

30646503

V214.1
02

高等学校教材

飞机结构的分析与先进设计原理

主 编 冯元生

副主编 陶梅贞

冯元生 陶梅贞 羊 矜

谢德康 郑锦榕

编



西北工业大学出版社



C0001363

内 容 简 介

本书包括绪论、飞机的外载荷、机翼结构分析、机翼结构设计、机身结构分析与设计、起落架、飞机操纵系统、飞机结构的损伤容限设计、结构可靠性设计、复合材料结构设计等十章。

本书着重阐明飞机结构设计的基本概念，设计原理、原则、准则、设计方法。对于飞机结构设计的重要基础与基本手段——受力分析，作了较详细的论述。对于新结构、新设计方法给予了较详细的阐明。

本书为高等学校飞机设计专业的教材，也可供从事飞机和其他种类飞行器设计及研究人员参考。

的
计
用

了
些
主
主

高等学校教材

飞机结构的分析与先进设计原理

主 编 冯元生

副 主 编 陶梅贞

责任编辑 王俊轩

责任校对 生 力

*

西北工业大学出版社出版

(西安市友谊西路 127 号)

陕西省新华书店发行

西北工业大学出版社印刷厂印装

ISBN7-5612-0293-8/V·13(课)

*

开本 787×1092 毫米 1/16 30 印张 733 千字

1991 年 6 月第 1 版

1991 年 6 月第 1 次印刷

印数 1—1 400 册

定价 7.70 元

前 言

我们曾在 1984 年为国防工业出版社写过一本《飞机结构设计》教材，得到了较多单位的使用。这 5 年来，由于飞机结构设计已向损伤容限设计、可靠性设计、复合材料结构设计发展，故又新编了这一本教材，内容约作了 60% 以上的更新，写法上也更为精炼、实用。

本书主要阐明飞机部件与组件的结构设计。在结构设计中，主要讨论方案选择。本书除了较详细地阐明如何细致地定性分析结构方案的合理性及其优劣以外，还对某些方案作了一些初步定量分析和论证。这里所说的定量分析主要是从重量观点出发，对几种供选择的典型设计方案作较粗的重量估算。对于结构方案分析的重要基础，即受力分析，作了较详尽的叙述。

新加了三个专章，分别阐明损伤容限设计、结构可靠性设计、复合材料结构设计；这三章内容也可移至必修课或任选课中讲述。

本书由陶梅贞同志编写第三、四、五、八章，三、四、五章基本重新写过，第八章为新加；羊姪同志编写第十章，为新加；冯元生同志编写第一、九章及其他章若干小节，第一章为部分改写，第九章为新加；郑锦榕同志编写的第二章与第六章只有少量改写；谢德康同志编写的第七章也只有少量改写。

本书由冯元生同志任主编，陶梅贞同志任副主编。

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

1990 年 6 月

第-

第

第

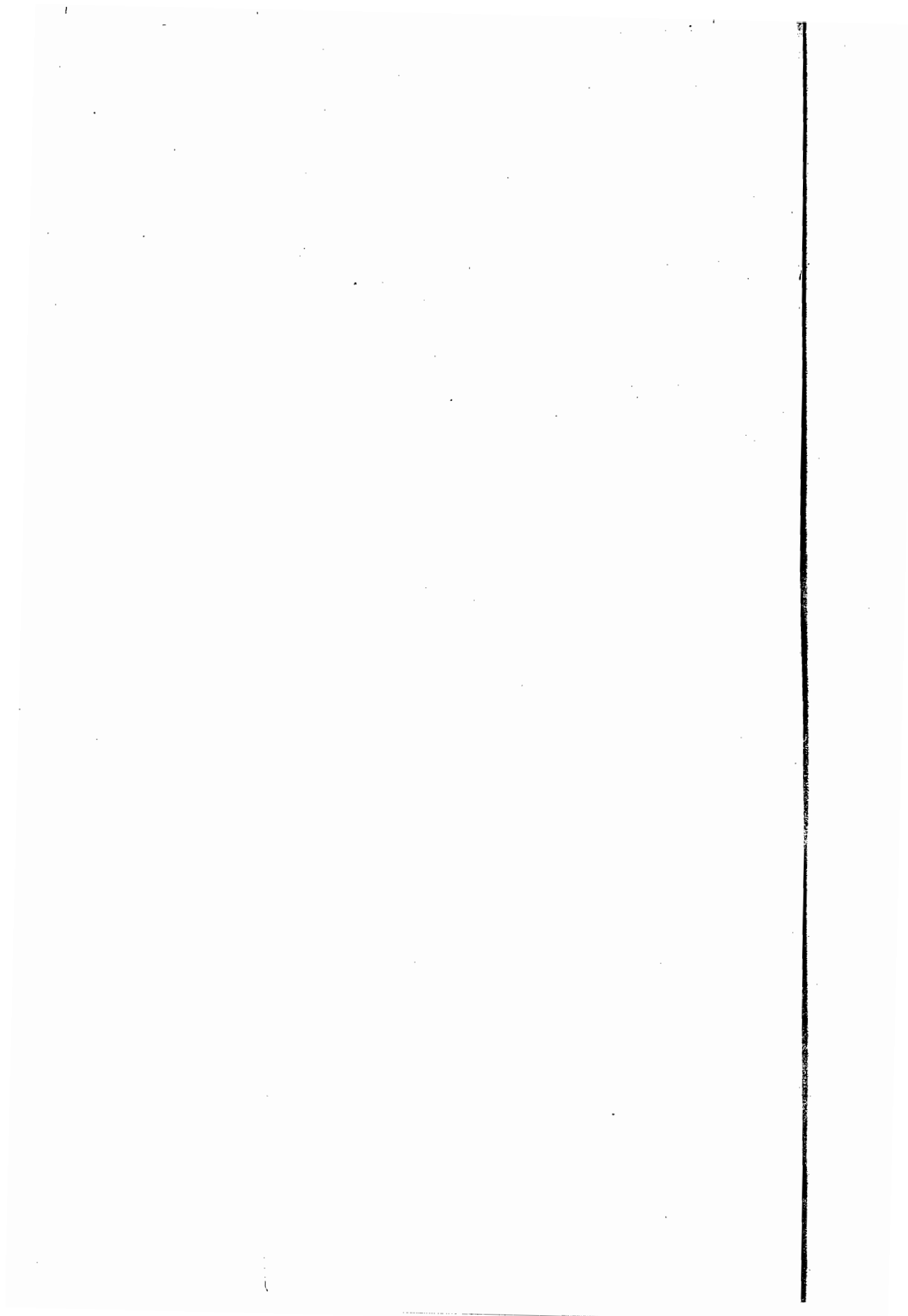
4
5

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	3
1.3 飞机结构设计的基本要求及其分析	5
1.4 飞机结构设计的内容、特点与步骤	7
1.5 飞机结构设计的发展	10
第二章 飞机的外载荷	14
2.1 平直飞行情况	14
2.2 典型飞行情况和过载	15
2.3 其他载荷情况	23
2.4 飞机设计规范介绍	28
2.5 节点载荷的计算	32
第三章 机翼、尾翼结构分析	36
3.1 机翼、尾翼的功用与要求	36
3.2 机翼、尾翼的外载特点	37
3.3 机翼结构的典型元件与典型受力型式	40
3.4 机翼典型受力型式的传力分析	44
3.5 机翼设计分离面对接处以及机翼、机身对接区的传力分析	60
3.6 后掠机翼和三角机翼的传力分析	67
3.7 结构上开口对传力的影响	82
附录 梁架式后掠机翼根部传力定量分析	91
第四章 机翼、尾翼的结构设计	97
4.1 机翼结构设计方法简介	97
4.2 机翼布置及机翼结构设计的原始依据	99
4.3 机翼受力型式选择与机翼主要受力构件布置	102
4.4 机翼结构的设计计算	116
4.5 机翼典型元件的设计	121
4.6 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	137
4.7 机翼整体油箱的设计特点与机翼开口区结构设计	143
4.8 机翼、机身连接接头设计与结构设计中的补偿问题	150
4.9 机翼结构的刚度设计要求与气动弹性问题概述	157

4.10 机翼前、后缘增升装置简介和尾翼、操纵面的结构设计特点	167	第九章
第五章 机身结构分析与设计	181	9
5.1 机身的功用、内部布置和设计要求	181	9
5.2 机身的外载和受力特点	183	9
5.3 机身典型结构型式的传力分析	184	9
5.4 机身结构元件的设计与布置	190	第十
5.5 机身加强框的设计	195	
5.6 集中力作用处的构件布置	206	
5.7 增压座舱的结构设计特点	212	
5.8 机身开口区的设计	218	
5.9 机翼、机身对接设计及机身设计分离面的对接设计	221	参
第六章 起落架	228	
6.1 起落架的设计要求	228	
6.2 起落架的外载荷	229	
6.3 起落架的配置形式	232	
6.4 起落架的结构型式和受力分析	233	
6.5 起落架的强度计算	242	
6.6 减震装置	244	
6.7 起落架的一些其它装置	261	
6.8 多轮小车式起落架	272	
6.9 起落架的疲劳与断裂设计	277	
附录 起落架几何位置的确定	280	
第七章 飞机操纵系统	282	
7.1 对飞机操纵系统的要求	282	
7.2 机械操纵系统	283	
7.3 不可逆助力操纵系统	297	
7.4 含有自动增稳器的操纵系统	318	
7.5 飞机操纵系统动态品质的评定	325	
附录	328	
第八章 疲劳、损伤容限设计	332	
8.1 概论	332	
8.2 疲劳设计	334	
8.3 断裂力学有关的基本理论	348	
8.4 损伤容限设计	358	
小结	372	

第九章 结构体系可靠性分析与设计	374
9.1 概论	374
9.2 结构元件可靠性分析	376
9.3 结构体系可靠性分析	402
9.4 结构可靠性设计	432
第十章 复合材料结构设计	442
10.1 概述	442
10.2 材料设计	447
10.3 结构设计	459
参考文献	468



常用符号表

A	截面面积	Q	剪力
a	板的长边, 加速度	q	速压, 分布载荷, 剪流
B	翼箱宽度, 横向宽度, 轮距	R	强度, 反力
b	板的短边, 弦长	S	机翼面积, 行程, 载荷
C	常数	S_i	第 i 个增量载荷
$\bar{c}$	相对厚度	T	温度
E	拉伸弹性模量, 能量	V	速度, 体积
F	力	W	结构重量
f	安全系数, 油孔面积	α	迎角, 角加速度
G	重力, 全机重量	β	可靠指标
H	机翼高度	γ	指数, 比重
K	结构刚度, 系数	δ	厚度, 位移, 舵偏角
L	长度	η	剩余强度系数, 梯形比
M	马赫数, 弯矩, 力矩	λ	展弦比
m	质量	ρ	材料密度, 相关系数
N	轴向力, 惯性力	σ	正应力, 标准差
n	传动比, 过载系数, 元件总数	τ	剪应力
P	载荷	μ	均值
P_d	设计载荷	φ	传递系数, 减缩系数
P_e	使用载荷	ω	角速度

空 农

オオオオ

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

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

从飞机的发展来看，歼击机的最大速度愈来愈大，升限、机动性愈来愈高。现代歼击机的最大速度通常为音速的两倍多，即 $M > 2$ ；飞行升限约在两万米以上。现代战略轰炸机的航程愈来愈远，载重愈来愈大，航程可达一万公里以上，载弹量可接近 30 吨。现代大型军用运输机的飞机总重可达 300 多吨，航程一万公里，可运载 350 名士兵或一辆坦克加上两架小型直升飞机。现代大型旅客机则可载 500 名旅客，飞行一万公里以上。

二、飞机设计的主要内容

飞机设计一般可分为总体设计和结构设计两大阶段。

1. 飞机总体设计

(1) 确定战术技术要求或使用技术要求。这些要求可由使用单位提出，或使用单位提出初步意见再由使用单位与设计单位双方协商确定。对于民用飞机，则经常由设计单位根据发展需要而提出。

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

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

(4) 在上述基础上，画出飞机的三面图（草图）。

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

2. 飞机结构设计

(1) 飞机部件的结构打样设计（或称为结构的初步设计）。

(2) 飞机零构件设计。

(3) 完成部件的结构图纸。

三、飞机的研制过程

一种新飞机的投入使用，需经过下述四个阶段。

1. 拟订技术要求

通常可由飞机设计单位和订货单位协商后共同拟订新飞机的战术技术要求或使用技术要求；也可由飞机设计单位或订货单位的某一方为主，拟订出技术要求。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。此时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。在飞机总体设计阶段以后进行的是结构设计阶段。结构设计阶段需绘制完成飞机结构的所有图纸，并使所设计的结构能满足总体设计的要求，当然也应与飞机的技术要求相协调。

一架现代新型飞机的设计工作，通常要设计几百张到几千张图纸，做几百到几千小时试验，设计人员通常为几百人，设计周期在1~3年左右。

3. 飞机制造过程

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

设计与制造是密切相关的。设计人员应了解工厂的生产条件、新工艺和新材料的发展情况，以设计出性能好而又结合工厂生产条件的飞机结构。工厂的技术人员应关心飞机性能的提高，与设计人员协作，制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。

4. 飞机的试飞、定型过程

一种新飞机试制出来以后，是不能也不应马上投入使用的。尽管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，则可把此时的设计图纸与制造方法确定下来，只有通过飞机的试飞过程把一种新飞机初步定型后，方可由飞机工厂进行小批量生产。

在新飞机的研制过程中，需配合做很多试验。譬如为了选择较好的飞机外形，需做风洞试验；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断裂设计等问题。

研制新飞机还与飞机的使用密切相关。在设计过程中既要利用已有的使用经验，又要在

本飞机的使用过程中不断改进这种新飞机的设计。

1.2 飞机结构设计的原始条件

(在探讨飞机结构设计方案以前, 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的形状协调、所受外载、受力特性、使用条件与生产条件。)

一、飞机结构设计的形状协调

(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、内部装置以及这部分结构与那部分结构连接关系的限制或影响, 因此需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 1.1)。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。

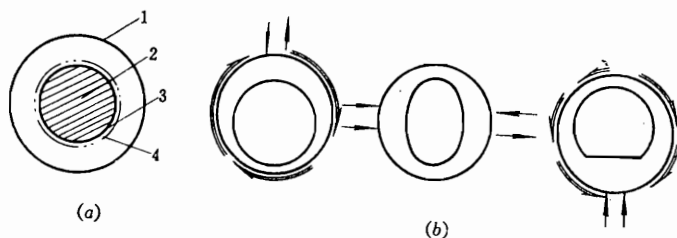


图 1.1 机身加强框的内外侧尺寸协调

(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。

(对于飞机的零、构件, 则需明确本零件或构件与其他构件在连接尺寸上的协调关系, 把形状协调好。)

二、结构的外载

(飞机结构必须保证有足够的强度、刚度与寿命, 因此需作认真的应力分析与强度试验; 但作上述工作之前必须要首先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^①算出（参考第二章）。

飞机零、构件所受的外载，除了上述依据外，有的则需根据结构部件的整体解算出的结果或该零、构件的使用特点单独地给出。

三、结构的受力特性

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

对于旅客机和歼击机的结构设计，一般都必须要考虑寿命问题。这是因为现代喷气客机的设计寿命已达 60 000 飞行小时，而现代歼击机，如美国的 F-18，其设计寿命也已达 6 000 飞行小时。

对于维持飞机气动力外形的结构，为了保证飞机有良好的气动外形，通常都将总体变形和局部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、机身等部件一般都需要考虑气动弹性问题。对于 $M > 2$ 的飞机的结构，以及处于发动机排气管附近的高温处结构，还需要考虑热应力、热刚度问题。

此外，明确某结构与其他结构连接处的受力协调特性也是很重要的。譬如是否要求某一连接处的合力中心线应通过某一点，能提供几处连接，每处连接是固支还是铰支等。

四、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，是否需要考虑在夜间飞行或恶劣气象条件下飞行等。飞机若能在恶劣气候条件下飞行，则称为全天候飞机。周围介质条件是指是否需要考虑海水腐蚀、湿度条件等。

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，然后再简单地整修一下，土跑道有时又称为野外机场。

3. 维修条件

飞机结构在使用时的维修条件，包括维修周期与次数、维修能力、维修速度要求等。

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。拦截歼击机的任务是拦截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。格斗用歼击机要求高机动性、低机场要求。机场条件的好坏与飞机结构受地面振动载荷、撞击载荷的大小与次数有关。歼击机在使用时，希望它能很快地进入临战状态，因此要

^①飞机强度规范一般是由国家有关部门颁布的指令性文件，美国、苏联、我国都有，通常几年就更新一次。

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。中、大型旅客机一般都要求能进行全天候飞行。

军用运输机的机场条件较差。要求飞机结构能便于在野外机场维修。

对于水上飞机，需特别注意结构的防海水和盐雾腐蚀问题。

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。

五、结构的产生条件

结构的生产条件主要指结构的产量和工厂的加工能力。

飞机结构的产量与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的工艺性的结构。

1.3 飞机结构设计的基本要求及其分析

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，如何全面考虑这些要求设计出理想的结构，如何满足这些相互间既有矛盾，又有促进作用的下述四个基本要求，是结构设计人员的基本功。

一、气动要求

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

二、重量要求

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

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

三、使用维护要求

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

对于军用飞机，则更需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。

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

四、工艺要求

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

五、对这些基本要求的分析

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

气动要求一般讲，是一种“前提性”要求，即设计出的结构必须满足气动要求，并在满足气动条件下，要求结构重量尽量轻、使用方便、工艺性良好等。但对于结构设计人员来讲，在这方面需要考虑的工作量并不多，在考虑结构方案时照顾到这一点使其能够满足即行，不是我们的主要精力所在。

例如在机翼与尾翼的前缘，一般不布置桁条而只布置翼肋，这是因为前缘形状对阻力、升力的影响较大。加上桁条后，前缘在受到气动力作用下的变形后截面的形状特性较差（图1.2）。

使用要求与气动要求类似，基本上也是一种前提性要求。即根据飞机的机种、使用特点规定了使用、维护要求。因此，要求结构有与之相应的“开敞性”，即在结构上必须有相应的设计分离面和开口，以保证维护人员有接近结构内部的装载或内部结构的通道。

尽管由于有这些分离面和开口，结构重量要有所增加，但一般还是需要布置的，故使用要求也是一种前提性要求。从另一方面看，若部位安排中某些分离面和开口会显著增加结构的重量，则也可适当调整一下分离面和开口的位置及其大小和形状。

对于结构设计人员来讲，考虑使用要求所需化费的工作量也不多，只要在考虑结构方案时结合考虑即可。

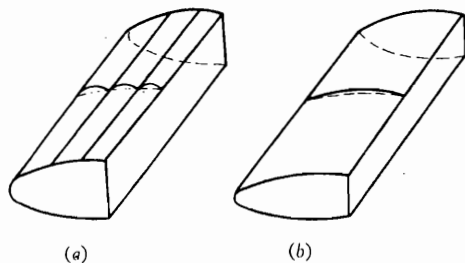


图 1.2 前缘结构布置对变形后截面形状特性的影响(只示出上半部)

(a) 前缘布置有桁条时的情况;

(b) 前缘不布置桁条的情况。

当然，我们还需强调指出，虽然考虑气动要求与使用要求并不需较多时间，但它们还是重要要求，必须认真对待，而且应该在开始考虑方案时就加以重视，把它们处理好。

工艺要求是一种“条件性”要求、“发展性”要求。即工艺性好是结合一定条件的，如产品数量、加工条件等。但这里所说的加工条件又是可以发展的。例如适合重量要求的某结构元件形状可能需较大的机械加工量，这从过去的传统看可能是工艺性不好；但近代飞机的重要元件往往机械加工量很大，这是因为现在对结构重量减轻的要求更迫切，而加工能力（如程控机床的出现）也提高很快。但也需注意，在某些情况下（譬如战时急需增加作战飞机的数量），工艺要求（例如要求生产周期短）也能成为主要要求。

一个优秀的设计员应在设计初期就综合考虑各个要求，并予以解决。考虑工艺要求虽不需大量时间，但却需要在设计结构方案阶段就很好考虑，而在细节设计时也需随时注意。

一个优秀的设计员应尽量发展这些要求的相互协调一面；而减少它相互矛盾的一面。这要求设计人员尽量地了解工厂的生产条件，经常与工艺人员协商，尤需注意在设计方案确定前，就应该先征求工艺人员的意见，而不是画完图纸后再去征求意见。在设计方案确定后作细节设计时，也需经常与工艺人员相联系。

设计人员与工艺人员的紧密配合，互相协作，互相促进，是设计人员必须具备的基本观点之一。

重量要求一般讲，是飞机结构设计的主要要求。

例如，对于一架现代喷气式旅客机，使用寿命一般为 20 年，飞行小时可达 60 000h。一架总重 100t 的飞机其结构重量约为 30t，若结构设计人员使其重量减轻 100kg（只减轻了总结构重量的 0.33%），而能多载乘客一名或货物 100kg。飞机速度设为 900km/h，吨—公里收入设为 0.5 元，则能多收益

$$60\,000 \times 900 \times 0.1 \times 0.5 = 2\,700\,000 \text{ 元}$$

故减轻 0.33% 结构重量即能增加收入 270 万元，可见随着飞机寿命的增加，减轻结构重量的经济利益愈来愈大。

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

1.4 飞机结构设计的内容、特点与步骤

一、结构与结构设计的含意

“结构”是一个常用的术语，但它的含意有时却有所不同，这里写出其常用的含意。一个“结构”，由几个或几千个零件结合在一起所构成，能承受指定的外载，满足规定的强度、刚度、寿命、可靠性等要求。这种结构往往指受力结构。只用以维持外形或仅供装饰用的元件，我们就不包括在结构内。譬如低速飞机上的机翼蒙布，尽管也受局部气动力，由于它不参与整个机翼的受力，故不看作结构元件；至于旅客机客舱内的装饰板，当然也不能看作结构元件。

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、操纵系统及其他系统的受力结构等部件结构或组件结构。

机身这样一个大结构，通常称为部件结构。机身又可沿纵向分成几个大段，各段结构常称为组件结构。组件结构还可以分为小组件、构件等结构。零件为不需要重要设备和主要检查的少量零件。构件由很少几个零件装配而成。零件与构件（零、构件）常称为元件。图 1-3 L-1011 旅客机的结构分解图。图中既示出了设计分离面（即使用分离面），又示出了处于临战状态的分离面与备用的分离面。

