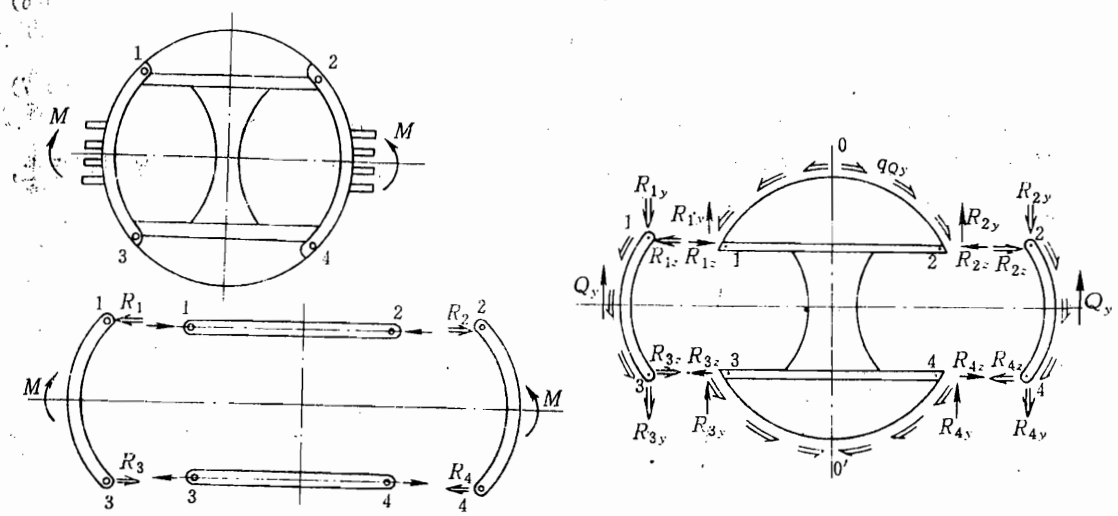
(a) 中间开口腹板式加强框 (b) 歼-6 飞机机翼-机身连接加强框

1— 横梁 2— 上、下腹板 3— 框外缘条 4— 缘条 5— 中腹板 6— 集中力扩散件

从图 6.19(a) 看，该框在自成平衡的对称弯矩作用下，只有横梁(处于受弯状态) 和缘条(受轴力) 受载。在对称剪力作用下，需由机身壳体提供支反剪流，此时上、下、左、右四构件均以“梁”的形式受载。下面是它们的受力分析。

在对称弯矩作用下，力矩 M 通过横梁以力 R_2 和 R_4、R_1 和 R_3 作用到两根水平缘条上，$R_1=R_3$，$R_2=R_4$，但 R_1 与 R_3，R_2 与 R_4 方向相反。因此水平缘条的力自身平衡(图 6.19(a))，中腹板、上、下腹板不受力。

当受对称剪力 Q_y 作用时，其平衡关系如图 6.19(b)。Q_y 是左右机翼作用在横梁上的集中力，若将加强框及机身壳体结构看成是左右对称的，那么支反剪流 q_{Q_y} 亦对称。为了分析该框在 Q_y 作用下各组成部分的受力情况，我们取出横梁 2－4 作为分离体，它在力系 Q_y、q_{Q_y} 和在 2－4 上的支反力：R_{2y}、R_{2z}、R_{4y}、R_{4z} 作用下平衡。同理横梁 1－3 也在相同的力系作用下平衡。而 Q_y 是由 q_{Q_y} 在 0－2－4－0′ 上的合力平衡的，因此，R_{2y} 代表 q_{Q_y} 在 0－2 段上的剪流在 y 方向的合力作用于横梁上；R_{4y} 代表 q_{Q_y} 在 4－0′ 段上的剪流在 y 方向的合力。R_{2z}、R_{4z} 是 q_{Q_y} 在 0－2、4－0′ 段上 q_{Q_y} 在 z 方向的合力。因 Q_y 对称，结构也对称，所以结构的内力也是对称的，即 $R_{1z}=R_{2z}$、$R_{1y}=R_{2y}$、$R_{3z}=R_{4z}$、$R_{3y}=R_{4y}$。由此可见，在受对称力 Q_y 时中间腹板不受力。



(a)　　(b)

图 6.19　在对称外载作用下，中腹板框的受力分析

(a) 对称弯矩作用下中腹板加强框的受力分析　(b) 对称剪力作用下，中腹板加强框受力分析

在上述两种对称载荷作用下，中腹板都不受力。当我们分析了非对称载荷作用下各部分的平衡后，就会发现中腹板是必不可少的。图 6.20 表示不对称力矩作用下各部分的平衡情况。例如在框的左右各作用有力矩 M_f 和 M_r，且 M_r 大于 M_f，这两个力矩的作用可用对称力矩 M_f 和不对称力矩 $M=M_r-M_f$ 叠加来代替(图 6.20(a))。对称力矩作用下的传力已在前面讲过，下面介绍一下不对称力矩作用下此框各部分之间的传力关系。此时，右边横梁上作用有一个力矩 M(图 6.20(b))。就整个框来说，M 由机身闭室一圈常剪流 q_M 平衡。我们仍将横梁取出分析其平衡关系。考虑到上下两段腹板框的刚度大致相等，因此近似认为

$$R_{1y}=R_{3y} \tag{6.4}$$

$$R_{2y}=R_{4y}$$

且

$$R_{1y}=R_{2y}=R_{3y}=R_{4y}=\frac{1}{2}q_M h$$

根据力矩平衡条件

$$R_{1z}=R_{3z}=q_M\Omega_1/h$$

$$R_{2z}=R_{4z}=(M-q_M\Omega_2)/h \tag{6.5}$$

式中 Ω_1、Ω_2 分别为左右横梁与横梁上下交点连线所包围面积，如图 6.20(b) 中阴影线所示的

两倍。把左、右横梁平衡用的各个支反力R作用到上下腹板框上，从图上看出上、下半腹板是不平衡的。这时只有当中腹板能提供剪流q_{5-6}和集中力R_5、R_6时，才能保证上半腹板的平衡。同理，中腹板提供剪流q_{7-8}、集中力R_7、R_8保证下腹板的平衡。而剪流q_{5-6}、q_{7-8}与集中力R_5、R_6、R_7、R_8在中腹板上将相互平衡。q_{5-6}、q_{7-8}、R_5、R_6、R_7、R_8均可由上、下腹板的平衡条件求得。以上半腹板为例，由

$$\sum Z = 0$$

可求出

$$q_{5-6} = (R_{1z} - R_{2z} - q_M l)/l_{5-6} \tag{6.6}$$

由

$$\sum M = 0$$

得

$$R_5 = R_6 = (R_{1y} l + q_M \Omega_3)/l_{5-6} \tag{6.7}$$

式中Ω_3为上半腹板面积的两倍。下半腹板上的R_7、R_8、q_{7-8}亦可用同样方法求出。

还须指出的是，R_5、R_6、R_7、R_8要求在上、下腹板布置扩散件，使这些集中力扩散到腹板上，中间腹板的两侧也应有较强的缘条来承受这些力。

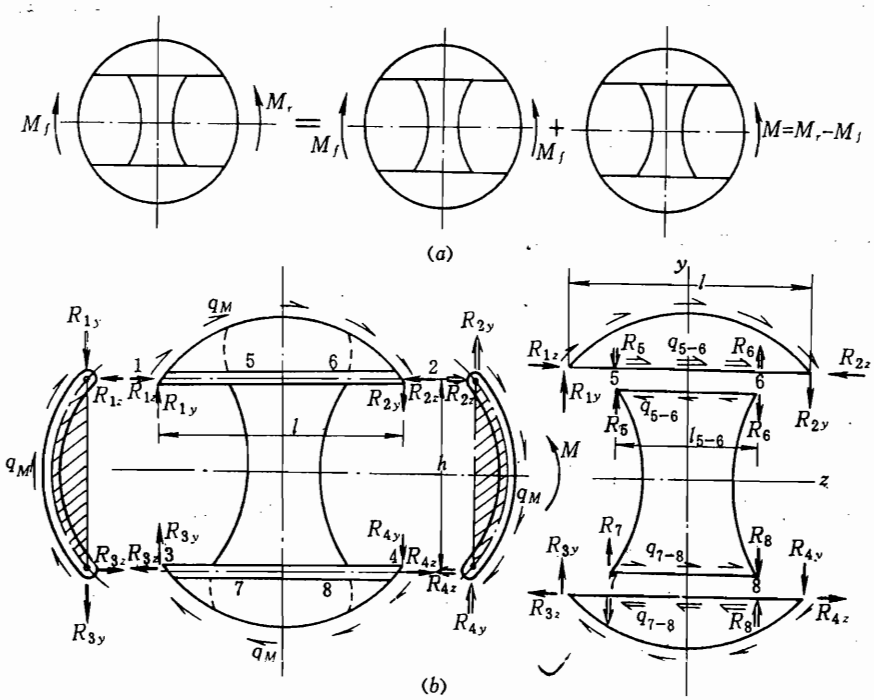


图 6.20　不对称力矩作用下，中腹板加强框的受力分析

三、加强框的损伤容限设计举例

损伤容限的设计原则见第四章。此处举几个实例以便更好地结合框的实际情况加以理解，一般的原则此处不再赘述。

1. 正确确定危险部位，进行精心的细节设计和质量控制

刚框式加强框的缘条受轴力，由于缘条通常通过铆钉或螺栓与蒙皮连接，因此在拉伸应力水平较高，钉传载荷较大的孔边是框出现裂纹的危险部位。此外处于高拉伸应力区的缘条缺

口、下陷以及结构突变等应力集中部位也是应考虑的危险部位。

现以歼-8的机翼-机身对接框为例。其横梁部分为30CrMnSiNi2A的模锻件，其上部用两个直径为22 mm的螺栓与上半框连接，下部用一个直径ϕ22 mm和一个ϕ28 mm的螺栓与下半框连接。在横梁腹板上有两排铆钉孔，并用直径为3.5 mm的铆钉与侧油箱底板角材连接。另外在内、外缘条上还有与内、外蒙皮连接的铆钉孔。横梁本身承受由机翼主梁接头传来的弯矩和剪力。其下耳片螺栓孔以及与下耳片相邻的筋条和外突缘都为高拉伸应力区，为危险部位。尤其是筋条下方靠近外缘条的第一个腹板铆钉孔处的拉伸应力最高，疲劳试验正是在该孔沿垂直于最大拉伸应力的方向发生孔边裂纹，并扩展至破坏(图6.21)。

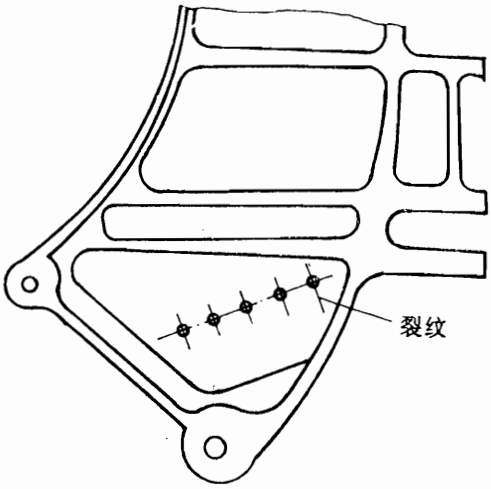


图6.21　横梁结构下半部示意图

2. 适当地选择毛坯以及预应力控制

图6.22为某运输机的主承力框，为整体框结构，材料为7050T7451铝合金。

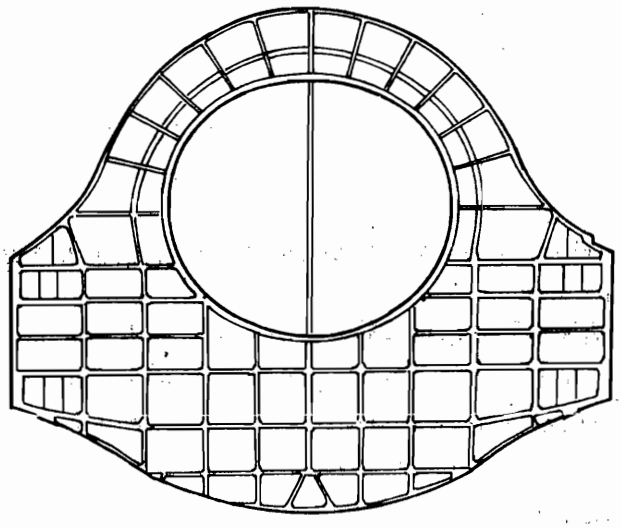


图6.22　某机主承力框

这样的大型构件可供选择的毛坯有锻件和板材(热轧板或热轧后经预拉伸处理的预拉伸板)。在以往设计中，这类重要的受力加强框多从机械性能上考虑选用锻件毛坯经机械加工制成。由于锻件内存在较大的内应力，机械加工后内应力释放，造成超出框平面的变形。对本例所示结构，变形量可达数十毫米，校平极为困难，强迫装配又会造成使损伤容限特性变坏的初始应力。热轧板也有相同问题。从使用经验中可知，此时宁愿牺牲一点静强度指标，选用加工变形小的预拉伸板进行机械加工，而不选用未经消除残余应力处理的锻件或未作预拉伸处理的板

材加工。

3. 在设计框时，有时其支撑结构或相连结构的挠曲或失稳所产生的附加载荷也不可忽视。

图 6.23 所示为美国的 A－6A 飞机上的某加强框。

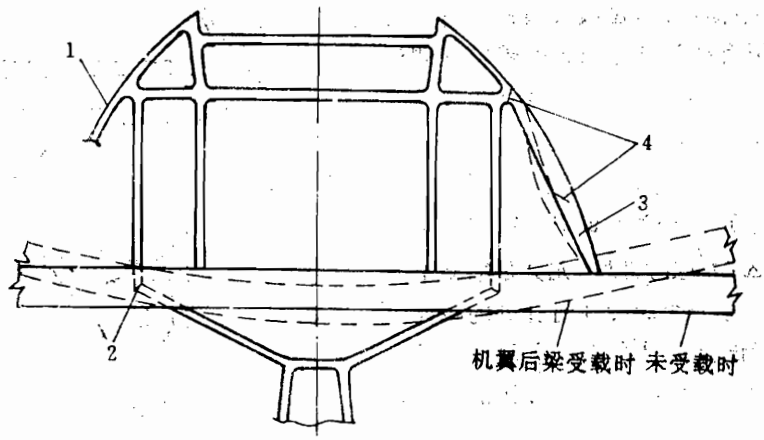


图 6.23 A－6A 飞机上某加强框

1— 机身加强隔框 2— 机翼支撑点 3— 整体隔框的侧柱 4— 疲劳裂纹

该框的两侧柱与机翼翼梁牢固连接，而该两侧柱按设计与框为一整体机械加工件。在机翼向上弯曲时，使框的两根侧柱象柱一样受轴向压缩载荷而压屈，并产生转动。试验过程中发现该处的应力比设计数值大得多，因而使侧柱的根部产生裂纹。解决这个问题的办法是把此侧柱换成一个薄钢板，这个钢板具有足够的强度，能承受传来的剪切载荷，但它又具有足够的柔性，可以减少机翼弯曲所产生的不良影响。

构架式加强框其受力原理同一般的刚架或桁架结构，目前很少采用，此处不再作介绍。读者如有兴趣可查阅有关资料。

最后，要注意影响加强框结构设计的因素还很多。加强框的形状、外载、协调关系多种多样；而支持加强框的机身结构也各异，有完整的闭室结构，也有开剖面薄壁结构、不对称的薄壁结构等；相邻一段机身结构的弹性也会对加强框的支反剪流的大小、分布有影响，并进而影响加强框的内力和结构设计。因此，加强框一般不宜用工程梁理论计算，而应与一段机身盒段结构连在一起用限元法进行计算分析。虽然加强框比较复杂，而且情况各异，但其设计原则与其他结构件基本是一样的。

6.4 增压座舱的结构设计

高空飞行的飞机机身内均有增压座舱，如歼击机的驾驶员座舱、旅客机的客舱等。这种增压舱内的空气压力与周围大气的空气压力之差称为增压载荷。增压载荷的大小会影响这部分机身结构的重量，而且由于增压载荷是重复性循环载荷，还会对增压舱机身结构的疲劳寿命和损伤容限特性有很大影响。此外，增压舱结构也是机身受力结构的一部分，所以它既受增压载

荷引起的应力，又参与机身的总体受力，这部分结构的总应力应是上述两种载荷产生的应力叠加。但本节只讨论增压载荷下机身结构的设计特点，即在增压载荷下，如何设计组成增压舱的构件，以及各构件（或元件）之间的连接，以保证机身结构既有能力承受这种载荷，重量又较轻。

一、座舱的增压载荷

现代飞机，无论是装有涡轮喷气发动机的飞机，还是装涡轮螺旋桨发动机的飞机，通常只有在高空飞行才能获得最好的技术性能和经济性。但是大气压力与温度随着高度的增大而下降（见图 6.24 曲线 1）。当飞行高度超过 2 500 m 时，将使人无法正常工作；若飞行高度继续增大，甚至会使人不能生存。目前，广泛应用座舱增压、加热的办法来解决这个问题。增压座舱是将机身的一部分做成密封结构（所以亦称密封舱），从专门的气源不断送入经过压缩的空气。现代飞机上常由涡轮喷气发动机或涡轮螺旋桨发动机的压气机做气源。从压气机引出的压缩空气在进入座舱之前经过一系列的装置，使空气温度适中。座舱内的压力是由压力自动调节装置控制，保证舱内的压力按预定的规律变化。图 6.24 上的曲线 2、3 表示了两架飞机舱内压力的变化规律。以曲线 2 为例，当高度小于 2 000～3 000 m 时座舱内的压力与外界大气压力相同，即图中的 AB 段。若高度再增大，压力自动调节装置将使座舱内的压力大于外界空气压力，而且使座舱内的压力基本上不随高度增大而下降，即 BC 段。如果飞行高度从 C 点对应的高度再增大，压力调节器将使座舱内的压力随高度增大而减小，其减小的规律是保持座舱内与外界的空气压力之差不变，即 Δp 为常数，一般 Δp 在 $(4\sim6)\times10^4$ Pa 的范围内。这是因为压力差太大会使座舱部分的机身结构重量增加。增压座舱设计时还得考虑外界压力大于舱内压力的情况，这种情况可能发生在飞行高度急剧下降而压力调节装置调节滞后的时候。这时，外界的空气来不及从压力调节装置流入座舱内，导致座舱内的压力小于外界压力。我们把这种内低外高的压力差称为负压力差，正常情况下内高外低的压力差称为正压力差。

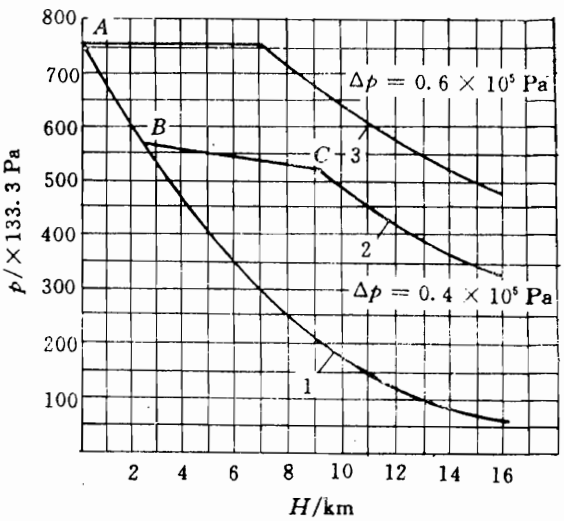


图 6.24　增压座舱的压力调节曲线

1— 无增压时的压力、高度曲线　2— 增压为 $\Delta p = 0.4\times10^5$ Pa　3— 增压为 $\Delta p = 0.6\times10^5$ Pa

增压座舱在受正压差时类似于一个受内压的密闭容器，其压力是自身平衡的。这种情况下增压座舱最有利的形状为球形或两端为半球面的圆筒形，但实际上由于机身的外形和内部布置的限制不可能完全做到这一点。增压座舱的形状和在机身上的部位随飞机的类型不同而不同（图 6.25）。下面我们将对旅客机和歼击机两类飞机的增压座舱的结构设计进行讨论。

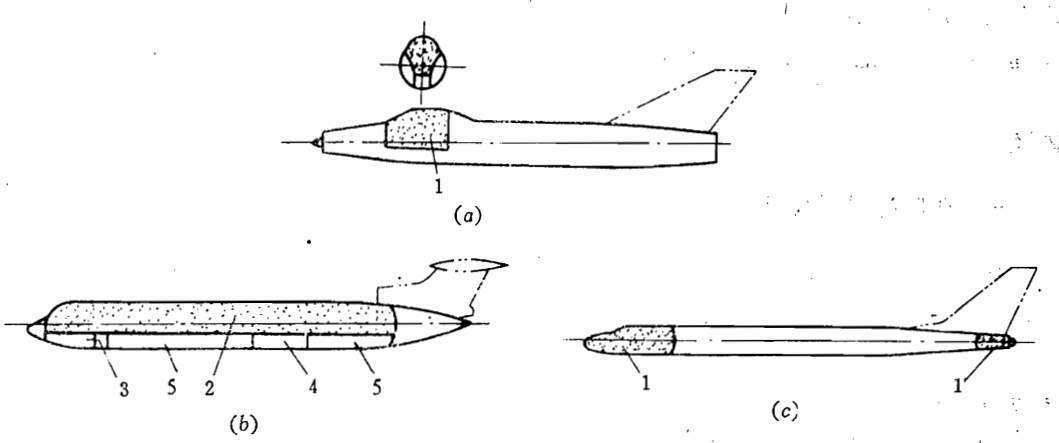


图 6.25　各类飞机增压座舱的分布与形状

(a) 两侧进气歼击机增压座舱　(b) 旅客机增压座舱　(c) 轰炸机空勤组增压座舱

1— 空勤人员增压座舱　2— 旅客及空勤人员增压座舱　3— 前起落架舱(不气密)　4— 中央翼及主起落架舱(不气密)

二、旅客机增压座舱的结构设计

旅客机增压座舱一般为圆筒形，或接近圆筒形。其后端常为球面隔框，前端则由内部布置决定，常为平面端框。为便于说明，下面我们先假设其截面为圆形进行讨论。

1. 机身壳体的受力

在正增压载荷作用下，机身的蒙皮受双向张应力(即蒙皮厚度内均匀的拉应力)。取圆筒半个圆柱面上单位长度的半环作分离体，可写出力平衡关系

$$2pR = 2\sigma_T t$$

由此得环向张应力 σ_T 如下：

$$\sigma_T = pR/t \tag{6.8}$$

再将圆筒形端头切开作分离体，写出平衡方程

$$p\pi R^2 = \sigma_x 2\pi R t$$

得纵向(轴向)张应力 σ_x 如下(σ_x 沿机身轴线方向)

$$\sigma_x = pR/2t \tag{6.9}$$

式中 R 为机身半径，t 为蒙皮厚度，p 为压力差。比较 σ_T 和 σ_x 可知 σ_T 是 σ_x 的两倍。由此可见在增座座舱结构蒙皮上，沿 x 轴方向的纵向裂缝比环向走向的裂缝更为危险。壳体结构设计可见 6.2 节中有关部分。

2. 球面框

(1) 从材料力学可知，若取球体作为高压容器，整个球面厚度上均为张应力，其大小为 σ_θ，

$$\sigma_\theta = pR_1/2t \tag{6.10}$$

可知用球面框作端头比平面框承受弯曲要有利得多。从受力特性看，球面框最好做成半球，即球面半径 R_1 与机身半径一致。此时框板上的均匀拉应力正好全部、直接地传给机身壳体蒙皮。但半球形状使机身容积利用率低，(特别在战斗机上，R 较小)，球面前、后都较难安放有效载重，更难以装满，且工艺上制作也较复杂。因此实际上在大飞机上一般也常采用球面的一部分——球冠面作框，此时 $R_1 > R$。在文献[4]中介绍 α 角为 60° 时可由计算证明比较经济(α 角定

义见图 6.26)。

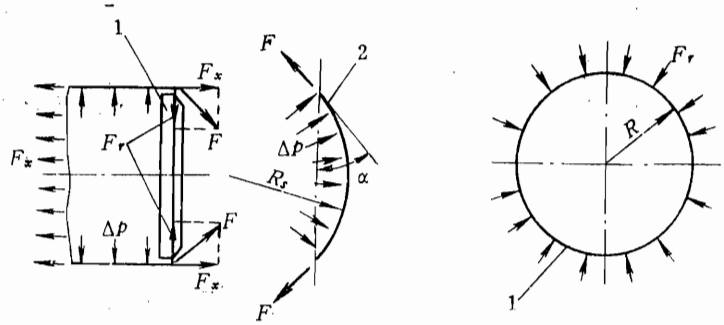


图 6.26　球面框与机身结构之间的传力

1— 加强环　2— 球面框框板

(2) 当 $R_r > R$ 时机身结构的受力和设计　球面周缘上单位宽度上的总拉力为 F

$$F = pR_r/2 \tag{6.11}$$

由上式可见，F 随 R_r 的增大而增大，一般情况 R_r 约为机身半径 R 的 2～2.5 倍。此时力 F 与机身纵轴方向有一夹角，与垂直平面的夹角为 α。将力 F 分解成纵向分量 F_x 传给机身蒙皮，径向分量为 F_r。所以圆拱形端盖和机身壁上真正的径向净载荷，是由 F 产生的向内的径向载荷 F_r 与机身筒壁受舱压在该剖面处向外的径向载荷相抵消后的净载荷，这部分载荷将由布置在此处的加强环(环形框架)来受。加强环相当于一个受到自身平衡的均布径向压力的圆环，其内力为切向压力。还须指出的是，由于球面框和机身结构连在一起，所以变形要协调。如果如图 6.27 所示球面框的变形为 δ_1，机身壳体结构的变形为 δ_2，则变形协调还会使加强环处产生剪力 Q 与力矩 M。如果刚度比较匹配，这些附加载荷可能比较小；如果刚度很不匹配，这些附加载荷也可能比较大。此时加强环、机身壁板以及球面框之间的连接均应有相应的强度，这些构件本身设计时也要考虑这些附加载荷。

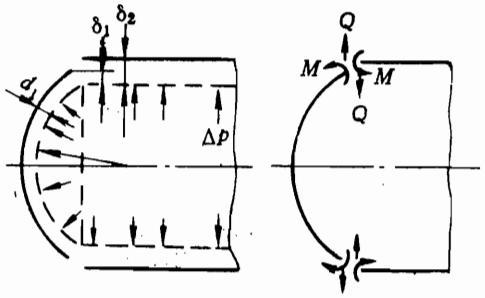


图 6.27　球面框与机身结构变形协调的内力

(3) 球面框的构造以及与机身壁板的连接：

图 6.28 表示了一大型旅客机后端的球面框。框板是由铝合金制成，由逐渐展宽的三角形板在边缘处以搭接的形式胶粘成一整体。在外表面上粘贴有径向和圆周方向的破损安全条带，起止裂的作用。框板用 12 根铝制型材加强，在各三角形板搭接处，与框板铆接在一起。在顶部，框板与加强型材用角撑与一顶环相连，而顶环的最顶部，用一帽盖盖上。球面框与机身就通过前述的加强环连接，环的剖面形状接近于工字形。因图示球面框不直接与蒙皮连，所以是依靠加强环与机身的蒙皮及长桁相连。机身上的桁条(在球面框两侧)用两角盒接头对接。蒙皮则在加强环处再附加一垫板进行对接。

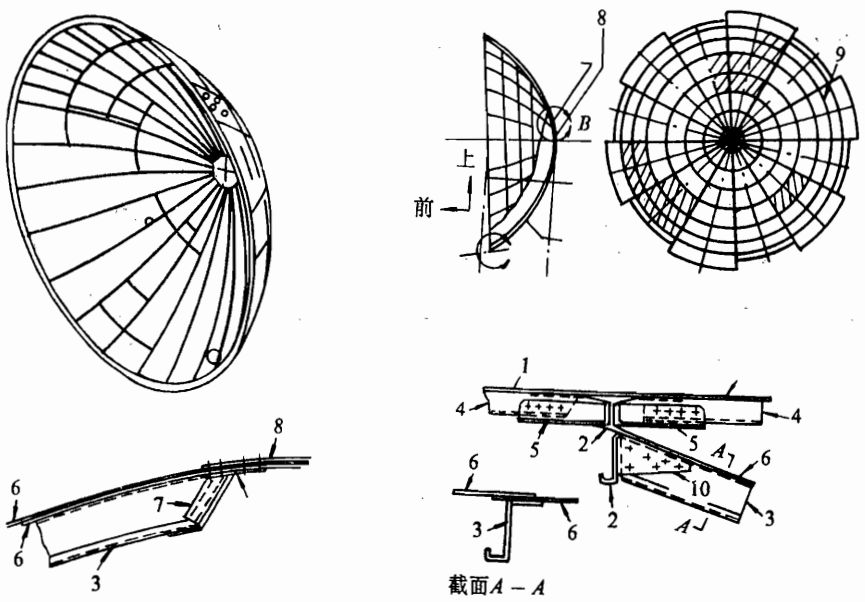


图 6.28　L－1011 飞机机身后部球面框构造

1— 蒙皮　2— 框　3— 球框面的加强件　4— 桁条　5— 拉伸接头
6— 三角形板　7— 角撑　8— 顶盖　9— 破损安全带　10— 角盒
图中阴影部分表示蒙皮有内加强板

球面框与机身结构之间的连接以及球面框的构造有很多种，除图 6.28 外，还可参考图 6.29。

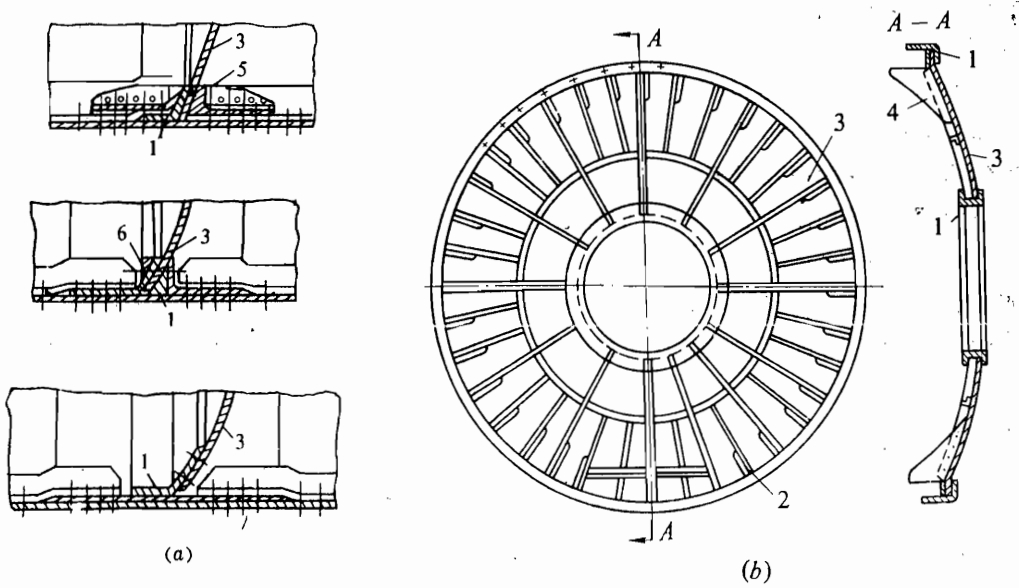


图 6.29　球面框与机身结构及机身长桁之间的连接

1— 对接环(加强环)　2— 加强型材　3— 框板　4— 连接角盒　5— 长桁对接接头　6— 对接弯接头

3. 平面壁板框

平面壁板隔框通常称之为腹板式隔框。旅客机增压座舱的前端以及战斗机增压舱端框大多采用平面腹板框。因为旅客机增压座舱的前端已在机身头部，直径比较小，这里又正是各种无线电设备密集的地方，内部空间的可利用率应尽可能提高，此时采用平面腹板框较容易满足设备的布置要求。此外由于直径较小，平面腹板框因平面受侧压而增加的重量不太严重。

图 6.30 即为一旅客机增压舱的平面端框。它由铝合金制的横向、竖向加强型材及腹板组成。通过周缘角形型材(框缘条) 与机身的蒙皮连接。增压载荷均布作用在腹板上，由腹板传到横、竖加强型材上。每根型材相当一根连续梁，横、竖型材之间互为弹性支持。型材两端固定在机身的纵向构件(长桁) 处，这样，增压载荷的合力最终传到机身的长桁上，在机身结构上该合力与后面球面框给机身结构的轴向拉力 F_x 相平衡。图 6.30(a) 所示横、竖型材分别布置在腹板的前、后两面上，便于型材的连续。若由于其他原因只能同布置在腹板一侧时，总有一个方向的型材断开，一般需用搭接板将其两段型材连接起来(图 6.30(b))。从传力的需要出发，加强型材因受弯，故应选用适宜受弯的剖面形状，如槽形、Z 字形等。当该框还用作承受某些集中力，如安装天线支架时，在布置型材时首先考虑传递集中力的需要，然后再按增压舱要求补充布置一些纵、横型材。

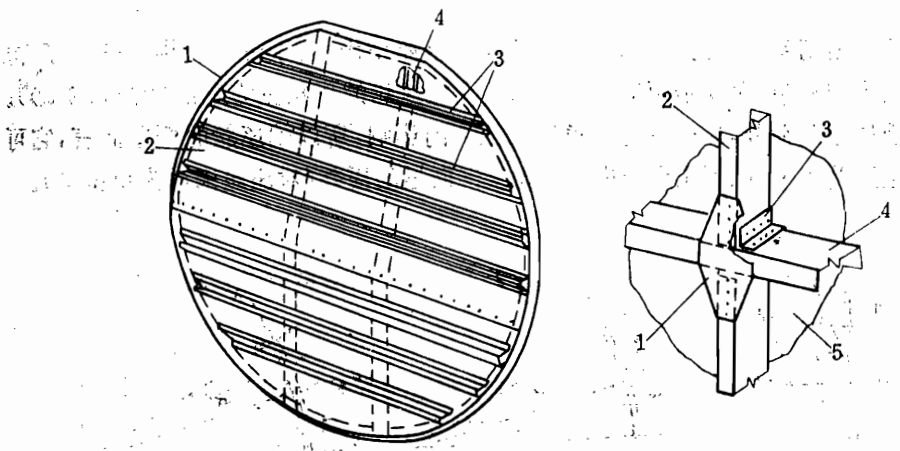


图 6.30　平面腹板式隔框的构造

(a) 平面腹板式隔框

1— 框缘条　2— 框腹板　3— 横向加强型材　4— 竖向型材

(b) 横竖加强型材的连接

1— 搭板　2— 竖加强型材　3— 角片　4— 横加强型材　5— 腹板

4. 当机身截面非圆形时增压舱段机身的结构特点

当机身截面为圆形时，增压载荷使蒙皮受到环向拉应力，其变形情况如图 6.31(a)。当机身截面为椭圆形时，环向拉力使机身截面趋于圆形(图 6.31(b))，这种情况下隔框将限制其变形，因而在框内会产生弯曲内力。在(c)、(d) 两种情况下，增压载荷也会引起其他有关构件受载。因为此时上、下不同半径的圆弧交会点处，蒙皮的拉应力不在同一方向上，将会产生分力 F_z，此力只能在机身地板上平衡。比如可在剖面外形转折处，沿机身轴向，在机身左、右两侧各布置一根纵梁(见图 6.10)。它两端与框的腹板连接，靠蒙皮的一边与蒙皮铆在一起。这样力 F_z 通过纵梁传给框腹板，进而传到地板横梁上。左、右两个 F_z 力在横梁上互相平衡。

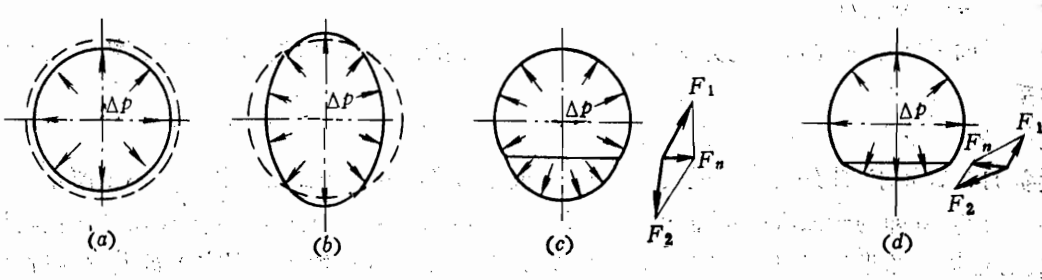


图 6.31　在增压载荷作用下，机身截面形状与结构内力的关系

(a) 圆截面机身　(b) 椭圆截面机身　(c)、(d) 双圆弧截面机身

5. 舱门与窗口

旅客机的舱门一般设计成介于受力"口盖"和非受力"口盖"之间。由增压载荷引起的环向张应力由舱门来承受。但由于要求舱门能迅速打开，机身上的所有其他载荷由舱口周围的加强结构承受。窗口则多为不受力"口盖"(即窗玻璃)式小开口，详见 6.6 节。

三、歼击机增压座舱的设计特点

对歼击机类的小型高空飞行的飞机，只须给驾驶员座舱增压。由于部位安排的需要，歼击机座舱的形状一般比较复杂，尤其是两侧为进气道的飞机座舱的形状更为复杂(图 6.32(a))。这类增压座舱除受增压载荷外，还会受进气道空气压力的影响，所以就座舱的侧壁而言，它可能受到座舱内的正压差作用，也可能受到进气道内空气向里的压差(对座舱来说为负压差)。

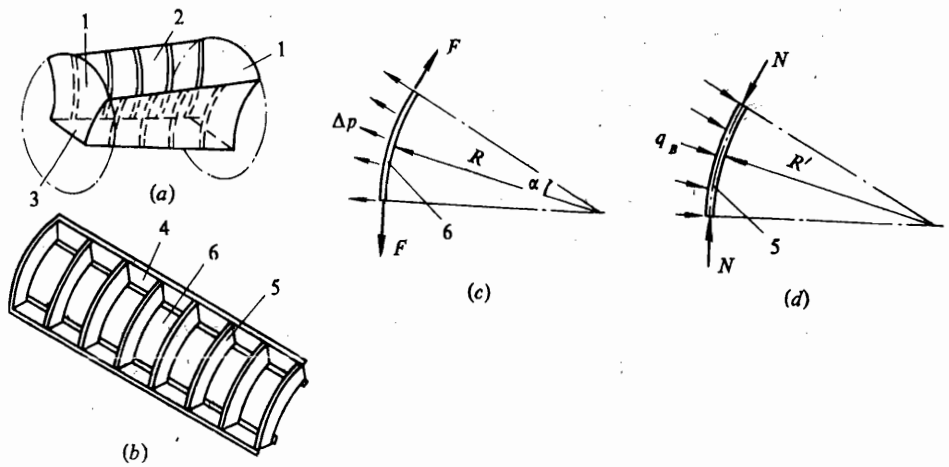


图 6.32　机头进气喷气式歼击机增压座舱与侧壁的受力

(a) 增压座舱结构示意图　(b) 增压座舱侧壁结构　(c) 负压差作用下内蒙皮的受力　(d) 正压差作用下加强筋的受力

1— 平面壁板端框　2— 侧壁　3— 座舱地板　4— 桁梁　5— 加强筋　6— 内蒙皮

一般这类增压座舱是由活动舱盖、左右曲面侧壁、前后平面腹板端框以及下部地板组成。座舱盖是用可以随时打开的锁钩与座舱的边框相连，所以舱盖上压力的合力是通过锁钩以集中力的形式传到边框上的。这部分结构的受力本书不再讨论。座舱前、后平面腹板端框的设计

与旅客机相同。

其侧壁是由蒙皮、横向加强筋、桁梁组成(图 6.32(*b*))。当座舱侧壁受负压差时(图 6.32(*c*)),侧壁的受力状态相当于把进气道看作一个受内压的容器,所以侧壁是以蒙皮内的张力平衡负压力的。蒙皮的张力传给上、下桁梁。梁的两端固定在前后两段机身上,所以桁梁相当于受分布载荷的双支点梁。作用在单位宽度蒙皮上的拉力为

$$F = pR \tag{6.12}$$

式中 R—— 侧壁曲率半径。

当座舱受正压差引起的压力时(图 6.32(*d*)),蒙皮把压力传给横向加强筋。加强筋上的压力以集中力 N 的形式传给上、下桁梁。由此可知加强筋的受力类似于拱。加强筋单位长度上的压力为 q_B,

$$q_B = pa \tag{6.13}$$

式中 a 为加强筋间距。在加强筋两端的轴向压力为 N

$$N = q_B R'\alpha/\sin\alpha \tag{6.14}$$

$$N \approx q_B R'$$

式中 α 为加强筋所对应的半扇形角;R' 为加强筋曲率半径。同样桁梁在侧壁所有加强筋的轴向力作用下受弯。

以上我们讨论了增压座舱的结构设计,至于其密封措施等请自行参考文献[5]、[6],以及其他有关资料。

6.5 机翼、尾翼与机身的对接设计

一、机翼-机身的对接设计

1. 机翼-机身对接形式

按机翼、机身结构在对接处配置情况的不同可作下述分类。

(1) 以有无中央翼贯通机身分类 如图 6.33 所示,可分为有中央翼贯通机身和左、右侧机翼连于机身两侧而无中央翼两种形式。

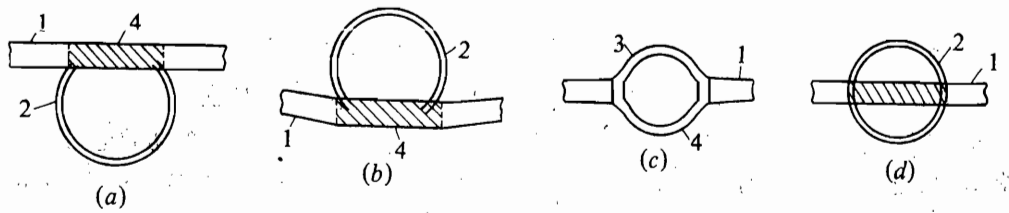


图 6.33 有中央翼贯通与无中央翼贯通的对接

(*a*) 上单翼 (*b*) 下单翼 (*c*)、(*d*) 中单翼

1— 机翼 2— 翼、身对接框 3— 锻件 4— 贯通部分

有中央翼贯通者又可分为整个中央翼翼箱通过或只有几根翼梁贯通两种。

当机翼为单块式时,让中央翼贯通机身才符合经济原则。此时若机翼为上、下单翼布置时

(如一般运输机常采用的机翼位置),与机身部位安排的矛盾不大,可以让翼箱通过。但战斗机常采用中单翼布局,则由于机身部位安排的要求,常不可能让中央翼通过,此时只能将机翼在机身两侧与之对接,但应尽量将翼梁通过机身。

(2) 以中央翼翼箱与对接框配置分类　当有中央翼贯通时,根据对接中心线通过不通过框的中线,可分为取代部分框位和嵌入两框之间两种形式(图 6.34)。

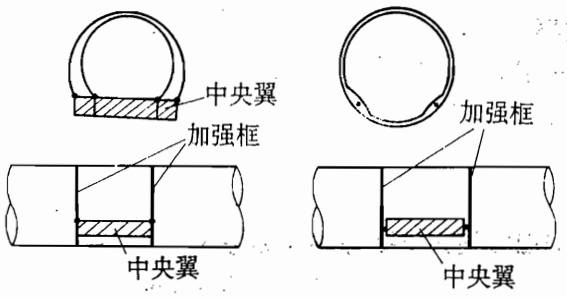


图 6.34　取代部分框和嵌入两框之间的两种对接形式

(3) 以对接框数量分类　根据机翼与机身连接框的多少,可分为双框式与多框式。当有中央翼通过时,多数采用双框式。当在机身侧边对接时,结合翼根处较强梁的数量,可取双框式或多框式(图 6.35)。例如歼-7 机翼就有五个接头。又如超音速旅客机"协和"号,机翼薄,且在翼根处机翼弦长特别长,该机翼的中央翼盒就有 12 根翼梁与框装配成一体,翼梁一直延伸到机翼上的发动机短舱处。

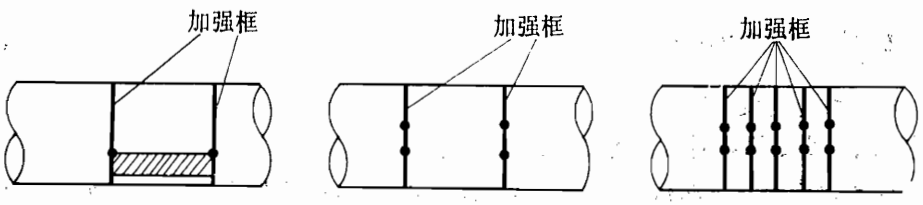


图 6.35　双框式与多框式对接

2. 机翼-机身对接处机身结构设计与对接接头形式

(1) 有中央翼通过　此时视其连接形式为取代框位式或是嵌入式而有所不同。图 6.36(a) 所示为波音-707 的对接,机翼为嵌入式对接,机身对接框是一独立的框,通过固定于机翼前、后梁左、右侧共四个空心销连接。这种销既简单,又易于安装,机身的剪力、扭矩、反对称弯矩最后都通过四个连接销传给机身(参见图 5.46)。在机翼下方有一龙骨架,可将机翼上的纵向载荷 —— 阻力、推力传给机身结构。此外,中央翼盒上方的地板纵梁以及侧肋的上缘条与机身侧壁的连接也是 x 向力的辅助传力路线。这种设计形式允许翼梁和机身框各自独立地产生挠曲变形,因此空心销的设计应保证使翼梁的弯矩不直接传给框。但要注意自由转动的机翼在弯曲时可能产生对机身其他部分的影响,例如图 6.36 中对地板梁,以及地板梁-框接头的影响。

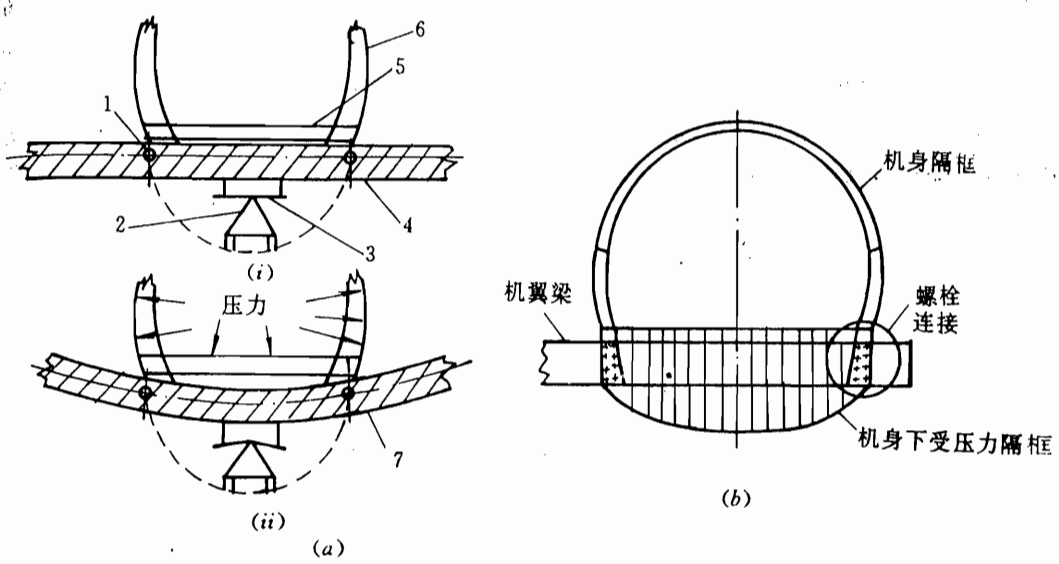


图 6.36　机翼-机身连接

(a) 波音-707 机翼-机身的连接　(b) 波音-737 飞机机翼与机身隔框的连接方法

(i) 自然状态　(ii) 在飞行中　1— 空心销　2— 龙骨梁　3— 柔性板　4— 机翼　5— 地板梁

6— 机身框　7— 飞行时机翼所产生的挠曲

另一种连接方法是把机身框螺接在中央翼盒的前、后梁上(如图 6.36(*b*))。这种连接方法多年来广泛地为飞机设计人员所采用，如波音-737、747 等，实际上框与翼梁成一整体结构，即取代式。所以这样设计，主要是为了减轻飞机的结构重量。但对这种连接应特别注意细节设计，使它能够承受因机翼挠曲在框与翼盒之间引起的疲劳问题。如图 6.36(*b*) 中所示情况，机身框的上半部是主要结构部分，它把机翼的剪力传到机身壳体上。如果设计得合适，能减少机翼梁所引起的旋转变形，不致使框产生疲劳问题。该框的下半部由中央翼翼梁及框向下延伸部分组成，延伸部分是次要结构，但还是要考虑机翼挠曲带给它的影响。由上述可见，这些连接部位的受力情况十分复杂，要通过有限元方法对高度静不定结构进行分析。

(2) 机翼-机身在机身侧边对接　此时至少有一个固接接头和一个铰接接头才能传递机翼的全部载荷。此时机翼的弯矩、剪力以及扭矩都可由接头传给两个加强框(见第三章分析)。阻力 X 数值虽较小，但也必须通过接头传给机身。结合机身部位安排特点可通过固接接头(若为多接头连接时可选其中一个) 传递 X 力，并在该接点处的机身结构上布置相应的纵向加强件 —— 如加强桁条。

后掠机翼在根部采用梁式或梁架式结构时，由于部位安排的限制，梁可能是后掠的。此时梁在根部形成两个分弯矩，一个是传给机身框的弯矩 M_z，另一个为 M_x。该 M_x 可由侧边翼肋转成前、后接头上一对大小相等、方向相反的 y 向力传给机身。但如歼-6 飞机，该侧肋受部位安排影响，在肋上有大开口，不宜作为受较大载荷的加强肋，此时可在机身的侧边加上侧加强板来作这种转换。M_x 以两对大小相等、方向相反的 x 向力组成的力偶，由接头传给机身侧加强板，由侧加强板转成一对垂直力传给两个框(图 6.37)。

现代超音速歼击机的机翼很薄(机翼的相对厚度约为 4% 左右)，因此若直接将此结构高度很小的翼梁连至机身加强框上，则对机身加强框受力是不利的。若在飞机总体设计时结合气

动布局、部位安排的要求能做到使连接接头上、下间距增加，则对结构是有利的。现以图 6.38 所示两架飞机为例，F－104 在机翼-机身连接区是两侧进气道的延伸段，故框的连接高度可增加。F－16 战斗机由于设计成翼-身融合体，故框的连接高度也可增加。由于该机的机身布置成在进气道周围有一圈整体油箱，故使机翼-机身对接框的结构高度可大于机翼腹板的高度，因此这些对接框可设计得比较轻。

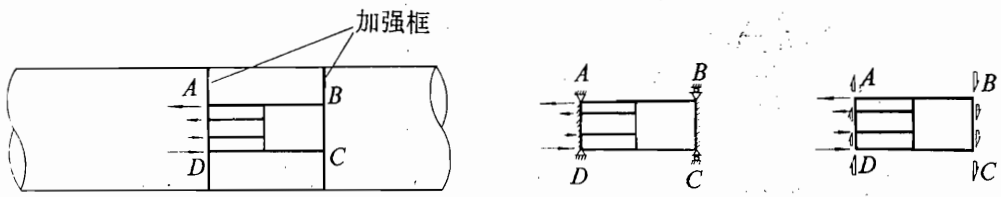


图 6.37　后掠翼梁的分弯矩 M_x 的传递

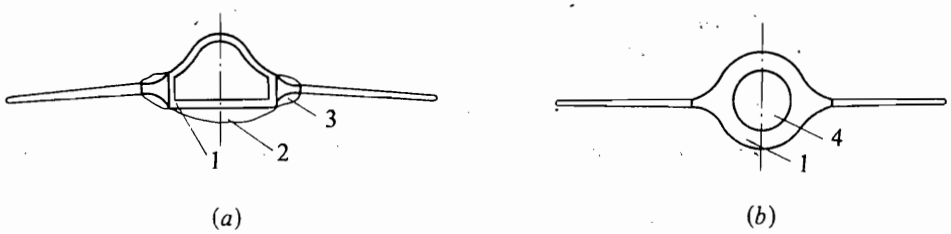


图 6.38　薄机翼与机身对接的实例

(a) F－104 的对接　(b) F－16 的对接

1— 加强框　2— 主起落架收藏处　3— 进气口后面的延伸段　4— 进气道

机翼-机身的对接接头形式很多，除了在第四章中介绍的之外，在本章中又介绍了一些，图 6.39 则为另几种现已被采用的机翼-机身的连接形式，供读者参考。

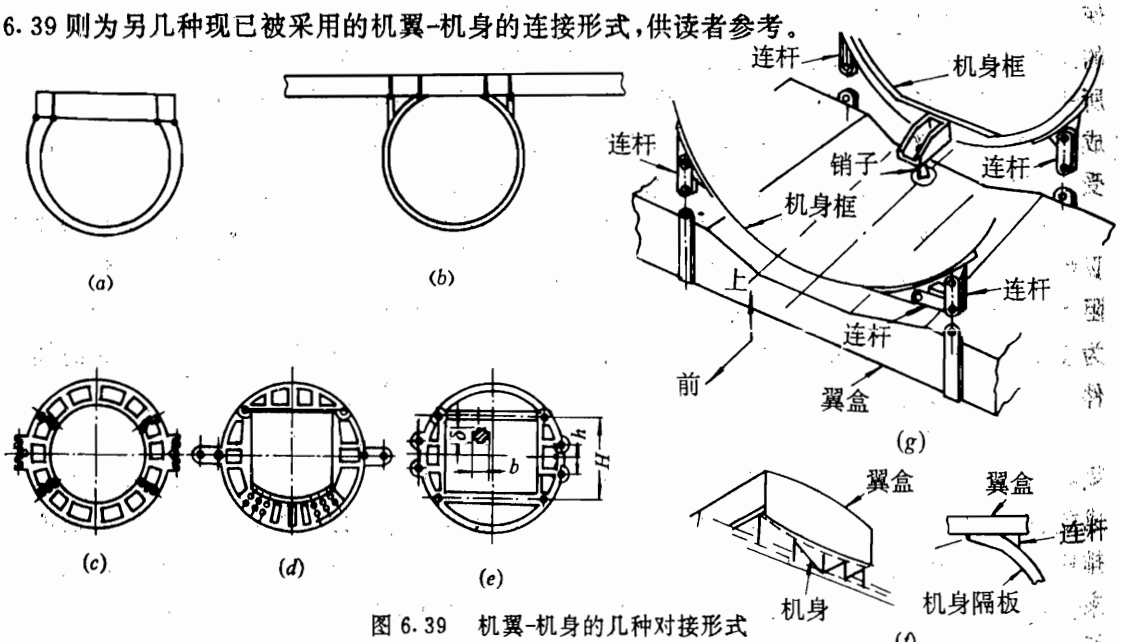


图 6.39　机翼-机身的几种对接形式

(a) 用连接耳片与上单翼机翼相连　(b) 用连接接头与上单翼机翼相连　(c)、(d)、(e) 机身加强框上有固接接头

(f) 机翼为上单翼时，用连杆相连　(g) 机翼为下单翼、机翼、机身用连杆相连

二、尾翼与机身的连接

1. 平尾与机身的连接

正常式平尾，由水平安定面与机身连接。水平安定面大多左、右连成一整体，可通过耳片接头与机身连接。当水平安定面为可调节安装角时，它一般通过枢轴连于后面一个框上，前面则通过操纵装置与前面一个框相连，此时机身上或垂尾上(如果水平安定面安装在垂直尾翼上)的侧面要设置开口，以使水平安定面可以绕枢轴转动。

对全动式平尾，若为定轴式，其与机身或垂尾的连接与可调式水平安定面类似。但若为转轴式，则一般将转轴固定于两个框上，此时轴承就置于框上。其中一个支座应配置有止推轴承，以承受全动平尾传来的阻力，并在该接头附近的机身结构上布置纵向加强构件 —— 如纵向辅助短梁或纵向加强长桁。

2. 垂直尾翼与机身的连接

一般情况下垂直安定面可通过其梁、墙根部的接头在框平面内(如图 6.40)或在垂尾的两个侧面与机身多个框用螺栓连接(如歼-6)(此时均为不可拆连接)；也可用耳片接头与框连接(此时为可拆连接)。图 6.40 为两种固定式(不可拆)连接。其中(*a*)的垂尾前、后梁插入机身内，成为框的一部分；(*b*)则梁在机身外终止。图 6.41 示出了波音-707 垂尾后梁与机身的可拆连接接头，采用耳片与大螺栓连接。

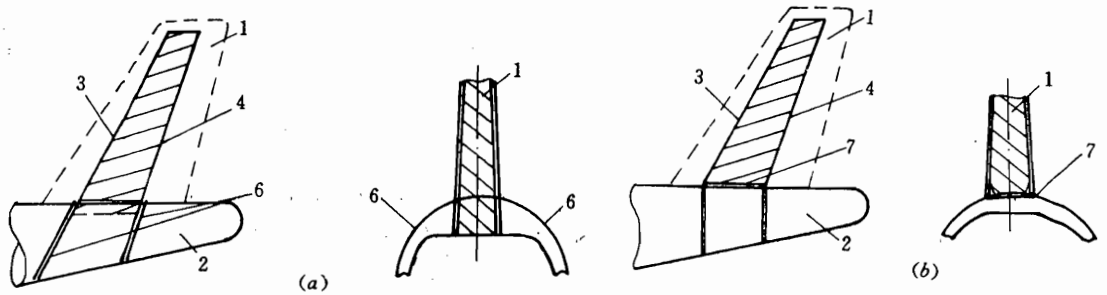


图 6.40　后机身和垂尾的固定连接

(*a*) 对接框为斜框，垂尾梁成为框的一部分　(*b*) 对接框垂直放置，垂尾梁用接头与框连接

1— 垂直尾翼　2— 后机身　3— 前翼梁　4— 后翼梁　6— 机身隔框　7— 不可拆连接接头

须要注意，现代飞机的垂尾大多是后掠的，所以垂尾的梁也大多为后掠布置。当力 P_z 传到机身框缘时会形成力矩 M。由于 M 在梁平面内，因此若对接框是垂直于机身轴线布置时，框只能承受弯矩 M 的一个分量 M_x。另一分量 M_y 可在垂直尾翼接头的前面布置一块水平加强板(在机身顶部壁板上)，该水平加强板位于两个框之间，两侧各有一加强型材。M_y 由两个接头以一对水平力组成的力偶矩形式传给两根加强型材，由加强型材扩散成 x 向的分布剪流；再由水平加强板受剪，然后以一对 z 向力的形式转传给前、后两个框。M_y 较小，水平加强板可设计得弱些，就只需将局部蒙皮加厚，并加两根型材即可；M_y 越大，则水平加强板就要设计得越强些。这两根 x 向的加强型材同时也承受接头传来的垂直尾翼的阻力。上述的传力过程和结构布置见图 6.42。

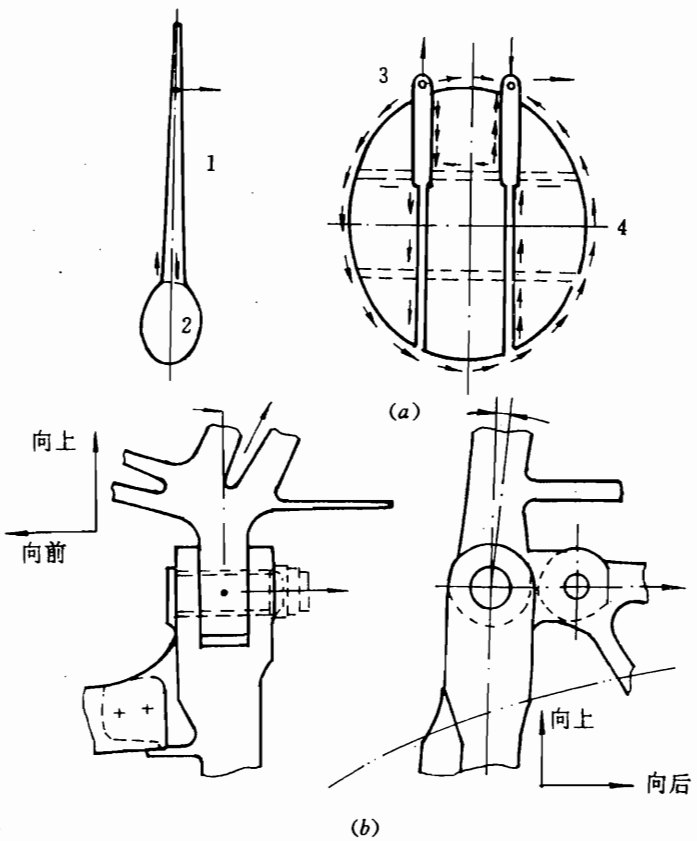


图 6.41　波音-707 飞机垂直尾翼与后机身的连接接头

(a) 垂直尾翼与后机身加强隔框　(b) 作用在垂直尾翼-机身接头上的载荷

1— 垂直尾翼　2— 后机身　3— 后机身上接头　4— 后机身隔板

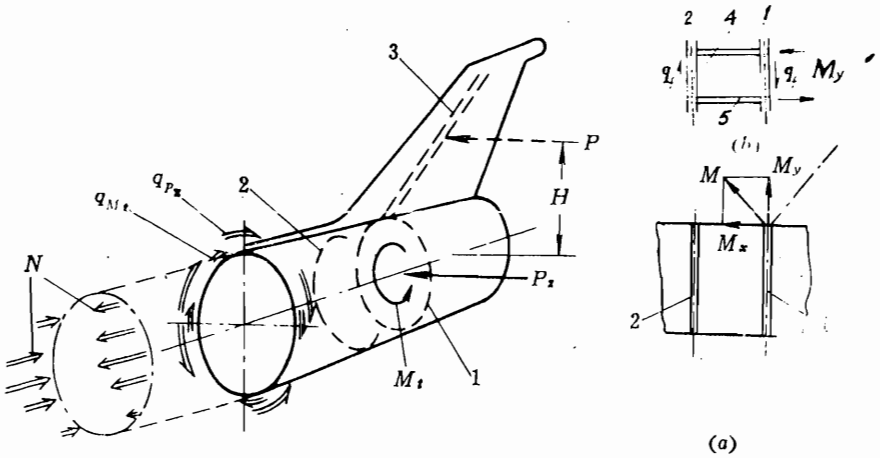


图 6.42　垂直尾翼梁(根部接头可传弯)上力 P_z 的传力

(a) 垂直尾翼翼梁根部弯矩的分解　(b) 水平加强板的作用原理

1、2— 加强框　3— 垂直尾翼翼梁　4— 水平加强板或适当加厚的蒙皮　5— 加强型材

6.6 发动机在机身上的安装以及机身设计分离面处的对接

一、发动机在机身上的安装

1. 机身内发动机的安装

现代战斗机的喷气发动机一般都装在机身内的机身后段，其安装比较简单，只需要很少量的连接件。但在支点设计中，必须避免由于机身受力变形而把载荷传到发动机上的不良后果，并且要允许发动机作轴向和径向的热膨胀。图 6.43 为歼-8 发动机在机身上的固定。它通过两个框平面内的固定点拉杆和一个框平面内的吊挂拉杆，用以承受发动机的垂直方向和侧向的载荷。发动机的推力全部由上部的推力销承受。该推力销和 47 框上的斜拉杆均在靠近发动机重心平面处，构成发动机的主固定点。推力销的上部耳片用螺栓固定在推力梁的上缘条上；中部用楔块固定在推力梁的下缘条上；其下端的圆柱部分插在发动机的球形环圈内。这种结构形式使发动机在调整或受热膨胀时能沿垂直方向自由移动和相对球面转动。发动机的推力通过推力梁传给机身壳体，该梁两端支持在两个框上，由于发动机接头与上部壳体之间的偏心引起的偏心力矩由推力梁转成一对垂直力传给前、后两个支承框。

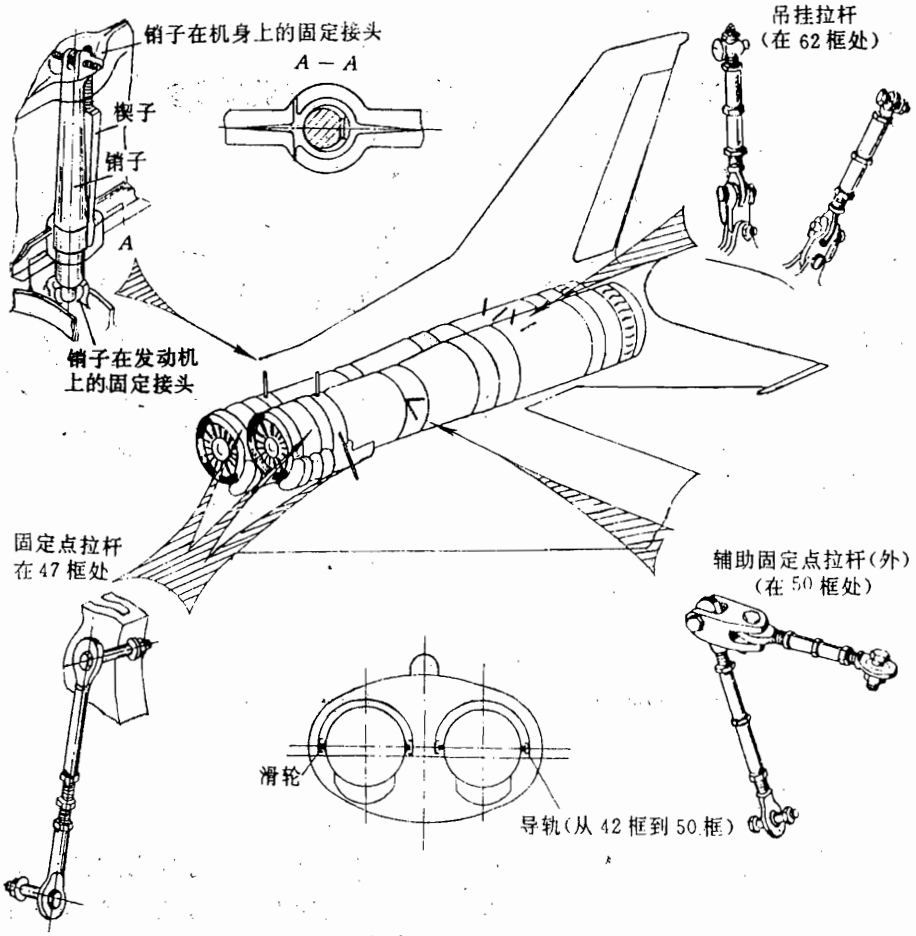


图 6.43　歼-8 发动机及加力燃烧室在机身上的固定

图 6.44 所示为另一种典型的战斗机机身内部发动机的安装(F－104、F－16 战斗机的发动机支持与此类似)。此时垂直载荷的主要部分和推力加在靠近发动机的两枢轴上；侧向载荷只加在一边的枢轴上。前支点是一个万向接头，只能承受垂直方向载荷。

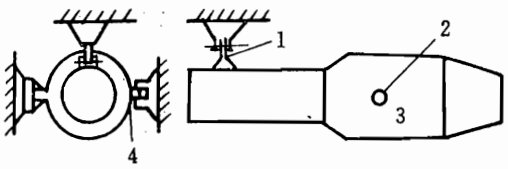


图 6.44　另一种典型的机身内部发动机的安装

1— 前支点　2— 枢轴　3— 发动机

4— 可胀接头

2. 机身外挂发动机的安装

有部分现代运输机将发动机全部或其中一个装在后机身的侧边或尾部的上方、侧面等。如波音－727、图－22、图－154、L－1011、DC－10 等。装在尾部上方时，大多采用发动机短舱。安装在机身两侧时，则用拱形梁(如 VC－10)或悬臂梁固定。图 6.45 为 F－28 的发动机吊舱设计。

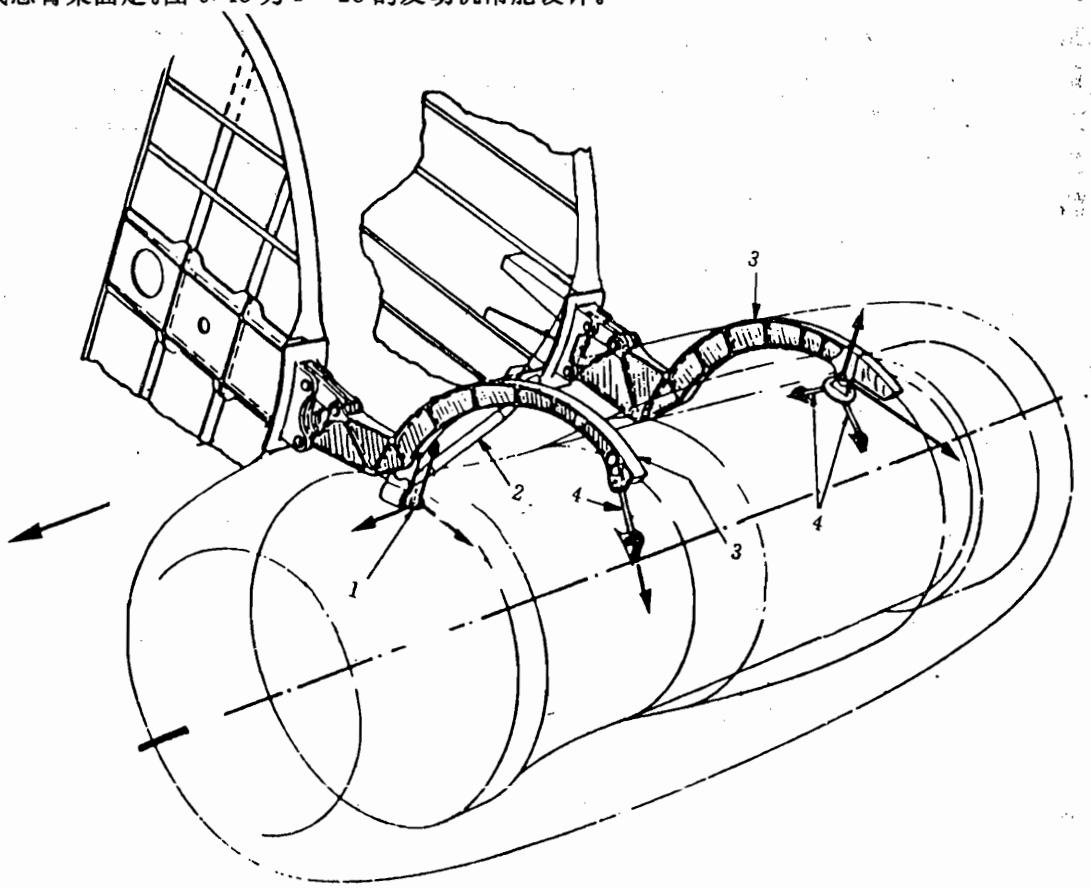


图 6.45　F－28 发动机吊舱设计

1— 侧向推力轴承　2— 推力杆　3— 悬臂梁　4— 连杆

二、机身设计分离面的对接

有些飞机为了使用维护方便，在机身上布置有设计分离面，把机身分成前、后两段。如歼－8 飞机在 50 框处的设计分离面处把后机身拆卸后拉开，即可将发动机暴露出来，很便于对发动机和其附件进行检查、维修。这类分离面均采用可拆卸连接，并要求拆卸方便，工作可靠，前、后

机身轴线容易对准，能保证互换，安装方便，此外它应能很好地把后机身的载荷传到前面的机身上去。目前采用较多的对接形式是沿对接框四周均匀布置一定数量的纵向连接螺栓，把前、后机身的两个对接框牢固地连接起来。当后机身蒙皮上由剪力、扭矩引起的周向剪流传到分离面处时，因蒙皮不再连续，因此将通过后机身上对接框和蒙皮之间的铆钉把蒙皮上的周向剪流传到该后对接框上，再通过其框缘与对接螺栓的挤压，将周向剪流集中成小集中力，并通过螺栓传到前对接框上，然后由它再把这些小集中力重新转化为分散的剪流加到机身蒙皮上。为此，这两个对接框应是加强的，这不仅是传力的需要，同时也可提高结构刚度，减少装配和使用中的变形，有利于两段机身的对接接头的装配协调。这种对接接头的构造形式见图6.46。

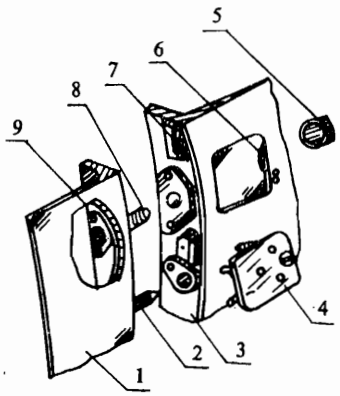


图 6.46　前、后机身设计分离面处的对接接头

1—50 框　2— 导销　3—51 框　4— 盖
5— 螺帽　6— 舱口　7— 密封橡胶型料
8— 螺柱　9— 垫板

正应力的传递也是一个由分散-集中-分散的过程。后机身的蒙皮、桁条上比较分散的正应力，通过蒙皮剪切，逐步集中到对接接头上去。然后通过对接螺栓传到前对接框的对接接头上，仍由蒙皮受剪切的形式，将这些正应力分散到前段机身的蒙皮、桁条组成的壁板上去。这是个结构参与问题，其原理与 5.7 节中完全一样(图 6.46)，因此分离面处除框需适当加强外，靠近接头处的蒙皮也要适当加强，还要保证蒙皮与加强桁条、加强框的连接有足够的强度，为此在分离面附近往往用多排铆钉和加强垫板连接。图 6.47 中阴影区表示不承受正应力的部分。

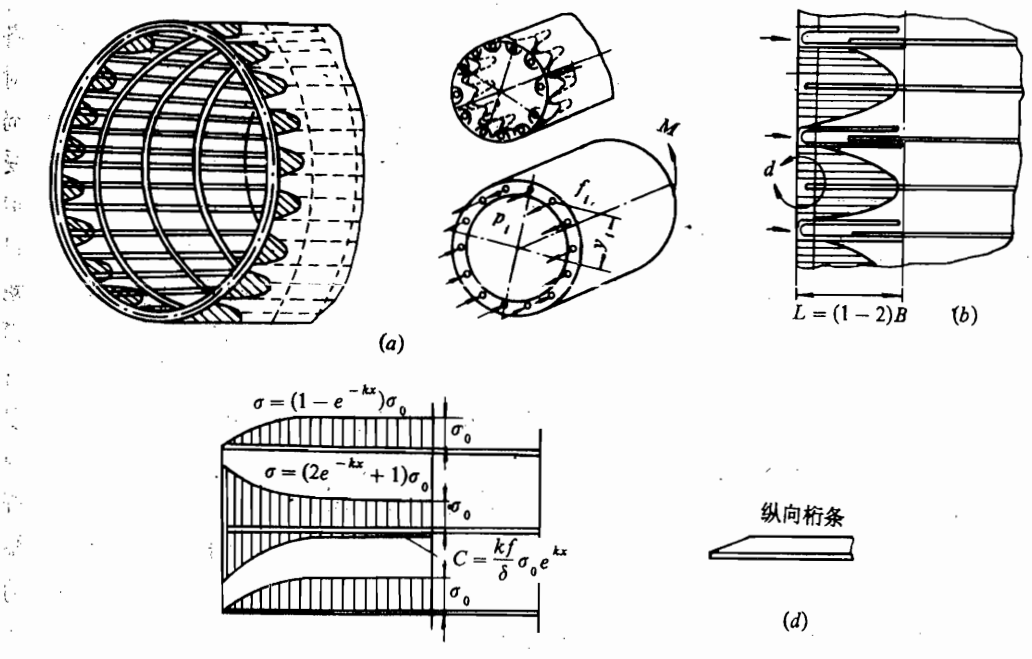


图 6.47　机身设计分离面处正应力的传递

连接区的具体构造形式，一种是在对接螺栓处布置有连接角盒接头，并铆有垫块。前、后机身靠垫块面贴合，只要对垫块面局部部位保证加工精度就可保证对接协调，垫块起工艺补偿作用(图 6.48(*a*))。另一种形式是直接用很厚的框板对接。框的弯边延伸得比较宽，与蒙皮、桁条直接相连(图 6.48(*b*))。这种情况下框板要受弯，因此要用较厚的框板。

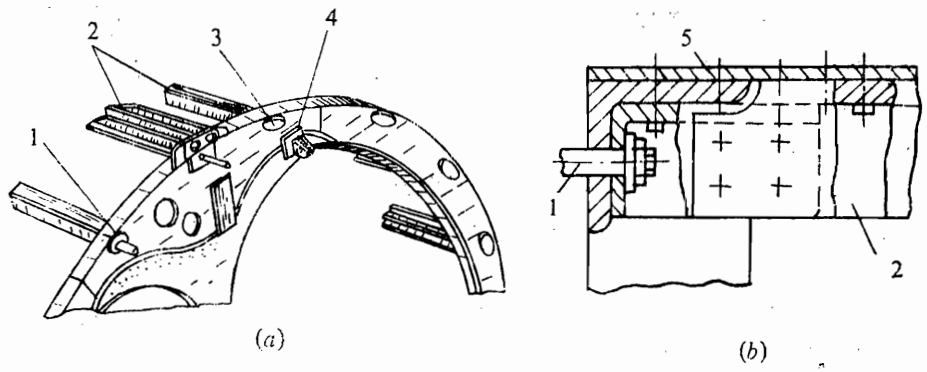


图 6.48　分离面处的连接形式

(*a*) 对接框框板上加垫块　(*b*) 用厚框板并沿轴向有较宽延伸段

1— 对接螺栓　2— 对接型材(长桁)　3— 垫块　4— 框板　5— 蒙皮

6.7　机身开口区的结构设计

由于使用维护的要求，机身上必须设置各种大小不同的开口，如起落架舱门、炸弹舱门、各类检查维修用舱口，对旅客机而言，有很多的观察窗、各种供旅客、空勤人员出入的舱门等，对货机必须装有很大的货舱门。这些开口程度不同地破坏了结构的完整性，引起了传力路线的局部不连续。上述的开口处，大多需要能随时打开，因此不能安装受力口盖，当机身上布置有不受力口盖、舱门，或无口盖时，那么这部分结构必须补强。所有开口，不论大小，都破坏了蒙皮传剪流的连续性。当长桁被打断时，肯定在桁条末端处无轴向载荷的承载能力。当机身上有大开口时，则将有相当数量的长桁被切断，框板被切掉一部分，此时机身结构应仍能承受机身的扭矩(可能以参差弯曲形式)以及弯矩和剪切载荷(y向、z向)。因为机身载荷比较复杂，是多种载荷的组合，因此加强时要考虑这一情况。如果不予加强，或加强不够，机身将会在开口处产生过度的翘曲或损坏，甚至影响使用安全可靠，特别是旅客机的舱门周围的结构要特别注意。本节以下要讨论的内容限于开口处为不受力口盖或舱门时的结构补强。

布置开口，首先必须根据全机布局和使用要求来考虑。从有利于机身结构受力看，希望开口的位置尽量处于结构受力较小的部位，开口尽量少，尺寸尽量小，开口的形状引起的应力集中系数尽量小些(如小开口中的圆形开口就比方形开口有利)，同时最好放在外形比较平直的部位，以利于减小因补强而附加的增重和便于结构的协调。

一、中、小开口区的补强设计

1. 小开口处的结构补强设计

小开口一般主要去掉一部分蒙皮。但要注意机身增压舱上的蒙皮处于既受剪、又受张应力的组合受载状态，又加之增压载荷引起的是一种重要的疲劳载荷，因此增压座舱的舱口所在区域是一个疲劳危险区，要在设计时加以注意。

(1) 对于非增压舱的区域，例如机身上的一些小的检查口，尽量设计成圆形，因为圆形小开口的应力集中系数较低。此时开口周围可用口框，如法兰盘式加强环(图 6.49(c))，也可用组合式的如图 6.49(d) 是由加强环和四周型材共同形成一个框架。因为框架四角弯矩最大(见第三章的分析)，因此在四角上布置斜支撑筋，此处蒙皮也适当加厚。矩形开口也可类似设计。

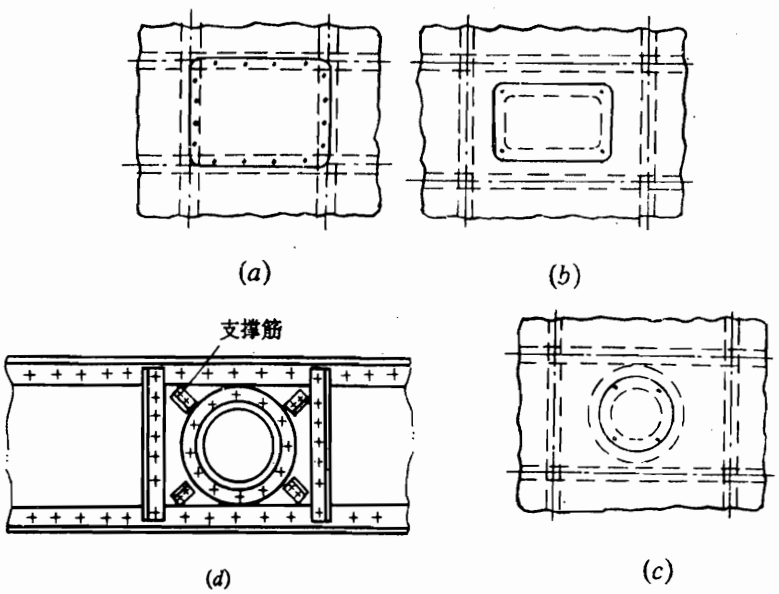
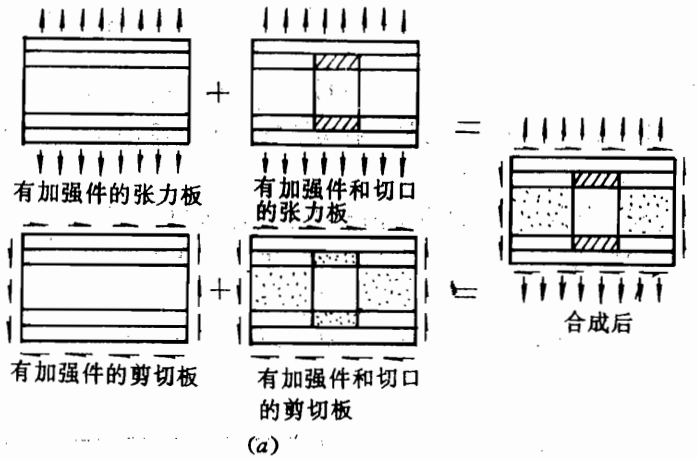


图 6.49　小开口处口框的构造

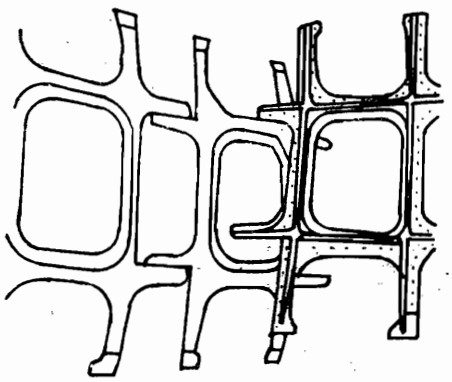
(2) 对于增压座舱的窗口，因此处既受剪应力又受正应力，所以开口形状以有开口周缘加强的长椭圆(长轴在垂直方向) 和圆形为好。前者如在 VC－10、“三叉戟”等飞机上采用；后者图－104、114、安－24 上采用。为便于旅客观景，有的飞机采用直矩形(高 > 宽)，如波音－707、DC－8 等。图 6.50(a) 是一种典型情况，为使剪流重新分布需要有垂直构件。在波音－707 上采用窗口锻件。安装时每个锻件连接在一起就构成了两个纵向桁条，并且两侧各有短“型材”加强，从结构、制造和经济观点看，是一个很好的设计，且当出现裂纹时，可以限制裂纹只在一个窗框内扩展(图 6.50(b))。在“协合”式飞机上则将几个窗口的加强板连成一块整体加强板，然后再安装在窗口蒙皮上补强。

图 6.51 是在文献[4]上介绍的两种形状开口的应力集中系数。对矩形开口，必须四周带圆角(半径为 r)，这一细节设计对应力集中系数 K 影响很大。

须要注意，开口周缘的加强措施不要超过原来的蒙皮，以免形成“硬点”而将周围载荷引向该处。



(a)



(b)

图 6.50　在窗口周围所需加强构件和窗框锻件构造图

(a) 一般原理　(b) 波音-707 窗框锻件

2. 中开口加强

中开口一般除蒙皮外，还往往切断机身结构中用以承受正应力的长桁，例如旅客的登机门就属此种典型情况。此时开口周围应布置很强的门框，并在门框外侧再布置井字形的纵、横加强型材，与门框一起，组成一圈加强围框(图 6.52)。图 6.53 是这种设计方案的具体构造形式，门框周围及外侧的各种加强条尽量利用原来已有的长桁和框缘条，再作适当加强即可。图 6.54 则是另一种可采取的舱口加强措施，它在开口周围布置了一块加强垫板，开口两侧布置加强型材，这样轴向力将在开口区之外的参与段内，通过蒙皮剪切，把切断长桁上的轴向力集中到开口两侧的加强型材上去。该加强垫板应与周围的框缘条和长桁共同形成一围框，此时它可同时作为受剪和受轴力的补强措施。这种垫板可用厚板经加工而得。

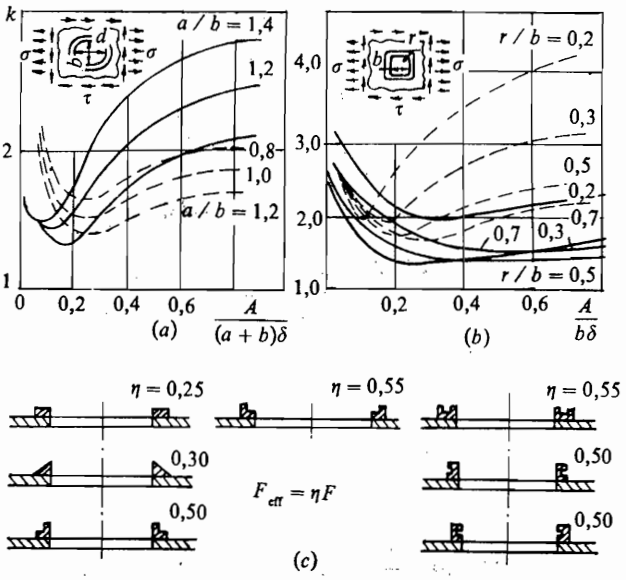
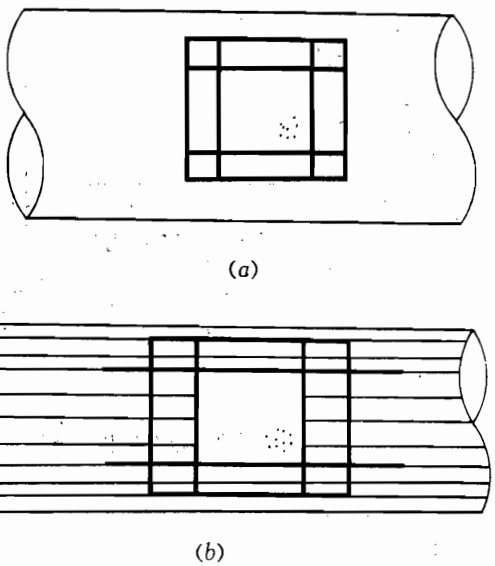


图 6.51　小开口为椭圆形和矩形时的参数影响

(a) 椭圆形开口　(b) 矩形开口　(c) 开口加强件的各种剖面形状　—τ　– – σ　A— 口框的截面积



(a)

(b)

图 6.52　中等开口的围框式加强

(a) 井字形及周边一圈加强条方案　(b) 原有纵横构件配合以井字形加强条方案

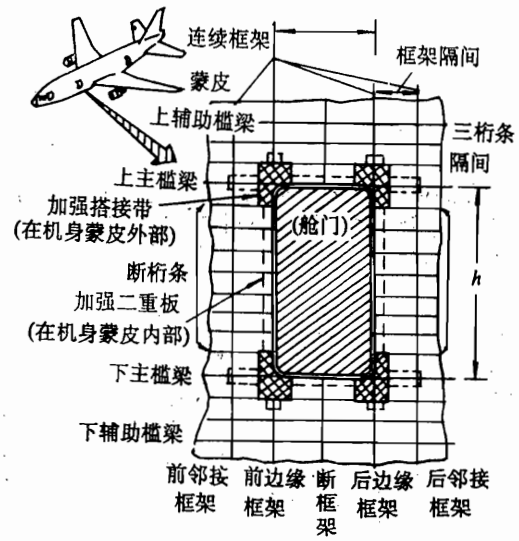


图 6.53　机身舱门开口周围的结构布置

(搭接板为考虑破损安全而布置的)

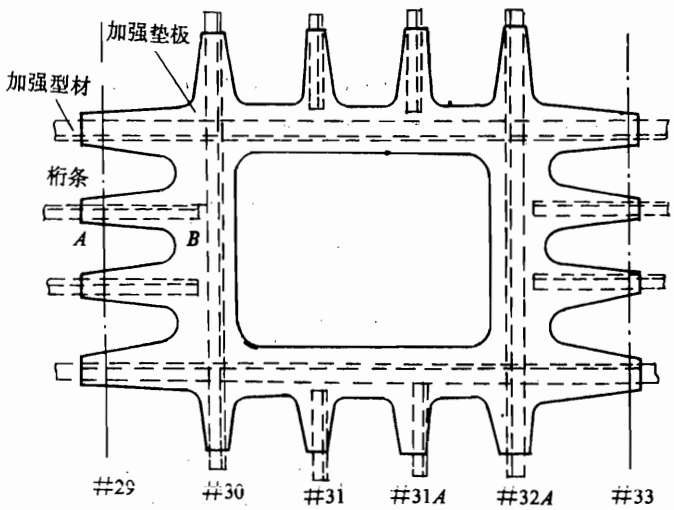


图 6.54　开口周围的加强垫板和加强型材

二、机身大开口区的结构设计

机身结构上有时需布置一些大开口，它们的长度较长，且宽度相对于其所在位置也较大，例如轰炸机的舱门、旅客机中收藏起落架的舱段以及某些下单翼运输机，因中央翼而造成的机身下部结构的炸弹不连续区。

这类大开口的两端均必须布置加强框，用以将蒙皮上的剪切载荷、扭矩等重新分配，这些框一般都采用腹板式加强框，这样可以将未开口的左、右段机身构成封闭式盒段，可增加机身的整体刚度。因为纵向构件肯定被切断一部分，因而需要在开口两侧加桁梁或加强桁条。需要注意的是，机身上有大开口时，加强方案的设计必须结合具体结构具体分析，才能从几种可行的方案中找到最有效，又使结构重量增加最少的设计方案。下面我们以几个例子来加以说明。

1. 单闭室盒段结构上有大开口

图 6.55 所示为一轰炸机的中机身段，在受力最严重的部位，下方有炸弹舱门，机身为桁条式。

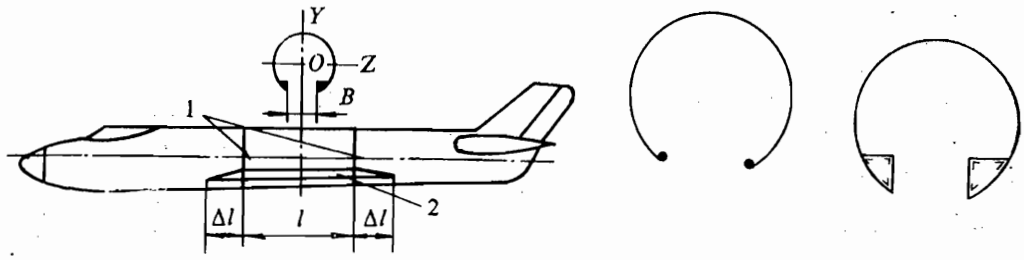


图 6.55　大开口处的典型剖面形状及大开口区加强方案

下面我们先讨论机身承受扭矩的补强方案。在开口段内机身结构为开剖面，因此首先在开口两端布置加强框，将原来以单闭室盒段受扭时的周缘一圈剪流，通过端框转成一对剪力，以左、右侧壁的剩余部分参差弯曲的形式受扭（见图 6.56）。由结构力学可知，要使开剖面薄壁结构能以参差弯曲形式受扭，必须对其扭转后产生的过大的翘曲变形加以限制，使机身的开口段处于开剖面限制扭转状态。要做到这一点，就必须如前所述，在开口段的两端布置加强框，同时还必须使在其前、后的机身封闭段结构有足够的刚度。在开口段结构处于限制扭转条件的情况下，开口段内除蒙皮上有剪流外，还会产生附加正应力作用在桁条式机身左、右两侧壁板上，因此侧壁要加强。正应力沿剖面周线的分布规律见图 3.85，沿机身纵向分布规律见该图 3.85 中下方的桁梁 AD 杆，各桁条的轴力分布规律与其类似（可参考第三章中 3.8 的分析）。轴力要延伸到开口段外。在开口位于机身中部时，向两头分别延伸 Δl 段，这两段长度我们称之为参与段。开口两侧的加强桁梁也必须延伸到整个参与段，但随着附加轴力的逐渐变小，桁梁的附加截面积也逐步减小到零。

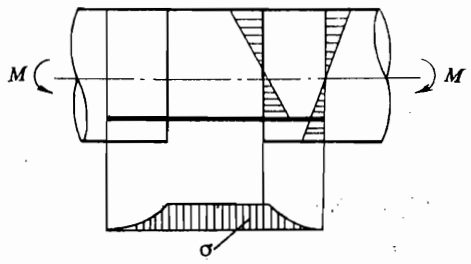


图 6.56　机身下方有大开口时，承受垂直面内弯矩时的情况（承受扭矩时参见图 3.85）

当机身承受垂直面内弯矩时，由于下方大开口切断了部分长桁，较大地削弱了其承弯能力，但承弯的方式没有变（这点与传递扭矩时不同）。为了补偿被切断长桁的承弯能力，就更有必要布置加强桁梁（图 6.56）。但要将切断长桁上的轴力转移到加强桁梁上去必须有一定的参与段，通过蒙皮剪切逐步完成，因此加强桁梁的长度也需要延伸到参与段内。其加强方案如下：

在开口段两端布置成加强框；开口段两侧沿纵向布置加强桁梁，如果可能，该桁梁也可做成小的闭剖面薄壁梁(图 6.55)，这样可增加一些机身结构刚度。除此之外，开口段与参与段内的蒙皮、长桁也要适当加强。

2. 双闭室盒段机身上有大开口

图 6.57 所示为大型旅客机，中间有地板，地板上面为增压座舱，下部因有中央翼通过，也有中央翼之后又有收放主起落架的舱段，因此下部结构的完整性受到破坏。但因其上部座舱仍保持完整，所以传扭时的补强方案与上述“1”不同。两端仍需布置加强框，以便将原来的双闭室盒段受扭转成单闭室盒段受扭，使剪流重新分布。此时只需适当加强上部闭室的蒙皮、地板。这种补强方案较之用参差弯曲受扭要轻。为了补偿受弯构件的损失，在机身下方布置了一根很强的龙骨梁，它在中央翼下方为三角形剖面盒形梁，在主起落架舱段为矩形剖面盒式梁，但在最下面的实心缘条则贯穿始终。该龙骨梁不仅可提高整个机身开口段的 I 值，同时也提高了机身下部、乃至整个机身的总体刚度，盒式龙骨梁还增加了一定的抗扭刚度。若在应急情况下以机腹迫降时，龙骨梁也可起滑撬的作用，来保护机身和机翼结构。

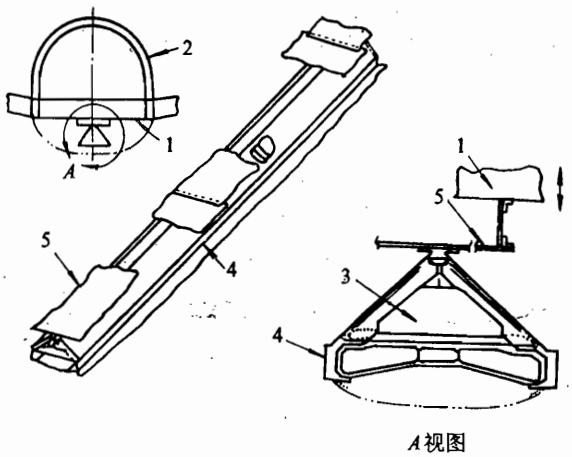


图 6.57　某旅客机下部有大开口时的加强设计

1— 机翼翼盒　2— 机身框　3— 抗扭盒

4— 龙骨梁缘条　5— 通气装置隔板

3. 歼击机前段机身大开口加强

图 3.76 所示为某歼击机的前段。上部为驾驶员座舱并带有可弹射的座舱盖；前下部因收藏前落架而布置有舱段，并有开口；在它的上部为设备舱，有不受力舱盖。因此该段机身的上、下部均为大开口。机身中间用设备舱底板和驾驶舱地板把机身分隔成上、下两部分。由于上、下都没有蒙皮，因此当框的下部受到起落架的侧向力 P_z 时，只能由座舱地板承受，由 P_z 引起的机身扭矩只能由左、右进气道的两个内侧壁以参差弯曲形式受扭，向中机身传递过去。为此，在设计地板和进气道内侧壁时，必须考虑这些载荷。该歼击机在选择结构受力型式时充分考虑到这些情况，加之机身前段的总体载荷不是很大，因此此段机身采用了比较适宜于开口的桁梁式机身，桁梁靠近上、下开口的两侧，没有被打断，因此从机身受弯矩而言，不需要另行加强。

小　结

至此，我们已对机翼、机身的结构设计作了相当多的论述，在此基础上，对照机翼，把机身的结构设计特点作一小结。

(1) 外载特点：

机翼的主要外载为分布气动载荷。

机身的主要外载是各部件从连接点传来的集中力以及机身内部装载传来的集中力和分布力。

(2) 外形特点：

机翼是一个厚度很薄的流线体，不仅翼剖面的尺寸相对于翼展要小得多，而且翼剖面的高度尺寸比弦长也小得多。

机身是一个不太薄的流线体。机身的高度方向尺寸与宽度方向尺寸差不多。

(3) 纵向构件与横向构件的比较：

机翼主要弯矩为 M_x，且承受此弯矩的结构高度很小，故机翼纵向构件占机翼结构总重比例较大；横向构件翼肋所占的比例较小。

机身两个方向的弯矩 M_y 与 M_x 属同一数量级，且机身截面一般接近圆形，结构高度也较大，故机身纵向受力构件的比例小于机翼纵向受力构件的比例。由于机身上集中力外载较多，故机身加强框多，机身横向构件占机身总结构重量的比例较大。

(4) 加强框设计的重要性很突出：

机身加强框的数目多，重量大。一个歼击机的机翼-机身对接框的重量可为几十公斤到一百多公斤；而且它往往是疲劳和损伤容限设计的关键件，要十分重视细节设计；加之加强框受到的外载和内形限制又多种多样，因此如何在各种具体条件下设计好加强框的结构，是一个既有难度，又很有意义的工作。一个加强框设计得好，在保证结构使用安全、可靠的情况下，甚至可能使框重量减轻几十公斤，因此必须十分重视加强框的设计。

(5) 结构打样设计的重点不同：

机翼由于开口较少，集中外载较少，故机翼结构打样设计时的重点在于选择机翼结构合理的受力型式。

机身由于开口多、集中外载多，故结构打样设计时的重点在于合理地布置好机身的主要受力构件。本章自 6.4～6.7 节即针对机身上的各个方向的集中力 —如机翼、尾翼、发动机、起落架等部件与机身的连接接头传来的 x、y、z 向的集中力和有关力矩的作用下，如何布置机身的主要受力构件进行了讨论，并且对各种情况下开口区的结构布局也进行了不少讨论，其中一些原则对于其他结构传来的力是同样适用的，读者可对此自行总结出一些规律，此处不再作详细阐述。

思 考 题

1. 比较腹板框、环形刚框和球面框各自的结构形式、主要用途、受载特点和组成框的各零构件的受力特点。初步掌握各类框设计时应考虑的一些原则。

2. 为什么在实际机身结构中有不少是采用组合式框？请举 1～2 个例子说明其原因。

3. 机身为何采用设计分离面？它一般安排在什么位置，为什么？设计分离面的接头和接头附近的机身结构应如何设计较为合理？

4. 总结一下如果要对一环形刚框实现等强度设计时，可采用些什么办法？

5. 如果前起落架上除 P_y 外还同时有较大的 P_x 力时，为承受、传递该 x 向载荷，需布置纵向受力构件，该构件是往前向机头方向布置？还是向后、往机身中段方向布置？为什么？

6. 运-10 和轰-5 飞机机身中段下方均有大开口，它们的补强方法有何异同？为什么？(运-10 机身为双闭室盒段，轰-5 机身为单闭室盒段)。

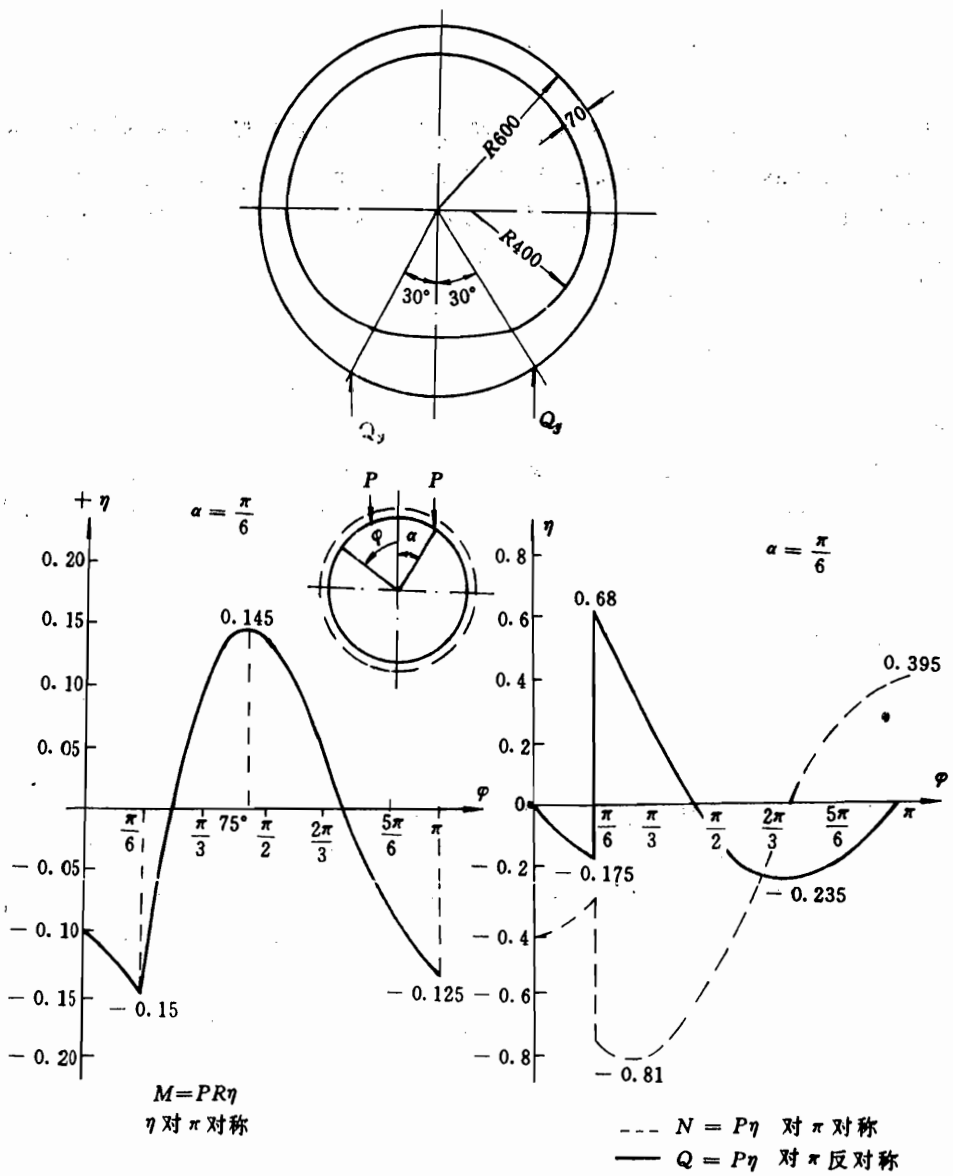
7. 增压座舱的球面框与机身壳体结构之间是否必须用一很强的加强环将它们连接起来？为什么？连接处以及加强环的剖面形状如何设计较为合理？

8. 比较歼-6、歼-7、U-2、运-10、轰-5等各飞机实物的机翼-机身对接形式有何不同？试分析这样设计的原因和优、缺点。

9. 随着飞机飞行速度的增大，机翼较多用厚蒙皮多腹板式机翼，但与之相类似的硬壳式机身并没相应地增多使用，为什么？

习　题

1. 试初步设计一环形加强框。已知框的外形尺寸 $R = 600$ mm，由于安装发动机的要求，框的内形尺寸限制如题图 6.1 所示。外载 $Q_y = 350$ kN。



题图　6.1

(i) 按环形框假设，求出该框的 M、N、Q 三个内力图。

(ii) 根据内力分布情况，合理设计该环形框：自行选择材料，并根据材料性能确定框的缘条面积、框板厚度(设不允许框板出现剪切失稳)、构造形式(整体锻造?铆接组合式)及内部的支柱布置等。

材料：LC4：$\sigma_b = 550$ MPa；受压区可近似取 $\sigma_{cr} = \sigma_T = 520$ MPa。

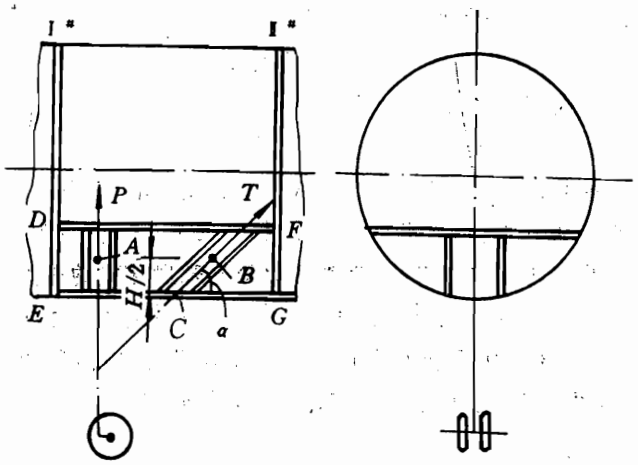
LY12：$\sigma_b = 420$ MPa；受压区可近似取 $\sigma_{cr} = \sigma_T = 390$ MPa。

2. 某旅客机前起落架与机身两侧壁相连(题图 6.2)。侧壁上方与下方通过某加强型材分别与地板、蒙皮相连；侧壁的前后与加强框相连；地板到加强框 Ⅰ* 后，即不再向后布置。求

(i) 合理确定侧壁本身及它与机身其他结构连接关系的简化模型。

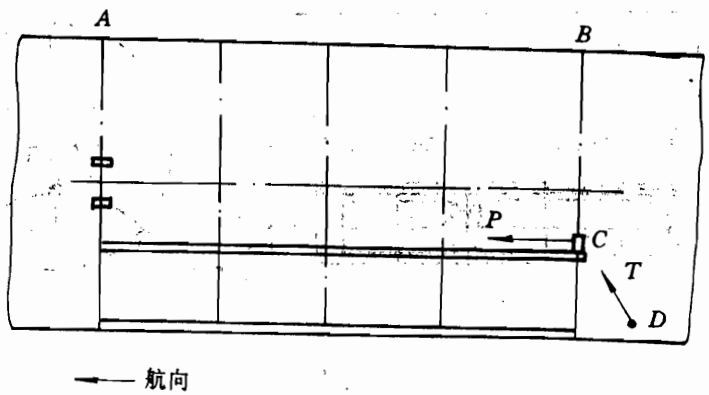
(ii) 现在 A 点作用一垂直力 P，在 B 点作用有 T 力，$\alpha = 45°$。求侧壁各元件(板和加强型材、连接型材)的受力平衡图和杆元的内力分布图，并将其表示在总图上。

已知 $DE = H$，$EG = L$，$EC = CG = L/2$，A、B 点在 y 向均位于侧壁的 $H/2$ 高度上。



题图 6.2

3. 题图 6.3 所示为一歼击机机身中段。已知机翼与机身用前、主两接头相连，主接头在后，即位于框 A 上。现已知 A、B 框之间的机身下方布置有纵向短梁，发动机推力接头 C 即位于短梁后上方(B 框处)。

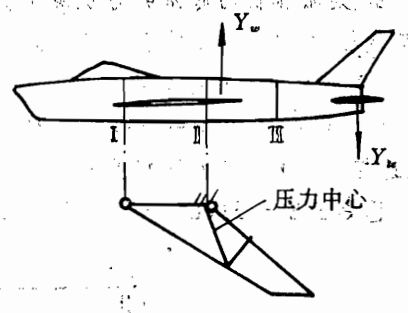


题图 6.3

(i) 问为将推力 P 传给机身结构，除短梁外，机身上还应布置哪些加强构件？画出各有关构件（包括短梁）的力平衡图。

(ii) 在 B 框附近的 D 点上，还作用有机身减速板传来的力 T。若为了能综合利用上述已布置的加强构件将此力传给机身结构，应如何完善 D 点附近结构的局部设计（例如：需要布置些什么形式的连接接头，需布置哪些集中力扩散件等），请在图上表示清楚。

4. 某战斗机的机翼与机身的连接如下：前梁在 Ⅰ 框处与机身铰接；主梁在 Ⅱ 框与机身固接；后梁铰接于主梁上，而与机身无直接连接（题图 6.4）。现因主梁后掠 20°，因此为了传递由此引起的主梁的分弯矩 M_x，在机身侧边需布置侧加强板。



题图 6.4

(i) 试分析把侧加强板布置在 Ⅰ、Ⅱ 框之间（即主梁接头之前）或主梁接头之后的 Ⅱ、Ⅲ 框之间两种情况下，Ⅰ、Ⅱ 框或 Ⅱ、Ⅲ 框因 M_x 而受的载荷有何不同？画出侧加强板和有关框的力平衡图。

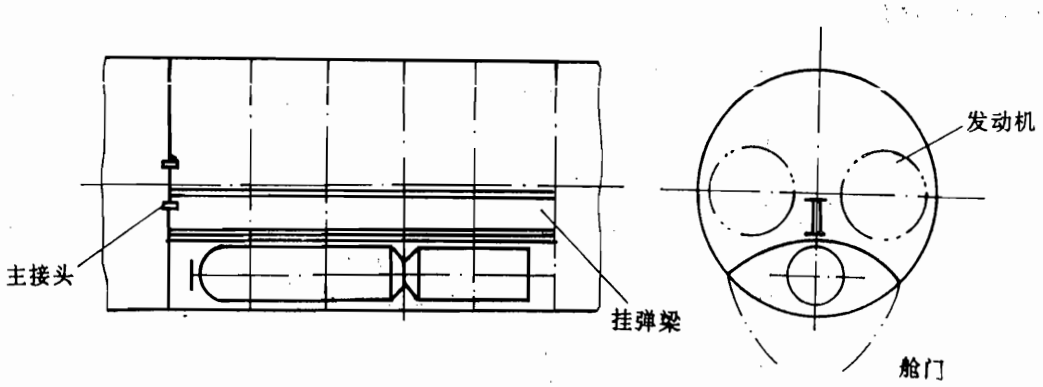
(ii) 现假设飞机作正过载平直飞行，机翼升力 Y_w 向上，压力中心位于主梁接头之后（在 x 轴方向），平尾的平衡升力 Y_w 向下。试结合机身总体受载情况分析，两种方案下，机身盒段受力情况有何不同？你认为哪种更有利？为什么？

5. 观察歼-6 六前机身结构，画出机头到 11 框之间的机身受力型式和受力构件布置简图。结合前机身上、下大开口的设计要求，分析为何此处要采用这样的受力型式和受力构件布置。

6. 画出歼-7 机身主要受力构件布置图，并简要说明这样布置构件的原因。

7. 观察运-10 机机身登机门和右下货舱门的开口附近结构，用图表示出此处的开口附近结构采用什么方法加强？若机身上有 M_x 和 M_x 两种力矩作用，请画出开口区各有关构件的分离体力平衡图。

8. 设某强击机机身中段下方挂有炸弹，炸弹悬挂于挂弹梁上。为投弹需要，在机身腹部开有两炸弹舱门。炸弹舱上方为发动机舱。现已知因垂尾上侧向载荷 P_z 的作用，该段机身上有总体内力：弯矩 M_y、剪力 Q_z 和扭矩 $M_t(M_x)$，那么在此开口处，机身结构应如何加强？该段机身结构为桁条式（题图 6.5）。



题图 6.5

第七章　飞机复合材料结构设计

7.1　概　　论

一、引言

复合材料是一种各向异性材料，它由两种或多种性质不同的材料组成。主要组分是增强材料与基体材料，即由细丝、纱线或绒纤形式的增强纤维裹埋于树脂、金属或陶瓷基体中构成。在20世纪40年代开发研制出了玻璃纤维-聚酯复合材料，并逐步用于民用工业中。至60年代初，硼纤维的出现开创了新一代的复合材料。目前，如硼和碳(或石墨)，这些高弹性模量连续纤维制作的复合材料被称之为先进复合材料，并因其独特的性能被评定为最有发展前途的材料。飞机和宇航飞行器均为对重量要求极为敏感的结构，对于这些结构，复合材料无疑是一种理想的结构材料，并正在得到越来越广泛的应用。

总地说纤维增强复合材料有多种类型。用连续纤维增强的有层压结构和编织结构。层压结构有单向层压结构和多向层压结构。筒形容器常使用的缠绕结构，可看作层压结构的一种特殊情况。编织结构则有二维编织(有编织、针织两种)和三维编织。此外还有用短切纤维增强制作的模压件。基体材料则有树脂、金属、陶瓷等材料。根据目前飞机结构中的应用情况，本书以下内容仅介绍由高性能连续纤维和树脂基体组成的复合材料层压结构，其他的暂不作论述。以下所指复合材料均是指这种复合材料，不再另加说明。

二、复合材料的组成和性能特点

复合材料是在均质的基体中嵌入小直径(大约为6～10 μm)的高强度、高弹性模量(刚性)纤维组成的(如图7.1所示)，这样就构成了一种各向异性材料，其机械和结构特性随方向而发生变化。纤维起增强作用，提供纤维轴向的拉伸强度和拉伸模量，并在树脂的支持下提供纤维轴向的压缩强度和压缩模量。树脂除了起支持和保护纤维、固定纤维分布、维持一定形状的作用外，还提供垂直于纤维轴向的拉压强度和模量以及剪切强度和模量，同时还参与纤维间局部载荷的传递过程。

复合材料有如下性能特点：

1. 各向异性

由复合材料的构成可知，单向复合材料的纵向强度和模量主要取决于增强纤维的机械性能；横向及剪切强度和模量则主要取决于树脂的性能(确切地说，还取决于纤维和树脂间的界面特性)。在工程应用中，一般都选用比强度、比模量均很高的纤维作为增强纤维，而目前可供选作为基体的树脂之强度和模量相对于纤维来讲均很低。所以单向复合材料一般具有很高的纵向拉压模量和强度，很低的横向及剪切模量和强度；加之纤维和树脂的热膨胀性能也有很大差别，所以单向复合材料在机械性能和热膨胀性能方面均表现出高度的正交各向异性(有三个

相互垂直的弹性对称面)。

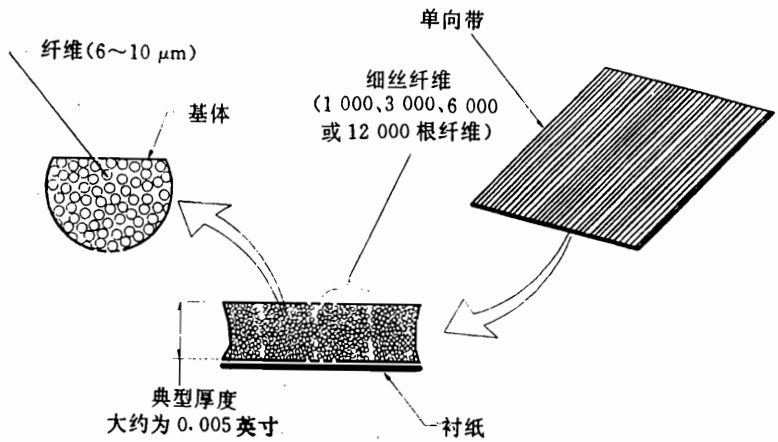


图 7.1　复合材料的组成

0.005 英寸 = 0.127 mm

2. 高的比强度和比模量

材料的比强度和比模量是材料性能的重要指标。高的比强度、比模量可使结构大幅度减小重量。单向复合材料与常用金属材料的性能比较见表 7.1。

表 7.1　几种结构材料性能比较

性能 / 材料	拉伸强度 MPa	拉伸模量 GPa	比强度 MPa/(g/cm³)	比模量 GPa/(g/cm³)	密度 g/cm³
铝合金	393	72.0	141.3	25.9	2.78
钢(结构用)	413	206.0	52.6	26.3	7.85
钛合金	712	116.7	157.5	25.8	4.52
玻璃纤维 / 聚酯复合材料	1 245	48.2	623.0	24.1	2.0
高强度碳纤维 / 环氧复合材料	1 471	137.3	1 014.0	94.7	1.45
高模量碳纤维 / 环氧复合材料	1 049	235.0	656.0	146.9	1.60
有机纤维 / 环氧复合材料	1 373	78.4	981.0	56.0	1.40

3. 材料性能的可设计性

复合材料可选用不同的增强纤维和基体材料获得不同的单向复合材料。更重要的是,工程上应用的复合材料结构可由若干层不同铺向角或相同铺向角的单层(称铺层,层压板中的最基本单元)加热加压叠合而成,故在层压板面内及厚度方向上都具有各向异性和非均质的特点。因此层压板利用其组成铺层不同的铺向角和铺层比(层压板中具有相同铺向角的铺层数占总层数的比例)的铺层组合,可以获得满足不同的面内刚度、强度要求的层压板;利用不同铺向角、铺层比和铺层顺序的组合可以得到具有不同弯、扭刚度和强度的层压板。因此显然复合材

料结构的设计、分析、计算要比各向同性材料复杂。但是正由于不同的组合方式可得到不同的性能特点，因此复合材料具有可设计性，可使复合材料结构有可能按结构载荷特点更好地达到优化设计，从而使设计的结构有更高的结构效率，重量很轻。

4. 良好的抗疲劳性能

纤维复合材料中存在着不同的相与界面，这些不同的相与界面能减缓和阻止裂纹进一步扩展，从而推迟疲劳破坏的发生。复合材料如果要发生疲劳破坏，事先也有明显的预兆，不像金属材料那样是突发的。

5. 成型工艺性好

复合材料成型工艺的最大特点是容易成型任意型面的零件；可成型出共固化乃至整体式的结构，且工序少，时间短，产品更新快，有利于降低制造成本，同时还可减少零件和紧固件的数量，提高结构承载能力。

6. 良好的尺寸稳定性

碳纤维的热膨胀系数几乎等于零，而且热膨胀系数是可调整的。如卫星的外表面结构在面向太阳和背向太阳时，温度可变化数百度，当采用热膨胀系数接近零的复合材料时就具有良好的尺寸稳定性。

7. 层间强度低

复合材料也有弱点，主要表现在层间承载能力低，层与层之间仅仅靠层间界面承载，层间一旦破坏即导致层间分层，使复合材料可能提前失效。

8. 原材料成本较高

目前，组成先进复合材料的增强纤维相当昂贵，因此设计人员必须仔细估价成本，并寻求降低原材料、制造、检验和修理成本的途径。

三、复合材料在航空结构中的应用情况

由于先进复合材料具有显著的减重效益，所以不少先进国家的飞机公司和航空研究机构都投入了大量的人力、物力开展采用复合结构件的研制计划。是否采用复合材料、其用量的多少以及应用水平(是否应用于主受力结构以及设计许用值的水平等)已成为衡量新机设计先进性的指标之一。一般说，先进复合材料在民用飞机上的采用普遍落后于军用飞机，其原因主要是商用飞机制造厂家更为重视成本费用，使用的安全性较之军机更为关键等。但随着军用飞机采用复合材料结构件的经验不断积累和成熟，在民机研制中也已越来越多地采用复合材料。图 7.2 所示是在一些先进商用运输机和战斗机的结构上使用复合材料的情况。可以肯定，飞机结构中复合材料的广泛应用已经和将要进一步促使飞机设计技术、强度分析方法以及制造工艺发生重大变化。

下面分几个方面来介绍复合材料在飞机结构中的应用情况。

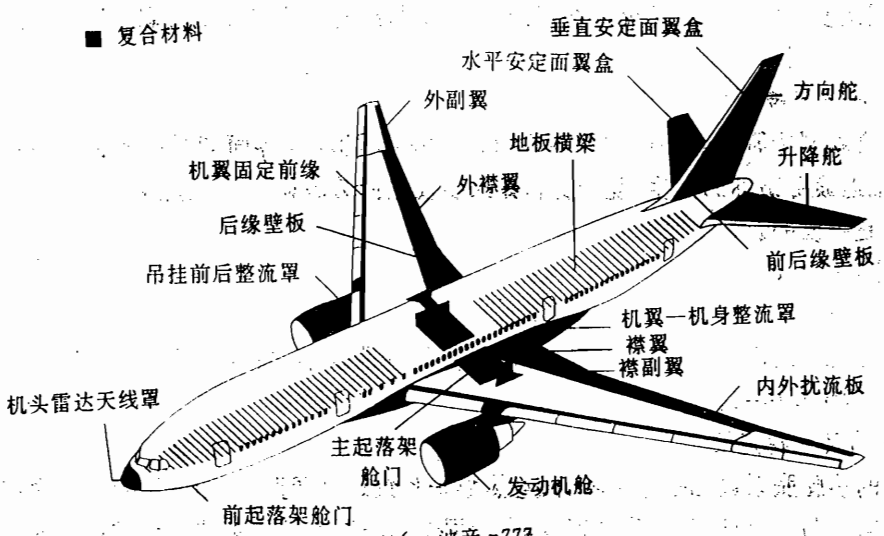
1. 按使用阶段分

按使用复合材料的构件之受载严重程度和重要程度看，大致可分为三个阶段：

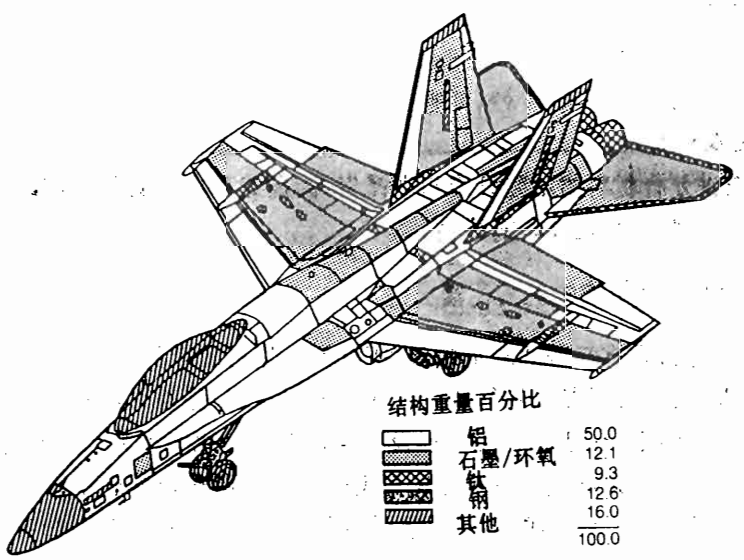
第一阶段是应用于受载不大的简单零部件，如各类口盖、舵面、阻力板、起落架舱门等。对于这类结构件，据统计可减重 20% 左右。

第二阶段是应用于承力大的和主受力结构部件，如安定面、全动平尾、机翼等，据估计约可减重 30%。

第三阶段是应用于复杂受力部位，如机身、中央翼盒等，据估计约可减重30%。



(a) 波音-777



(b) F-18

图 7.2　复合材料在波音-777和F-18上的应用

在美国，60年代开始了复合材料的发展阶段(理论研究和试验、试用研究阶段)；70年代初期进入应用阶段，在F-14飞机研制中首次采用先进复合材料平尾。图7.3示出了美国在战斗机上应用复合材料的进展情况。

我国航空界于1978年在强-5型飞机的进气道侧壁部位试用碳纤-玻璃纤维混杂复合材料层压结构取得了初步的成功。从80年代初期开始即组织力量大力开展先进复合材料在飞机结构中的应用研究。十余年来，已先后研制成功了多种型号军用机的碳/环氧复合材料垂直安定面、方向舵、全动平尾和机翼受力盒段的壁板，并在新设计的某型飞机中首次直接采用复合材料设计垂尾。在民机上也正逐步开展应用研究。围绕这些型号研究，很多单位开展了大量的理

论研究和试验验证等工作。这些都标志着我国航空工业也已进入发展和试用复合材料的时期。

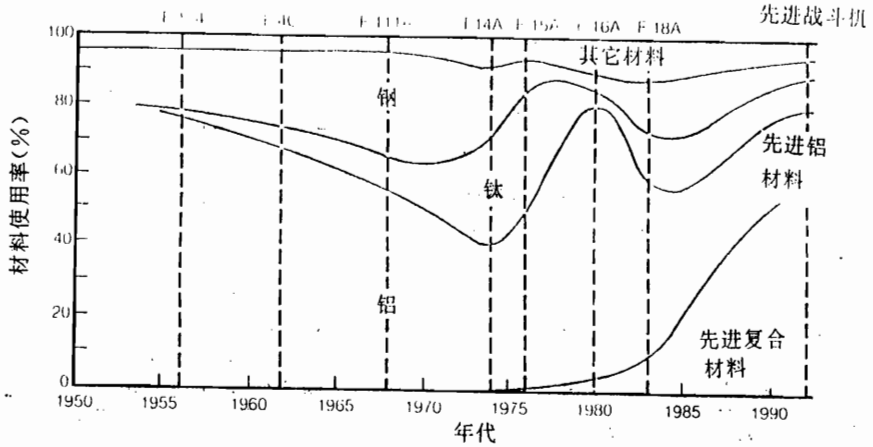


图 7.3　复合材料在战斗机上的使用进展情况

2. 按结构特点分

按结构特点可分为下列几种情况：

(1) 翼面的受力壁板。这类结构件的受力虽较大，但情况比较简单，其弦向、展向和垂直于翼面方向载荷的数值差别较大，故可充分利用复合材料正交异性的特点，获得显著的减重效益。

(2) 内部结构件。梁、肋、隔框等内部结构件可以采用层压结构；也可采用夹层结构；当结构件形状不规则，而且受力情况复杂不易利用复合材料各向异性特点时，可以采用短纤维增强复合材料模压件。

(3) 杆件。例如拉杆、连杆、扭力管等，这类零件往往强度、刚度要求高而尺寸受空间限制；同时，其受力方式主要是轴向拉、压或扭转，故采用纤维增强复合材料是很有利的。

(4) 其他受力构件。如减速板、舱门等。A-37飞机上还采用了石墨/环氧的起落架侧撑杆和扭力臂以及硼/环氧的主起落架轮毂。

(5) 作为已有结构的补强材料。例如美国的C-130飞机的中翼受力盒段，为了提高机翼蒙皮的强度和疲劳寿命，采用了硼/树脂复合材料补强，将64层硼/树脂铺层粘接于原来的金属长桁和蒙皮上，使补强后的翼盒使用寿命增加一倍。

表 7.2 和 7.3 分别介绍复合材料在军机和民机上的一些应用实例。

表 7.2　复合材料在军机上的应用示例

机　型	应用年代	部　件	材　料	制造厂商	减重(%)
F-14A	1970	平尾	硼/环氧	格鲁门	9
F-15	1975	平尾，垂尾，减速板	石墨/环氧	麦　道	22
F-16	1976	平尾，垂尾	石墨/环氧	通用动力	
F-18	1978	平尾，垂尾，机身腹部，机翼蒙皮，操纵面，减速板	石墨/环氧	诺斯洛普	

续　表

机　型	应用年代	部　件	材　料	制造厂商	减重(%)
AV-8B	1979	机翼，平尾，前机身，方向舵，副翼，襟翼，发动机舱门	石墨/环氧	麦道	24.5
V-22		机翼，机身(占机身50%结构重量)，尾翼梁			
超幻影4000	1979	垂尾，前翼，襟副翼	石墨/环氧	达索－布雷盖	＞25
××机▲	1985	垂直安定面壁板	碳/环氧	沈飞	
××机▲	1985	垂直安定面	碳/环氧	南飞	
××机▲	1990	全动平尾	碳/环氧	成飞	
××机▲	1995	机翼壁板	碳/双马		

▲为老机试用

表 7.3　复合材料在民机上的应用示例

机　型	部　件	材　料	制造商	减重(%)
波音-727	升降舵	石墨/环氧	波音	25.6
波音-737	平尾，垂尾	石墨/环氧	波音	27.1，24
波音-747SP	外侧副翼	石墨/环氧	波音	26
	地板	石墨/环氧		32
	进气道外整流罩	石墨/环氧		38
波音-777	尾翼，副翼，扰流片，发动机舱，起落架舱门		波音	
DC-10	垂直安定面	石墨/环氧	麦道	20.2
	方向舵	石墨/环氧		26.8
L-1011▲	副翼	石墨/环氧	洛克希德	26.3
	垂直安定面	石墨/环氧		27.9
A-320 A-330	平尾，垂尾，襟翼		国际合作	22.0

▲为老机试用

3. 按使用的复合材料种类分

(1) 采用单一类型的复合材料。如全部构件都采用碳/环氧复合材料；或者一部分构件采用碳/环氧复合材料，另一部分构件采用芳纶/环氧复合材料。

(2) 采用混杂复合材料。常用的有在碳/环氧复合材料中混杂少量的玻璃纤维以改善其抗冲击性能，或者在玻璃/环氧中增用少量的碳纤以提高复合材料构件的刚度。

四、复合材料结构的设计步骤和设计内容

复合材料结构设计与常规的金属结构设计一样，也是一个选用不同材料综合各种设计（包括层压板铺层设计、结构元件设计、连接设计、细节设计等）的反复过程。在设计过程中必须考虑的一些主要因素有：结构重量、产品成本、制造工艺、结构质量控制、设计和使用经验等。其设计步骤和相应的设计内容有的与金属结构相同，因此，本节将只对复合材料结构设计中的一些特殊问题加以必要的讨论。

设计工作大致分为如下三个步骤：

1. 明确设计条件

（1）对结构的性能要求：主要要求结构在所受载荷条件下，在使用寿命期间或检查周期内飞机安全可靠。能满足使用、维护要求，并能有效地隔绝外界环境，保护内部装载、结构。通常对军用飞机来说，在保证性能要求前提下，飞机结构重量轻是第一位的要求；而对民用飞机，则需综合考虑结构重量轻和飞机经济性好两个要求。

（2）载荷情况：包括所设计结构承受的静载荷、动载荷。动载荷又分为冲击载荷和交变载荷。前者为碰撞引起的载荷，这种载荷较易对复合材料造成损伤，尤其是低能量冲击，易引起不易觉察的严重后果，因此对这类载荷作用部位的结构，设计时要特别注意。交变载荷为周期性变化的载荷，在这种载荷作用下结构应具有需要的疲劳强度和寿命，但总的说复合材料的疲劳特性比金属的好（见图 7.32）。

（3）环境条件：根据新设计结构在使用中可能遇到的各种情况来确定结构的环境条件，要确保结构在这些环境条件下正常地工作。环境条件一般包括力学条件（如载荷、振动等）和大气、气象及其他物理、化学环境。考虑到复合材料中的环氧树脂基体强度低，为有机材料，因此与金属相比，更应考虑以下各因素对复合材料产生老化、侵蚀和降低强度、刚度等影响。如温度（高温、低温）、湿度、雨雪、阳光（紫外线幅射）、冰雹和外来物撞击、雷电、风沙、尘埃、海洋环境的盐雾和高湿度等。其他还有溶剂和化学品影响以及核暴露的环境影响。这些环境因素构成的环境条件将对复合材料的性能产生影响，尤其是温度和湿度的共同作用影响更大，在设计中要注意他们的影响程度以及对雷电的防护设计。

（4）工艺条件：复合材料构件的制造工艺与金属构件有很大的差别。对于连续纤维增强复合材料的层压结构构件，其原材料往往采用各种规格的预浸料，应用模具，通过热压罐或其他设备进行热压固化成形。所谓预浸料有单向预浸料和织物预浸料。单向预浸料是靠树脂将纤维粘结成片状的一种中间材料（见图 7.1）。当只有经向纤维时称之为无纬布（或无纬带），航空产品习惯采用固化后单层厚度为 0.125 mm 和 0.150 mm 两种。织物预浸料是先将纤维按一定比例分配经纬向，编织成平纹、缎纹、斜纹等各种织物后，在其上涂浸树脂而成。这些预浸料构成了层压板的最基本单元，在层压板中称为一层“铺层”。复合材料零构件的机械加工以及零构件间的连接装配亦具有自己的特点。此外制成件在生产和使用过程中可能碰到各种意外的损伤，需要进行必要的修补。所以复合材料构件的工艺条件包括了预浸料制作、固化成形、装配和修补等几个方面的工艺条件。根据这些条件，在结构设计中应使结构具有良好的预浸料工艺性、固化成形工艺性、装配工艺性和修补工艺性。

2. 材料设计

材料设计包括组分材料的选用、铺层性能的确定以及层压板设计。

3. 结构设计

包括结构型式的确定、结构元件设计、结构细节设计、连接设计等。

关于2、3两部分内容将在后面几节中详细讨论。

在上述的材料设计和结构设计过程中都要涉及到应力、应变与失效分析，以确保结构满足规定的强度与刚度要求。需要特别注意的是，由于复合材料性能上的特点，在复合材料结构设计时也有其不同特点。

(1) 复合材料的结构设计与材料设计同时或交错进行。一般说，常规的金属结构设计是先按材料部门提供的性能数据选择所需金属材料的牌号与规格，然后再进行具体的结构设计。而复合材料结构是材料与结构一次成形。材料(层压板)的机械性能也具有可设计性。所以复合材料结构设计是包含材料设计和结构设计在内的一种全新的结构设计概念和设计方法，给设计人员也提供了更大的活动范围。在结构设计时除了设计层压板的各参数、选择构件的构造型式、几何尺寸外，还要进行层板构形 —— 即根据构件形状确定各铺层如何走向等，还需不断推出复合材料飞机结构的新的结构构形或新的概念 —— 如编织结构、格栅结构等等。

(2) 复合材料由不同的铺层组成，因为层压板中每个铺层的弹性模量取决于该层纤维相对于载荷方向的取向，所以承载时，每一层的应力大小不同。因此，复合材料结构设计时一般不是取许用应力为设计限制值，而是取某许用应变值作为设计限制值。如当层压板受面内拉、压、剪时，只要层压板未失效，层压板中各铺层的应变应一致，这样取许用应变作为设计限制值更便于控制。

图7.4表明了复合材料结构的设计流程。

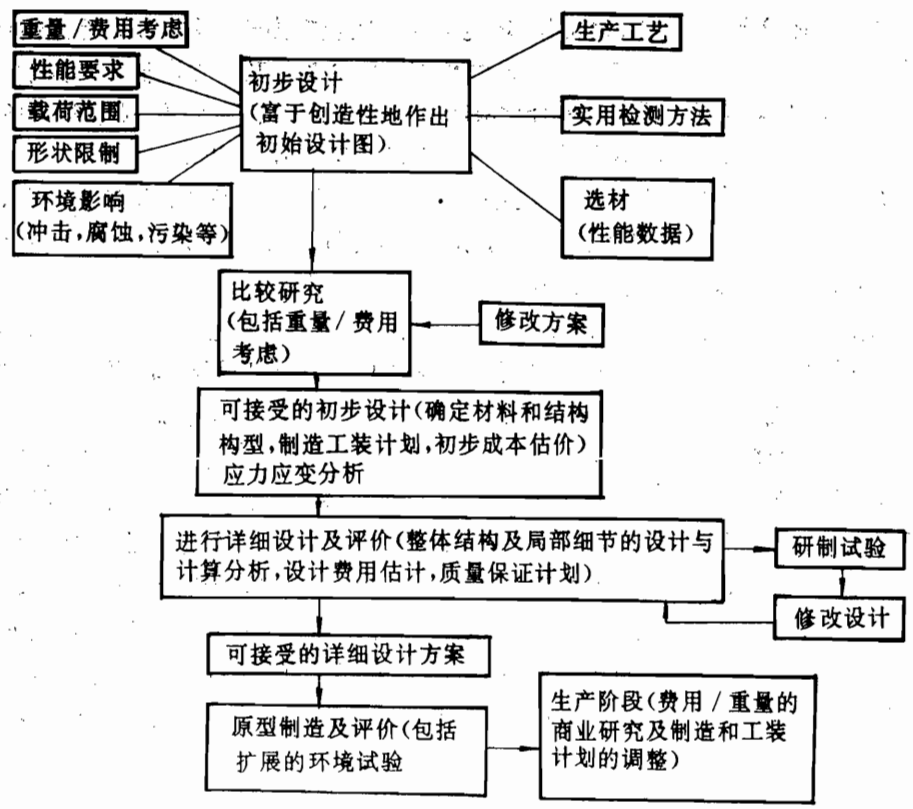


图 7.4　复合材料设计流程

7.2 复合材料力学有关基础知识

树脂基连续纤维增强复合材料层压板的力学性能、应力-应变分析以及失效判据等已在前期课程“复合材料力学”课中作了详细介绍。为了便于读者理解和掌握复合材料结构的设计原理和设计方法，现将复合材料力学中有关的基础知识在本节中作一概述。

一、名词术语与层压板表示方法

1. 名词术语

(1) 各向同性：材料性能与方向无关的一种特性。

(2) 各向异性：材料性能因方向不同而改变的一种特性。

(3) 正交各向异性：材料具有三个互相垂直的弹性对称平面的特性，这些平面的法线方向称为材料主方向。

(4) 横向各向同性：具有正交各向异性特性的材料，若有一个各向同性平面时，称之为横向各向同性。单向复合材料即具有此种特性。

(5) 耦合：一种外力引起与其不对应的基本变形的效应称为耦合。

(6) 拉剪耦合、拉弯耦合、弯扭耦合：分别指由正应力引起剪应变的耦合；由正应力引起弯曲应变的耦合；由弯矩引起扭转应变的耦合，三者均为各向异性材料所特有。

(7) 正轴：与材料主方向重合的参考坐标轴。

(8) 偏轴：与材料主方向不重合，有一个偏转角 θ 的参考坐标轴。

(9) 铺层：复合材料制件中一层单向带或织物称为一个铺层，是复合材料制件中一个最基本单元。

(10) 层压板：由单向或多向铺层压制而成的复合材料板。

(11) 铺向角(铺层角)：每一铺层的纤维方向与制件参考坐标 x 轴之间的夹角，由 x 轴到纤维方向逆时针旋转为正(图 7.5)。

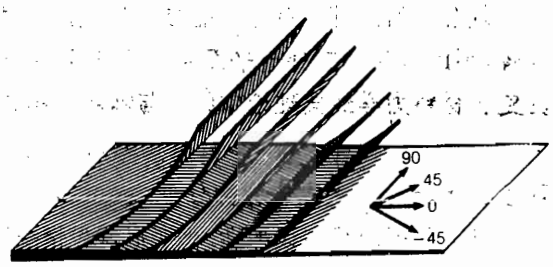


图 7.5 铺层的铺向角取向

(12) 铺层组：一组具有相同铺层角的连续铺层。

(13) 铺层顺序：铺贴中具有各种不同铺向角的铺层的排列次序。

(14) 子层压板：在层压板内一个多次重复的多向铺层组合。

(15) 对称层压板：全部铺层及其各种特性和参数相对于板的几何中面对称的层压板。

(16) 均衡层压板：铺层的各种特性和参数相同，铺向角为 $+\theta$ 和 $-\theta$ 的铺层数相等的层压板。

(17) 均衡对称层压板：既均衡又对称的层压板。

(18) 正交层压板：只有 0° 和 90° 铺层的双向层压板。

(19) 斜交层压板：只含有 $+\theta$ 角与 $-\theta$ 角铺层的双向层压板。

(20) 准各向同性板：面内各个方向的弹性常数相同的对称层压板。

(21) $\pi/4$ 层压板：具有四个铺层方向，彼此相隔 45°(即 $\pi/4$)，且各铺层组可具有任意厚度的对称层压板。

(22) 一般层压板：主要是指非对称层压板，还可以包括有不同层板组成的组合式层压板，或有不同铺层材料组成的混合式层压板。

(23) 层间应力：除层板的三个面内应力分量外，沿两个铺层之间的界面上产生的、与厚度方向有关的三个应力分量 τ_{xz}、τ_{zy}、σ_z。其中两个剪切分量称层间剪应力，也称横向剪应力。

(24) 失效准则：复杂应力-应变状态下，材料失效的判据。

(25) 许用值：计算中允许采用的材料性能值。由一定的试验数据确定。

(26) 强度比：材料的强度极限与结构所受对应应力之比。

2. 层压板的表示法

(1) 一般层压板：每一铺层的方向用纤维与 x 轴的夹角示出，彼此用"/"分开，全部用[ ]括上，并按由下而上或由贴膜面向外的顺序写出，如[0/45/30/ − 45/90]。

(2) 对称层压板：只写出一半，括号外加下标 s。若为奇数层，对称中面铺层上加顶标"−"。如[0/90]，或[0/ ± 45/ $\bar{90}$]，。

(3) 具有连续重复铺层时，连续铺层的层数用数字下标示出，如[0_2/ ± 45/90]，。

(4) 由多个子层板构成时，子层板重复数用数字下标示出，如[0/90]$_3$。

(5) 由织物铺成的层压板：织物的经纬方向用：( )"示出，如[(± 45)/(0, 90)]，。

(6) 混杂复合材料层压板：分别用下标表示。C：碳纤维；K：芳纶纤维；G：玻璃纤维。如[0_G/ ± 45_G]，。

(7) 夹层板：用 C 表示夹芯，下标数字表示夹芯厚度的毫米数，面板铺层表示法同前，如[0/90/C_2]，。

二、单向层压板和铺层的刚度与强度

复合材料的基本单元是铺层。它的刚度与强度分析是层压板刚度与强度分析的基础。铺层很薄，因此可认为它处于平面应力状态。而层压板由于其厚度相对于板的其他尺寸较小，因此在复合材料力学经典理论中将它与铺层一样处理，按平面应力状态进行分析。即认为

$$\sigma_z = \tau_{yz} = \tau_{xz} = 0 \tag{7.1}$$

只考虑 σ_x、σ_y、τ_{xy} 等面内应力分量。

以下分析均是在线弹性、小变形假设情况下进行。铺层的正轴刚度与各基本强度通常用单向层压板测试而得。

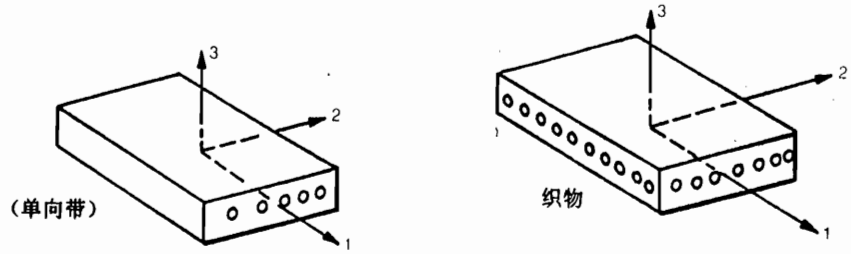
1. 单向层压板的正轴应力-应变关系式

当板的参考坐标系 xyz 正好与单向层压板的主方向 1、2、3 一致时称为正轴(一般约定 1 轴为刚度较大的主方向，3 轴为垂直于层压板平面的轴向 —— 见图 7.6)。

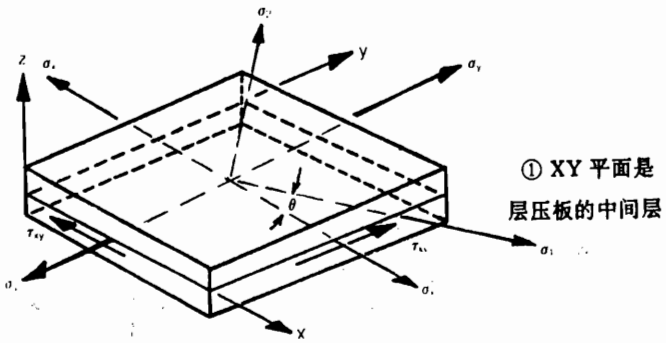
因单向复合材料既为正交各向异性，且为横向各向同性，由弹性力学可得其应力-应变关系式如下：

$$\begin{bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \tau_{12}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}Q_{11} & Q_{12} & 0\\ Q_{21} & Q_{22} & 0\\ 0 & 0 & Q_{66}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\varepsilon_1\\ \varepsilon_2\\ \gamma_{12}\end{bmatrix} \tag{7.2}$$

Q_{ij} 为正轴状态下的平面应力模量分量，$(i, j = 1, 2, 6)$。



（a）单向带和织物的板材或材料的座标轴



（b）层板及层压板的坐标和应力

图 7.6　复合材料坐标轴的定义

当用柔量分量表示时，上式可改写为

$$\begin{bmatrix}\varepsilon_1\\ \varepsilon_2\\ \gamma_{12}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}S_{11} & S_{12} & 0\\ S_{21} & S_{22} & 0\\ 0 & 0 & S_{66}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \tau_{12}\end{bmatrix} \tag{7.3}$$

式中 $Q_{12}=Q_{21}$，$S_{12}=S_{21}$。

2. 单向层压板的正轴刚度

Q_{ij} 与 S_{ij} 表述了单向层压板在平面应力状态下的正轴刚度。此外也可用正轴工程弹性常数来表述正轴刚度。正轴工程弹性常数有以下几项：纵向弹性模量 E_1、横向弹性模量 E_2、纵向泊松比 ν_1、横向泊松比 ν_2、纵横剪切弹性模量 G_{12}，其中 $E_1/E_2=\nu_1/\nu_2$，它们均由试验测得。模量或柔量分量与工程弹性常数的关系如下：

$$\begin{aligned}E_1&=Q_{11}/m=1/S_{11}\\ E_2&=Q_{22}/m=1/S_{22}\\ \nu_1&=Q_{21}/Q_{22}=-S_{21}/S_{11}\\ \nu_2&=Q_{12}/Q_{11}=-S_{12}/S_{22}\\ G_{12}&=Q_{66}=1/S_{66}\\ m&=(1-\nu_1\nu_2)^{-1}\end{aligned} \tag{7.4}$$

3. 单向层压板的偏轴应力-应变关系式和刚度

当单向层压板处于偏轴状态时，不再呈现正交各向异性，其应力-应变关系式如下

$$\begin{bmatrix}\sigma_x\\ \sigma_y\\ \tau_{xy}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16}\\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26}\\ \bar{Q}_{61} & \bar{Q}_{62} & \bar{Q}_{66}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\varepsilon_x\\ \varepsilon_y\\ \gamma_{xy}\end{bmatrix} \tag{7.5}$$

$\bar{Q}_{ij}$ 与 Q_{ij} 及铺向角 θ 有关，具体关系式如下：

$$\left.\begin{aligned}
\bar{Q}_{11}&=Q_{11}\cos^4\theta+2(Q_{12}+2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta+Q_{22}\sin^4\theta\\
\bar{Q}_{22}&=Q_{11}\sin^4\theta+2(Q_{12}+2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta+Q_{22}\cos^4\theta\\
\bar{Q}_{12}&=\bar{Q}_{21}=(Q_{11}+Q_{22}-4Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta+Q_{12}(\sin^2\theta+\cos^2\theta)\\
\bar{Q}_{66}&=(Q_{11}+Q_{22}-2Q_{12}-2Q_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta+Q_{66}(\sin^4\theta+\cos^4\theta)\\
\bar{Q}_{16}&=\bar{Q}_{61}=(Q_{11}-Q_{12}-2Q_{66})\sin\theta\cos^3\theta+(Q_{12}-Q_{22}+2Q_{66})\sin^3\theta\cos\theta\\
\bar{Q}_{26}&=\bar{Q}_{62}=(Q_{11}-Q_{12}-2Q_{66})\sin^3\theta\cos\theta+(Q_{12}-Q_{22}+2Q_{66})\sin\theta\cos^3\theta)
\end{aligned}\right\} \tag{7.6}$$

当用柔量分量表示时

$$\begin{bmatrix}\varepsilon_x\\ \varepsilon_y\\ \gamma_{xy}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16}\\ \bar{S}_{21} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26}\\ \bar{S}_{61} & \bar{S}_{62} & \bar{S}_{66}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\sigma_x\\ \sigma_y\\ \tau_{xy}\end{bmatrix} \tag{7.7}$$

并可得到偏轴的工程弹性常数，除了相应的 E_x、E_y、G_{xy}、ν_{yx}、ν_{xy} 外，还有拉剪耦合系数 $\eta_{xy,x}=\bar{S}_{61}/\bar{S}_{11}=\gamma_{xy}^{(x)}/\varepsilon_x^{(x)}$（沿 x 轴单轴拉、压时）和 $\eta_{xy,y}=\bar{S}_{62}/\bar{S}_{22}=\gamma_{xy}^{(y)}/\varepsilon_y^{(y)}$（沿 y 轴单轴拉、压时）。

4. 单向层压板的基本强度

单向板的基本强度也就是铺层的基本强度，是复合材料在面内正轴向的单轴正应力或纯剪力作用下的极限应力，是复合材料强度计算中必不可少的基本性能数据，共有五项。其中 X_t、X_c 是相应于单向板纤维方向的纵向拉、压强度；Y_t 和 Y_c 是相应于单向板刚度较小的主方向（见图 7.6 中的 2 向）作用单轴拉、压应力时的极限应力值；S 为单向板在材料主方向作用有面内剪应力时的极限剪应力值。单向层压板在复杂应力作用下，其失效准则可用多种判据用以判别铺层是否失效。例如最大应力失效准则、最大应变失效准则、蔡-希尔准则、诺里斯准则、霍夫曼准则和蔡-胡准则等。读者可参考复合材料力学的有关部分。其中工程上常用的蔡-胡准则表达式如下：

$$F_{11}\sigma_1^2+2F_{12}\sigma_1\sigma_2+F_{22}\sigma_2^2+F_{66}\sigma_6^2+F_1\sigma_1+F_2\sigma_2=1 \tag{7.8}$$

式中 $F_{11}=\dfrac{1}{X_tX_c}$，$F_{22}=\dfrac{1}{Y_tY_c}$，$F_{66}=\dfrac{1}{S^2}$

$F_1=\dfrac{1}{X_t}-\dfrac{1}{X_c}$，$F_2=\dfrac{1}{Y_t}-\dfrac{1}{Y_c}$，$\sigma_6=\tau_{12}$。

当式(7.8)满足时该铺层即失效，<1 时则不失效。

三、层压板的刚度和强度

1. 层压板的本构方程

层压板刚度是基于经典层压板理论给出的。即假设层压板的各铺层是紧密粘接的，变形符合直法线假设，各铺层按平面应力状态计算，并忽略 ε_z，由此给出层压板的刚度特性。通常在复合材料设计中这样处理是合适的。

层压板的内力有面内力和弯矩（包括扭矩）（见图 7.7(a)，层压板中层的标记（见图 7.7(b)）。

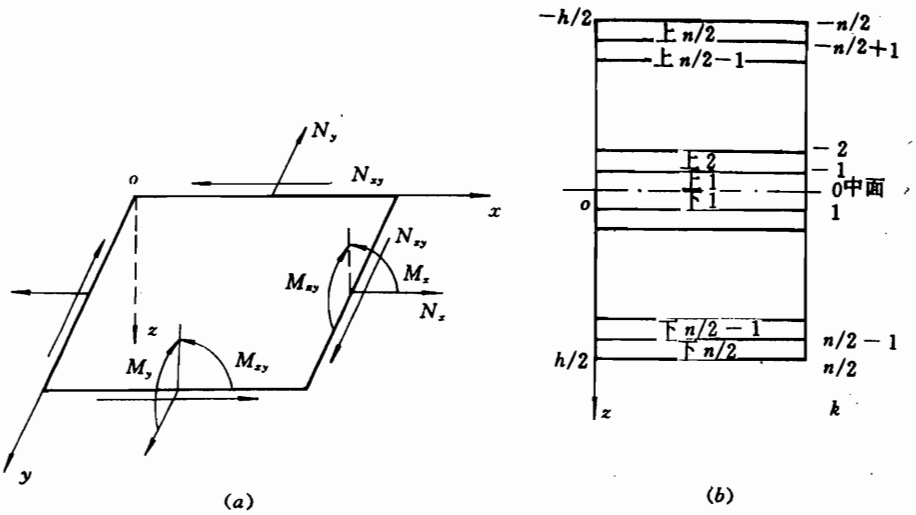


图 7.7　层压板的内力及层的标记

(a) 层压板的面内力　(b) 层压板的铺层序号 k

层压板的内力-应变关系式(即本构方程) 如式(7.9)。

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} \\ D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{21} & D_{22} & D_{26} \\ D_{61} & D_{62} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} \tag{7.9}$$

该式也可写成如下形式

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ K \end{bmatrix} \tag{7.10}$$

式中 ε^0 和 K 指的是层压板中面应变和中面曲率(包括扭率),层压板中任意一点的应变由中面应变 ε^0 和中面曲率 K 来表达。

式(7.10) 中的矩阵 A、B、D 定义如下

A—— 面内刚度矩阵

$$A_{ij} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} Q_{ij}^{(k)} \mathrm{d}z = \sum_{k=1}^{n} Q_{ij}^{(k)} (h_k - h_{k-1}) \tag{7.11}$$

B—— 耦合刚度矩阵

$$B_{ij} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} Q_{ij}^{(k)} z \mathrm{d}z = \sum_{k=1}^{n} Q_{ij}^{(k)} (h_k^2 - h_{k-1}^2)/2 \tag{7.12}$$

D 弯曲刚度矩阵

$$D_{ij} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} Q_{ij}^{(k)} z^2 \mathrm{d}z = \sum_{k=1}^{n} Q_{ij}^{(k)} (h_k^3 - h_{k-1}^3)/3 \tag{7.13}$$

由式(7.10) 可知 B 矩阵的存在使层压板出现了面内载荷 N 会因耦合产生曲率 K,而载荷 M 会因耦合产生线应变 ε^0 的现象。

(7.10) 式也可改写成以下的应变-内力关系式

$$\begin{bmatrix}\varepsilon^0\\ K\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\alpha & \beta\\ \beta^T & \delta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}N\\ M\end{bmatrix},\quad \begin{bmatrix}\alpha & \beta\\ \beta^T & \delta\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}A & B\\ B & D\end{bmatrix}^{-1} \tag{7.14}$$

由层压板的刚度系数或柔度系数即可求得层压板的工程弹性常数，对于一般层压板，它有36个刚度系数，但其工程弹性常数为18个。

2. 几种特殊层压板的刚度特性

现将各刚度系数 A_{ij} 等正则化处理，即将其规范化成与模量 Q_{ij} 量纲相同，并以角标 * 表示。此时有以下关系式：

$$A_{ij}^{*}=\frac{1}{h}A_{ij},\qquad B_{ij}^{*}=\frac{2}{h^2}B_{ij},\qquad D_{ij}^{*}=\frac{12}{h^3}D_{ij} \tag{7.15}$$

对几种特殊层板可由(7.15)式计算得到它们的刚度特性如下：

(1) 对称层压板：$B_{ij}^{*}=0$，也即无拉-弯，拉-扭、剪-弯、剪-扭等耦合效应。

(2) 对称正交层压板：除 $B_{ij}^{*}=0$ 之外，$A_{16}^{*}=A_{26}^{*}=0$，$D_{16}^{*}=D_{26}^{*}=0$。

(3) 均衡对称斜交层压板：$B_{ij}^{*}=0$；$A_{16}^{*}=A_{26}^{*}=0$。当层组数 $m\to\infty$ 时，则 $D_{ij}^{*}=A_{ij}^{*}$。

(4) 准各向同性板：$B_{ij}^{*}=0$，$A_{16}^{*}=A_{26}^{*}=0$。且面内各方向的刚度一样，即 $A_{11}^{*}=A_{22}^{*}$，$A_{66}^{*}=\dfrac{(A_{11}^{*}-A_{12}^{*})}{2}$

(5) $\pi/4$ 层压板：$B_{ij}^{*}=0$，且 $A_{16}^{*}=A_{26}^{*}$。

(6) 规则的非对称正交层压板(指0°、90°的每一铺层组中具有相同铺层数 —— 如$[0_8/90_8]$，$[0_4/90_4]$)；其刚度特性则表现为 $A_{16}^{*}=A_{26}^{*}=D_{16}^{*}=D_{26}^{*}=0$；$B_{12}^{*}=B_{66}^{*}=B_{16}^{*}=B_{26}^{*}=0$，并且 $D_{ij}^{*}=A_{ij}^{*}$，$B_{22}^{*}=-B_{11}^{*}$。

一般说工程上常用的层压板均为均衡对称层压板，因此具有正交各向异性。在少数情况下，为了得到某种特殊的刚度特性，希望复合材料构件具有某些特定的耦合效应，就可能把它设计成非正交各向异性的多向层压板。如美国的X-29A试验机的前掠翼蒙皮就是这样。

3. 层压板的强度

层压板的强度指标有最先一层失效强度和极限强度两种。

确定层压板最先一层失效的强度必须首先作层压板的各单一铺层的应力分析，然后计算层压板中各个铺层的强度比，强度比最小的铺层最先失效，其对应的层压板正则化内力即为所求的最先一层失效强度。而导致层压板中各铺层全部失效时的层压板正则化内力为层压板的极限强度。正则化内力 $\bar{N}^{*}=\dfrac{1}{h}\bar{N}$，$\bar{M}^{*}=\dfrac{6}{h^2}\bar{M}$。

四、层压板的层间应力

按经典层压板理论，一般多向层压板中各铺层均按平面应力状态计算，不考虑层间应力，这在复合材料设计的许多情况下是合适的。然而，在不少情况下层间应力是不能忽视的。由于复合材料层压板抵抗层间应力的能力与基体强度为同一量级，故层间应力的存在很容易导致层间的分层破坏，此时层压板不再以一个整体受载，因而层间分层将会严重降低层压板的刚度与强度。所以，层间应力与层间强度问题是复合材料结构设计中必须考虑的重要问题。

1. 层间应力产生的原因

(1) 在横向载荷(垂直于梁或层压板平面)的作用下，有横向剪切内力存在。

以层压梁为例，它与各向同性梁一样，会在梁的横截面内（xoz 平面）产生剪应力。按照剪应力互等定律，也即存在有层间剪应力 τ_{xz}，计算式如式(7.16)：

$$\tau_{xz}^{(k)} = \frac{Q\sum_{i=k}^{n} E_x^{(i)} S_i}{\overline{EI}b} \tag{7.16}$$

式中 $\tau_{xz}^{(k)}$ —— 第 k 层与第 $(k+1)$ 层结合面处的层间剪应力；

Q —— 作用在横截面上的剪力；

$E_x^{(i)}$ —— 第 i 层在 x 方向（梁轴方向）的弹性模量；

S_i —— 自 z_k 至 z_n（自由表面处）间的各 i 层横截面面积对中性轴 y 的静矩；

$\overline{EI}$ —— 抗弯刚度，$\overline{EI} = \int_A E_x^{(i)} Z^2 \mathrm{d}A$。

(2) 复合材料层压板所特有的自由边界效应引起的层间应力。在靠近自由边界的地方（板的自由边、孔的周边等）存在着层间应力集中现象，即在边界处有数值较大的层间应力，向里很快衰减，逐渐转化为层内应力。这是由于各铺层的泊松耦合系数或拉剪耦合系数不相同，而在自由边界形成一个三维应力状态的边界层区，在这一边界层区域存在层间应力。铺层之间的应力传递是通过层间应力的作用来完成，从而达到变形协调。以图 7.8 所示受单向拉伸载荷的层压板为例来定性分析层间应力是如何产生的。在层压板顶层取一单元体(1)，当层压板承受单向拉伸时，各层内将产生平面应力，如单元体(1)两侧边作用有层内剪应力 τ_{xy}。但在 $y = \pm b$ 处的另两侧自由边界上不存在 τ_{xy}。因此，为了使该单元体满足力矩平衡条件，必定要产生层间剪应力 τ_{xz}（下面相邻层对顶层的作用应力）来形成力矩与 τ_{xy} 形成的力矩平衡。同样，对于顶层的另一单元体(2)，其一边有 σ_y 作用，但与它对应的另一侧为自由边，不可能有 σ_y，而只能在自由边附近产生层间剪应力 τ_{yz}（下面相邻层对该层的作用应力）来与 σ_y 相平衡；而 σ_y 对 A 点的矩将由层间法向应力 σ_z 来平衡。但这只是一种定性解释，不能用来确定层间应力的大小。经证明，自由边层间应力所在边界层区域的宽度约等于板的厚度。σ_z、τ_{yz}、τ_{xz} 的定量计算请查阅有关手册[16]。

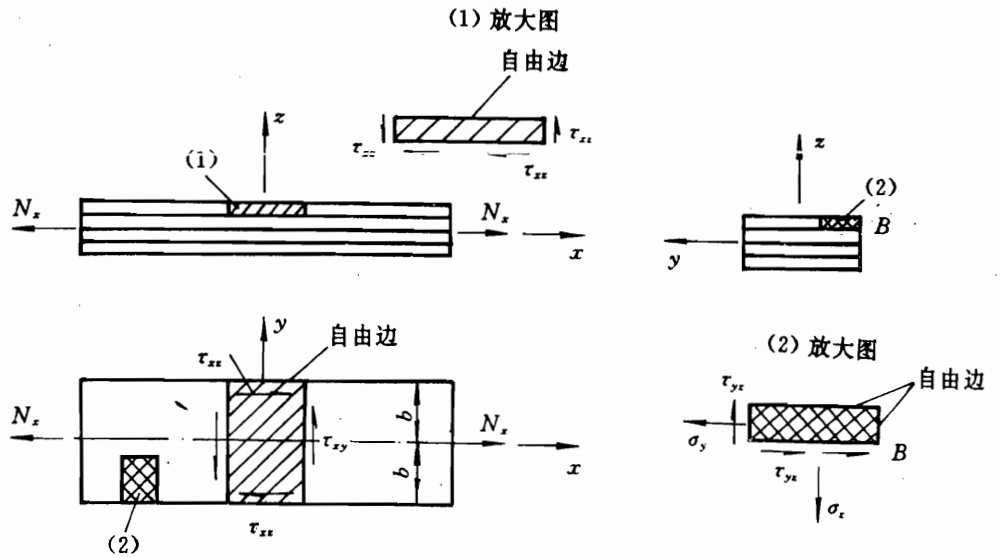
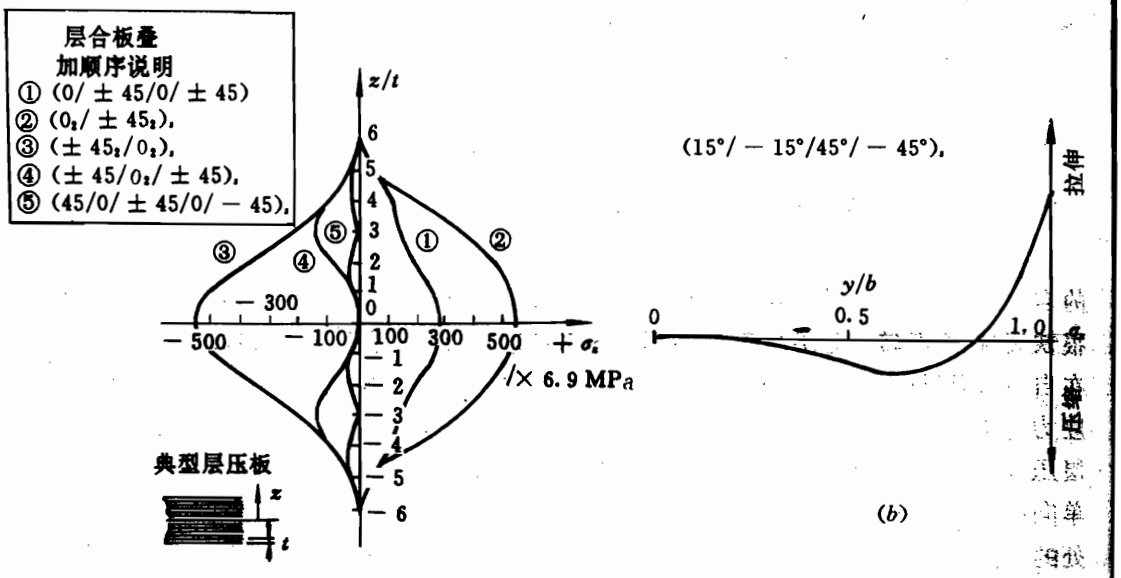


图 7.8 层间应力产生的定性分析示意图

2. 自由边界层间应力的分布规律

由其产生的原因可知，当改变各单层的铺向角和铺层顺序时将出现不同的变形协调要求，因而也就会产生不同的层间应力。图 7.9(*a*) 反映了层压板叠压顺序对层间法向应力 σ_z 的影响；图 7.9(*b*) 反映了 σ_z 相对于 y 坐标的应力分布。图 7.9(*c*)、(*d*) 则反映了 ± 45° 层压板的面内应力和层间应力的分布规律以及层间剪应力随铺向角 θ 的变化。



层压板叠加顺序对自由边界层间法向应力的影响
(沿 x 轴向压力 $\sigma_x = 48(\times 6.9)$ MPa

(*a*)

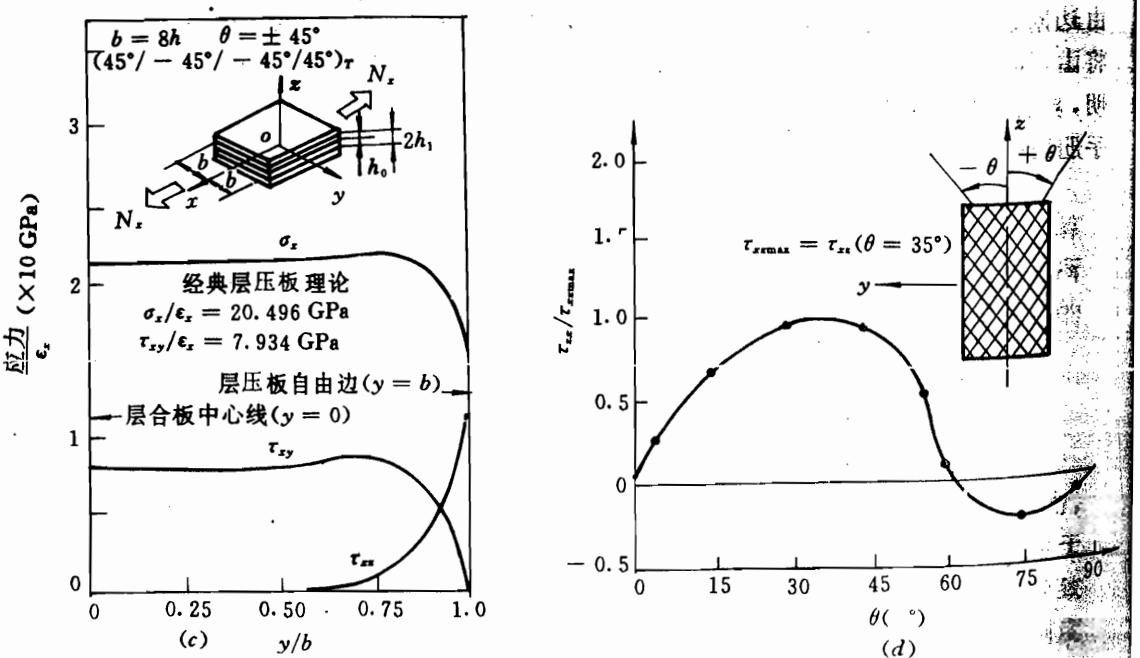


图 7.9　自由边界层的层间法向应力 σ_z 和层间剪应力 τ_{xz} 的分布规律

(*a*) 铺层顺序对 σ_z 的影响　(*b*) 相对于 y 的层间正应力 σ_z 的分布

(*c*) 某斜交层压板的面内应力和自由边层间剪应力的分布规律

(*d*) 层间剪应力与铺层角 θ 的关系。(各层板铺层见图注)

以上我们对复合材料力学中与设计关系比较密切的有关内容作了概要介绍。下面将讨论本章的重点：复合材料结构的设计问题。

7.3 复合材料结构的材料设计

所谓材料设计指的是选用几种组合材料组合制成具有所要求性能的材料的过程。对于复合材料层压板(壳)，其基本单元是由纤维和基体构成的复合材料单向层(下文称之为铺层)；而对于复合材料结构，其基本单元则是由各种不同铺向的铺层构成的层压板。所以，材料设计包括组分原材料选择、铺层性能的确定和层压板设计。

一、设计选材

1. 选材原则

(1) 选用比强度、比刚度高的材料。

(2) 材料应满足结构的使用环境要求。结构的使用环境主要有：最低、最高工作温度，长期工作温度；结构使用寿命后期可能达到的最大含水量。要求材料的主要性能在环境包线内的下降不能超出设计要求。

(3) 能满足结构的特殊要求。如复合材料雷达罩应具有透波性；民机客舱内部结构中所用的复合材料需满足适航性对阻燃、毒性、烟雾指标等有关要求。

(4) 应具有良好的工艺性。包括预浸料、固化成形、机械加工、装配和修补等多方面要求。

(5) 应有良好的经济性。原材料成本应尽可能低，当然还包括减重效益。

2. 纤维的选择

目前常用的增强纤维有碳(石墨)纤维(如 T 300、HMS、AS、T 800)、玻璃纤维(S 玻璃、E 玻璃)、芳纶(KEVLAR－49)和硼纤维。

表 7.4 列举了碳纤维、玻璃纤维、芳纶纤维等增强复合材料的特点，以供选择纤维类别时参考。

表 7.4 复合材料纤维的比较

(a) 纤维选择概况

	玻璃	碳	芳纶	
·石墨纤维 最广泛地使用在主要结构中，相对来说性能好，成本低，综合平衡好及纤维类型和规格多。	○	·	ϕ	抗拉强度
·有机纤维(KEVLAR－49)芳纶 因抗压强度低和对树脂粘接性差而限制了使用。与石墨相比其重量轻，成本低，具有良好的耐冲击性，但加工性和耐湿差。	○	·	ϕ	抗拉模量
·硼纤维 成本非常高，加工困难。限制其仅用于要求高强度和高刚度部件。	ϕ	·	○	抗压强度
·玻璃纤维 刚度很低，只使用于次要结构，但有良好的抗损伤特性。透波性好。成本低。	○	·	ϕ	抗压模量
	ϕ	○	·	冲击强度
	·	·	ϕ	层间剪切强度
	○	ϕ	·	密度
	○	·	ϕ	拉伸疲劳

·最好　ϕ一般　○最差

(b) 纤维比较

由表 7.4 所示，若根据结构要求来选择纤维类别时可知：

(1) 对于兼有强度、刚度要求的结构，应选用碳纤维和硼纤维。若要求高刚度，可选用高模量碳纤维、硼纤维。

(2) 结构要求有高的抗冲击性能和断裂韧性时，可选用玻璃纤维或 KEVLAR 纤维，也可将它们与碳纤维混杂后构成混杂复合材料。

(3) 结构要求有良好的透波性时，则应选用玻璃纤维或 KEVLAR 纤维。而不能用不透电波、具有半导体性质的碳纤维。

硼纤维由于价格昂贵，比重较大，直径粗，故其应用范围受到很大限制。

混杂复合材料既可以是由两种或两种以上的纤维混合在同一铺层中构成的；也可以是由不同纤维的铺层混合构成的。其优点是能以一种纤维的优点来弥补另一种纤维的缺点。例如，在碳纤复合材料中混杂适量的玻纤或 KEVLAR 纤维可改善 抗冲击性能，在玻纤复合材料中增用少量碳纤维可提高其刚度。

纤维分为织物和无纬布(无纬带)形式。一般玻纤或 KEVLAR－49 采用织物形式较多，而碳纤维采用无纬布形式较多。通常，形状复杂的零件或部位采用织物较易成形，且操作亦较简单，因织物构成的复杂表面不易出现崩落和分层。用无纬布制成的复合材料结构比强度、比刚度大，表面平整光滑。

3. 基体的选择

环氧树脂是先进复合材料中应用最广泛的基体体系，它适于与碳(石墨)、KEVLAR、玻璃、硼及其他增强纤维和混杂纤维一起应用。通常长期使用温度在 93℃ 以下，有的系列短期使用温度可达 －53°～121℃。当需耐高温时应采用聚酰亚胺树脂。双马来酰亚胺专用体系工作温度可达 230℃。为了改善双马基体的脆性，可采用改善韧性的双马基体，如我国的 5405、QY－8911 等。以上介绍均为热固性树脂。热塑性树脂具有较高的使用温度、较好的层间断裂韧性和冲击后压缩剩余强度，但其成型温度高，到目前为止，加工方法尚未得到充分的发展。

二、铺层性能的确定

当进行层压板设计时，需要用到铺层(即单向层)的十一个性能数据，包括四个刚度数据 E_1、E_2、G_{12}、ν_{12} 和五个强度数据 X_t、X_c、Y_t、Y_c、S 以及二个热膨胀系数 α_1、α_2。这些性能数据应采用标准试样和标准的试验方法直接测定。

表 7.5 提供了几种复合材料单向层压板的主要性能数据以供结构设计时比较、参考。

表 7.5　几种复合材料单向层板主要性能

	X_t /MPa	X_c /MPa	Y_t /MPa	Y_c /MPa	S /MPa	E_1 /GPa	E_t /GPa	G_{12} /GPa	ν
T300/4211	1 396	1 029	33.9	166.6	65.5	126	8.0	3.7	0.33
T300/5222	1 490	1 210	40.7	197.0	92.3	135	9.4	5.0	0.30
T300/QY8911	1 548	1 226	55.5	218.0	89.9	135	8.8	4.5	0.33
硼 / 环氧	1 323	2 432	72.0	276.0	100.0	207	19.0	4.8	0.21
Kev/ 环氧	1 399	259.9				90.3			

三、层压板设计(铺层设计)

层压板设计的任务就是根据层压板所受的外载和所用铺层的性能来确定层压板的三个铺层要素,即各铺层的铺层角(铺向角)、铺层顺序和各定向铺层相对于总层数的百分比(层数比)。通常又称层压板设计为铺层设计。它实际上是属于复合材料构件的材料设计的内容。

1. 铺层要素的确定

(1) 各铺层的铺层角的确定。铺层的铺层角也即该铺层中的纤维取向。在大多数情况下,对于作为飞机结构元件的层压板来讲主要承受平面载荷,故层压板的铺层中应包括 0°、90°、± 45°取向。通常 0°层用来承受轴向载荷;± 45°铺层用来承受剪切载荷,即将剪切载荷分解为拉、压分量来布置铺层承载;90° 铺层用来承受横向载荷,并控制层压板的泊松比。从工艺角度看只限定少数几个铺向角可以简化工艺过程。

若需设计成准各向同性层压板,则也可采用 0°、± 30°、± 60° 铺向角。

(2) 各铺层铺叠顺序的确定

① 由于"一般层压板"(见 7.2 节名词解释)的力学行为十分复杂,故目前无特殊需要时都将层压板设计成对称层压板,并尽量设计成呈正交各向异性的均衡对称层压板,这是一条重要的原则。

② 各定向层应尽量沿层压板厚度方向均匀分散,连续铺设的同方向铺层数一般不超过 4 层。这样可减少两种定向铺层之间的层间分层的可能性。

关于铺层设计的一般原则将在 7.4 节复合材料结构设计中详细加以说明。

(3) 各定向铺层层数的确定。可通过下面介绍的几种设计方法,根据具体的设计要求先确定出各定向铺层的层数比;再根据所需要的总层数,最后求得各定向铺层的层数。

须要指出的是不同的设计要求对铺层要素的选择有时是矛盾的,故在具体的铺层设计时必须分清主次,综合考虑。

2. 层压板设计方法

在层压板设计中,由于铺层角和铺层顺序一般按上述一些原则限定或确定,所以层压板的设计变量主要是各定向铺层的层数。这一变量将根据设计要求和结构的受力大小和设计精度采用不同的层压板设计方法来求得,包括按刚度设计、按强度设计、按稳定性设计或按某些特殊要求 —— 如零热膨胀系数层压板、负泊松比层压板 —— 等设计。本节着重介绍按刚度设计和按强度设计中的几种方法。

(1) 按刚度设计法:

层压板的刚度设计,往往是以结构所提出的总体刚度指标为依据。如翼面因气动弹性特性的要求,对每块板(蒙皮)提出了需要满足的刚度指标,其重要性并不亚于对强度的要求。

① 解析法

已知条件 由结构分析提出的对层压板所要求的刚度指标:E_x,E_y 和 G_{xy};所选定复合材料的基本性能数据 E_1, E_2, G_{12},ν_1 及铺层厚度和 h_0。

层压板面内刚度设计的基本公式 结构总体刚度对层压板提出的刚度指标一般是面内刚度指标。层压板的面内刚度与铺层顺序无关,而只与铺层方向及其层数有关。

若层压板设计所得的等效弹性模量为 E_x^0,E_y^0 和 G_{xy}^0 时,应满足

$$\{E^0\} \geqslant \{E\} \tag{7.17}$$

式中，$\{E^0\}$ 为设计所得的层压板等效弹性模量列阵；$\{E\}$ 为对层压板提出应满足的面内模量指标列阵。对于一般对称层压板，$\{E^0\}$ 的计算公式为

$$\begin{aligned} E_x^0 &= |A^*|/(A_{22}^* A_{66}^* - A_{26}^{*2}) \\ E_y^0 &= |A^*|/(A_{11}^* A_{66}^* - A_{16}^{*2}) \\ G_{xy}^0 &= |A^*|/(A_{11}^* A_{22}^* - A_{12}^{*2}) \end{aligned} \tag{7.18}$$