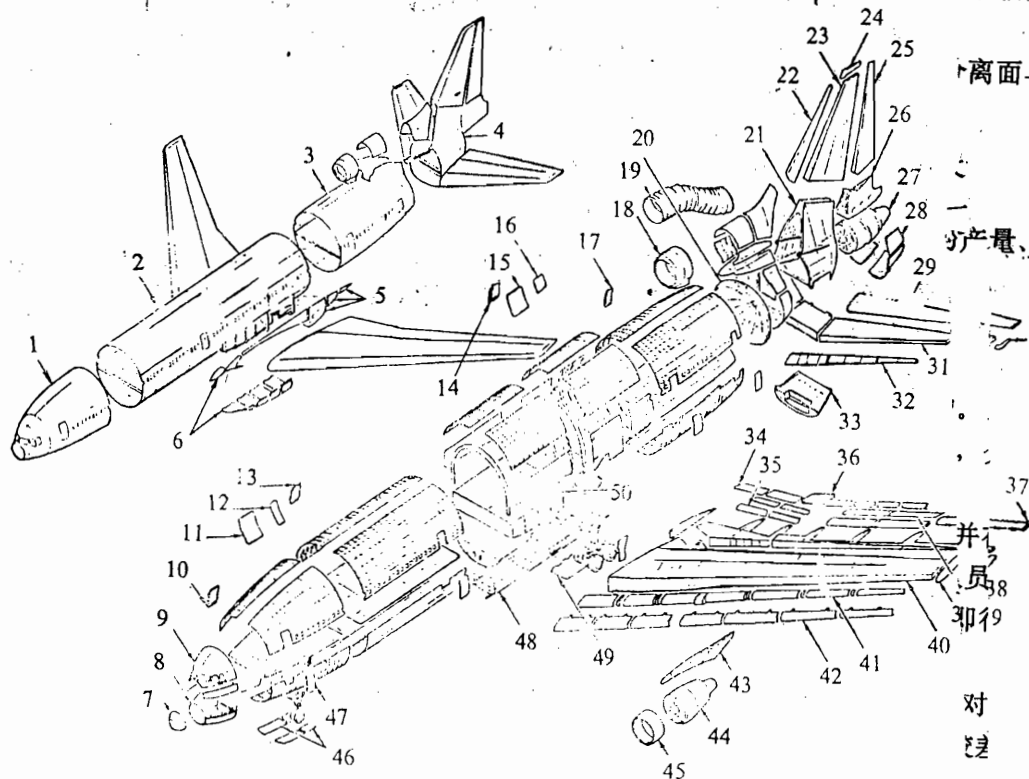


图 1.3 L-1011 旅客机结构分解图

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—客舱舱门<1>;11—前货舱舱门<1>;12—厨房舱门<1>;13—客舱舱门<2>;14—客舱舱门<3>;15—中货舱舱门<2>;16—后货舱舱门<3>;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—襟翼的缝翼(4块);36—内副翼;37—外副翼;38—襟翼(4块);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;50—机翼中央翼盒。

“结构设计”是指根据结构设计的原始条件，结合结构设计的基本要求，提出合理的设计方案以及进行具体细节考虑，绘制出结构图纸，在需要时还需写出相应的技术文件，以使生产单位能根据这些图纸和技术文件进行生产。

结构设计的图纸有打样图、协调图、装配图、零件图之分。

当然,打样图也就是部件或组件的结构设计草图。部件打样图需把部件的结构方案、协调要求、装配关系确定下来。在结构打样阶段,常常还需画一些协调图以明确重要部件、复杂工艺协调关系。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量、加需要的中间过程图纸。

形状可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、组件件往往件间)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或机床的生产单位生产使用。

(1), 工 艺

二、飞机结构设计的基本内容

用力飞机结构设计主要指机体结构设计。机体结构通常包含机翼结构、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)。

现以部件结构打样设计为例,给出设计过程中的各个典型阶段。

- (1) 了解结构的使用条件、生产条件和协调关系;
- (2) 通过计算或试验(或计算加试验)确定外载,确定安全系数;
- (3) 选定结构设计方案;
- (4) 初步确定结构的内部协调与装配关系;
- (5) 作一定的细节考虑,为组件打样作好准备;
- (6) 进行粗略的估算,或结合经验,或参考原准机,或者结合起来初步确定部件结构的一些基本尺寸;
- (7) 画出打样图;

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

件 图

三、飞机结构设计的典型方法

在 20 世纪 50 年代以前,飞机结构设计与其他民用结构设计一样,也是处于定性设计阶段。即结构设计人员,根据所设计对象的具体要求、条件,结合已有经验与设计原理、知识进行定性分析,选出合理的设计方案;再根据已有的经验与设计原理、设计知识进行粗略估算以选择主要截面尺寸;再进行强度校核(强度校核是一专门术语,可包括强度、刚度、寿命等校核)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,想进一步改进设计以减轻结构重量(突出重量要求是飞机结构设计与其他民用结构设计的不同处),则进行改设计,即设计员通过定性分析与粗略估算修改主要截面尺寸;然后再进行强度校核;一般重复 1~2 次即认为满意,当然,最终设计还是应满足强度校核要求。

这里有两个特点值得注意。一为结构方案在定性选择后是不再修改的;一为选择主要截面尺寸是根据粗略计算确定的,因此必须有合适的粗略估算方法才行。

随着飞机飞行速度的提高,三角机翼、小展弦比机翼日益得到广泛应用。随着飞机总重的增加,机身隔框尺寸随着增大,因此就必须考虑其弹性变形对计算内力时的影响。由于机

翼、机身外形出现了上述变化,故长期用于计算大展弦比直机翼与小尺寸机身的工程梁理论,就不能再应用于上述外形的结构了,这就使通过估算确定截面尺寸出现了困难。

60年代以后,由于出现了电子计算机、应力分析的有限元素法以及优化数学,使飞机结构设计从定性设计向前发展了。

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与复杂的结构,但其计算工作量很大。有了电子计算机,就能高效地进行计算,使这种方法有了实际计算的可能。因此电子计算机的出现,使我们可以采用复杂的受力模型,运用有限元素法进行计算,这就大大增加了计算能力,即计算对象可以不受或很少受到限制,计算精度也大大提高。当然,若结构特征符合工程粗略计算应用的范围,即在这一范围内误差很小,则仍可用工程粗略计算方法进行估算,或甚至进行初步校核。由于计算速度提高了,计算能力也提高了,故可以不只选择一个方案,而是定性选择出较好的2~3个方案,分别进行选择截面、强度校核,修改截面、再强度校核,重复2~3次得出这2~3个方案的各自最终截面。最后还要进行重量比较,综合考虑,以选定一个最终方案(当然包含与这方案对应的截面),在整个过程中,尽量利用电子计算机这一工具;这就是计算机辅助设计。

在计算机辅助设计中,还有一些地方不够理想。即对于不能用粗略方法估算截面的结构,很难选取初始尺寸。这是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,对于用有限元素法计算之后的大量计算结果,难以找到什么修改规律。因此在初始截面的选取与修改上,“人为”的因素还是很大,即与设计员本人的设计水平、经验关系很大。

为了改进上述缺点,试图找到修改规律,并且希望通过这种修改规律来达到优化解或近优解,并且要求它与初始值的选取关系不大。人们应用电子计算机和有限元素法,结合优化数学与优化设计的原理和准则,提出了结构优化设计方法。

结构优化设计方法通常是从某一初始值(矢量)开始,按一定的规律迭代,逐步趋向优化解。

目前的结构优化设计方法,应用在截面尺寸的(包含杆元的截面面积、板元的厚度等)优化是有成效的。它以重量为目标函数,强度、刚度等为约束条件,保证在满足约束条件下,重量尽量轻,也就是说它只反映了重量要求。由于重量要求是结构的主要要求,故这样的元件尺寸优化是很有意义的。对于选择方案的优化,目前尚不成熟,只能初步解决一些问题。关于结构优化设计,可参考有关文献。

近来,由于对于高可靠性的迫切要求,以及结构可靠性研究工作所取得的成绩,结构可靠性设计及在可靠性基础上的结构优化设计已日益提到设计日程上来。

1.5 飞机结构设计的发展

飞机结构设计必须保证结构有良好的安全性,随着飞机的发展(结合其他学科、生产能力的提高),为了保证结构有足够的安全性而需重点遵守的安全准则,也有了发展。下面按其发展过程大致划分为五个阶段。

一、静强度设计阶段

自飞机结构设计初期直至20世纪30年代初期,首先考虑的是结构的静强度要求。在飞

机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:

$$P_d = fP_e \quad (1.1)$$

$$P_u \geq P_d \quad (1.2)$$

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、等于设计应力的, 其表达式如下:

$$[\sigma] \geq \sigma_d \quad (1.3)$$

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), 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, 还必须通过地面静强度部件或整机试验以进行验证。

二、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:

$$V_d = V_{cr} \quad (1.4)$$

$$V_{cr} = \max(f_f V_f, f_d V_d, f_a V_a) \quad (1.5)$$

式中 V_d ——设计速度;

V_{cr} ——气动弹性临界速度;

V_f 、 V_d 、 V_a ——颤振速度、机翼发散速度与副翼失效速度;

f_f 、 f_d 、 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

$$V_{\max} \leq V_d \quad (1.6)$$

此外, 结构设计还必须避免结构处于结构共振处附近, 且也不能出现过大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。

三、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

$$N_e \leq N_{sa} = N_{ex} / n_f \quad (1.7)$$

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、联邦德国、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 30 余年来, 飞机的使用寿命显著提高, 歼击机由 1 500h 提高到 5 000~8 000h, 运输机由 2 000h 提高到 30 000~60 000h。这样, 保证飞机寿命期内的安全问题就更为重要了。

四、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——破损安全与安全裂纹扩展设计和试验的新要求, 其设计准则为

1. 破损安全结构

$$\eta_{fa} \geq \eta_e = \eta_d / f \quad (f = 1.5) \quad (1.8)$$

式中 η 为剩余强度系数, 脚注 fa 为破损安全。

$$N_{ex, fa} / 4 \geq H \quad (1.9)$$

式中 H 为检查间隔期限。

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

2. 安全裂纹扩展结构

$$N_{a_0 \rightarrow a, cr} \geq N_e \quad (1.10)$$

式中脚注 a_0 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，以使不会达到临界裂纹长度。

在这个过渡阶段设计时，需按公式 (1.7)，(1.8)，(1.9) 与 (1.10) 等考虑结构的疲劳、断裂问题，并通过结构全尺寸疲劳试验和损伤容限试验进行验证。

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 (飞机强度与刚度，可靠性要求，重复载荷和疲劳) 放弃了安全寿命概念，由经济寿命所取代，其设计准则为

$$N_{ec} = N_e = N_{ex, en} / n \quad (1.11)$$

式中脚注 ec 代表经济， en 代表耐久性， n 为分散系数，取 2，此时结构需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。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。

五、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

$$R_{s, st} \geq R_{s, st}^* \quad (1.12a)$$

$$R_{s, k} \geq R_{s, k}^* \quad (1.12b)$$

$$R_{s, t} \geq R_{s, t}^* \quad (1.12c)$$

$$R_{s, ec} \geq R_{s, ec}^* \quad (1.12d)$$

式中 R_s 代表结构体系 (可以指大组件、部件、全机)，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

$$R_s \geq R_s^* \quad (1.13)$$

第二章 飞机的外载荷

飞机结构应能承受在执行预定的任务时所受到的外载荷。由于飞机使用的情况多种多样，因而具体的外载荷也各不相同。一般说来，飞机主要受下列外载荷。

外界作用在飞机上的外力有：升力 Y 、阻力 X 、动力装置产生的推力 T 及起飞着陆在地面运动时作用在前、主起落架上的力 P_n 、 P_m 和人员、设备、装载物以及飞机结构本身等的重力（即重量） G 。

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，又有旋转运动，总的平衡关系如下：

$$\sum F_x = 0, \quad T - X = ma_x = N_x \quad (2.1)$$

$$\sum F_y = 0, \quad Y_w - Y_t = m(g + a_y) = G + N_y \quad (2.2)$$

$$\sum M_z = 0, \quad -Y_w c + Y_t(d + c) = I_z \alpha_z \quad (2.3)$$

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。

可将各种外载都移至重心处，并把飞机简化成一个质点来分析。对于角加速度的影响，将在后面再加以讨论。

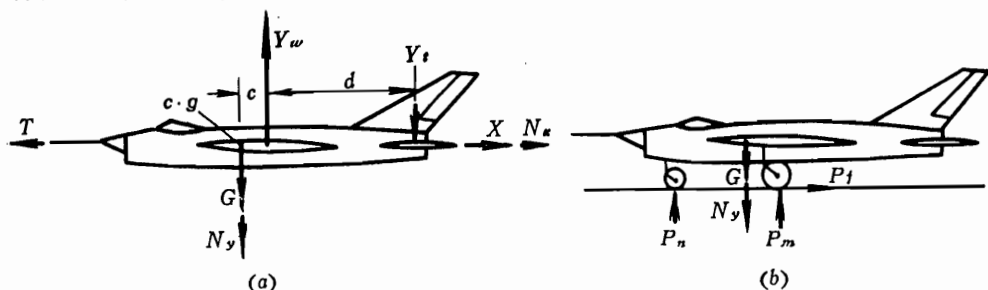


图 2.1 飞机的外载荷
(a) 空中飞行情况；(b) 地面运动情况。

2.1 平直飞行情况

飞机作水平直线等速飞行时的外载情况可简化，如图 2.2 所示。

此时

$$Y = G, \quad T = X \quad (2.4)$$

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 ($\frac{Y}{G} = 1$), 飞机上的各种装载、设备作用在它们连接固定处的力与飞机静止时的情况相同。

图 2.2 平直飞行时的受载情况

2.2 典型飞行情况和过载

一、俯冲攻击后拉起的情况

这是一种常用的在垂直平面内作直线机动飞行的情况 (图 2.3)。此时, 作用在飞机上的外载荷有 Y 、 T 、 X 、 G , 此外由于有加速度, 因而就出现了质量惯性力。

设飞机的速度为 V , 航线的曲率半径为 r , 则法向 (y 向) 加速度为

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

离心惯性力为

$$N_y = ma_y = \frac{G}{g} \frac{V^2}{r} \quad (2.5)$$

将这些力投影到升力的方向上, 得出动平衡方程式为

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

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

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), 并称为过载系数 (简称“过载”)。升力方向的过载系数用符号 n_y 表示, 即

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

当飞机在弧形航线的最低点, 即 $\theta = 0 (\cos \theta = 1)$ 时, 其过载系数达最大值为

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

例 2.1 如图 2.3 所示, 飞机俯冲攻击并沿圆弧线拉起。已知 $V = 1000 \text{ km/h}$, $r = 1000 \text{ m}$, 求 $\theta = 45^\circ$ 、 30° 、 0° 时 n_y 各为多少。

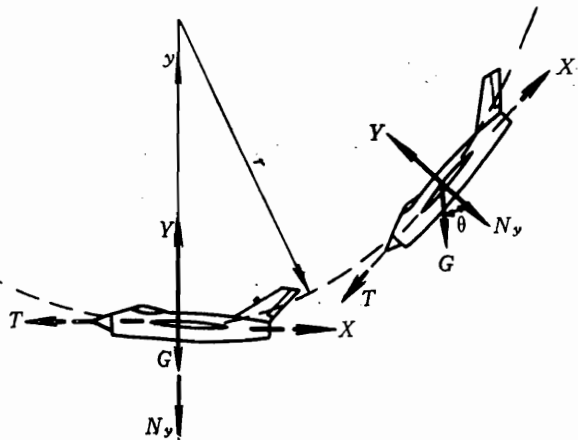


图 2.3 俯冲攻击后拉起时的受载情况

如限定 $n_{y\max} \leq 8$, 飞行速度不变, 则 r 应如何限制。

$$\text{解 (1) } n_y = \cos\theta + \frac{V^2}{gr} = \cos\theta + \frac{\left(\frac{1000 \times 1000}{60 \times 60}\right)^2}{9.81 \times 1000} = \cos\theta + 7.87$$

$$\theta = 45^\circ, \quad \cos\theta = 0.707, \quad n_y = 0.707 + 7.87 = 8.577$$

$$\theta = 30^\circ, \quad \cos\theta = 0.866, \quad n_y = 0.866 + 7.87 = 8.736$$

$$\theta = 0^\circ, \quad \cos\theta = 1, \quad n_y = 1 + 7.87 = 8.87 = n_{y\max}$$

(2) 如限定 $n_{y\max} \leq 8$, 则

$$n_{y\max} = \cos 0^\circ + \frac{V^2}{gr} = 1 + \frac{V^2}{gr} \leq 8, \quad \frac{V^2}{gr} \leq 7$$

$$r \geq \frac{V^2}{7g} = \frac{\left(\frac{1000 \times 1000}{60 \times 60}\right)^2}{7 \times 9.81} = 1123.64 \text{ m}$$

二、过载系数的概念

1. 过载系数的定义

飞机所受除重力之外的外力总和与飞机重力之比称为过载系数, 用符号 n 表示。它沿飞机主轴的三个分量为 n_x 、 n_y 、 n_z (图 2.4)。除重力之外的总外力的 y 向分量 (可近似认为就是升力 Y) 与飞机重力 G 之比就是 y 向过载系数 n_y , 它可能为正, 也可能为负。这取决于该方向的外力情况。当它与坐标轴正方向一致时为正, 反之为负。

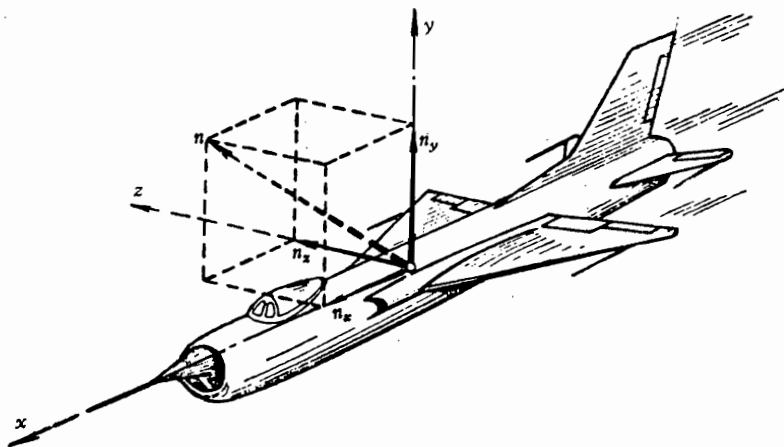


图 2.4 飞机的坐标轴方向

在平直飞行情况下, $n_y = 1$ 。如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)。

在俯冲拉起情况下, 如大速度小半径猛烈拉起, 将会产生很大的正 n_y 。在急剧跃升并转入俯冲时, 则又将会产生绝对值相当大的负 n_y 。

2. 过载系数的物理意义

过载系数表示了飞机实际的外力与飞机重力的关系。它是用倍数的概念来表示的, 是一

相对值。就 y 方向来说, 飞机 y 向的外力 Y (就是实际的升力) 是 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

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

从另一方面讲, 过载系数又表示了飞机实际的质量力情况。就 y 方向来说, 实际 y 向质量力 ($G \cos \theta + N_y$) 是 G (即平飞时的质量力) 的多少倍, 这个倍数就是 n_y , 即

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

需要注意的是, 质量力与飞机所受的除去重力的外力大小相等, 方向相反 (它们是平衡力系)。因此, 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为正, 反之为负。

飞机总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

$$nG = n(G_1 + G_2 + G_3 + \cdots + G_n) \quad (2.9)$$

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

$$I_i = n_i G_i \quad (i = 1, 2, 3, \cdots, n) \quad (2.10)$$

若讨论 y 向质量力, 则应为

$$P_{iy} = n_{iy} G_i \quad (2.11)$$

当然, 在飞机的 x 方向上, 还会出现切线加速度 a_x 和惯性力 N_x , 即

$$N_x = m a_x = \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} \quad (2.12)$$

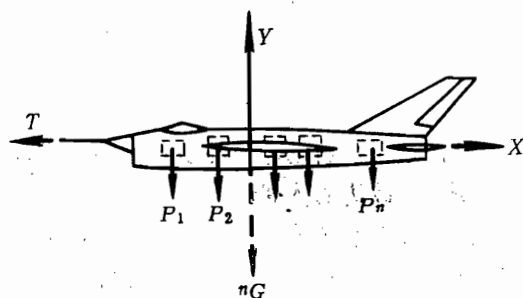


图 2.5 装载、设备的质量力情况

按照定义, x 方向的过载系数应为 x 方向的除去重力的外力 (或 x 方向的质量力) 与重力之比, 即

$$n_x = \frac{N_x - G \sin \theta}{G} = \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} - \sin \theta \quad (2.13)$$

由于 a_x 一般相当小, 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 常略去不计。平直等速飞行时 $T = X$, $n_x = 0$ 。另外, z 向的过载一般也较小, 因而我们着重讨论 y 向过载。

3. 过载系数的实用意义

如果我们知道了飞机的过载系数, 就能很方便地求得飞机所受的实际载荷的大小 (即 $P = nG$), 也知道了它作用的方向 (根据过载的正、负来判定), 这就便于设计飞机的结构, 检验其强度、刚度是否满足要求。特别是它是与平直飞行情况相比较而得出的相对值, 故对飞机受力大小及其严重程度更易理解。

过载系数又可用过载表 (图 2.6) 等简单仪器测定。在平直飞行时无加速度, 过载 $n_y = 1$ 。此时过载表内的弹簧与重块的重力平衡, 表的指针静止指 “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。

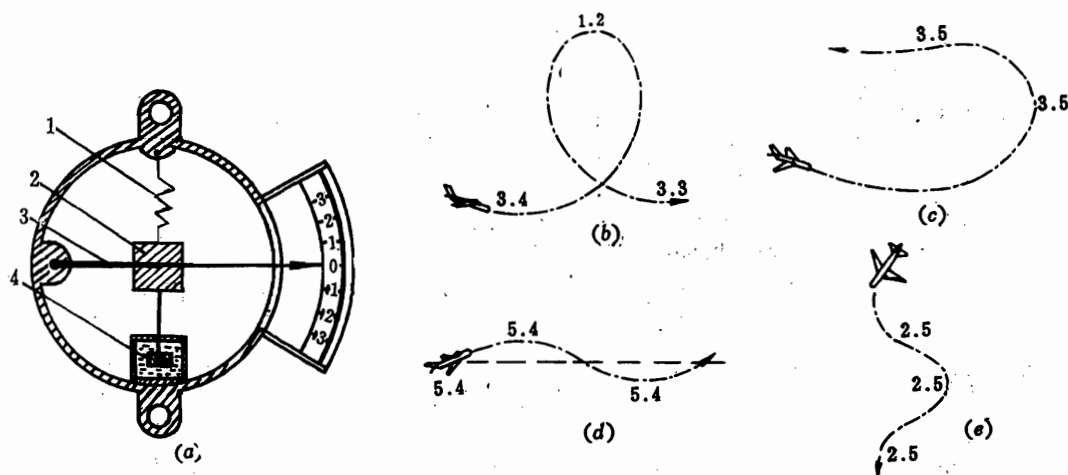


图 2.6 过载表及过载曲线

(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。

如需测飞机某处的过载, 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, 还可用自动记录的装置把整个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。