式中，

$$|A^*| = (A_{11}^* A_{22}^* - A_{12}^{*2})A_{66}^* + 2A_{12}^* A_{26}^* A_{16}^* - A_{11}^* A_{26}^{*2} - A_{22}^* A_{16}^{*2}$$

$A_{ij}^*(i, j = 1,2,6)$—— 层压板正则化面内刚度系数，其计算公式见(7.15)式。

要满足设计关系式(7.17)，需要用方程(7.18)作迭代设计分析。整个迭代计算较繁，须用计算机进行，以确定合理的铺层方向和最少的层数。在实际工程设计中，大多要对层压板的特征做某些限定。

对于均衡对称层压板，$\{E^0\}$ 的计算公式可简化为

$$\begin{aligned} E_x^0 &= \sum_{k=1}^{m} Q_{11}^{(k)} V^{(k)} - \frac{\left(\sum_{k=1}^{m} Q_{12}^{(k)} V^{(k)}\right)^2}{\sum_{k=1}^{m} Q_{22}^{(k)} V^{(k)}} \\ E_y^0 &= \sum_{k=1}^{m} Q_{12}^{(k)} V^{(k)} - \frac{\left(\sum_{k=1}^{m} Q_{22}^{(k)} V^{(k)}\right)^2}{\sum_{k=1}^{m} Q_{11}^{(k)} V^{(k)}} \\ G_{xy}^0 &= \sum_{k=1}^{m} Q_{66}^{(k)} V^{(k)} \end{aligned} \tag{7.19}$$

式中 $Q_{ij}^{(k)}(i, j = 1,2,6)$ —— 第 k 层组的模量分量；

$V^{(k)} = n^{(k)} h_0 / h$ —— 第 k 层组的体积含量；

$n^{(k)}$—— 第 k 层组的层数；

h_0—— 铺层厚度；

m—— 层组数；

h—— 层压板厚度；

上标 k—— 层组序号。

此时，拉压刚度与剪切刚度不相关，可以彼此独立进行设计。

均衡对称 $\pi/4$ 层压板是工程中应用最广泛的层压板。由于铺层角限于 0°，90°，± 45°，且 45° 和 − 45° 的铺层层数相等，因而其相应的设计公式(7.19)展开后，可以写成如下更便于计算的多项式形式，原表示层组序号的上标 k，直接用 $\pi/4$ 层压板中的四种铺层角 0°，90°，45° − 45° 代替(与铺层顺序无关)。

$$\begin{aligned} E_x^0 = {} & \{Q_{11}^{(0)} V^{(0)} + Q_{11}^{(90)} V^{(90)} + (Q_{11}^{(45)} + Q_{11}^{(-45)}) V^{(45)}\} - \{Q_{12}^{(0)} V^{(0)} + Q_{12}^{(90)} V^{(90)} \\ & + (Q_{12}^{(45)} + Q_{12}^{(-45)}) V^{(45)}\}^2 / \{Q_{22}^{(0)} V^{(0)} + Q_{22}^{(90)} V^{(90)} + (Q_{22}^{(45)} + Q_{22}^{(-45)}) V^{(45)}\} \end{aligned}$$

$$E_y^0 = \{Q_{22}^{(0)}V^{(0)} + Q_{22}^{(90)}V^{(90)} + (Q_{22}^{(45)} + Q_{22}^{(-45)})V^{(45)}\} - \{Q_{12}^{(0)}V^{(0)} + Q_{12}^{(90)}V^{(90)} + (Q_{12}^{(45)} + Q_{12}^{(-45)})V^{(45)}\}^2 / \{Q_{11}^{(0)}V^{(0)} + Q_{11}^{(90)}V^{(90)} + (Q_{11}^{(45)} + Q_{11}^{(-45)})V^{(45)}\}$$

$$G_{xy}^0 = Q_{66}^{(0)}V^{(0)} + Q_{66}^{(90)}V^{90} + (Q_{66}^{(45)} + Q_{66}^{(-45)})V^{(45)} \tag{7.20}$$

此类层压板铺层角的选择，实际上变成了对四种铺层角体积含量$V^{(i)}(i=0,90,45,-45)$以及最少总层数$n_{\min}$的确定。$V^{(i)}$的变化范围为[0,1]的闭区间。在满足设计方程(7.17)，并用方程(7.20)计算时，为了便于求解，往往先依次固定两个$V^{(i)}$值，再求另一个$V^{(i)}$值。设计计算常需要经过多次的迭代，才能最后完成。

② 按蒙皮的二向或三向刚度要求设计时也可应用由(7.17)式换写成的(7.20)式，在某些条件下可直接解出未知量 —— 层数n_1和n_2或n_1、n_2、n_3。

简化假设：蒙皮的铺层参数沿弦向不变，受力翼盒取为单闭室，梁及长桁是已选定的。

基本关系式：

结构剖面刚度EI、GJ_p与蒙皮的拉压刚度E_st_s和剪切刚度G_st_s间的关系式经简单推导可得如下关系式

$$E_st_s = \frac{EI - \sum(EI)'}{\int y^2 dl}$$

$$G_st_s = \frac{2\int dl}{\frac{\Omega^2}{GJ} - \sum\left(\frac{h}{Gt}\right)_w} \tag{7.21}$$

式中$\sum(EI)'$为梁缘条和诸长桁所能提供的弯曲刚度，y表示蒙皮微面积dF的形心高度，$dF = t_s dl$，下标w表示梁腹板。

面内等效刚度E^0t、G_{xy}^0t与各定向层刚度系数Q_{ij}，及铺层数n间的关系式。由复合材料力学可得如下关系式：

$$E_x^0 t = \sum_{k=1}^{N}(Q_{xx})_k n_k t_0 - \frac{\left[\sum_{k=1}^{N}(Q_{xy})_k n_k\right]^2 t_0}{\sum_{k=1}^{N}(Q_{yy})_k n_k}$$

$$E_y^0 t = \sum_{k=1}^{N}(Q_{yy})_k n_k t_0 - \frac{\left[\sum_{k=1}^{N}(Q_{xy})_k n_k\right]^2 t_0}{\sum_{k=1}^{N}(Q_{xx})_k n_k} \tag{7.22}$$

$$G_{xy}^0 t = \sum_{k=1}^{N}(Q_{ss})_k n_k t_0$$

式中 N —— 定向层个数；

n_k —— 第k定向层的层数；

t_0 —— 单层厚度；

t —— 层板总厚度。

设计方法

(i) 满足两向刚度要求的铺层设计

由于所设计的层压板之面内刚度应同时满足两向刚度的要求(一般为 x 向和 s 向),从而可建立下述方程组

$$\left.\begin{aligned} E_s t_s &= E_x^0 t \\ G_s t_s &= G_{xy}^0 t \end{aligned}\right\} \tag{7.23}$$

为满足两向刚度要求,一般采用两种铺向角 α 和 β。当所要求的两向刚度为 x 向和 s 向时,通常取 $\alpha = 0°$,$\beta = 45°$(应理解为取 $\pm 45°$)。记 α 定向层数为 n_1,β 定向层数为 n_2,则式(7.23)可写成

$$\left.\begin{aligned} E_s t_s &= \left[n_1 Q_{xx}^{\alpha} + n_2 Q_{xx}^{\beta}\right] t_0 - \frac{\left[n_1 Q_{xy}^{\alpha} + n_2 Q_{xy}^{\beta}\right]^2 t_0}{n_1 Q_{yy}^{\alpha} + n_2 Q_{yy}^{\beta}} \\ G_s t_s &= \left[n_1 Q_{ss}^{\alpha} + n_2 Q_{ss}^{\beta}\right] t_0 \end{aligned}\right\} \tag{7.24}$$

注意在实际计算时,$n_1 Q_{xx}^{\alpha}$ 应理解为 $\frac{1}{2} n_1 (Q_{xx}^{\alpha} + Q_{xx}^{-\alpha})$,其他项亦如此。

当单向板性能已知、所要求的 $E_s t_s$ 和 $G_s t_s$ 值已知时,对应每一组 α、β 值,式(7.24)中的未知量为 n_1 和 n_2,方程组可解。

(ii) 满足三向刚度要求的铺层设计

当按两向刚度要求进行铺层设计时,第三向刚度是多少算多少。例如当第三向刚度是 $E_y^0 t$,则 α、β 一定时,$E_y^0 t$ 值也一定。若对三个方向的刚度都有特定要求,则应按三向刚度要求来设计。

此时一般用三种铺向角 α、β、γ 和相应的铺层数 n_1、n_2、n_3 来进行铺层设计,于是公式(7.24)变为

$$\left.\begin{aligned} (E_s t_s)_x &= \left[n_1 Q_{xx}^{\alpha} + n_2 Q_{xx}^{\beta} + n_3 Q_{xx}^{\gamma}\right] t_0 - \frac{\left[n_1 Q_{xy}^{\alpha} + n_2 Q_{xy}^{\beta} + n_3 Q_{xy}^{\gamma}\right]^2 t_0}{n_1 Q_{yy}^{\alpha} + n_2 Q_{yy}^{\beta} + n_3 Q_{yy}^{\gamma}} \\ (E_s t_s)_y &= \left[n_1 Q_{yy}^{\alpha} + n_2 Q_{yy}^{\beta} + n_3 Q_{yy}^{\gamma}\right] t_0 - \frac{\left[n_1 Q_{xy}^{\alpha} + n_2 Q_{xy}^{\beta} + n_3 Q_{xy}^{\gamma}\right]^2 t_0}{n_1 Q_{xx}^{\alpha} + n_2 Q_{xx}^{\beta} + n_3 Q_{xx}^{\gamma}} \\ G_s t_s &= \left[n_1 Q_{ss}^{\alpha} + n_2 Q_{ss}^{\beta} + n_3 Q_{ss}^{\gamma}\right] t_0 \end{aligned}\right\} \tag{7.25}$$

式(7.25)中未知量为 n_1、n_2、n_3,方程组可解。

从上述方法可知,不是任何情况下都有解。一般在满足双向刚度要求时,应采用两种铺层角,其中 45° 层应理解为 $\pm 45°$。要满足三向刚度时,若有三种铺层角,在一般情况下即可直接解得层数,无需进行优化设计。

(2) 按强度设计法

层压板的最先一层失效强度通常可以计算得比较准确;而极限强度的计算方法一般误差较大。因此建议以最先一层失效强度作为按强度要求设计层压板的基础。

工程上一般作如下考虑,若层压板在使用载荷作用下不产生永久变形,则对应于层压板的应力小于其最先一层失效强度;当层压板在设计载荷作用下,层压板的应力等于或小于其极限强度,则层压板恰好破坏或尚未最后破坏。若层压板同时满足这两点,则认为该层压板满足强度要求。合理的设计应同时具有尽量少的总层数。如果在设计载荷作用下,层压板中各铺层的强度比相同,且等于 1,也即恰好同时对应于层压板的最先一层失效,则此层压板将是理想的等强度最优设计,重量最小。以下我们将介绍一种层压板优化设计方法,它是在满足某种约束条件下使层压板重量最小的一种方法。

① 采用准网络设计法先初步确定各定向铺层的层数。

准网络设计法是指在设计时忽略基体的刚度和强度而只考虑纤维的刚度和强度，按照层压板上所作用的应力大小和方向来确定各定向铺层层数比的一种设计方法。本法又称为应力比设计法，适用于承受平面载荷的层压板，具体步骤如下：

(i) 计算应力　对于所设计的层压板，首先按准各向同性层压板计算出层压板应力 σ_x、σ_y、τ_{xy} 得出应力比为 $\sigma_x : \sigma_y : \tau_{xy} = 1 : a : b$。

(ii) 确定定向铺层比　根据应力比确定各定向铺层比，若铺层角限定为 0°、90°、± 45°，则 σ_x 对应于 0° 向铺层，σ_y 对应于 90° 向铺层，τ_{xy} 对应于 ± 45° 向铺层，并使各对应方向的铺层数 n_0、n_{90}、$n_{\pm 45}$ 之比为 $n_0 : n_{90} : n_{\pm 45} = 1 : a : 2b$，或各定向铺层的层数比为 $V_0 : V_{90} : V_{\pm 45} = \frac{1}{1+a+2b} : \frac{a}{1+a+2b} : \frac{2b}{1+a+2b}$。

(iii) 重新计算应力　对按上法确定的铺层比所构成的层压板重新进行应力分析，得到对应的层压板应力 σ'_x、σ'_y、τ'_{xy}。

(iv) 判别应力比误差　将 $\sigma'_x : \sigma'_y : \tau'_{xy}$ 与原应力比 $1 : a : b$ 相比较，若其比值误差在允许范围之内(一般航空结构取 5%)，则所得结果可用。否则，应按新的应力比重新确定定向铺层比，如此反复，直到满足误差要求范围为止。

(v) 确定各定向铺层的层数　根据层压板所受的外载和其对应的许用应力可以求出层压板的总厚度 h。当层压板仅由一种复合材料构成时，则各定向铺层的总厚度 h_0、h_{90}、$h_{\pm 45}$ 之比亦为 $1 : a : 2b$，而 $h_0 + h_{90} + h_{\pm 45} = h$。由此可以分别求出 h_0、h_{90}、$h_{\pm 45}$ 之值，再除以单层厚度即得 n_0、n_{90}、$n_{\pm 45}$ 之值，对计算的层数进行取整即得设计的层数值。

(vi) 构成层压板　根据各定向铺层的层数，按镜面对称的方式，参照铺叠顺序的原则构成所需的层压板构件。

② 进行层压板的等强优化设计

层压板优化设计法是在满足某种(或某些)约束条件下使层压板重量最轻的一种设计方法。目前已提出了各种各样约束条件下的层压板优化设计法。作为一个例子，本节介绍一种等强优化设计方法。

(i) 基本原理　本法提出一种按等强度设计的优化准则，即认为当层压板中各定向层组的强度比均相等且等于 1 时即为优化设计。图 7.10 表示此优化准则。图 7.10 中的 R 称为强度比，其定义为

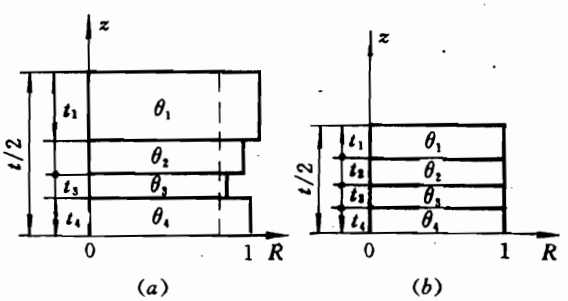


图 7.10　层压板等强优化设计原理示意图
(a) 叠层优化前　(b) 叠层优化后

$$R = \frac{\sigma_a}{\sigma} = \frac{\varepsilon_a}{\varepsilon} = \frac{\varepsilon_{ia}}{\varepsilon_i} \qquad (i = 1,2,6) \tag{7.26}$$

式中　σ_a、ε_a —— 最大的或许用的主轴应力和应变矢量；

σ、ε —— 主轴工作应力和应变矢量。

限定所设计的层压板为对称均衡层压板。由于考核飞机结构强度的静力试验是采用比例加载的方式，故可应用强度比 R 这个参数来评估层压板中各定向层组的继续承载能力。

由复合材料力学可知，层压板中第 k 定向层组的主轴应变为

$$\begin{bmatrix}\varepsilon_1\\ \varepsilon_2\\ \varepsilon_6\end{bmatrix}_k = [T_\varepsilon^+]_k[A_{ij}]^{-1}\begin{bmatrix}N_x\\ N_y\\ N_{xy}\end{bmatrix} \tag{7.27}$$

故第 k 定向层组的主轴应力为

$$\begin{bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \sigma_6\end{bmatrix}_k = \underset{i,j=1,2,6}{[Q_{ij}]_k}[T_\varepsilon^+]_k\underset{i,j=x,y,s}{[A_{ij}]^{-1}}\begin{bmatrix}N_x\\ N_y\\ N_{xy}\end{bmatrix} \tag{7.28}$$

式(7.28)中前二项$[Q_{ij}]_k$和$[T_\varepsilon^+]_k$与设计变量是无关的，而各平面刚度分量都与设计变量成线性关系，故在优化设计过程中可以采用射线步进行可行性调参。

(ii) 约束条件　采用在应变空间中表达的 Tsai－Wu 强度判据

$$G_1\varepsilon_1 + G_2\varepsilon_2 + G_{11}\varepsilon_1^2 + 2G_{12}\varepsilon_1\varepsilon_2 + G_{22}\varepsilon_2^2 + G_{66}\varepsilon_6^2 = 1 \tag{7.29}$$

式中　G_i、G_{ij}—— 应变空间中的材料强度参数。

(iii) 等强设计准则　因为(7.29)式是单向板的破坏判据式，故当式中的工作应变达到许用值时正好等于1，将 $\varepsilon_{ia} = R\varepsilon_i$ 代入式(7.29)得

$$G_1R\varepsilon_1 + G_2R\varepsilon_2 + G_{11}R^2\varepsilon_1^2 + 2G_{12}R^2\varepsilon_1\varepsilon_2 + G_{22}R^2\varepsilon_2^2 + G_{66}R^2\varepsilon_6^2 - 1 = 0$$

令

$$A = G_{11}\varepsilon_1^2 + 2G_{12}\varepsilon_1\varepsilon_2 + G_{22}\varepsilon_2^2 + G_{66}\varepsilon_6^2$$

$$B = G_1\varepsilon_1 + G_2\varepsilon_2$$

$$C = -1$$

得

$$AR^2 + BR + C = 0$$

$$R = \frac{-B \pm \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A}$$

因此可得所设计的层压板在某组平面载荷情况下，第 k 定向层组的强度比为

$$R_k = \frac{-B_k \pm \sqrt{B_k^2 - 4A_kC_k}}{2A_k} \tag{7.30}$$

对于任何一个现行设计点来说，比如对于一个用准网络设计法已初步确定层组比的层压板，各定向层组的强度比 R_k 一般是不相等的，可能大于1也可能小于1。所谓等强设计就是通过调整各定向层组的厚度 t_k，使在单组载荷作用下，各定向层组的 R 皆为1；当在多组载荷作用时，使每一定向层组的 R 至少在一组载荷作用下等于1。此时所得到的设计即认为是层压板的优化设计。

若在某组载荷作用下，某定向层组的强度比最大，表示该层组的强度最富余，换言之也即意味着该层组具有最好的承载能力。此时，若增加该层组的厚度对提高整个层压板的承载能力效果最好，付出的重量代价最小。同时，那些强度比小的定向层组则是一些承载能力差的层组，适当地减小它们的厚度可使材料的利用更趋于合理，使层压板的重量下降。根据以上道理，等强优化设计就是直接利用在该组载荷情况下各定向层组的强度比进行调整，其迭代式为

$$t_k^{(i+1)} = \left[R_k^{(i)}\right]^q t_k^{(i)} \tag{7.31}$$

式中　q—— 超松弛因子，一般可取 $q = 1.05 \sim 2.5$ 以加快收敛速度。

(iv) 设计步骤　计算程序框图(图 7.11) 可说明设计步骤。

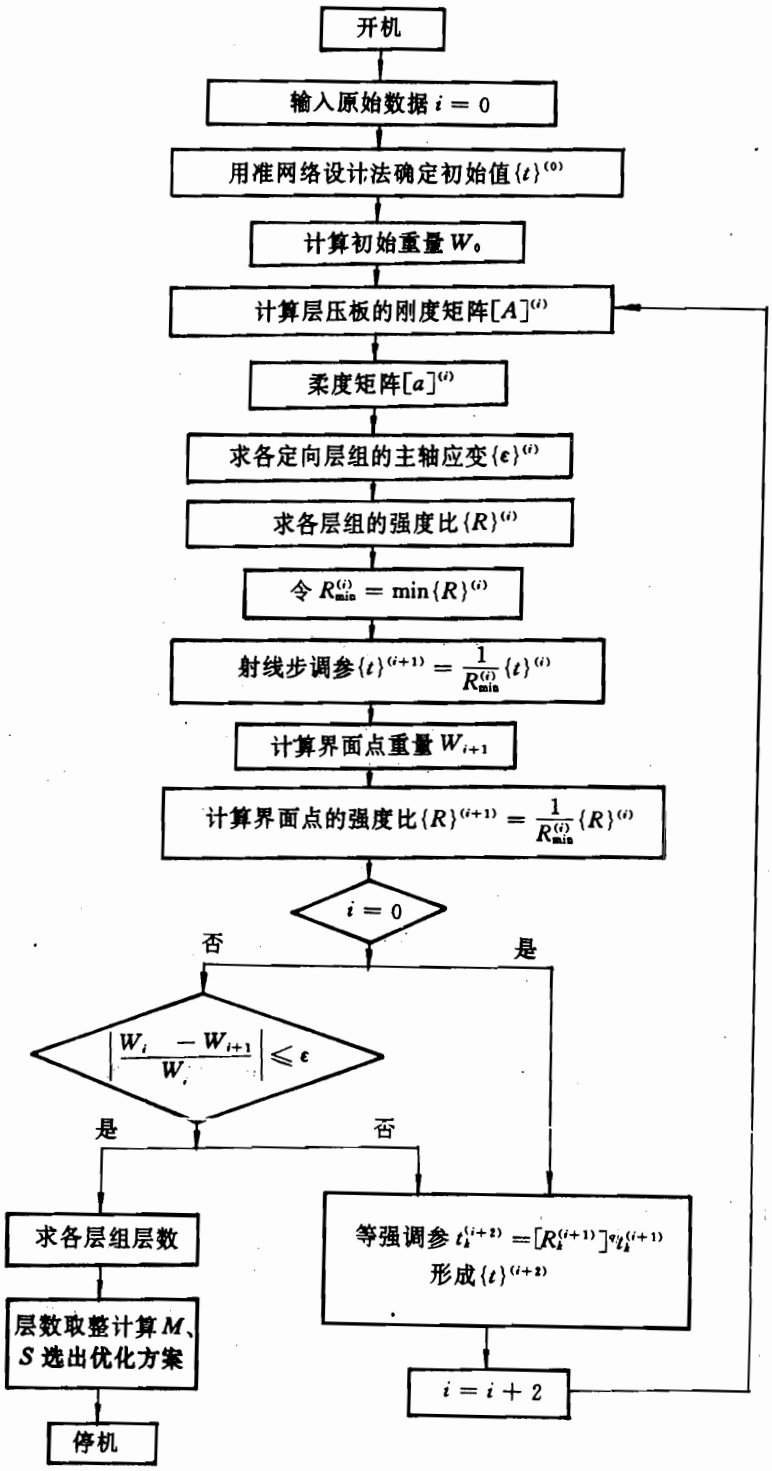


图 7.11　设计流程框图

(3) 按刚度或强度要求的层压板排序法

层压板系列设计法(或称排序法)。层压板系列设计法是基于某一类(即选定某几种铺向角)层压板选取不同的定向铺层比所构成的层压板系列,以表格形式列出各个层压板在各组载荷作用下的刚度值、强度值以及所需的铺层数,供设计选择。

列出的刚度值可基于计算层压板的应变不变量

$$\varepsilon = (\varepsilon_x^2 + \varepsilon_y^2 + \frac{1}{2}\gamma_{xy}^2)^{\frac{1}{2}} \tag{7.32}$$

给出。

列出的强度值可基于 Tsai - Wu 失效判据(取 $F_{12}^* = -\frac{1}{2}$)和最先一层失效强度给出。

由于各向异性层压板的刚度和强度一般要优于用同种复合材料构成的准各向同性板,所以刚度和强度值均可用与准各向同性层压板的相应比值给出,这样在设计选择时较为方便。

层压板系列设计法需给出一系列层压板的计算数据,其设计计算工作量是很大的,一般需用电子计算机来实施。这种设计法的优点是按复杂应力状态来求得其强度的,摒弃了认为单轴强度可叠加为复杂应力状态下强度的假设。

(4) 等代设计法

① 在复合材料试用初期,有时采用等代设计法进行设计,以使将复合材料构件装于老机上试用。此时一般是在载荷和使用环境不变的设计条件下,用相同形状的复合材料层压板来替代原用材料,并用原用材料的设计方法进行设计,以保证强度和刚度。最简单的办法就是采用准各向同性的复合材料层压结构代替原来的各向同性金属结构。由于复合材料的比强度、比刚度很高,故仍能取得一定的减重效益。通常,这种设计方法应用于不受力、或受力很小、或外形复杂的非受力构件。对于受力大的结构件,这种设计法有时可行,有时是不可行的。但即使可行,也由于其减重效益较小,而让位于其他更好的设计方法。

② 刚度等代设计法(或称等刚度设计法)

这也是一种按结构刚度要求进行层压板铺层设计的方法,在我国自行研制的几种机型的复合材料垂直尾翼中曾采用过这种设计方法。

层压板设计例题:

本例题要求按照刚度要求设计机翼蒙皮的层压板。虽然此处是按照金属壁板作等刚度设计,但应该注意到如将此刚度指标看作是新机设计中按气弹要求提出的,那么以下解法同样可参照。

飞机翼面结构的某些部位主要是按静刚度要求进行设计的。若为老机代用,则所代用的复合材料结构之剖面结构刚度(弯曲刚度$\frac{EI}{l^3}$和扭转刚度$\frac{GJ}{l^3}$)要求与原金属结构的保持相等。气动弹性计算时对翼面结构刚度的要求一般以两种形式给出,第一种是将翼面结构模型化为工程梁,气动弹性计算结果是给出沿展向各切面的弯曲刚度EI和扭转刚度GJ要求的分布曲线,第二种是利用有限元法对翼面进行气动弹性计算,其结果是给出各计算板元的轴向刚度Et和剪切刚度Gt的要求。

进行等刚度设计前的准备工作是通过系列试验或理论估算求得几种可供设计选用的复合材料层压板的面内工程弹性常数列线图(又称 Carpet 卡彼特曲线)作为设计的原始资料,如图 7.12 所示。

针对上述两种不同的刚度要求形式，等刚度设计法也可有不同的具体做法。

当结构的刚度要求是按第一种形式给出时，可采用剖面等刚度设计法进行有关层压板元件的铺层设计。

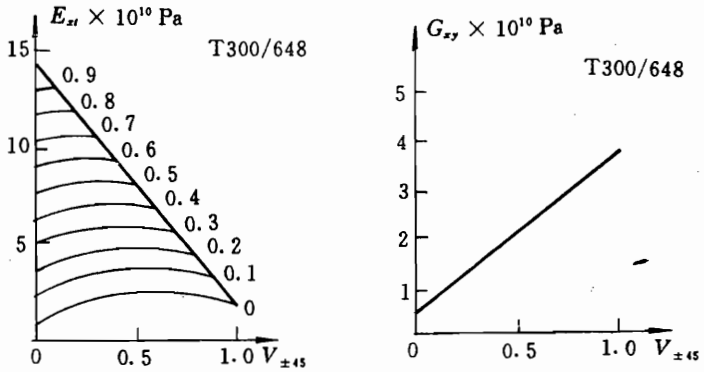


图 7.12　面内工程弹性常数列线图(Garpet 曲线)

· 工程简化

气动力翼面的受力结构一般为上、下(或左、右)对称或近似对称的盒形薄壁结构。任一计算剖面处的结构弯曲刚度为$\frac{EI}{l^3}$，扭转刚度为$\frac{GJ_p}{l^3}$。若为老机代用，则因等代前后两种结构在所计算的剖面具有相同的 l 值，故可只考虑 EI 和 GJ_p。若为新机研制，则不论是采用复合材料还是采用金属材料，对于同一剖面而言 l 值只有一个，因此亦可只考虑 EI 和 GJ_p。

计算剖面处的主惯性矩 $I = \int_F y^2 \mathrm{d}F = \sum_{i=1}^{n} y_i^2 \Delta F_i$，不论采用何种材料，结构沿展向的各剖面应保持不变，故可认为各 ΔF_i 处的 y_i 值变化很小，因此 I 只随承受正应力的诸剖面的面积和成正比变化。

计算剖面处的扭转剖面系数 $J_p = \Omega^2 / \int \frac{\mathrm{d}s}{t} = \Omega^2 / \sum_{i=1}^{m} \frac{\Delta S_j}{t_j}$，式中 Ω 为盒段承扭剖面面积的两倍；$\sum_{i=1}^{m} \Delta S_j$ 为承扭元件的周长；由于不论采用何种材料，结构剖面是不变的，故上述两项的数值亦不变，因此 J_p 只与诸承扭元件的厚度成正比。

作上述简化处理后，计算剖面处的结构弯曲刚度 EI 可以通过拉压刚度来度量，而结构扭转刚度 GJ_p 可以通过剪切刚度来度量。这样将使设计过程大为简化。

可以证明，结构中组合件剖面的拉伸刚度等于各组成元件的拉伸刚度之和；组合板件剖面的剪切刚度等于各组成板件的剪切刚度之和。

· 设计步骤

(i) 确定各设计剖面处的刚度要求指标

根据气动弹性计算所得的刚度曲线或通过对老机结构各相应剖面的反计算求得各设计剖面处的弯曲刚度和扭转刚度的具体指标值。

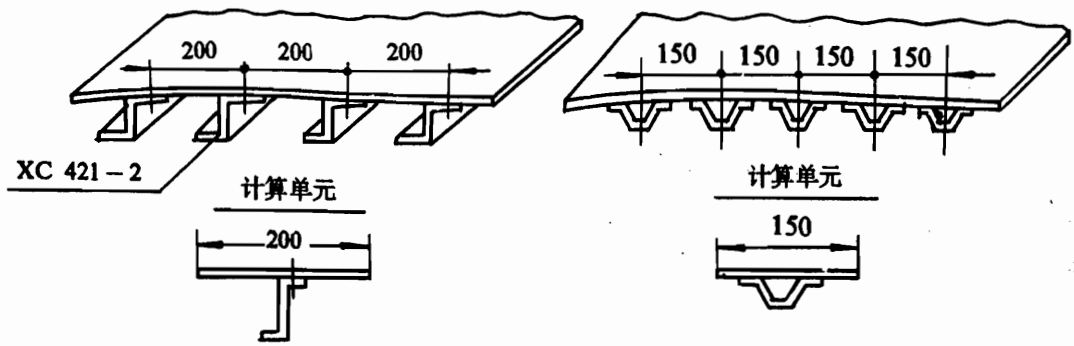
(ii) 选定各长桁和梁缘条的构造并计算其能提供的刚度值。

(iii) 进行复合材料蒙皮(层压板)的铺层设计。

(iv) 检查所设计的层压结构的刚度是否满足指标要求。

· 设计举例

设有一受力翼盒按等刚度条件由原金属结构改设计为复合材料层压结构。今取其一段加筋壁板为例来具体说明本法的设计过程。图 7.13 示出了原金属结构和拟采用的复合材料层压结构以及它们的计算单元略图。



(a) 原金属结构　　(b) 复合材料结构

图 7.13　等刚度设计前后的两种结构及其计算单元

(i) 计算原金属结构加筋板的刚度

蒙皮材料　LY12－CZ，　$t = 3$ mm

长桁材料　LY12－CZ，　牌号 XC421－2，　剖面面积 $F_C = 104.8$ mm²

长桁间距　200 mm。

将长桁面积折算为蒙皮厚度 104.8/200 = 0.524 mm，故蒙皮的折算厚度为 3 + 0.524 = 3.524 mm。

如上所述，加筋板所提供的弯曲刚度可用其拉伸刚度来度量。加筋板的总拉伸刚度为

$$EF = 600 \times 3.524 \times 7.2 \times 10^4$$
$$= 15\,223.68 \times 10^4 \text{ N}$$

因为扭矩引起的剪切力只能由受力盒段的周边蒙皮和腹板来承受。此时长桁并不起作用，故只考虑蒙皮，加筋板的 $GF = 600 \times 3 \times 2.7 \times 10^4 = 4\,860 \times 10^4$ N。

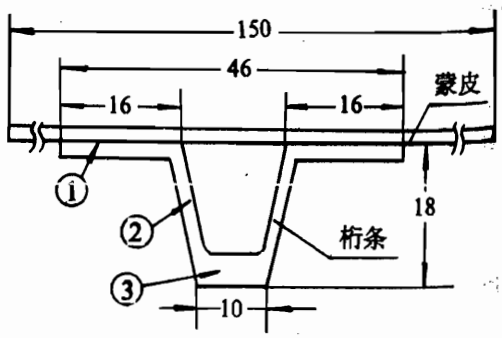


图 7.14　长桁的几何形状

(ii) 复合材料加筋板的具体构造

蒙皮和长桁均由选定的碳 / 环氧无纬布铺叠热压成形。长桁的几何形状如图 7.14 所示，其各部分的铺层设计示于表 7.6 中。

表 7.6　长桁的铺层设计

叠层序号	层数				t /mm	体积比			E /MPa
	0	±45	90	总数		0	±45	90	
1	7	8	0	15	2.25	0.47	0.53	0	5.2×10^4
2	0	8	0	8	1.20	0	1	0	1.5×10^4
3	19	8	0	27	4.05	0.7	0.3	0	6.9×10^4

(iii) 求计算单元中长桁的拉伸刚度

叠层序号	剖面积 F /mm²	E /MPa	EF /N
1	$(16+16)2.25=72$	5.2×10^4	374.4×10^4
2	$(11+11)1.20=26.4$	1.5×10^4	39.6×10^4
3	$10\times4.05=40.5$	6.9×10^4	279.5×10^4
	$\sum 138.9$		$\sum 693.5\times10^4$

(iv) 复合材料蒙皮的铺层设计

因为在 600 mm 宽度内，有 4 根复合材料长桁，故每个计算单元需提供的刚度为

$$(EF)'=\frac{1}{4}(EF)=\frac{1}{4}(15\,223.68\times10^4)=3\,805.92\times10^4\ \text{N}$$

$$(GF)'=\frac{1}{4}(GF)=\frac{1}{4}(4\,860\times10^4)=1\,215\times10^4\ \text{N}$$

要求蒙皮提供的剪切刚度为

$$(GF)_{蒙皮}=(GF)'=1\,215\times10^4\ \text{N}$$

由事先准备好的选定材料之卡彼特曲线图中可知 $G=1.8\times10^4$ MPa 对应的 $V_{\pm45}=0.70$，但当 $V_{\pm45}=0.7$、$V_0=0.3$ 时，对应的 $E=3.9\times10^4$ MPa；故蒙皮取 30 层的方案不能满足要求。$G=1.69\times10^4$ MPa 时对应的 $V_{\pm45}=0.65$，而 $V_0=0.35$，$V_{\pm45}=0.65$ 时对应的 $E=4.2\times10^4$ MPa，与所要求的 $E=4.32\times10^4$ MPa 很接近，故蒙皮取 32 层的方案可以满足要求。

蒙皮的铺层设计示于表 7.7。

(v) 检查等刚度设计前后两种结构的扭转刚度

$$GJ_p=\frac{G\Omega^2}{\sum_{j=1}^{m}\frac{\Delta S_j}{t_j}}=\Omega^2\left[\frac{G}{\sum\frac{\Delta S}{t}}\right]$$

因两种结构的计算剖面处之 Ω 不变，故只需比较 $\dfrac{G}{\sum\frac{\Delta S}{t}}$ 即可。

$$\left[\frac{G}{\sum\frac{\Delta S}{t}}\right]_{铝}=\frac{2.7\times10^3}{\frac{600}{3}}=0.013\,5\times10^4\ \text{MPa}$$

$$\left[\frac{G}{\sum\frac{\Delta S}{t}}\right]_{复材}=\frac{1.66\times10^{3}}{\frac{600}{4.8}}=0.013\ 3\times10^{4}\ \text{MPa}$$

两者相差仅为1.5%，故是可以的。

表 7.7　示例中的蒙皮铺层设计用表

蒙皮层数	蒙皮厚度 t /mm	蒙皮剖面积 F /mm²	所需的 $E_{蒙皮}$ /MPa	所需的 $G_{蒙皮}$ /MPa
28	$28\times0.15=4.2$	$150\times4.2=630$	$\frac{3\ 112.47}{630}\times10^{4}=4.94\times10^{4}$	$\frac{1\ 215}{630}\times10^{3}=1.93\times10^{4}$
30	$30\times0.15=4.5$	$150\times4.5=675$	$\frac{3\ 112.47}{675}\times10^{4}=4.61\times10^{4}$	$\frac{1\ 215}{675}\times10^{3}=1.80\times10^{4}$
32	$32\times0.15=4.8$	$150\times4.8=720$	$\frac{3\ 112.47}{720}\times10^{4}=4.32\times10^{4}$	$\frac{1\ 215}{720}\times10^{3}=1.69\times10^{4}$

层数				体积比			铺层	t	F	E	G
0°	±45°	90°	总数	0°	±45°	90°		mm	mm²	MPa	MPa
12	20	0	32	0.375	0.625	0	$[\pm45_2/0_3/\pm45_3/0_3/\pm45]_S$	4.8	720	4.3×10^{4}	1.66×10^{4}

(5) 气动弹性剪裁法。在前述的几种铺层设计方法中，为了减少设计和工艺上的难度，尽量采用均衡对称层压板以避免或减轻各种耦合效应，实际上大多数情况下还都采用了一般$\frac{\pi}{4}$层压板。而气动弹性剪裁则是利用复合材料的各向异性及其各种耦合效应进行铺层设计，以获得预期的结构柔度特性或者产生某种所希望的特定变形来实现气动弹性上的某种收益和减轻结构重量。不言而喻，这种设计方法仅适用于气动力翼面结构。

初级的气动弹性剪裁技术是利用对称非均衡层压板的拉-剪耦合效应和弯-扭耦合效应。美国的X-29A前掠翼验证机的机翼外侧部位就是采用这种气动弹性剪裁技术进行铺层设计的。高级的气动弹性剪裁技术则是采用非对称层压板。

可以想见，这类方法所要求的设计和制造技术都是十分复杂的，此处不作介绍。但由于这类方法有可能获得很大的气动弹性和减重上的收益，所以各先进国家都正在大力发展气动弹性剪裁技术。

7.4　复合材料结构设计

飞机结构设计的一般原理对于复合材料结构同样适用。在结构设计中，须要综合运用复合材料力学、结构力学、屈曲理论、结构设计等方面的基础知识。特别是对于长期从事并且习惯于分析和设计各向同性材料结构的工程技术人员，在思考问题的方法上需要来一个转变，即从匀质的、各向同性的概念转入一种比较复杂的、非匀质的、各向异性的全新的设计概念。本节主要是根据复合材料的特性阐述复合材料结构设计的一些主要问题。

一、复合材料结构的设计考虑

复合材料结构设计应考虑以下各方面：

1. 结构效率高

为此应从以下几方面着手

(1) 选择合理的结构型式和层板构形。

(2) 铺层设计中要扬长避短，充分利用复合材料优良的性能，避免使用其弱的横向性能和剪切性能。还应注意由于复合材料层压性带来的某些区域易产生分层的问题，应尽量避免因分层引发结构承载能力的下降或失效。

(3) 与单纯的层压板不同，对于层压结构要注意某些敏感区的局部铺层设计，如在连接区、局部冲击区、集中力作用点、开口附近等处的铺层局部调整，以及在结构尺寸和结构外形突变区的铺层过渡问题。

(4) 提高结构整体性。复合材料比金属更易制造出形状复杂的构件，并有可采用共固化工艺制造大型整体件的优点。设计中在不增加工装的复杂程度的情况下应尽量减少零件数量，设计成整体件，如大块机翼整体壁板。这样可不用或减少紧固件的数量，提高结构效率，减轻结构重量，并可减少钻孔、装配工作量和制造成本。

2. 要保证结构中各元件之间的载荷传递

复合材料构件与金属构件不同，除具有一定形状外，还可有不同的层板构形。要使各元件之间(如蒙皮和桁条、翼肋、腹板之间)的承载路径是连续的；连接的形式和方法应与需传递的载荷性质(拉压、剪切)及方向相适应，尽量避免偏心和切口效应。同一构件需拼接时，其纤维取向也应连续。

3. 易加工、易修理

复合材料结构设计除了与材料设计同步进行外，还应与工艺方法综合考虑。所设计结构良好的工艺性不仅可降低成本，而且可避免或减少成形和机械加工时可能产生的各种缺陷，其中包括分层。

4. 合理的连接设计

由于设计、工艺和使用维护等方面的需要或限制，总必须安排一定的设计和工艺分离面以及维修口盖等，所以连接设计是复合材料结构设计中必不可少的关键环节之一。但鉴于影响复合材料结构和连接强度的因素比金属结构要复杂得多，因此复合材料结构的连接设计与金属结构有着不同的内容和特点，必须予以足够的重视。

5. 对于重要结构应考虑损伤容限能力，并按要求进行损伤容限设计、分析和验证(详见7.5节)。

6. 所设计结构与环境的相容性，以及对腐蚀、雷击、静电的防护设计。

以下我们将根据关于复合材料力学特性的理论和试验研究，以及设计实践和使用经验，对结构设计中的一些重要问题和设计原则进行介绍。

二、飞机复合材料结构常用的结构型式

1. 复合材料结构常用的结构受力型式

目前飞机结构中复合材料应用得最多的是翼盒受力结构，包括机翼、尾翼(含安定面和舵面)以及副翼、襟翼等活动面，也有部分机身段结构。从受力型式上看大部分与金属结构中的半硬壳式结构(如单块式机翼、多腹板式机翼和桁条式机身等)以及硬壳式结构相似。以机翼、尾翼盒段结构为例有以下各种型式：

(1) 双梁、多肋和由蒙皮、筋条(相当于长桁)共同构成的受力盒段。在国外的民机结构中，特别是各类尾翼机构中很多采用这种型式。其中蒙皮(或夹层蒙皮中的面板)主要受面内载荷，铺层情况由面内载荷决定，一般采用 $\pi/4$ 层压板。弯矩引起的轴向载荷(机翼、尾翼的主要内力)由蒙皮、加筋条和梁缘条组成的壁板承受，因此筋条与缘条以 0° 铺层为主。由所受剪力确定腹板的 ± 45° 层数，再由泊松比等其他要求确定 0°、90° 铺层数。各元件之间可以用二次固化或机械紧固件连接，但较合理的型式应是采用整体结构，尤其是壁板。图 7.15 即为一个典型例子。

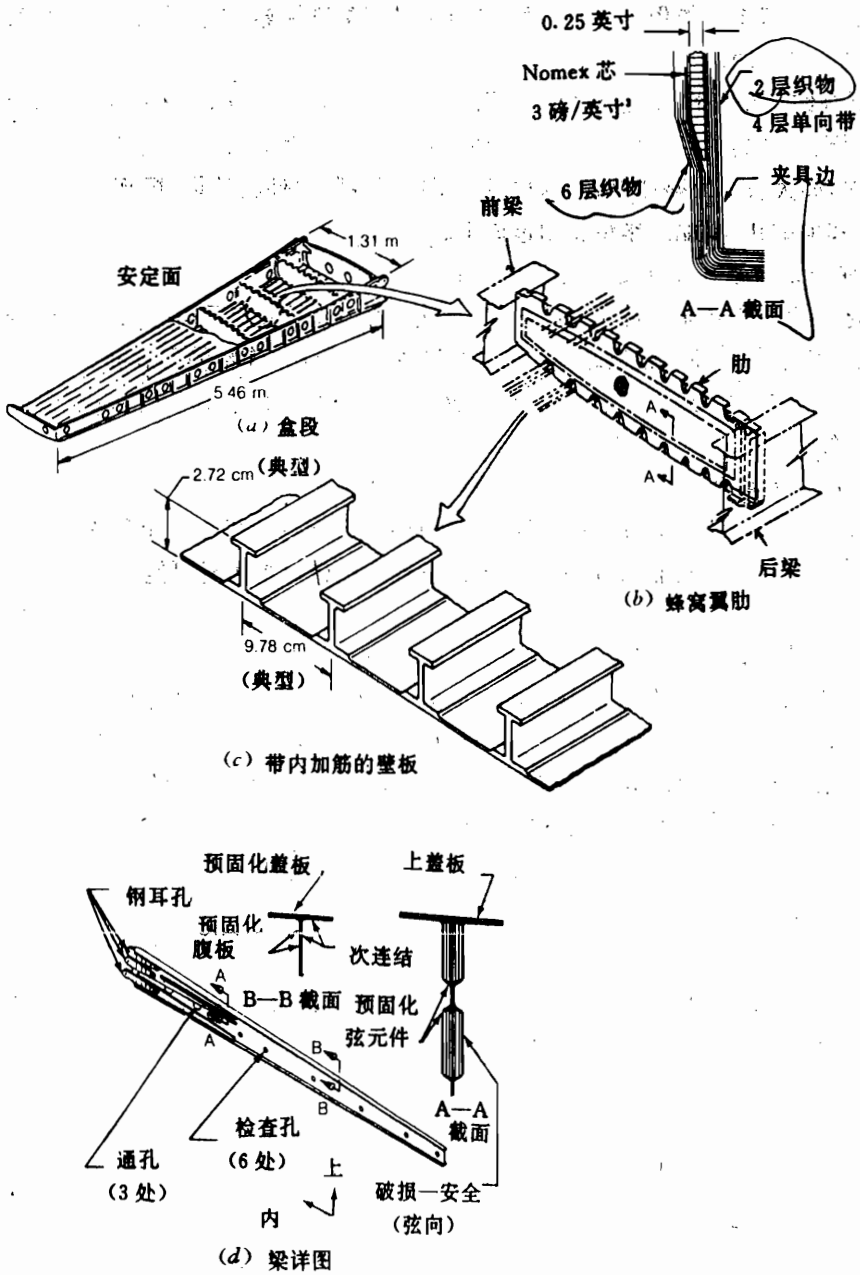


图 7.15　波音-737 复合材料水平安定面

翼盒中的蒙皮、梁、肋等结构元件可用实心层压结构，也可采用各种夹层结构。对于某些小型飞机的全复合材料机翼，在采用夹层蒙皮时可以采用只布置梁、肋的梁式结构型式，如图7.16所示的大展弦比远航程飞机“航行者”的复合材料机翼就是一个例子。

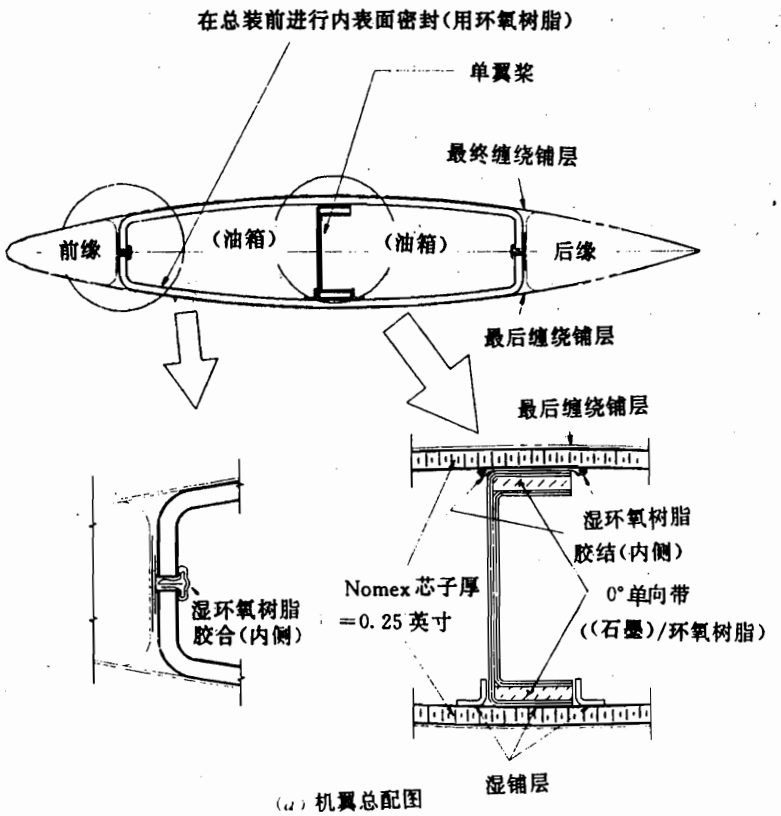


图 7.16 “航行者”复合材料机翼详图

(2) 厚蒙皮多墙式结构型式　在高速战斗机的金属薄翼面结构设计中因这类结构型式能提供上、下蒙皮间较大的形心间距和较大的扭转刚度而得到应用。对于复合材料翼面结构，这种结构型式更有其明显优点。因为多墙结构有可能设计成其一边的墙缘与腹板和该侧蒙皮

共固化成形，另一边的墙缘与另一侧蒙皮共固化成形，缘条与腹板的连接可布置在结构内部，这样不仅可以减少机械紧固件的数量，而且还能提高翼面的表面质量和减轻对受力蒙皮的开孔削弱(图 7.17)。

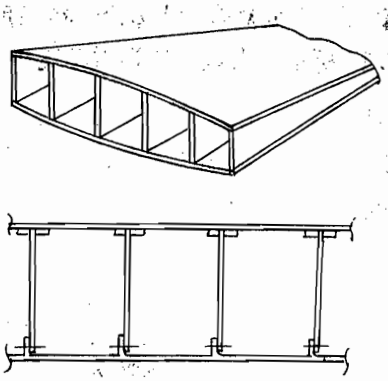


图 7.17　多墙(梁)结构示意图

在 AV－8B 的机翼盒段中则采用了实心层压板蒙皮和由滚压成形的波纹形腹板与附加凸缘组成的正弦波梁，并设计成左右一体的整体式结构，从而消除了受载很大的对接接头(图 7.18)。

(3) 全高度蜂窝夹层结构　对于某些薄翼型或楔形结构，采用全高度复合材料夹层结构是较合适的，因为它可以大大减少层压板上的开孔和紧固件的数量。特别是采用轻质 Nomex 蜂窝夹芯，使这类结构具有更好的刚度特性和减重效益(见图 7.19)。

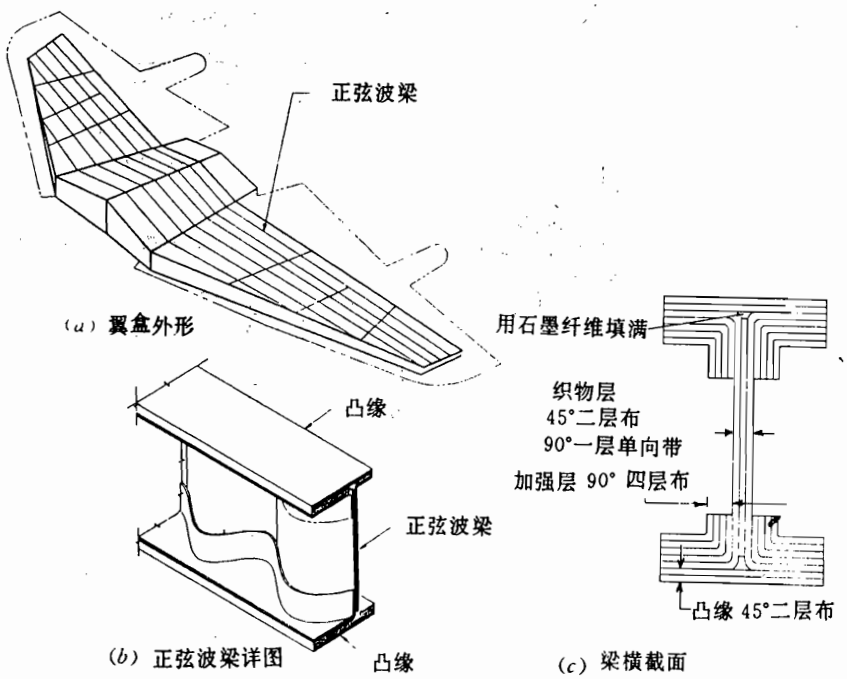


图 7.18　AV－8B 机翼及正弦波大梁

(4) 硬壳式结构　这类结构可由层压板、夹层板或波纹板构成，一般为筒形件(如机身)、整流罩等。由于波纹板结构的抗屈曲性能好，用于承受轴向压缩载荷或剪切载荷的部位，有可能减轻结构重量。我国自行研制的一种卫星结构主承力件即采用碳复合材料波纹承力筒，筒径为 920 mm，有 132 个帽形波纹，用四块波纹结构件组合而成。

2. 复合材料结构形式的比较

复合材料的高成本效益应用，应包括与制造方法相结合的材料与结构概念的更新。为获得具有经济竞争能力的机体，一种重要的概念是使结构尽量减少零件数目和便于实现自动化生

产。对此，国外在最近的一份研究报告中曾提出，利用复合材料的各向异性特点制造的效率最高的结构，主要是夹层-增强蒙皮和整体加强筋蒙皮（附加宽间距的增强件）两种。具体的应用情况还应结合具体结构进行研究。对于机身，夹层蒙皮壁板具有许多有吸引力的优点。而大多数机翼结构，由于要求的载荷强度与刚度高，很可能更宜于采用整体加筋复合材料蒙皮，美国的A-6、AV-8B和V-22飞机就是这样做的。由于载荷大，致使这些蒙皮太厚，故而采用夹层结构不是很好的方案。此外，许多现代飞机利用每一处可用的翼内容积作为整体油箱，而将夹层蒙皮用于整体油箱使人担心燃料会渗入夹芯空隙，还担心由于夹层蒙皮的总厚度较大而使储油容积减少。以下我们着重对这两种结构（或称"构造"）形式作进一步的介绍。

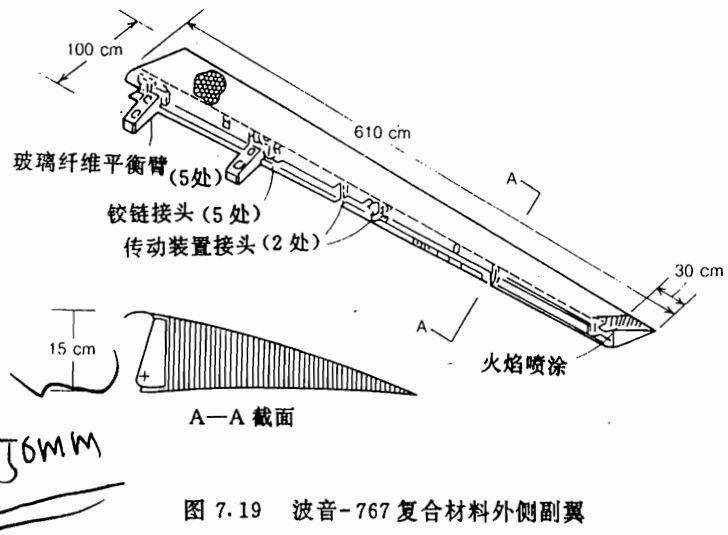


图 7.19　波音-767复合材料外侧副翼

(1) 整体式结构　所谓整体式结构就是若干个复合材料零构件其本身的固化与连接过程同时完成。考虑到复合材料具有易于成形复杂形状的优点，为了减少，甚至消除各构件间对接处轴向力传递的参与现象，以及减少零件和连接件的数量，以便进一步减轻结构重量，复合材料结构应尽量设计成整体式结构。其中最常用的是各类翼面结构的整体加筋壁板。图 7.20为"空中客车"的复合材料垂尾整体壁板，蒙皮上带有整体桁条（也称加筋条）和翼肋腹板构成的格栅结构。壁板底部宽 7.8 m，高 8.3 m，重量比铝结构减轻约 22%。由于采用了整体结构，该垂尾的零件数由铝合金盒形结构的2 076个减为复合材料结构的95个。图 7.21示出了AV-8B的复合材料平尾结构，其下壁板是带有6根墙的整体结构，上蒙皮通过特殊的盲式紧固件与之连接。实际上AV-8B的前机身也正是由于采用了整体式结构，使原来需237个零件和6 440个紧固件的铝合金结构减为只有88个零件和2 450个紧固件的复合材料结构。

要注意的是在设计整体壁板时还应选择最佳的层板构形。如图 7.22 所示为几种加筋板构形。

在设计层板构形时除了进行各部分的铺层设计外，还应确定铺层的走向，要否连续铺设，要否局部增强等。如图 7.22 中各加强筋的上缘条均与蒙皮贴合在一起，筋条的腹板部分则由上缘条延续下来转为垂直走向形成（(*a*)、(*b*)、(*c*) 的T型加强筋）或再转 90° 构成筋条的下凸缘（(*f*) 的J形、(*g*) 的I形加强筋），(*d*)、(*e*) 则为帽形。其中(*a*)、(*b*)、(*c*) 三种均容易与框、肋连

接，而(*d*)、(*e*)均很难连接。但(*a*)图所示壁板的筋条下端易分层；而(*b*)图所示壁板的筋条因铺层连续铺设把下端包起来了，故不易分层；且因加了一束单向纤维增强，其弯曲性能有所改善。I形和帽形均增加了扭转稳定性和提高了屈曲强度。尤其是帽形可允许增加两个筋条之间的蒙皮宽度，于减少零构件数量有利。

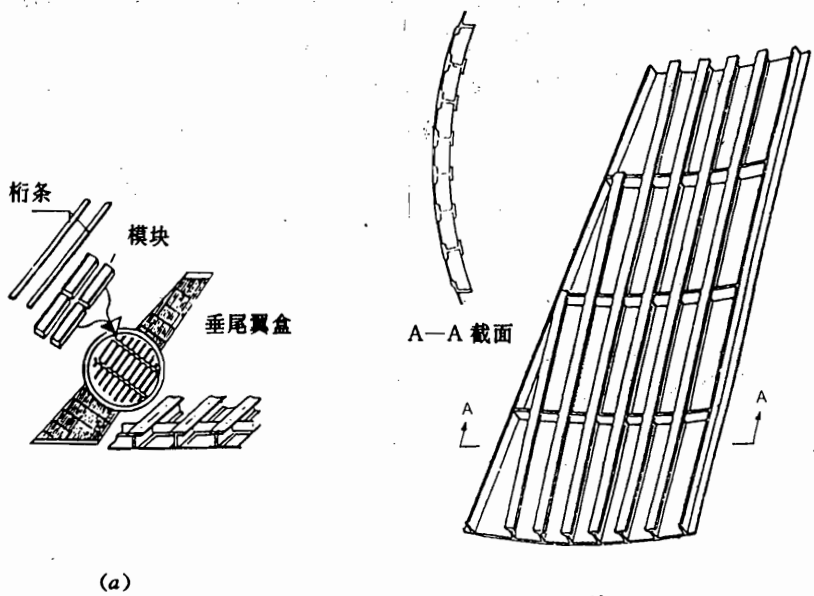


图 7.20　空中客车 A－310－300 和 A－300－600 复合材料垂尾
(蒙皮上带有整体长桁、梁缘及受剪腹板)

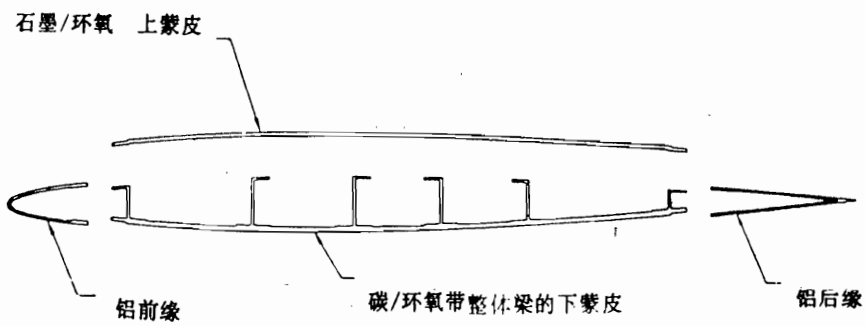


图 7.21　AV－8B 复合材料多梁式平尾

(2) 夹层结构　夹层结构由面板(如实心薄层压板)和芯子(主要为蜂窝夹芯)组成(图 7.22(*h*))。由于有芯子的支撑，夹层结构有较高的抗弯刚度，具有承受压载的能力和使大面积承剪壁板保持剪切稳定的刚度。波音－360 技术验证直升机的机身因采用复合材料夹层结构壁板和宽距加强(框距宽达 1.8 m)，与等效的金属半硬壳结构相比，成本大幅度下降，零件数目减少 86%，紧固件数目减少 93%，加工与装配这种结构的生产工时只有过去的一半。此外不少

民机上的舵面、安定面等翼面结构也采用了夹层结构，如A-330、340的方向舵、DC-10的垂尾等。图 7.23 所示为波音-767 的方向舵，其蒙皮壁板、梁和翼肋均使用蜂窝夹层结构。

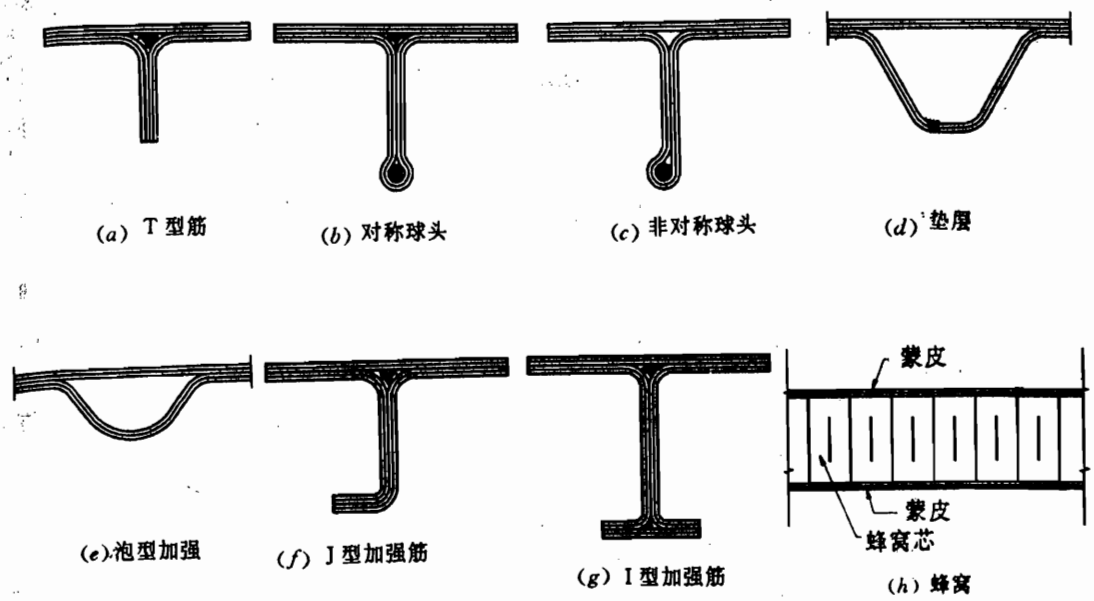


图 7.22　复合材料壁板

(a～g) 加筋板；(h) 蜂窝壁板

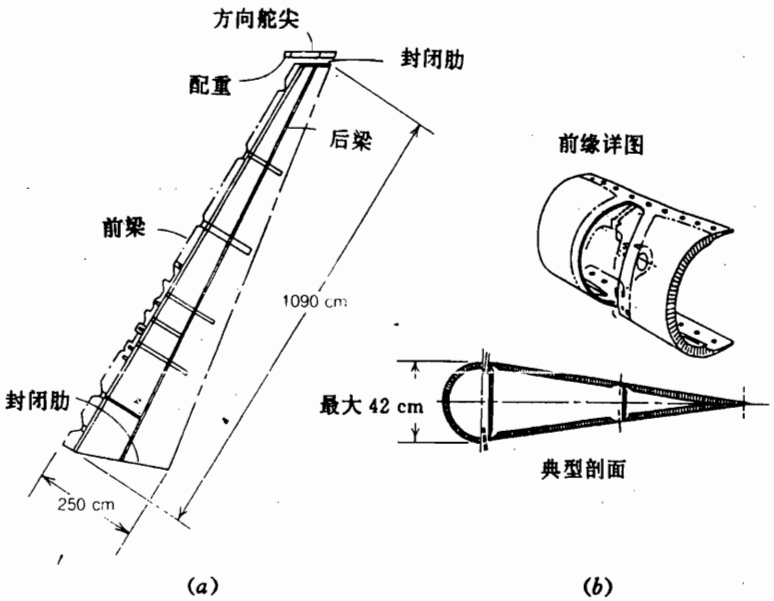


图 7.23　波音-767 复合材料方向舵

(a) 复合材料方向舵　(b) 方向舵数据和详图

三、复合材料构件的铺层设计一般原则和某些细节设计的考虑

铺层设计是复合材料结构设计中最关键性的设计工作之一，它也是复合材料结构设计特

有的工作内容，铺层设计的优劣在很大程度上影响着结构设计的成败。此处对铺层设计的一般原则综述如下：

1. 根据复合材料力学特性，为使层压构件具有最佳的承载能力和刚度特性，一般应注意以下几点

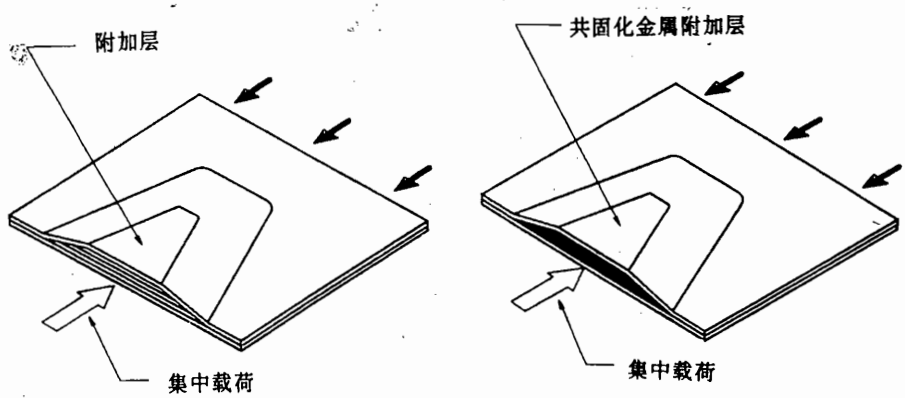
(1) 除特殊需要外，结构应采用均衡对称铺层，以避免耦合效应(泊松耦合一般总有)。

(2) 铺层的纤维轴线应与所受力的拉压方向一致，以便最大限度地利用纤维轴向所具有的高强度和刚度特性。

(3) 由 0°、90°、± 45° 铺层组成的结构，其中任一铺层角的百分比应大于或等于 6～10%，以防基体直接受载。

(4) 对于受轴压的构件，例如梁、肋的缘条和加筋条的凸缘部位，除布置较大比例的 0° 铺层外，也需布置一定数量的 ± 45° 层，以提高局部屈曲强度，并应将 ± 45° 层尽量铺设于表面，这样做还可改善工艺性。

(5) 对承受集中力部位应进行局部加强；当为集中冲击力时，还应配置一定数量与载荷方向成 ± 45° 的铺层，以便将集中载荷扩散(图 7.24)。



(a) 基础层压板承受集中载荷

(b)基础层压板中附加金属层承受集中载荷(建议不要采取这种方法)

图 7.24 边缘集中载荷作用下，层压板的局部加强

2. 为减小层间应力，防止分层或层间局部脱胶的设计考虑

复合材料层压结构由于它的“层压性”，在某些情况下会出现分层或层间局部脱胶的现象，以致降低结构的承载能力，尤其是压缩载荷和冲击载荷的承载能力。究其原因，除去制造缺陷因素之外，从设计角度看，可能有以下一些原因(图 7.25)。

(1) 不同铺层角的铺层之间刚度特性和热膨胀特性差别过大，从而出现过大的层间应力；特别是在自由边附近；

(2) 在结构变厚度区厚度变化过剧或断层处理不当，或有其他应力集中现象(如弯曲半径过小)；

(3) 由于某些原因出现层间法向应力 σ_z。

为此在铺层设计时针对以上各点应注意以下几个问题：

① 层压板的相邻层夹角应最小。尽可能使不同铺层角的铺层均匀铺叠，不宜过多集中在

一起，根据使用经验，超过 4 层易出现分层。

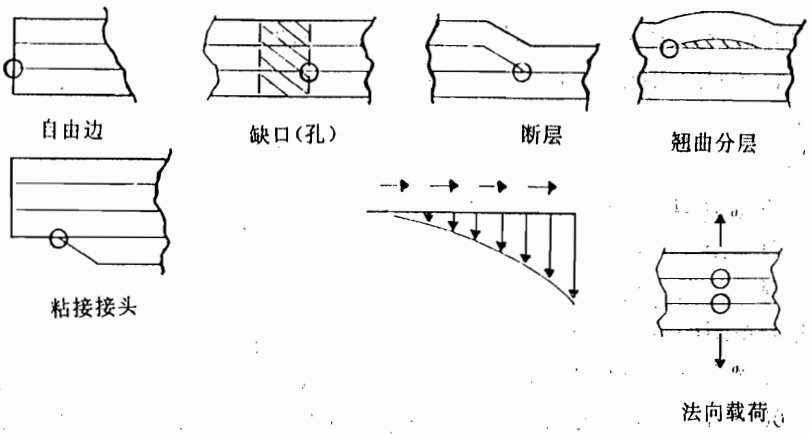


图 7.25　分层起始位置

② 在结构变厚度区铺层数递减或递增宜成小台阶形，并在表面铺设连续的覆盖层以防剥离(图 7.26)。

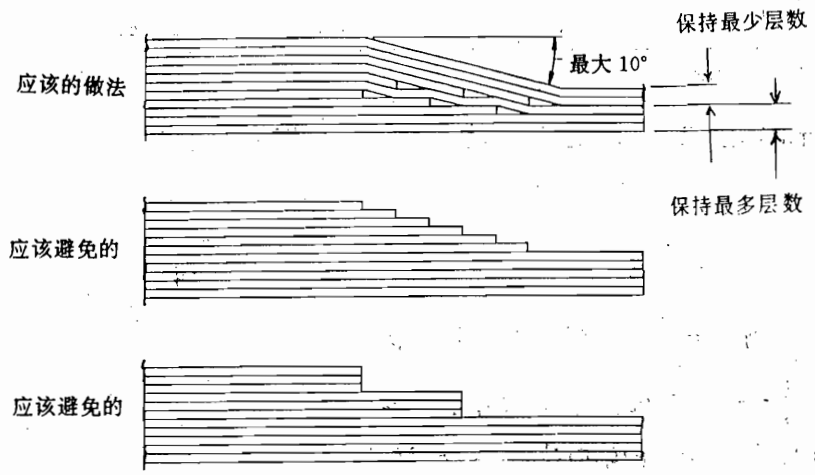


图 7.26　层压板厚度过渡(对称均衡层压板)

③ 防止过小的弯曲半径，减小和尽量消除应力集中，如桁条端部应斜削。

四、开口区设计

在飞机结构上为了使用和维修，开口通常是不可避免的。与金属结构类同，开口区所在结构既可能处于受正应力状态，此时开口区存在着正应力的集中与扩散问题；也可能处于受剪应力部位，如梁、肋腹板；或者处于两种应力均存在的复杂应力状态，如蒙皮壁板上的开口。

1. 开口对复合材料结构的影响与金属结构相比有下述特点：

(1) 开口不可避免会切断某些纤维，影响纤维受载的连续性。

(2) 复合材料从初始加载直到破坏，无明显塑性阶段，所以开口区的强度削弱比较严重。

(3) 复合材料层压板的剪切强度低，参与区范围大。

(4) 复合材料结构的开口边缘存在自由边界效应。

(5) 复合材料的开口影响区比金属结构相应的开口影响区大。

(6) 复合材料多向层压板的层间强度低，为此复合材料结构的开口不易补强，且补强的范围比金属结构大。

2. 开口影响区

以下我们先以一近似的数例计算来定性地说明开口区正应力集中与扩散参与区的情况，详细的计算应通过有限元分析确定。

开口区的载荷之扩散与集中

虽然单向复合材料的拉压比强度很高，但其剪切强度却很低，如国内现用的T300/4211单向板的纵向拉伸强度 $X_t = 1\ 147$ MPa，而其面内剪切强度 S 却只有 61 MPa，多向层压板的情况要好些，以 T300/4211 的[0_2/ ± 45/0/ ± 45/0]$_s$ 层压板为例，其 X 向抗拉强度 σ_b 和面内剪切强度 τ_b 值如表 7.8 所示。

表 7.8　层压板强度

材　料	规　格	厚　度	σ_b	τ_b
T300/4211	[0_2/ ± 45/0/ ± 45/0]$_s$	2 mm	798.7 MPa▲	174.4 MPa▲
LY12-CZ	钣　材	2 mm	392 MPa	235.2 MPa

表中 ▲ 值为理论估算值。

若有一计算部位，需将轴向力通过剪切方式传递，如图 7.27 所示。

$$2\tau_t = \frac{\sigma_t at}{bt} = \frac{a}{b}\sigma_t$$

$$\tau_t = \frac{u}{2b}\sigma_t$$

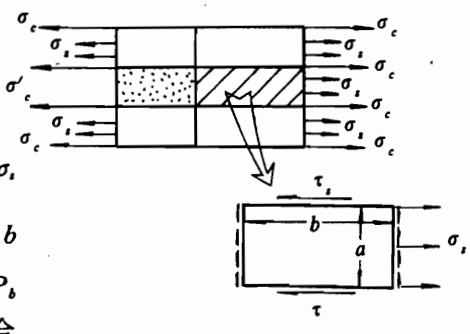


图 7.27　开口部位处载荷的传递

设 $\frac{a}{b} = \frac{1}{2}$，则 $\tau_t = \frac{1}{4}\sigma_t$。对铝合金材料，若取 $\sigma_t = \sigma_b$，则 $\tau_t = \frac{1}{4}\sigma_b = 98$ MPa，因为 $\tau_t \ll \tau_b$，说明在 $b = 2a$ 的板元尺寸下，板元的轴向拉伸极限载荷 $P_b = \sigma_b at$ 可以全部转化为剪力形式传递出去。对复合材料，若取 $\sigma_t = \sigma_b$，则 $\tau_t = \frac{1}{4}\sigma_b = 199.7$ MPa。因为 $\tau_t > \tau_b$，故改取 $\tau_t = \tau_b$，得 $\sigma_t = 4\tau_t = 4\tau_b = 697.7$ MPa。

$$\frac{\sigma_t}{\sigma_b} = \frac{697.7}{798.7} = 0.874 = 87.4\%$$

这说明在 $b = 2a$ 的板元尺寸下，板元的轴向拉伸极限载荷 $P_b = \sigma_t at$ 不能全部转化为剪力形式传递出去，而只能传走其中的 87.4%，也即由于复合材料板的剪切能力低而限制了板的轴向承载能力的充分发挥。

当 $\frac{a}{b} = 1$ 时，则 $\tau_t = \frac{1}{2}\sigma_t$。对铝材取 $\sigma_t = \sigma_b$，则 $\tau_t = \frac{1}{2}\sigma_b = 196$ MPa $< \tau_b$，说明此时板元的轴向极限载荷仍可全部传递。对复合材料，则 $\frac{\sigma_t}{\sigma_b} = 0.437 = 43.7\%$，说明此时所传递的载荷

更少了。

上述数例对比说明复合材料板件有开口时的轴向承载能力的发挥要受到传剪能力的制约，故在结构型式的选择和细节设计时应力求避免通过层压板的受剪来传递大的轴向载荷，当不能避免时则须布置比金属结构要大的传力参与区。

通过有限元分析和细节设计可以具体确定传力参与区的形状、大小及其铺层设计。

根据理论分析可知当结构处于受剪状态时情况相似。由圣维南原理解得端部效应，复合材料特征衰减长度（即影响区）λ 与各向同性材料的特征衰减长度 λ_i 之比如下：

$$\lambda/\lambda_i = 0.67(E_x/G_{xy})^{1/2}$$

开口影响还与开口大小相对于结构基本尺寸的比值有关。以剪应力为主时圆形开孔为例（材料为 T300/5222，$\pm 45°$ 层比例在 60% 以上），当 $d/W = 0.2$ 时，$\lambda \geqslant 2.5d$；$d/W = 0.4$ 时，$\lambda \geqslant 6.0d$；$d/W = 0.48$ 时，$\lambda \gg d$。比值愈大，影响区愈大。

3. 开口区设计

(1) 结构上必须开口时应注意开口的形状和位置，尽量少切断纤维，并采用应力集中系数小的开口形状。

(2) 开口区铺层采用较多的 $\pm 45°$ 一般比较有利，如对受剪构件，结构和补强材料的 $\pm 45°$ 层比例可等于或大于 60%。研究表明在碳/环氧单向（0° 向）层压板上钻一个孔产生的应力集中系数大约为 7，而在全部为 $\pm 45°$ 铺层的层压板上，应力集中系数减到 2。

(3) 开口区的补强措施应考虑整个影响区。在局部增加层压板（如受剪腹板）厚度时，应有一阶梯形或斜削的过渡区。

五、复合材料结构的连接设计

由于当前技术水平的限制，以及由于结构设计、工艺、维修、检查的需要，必须安排一定的设计、工艺分离面和各种口盖，因此在复合材料结构设计中连接设计是不可缺少的。连接部位通常是复合材料结构静强度和疲劳强度的薄弱环节，所以要特别注意连接设计。

复合材料结构连接有三种形式：机械连接（包括螺接和铆接）、胶接连接和两者的混合连接。机械连接和胶接连接是最常用的两种连接方法。一般来说，机械连接适用于可靠性要求较高和传递较大载荷的情况，胶接连接适用于受载较小的结构。这两种连接方法的优缺点比较见表 7.9。

表 7.9 机械连接和胶接连接的优缺点

	机械连接	胶接连接
优点	(1) 便于质量检测、安全、可靠 (2) 能传递大载荷，抗剥离性能好 (3) 受环境影响较小 (4) 没有胶接固化时产生的残余应力 (5) 允许拆卸再装配 (6) 加工简单，装配前元件表面无需进行专门的清洁处理	(1) 纤维连续，不削弱元件的承载能力 (2) 抗疲劳性能好 (3) 可用于不同类材料的连接，无电偶腐蚀问题 (4) 能获得光滑表面 (5) 密封性好 (6) 没有磨蚀问题

续　表

	机　械　连　接	胶　接　连　接
缺点	(1) 纤维被切断、严重削弱承载能力 (2) 易于腐蚀和磨蚀 (3) 抗疲劳性能差 (4) 采用钢和铝紧固件时，有电偶腐蚀问题	(1) 缺乏有效的质量检测方法，可靠性差 (2) 抗剥离能力差，不能传递大载荷 (3) 胶粘剂存在老化问题，受环境影响大 (4) 固化时产生较高的残余应力

复合材料因为具有各向异性和脆性的特点，加之连接孔会切断部分纤维，致使复合材料机械连接处的应力集中要比金属严重。尤其是多钉连接中，因材料的脆性使各钉孔的承载极为不均，降低了连接效率。根据研究，为提高接头连接强度，一般建议宜选用比铝结构更大的端距。构件的铺层 ± 45° 层至少占 40%，90° 层至少占 10% 比较合理。连接的防腐设计将在 7.5 节讨论。

六、层压板的屈曲与设计考虑

层压板的屈曲不仅比金属材料板要复杂而且还有其独特之处，须要结构设计人员予以注意。本章从设计角度进行简要的定性论述，在探讨层压板的屈曲特性时，常将其简化为总体匀质的正交各向异性板。

(1) 沿主向一对边均匀受压的四边简支矩形板(图 7.28)。

$$(N_{xcr})_{\min}=\frac{\pi^2 K}{b^2}$$

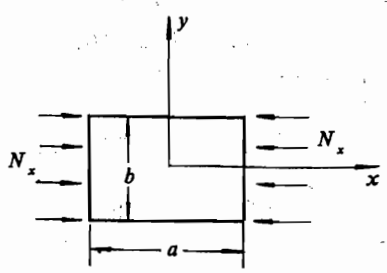


图 7.28　对边受压矩形板

当 $\frac{a}{b}>3$ 时

$$K=2\left[\sqrt{D_{xx}D_{yy}}+(D_{xy}+2D_{xx})\right] \qquad (7.33)$$

由上式可知，层压板的受压屈曲临界载荷 N_{xcr} 不仅与受压方向(X 向)的刚度，而且还与 Y 向刚度和剪切刚度有关。故当铺层参数改变时所有弯曲刚度系数随之而变，N_{xcr} 也相应改变。由于复合材料的 E_y、G_{xy} 一般较小，故其 K 值约为铝材的 $\frac{1}{4}\sim\frac{3}{5}$。为了提高 K 值，层压板中并非如人们直觉所想的增加 0° 层比例，而是应增加 ± 45° 层的比例。对于盒段的受力蒙皮，不论从提高承扭能力和提高受压稳定性都希望增大 ± 45° 铺层的百分比；但对于主要承受轴向载荷的长桁和梁缘条来讲，就需在结构铺层设计时妥善处理增大轴向承载能力和提高受压稳定性间的矛盾。以准各向同性层压板为例，其拉压极限强度(T300/4211 的估算值)与 LY12-CZ 的相当，约为 392 MPa；然而其轴压屈曲临界载荷却只有铝材的一半。

(2) 沿两个主向的两边均匀受剪的四边简支矩形板(图 7.29)。

$$(N_{xycr})_{\min}=\pm\frac{\pi^2}{b^2}K$$

$$K=\frac{9}{32}\left[\left(\frac{b}{a}\right)^3 D_{xx}+2(D_{xy}+2D_{xx})\frac{b}{a}+D_{yy}\frac{a}{b}\right] \qquad (7.34)$$

以$[\pm 45]_{2s}$层压板(T300/4211)为例

$$(N_{xycr})_C = 29\ 351\ \text{N/m}$$

$$(N_{xycr})_{A1} = 56\ 448\ \text{N/m}$$

$$\frac{(N_{xycr})_C}{(N_{xycr})_{A1}} = \frac{29\ 351}{56\ 448} = 0.52$$

当层压板采用100%的±45°铺层时,其剪切破坏强度可与LY12-CZ的相当,然而由上例可知其剪切屈曲临界应力仅为铝材的50%左右。这个特点在设计复合材料梁(墙)的腹板时应加以注意。

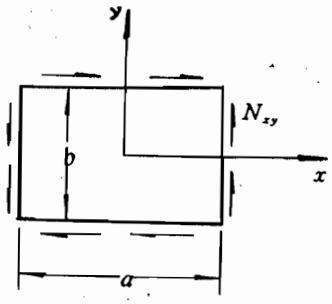


图 7.29 均匀受剪矩形板

理论分析还表明,由于90°层对D_{yy}的贡献最大。因此当$a/b > 1$后,对提高剪切屈曲临界应力增加90°层比增加±45°层有利;反之,若$a/b < 1$,则增加0°铺层就最为有利了,这个特点可在结构设计时考虑应用。

七、许用值与安全系数

1. 许用值

正确地确定许用值是结构设计和强度计算最重要的任务之一。由于复合材料结构的层压特性、材料特性和破坏机理与金属材料有很大区别,因此,在确定复合材料许用值时也必须采用与确定金属材料许用值不同的方法和原则。

材料的强度许用值是人们(工业部门、制造厂商等)根据大量试验和实践经验基础上对材料性能所作的一种限定。按照具体工程项目的设计要求选用下列许用值基准。

"A"基准:所给出的材料机械性能值是一个极限值,该值的确定条件是要求在95%置信度下至少有99%数值群的性能值高于它。

"B"基准:所给出的材料机械性能值也是一个极限值,该值的确定条件是要求在95%置信度下至少有90%数值群的性能值高于它。

对于传统的金属航空结构一般采取按设计载荷设计、按设计载荷校核的原则,故材料许用值只有破坏许用值,通常以σ_b和σ_{cr}来表示。因为金属材料的机械性能分散性较小,故常采用A基准值。而对于复合材料结构,因其机械性能的分散性大,故一般采用不同的基准。目前在复合材料结构设计时,材料的使用许用值的数值基准一般取B基准;复合材料的设计许用值的数值基准则可取B基准,或者取A基准。另外对于不进行结构试验的构件设计、或用于单路传力结构的构件设计,要求用A基准;而多路传载和具有破损安全特性的结构设计中,一般可以采用B基准。

需要注意的一点是,由于复合材料结构中各个铺层的铺向角一般都不会完全相同,因而在相同应变下各层的应力不同。所以它与金属不同,不采用许用应力作为限制值,而通常是用许用应变作为限制值;并且一般采用按使用载荷设计,按设计载荷校核的设计方法,(金属结构则设计和校核均采用设计载荷进行)。因此复合材料把许用值分为使用许用值和设计使用值。要求复合材料结构在使用载荷下的应变不高于材料的使用许用值;在设计载荷下的应变不高于材料的设计使用值。

2. 安全系数

目前一般按飞机设计规范根据飞机类别选取全机的安全系数,再根据经验或试验对复合

材料结构件乘以附加安全系数。

须要指出的是，在复合材料结构设计时，对所采用的安全系数、许用值以及温湿对材料机械性能的影响系数不能孤立地确定，而应通盘考虑，配套确定。

7.5 环境影响及复合材料结构的防护设计

在飞机使用中将会遇到各种环境因素，如温度、湿度、雨雪、雷电、盐雾和某些化学介质，它们对复合材料的制件将会产生影响，尤其是温度和湿度共同作用时影响更大。本节仅就复合材料结构设计中对环境影响的防护设计进行简要的介绍。

一、电化腐蚀的防护设计

碳纤复合材料具有较高的电位，它与金属材料之间的电位差使得它对大部分金属都有相当大的电化腐蚀作用，特别是碳纤复合材料与铝合金之间存在很大的电化腐蚀，因此需要采取某些防护措施以消除这种腐蚀作用。

(1) 注意结构密封，防止水气、特别是海水渗入，防止电解液积聚。在胶接接头和机械连接接头的端头和缝隙处涂以密封胶。

(2) 尽量避免小的金属件与大面积复合材料接触，对紧固件应严格防护。必须接触时，可采用涂层或两者之间用惰性材料、绝缘材料(如玻璃布等) 制成垫片、套管、胶带予以隔绝，也可采用湿装配连接(即带胶连接)。对胶接装配件可采用胶膜防止电化腐蚀。

(3) 设计时注意复合材料构件与相邻金属零件材料的相容性。钛合金、耐蚀钢和镍钴合金等与碳纤复合材料的电位差很小，故可直接接触而不会引起电化腐蚀。所以在碳纤复合材料结构中若需采用部分金属零件时应优先考虑采用钛合金材料，不能与铝合金以及只经镀镉、镀锌的钢直接接触。

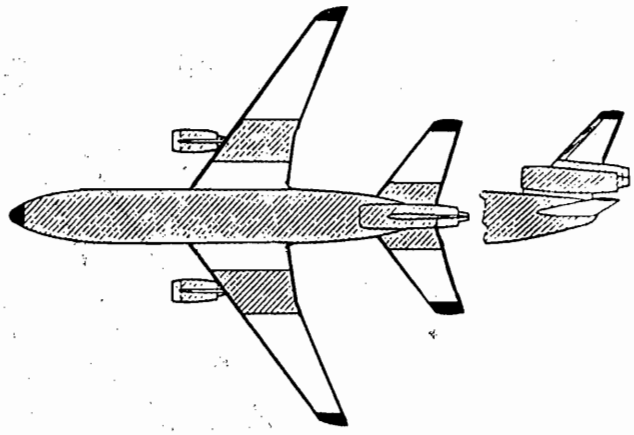
二、雷击及其防护设计

雷击是一种自然现象，飞机结构都要考虑防雷击问题。为此金属结构的零构件要适当布置搭铁线，使飞机本身形成一条电气回路。当雷击到达机体前缘或端部时，机体便成了雷电冲击的导体，有强大电流通过机体，从触及部位开始向其他部位迅速传导，直至放电。复合材料或是不导电(玻纤或芳纶复合材料)，或导电性能差(如碳纤复合材料)，因此雷击时会受到严重损伤，出现烧焦、深层次分层，甚至可能出现穿透损伤。因此当复合材料零构件处于图 7.30 所示的易受雷击影响的区域时，需要采取防雷击措施。

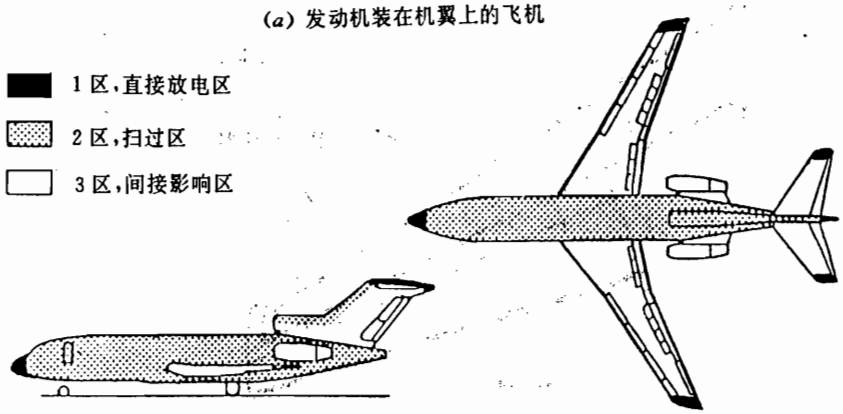
复合材料零构件防雷击的常用措施列于表 7.10 中。图 7.31 是 A－320 尾翼上采用铝棒分流器的情况。

必须注意当机翼为复合材料整体油箱时，防雷击的保护措施应保证整体油箱不至烧穿，内部不会发生火花，并使结构受损最小，以防雷击后漏油。

有关环境影响的其他防护措施可查阅有关参考文献和复合材料设计手册。



(*a*) 发动机装在机翼上的飞机



(*b*) 发动机装在机身上的飞机

图 7.30　雷击区域——运输机

表 7.10　雷击防护方法

防护方法	使用说明
表面火焰喷涂金属	喷涂厚度不易控制，应保证涂层随构件变形过程中不致产生裂纹。应采用涂有脱模剂的模具进行火焰喷涂
表面等离子喷涂金属	铺叠构件之前对模子进行喷涂。涂层厚度取决于喷枪距喷涂表面的距离
铺铝箔的预浸料	把覆有薄铝箔的预浸料铺设在模子中作为构件的外表面。对双曲度表面构件，要注意铝箔的剪裁
铝丝网	使用铝线网或铝纱网材料。适用于复杂曲面的成型，比铝箔法更易控制，具有质量小的优点。若要求表面光滑，则固化期间应使树脂透过铝丝网或涂漆前进行增填
分流片	在构件上每隔一定距离安置一片平铝片，或在构件四周形成一圈。要注意铝片与金属骨架间的搭接
防雷击导电涂层	在构件外表面涂覆导电涂层，以降低构件表面电阻。可参照有关导电漆的技术标准执行

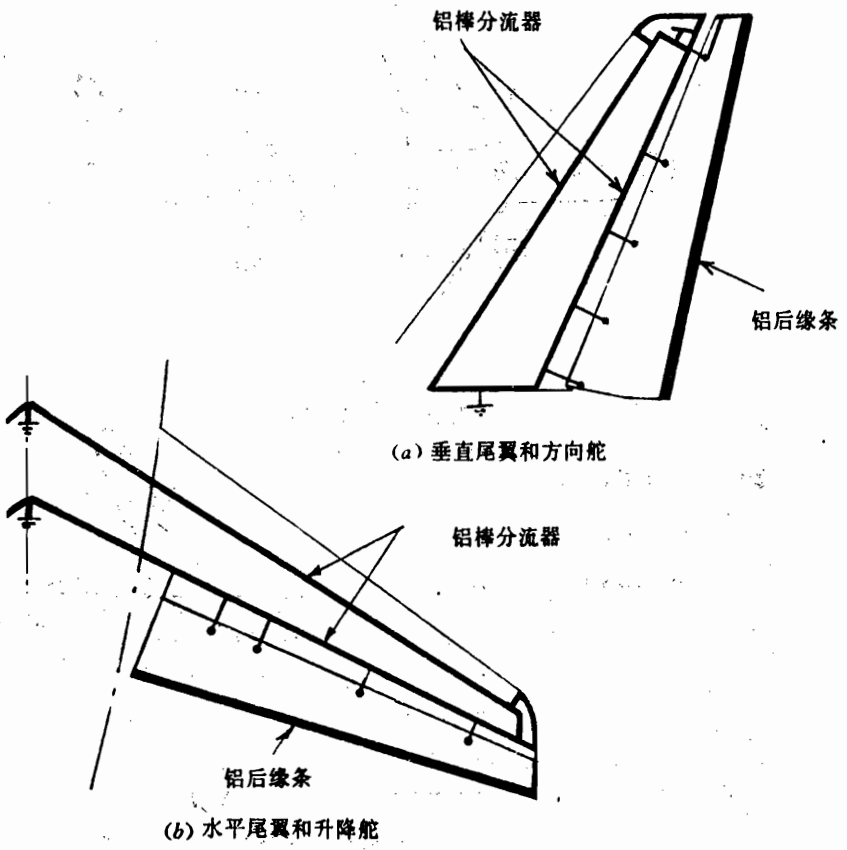


图 7.31 A-320 尾翼上的铝棒分流器

7.6 复合材料结构的耐久性/损伤容限设计

一、概述

1. 复合材料的疲劳特性

金属疲劳一般是由于在周期性循环载荷作用下形成裂纹，并不断扩展，最终导致破坏。复合材料疲劳则有着与金属疲劳显著不同的特征。以下概要介绍它们的不同之处。

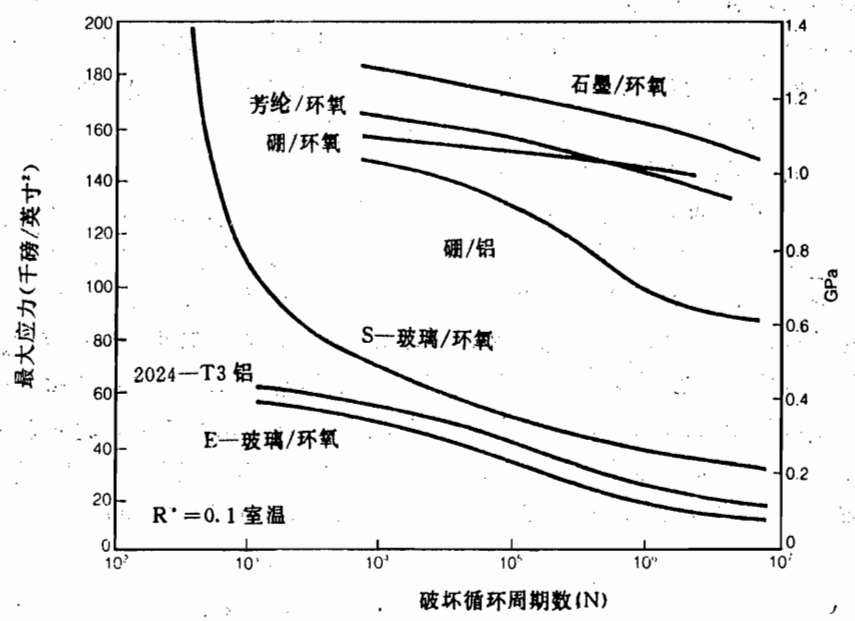
(1) 裂纹的产生和发展　金属裂纹主要产生于应力集中处或孔隙处。复合材料裂纹通常产生于填充物脱胶、夹杂、纤维脱落、纤维中断或其他应力集中处。通常金属裂纹限于一个并基本上沿原裂纹方向自相似扩展。复合材料则有多个裂纹产生，包括基体中的微裂纹。这些裂纹在周期载荷作用下会同时扩展，会穿过基体或沿着纤维/基体的界面扩展，到一定程度便导致复合材料损伤和破坏。

(2) 最终破坏　金属的疲劳破坏通常留下比较清晰的典型断裂表面。复合材料破坏时通常会看到有基体与纤维断裂、纤维拔出、或次外层翘曲等多种现象的组合。

(3) 金属材料主要是拉-拉疲劳　复合材料由于它的层压性和层间强度低，主要考虑压-压疲劳。因为一旦出现分层或脱胶，受压时很易扩展，并最终导致破坏。

(4) 由于纤维的疲劳特性比基体好，因此复合材料可以通过铺层设计使纤维的疲劳占主导地位，例如可通过沿主应力方向铺设连续的纤维或采用取向高度一致的铺层的方法来实现。

(5) 复合材料的疲劳特性明显优于金属，尤其是拉-拉型载荷下(图 7.32)。一般正交各向异性复合材料层压板的疲劳裂纹扩展速度远远低于金属材料。



R* = 拉 - 拉循环试验的最小应力与最大应力比

图 7.32 单向复合材料与铝的疲劳行为

(6) 环境因素对复合材料的疲劳性能有较大影响，尤其是湿/热环境最为严重。

表 7.11 对复合材料和金属的疲劳特性进行了对比，可供设计时参考。

表 7.11 金属和复合材料特性对疲劳和损伤容限影响的对比

对比项目	金属结构	复合材料结构
疲劳载荷类型	主要考虑拉-拉疲劳或以拉伸载荷为主的谱载荷疲劳	主要考虑压-压或拉-压疲劳和以压缩载荷为主的谱载荷疲劳
缺口敏感性	对疲劳载荷敏感，含缺口时的疲劳极限远低于缺口静强度	对疲劳载荷不敏感，含缺口时的疲劳极限(压-压和拉-压疲劳)大体上相当于缺口静强度的 50% 或更高(60%)
疲劳载荷下的刚度降	不明显	须要考虑，特别是承受高周疲劳的部件(如直升机的旋转部件)必须考虑
湿热影响	一般不考虑	必须考虑
疲劳性能分散性	比较小	很大
疲劳载荷下的裂纹(损伤)扩展	除受高周疲劳的部件外，一般要考虑裂纹扩展	目前一般采用“损伤无增长”设计概念

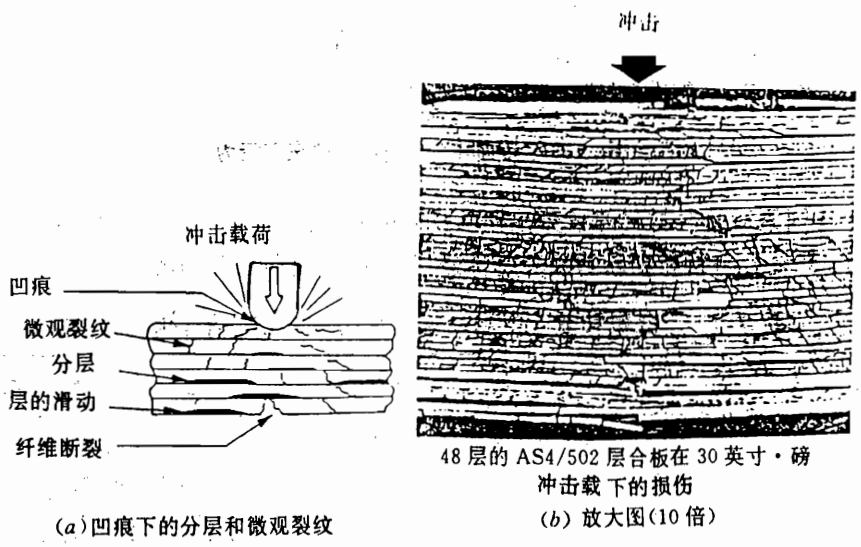
2. 复合材料的缺陷和损伤

对于金属，疲劳裂纹往往是造成结构损伤的主要原因之一。由于复合材料是由纤维、基体组合成的铺层叠压而成，所以形成缺陷和损伤的形式繁杂、多样。

复合材料的缺陷／损伤类型大致有以下几种：

(1) 制造缺陷　制造缺陷通常可以分为两类。一类是铺贴和固化过程中产生的，例如孔隙率、分层、脱胶、夹杂、贫脂或富脂、树脂固化不完全、纤维方向偏离(或纤维弯曲)、铺层顺序错误、纤维间有空隙等；另一类是在机械加工、成形和装配时产生的，例如刻痕、擦伤、撞击脱胶、纤维断裂、钻孔不当、拧紧力矩过大等。

(2) 冲击损伤　冲击引起的损伤按其形态可分为两类。一类是高能量、往往也是高速冲击，例如子弹、非包容发动机碎片、鸟撞等外来物的冲击造成的损伤，它往往是穿透性的，并伴随有一定范围的局部分层。雷击也可能导致蒙皮被击穿、产生深度分层或严重烧蚀。上述这些损伤均目视易检，可以及时发现，并很快采取修理措施或更换受损部件。另一类是低能量冲击，多数情况下也是低速冲击。它包括生产或维修用工具的掉落；叉车、卡车和工作平台这一类维护设施的撞击；维修人员无意中产生的粗暴脚踩；起飞、着落时从跑道上卷起的石头、螺钉、轮胎碎片的撞击；以及在地面或空中飞行时冰雹的撞击。这类损伤往往从冲击表面很难察觉，但内部很可能已产生了大范围损伤，因此往往会带来更大的危险性(图 7.33)。



(a) 凹痕下的分层和微观裂纹

48 层的 AS4/502 层合板在 30 英寸·磅冲击载下的损伤

(b) 放大图(10 倍)

图 7.33　冲击后的分层

在上述的两大类损伤中，对于复合材料而言最严重的是冲击损伤。当金属结构受冲击后可能仅仅引起一些凹坑(除非能量极大，以致击穿)。但复合材料是层压结构，在受低能量冲击后一般都会引起内部局部分层。因此冲击后，在压缩、层间剪切载荷和剪切载荷下均显得很脆弱。特别是在压缩载荷下，分层很易进一步扩展(图 7.34)。冲击后的压缩静剩余强度一般只剩有无损强度的 40%，远比金属严重。在周期循环作用下还将再减少其剩余强度的 40%。据此，复合材料结构的耐久性／损伤容限设计的注意力更多地集中于冲击损伤而非疲劳。表 7.12 比较了复合材料与金属结构的不同。

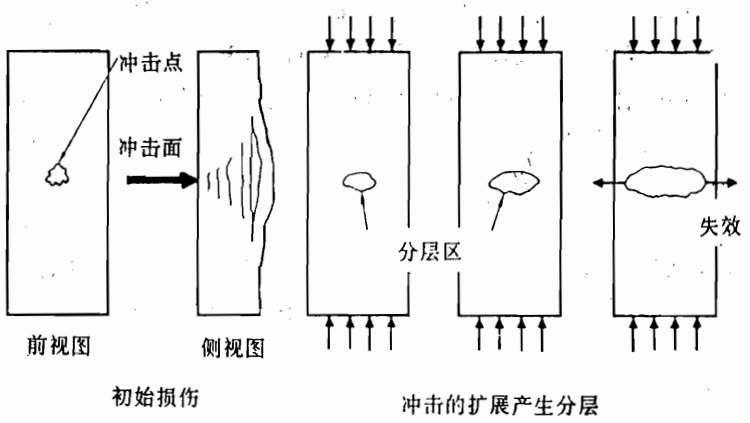


图 7.34　在周期压力载荷作用下冲击分层的扩展

表 7.12　复合材料与金属结构耐久性和损伤容限设计考虑的对比

性　　能	金　　属	复　合　材　料
应力-应变特性	低应变损伤	高应变损伤
环境对性能的影响	相对不敏感	受湿度 / 温度影响
损伤原因	疲劳；腐蚀；应力腐蚀	外物引起的损伤，制造中的缺陷
临界破坏类型	裂缝	冲击引起的分层
临界损伤容限载荷	拉伸	压缩
破坏前损伤的可检测性	通常可目视检测	无损检测(NDI)(不能目视检测)
可预见性	良好	几乎不可能

二、复合材料结构的损伤容限和耐久性设计概念和一般的设计考虑

正如前述复合材料结构在制造和使用过程中不可避免会有缺陷和损伤；同时由于使用条件下重复载荷和环境的影响，也会发生某些损伤和出现损伤扩展，所以复合材料结构与金属结构一样，应考虑损伤容限和耐久性设计。

就耐久性 / 损伤容限设计概念而言，复合材料结构与金属结构是一样的：用耐久性设计概念确定经济寿命；应用损伤容限设计概念保证飞行安全 —— 即把初始缺陷和损伤在规定未修周期内的增长控制在一定的范围内，在此期间，结构应满足规定的剩余强度要求，以保证飞机结构的安全性和可靠性。

耐久性／损伤容限的设计方法主要是正确地制定和执行对结构的耐久性／损伤容限控制计划。它包含两项任务，即选择关键件并对关键件进行质量控制，它们的原则与金属结构是相同的，只是应针对复合材料本身的弱点，比如关键件的选择就应该特别注意易受冲击损伤区域的重要构件和承受有非层板平面内的载荷的重要构件(较易引起分层)。

复合材料构件损伤容限设计的一条重要措施是限制设计应变。根据目前的技术水平，在考虑满足损伤容限要求时，主要是控制结构在设计载荷下的最大应变不超过会引起损伤扩展的门槛值，也即按"损伤不扩展"概念来设计，因此设计应变的许用值一般取得较低，显然这不利于充分发挥复合材料的潜在优势。目前国内外均在进行研究，包括提出一些适合复合材料特点的新的损伤容限设计概念、新的结构形式等，以期使设计许用应变值有所提高。

复合材料损伤容限设计的考虑与措施与金属有很多相似点，下面主要就其不同方面进行一些讨论。

1. 结构选材和材料设计

材料的断裂韧性对提高损伤容限有直接联系，鉴于复合材料最严重的损伤形式是冲击后分层，因此提高层间断裂韧性 G_{Ic}、G_{Ic} 就十分重要，这样可以减小冲击后的损伤面积，抑制分层，提高冲击后的剩余压缩强度。提高层间断裂韧性主要从两个方面考虑。一是选取韧性好的基体，因为正如前面曾提及的，层间的性能主要取决于基体的性能。另一方面可利用复合材料的可设计性，通过设计提高材料韧性。例如玻纤／环氧和 Kevlar/环氧的韧性高，就可将它们与碳／环氧复合材料混杂，构成的混杂复合材料其损伤容限特性可得到改善。采用不同的纤维、不同的铺层比，甚至不同的预浸料形式都可获得不同的效果(见图 7.35，图中的临界应变 ε_{cr} 是相应于裂纹失稳快速扩展时的应变值)。

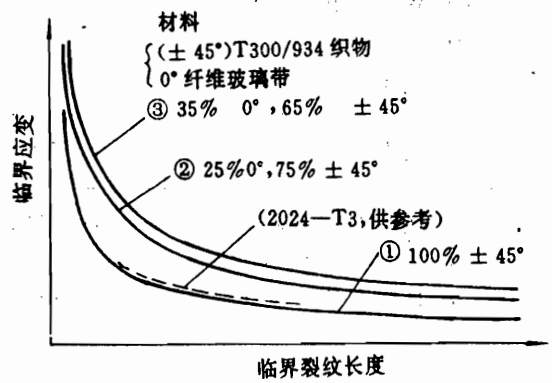


图 7.35 通过使用混杂复合材料和／或增加 ±45° 层的百分比含量来增强韧性

不同的铺层设计也会得到不同的损伤容限特性(图 7.36)。一般说 ±45° 层压板对冲击损伤和含孔拉伸均相对不敏感，所以受损后强度降要小些。

2. 结构布局

有损伤容限要求的结构布局，传力路线不宜过于集中，例如目前复合材料翼面结构常采用的多肋加筋壁板结构型式和厚蒙皮多墙(梁)式结构就属这种情况。对前一种结构型式国外还

提出了一种“软蒙皮”设计概念。它的基本设计思想是把不同铺向角的铺层组分别集中到不同的元件中去。具体地说，蒙皮以模量较低的 ± 45° 层为主（可以占到蒙皮总层数的 80%），而 0° 层集中到加筋条中，用以承受弯矩引起的轴力（正应力）。有时蒙皮中还可以混杂有玻纤。以 ± 45° 层为主的碳/环氧蒙皮主要用以受剪切载荷和冲击载荷。也有资料介绍还可在软蒙皮中隔一定间距，嵌入相当的 0° 层作为附加的增强件，起止裂带作用，如图 7.37(*b*) 中的撕裂带。图 7.37(*a*) 则是按软蒙皮概念设计的一种方案，在加筋条下方的蒙皮中附加的 19 层 0° 铺层也起止裂作用。

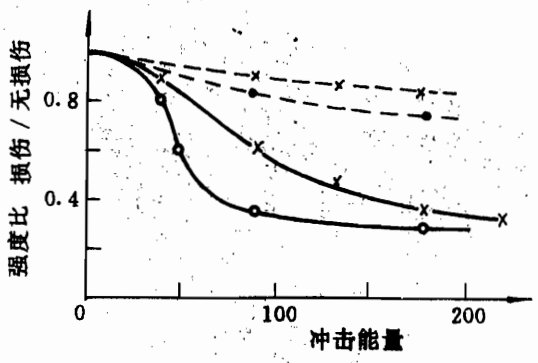


图 7.36　冲击损伤对拉伸、压缩强度的影响

拉伸：* — * 50% 0°/ ± 45°，* —— * 100% ± 45°

压缩：0 — 0 50% 0°/ ± 45°，0 —— 0 100% ± 45°

提高复合材料结构损伤容限的其他措施：如防止分层的铺层设计，降低结构细节的应力集中，止裂设计，提高结构的可检性和可修理性等，这里不再详述，读者可参阅有关参考文献和手册。

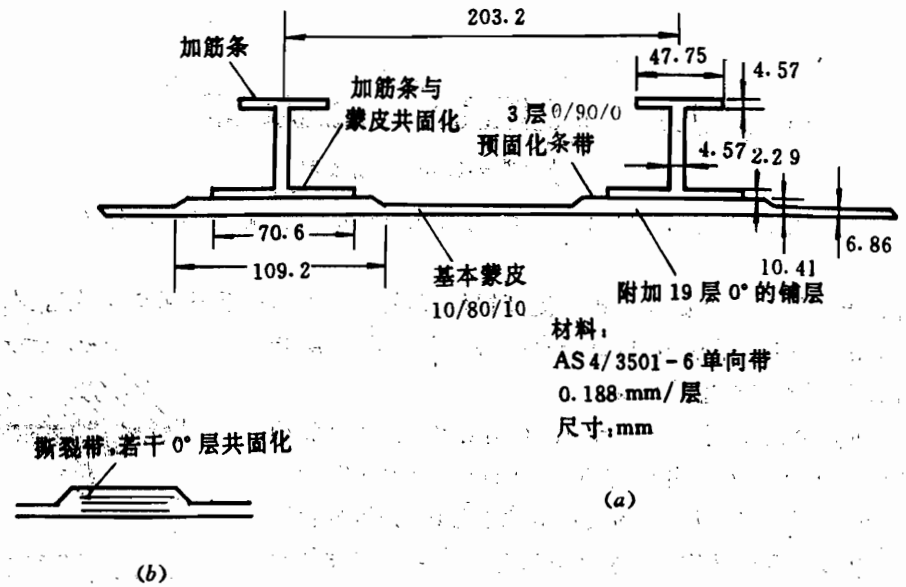


图 7.37　软蒙皮设计举例（机翼壁板典型剖面）

最后介绍一个复合材料编织结构和缝制技术。

三维编织结构是复合材料结构中的一种，它不属于层压结构，目前正在国外和国内进行应用研究和发展。由于三维编织时大约有 5% 的纤维用于垂直于板平面的 z 向，且编织结构中的纤维互相嵌套，因此不会出现分层。即使有裂纹等损伤，纤维的嵌套和架桥作用也可对其扩展起一定的阻滞作用，对于易受冲击损伤的结构是一种很好的结构形式（图 7.38）。

层压板缝制技术也起到了用纤维在 z 向增强的作用，但应采用先进的工艺，以避免针孔吸潮（图 7.39）。

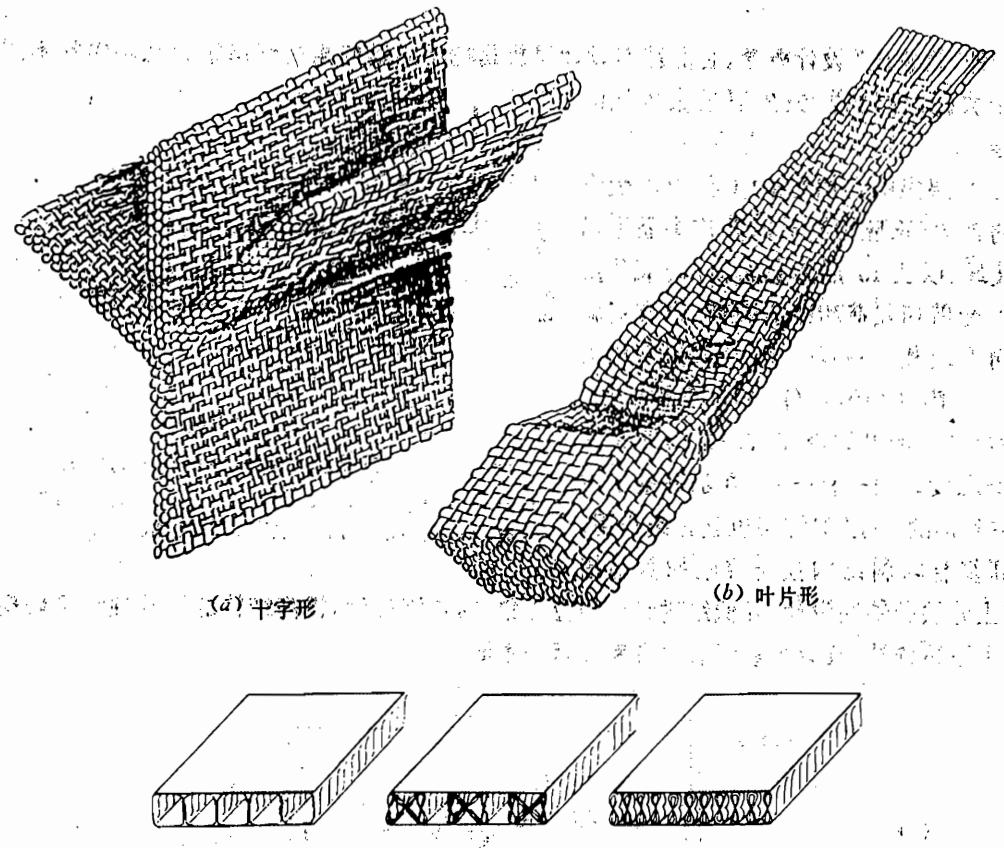


图 7.38　真实编织体的技术示意图(*a*)、(*b*)和带波纹芯的三维编织品(*c*)

须要指出的是以上提到的各种提高损伤容限的设计方法，很多可能会在静强度、刚度或重量上带来一些不利的影响，因此设计时必须全面考虑、综合平衡，才能得到比较理想的结果。

本章重点介绍了复合材料结构的设计原理、设计方法和某些应用实例。可以看出复合材料结构的设计与金属结构设计有极大的不同，须要用全新的设计概念去考虑。先进复合材料的出现以及在飞机结构上的应用是在近三十余年中发展起来的，与金属相比，它的设计、制造和使用经验还很不够，也不完善，还有很多问题须要或正在进行研究。因此学习和了解复合材料结构的设计技术须要不断关心新的发展，并积极参与这一创造性的工作。相信今后一定会有更好、更新、更完善的设计方法和设计概念提出来，使复合材料结构的设计技术不断提高，达到新的水平。

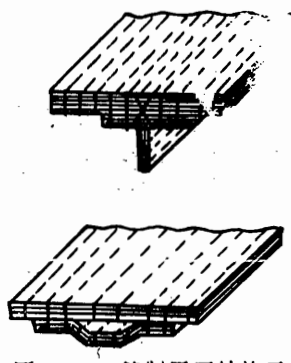


图 7.39　缝制层压结构示例

思　考　题

1. 复合材料的主要优、缺点有哪些？作为一种结构材料，它在性能上有哪些特点？
2. 采用复合材料作为飞机的结构材料，与金属材料相比，设计时的最大特点是什么？
3. 目前在飞机上应用较多的碳／环、玻／环、KEVLER／环等复合材料在性能上各有什么

缺点，一般在何种结构上用得较多？

4. 复合材料层压结构的铺层设计包括哪些内容？有哪些设计方法？你认为若在已定型飞上改用复合材料设计某结构，和在新机设计中采用复合材料设计结构时，各选择何种方法比合适？

5. 复合材料结构最宜受何种载荷？为什么？

6. 目前飞机上的升力面（如机翼、尾翼或其他操纵面）采用复合材料作为结构材料时，采哪些结构型式较多？请分析一下原因。

7. 当复合材料结构处于不同载荷状态时 —— 如拉、压或剪，常用的铺层情况如何？

8. 复合材料结构上有小开口或中开口时，与金属材料相比有些什么特点？若这个结构是拉结构或是受剪结构，那么应采取哪些设计措施补强？

9. 复合材料结构在哪些部位、哪些情况下比较容易分层？在设计时可采用哪些措施来避分层和延缓分层的扩展？

10. 复合材料结构有些什么特殊问题要注意解决？

11. 复合材料最危险的损伤形式是哪一种？它对何种强度影响最严重？

12. 复合材料的疲劳特性与金属疲劳特性有何不同？为什么？

13. 复合材料结构损伤容限设计从哪些方面考虑？

习　题

盒由前、后梁和壁板组成，盒段平均高度在剖面 I 处 $h = 130$ mm 题图
前、后梁为槽形剖面，壁板上有五个长桁，整个盒段均用复合材料

1. 一垂尾[illegible]为 35 mm，为 38 层，其铺层组成为[(±45)$_2$/0$_3$/(±45)$_2$/0$_2$/(±7.2，盒段宽 ±45)$_7$]$_s$。现若略去腹板的承弯能力，缘条作为组成壁板的一部分，试求的拉伸刚度为多大？

制成。

Γ300/4211，其单向板性能如下表：

	X_{1C}	Y_t	Y_C	S	E_{1t}	E_{1C}	E_{2t}	E_{2C}	G_{12}
	/MPa	/MPa	/MPa	/MPa	/GPa	/GPa	/GPa	/GPa	/GPa
1 415	1 232	35.0	157	63.9	126	116	8.0	8.34	3.7

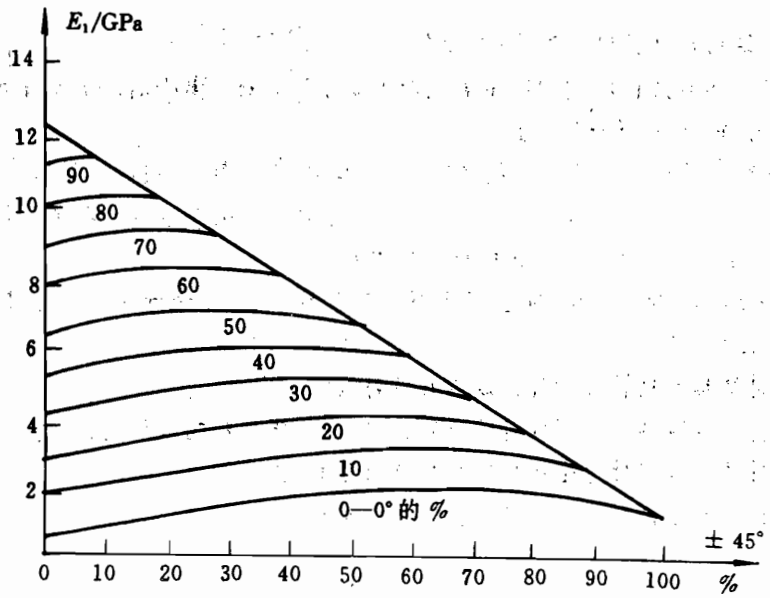
为简化计算起见，假设 X_{1t}、X_{1C} 和 E_{1t}、E_{1C} 取用拉或压中的一个值或取两者的平均值作初步设计之用。该材料的卡彼特曲线如题图 7.1 所示。

2. 若前、后梁缘条占壁板总的拉伸刚度的10%～11%，而长桁占余下的90%总拉伸刚度中的20%，即为总拉伸刚度的18%，蒙皮占总拉伸刚度的72%，那么长桁和蒙皮各要求的拉伸刚度为多大？

3. 现取一根长桁带一块蒙皮（蒙皮宽度为 $\frac{1}{5}B = 180$ mm）为一计算单元，并已知要求每个计算单元蒙皮的剪切刚度 $(GF)' = (1\,000 \sim 1\,100) \times 10^4$ N。试根据对蒙皮的剪切刚度和拉伸刚度的要求确定蒙皮的铺层组成和层数。

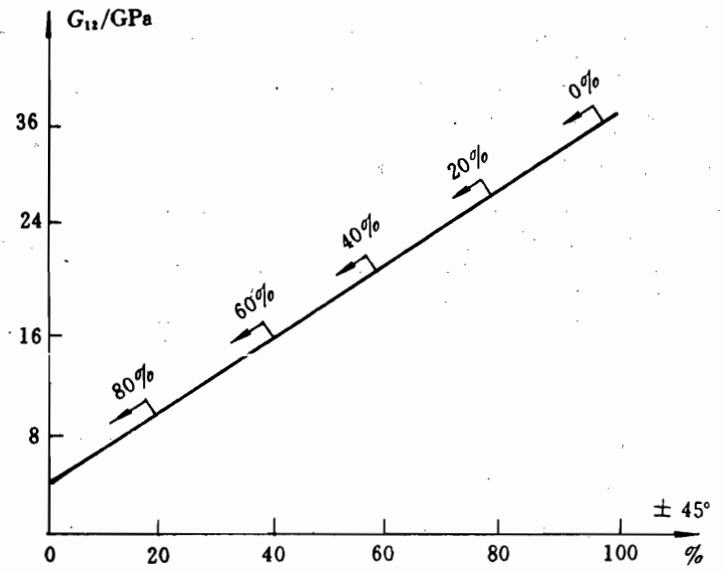
4. 若已定长桁的剖面形状为帽形，组成剖面的各边为等厚度、且铺层组分相同，各边的长度如题图 7.2 所示，请确定长桁的铺层和层数。

（注：每单层厚度 $\delta = 0.125$ mm）



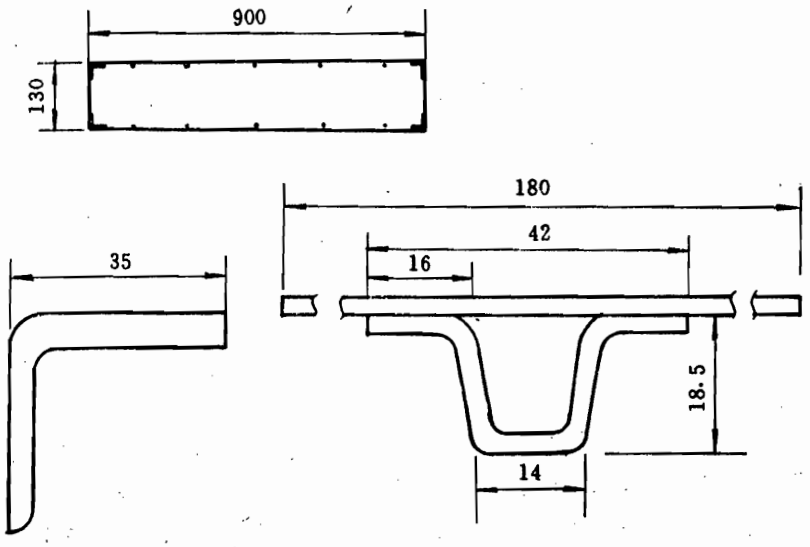
(a)

品(c)



(b)

题图 7.1



题图　7.2

第八章　起落架

8.1　概　　述

起落架是供飞机起飞、着陆时在地面(或水上)滑跑、滑行以及移动和停放用的，它是飞机的主要部件之一。它的工作性能的好坏以及可靠性直接影响飞机的使用和安全。飞机上安装起落架要达到两个目的：一是吸收并耗散飞机着陆时垂直速度所产生的动能；二是保证飞机能够自如而又稳定地完成在地面上的各种动作。然而起落架设计面临着结构设计、空气动力性能、跑道设计以及飞机驾驶员和维修人员对使用维修等方面所提出的一系列矛盾的要求，因此力求起落架设计能找到一个既能最好地协调这些要求，同时又结构轻、成本低的方案。现代飞机的起落架不单纯只是一个结构，而是一种相当复杂的机械装置，它包括减震系统、受力支柱、机轮、刹车装置、收放机构和其他一些系统。在多数情况下，飞机起落架的整个装置的重量约占全机总重的(3.7～5)%，占结构重量的15%左右。它还必须在飞机升空后能收入到对机体结构和飞机阻力的影响最小的空间中去。现代飞机由于载荷日益增大，运输机比过去要重得多(如波音-747的重量是波音707-320C的两倍多)，于是就要求有大的起落架，然而收藏起落架的空间却日益狭窄，因此要使起落架的设计能有效、满意地完成其功能就变得越来越复杂了，因而也就促进了与起落架设计有关的各个方面的科学技术有了很大的发展。本书作为教材，限于篇幅，对此无法详述，读者可参考有关的专著[22]、[23]等。本章主要介绍起落架的设计要求、载荷及其构造；阐述减震系统的工作原理及其组成；并对某些装置、机构作简要介绍。

起落架的类型除了常见的采用机轮起飞、降落之外，还有用于水上和雪地上的起落装置。水上飞机有船身式和浮筒式两种。船身式水上飞机没有专门的起落装置，飞机的起飞和降落、漂浮和锚泊由作为机身的船身承担。浮筒式水上飞机的起落装置就是连接在机身和机翼下方的浮筒。浮筒采用胶布制作后充气，有双浮筒式和单浮筒式两种。这种水上飞机常常采用陆上飞机加装浮筒的方式作为起落装置。

要求飞机能在雪地上起飞、着陆时常采用雪橇。为了使飞机也能在无雪的地面上使用，装雪橇的飞机常装有机轮，视需要可将雪橇和机轮之中的某一种装置放下，接地使用。

对于某些小型直升机还有用滑橇式起落架。滑橇应用的一般概念包括有一个小车或滚棒装置用于起飞，用滑橇作着陆，起飞的装置是留在地面上的。但也有用与地面接触的滑橇来起飞，此时要使用较高的推力/重量比，具有摩擦力非常低的地表面。滑橇一般没有刹车装置，它常比与其相当的有轮起落架要轻，且只需较少的维护，主要缺点是缺乏在地面上运动的能力。以上所述的采用机轮和浮筒的起落架都属常规起落架；雪橇、滑橇则属于非常规的飞机起落架。还有其他一些非常规起落架，如履带式起落架和气垫起落系统，其目的主要是为了能在松软的表面上使用，同时气垫系统还可大大减轻起落架重量，但它们均尚属试验性使用阶段，并未获得广泛的实际应用。有关这些起落架，本书将不作介绍。以下将只讨论常用的采用机轮的起落架的有关问题。

8.2 起落架的设计要求

起落架如同飞机其他结构一样，有一些共同的设计要求：如在保证起落架结构的强度、刚度以及预期的安全寿命的前提下重量最小；又如应使起落架使用、维护方便，易于更换修理；还有空气动力和工艺性、经济性要求等。必须说明，起落架是由各种系统、结构和机构组成的复杂部件，在使用中，属于起落架系统范畴的问题也比较多，而它对飞机的安全又有很大关系，因此起落架应具有很高的可靠性。起落架处于复杂的疲劳载荷作用下，就其设计准则而言，除强度、刚度之外，它与飞机机体结构有所不同，就目前看起落架主要按安全寿命（即疲劳寿命）原理设计，而不按损伤容限原理设计。这主要是因为起落架结构因载荷大而多采用高强材料或超高强材料，临界裂纹长度小，从裂纹可检出到断裂之间的扩展寿命短；在有些部位，裂纹的检查也比较困难。因此，目前国内外在进行起落架结构设计时，均按安全寿命设计。除上述结构设计的要求之外，起落架还应满足与本身特定的使用条件有关的下列各项要求：

(1) 起落架应有良好的减震作用，能吸收飞机着陆时的正常撞击载荷，以减小着陆及高速滑跑时所产生的撞击过载。此外应能很快耗散撞击能量，使飞机在撞击后的跳跃能很快衰减，平稳下来。在不平的场地上滑跑时，起落架不应使飞机产生太大的颠簸。

(2) 起落架应使飞机在地面运动时有良好的稳定性、操纵性和适应性。飞机起飞、着陆方便，滑行转弯灵活，转弯半径小，滑跑中不易偏向、滚翻或侧翻，不产生不稳定的前轮摆振。这些与起落架在飞机上的总体配置形式、配置参数及起落架的某些装置有关。

(3) 起落架应有良好的刹车性能，以减小着陆滑跑距离，缩短所需跑道的长度，便于使用。同时也要适当考虑在起飞滑跑前加大推力时能先刹住飞机。刹车装置必须有效可靠，最大允许刹车力与跑道表面粗糙度有关，故两者要相匹配。在侧风着陆和高速滑行时，飞机不应有倾斜或“在地上打转”等不稳定的倾向。对于舰载飞机来说，由于在甲板跑道上着舰时有拦截网或拦阻钩强制飞机停止，所以起落架上无须装强有力的刹车装置。

(4) 漂浮性要求。轮胎的充气压力和起落架的构形应当根据飞机预定使用的机场跑道面的承载能力进行选择，例如机场是很平坦的混凝土，还是松软的泥地等，以使飞机能在预定的机场上顺利通行。

(5) 起落架应便于在飞行时收藏于机体内，以减小飞行阻力，提高飞机的性能。因而应有较小的体积和可靠的收放机构、锁定装置、信号装置以及起落架操纵、定向和纠偏等装置。

(6) 防护要求：这包括两个方面，一是对起落架本身的防护，因起落架常常在某些特定环境中使用，如温度、湿度、振动、尘土、盐雾等等。起落架设计要注意防止污泥进入减震器、轮轴的内腔，要特别注意密封。还要防止轮胎抛起的外来物损坏外露的机构、设备、电缆、液压管道等，要注意这些附件的布置。另一方面也要注意当起落架结构失效时，不得使其破损物穿入乘员区、驾驶舱或造成燃油大量泄漏。

图 8.1 所示洛克希德的 C-5A 主起落架是说明满足所有对起落架的各种要求引起的设计复杂性的一个典型例子。

C-5A 是美国的大型远程军用运输机，其最大起飞重量为 330 t，要求能在土质跑道或简易机场上起落。它装有四个主起落架和一个前起落架，除前起落架装有四个机轮外，每个主起落架各有六个成对地分别排列成三角形的机轮，共 28 个机轮。这种布置通过将载荷扩散到一个较大的面积上去，同时尽可能避免轮胎重履前辙，从而增大了飞机在纯土地上的漂浮性。它有一个双动式减震器，可提高起落架在粗糙和不平的场地上滑行、吸收冲击动能的功能。还有一个轮胎空中放气系统，可使轮胎压力降到预定值，以便在着陆到纯土质土地上之前，将漂浮性增至最大。因轮子太多，不易转弯，后面两个主起落架可以自由旋转，防止轮胎与地面摩擦，并使飞机能在 45.7 m 长的一段跑道上作 180° 的大转弯。侧风定向系统可将小车架向左或向右转动 20°，使飞机在剧烈的侧风下着陆时，不必在最后一分钟去修正飞机的航向。为便于使用，该机的起落架可调节减震支柱内的液压油来实现“下蹲”，该“下蹲”系统可降低机身，使货舱地板降至距地面约 1.8 m 左右；前起落架也可“下蹲”，并可使地板处于向下倾斜 0.9°，或向上倾斜 1.5° 的位置，以便于装卸货物和人员上下。由于异常严格的设计要求，洛克希德公司称曾研究过 700 种不同的设计方案，并对 2 600 多种不同的着陆载荷情况进行了分析，从中确定出最佳方案，使上述的最终设计满足了各项设计要求。

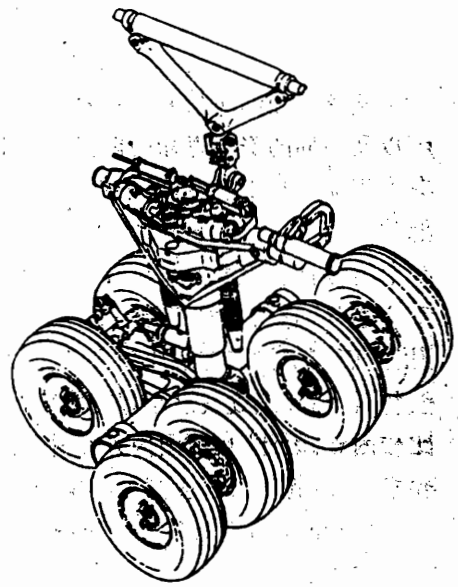


图 8.1 C-5A 的主起落架

由以上介绍可知，起落架设计绝不只是一个结构设计问题，起落架是一个相当复杂的机械装置。要获得一个好的设计，必须要有合理的结构设计；高效率的减震器和轮胎；各种复杂而又完善、可靠的系统；超高强度和抗应力腐蚀的材料；不断开发的新型刹车材料以及为提高其安全寿命和可靠性的精心设计等等，经各个方面的共同努力才能实现。

8.3 起落架的外载荷

各类强度规范和设计手册中对起落架的外载荷有具体的规定，大致有以下几种：

1. 着陆撞击载荷（图 8.2）

飞机降落时可能有三点着陆、两点着陆，甚至一点着陆、侧滑着陆等情况。以民航飞机为例，一般其使用中的着陆下沉速度为 0.31 ～ 0.91 m/s，若超过 1.22 m/s 便称为硬着陆。关于着陆下沉速度各国有不同规定，按美国和我国民航条例的规定，民航机的限制下沉速度为 3.05 m/s；我国军机设计规范中规定，下沉速度为 3.66 m/s 时起落架不应损坏。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、侧向撞击。按照第二章中提到的起落架过载系数定义，一般性指南规定，垂直方向过载，战斗机为 3 ～ 5、小型多用途飞机为 2 ～ 3，运输机为 0.7 ～ 1.5。在不光滑的跑道上粗暴着陆时，水平方向过载约为 1 ～ 2。带侧滑接地或在地面急转弯时，侧向过载约为 0.3 ～ 1.0。

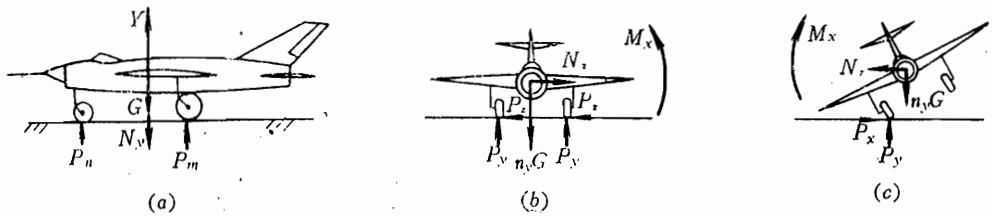


图 8.2　着陆撞击情况举例

(a) 三点着陆　(b) 两点侧滑着陆　(c) 一点侧滑着陆

2. 滑跑冲击载荷

飞机在起飞着陆的滑跑过程中，由于道面不平或道面上有杂物等都会引起对起落架的冲击载荷(图 8.3)。在着陆滑跑中还会有由于未被减震装置消散掉的着陆能量引起的振动(衰减)载荷。一般情况下，这些载荷值比着陆撞击的小，但由于滑跑距离长，滑跑冲击载荷反复作用的次数较多，因而对结构的损伤也较大。

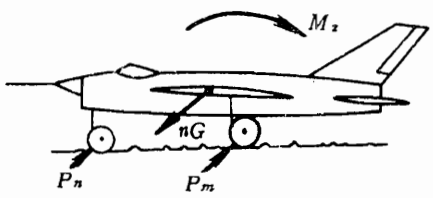


图 8.3　滑跑冲击载荷

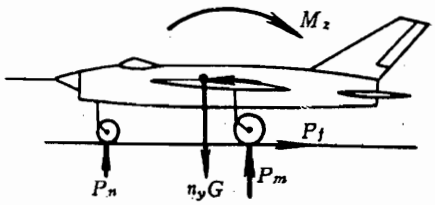


图 8.4　刹车载荷

3. 刹车载荷

为了缩短着陆滑跑距离，在滑跑过程中须要刹车。这时机轮上除了受有刹车力矩引起的 y 向载荷外，还有较大的 x 向载荷 P_f(轮胎与地面的摩擦力(图 8.4))。

4. 静态操纵载荷和地面停放载荷

飞机在地面牵引、地面进入定位时，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(图 8.5)。飞机停放并固定在地面上时，可能受到大风而引起的载荷，这在沿海地区更应加以考虑。

起落架还受有其他一些载荷，如收放过程中作用于收放机构上的载荷，多轮式起落架由于载荷不均而产生的偏心载荷等等。

总之，起落架的载荷是多种多样的。必须注意的是起落架所受的力大多是动载荷，伴随着机轮的旋转和刹车、减震器的伸缩等可能出现各种振动，加之多次起落、重复受载(一般现代运输机可能要完成 60 000 ～ 70 000 个起落)，因此对起落架因疲劳载荷引起的损伤和破坏应着重加以考虑。表 8.1 给出了某歼击机前起落架的疲劳载荷谱情况，以供参考。

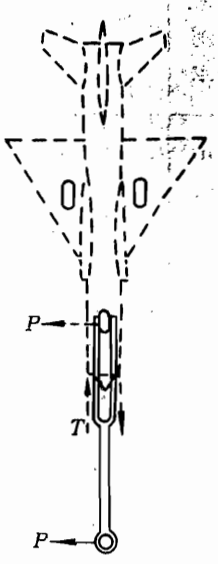


图 8.5　静态操纵载荷

表 8.1　某机前起落架的载荷谱

计算情况	载荷 / × 10 N			次数(每1 000次起落)	谱形 P/ × 10 N	减震器压缩量/mm	载荷作用情况
	P_x	P_y	P_z				
对称着陆撞击	± 160	200	0	180	P_y 0 0；$P_x = \pm 0.8P_y$ 0 0	规定为减震器总压缩量的 30%	P_y P_x
	± 319	399	0	290			
	± 479	599	0	260			
	± 638	798	0	155			
	± 798	998	0	78			
	± 958	1 198	0	26			
	± 1 118	1 397	0	8			
	± 1 278	1 597	0	1.5			
	± 1 437	1 796	0	1.0			
	± 1 597	1 996	0	0.5			
滑跑冲击	0	938　1 036	0	300 000	987；P_y 0 0	规定为停机压缩量	P_y
	0	839　1 135	0	165 000			
	0	740　1 234	0	27 000			
	0	642　1 332	0	2 000			
	0	543　1 431	0	90			
	0	444　1 530	0	4			
	0	345　1 629	0	0.15			
	0	247　1 727	0	0.05			
最大刹车	507	987　1 691	0	3 000	987　1691；P_y 0 0；$P_x = 0.3P_y$ 0 0	规定为停机压缩量	P_x P_y
中等刹车	254	987　1 338	0	5 000	987　1 338；P_y 0 0；254；$P_x = 0.19P_y$ 0 0	规定为停机压缩量	P_x P_y
转弯静态操纵	0	987	± 395	7 000	987；P_y 0 0；395；$P_z = \pm 0.4P_y$ 0 0；− 395	规定为停机压缩量	P_x P_y
单刹、偏摆	0	987　1 014	± 449	1 000	987　1 014；P_y 0 0；449；P_x 0 −449	规定为停机压缩量	P_x P_y

8.4 起落架的配置形式

一、起落架的配置形式

1. 前三点式(图 8.6)

前三点式起落架的两组主轮布置在飞机重心的稍后处,另一前轮布置在飞机头部。这种形式在现代喷气式和涡轮螺桨式飞机上被广泛采用,主要原因有以下几点:

(1) 飞机在地面运动的方向稳定性好。两主轮上的摩擦力合力 P_f 绕飞机重心的力矩将减小偏向,使飞机转回到原来状态(图 8.7(a))。

(2) 飞机着陆时可猛烈刹车而不致使飞机翻倒(图 8.7(b)),从而可采用高效刹车装置以大大缩短着陆滑跑距离,这对高速飞机很有利,着陆操纵也比较简单。

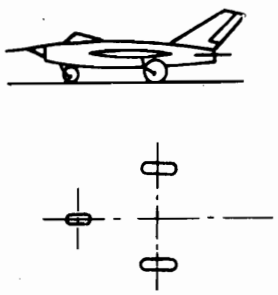


图 8.6 前三点式起落架

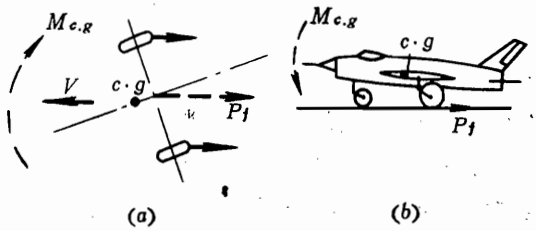


图 8.7 前三点式起落架的飞机在地面运动的稳定性
(a) 偏向情况 (b) 着陆刹车情况

(3) 飞机的纵轴线接近水平位置,因此乘员较舒适;驾驶员的前方视界好,飞机滑跑阻力小,起飞加速快,喷气式发动机的喷流对机场的影响也小。

但前三点式起落架也有它的缺点,前起落架比较长,受力较大,重量也较大,因而起飞时抬头难一些。有时布置稍困难(对于战斗机,飞机头部常装有雷达、电气、无线电设备和武器;当飞机头部装有发动机时,则前起落架的布置就更困难些)。另外,前轮在高速滑跑中还会出现摆振现象,需加装减摆器,使前起落架结构复杂。

现代的大型运输机重量较大,因此起落架一般都采用多轮小车式起落架。对于一些重量很大的飞机,例如 C-5A(330 t)、波音-747(351 t),为了提高漂浮性采用了四个多轮小车式主起落架。此时从排列上看,沿机身轴线方向的两组主起落架比较靠近,因此从总体上说,一般仍作为前三点式配置(图 8.8)。

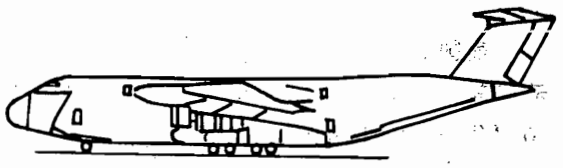


图 8.8 C5-A 的起落架配置

2. 后三点式

对于小型低速装有活塞式发动机的飞机,一般采用后三点式起落架(图 8.9),即将起落架的两个主轮布置在飞机重心的稍前处,另一尾轮布置在飞机尾部。

这种形式的起落架由于安装处的空间容易保证，尾起落架又短又小，故容易安置；受的外载小，重量较轻。但飞机在地面上运动的方向稳定性较差。当有偏向时，两主轮上产生的摩擦力合力 P_f 绕飞机重心的力矩 M_{cg} 将使飞机的偏向增大。另外，在着陆过程中猛烈刹车时 P_f 会使飞机有“翻倒”的倾向，不能与高效率的刹车装置相配合（见图 8.10）。因此，随着飞机着陆速度的增长，为保证降落的安全，现代高速飞机广泛采用前三点式。

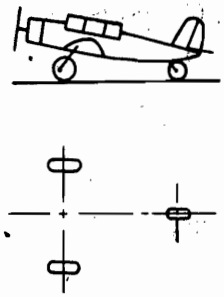


图 8.9　后三点式起落架

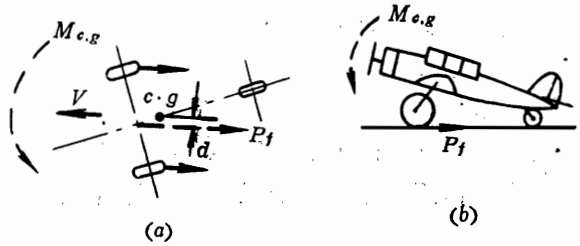


图 8.10　后三点式起落架的飞机在地面运动的不稳定性
(a) 偏向情况　(b) 着陆刹车情况

3. 自行车式

这种飞机的前、主起落架均安装并收藏在机身内，放下时像自行车一样在地面滑跑。为防止由于两主轮间距小而导致倾斜，通常在翼尖处还装有辅助轮（图 8.11）

这种形式基本上具备前三点的优点，但通常前起落架比前三点式更靠近重心，因此它分担的飞机重量较大（可达总载荷的 40%），因而起飞时抬头较困难，有时要安装自动增大起飞迎角的装置。因其转弯困难，一般依靠操纵机轮偏转来使飞机转弯。另外，起落架都收藏在机身内，机身上要开大洞，这将影响机身的结构强度、刚度和装载布置，一般要增重 15%（与其他形式比）。因而，这种形式仅在个别飞机上使用，英国的垂直-短距起落战斗机“猎兔狗”就采用自行车式起落架。

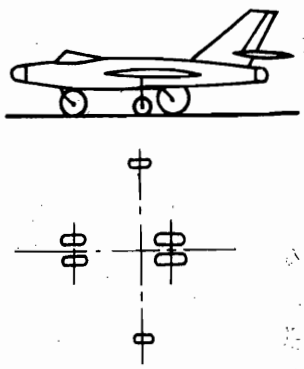


图 8.11　自行车式起落架

二、机轮布置形式

美国的空、海军将起落架按机轮数和布置形式来分类。以 S 表示单轮；T-双轮；TT-双串列；ST-单串列；DTT-双双串列等。例如规定某一机场的强度为 T-50/TT-100，即是指这个机场可接收装有双轮起落架、重为 50 000 磅（≈ 22.7 t）的飞机；或装有双轮串列式起落架、重为 100 000 磅（≈ 45.4 t）的飞机。

8.5　起落架的结构形式

起落架的结构主要由支柱、减震器（当支柱和减震器合成一个构件时，称为减震支柱）、扭力臂或摇臂、机轮及刹车装置等主要构件组成。当起落架放下并锁住时通常为静定的空间杆系结构，用以承受和传递集中力，也便于松开锁后进行收放。下面介绍几种常用的结构形式并进行分析。

一、简单支柱式和撑杆支柱式

这两种结构的主要受力构件是一根减震支柱。它上连机体、下连机轮，本身作为梁柱受力(图 8.12、图 8.13)。

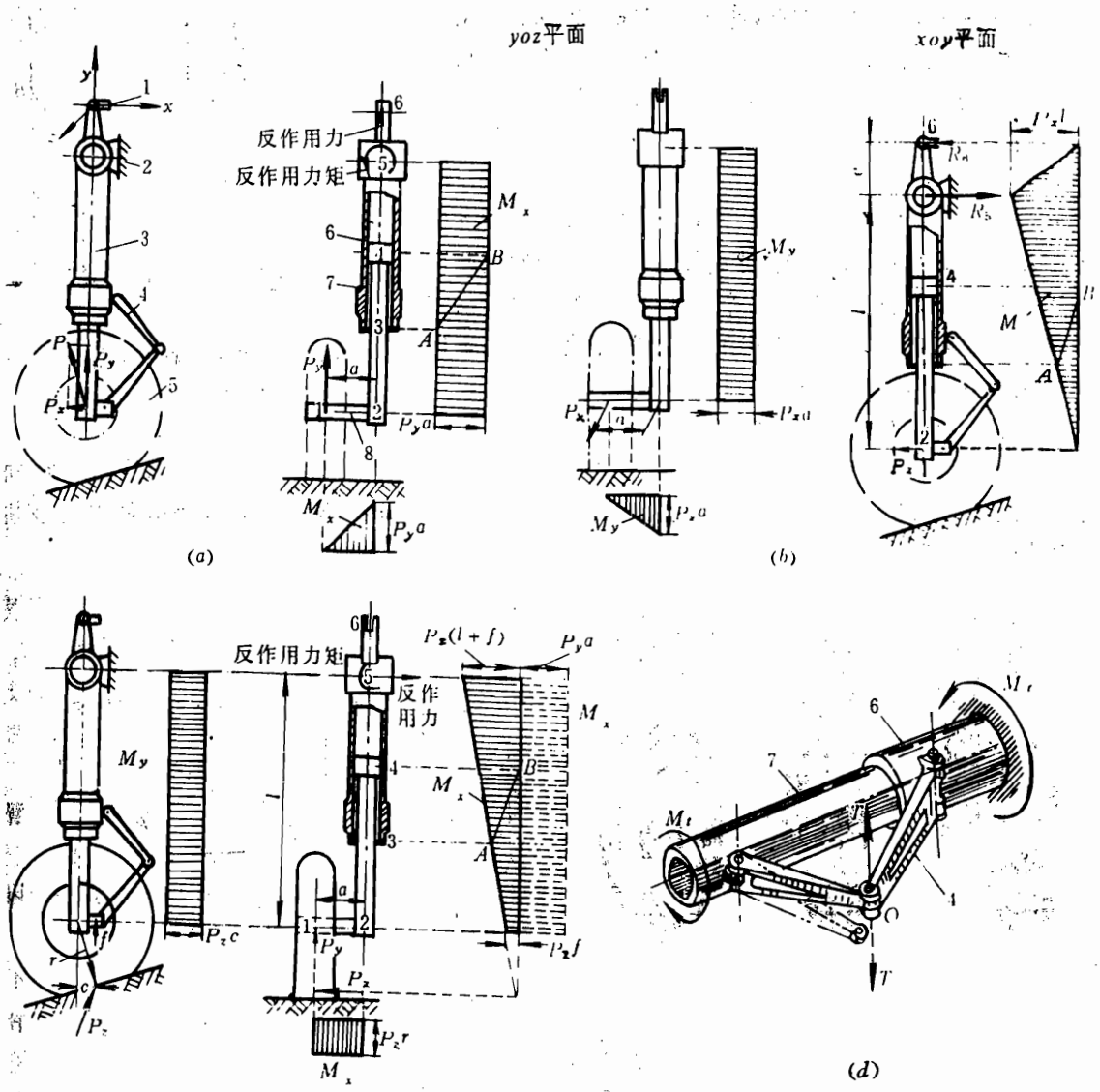


图 8.12　简单支柱式起落架

(a) 受 P_y 力情况　(b) 受 P_x 力情况　(c) 受 P_z 力情况　(d) 扭力臂受力情况

1— 收放作动筒　2— 转轴　3— 减震支柱　4— 扭力臂

5— 机轮　6— 外筒　7— 活塞内筒　8— 轮轴

这两种结构形式的特点如下：

(1) 结构简单紧凑，传力较直接，圆筒形支柱具有较好的抗压、抗弯、抗扭的综合性能，因而重量较轻，收藏容易。

(2) 可用不同的轮轴、轮叉形式来调整机轮接地点与机体连接点间的相互位置和整个起落架的高度(图 8.14),轮叉一般受两个平面内的弯矩和扭矩,还有剪力。

(3) 简单支柱式由于是悬臂式受力,因而上端弯矩大,减震支柱相当于一悬臂梁柱。撑杆支柱式则常在靠近支柱中部的地方加一撑杆,使减震支柱形成双支点梁受力,大大减小了支柱上端的弯矩。撑杆通常又兼作收放折叠连杆用,或直接用收放作动筒锁定某个位置作为撑杆,这将使起落架结构简化。撑杆支柱式是目前常用的一种形式(图 8.13)。

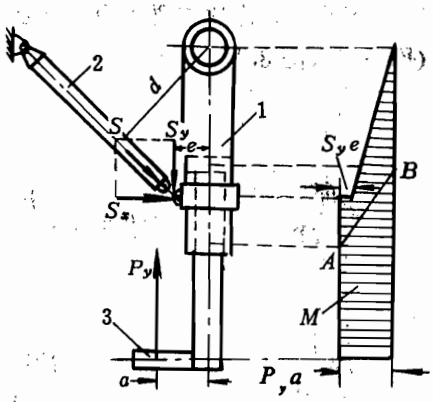


图 8.13 撑杆支柱式起落架

1— 减震支柱 2— 撑杆 3— 轮轴

(4) 由于机轮通过轮轴(可能还有轮叉)与减震支柱直接相连,因而对飞机前方来的撞击不能很好减震。改进的方法通常是将支柱倾斜一个角度。这样,减震器对前方来的撞击可起一定的减震作用,但这将会使支柱在垂直撞击时受到附加的弯矩。

(5) 由图 8.12 所示的受力分析中可知这两种形式减震支柱要受弯,外筒还同时受扭,所以密封性较差,减震器内部灌充的气体压力受到限制,初压力最多约 30 个大气压,最大许可压力约为 100 个大气压。因而减震器行程将增大,整个支柱较长,重量增加。

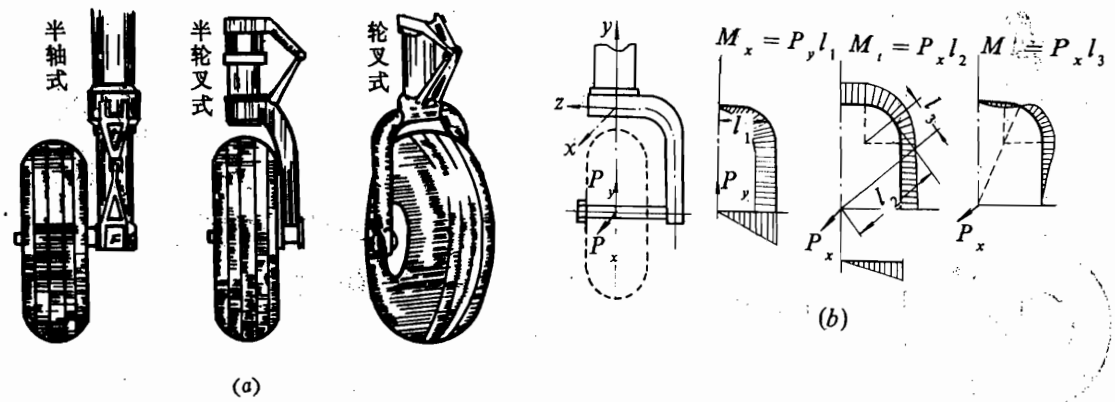


图 8.14 机轮的安装

(a) 机轮安装形式 (b) 半轮叉受力情况

(6) 由于减震支柱的活塞杆与外筒之间不可能直接传递来自机轮载荷引起的扭矩,因此在活塞杆与外筒之间用扭力臂连接。扭力臂必须保证活塞杆的伸缩行程。上、下扭力臂相互间用螺栓铰接,另一端分别与活塞杆和外筒固接,其受力分析见图 8.15。起落架的扭矩通过扭力臂由活塞杆传给外套筒,再传给机体结构。

(7) 以上两种形式常用于起落架较长、使用跑道的路面较好、前方撞击较小的飞机上,并更多地在主起落架上采用。

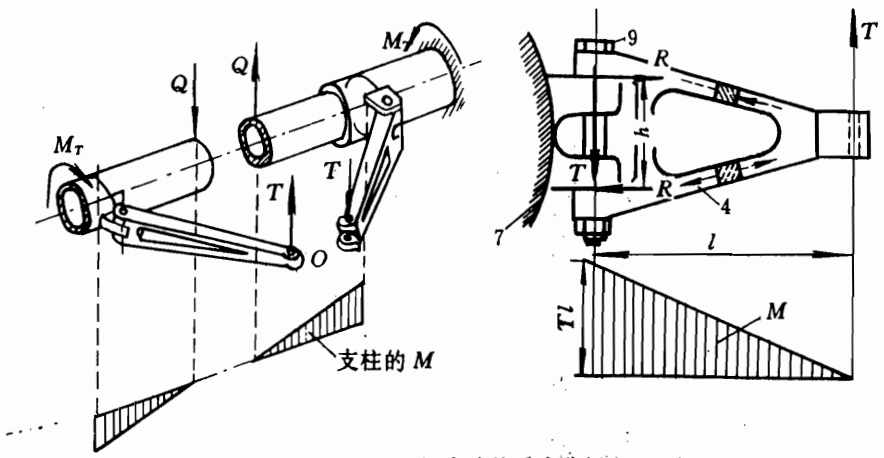


图 8.15　扭力臂的受力分析

4— 扭力臂　7— 活塞内杆或外筒　9— 扭力臂根部的连接螺栓

$R = Tl/h$，　$Q = T$

二、摇臂支柱式

摇臂支柱式与前两种形式相比，可改善起落架的前方撞击性能，提高在不平跑道上的适应性，降低起落架高度和改善减震器的受力状态。它有两种形式，一是将减震器和受力支柱分开(图 8.16(*b*))；另一种是将减震器和支柱合而为一，但减震器下方用万向铰与摇臂相连，支柱外筒上则固定有旋转臂，这种形式适宜在前轮上使用(图 8.16(*a*)) 以便于前轮转弯。

这种形式起落架的基本受力构件比前述的形式多了一个摇臂，少了一个扭力臂。摇臂前连支柱，中连减震器，后连轮轴、机轮。外载荷(包括垂直撞击、前方撞击、刹车等) 不但传给支柱，也传给减震器。这种形式的特点如下：

(1) 这种形式对前方撞击(如在不平的跑道上颠跑) 和刹车等均有减震能力。机轮可随摇臂上、下移动，提高了在不平道面上的适应性，减小了过载，改善了起落架的受力性能。

(2) 由于减震器连接在摇臂中间部位，通过摇臂传给它的力比地面作用在机轮上的力大，因而吸收同样的撞击能量时减震器所需的压缩行程比简单支柱式小，减震器的尺寸也较小。

(3) 当减震器与支柱分开时可只受轴向力(两端铰接的二力杆)。若合在一起时，因减震器下端为十字铰，因此力也基本上是沿着轴向。正因为这样，减震器不受弯矩，密封装置的工作条件好，密封性能高，可以提高减震器内部的充气压力，一般初压力可大到 10 MPa(100 个大气压)，最大许可压力可达 50 MPa(500 个大气压) 左右。因而，减震器吸收同样能量时，其行程小，减震器尺寸也可作得比较小。与简单支柱式相比，摇臂式起落架的整个高度可以降低，这有利于改善起落架的受力性能。

(4) 机轮上的外载引起的扭矩可由摇臂传给支柱，这种形式起落架在受到 P_y、P_z 力时的受力见图 8.17。P_z 力的传递读者可自行分析。由于增加了一个受力很大且复杂的摇臂，它的结构也比较复杂，交点多、协调关系多，一般比较重。起落架前后方向的尺寸也将有所增大，起落架总重不一定小。

这种形式适用于起落架高度较低，着陆速度较大，或使用跑道较差的飞机上，在一些歼击机上，尤其是在前起落架上用得较多。

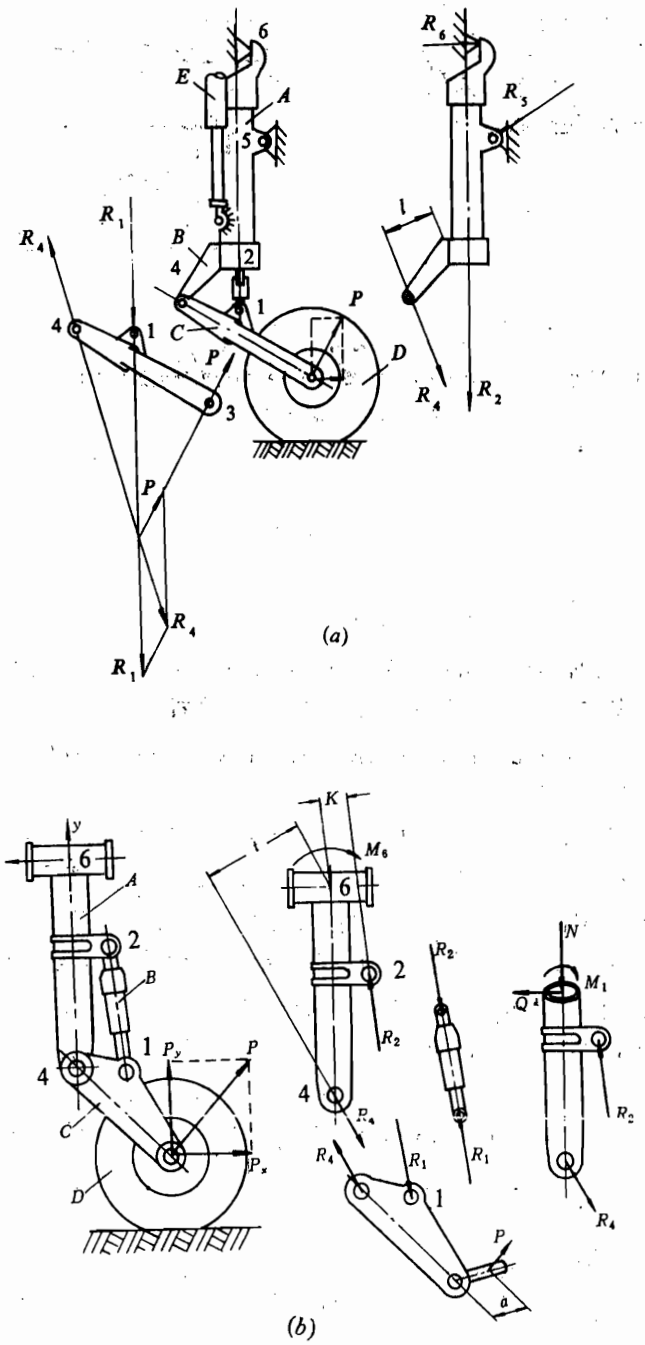
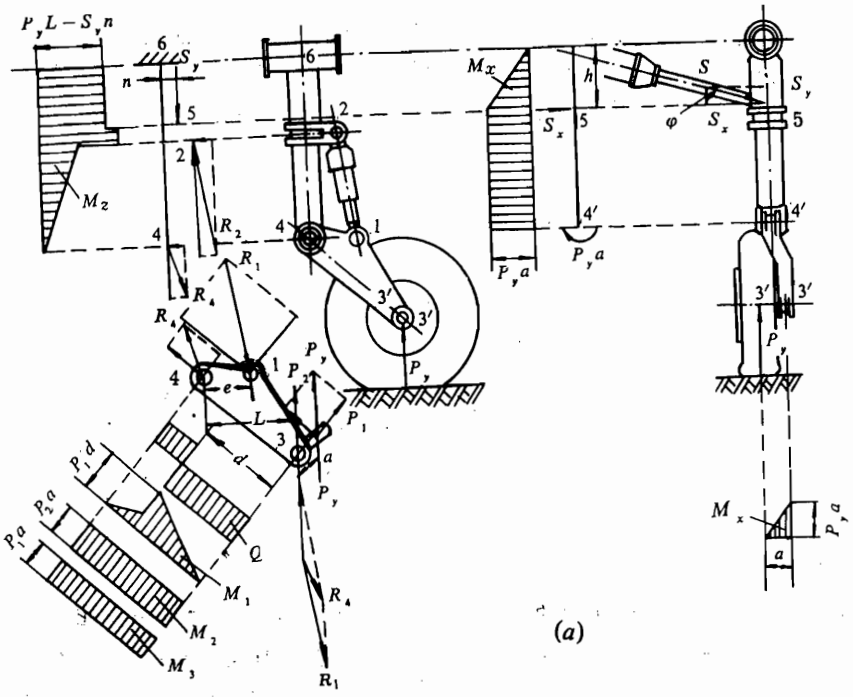


图 8.16　摇臂支柱式起落架

(*a*) 减震器和支柱合而为一　(*b*) 减震器和受力支柱分开

A— 支柱　*B*— 在图(*a*)中为旋转臂，在图(*b*)中为减震器　*C*— 摇臂　*D*— 机轮



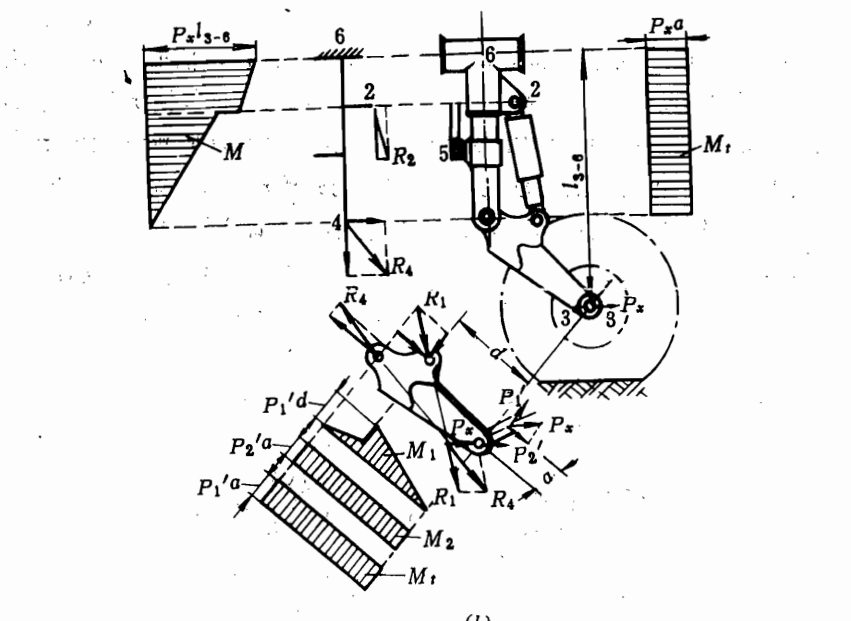


图 8.17　摇臂支柱式起落架的受力

三、外伸式(图 8.18)

这种起落架安装在机身侧面,放下时向侧下方伸出,收起时则收藏于机身内。这种形式多用于具有中单翼或上单翼的战斗机上(如 F－104 和米格－23 等)。它通常由受力很大的斜撑杆式的支柱、减震器、轮轴、机轮和较复杂的收放机构组成。这种形式避免了中、上单翼飞机的起落架较长、较重、收藏不便等困难,现在已有较多的飞机采用了这种起落架。但由于斜撑杆式的支柱受很大的弯矩;为要保证外伸和收入机身内,收放机构比较复杂,因而重量较大。

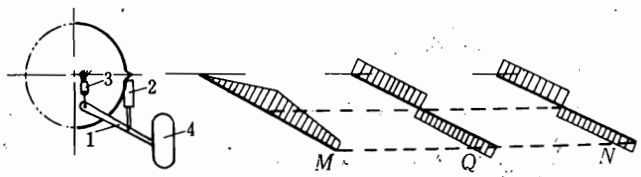


图 8.18　外伸式起落架

1— 斜撑杆的支柱　2— 减震器　3— 收放作动筒　4— 机轮

四、多轮小车式起落架

这个问题不涉及到整个起落架的结构形式,此处主要介绍由于采用多轮小车式后带来的一些问题。当飞机重量大(例如超过 40 t 时),由于起落架承力大,一般都采用双轮或多轮式起落架,以减少对地面的压力,提高飞机的漂浮性,同时较便于解决收藏问题。事实上撑杆支柱式和摇臂支柱式起落架都有采用多轮小车式,尤其是现代的大型运输机和轰炸机。

就结构受力而言,由于是多轮,各轮的工作情况就可能有所不同。例如在跑道上遇到不平的凸块,前面的机轮受撞击,而整个起落架就可能抬起(图 8.19);前面的机轮将增加载荷,而后面的机轮可能不受力。大迎角着陆时后轮组又可能受力很大。这些情况对机轮及起落架受力不利。为解决此问题,一般将前、后轮组的轮架作成与支柱铰接,以平衡前、后轮组的载荷。但这样又使起落架变成了一个不稳定的活动机构,轮架可绕铰接轴任意旋转。致使当一个轮组受力后,将导致另一轮组受撞击,并可能形成来回振动,也不能保证着陆时小车轮架与地面基本平行。因此,多轮小车式起落架常加装一个缓冲器,它实际上也是一个油气式减震器,内装压缩空气和油液,通过气室的空气压缩、膨胀起缓冲减震、调匀各轮组受力的作用。

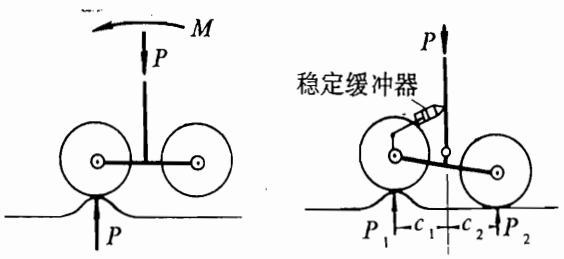


图 8.19　通过不平道面时各轮组受力情况

图 8.20 所示为一撑杆支柱式多轮小车式起落架的构造。图 8.21 为该起落架受 P_y 力和 P_x 力(如刹车摩擦力)时的受力分析。

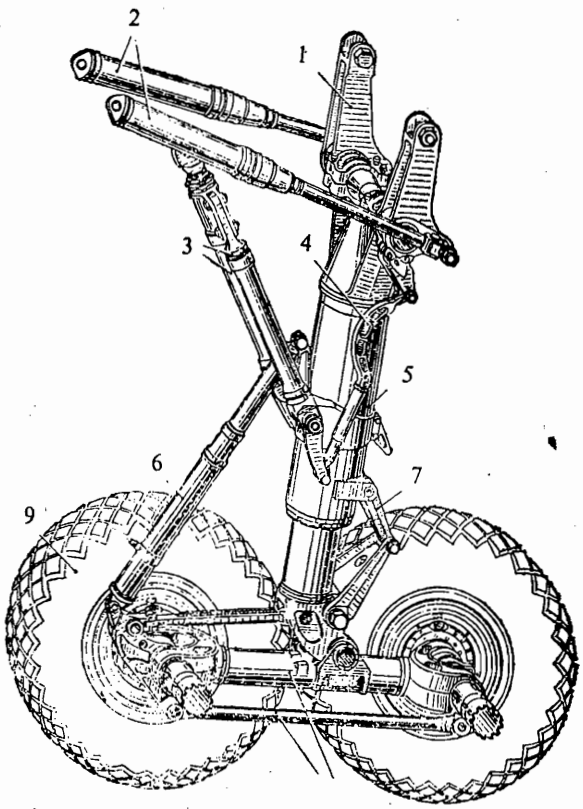


图 8.20 多轮小车式起落架构造

1— 吊架 2— 收放作动筒 3— 斜撑杆 4— 拉杆 5— 减震支柱
6— 稳定缓冲器 7— 扭力臂 8— 轮架 9— 机轮组

刹车时为避免前后轮组受力不均,加装刹车平衡机构。在图 8.21(b) 中,它由平行于轮架 2-3 的拉杆 4-5(它与前、后轮组的刹车盘连接)、摇臂 4-6 及拉杆 6-8(它与支柱及前刹车盘相连) 等组成。当刹车时,摩擦力矩先通过后轮刹车机构传到杆 4-5 上,再往前传至摇臂 4-6 和拉杆 6-8 上。对 1、2 点取矩,由图 8.21(b) 可得

$$S_{6\text{-}8}b = 4TH$$

$$S_{6\text{-}8}a = 4Th \qquad \therefore \frac{h}{a} = \frac{H}{b}$$

式中 $S_{6\text{-}8}$ 为 6-8 杆的内力,T 为每个机轮上的地面摩擦力。由上式看出,要满足刹车时轮载均匀分配,就应满足以上公式,这只有当减震支柱下接头"1"到前轮轴心"2"的连线与 6-8 杆的轴线交点刚好落到地面上时才有可能。不刹车时,4-5 杆无力作用,它与轮架及前、后摇臂组成四连杆机构,不妨碍轮架转动。

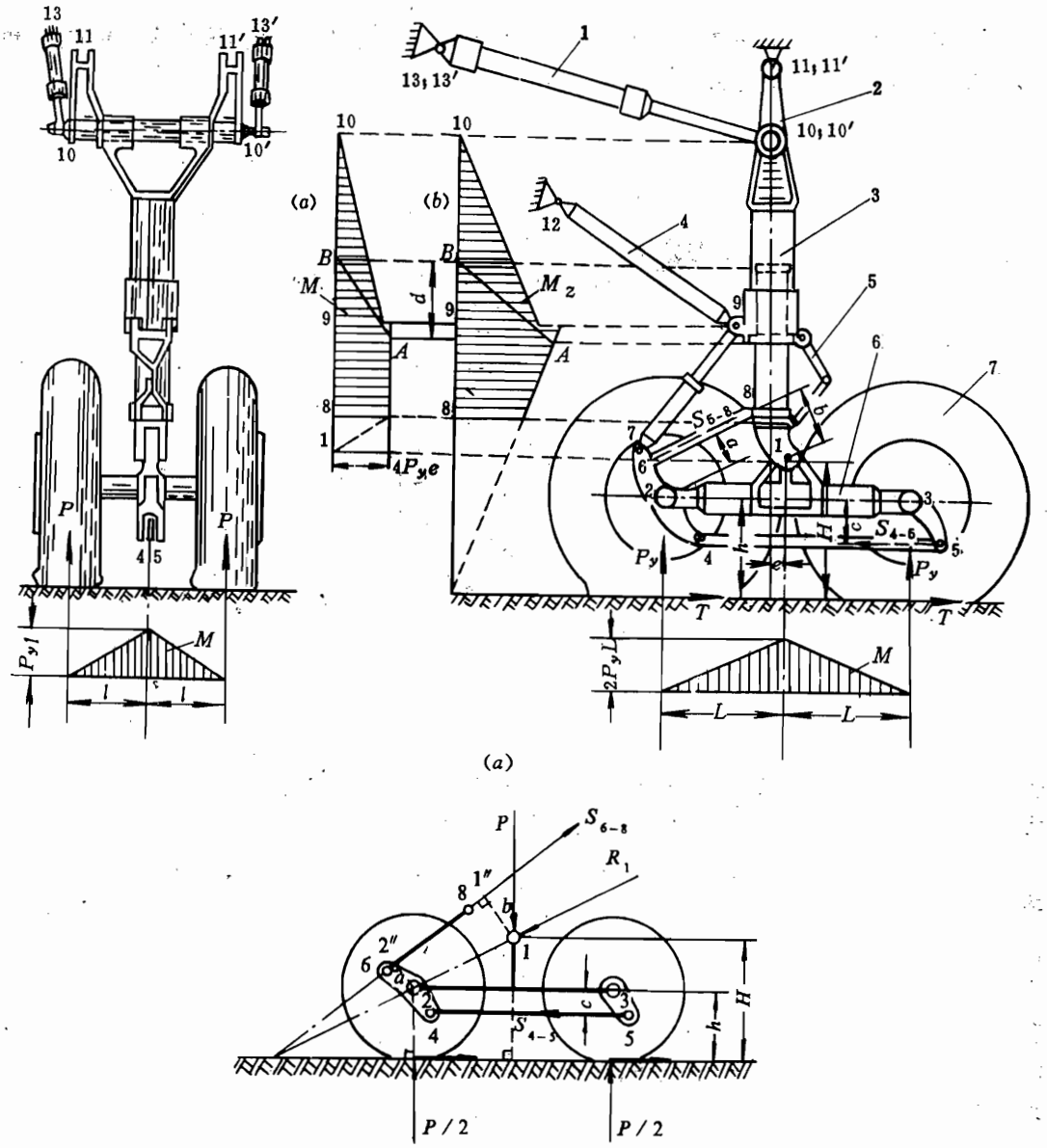


图 8.21　小车式起落架受力

(a) 受 P_y 和 T 力　(b) 刹车平衡机构工作原理

1— 收放作动筒　2— 上摇臂　3— 减震支柱　4— 斜撑杆　5— 扭力臂　6— 轮架　7— 机轮

图 8.22 是另一种使多轮式起落架平均受力的设计方案。它的一般原理是把两个轮子单独装在两个摇臂上，然后串列地铰接在减震支柱的两端，减震支柱有双重作用，水平安装，并与机身轴线平行。这种形式很适合于上单翼飞机，它通常由一个减震器和与它弹性连接的两个摇臂组成(属摇臂支柱式起落架)。它结构简单，并能使飞机在凹凸不平的地面上很平稳地滑行，把两个机轮连接在同一个减震器上，就能使飞机在凹凸不平的跑道上滑跑时所产生的振动力在起落架上被平衡掉，而不致传递到机身上。这种形式的另一优点是可使机轮半收缩，致使机身的高度与地面平行地降低，或根据需要向前或向后倾斜，以便于装卸货物。

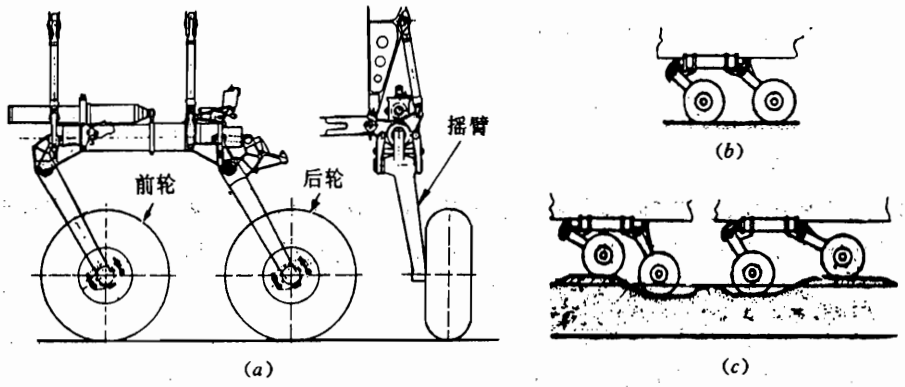


图 8.22　布雷盖-941 飞机的主起落架布置

波音-747 有四个主起落架，每个有四个机轮。为了将载荷尽可能平均地分配到每个主起落架上，它把每一侧的两个主起落架的油-气式减震器用一条油管互相连通起来。这样，任何不均衡的载荷便可通过这种装置平衡掉，使每一个起落架承受同样的载荷，它的工作原理如图 8.23 所示。

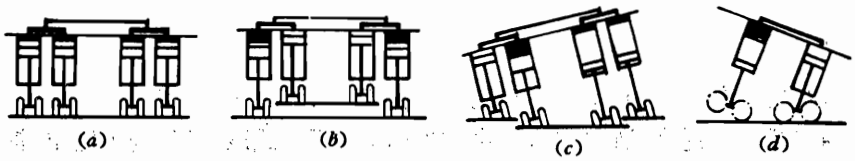


图 8.23　波音-747 主起落架油-气式减震器的平衡系统图

(a) 平稳着陆　(b) 跑道不平　(c) 地面倾斜或转弯　(d) 大迎角着陆

总之，起落架结构形式的选择要考虑结构受力、减震器效率、结构重量等等各项要求，同时还应考虑到机体上可能留给它的收藏位置和空间情况。因为不同的结构形式，所占空间体积不同，因而形式选择常受到空间的限制。有的飞机为了收起后占空间小些，将起落架做成可伸缩的，在收起时放气使起落架缩短；也有相反的情况，如“三叉戟”在收起时将起落架支柱的长度伸长 152 mm，以使其有足够的长度把轮子伸入机身内预期的空间内，而不需要把支柱加长。