由于过载系数与飞行状态密切相关, 因而也就与飞机的机动性密切相关, 因此过载系数是飞机设计的一个主要数据。设计时如能正确选取过载系数的极值, 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。

三、其它飞行情况的过载

1. 进入俯冲情况(图 2.7)

飞机在此情况下:

$$Y = G \cos \theta - \frac{G}{g} \frac{V^2}{r} \quad (2.14)$$

$$n_y = \frac{Y}{G} = \cos \theta - \frac{V^2}{gr} \quad (2.15)$$

视 V 与 r 的不同情况, n_y 可以为正, 也可以为负, 还可以为零。

例 2.2 如图 2.7 所示, 飞机进入俯冲。已知此时 $\theta = 45^\circ$, $r = 1000\text{m}$, 测得飞机的 $n_y = 0$, 求此时飞机的飞行速度。

$$\begin{aligned} \text{解 } n_y &= \cos \theta - \frac{V^2}{gr} = \cos 45^\circ - \frac{V^2}{9.81 \times 1000} = 0, \quad V = \sqrt{0.707 \times 9.81 \times 1000} \\ &= 83.28 \text{ m/s} (299.81 \text{ km/h}). \end{aligned}$$

2. 垂直俯冲情况 (图 2.8)

飞机在此情况下:

$$Y = 0, \quad n_y = 0 \quad (2.16)$$

但须注意, 此时可能有 x 方向的过载:

$$n_x = \frac{T - X}{G} = \frac{N_x - G}{G} \quad (2.17)$$

如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 方向上总的重力为零, 机内各装载物均没有垂直方向 (x 方向) 的力作用在结构上, 这意味着相当于自由坠落失重情况。

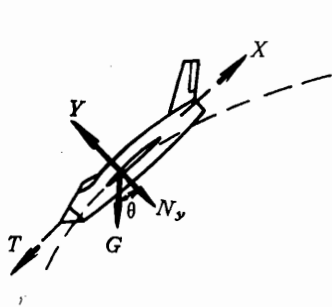


图 2.7 进入俯冲情况



图 2.8 垂直俯冲情况

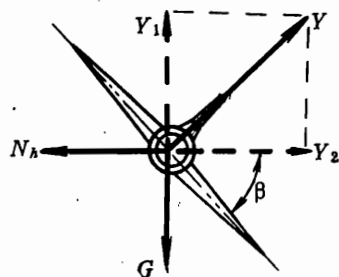


图 2.9 等速水平盘旋情况

3. 等速水平盘旋情况(图 2.9)

这是飞机机动性能的主要项目之一, 此时

$$Y \cos \beta = G, \quad n_y = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos \beta} \quad (2.18)$$

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

盘旋时水平方向的过载为

$$n_h = n_y \sin \beta = \frac{Y_2}{G} = \frac{Y \sin \beta}{G} = n_y \sin \beta \quad (2.19)$$

当 $\beta = 75^\circ \sim 80^\circ$ 时, $n_h = 3.7 \sim 5.7$, 此向心力 Y_2 与离心惯性力 N_h 平衡。

当飞行速度增大时, 如仍需作小半径盘旋, 则需要采用大迎角飞行以产生大的升力, 同时, 需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)

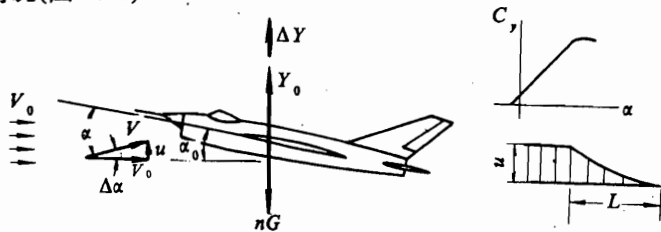


图 2.10 垂直突风情况

垂直突风是各种方向突风中的最严重情况。此时机翼上的升力增量为

$$\Delta Y = K \Delta C_y S q \quad (2.20)$$

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

故 $\Delta Y = K C_y^\alpha \frac{u}{V_0} S \frac{1}{2} \rho_H V_0^2 = K C_y^\alpha \frac{\rho_H u V_0}{2} S \quad (2.21)$

$$n_y = \frac{Y_0 \pm \Delta Y}{G} = 1 \pm K C_y^\alpha \frac{\rho_H u V_0}{2p} \quad (2.22)$$

式中 ΔG_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;

$p = \frac{G}{S}$ —— 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 大, K 值就愈接近于“1”。

在暴风雨中飞行时, u 可达 40 m/s , 将产生较大的过载。除此之外, 周期性突风还将引起振动而产生疲劳, 同时产生附加的振动过载。

四、考虑飞机转动时的过载 (图 2.11)

在本章的开头我们已经知道, 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

$$n_{y1} = \frac{Y}{G} = \frac{Y_w}{G} \pm \frac{Y_{ie}}{G} \pm \frac{Y_{im}}{G} \quad (2.23)$$

式中 Y_w —— 机翼升力;

Y_{ie} —— 平尾的平衡载荷;

Y_{im} —— 平尾的机动载荷。

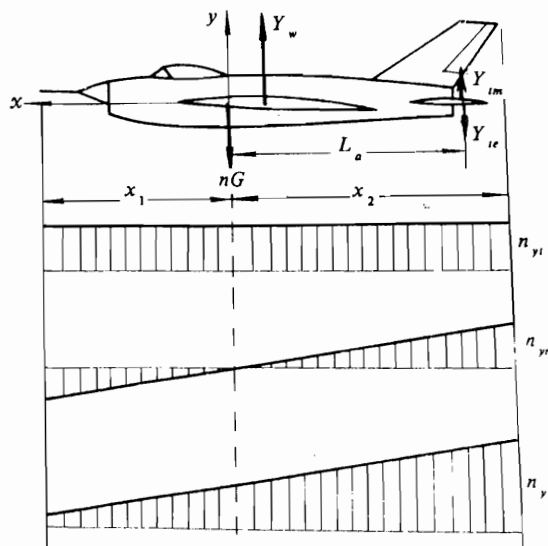


图 2.11 考虑飞机转动时的过载情况

此种过载在飞机各处均相同。飞机绕重心旋转的过载则为

$$n_{yr} = \frac{N_{iy}}{G} = \frac{m_i a_i}{G_i} = \frac{m_i \alpha_z x_i}{G_i} = -\frac{1}{g} \frac{Y_{im} L_a}{I_z} x_i \quad (2.24)$$

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 —— i 点处的重量和质量;

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。

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

$$n_y = n_{yi} \pm n_{yr} \quad (2.25)$$

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(图 2.11)。已知 $x_1 = 4\text{m}$, $x_2 = -6\text{m}$, $\alpha_z = 3\text{rad/s}$, $L_a = 5\text{m}$, $I_z = 10\,000\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2$, 求 n_{yr} 及 Y_{im} 。

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

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

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

见图 2.12。

又因

$$-\frac{Y_{im} L_a}{I_z} = \alpha_z$$

故得

$$Y_{im} = -\frac{I_z \alpha_z}{L_a} = -\frac{10\,000 \times 3}{5} = -6\,000\text{N}$$

还必须注意,对于飞机上较长的装载物,如发动机、油箱、鱼雷、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

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

$I_{z_0G_i}$ 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 $\Delta M_{z_0G_i}$, 在计算内力时应计入。

$$\Delta M_{z_0G_i} = I_{z_0G_i} \alpha_z \quad (2.27)$$

五、着陆时的过载(图 2.13)

飞机降落在地时, 由于飞机的垂直下降速度在短时间内降为零, 出现了很大的减速度, 产生了着陆撞击, 引起了着陆过载。

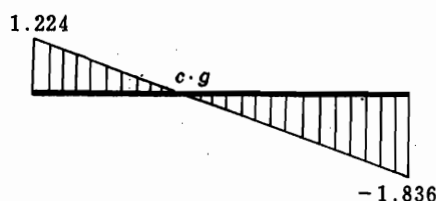


图 2.12 n_y 的分布情况

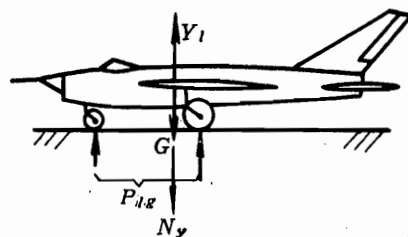


图 2.13 着陆时的载荷

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_{0lg} 之比, 即

$$n_y = \frac{P_{lg}}{P_{0lg}} = \frac{G + N_y - Y_l}{G} \quad (2.28)$$

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。

一般起落架着陆时最大的过载 n_y 可达 3~4。飞机在地面运动的情况多种多样, 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

飞机最大过载值的大小与飞机的飞行战斗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。最大过载值选得愈大, 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作第二次攻击。但是过载大了, 结构受力就大, 结构重量就会增加, 而各种设备也要在很大的惯性力下工作, 因而对设备的要求也要提高, 这样反过来又会影响整个飞机的飞行战斗性能。因此在选取飞机设计的最大过载值时, 必须恰当地处理这些矛盾。

过载对于机上人员的影响也需要认真考虑。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、上涌, 形成生理病态。试验证明, 人员承受过载的能力 (数值大小及时间长短) 与过载的方向密切相关 (图 2.14)。

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, 并已付诸使用。

抗过载服 (图 2.15) 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的惯性流动, 以减缓大过载时生理病态的发生。

高过载座舱 (图 2.16) 主要是驾驶员座椅的倾斜度较大, 同时可根据飞行过载的大小而自动倾倒不同的角度, 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重新考虑 (如采用装在座椅扶手上的侧置驾驶手柄等)。

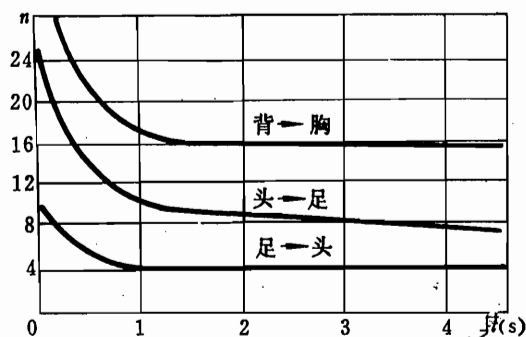


图 2.14 人员所能承受的过载值

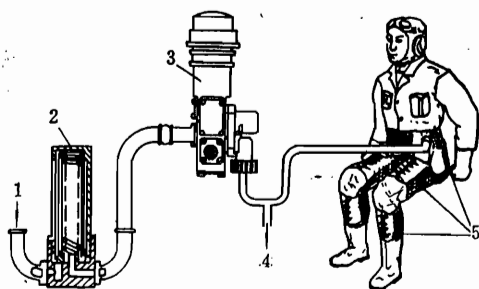


图 2.15 抗过载服系统

1—发动机引来的压缩空气; 2—气滤; 3—调压器;
4—通信信号灯; 5—气囊。

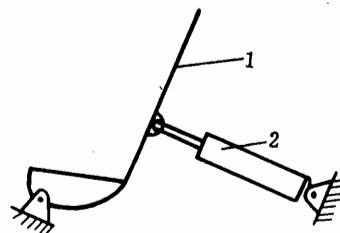


图 2.16 高过载座舱内的座椅

1—可倾斜座椅; 2—后撑弹簧筒。

当然, 要使飞机产生一定数值的过载, 必须要有相当大的剩余推力才行, 因而对动力装置的性能要求也就提高了, 其重量也将增大。

设计飞机时, 应按战术技术要求, 根据需要在可能来选取最大过载值, 对最大过载值应有一定的限制, 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。

2.3 其它载荷情况

飞机在执行任务过程中还会受到多种其它载荷, 均须予以考虑。

一、疲劳载荷

飞机一般都是长期使用, 寿命通常都为几千甚至几万小时, 因而, 飞机所受到的载荷也会多次重复 (其中有的载荷还会经常反复波动, 非定常值), 形成疲劳载荷。如垂直突风, 在飞行过程中可能会多次遇上 (图 2.17)。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, 座舱的重复增压等都将引起疲劳问题。

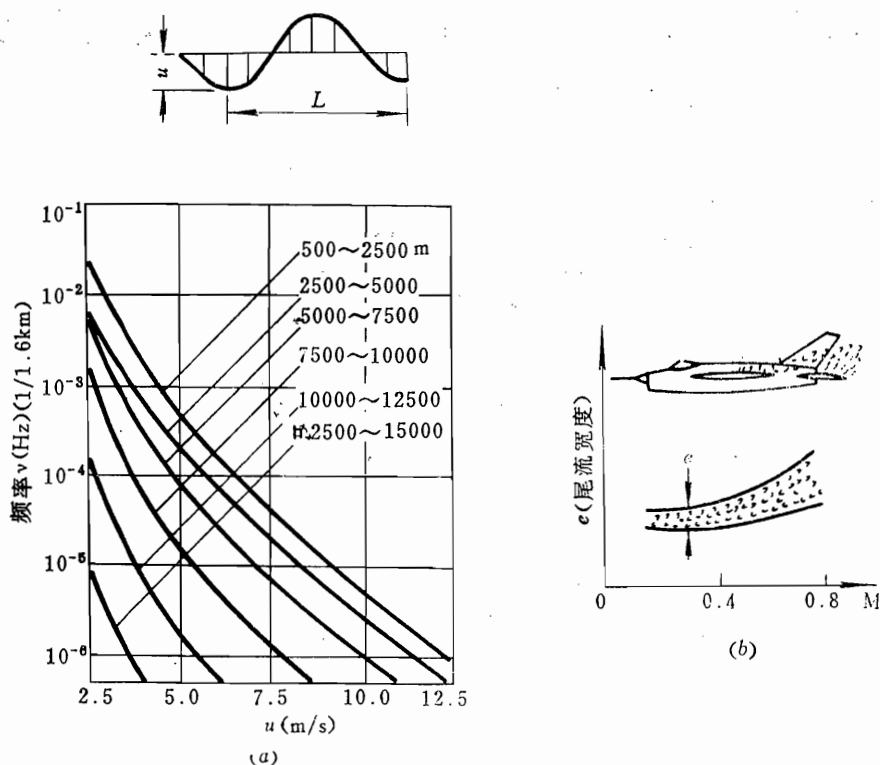


图 2.17 飞机的一些疲劳载荷

(a) 各种飞行高度下垂直突风情况; (b) 尾流情况。

重复载荷引起疲劳损伤, 产生裂纹 (图 2.18 (a)), 如让它继续扩展, 超过某一临界值时, 就会快速、突然断裂破坏。图 2.18 (b) 还绘出了材料的破坏应力幅 S_a 与重复载荷循环次数 N 的关系。

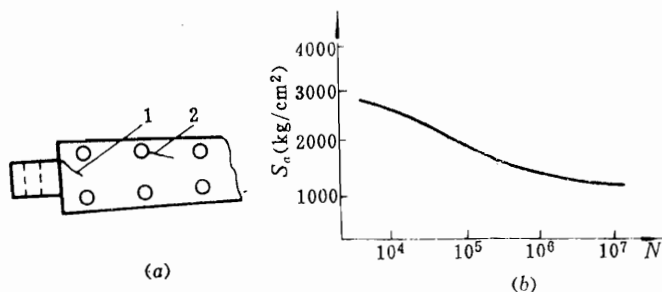


图 2.18

(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-N 曲线。

(1 kg/cm² = 9.81 × 10⁴ Pa)

疲劳载荷还将使设备工作不正常, 并导致损坏, 使人员也感到难受。因此必须研究飞机的疲劳载荷情况, 考虑减振、隔振、抗疲劳及破损安全的措施。采取损伤容限和可靠性设计原则 (包括合理选择材料和结构型式等), 进行疲劳、断裂和安全寿命计算, 并进行各部件和全机的疲劳试验。表 2.1 和图 2.19 给出了某飞机使用时的载荷谱和试验谱概况。

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

疲劳载荷对重型飞机如远程运输机、旅客机、轰炸机等来说尤为重要。因为要求这种飞机寿命长（一般要飞行几万小时）、航程大、乘员多，所以对其结构与机内设备，均应作仔细的抗疲劳考虑。特别是对旅客机，由于座舱的疲劳载荷对结构强度影响很大，故应保证在飞行寿命内，座舱结构不会因疲劳而引起破坏。考虑到旅客乘坐环境的舒适性要求（有的设计规范规定旅客座位上的振动不超过 $1.5g$ ），还需采取有效的防振、隔振措施（图 2.20）。

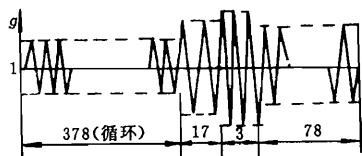


图 2.19 某飞机试验载荷谱

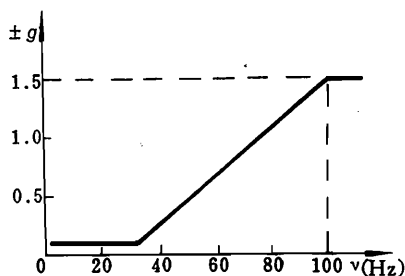


图 2.20 机上人员舒适性的振动要求

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

$$T = T_H (1 + 0.2M^2) \quad (2.29)$$

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 2.21 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 2.22 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°C 的温度下工作，超过 300°C 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），飞机长时间飞行的极限速度如图 2.23 所示。

由图 2.23 可以看出，在 15km 高度上，用 LY-12 材料制造的飞机速度可达到 2120km/h ；用钛合金飞机速度可到 3600km/h ；用不锈钢则可允许到 5000km/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。

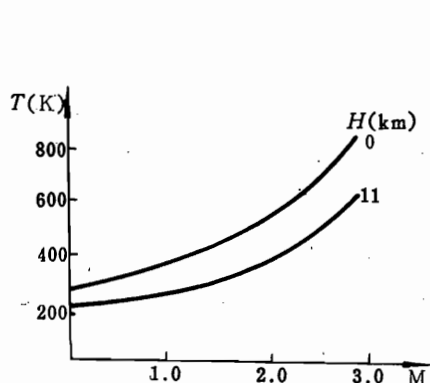


图 2.21 驻点温度 $T(K) \sim M$ 曲线

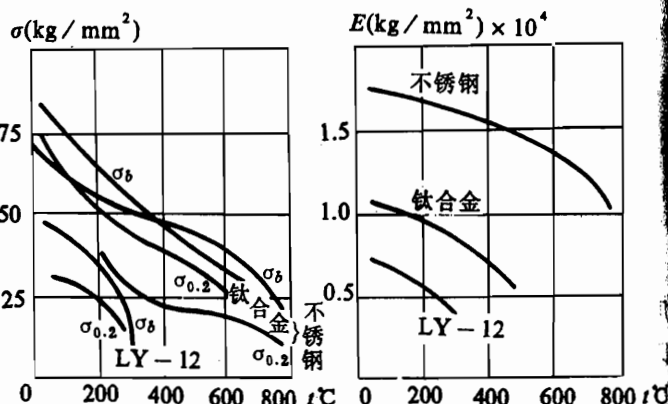


图 2.22 各种材料特性受热影响的情况

($1 \text{ kg/mm}^2 = 9.81 \times 10^6 \text{ Pa}$)

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, 热量又要向低温处及内部传导, 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 2.24), 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。

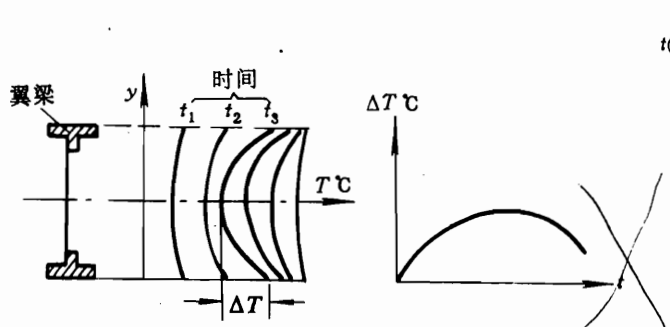


图 2.23 用不同材料时的飞行极限速度

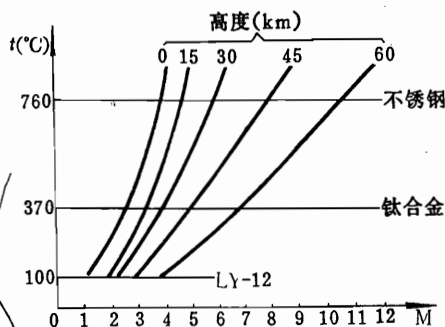


图 2.24 构件内外温差 ΔT 与时间 t 的关系

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、其它特殊情况的载荷

1. 非正常状态的载荷 (图 2.25)

非正常状态的载荷主要有: 如多发动机飞机的一个或部分发动机停车、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，尽量减少对飞机通道出口的阻塞。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。

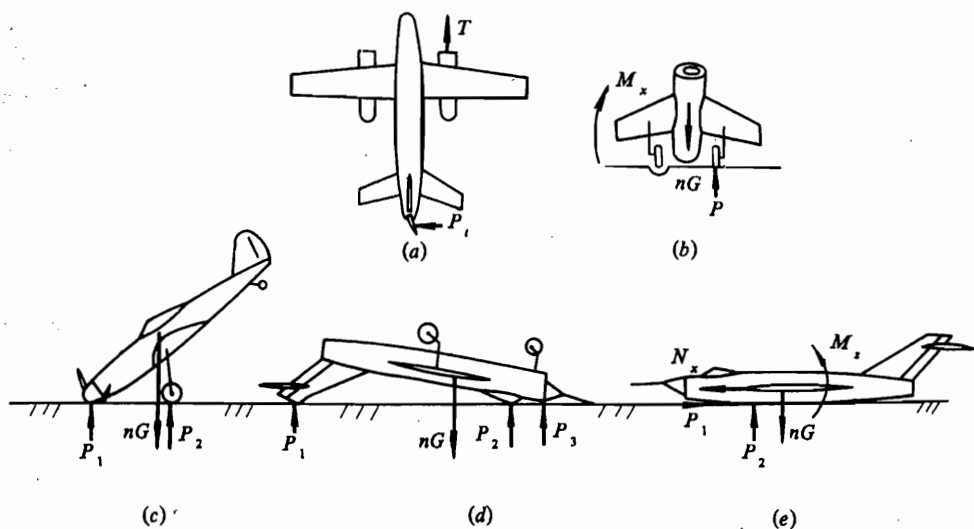


图 2.25 一些非正常载荷情况

(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 2000m 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 1.8kg 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 2.26）。

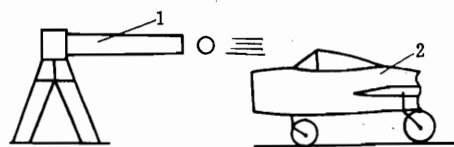


图 2.26 鸟撞试验情况

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（如加热或喷洒酒精）、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 10cm 左右。一般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 2.27),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。

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。

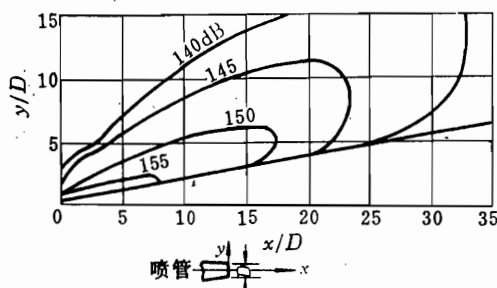


图 2.27 某发动机喷口附近的声压情况

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。这就需要对人员、结构、装载设备等有影响的各种载荷作细致的考虑(配合以必要的试验),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,一般均由国家统一组织研究。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(如飞机的强度规范、刚度规范、适航性规范等),作为飞机设计的法定依据,它的主要内容有以下几点。

一、规定了飞机的分类

各国规范都根据本国实际情况,对飞机进行了分类,一般是根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值,它是飞机结构分析和设计的基本出发点。

如有的规范按可作特技动作飞行与否分为以下三种情况:

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

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

(3) 不能作特技飞行的飞机,如战略轰炸机、运输机等。其使用过载极限值 $n_y = -1 \sim 3$ 。

我国的规范则按飞机用途分类。如歼击机(J)、强击机(Q)、多用途机(DY)、轰炸机(H)、运输机(Y)等,并订出相应的过载极限值。

二、规定了各种设计情况及其过载值

凡是使飞机结构易遭到损坏、人员易受到损伤的载荷情况,就应选为设计情况。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, 对飞行战斗性能将产生严重影响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, 也应该作为设计情况来考虑。

飞机的受载情况多种多样, 不可能也无必要都加以分析, 我们只要考虑那些有代表性的设计情况即可。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情况 (如飞机姿态、载荷分布、过载值及安全系数数值等), 以便进行设计和校核计算。

在分析研究了飞机的全部飞行使用情况后, 规范给出了飞机的 n_y - q 包线, 即飞机飞行的过载 n_y 和速压 q 只限于此范围内 (图 2.28), 超出则将发生危险, 甚至造成事故。

在 n_y - q 包线图中, 极限过载 $n_{y\max}$ 、 $n_{y\min}$ 及 $q_{\max}$ 在设计之前, 经各方面论证已作了选定。在选定了飞机的外形后, $C_{y\max}$ 、 $C_{y\min}$ 也就确定了。另外, 飞机的重量 G 、翼载 p 在设计之前也是选定了的, 因此飞机的飞行范围自应受 AA' 、 $A'D'$ 、 DD' 线及 $C_{y\max}$ 、 $C_{y\min}$ 线的限制。又因当

$$C_y = C_{y\max} \text{ 时, } n_y = \frac{C_{y\max} q S}{G} = K_1 q \quad (2.30)$$

$$C_y = C_{y\min} \text{ 时, } n_y = \frac{C_{y\min} q S}{G} = K_2 q \quad (2.31)$$

即得 OA 和 OD 限制线。与各种情况相应的飞行状态如图 2.29 所示。

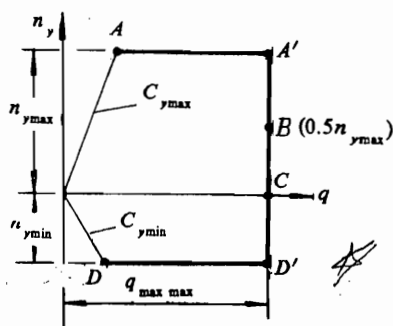


图 2.28 飞机的 n_y - q 包线

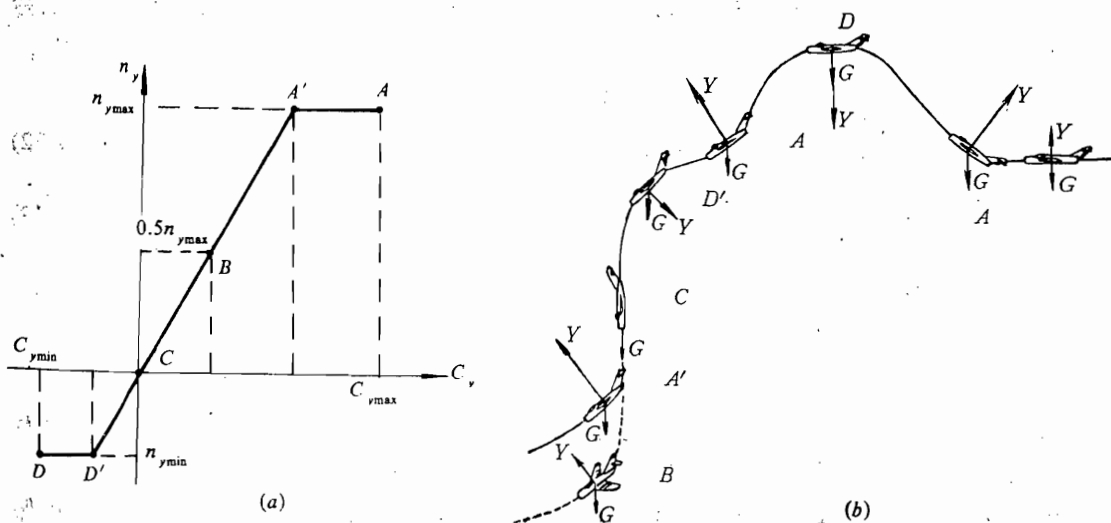


图 2.29 某飞机典型包线图及相应飞行状态

如图 A 、 A' 点虽均属 $n_{y\max}$ 情况, 总载荷最大, 数值相同。但因为 q 不同, 后者速度高, C_y 小, 所以两者的气动力分布不同 (图 2.30), 各结构元件具体的承载情况也就不同,

因而设计时都要考虑。 D 、 D' 点情况相似，只是为负过载。

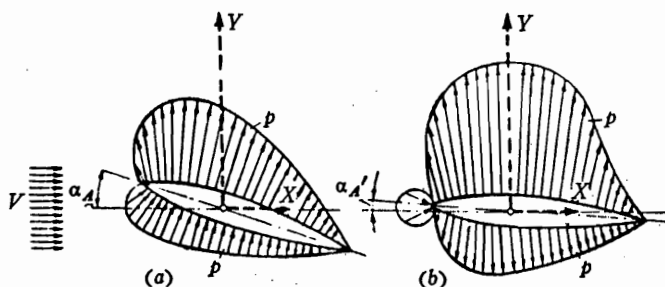


图 2.30 机翼剖面上的气动力分布

(a) A 点情况; (b) A' 点情况

目前有的国家规定即取机动包线上的几个典型的点(如图 2.29 中的 A 、 A' 、 B 、 D 、 D' ...点)为设计情况,同时,根据各种具体受载情况,规范还详尽地规定了许多补充的设计情况。如对装有前缘缝翼或减速板的机翼,就补充了特殊的设计情况。这样在设计时就能考虑全面,不致出差错。另一些国家则取几种飞行情况为设计情况。前一种,计算方法简单,按部件(如机翼.....)计算载荷,所需原始参数少。后一种,则计算方法较复杂,但物理概念比较明确,它按飞机整体各部件同时受载进行载荷计算,比较合理,所需原始参数多。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的概念进行阐述。

在飞机设计中,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

$$P_d = P_e f = n_e G f = n_d G \quad (2.32)$$

$$f = \frac{n_d}{n_e} = P_d / P_e \quad (2.33)$$

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_{dcs})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),但如果还有其它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 2.31）。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。

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 2.32），以达到符合实际使用要求、安全可靠的目的。

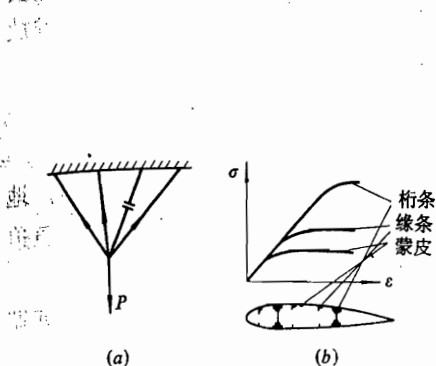


图 2.31 超静定结构的
受力特点

(a) 杆件情况；(b) 薄壁结构情况。

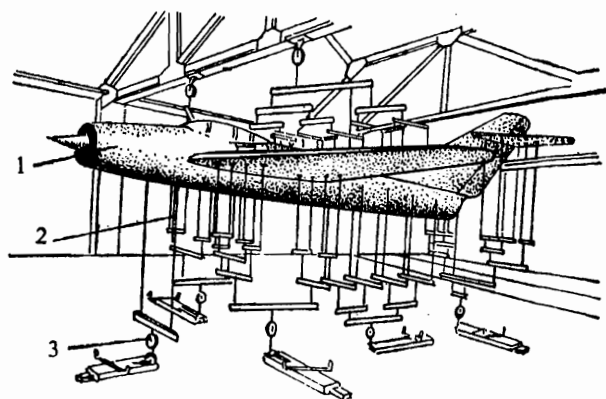


图 2.32 飞机进行强度校核试验情况

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。

近年来, 美国陆续颁布了不少规范与标准, 如 MIL-A-83444, MIL-STD-1530A, FAR25 部 85 年版本等, 有很多新的发展, 读者可自行参考。

2.5 节点载荷的计算

目前, 结构的强度、刚度计算, 多采用直刚法和有限元素法, 这些方法, 均需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, 才便于计算。载荷分配的原则是常用的力的平衡和等效原则。下面以机翼为例详述载荷的分配方法。

机翼上主要作用有分布的升力载荷和分布的质量载荷, 可能还有通过装载连接点传来的集中质量载荷。根据载荷的分配原则可先算出沿翼展方向(图 2.33)任意两分点间的合力及其作用点。如分点数较多, 两分点间距离较小, 则其间的载荷分布规律可近似认为是线性变化。这样, 求两分点间载荷的合力及其作用点时就可以按梯形法来处理。设任意两分点为 $i-1$ 、 i , 分点间距离为 Δl_i , 相应的分布载荷为 q_{i-1} , q_i , 则其间的合力 Q_i 及作用点 a_i 可按下式算出, 即

$$Q_i = \frac{1}{2}(q_{i-1} + q_i)\Delta l_i \quad (2.34)$$

$$a_i = \frac{(2q_{i-1} + q_i)}{3(q_{i-1} + q_i)}\Delta l_i \quad (2.35)$$

配到展向分点上的载荷, 根据平衡、等效原则可算得

$$R_i = \frac{1}{2}(q_{i-1} + q_i)(\Delta l_i - a_i) \quad (2.36)$$

$$R_{i-1} = \frac{1}{2}(q_{i-1} + q_i)a_i \quad (2.37)$$

由于载荷的分布是一个面, 因而所算得的展向分点载荷 R_i 实际上是 i 点弦面分布载荷的合力, 根据弦面载荷分布的情况, 又可算得弦向各节点间总载荷值 P_{j-1} , P_j 等 (图 2.34), 这样, 即可按上述的方法求得最后所需要的节点载荷 P_i , P_{i-1} 来。

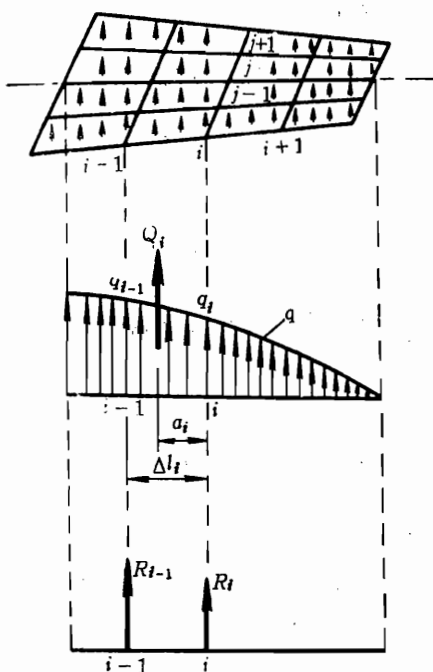


图 2.33 展向分点载荷的计算

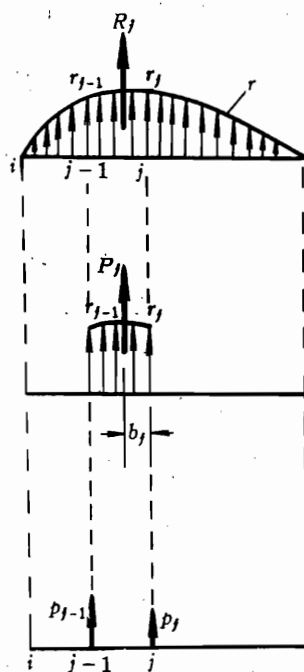


图 2.34 弦向节点载荷的计算

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 2.35), 总载荷 Q 为 12 000N, $q_0 = 3q_2$, 试求出“1”号弦上各节点的载荷

解 (1) 先求沿展向各分点的分布载荷 q_i

$$Q = \frac{1}{2}(q_0 + q_2) \times 2 = 3q_2 + q_2 = 12\,000\text{N}$$

$$q_2 = \frac{12\,000}{4} = 3\,000\text{N/m}, \quad q_0 = 3q_2 = 3 \times 3\,000 = 9\,000\text{N/m}$$

$$q_1 = \frac{1}{2}(q_0 + q_2) = \frac{1}{2}(9\,000 + 3\,000) = 6\,000 \text{ N/m}$$

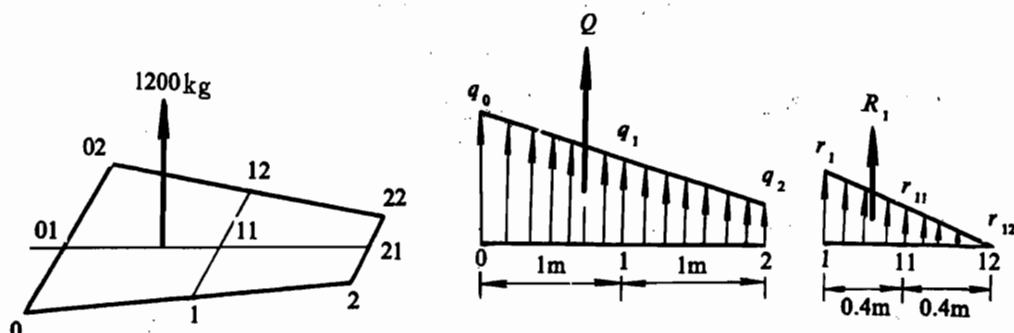


图 2.35 某机翼载荷分布及节点情况
(1kg ≈ 10N)

(2) 求出 0-1, 1-2 各分段的总载荷 Q_i 及作用点 a_i

$$Q_1 = \frac{1}{2}(q_0 + q_1)\Delta l_1 = \frac{1}{2}(9\,000 + 6\,000) \times 1 = 7\,500 \text{ N}$$

$$a_1 = \frac{(2q_0 + q_1)}{3(q_0 + q_1)}\Delta l_1 = \frac{(2 \times 9\,000 + 6\,000)}{3(9\,000 + 6\,000)} \times 1 = \frac{8}{15} \text{ m}$$

$$Q_2 = \frac{1}{2}(q_1 + q_2)\Delta l_2 = \frac{1}{2}(6\,000 + 3\,000) \times 1 = 4\,500 \text{ N}$$

$$a_2 = \frac{(2q_1 + q_2)}{3(q_1 + q_2)}\Delta l_2 = \frac{(2 \times 6\,000 + 3\,000)}{3(6\,000 + 3\,000)} \times 1 = \frac{5}{9} \text{ m}$$

(3) 求出各分点上的载荷 R_i

$$R_0 = \frac{1}{2}(q_0 + q_1)a_1 = \frac{1}{2}(9\,000 + 6\,000) \times \frac{8}{15} = 4\,000 \text{ N}$$

$$R'_1 = Q_1 - R_0 = 7\,500 - 4\,000 = 3\,500 \text{ N}$$

$$R'_1 = \frac{1}{2}(q_1 + q_2)a_2 = \frac{1}{2}(6\,000 + 3\,000) \times \frac{5}{9} = 2\,500 \text{ N}$$

$$R_1 = R'_1 + R'_1 = 3\,500 + 2\,500 = 6\,000 \text{ N}$$

$$R_2 = Q_2 - R'_1 = 4\,500 - 2\,500 = 2\,000 \text{ N}$$

(4) 求出“1”号弦上各节点的分布载荷 r_i

$$R_1 = \frac{1}{2}r_1 \times 0.8 = 6\,000 \text{ N}$$

$$r_1 = \frac{6\,000 \times 2}{0.8} = 15\,000 \text{ N/m}, \quad r_{11} = \frac{1}{2}r_1 = \frac{15\,000}{2} = 7\,500 \text{ N/m}$$

(5) 求出 1-11、11-12 各分段的总载荷 P_i 及作用点 b_i

$$P_1 = \frac{1}{2}(r_1 + r_{11})\Delta b_1 = \frac{1}{2}(15\,000 + 7\,500) \times 0.4 = 4\,500 \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$P_2 = \frac{1}{2}(r_{11} + r_{12})\Delta b_2 = \frac{1}{2}(7500 + 0) \times 0.4 = 1500\text{N}$$

$$b_1 = \frac{(2r_1 + r_{11})}{3(r_1 + r_{11})}\Delta b_1 = \frac{(2 \times 15000 + 7500)}{3(7500 + 0)} \times 0.4 = 0.22\text{m}$$

$$b_2 = \frac{(2r_{11} + r_{12})}{3(r_{11} + r_{12})}\Delta b_2 = \frac{(2 \times 7500 + 0)}{3(7500 + 0)} = 0.267\text{m}$$

(6) 求出各弦向节点上的节点载荷 p_i

$$p_1 = \frac{1}{2}(r_1 + r_{11})b_1 = \frac{1}{2}(15000 + 7500) \times 0.22 = 2475\text{N}$$

$$p'_{11} = P_1 - p_1 = 4500 - 2475 = 2025\text{N}$$

$$p''_{11} = \frac{1}{2}(r_{11} + r_{12})b_2 = \frac{1}{2}(7500 + 0) \times 0.267 = 1000\text{N}$$

$$p_{11} = p'_{11} + p''_{11} = 2025 + 1000 = 3025\text{N}$$

$$p_{12} = P_2 - p''_{11} = 1500 - 1000 = 500\text{N}$$

全部结果如图 2.36 所示。

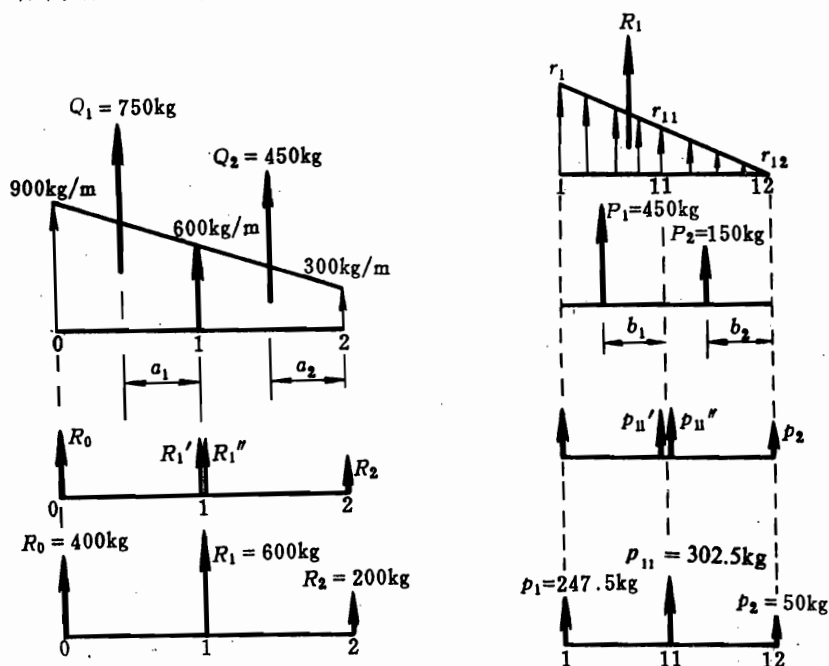


图 2.36 节点载荷情况

(1kg ≈ 10N)

第三章 机翼、尾翼结构分析

3.1 机翼、尾翼的功用与要求

一、机翼的功用与要求

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，以提高飞机的起落或机动性能。

机翼上常安装有起落架、发动机等其它部件。近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起落架、放置一些小型设备、附件和贮放燃油。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。放置燃油的油箱有整体油箱和软油箱两种，为了减轻重量，近代飞机机翼油箱很多为整体油箱（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四项基本要求是一致的，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，还要求伴随升力出现的阻力尽量小（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。

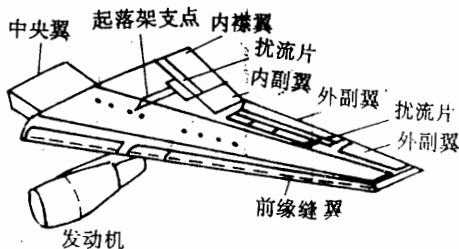


图 3.1 机翼布置

(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，具体地说就是要设计出一个既能满足强度、刚度和耐久性要求，又尽可能轻的结构来。强度包括静强度、动强度和疲劳强度。对于按“安全寿命”或“损伤容限”设计的机翼，应在其受力构件布置、各连接关系设计、零构件细节设计以及关键件的可检性等各个环节中给予认真考虑，以便为结构提供较长的寿命和较好的破损安全特性，从而保证结构使用的可靠性。

机翼外载随过载系数 n 的增大而增大。通常各类飞机的最大、最小过载系数由强度规范规定，如歼击机最大过载系数 n_y 可达 +7~+9。当飞机在高速飞行时，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反逆等严重问题。值得注意的是：随着飞行速度的提高，机翼所受载荷增大；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

将越难保证，这些均将引起机翼在飞行中的变形增加。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、维护要求。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。正常式平尾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，在这类飞机上，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升力，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保证它所承担的空气动力任务的完成；应具有足够的强度、刚度、寿命而重量尽可能轻。