8.6　起落架的减震系统

一、概述

飞机起落架的减震系统由减震器和轮胎组成。其中，减震器（也称缓冲器）是所有现代起落架所必须具备的构件，也是最重要的构件。某些起落架可以没有轮胎、机轮、刹车、收放系统等，但是它们都必须具备有某种形式的减震器。而轮胎虽然也能吸收一部分能量，但仅占减震系统总能量的（10 ～ 15%）。减震系统的主要作用，是当飞机以一定的下沉速度（一般限制下沉速度为 3.05 m/s，美国规定某些短距起落或海军用舰载机等可能更大些）着陆时，起落架会受到很大的撞击，并来回振动，减震装置就是用来吸收着陆和在地面滑行时的撞击能，以使作用在机体上的过载减小到可以接受的程度，同时使振动衰减。

由以上功用，对减震装置提出如下的设计要求：

(1) 在压缩行程(正行程)时，减震装置应能吸收设计规范要求的全部撞击能，而使作用在起落架和机体上的载荷尽可能小。在压缩过程中载荷变化应匀滑、功量曲线应充实 —— 也即减震器应具有较高的效率。

(2) 为了减小颠簸或在伸展行程(反行程)中不出现回跳，要求系统在压缩行程中所吸收能量中的较大部分(一般应有(65～80)% 左右)转化为热能消散掉。

(3) 为了让起落架能及时承受再次撞击，减震器应有必要的能量和伸展压力，使起落架恢复到伸出状态，伸展放能时应适当、柔和，支柱慢慢伸出，这样可消除回跳。减震器完成一个正、反行程的时间应短，一般不能大于 0.8 s。

以上(2)、(3)项措施对提高乘员舒适性有利。

(4) 着陆滑跑时，根据各种飞机对所预定的使用跑道的通过性(漂浮性)要求，规定在遇到某一高度的凸台和坑洼地时，过载不能超过允许值，(如某些次等跑道的路面包含有 76 mm 高的凸台，以及一定波长和波幅的波形表面隆起)。

在上述吸收能量、减小过载和提高滑行时乘员舒适性方面，轮胎的弹性变形和弹性力均起一定作用，但是它不能消耗能量。

二、减震器的形式

总的来说减震器可分为两大类：一类是由橡胶或钢制的固体“弹簧”式减震器；另一类是使用气体、油液或两者混合(通常称油气式)的流体“弹簧”式减震器。利用橡胶、钢弹簧和气体作为介质的减震器，是利用介质变形吸收撞击动能，靠介质内的分子摩擦消耗能量，因此这些减震器的热耗作用很小，只适用于轻型低速飞机以及后三点式起落架的尾轮。

图 8.24 对不同形式减震器的效率 η 和效率/重量比作了比较。效率 $\eta(\%)=A/LS$。式中 A 为减震器在正行程中吸收的能量；L 为在正行程中得到的最大载荷，S 为试验得到的最大行程。

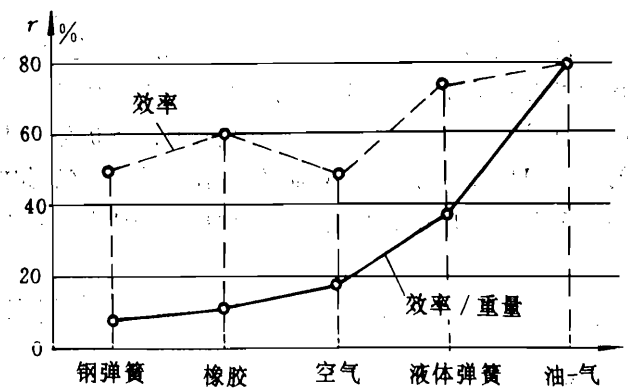


图 8.24　不同形式减震器的效率与重量比较

由图可知油气式减震器是目前效率最高、且效率/重量比最轻的减震器形式，实际上可达到的效率通常在(80～90)% 之间。图 8.25 即表示了波音-737 主起落的落震试验曲线，其减震效率达到了 90%，同时它还具有最好的能量消散能力。因此现代飞机一般多采用油气式减震器。

全油液式减震器工作可靠，效率也可达到 75% 以上，它由于高液压而需要加强减震器的构件，导致减震器的重量比较大，但因结构强而较耐疲劳，且减震器尺寸相对较小。缺点是低温时液体容积的改变会影响减震器的性能，且高液压使密封比较困难。目前仍被使用。

气体式减震器因重量较大、效率较低、可靠性较差等原因，目前已不再使用。

固体“弹簧”式减震器虽然有效率/重量比小，耗散能量少等缺点，在一般速度较高的现代飞机上基本上不采用，但仍应对其构造简单、工作可靠性高、维护要求低以及相应的低价格予

以应有的认识。对于某些轻型的简易飞机或多用途小飞机，若起落架不收放，此时通过折衷研究也有采用片簧式或橡胶压块式减震器，如加拿大的 DHC－6（“双水獭”）飞机就是一个典型例子。该机为涡轮螺桨发动机短距起落的小型运输机，最大起飞重量为 5.6 t。它的不可收的主起落架就采用了橡胶压块式减震器（见图 8.26），前起落架为油气式减震器。该机于 1969 年改型后的 DHC－6－300 系列有二百余架投入了使用。

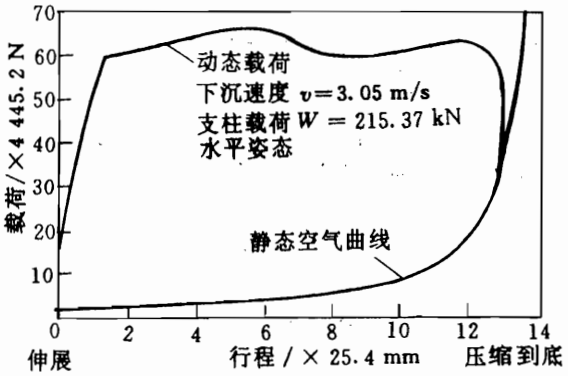


图 8.25　波音－737 主起落架的落震试验

由于油气式减震器是目前性能最好、使用最为广泛的减震器，下面我们将对它着重讨论。

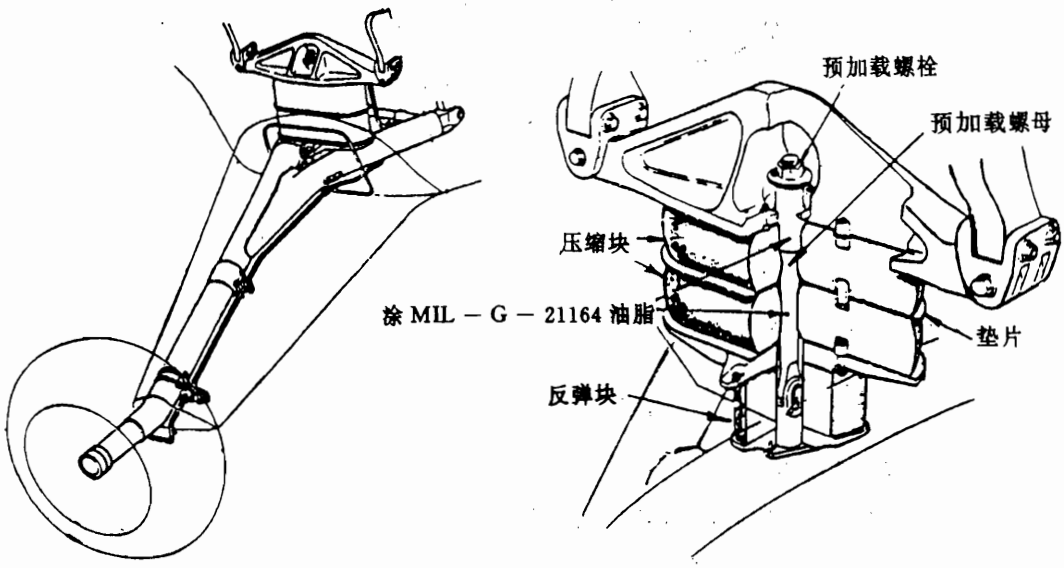


图 8.26　DHC－6（“双水獭”）飞机主起落架

三、油气式减震器

油气式减震器通常由外筒、活塞内筒、柱塞（阻尼孔支撑管）、制动活门（反冲阀）及油针等组成，内充气体（空气或氮气）和油液。它的典型构造见图 8.27。

它通过向一个气体腔“推动”一个油液腔而压缩气体来吸收能量。当起落架受到撞击时，油液被迫通过一个或多个阻尼孔（也称油孔）压缩气体。在初始撞击之后，由空气迫使活塞内筒向外伸展，这一反弹过程由气体压力控制，它迫使油液通过一个或多个反弹阻尼孔流回油液腔。假如油液回流太快，飞机将向上弹跳；如果油液回流太慢，短波段撞击（在滑行时可能出现）将不能完全阻尼，因为此种情况下支柱不能足够快地回到它的初始静止位置。

1. 气体

气体起两个作用，一个是减震支柱受载而被压缩时气体吸收能量，起缓冲垫和滑跑减震作用；另一个是撞击后将支柱重新顶出。

根据气体力学的知识和活塞杆的受力平衡可知（略去摩擦力影响情况下）

$$\frac{p_0}{p}=\left(\frac{V}{V_0}\right)^n;\qquad P_a=pF \tag{8.1}$$

式中，p_0，V_0 为气体的初气压和初体积；p、V 为任意压缩位置时的气压和体积；F 为活塞承受气压的有效面积；P_a 为气体对活塞的总压力。n 为气体压缩过程的多变指数，它随气体在压缩过程中的热交换情况而定：等温过程时为 1；绝热过程为 1.4；在油气式减震器内有一定程度的热交换，通常取 n 为 1.2。

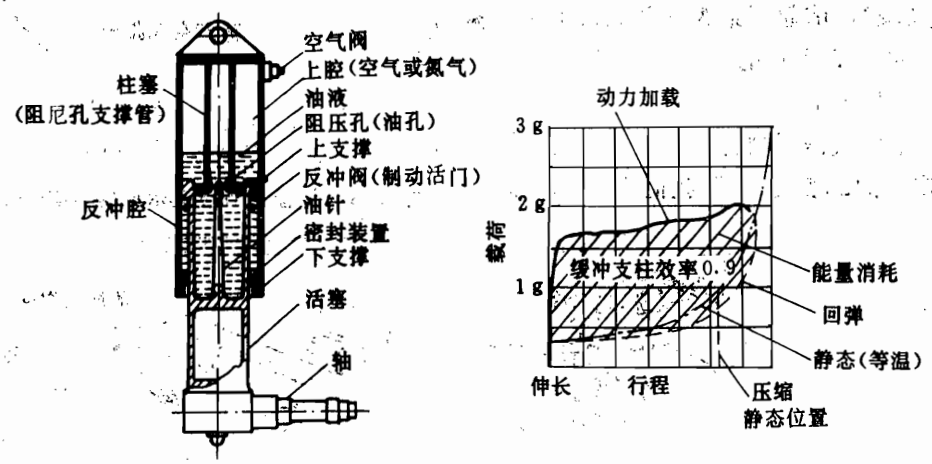


图 8.27　油气式减震器

由式(8.1)得出：

$$P_a=p_0F\left(\frac{V_0}{V}\right)^n=p_0F\left(\frac{V_0}{V_0-FS}\right)^n=P_{a,0}\left[\frac{1}{1-\frac{FS}{V_0}}\right]^n \tag{8.2}$$

式中，S 为活塞的压缩行程。

减震器内气体所吸收的能量为

$$A_a=\int_0^S P_a\mathrm{d}S=\int_0^S p_aF\mathrm{d}S=-\int_0^S p_a\mathrm{d}V \tag{8.3}$$

又因

$$\frac{V}{V_0}=\left(\frac{p_0}{p}\right)^{1/n};\quad \frac{\mathrm{d}V}{V_0}=-\frac{1}{n}\frac{p_0^{1/n}}{p^{(1/n)+1}}\mathrm{d}p$$

所以

$$A_a=\frac{p_0V_0}{n-1}\left[\left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{n-1}{n}}-1\right] \tag{8.4}$$

A_a 就是 $P_a\sim S$ 工作曲线下的面积，故 $P_a\sim S$ 图称功量图。

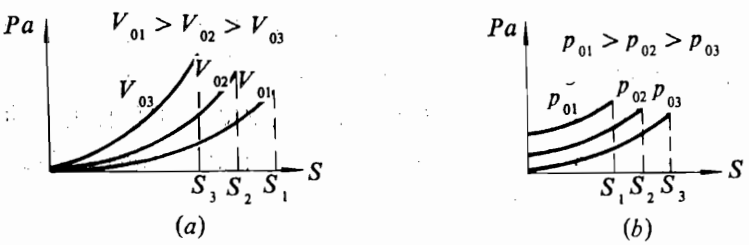


图 8.28　气体参数对其功量图的影响

(a) p_0 不变　(b) V_0 不变

从图 8.28 可见，在吸收同样的撞击能 A_a 的情况下，若 p_0 不变，则 V_0 愈大，S 将愈大，减震器愈软；若 V_0 不变，则 p_0 愈小，S 也愈大，减震器也愈软；反之亦然。由此可知，可以用调节 V_0 或 p_0 的方法来调节减震器的行程 S 和软硬程度。

但是若只考虑由气体工作则有以下缺点：

(1) 它只能吸收能量，减小撞击过载，但不能消散能量。就像一般的弹簧一样，来回跳动。这样，对人员、结构、装载、设备等均不利。

(2) 它的功量图中间凹下去，不够充实，吸能的效率低。若需吸收同样的能量，效率低会使行程和末压力增大，从而导致减震器的尺寸和过载的增大。为此，加进了油液和阻尼孔装置。

2. 油液和阻尼孔的作用及对功量图的影响

加进油液和阻尼孔后，在活塞运动的过程中油液就被来回挤过阻尼孔，使减震支柱运动时受到的阻力增大；油液流经阻尼孔摩擦生热，将撞击能变为热能消散掉。

设油液流经阻尼孔时受到的阻力为 P_l，活塞运动时的机械摩擦力为 P_f，减震支柱上的外载为 P_{za}，那么由力的平衡关系可得到

$$\begin{aligned} &\text{压缩行程时} \quad P_{za} = P_a + P_f + P_l \\ &\text{伸展行程时} \quad P_{za} = P_a - P_f - P_l \end{aligned} \tag{8.5}$$

图 8.29 为油液流经阻尼孔时的 $P_l \sim S$ 曲线和加进阻尼孔后的功量图 $P_{za} \sim S$ 曲线。

由上图可见，加进油液和阻尼孔的减震器吸收和消散的能量大为增加，从原理上解决了纯气体减震器的缺点。但它尚有以下不足之处：

(1) 在压缩过程中载荷不均匀，有忽高忽低的现象，甚至会在压缩行程初期就出现危险过载，并使飞机反跳。

(2) 在伸展过程中消散的能量少。

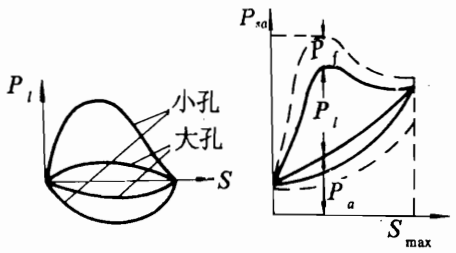


图 8.29　加进油液和阻尼孔后的功量图

为了理解这两个现象的起因，分析一下油液流经阻尼孔时的阻力特性。

根据流体力学知识可知

$$\begin{aligned} FV_p &= \mu f V_l \\ p_l &= \frac{\gamma}{g}\frac{V_l^2}{2} \\ P_l &= p_l F = \frac{\gamma}{2g}\frac{F^3}{\mu^2}\left(\frac{V_p}{f}\right)^2 \end{aligned} \tag{8.6}$$

式中　V_p —— 活塞的运动速度；

μ —— 流量系数，与阻尼孔的形状、长度、油液粘性有关(实验得出)；

f —— 阻尼孔的面积；

V_l —— 油液流经阻尼孔的速度；

γ —— 油液比重。

由上述公式可知，V_p 越大或 f 越小，则 P_l 就越大。刚着陆时撞击猛烈，活塞向上运动速度快，V_l 大，P_l 也很快增大，功量曲线猛升，形成了大的过载。紧接着由于撞击能被大量吸收，活

塞运动遇到很大阻力，因而V_j很快小下来，V_t减小，P_t也就随着迅速降下来。这时，活塞运动的阻力也大大减小，剩余的能量继续推活塞向上，V_j又逐渐增大，V_t及P_t也逐渐增高，最后达到终点。这样，就形成了减震器压缩过程中载荷不均，忽高忽低；未到最大行程就出现大的过载，影响了功量曲线的匀滑和功量图的充实度。

其次，由于此时的伸展行程是一个较慢的反弹过程。V_j小，V_t、P_t也小，故消散的功量也就小了。

要改善这些缺点，就是要设法在压缩行程中使V_t较均匀地增大而不是猛升猛降。在伸展行程中，则要全面地增大V_t。最简单最有效的办法，就是在减震器工作过程中改变阻尼孔的面积，使它在压缩行程中的初始阶段大，以后逐渐减小，而在伸展行程中则进一步减小，以提高V_t、P_t。因此，只有阻尼孔还不行，必须加装变阻尼孔面积(变油孔)的装置。

改变阻尼孔面积最常用、也是最简单的装置就是在活塞上加装一个变截面的油针，一般是上小下大，但实际变化规律应通过各具体减震器的落震试验不断修正而得。图 8.27 就是某典型主起落架的最后功量曲线，其减震器效率可达 90%。图 8.30 所示的减震器构造，其油孔是在活塞内筒的外壁上开有各种大小、长短不同的凹槽而成的，油液即从这些槽穴中流过以压缩气体。变油孔可以通过改变这些凹槽在活塞壁上的长短、大小的分布，也就改变了活塞在运动中的阻尼孔大小。

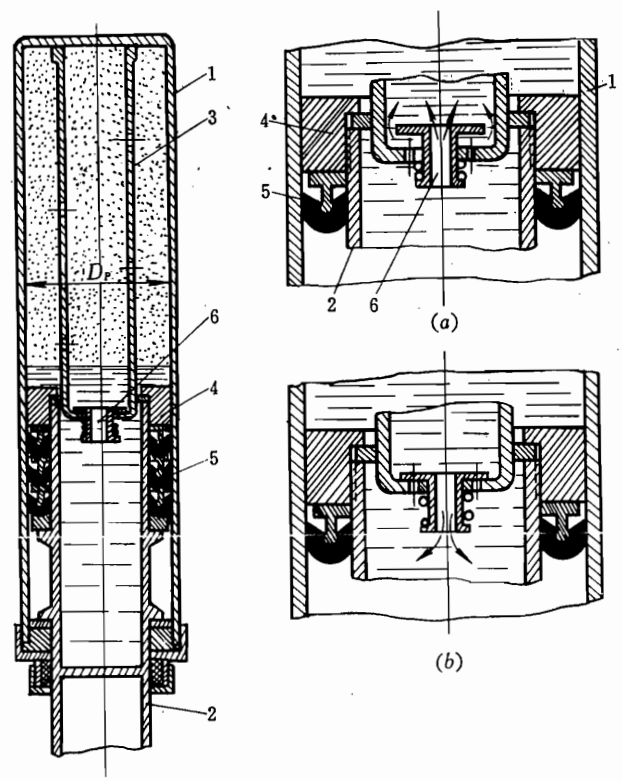


图 8.30　减震器构造形式之一

(a) 压缩行程　(b) 伸展行程

1— 外筒　2— 活塞内筒　3— 柱塞　4— 活塞头　5— 密封装置　6— 制动活门

在图 8.27、图 8.30 中都设计有制动活门(即反冲阀),它在压缩行程中被油液冲开,油液由阻尼孔经过,制动活门不起作用。反行程(伸展行程)时油液被气体压回,就将制动活门关闭,使原有的多个阻尼孔,被盖住一部分,使部分油要经制动活门上的小孔流出(图 8.30);或由反冲阀将上支承板上原有的大孔盖住,而在反冲阀上仅开有很小的孔(图 8.27),使总的油孔面积进一步减小,以使伸展行程中油孔阻力增大,从而提高能量的耗散程度。

另外,为了使飞机在地面运动时较为平稳,还应在减震器小压缩量的初始一段行程中加大油孔面积,使不产生液压阻力,而只是气体作功,这段行程称为自由行程,以 S_0 表示,S_0 反映了跑道路面的不平度。

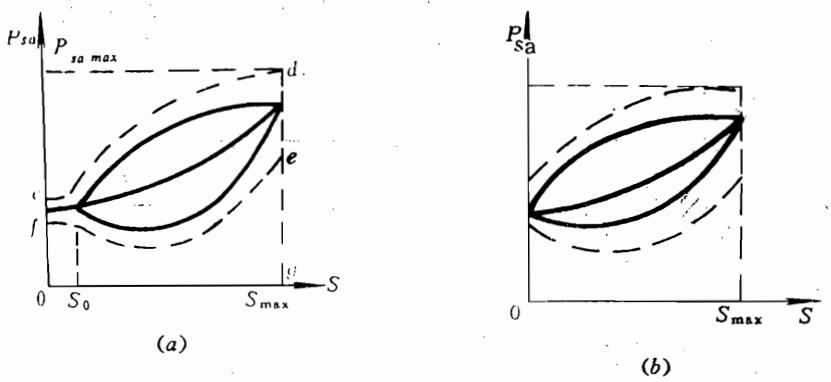


图 8.31

(a) 带自由行程的功量图 (b) 不带自由行程的功量图

实际减震器的功量图如图 8.31 所示,减震器吸能效率的大小通常用效率系数(或称充实系数)η 来表示,

$$\eta = \frac{\text{实际吸能量}}{\text{理想吸能量}} = \frac{\text{面积 } cdgo}{P_{sa\max} S_{\max}}$$

从功量图上看,这个系数形象地表示了功量图的充实度。

减震器消散能量能力的大小通常用热耗系数(或称滞后系数)χ 表示,

$$\chi = \frac{\text{实际耗能量}}{\text{实际吸能量}} = \frac{\text{面积 } cdef}{\text{面积 } cdgo}$$

从功量图上看,这个系数形象地表示了压缩和伸展曲线所围成面积的大小程度。

显然,有阻尼孔及变油孔装置的减震器,这两个系数都比较大。

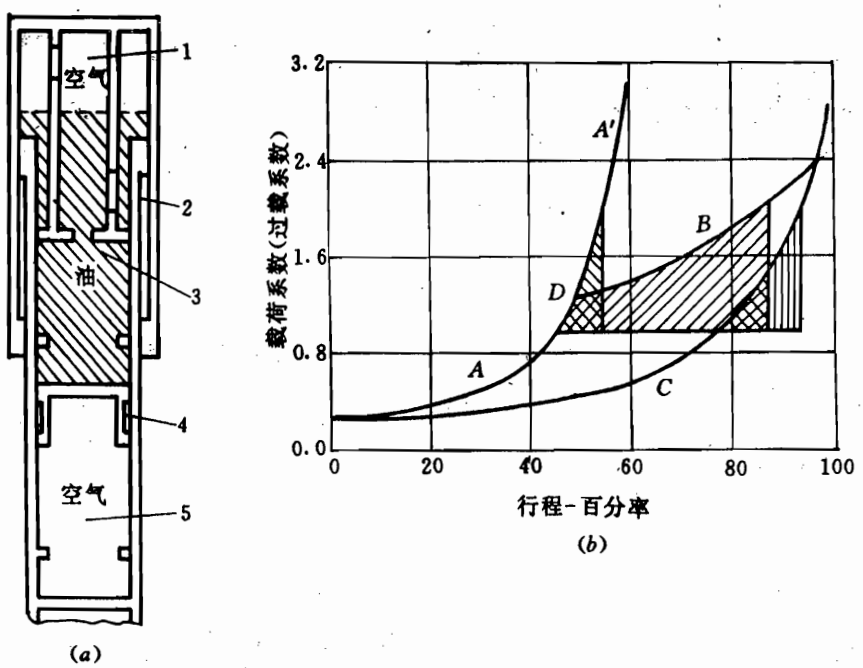
在实际减震器的构造中,根据上述变油孔装置的原理,有各种不同的具体形式,从而形成了减震器的不同构造形式。

至于减震器的具体设计和计算过程,读者可参考有关专著[22][23],限于篇幅,此处不再详述。

目前还制造有一种具有低伸展压力,滑行舒适,可在高低不平的土质跑道上使用的双动式(双腔式)的油气式减震器(见图 8.32)。

这类减震器有两个气室,其中一个气室同一般减震器的气室(主气室),第二个气室(副气室)在主活塞内部,浮动副活塞的下面,这个气室内预先充上的气压要超过起落架上所承受的最大静载荷(相应于(b)图上的 D 点,例如过载系数为 1 g 时)。当行程和载荷超过图 8.32(b)图

中的 D 点相应值时，主、副气室均工作。图(b)中的曲线 AA' 相当于假如副活塞被卡住，只有主气室起作用时的情况，AB 曲线为双动式减震器正常工作情况，而 C 曲线相当于加长型的单腔减震器的工作曲线。从 D 点开始，如果继续缓慢加载，副活塞开始工作，减震器的载荷-行程将沿曲线 B 变化，B 曲线段内"弹簧"系数接近于常数，且载荷的增量接近于行程的增量。从图上可看出当过载系数由 1.0 增加到 2.0 时，双动式减震器的行程增量值和能量增量值均大于 AA' 或 C 曲线相应的情况(见图 8.32(b) 下的附表)。换言之，它在遇到同样的凸台和坑洼地时，相应的载荷增量会较 AA' 和 C 曲线情况要小。总的说双动式减震器的载荷与行程响应较一般的减震器要好得多，因此在C-5A飞机的主起落架和前起落架上均采用这种设计。但由于它的总体效率有所下降，维护程序复杂，价格高且要稍重一些。因此，对在比较平滑的跑道上使用，而不要求在高低不平的土质跑道上使用的飞机，宁肯使用单腔式油气减震器。



(a)　　(b)

表　减震器行程和能量的比较

减震器类型	常规	双腔式	加长常规式
曲线	AA'	AB	C
行程增加*，a%	8.4	41.6	16.0
行程增加比率**	1.0	5.0	1.9
能量增加*	3.8	23.7	7.2
能量增加比率**	1.0	6.2	1.9

* 增加是单位载荷系数从 +1.0 增至 2.0 时行程增加的百分率或能量增加值

** 增加比率是与常规情况下的比

图 8.32　双动式减震器

(a) 示意图　1— 主气室　2— 主活塞　3— 喷油孔　4— 副活塞　5— 副气室

(b) 特性曲线对比　AA'— 油气式减震器　AB— 双动式减震器　C— 与双动式减震器相同行程的单腔油气式减震器

三、全油液式减震器

全油液式减震器的构造(图 8.33)与油气式的基本相同,不过没有气体。在全伸展的状态下,筒腔内全部充满液体。减震器工作时,油液被来回挤压流过油孔而起到吸功散能、缓冲减振作用。

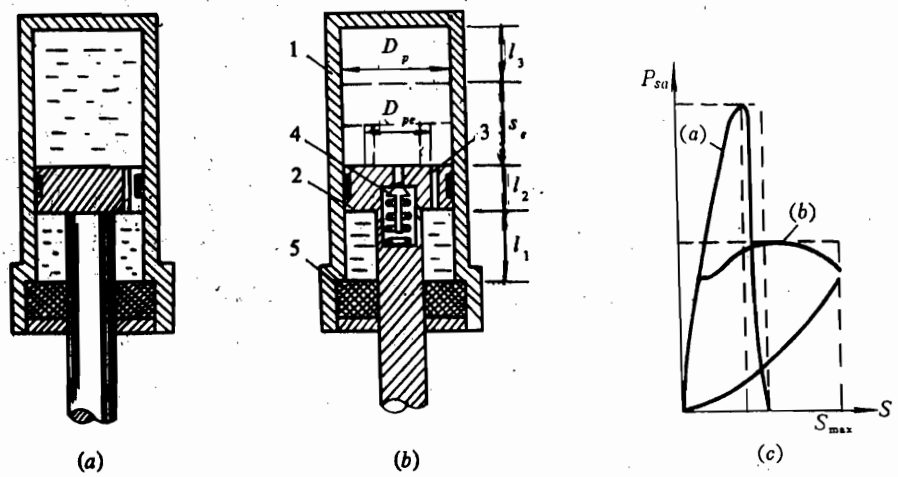


图 8.33 全油液式减震器

(a) 无定压活门 (b) 有定压活门 (c) 其对应的功量图

1— 外筒 2— 活塞杆 3— 限流孔 4— 定压活门 5— 密封装置

着陆撞击压缩时,活塞杆上行,油室容积减小,油液被压缩,吸能减震;同时油液被挤过阻尼孔,摩擦生热而散能减振。当压力大过某一定值时,定压活门被冲开,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,推活塞杆下行。此时油液反流挤过阻尼孔,关闭了定压活门,减小了流油孔面积,提高了流油阻力,改善了功量图。

其次,由于是通过液体的压缩来减震,故内压很大(常达 3.5×10^2 MPa 以上),设计时要仔细加以考虑。对减震器的密封装置也提出了很高的要求,即既要在异常高压下保证对油液的密封,还要经久耐用。

在应用过程中表明,全油液减震器几乎适用于所有形式的起落架结构。由于它的结构紧凑,因此特别适用于摇臂式起落架,对于机身离地面较近的起落架特别有利。它还可以设计出高效率的减震器,曾经有一种全油液减震器,其效率达到 97%。全油液减震器已应用于各类飞机上,如 C-120 喷气客机。特别是在一些战斗机上,由于空间上要求紧凑和限制较多,更适合使用全油液减震器,如米格-23、F-104 和加拿大的 CF-100。但这种形式,因为它的油液压力太高,需要高压密封装置,这种密封装置摩擦系数比较高,维护上不太理想,常会在密封盖处漏油。且重量比较大,又低温时液体容积的改变会影响减震器性能,因此也限制了它的使用。

四、轮胎

飞机机轮是由充有压缩空气的轮胎和轮毂等组成。机轮一方面保证了飞机能在地面上的

滑跑、滑行，另一方面通过轮胎的压缩变形，可吸收一部分着陆撞击能，所以轮胎也是构成起落架减震系统的一部分。

1. 轮胎的类型（图 8.34）

低压轮胎　它的充气初压力 $p_0 \approx 0.25 \sim 0.35$ MPa，外形较厚，直径与宽度比 $K = D/d \approx 2 \sim 3$。这类轮胎较柔软，压缩量较大，与地面的接触压力小，能在土地及草地上顺利滑跑（即机轮的适应性较好）。但吸收同样能量时其外廓尺寸较大，收藏较困难。多用在低速或轻型的飞机上。

中压轮胎　$p_0 \approx 0.35 \sim 0.65$ MPa，$K \approx 3 \sim 5$，承载能力较大，外形也较扁。但地面的适应性稍差一些，对机场道面有较高要求。

高压轮胎　$p_0 \approx 0.65 \sim 1$ MPa，$K \approx 5 \sim 8$。

超高压轮胎　$p_0 > 1$ MPa，$K > 8$。

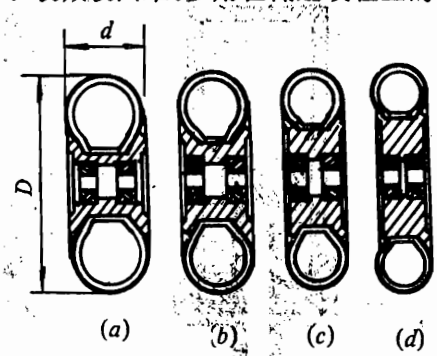


图 8.34　飞机机轮的构造及其类型
(a) 低压型　(b) 中压型
(c) 高压型　(d) 超高压型

高压及超高压轮胎非常扁，外廓尺寸小，承载能力大，能较容易收藏在机体内。但因充气压力高，比较刚硬，与地面的接触面积小，因而对机场道面要求高。由于轮胎本身受力大，因而使用寿命也较短。

总之，轮胎类型的选择与使用场地条件、过载要求及机体收藏条件有关，应根据飞机的具体设计情况和战斗、使用的具体任务要求来考虑。

2. 轮胎的工作特性

轮胎载荷 P_{ti} 与压缩量 δ 的关系曲线如图 8.35 所示，其中 p_0 为充气初压力。

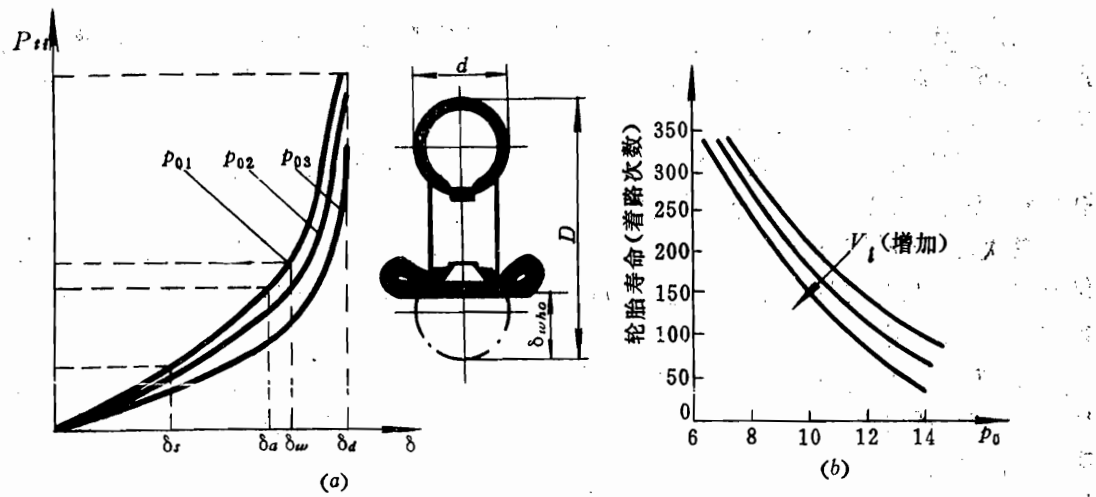


图 8.35　轮胎的工作特性
(a) $P_H \sim \delta$ 特性；δ_a 即 δ_{al}，δ_w 即 δ_{who}；δ_d 即 δ_{dli}　(b) 寿命特性；横坐标单位为 $P_0 \times 10^2$ Pa；V_t 为着陆速度

从轮胎的使用寿命考虑，轮胎的停机压缩量 δ_t 不能太大，应有一定限制，通常 $\delta_t = 0.3 \sim 0.4\ \delta_{who}$，$\delta_{who}$ 为轮胎的全压缩量。

为了完全起见，正常情况下最大允许使用的压缩量 δ_{al} 应略小于 δ_{who}，一般取 $\delta_{al} = 0.9 \sim 0.95\ \delta_{who}$，相应的受载情况为 $P_t \approx 0.3P_{who}$；$P_{al} \approx 0.9P_{who}$。

当轮胎完全压缩，继而压坏轮毂，切破轮胎时，机轮就完全破坏了，与破坏状态对应的载荷称为破坏载荷 P_{des}。

一般 $P_{al} \approx 0.5\,P_{des}$。在个别特殊粗暴着陆情况下，允许最大使用载荷超过 P_{al}，但次数不能多，并且也只允许用到 $0.7 \sim 0.75\,P_{des}$。

轮胎的 P_{al} 与 P_t 之比称为轮胎的载荷系数 n_{ti}（实际上即是过载系数的含义），即

$$n_{ti} = \frac{P_{al}}{P_t} \tag{8.7}$$

此值一般均在 3 左右。为了在飞机着陆时充分利用轮胎的变形能力，起落架最大的使用载荷应当接近轮胎的 P_{al}。

轮胎吸收的功量为

$$A_{ti} = \int_0^{\delta} P_{ti}\mathrm{d}\delta \approx \frac{1}{2}\pi p_0 \delta^2 \sqrt{DB} \tag{8.8}$$

A_{ti} 可以用轮胎工作曲线下的面积来表示。由于曲线稍呈凹形，因此单独轮胎功量图的效率系数小于 0.5。在最大允许使用的压缩量时轮胎所吸收的功量可近似用下式来计算：

$$A_{ti} \approx 0.9\,\frac{1}{2}P_{al}\delta_{al} \tag{8.9}$$

轮胎虽能吸收一定功量（约为减震系统总能量的(10 ～ 15)%），起到一定的减震作用，但由于是压缩气体作功，不能消振。它主要是用来保证飞机在地面运动灵活轻便，并有良好的适应性。起落架的减震消能作用主要是由起落架减震器来承担。

应注意，不同的初气压，其工作曲线稍有不同。在吸收相同能量下，气压越高，曲线越陡，压缩量越小，轮胎越刚硬。

还应注意的是，突然撞击与缓慢压缩时的工作曲线也稍有区别。在同一压缩量下，前者载荷较大（一般约比后者大(7 ～ 10)%，在粗暴着陆时还会增加到(25 ～ 30)%），曲线较陡，这是由于压缩过程中热交换较少的缘故。

3. 设计时选用轮胎的原则

应根据飞机的起飞着陆速度、起落架上的停机载荷、最大使用载荷（它们应稍小于轮胎的 P_t 和 P_{al}）及尺寸、重量等要求来选择轮胎。对前轮则应按比停机载荷大的动力载荷 P_{dyn}（等于 $m_{cn}g$——m_{cn} 为前轮折算质量，g 为重力加速度）对应轮胎的停机载荷来选取。这是因为在起飞时（飞机刹住，发动机发出最大推力）及着陆时（机头旋转碰地，滑跑刹车等）它都受到额外的载荷。

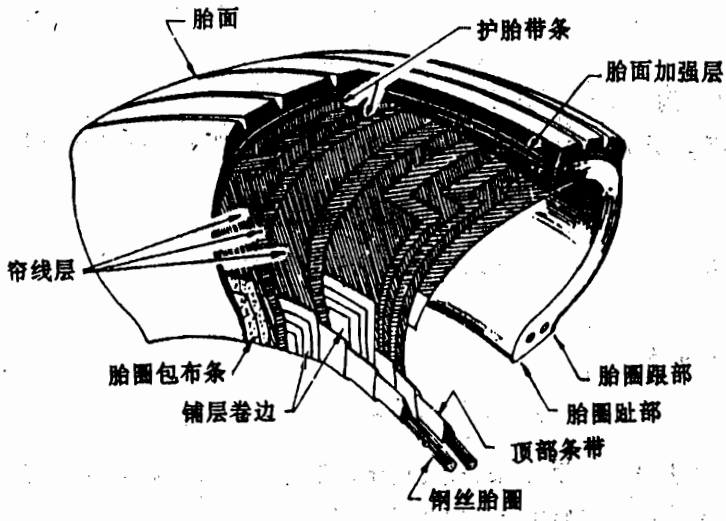
在有关轮胎的资料上，详细规定了轮胎的各种特性数据，可供选用。

4. 轮胎的形式及发展情况

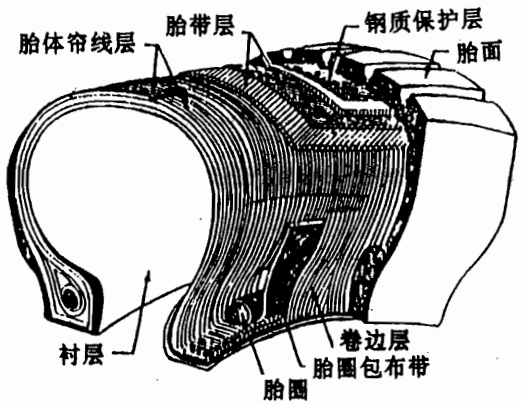
目前飞机上常用的轮胎形式如图 8.36 所示，一为偏斜帘线层轮胎。其内套由多层橡胶布（纵向编织的尼龙）组成，按偏斜方式叠层，使各层相对于前一层偏斜叠置。在胎圈跟部处向上翻卷帘线层，包住钢丝胎圈。在帘线层的外部再加上胎圈包布带、护胎带和胎面等。径向帘线层轮胎，其胎体帘线层是径向叠裹的，紧靠着胎面下面装有钢丝保护带。这是一种正在发展中的轮胎，在 A－300 和各种美国空军的战斗机上已使用。它的耐用性较好，重量相对较轻，滚动阻力小，漂浮性较高。

由于轮胎常在较高温度和高压下工作，有时会引起自燃爆破，因此有的飞机轮胎内已改充

氮气。为了安全，有的机轮上还装有热熔螺塞，当轮胎内温升过高时能自动放气。



(a)



(b)

图 8.36　轮胎的基本形式

(a) 偏斜帘线层　(b) 径向帘线层

8.7　其他系统和装置

一、刹车装置

现代飞机不仅在主轮，甚至在前轮均装有刹车装置。刹车装置的功用是制动机轮，把飞机高速前进的动能大部分变为摩擦热能散失掉，使飞机很快慢下来，以减少滑跑距离和所需跑道长度。据统计，着陆滑跑距离可缩短为原来的 1/3～1/4，效果十分显著。另外，主轮单边刹车还可协助飞机滑行转弯，纠正滑行方向。飞机在起飞前开大车，地面维护试车及固定停放等均要使用刹车。

刹车装置一般均装在机轮的轮毂内，通过静、动摩擦件的相互接触，起到刹车制动作用。

1. 对刹车装置的要求

能承受预定的起飞着陆载荷，中断起飞时猛烈刹车不应起火或破坏，能满足多次连续起飞和着陆要求，在整个使用期限内应保证必要的效率。安全刹车力矩应能保证飞机有一定的负加速度(大致为 0.2 g)，在 1∶10 坡度的地面上应能刹住具有最大起飞重量的飞机，一般还要求当发动机在最大状态(或额定状态)工作时，在起飞线上基本上能刹住机轮。

2. 刹车装置应吸收的动能

在正常设计的着陆重量下，着陆滑跑的水平动能，除气动阻力、减速伞和其他辅助装置吸收一部分外，其余均应为机轮刹车装置所吸收。可用下述经验公式进行估算，即

$$A_b = CG_lV_l^2 \tag{8.10}$$

式中 A_b —— 刹车装置应吸收的动能(J)；

C —— 系数，对前三点和自行车式起落架，可取为 0.0034；

G_l —— 飞机着陆时的重量(N)；

V_l —— 着陆速度(km/h)。

3. 刹车装置的类型

(1) 盘式刹车装置　目前大多数飞机使用盘式刹车装置。它用冷气或液压动力使静、动两组刹车盘(也称散热片)挤紧，相互摩擦而进行刹车。有时还装有摩擦垫片，它同时连接到转动盘和固定盘的两侧，而且要有良好的导热性。盘式刹车结构紧凑、工作平稳、刹车力矩大、效率高、径向尺寸小，故获得广泛使用。但其结构重量较大，因摩擦产生的机械热不易消散，易引起刹车盘变形，产生裂纹，甚至热熔粘合。正常的刹车工作温度范围在 400° ～ 500℃ 之间，但也可在 1 100℃ 以内进行令人满意的刹车，刹车装置的主要设计变量是刹车盘的材料、直径和数量。为了获得更理想的设计，一直不断研究采用轻质的、热稳定性好的摩擦材料来弥补此类装置的不足。一般刹车盘的材料均是用钢制的，后来的 C－5A、F－14 等飞机上采用了铍；更近些时候则采用碳(如 C－5B、波音－757，协和号等)。从几种材料比较看，铍比钢轻，C－5A 用铍代替钢，24 个刹车装置上节约重量 726.4 kg。而碳比铍更轻，且它具有高比热，高温中能保持强度，同时还有抗磨损、抗变形、抗粘结性好等优良性能，故将逐渐推广使用。但是碳和铍作刹车盘的刹车装置体积比较大，有时会引起设计上的问题。图 8.37 示出了圆盘式刹车装置的简图。

(2) 弯块式(图 8.38)　用冷气或液压动力推刹车弯块向外张，与固定在轮毂上的刹车钢圈相摩擦而进行刹车，松刹后由恢复弹簧将弯块复位。这种形式由于弯块的表面很难与刹车钢圈同心，使整个摩擦面压力不匀，因而，效率不高。弯块与钢圈间的间隙需仔细检查调整(约为 0.3 ～ 0.4 mm)，维护麻烦。但因其结构简单、重量轻，目前仍用于轻型低速飞机上。

4. 软管式(图 8.39)

用冷气或液压动力将附有刹车块的软管鼓起，使其与刹车钢圈摩擦而进行刹车。由于软管可调节各处的压力，故刹车柔和，摩擦面接触良好，各处摩擦也较均匀，效率较高，重量也较轻。缺点是动作较慢，刹车高温易使软管老化变质，软管易漏气漏油。一旦软管漏油，油液滴在高温的刹车钢圈上还可能起火。由于缺乏间隙调节机构，当摩擦使间隙增大时效率降低，并使刹车不敏捷，刹车系统的动态特性变坏。软管式现多用于中、轻型飞机上。

5. 刹车的滑动控制装置

为了保证刹车的高效率，同时又避免机轮刹死不转的“拖胎”(或称“打滑”)现象发生，现代飞机均装有滑动控制装置。因为打滑中，一个摩擦的轮胎能在数秒内烧穿许多层，并且爆裂。此时滑动控制装置就可自动松刹，待打滑现象消除后又继续刹车。使用机械、电气和液压系统相结合的先进防滑控制系统就可达到此目的。目前最先进的以微处理机为基础的数字式防滑控制系统能围绕最佳打滑点调节刹车压力，它可不断地计算轮胎的打滑度，并对刹车压力作小量调整进行补偿，调整快又适度，从而减少了停机距离。

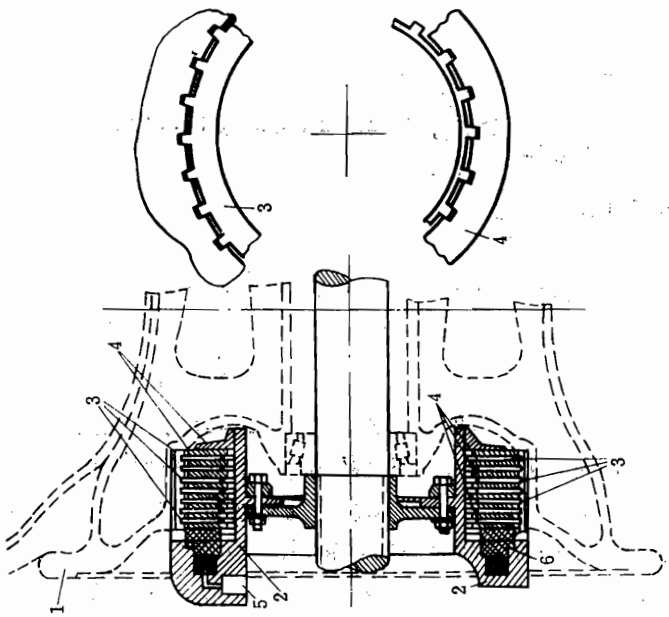


图 8.37　盘式刹车装置

1— 轮毂　2— 刹车盘　3— 动片组　4— 静片组　5— 油嘴　6— 传压装置

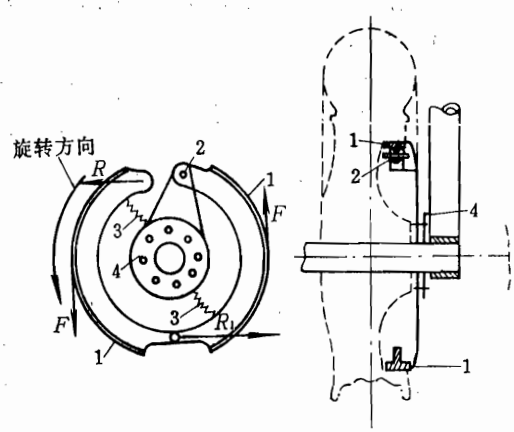


图 8.38　弯块式刹车装置

1— 刹车块　2— 传动铰　3— 弹簧　4— 刹车盘

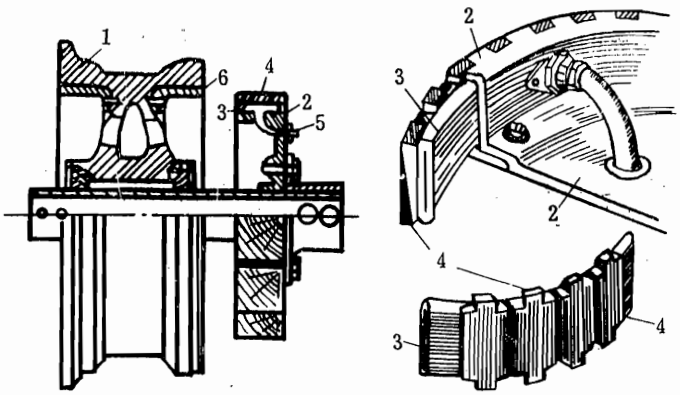


图 8.39　软管式刹车装置

1— 轮毂　2— 刹车盘　3— 软管　4— 刹车块　5— 气嘴　6— 刹车钢圈

二、前轮纠偏装置(中立机构)

由于前轮在地面滑行时要左右偏转,故它不能定位锁死,因而,在离地收起或着陆放下时,很可能偏转而不在中立位置,这就会妨碍正常收起和着陆。因此,必须加装中立机构,以保证前轮离地时能保持轮子正对前方而不偏斜,常见的有三种形式:

1. 楔杆式中立机构(外纠偏装置见图 8.40)

它由楔锥、连杆和楔槽等组成。起落架收起时,由于带楔锥的连杆的转轴与起落架的转轴不同心而产生相对运动,使楔锥逐渐靠近并插入楔槽(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,楔锥完全退出楔槽,因而不影响前轮偏向转弯。这种装置不够完善,因为很可能在放下着陆前遇侧向力而使前轮偏转,不能完全保证着陆时的中立位置。

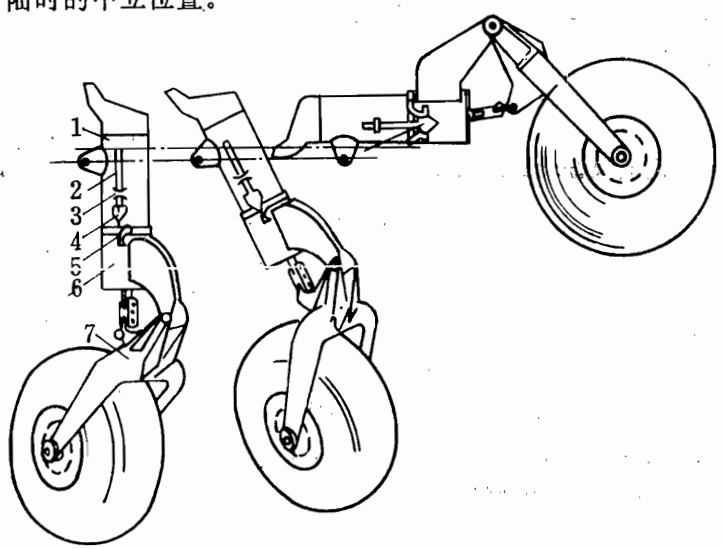


图 8.40　楔杆式中立机构

1— 支柱　2— 连杆　3— 导套　4— 楔锥　5— 楔槽　6— 旋转臂　7— 轮叉摇臂

2. 滚棒凸轮式中立机构(图 8.41)

它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(减震器全伸展)时弹

簧张开，拉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，以保证前轮的偏转。

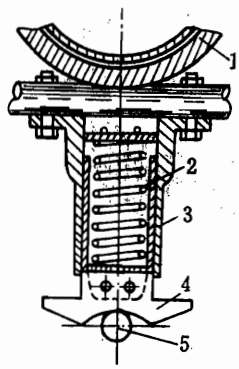


图 8.41　滚棒凸轮式中立机构
1—旋转臂　2—弹簧　3—壳体
4—凹槽装置　5—滚棒

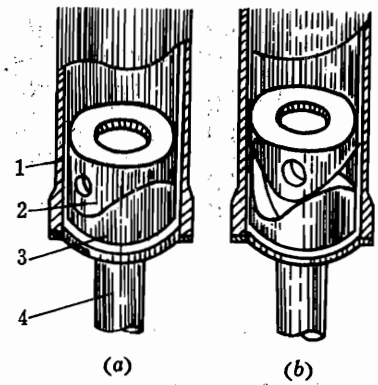


图 8.42　凸轮式中立机构
1—外筒　2—上凸轮
3—下凸轮　4—连杆

3. 凸轮式中立机构(内纠偏见图 8.42)

它由装在减震器内部的上、下凸轮组成。下凸轮固定在减震支柱外筒内的底部，它不能左右转动和移动，上凸轮则固定在活塞内筒上。当前轮离地时减震器全部伸展，上凸轮楔入下凸轮内，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，因而不妨碍前轮的地面偏向转弯。

这种形式简单可靠，故得到广泛采用。只是减震支柱内部的构造稍复杂些，另外，减震支柱也会较长一些(因凸轮占据了一部分长度)。

三、前轮的自由定向及偏转操纵装置

由于飞机在地面运动时要求灵活稳定，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，并使飞机也能较方便地转回原方向滑跑而不能越偏越大，这就是地面运动方向稳定性对前轮的要求。前面已介绍过，前三点的配置形式就具有方向稳定的优点。但这是基本略去了前轮的地面摩擦力而分析出来的结果。如果前轮固定死，则前轮处的摩擦力影响不能略去，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，地面滑行刹车转弯时也需前轮能自由偏转，以减小转弯半径(图 8.43)。因而，现代的飞机前轮都不固定锁死，而有一定的偏转自由度，其最大值 θ_{max} 由所需的最小转弯半径来定，即

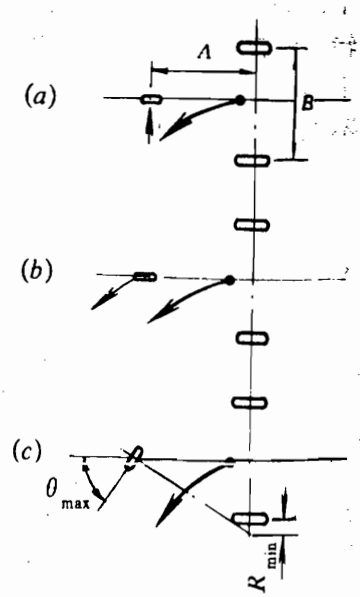


图 8.43　前轮固定情况对地面运动的影响
(a) 前轮固定情况
(b) 前轮自由情况
(c) 前轮可操纵偏转情况

$$\theta_{max} = \pm \tan^{-1} \frac{A}{0.5B + R_{min}} \tag{8.11}$$

一般 $\theta_{max} \approx \pm 50°$。再就是前轮要能自动转向飞机的前进方向，这就需要将前轮放在支柱轴线后一定的距离(称为稳定距)"t"处，这样，前轮就会自然顺着飞机的前进方向，万一出现偏转，也会很快复原(图 8.44)。

前轮所需的稳定距"t"大一些稳定性好，但对起落架受力不利，一般取 $t = 0.1 \sim 0.4D_n$(前轮直径)。

为了增大飞机地面运动的灵活性，保证最小转弯半径，有的飞机还装有使前轮偏转的操纵机构。

四、前轮的减摆装置

当前起落架没有采用合适的减摆措施时，前轮可能会出现摆振，即飞机在地面滑跑到一定速度时，能自由偏转的前轮有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织在一起，使前进的轮迹呈连续的 S 形，同时机头强烈摇晃，振动会越来越厉害，直至使前起落架损坏。这种振动现象称为前轮摆振。

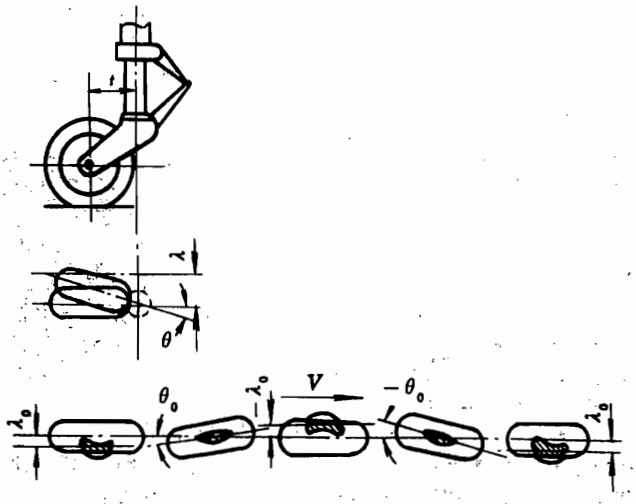


图 8.44　起落架变形与摆振运动情况

产生前轮摆振的原因，是由于机轮(连带支柱)是一个弹性体。在偶然受到外力干扰下(如跑道不平、侧风、操纵不当等)使机轮偏离前进轴线一个距离 λ(图 8.44)。这时轮面倾斜，轮胎接地部分的形状弯为非对称的弯腰形，同时受到了弹性恢复力。当飞机继续前进时，机轮将一边偏转(增大 θ 角)，一边向前进轴线靠近(减小 λ)。当滚过前进轴线时($\lambda = 0$、$\theta = \theta_0$)，由于惯性关系仍继续往前滚，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 减小到零后又开始反向偏转。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)，摆振将不会产生。但当滑跑速度超过某一速度(称为摆振的临界速度 V_{cr})时，激振的能量大于阻尼能量，就将产生摆振，并自己激发，愈振愈烈，λ_{max} 与 θ_{max} 愈来愈大，直到破坏。摆振临界速度 V_{cr} 可用下式估算，即

$$V_{cr}=\sqrt{\frac{Kt}{rI}} \tag{8.12}$$

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的特性系数(由轮胎工厂给出)。

可以看出，增大稳定距和轮胎刚度将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减激振的能量，防止摆振的发生。一般而言，振幅应在三秒钟内减到初速幅值的 1/3。

以下为两种常见的减摆器：

柱塞式　由筒体、柱塞及限流小孔等组成，内充满油液(图 8.45)。当机轮发生摆振时，带动柱塞左右高速运动，挤压油液来回挤过限流小孔，产生很大阻尼以消减偏摆能量，阻止摆振发生。这种形式简单轻巧，但减摆的能力较小，多用在小型高速的飞机上。

旋板式　由筒体(带固定旋板) 与活动旋板(带限流小孔) 等组成，内充满油液(图 8.46)。当机轮偏转摆振时，活动旋板相对于固定旋板高速转动，将油液来回挤过限流小孔，产生很大阻尼以消减偏摆能量，阻止摆振发生。这种形式较大较重。但减摆能力较强，并多装有随温度变化调节限流孔大小的装置。它常装在高速大型飞机上。旋板式、柱塞式减摆器都不影响前轮低速偏转。

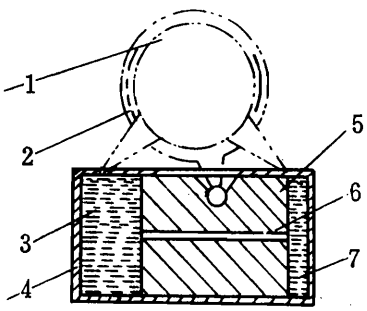


图 8.45　柱塞式减摆器

1— 支柱　2— 旋转臂　3— 左工作油室　4— 壳体

5— 活塞　6— 限流孔　7— 右工作油室

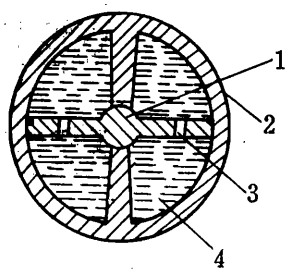


图 8.46　旋板式减摆器

1— 旋板　2— 壳体　3— 限流孔

4— 工作油室

有的飞机还综合利用减摆器，减摆器的活动部分作成可操纵式(图 8.47)。通过对分流活门的操纵，使压力油进入作动筒，带动传动摇臂使前轮偏转，构成了转弯操纵机构。当分流活门处于中立位置时，油液被关死在作动筒内，此时若前轮发生摇摆，油液就被挤压流过限流孔，从而起到了减摆的作用。

双轮(图 8.48) 或多轮式起落架的 V_{cr} 较高，因这时整个轮胎系统的刚度较大，当机轮偏摆振时，地面给予的摩擦力 F 将构成阻滞摆振的力矩。

五、起落架的收放装置

现代飞机的起落架如不收起，则将成倍的增大飞行阻力，因而，均需收藏在机体或起落舱内。这就必须采用收放装置，它应保证起落架按预定的方式收藏于指定的空间内，一般有下几种形式：

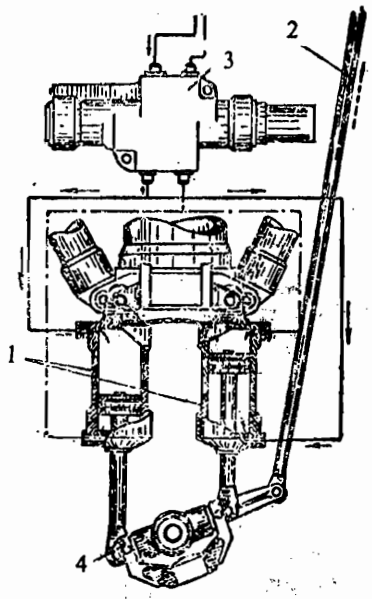


图 8.47　前轮转弯及减摆机构工作图

1— 转弯作动筒(主减摆器兼)　2— 回输杆

3— 分流活门　4— 传动摇臂

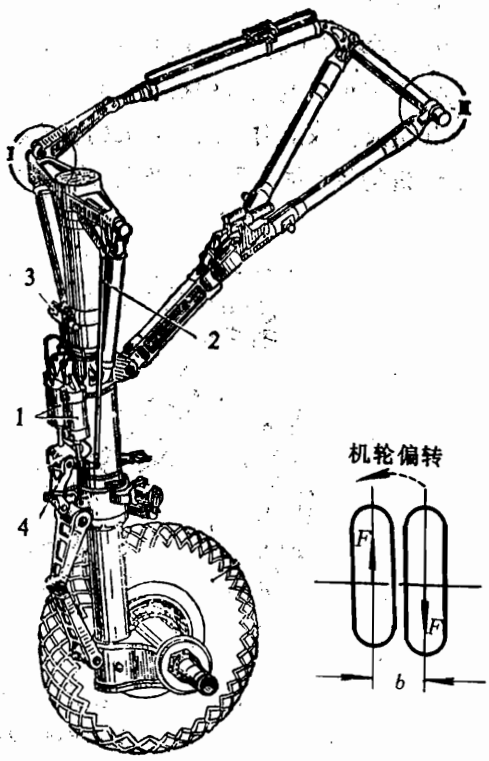


图 8.48　双机轮式前起落架

1— 主减摆器　2— 回输杆

3— 节流活门　4— 传动摇臂

1. 弦向收起

起落架沿弦向向前或向后收起(图 8.49),它多是由折叠撑杆、收放作动筒等组成。用气压或液压推动作动筒的活塞杆带动折叠撑杆对起落架进行收放。这种形式简单直接,但由于收起时轮面垂直,故上下尺寸较大。因而,必须收藏于机身或专门的起落架舱内,另外,在收放过程中起落架重心的纵向位置变化较大,在总体设计中应予考虑。有的飞机在总体设计时使前起落架和主起落架的收起方向相反,以减小全机重心的纵向位置的变化。



图 8.49　弦向收起

为解决轮子直径大,不好收藏这个困难,可采取小直径的双轮或收起时使轮面转 90°(如图 8.49(*b*)) 所示。这种转向机构主要通过定距连杆与可在套筒内转动的支柱顶端伸出的摇臂相连。当沿弦向收起起落架时,定距连杆拉摇臂,使支柱一边收起,一边旋转,实现了转动轮面的要求。

2. 展向收起

主起落架常沿展向向内(或向外)收起,它一般多由侧向折叠撑杆及收放作动筒等组成。这种形式轮面平顺,易收入机翼内,收放机构也简单,重心纵向位置的变化也很小,常被广泛采用。但机翼要开大洞,对结构有一定影响。

由于现代高速飞机的机翼日趋变薄,在机翼内收藏起落架也渐困难,因此,有的飞机的主起落架沿展向收起时把尺寸较大的机轮收藏于机身内。为了尽可能好地利用机身空间,可通过一定的机构将轮面转动一定角度(图 8.50)。

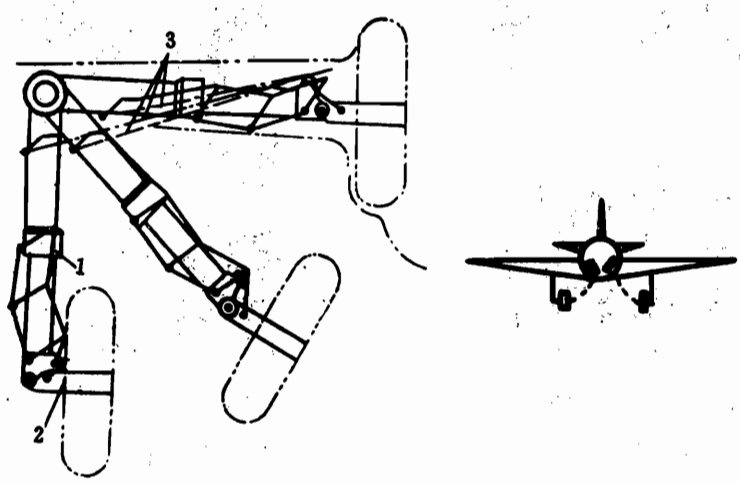


图 8.50　展向收起时转动轮面的机构

1— 减震支柱　2— 可转轮轴　3— 收放作动筒

3. 斜向收起

有时会遇到这种情况,由于总体设计的考虑,主起落架只能安装和收藏于机身内,但放下时又要斜着伸出去,以保证必要的主轮距,这时就需要斜向的收放机构。

总之起落架的收放机构是个复杂的空间机构,常需要用立体几何、球面三角等知识列方程、排程序求解。完成机构动作的机件也是各种各样,要把它们组合在一起完成预定的收放要求,有时是相当困难的,只通过理论计算还不行,必须通过实体模型多次作试验修正,才能最后确定方案。现在,由于计算机辅助设计的应用发展,已能较方便地利用计算机计算协调;并能在屏幕上从各个方向投影,检查起落架的收放机构和起落架的运动轨迹,及其与机体的协调关系。

起落架还有其他一些装置,如收起和放下后要有定位锁钩以及显示的信号装置,以保证安全,应能让架驶员确定知道起落架已收好、放好、并已锁好。信号装置一般有机械信号和电信号两套。收好上锁后,原来在机体上外伸的信号杆缩入,仪表板上的三个红灯亮;放下锁好后,信号杆伸出,三个绿灯亮。

起落架还备有应急装置(应急放下、应急刹车等),以保证在意外情况下能安全着陆。

8.8　起落架结构的疲劳设计与起落架的试验

一、起落架结构的疲劳设计

在 8.2 节中我们已阐述了飞机起落架的设计,目前均按安全寿命设计,只有个别飞机例外

(如波音-747有四个主起落架,任何一个有问题,其他三个仍能承受损伤客限载荷)。从目前来看,歼击机、教练机等的寿命为4 000～8 000小时,民用飞机则更高。以波音737为例,假设飞机寿命为20年,每天平均飞十次起落,它的安全寿命就应保证完成75 000次起落,约60 000小时。而起落架需经受的疲劳试验次数应是安全寿命的三倍。为了达到这样高的疲劳寿命,大量的零件都必须精心设计。主要可从以下几个方面采取措施。

1. 材料和加工工艺选择

高强度钢是制造大多数起落架零件用得最多的材料,其极限强度高,延展性极好。国外在起落架上常用的钢有4130、4340、300 M等。为了获得良好的机械性能和疲劳特性,应注意以下几点,钢锻件应该使用真空电弧再熔炼件;起落架结构应进行喷丸强化处理;对于有的孔则可采用冷挤压方法进行强化处理(如波音-757、-767起落架上的承力孔);凡属结构的疲劳危险部件,加工表面的粗糙度应符合有关的要求;应尽力减轻应力腐蚀(譬如采用卸载热处理)等等。

铝合金主要用于小型民用飞机的起落架上。钛合金虽然比强度高、疲劳寿命长、抗腐蚀好,但因材料本身和加工费用高,因此用得不广泛。碳/环氧、硼/环氧复合材料目前已有在起落架上使用,如可制造机轮;A-37B的主起落架也使用了复合材料。试验还表明纤维缠绕复合材料(特别对筒形件)是可靠的。但总的说复合材料目前成本高,在零件的制造、分析和设计等方面还有很多工作要做,但采用复合材料确实可以大大减轻重量。

2. 接头设计

起落架上各种连接接头很多,从疲劳的观点看,这些接头设计均是十分关键的。为避免应力集中,要仔细设计耳片。所有连接接头都用金属衬套,使要接合的结构元件之间不直接接触。为避免磨损,在活动的地方最好采用青铜的衬套和镀铬的轴销。在承受应力较高的地方,也可采用不锈钢衬套。活动部分要有润滑措施。

3. 减少应力集中设计

在设计零件中要注意减小应力集中,力求剖面和形状平滑变化,不要有尖角,拐角处应有较大的圆角半径。

4. 表面保护

对起落架要有确当的表面保护措施,以防止腐蚀,如电镀、涂漆或加上必要的带有筒边凸缘的衬套(在接头处)等等。

二、起落架的试验

在起落架设计期间和设计阶段之后,须要通过各种试验来验证它的强度、寿命和性能。

1. 结构试验

(1) 应力和强度测试(如应用光测技术):主要是对复杂的起落架构件的过渡区域的应力水平和应力方向进行测试。有的零构件,如某些不规则的零构件或某些典型的销,特别是保险销一般要经过试验测试。

(2) 疲劳试验:要通过试验来验证起落架的寿命是否能达到规定的要求。

2. 系统试验

(1) 落震试验:用以得到减震器吸收撞击能的特性以及起落架结构承受过载的能力,并可获得疲劳分析所需的数据。

(2) 收放试验。

(3) 摆振试验。

(4) 机轮和刹车系统的试验。

经各种试验证明满足要求后，起落架才能正式装机使用。

思 考 题

1. 减震器的功用是什么？有哪些形式？

2. 为了增大油气式减震器的效率系数η和热耗系数(滞后系数)χ，以及为保证减震器的自由行程，从构造上可采取些什么措施？

3. 对摇臂支柱式、筒单支柱式和撑杆支柱式起落架作一比较，分析它们各自的优、缺点。它们各自较适用于何种情况？为什么？

4. 多轮小车式起落架一般用在什么飞机上？它们与单轮式相比，要增加些什么机构？为什么？

5. 前轮摆振的物理现象和产生原因是什么？可采用什么预防措施？

6. 为什么要采用前轮纠偏装置？

7. 掌握筒单支柱式、摇臂支柱式的受力分析。画出扭力臂、轮叉的内力图。

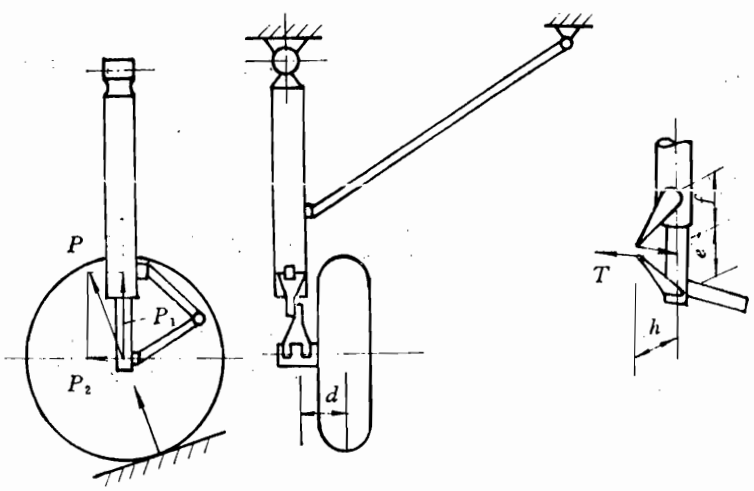
8. 为了增加飞机的漂浮性，在减震器和轮胎选择上可以采取些什么措施。

习 题

1. 支柱式起落架在某设计情况下的载荷为$P = 700$ kN，其力作用线过轮轴中心，但与支柱不在同一平面内，距离$d = 200$ mm(见题图 8.1)。已知此时扭力臂的各几何参数为$e = f = 10$ mm，$h = 200$ mm。

(Ⅰ) 请计算此时扭力臂的最大弯矩值，画出扭力臂的弯矩图。

(Ⅱ) 计算支柱上由于扭力臂而引起的附加弯矩值，并画出支柱的附加弯矩图。



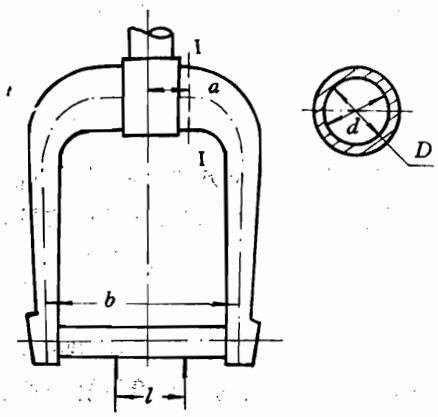
题图 8.1

2. 起落架机轮藉助于轮叉固定于起落架的支柱上。设在该设计情况下，于轮叉平面内作

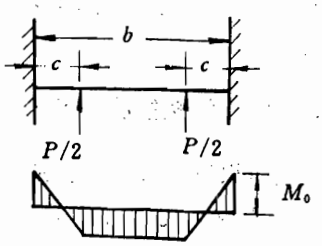
用于机轮的设计载荷 $P = 250$ kN。轮叉为圆管状断面，在 I - I 剖面处，$D = 90$ mm，$d = 86$ mm。轮叉的其他几何尺寸：$h = 500$ mm，$b = 280$ mm，$l = 180$ mm，$a = 80$ mm（题图8.2(a)）。请作出轮叉的弯矩图，并确定在剖面 I - I 处轮叉内的最大应力 σ_{max}。

提示：为了简化解，假设轮轴为两端固持的梁（题图 8.2(b)）（这样假设轮叉有强度储备）。对两端固持梁，其固定端处的支反力矩为 $M_0 = \dfrac{P}{2}\dfrac{c(b-c)}{b}$。此外圆管形断面系数 W，

$$W = \frac{\pi}{32}\frac{(D^4 - d^4)}{D}$$



(a)



(b)

题图　8.2

第九章　操纵系统

9.1 引　言

飞机操纵系统是飞机的主要部件之一，它的工作性能是否良好，直接影响着飞机性能能否正常发挥。特别对于歼击机，在很大程度上影响飞机的战斗性能。

一、飞机操纵系统的分类

(1) 飞机操纵系统的分类从不同的角度出发，有不同的分类方法。根据操纵信号的来源，通常把飞机操纵系统分为两大类：一类是人工飞行操纵系统(MFCS)，其操纵信号是由驾驶员发出的；另一类是自动飞行控制系统(AFCS)，其控制信号是由系统本身自动产生的。飞机的俯仰、滚转和偏航操纵系统、增升和增阻操纵系统、人工配平系统、直接力操纵系统以及其他改变飞机外形(如可以在飞行中改变机翼后掠角和改变水平安定面安装角)的操纵系统，均属于人工飞行操纵系统。增稳系统(SAS)和控制增稳系统(CAS)是为了改善飞机动稳定性的操纵性而设置的，有了它，就好象变成一架稳定性和操纵性均较好的新飞机。从驾驶员的操纵角度来看，它是飞机的一个组成部分。因此，它们也属于这一类。

(2) 自动飞行控制系统是对飞机实施自动或半自动控制、协助驾驶员工作或自动控制飞机对扰动的响应。如自动驾驶仪、发动机油门的自动控制、结构振动模态抑制等控制系统都属于这一类。

(3) 在人工飞行操纵系统中，通常又分为主操纵系统和辅助操纵系统。对于飞机飞行品质产生重大影响的是飞机俯仰、滚转和偏航操纵。这三个轴的操纵系统称为主操纵系统。增稳或控制增稳系统和随控布局技术中的某些系统作为主操纵系统的附加系统也属于主操纵系统。其他如衿翼、减速板、配平调整片的操纵系统和改变机翼后掠角、改变水平安定面安装角的操纵系统均称为辅助操纵系统。但对随控布局飞机(CCV)来说，其操纵面除去全动平尾、副翼和方向舵外，还可能有前、后缘衿翼、水平鸭翼和前鳍(垂直鸭翼)等操纵面。因而不象过去那样可以很明显地划分主、辅两类操纵系统。

二、飞机主操纵系统的发展和展望

(1) 自飞机诞生以后的前 30 多年中，飞机的主操纵系统是简单的机械操纵系统，由钢索(软式)操纵，发展为拉杆(硬式)操纵。驾驶杆(或脚蹬)的运动即相当于舵面运动，可以不考虑系统本身的动特性问题。只要对摩擦、间隙和系统的弹性变形加以限制，就可以获得满意的系统性能。

(2) 随着飞机尺寸和重量的增加，飞行速度不断提高，即使使用了气动力补偿，驾驶杆力仍不足以克服舵面铰链力矩，40 年代末出现了液压助力器，实现了助力操纵。助力操纵系统有两种类型。一种是可逆的助力操纵；另一种是不可逆的助力操纵。可逆的助力操纵系统用于高

亚音速飞机和重型飞机上。

当超音速飞机出现之后，它在超音速飞行时飞机焦点大幅度后移，纵向稳定力矩剧增，此时需要相当大的操纵力矩以满足飞机机动性的要求。可是在尾翼(和机翼)上出现了超音速区，堵塞了扰动向前传播的道路，升降舵的操纵效能大大下降。因此，不得不采用全动平尾。全动平尾铰链力矩的数值范围变化较大，遂无法选得适合的回力比，因而不得不采用不可逆的助力操纵系统。操纵力由人工载荷感觉器提供，并设置了调整片效应机构。为了获得从低空到中空大速度飞行时的静操纵指标，又设置了力臂自动调节器。遂组成了相当复杂的不可逆助力机械操纵系统。

由于液压助力器是一种伺服作动器，再加上人工感觉系统，就有可能使性能较好的飞机，由于操纵系统的动特性差，而使飞机的飞行品质变得不能接受。如米格-19飞机由于助力器分油活门摩擦力匹配不当而产生飘摆。因此必须结合飞机特性研究操纵系统的动特性问题。

(3) 众所周知，飞机必须具有足够的稳定性和操纵性。没有稳定性的飞机是不好操纵的，飞行也是不安全的。因而要求飞机焦点必须落在飞机质心的后面，这就是所谓(纵向)静稳定性的要求。在放宽静稳定性要求的飞机上必须有人工稳定系统以保证足够稳定性和操纵性的要求。

① 由于超音速飞机的飞行包线扩大，飞机的气动外形很难既满足低空低速要求，同时又满足高空高速的要求。因而在高空超音速飞行时，飞机的纵向静稳定性剧烈增大，而固有阻尼变小，出现了动稳定性不足的问题，即出现纵向和横侧短周期振荡，严重影响了飞机的操纵性。

飞机的俯仰阻尼主要是由平尾提供的，而平尾面积的大小是根据亚音速时的纵向静稳定性要求决定的。因而纵向阻尼本来就较小，高空超音速时更小。超音速飞行时，飞机焦点大幅度后移，纵向静稳定性剧增。而高空的相对密度又大，遂引起高的俯仰振荡圆频率，使飞机的阻尼(系数)比 ξ 很低，甚至达不到0.1。因而飞机的纵向短周期模态的振荡周期很短，且不易衰减。表明纵向短周期振荡严重程度，一般用阻尼比 ξ 作为指标，要求 $\xi \geqslant 0.35$。

② 飞机短周期横侧振荡是由倾斜运动和偏航运动合成的。这也是由于飞机的固有阻尼不足而造成的。特别是在高空、超音速时的大迎角状态下具有高的横向稳定性，以及由于飞机具有小翼展、长机身，在质量分布上形成相对于竖轴和纵轴的转动惯量之比值(I_y/I_x)很大。这就增强了横侧振荡，即所谓周期短，也不易衰减的"荷兰滚"振荡模态。表明横侧振荡严重程度，一般用横滚偏航模量比 $|\gamma/l|_d$ 或用 k 来作为指标。对于歼击机要求 $k \leqslant 3$，重型飞机要求 $k \leqslant 1$。

③ 驾驶员对于上面两种短周期的振荡模态来不及反应，也无能为力。提高纵向阻尼和横侧阻尼的方法是在飞机三个轴向操纵系统上各附加上自动增稳系统。增稳系统是用速率陀螺和加速度计测出飞机振动模态，并借助舵面的反向运动来造成人工阻尼，便可使振动模态很快衰减下来，弥补了飞机外形和质量分布上的缺陷，使飞机在高空、高速或在大迎角飞行状态下也具有良好的稳定性。因此，从驾驶员的操纵角度来看，增稳系统(包括下面所述的控制增稳系统)是飞机的组成部分，组成一架"等效飞机"。驾驶员所操纵的正是这种"等效飞机"。通常在系统设计时要求：当增稳系统工作时，飞机具有良好的飞行性能；当系统失效时，飞机仍具有可以控制的飞行状态，以保证安全。因此，增稳系统的操纵权限不宜太大，一般只有全权限的(3～6)%。

④ 由于增稳系统在增大飞机阻尼和改善动稳定性的同时，必然要在一定的程度上削弱飞机操纵反应灵敏度，从而降低了飞机的操纵性。为了消除这个缺点，在自动增稳系统的基础上

研制了控制增稳系统。控制增稳系统与增稳系统不同之处在于它除了具有来自速率陀螺和加速度计起增稳作用的电信号外，还综合了来自驾驶员操纵驾驶杆(脚蹬)的电指令信号，两者的极向是相反的。因此，控制增稳系统可以采用较高的反馈增益，提高回路阻尼和增加飞机的稳定性，若驾驶员进行操纵，输出增控信号可使高阻尼信号减小，而可获得所需的响应，改善了飞机的操纵性和机动性。此外，控制增稳的操纵权限可以增大到全权限的30%。考虑故障安全，系统必须是余度系统。

由于增稳或控制增稳的舵机通过复合摇臂(或把舵机串联在操纵系统之中)与机械主操纵系统共同操纵液压助力器的分油活门。这样就存在着力反传和功率反传问题，需要予以解决。

(4) 综上所述，可见以不可逆助力机械操纵为主操纵系统的飞行操纵系统越来越复杂。并由于机械系统中存在着摩擦、间隙和弹性变形(为了减小摩擦和间隙，曾进行各种努力，如采用无摩擦轴承、消除间隙轴承、钢索张力调节器等)，始终难以解决精微操纵信号传递问题。70年代初，成功地实现了电传操纵(FBW)系统，它将取代不可逆助力机械操纵系统，而成为主操纵系统。

① 电传操纵系统是控制增稳系统发展的必然产物。若把操纵权限全部赋予控制增稳系统，并使电信号优先于机械信号而工作，机械系统居于备用地位，这就成为"准电传操纵系统"。若再把备用的机械操纵系统取消，就成为"纯电传操纵系统"，简称为"电传操纵系统"。电传操纵系统和部分大权限的控制增稳系统又称为高增益系统。高增益系统的出现，就把飞机特性和操纵系统特性有机地结合成一体。研究操纵系统的静、动特性必须结合飞机的静动特性一起研究。

② 电传操纵系统在取代复杂的机械操纵系统之前，必须先要解决系统的安全可靠性问题。要回答：不可逆助力机械操纵系统有多大的安全可靠性？而电传操纵系统又有多大的安全可靠性？在过去，对于飞机的安全性是通过实践验证的，没有量的概念。只有在可靠性理论发展之后才有定量的安全可靠性。安全可靠性可以通过故障率(或失效率)表达出来。根据现在的技术水平，电传操纵的单通道故障率为 1×10^{-3}/飞行小时，即在1 000工作小时中只出现一次故障，这可由40多天(积累)试验中得到证实。根据这个故障率，通过可靠性理论计算可得：

四重通道的电传操纵系统，若损失三个通道，其失效率 $\lambda=4\times10^{-9}$/飞行小时。

三重通道有自检测的电传操纵系统，若损失两个通道，其故障率 $\lambda=3\times10^{-7}$/飞行小时。

以上是理论计算值，目前尚无法由试验证实。

美国空军从十年(1964～1973)外场事故记录中统计得出机械操纵系统(包括辅助操纵系统和液压助力系统)的故障率为：

Ⅰ、Ⅱ、Ⅳ类飞机的损失率 $Q_s=62.5\times10^{-7}$/飞行小时；

Ⅲ类飞机的故障率 $\lambda=0.82\times10^{-7}$/飞行小时。

因此，要求电传操纵系统的故障率低于 1×10^{-7}/飞行小时。由上述可知，三重或四重通道的电传操纵系统是可以满足这个要求的。通过F-16飞机，经过十多年的使用，初步证明电传操纵系统是能满足安全性要求的。

电传操纵系统是现代技术发展的综合产物。微电子技术和计算机科学的发展，可靠性理论和余度技术的建立为电传操纵奠定了基础，余度系统赋予它较高的战伤生存力，因而促进它早期实现。

(5) 电传操纵系统具有完善的反馈控制回路。容易满足操纵性和稳定性所规定的指标要求，保证了飞机的良好飞行品质。更重要的是，它为随控布局飞机(CCV)奠定了基础。电传操纵系统是随控布局飞机操纵系统的核心。因而一般认为，没有电传操纵系统，就不可能实现随控布局飞机。事实上，电传操纵系统出现之后，随即就出现随控布局技术(含主动控制技术ACT)的单功能与多功能试验机。

随控布局飞机与常规飞机不同。在这种飞机上的某些气动外形在飞行中可以由自动控制系统按需要加以控制。这就是说，根据预定的控制规律可以改变这种飞机的气动布局，目的在于减小飞机的阻力，减轻飞机结构重量，提高歼击机的机动性和改善大型飞机的巡航性能。

随控布局这个名称不仅是指随控布局飞机，而且代表一种新的技术，称为随控布局技术，随控布局技术所包含的基本功能的项目有：放宽静稳定性(RSS)、直接力控制(DFC)、机动载荷控制(MLC)、机动增强(ME)、飞行边界控制(FBC)、阵风减载(GA 或 GLA)、乘座品质控制(RQC)和颤振模态抑制(FMS)等。随控布局技术对飞机设计产生了重大影响，革新了飞机设计传统的方法。在飞机总体设计阶段就要考虑采用哪些随控布局技术的项目和操纵方案，据此进行动力装置选择、气动布局、结构布置和设备安排、重量估算和重心定位等工作。从而根据相互影响，折衷地选取最佳方案。对于那些非常规的操纵系统，产生控制力的操纵面和拟定出的控制规律，须要进行地面模拟试验，以便发现系统中的潜在问题并予以解决，因而须要有多自由度的飞行模拟试验台和先进的试验设备。在飞行模拟试验台上还可以揭示某些操纵特点。

(6) 为了进一步发挥电传操纵系统的潜力，可与火控、推力、导航等系统交联，实现多模式的综合控制。与火力控制系统交联可以使歼击机作战自动化，对地面目标进行攻击时，可以提高飞机的生存力，减小受地面炮火击中概率；在空战中，则可以提高命中率，同时可增加射击的机会。与推力系统交联，对于未来的超音速垂直／短距起落飞机特别有用，可以借助于推力转向产生的力和力矩(俯仰或偏航)，以补充或代替由操纵面偏转而产生的力和力矩。与导航控制系统交联，若能实现四度引导，据估计，则可使民航机到达目的地或军用机到达预定目标的时间，误差不超过几秒钟。

目前电传操纵系统结合随控布局技术，不仅在军用飞机上使用，而且被民用飞机采用，以扩大效益。今后的电传操纵系统将以数字式为主，模拟式为备用系统，组成功能余度系统。并以光导纤维代替电缆，实现光传。

由于用钐钴磁性材料已研制成大铰链力矩所需的电动舵机，将可能取代液压舵机，使操纵系统全部电气化。由于微电子技术的发展，目前已有可能把四余度的容错控制系统包含在 10 mm 见方的微型电路片上。这种小片的成本低却具有巨大的计算能力，可能使电传操纵系统(结合随控布局技术)的电子线路规格化和系列化，就可以扩大它的使用范围。

由于超音速巡航和垂直／短距起落飞机的出现，可能对飞行操纵系统提出新的要求，促进它进一步地发展。

三、飞机辅助操纵系统

飞机辅助操纵系统与主操纵系统不同，后者必须给驾驶员有操纵力和位移的感觉，而前者则没有。但是，驾驶员必须知道辅助操纵面的位置，故需有位置指示器或指示灯。在现今的飞机上，主要的辅助操纵面有以下几种：

(1) 增升襟翼。增升襟翼是飞机的增加升力的装置，简称增升装置。应用增升襟翼的最初

目的，一是为了降低着陆速度，二是为了减少起飞滑跑距离。例如某歼击机的增升襟翼在着陆时放下 25°(顺气流)，起飞时放下 15°(顺气流)。增升襟翼的操纵系统有机械式的或电气式的。

(2) 机动襟翼。为了改善飞机的机动盘旋性能，70 年代初出现了机动襟翼。机动襟翼与增升襟翼的区别就在于它能按给定的控制规律，自动地随机翼迎角和飞行 M 数的变化连续地改变它的偏度。

(3) 前缘襟翼。现代歼击机多采用小展弦比的薄机翼。翼型的前缘半径很小。机翼迎角很小(一般不到 10°)时气流就在机翼前缘开始分离，发生抖振，不仅限制了飞机的法向过载，而且还容易引起各种失速偏离现象，降低了追踪目标的能力。因此，前缘襟翼也应象机动襟翼那样，按给定的控制规律自动地随机翼迎角和飞行 M 数的变化而偏转。这种前缘襟翼和机动襟翼统称为变弯度技术。

(4) 前缘缝翼。利用机翼大迎角时的前缘吸力，前缘缝翼能自动张开，以增大机翼的升力系数。因此，它也是增升装置。以往多用于农业飞机(如安-2 飞机)上，以保证它在接近地面作业时的操纵性和飞机的安全性。以后又用于后掠翼的飞机上(如 F-86 飞机)，其作用与"翼刀"相似，改善飞机在大迎角飞行时的横向操纵性，并且还可以改善飞机的机动盘旋性能。

(5) 减速板。减速板是飞机的增阻装置。当它张开时，能以较短的时间降低飞行速度；收上时，又能加快飞行速度。当减速板张开时，飞机还能在较小速度下转弯，就有可能摆脱敌机的攻击并使自己占据有利地位。

在螺旋桨活塞式发动机的飞机上通常没有减速板，这是由于活塞式发动机的加速性能较好，从最小转速增大到最大转速只需 2 ～ 3 s。驾驶员加大油门后，可以立即感到飞机速度已随之增加。喷气式发动机的加速性能不好，在低空，从中转速增加到最大转速一般就需要 3 s 左右；在高空，则需 8 s 左右。因此，在喷气式飞机上，不用减小油门的办法来减小飞行速度，而采用减速板来提高飞机的减速和加速性能。

减速板由液压作动筒操纵。当减速板张开或收上时，不应使航迹发生变化，因此，通常有 2 ～ 4 块减速板对称地布置在机身或机翼上。

(6) 配平调整片和在空中可以调整水平安定面安装角的操纵系统。飞机在作长时间等速平飞时，如运输机在航线上巡航飞行，或歼击机转场飞行。为了减轻驾驶员的疲劳，希望操纵力为零。最初只有(在空中)改变水平安定面安装角的办法来使飞机在等速水平飞行中获得纵向平衡，同时使纵向杆力为零。其他两个轴的操纵均无法使操纵力为零。后来发明了配平调整片，于是三个轴的操纵力均可经过配平而变为零。它们的操纵系统一般为机械式的或电气式的。

(7) 变后掠翼操纵系统。现代超音速飞机的气动外形是根据超音速要求决定的，它的超音速气动特性较好，超音速阻力也较小。但低速时的气动效率低，升力特性不好。通过改变机翼的后掠角可以解决高、低速性能要求的矛盾。飞机在低速飞行时用较小的后掠角，此时机翼的展弦比最大，因而具有较好的巡航效率和较大的起飞、着陆升力。在超音速时用较大的后掠角，机翼的展弦比和顺气流剖面相对厚度随之减小，使它适合于超音速飞行。

变后掠翼的操纵系统需要有一套强有力的驱动装置，在飞行中能快速地改变机翼的后掠角。如果活动外翼下有外挂物(副油箱或导弹等)，还需要有一套协调机构，使它们在机翼改变后掠角过程中始终保持顺气流方向。活动外翼的操纵方式有人工和自动两种。在人工操纵方式中，活动翼一般有三个位置(小后掠角、中后掠角和大后掠角)，驾驶员可根据飞行状态加以选择。在自动操纵的方式中，后掠角则随飞行 M 数和高度变化自动保持最有利的位置。

为了提高变后掠翼飞机的低速性能(减小着陆速度和起飞、滑跑距离),一般都采用全翼展襟翼。飞机的横向操纵则由机翼上的扰流板和差动平尾的联动代替副翼来实现。为了不使平尾效能随着后掠角加大而降低,并保证驾驶杆在中立位置时,改变后掠角不会产生附加的横向操纵力矩,对扰流板的操纵系统提出了以下特殊要求:

① 当驾驶杆在中立位置,改变机翼后掠角时,在活动翼上的扰流板不张开。

② 当操纵扰流板时,一边扰流板向上张开,另一边应不动。

③ 大后掠角时,机翼上的扰流板就位于平尾的前面,若扰流板张开,会大大降低那边平尾的效能,因此,要求扰流板张开的偏角应随着后掠角的增大而减小。当后掠角增大到极限位置,扰流板的极限偏角应为零。

9.2 简单机械操纵系统

简单机械操纵系统是一种人力操纵系统。由于其构造简单,工作可靠,使用了三十余年,才出现助力操纵系统。现仍广泛地用于低速飞机上和一些运输机上。其中央操纵机构和部份传动机构则仍被现代歼击机采用。其机械传动系统则普遍用于辅助操纵系统。

在三十余年的时间里,简单机械操纵系统也经历了它的发展过程。促进其发展的主要因素是系统的弹性变形、间隙、摩擦力和重量等要求。由于软式操纵系统的构造简单和重量又轻,首先在飞机上得到应用。后来由于它严重地产生操纵延迟现象,不适宜用于机动性要求较高的歼击机,因而出现了以传动杆为主要元件的硬式操纵系统。为了减小系统的摩擦力和间隙,在系统的每一关节处均装有间隙小的滚珠轴承。它与软式操纵系统相比,具有重量较重,构造较复杂的缺点。软式操纵系统也针对其本身的弱点,进行改进。研制出钢索张力补偿器,以求尽量减小"弹性间隙",并保持钢索具有正确的张力,增加了软式操纵系统的操纵灵敏度。因此,有些高速飞机也采用它,但广泛地用于高速运输机上。

一、对飞机主操纵系统的要求

飞机主操纵系统除了应具有足够的强度和刚度、重量轻、制造简单、维修方便、生存性好等一般要求之外,还应该满足一些特殊的要求,其中主要有:

(1) 保证驾驶员手、脚的操纵动作与人类运动本能反应相一致。这样就可避免发生错误的操纵动作和分散驾驶员的注意力,并且可以缩短训练驾驶员的时间。正确的操纵动作应当是:

驾驶杆(或驾驶盘)前推,机头应下俯,飞机下降;驾驶杆后拉,机头应上仰,飞机上升。

向左压杆,飞机应向左倾斜;向右压杆,飞机应向右倾斜。

蹬右脚,机头应向右偏转;蹬左脚,机头应向左偏转。脚操纵动作与人的本能反应稍有不同。但经过一段时间的训练,也就能适应,没有发生过错误操作,因而延袭到现今。

(2) 由于驾驶杆既可操纵升降舵,又可操纵副翼,也可同时操纵两者。为了简化操纵技术,要求在纵向操纵或横向操纵时互不干扰。

在驾驶舱里的脚操纵机构应该能够按驾驶员的身材来调节。

(3) 驾驶员是凭感觉来操纵飞机的,除去感受过载大小之外,还要有合适的杆力和杆位移的感觉,其中杆力更为重要。脚蹬力和脚位移也是如此。

① 飞机的纵向和横向同时操纵时,纵向操纵杆力与横向操纵杆力之间必须有一个适合的

比值，才能使驾驶员满意。如果横向操纵杆力为零或大于纵向操纵杆力时，就很难做出侧向精确操纵的动作。升降舵（或全动平尾）的纵向操纵力 F_z 与副翼的横向操纵力 F_x 的最佳比值为

$$F_z/F_x = 2$$

同样，杆力和脚蹬力也要有一定的比值。脚蹬上的力 F_y 对横向操纵杆力 F_x 的比值为

$$F_y/F_x = 5 \sim 8$$

上述数值是指驾驶杆偏转到 1/4 的行程时的杆力数值。

驾驶杆（或脚蹬）从配平位置偏转时，所需的操纵力应该均匀增长，并且力的指向总是与偏转方向相反，这样，驾驶杆（或脚蹬）就有自动回中（即回到配平位置）的趋势。

② 驾驶杆（或脚蹬）力应该随飞行速度增加而增大，并随舵面偏转角度增大而增大。

③ 为了防止驾驶员无意识动杆和减轻驾驶员的疲劳，操纵系统的启动力应该在适合范围之内。所谓“启动力”是指飞机在飞行中舵面开始运动时所需的操纵力。启动力包括操纵系统中的摩擦（其中包括助力器分油活门的摩擦）、预加载荷等。

(4) 操纵系统的间隙和系统的弹性变形会产生操纵延迟现象。所谓“操纵延迟”是指在驾驶杆上用力之后到舵面开始转动这一段所需的时间。在操纵飞机时，特别在接近地面时，若操纵延迟达到 0.25 s 就很危险，因为可能由于压杆过量而使飞机翻转。在恶劣气流中飞行时，操纵延迟也是很危险的。一般规定，操纵延迟不应超过人的反应速度的数值（1/7 s）。因此，为了使操纵反应快、死区小，就必须使机械操纵系统中的环节和接头的数量最少，接头处的活动间隙最小和系统应有足够的刚度。

(5) 在中央操纵机构附近应该有极限偏转角度的止动器，以防止驾驶员用力太猛，操纵过量，而使系统中的某些部件或机体结构遭到损坏。如果舵面超过极限偏度会发生危险，则在舵面附近也应有可调的舵面止动装置。在助力操纵系统中，可以在助力器内设置止动块以代替舵面止动装置。

(6) 飞机停在地面上时，为了防止舵面被暴风吹坏，所有舵面应有“锁”来固定。舵面的锁紧系统应在飞机内部，不应该采用外部锁紧装置。内部锁紧装置应该直接与舵面连接。为了防止在起飞功率下，舵面仍处于锁定状态，开锁顺序必须是所有舵面都开锁后，油门才能打开。

二、飞机主操纵系统的组成和工作原理

飞机主操纵系统通常分为两个部分。由驾驶员的手、脚直接操纵的部分，叫做中央操纵机构或称座舱操纵机构，它由手操纵机构（驾驶杆或驾驶盘）和脚操纵机构（脚蹬）组成。把中央操纵机构的动作传到舵面的那部分，叫做传动机构或传动装置。简单机械操纵系统的传动机构是由拉杆、摇臂、钢索、滑轮等组成。对于常规操纵来说，手操纵机构是用来操纵升降舵和副翼的，脚操纵机构是用来操纵方向舵的（见图 9.1）。

1. 中央操纵机构的构造和工作原理

(1) 手操纵机构　常规的手操纵机构有驾驶杆式（简称杆式）和驾驶盘式（简称盘式）两种。不论那一种型式都要操纵两个操纵面（或简称舵面）— 纵向操纵面（如升降舵）和横向操纵面（如副翼），因此，在构造上要求保证飞机的纵向操纵和横向操纵的“独立性”。这就是说，单独操纵升降舵时，副翼应不会偏转；单独操纵副翼时，升降舵也应不会偏转。

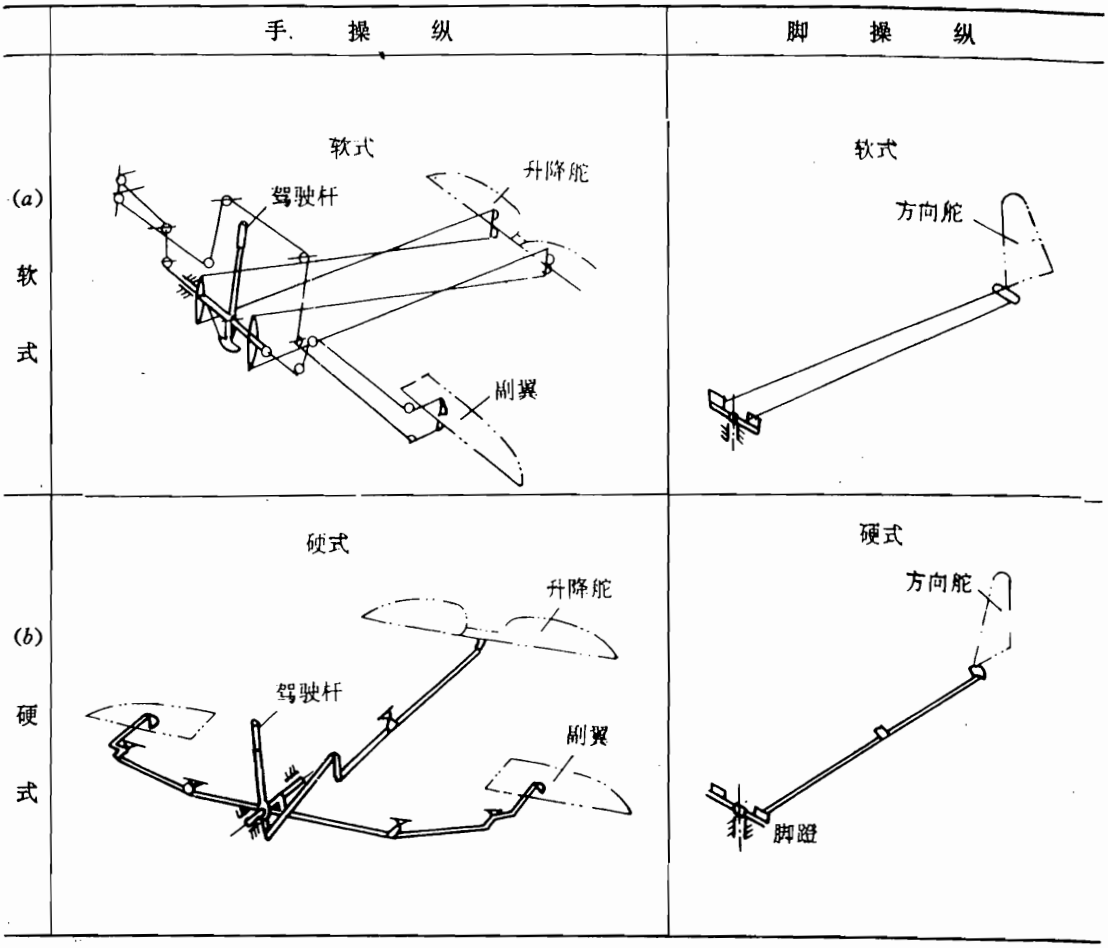


图 9.1　飞机主操纵系统

图 9.2 是一种驾驶杆式的手操纵机构。推杆或拉杆时，驾驶杆绕轴线 $a-a$ 转动，经传动杆 1 和摇臂 1 等传动件的传动，即可操纵升降舵。左右压杆时，驾驶杆绕轴线 $b-b$ 转动，这时扭力管和摇臂 2 均随之转动，经传动杆 2 等传动件的传动，便可操纵副翼。

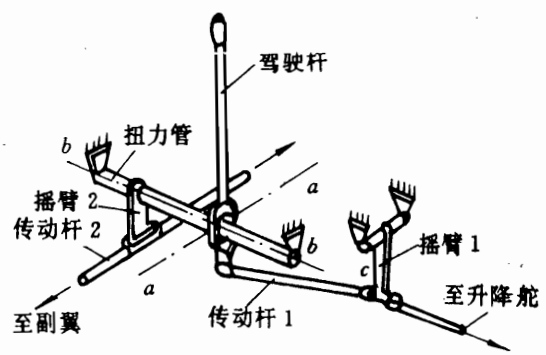


图 9.2　驾驶杆式手操纵机构

现在分析它们操纵的“独立性”。从图 9.2 可见，当驾驶杆前后移动时，扭力管并不转动，因而副翼不会动。驾驶杆左右摆动时，除了扭力管转动外，还要带着驾驶杆下端的传动杆 1 左右摆动。这时，如果摇臂 1 不动，则升降舵也就不会动了。在构造上如何才能使摇臂 1 不动？传动杆 1 与摇臂 1 的连接点 c 若位于轴线 $b-b$ 上，驾驶杆左右摆动时，传动杆 1 则以 $b-b$ 线为中心轴、以 c 点为顶点作锥面运动（见图 9.2），c 点不动，摇臂 1 也就不会绕其支点前后转动，因而升降舵也就不会偏

转了。传动杆 1 两端的接头也应不会妨碍驾驶杆左右摆动，所以其一端应采用可以旋转的接头。

图 9.3 表示一种驾驶盘式的手操纵机构。前推或后拉驾驶盘时，支柱绕轴线 $a-a$ 转动，经摇臂、钢索等传动，即可操纵升降舵；左右转动驾驶盘时，其转轴上的齿轮带动链条和钢索，即可操纵副翼。这种盘式手操纵机构也能保证两种操纵互不干扰。左右转动驾驶盘时，支柱不动，则升降舵不会偏转。前后推动驾驶盘时，由于穿过横管中的那段钢索与轴线 $a-a$ 重合，钢索不会绷紧或放松，所以不会使副翼偏转，也不会影响驾驶盘和支柱前后移动。

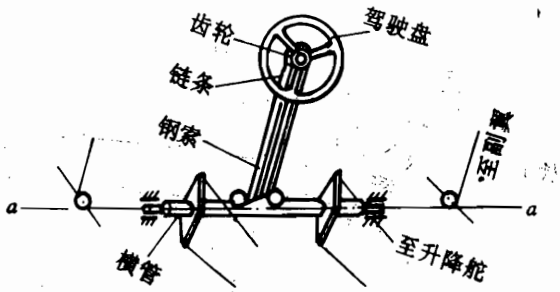


图 9.3　驾驶盘式手操纵机构

上述两种手操纵机构相比，杆式的构造较简单，适合于驾驶员一只手操纵驾驶杆，另一只手操纵油门手柄。但是，由于驾驶杆的左右倾斜角受到驾驶员两腿间的距离限制，因此不能用增大驾驶杆倾斜角的办法来减小操纵副翼时的杆力。驾驶盘式的构造较复杂，但可通过增大驾驶盘的转角使操纵副翼省力，当然，这时使副翼偏转到一定角度所需的时间要相应增长。因此，前者多用于机动性较好而操纵时费力小（或有助力器）的飞机，后者多用于手操纵费力较大而机动性要求较低的中型和大型飞机。此外，杆式操纵能保证操纵精确度（相对于盘式而言），因为用杆式操纵时，驾驶员的前臂可以部分地支撑在他的大腿上，可以进行微动操纵，而盘式操纵则没有这个有利的条件。

70 年代所研究的歼击机都把高机动性作为突出的设计要求。高机动性就须高过载。通常歼击机的最大使用法向过载为 7 ～ 8，驾驶员座椅的后倾为 16° ～ 18°。若过载增大到 9，座椅的后倾角必须增大到 30°，驾驶员才能承受这样大的过载。为了配合大后倾角的座椅，采用了安装在座椅右侧前方的力敏感驾驶手柄，简称为侧置驾驶手柄，代替原来的中央驾驶杆。这种侧置驾驶手柄是一种无位移（或位移很小）而只有力感觉的手操纵。如美国 F－16 飞机上的侧置驾驶手柄的前后或两侧的最大位移不到 1.6 mm，前后最大杆力为 180 N，左右最大杆力为 80 N。在高速时，用 140 N 就可以拉到 9 过载。脚蹬的前后位移也很小，只有 12.7 mm。驾驶员完全依靠力的感觉来操纵飞机。手臂以座椅扶手为依靠，不需要大幅度的运动。而且手的生理坐标与操纵坐标完全一致（见图 9.4），因而便于实现精微、准确的操纵，这是侧置驾驶手柄的优点之一。由于撤除了中央驾驶杆，驾驶员看仪表不再被中央驾驶杆遮挡，这是侧置驾驶手柄的优点之二。据报导，驾驶员对于这种新的座舱操纵机构能很快适应，已在一些电传操纵的飞机上采用。

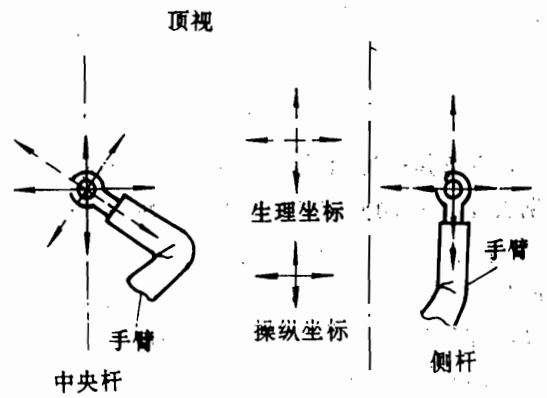


图 9.4　中央驾驶杆与侧置驾驶手柄的操纵比较

一般规定：凡是不同于常规的中央操纵机构，首先要证明它是安全可靠的、适用的，还需要安装在飞机模拟器上，或在教练机的第二座舱里，或在这两者上都进行验证。当然，要使驾驶员改变使用驾驶杆的习惯，也需要他坐在飞行模拟器里作较长时间的练习，使他习惯于新的操纵装置。试飞员在新机试飞之前也需要他坐在样机的座舱里，熟悉新机座舱里的一切布置。

(2) 脚操纵机构　脚操纵机构有脚蹬平放式和脚蹬立放式两种。

脚蹬平放式脚操纵机构如图 9.5 所示。脚蹬安装在由两根横杆和两根脚蹬杆组成的平行四边形机构上。飞行员蹬脚蹬时，两根横杆分别绕转轴 O 和 O' 转动，转轴是固定在座舱地板上的。经钢索(或传动杆)等传动，使方向舵偏转。

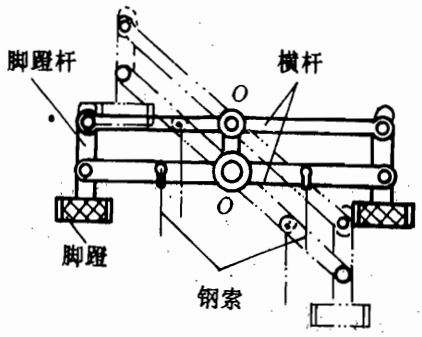


图 9.5　平放式脚蹬操纵机构

平行四边形机构的作用是保证在操纵方向舵时，脚蹬只作平移而不转动(如图中双点划线所示)，便于驾驶员操纵。

图 9.6(a) 和(b) 表示两种立放式脚蹬，前者的转轴 $a-a$ 在脚蹬之上，后者的转轴 $a-a$ 和 $b-b$ 在脚蹬之下。从图中可见，蹬脚蹬时，它们都是通过传动杆和摇臂等构件的传动而使方向舵偏转的。同时，由于传动杆和摇臂等的连接方式如图 9.6 所示，左右脚蹬的动作总是协调的，即一个脚蹬向前时，另一个脚蹬向后。

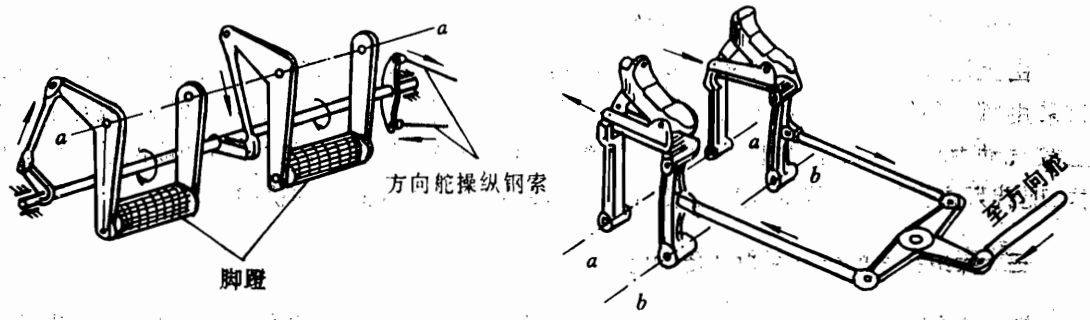


图 9.6　立放式脚蹬操纵机构

上述两种脚蹬操纵机构相比，平放式脚蹬操纵机构，为了操纵省力应有较大的力臂，即两个脚蹬之间的距离要取得大一些；立放式脚蹬操纵机构，是通过增长与脚蹬连接的摇臂来获得足够的操纵力臂的，因此，两个脚蹬之间的距离可以做得小一些。所以，前者多与左右倾斜较大的驾驶杆式手操纵机构组合；后者则多与驾驶盘式手操纵机构组合。

驾驶杆(盘)和脚蹬应有限动装置，限制驾驶杆和脚蹬的最大活动范围，从而限制舵面的最大偏转角以符合规定。凡是可以调整的限动装置应在调整好的位置上保证确实锁紧，或用锁紧钢丝保险。为了防止可能因错误调整或错误装配而使舵面的偏转角超过规定而产生的危险，则在舵面附近也应有可以调整的限动装置，装配时可以互相查对。

有些采用驾驶盘式手操纵机构的飞机，为了使驾驶盘不妨碍驾驶员的弹射跳伞，还装有驾

驶盘前倾机构。当驾驶员抛掉座舱盖时，该机构便使支柱和驾驶盘向前倾斜。

2. 传动机构的构造和工作原理

传动机构是对简单机械操纵系统而言，传动装置是对助力机械操纵系统和电传操纵系统而言。后两种操纵系统的传动装置将在有关章节中介绍。此节仅介绍简单机械操纵系统的传动机构。

简单机械操纵系统的传动机构通常分为软式、硬式、混合式三种。软式传动机构主要由钢索和滑轮等构件所组成(图 9.1(a))；硬式传动机构主要由传动杆和摇臂等构件所组成(图 9.1(b))；混合式传动机构则由软式和硬式传动机构混合组成。

在硬式传动机构中，操纵力是由传动杆传递的。传动杆可以承受拉力或压力。传动杆是由铝管或钢管制成的。它的工作应力较小，因而变形也较小，即刚度较大，因而在飞机中机翼和尾翼不易产生自激振动。传动机构中的铰接点都可以用滚珠轴承。滚珠轴承可以减小摩擦力和间隙。因此，硬式传动系统具有较佳的操纵灵敏性。此外，它的生存力也较好一些，尤其是副翼操纵，如一边的传动杆损坏，仍可用另一边的副翼来进行横向操纵。硬式传动机构的缺点在于：须要较多铰接点使构造复杂化，并使重量加大，而且不像钢索可以"绕过"飞机内部的设备和装置。此外还必须使传动杆避免与发动机的使用转速发生共振。

在软式传动机构中，操纵力只能依靠钢索的张力传递。因此，必须有两根钢索构成回路，轮流起作用，即一根传动，另一根被动。这种软式传动的优点是构造简单，尺寸较小，重量较轻，比较容易"绕过"机内设备与装置。其缺点是钢索的刚度较小，受力后容易被拉长，使操纵灵敏度变差，并且机翼和尾翼容易发生自激振动。钢索在转弯处绕过滑轮，产生较大的摩擦力，并容易磨损，其生存力也较差。

混合式传动机构兼有硬式和软式的优点和缺点。

由上述可知，三种传动形式各有特点，不能说其中哪一种是"过时了"的。在飞机上究竟应该采用哪一种传动形式，应该根据对飞机操纵性的要求和其他具体情况来决定。一般对于舵面上空气动力较小的低速飞机，和对机动性要求较低的运输机，多采用软式传动或混合式传动机构。现代歼击机和要求操纵灵敏度较高的一些飞机，多采用硬式传动机构。

三、操纵系统的传动系数和传动比

操纵系统的传动系数和传动比是操纵系统的两个重要的构造参数。它直接或间接表示驾驶杆(或脚蹬，下同)位移和舵面角位移之间的关系、杆力和舵面铰链力矩之间的关系。

1. 操纵系统的传动系数

飞机俯仰、滚转和偏航三个操纵系统各有各自的传动系数和传动比。现以俯仰操纵系统为例来说明操纵系统的传动系数的含意。

驾驶杆移动的距离，简称杆位移，又称为杆行程。它与舵面的偏转角(角位移)应有一定的对应关系，这个对应关系是用传动系数 K_z 来表示的。所谓"传动系数 K_z"是指舵面角位移(输出位移)$\mathrm{d}\delta_z$ 与杆位移(输入位移)$\mathrm{d}W_z$ 的比值，即

$$K_z = \frac{\mathrm{d}\delta_z}{\mathrm{d}W_z}$$

根据图 9.2 中符号的正负规定，传动系数 K_z 始终为正值。

驾驶杆力 F_z 与舵面的铰链力距 M_j 也有一定的对应关系。若不考虑操纵系统的摩擦力，驾驶员操纵驾驶杆所作的功应等于克服铰链力矩使舵面偏转所作的功(图 9.7)，即

$$F_z \mathrm{d}W_z = -M_j \mathrm{d}\delta_z$$

其中铰链力矩 M_j 的符号规定为：使升降舵向下偏转的铰链力矩为正，反之为负。杆力，前推为正，后拉为负

由此可得传动系数的另一表示式为

$$K_z = -\frac{F_z}{M_j} \qquad (9.1)$$

当杆力的单位为 N，铰链力矩的单位为 N·m 时，传动系数的单位为 1/m。

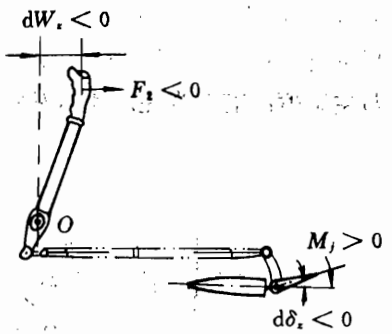


图 9.7　传动系数 $K_z = \frac{\mathrm{d}\delta_z}{\mathrm{d}W_z} = -\frac{F_z}{M_j}$

从以上两个公式可以得知：传动系数一方面表示单位杆位移时舵偏角的偏转量；另一方面又表示克服单位铰链力矩时所需的杆力大小。显然，操纵系统的传动系数越小，驾驶杆移动一定行程时，舵偏角的偏转量就越小，克服单位铰链力矩所需的杆力也越小。从克服舵面铰链力矩来看，则希望传动系数越小越好，这样就可以用较小的杆力来克服较大的铰链力矩。但是，传动系数不是根据最大铰链力矩和杆力来确定的，而是根据规定的最大舵偏角和最大杆位移来确定的，并在最大杆位移的情况下应保证最大舵偏角符合规定的要求。

下面我们将估计一下 K_z 值，然后计算一下亚音速歼击机人力操纵时，驾驶员能克服多大的升降舵铰链力矩。根据统计可得表 9.1 中的数据。

表 9.1　纵向操纵系统的传动系数的统计值

歼击机速度	操纵面	操纵面角位移			杆位移			K_z /m^{-1}
		向上	向下	总和 /rad	向前 /mm	向后 /mm	总和 /m	
低速	升降舵	30°	17°	0.82	100	220	0.32	2.56
超音速	全动平尾(大力臂)	28°	16°	0.77				2.40

从上表可见，不论低速歼击机还是超音速歼击机，其杆位移是相同的，因为驾驶员的标准身高均为 1.7 m。两者操纵面的角位移也相差不多，低速的略大一些。

顺便指出，在下一节讲到不可逆助力机械操纵系统中，力臂自动调节器的大力臂状态就是上述情况，而小力臂状态则是特殊情况。

若已知升降舵的传动系数 $K_z = 2.56\ \mathrm{m}^{-1}$，最大杆力为 300 N，不难求出对应于最大杆力的最大铰链力矩为

$$M_j = -\frac{F_z}{K_z} = \frac{300}{2.56} = 117\ \mathrm{N \cdot m}$$

由此可知，对于人力操纵的歼击机，其升降舵的最大铰链力矩不能超过 117 N·m 左右。为了减小铰链力矩曾做了许多研究工作，如气动力补偿的方法等。

2. 操纵系统的传动比

在这一节中我们将研究摇臂的力传动比 n_i 和整个系统传动比 n 之间的关系；研究系统的传动系数 K 和传动比 n 之间的关系。

根据升降舵的传动图(图 9.8)可计算出各个摇臂的传动比 n_i(第 i 级摇臂的从动臂的有效半径与主动臂的有效半径之比)，然后便可计算出整个系统的传动比 n。

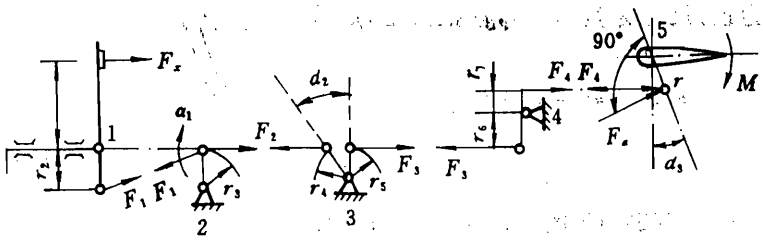


图 9.8　操纵系统的传动图

$$n = n_1 n_2 n_3 n_4 n_5 = \frac{r_2 \cos\alpha_1}{r_1} \frac{r_3}{r_3 \cos\alpha_1} \frac{r_5}{r_4 \cos\alpha_2} \frac{r_5}{r_6} \frac{r}{r\cos\alpha_3} \tag{9.2}$$

值得注意：

(1) 其中 α_2 和 α_3 是为了使升降舵偏转产生差动而选择的。

(2) 上式为操纵系统在中立位置时的传动比。如果驾驶杆位置发生变化，各个摇臂的有效半径都会发生变化，因此，传动比 n 是一个变量，是驾驶杆位移的函数。

四、飞机操纵系统的强度和刚度

1. 飞机操纵系统的强度

操纵系统中各个构件的载荷是根据驾驶杆(或脚蹬)的设计载荷按力传动比计算而得。

根据 1971 年三机部制订的《强度规范(试用本)》，对于人力操纵的飞机，操纵载荷值为：

驾驶杆力(纵向)980 N；

驾驶杆力(横向)490 N；

脚蹬力 1 280 N，还应考虑双脚同时加载 1 280 N 的情况。

对于不可逆助力机械操纵系统来说，在助力器以前的载荷与上述相同；助力器以后的载荷则按助力器的最大输出力计算，安全系数 $f = 2$(只限于助力器后)。

驾驶杆的中立位置和前后极限位置是操纵系统的设计情况。

在设计载荷作用下，各构件应没有损坏、结构失稳或其他形式的永久变形。

2. 飞机操纵系统的刚度

飞机的操纵系统，不论过去和现在，实质上都是按刚度要求来进行设计的。因为如果操纵系统的刚度不满足要求，就会出现操纵延迟，跟随性差，舵面效率下降，颤振临界速度降低等现象，这是绝对不允许的。

由于强度计算较刚度计算简单方便，因此一般把刚度计算问题转换为强度计算。如强度规范所给的驾驶杆力和脚蹬力都大于驾驶员所能施加的力；又规定在设计载荷作用下，操纵系统不允许有永久变形，这样就把设计应力水平限制在材料的弹性范围之内。根据经验又可把计算的剩余强度适当加大，因此由强度计算所得的各构件尺寸大小一般都能满足刚度要求。但最后还需通过刚度试验来测定。如不满足刚度要求，需局部更改构件的尺寸。

飞机操纵系统的刚度要求：在舵面固定的情况下，在驾驶杆上施加向前、向后 390 N，侧向 250 N，在脚蹬上施加 785 N 的载荷，都不应出现大于 5° 的弹性变形。

9.3 不可逆助力操纵系统

现代高速飞机和重型飞机由于飞行速度和飞机尺寸显著增大，因而舵面铰链力矩很大，如果只依靠减小操纵系统的传动系数和增大空气动力补偿面的办法来减小驾驶杆力（或脚蹬力），是十分困难的。因为减小传动系数，受到座舱空间等条件限制；而气动补偿面过大，不仅会影响舵面的最大偏角，而且还容易因制造上的误差而引起过补偿。因此现代高速和重型飞机的操纵系统广泛采用了助力器，利用液压或电力来带动舵面，以减小或消除驾驶杆力，改善飞机的操纵性。目前飞机上采用的主要是液压助力器，而电动助力器一般只用来作应急操纵。

所谓不可逆助力操纵系统，是指驾驶员通过机械传动机构或其他方法操纵助力器，由助力器操纵舵面，因此舵面上的气动载荷不能反传到中央操纵机构上去，驾驶员感受到的杆力，是由载荷感觉器传来的。

不可逆助力操纵系统比较复杂，在系统中除有助力器和载荷感觉器外，还有调整片效应机构和力臂调节器等。对于变后掠飞机的操纵系统，为了满足气动特性和设计要求，还设置有差动机构、单向变偏角机构等特殊装置，现分述如下。

一、液压助力器

1. 液压助力器的工作原理

图 9.9 所示为一种典型的液压助力器原理图，助力器由滑阀 3、活塞 8 及作动筒 7、摇臂 AOB 等组成。滑阀呈“哑铃”型，带有两个圆柱形凸肩的轴，而凸肩的宽度几乎与阀套上的环槽宽度一样，活塞 8 与活塞杆头部 5 连成一体，所以活塞杆运动时头部亦动。AOB 摇臂铰支于头部 O 的支座上，它的一端 B 通过拉杆 4 与驾驶杆连接，这样，驾驶杆偏转时，助力器的输入量是 B 点的位移 x_i，输出量是带动舵面偏转的活塞杆位移 x_t。

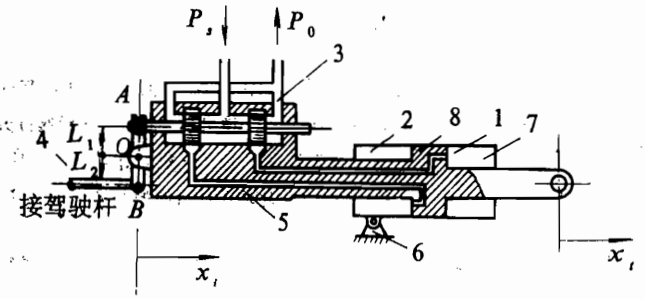


图 9.9 液压助力器工作原理图

1、2— 作动筒内腔 3— 滑阀 4— 拉杆 5— 活塞杆头部 6— 支座 7— 作动筒 8— 活塞

中立位置时，AOB 摇臂处于垂直状态，阀芯两凸肩分别遮住 1、2 腔的油路，于是外筒的两腔都不与进回油路相通，助力器处于静止状态。

当拉杆 4 向右运动，头部不动，那么摇臂 AOB 只能绕 O 点沿逆时针方向转动一个角度。于是滑阀阀芯被向左拉动一定位置，便打开了通向外筒两腔油路。进油路与外筒 2 腔相通，回油路与 1 腔相通，从而活塞两边的压力差迫使活塞向右运动；此时固定在头部 5 的 O 点亦向右运动，有趋势拉动 AOB 绕 B 点顺时针转动。如果这时输入杆停止不动，则当头部拉动 AOB 顺时针方向重新转到垂直位置，阀芯凸肩重新把 1、2 油路遮盖，不再进油和回油时，活塞也停止不

动，所以助力器可以保证活塞杆位置（包括位移、方向和速度）与前面输入杆相对应。

因为进油压力 P_s 很高，作用在作动筒 1、2 腔的压力形成的压差通过活塞杆带动舵面偏转。同时此压差作用在外筒上，经外筒上的安装支点 6 传到机体结构，并不传到前面的操纵系统中去，故驾驶员在操纵时，实际上只需要克服很小的滑阀摩擦力。

显然，要使活塞运动，则必须使阀芯偏离中立位置，打开油门。由于活塞杆的运动，必然落后于输入杆的运动，通常把这一差值叫作助力器的跟随误差。误差愈小，助力器跟随性愈好，但这个差值又是助力器工作所必需的。

综上所述，为保证液压助力器工作，必须有以下几个组成部分：

(1) 分配机构（滑阀）：起分配油路和改变滑阀开度作用，从而改变活塞运动方向和活塞运动 速度。此外还起功率放大作用，只要阀门很小开启就能引入油流使活塞两腔产生很大的压差。

(2) 执行机构（活塞、活塞杆及头部）：该机构将液压能转换为机械能带动负载运动。

(3) 反馈机构（*AOB* 摇臂）：正是由于 *AOB* 与头部相连，使活塞运动的同时反回去减少阀门的开度，使舵面随输入杆停止在所需位置上（这种输出量反回到输入中去的作用称反馈）。*AOB* 既起操纵作用又起反馈作用，叫操纵反馈摇臂。

为了求此液压助力器的传动比，进一步分析滑阀的运动，可画出方块图 9.10，并定义：

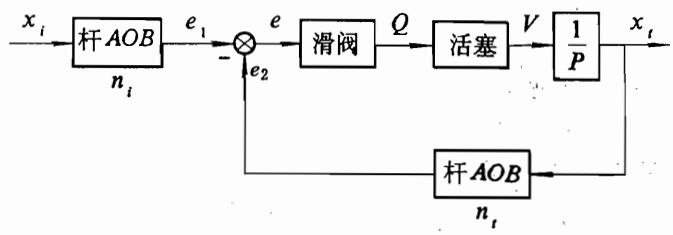


图 9.10　液压助力器方块图

x_i— 输入端位移　x_t— 输出端位移　e— 滑阀打开的开度　Q— 油液流量

V— 活塞运动速度　$1/P$— 积分算子　n_i— 输入比　n_t— 反馈比

e_1— 输出端不动滑阀的开度　e_2— 滑阀反向开度

在输出端不动情况下，滑阀打开的开度 e_1 与输入端位移之比，即

$$n_i = e_1/x_i = L_1/L_2$$

在输入端不动情况下，滑阀反向开度 e_2 与输出端位移之比为反馈比，即

$$n_t = e_2/x_t$$

由图 9.9 可知，滑阀反向开度 e_2 等于活塞杆带动滑阀反向运动所移动的距离 e' 和活塞杆移动距离（即 x_t）之差，故 $e_2 = e' - x_t$，代入上式

$$n_t = (e' - x_t)/x_t = e'/x_t - 1 = (L_1 + L_2)/L_2 - 1 = L_1/L_2$$

可见此种形式助力器的输入比等于反馈比。而在助力器方块图的误差比较点上有

$$e = e_1 - e_2 = n_i x_i - n_t x_t$$

当助力器消除误差，在新的平衡位置上时，就有 $e = 0$ 即得

$$x_i n_i = n_t x_t$$

所以，此种形式助力器的传动比，

$$n = x_t / x_i = n_i / n_t = 1$$

亦即输出端位移的大小、方向和输入端的位移是相同的。

2. 液压助力器的静态特性

所谓静态特性，是指助力器在稳定状态下工作的特性。助力器的静态特性包括：助力器的最大输出力，空载时助力器最大输出速度，助力器的最大输出位移。

助力器的静态特性由它的性能曲线表示。图 9.11 表示在来油压力 p_t 不同的情况下，某型液压助力器在通油孔开到最大位置时，其活塞的运动速度 V_w 与载荷 P_H 的关系曲线。由图可见，当来油压力一定时，载荷 P_H 减小，活塞运动速度则增加。当来油压力降低时，曲线的位置下降，因而在同样大小的载荷下，活塞运动速度要减小。

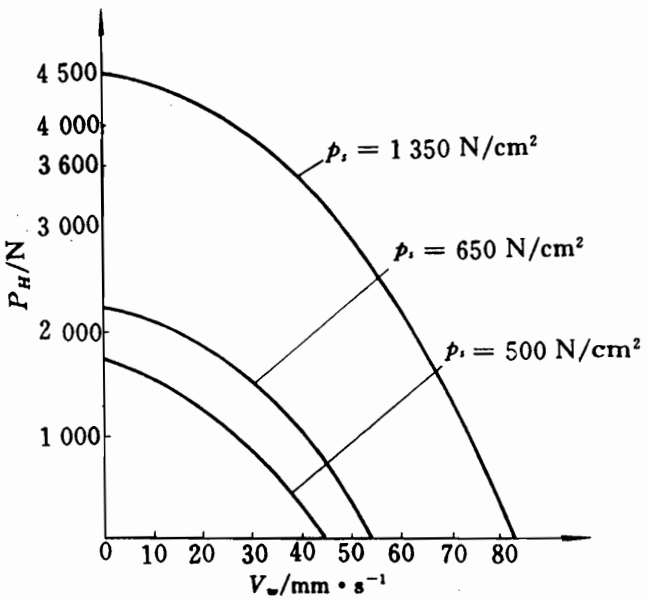


图 9.11　液压助力器的性能曲线

各曲线与横坐标轴的交点，表示在不同来油压力的条件下，活塞不承受载荷（即空载）时的运动速度。来油压力最大时的曲线与横坐标轴的交点，就是活塞的最大运动速度，也就是助力器静态特性之一的空载时助力器的最大输出速度。

各曲线与纵坐标轴的交点，表示在不同来油压力的条件下，助力器所能克服的最大载荷。当来油压力最大时的最大载荷，叫做助力器的最大输出力 P_{Hmax}，是助力器另一个静态性能数据。

不同类型的助力器，给出了不同的静态性能数据。

3. 助力器的选择

选择助力器需要考虑的问题是多方面的，例如助力器的工作可靠性、助力器及其供压系统出现故障应采取的措施。此外还需考虑助力器安装的空间协调问题，以及固定结构的强度和刚度问题。下面仅介绍用一种近似估算的方法，讨论在选择助力器时其静态特性应满足哪些要求，以及助力器的匹配问题。

(1) 要求助力器的最大输出力必须克服平尾上的最大气动铰链力矩 M_{max}。假定助力器直接连接在平尾的摇臂上，而且助力器的轴线和舵面操纵摇臂位于同一平面内(图 9.12)。另外还近似认为助力器的活塞杆和舵面操纵摇臂是相互垂直的。在这些条件下，需要助力器提供的最大力为

$$P'_{Hmax} = M_{jmax} / r_n$$

式中，r_n—— 平尾操纵摇臂的半径。

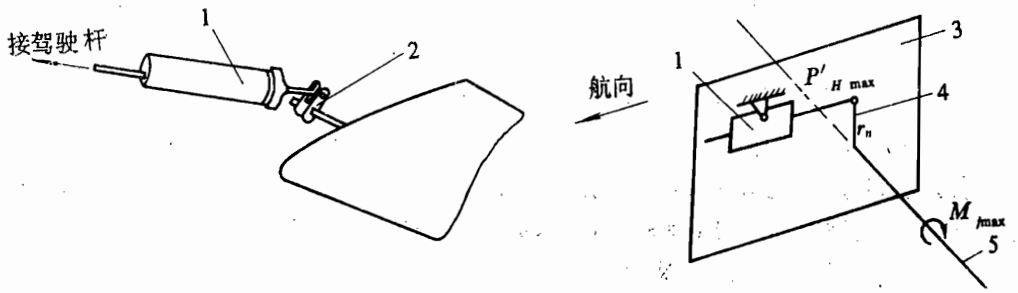


图 9.12　助力器与平尾的连接

1— 液压助力器　2、4— 舵面操纵摇臂　3— 垂直于平尾转轴的平面　5— 平尾转轴

但是 $P'_{H\max}$ 还不能作为克服平尾最大气动铰链力矩所需的助力器最大输出力，因为当平尾偏转后，活塞杆和舵面操纵摇臂是不垂直的。图 9.13 中虚线表示平尾偏转后的情况，明显地看出，操纵平尾的有效力臂减小了。用 $P''_{H\max}$ 表示此时助力器的最大输出力，则有效分力为

$$P'_{H\max} = P''_{H\max}\cos\theta$$

在一般情况下，$P'_{H\max}$ 和 $P''_{H\max}$ 的夹角 $\theta \approx 15° \sim 20°$。代入上式得

$$P''_{H\max} = P'_{H\max}/0.95$$
$$\approx 1.05P'_{H\max}$$

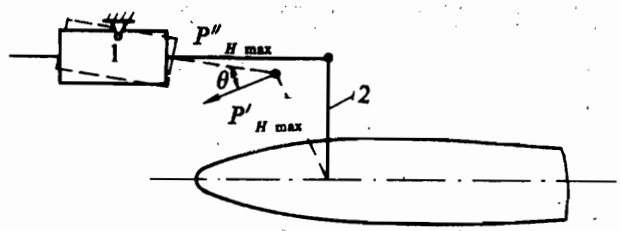


图 9.13　平尾偏转后，摇臂与助力器轴线不垂直

1— 助力器　2— 舵面操纵摇臂 r_n

另外，由图 9.11 助力器性能曲线看出，当助力器输出力达到最大时，助力器活塞杆的运动速度将趋于零，这样平尾虽能偏转，但偏转的角速度极小，偏转到平尾所需偏度的时间就很大，从而大大降低了平尾的跟随性，这是操纵品质所不允许的。为此，目前在初步选择助力器时，根据经验将上面算得的 $P''_{H\max}$ 再放大(15 ～ 20)%，这样助力器需要输出的最大力应为

$$P_{H\max} = (1.15 \sim 1.2)\ P''_{H\max}$$
$$= 1.05(1.15 \sim 1.2)P'_{H\max}$$
$$= (1.2 \sim 1.25)M_{j\max}/r_n$$

例　$M_{j\max} = 3\ 600\ \text{N}\cdot\text{m}$，$r_n = 177\ \text{mm}$，则

$$P_{H\max} = (1.2 \sim 1.25)\ 3\ 600/0.177 = 24\ 400 \sim 25\ 400\ \text{N}$$

(2) 要求助力器活塞杆的工作行程必须保证平尾的极限偏度，否则就不能保证飞机在所有飞行状态下飞行。在讨论此问题时，助力器与平尾的连接情况与上述相同。当助力器活塞杆收缩时，平尾前缘向下偏转(图 9.14)，操纵摇臂 OA 偏转到 OB；活塞杆伸出时，平尾前缘向上偏转，OA 偏转到 OC。为了得到活塞杆行程和舵面偏角的关系，过点 B 和点 C 分别作活塞杆原始位置的垂线 BD 和 CE，并作 BF 垂直 OA，CG 垂直 OA，则

$$AD \approx BF = r_n\sin\varphi_1$$
$$AE \approx CG = r_n\sin\varphi_2$$

AD 可近似看作是平尾偏转到负极限偏度 φ_{1max} 时所需要的助力器行程，AE 可近似地看作是平尾偏转到正极限偏度 φ_{2max} 时所需要的助力器行程。

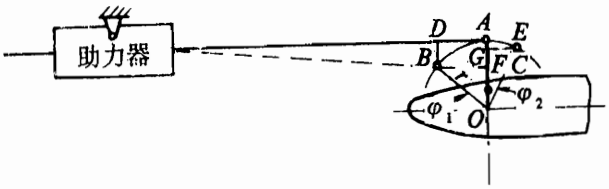


图 9.14　助力器带动平尾偏转

例　已知 $\varphi_{1max} = 26°30'$，$\varphi_{2max} = 11°30'$，$r_n = 177$ mm。

估算出助力器活塞杆的工作行程为

$$S \approx r_n(\sin\varphi_{1max} + \sin\varphi_{2max}) \approx 114 \text{ mm}$$

(3) 要求助力器活塞杆的平均速度必须满足舵面平均偏转角速度 ω。

由图 9.12 可见，

$$V_w = r_n\omega$$

式中　V_w —— 助力器活塞杆的平均运动速度；

ω —— 平尾绕转轴的平均偏转角速度。

ω 是根据平尾偏转一周所需的时间与驾驶员以通常速度操纵驾驶杆来回一周所需的时间相同统计而得出。

紧急操纵时　　$\omega = 0.471 \sim 0.558\ s^{-1}$。

为保险起见，将由上式算得的 V_w 放大 5%。

例　当紧急操纵，$r_n = 177$ mm 时，$V_w = 1.05(0.471 \sim 0.558)177 = 88 \sim 104$ mm/s

(4) 助力器的匹配问题。所选取的助力器，它的几项主要特性往往不能同时满足平尾操纵的几项主要技术要求，这就存在着两者的匹配问题。现将前面所举算例和所选的助力器特性给出的数据列于表 9.2。

表　9.2

计算结果 / 助力器性能参数	(1) 由平尾操纵的技术要求所算得的结果	(2) 助力器特性给出的结果	(1) 和(2) 对比
最大输出力 P_{Hmax}/N	25 420	46 000	$\frac{46\,000}{25\,420} = 1.81$　(富裕度)
传动活塞杆行程 S/mm	114	80	$\frac{114}{80} = 1.43$　(不足度)
活塞杆平均运动速度 V_w/mm·s^{-1}	88 ~ 104	50	$\frac{88}{50} \sim \frac{104}{50} = 1.76 \sim 2.08$　(不足度)

从上表看出，所选择的液压助力器其最大输出力是富裕的，而其他两项是不足的，这就需要在助力器和平尾之间布置一个摇臂，使它具有缩小力的作用和放大位移及运动速度的作用，

显然此摇臂的传动比 n_P(等于从动臂半径与主动臂半径之比)必须大于 1。若使 $n_P = 1.76 \sim 1.81$,则这种形式的助力器三种特性均可满足要求。

4. 无回力液压助力器

有回力与无回力助力操纵系统不同之点在于助力器与操纵系统中拉杆、摇臂的连接关系不同。由图 9.15 可见,舵面传来的载荷 P_m 传到摇臂 CD 以后,在 D 端把一部分分力 P_2 传给液压助力器,在 C 端则将一部分分力 P_1 通过回力连杆 CF 以及其他传动机构传给驾驶杆。摇臂 CD 上的 E 点若靠近 D,助力器受力大而回力杆传递力小,若 E 点和 D 点相重合,回力杆不起作用,这样,助力系统就变成无回力的了。

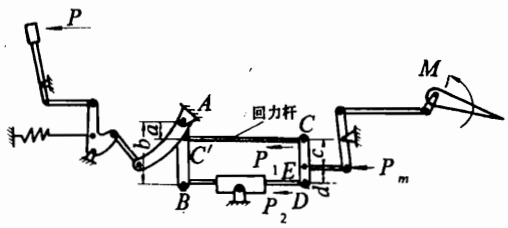


图 9.15 有回力助力操纵原理图

高速飞机采用无回力助力操纵,主要是因为超音速飞机上,大都采用了全动尾面。由于全动尾面构造上和助力器功率上的考虑,一般都将转轴布置在亚音速和超音速焦点之间,此时如仍采用有回力助力操纵,则不能保证驾驶员获得与生活习惯相一致的操纵力感觉,从而引起操纵失误。因为在此情况下,当全动尾面的偏角一定,飞机由亚音速过渡到超音速飞行时,由于尾面焦点由转轴前移到转轴后,铰链力矩的方向变了,从而杆力亦改变了方向。为了不使尾面铰链力矩传给驾驶杆,必须采用无回力助力操纵。

装有无回力操纵系统的飞机,飞行中即使放松驾驶杆,舵面在气动力作用下,也不能自由偏转,因此,只要将液压助力器安装在舵面附近,且减少助力器以后传动机构的连接点,就可减小舵面的活动间隙,从而有效地防止尾翼抖动。

5. 液压助力器的安装

助力器的位置要求尽量接近平尾,而且应固定在沿其输出力方向具有足够刚度的部位。因为助力器至平尾这一段操纵系统的刚度(包括摇臂、拉杆、支座的刚度和助力器支座的刚度)和支承结构沿助力器输出力方向的变形大小直接影响到对防止平尾颤振和抖动是否有利;此段传动线路愈短,刚度就愈好。图 9.16 所示为某机助力器固定在后机身加强构件的布置及其传力。助力器通过它的支座用四个螺栓 A、B、C、D 固定在斜加强支座上,为了传递助力器给支座的力 P,机身上布置了加强框和纵向加强型材(与斜加强支座用螺栓 E、F 连接)。这样,图示力 P(或反向)将通过螺栓 A、B、C、D 及 E、F 转化为沿机身纵向及其垂直方向的力 P_x 和 P_y 传给机身。因此加强框与纵向加强型材应具有足够刚度。

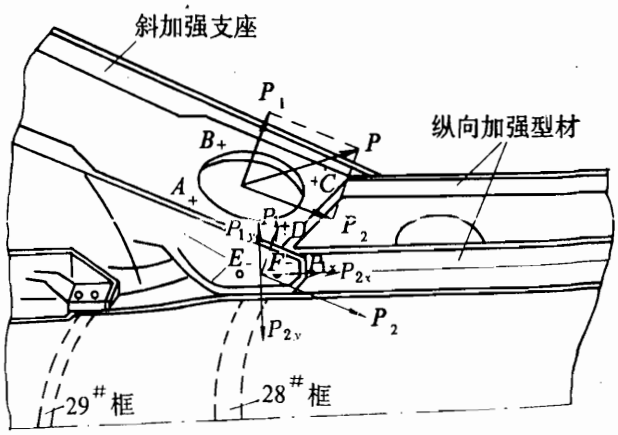


图 9.16 助力器的安装

二、载荷感觉器

由于在超音速飞机上装了无回力助力操纵系统，驾驶员操纵的是助力器的分油活门，因而感受到的只有很小的摩擦力。如果驾驶员没有力的感觉，就不能掌握用杆量的大小，也就不能正确地操纵飞机。为此在操纵系统中安装了载荷感觉器，使驾驶员从驾驶杆上间接地感受模拟空气动力的作用和变化。

对载荷感觉器的基本要求是：载荷感觉器加于驾驶杆的力应与舵偏角（或杆位移）分段成正比，当驾驶杆和舵面在中立位置时，拉力应为零。同时还应保证当放松驾驶杆时，驾驶杆能自动回到配平位置。

由于弹簧在外力 P 作用下产生的位移 S 和外力成正比，而且由图 9.17 可看出，随着弹簧刚度的不同，可得到一组不同的弹簧特性曲线。

载荷感觉器实质上是一组弹簧，通过弹簧的压缩来产生杆力。由于要求杆力的变化规律在不同的位移上是不同的，因此用一个弹簧不能满足杆力和杆位移的要求。如弹簧刚度比较小，当杆位移小时，则太小的杆力使得操纵感觉不灵敏，容易发生操纵过猛的现象；或者当驾驶杆偏离了中立位置，飞行状态有了改变，而驾驶员凭杆力觉察不到。若用刚度较大的弹簧来模拟大的杆力增量，则杆位移大时，太大的杆力又会使杆力太重，操纵疲劳，希望采用刚度小的弹簧使杆力增长缓慢些。为了避免用一个弹簧产生顾此失彼现象，载荷感觉器必须选择一组不同刚度的弹簧进行组合，才能形成图 9.18 所示的杆力特性曲线，以满足驾驶员对杆力特性的要求。

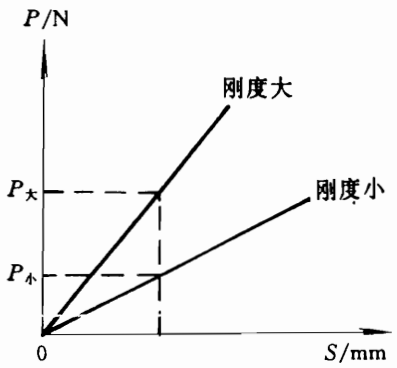


图 9.17　弹簧特性曲线

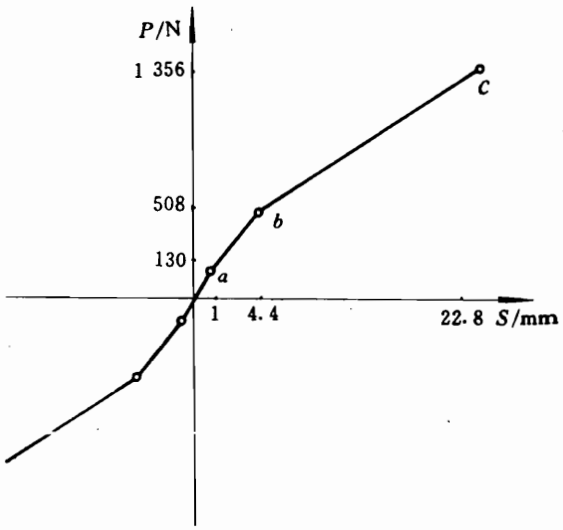


图 9.18　载荷感觉器特性曲线

图 9.19 为一种载荷感觉器，采用了刚度不同的两个大小弹簧，中间两个大弹簧刚度小，但预紧力大；两边两个小弹簧刚度大，但预紧力小。当驾驶杆在中立位置时，活动杆 1 行程为零，两个大弹簧张力作用在外筒 4 和中间隔板 5 上，两个小弹簧张力在活动杆上互相平衡。当活动杆向左移动时，由于大弹簧预紧力大，暂不受压缩，而压缩右边小弹簧，左边小弹簧则放松；当右小弹簧被压缩 1 mm 时，右边大、小弹簧座 2、3 相接触，且压力正好等于大弹簧的预紧力，此时右边小弹簧长度不再变化，当活动杆继续向左移动时，它带动大弹簧座压缩右大弹簧，而左边小弹簧继续放松，直至完全放松为止。若活动杆继续向左移动，这时只有右边大弹簧受压缩，

左边活动杆在小弹簧座中运动，因此弹簧力随杆位移的增长逐渐变慢，这就形成了图 9.18 的弹簧特性曲线。

现将大小弹簧刚度 $J_{大}$、$J_{小}$ 和大小弹簧预紧力 $P_{0大}$、$P_{0小}$ 的数据代入，计算载荷感觉器三个工作阶段所对应杆力的变化。

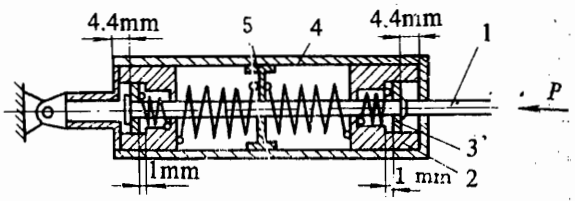


图 9.19　载荷感觉器原理图

1— 活动杆　2— 大弹簧座　3— 小弹簧座

4— 外筒　5— 中间隔板

例　已知：$J_{大} = 46.1$ N/mm；

$P_{0大} = 351$ N

$J_{小} = 65$ N/mm；

$P_{0小} = 286$ N

第一阶段右边小弹簧被压缩 1 mm，张力则由初始张力 $P_{0小}$ 变为 $P_{0小} + \Delta P_{右小}$。与此同时，左边小弹簧被放松，它的压缩量减小了 1 mm，张力则由 $P_{0小}$ 变为 $P_{0小} - \Delta P_{左小}$。取活动杆为分离体，就可得曲线 a 点的载荷：

$$\begin{aligned} P_a &= P_{右小} - P_{左小} \\ &= (P_{0小} + J_{小} S_a) - (P_{0小} - J_{小} S_a) \\ &= 2J_{小} S_a = 2 \times 65 \times 1 = 130 \text{ N} \end{aligned}$$

第二阶段右边大弹簧被压缩、左边小弹簧继续放松，同理可得曲线 b 点的载荷：

$$\begin{aligned} P_b &= P_{右大} - P_{左小} \\ &= [P_{0大} + J_{大}(S_b - 1)] - (P_{0小} - J_{小} S_b) \\ &= (351 + 46.1 \times 3.4) - (286 - 65 \times 4.4) \\ &= 508 \text{ N} \end{aligned}$$

第三阶段右边大弹簧继续受压缩，由于左边小弹簧空套在活动杆上，此时已全部卸载，得曲线 c 点载荷：

$$P_c = P_{0大} + J_{大}(S_c - 1) = 351 + 46.1 \times 21.8 = 1\,356 \text{ N}$$

计算结果的数值表示在图 9.18 中。

有了载荷感觉器的特性曲线后，考虑到操纵系统的传动比和系统中间隙和摩擦的影响，即可得到驾驶杆和杆位移的特性曲线。

三、调整片效应机构

飞机上的调整片是用来帮助驾驶员在长途飞行中平衡舵面气动载荷，从而卸除杆力以减轻驾驶员的疲劳的。采用了无回力助力系统后，舵面上的气动载荷全部由助力器平衡。因此驾驶杆力并不来自舵面而来自载荷感觉器，要卸除杆力，必须卸除载荷感觉器中的弹簧张力，亦即卸除弹簧被压缩的位移。

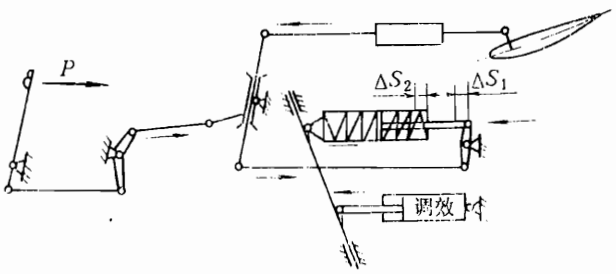


图 9.20　调整片效应机构工作原理图

图 9.20 所示为调整片效应机构在系统中的连接。它本身是一个

能双向转动的电动机构，其活动杆可以在外筒内伸缩运动，活动杆的一端通过摇臂、转轴与载荷感觉器的外筒相连。

当驾驶员长时期拉杆飞行，此时载荷感觉器的弹簧被压缩 ΔS_1，若要消除杆力，只要按动驾驶杆上的操纵电门，使电机转动带动活动杆伸出，从而使转轴逆时针转动，带动载荷感觉器的外筒向左运动。当外筒的位移量 ΔS_2 等于 ΔS_1 时，杆力便全部卸除。此时驾驶员不需用力，就可使驾驶杆和舵面保持在要求的位置上。

调整片效应机构亦可用来操纵平尾。例如当松杆飞行时，操纵电门，活动杆移动将带着载荷感觉器、力臂调节器和助力器使平尾偏转，这时载荷机构只起传动杆的作用。驾驶杆跟平尾一起活动而感觉不到有杆力。

四、力臂调节器

1. 采用力臂调节器的原因

我们知道，在不同的高度和速度下，飞机平尾偏角随纵向过载的变化率 $\mathrm{d}\varphi/\mathrm{d}n$ 变化很大，图 9.21 的曲线，表示 $\mathrm{d}\varphi/\mathrm{d}n$ 随动压 q、高度 H 变化的规律。而平尾偏角 φ 与驾驶杆位移 x 之间的关系，由于助力器的跟随性，它们仍然存在着直接联系，而且是成比例的。

在纵向操纵系统中存在下列关系式：

$$\mathrm{d}x/\mathrm{d}n = \frac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}\varphi}\frac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}n} = \frac{1}{K}\frac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}n} \tag{9.3}$$

式中 $\mathrm{d}x/\mathrm{d}n$ —— 产生单位法向过载所需要的驾驶杆位移；

$\mathrm{d}\varphi/\mathrm{d}n$ —— 产生单位法向过载所需要的平尾偏角；

$\mathrm{d}x/\mathrm{d}\varphi = 1/K$ —— 操纵系统传动系数的倒数。

由上式看出，如果系统总传动系数 K 在飞行中是常值，则要求 $\mathrm{d}x/\mathrm{d}n$ 亦按图 9.21 的曲线变化。例如某歼击机以表速 855 km/h 飞行，在海平面（$H=0$）处获得一个法向过载需拉杆 15 mm；而在 $H=10$ km 处，获得同样的过载就需拉杆 90 mm。这样就给驾驶员操纵飞机带来极大困难。因此如何保证驾驶员在各种飞行情况下产生单位法向过载所需的驾驶杆位移量是一个常数，或在预定的数值范围内变化，这就必须采用力臂调节器。另外，系统中虽设置了载荷感觉器，但杆力只随驾驶杆位移而变，采用了力臂调节器，使杆力也随着高度、速度而变化。

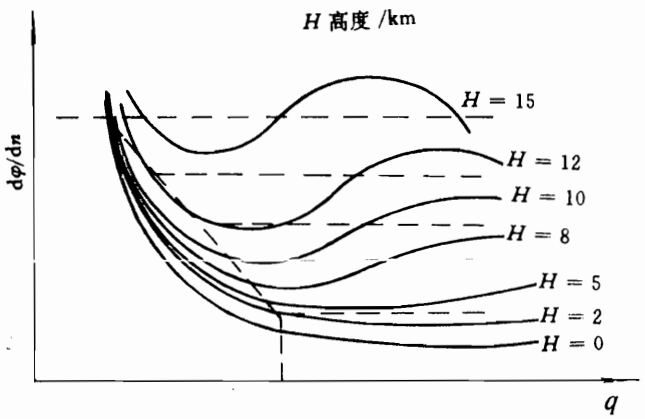


图 9.21 $\mathrm{d}\varphi/\mathrm{d}n$ 随 M、H 的变化曲线

由式(9.3)可见，欲使 $\mathrm{d}x/\mathrm{d}n$ 保持常数，除非系统的传动系数 K 亦随着动压 q、高度 H 按图 9.21 的曲线规律变化。如 $\mathrm{d}\varphi/\mathrm{d}n$ 大，希望 K 值也大；若 $\mathrm{d}\varphi/\mathrm{d}n$ 小，K 也小。因为从式(9.3)中看出，K 值大，则 $1/K$ 小（此时 $\mathrm{d}\varphi/\mathrm{d}n$ 大），从而 $\mathrm{d}x/\mathrm{d}n$ 保持不变。

前面谈到，系统总传动比和传动系数成正比，而总传动比是摇臂、驾驶杆等操纵环节传动

比的乘积，如果在系统中只要使某一级摇臂的传动比随着 H、q 按预定的规律改变，就可满足在任何飞行状态下，驾驶员都有合适的杆位移。力臂调节器就是用来调节这一级摇臂的传动比。

2. 力臂调节器的工作原理

图 9.22 是力臂调节器的工作原理图，其壳体的固定轴 A 连接于机身上，壳体接耳 B 通过线系和驾驶杆相连，AB 即为其主动臂的半径。活动臂 CD 在壳体内可以上下移动，上端 C 与通向舵面的拉杆连接，下端 D 与载荷机构的活动杆相连，AC 即为它的从动臂半径。活动臂 CD 的移动是由电动机构操纵的，而电动机的正反转向（相应 CD 上下移动）是由感受飞机速压和静压变化的膜盒来控制的。活动臂伸出到最大位置时，臂值 AC 最长，系统传动比最大，此为大力臂状态；当活动臂缩到最小位置时，臂值 AC' 最小，系统传动比最小，此为小力臂状态。

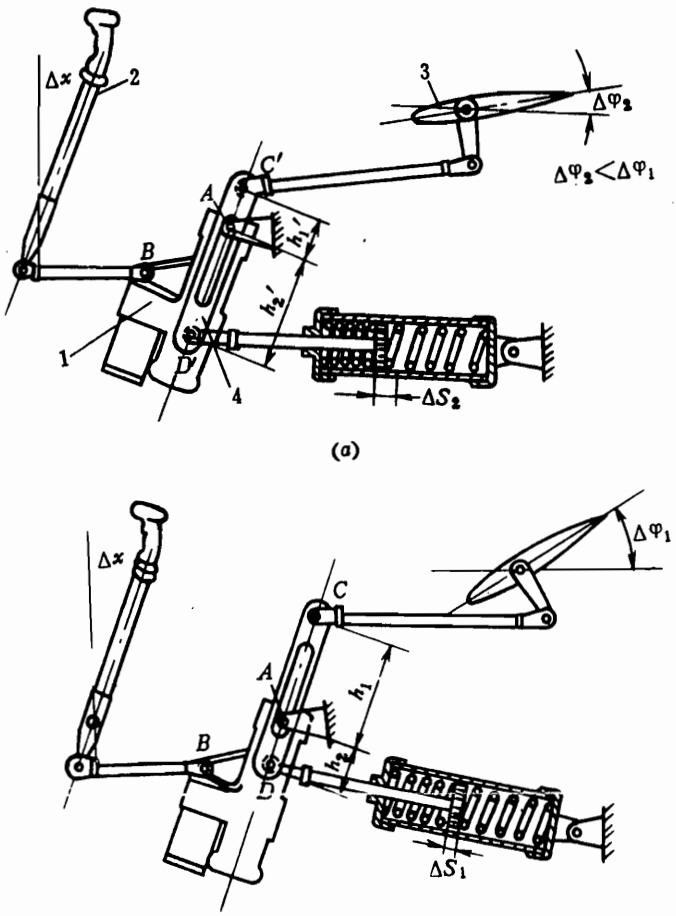


图 9.22　力臂调节器的工作原理

（a）小力臂位置　（b）大力臂位置

1— 力臂调节器　2— 驾驶杆　3— 水平尾翼　4— 活动臂

由图 9.22(b) 可看出，在同样杆位移 Δx 下，大力臂时，AC 长，传动系数 K 大，舵偏角 $\Delta\varphi_1$ 大，而臂值 AD 小（因 CD 总长不变），弹簧压缩量 ΔS_1 小，杆力小。力臂调节器的这种工作状态，

和飞机在高空或小表速的飞行状态相匹配。因为在这种飞行状态下，所需 $d\varphi/dn$ 大，铰链力矩小、杆力小，力臂调节器满足了这一要求。

同样，由图 9.22(*a*) 可见，在低空或大表速飞行时，所需 $d\varphi/dn$ 小，而希望模拟的杆力大，使力臂调节器处于小力臂状态，则 AC' 短，平尾偏角 $\Delta\varphi_2$ 小；而 AD' 长，弹簧压缩量 ΔS_2 大，杆力大，恰好满足要求。而且可以推导出产生单位法向过载所需的杆力 $\frac{dP}{dn}$ 与 AD 长度 h_2 的平方成正比。

3. 力臂调节器的调节规律

如上所述，力臂调节器实质上是一个从动臂半径可以自动随动压 q、高度 H 大幅度变化的摇臂。而它的变化规律应与 $d\varphi/dn$ 随 q、H 的变化规律相对应。但由图 9.21 看出，$d\varphi/dn$ 随 q、H 的变化规律是很复杂的，力臂调节器在构造上不可能实现这种调节规律，若把图 9.21 所示的曲线简化为折线(虚线所示)后，则可实现。

图 9.23 所示为某机力臂调节器的从动臂 $AC(h)$ 随速度、高度的调节规律。图中力臂按表速 V_p 的调节规律在各个高度上不完全一样，现以 $H = 5\ 000$ m(折线 $a\ b\ c\ c'$) 为例加以说明。

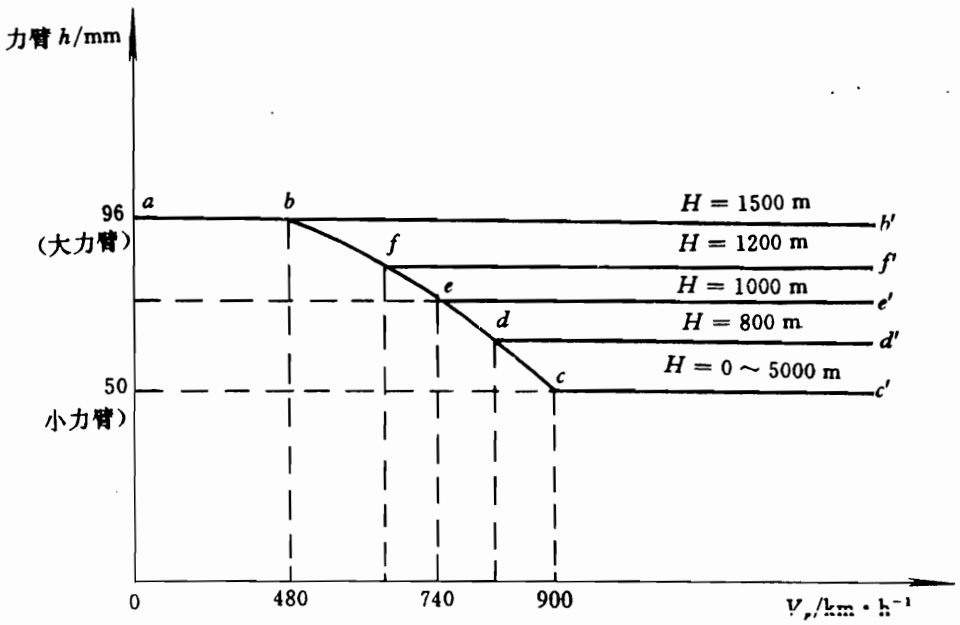


图 9.23　某机力臂调节器调节规律

表速在 480 km/h 以下时，由于速压较小，为保证飞机在低速飞行和起飞着陆时，平尾有足够的偏角，要求传动系数大，力臂保持在大臂位置。飞行表速在 480 ～ 900 km/h 时，随着表速增加，速压也增大，作同样飞行，需要平尾偏角减小，力臂就逐渐变小。当飞行表速达到 900 km/h 时，其 M 数已接近 1，如果表速再增加，需将力臂再减小，但由于超音速后 $d\varphi/dn$ 基本不变，因此表速增大到 900 km/h 以后，力臂就保持在最小臂位置。

图中还可看出飞行高度对力臂调节规律的影响。当飞行高度增加时，空气的密度和音速要减小，因此当 $M \approx 1$ 时的表速要随之减小。图中 $b\ f\ e\ d\ c$ 斜线上各交点，均表示某高度上 M 数约等于 1 的表速 V_p。例如 $H = 5\ 000$ m，$V_p = 9\ 00$ km/h 时，M 数已接近 1，因此小于此表速力臂按表速调节(即图中 $a\ b\ c$) 若大于此表速，力臂保持在最小臂值。又如当 $H = 10\ 000$ m，V_p

$=V_r$ 时，M 数就已接近 1，因此若 $V_r<V_{r_1}$，力臂按 ae 折线调节，当 $V_r>V_{r_1}$，力臂保持在 V_{r_1} 时的力臂值(即图中 h_2) 不变。

为了不使力臂调节器构造过于复杂，高度在 5 000 m 以下，力臂随飞行速度的调节规律都和 5 000 m 高度的相同，即当 $V_r>900$ km/h，力臂一直保持在最小值不变。

4. 采用力臂调节器改善飞机纵向操纵性能

当飞机在跨音速 $M=0.9\sim0.98$ 飞行时，由于机翼压力中心后移，飞机会产生自动下俯现象引起杆力(位移) 反向，即在图 9.24 所示平尾偏度平衡曲线(或杆位移平衡曲线) 上出现凹勺区域。这种速度不稳定即所谓反操纵现象，在跨音速阶段是必然出现的。飞机在正常状态飞行，如欲水平加速，则必须推杆，使平尾后缘下偏；但在跨音速阶段凹勺区域前部的曲线反向部分飞行，水平加速必须拉杆使平尾后缘上偏，这种不符合驾驶员操纵习惯的反常现象会给操纵带来极大困难，稍不留意引起操纵失误，后果不堪设想。

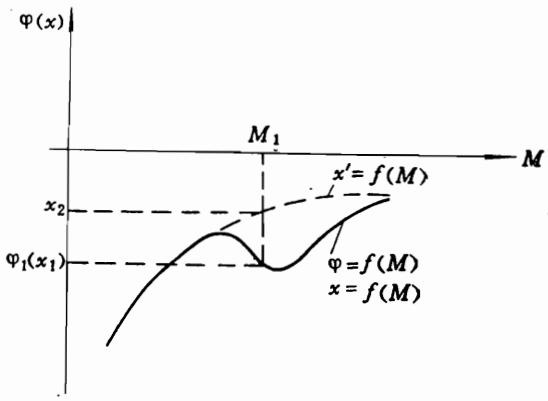


图 9.24　某高度平尾偏度平衡曲线

为了消除反操纵现象，必须设法消除图 9.24 中 $\varphi=f(M)$ 曲线上的凹勺区域，由于系统的传动系数可近似认为是常数，因此 $\varphi=f(M)$ 曲线可看作仅是纵坐标比例不同的 $x=f(M)$ 曲线。

如果设法在操纵系统中保持 $\varphi=f(M)$ 不变，而使杆位移平衡曲线 $x=f(M)$ 沿着虚线即曲线 $x'=f(M)$ 变化，反常操纵现象即能消除。也就是说，只要在跨音速到超音速阶段，能在保证气动要求所必需的平尾偏度 φ 下，例如 $M=M_1$ 时要求 $\varphi=\varphi_1$，使杆位移由原来的 x_1 值减小到 x_2 值，便能消除反操纵现象。

图 9.25 中，AB 和 CD 分别表示为在大力臂和小力臂状态下，平尾偏度 φ 和驾驶杆行程 x 之间的关系曲线。设飞机在某一高度下水平加速至 M_1，根据凹勺段情况，这时平尾偏度应为 φ_1，对应的杆位移为 x_1。由于 M_1 所对应的飞行 M 数已接近 1，因此杆位移 x_1 已处于小臂状态，即在图 9.25 中对应于小臂状态下 $x=f(\varphi)$ 曲线上(COD 曲线) 的 S 点，如设法将 COD 曲线向左移动到 $C'O'D'$，那么对应于 φ_1 的杆位移应为 x_2，因为 $x_2<x_1$，则达到了预定的目的。

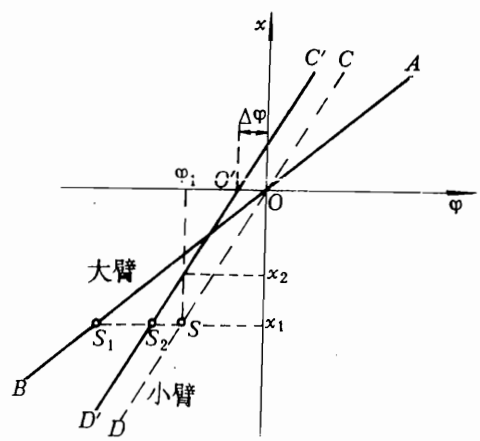


图 9.25　大小臂状态下的 $x=f(\varphi)$ 曲线

从另一角度来看，把小力臂状态的曲线 COD 移到 $C'O'D'$，可看作是在驾驶杆不动的情况下，当大臂自动变到小臂时，除了由于系统传动比减小而使舵偏角变小(S_1 点 → S 点) 外，还产生一个使舵偏角向负偏度方向增大的附加偏度 $\Delta\varphi$，此时 S 点变到了 S_2 点。

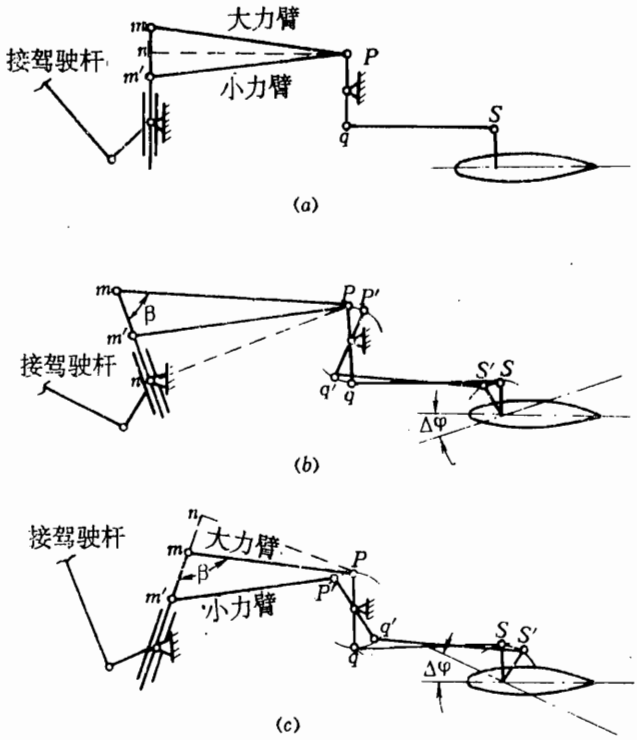


图 9.26　β 与 $\Delta\varphi$ 的关系

为了获得驾驶杆不动情况下，大臂变到小臂时，舵面能向负偏度方向加大偏角 $\Delta\varphi$，结构上必须安排好在大力臂状态下，变臂机构轴线与其后第一根拉杆之间的夹角 β 值。图 9.26 所示为在不同的变臂机构轴线布置的三种情况下，β 角与 $\Delta\varphi$ 角的关系。图中 Pm 表示变臂机构处于大臂状态时拉杆的长度，Pm' 表示处于小臂状态时拉杆的长度，Pn 是 P 点向变臂机构轴线作的垂线。明显看出，图 9.26(a)、(c) 的安排是不能产生负的舵偏角增量 $\Delta\varphi$ 的，而图 9.26(b) 却能做到。亦即在驾驶杆不动的情况下，在大臂向小臂位置变臂过程中，此系统要得到一个负的附加偏角 $\Delta\varphi$，只要使力臂调节器的轴线前倾一个角度，使 $\beta<0$。我们称 $\Delta\varphi$ 为变臂偏度，或称引动偏差。

五、非线性机构

在高速飞机飞行中，飞行速度和高度的变化范围很大。如果传动系数为常数，始终保持在大值，如图 9.27 直线 1，当飞机在低空高速($M<1$)飞行时，动压大，只需舵面偏转很小的角度 φ_1，此时对应的杆位移 x_1 就太小，使操纵感觉过于灵敏；如果采用直线 2，上述缺点虽可克服，但当低速飞行，或高空超音速飞行由于舵面效率显著降低需要舵偏角较大时(如 φ_2)，对应杆位移 x_2 又会过大，使操纵感觉过于迟钝。因此采用杆位移与舵偏角呈非线性变化规律如曲线 3，就可以解决以

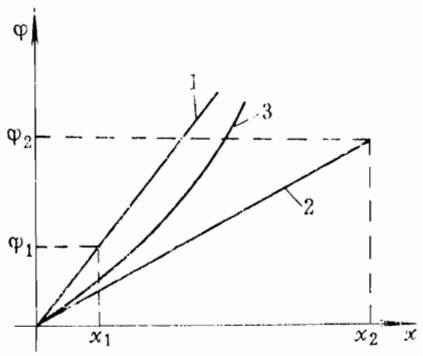


图 9.27　杆位移和舵偏角的关系
1— 大传动系数　2— 小传动系数
3— 传动系数是可变的

上矛盾。在超音速飞机上纵向线系中安装了力臂调节器，正是为了使传动系数呈非线性变化。在横向或航向线系中采用的非线性机构有连杆式和齿轮式。图 9.28 所示为某机横向操纵系统中带三角形摇臂的连杆式非线性机构，它由输入摇臂 1、三角摇臂 3、输出杆 4 及支座 5 组成。输入摇臂 1 由中立位置向右运动时，由于摇臂 2 的作用，迫使三角摇臂逆时针方向转动，使输出杆 4 产生向左的附加运动，减小了它向右的实际运动量，从而使副翼偏角增量减小。当驾驶杆继续偏转到一定位置时，由于摇臂 2 的作用，迫使三角摇臂顺时针方向转动，使输出杆产生向右的实际运动量，把此机构的输入杆（连驾驶杆）和输出杆（连副翼）的位移关系画成曲线，就是图 9.27 所示的非线性曲线，满足了操纵要求。

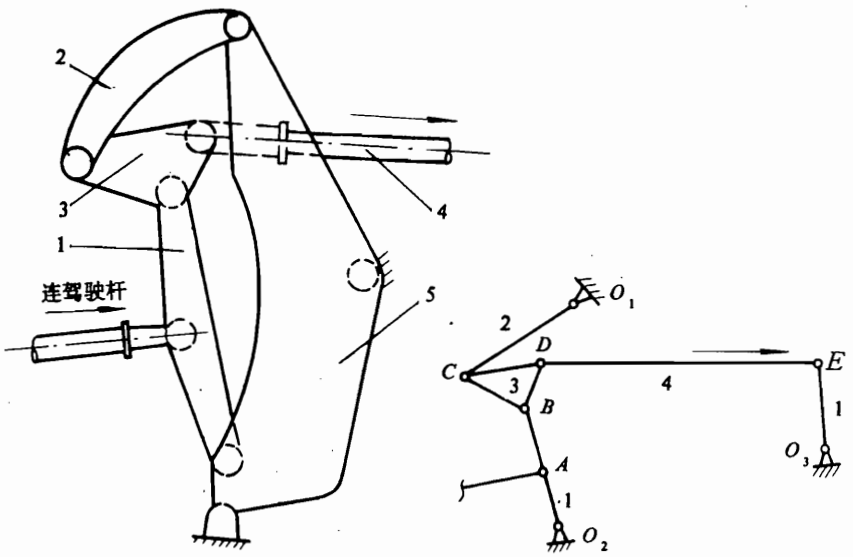


图 9.28　带三角摇臂连杆式非线性机构

1— 输入摇臂　2— 摇臂　3— 三角摇臂　4— 输出杆　5— 支座

连杆式非线性机构虽然构造复杂，但加工方便，间隙小，适用于对系统间隙要求严格的助力操纵系统中。

9.4　电传操纵系统简介

引言部分介绍了控制增稳操纵系统能兼顾飞机稳定性和操纵性的要求，从而能较好地发挥正常型（静稳定的）飞机潜在的机动性。但因该系统的增益 k_a 值不是相当大，电气通道的操纵权限不是全权限，而且没有可靠的安全措施，故对飞机稳定性和操纵品质的改善是有限的。再考虑到控制增稳操纵系统（包括增稳操纵系统）是在不可逆助力机械操纵系统基础上发展而来的，这种系统的驾驶杆与助力器间存在一套相当复杂的机械杆系，由此带来一些不可逾越的缺点，如占据空间大等等。显然，这些缺点会限制设计师根据飞行任务需要设计出最佳的气动布局以提高飞机的性能。为此，电传操纵系统得到了发展。