3.2 机翼、尾翼的外载特点

一、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. 其它部件、装载传来的集中载荷

机翼上连接有其它部件（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）。除了在以翼盒作为整体油箱情况下燃油产生的是分布载荷外，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，以及其上各部件、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）。

3. 机翼结构的质量力

机翼本身结构的质量力为分布载荷 $q_c(\text{Pa})$ ，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）。

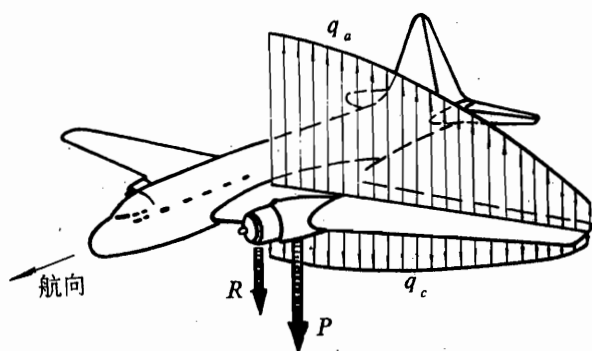


图 3.2 机翼上所受的各样载荷

q_a —空气动力分布载荷； q_c —机翼质量力分布载荷；
 P —发动机或其它部件传来的集中载荷； R —机身支反力。

二、机翼的总体受力

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。但必须指出，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_x 和 Q_y 分别表示沿 y 轴和 x 轴的分量。外载引起的弯矩分别为 M_x 和 M_y 。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_y 、 M_y 等。此时，机翼上剪力、弯矩和扭矩的分布见图 3.4。为简便起见略下标 n ，则

$$Q = \int_{\frac{l}{2}}^l q dz + \sum P_i; \quad M = \int_{\frac{l}{2}}^l Q dz \quad (3.1)$$

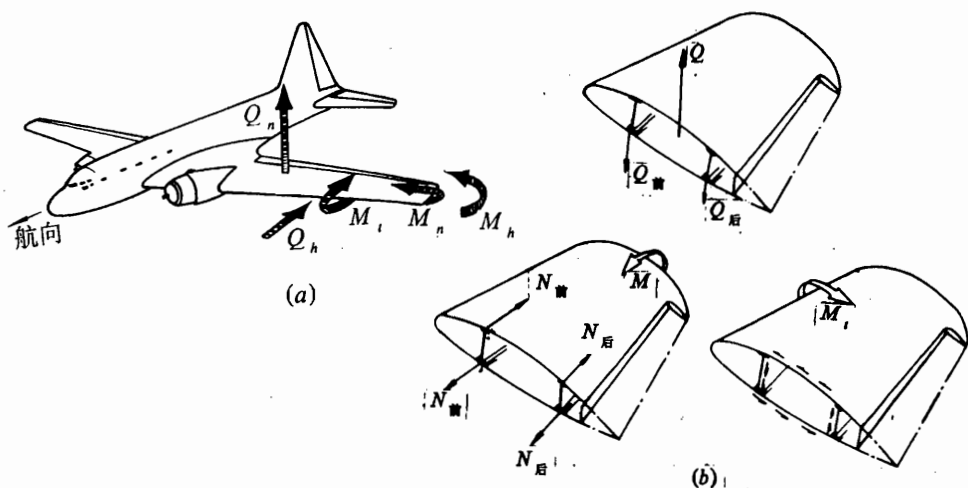


图 3.3 机翼上所受的力矩和剪力

(a) 机翼的总内力: 1—刚心; 2—弦线; M_n —由 Q_n 引起的、作用在垂直面内的弯矩;

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

三、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。

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, 所以平尾受有很大扭矩。

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

对平尾来说由于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)。

需要指出的是, 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

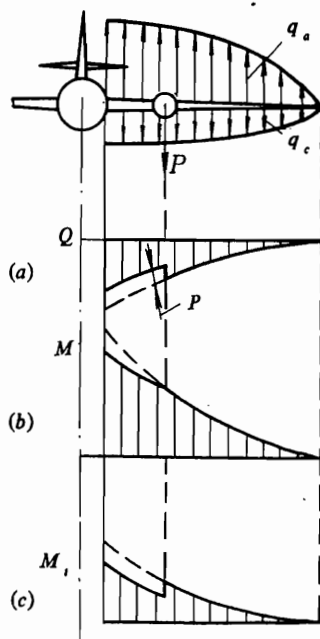


图 3.4 机翼的内力 Q 、 M 、 M_t 分布图

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。

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。

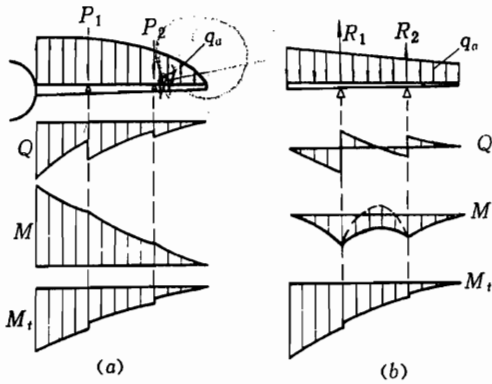


图 3.5 水平尾翼的剪力、弯矩、扭矩图

(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。

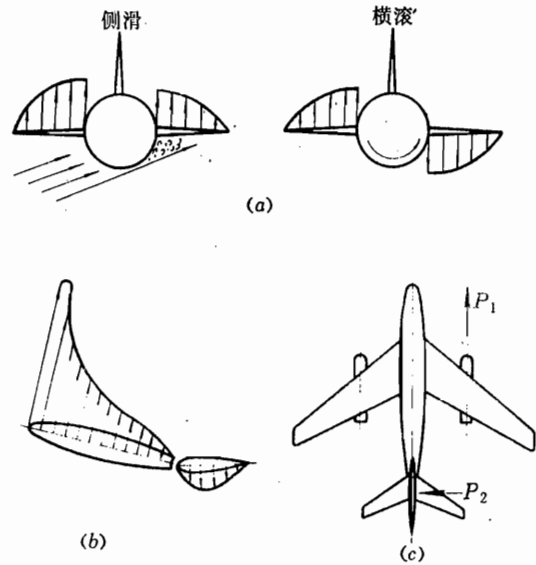


图 3.6 尾翼的外载荷

(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。

3.3 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。

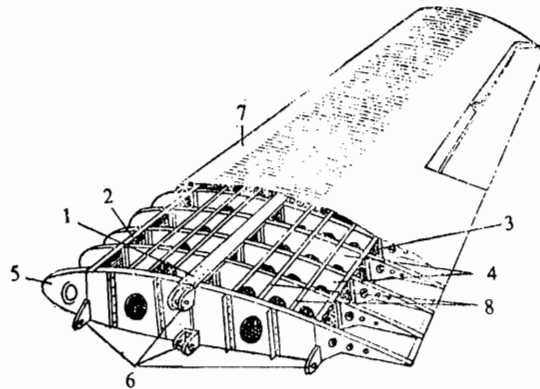


图 3.7 机翼的典型结构元件

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。从受力观点看，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，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。

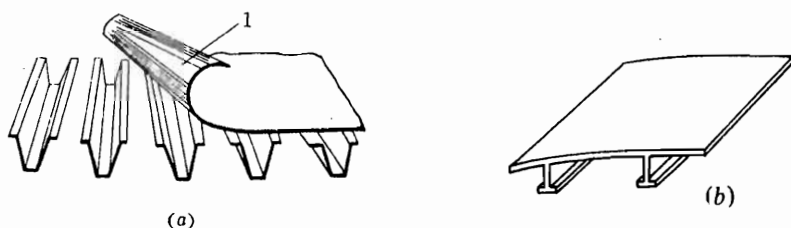


图 3.8 蒙皮

(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。

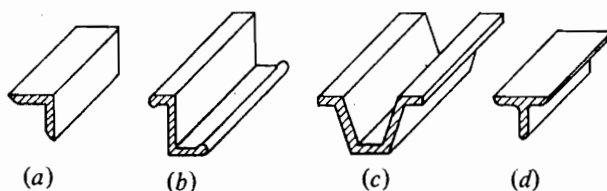


图 3.9 各种长桁

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。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力。

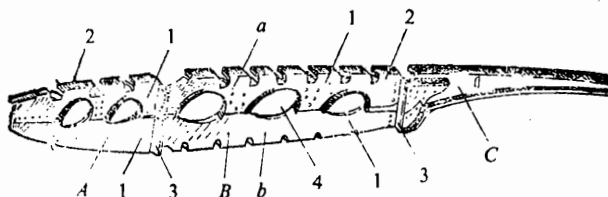


图 3.10 腹板式翼肋

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，承受机翼的全部或部分弯矩。翼梁大多在根部与机身固接。

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扭矩。后墙则还有封闭机翼内部容积的作用（图 3.12）。

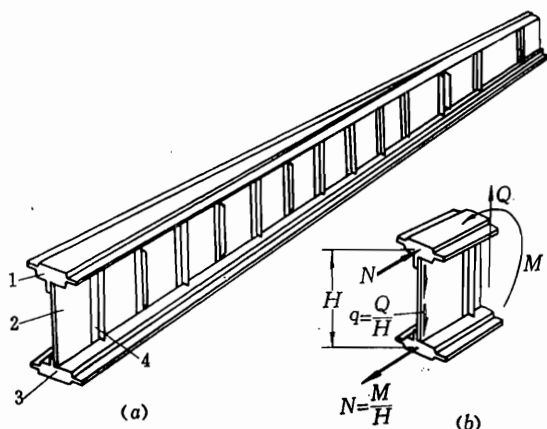


图 3.11 翼梁

1—上缘条；2—腹板；3—下缘条；4—支柱。

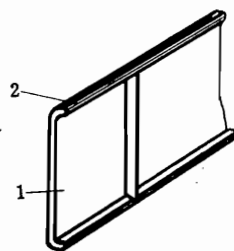


图 3.12 纵墙

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力形式。

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，此外还有一类厚壁结构（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、双梁或多梁等多种型式）；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

翼通常不作成整体，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)，3.44）。然后，整个机翼另通过几个接头与机身相连（图 3.13(b)）。

多腹板式（也叫多墙式） 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；翼肋很少，一般结合受集中力的需要，只在每侧机翼上布置 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。此时往往由多腹板过渡到多梁式，用少于腹板数的几个集中对接接头在根部与机身相连（见图 3.37）。

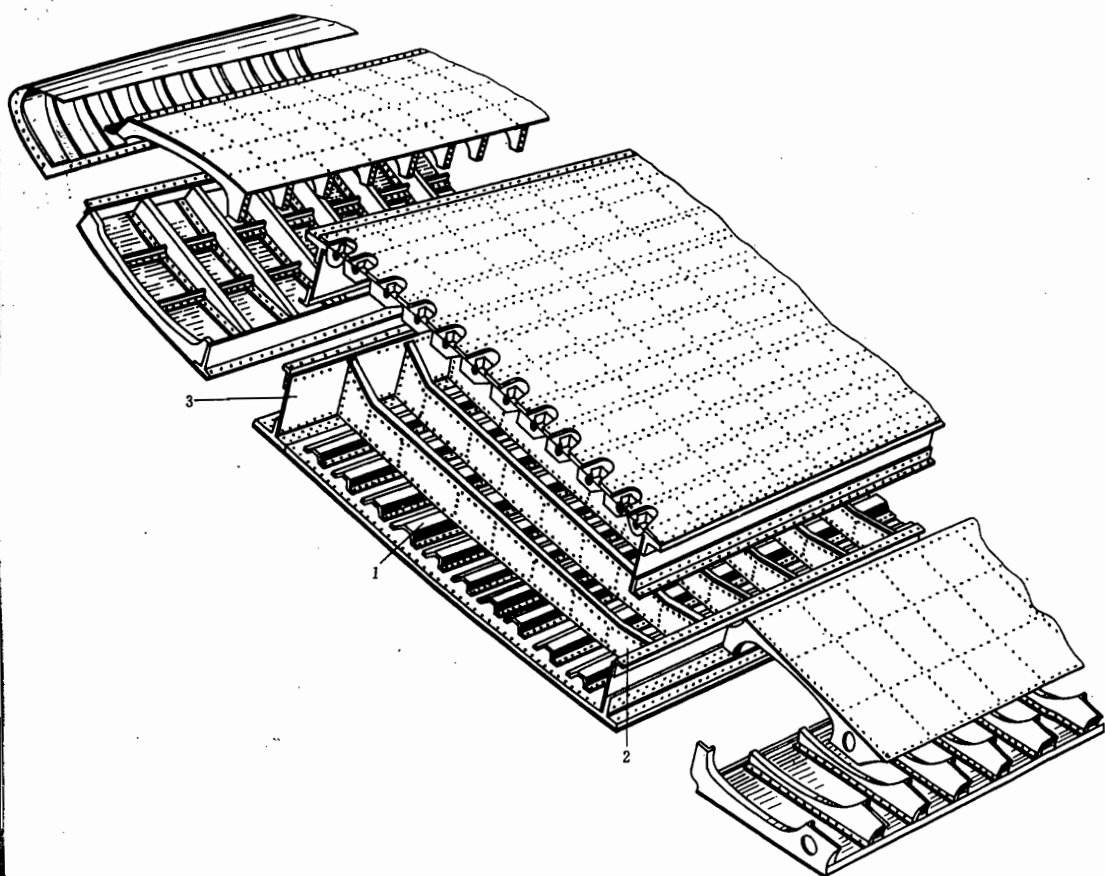


图 3.13(a) 单块式机翼

1—长桁；2—翼肋；3—墙。

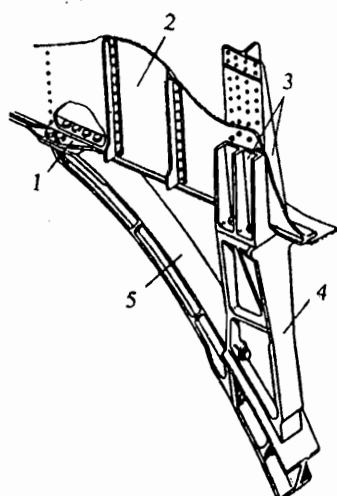


图 3.13(b) 单块式机翼与机身的连接

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。

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。现在国外已研制出可变后掠机翼的飞机，后掠角可在 $20^\circ \sim 70^\circ$ 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，但后者比三角翼、后掠翼要少得多。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。

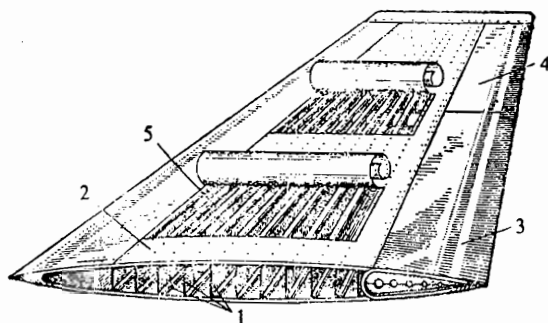


图 3.14 多腹板式机翼

1—纵墙；2—蒙皮；3—襟翼；4—副翼；5—纵墙的细缘条。

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梁式—单块式或梁式—多腹板式的混合式机翼。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，并对其它典型受力型式进行对比分析。对混合式结构，读者可运用所用方法自行分析。

3.4 机翼典型受力型式的传力分析

一、传力分析的目的和基本方法

1. 进行传力分析的目的

“传力分析”的一般含义如下：当支承在某“基础”上的一个结构受有某种外载时，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,结构在所有载荷作用下处于平衡状态。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。这不仅能使人们理解机翼结构中各元件的受力原理和作用,并能由此对机身结构等其他部件的传力分析起到举一反三的作用。同时通过分析已有(或原设计)结构的受力合理性,可更好地了解(或实施)设计意图,为合理地布置、设计结构元件,选择连接形式等,提供初始依据,为合理地进行结构设计打下基础。

2. 对实际结构进行传力分析的基本方法和简化模型的选取

实际的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。在传力分析时为了使分析便于进行又能抓住主要矛盾,一般要对实际结构进行合理简化。然后通过定性的,或粗定量的分析来研究机翼的受力特点,着重研究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,而近似认为只有两大梁之间的翼盒段结构承受机翼的总体内力,从传力分析的观点出发,降低结构的静不定度数,成为静定的或只有一两度静不定。

(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性为宜。

(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它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。

3. 基本结构元件和结构的传力特性

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传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点的载荷,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)按其受力特点合理地简化,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

强度要求或是否会产生过大的变形(超过了容许的变形量)。下面分析一下飞机上的各种典型元件的承力特性。

(1) 杆 只能承受(或传递)沿杆轴向的分散力或集中力,即只受正应力。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)。

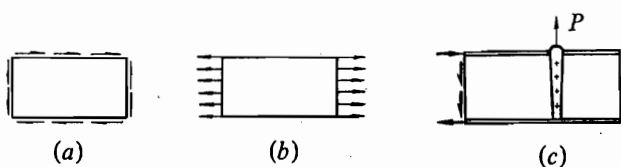


图 3.15 薄板受载情况

(a) 薄板受剪; (b) 受拉; (c) 平面板杆结构中, 薄板受集中力时

应附加扩散集中力的构件。

(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,特别是受剪时,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,粗略分析时常将此略去。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。

(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。板杆结构中的矩形板(或梯形板)则有两种受载情况。

一种情况是板、杆之间只能相互传递剪流(图 3.16 (a))。假如板将拉伸应力给杆时,则从图 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传给杆,则此三角形薄板周边上只能承受纯剪流。又根据板的平衡可知,因为此时对任一顶点的力矩不能平衡,所以三角形薄板将不能受剪,这类三角形板杆结构中的板不受载(图 3.17)。但三角形厚板,当其板边能受正应力时,还是能受剪的。

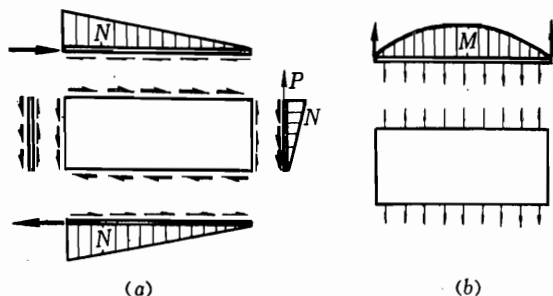


图 3.16 平面板杆结构的受载情况

(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。

另一种是板受拉应力的受载情况。此时若板能直接受拉,而不把此力以横向载荷形式传给杆时(图 3.18),则板可以受此拉伸应力。但为了计算方便,往往把板的抗拉能力折算到杆上去,而仍然简化成受剪板和受轴力杆。

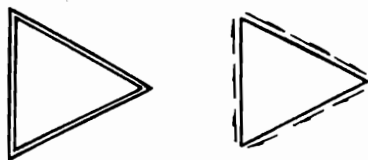


图 3.17 三角形板杆结构板不受载

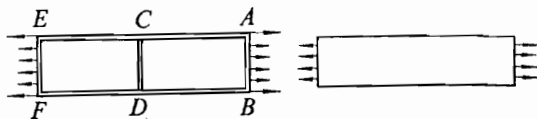


图 3.18 AB 、 CD 、 EF 杆不受板内的法向载荷

(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 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。平面环形框也是平面梁的一种。

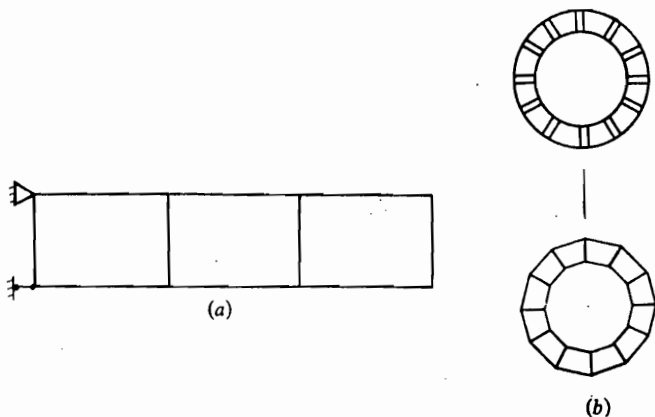


图 3.19 翼梁和机身框

(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）。

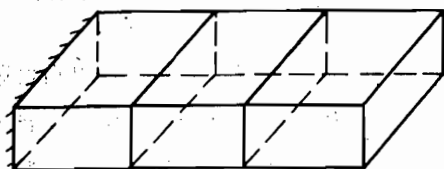
例如如图 3.21 所示，有一对空间集中力 P ，可分解成 P_x 、 P_y 、 P_z 。 P_x 由纵向平面构架传走； P_y 和 P_z 力则由位于 yz 平面内的横向平面构架传至四周支持边界上。

通过对上述一些基本结构元件和某些简单结构的传力特性分析，我们必定会注意到：

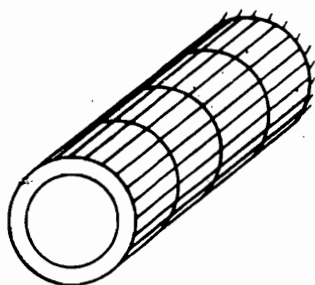
(1) 上述各构件的传力特性都是相对于结构所能够传力的大小和变形要求而言的。即在通常所需承受的载荷数值下，构件不破坏或在满足通常结构效率下变形不超过允许值就认为它能传递此力，反之就认为不能传递。

图 3.22 为两端铰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 750N 。

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 $\sigma_{\max}<\sigma_b$ ，那末它也能承受由力 Q 引起的弯矩。



(a)



(b)

图 3.20

(a) 空间盒式结构; (b) 封闭周缘薄壁梁。

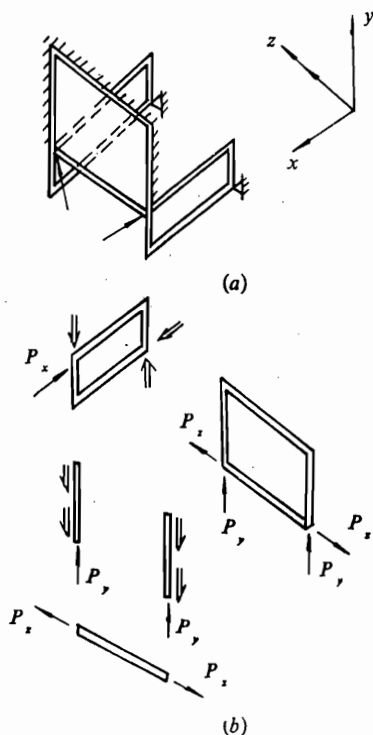


图 3.21 空间薄壁结构传空间集中力举例

了解了各种元件的受力特性后，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，就可按各自的传力特性合理简化各构件、元件（如对梁的缘条可简化为杆元处理，忽略其承弯能力），这样既可使分析工作大大简化，又不致引起太大的误差。

(2) 结构能承受力的条件 一个结构由很多构件组成。当考虑一个结构的传力特性时，不仅要了解组成它的各个构件本身的传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。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传力特性相适应才能使构件传一定的力。

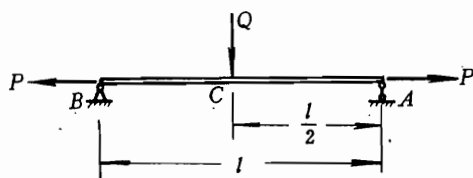


图 3.22 双支点圆杆受载

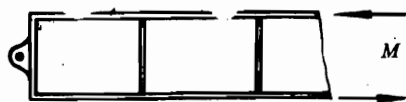


图 3.23 梁一端若铰支不能承弯

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, 根据静力平衡方法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刚度有关。在一定条件下 (如机翼变形应符合平剖面假设), 结构中各个元件可直接按照其本身刚度的大小比例来分配它们共同承担的载荷, 这种正比关系我们称之为“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

$$\frac{P_1 l_1}{E_1 F_1} = \frac{P_2 l_2}{E_2 F_2} \quad (3.2)$$

根据定义, 杆的拉伸刚度 $K = EF/l$, 则式 (3.1) 可改为

$$\frac{P_1}{K_1} = \frac{P_2}{K_2} \quad (3.3)$$

所以

$$\frac{P_1}{P_2} = \frac{K_1}{K_2} \quad (3.4)$$

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

此式表示两杆分担的拉力可直接按其刚度比分配。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:

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

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)

$$K = \frac{EJ}{l} \quad (3.7)$$

情况 (c)

$$K = \frac{2EJ}{l^2} \quad (3.8)$$

情况 (d)

$$K = \frac{GJ_p}{l} \quad (3.9)$$

式中 J —— 剖面惯性矩;

J_p —— 扭转剖面系数。

前面我们已经提到, 对静不定结构并不能在任何情况下都能用刚度分配法得到比较正确的结果, 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。这一点将在第四章中详细介绍。

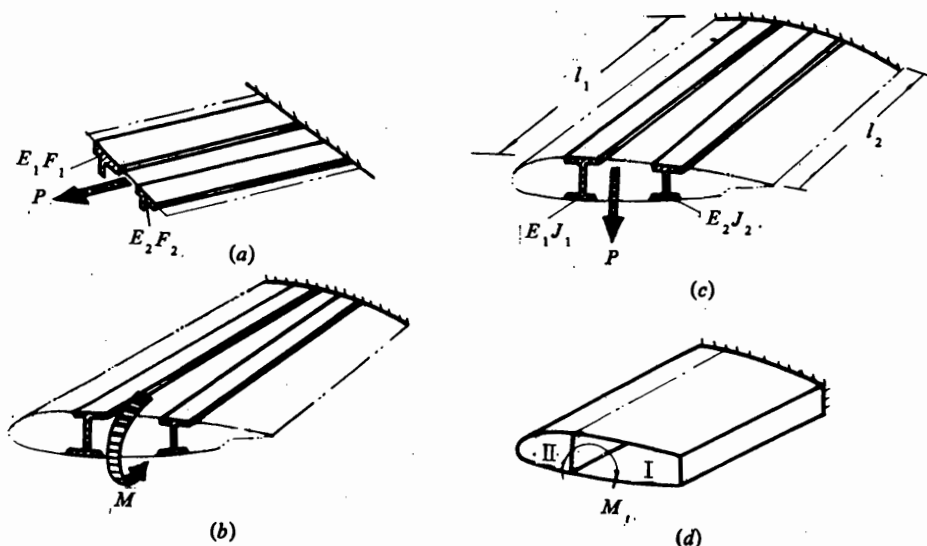


图 3.24

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

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或力矩传给机身的? 其间各元件主要起什么作用?

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。

3)

9)

正它如至

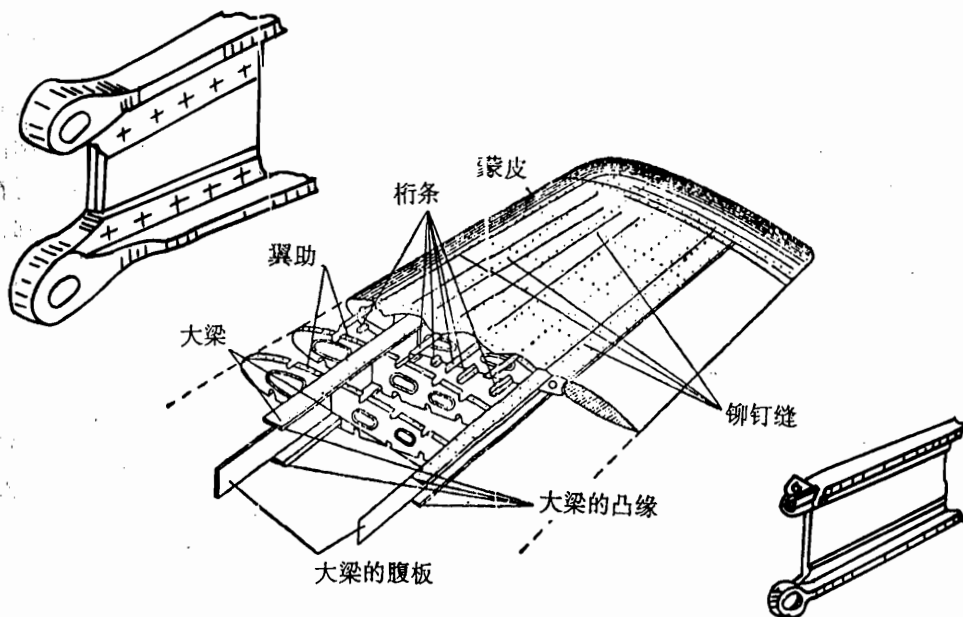


图 3.25 双梁式直机翼

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 $a-c$ 直接受左右相邻两个蒙皮单元体上传来的阴影面积 $abcd$ 上的气动载荷。

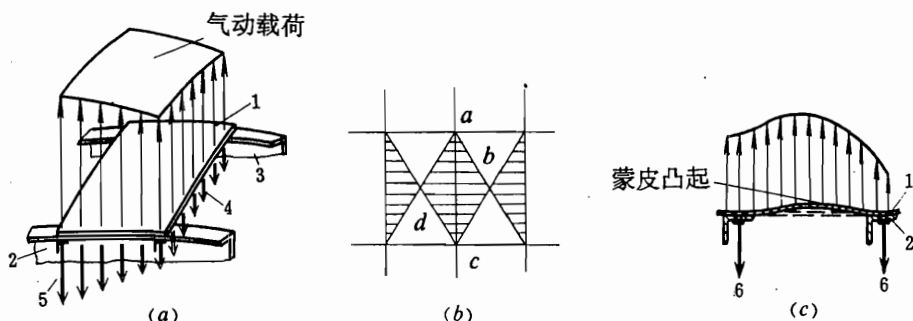


图 3.26 机翼蒙皮受气动载荷①

1—蒙皮；2—长桁；3—翼肋；4—桁条支反力；5—翼肋支反力；6—铆钉的支反力。

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），它主要以软板形式蒙皮受力，即蒙皮主要受链应力（沿蒙皮厚度均匀分布的正应力）。但当蒙皮曲度不大时（如中皮和地

①注：在分离体的平衡图中，我们以单线箭头 $\rightarrow$ 表示外载（作用力、主动力）；以双线箭头 $\Rightarrow$ 表示支反力（支承力）。

段主翼盒区), 则蒙皮将主要受垂直于蒙皮的横向力引起的弯曲应力, 同时也有一些链力。

(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全部传给翼肋(图 3.28)。

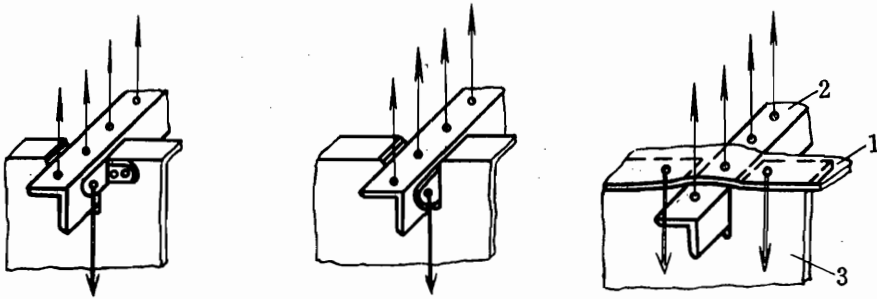


图 3.27 长桁与翼肋的连接形式

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, 似乎不宜承受这类薄板和杆受弯曲应力的横向载荷。需要指出的是, 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它载荷。因为一般情况下, 这些局部气动载荷对于这些构件说都是相当小的, 因而此时可以认为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)。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 3.29)。

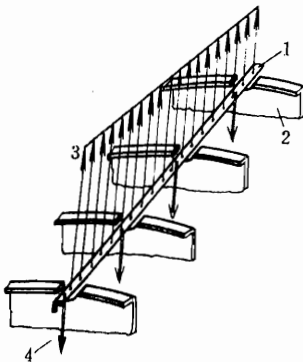


图 3.28 长桁受载

1—长桁; 2—翼肋; 3—蒙皮传来的载荷;
4—翼肋的支反力。

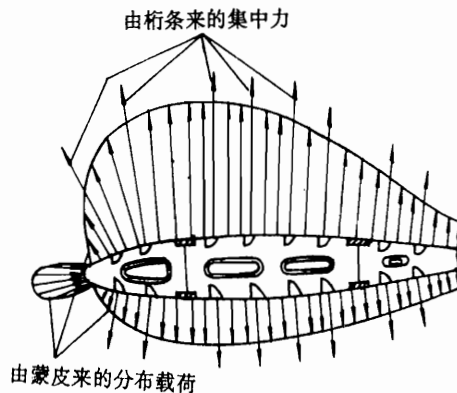


图 3.29 翼肋的外载

那末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薄梁上。

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_r 。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_r 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 ΔQ 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）在满足某些条件时，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：

$$\begin{aligned}\Delta Q &= \Delta Q_f + \Delta Q_r, \\ \Delta Q_f &= \left(\frac{K_f}{K_f + K_r} \right) \Delta Q\end{aligned}\quad (3.10)$$

$$\Delta Q_r = \left(\frac{K_r}{K_f + K_r} \right) \Delta Q$$

$$K = EJ/l \quad l \text{—梁长}$$

ΔM_r 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_r ，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。

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_r 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_r ）。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_r 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。

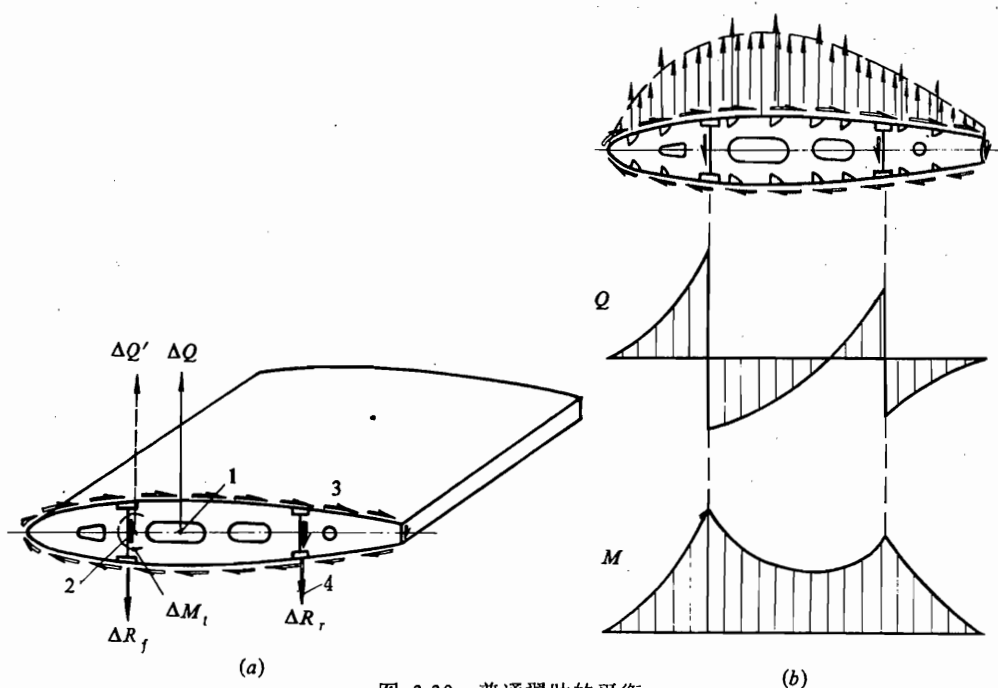


图 3.30 普通翼肋的平衡

(a) 翼肋受力 ΔQ 时的平衡; (b) 翼肋内力图。

1—压力中心; 2—重心; 3—蒙皮给翼肋的支反力; 4—翼梁腹板给翼肋的支反力。

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,腹板将加给缘条一对轴向剪流。缘条以杆的形式受载并向根部传递,最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。

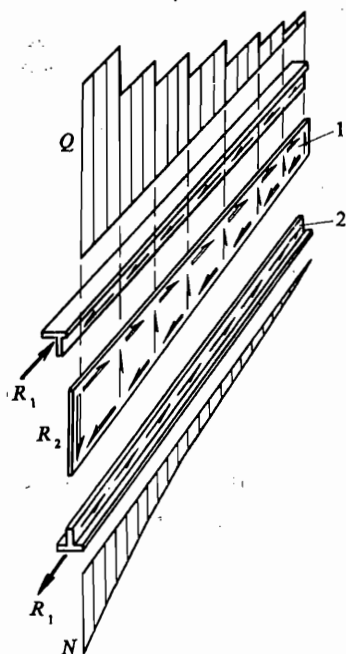


图 3.31 翼梁的平衡及其内力图

1—大梁腹板; 2—大梁缘条;

R_1 、 R_2 —机身支反力。

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))。

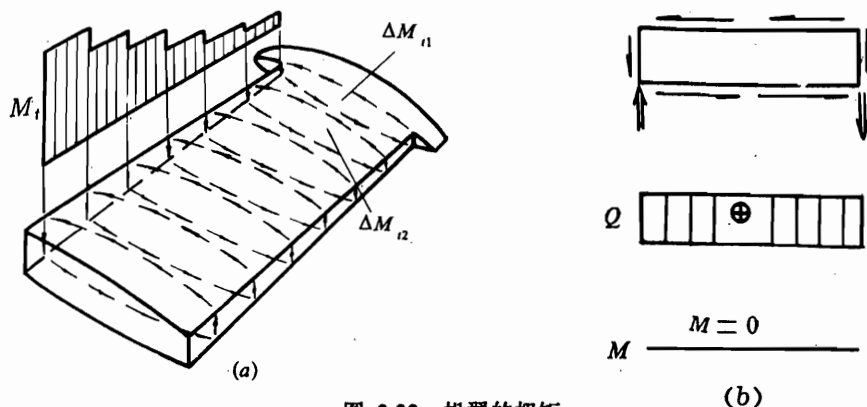


图 3.32 机翼的扭矩

(a) 机翼扭矩图; (b) 机翼根部翼肋的力平衡图和内力图。

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 就是机翼的三个总内力: 弯矩、剪力和扭矩。

需要指出的是: 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。因为: 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要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构件(梁、蒙皮)上, 向机翼根部传递, 并进而通过对对接接头传给机身。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队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。然后传到机翼承受总内力主要构件——翼梁和蒙皮上去。从图 3.33 所示加强肋的平衡可知, 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; 整个机翼的弯矩、剪力、扭矩在集中力所在剖面也会有突变。从图上还可看出, 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。

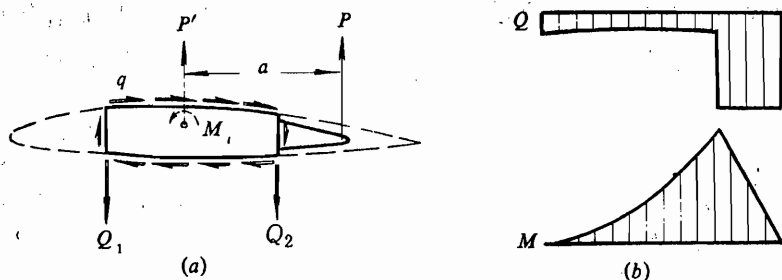


图 3.33 某加强肋的受载

(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，一般布置在翼面高度最大处。另外还常布置 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定连接与机身连接。

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，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，各梁还可能相互提供支持。有关情况可参考多腹板式机翼。

三、单块式机翼的传力分析

单块式机翼的构造与梁式不同，梁很弱或者只有墙；但长桁多且较强；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形成的弯矩，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，传到第一根长桁附近此轴向剪流又分成两部分：小部分传给第一根长桁；大部分继续通过蒙皮剪切向第二根长桁附近传去。如此继续，蒙皮中剪流逐渐减少，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。又由于两根梁腹板在传递由翼肋来的剪流时，剪流方向通常是一致的，因此在由梁缘条向中间蒙皮传递时，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，剪流在蒙皮内逐渐扩散，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 所示。

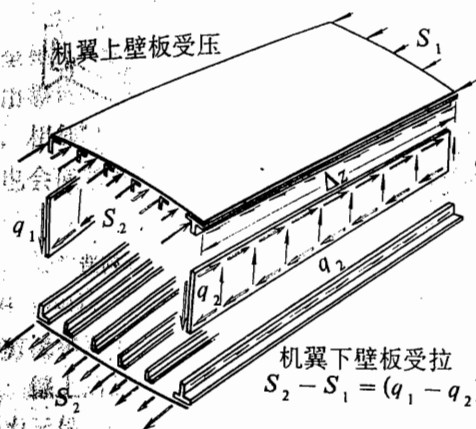


图 3.34 机翼壁板承受总体弯矩

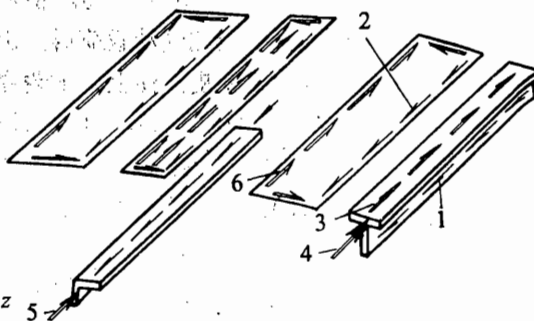
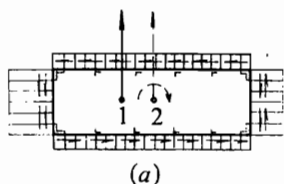
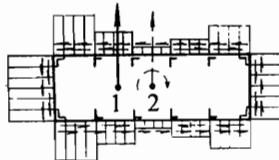


图 3.35 载荷在壁板元件中的传递

- 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。



(a)



(b)

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。在一些后掠机翼上也有应用。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，在承受同一外载（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，则前者所能承受的外载将小些，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、翼肋很少。以美国歼击机 F-104 的机翼为例，如略去其开口附近、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。蒙皮为变截面，在外侧厚 2mm，内侧厚为 6.3mm。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)。

多腹板式的传力特点如下：因为中间没有翼肋，所以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 则传给侧边翼肋，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)。

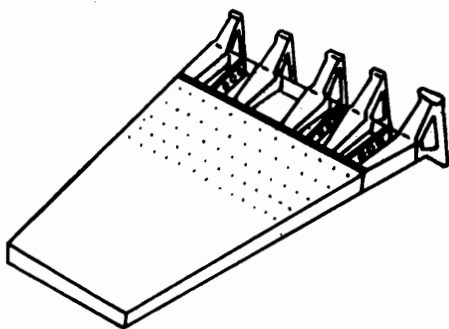


图 3.37 F-104 机翼根部构造

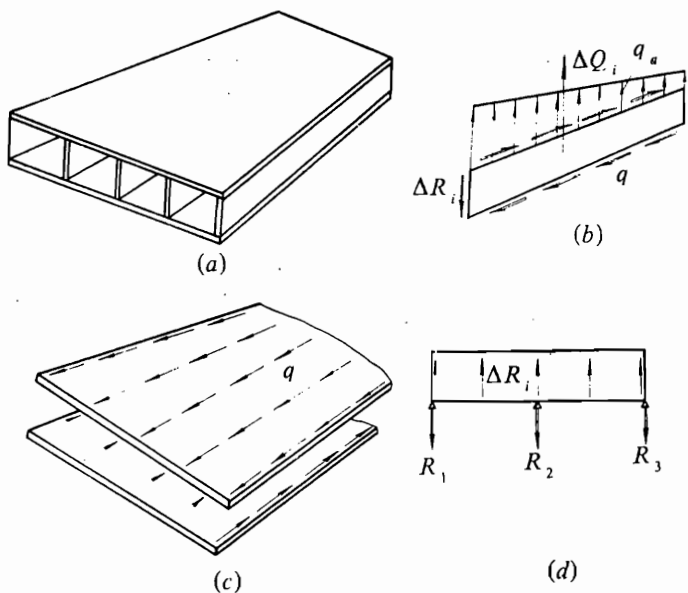


图 3.38 多腹板式机翼受力

(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。

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

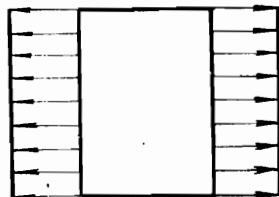


图 3.39 多腹板式机翼的中翼在对称弯矩作用下自身平衡

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，还将附加作用有其它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。

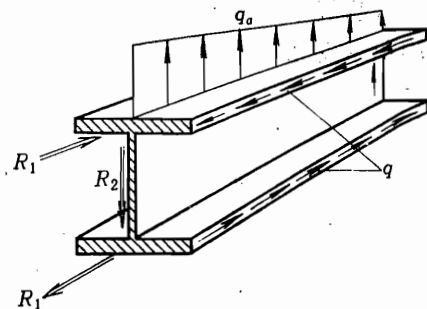


图 3.40 单元体的受力平衡

q_0 —气动载荷； q —其它腹板通过蒙皮传来的载荷； R_1 、 R_2 —机身的支反力。

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；在现代飞机中由于蒙皮较厚，因此它还不同程度地以受一对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：一是用来承受其它部件传来的集中载荷，将它扩成分布剪流传到由腹板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）。它一般有较厚的腹板和缘条，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_l 。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，但需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（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_f ）。