一、电传操纵系统的提出

控制增稳操纵系统的主要优点：能兼顾驾驶员对飞机稳定性和操纵性的要求，解决了飞机在向高速、高空、高性能发展中稳定性和操纵性之间的矛盾，使飞机的性能有很大提高。

但是，系统中的增益 k_a 不是相当大，电通道的操纵权限只有 $30\%\delta_{amax}$ 左右，因而限制了飞机性能进一步提高。再考虑到控制增稳操纵系统是在不可逆助力操纵系统基础上发展起来的，因而系统中存在一套相当复杂的机械杆系系统，驾驶员操纵驾驶杆和脚蹬，通过杆系和电气通道使舵面偏转，以保持期望的飞机姿态和航向。从本质上来讲，这种操纵系统仍属于机械式的范畴。随着飞机性能的不断提高，由此带来的缺点愈益突出，使这种系统不能满足现代高性能飞机发展的需要，其主要原因有如下几点：

1. 控制增稳操纵系统结构复杂、重量重

控制增稳操纵系统是在不可逆助力操纵系统基础上，通过复合摇臂叠加电气道通而组成的。显然，在重量和结构复杂程度上均比仅有不可逆助力操纵系统大，这样不仅给飞机设计造成很大困难，且也影响飞机性能的提高。

2. 控制增稳系统对舵面的操纵权限是有限的

众所周知，增稳系统对舵面的操纵权限只有最大舵偏角的(5 ～ 10)%。尽管控制增稳系统的权限较前者大，但为保证飞机安全性，其权限仍是有限的，通常为 30% 左右。显然，这样有限的权限很难满足整个飞行包线内的操纵品质改善。

3. 产生力反传

增稳或控制增稳操纵系统中的舵机与助力器的联接方式，通常有串联和并联两种，如图 9.29 所示。

不论那一种联接方式均会发生力反传。

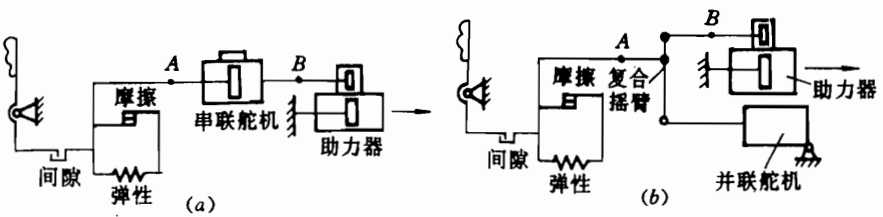


图 9.29　舵机与助力器的联接方式

(a) 串联联接　(b) 并联联接

4. 战场生存力低

据资料统计，美国在越南战争期间，由炮火击中机械操纵系统(含液压系统)，使机毁人亡的事故率达 30% 左右，这是一个相当惊人的数量。其原因是杆系的传输线在分布上较集中，一旦被炮火击中很有可能使整个系统失灵，以致机毁人亡，使飞机的战场生存能力低。由于控制增稳操纵系统中仍保留机械杆系，故这种系统的战场生存能力也低。

由上述可见，产生这些缺点的根本原因是：机械杆系存在，而且增益 k_a 不是相当大。那末，能否彻底取掉杆系呢？回答是可能的。

60年代中期，由于计算机和微处理机小型化，为解决上述问题创造了有利条件，与此同时现代控制理论和余度技术日趋成熟，故取掉控制增稳操纵系统中的机械杆系，增大增益 k_a，并将操纵权限扩展为全权限成为可能。

事实上，早在50年代，英国在维克斯《子爵号》飞机上已安装了电气操纵系统，并连接至副驾驶员的操纵杆上。原机械杆系仍保留作为备份，而且只允许正驾驶员操纵。一旦电气操纵发生故障时能自动接入杆系。通过 1957 ～ 1959 年期间试飞，表明这种新型操纵系统有广阔的发展前途。此后在电气操纵系统中又引入飞机状态参数反馈信号，并去掉机械杆系，此时该系统完全成为电传操纵系统了。

尽管机械操纵系统有上述缺点，但它有一个最大优点，那就是有较高的安全可靠性。安全可靠性对飞机来说是极重要的，只有当电传操纵系统的安全可靠性与机械操纵系统相近时，电传操纵系统才能真正地被广泛使用。

由此可知，对电传操纵系统的分析设计主要包括两个方面：一是控制律；二是可靠性。前者要保证飞机性能满足操纵品质规范的要求，即保证飞机具有良好的稳定性和操纵品质；后者要保证电传操纵系统满足可靠性规范的要求，即保证飞机的飞行安全和完成任务的可靠性。因而可靠性和控制律是电传操纵系统的两个重要内容。

二、电传操纵系统中可靠性与余度技术

实现电传操纵的关键在于安全可靠性。过去对安全可靠性没有量的概念，只有在可靠性理论发展之后，才有定量的可能。那末现今所采用的不可逆助力操纵系统的安全可靠性指标是多少呢？

显然，可靠性指标只能来自实践。据美国空军 1968 ～ 1978 年十年期间的外场安全数据统计与分析可知，作为 Ⅰ、Ⅱ、Ⅳ 类飞机的代表 F－4 飞机，由于操纵系统故障引起的飞机损失率为 0.546 架 /100 000 次飞行，由于液压系统故障引起的飞机损失率为 0.35 架 /100 000 次飞行，二者损失率为 0.89 架 /100 000 次飞行。

B－52、C－135 和 C－141 等 Ⅲ 类飞机在十年间没有因为操纵系统或液压系统的故障造成飞机的损失。但造成过事故，其事故率分别为 0.055 架 /100 000 次飞行和 0.008 架 /100 000 次飞行。可以看出这类飞机的可靠性是比较高的，这是因为在这些飞机上空勤人员的救生措施与歼击机相比较为薄弱；此外可能携带核武器，一旦飞机失事可能产生灾难性的后果，所以，必须保证这类飞机有较高的可靠性。

此外，还对飞机未完成规定任务的概率进行了统计。对全机来说由于各组成部分的故障，使飞行任务失败的概率为 0.01/ 每次飞行。其中由于操纵系统的重大故障而中断飞行任务的仅占 1/10。所以，因操纵系统故障而使飞机中断任务的概率为 0.001/ 每次飞行。

通常，用飞机损失（即指操纵系统处于 Ⅴ 级工作状态）概率来表示飞行安全可靠性指标。以美国军用规范 MIL－F－9490D 为例，由操纵系统故障引起的飞机最大损失概率 Q_s 应为

对 Ⅲ 类飞机　　$Q_s \leqslant 5 \times 10^{-7}$/ 每次飞行

对 Ⅰ、Ⅱ、Ⅳ 类飞机　　$Q_s \leqslant 100 \times 10^{-7}$/ 每次飞行

飞行安全可靠性指标通常是以飞行小时为单位来计算。美国空军十年的统计资料表明，Ⅲ类飞机每次飞行的时间约为 6.7 飞行小时；Ⅳ 类飞机（F－4）每次飞行时间约为 1.6 飞行小时。由此可得

对 Ⅲ 类飞机　　$Q_s \leqslant 0.82 \times 10^{-7}$/ 飞行小时

对 Ⅰ、Ⅱ、Ⅳ 类飞机　　$Q_s \leqslant 62.5 \times 10^{-7}$/ 飞行小时

对电传操纵系统安全可靠性提出的指标，一般在$(1.0 \times 10^{-7} \sim 1.0 \times 10^{-9})$/ 飞行小时范围内。

所以，目前世界各国均定 1.0×10^{-7}/ 飞行小时作为电传操纵系统的可靠性指标。但单通道电传操纵系统的故障率只有 1.0×10^{-3}/ 飞行小时。为了保证电传操纵系统的可靠性至少不低于机械操纵系统，所以需要采用余度技术，即引入多重系统。

据可靠性理论计算，系统的多余度数目 n 与最大损失率 Q_s 间的关系如图 9.30 所示。

由图可知，若电传操纵系统具有四余度，则故障率可满足要求。正因为它的可靠性不低于不可逆助力操纵系统，所以电传操纵系统得到迅速发展。

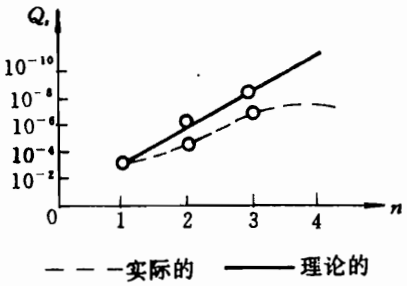


图 9.30　多余度数目与最大损失率间关系图

所谓采用余度技术就是引入多重(套) 系统来执行同一指令，完成同一项工作任务。多重系统也称余度系统。图 9.31 是四余度系统简图。由图可知，杆力传感器、速率陀螺、加速度计和计算机均有四个，即四套。此外，这种系统应满足如下三个条件。

(1) 对组成系统的各个部分具有故障监控、信号表决的能力。

(2) 一旦系统或系统中某部分出现故障后，必须具有故障隔离的能力。换句话说，在发生故障时，系统应具有第一次故障能工作，第二次故障还能工作的能力。

(3) 当系统中出现一个或数个故障时，它具有重新组织余下的完好部分，使系统具有故障安全或双故障安全的能力，即在性能指标稍有降低情况下，系统仍能继续承担任务。

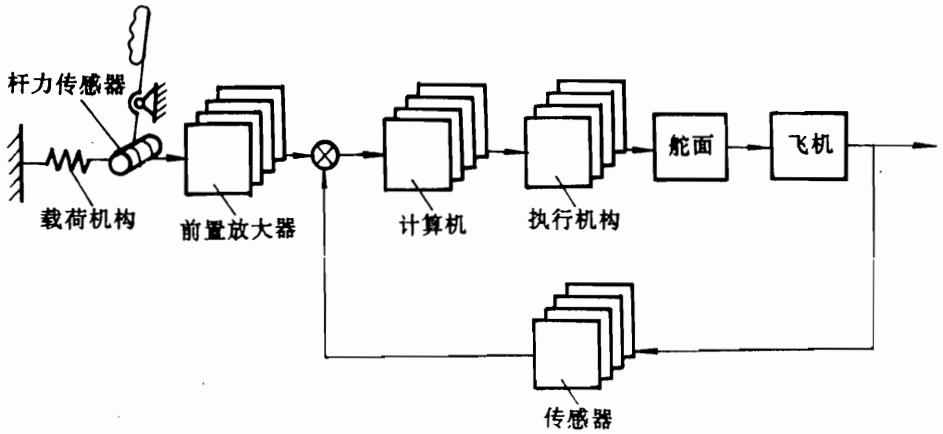


图 9.31　四余度电传操纵系统简图

故障安全是指操纵系统及其相关联部件出现故障后，系统(飞机) 能至少保持最低安全工作状态，即飞行操纵系统的性能、安全性或可靠性虽都有所下降，但精确跟踪或机动任务可以安全地中止，并可以安全地巡航、下降以及着陆；如再发生一个故障，将导致系统(飞机) 进入可操纵至应急着陆或弹射救生飞行工作状态。双故障安全是指操纵系统及其相关联部件出现二次相似故障后，系统(飞机) 能至少保持在最低安全工作状态；如再发生一个故障，才导致系

统进入可操纵至应急着陆或弹射工作状态。

同时满足上述三个条件的多重系统称为余度系统。采用余度系统的目的是为了增加系统的可靠性，其实质是通过消耗更多的能源来换取可靠性的提高。

三、电传操纵系统的组成和工作原理

表 9.3 中列出了国外电传操纵的飞机。由此表可知：电传操纵系统可分为模拟式和数字式两种，数字式是发展方向。这是因为后者比前者有许多优点，如它具有高度的灵活性，容易实现多种逻辑运算和电子综合化，以及实施复杂控制律和修改控制律都很方便，尤其容易与自动驾驶仪、火力控制系统、导航和推力控制系统交联，从而使飞机的性能和攻击精度均发生质的变化。为保证飞机安全可靠性，在系统中常有备用系统，凡其工作原理与主系统是不相似的，则均可成为备用系统，如机械操纵系统(包括硬式和软式两种操纵型式，以及它们的混合形式)，电气操纵系统和模拟式电传操纵系统。对于数字式电传操纵系统，目前不再采用体大笨重的机械杆系作为备用系统，常采用模拟式电传备用系统。如果主系统的安全可靠性相当高，则可以不采用备用系统，例如F-16、幻影2000和“美洲虎”等飞机。此外，再通过四余度或自监控的三余度系统，使电传操纵系统达到双故障安全的故障等；飞机本身可以是静稳定的，也可以是中性稳定或静不稳定的。对于后者，只要在电传操纵系统中增加人工稳定回路，就能使等效飞机具有适量的稳定性，于是驾驶员可操纵自如地完成各项任务。

表 9.3　国外电传操纵的飞机

飞机	子爵 1952 年	协和 1969 年	F-4 生存飞行控制 1972 年	狂风 1972 年	YF-16 CCV 1974 年	F-8 1976 年	F-16 1978 年	F-18 1978 年	幻影 2000 1973 年	美洲虎 1981 年	AFTI YF-16 CCV 1982 年
国家	英	法	美	英法意	美	美	美	美	法	英	美
形式 备用形式	模拟 机械	模拟 机械	模拟 直接电气联接	模拟 机械	模拟 无	数字 模拟	模拟 无	数字 机械	模拟 无	数字 无	数字 模拟
余度数	1	4	4	3	4	3	4	4	4	4	3
故障等级	故障安全	双故障安全	双故障安全	双故障安全	双故障安全	双故障安全	双故障安全	双故障安全	双故障安全	双故障安全	双故障安全
飞机稳定性	稳定	稳定	稳定	稳定	放宽稳定性	稳定	放宽稳定性	稳定	接近中性稳定	放宽稳定性	放宽稳定性
状态	研究	生产	研究	生产	研究	研究	生产	生产	生产	生产	研究

表中F-16飞机是世界上第一架现役的电传操纵系统飞机。图 9.32 为F-16A 飞机的电传操纵系统原理图。该系统是在YF-16飞机基础上研制而成的，是模拟式四余度电传操纵系统，无机械备用系统。F-16 飞机电传操纵系统具有如下特点：

(1) 纵向放宽静稳定度，以提高飞机的机动性；

(2) 三轴控制增稳，以提供精确的控制和极好的操纵品质；

(3) 具有双故障安全故障等级，以提供高度的安全性和任务的成功概率；

(4) 全电传操纵系统为改善操纵品质提供最大的灵活性；

(5) 能自动限制迎角，这样允许驾驶员无顾虑地发挥飞机的最大能力，不必担心由于疏忽造成的失控。

(6) 机内具有自检能力，以最短的停飞维护时间保证电传操纵系统处于良好的飞行准备状态。

由图 9.31 可知，电传操纵系统主要由驾驶杆或侧杆(含杆力传感器)、前置放大器(含指令模型)、传感器、机载计算机和执行机构组成。四余度电传操纵系统实质上由四套完全相同的单通道系统，按一定关系组合而成的。因此四余度电传操纵系统的组成、工作原理基本上与单通道电传操纵系统相同。只是在每个传输信号的通道中还增加表决器 / 监控器电路等，如图 9.32 所示。

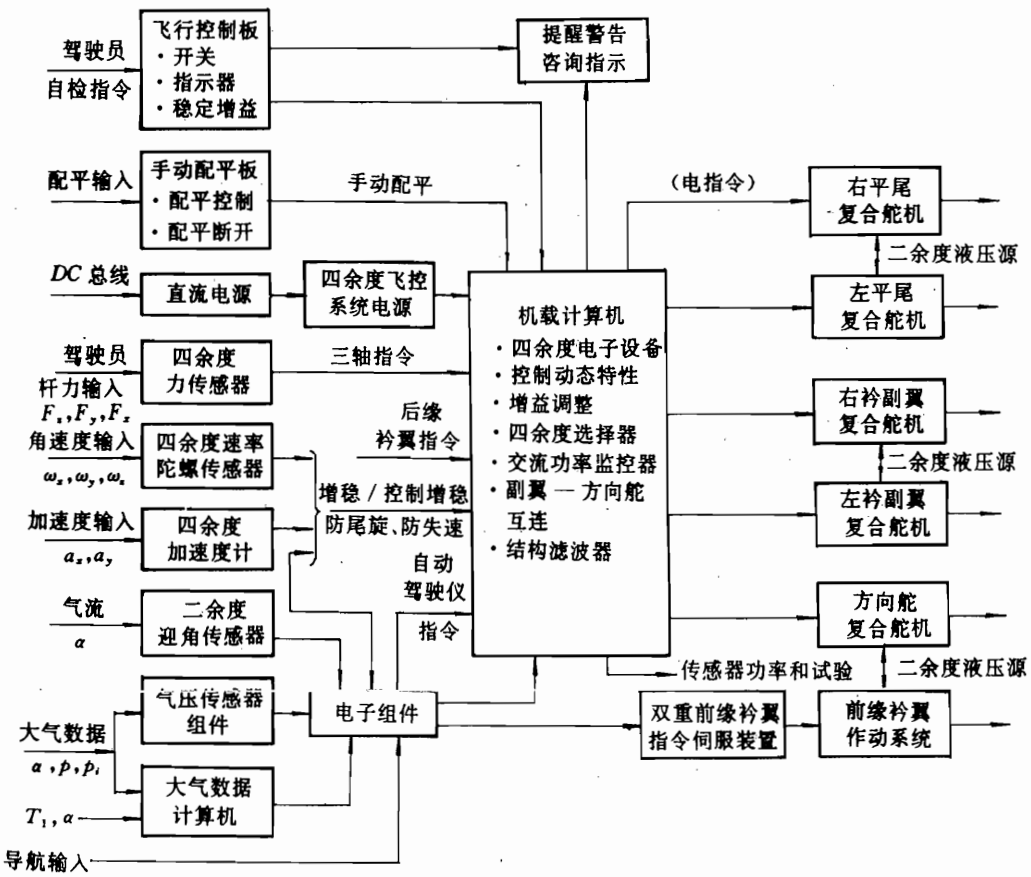


图 9.32　F－16A 飞机电传操纵系统原理图

图 9.33 为四余度模拟式电传操纵系统原理图。它由 A、B、C、D 四套完全相同的单通道电传操纵系统按一定关系组合而成的。如图中表决器 / 监控器是用来监视、判别四个输入信号中有无故障信号，并输出一个从中选择的正确的无故障信号。如果四个输入中任何一个被检测出是故障信号后，系统自动隔离这个故障信号，不使它再输入到后面的舵回路中去。

当四套系统都工作正常时，驾驶员操纵驾驶杆，经杆力传感器 A、B、C、D 产生四个同样的电指令信号，分别输入到相应的综合器/补偿器、表决器/监控器中，通过四个表决器/监控器的作用，分别输出一个正确的无故障信号加到相应的舵回路，四个舵回路的输出通过机械装置共同操纵一个助力器，使舵面偏转，以操纵飞机作相应的运动。如果某一个通道中的杆力传感器或其他部件出现故障，则输入到每个表决器/监控器的四个输入信号中有一个是故障信号，此时由于表决器/监控器的作用，将隔离这个故障信号。因此每个表决器/监控器按规定的表决方式选出工作信号，并将其输至舵回路，于是飞机仍按驾驶员的操纵意图作相应运动。如果某一通道的舵回路出现故障，它本身能自动切除与助力器的联系（因舵回路是采用余度舵机），这样到助力器去的仍是一个正确的无故障信号；同样，如果系统中某一通道再出现故障，电传操纵系统仍能正常工作，而且不会降低系统的性能。由此可见四余度电传操纵系统具有双故障工作等级，故它又称双故障/工作电传操纵系统。

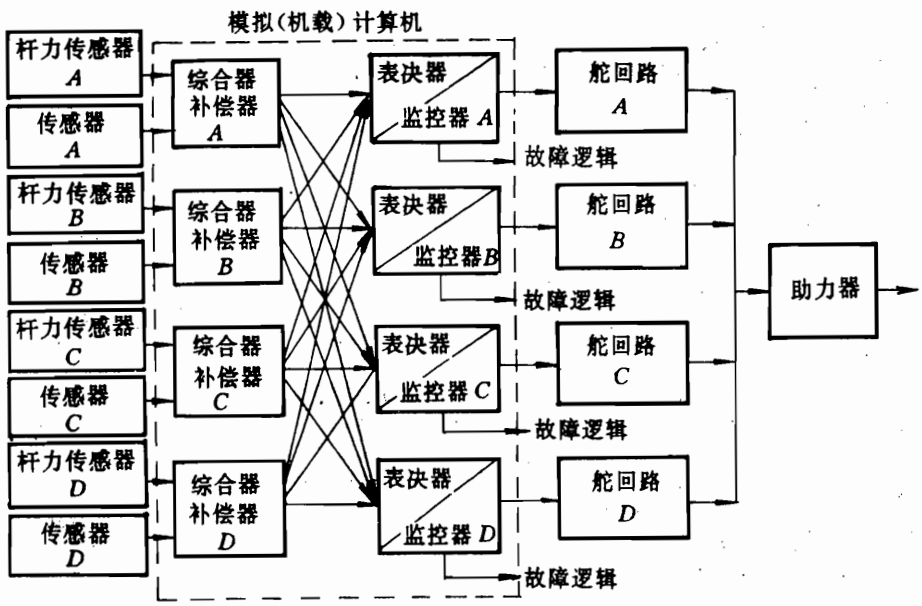


图 9.33　四余度模拟式电传操纵系统原理图

综上所述，电传操纵系统可定义为：驾驶员的操纵指令信号，只通过导线（或总线）传给计算机，经其计算（按预定的规律）产生输出指令，操纵舵面偏转，以实现对飞机的操纵。显然它是一种人工操纵系统，其安全可靠性是由余度技术来保证的。

四、电传操纵系统的优点及存在的问题

传统的机械操纵系统存在许多缺点：重量大、体积大、存在非线性（摩擦、间隙）、弹性变形和保证飞机合适的操纵性的机构相当复杂。例如某种典型战斗机的机械操纵系统，总共有 114 个铰支点，重 222.5 kg，每个铰支点都是一个摩擦源和可能的故障源。但机械操纵系统的最大优点就是可靠性较高。电传操纵系统的优缺点大体上与机械操纵系统相反。单通道电传操纵系统的可靠性是不及机械操纵系统，但采用余度技术后就可克服此缺点。下面叙述一下电传操纵系统的优缺点。

1. 电传操纵系统的优点

(1) 减轻了操纵系统的重量　按操纵系统的重量百分比来考虑，使用电传操纵系统可减轻的重量是相当显著的，对战斗机可减轻58%，如F-16上可减轻177.6 kg；对大型、高性能战略轰炸机上可减轻84%，即238.1 kg；在直升机上可减轻86%，即319.5 kg。

(2) 减少体积　在战斗机上可减少体积24 000 cm^3；在战略轰炸机上减少更为惊人，可减少4.39 m^3。通常可减少原机械操纵系统所占有空间的$\frac{1}{2}$。

(3) 节省设计和安装时间　对于大型高性能战略轰炸机来说每架飞机可节约5 000工时左右，使每架飞机生产总成本降低8万美元。

(4) 提高战伤生存力　由于电传操纵系统采用了四余度或三余度系统，其总线(导线)可在机翼和机身内分散布置。例如美国1972年研制的四余度模拟式电传操纵系统，以F-4飞机为验证机，试飞表明其生存力比原操纵系统提高了20%。若再把液压导管换成电缆，以电气方式提供能源，在各个舵面附近再换成液压动力，即所谓"动力电传"，则还可进一步提高战伤生存力。

(5) 消除了机械操纵系统中的摩擦、间隙、非线性因素以及飞机结构变形的影响　消除机械操纵系统中的摩擦、间隙和非线性因素这是不言而喻的，这就改善了精微操纵信号的传递。还有，杆力特性很容易调节，能在所有的飞行条件下满足驾驶员的要求。此外，机械操纵系统对飞机结构的变化是非常敏感的(例如由于气动力加热会使超音速客机加长约17～30 cm)，设计师必须尽最大努力使这种影响减到最小，采用电传操纵系统后，这种影响自然消失了。不仅如此，甚至它可能应用某种结构模态稳定措施，有效地提高飞机构架的刚度，从而增加系统的疲劳寿命。

(6) 简化了主操纵系统与自动驾驶仪的组合　因为电气组合简单，所以电传操纵系统与战术武器投放系统、自动跟踪系统、自动着陆系统等自动控制系统的结合是很方便而且易于实现的。

(7) 可采用小侧杆操纵机构　采用小侧杆操纵机构可减轻驾驶员的工作负担，同时驾驶员观察仪表的视线不再受中央驾驶杆的影响，另外也消除了重力加速度对驾驶员给驾驶杆输入量的影响。

(8) 飞机操稳特性不仅得到根本改善，且可以发生质的变化　由前面分析可知，电传操纵系统不仅能改善飞机的稳定性、操纵性，而且能改善机动性，这是这种系统最突出的优点，正是因为有了这个优点，电传操纵系统才有可能成为设计随控布局飞机的基础，使飞机的性能发生质的变化。

2. 电传操纵系统存在的问题

(1) 单通道电传操纵系统的可靠性不够高　由于单通道电传操纵系统中的电子元件质量和设计因素关系，故单通道系统的可靠性不够高。所以，目前均采用三余度或四余度电传操纵系统，并设计备分系统，如四余度电传操纵加二余度模拟热备分系统。

(2) 电传操纵系统的成本较高　就单套系统来说，电传操纵系统的成本低于机械操纵系统，但前者必须采用余度系统才能可靠工作，所以成本还是比较高的。须要进一步简化余度和降低各部件的成本。

(3) 系统易受雷击和电磁脉冲波干扰影响　据统计，平均雷击率7×10^{-7}/飞行小时。在

1976年美国有四架飞机遇到雷击，使飞机电气系统损坏，其中一架由于总电气故障而失
1962年7月，美国在太平洋约翰斯顿岛上空爆炸一颗百万吨级的氢弹，由于电磁脉冲波的破
力，在距离爆炸点东北方向1 400 km的瓦湖岛上，300条大小马路上的路灯全部熄灭，数百
防盗警报器同时响了起来。所以，电传操纵系统需要解决雷击和电磁脉冲干扰的损害。此外，
于现代飞机越来越多地采用复合材料，其使用率可达30%左右。这样系统中的电子元件失
飞机金属蒙皮的屏蔽保护，故抗电磁干扰和抗核辐射的问题更为突出。目前解决这些问题的
一办法是采用光纤作为传输线路。因为光纤是介质材料，不向外辐射能量；不存在金属导线
固有的地环流及由此产生的瞬时扰动；对核辐射电磁干扰不敏感；可以隔离通道之间故障的
响；再加上光纤系统传输容量大，一根光纤能传输视频、高频及数据信息。由于光纤技术和数
式电传操纵系统的发展，因而出现了光传操纵系统(FBL)。按功能来说，光传操纵系统就是
用光纤技术实现信号传递的操纵系统。当然，这种系统还有强度、成本问题、地面环境试验问
以及光纤维和飞机结构组合等问题有待进一步解决。

(4) 尚无一套现成的品质规范可循　对电传操纵系统来说，需要尽快地制定既符合国
标准、又适合本国实际情况的飞行品质规范。

五、电传操纵系统是设计随控布局飞机的基础

目前世界各国已经以电传操纵系统作为一个基本的主操纵系统，在这基础上只要再增加一些其他功能的线路，就可在随控布局飞机上实现主动控制技术的各种功能。

所谓随控布局飞机(CCV)是指一种飞机在它设计的开始阶段就主动地考虑自动控制系统的作用。飞机可以设计成静不稳定的，借助自动控制系统使其稳定，这样可使飞机的气动布局在各种飞行状态下有最佳气动构形，从而使飞机的性能得到显著的提高。因为在设计飞机的初期就主动地应用了自动控制技术，所以称这些所采用的技术为主动控制技术(简写为ACT)。例如B-52轰炸机改用电传操纵后，采用纵向静稳定补偿系统，并改用全动平尾。平尾面积是这样改变的，原设计飞机重心在后极限位置时的稳定余量为 $-5\%b_A$，平尾面积为84 m^2。放宽纵向静稳定度要求后，把飞机焦点移到飞机重心前面的 $5.5\%b_A$，平尾面积减小到46 m^2(约为原面积的55%)。根据分析，如果不改变发动机和起飞总重量情况下，B-52飞机的结构重量可减小6.4%，阻力可减小2%，航程约增加4.3%。放宽航向静稳定度要求，减小立尾面积，代之以人工稳定，也可收到类似的效益。又如美国波音公司设计的加油机，在设计时采用常规布局和放宽静稳定度布局的两种方法，在同样的有效载荷和完成同样任务下，后者比前者起飞重量轻16%，空载轻25%，成本低20%，耗油量少25%。再如美国先进技术战斗机技术综合试验飞机AFTI/F-16采用三余度数字式电传操纵系统，其控制律具有可按任务来剪裁的特点，具体地说，它具有正常、轰炸、空地和空空四种模态，而且每个模态又可分为常规和解耦两种飞行方式。所以，这个飞机的电传操纵系统能操纵飞机作六个自由度运动，即上下、左右、前后和绕飞机重心的三个旋转运动。由上述例子看出，飞机的飞行性能和经济收益都有显著提高，其关键在于在设计飞机的初期就考虑了电传操纵系统的潜力。换句话说，如果不采用电传操纵系统就不能实现对飞机进行全时间、全权限的增稳操纵，更谈不上在飞机上采用主动控制技术了，也就不能获得如此巨大的收益。因此，电传操纵系统就成了设计随控布局飞机的基础。

思 考 题

1. 观察两架飞机的中央操纵机构，在构造上怎样解决副翼操纵和升降舵操纵的互不干扰的问题。

2. 在哪些情况下必须采用不可逆的助力机械操纵系统？

3. 选择液压助力器时，应当考虑哪些方面的问题？

4. 力臂自动调节器改变了传动系数和驾驶杆至载荷机构的传动比，它们的改变是否有个范围？受到什么限制？

5. 控制增稳飞行操纵系统的主要优缺点有哪些？

6. 为什么说电传操纵系统是控制增稳飞行操纵系统发展的必然结果？

第十章　结构可靠性分析和结构优化设计概述

10.1　结构可靠性分析方法概述

作为一门学科，结构可靠性是有确切含义的。在规定时间和规定条件内，结构能完成规定功能的能力称为结构的可靠性。

一、结构设计中的不确定因素及可靠性分析的基本过程

1. 结构设计中的不确定因素

为评价结构的可靠性，必须掌握材料强度和载荷的随机性，以及掌握设计计算误差和施工误差等不确定因素，进而对这些不确定因素作出定量分析。

对于结构设计中的不确定因素，很早以来就十分重视，但由于当时的科学技术水平的限制，不能提出一个合理的处理方法。在结构分析理论还没有建立的年代里，只能提出“为保证安全必须留有余地”的设计思想。随着结构分析理论的发展，人们提出了用安全系数来笼统考虑不确定因素的确定性设计方法，这种设计方法要求在载荷作用下，结构或构件的某截面的应力不应该超过材料的许用应力$[\sigma]$，而

$$[\sigma]=\sigma_s/f \tag{10.1}$$

其中σ_s为材料的屈服强度，f为安全系数。在这个方法中，外力与结构尺寸及材料的能力等是作为确定值来处理的，只是用安全系数来表示强度储备，而f又多是凭经验确定的，缺乏合理的科学依据。

长期的实践和理论分析已证实，作用于结构上的载荷及断面尺寸和材料的力学性能等，由于设计和施工及计量等一系列因素，都不会是确定的常量，它们的真实值在名义值附近作随机变化，因此，对每一个影响强度的参量都应该看作是随机变量。而有些参量，特别是作用于飞机上的载荷，其本身就是随机变化的，因此安全系数不能作为评价结构可靠性的合理依据。

结构可靠性理论是把所有的工程变量都作为随机变量来处理，包含在这些随机变量中的不确定性，可以分以下两类。

(1) 客观不确定性。客观不确定性是指与基本变量有关的不确定性，它包括材料性能的不确定性，构件尺寸的不确定性，制造误差以及建造不完善性和焊接残余应力等引起的不确定性等等，这种不确定性可以通过实物和试样的测定结果进行统计分析，找到它们的分布特性。

(2) 主观不确定性。主观不确定性包括对结构强度进行分析时所作的假定、环境条件及转化为载荷的近似性以及结构分析方法和结构模型化精确程度等引起的不确定性。这种不确定性主要取决于人们对它们的认识程度及人们所掌握的知识水平。上述两种不确定性，都具有随机变化的特点，其参量可作为随机变量看待，于是在可靠性设计中就用表征随机变量的数字特征，如均值μ和标准差σ或变异系数$V=\sigma/\mu$来描述其不确定性，并从概率意义上定义它们，且进行概率分析和计算，得到概率意义上的结构安全检验结果。

结构可靠性理论处理不确定性时，克服了传统的确定性设计法的缺点，因而更符合客观实际。在结构可靠性设计中用可靠度、失效概率及可靠性指标等来评价结构的可靠性，以结构的失效概率为依据的概率设计法即可靠性设计法，正在逐渐取代传统的确定性设计法。从确定性概念转为非确定性概念，这是结构设计思想上的一个重要演变与设计方法学上的一个飞跃。

2. 结构可靠性分析的基本过程

结构可靠性分析的过程大致分为三个阶段。一是搜集与结构有关的随机变量的观测或试验资料，并对这些资料用概率统计的方法进行分析，确定其分布概率及有关统计量，以作为可靠度和失效概率计算的依据。

与结构有关的随机变量大致可分三类：① 外来作用，如载荷等；② 材料的机械性质；③ 构件的几何尺寸及其在结构中的位置。上述随机变量的统计分布多为正态分布或对数正态分布及极值 I 型分布。而相应的统计量主要有均值 μ、标准差 σ 及变异系数 V 等。

可靠性分析的第二阶段是用结构力学的方法计算构件的载荷效应，通过实验和统计获得结构的能力，从而建立结构的失效准则。

载荷效应指的是载荷作用下，构件的应力、内力、位移及变形等。

结构能力是指结构抵抗破坏和变形的能力，如屈服强度、抗拉强度、允许变形和位移等。

结构的失效准则用极限状态来表示。极限状态联结结构能力与载荷效应，组成了进行结构可靠性分析的极限状态方程。对于结构系统，极限状态方程一般较为复杂，可借助结构力学、塑性力学、弹性力学及有限元分析的理论建立起来。

分析的第三阶段是计算评价结构可靠性的各种指标。当构件或结构系统的失效准则建立以后，便可根据这些准则，计算评价构件或结构系统的各种可靠性指标，如可靠度、失效概率及可靠性指标等。

二、结构元件可靠性分析的基本方法

1. 内力-强度干涉模型

讨论元件的静强度可靠性时，可认为只有两个随机变量，即元件强度 R 和元件外载 S。元件外载（或从结构体系看，是元件的内力）与结构所受外载、结构的组成以及各元件的尺寸有关。由于结构外载是随机载荷，结构各元件的位置和尺寸也有一定的随机性，故元件所受的外载是一随机变量。元件的强度（也称为元件的承载能力）与元件的极限应力、元件的尺寸有关，而材料的强度特性、元件的尺寸又都具有随机性，故元件的强度也是一个随机变量。

元件能承载，即

$$R-S>0$$

而 $R_s=P(R-S>0)$ 称为元件的可靠度。

元件不能承载，即

$$R-S<0$$

而 $P_f=P(R-S<0)$ 称为元件的失效概率。

(10.2)

等式

$$R-S=0$$

称为安全边界方程或破坏面方程。

设已由试验与理论分析，得到随机变量 R 与 S 的密度分布如图 10.1(a) 所示，图中密度分布是对称的，因此强度均值 μ_R 与载荷均值 μ_S 均位于各自图形的对称点位置，图中横坐标是强

度 R 和载荷 S，纵坐标为密度函数，f_S 与 f_R 分别代表载荷与强度密度分布函数。

下面进行元件破坏概率一般表达式的推导。正如图 10.1(a) 所示，在正常设计情况下，均值 μ_R 是大于 μ_S 的(注意：横坐标代表 S 或 R 的大小)，但是由于存在着随机性，故这两个随机变量间有一交叉重叠区(称之为干涉区)，对干涉区的任一内力具体值 S，位于其左边、对应于 f_R 分布的那一部分，都代表强度 R 小于这一内力值 S。图 10.1(b) 代表不存在干涉区的特殊情况，此时 R 恒大于 S，故 $P_f = 0$，要想要做到这一点，需 μ_R 比 μ_S 大的多，且 f_S 与 f_R 的分布范围要窄。由于 μ_R 比 μ_S 大的太多要降低经济性，且 S 通常接近正态分布，R 通常接近正态分布或对数正态分布，因此结构元件通常都有一个小的干涉区，也即有小量值的破坏概率。

下面根据图 10.1(c) 具体推导 P_f 的普遍表达式，分下述四步逐步导出。

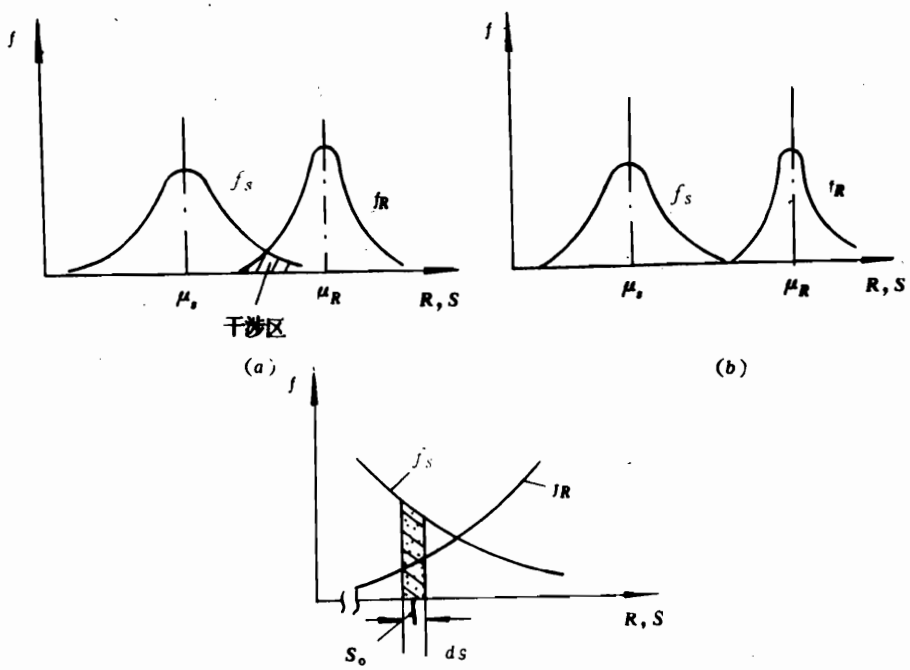


图 10.1　f_R 与 f_S 的分布图

(1) 元件的内力值位于 S_0 附近 $\mathrm{d}S$ 区间内的概率是

$$P(S_0 - \mathrm{d}S/2 \leqslant S \leqslant S_0 + \mathrm{d}S/2) = f_S(S_0)\mathrm{d}S \tag{10.3}$$

(2) 强度 R 小于某一内力值 S_0 的概率为

$$P(R \leqslant S_0) = \int_{-\infty}^{S_0} f_R(r)\mathrm{d}r \tag{10.4}$$

(3) 内力值位于 S_0 附近 $\mathrm{d}S$ 区间内，同时强度 R 却低于此区间给出的内力值的概率为

$$f_S(S_0)\mathrm{d}S\int_{-\infty}^{S_0} f_R(r)\mathrm{d}r \tag{10.5}$$

这是因为认为 R 与 S 无关(这符合客观情况)，故其概率为两个单独概率的乘积。

(4) 对于内力 S 随机变量的所有可能值，强度 R 低于内力 S 的概率为

$$P_f = \int_{-\infty}^{\infty} f_S(S)\left[\int_{-\infty}^{S} f_R(r)\mathrm{d}r\right]\mathrm{d}S \tag{10.6}$$

由于强度累积分布函数为

$$F_R(S) = \int_{-\infty}^{S} f_R(r)\mathrm{d}r \tag{10.7}$$

故式(10.6)也可写成

$$P_f = \int_{-\infty}^{\infty} f_S(S)F_R(S)\mathrm{d}S \tag{10.8}$$

有了上述结构元件的破坏表达式,则元件的可靠度为

$$R_e = 1 - P_f = 1 - \int_{-\infty}^{\infty} f_S(S)F_R(S)\mathrm{d}S \tag{10.9}$$

也可参照上述四步推导,直接导出下式

$$R_e = \int_{-\infty}^{\infty} f_S(S)\left[\int_{S}^{\infty} f_R(r)\mathrm{d}r\right]\mathrm{d}S \tag{10.10}$$

或写成

$$R_e = \int_{-\infty}^{\infty} f_S(S)(1 - F_R(S))\mathrm{d}S \tag{10.11}$$

例 10.1 设某结构的构件材料强度服从正态分布,其均值 $\mu_R = 100$ MPa,其均方差 $\sigma_R = 10$ MPa,构件的应力服从指数分布,其 $\mu_S = \sigma_S = 50$ MPa,求该构件的可靠度。

解 由题意可知,

$$f_R(R) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_R}\exp\left[-\frac{(R-\mu_R)^2}{2\sigma R^2}\right]$$

$$f_S(S) = \lambda e^{-\lambda S}$$

且

$$\lambda = \frac{1}{\mu_S} = \frac{1}{\sigma_S}$$

代入式(10.10)中得

$$R_e = 1 - \Phi\left(-\frac{\mu_R}{\sigma_R}\right) - \exp\left(\frac{\lambda^2\sigma_R^2}{2} - \mu_R\lambda\right)\left[1 - \Phi\left(-\frac{\mu_R - \lambda\sigma_S^2}{\sigma_R}\right)\right]$$

$$= 0.861\ 94$$

2. 均值一次二阶矩方法 FOSM(Mean Value First-order second Moment Method)

在一般情况下,元件的可靠性(实际上,本章的方法可以用于求结构体系可靠度时的单个破坏模式的破坏概率。这里讲的元件破坏概率或可靠度计算,都包含着这层含义)与较多的随机变量有关,分布也不一定限于是正态分布,且各变量间还可能相关,这样问题就复杂一些。但用二阶矩理论与方法解之还是相当简单的。二阶矩方法只用到密度分布函数的一阶矩(均值)和二阶矩(方差或标准差)两个参量,计算时采用近似方法以避免复杂的积分。当然,在某些情况下,求得的解确是精确解。下面由简到繁,由易到难逐步阐明之。

(1) 安全余量方程为线性方程,只含两个随机变量且分布为正态分布时的情况

此时有

$$M = R - S \tag{10.12}$$

且有

$$\left.\begin{array}{ll} M > 0 & \text{安全} \\ M \leqslant 0 & \text{破坏} \end{array}\right\} \tag{10.13}$$

式中，M 称为安全余量，$M = R - S$ 为安全余量函数。故

$$P_f = P(M \leqslant 0) \tag{10.14}$$

$$R_e = P(M > 0) \tag{10.15}$$

在式(10.12)中，由于 R 与 S 都是正态分布，故随机变量 M 的密度分布也为正态分布，由式(10.14)有

$$P_f = \int_{-\infty}^{0} f_M(m)\mathrm{d}m = F_M(0) \tag{10.16}$$

把正态密度分布公式代入，得

$$P_f = \int_{-\infty}^{0} \frac{1}{\sigma_M \sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{m-\mu_M}{\sigma_M}\right)^2\right]\mathrm{d}m \tag{10.17}$$

而

$$R_e = \int_{0}^{\infty} f_M(m)\mathrm{d}m = 1 - F_M(0)$$

$$= \int_{0}^{\infty} \frac{1}{\sigma_M \sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{m-\mu_M}{\sigma_M}\right)^2\right]\mathrm{d}m \tag{10.18}$$

以上参考图 10.2。

采用下述变量变换以使其简化为标准正态的求积问题，

$$Z = \frac{m - \mu_M}{\sigma_M} \tag{10.19}$$

对此式两边微分，得

$$\sigma_M \mathrm{d}Z = \mathrm{d}m \tag{10.20}$$

将式(10.19)与(10.20)代入式(10.17)，得

$$P_f = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{Z_0} \mathrm{e}^{-\frac{Z^2}{2}}\mathrm{d}Z \tag{10.21}$$

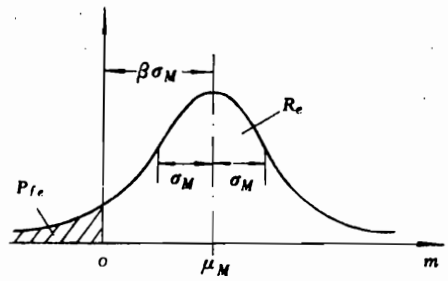


图 10.2　变量 M 的密度分布函数

式中

$$Z_0 = \frac{0 - \mu_M}{\sigma_M} = -\frac{\mu_M}{\sigma_M} \tag{10.22}$$

用 $\Phi(Z_0)$ 表示公式(10.21)右边的计算结果，则有，

$$P_f = \Phi(Z_0) = \Phi\left(-\frac{\mu_M}{\sigma_M}\right) \tag{10.23}$$

不少文献中采用下述可靠性指标 β 的定义，即

$$\beta = -Z_0 = \frac{\mu_M}{\sigma_M} \tag{10.24}$$

因之有

$$P_f = \Phi(-\beta) \tag{10.25}$$

由数理统计知识知道

$$\mu_M = \mu_R - \mu_S \tag{10.26}$$

$$\sigma_M = \sqrt{\sigma_R^2 + \sigma_S^2} \tag{10.27}$$

注意：式(10.27)成立是因为假设 R 与 S 无关。

下面举一些典型数据以便对 β 与 P_f、R_e 的关系有一个量级的基本概念，见表 10.1。

表 10.1　β 与 P_f、R_e 关系的典型值

β	0	0.5	1.0	1.5	2.0	2.5	3.0	4.0	5.0
P_f	0.5	0.308 5	0.158 7	0.066 8	0.022 8	0.006 2	0.001 4	.0^{4}327	.0^{6}3
R_e	0.5	0.691 5	0.841 3	0.933 2	0. 977 2	0.993 8	0.998 6	.9^{4}673	.9^{6}7

上表中 0^{4}327 =.000 032 7，.9^{4}673 =.999 967 3，其余按此类推。

至于式(10.25)的图像阐明则可见图 10.3。

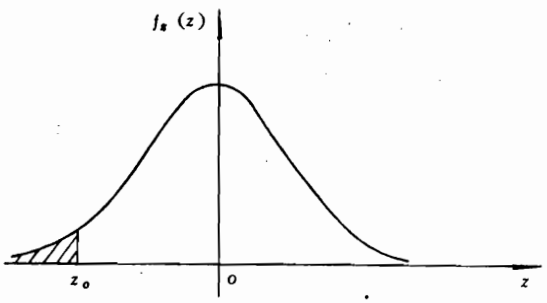


图 10.3　标准正态积分示意图

例 10.2　一元件安全系数 $f=1.5$，且认为原设计时的定值量强度与载荷均与 μ_R 与 μ_S 相当，且假设剩余强度系数 η 为 1，变量服从正态分布，元件强度的差异系数 $V_R=0.06$，载荷的差异系数 $V_S=0.12$，求 P_f 及 R_e（差异系数 V 的定义为：$V=\sigma/\mu$）。

解　因为 $f=1.5$，$\eta=1$，故 $\mu_R/\mu_S=1.5$。应用式(10.24)等得，

$$\begin{aligned}\beta &= (\mu_R-\mu_S)/\sqrt{\sigma_R^2+\sigma_S^2}\\ &= \mu_S(f-1)/\sqrt{V_R^2f^2\mu_S^2+V_S^2\mu_S^2}\\ &= (f-1)/\sqrt{V_R^2f^2+V_S^2}\\ &= 3.953\end{aligned}$$

所以　　$P_f=0.0^4387$，$R_e=0.9^4613$

若安全系数增加到 2，其他数据与条件不变，则可算得

$$\beta=5.893,\ P_f=0.0^8187,R_e=0.9^8813$$

(2) 安全余量函数为线性，式中含 n 个随机变量，变量可以相关，分布为正态分布情况

此时有

$$M=a_0+a_1X_1+a_2X_2+\cdots+a_nX_n \tag{10.28}$$

破坏面为

$$a_0+a_1X_1+a_2X_2+\cdots+a_nX_n=0 \tag{10.29}$$

是一个含 n 个自变量的超平面，其对应的破坏概率为

$$P_f=P(M\leqslant 0) \tag{10.30}$$

同样的视 M 为一广义变量，可得

$$P_f=\Phi(Z_0)=\Phi(-\beta) \tag{10.31}$$

式中 $\beta=\mu_M/\sigma_M$，此时，

$$\mu_M=a_0+a_1\mu_1+a_2\mu_2+\cdots+a_n\mu_n \tag{10.32}$$

$$\sigma_M^2 = \sum_{i=1}^{n} a_i^2\sigma_i^2 + \sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}\rho_{ij}a_ia_j\sigma_i\sigma_j \qquad (i \neq j) \tag{10.33}$$

式中 ρ_{ij} 为第 i 元与第 j 元的相关系数，通常，同一结构不同元件的强度变量之间是有正相关性的($\rho \approx 0.5 \sim 0.8$)。当假设各变量间无关时，式(10.33)可简化成下式

$$\sigma_M^2 = \sum_{i=1}^{n} a_i^2\sigma_i^2 \tag{10.34}$$

例 10.3 设有结构体系的一个破坏模式的破坏面表达如下，

$$M = R_1 + \frac{1}{\sqrt{2}}R_5 - S = 0$$

式中 R_1 与 R_5 为元件1和元件5的强度，S 为结构体系的外载，假设 R 与 S 无关，R_1 与 R_5 相关，且 $\rho_{15} = 0.7$，$\mu_{R1} = 200\ \text{N}$，$\mu_{R5} = 300\ \text{N}$，$\mu_S = 200\ \text{N}$，$V_S = 0.2$，$V_R = 0.1$，求 P_f 及 R。

解
$$\mu_M = \mu_{R1} + \frac{1}{\sqrt{2}}\mu_{R5} - \mu_S = 200 + \frac{300}{\sqrt{2}} - 200 = 222.1\ \text{N}$$

$$\sigma_M = [a_1^2\sigma_{R1}^2 + a_2^2\sigma_{R5}^2 + a_3^2\sigma_S^2 + \rho_{15}a_1a_2\sigma_{R1}\sigma_{R5} + \rho_{51}a_2a_1\sigma_{R5}\sigma_{R1}]^{\frac{1}{2}}$$
$$= [a_1^2\sigma_{R1}^2 + a_2^2\sigma_{R5}^2 + a_3^2\sigma_S^2 + 2\rho_{15}a_1a_2\sigma_{R1}\sigma_{R5}]^{\frac{1}{2}}$$

故有

$$\beta = 212.1/55.17 = 3.844$$
$$P_f = \Phi(-\beta) = .0^{4}608$$
$$R = .9^{4}392$$

现在再进一步把 β 的几何概念作一阐明。为了易于用图表示，用只含两个变量的破坏方程为例加以说明。对

$$M = R - S = 0 \tag{10.35}$$

做下述变换以把变量转为标准正态分布：

$$Z_R = \frac{R - \mu_R}{\sigma_R}, \quad Z_S = \frac{S - \mu_S}{\sigma_S} \tag{10.36}$$

把式(10.36)代入(10.35)式中，经整理得

$$M = R - S = \sigma_R Z_R - \sigma_S Z_S + (\mu_R - \mu_S) = 0 \tag{10.37}$$

方程(10.37)为线性方程，代表 $Z_R - Z_S$ 平面中一根直线，根据代数中点(原点)线距离公式得

$$d = \frac{\mu_R - \mu_S}{\sqrt{\sigma_R^2 + (-\sigma_S)^2}} = \frac{\mu_M}{\sigma_M} = \beta$$

以上参见图 10.4。

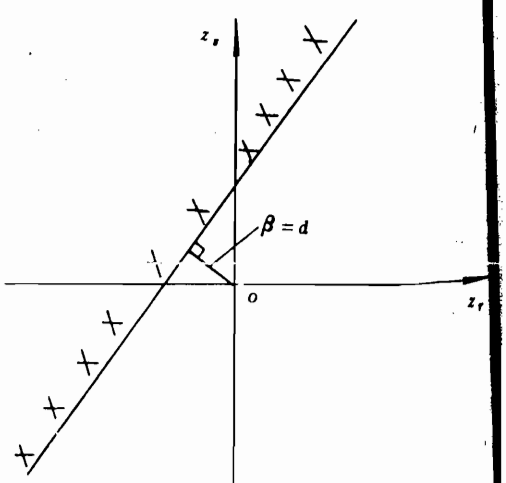


图 10.4 可靠度指标的几何意义

因此，当变量为 n 个，线性破坏面，正态分布时，β 为标准正态空间中原点到破坏超平面的距离。

例 10.4 图 10.5 所示一简单受拉杆，杆的外载 $\mu_P = 1\,000\ \text{N}$，$\sigma_P = 200\ \text{N}$，杆的强度为 $\mu_R = 2\,000\ \text{N}$，$\sigma_R = 200\ \text{N}$，两变量之间无关，且正态分布。求 P_f 及 R。

解 $M = R - P$

$$\mu_M = \mu_R - \mu_P = 2\,000 - 1\,000 = 1\,000\ \text{N}$$

$$\sigma_M = \sqrt{200^2 + 200^2} = 282.8\ \text{N}$$

$$\beta = 1\,000/282.8 = 3.536$$

$$P_f = 0.000\,20$$

$$R_e = 0.999\,80$$

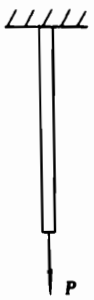


图 10.5　例 10.4 的受拉杆

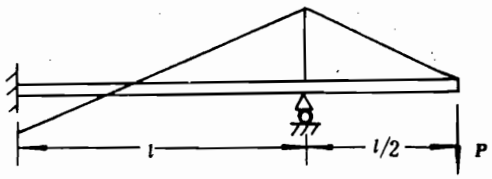


图 10.6　例 10.5 的梁

例 10.5　图 10.6 所示的一个一次静不定梁，梁为等断面，梁的最大弯矩 m_{max} 位于铰支处，用 m_F 表示梁截面的极限弯矩，变量间无关，正态分布。$\mu_P = 400\ \text{N}$，$\mu_L = 5\ \text{m}$，$\sigma_P = 100\ \text{N}$，$\sigma_L \approx 0$，$\mu_{m_F} = 2\,000\ \text{N}\cdot\text{m}$，$\sigma_{m_F} = 200\ \text{N}\cdot\text{m}$。求 β、P_f 及 R_e(只考虑最严重截面处)。

解　若 $m_{max} \geqslant m_F$，则梁破坏，故破坏面方程为：

$$f(P, m_F) = m_F - m_{max} = m_F - \frac{5}{2}P = 0$$

$$\mu_M = 2\,000 - \frac{5}{2} \times 400 = 1\,000\ \text{N}\cdot\text{m},$$

$$\sigma_M^2 = 200^2 + \left(-\frac{5}{2}\right)^2 \times 100^2 = 102\,500\ \text{N}^2\cdot\text{m}^2$$

$$\beta = 3.12, P_f = .0^3 9043, R_e = .9^3 0\,957$$

(3) 安全余量函数为非线性，式中含有 n 个随机变量，分布为正态分布的情况，此时，安全余量函数为

$$M = f(x_1, x_2, \cdots, x_n)$$

均值一次二阶矩法是把线性化点取在基本随机变量 X_i 的均值点 $\mu_{X_i} = (\mu_{X1}, \mu_{X2}, \cdots, \mu_{Xn})$ 上，于是安全余量为：

$$M \approx f(\mu_{X1}, \mu_{X2}, \cdots, \mu_{Xn}) + \sum_{i=1}^{n}(X_i - \mu_{Xi})\left(\frac{\partial f}{\partial X_i}\right)\mu_{Xi} \tag{10.38}$$

由式(10.38)分别求均值和方差的得：

$$\mu_M = f(\mu_{X1}, \mu_{X2}, \cdots, \mu_{Xn}) \tag{10.39}$$

$$\sigma_M^2 = \sum_{i=1}^{n}\sigma_{Xi}^2\left(\frac{\partial f}{\partial X_i}\right)^2\Bigg|_{\mu_X} + \sum_{i\neq j}^{n}\sum \text{Cov}(X_i, X_j)\left(\frac{\partial f}{\partial X_i}\right)_{\mu_X}\left(\frac{\partial f}{\partial X_j}\right)_{\mu_X} \tag{10.40}$$

式中 $\text{Cov}(X_i, X_j)$ 是 X_i 与 X_j 的协方差。

如果 X_i 和 X_j 都是互不相关的，则式(10.40)可简化为，

$$\sigma_M^2 = \sum_{i=1}^{n} \sigma_{X_i}^2 \left(\frac{\partial f}{\partial X_i} \right)^2 \mu_X \tag{10.41}$$

可靠性指标为：

$$\beta = \frac{\mu_M}{\sigma_M} \tag{10.42}$$

下面举例说明一次二阶矩法的应用并对其存在的问题加以讨论。

例 10.6 设圆形截面拉杆承受的拉力 P 为确定值，$P = 100.0$ kN，拉杆材料的屈服强度 σ_y 及直径 d 为随机变量，它们的均值和标准差为：$\mu_{\sigma_y} = 290.0$ MPa，$\sigma_{\sigma_y} = 25.0$ MPa，$\mu_d = 3 \times 10^{-2}$ m，$\sigma_d = 3 \times 10^{-3}$ m

求此拉杆的可靠性指标 β 及失效概率。

解 首先，建立用载荷表示的安全裕度

$$M = f(\sigma_y, d) = \frac{\pi}{4} d^2 \sigma_y - P$$

线性化的安全裕度

$$M = f(\sigma_y, d) = \left(\frac{\pi}{4} \mu_d^2 \mu_{\sigma_y} - P \right) + (d - \mu_d) \left(\frac{\partial f}{\partial d} \right)_{\mu_{Xi}} + (\sigma_y - \mu_{\sigma_y}) \left(\frac{\partial f}{\partial \sigma_y} \right) \mu_{Xi}$$

式中

$$\left(\frac{\partial f}{\partial d} \right)_{\mu_{Xi}} = \frac{\pi}{2} \mu_d \mu_{\sigma_y}$$

$$\left(\frac{\partial f}{\partial \sigma_y} \right)_{\mu_{Xi}} = \frac{\pi}{4} \mu_d^2$$

根据式(10.39)及式(10.41)，有

$$\mu_M = 1\,049.9$$

$$\sigma_M = 446.4$$

可靠性指标

$$\beta = 2.35$$

则：失效概率为

$$P_f = 1 - \Phi(2.35) = 0.009\,4$$

其次，建立用应力表示的安全裕度

$$M = f(\sigma_y, d) = \sigma_y - \frac{4d}{\pi d^2}$$

用与载荷表示的安全裕度相同的方法得 $\beta = 3.93$，$P_f = 0.000\,1$。

从以上可知，对于同一非线性问题，所取的安全余量函数的表达式不同，用 FOSM 方法所求的可靠性指标差别很大，这是均值一次二阶矩法存在的严重问题，为了克服此项缺点，人们提出了改进的一次二阶矩法(AFOSM)。

3. 改进的一次二阶矩法 AFOSM(Advanced First-order Second Momend Method)

该方法是 Hasofer 与 Lind 在 1974 年提出的，其基本概念如下：从标准正态空间的原点，做一系列半径在逐渐增大的超球面，它们与破坏面接触的那一点即为设计点 A，从 A 点做破坏面的切超平面，则原点到此超平面的距离即为可靠性指标(图 10.7)。

具体算法主要包括以下几个步骤：

(1) 把基本随机变量 X_i 作线性变换转成标准正态随机变量 Z_i，此时有

$$Z_i = \frac{X_i - \mu_{Xi}}{\sigma_{Xi}} \qquad (i = 1,2,\cdots,n) \tag{10.43}$$

$$\mu_{zi} = 0 \qquad \sigma_{zi} = 1 \qquad (i = 1,2,\cdots,n) \tag{10.44}$$

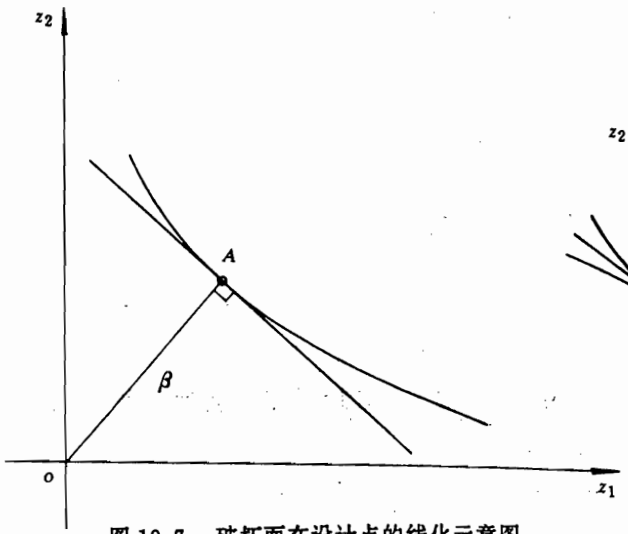


图 10.7　破坏面在设计点的线化示意图

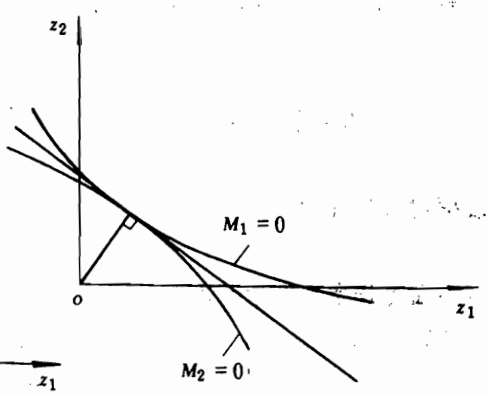


图 10.8　安全余量方程为超曲面时的可靠度指标示意图

(2) 用迭代法逐步求得真正的 β 值，当破坏超平面的曲率不大时，则不管此超平面（用 S_x 表示）位于切超平面（用 P_x 表示）的左下侧还是右上侧，从原点到 P_x 的距离（β）恒小于从原点到超平面 S_x 上任何其他点的连线（射线）长度，见图 10.8，故有

$$\beta = \min_{\bar{z} \in S_x} \left(\sum_{i=1}^{n} z_i^2 \right)^{\frac{1}{2}} \tag{10.45}$$

$$\sum_{i=1}^{n} \alpha_i^2 = 1 \tag{10.46}$$

$$\alpha_i = -\frac{\partial f(\bar{z})}{\partial z_i} \frac{1}{K} \tag{10.47}$$

常数 K 可由式(10.46,10.47) 求得，即

$$K = \left(\sum_{i=1}^{n} \left(\frac{\partial f(\bar{z})}{\partial z_i} \right)^2 \right)^{\frac{1}{2}} \tag{10.48}$$

式中 $f(\bar{z})$ 可由 $f_0(X)$ 通过变量代换求得，且令

$$f(\bar{z}) = f_1(z_1, z_2, \cdots, z_n) + z_0 \tag{10.49}$$

式中 z_0 为常数项，据 n 维向量代数与解析几何得

$$\beta = \frac{-z_0}{f_1(\alpha_i)} \tag{10.50}$$

此时 $f_1(\alpha_i)$ 代表在 $f_1(Z)$ 中用 α_i 代 Z_i，用 $\beta\alpha_i\alpha_j$ 代 Z_iZ_j（注意 $Z_i = \beta\alpha_i$）。具体解题时，建议原始

数据 β^0 及 a^0 用下述方法取

$$\beta^{(0)} \approx 3 \sim 4$$

$$|\alpha_1^{(0)}| = |\alpha_2^{(0)}| = \cdots = |\alpha_n^{(0)}| = \frac{1}{\sqrt{n}}$$

a_i 的正负号取法的一般原则是对于载荷取正，对于强度与几何变量取负。

由 $\beta^{(0)}$ 及 $a_i^{(0)}$ 算得 $\partial f(Z)/\partial Z_i$，即可算得 $a_i^{(1)}$，再由式(10.50)算得 $\beta^{(1)}$，以后按此类推。

例 10.7 一个梁仍如例 10.5，但现讨论其刚度可靠性。梁的最大 δ_{max} 位于外载作用处，规定许可位移为$[\delta] = 1/30$，$\mu_E = 2 \times 10^7$，$\sigma_E = 0.5 \times 10^7$，$\mu_I = 10^{-4}$，$\sigma_I = 0.2 \times 10^{-4}$（I 为梁截面的惯性矩）。求 β，P_f，R_c。

解 由材料力学知，该梁的最大挠度为

$$\delta_{max} = \frac{5}{48}\frac{PL^3}{EI}$$

由于 $\sigma_L \approx 0$，L 可看做定值量，$[\delta]$ 也为定值量，故破坏面方程为

$$M = [\delta] - \delta_{max} = 0$$

把数据代入整理得

$$f_0(E,I,P) = EI - 78.12P = 0$$

此破坏面方程含有 3 个随机变量 E、I、P，且为一个二次方程，因此首先得把变量做下述线性变换以变成标准正态分布变量，

$$Z_1 = \frac{I - \mu_I}{\sigma_I}, \quad Z_2 = \frac{E - \mu_E}{\sigma_E}, \quad Z_3 = \frac{P - \mu_P}{\sigma_P}$$

代入上式得

$$f(z) = 0.2Z_1 + 0.25Z_2 + 0.05Z_1Z_2 - 0.039\,1Z_3 + 0.843\,8 = 0$$

对于本例，用公式(10.47)与(10.50)得

$$\left.\begin{aligned} \beta &= \frac{-0.843\,8}{0.2\alpha_1 + 0.25\alpha_2 + 0.05\beta\alpha_1\alpha_2 - 0.039\,1\alpha_3} \\ \alpha_1 &= -\frac{1}{K}(0.2 + 0.05Z_2) = -\frac{1}{K}(0.2 + 0.05\beta\alpha_2) \\ \alpha_2 &= -\frac{1}{K}(0.25 + 0.05\beta\alpha_1) \\ \alpha_3 &= \frac{1}{K}0.039\,1 \end{aligned}\right\}$$

具体迭代情况见表 10.2。

表 10.2 B 迭代表

	原始数据	迭代次数				
		1	2	3	4	5
β	3	3.62	3.51	3.36	3.30	3.29
α_1	− 0.58	− 0.53	− 0.33	− 0.23	− 0.19	− 0.18
α_2	− 0.58	− 0.82	− 0.91	− 0.95	− 0.97	− 0.97
α_3	− 0.58	0.22	0.23	0.19	0.18	0.17

迭代到第五次时，由于与第四次迭代相对差值已很小，可认为已收敛。故最终可得

$$\beta = 3.29$$

设计点 A 的坐标为

$$A = 3.29\{-0.18,\quad -0.97,\quad 0.17\}$$
$$= \{-0.59,\quad -3.19,\quad 0.56\}$$

此时有

$$P_f = .0^{3}50,\quad R_s = 0.999\,50$$

当超平面破坏面的曲率较大时，上述近似公式的误差就大，此时最好采用其他方法。

4. JC 法

前面介绍了求结构可靠性指标中的两种最简单的方法，即均值一次二阶矩法和改进的一次二阶矩法。由于改进的一次二阶矩法克服了均值一次二阶矩法存在的缺点，因而得到了广泛的应用。其主要优点是在基本变量的分布未知时，仅知道其均值与标准差，就可确定可靠性指标 β。而其缺点是，求得的 β 值只有在基本变量服从正态分布且具有线性的极限状态方程时，才是精确的。

作为一种近似方法，当极限状态方程的非线性程度较低，失效曲面接近于平面时，改进的一次二阶矩法还是可以采用的。但实际工程中并不是所有的变量都是正态分布的，为了解决这个问题，拉克维茨和菲斯勒提出了一种适合非正态分布的求解可靠性指标 β 的方法。该法已被国际结构安全度联合委员会(JCSS) 所采用，故称 JC 法。本法提供了通过当量正态化的方法，把非正态变量转换为正态变量的近似方法。

(1) JC 法的基本思路

① 当量正态化条件。在设计验算点 X^{A} 处，把非正态变量 X 转换成正态变量 X'，并符合如下两个条件：第一，在设计验算点 X^{A} 处，正态变量 X' 的分布函数 $F_{X'}(X^{A})$ 与非正态变量 X 的分布函数 $F_X(X^{A})$ 相等，即 $F_{X'}(X^{A}) = F_X(X^{A})$，第二，在设计验算点 X^{A} 处，正态变量 X' 的密度函数 $f_{X'}(X^{A})$ 与非正态变量 X 的密度函数 $f_X(X^{A})$ 相等，即：$f_{X'}(X^{A}) = f_X(X^{A})$。

变量 X' 称为非正态变量 X 相对于 X^{A} 处的当量正态变量，见图 10.9。

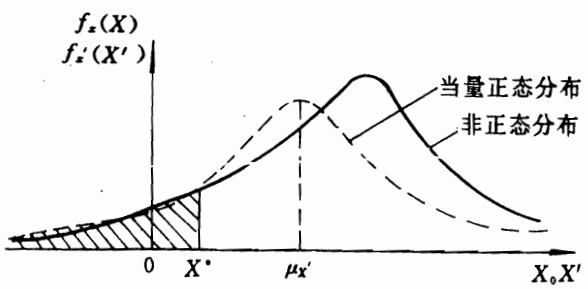


图 10.9　JC 法的基本思路示意图

② 可靠性指标 β 的求解过程。首先根据当量正态化条件，求出当量正态变量的均值 μ_X 和标准差 σ_X；其次，用改进的一次二阶矩法求可靠性指标 β 和失效概率 P_0。

(2) 求解当量正态变量的方法

利用当量正态化条件求当量正态变量的均值和标准差是 JC 方法的核心。下面分三种情况进行讨论。

① 一般非正态分布情况。利用当量正态化的第一条件，有

$$F_X(X^{*}) = \int_{-\infty}^{X^{*}} f_X(X)\mathrm{d}X = \int_{-\infty}^{X^{*}} f_X(X)\mathrm{d}X = \Phi\left(\frac{X^{*} - \mu_{X'}}{\sigma_{X'}}\right)$$

所以

$$\frac{X^* - \mu_{X'}}{\sigma_{X'}} = \Phi^{-1}[F_X(X^*)] \tag{10.51}$$

于是

$$\mu_{X'} = X^* - \Phi^{-1}[F_X(X^*)]\sigma_{X'} \tag{10.52}$$

利用当量正态化的第二条件，有

$$\begin{aligned} f_X(X^*) &= \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_X}\exp\left[-\frac{(X^* - \mu_{X'})^2}{2\sigma_{X'}^2}\right] \\ &= \frac{1}{\sqrt{2\pi}}e^{-\frac{(X^* - \mu_{X'})^2\sigma_{X'}^2}{2}}\frac{1}{\sigma_{X'}} = \varphi\left(\frac{X^* - \mu_{X'}}{\sigma_{X'}}\right)\frac{1}{\sigma_{X'}} \end{aligned} \tag{10.53}$$

式中 φ 表示标准正态分布概率密度函数。据式(10.51)有

$$f_X(X^*) = \frac{1}{\sigma_{X'}}\varphi\{\Phi^{-1}[F_X(X^*)]\} \tag{10.54}$$

于是

$$\sigma_{X'} = \frac{\varphi\{\Phi^{-1}[F_X(X^*)]\}}{f_X(X^*)} \tag{10.55}$$

② 对数正态分布情形。若 X 服从对数正态分布(参数为 μ 和 σ)，即 $\ln X$ 服从正态分布 $N(\mu,\sigma)$。根据这个特性，式(10.52)及式(10.55)可以简化为

$$\begin{aligned} \mu_{X'} &= X^* - \Phi^{-1}[F_X(X^*)]\sigma_{X'} \\ &= X^* - \Phi^{-1}\left[\Phi\left(\frac{\ln X^* - a}{\sigma}\right)\right]X^*\sigma_{\ln X} \\ &= X^* - \frac{\ln X^* - \mu_{\ln X}}{\sigma_{\ln X}} - X^*\sigma_{\ln X} \\ &= X^* - [\ln X^* - \mu_{\ln X}]X^* \\ &= X^*(1 - \ln X^* + \mu_{\ln X}) \\ &= X^*\left[1 + \ln\frac{\mu_X}{\sqrt{1 + CV_X^2}} - \ln X^*\right] \end{aligned} \tag{10.56}$$

$$\begin{aligned} \sigma_X &= \frac{\varphi\{\Phi^{-1}[F_X(X^*)]\}}{f_X(X^*)} \\ &= \frac{\varphi\left\{\Phi^{-1}\left[\Phi\left(\frac{\ln X^* - a}{\sigma}\right)\right]\right\}}{f_X(X^*)} \\ &= \frac{\varphi\left(\frac{\ln X^* - a}{\sigma}\right)}{f_X(X^*)} \\ &= \frac{\frac{1}{\sqrt{2\pi}}e^{-\frac{(\ln X^* - a)^2}{2\sigma^2}}}{\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma X^*}e^{-\frac{(\ln X^* - a)^2}{2\sigma^2}}} \\ &= X^*\sigma_{\ln X} = X^*\sqrt{\ln(1 + CV_X^2)} \end{aligned} \tag{10.57}$$

③ 极限状态函数为线性的情形。如果极限状态函数是线性的，由式(10.32)与式(10.33)可得

$$\beta=\frac{a_0+\sum_{i=1}^{n}a_i\mu_{X'}}{\left[\sum_{i=1}^{n}(a_i\sigma_{X'})^2\right]^{1/2}} \tag{10.58}$$

④ 一般情形的计算程序。对于非正态变量 X_i，以当量正态变量 X'_i 的统计参量 μ'_{Xi}、σ'_{Xi} 代替它的统计参数 μ_{Xi}、σ_{Xi} 之后，就可用改进的一次二阶矩法求可靠性指标 β。综上所述，对极限状态函数中包含多个正态或非正态变量的一般情形，只要知道各基本变量的概率分布类型及统计参数，可采用迭代方法计算可靠性指标 β 及设计验算点的坐标值。计算程序大致如下所述。

a. 已知条件为：基本随机变量 $X_i(i=1,2,\cdots,n)$ 的概率分布类型及统计参数 μ_{Xi}、σ_{Xi}，极限状态方程 $f(X_1,X_2,\cdots,X_n)=0$。设定设计验算点 A 的坐标 $X_i^{A(0)}$ 的初始值，一般取 $X_i^{A(0)}=\mu_{Xi}$。

b. 通过当量正态化方法，求得 X_i 对应于 $X_i^{A(k)}$ 的当量正态变量 X'_i 的 $\mu_{Xi'}$、$\sigma_{Xi'}$。

c. 用相应的标准正态变量 Z_i 表示 X'_i

$$X'_i=\sigma_{Xi'}Z_i+\mu_{Xi'} \tag{10.59}$$

用 X'_i 替换极限状态方程中的 X_i，此时极限状态方程变为

$$f(\sigma_{X1'}Z_1+\mu_{X1},\sigma_{X2'}Z_2+\mu_{X2'},\cdots,\sigma_{Xn'}Z_n+\mu_{Xn'})=0$$

$$f(\sigma_{Xi}Z_1+\mu_{Xi},\sigma_{X2'}Z_2+\mu_{X2'},\cdots,\sigma_{Xn'}Z_n+\mu_{Xn'})=0$$

d. 令 $X_i^{A(k)}=\sigma_{Xi'}Z_i+\mu_{Xi'}$ 求得对应的 $Z_i^{A(k)}$，利用式(10.45)、(10.47)及(10.48)求得 $\beta^{(k)}$ 和 $\alpha_i^{(k)}$。

e. 应用改进的一次二阶矩法求得 $\beta^{(k+1)}$ 和 $\alpha_i^{(k+1)}$

f. 若 $\beta^{(k)}$ 与 $\beta^{(k+1)}$ 相差很小，则 $\beta^{(k+1)}$ 被认为是最终的可靠性指标，这时转 *g*，否则令

$$X_i^{A(k)}=\sigma_{Xi'}\beta^{(k+1)}\alpha^{(k+1)}+\mu_{Xi'}$$

且 $k+1\Rightarrow k$，返回 *b*。

g. 设计点坐标为 $X_i^A=\mu_{Xi'}-\sigma_{Xi'}\beta^{(k+1)}\alpha^{(k+1)}$。

需要指出的是，由于当量正态变量是相对于 $X_i^{A(k)}$ 的，因此整个迭代过程中 $\mu_{Xi'}$ 和 $\sigma_{Xi'}$ 也是变化的。

例 10.8 求某一承受固定载荷和活动载荷的轴心受压柱的可靠性指标 β。

解 固定载荷产生的轴向力 N_1 服从正态分布，活动载荷产生的轴向力 N_2 服从极值 I 型分布，柱截面的承载能力 R 服从对数正态分布，各基本变量的统计参数为：

$$\mu_{N1}=5.3\times10^4\ \text{N}\qquad V_{N1}=0.07\qquad \sigma_{N1}=0.37\times10^4\ \text{N}$$

$$\mu_{N2}=7.0\times10^4\ \text{N}\qquad V_{N2}=0.29\qquad \sigma_{N2}=2.03\times10^4\ \text{N}$$

$$\mu_R=30.92\times10^4\ \text{N}\qquad V_R=0.17\qquad \sigma_R=5.26\times10^4\ \text{N}$$

极限状态方程为：

$$M=f(N_1,N_2,R)=R-N_1-N_2=0$$

R 的正态当量化：取 $R^{A(0)}=\mu_R$，则由式(10.56)得，$\mu_{R'}=30.48\times10^4$ N，由式(10.55)得，$\sigma_{R'}=5.22\times10^4$ N；N_2 的当量正态化：取 $N_2^{A(0)}=\mu_N$，由式(10.55)得

$$\sigma_{N_2'}=\frac{\varphi\{\Phi^{-1}[F_{N2}(N_2^{A(0)})]\}}{f_{N_2}(N_2^{A(0)})}$$

由式(10.52)得：

$$\mu_{N'_2} = N_2^{A(0)} - \Phi[F_{N2}(N_2^{A(0)})]\sigma_{N2'}$$

其中

$$F_{N2}(N_2^{A(0)}) = \exp[-\exp(-y)]$$

$$f_{N2}(N_2^{A(0)}) = \frac{1}{a}\exp(-y)\exp[-\exp(y)]$$

而

$$a = 1.583 \times 10^4$$

$$y = \frac{1}{a}(N_2^{A(0)} - \mu) = 0.577$$

因此，

$$\mu = \mu_{N_2} = 6.087 \times 10^4$$

$$F_{N2}(N_2^{A(0)}) = 0.570\,1$$

$$f_{N2}(N_2^{*(0)}) = 0.202\,4$$

进而得

$$\sigma_{N2'} = 1.940 \times 10^4\ \mathrm{N}$$

$$\mu_{N2'} = 6.657 \times 10^4\ \mathrm{N}$$

令 $Z_1 = \dfrac{N_1 - \mu_{N1}}{\sigma_{N1}}$ $Z_2 = \dfrac{N'_2 - \mu_{N2'}}{\sigma_{N2'}}$ $Z_3 = \dfrac{R' - \mu_{R'}}{\sigma_{R'}}$

代入 $R - N_1 - N_2 = 0$ 得到新的破坏面方程为

$$f(\overline{Z}) = \sigma_{R'}Z_3 - \sigma_{N1'}Z_1 - \sigma_{N2'}Z_2 + (\mu_{R'} - \mu_{N1'} - \mu_{N2'}) = 0$$

由于上面的方程为非线性方程，需要用迭代法求 $\beta^{(1)}$ 及 $\alpha_i^{(1)}$。

$$\frac{\partial f(\overline{Z})}{\partial Z_1} = -\sigma_{N1'}, \quad \frac{\partial f(\overline{Z})}{\partial Z_2} = -\sigma_{N2'}, \quad \frac{\partial f(\overline{Z})}{\partial Z_3} = \sigma_{R'}$$

故

$$\alpha_1^{(1)} = \frac{\sigma_{N1'}}{\sqrt{\sigma_{N1'}^2 + \sigma_{N2'}^2 + \sigma_{R'}^2}} = 0.066, \quad \alpha_2^{(1)} = \frac{\sigma_{N2'}}{\sqrt{\sigma_{N1'}^2 + \sigma_{N2'}^2 + \sigma_{R'}^2}},$$

$$\alpha_3^{(3)} = \frac{-\sigma_{R'}}{\sqrt{\sigma_{N1'}^2 + \sigma_{N2'}^2 + \sigma_{R'}^2}}$$

$$\beta^{(1)} = \frac{\mu_{R'} - \mu_{N1'} - \mu_{N2'}}{\sqrt{\sigma_{R'}^2 + \sigma_{N1'}^2 + \sigma_{N2'}^2}} = 3.320$$

于是新的验算点为：$R^{A(1)} = \mu_{R'} + \sigma_{R'}\beta^{(1)}\alpha_3^{(1)} = 14.279 \times 10^4$ N，同理，

$$N_1^{A(1)} = 5.381 \times 10^4\ \mathrm{N}, \quad N_2^{A(2)} = 8.898 \times 10^4\ \mathrm{N}$$

再进行第二次迭代(从变量的正态当量化开始)

R 的正态当量化参数为

$$\mu_{R'} = 25.103 \times 10^4\ \mathrm{N}, \quad \sigma_{R'} = 2.413 \times 10^4\ \mathrm{N};$$

N_2 的当量正态化参数为

$$\mu_{N2'} = 6.219 \times 10^5\ \mathrm{N}, \quad \sigma_{N2'} = 2.647 \times 10^5\ \mathrm{N}$$

可靠性指标为 $\beta^{(2)}=3.773$

$$\alpha_1^{(2)}=0.102\,8,\quad \alpha_2^{(2)}=0.735\,3,\quad \alpha_3^{(3)}=-0.670\,0$$

新的验算点为：

$$R^{A(2)}=19.002\times10^4\,\mathrm{N},\quad N_1^{A(2)}=5.444\times10^4\,\mathrm{N},N_2^{A(2)}=13.563\times10^4\,\mathrm{N}$$

按上述步骤经迭代，最后求得可靠性指标及设计点的值为

$$\beta=3.583$$

$$R^A=0.214\,6\ \mathrm{MN}$$

$$N_1^A=0.038\ \mathrm{MN}$$

$$N_2^A=0.160\,8\ \mathrm{MN}$$

三、结构系统可靠性分析方法概述

在本节的第二项中阐述了结构可靠性分析的一些基本方法。这些方法都是针对由一个极限状态函数定义的单个失效模式的情况。但实际工程结构都非常复杂，由许多构件组成，而每个构件又有许多截面，因此结构同时有着可能导致系统失效的彼此有联系的多个失效模式。另外，对于大型复杂结构，每个失效模式中都可能存在着若干失效元件。显然，简单的应用第二项中给出的方法解决结构系统可靠性评价问题是不行的。严格的讲，前面方法只能解决元件的可靠性评价问题。因此，研究结构系统可靠性评价问题是非常重要的，也是具有实际意义的。

1. 结构系统失效模式及其安全余量函数

对于结构系统而言，由于其元件间连接关系复杂，所以较难象一般系统那样简化成串、并联系统及其组合形式。一般的，结构系统的可靠性可通过失效模式的形式来预测。但对于一个结构系统而言，可能的失效模式非常多，要想把所有失效模式都考虑进去，常常是不可能的。通过具体分析发现，在众多的失效模式中，只有少数模式对结构系统失效概率的贡献大，而大多数模式的贡献小。这种对结构失效概率有明显影响的失效模式即所谓主要失效模式。显然，寻找主要失效模式是计算结构系统失效概率的一个十分重要的内容。从 70 年代末开始，各国学者提出了一系列寻找主要失效模式的方法，如日本学者室津义定提出的分枝界限法(Branch and Bound Method)、丹麦学者 P. Thoft Christensen 提出的 β 分枝法(β－Unzipping Method)以及美国学者 Fred Moses 提出的后经冯元生教授等人发展的基于增量载荷概念的优化准则等等。这些方法本身都较复杂，本书限于篇幅，不对这些方法作介绍，如果读者感兴趣，请参考相应的文献，本书所介绍的内容相当于结构主要失效模式已经找到以后的内容，例题中所涉及的失效模式是事先给定的或经过一个简单的判断而获得的。

下面我们主要介绍一下如何求得结构失效模式的安全余量函数，这也是结构系统可靠性分析中一个最基本的问题。

由于本节的目的仅仅是介绍结构系统可靠性分析的基本概念，所以我们假定本节的所有结构材料是理想塑性材料，至于其他情况请读者阅读相应的专著。

下面先介绍一个 Fred Moses 增量载荷法的概念。

(1) 给结构增加第一级增量载荷 S_1(外载从 0 增加到 S_1)使结构系统所关心失效模式的第一个元件达到临界(元件的内力等于强度)状态。

(2) 给残余结构(去掉第一级失效元件后)增加第二级增量载荷 S_2 使失效模式中的第二个元件达到临界状态。

(3) 继续给残余结构(取掉第一、二级失效元件后)加增量载荷 $S_3, S_4, \cdots, S_m$ 直至结构系统按该失效模式发生破坏为止。

(4) 该失效模式所对应的结构系统的强度为

$$R_S = \sum_{i=1}^{m} S_i \tag{10.60}$$

若结构只有一个广义外载 S(随机变量),则该失效模式的安全余量为

$$M = R_S - S \tag{10.61}$$

式(10.60)中的 S_i 可用下面的线性方程组求得:

$$\left.\begin{aligned} R_1 &= a_{11}S_1 \\ R_2 &= a_{21}S_2 + a_{22}S_2 \\ &\vdots \\ R_m &= a_{m1}S_1 + a_{m2}S_2 + \cdots + a_{mm}S_m \end{aligned}\right\} \tag{10.62}$$

式中,$R_i (i = 1,2,\cdots,m)$ 表示所研究失效模式中第 i 个失效元件的强度随机变量,$a_{ij} (i,j = 1,2,\cdots,m)$ 是当 $S_i = 1$ 时第 i 个失效元件的内力,可由一般结构力学或有限元法求得。

求得 S_i 后代入式(10.60)及式(10.61)得

$$M = \sum_{i=1}^{m} C_i R_i - S \tag{10.63}$$

这就是当只有一个广义外载时,结构系统强度失效模式的安全余量函数的一般形式,是基本随机变量(结构元件的强度和载荷)的线性函数。

例 10.9 如图 10.10 所示的理想塑性元件所构成的 5 杆一次静不定桁架结构。设各杆材料相同,其面积为 $A_1 = A_2 = A_3 = A, A_4 = A_5 = \sqrt{2}A$。求其失效模式 1 - 5 的安全余量函数。

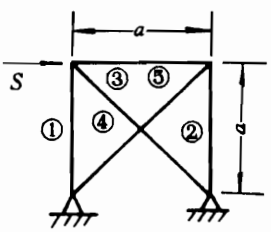


图 10.10 例(10.9)中的一次静不定桁架结构

解 应用单位载荷法(材料力学和结构力学的基本方法之一),求得桁架在单位外载时各元件的内力如下:

$$\{a_{i1}\} = \left\{\frac{4}{7}, -\frac{3}{7}, -\frac{3}{7}, -\frac{4}{7}\sqrt{2}, \frac{3}{7}\sqrt{2}\right\}$$

在杆 1 达到临界状态后,取掉杆 1,计算残余结构在单位外载($S_1 = 1$)时各元件的内力如下

$$\{a_{i2}\} = \{1, -1, -1, 0, \sqrt{2}\}$$

由方程(10.62)得

$$R_1 = \frac{4}{7}S_1$$

$$R_5 = \frac{3}{7}\sqrt{2}S_1 + \sqrt{2}S_2$$

解之得:

$$S_1 = \frac{7}{4}R_1$$

$$S_2 = \frac{R_5}{\sqrt{2}} - \frac{3}{4}R_1$$

故

$$M = \sum_{i=1}^{2} S_i - S = R_1 + \frac{R_5}{\sqrt{2}} - S$$

由于该结构比较典型，下面对它的失效模式情况作一简单分析，以便对结构系统失效模式的概念有一个更加深入的理解。

根据传力分析，图 10.11 所示结构可以等效成如下两个子结构。

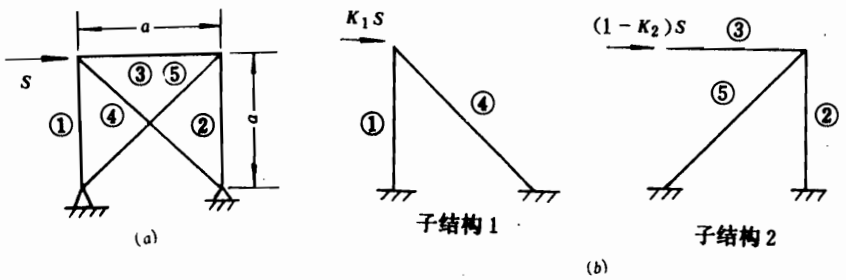


图 10.11　5 杆桁架结构及其等效($S = P_1 + P_2$) 子结构

很明显，只有当两个子结构都不能传递载荷时结构才失效，而两个子结构由于是静定结构，只要有一个元件失效，子结构就会失效。因此，整个结构共有 6 个失效模式，1－3，1－2，1－5，4－3，4－2，4－5，结构的失效树如图 10.12 所示。