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的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。以上仅就一个方面进行了比较，更为详细和全面的对比将在第四章中进行。

3.5 机翼设计分离面对接处以及机翼、机身对接区的传力分析

一、设计分离面及其对接形式

机翼上往往布置有设计分离面和工艺分离面。工艺分离面是为工艺上制造和装配方便而设置的，有沿弦向和展向两种，一般采用不可拆的连接，它们对机翼结构受力基本上没有影响。设计分离面主要根据使用要求来设置，在展向布置，均采用可拆连接。如轰-6飞机，它的中央翼匣是平直的，外翼后掠，机翼在机身侧边处发生转折，同时又考虑到维修方便，就在此处布置了设计分离面。又如某些舰载战斗机，为了在航空母舰上停放时尽量少占位置，在机翼上设计了采用合页铰链连接形式的设计分离面，使机翼外段可以向上翻折。

设计分离面的对接形式按其连接点在分离面上的分布情况可分为集中连接和周缘连接两大类，分别用于梁式和单块式等不同结构型式的机翼上。

在3.4中曾提及,机翼上的总体力——弯、剪、扭将由机身提供支反力来平衡。应该指出的是:机翼在其主要载荷——左、右对称气动力作用下,不论何种结构型式,左、右机翼上最主要的总体力——弯矩总是对称的(大小相等、方向相反)。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(中央翼指位于机身内的机翼中段)。对于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(也包括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。因此当机翼上有设计分离面时,它的对接接头除了应拆装方便外,受力上必须能可靠、连续地把左、右机翼传来的载荷传给中央翼或机身上。

由于布置设计分离面将增加对接接头,对接面附近的构件也需要加强,因此势必引起结构重量的增加。此外由于连接处总要带来应力集中,故对考虑疲劳设计的飞机,重量可能增加得更多。有资料介绍,对于起飞重量为120~150t的飞机,如果没有设计分离面,可使机翼重量减少几百kg。为此近代飞机的展向设计分离面趋于减少或不布置。

二、梁式机翼根部集中连接接头的构造形式与传力

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,例如可以把中翼翼梁做成加强框的一个组成部分。若不可能时,则只能在机身侧边与加强框相连,把载荷(包括对称弯矩)直接传给加强框,这时框的受力比较大。

当机翼为梁式结构或机翼根部为梁式结构时,则机翼的设计分离面常布置在机身侧边处。其设计分离面接头也就是机翼、机身对接接头,因此接头必须能把机翼上的弯、剪、扭全部传到机身上去。此时机翼与机身只需有少数几个连接点就行,这类分离面的对接接头就称之为集中连接形式。其连接接头通常采用叉形接头(也叫耳片接头),它由耳片接头和连接螺栓组成。耳片接头用螺钉或铆钉固定在翼梁缘条上或与缘条制成一体。当接头由上、下两组耳片组成时,也称之为两点连接,这类接头可传弯矩和力,简化为固接。而纵墙与机身只有一组耳片连接,也称之为单点连接,这类接头能传垂直平面内的力。例如由根肋将扭矩转换成前后接头上的一对方向相反的垂直力时,其中一个就可由此接头传给机身。此接头也可传沿墙轴线方向作用的Z向力。在墙平面内该接头可简化为铰接(图3.41)。

为了保证机翼上所有的弯、剪、扭都能传到机身上,最少需要三点连接,即一个固接接头和一个铰接接头。由于某些耳片接头所属的翼梁腹板与机身无直接连接,因此为传递垂直载荷引起的剪力应在机翼翼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传给机身。双梁式机翼的弯矩通过前、后梁的固接接头传给机身;单梁式则主要由主接头来传递。耳片可做成垂直放置或水平放置。当耳片垂直放置时,通过连接螺栓受剪来传递剪力;当耳片水平放置时,则由机翼上的耳片和机身上的耳片挤压直接传递,为此需在两水平耳片之间配置加强筋,以提高接头在垂直方向的结构刚度(图3.42)。

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。

扭矩是由组成翼盒的蒙皮、腹板受剪向根部传递的。集中连接形式与周缘连接不同,机翼蒙皮在对接面两侧互不相连,因此必须在机翼根部布置一加强翼肋,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，通过连接接头传给机身（图 3.32 (b)）。

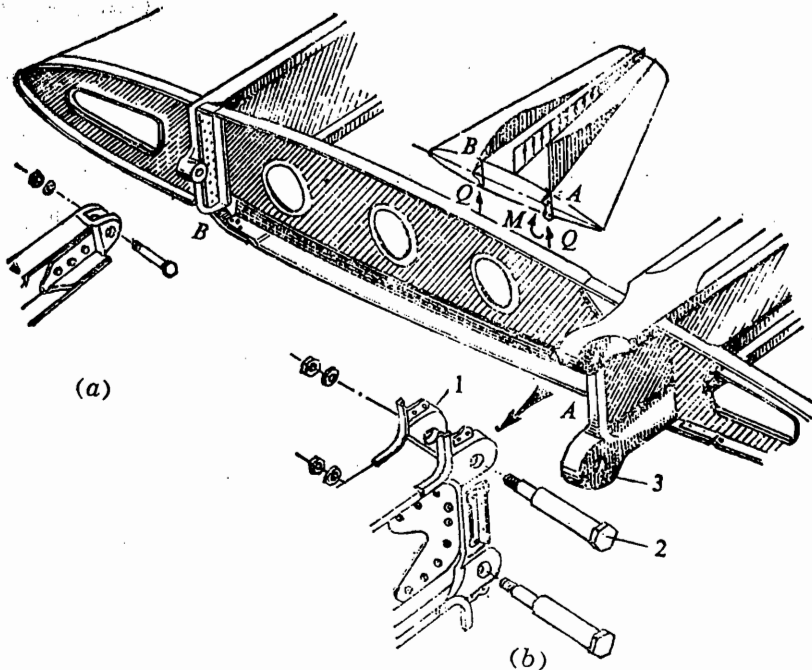


图 3.41 叉形接头

(a) 铰接接头；(b) 固接接头。

1—双耳片(叉形)；2—螺栓；3—单耳片。

集中接头也可采用其它形式，如螺桩式。美国的 F-104 机翼根部对接处恰好位于进气口后，有较大的结构高度，故把机翼接头做成“Y”形，以增大上、下耳片间的距离（图 3.37, 3.43）。在同等大小弯矩 M 的作用下，因为 $H_1 < H_2$ ，所以 $N_2 < N_1$ ，故可减小接头所受的力 N 。

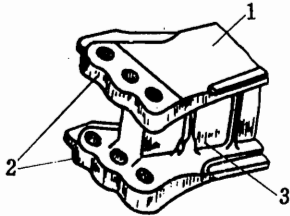


图 3.42 水平耳片接头

1—梁；2—耳片接头；3—加强筋。

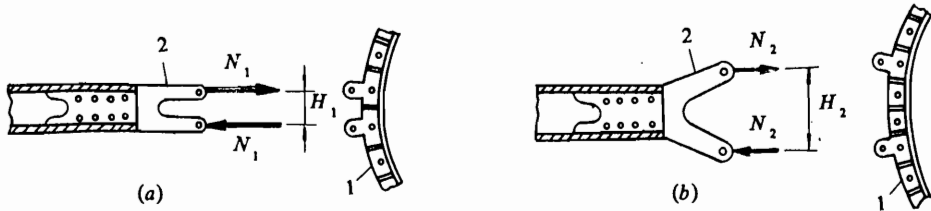


图 3.43 Y 形接头和普通接头上受的力

(a) 普通接头；(b) Y 形接头。 1—机身加强框；2—接头耳片。

三、单块式机翼设计分离面的对接形式——周缘连接接头以及机翼-机身连接区的传力分析

1. 周缘连接接头构造形式与传力分析

周缘连接接头通常用在单块式机翼上。当机翼为单块式时一般都有中翼。中翼常固定在机身上，左、右外翼在分离面处用对接接头与中翼连接起来。中翼可能伸出机身侧边一段长度，也可能就在机身侧边分段。左、右机翼通过设计分离面或工艺分离面连接成一体，然后再通过另外一些接头与机身相连。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（图 3.44 (a) (b)）。下面讨论设计分离面的对接接头的传力。

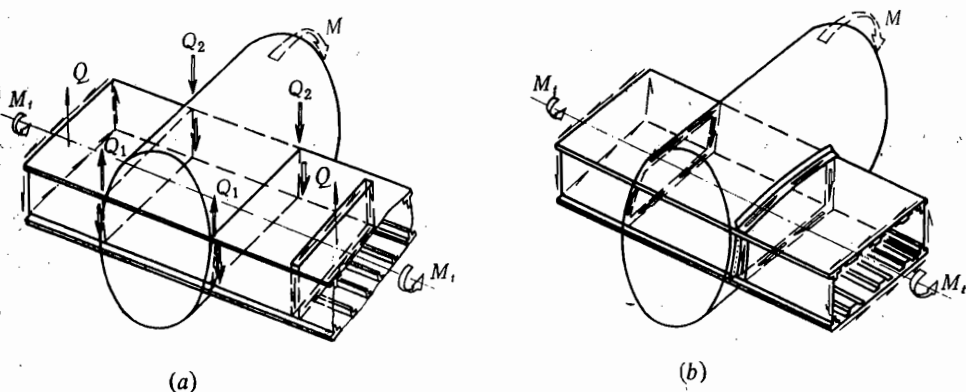


图 3.44(a)、(b) 单块式平直机翼在机身上的受力平衡

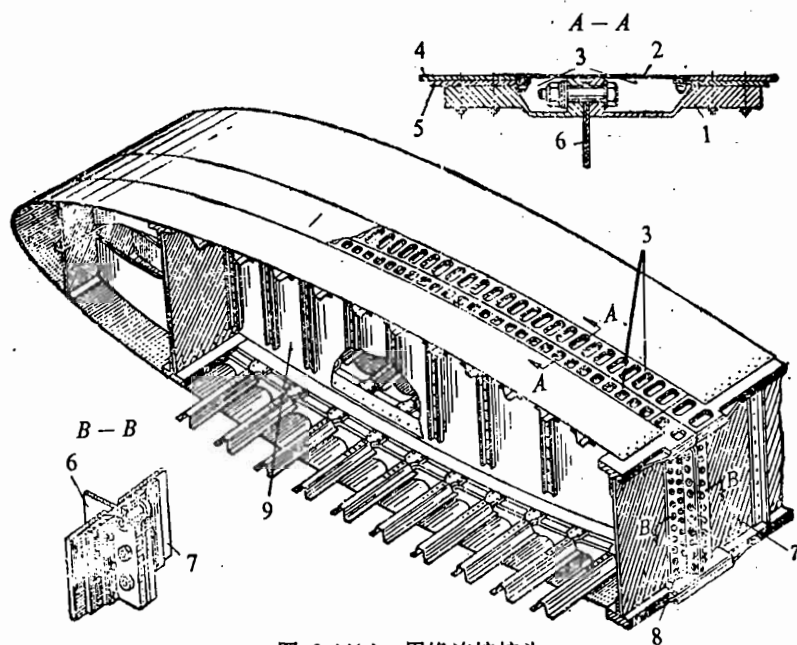


图 3.44(c) 周缘连接接头

1—对接接头；2—可拆盖板；3—孔；4—蒙皮；5—垫片；6—翼肋腹板；

7—翼梁腹板；8—翼梁的对接角材；9—加强翼肋。

单块式机翼的设计分离面通常是沿周缘连接的。它用许多接点沿分离面把外翼和中翼的蒙皮、长桁以及翼梁的缘条、腹板——连接起来，使外翼的弯矩、扭矩和剪力可以沿分离面均匀而连续地向中翼传递（图 3.44 (c)）。

周缘连接接头的构造形式通常有以下几种：

(1) 用特别的型材做连接件，型材上有安装螺栓的凹槽，外面装有整流板（图 3.44 (c)），这种接头一般用来连接中、外翼的受力壁板。机翼受载后，通过螺栓受拉或连接接头的端面挤压传递由弯矩引起的轴向拉力或压力。中翼和外翼的腹板用垂直支柱和连接螺栓连接起来，通过螺栓受剪把剪力 Q 传给中翼腹板。扭矩引起的剪流通过蒙皮上弦向的加强条和垂直支柱先转换成几个小集中力传给对接螺栓，由螺栓受剪传给中翼。对称扭矩到机身侧边处由机翼、机身连接接头直接传给机身，而不再往机身段内的中翼盒段上传递。

(2) 由于螺栓在受剪时比受拉时不易破坏，所以有些机翼在下翼面（疲劳敏感区）采用垂直放置的对接螺栓。此时对接接头由固定在分离面周缘的对接垫板或盖板和连接螺栓组成，用对接垫板将两对接构件对接，拧上螺栓即可。这种形式的特点是所有载荷都通过对接螺栓受剪来承受（图 3.13 (a)）中下翼面的情况）。

(3) 接头由铆在翼盒周缘蒙皮、腹板上的角条（即直角型材）和水平放置的对接螺栓组成。其传力情况与第 (1) 种类似。如果设计分离面就在机身侧边，一般机翼蒙皮还可能直接用角条与机身蒙皮相连，此时扭矩向机身的传递将由多路进行。但因与机身蒙皮相比，加强框在其自身平面内的刚度要大得多，因此扭矩主要仍将通过机翼—机身连接接头，以一对方向相反的垂直剪力形式传给机身的两个加强框（图 3.44 (a)）。

2. 机翼—机身连接区的传力分析

正如前述此类机翼、机身的对接大多是用前、后梁上四个铰接接头来实现。接头形式多样，如运-10（后掠翼）是以图 3.45 所示的四个空心销，在机身侧边把机翼与机身框连接起来；也有的采用如图 3.13 (b) 中所示的角盒把机身框与梁腹板相连。

对接区传力分析（参考图 3.44 (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 3.46）。

为了避免中央翼中的长桁受压总体失稳，一般在中央翼内需要布置翼肋，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

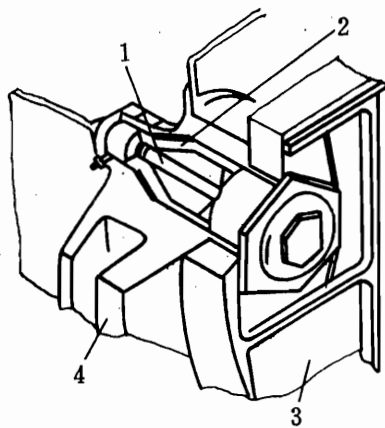


图 3.45 机翼、机身对接大螺栓

1—定位螺栓；2—空心销；3—机身对接框；4—机翼后梁接头(锻件)。

质的剪力，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。但若为对称扭矩，则将进入中央翼箱，在中央翼内自身平衡。

四、连接对机翼根部区受力的影响

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。另外在机翼根部往往还存在一些结构参与问题。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。考虑到后掠翼和三角机翼的受力有一些特点，而现代机翼又用得较多，因此对后掠机翼根部等的传力将在 4.6 节中专门进行分析，这里不再赘述。

单块式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 3.47）。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。倘若机翼为自由扭转，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（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 3.48 (a)、(b)。相应的还存在有次剪流，但其影响远比次正应力要小。

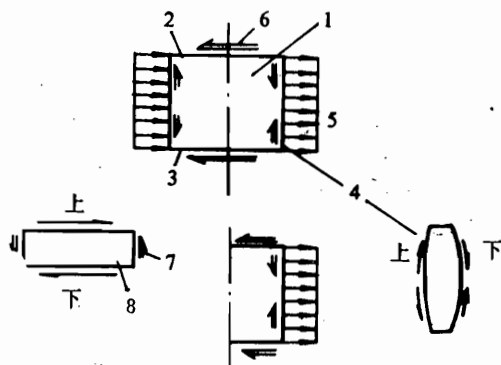


图 3.46 反对称弯矩的传力分析

- 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—对接接头给侧肋的支反力。

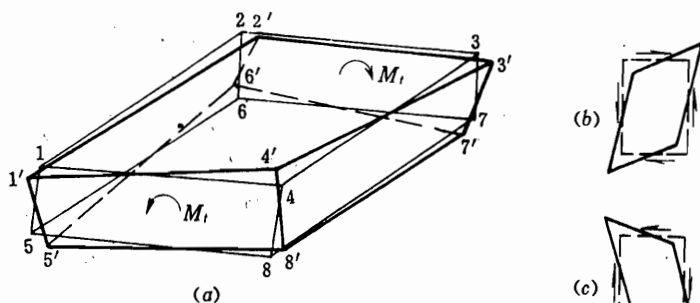


图 3.47 盒段的自由扭转

(a) 盒段；(b) 上板件；(c) 下板件。

次应力的分布规律可应用圣维南原理说明之。由于限制扭转时的次正应力是一组自身平衡力系，必定会沿展向在一定范围内产生影响，但它沿展向很快衰减，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 3.48)。

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。

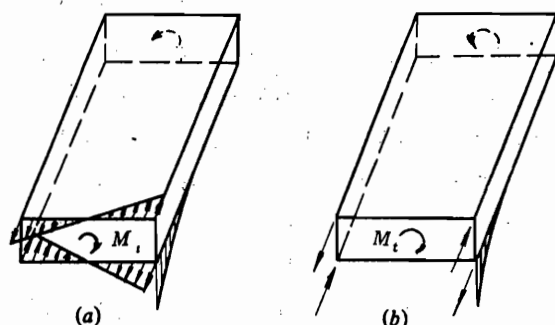


图 3.48 限制扭转的次正应力分布

(a) 单梁式机翼; (b) 双梁式机翼。

单梁直机翼在根部与机身为三点连接，因三个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。

2. 单梁直机翼根部的结构参与问题

一梁式直机翼 (图 3.49) 后墙与机身为铰接，该接头不能传弯，但因该墙缘条较强，因而可认为墙本身有一定承弯能力。在离接头稍远的切面处，后墙愈来愈多地参加受弯，到某个切面以外，实际上和双梁式机翼一样，故也可把机翼看作为一个三点支持的四缘条盒式梁。后墙上的弯矩将凭借靠近翼根处的一个长为 L 的盒段受扭传给前梁，使前梁在 L 段内加载，后墙卸载。但为此必须在结构上提供一定条件，只有当这一长为 L 的盒段有足够的扭转刚度时，才能把后墙上的弯矩传给前梁。为了进一步了解根部区的应力分布，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，在后交点处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 $L \approx B$

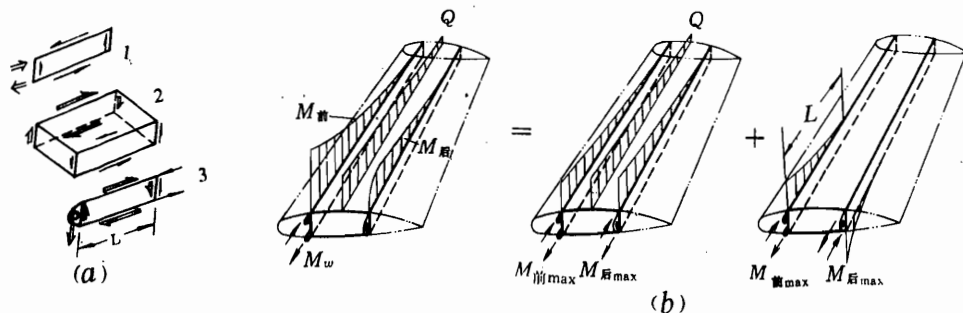


图 3.49 机翼根部支承情况对内力的影响

1—前梁; 2—盒段; 3—后墙。

1.5B. 从根部向外看, 后墙在 L 段内逐渐参与受弯, 因此把此段长度的结构称为参与段。

3. 四支点支承的单块式机翼根部的结构参与问题

倘若单块式机翼根部是四点支承的, 根部切面处的弯矩将完全由梁的四个缘条承受, 而蒙皮、长桁中由弯矩引起的正应力等于零。但由此分离面向外侧看, 长桁和蒙皮内的正应力将逐渐增大。到距根部分离面为 L 处, 长桁和蒙皮几乎完全参加承受机翼弯矩, $L \approx B \sim 1.5B$ 。因此四支点支承的单块式机翼在根部附近实际上是双梁式, 离开根部一定距离后才是名符其实的单块式结构 (图 3.50)。

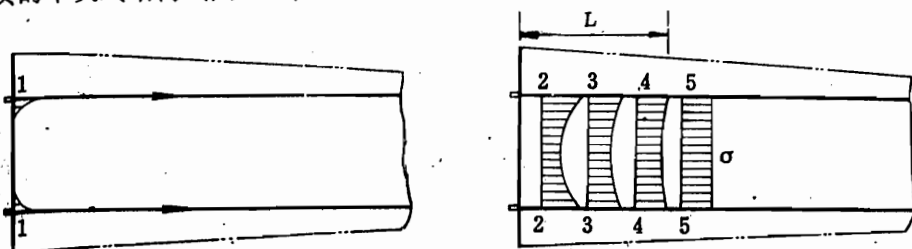


图 3.50 壁板上的正应力 σ 沿展向各剖面的分布

此时, 在 L 段内的蒙皮上将有附加剪流 Δq 。正是借助了蒙皮受剪, 长桁和蒙皮才能逐渐参与承受正应力。附加剪流的大小在整个翼箱宽度上是变化的。离开翼梁缘条愈远, 该 Δq 值愈小。同时沿翼箱宽度上各长桁参与段的长度也有所不同, 愈靠近梁缘条的纵向元件, 其参与段愈短。详细分析将在 3.7 节中介绍。

还应指出, 在单块式机翼大开口附近的非开口段结构内的情况; 以及根部为梁式、外段为单块式的机翼上, 在它们的分界处附近, 均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。

3.6 后掠机翼和三角机翼的传力分析

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 3.51)。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 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 $A-B$ 上, 后缘点 B 的挠度比前缘点 A 的挠度大 (图 3.52), 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。

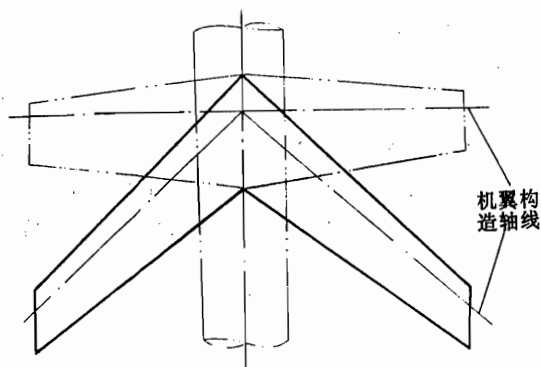


图 3.51 直机翼与后掠翼平面形状比较

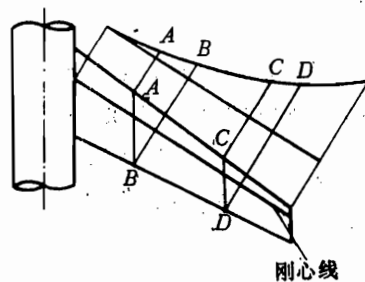


图 3.52 后掠机翼的挠曲线

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 (b)）。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。