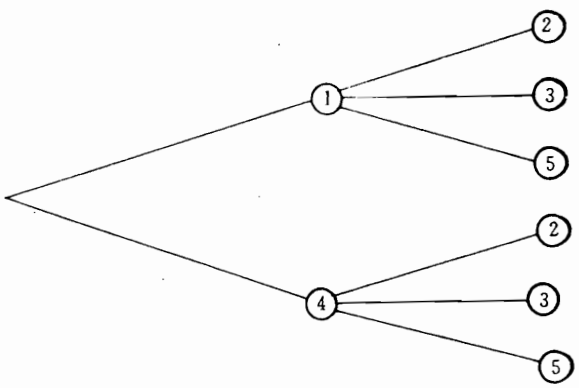


图 10.12　5 杆桁架结构的失效树

6 个失效模式每一个都可以象模式 1－5 一样求得其安全余量函数。

$$M_1 = R_1 + R_3 - S$$

$$M_2 = R_1 + R_2 - S$$

$$M_3 = R_1 + \frac{R_5}{\sqrt{2}} - S$$

$$M_4 = \frac{R_4}{\sqrt{2}} + R_3 - S$$

$$M_5 = \frac{R_4}{\sqrt{2}} + \frac{R_5}{\sqrt{2}} - S$$

2. 结构系统失效概率的计算方法

结构系统的一个失效模式相当于结构失效的一种模式，而当结构中至少有一个失效模式失效，结构都会发生失效，因此，结构失效模式对于结构系统失效而言是串联的。

设 E_i 表示结构系统中第 i 个失效模式失效这样一个随机事件，则对于 m 个失效模式的结构系统而言，

$$P_{fs} = P(E_1 \cup E_2 \cdots \cup E_m) \tag{10.64}$$

式中，P_{fs} 表示结构系统失效概率。

公式(10.64) 是计算结构系统失效概率的一般表达式。

根据概率论的基本公式，式(10.64)可以写成如下展开式

$$P_{f_s}=\sum_{i=1}^{m}P_i-\sum_{i=1}^{m-1}\sum_{i<j}^{m}P_{ij}+\sum_{i=1}^{m-2}\sum_{i<j}^{m-1}\sum_{i<k}^{m}P_{ijK}+(-1)^{m-1}P_{ijK,\cdots m} \tag{10.65}$$

式中

$$P_i=P(E_i)=P[M_i\leqslant 0]$$

$$P_{ij}=P(E_i\cap E_j)=P[(M_i\leqslant 0)\cap(M_j\leqslant 0)]$$

$$\vdots$$

$$P_{ijK,\cdots m}=P[E_i\cap E_j\cap E_k\cdots\cap E_m]$$

$$=P[(M_1\leqslant 0)\cap(M_2\leqslant 0)\cap(M_3\leqslant 0)\cdots\cap(M_m\leqslant 0)]$$

显然，P_i 可用前面介绍的结构元件的可靠度计算公式求得；但 $P_{ij},P_{ijk},\cdots,P_{ij\cdots m}$ 必须用相应的二维、三维 $\cdots m$ 维联合概率密度函数的积分才能求得。由于计算工作量太大，这是不现实的。

目前，流行的方法是将式(10.65)中的一些高阶项忽略，求得 P_{f_s} 的上下界。其中应用最广泛的是 O. Ditlevsen 的二阶窄边界法，其特点是忽略了式(10.65)中的三阶以上的项。

由于推导过程较为复杂，本书仅给出最后的结果，

$$P_{f_s}^{(L)}\leqslant P_{f_s}\leqslant P_{f_s}^{(U)} \tag{10.66a}$$

其中，

$$P_{f_s}^{(U)}=\sum_{i=1}^{m}P_i-\sum_{i=2}^{m}\max_{j<i}(P_{ij}) \tag{10.66b}$$

$$P_{f_s}^{(L)}=P_1+\sum_{i=2}^{m}\max\left(P_i-\sum_{j=1}^{i-1}P_{ij},0\right) \tag{10.66c}$$

而 P_{ij} 可用下式计算

$$P_{ij}^{(L)}\leqslant P_{ij}\leqslant P_{ij}^{(U)} \tag{10.67a}$$

$$P_{ij}^{(U)}=\Phi(-\beta_i)\Phi\left[\frac{\beta_j-\rho_{ij}\beta_i)}{\sqrt{1-\rho_{ij}^2}}\right]+\Phi(-\beta_j)\Phi\left[-\frac{\beta_i-\rho_{ij}\beta_j}{\sqrt{1-\rho_{ij}}}\right] \tag{10.67b}$$

$$P_{ij}^{(L)}=\max\left[\Phi(-\beta_i)\Phi\left[-\frac{\beta_j-\rho_{ij}\beta_i}{\sqrt{1-\rho_{ij}^2}}\right],\ \Phi(-\beta_j)\Phi\left[-\frac{\beta_i-\rho_{ij}\beta_j}{\sqrt{1-\rho_{ij}^2}}\right]\right] \tag{10.67c}$$

式中，$\beta_i(i=1,2,\cdots,m)$ 是第 i 个失效模式的可靠性指标，其可用前面介绍的元件可靠度计算方法求得；ρ_{ij} 为失效模式 i 和 j 间的相关系数。下面说明其求解方法。

由式(10.63)，结构的第 i 个和第 j 个失效模式的安全余量函数分别可写成：

$$M_i=a_{i0}+a_{i1}X_1+a_{i2}X_2+\cdots+a_{in}X_n \tag{10.68a}$$

$$M_j=b_{i0}+b_{i1}X_1+b_{i2}X_2+\cdots+b_{in}X_n \tag{10.68b}$$

式中 $X_i(i=1,2,3,\cdots,n)$ 是结构中的第 i 个基本随机变量。根据概率论的基本知识

$$\rho_{ij}=\rho[M_i,M_j]=\frac{\mathrm{Cov}[M_i,M_j]}{\sqrt{D(M_i)D(M_j)}} \tag{10.69a}$$

式中 $D(M_i),D(M_j)$ 分别是随机变量 M_i 和 M_j 的方差，$\mathrm{Cov}(M_i,M_j)$ 是 M_i 和 M_j 的协方差，由方差和协方差的基本性质得：

$$D(M_i)=\sum_{k=1}^{n}\sum_{l=1}^{n}a_{ik}a_{il}\mathrm{Cov}(X_k,X_l) \tag{10.69b}$$

$$\mathrm{Cov}[M_i,M_j]=\sum_{k=1}^{n}\sum_{l=1}^{n}a_{ik}b_{jl}\mathrm{Cov}(X_k,X_l) \tag{10.69c}$$

其中，$\mathrm{Cov}(X_k,X_l)$ 是基本随机变量 X_k 和 X_l 间的协方差，它可由下式进行计算，

$$\mathrm{Cov}(X_k,X_l)=\begin{cases}D(X_k) & \text{当 } k=l \text{ 时}\\ \rho_{X_k,X_l}\sqrt{D(X_k)D(X_l)} & \text{当 } k\neq l \text{ 时}\end{cases} \tag{10.70}$$

ρ_{X_k,X_l} 是 X_k 和 X_l 之间的相关系数，通常是已知的，$D(X_k)(k=1,2,3,\cdots,n)$ 是基本随机变量的方差，也是已知量。

例 10.10 如图 10.13 所示的 10 杆桁架结构，各杆的强度分为两组 $\mu_{R1}^{+}=\mu_{R2}^{+}=\cdots\mu_{R6}^{+}=20$，$\mu_{R1}^{-}=\mu_{R2}^{-}=\cdots=\mu_{R6}^{-}=10$，$\mu_{R7}^{+}=\mu_{R8}^{+}=\mu_{R9}^{+}=\mu_{R10}^{+}=5$，$\mu_{R7}^{-}=\mu_{R8}^{-}=\mu_{R9}^{-}=\mu_{R10}^{-}=2.5$（“+”表示拉强度而“−”表示压强度），$\mu_s=1.5$，元件的差异系数 $V_R=0.05$，外载 S 的差异系数为 0.2，由文献[33]方法，该结构系统主要有三个主要失效模式，分别为 10−4，10−9，8−7，由前面的安全余量函数的求解方法可得：

$$M_1=0.333\,0R_4^{-}+0.277\,7R_{10}^{-}-S$$

$$M_2=0.556\,0R_9^{+}+0.556\,0R_{10}^{-}-S$$

$$M_3=0.556\,0R_7^{+}+0.556\,0R_8^{-}-S$$

由 FOSM 法得（由于安全余量函数是基本随机变量的线性函数，因此，FOSM 和 AFOSM 法的结果相同）

$$\beta_1=4.437,P_1=4.562\times10^{-6};$$

$$\beta_2=\beta_3=4.944,P_2=P_3=3.828\times10^{-7}$$

模式间的相关系数为：$\rho_{12}=0.733\,7$，$\rho_{13}=0.714\,5$，$\rho_{23}=0.674\,4$，再由式(10.67a)得：

$$0.469\,3\times10^{-7}\leqslant P_{12}\leqslant0.848\,1\times10^{-7}$$

$$0.375\,2\times10^{-7}\leqslant P_{13}\leqslant0.631\,4\times10^{-7}$$

$$0.056\,0\times10^{-7}\leqslant P_{23}\leqslant0.112\,0\times10^{-7}$$

由式(10.66a)～(10.66c)得：

$$5.180\times10^{-6}\leqslant P_{fs}\leqslant5.238\times10^{-6}$$

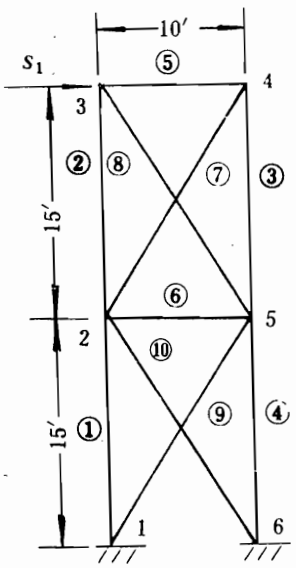


图 10.13 10 杆桁架结构

应当指出的是，目前国内外已经发展了许多计算效率高且精度好于 O. Ditlevsen 方法的算法，例如重要抽样法(Importance Sampleing Method)、“M”空间数值积分方法等等，限于篇幅，本书对这些方法不作介绍，有兴趣的读者可参考有关文献。

10.2 结构优化设计概述

工程设计过程是一个综合性的、创造性的集体劳动过程。广义上来说，它包括整个工程的可行性分析、总体布置、结构设计和施工方案等环节，所有这些环节都存在对方案的优化问题。

结构设计一开始，就应该首先考虑和分析所设计结构应具备的功能（例如，对机翼结构就

首先必须具有良好的气动外形），然后根据结构的功能要求和客观条件决定结构类型、结构拓扑（结构总外形及各部分间的连接形式和采用哪些类型的构件等）及所用材料。从广义上讲，该阶段也存在优化问题，但目前在工程应用领域仍主要靠工程人员的经验和创造性思考来解决。在此之后，即可利用优化技术求得材料最省，造价最低或某种性能最佳的设计方案（对于飞机结构一般要求重量最轻或可靠度最高）。求出优化设计的方案后，如果必要，要根据工程经验对方案作必要的校核和修改，然后制定出相应的工艺流程并投入施工。

因此，目前所说的结构优化设计只是整个工程设计中的一个特定的局部问题，它必须依据一定的力学计算方法和规范要求进行运算寻找最优解。

那么在这一局部问题上应用优化设计究竟能减轻多大的结构重量呢？实践证明，在结构设计的某一局部性阶段应用优化设计所减轻的结构重量也是相当可观的。

下面用一个具体例子说明。

图 10.14 所示受压壁板是飞机结构中广泛应用的重要子结构，该结构中有 5 个结构参数是可调的，它们是 t_s、b_s、t_w 和 b_w 和 b_f。在该类结构的优化设计中，常常希望求其平均厚度 t 的最小值，因为 t 最小等价于结构重量最小，t 定义为：$[b_f t_s + (b_w + b_f)t_w]/b_s$

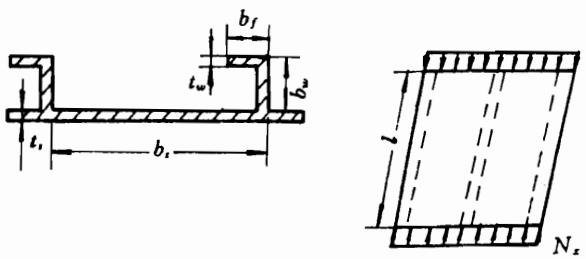


图 10.14　受压壁板结构

表 10.3 给出了根据常用的经验公式得出的可调变量的初始值及文献[36][37]的优化结果值。

表 10.3　某受压壁板结构的初始参数及最优参数

	结构参数 /mm					t/mm
	t_s	b_s	t_w	b_w	b_f	
初始值	1.018 5	32.476 4	0.764 5	9.743 4	3.896 4	1.321 6
文献[36]	0.812 8	29.260 8	0.538 5	14.757 4	5.638 8	1.188 7
文献[37]	0.947 4	32.225 0	0.576 6	9.291 3	3.444 2	1.165 7

很明显，本例中重量减轻的幅度分别为 10.06% 和 11.80%。据统计，在某些飞机中，这种壁板结构的重量占飞机结构重量的 40% ～ 60%，由此可见，采用优化设计的效益是巨大的。

一、结构优化设计中的一些基本概念

1. 设计变量、设计向量和设计空间

任何一个结构的设计方案，总是可以用若干个参量来表征，在这些参数中，有些是根据工

程要求事先给定的，另一些则随设计方案的变更而改变，例如机翼中各构件的尺寸、加强壁板结构的截面参数等。这些代表设计方案、而在设计中可调整变化的基本参数称为设计变量。

如果结构的布局(结构类型、各结点的位置和构件的外形等)和各构件所用材料已经确定，那么设计变量就是各构件截面的几何参数，例如杆件的截面面积、惯性矩、板的厚度等。当布局可以调整或部分可调时，设计变量中将包括结点坐标或某些结点间的距离等参数。如果各构件所用材料也可选择时，各构件材料的有关参数也将成为设计变量。

设决定整个结构的设计方案的设计变量共有 n 个$(x_1, x_2, \cdots, x_n)$，则称列阵 $\boldsymbol{X} = (x_1, x_2, \cdots, x_n)^T$ 为设计向量，n 为设计变量的个数。n 维向量 $\boldsymbol{X}$ 可以用 n 维空间的一个点来表示，记作 $\boldsymbol{X} \in R^n$，n 维空间的一个点实际上是代表一个可能的设计方案(不管其是否可行)，代表所有可能设计方案的点构成的区域叫作设计空间，而该空间的每一个点称为一个设计点。

2. 约束、可行域、目标函数

在结构优化设计中所必须满足的限制条件叫约束。例如在最轻结构设计中，结构的每个元件在载荷作用下均不发生破坏，这就是通常的强度约束条件；结构的某种变形量不能超过允许值就是通常的位移约束条件；结构的可靠度必须大于规定值就是通常的可靠性约束条件等等。

在通常情况下，结构的约束条件都可以用设计变量的某种函数关系式(显式或隐式)表达，如结构某元件的应力 $\sigma_i(\boldsymbol{X})$ 小于其应力允许值$([\sigma]_i)$ 这样一个约束条件，就可以用下面的关系式来表达

$$g_j(\boldsymbol{X}) = \sigma_i(\boldsymbol{X}) - [\sigma]_i \leqslant 0 \tag{10.71}$$

式中，$\sigma_i(\boldsymbol{X})$ 是结构第 i 个元件的应力，而$[\sigma]_i$ 是其允许应力。

通常，在静不定结构中，某元件的应力除与该元件所对应的设计变量有关外，还与其他元件的设计变量也有关。

当约束关系式是等式时(例如(10.71)式取成等式)，相当于在设计空间中定义了一个超曲面，该超曲面称为约束边界面。

在设计空间中，所有的约束边界面将设计空间划分为两个区域，一个是满足所有约束的设计点所组成的区域，称为可行域，即该区域中的每一点都代表着一个可行的方案；另一个区域是由不满足所有约束的点所组成的区域，称为不可行域，即该区域内每一个点代表一个不可行的方案。关于约束和可行域的概念可借助图 10.15 来理解。

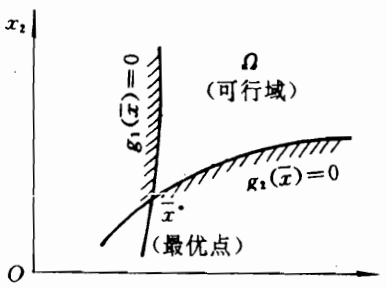


图 10.15　约束、可行域示意图

至此，我们面临的问题是在所有的可行方案中找出最佳方案，也就是在可行域中找出最优点。

在评比方案的优劣时，必须有一个评比的标准，这就是在满足所有的约束条件下，要求最佳方案能使结构的某种属性为最佳，这个目标可以是结构总重量最轻，或造价最小，或承载能力最好，或自振周期最大，或可靠度最高等等。显然，这个约定的广义性能指标当然是设计变量的函数，因而称为目标函数或评价函数，以 $f(\boldsymbol{X})$ 表示。

对于飞机结构，通常情况下以结构重量最轻为目标。通常，机体重量在军机和民机中都是非常重要的指标，对于战斗机，机体重量的减轻意味该飞机作战性能的提高，因而在现代战斗

机的设计要求中，机体重量占全机重量的比重一直呈下降趋势，因此，重量一直是战斗机结构设计师们面临的主要问题；对于民机，减轻机体的重量等于提高了飞机的装载能力或燃油重量，这对提高飞机的营运效益是非常重要的。

对于薄板和杆件组成的薄壁结构，其总重量可以表示为：

$$f(X)=\sum_{i=1}^{n}\gamma_i L_i x_i \tag{10.72}$$

式中，γ_i 为构件 i 的重量（单位体积的重量），L_i 代表杆件的长度或板的面积，x_i 代表杆件的横截面积或板的厚度（通常是设计变量）。

二、数学模型及其求解方法简介

综上所述，对于一般结构的最轻重量设计，我们可以建立以下数学模型：

$$\left.\begin{aligned}&\min \quad f(X)\\&\text{Subjected to } g_j(X)\leqslant 0\\&\qquad\qquad j=1,2,\cdots,m\end{aligned}\right\} \tag{10.73}$$

在式(10.73)中，$g_j(X)\leqslant 0$ 代表结构设计中的第 j 个约束条件，它可以是元件的一个强度约束条件、结构的一个位移约束条件、频率约束条件或可靠性约束条件等等。应特别指出的是，在结构设计中，一般情况下都对元件的最小尺寸提出要求（例如杆的最小横截面面积、板的最小厚度等等），这些约束条件也都包含在 $g_j(X)\leqslant 0$ 中（这时的约束条件 $x_i\geqslant x_{i,\min}$ 可以转换成 $x_{i,\min}-x_i\leqslant 0$）。$m$ 是所有约束条件的数目。

式(10.73)即是目前最为普遍的也是被研究和应用最多的结构优化模型。下面的问题是如何求解该数学模型。

1. 优化方法简介

目前常用的结构优化设计方法可以分成两大类，即力学准则法和数学规划法。通常，根据具体问题所涉及到的力学和数学方法的特点，结构优化设计方法可以进一步分为五类：力学准则法、直接搜索法、解析搜索法、序列逼近法和特种规划法。下面分别简单介绍以上五类方法的主要特点。

(1) 力学准则法。这类方法利用某些准则来求式(10.73)的精确解或近似解，不直接涉及目标函数，目前常用的准则可分为满应力准则和能量准则。力学准则法的基本思想是充分发挥材料的强度潜力或贮能（应变能）能力，实现等强度或等应变能密度状态，以达到使结构最轻的目标。这是传统的设计思想，容易被人接受、而且算法简单，收敛较快，是一类受欢迎的优化设计方法。其缺点是难于用于多种不同的约束条件下，而且常常只能得到近似解。后面，我们将较为详细的介绍该类方法中最为典型的满应力准则法。

(2) 直接搜索法。直接搜索法是指数学规划中不要求目标函数和约束函数的导数的那些算法。这些算法只利用各设计点的目标函数和约束函数本身的数值进行搜索，通过直接比较若干被选用的可行点的目标函数值来搜索最优点。这类方法特别适用于计算函数导数比较困难或不可能的那些问题。这类方法的另一个优点是方法的逻辑结构简单，直观性强，易于程序化并且应用时准备工作少，减少了出错机会，但是，由于没有利用目标函数和约束函数的导数，所以一般迭代收敛速度慢，且当变量较多时，计算工作量大。该类方法最为典型的方法是直接实验法和复形法，具体算法介绍请读者阅读有关著作和文献。

(3) 解析搜索法。解析搜索法是利用目标函数和约束函数导数来指导搜索方向的数学规划法，例如可行方向及各种梯度法等。

(4) 序列逼近法。这类方法把复杂的规划问题用一系列较为简单的线性规划问题来趋近，主要方法有用线性规划法逐次逼近非线性规划的序列线性规划法、序列二次规划、序列凸规划及转换为无约束问题的序列无约束规划法，这些方法是目前研究和应用的较多的方法。具体内容请读者参考有关文献。

(5) 特种规划法。特种规划法是指可用于特种规划问题的方法，例如几何规划、动态规划等。其应用方法及范围请读者参考有关文献。

2. 满应力设计方法

(1) 一个元件、一个设计变量时的满应力设计。一个受拉杆，受轴向外载 P，其许用应力为 $[\sigma]$，假设材料已经确定。由于受拉，许用应力与截面形状、杆长等无关而为常数。故一个受拉杆只需确定其横截面积 A(沿杆为常数) 这一设计变量即可。此时有：

$$f(X) = W = \gamma LA = CA \tag{10.74}$$

如 σ 为杆在外载作用下的内力，由式(10.74) 可知，若要使 W 最小，应使 A 最小。由于

$$\sigma = P/A \tag{10.75}$$

所以

$$A = P/\sigma \tag{10.76}$$

式中外载 P 为常数，故要使 A 最小应使 σ 尽可能的大。σ 最大可取 $[\sigma]$。当 σ 等于 $[\sigma]$ 时，我们称之为满应力。从一根受拉杆的分析，我们容易判定，在此情况下以满应力设计为最轻，可由下述公式很容易算出对应满应力设计的最小横截面积尺寸

$$A_{\min} = P/[\sigma] \tag{10.77}$$

(2) 一个受压杆在只有一个设计变量一种失稳状态下的满应力设计。以一个截面为圆形的柱形杆为例加以说明，假设杆的两端为铰支，受轴向压力 P，由于非薄壁结构，故无局部失稳问题而只有总体失稳问题，由于规定截面为圆形，故惯性矩 J 与截面积 A 的二次方成正比，因此，只有一个设计变量 A。此情况下压杆的临界载荷为

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EJ}{l^2} \tag{10.78}$$

而

$$J = \frac{\pi D^4}{64} = \frac{1}{4\pi}\left(\frac{\pi D^2}{4}\right)^2 = \frac{1}{4\pi}A^2 \tag{10.79}$$

所以有

$$P_{cr} = \frac{\pi E}{4l^2}A^2 \tag{10.80}$$

$$\sigma_{cr} = P_{cr}/A = \frac{\pi E}{4l^2}A \tag{10.81}$$

由

$$\sigma = \sigma_{cr} \tag{10.82}$$

得

$$A = 2\sqrt{\frac{Pl^2}{\pi E}} \tag{10.83}$$

因为式(10.78)只能用于弹性范围，故式(10.83)也只能用于弹性范围。

(3) 静定结构的满应力设计。先讨论只有一组外载下的情况，再讨论有多种外载下的情况。

① 一组外载下，静定结构的满应力设计。设该结构有 n 个元件，为简单起见，假定为杆系结构。设结构的布局已定，即结构各元件的长度与相互位置已定，又设结构各元件的材料已选定，则一共有 n 个设计变量 A_i，A_i 为 i 杆的截面积。令各元件的许用应力为$[\sigma_i]$。对于$[\sigma_i]$，受拉时 为常数；受压时由于考虑到稳定性问题而不再为常数，但当压杆外载 F_i、杆截面形状与长度已定时，许用应力也可算出，为某一对应的恒定值，故有约束条件为

$$\sigma_{i+} \leqslant [\sigma_{i+}], \quad |\sigma_{i-}| \leqslant |[\sigma_{i-}]| \tag{10.84}$$

式中 $[\sigma_{i+}]$—— 受拉许用应力，为正值；

$[\sigma_{i-}]$—— 受压许用应力，为负值。

由于压应力为负值，故受压元件在写出应力条件约束时，应该用绝对值。式(10.84)也可用下面一个式子概括：

$$|\sigma_i| \leqslant |[\sigma_i]| \tag{10.85}$$

但需注意，当 σ_i 受拉力时，右边$[\sigma_i]$用$[\sigma_{i+}]$；当 σ_i 受压时，右边用$[\sigma_{i-}]$。或写成

$$\bar{\sigma}_i = \frac{\sigma_i}{[\sigma_i]} \leqslant 1 \tag{10.86}$$

式中，$\sigma_i/[\sigma_i]$—— 应力比，用 $\bar{\sigma}_i$ 表示。

由于是静定结构，故各元件内力 F_i 与各元件设计变量 A_i 无关，而为定值。故由

$$A_i = \frac{F_i}{\sigma_i} \tag{10.87}$$

知 A_i 只随 σ_i 而变，很显然，仍以

$$|\sigma_i| = |[\sigma_i]|$$

为最轻。此时有

$$A_{i\min} = \frac{F_{i+}}{[\sigma_{i+}]} \quad 或 \quad \frac{F_{i-}}{[\sigma_{i-}]} \tag{10.88}$$

由力 F_i 的正负而定。

因此一组外载下的静定结构，仍以满应力设计最轻。

② 多组外载下，静定结构的满应力设计。结构其他条件与问题①相同，只是外载组共有 P 组($P \geqslant 2$)。此时每一元件有 P 种受力情况 $F_i^{(1)}, F_i^{(2)}, \cdots, F_i^{(P)}$。由于$[\sigma_{i+}]$的值不一定与$[\sigma_{i-}]$的绝对值相等，故应选择上述 P 个 F_i 中的正的最大内力与绝对值最大的负内力为计算依据(用 $F_{i+\max}$ 和 $F_{i-\max}$ 表示之)。此时有

$$A_{i\min} = \max\left(\frac{F_{i+\max}}{[\sigma_{i+}]}, \quad \frac{F_{i-\min}}{[\sigma_{i-}]}\right) \tag{10.89}$$

即各元件在各自对应的严重外载情况下，处于满应力状态下为最轻。故多组外载下的静定结构仍以满应力设计为最轻。

(4) 静不定结构的满应力设计。在一组外载下的静不定结构，只有静强度约束而又允许元件尺寸退化为零时，则恒可以在此静不定结构中挑一最有利静定子结构作为结构的最优解。由

于是静定结构，故以满应力设计最轻。

在两组以上外载时则不一定，也可能是静定结构最轻，也可能是静不定结构最轻，而且即使是静不定结构最轻，也不一定是满应力设计最轻。

然而，以满应力状态为设计准则而发展的满应力迭代设计（常简称为满应力设计），虽然它本身只是一种直观的准则设计，即从直观看应力都能达到满应力状态总是好的这个设想出发，但应用起来却依然是有效的。

满应力设计迭代式的推导方法一般如下。假设在作更改设计时，各元件内力仍近似不变，这一点只有对静定结构是正确的，对静不定结构是不正确的，是一种近似手段。则用上标(k)和$(k+1)$分别表示迭代前后的情况时，有

$$F_i^{(k+1)} = F_i^{(k)} \tag{10.90}$$

即

$$\sigma_i^{(k+1)} A_i^{(k+1)} = \sigma_i^{(k)} A_i^{(k)} \tag{10.91}$$

故有

$$A_i^{(k+1)} = \frac{\sigma_i^{(k)}}{\sigma_i^{(k+1)}} A_i^{(k)} \tag{10.92}$$

由于$\sigma_i^{(k+1)}$尚待求，故又采用一种近似措施，即以$[\sigma_i^{(k)}]$代替$\sigma_i^{(k+1)}$，并加上指数α，可得

$$A_i^{(k+1)} = \left(\frac{\sigma_i^{(k)}}{[\sigma_i^{(k)}]} \right)^{\alpha} A_i^{(k)} \tag{10.93}$$

一般$\alpha = 0.4 \sim 1.2$。有稳定性问题时，α取较小值。

对于静不定结构，通常用上述迭代式迭代6～10次，即可得较好的解，此时一部分元件达到或接近满应力，一部分元件的应力小于许用应力。

下面举一个例子说明其用法。

例10.11 图10.16为一个三杆静不定结构，受有一垂直向下的载荷$P=1$，$\alpha=1$，$[\sigma]=1$，求其优化解。

解 此例为杆系，各杆受拉，可取式(10.93)中指数$\alpha=1$。

列出元件应力与元件尺寸间的关系式如下：

$$\sigma_1 = \frac{1}{\sqrt{2}A_1 + 2A_2}$$

$$\sigma_2 = \frac{2}{\sqrt{2}A_1 + 2A_2}$$

由此可知只要A_1和A_2不等于零时，恒有

$$\sigma_2 \equiv 2\sigma_1$$

这是本题外载与结构布局特点决定的。故若设计结果为静不定结构时，则若杆2为满应力，杆1必只有半应力，所以无静不定满应力解。若要有满应力解，必须把此静不定结构退化为静定结构。本题在受垂直外载时，可有图10.17所示的两条静定“子结构”传力路线。路线1为只有一根垂直杆，从分析看，一根杆为机构，但当只有理想的垂直力时，它是能受力的，它在满应力时

的结构重量为 $W_{10}=1$。路线 2 为静定结构，它在满应力时重量为 $W_{20}=2$。故两条传力路线中以 1 为好。下面用满应力设计迭代求解，见表 10.4。

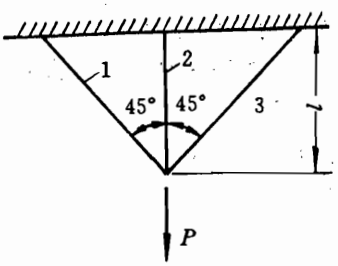


图 10.16　三杆静不定结构

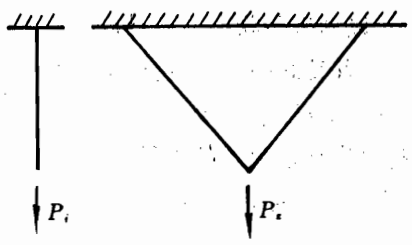


图 10.17　三杆静不定结构的静定子结构

表 10.4　例 10.11 满应力设计迭代表

(k)	$\sigma_1^{(k)}$	$\sigma_2^{(k)}$	$A_1^{(k)}=\sigma_1^{(k-1)}A_1^{(k-1)}$	$A_2^{(k)}=\sigma_2^{(k-1)}A_2^{(k-1)}$	$W^{(k)}$
0	0.292 9	0.585 8	1.0	1.0	3.828
1	0.627 2	1.244	0.292 9	0.585 8	1.414
2	0.582 4	1.165	0.183 7	0.728 7	1.248
3	0.540 8	1.082	0.107 0	0.848 9	1.151
4	0.521 1	1.042	0.057 9	0.918 5	1.082
5	0.511 0	1.022	0.030 3	0.957 1	1.042
6	0.505 5	1.011	0.015 4	0.978 2	1.022
7	0.502 8	1.006	0.007 8	0.989 0	1.011
8	0.501 2	1.002	0.003 9	0.994 9	1.006
9	0.500 8	1.002	0.002 0	0.996 9	1.003
10	0.500 2	1.000	0.001 0	0.998 9	1.002
	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
		→1	→0	→1	→1

当计算至第 10 点，由于只算 4 位有效数，故此时杆 2 满应力，$W^{(10)}=1.002$，结果已趋于稳定，迭代停止。若增加有效数位数，则迭代可以继续下去。显然 A_1 趋向于 0，A_2 趋向于 1，W 趋向于 1。但越到后面，收敛较慢。实际上，$W^{(10)}$ 与 $W=1$ 相比也只大千分之二，况且若真的设计成杆 1 截面等于零，杆 2 截面等于 1，实际上是不现实的，因为结构总得有一些侧向刚度，故对于实际情况，杆是有最小尺寸要求的。从本例可见，在一组外载下，满应力迭代设计可使静不定结构趋向有利静定子结构的传力践线。但当有两组以上不同时作用的外载时，满应力迭代设计就很难肯定会趋向于什么状态。只是根据经验，多数题目计算结果很好或较好，而且计算迭代次数一般较少，只在 6 到 10 次左右，每迭代一次的计算时间也很少。

为了使最终设计的所有元件都满足强度要求，需要对迭代结果作一简单的调整。例如若以第 6 次的迭代结果作为最终设计，但由于元件之间的应力强度比为 1.011，不符合设计要求。这时，只要给所有的元件尺寸同乘以应力强度比的最大值，即可满足要求，这些处理方法对弹性结构是精确的。

三、大型结构优化设计中的常用技巧

大型结构是由许多零件、构件组成的，设计变量多、受力情况复杂而且受不同类型的约束（应力约束、位移约束、振动频率约束及最小尺寸约束）、结构的响应（应力、位移、频率等）往往不是设计变量的显函数，另外，在优化过程中往往需要多次的结构重分析。因此对于该类结构而言，直接用优化方法求解需耗费大量的计算机时，为了解决这一问题常常需要一些技巧。实践证明这些技巧对于大型结构而言是行之有效的。下面我们就介绍一些常用技巧。

1. 倒数变量法

以杆系结构为例，设杆元 i 的横截面积 A_i 为原设计变量，这时，杆元 i 的应力约束为

$$g_i(X)=\frac{F_i}{A_i}-[\sigma]_i\leqslant 0 \tag{10.94a}$$

第 j 个位移约束为：

$$g_j(X)=\delta_j-[\delta]_j\leqslant 0 \tag{10.94b}$$

其中，利用单位载荷法可得

$$\delta_j=\sum_{i=1}^{n}\frac{F_i^p F_i^Q l_i}{EA_i} \tag{10.94c}$$

式中，F_i^p 表示外载在第 i 个杆元中引起的内力，F_i^Q 表示在位移 δ_j 方向上施加单位载荷时第 i 个杆元中的内力，l_i 为杆元 i 的长度。

显然，约束函数 $g_i(X)$、$g_j(X)$ 都是设计变量的非线性函数。但是若令

$$D_i=\frac{1}{A_i} \tag{10.95}$$

并以 D_i 作为设计变量，则 $g_i(X)$、$g_j(X)$ 分别为

$$g_i(X)=F_iD_i-[\sigma]_i\leqslant 0 \tag{10.96a}$$

$$g_j(X)=\sum_{i=1}^{n}\frac{F_i^p F_i^Q l_i}{E}D_i-[\delta]_j \tag{10.96b}$$

它们是新设计变量的线性函数。

2. 设计变量的减缩法

设原设计变量为 $x_1,x_2,\cdots,x_n$ 可以表示成下式：

$$\begin{bmatrix}x_1\\x_2\\\vdots\\x_n\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}T_{11}&T_{12}\\T_{21}&T_{22}\\\vdots&\vdots\\T_{n1}&T_{n2}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}D_1\\D_2\end{bmatrix} \tag{10.97a}$$

式中向量$(T_{11},T_{21},\cdots,T_{n1})$，$(T_{12},T_{22},\cdots,T_{n2})$ 称为基础向量。

显然，在二维减缩空间(D_1,D_2) 中进行优化设计时，可以用较为精确的非线性规划求解。

需要注意的是，在上面过程中，基础向量在每次迭代中需要重新求解。例如，若基础向量$(T_{11},T_{12},\cdots,T_{n1})$ 仅仅是考虑应力约束时的设计变量值，则其可用简单的满应力公式求得；若基础向量$(T_{12},T_{22},\cdots,T_{n2})$ 是仅仅考虑位移约束时的设计变量，也可以用相应的准则法求出。

在实际应用中，下面更简单的技巧应用得很广泛。

$$x_i = \sum_{j=1}^{m} n_{ij} D_j \qquad m \leqslant n \tag{10.97b}$$

D_j 是减缩空间中的设计变量，n_{ij} 在整个优化过程中都是常数。

式(10.97b) 所表示的技巧称为变量连接。

3. 充分利用工程经验，给出较为合理的初始解和搜索区域

该方面常用的技巧大致有以下两种。

(1) 用较粗糙的算法预先选定一组设计变量 X 使之和最优解较为接近，如用满应力方法选定结构优化设计的一组初始设计变量．然后改用较精确的数学规划法，这样可以大大减少计算量。

(2) 充分利用一些工程设计的经验，使初始设计接近最优解。例如，在受压壁板的优化设计中，根据设计经验常采用下面的公式来选择设计变量的初始值。

$$t_i = N_x/(0.85\sigma_y) \tag{10.98a}$$

该公式表示用材料的屈服极限 σ_y 的 0.85 来选择蒙皮的初始厚度比较合理；

$$b_i = t_i(3.6E/0.85\sigma_y)^{\frac{1}{2}} \tag{10.98b}$$

该公式表示用 0.85 倍的屈服极限等于宽柱失稳的临界应力这个条件来选择初始的桁条间距较为合理。

另外，在受压壁板的优化设计中，我们还常采用下面的变量连接公式以避免在结构优化设计中出现不希望发生的失稳现象。

$$\left.\begin{aligned} t_w &= 0.75t_i \\ b_w &= 0.3b_i \\ b_f &= 0.4b_w \end{aligned}\right\} \tag{10.98c}$$

4. 设计变量和约束的处理技巧

设计变量可以划分为主动设计变量和被动设计变量．在结构优化设计过程中，若增加某个设计变量的数值会对结构的某种响应有利(如使结构某些元件的应力减少或某些结点的位移减少等)，则该变量为主动设计变量；反之，若增加某个设计变量的数值反而对结构的响应不利，则该变量为被动设计变量。在整个优化过程中只对主动变量进行优化而让被动变量取其下限值。

在结构优化设计中，虽然有许多约束，但是在每次迭代中，可能仅仅是若干个约束(有时甚至只有一个约束) 对最终的迭代结果有影响。一般的，称决定该次迭代结果的约束为有效约束。

显然，在具体优化过程中，判断有效约束是非常重要的，它可以大大简化计算。

5. 减少结构重分析次数的技巧

在结构优化设计中往往需要反复地进行结构重分析，对于大型结构而言，即使采用有限元法在计算机上进行也是非常耗费机时的。

为了减少结构重分析的次数已发展了许多近似技巧，下面就是其中之一。

根据有限元法的基本理论，结构的平衡方程式是：

$$K\delta = P \tag{10.99a}$$

式中 K 是结构的总刚度矩阵，δ 是结构的节点位移列阵，是需要求解的，P 是结构的外载列阵。

在结构优化设计的第一次迭代中，$\{\delta^{(0)}\}$ 用下式求得：

$$K^{(0)}\delta^{(0)} = P \tag{10.99b}$$

即

$$\delta^0 = P(K^{(0)})^{-1}$$

在结构优化设计的第 i 次迭代中，$\delta^{(0)}$ 用下式求得：

$$K^{(i)}\delta^{(i)} = P \tag{10.99c}$$

即：

$$\delta^{(i)} = P(K^{(i)})^{-1}$$

为了能避免求 $(K^{(i)})^{-1}$（计算总刚的逆非常耗费机时），我们采用如下技巧，令

$$K^{(i)} = K^{(0)} + \Delta K \tag{10.100a}$$

代入(10.99c)中得：

$$K^{(0)} + \Delta K\delta^{(i)} = P \tag{10.100b}$$

经过推导，我们得下式

$$\delta^{(i)} = \delta^{(0)} - (K^{(0)})^{-1}\Delta K\delta^{(i)} \tag{10.100c}$$

显然 $\delta^{(0)}$，$(K^{(0)})^{-1}$ 是已知的，而 ΔK 可由下式求得：

$$\Delta K = K^{(i)} - K^{(0)} \tag{10.100d}$$

因此，由式(10.100c)可以得 $\delta^{(0)}$ 而不需要求 $(K^{(i)})^{-1}$。

例 10.12 图 10.18 所示是一个 22 杆空间桁架，所有的元件都是铝合金的，$E = 10 \times 10^6$ psi*，$\gamma = 0.1b/in^3$*，22 个杆的横截面积是设计变量，这些设计变量应用变量连接技巧被分成 7 组，因此独立的设计变量仅有 7 个，变量连接的具体情况可见表 10.5。

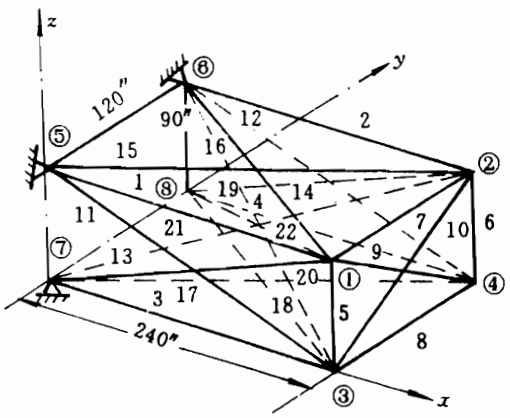


图 10.18 22 杆空间桁架结构

表 10.5 变量连接及强度极限

设计变量组号	组中的元件	极限应力强度 /psi*
1	1,2,3,4	24 000
2	5,6	30 000
3	7,8	28 000
4	9,10	26 000
5	11,12,13,14	22 000
6	15,16,17,18	20 000
7	19,20,21,22	18 000

* 此例题选自使用英制单位的论文，读者可按下式换算成一 SI 制：
1 psi = 1lbf/in² = 6.8 × 10³ Pa；1lb/in³ = 2.8 × 10⁴ kg/m³；1" = 1 in = 25.4 mm；1 in² = 6.5 cm²

除元件的强度约束条件外，结构所有结点的 3 个方向位移不许超过 0.2 in*，而且每个不允许退化为零的设计变量的最小值为 0.1 in^2*。考虑 3 种载荷工况，其具体值见表 10.6。

表 10.6　22 杆空间杆架结构的受载情况

工况	节点	P_x/ksi	P_y/ksi	P_z/ksi*
1	1	− 20	0	− 5
	2	− 20	0	− 5
	3	− 20	0	− 30
	4	− 20	0	− 30
2	1	− 20	− 5	0
	2	− 20	− 50	0
	3	− 20	− 5	0
	4	− 20	− 50	0
3	1	− 20	0	35
	2	− 20	0	0
	3	− 20	0	0
	4	− 20	0	− 35

*　1 ksi = 1 000 $lbf/in^2 = 6.8 \times 10^6$ Pa

在工况 1 时所有的设计变量都不允许退化为 0，在工况 2 时第 4 组的设计变量允许退化为 0，在工况 3 时第 3 组设计变量允许退化为 0。

在具体的优化过程中，采用了在每次迭代中只考虑一个最为严重的约束，最终的优化结果可见表 10.7。

表 10.7　最 终 优 化 结 果

设计变量组	载荷工况 1		载荷工况 2		载荷工况 3	
	1	2	1	2	1	2
1	2.628 8	2.562 7	2.610 1	2.526 2	2.565 7	2.490 2
2	1.162 4	1.553 0	1.423 4	1.952 9	1.133 1	1.812 6
3	0.343 3	0.281 3	0.587 0	0.547 5	0.0	0.0
4	0.423 1	0.512 4	0.0	0.0	0.646 1	0.658 1
5	2.782 3	2.626 1	2.786 1	2.590 0	2.673 8	2.544 2
6	2.172 6	2.131 4	2.089 1	2.217 8	2.176 8	2.241 9
7	1.952 3	2.212 8	2.093 5	2.263 0	2.161 3	2.279 9
W/lb*	1 024.80	1 034.74	1 028.07	1 040.51	1 029.55	1 040.97
结构重分析次数	/	5	/	6	/	6

* 1b = 4.5 N

四、基于可靠性的结构优化设计

关于对结构进行可靠性分析的重要性和必要性，在本章结构可靠性分析概述中已经阐明。那么，为什么要提基于可靠性的结构优化设计呢？这是因为结构设计者在希望减轻结构重量的同时，还希望结构的可靠度保持在一定的水平。实践证明，传统的优化设计（指以重量为目标函数、元件的强度和结构变形及元件的几何尺寸等为约束的优化设计）往往会导致对结构可靠性不利的设计。例如，结构的满应力设计会导致结构的主要失效模式增多，从而使结构的可靠性下降。

基于可靠性的结构优化设计模型。

目前经常研究的模型有两种，第一种可用如下数学式表示：

$$\left.\begin{aligned} &\text{Min} \quad f(\boldsymbol{X}) \\ &\text{S.T} \quad P[g_i(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V}) \leqslant 0] \leqslant P_j \\ &\qquad j=1,2,\cdots,m \end{aligned}\right\} \tag{10.101}$$

式中，$\boldsymbol{X}$ 是设计变量，$\boldsymbol{V}$ 是随机变量，$g_j(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V})$ 是第 j 个失效模式的安全余量函数。若 $g_j(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V})>0$，则表示该失效模式是安全的；反之，则表示该失效模式失效。$P[g_j(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V}\leqslant 0]$ 表示第 j 个失效模式的失效概率，P_j 是第 j 个失效模式失效概率的允许值，是给定值。

显然，模型(10.101)是一个典型的约束规划问题，我们可以将它看成和传统结构优化模型一样来求解。

基于不同的计算 $P[g_j(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V})\leqslant 0]$ 的方法，目前有3种求解(10.101)的方法。第一种是随机约束规划技术(Chance Constraint Programming Technique，简称CCPT)。在CCPT中采用均值一次二阶矩方法(MVFOSM或FOSM)求 $P[g_j(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V})\leqslant 0]$。FOSM通常误差很大，所以CCPT方法之结果通常不是十分可信。第二种求解方法是安全指标方法(Safety Index Optimization Approach，简称SIOA)。在SIOA中，采用改进的一次二阶矩法(AFOSM)来估计 $P[g_j(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V})\leqslant 0]$，SIOA法在目前已被绝大多数研究者认为是解决规划问题(10.101)最为有效的方法。这是因为AFOSM在计算 $P[g_j(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V})\leqslant 0]$ 时速度快且精度较FOAM方法高。第三种方法就是在估计 $P[g_j(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V}\leqslant 0]$ 时采用快速积分法，这种方法的优点是能非常准确的估计 $P[g_i(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V})\leqslant 0]$，但是只能用有限差分代替约束的梯度，使整个优化过程的时间增加很多。对于失效模式很多的情况，其计算量大得令人难以接受。

这里对约束梯度在一般结构优化设计中的重要作用给予简要说明。在力学准则法中，常常不涉及约束的梯度问题，但是在几乎所有收敛较快的数学规划法中都会涉及到这一问题，因为人们往往是通过当前点的约束梯度和目标函数的梯度所提供的信息来构造一个较为有利的搜索方向。在最轻重量结构设计中，由于结构重量常常是设计变量的线性函数(如公式(10.72)所示的薄壁结构的目标函数)，有时也可能是形式简单的非线性函数，因此这些目标函数的梯度求解并不十分困难。但是对于约束条件而言，由于它们常常是非线性的，而且形式千变万化，约束梯度的求解往往是较为困难的。可以毫不夸张的说，一个结构优化问题的难易和其计算量的大小往往取决于约束梯度的求解，因此敏度分析(包括目标函数和约束条件对设计变量的导数)在结构优化设计中占非常重要的地位。一个优化问题若不能进行敏度分析，则意味着必须用有限差分来代替梯度，这对多变量多约束的结构优化设计而言往往是最后的选择。

在本章结构元件可靠性分析方法中已经指出，单纯从失效概率的计算精度而言，目前已有很多方法较AFOSM方法精确，但是由于采用AFOSM后，能够方便地得到约束对设计变量的导数，而采用其他方法却不能(必须用有限差分来替代)，因此作为计算精度和计算效率的折衷，SIOA目前是解(10.101)的最佳选择，这一点已经被大多数的研究人员所认同。

在基于可靠性的优化设计中，除模型(10.101)外，还有另一个重要模型，其数学式如下

$$\left.\begin{aligned} &\min \quad f(\boldsymbol{X}) \\ &\text{S.T} \quad P_f(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V}) \leqslant P_f^* \end{aligned}\right\} \tag{10.102a}$$

该式可写成如下等价形式：

$$\left.\begin{aligned} &\min \quad f(\boldsymbol{X}) \\ &\text{S.T} \quad \beta_i(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V}) \geqslant \beta^* \end{aligned}\right\} \tag{10.102b}$$

上式中，$P_f(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V})$ 是结构总的失效概率，它综合了结构所有的失效模式，P_f^* 是结构总的失效概率的规定值，$\beta_t(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V})$ 是对应于 $P_f(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V})$ 的结构可靠性指标，β^* 是对应于 P_f^* 的可靠性指标值。

显然，式(10.102a) 或者(10.102b) 的数学模型也是普通的约束规划问题，采用目前的约束规划问题的求解方法即可。

与解模型(10.101) 的方法类似，求解模型(10.102a) 或者(10.102b) 的方法差别在于计算多失效模式结构的失效概率的方法。早期的计算 $P_f(\boldsymbol{X},\boldsymbol{V})$ 的方法是一阶边界法的上界(First - order Upper Bound)，这种方法没有考虑模式间的相关性要求，因而误差相当大，目前已不再采用；目前采用的是 O. Ditlevsen 的二阶边界法的上界(Second - order Upper Bound)，该方法在一般情况下误差较小，且可以获得失效概率(或可靠性指标) 对设计变量的近似解析式，因而被广泛采用。目前已经发展的较O. Ditlevsen方法精确的求结构失效概率的方法由于不能求得失效概率(或可靠性指标) 对设计变量的导数而不便于在求解模型(10.102a) 或(10.102b) 时应用，否则由于需要采用有限差分法而会极大地增加计算量。

为了说明基于可靠性的结构优化设计方法较传统的结构优化设计方法优越之处，以及为了说明不同的优化方法(实质上是指求结构失效概率的方法) 结构优化和模式间相关性对结构优化的影响，我们举一个实际应用的例子(本书例子的原始数据和计算结果均选自文献[38])。

例 10.13 一个小型通勤飞机(Commuter Airplane) 的机翼被分成 12 个盒梁，该机翼的形状如图 10.19(a) 所示，各盒梁的几何尺寸如表 10.8 所示。

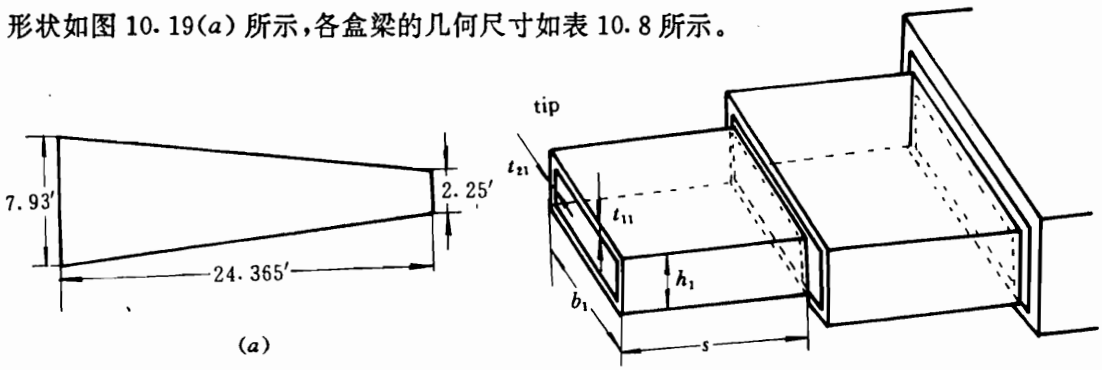


图 10.19 例 10.13 的机翼

(a) 一种小型飞机的机翼平面形状 (b) 机翼盒梁示意图

表 10.8 盒梁的几何尺寸

段 号	宽 /in	长 /in	高 /in
1	16.20	24.36	2.70
2	19.55	24.36	3.26
3	22.90	24.36	3.82
4	26.24	24.36	4.37
5	29.59	24.36	4.93
6	32.94	24.36	5.49
7	36.29	24.36	6.05
8	39.64	24.36	6.61
9	42.98	24.36	7.16
10	46.33	24.36	7.72
11	49.68	24.36	8.28
12	53.03	24.36	8.84

该问题的设计变量为盒梁中板的厚度 $t_{1i}, t_{2i}(i = 1,2,\cdots,12)$，该问题的基本假设为：

(1) 盒梁的凸缘仅承受正应力，腹板仅承受剪应力。

(2) 作用在飞机上的风载可以处理成静载荷。

设计的约束条件为：

$$S_{bi} < S_1 \qquad i = 1,2,\cdots,12$$
$$S_{si} < S_2 \qquad i = 1,2,\cdots,12$$

其中，S_1 是材料的拉伸强度，S_2 是材料的剪切强度，S_{bi} 是第 i 个盒梁凸缘的正应力，S_{si} 是第 i 个盒段的剪应力。这样，该问题的常规(不考虑随机性)结构优化设计模型为：

$$\left.\begin{aligned} \min \quad & f(\bar{x}) = \sum_{i=1}^{12} 2\bar{\rho} S(b_i t_{1i} + h_i t_{2i}) \\ \text{S.T} \quad & S_{bi} < S_1 \qquad i = 1,2,\cdots,12 \\ & S_{si} < S_2 \end{aligned}\right\}$$

该优化模型的优化结果列于表 10.9 中。

表 10.9　确定性模型的优化结果

段号	厚度 /in		重量 /lb	
	凸 缘	腹 板	凸 缘	腹 板
1	0.009	0.010	0.75	0.14
2	0.027	0.020	2.76	0.35
3	0.049	0.030	5.87	0.59
4	0.072	0.038	9.95	0.88
5	0.095	0.046	14.86	1.19
6	0.118	0.053	20.51	1.54
7	0.140	0.060	26.83	1.90
8	0.161	0.066	33.75	2.30
9	0.182	0.072	41.23	2.71
10	0.201	0.077	49.21	3.14
11	0.220	0.082	57.66	3.59
12	0.238	0.087	66.54	4.06
优化重量：352.5 lb 可靠度指标：3.099				

将确定性结构优化模型中的约束条件看成是随机约束，且每个约束代表结构的一个失效模式。采用 O. Diteven 的二阶边界法的上界来近似估计结构的失效概率，相应的基于可靠性的优化设计模型变为：

$$\left.\begin{aligned} \min \quad & f(X = \sum_{i=1}^{12} 2\rho S(b_i t_{1i} + h_i t_{2i}) \\ \text{S.T} \quad & \beta_s \geqslant \beta^* \end{aligned}\right\}$$

式中，$\beta_s = -\Phi^{-1}[\sum_{k=1}^{24} \Phi(-\beta_k) - \sum_{k=1}^{24} \max_{j<k} \Phi_2(-\beta_k, -\beta_j, \rho_{kj})]$

式中，Φ 代表一维标准正态分布的概率分布函数，Φ_2 是二维标准正态分布的概率分布函数。ρ_{kj} 是第 k 个失效模式和第 j 个失效模式的相关系数。为了考虑模式间相关系数对优化结果的影响，表 10.10 给出了六种 ρ_{kj} 的取值。

表 10.10　模式间的相关系数

情　况	失　效　模　式					
	弯-弯		剪-弯		弯-剪	
Ⅰ	$0.8_{\|i-j\|}$[a]		$0.8_{\|i-j\|}$		$0.8(0.8_{\|i-j\|})$	
Ⅱ	$0.9_{\|i-j\|}$		$0.7_{\|i-j\|}$		$0.6(0.6_{\|i-j\|})$	
Ⅲ	$0.7_{\|i-j\|}$		$0.9_{\|i-j\|}$		$0.6(0.6_{\|i-j\|})$	
	A[b]	B[b]	A	B	A	B
Ⅳ	0.9	0.7	0.9	0.7	0.9	0.7
Ⅴ	0.9	0.7	0.7	0.5	0.5	0.4
Ⅵ	0.7	0.5	0.9	0.7	0.5	0.4

[a] i 和 j 是段号

[b] A 和 B 分别表示失效元件位于相同或不同的平板中

表 10.11 是相应于相关系数情况 Ⅰ 时的基于模型(10.102b) 的优化结果。

表 10.11　基于可靠性的最小重量设计

段号	厚度 /in		重量 /lb	
	凸 缘	腹 板	凸 缘	腹 板
1	0.010	0.013	0.82	0.18
2	0.027	0.024	2.74	0.41
3	0.046	0.034	5.60	0.69
4	0.067	0.045	9.31	1.03
5	0.088	0.054	13.70	1.40
6	0.108	0.061	18.71	1.77
7	0.126	0.068	24.21	2.16
8	0.144	0.073	30.18	2.53
9	0.161	0.078	36.48	2.96
10	0.177	0.084	43.21	3.44
11	0.191	0.089	50.16	3.90
12	0.205	0.094	57.48	4.38
最优重量:317.5 lb				
可靠度指标:3.092				

值得指出的是,在基于可靠性的优化设计中,结构可靠性指标的允许值取成了确定性结构优化设计后结构的可靠度指标值,而且都对应于模式间相关系数情况 Ⅰ。这是因为在基于可靠性的优化设计中实质上只有一个约束条件,因此,优化结果往往使约束条件取等式,这样就能保证基于可靠性的结构优化设计和确定性结构优化设计有相同的结构安全性。分析表 10.9 和表 10.11 中最终的优化结构重量,可以看出基于可靠性的优化设计在保证相同可靠度的条件下比确定性优化设计减重 9.93%,其收益是相当可观的。

为了对基于可靠性的优化设计能在相同的结构可靠度下达到减轻重量的原因有一个深入的理解,我们分别就上面两种情况的各元件的可靠度指标及重量列于表 10.12 中。

表 10.12　确定性优化及基于可靠性优化两种情况下结构失效模式的可靠度指标及重量

模　式	可靠度指标	
	确定性	概率方法
1	0.445E + 01	0.505E + 01
2	0.445E + 01	0.440E + 01
3	0.445E + 01	0.414E + 01
4	0.445E + 01	0.403E + 01
5	0.445E + 01	0.394E + 01
6	0.445E + 01	0.387E + 01
7	0.445E + 01	0.381E + 01
8	0.445E + 01	0.375E + 01
9	0.445E + 01	0.369E + 01
10	0.445E + 01	0.365E + 01
11	0.445E + 01	0.359E + 01
12	0.445E + 01	0.355E + 01
13	0.379E + 01	0.485E + 01
14	0.379E + 01	0.462E + 01
15	0.379E + 01	0.457E + 01
16	0.379E + 01	0.454E + 01
17	0.379E + 01	0.450E + 01
18	0.379E + 01	0.445E + 01
19	0.378E + 01	0.438E + 01
20	0.378E + 01	0.424E + 01
21	0.378E + 01	0.420E + 01
22	0.378E + 01	0.419E + 01
23	0.378E + 01	0.417E + 01
24	0.378E + 01	0.414E + 01
系统可靠度指标	0.309 9E + 01	0.309 2E + 01

由表 10.12 可以看出，在确定性方法中，各设计元件用了相同的安全系数(安全系数为 1.5)。但由于各元件的强度的差异系数不同(拉伸强度的差异系数为 0.05，剪切强度的差异系数为 0.10)，因此各失效模式并不是等安全的，而且有一个非常值得注意的特点，即凸缘的重量大，其对应的失效模式的安全裕度也高；腹板的重量小，其对应的失效模式的安全裕度也小。从基于可靠性的结构优化设计概念来看这是不合理的。由于凸缘重量所占比例大，因此其可靠性指标应当降低才有利于减轻结构重量。在表(10.12) 中可以看出，在概率方法中，元件重量和可靠度指标间的分布关系是合理的，对于凸缘而言，除模式 1 外，其他模式的可靠度指标均较相应的确定性方法的可靠度指标要低，因此，相应的元件的重量也就随之降低了。从表(10.12) 中确定性方法所对应的数据中，我们可以发现另一个重要特点，即同是凸缘元件或同

是腹板元件，随元件号的增大，其重量在不断的增大，而相应失效模式的可靠度指标却是相同的。从基于可靠性的结构优化设计概念来看，这也是不合理的，因为重量大的元件，其对应失效模式的可靠度指标应该小，表(10.12) 中概率方法所对应的数据则完全符合这一规律。以上两条原因，就是本机翼设计中基于可靠性优化设计结果之所以优于确定性优化设计结果的根本原因。为了说明模式间相关系数对最终结果的影响，下面给出了相应于表(10.10) 的基于可靠性优化的结果。

表 10.13　模式间相关系数对优化结果影响

类　　型	重量 /lb	可靠度指标
确定型	352.5	
一阶边界法	317.5	3.092
二阶边界法		
Ⅰ	318.9	3.154
Ⅱ	312.1	3.124
Ⅲ	325.6	3.211
Ⅳ	318.0	3.202
Ⅴ	311.0	3.104
Ⅵ	317.9	3.104

五、结构模糊优化设计概述

1. 结构优化设计中的模糊性概念

在前一节的基于可靠性的结构优化设计中，我们充分考虑了结构设计中的随机信息。但是，在工程设计中，还存在着另一类非常重要的信息 —— 模糊信息。模糊性是 L. A. Zadeh 于 1965 年首次提出模糊集合以至产生模糊数学的近几十年中才掀起研究探索的热潮。工程设计中的模糊性是指我们不可能给出某些概念以明晰的定义和评价标准。例如在结构优化设计中“最优解”的概念。一个满足所有约束条件(包括可靠度约束条件) 且重量最轻的设计是我们从前建立的所谓“最优解”。但是，在工程实际中这种“最优解”方案是不是确实最优?显然并不一定。因为在工程实际中，除重量要求外，还可能含有一些其他要求，例如维修性、工艺性等等。另外，这种“最优解”是人们通过建立了一系列力学和数学模型之后，应用一定的数学方法求得的。在建立力学和数学模型的过程中，必须要进行许多假设和简化(例如，若结构中的应力和应变需要用有限元素法来求解，首先必须在一些假设的基础上建立有限元计算模型等)，而求解这些模型的方法也大都具有近似性(例如，目前广泛采用的求结构失效模式、失效概率的 AFOSM 方法就具有近似性等)。因此，“最优解”的概念在工程设计中实质上是没有意义的。美国的 H. Simon 在 1978 年提出了在工程设计中应以追求“满意解”来替代“最优解”的思想，而所谓“满意解”实质上是一个模糊概念，因为它并没有一个明晰的定义。

结构优化设计中，除上面提到的“满意解”概念外，在常规优化设计模型中的约束条件实质上也具有模糊性。例如，假定某结构元件的允许应力$[\sigma] = 100$ MPa，则当元件应力 $\sigma = 99$ MPa 时我们认为满足了元件的强度条件，而当 $\sigma = 101$ MPa 时我们则认为该元件绝对不可用，

但是实际上两种情况并没有实质性差别。因此，严格地讲，元件的允许应力应能在一个范围内变化，而这个范围内的每一个值都有充当允许应力的资格，差别仅仅在于它们充当允许应力的资格有大小之分。例如，假定上面元件的允许应力范围为[100 MPa，110 MPa]，我们可以认为100 MPa有100%的资格充当该元件的允许应力，区间的中间值105 MPa有50%的资格充当该元件的允许应力，而110 MPa则是绝对不允许的，它充当该元件允许应力的资格为0。这样所描述的允许应力的概念实质上也是一个模糊概念。

同理，优化设计中的其他约束，如位移约束、可靠度约束等都应当是一个模糊约束。

2. 模糊集合、隶属度及隶属度函数

下面我们就本节要用到的模糊数学中的模糊集合概念以及隶属度的概念作一简单介绍。

(1) 模糊集合：具有模糊边界的集合。一般用字母下带波浪号的字母表示，如$\underset{\sim}{A}$、$\underset{\sim}{B}$等。

显然，上面提到的元件允许应力就是一个模糊集合。对于100 MPa而言，它属于元件允许应力这个集合，对于120 MPa而言，它不属于元件允许应力这个集合，但是对于像105 MPa，108 MPa这些数，我们就不能用严格的“属于”还是“不属于”来表达了。

集合$A=$[100 MPa，110 MPa]与集合$\underset{\sim}{A}=$[100 MPa，110 MPa]的区别在于：在A中的所有元素都100%的属于A，而$\underset{\sim}{A}$中的元素只是“在一定程度上”属于$\underset{\sim}{A}$。

(2) 隶属度：L. A. Zadeh于1965年提出，对论域上的每一个元素u_i，在闭区间[0,1]中为它选一个数学指标，来表明u_i对模糊集合$\underset{\sim}{A}$的隶属程度。这个数学指标用$\mu_{\underset{\sim}{A}}(u_i)$表示，并称其为元素$u_i$对模糊集合的隶属度。所有隶属度均应满足

$$0 \leqslant \mu_{\underset{\sim}{A}}(u_i) \leqslant 1 \tag{10.103}$$

在不易误解的情况下，将$\mu_{\underset{\sim}{A}}(u_i)$简记为$\mu_{i\underset{\sim}{A}}$。显然，$\mu_{i\underset{\sim}{A}}$值越大表示$u_i$对$\underset{\sim}{A}$的隶属度越高；当$\mu_{i\underset{\sim}{A}}=1$时，$u_i$肯定属于$\underset{\sim}{A}$；当$\mu_{i\underset{\sim}{A}}=0$时，$u_i$肯定不属于$\underset{\sim}{A}$。

Zadeh建议将模糊集合$\underset{\sim}{A}$表示成下面形式：

$$\underset{\sim}{A}=\mu_{1\underset{\sim}{A}}/u_1+\mu_{2\underset{\sim}{A}}/u_2+\cdots+\mu_{m\underset{\sim}{A}}/u_m=\sum_{i=1}^{m}\mu_{i\underset{\sim}{A}}/u_i \tag{10.104a}$$

式中的分母项表示$\underset{\sim}{A}$中可能的元素，分子项表示该元素属于$\underset{\sim}{A}$的隶属度。显然，式中的“+”或“$\sum$”不代表算术和，而是“联”的意思。

当论域的元素可用实数轴上的闭区间来表示时，模糊集合可以表示成

$$\underset{\sim}{A}=\int \mu_{\underset{\sim}{A}}(u)/u \tag{10.104b}$$

同样，式中的积分号不代表积分，也是联的意思，u表示$\underset{\sim}{A}$中可能的元素，$\mu_{\underset{\sim}{A}}(u)$是$u$属于$\underset{\sim}{A}$的隶属度，称它为$\underset{\sim}{A}$的隶属度函数。

3. 单目标模糊优化设计的数学模型

在采用了“满意解”及模糊约束的概念之后，结构最轻重量设计的数学模型如下式所示：

$$\left.\begin{aligned}&\min \quad \underset{\sim}{f}(\bar{x})\\&\text{S.T.} \quad g_j(\bar{x}) \lesssim G_j\\&\qquad j=1,2,\cdots,m\end{aligned}\right\} \tag{10.105}$$

式中的符号“$\lesssim$”表示“模糊小于”，$\underset{\sim}{G}_j$ 是第 j 个约束的模糊允许区间。

首先给出目标函数和约束条件的隶属度函数

$$\mu_{\underset{\sim}{f}}(f)=\begin{cases}0 & \text{当 } f(\bar{x})\geqslant f_{\max}\\ 1-\dfrac{f(\bar{x})-f_{\min}}{f_{\max}-f_{\min}} & \\ 1 & \text{当 } f(\bar{x})\leqslant f_{\min}\end{cases}\tag{10.106}$$

式中，$f_{\min}$ 是设计者感到完全满意的目标函数(即重量)值，$f_{\max}$ 是设计者认为无法接受的目标函数值。显然，$f_{\min}$，$f_{\max}$ 是设计者根据上层设计的要求而事先给定的，它实质上反映了设计者对“满意解”的看法。式(10.106)所给出的目标函数隶属度函数可用如图 10.20 所示的图形表示：

对于约束条件，我们仅以第 j 个为例且假定 $\underset{\sim}{G}_j$ 的论域为$[a,b]$。其隶属度函数如下：

$$\mu_{\underset{\sim}{G}}(g_j)=\begin{cases}1 & \text{当 } g_j(\bar{x})\leqslant a\\ \dfrac{g_j(\bar{x})-a}{b-a} & \text{当 } a<g_j(\bar{x})<b\\ 0 & \text{当 } g_j(\bar{x})\geqslant b\end{cases}\tag{10.107}$$

其图形如图 10.21。

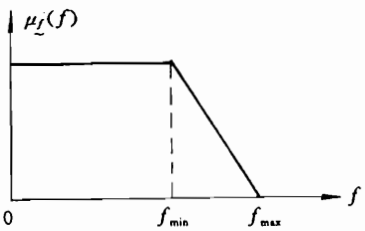


图 10.20　式(10.106)表示的隶属度函数图

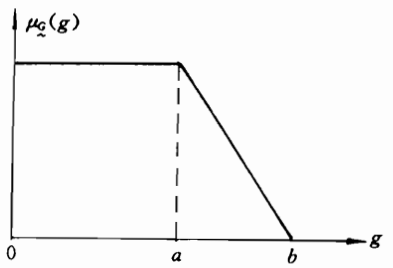


图 10.21　式(10.107)所表示的隶属度函数图

假定“满意解”对目标函数和约束条件的要求是等同的，则可以用下面规划模型来替代式(10.105)：

$$\left.\begin{array}{l}\max \quad \lambda\\ \lambda\leqslant\mu_{\underset{\sim}{f}}[f(\bar{x})]\\ \lambda\leqslant\mu_{\underset{\sim}{G}}[g_j(\bar{x})]\end{array}\right\}\tag{10.108}$$

上式就是所谓“对称型”结构模糊优化设计的模型，“对称型”指的是在这样的优化模型中目标函数和约束条件是等同的，是可以互换的。

应用约束规划问题的一般求解方法，我们就可以得到该结构优化设计问题的“满意解”。

4. 多目标模糊优化设计的数学模型

在许多情况下，结构优化设计的目标除重量最轻外，还有一些其他目标，如成本最低、可靠度最高及结构的某种变形最小等。这时，结构的优化设计称多目标优化设计。

常规的多目标优化设计已有一些方法而且相当有效。

考虑到结构设计中的模糊信息和“满意解”的概念，人们将模糊优化设计和多目标优化设

计相结合，从而形成了结构的多目标模糊优化设计，而且已成为结构优化设计领域中的一个重要发展方向。下面就基本思路作一简单介绍。多目标模糊优化设计的基本数学模型为

$$\left.\begin{array}{ll} \min & \underset{\sim}{F}(\bar{x}) \\ \text{S.T} & g_j(\bar{x}) \lesssim \underset{\sim}{G}_j \\ & j=1,2,\cdots,m \end{array}\right\} \tag{10.109}$$

式中 $\underset{\sim}{F}(\bar{x})=[\underset{\sim}{f}_1(\bar{x}),\underset{\sim}{f}_2(\bar{x}),\cdots,\underset{\sim}{f}_p(\bar{x})]$，而 $\underset{\sim}{f}_i(\bar{x})$ 是第 i 个模糊目标，p 是模糊目标的个数。

约束条件的隶属度函数仍如式(10.107)，而各单个目标函数的隶属度函数常常采用下述方法获得。

(1) 在最宽松的约束条件下求各单个目标函数的最小值。所谓最宽松的约束指的是对于第 i 个约束，若其模糊论域 $\underset{\sim}{G}_j=[a_j,b_j]$，则约束 $g_j(\bar{x})\leqslant b_j$ 为最宽松的约束。求单个目标函数最小值的数学模型为

$$\left.\begin{array}{lll} \min & f_k(\bar{x}) & k=1,2,\cdots,p \\ \text{S.T} & g_j(\bar{x})\leqslant b_j & j=1,2,\cdots,m \end{array}\right\} \tag{10.110}$$

(2) 解(10.110)得 $\bar{x}_k^*$ 和 $f_k(x_k^*)$，并且求得其他单目标函数在 $\bar{x}_k^*$ 的值 $f_l(\bar{x}_k^*)$ ($l=1,2,\cdots,p$，但 $l\neq k$)。

(3) 令

$$m_k=\min_{1\leqslant l\leqslant p} f_k(\bar{x}_l^*)$$

$$M_k=\max_{1\leqslant l\leqslant p} f_k(\bar{x}_l^*)$$

则第 k 个单目标的隶属度函数可以用下面线性形式表达：

$$\mu_{\underset{\sim}{f}_k}(\bar{x})=\begin{cases} 1 & f_k(\bar{x})<m_k \\ \dfrac{M_k-f_k(\bar{x})}{M_k-m_k} & m_k\leqslant f_k(\bar{x})\leqslant M_k \\ 0 & f_k(\bar{x})>M_k \end{cases} \tag{10.111}$$

上面求 $\mu_{\underset{\sim}{f}_k}(\bar{x})$ 的方法是基于这样一个概念：当 $f_k(\bar{x})$ 取其最小值时 $\mu_{\underset{\sim}{f}_k}(\bar{x})=1$(即最满意)；在其他某单目标取最小值的情况下，$f_k(\bar{x})$ 取最大值时 $\mu_{\underset{\sim}{f}_k}(\bar{x})=0$(即最不满意)。

因此，和单目标时的情况一样，多目标情况下目标和约束的隶属度函数实质上表征的是对目标和约束的“满意度”和“满足度”。相应的数学模型可以被转化为

$$\left.\begin{array}{ll} \max & \lambda \\ \lambda\leqslant \mu_{\underset{\sim}{f}_k}[f_k(\bar{x})] & k=1,2,\cdots,p \\ \lambda\leqslant \mu_{\underset{\sim}{G}}[g_j(\bar{x})] & j=1,2,\cdots,m \end{array}\right\} \tag{10.112}$$

目前，国内外对结构的多目标模糊优化设计研究成蜂涌之势。其中包括本节未介绍的非对称模型、非线性的隶属度函数以及模糊优化方法在各种结构设计中的应用等等。若读者对这些

问题有兴趣，请参阅有关文献。

例 10.14 如图 10.22 所示的三杆桁架结构：

已知：$P=20, H=1, \gamma=1, E=1$

正允许应力的模糊论域为[16,24]，

负允许应力的模糊论域为[−18,−12]，

截面尺寸上界的模糊论域为[2,4,3,6]，

截面尺寸下界的模糊论域为[0.08,0.12]

目标函数是结构的重量和 A 点的垂直位移为最小。

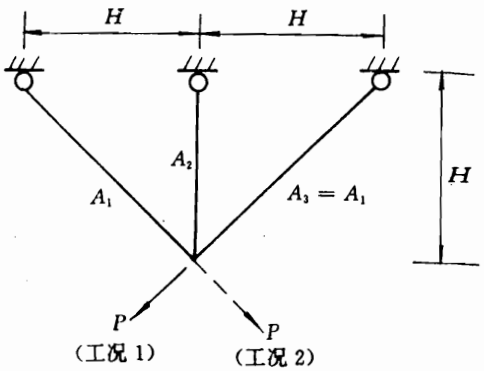


图 10.22 2 个工况下的三杆桁架结构

解 设 $A_1=x_1, A_2=x_2$，则两个单目标函数可以写成下式

$$f_1(\bar{x})=2\sqrt{2}x_1+x_2$$

$$f_2(\bar{x})=20/(x_1+\sqrt{2}x_2)$$

而约束条件可以写成下式

$$20(\sqrt{2}x_1+x_2)/(\sqrt{2}x_1^2+2x_1x_2)\leqslant 20+4(1-\alpha)$$

(对应于杆 1 的强度)；

$$20\sqrt{2}x_1/(\sqrt{2}x_1^2+2x_1x_2)\leqslant 20+4(1-\alpha)$$

(对应于杆 2 的强度)；

$$-20x_2/(\sqrt{2}x_1^2+2x_1x_2)\geqslant -15-3(1-\alpha)$$

(对应于杆 3 的强度)；

$$0.1-0.02(1-\alpha)\leqslant x_i\leqslant 3+0.6(1-\alpha),\quad i=1,2$$

(对应于设计变量的上、下限界)

$$\alpha\in[0,1]$$

令 $\alpha=0$，则各约束条件最为宽松，分别对目标函数 $f_1(\bar{x})$ 和 $f_2(\bar{x})$ 求最小值，其结果如表 10.14。

表 10.14 单目标优化结果

目标函数	x_1^*	x_2^*	$f_1(\bar{x}^*)$	$f_2(\bar{x}^*)$
$f_1(\bar{x})$	0.657 1	0.340 5	2.199 1	13.782 3
$f_2(\bar{x})$	3.6	3.6	17.564 8	2.301 2

由表 10.14 得

$$m_1=\min_{1\leqslant l\leqslant 2}(2.199\,1,\ 17.564\,8)=2.199\,1$$

$$m_2=\min_{1\leqslant l\leqslant 2}(13.782\,3,\ 2.301\,2)=2.301\,2$$

$$M_1=\max_{1\leqslant l\leqslant 2}(2.199\,1,\ 17.564\,8)=17.564\,8$$

$$M_2=\max_{1\leqslant l\leqslant 2}(13.782\,3,\ 2.301\,2)=13.782\,3$$

由式(10.111)得 $\underset{\sim}{f}_1(\bar{x})$ 和 $\underset{\sim}{f}_2(\bar{x})$ 的隶属度函数

$$\mu_{\tilde{f}_1}(\bar{x})=\begin{cases}1 & f_1(\bar{x})<2.199\ 1\\ (13.782\ 3-f_1(x))/11.583\ 2 & \\ & 2.199\ 1\leqslant f_1(\bar{x})\leqslant 13.782\ 3\\ 0 & f_1(\bar{x})>13.782\ 3\end{cases}$$

$$\mu_{\tilde{f}_2}(\bar{x})=\begin{cases}1 & f_2(\bar{x})<2.301\ 2\\ (17.564\ 8-f_2(x))/15.263\ 6 & \\ & 2.301\ 2\leqslant f_2(\bar{x})\leqslant 17.564\ 8\\ 0 & f_2(\bar{x})>17.564\ 8\end{cases}$$

同理，由式(10.107)得模糊约束的隶属度函数

$$\mu_{\sigma_j}(\bar{x})=\begin{cases}1 & \sigma_j(\bar{x})\leqslant 20\\ (24-\sigma_j(\bar{x}))/4 & 20\leqslant\sigma_j(\bar{x})\leqslant 24\\ 0 & \sigma_j(\bar{x})>24\end{cases}$$

$$j=1,2.$$

$$\mu_{\sigma_3}(\bar{x})=\begin{cases}1 & \\ (18+\sigma_3(\bar{x}))/3 & -18\leqslant\sigma_3(\bar{x})\leqslant -15\\ 0 & \sigma_3(\bar{x})<-18\end{cases}$$

$$\mu_{x_i^l}(\bar{x})=\begin{cases}1 & x_i>0.1\\ (x_i-0.08)/0.02 & 0.08\leqslant x_i\leqslant 0.1\\ 0 & x_i<0.08\end{cases}$$

$$i=1,2.$$

$$\mu_{x_i^u}(\bar{x})=\begin{cases}1 & x_i<3\\ (3.6-x_i)/0.6 & 3\leqslant x_i\leqslant 3.6\\ 0 & x_i>3.6\end{cases}$$

$$i=1,2.$$

根据式(10.112)，该模糊优化问题的对称型模型为

$$
\left.\begin{array}{lll}
 & \lambda & \\
\max & \mu_{f_k}(\bar{x}) \geqslant \lambda & k=1,2 \\
\text{S.T} & & \\
 & \mu_{g_j}(\bar{x}) \geqslant \lambda & j=1,2,3 \\
 & \mu^{l}_{x_i}(\bar{x}) \geqslant \lambda & i=1,2 \\
 & \mu^{u}_{x_i}(\bar{x}) \geqslant \lambda & i=1,2
\end{array}\right\}
$$

采用线性规划的单纯形法得最终的优化结果如表 10.15。

表 10.15　多目标模糊优化结果

x_1	x_2	f_1	f_2	λ
0.558 4	2.535 8	4.115 2	4.825 6	0.834 6

思 考 题

1. 目前已有的求解元件可靠度的基本方法有几种，试比较它们的优缺点。
2. 对于大型结构（诸如机翼、机身等）进行可靠性分析的基本过程是什么？
3. 什么是结构的可靠性优化，其过程中的关键环节是什么？应如何解决？
4. 什么是结构的多目标模糊优化，其过程中的关键环节是什么？

习　　题

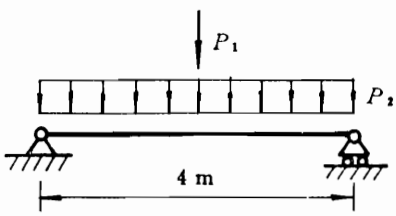
1. 假设 N_t 和 N^* 分别是某结构的真实寿命和允许寿命，二者是相互独立的、服从正态分布的随机变量。安全余量函数为 $M=N_t-N^*$。已知 $\mu_{N_t}=10^8\,\text{h}$，$\sigma_{N_t}=10^7\,\text{h}$，$\mu_{N^*}=10^7\,\text{h}$，$\sigma_{N^*}=10^6\,\text{h}$。试求安全指标 β 及失效概率 P_{f_e}。

2. 已知条件同习题 1，若安全余量函数改写为 $M=\ln N_t-\ln N^*$，试分别用 FOSM 和 AFOSM 法求 β 及 P_{f_e}，并将结果与习题 1 的结果进行比较。

3. 如题图 10.1 所示的简支梁。P_1 是一集中载荷，P_2 是均布载荷。梁的失效准则为 $m \geqslant m_F$，m、m_F 分别是梁中点的弯矩及极限弯矩。假定 $\bar{x}=(P_1, P_2, m_F)$，且 $\mu_{\bar{x}}=(10\,\text{kN}, 5\,\text{kN/m}, 30\,\text{kN}\cdot\text{m})$，

$$
[C_{\bar{x}}]=\begin{bmatrix}
2\,\text{kN}^2 & 1\,\text{kN}^2/\text{m} & 0 \\
1\,\text{kN}^2/\text{m} & 1(\text{kN/m})^2 & 0 \\
0 & 0 & 3(\text{kN}\cdot\text{m})^2
\end{bmatrix}
$$

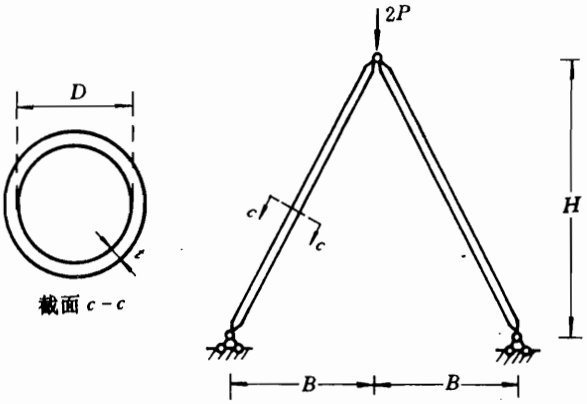
试求 β 及 P_{f_e}。



题图 10.1　题 3 的简支梁图

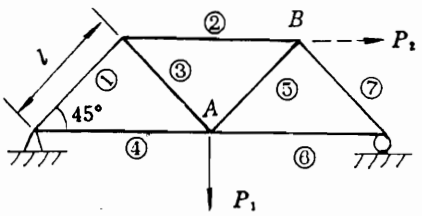
4. 如题图 10.2 所示的二杆桁架由钢管组成。管壁厚 t 和跨度 $2B$ 为预定参数，要求在保证强度和杆件整体稳定的条件下使结构最轻。设计变量 D（管的平均直径）和 H（桁架高度）都有

上、下限。列出其设计变量空间的数学模型。



题图 10.2　二杆桁架结构

5. 如题图 10.3 所示 7 杆静定桁架，各杆均由相同材料制成，$\rho = 0.002\ 7\ \mathrm{kg/cm^3}$，$l = 100\ \mathrm{cm}$，拉伸许用应力$[\sigma_+] = 2\ 000\times10^5\ \mathrm{Pa}$，压缩许用应力$[\sigma_-] = -1\ 400\times10^5\ \mathrm{Pa}$。结构受到两种工况的作用，第一种工况是在 A 点受有垂直向下的载荷 $P_1 = 10\times10^4\ \mathrm{N}$，第二种工况是在 B 点受到水平向右的拉力 $P_2 = 15\times10^4\ \mathrm{N}$。求满应力设计。



题图 10.3　7 杆静定桁架

参 考 文 献

第二章 参 考 文 献

[1] 国防科学技术工业委员会编,《军用飞机强度和刚度规范使用说明》,国防工业出版社,1986 年 1 月。

[2] (美)S. Suresh 著,王中光等译,《材料的疲劳》,国防工业出版社,1993 年 10 月。

[3] 航空工业部强度规范编写办公室编,《飞机结构通用规范,MIL－A－87221》,1987 年 10 月。

第三、五、六章 参 考 文 献

[4] 牛春匀编著,《实用飞机结构设计》,国防工业出版社,1983 年(上册),1991 年(下册)。

[5] Е. С. Войт, Проектирование Конструкций Самолетов, 《МАШИНОСТРОЕНИЕ》 1987.

[6] Michael C. Y. Niu, Airframe Structural Design, Lookheed Aeronautical Systems Company, CONMILIT PRESS LTD, 1988.

[7] 中国航空研究院,《军用飞机疲劳、损伤容限、耐久性设计手册》,航空工业出版社,1994 年。

[8] Я. А. Кутепов, Теория и Практика Проектирования Пассажирских Самолетов, Издателъство 《НАУ КА》, 1976.

[9] 中国民用航空局,《中国民用航空条例》第 25 部,1985 年。

[10] 冯元生,陶梅贞等,《飞机结构的分析与先进设计原理》,西北工业大学出版社,1991 年。

[11] О. А. Гребеньков, Конструкпия Самалетов, 《МАШИНОСТРОЕНИЕ》, 1984.

第四章 参 考 文 献

[12] 航空工业部科学技术委员会编,《飞机结构损伤容限设计指南》,1985 年。

[13] 中国航空研究院编,《军用飞机疲劳、损伤容限、耐久性设计手册》,第一、二、三、四册,1994 年。

[14] S. Suresh 著,王中光等译,李家宝等校,《材料的疲劳》,1993 年。

[15] 陆毅中,《工程断裂力学》,西安交通大学出版社,1986 年。

第七章 参 考 文 献

[16] 航空航天部科学技术研究院编,《复合材料设计手册》,航空工业出版社,1990 年。

[17] 牛春匀著,西安飞机工业公司译,《飞机复合材料结构设计与制造》,西北工业大学出版社,1995 年。

[18] 李顺林等,《复合材料工作手册》,航空工业出版社,1988 年。

19] S. W. Tsai,《Composites Design》, THINK COMPOSITES, 1988.
20] 中国航空研究院,《复合材料损伤容限设计指南》,航空工业出版社,1996 年。
[21] 张志民等,《复合材料结构力学》,北京航空航天大学出版社,1993 年。

第八章 参考文献

[22] 诺曼·斯·柯里,《飞机起落架设计原理和实践》,航空工业出版社,1990 年。
[23] 牛春匀,《实用飞机结构设计》,国防工业出版社,1991 年。
[24] В. Л. Бельский, Конструкния Летательных Аппаратов,《ОБОРОНГИЗ》,1965.
[25] И. И. 智维列夫、С. С. 科柯宁著,邓启明、陈金祥等译校,《航空机轮和刹车系统设计》,国防工业出版社,1980 年。
[26] С. Н. 康恩、И. А. 斯维特洛夫著,叶逢培等译,《飞机强度计算》,国防工业出版社,1959 年。
[27] С. М. 叶格尔著,杨景佐等译,《飞机设计》,航空工业出版社,1986 年。

第九章 参考文献

[28] 刘德贵等,《FORTRAN 算法汇编》(第一分册),国防工业出版社,1980 年。
[29] 肖顺达,《飞机自动控制系统》,国防工业出版社,1982 年。

第十章 参考文献

[30] 胡云昌,郭振邦,《结构系统可靠性分析原理及应用》,天津大学出版社,1992 年。
[31] 冯元生,陶梅贞等,《飞机结构的分析与先进设计原理》,西北工业大学出版社,1991 年。
[32] 宋笔锋,吕震宙等,《结构体系可靠性发展与展望》,首届中国运筹学会青年可靠性学术会议论文集,p. 20～25,机械工业出版社,1994 年。
[33] 宋笔锋,《结构体系失效概率计算方法研究》,西北工业大学博士学位论文,1994 年。
[34] 王光远,董明耀,《结构优化设计》,高等教育出版社,1987 年。
[35] M. R. Khan, K. D. Willmert and W. A. Thornton, A New Optimality Criterion Method For Large Scale Structures, AIAA paper - 78470.
] GALLAGHER, R. H. and FALBY. W. E, Optimization of Stiffened Panels, Second Symp. Struct. Opt. AGARD - CP - 123, 1973, Milan, Italy.
.i Weiji, Optimization of Stiffened Panels Under Compression, Joural of Strain Anal-, Vol 21, No. 3, 1986.
Yang and Nikolaids, Design of Aircraft Wings Subjected to Gust Loads A Safety Based Approach, AIAA Joural, Vol. 29, No. 1, 1991.
a Yu and Chang Wen Xu, Multi - Objective Fuzzy Optimization of Structures Generalized Fuzzy Decision - Making, Computers and Structures, Vol. 53,