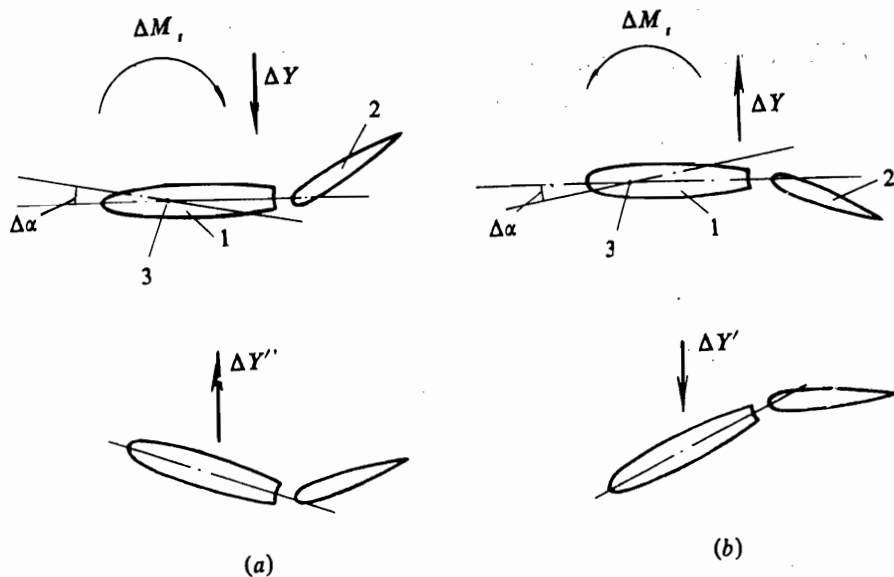


图 3.53 副翼反效

(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_x 、 $\Delta \alpha$ —因 ΔY 引起的扭矩和迎角变化； $\Delta Y'$ —因迎角变化引起的附加气动力。

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。

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 3.4 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型式。可是结构型式的选择不可能仅由结构受力要求来确定，由于需要开口或其它原因，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、近根部为梁式的结构和 F-100、运-10 的双梁多腹板或双梁单块式结构等等。

(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。因而其外段实质上就是一个直机翼，所以关于直机翼的受力分析仍可沿用。其主要特点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。

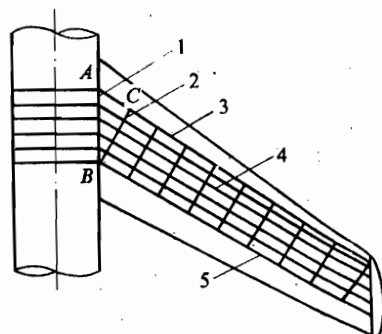


图 3.54 单块式后掠机翼

1—侧边加强肋；2—根部加强肋；
3—前梁；4—长桁；5—后梁。

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就要产生相同的位移 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。

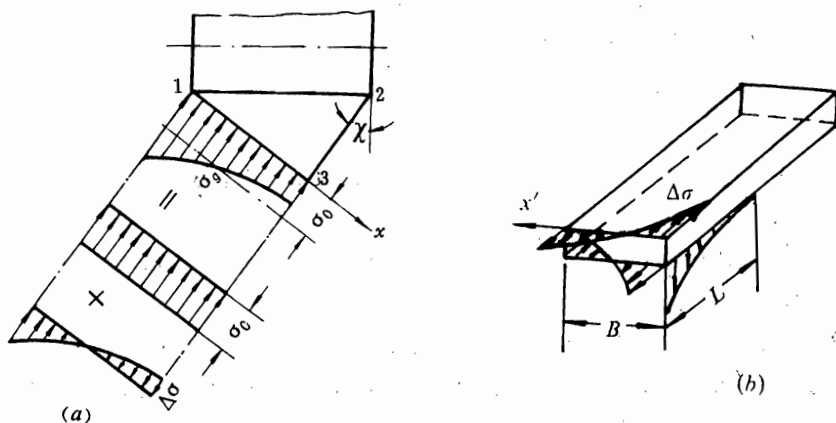


图 3.55 后掠翼受弯矩作用下的应力

(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_g 沿剖面的 x' 轴呈双曲线分布。需要指

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。

如以 σ_0 表示基本应力， $\sigma_0 = M / H B t$ ，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 $\sigma_g = \sigma_0 + \Delta\sigma$ 。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%。

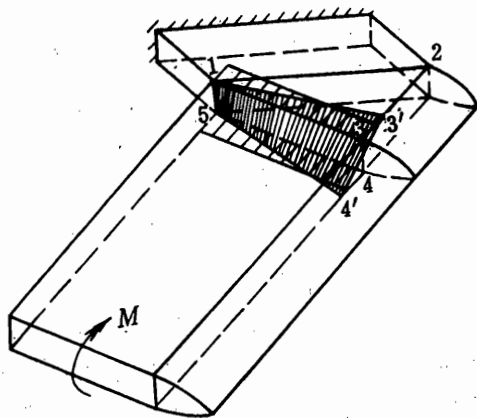


图 3.56 根部剖面 1-3 发生翘曲

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，为读者自行分析其它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）。

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 $A-B-C$ （由纵向元件：梁缘条、长桁以及蒙皮组成，可受正应力）、侧边加强肋 $A-B$ 、根部加强肋 $A-C$ 、前梁 $B-C$ 。

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。

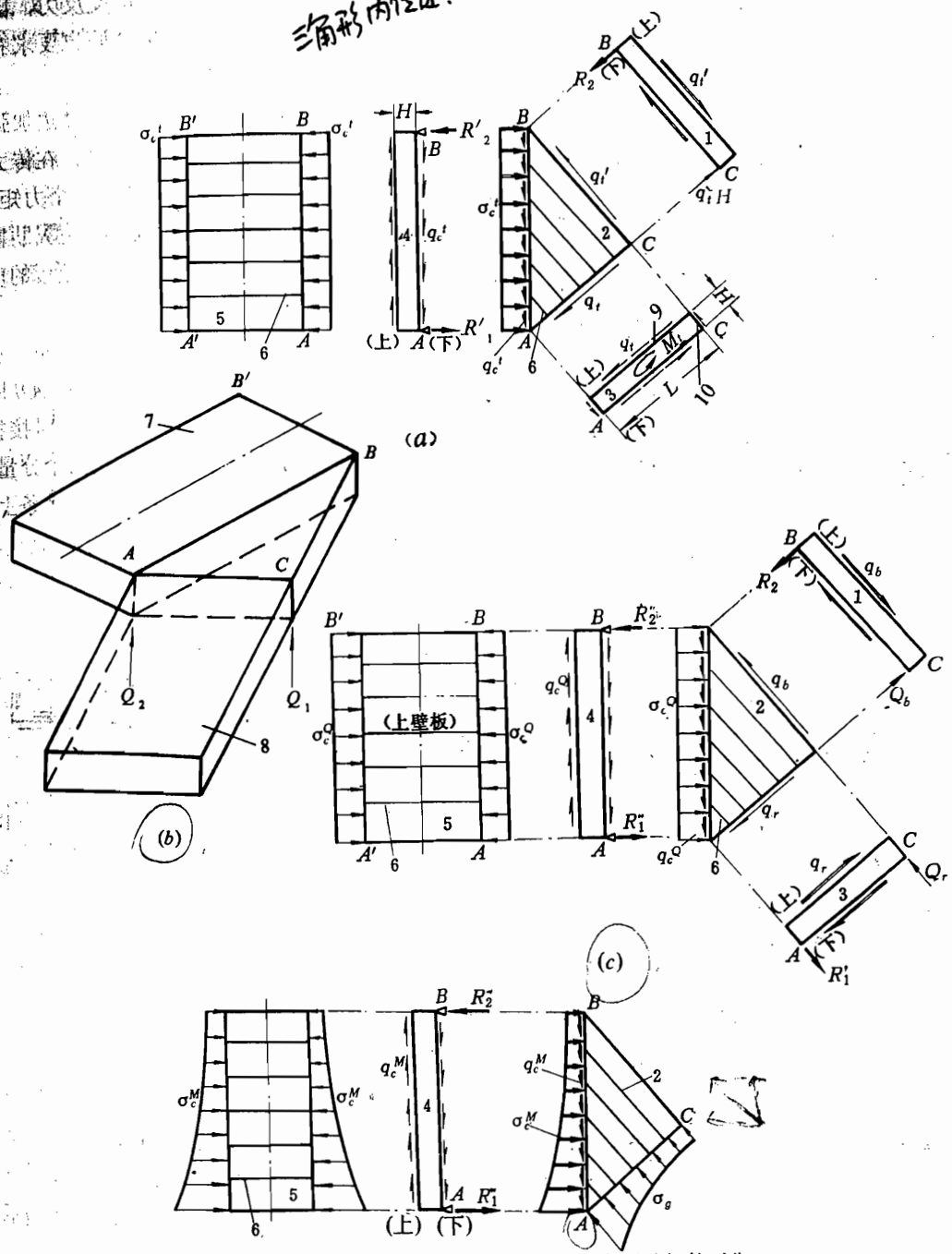
扭矩 M_t 在根部剖面处继续由三角形上、下壁板和前梁腹板向中翼和机身传递，后梁上的剪流直接由对接接头传给机身。其各分离体平衡图见图 3.57 (a)。

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_1 由前梁传给机身；另一路 Q_1 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需受载，此时侧肋的平衡见图 3.57 (e)。

弯矩 M 以壁板上的轴向力形式作用到根部剖面 $A-C$ 上。如图 3.57 (d) 中所示“ A ”点

三角形内传递根部平衡。



中翼上、下壁板的平衡 侧边翼肋的平衡 根部三角形壁板的平衡
(d)

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; 9—蒙皮; 10—梁腹板。

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也要求布置一侧边加强肋。

由以上分析可知，对于单块式后掠机翼，由于纵向构件在机身侧边转折，因此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。

图 3.58 是另一种形式的单块式后掠翼，它与图 3.54 所示后掠翼的不同点在于其左、右机翼在机身对称面处对接。在对称载荷作用下，在机身侧边 AB 剖面处，扭矩 M_t 由 AB 肋转成一对方向相反的垂直力，与前、后梁腹板上的剪力 Q 一起传给机翼、机身的对接接头，不再传往中翼。弯矩引起的作用在纵向构件上的轴力将在机身对称面处分成两个分量， Z 向分量由左、右机翼自身平衡； x 向分量以一个个小集中力形式作用在中央翼肋缘条上，形成力矩。该力矩由中央翼肋通过中翼盒段受扭向外侧传到机身侧边。再由 AB 肋转成一对垂直力传给 A 、 B 处对接接头（图 3.58 (b)）。这种结构形式必须有相当强的中央翼肋。

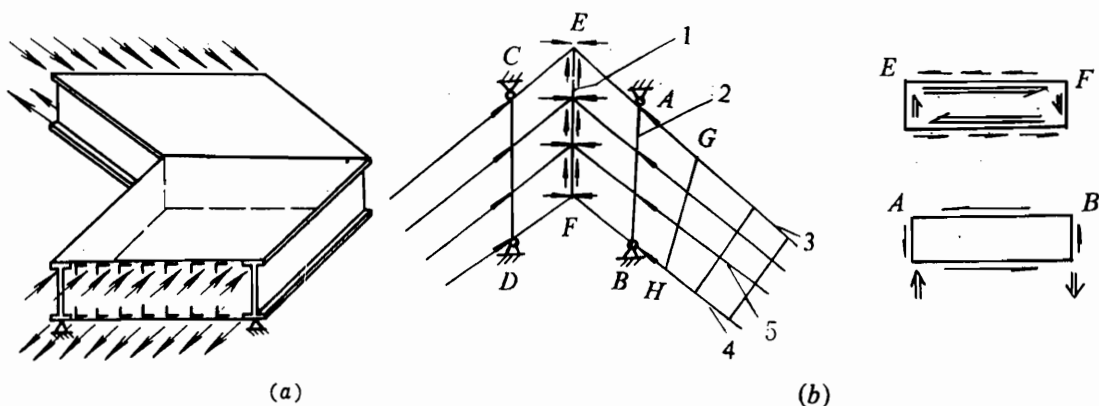


图 3.58 有加强中央翼肋的单块式后掠翼

1—中央翼肋；2—侧边肋；3—前梁；4—后梁；5—长桁。

(2) 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，往往在某些部位（如根部）采用梁架式结构。如图 3.59 所示某强击机的后掠机翼结构，14 肋以外为单块式结构。在根部需要收藏主起落架，因而在下翼面上布置了大开口，这就破坏了原单块式结构的传力路线而改用梁式；又考虑到在双梁式机翼上将出现的后掠效应将使后梁受载严重，为减轻后梁载荷，为此在 14 肋以内的根部采用了梁架式结构。

梁架式结构是指由主梁（也叫内撑梁）、前梁、后梁等若干个翼梁和根部加强肋、侧边加强肋（或机身上的侧加强板）等组成一个受力构架，即谓之“梁架”。14 肋以外的受载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，因此传弯时将有结构参与问题。在 14 肋以内将由梁架结构来承受并向机身传递机翼外段传来的弯矩、剪力和扭矩。实际上，根部所承载除外段传来的 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。下面我们只讨论由外段传来的弯矩、剪力和扭矩向各构件的传递过程。至于其它载荷，分析方法类同，读者可自行分析。

• 结构的简化假设

第一，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）之外的其它翼肋均不参加总体传力。

第二，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，故近似假设上壁板蒙皮仅受剪切，整个三角形区 $A-B-C$ 的下翼面因开口不受力。

第三，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。

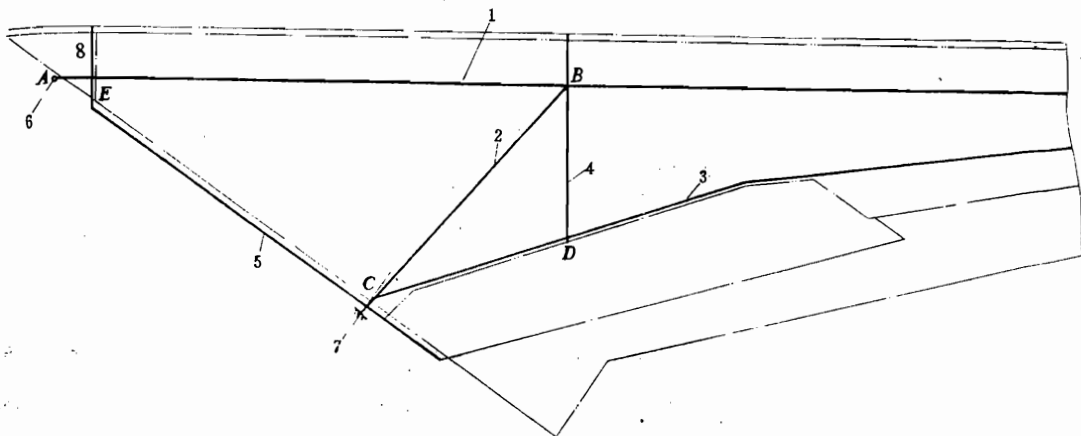


图 3.59 某机翼结构布置图(强击机)

1—前梁；2—主梁；3—后梁；4—根肋；5—侧肋；6—机身17框；7—机身24框；8—2[#]前肋。

第四，各构件的支持情况简化如下：

前梁 两端铰支梁，分别支持在机身17框和主梁端头 B 点上。

主梁 固支在机身24框和侧肋上的悬臂梁。

后梁 固支在主梁和侧肋上的悬臂梁。

根肋 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 接受由前、主、后梁传来的分力矩，并认为它最后铰支在前、主梁上，以双支点梁形式受弯，然后把弯矩转成剪力的形式传给两梁与机身的接头。

2[#]前肋 固支在前梁上。

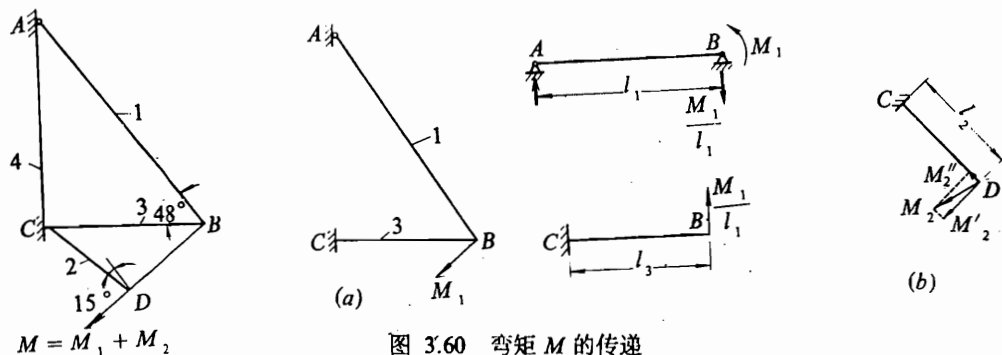
经简化后的梁架布置见图 3.59。

• 根部梁架式传力分析

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。

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，一部分 $M_{2,c}$ 传给主梁，另一部分 $M_{2,1}$ 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。



(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。

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_{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 3.61)。

3. 几点启示

通过 3.4、3.5 及本节的学习，我们对几种典型的直机翼和后掠机翼结构进行了受力分析。然而在实际中我们所遇到的问题（例如本章谈及的机翼结构）是千变万化的。了解一下各国的各类机种，其结构很少完全相同。但是，它们往往又有一些共同点。因此学习本章内容，除了学习涉及的有关结构的具体的传力分析的知识外，更为重要的是要学会分析方法和掌握一些规律性的东西，也就是要培养、锻炼分析实际工程问题的能力。例如对一个实际的机翼结构进行合理简化（包括形状简化、结构简化、构件受力特性简化以及连接简化），以使分析既能更易进行、又能抓住本质和主流。这不仅在传力分析中 useful，在结构设计的应力、应变计算，乃至进一步计算寿命、可靠性等问题时都会涉及到简化模型的选取问题。又如通过 3.4 节中双梁式直机翼的传力分析，掌握了各元件的作用和受力原理，也有助于对其它结构型的分析。而在本节，通过对梁架式后掠机翼根部的分析，我们又进一步学习了对

一个纵、横构件相互连接的复杂的静不定结构，如何弄清它们之间的支持关系（如两根梁连接在一起，由哪根梁作为另一梁的支持）以及力的传递规律，传力路线与哪些因素有关。回忆本节分析我们应该注意以下几点：

(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。因此两梁腹板相连时，只能作为铰接；只有缘条、腹板均相连，才能算作固接。

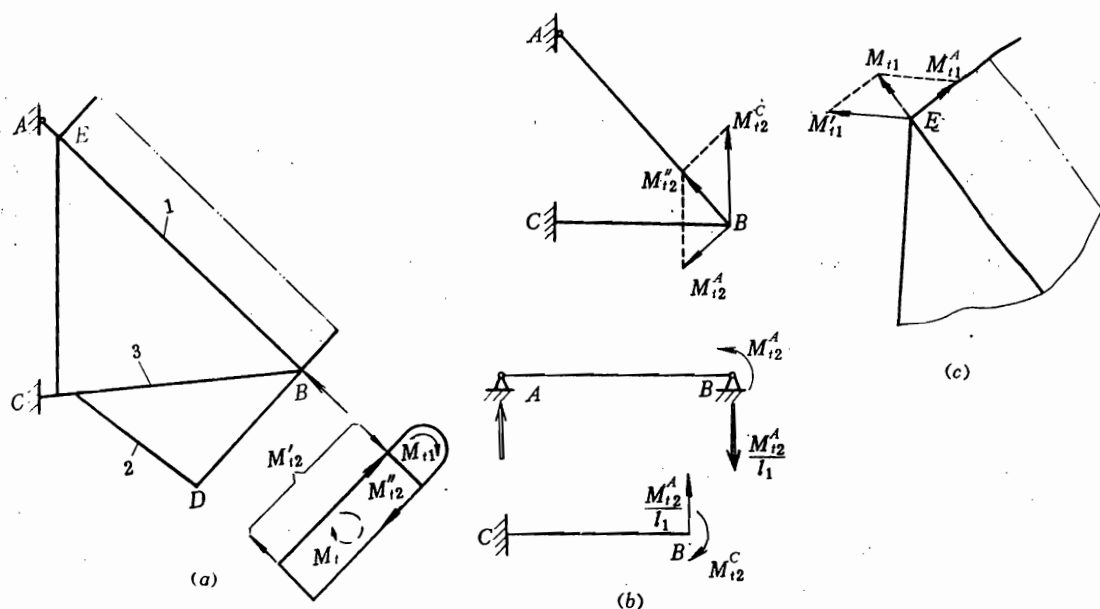


图 3.61 扭矩 M_t 的传递

(a) 后掠机翼根部的扭矩；(b) 根部三角架传扭；(c) 前缘闭室 M_{t1} 的传递。

(3) 载荷要传得出去。如一根梁上受有一弯矩，但只有根部提供一个铰支形式的支承，那么弯矩外载就无法传给支承。反言之，实际上，该梁也就无法承弯。又如一平面梁在向根部转弯时，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，才能保证弯矩的继续传递。否则转折点处力矩就不平衡，无法受载。

(4) 当结构是静不定时，它的传力路线有多条。载荷从哪些路线走，各传力路线分担多少，取决于构件的布置情况、构件本身的受力特性、各构件本身的结构刚度和支持刚度以及各构件间的连接关系。一旦上述因素有所变化，传力路线势必发生变化。例如图 3.59 所示结构，现在前、主梁交点上分配的弯矩 M_1 为 $0.557M$ ，后梁为 $0.443M$ 。如果去掉主梁，并把前梁与机身固支，则前梁也将以悬臂梁形式受载。此时即便前、后梁的弯曲刚度不变，则前梁将分担 M_1 为 $0.322M$ ，而后梁弯矩将因后掠效应增加到 $0.678M$ ，后梁应大大加强。但后梁由于结构高度所限，加强比较困难。而且随着后梁的加强，刚度变大，载荷就更向后集中，更增加后梁设计的困难。因此该机采用了加主梁的办法。同时因主梁比前梁传力路线短，所以前梁设计得弱些，并与机身铰接，从而使主梁来承受主要载荷，这

是合理的。此外我们还可以设想，如果机翼的根肋 BD 与前、主梁由固接改为铰接，那么 M_{12} 这一传力路线就没有了。这样前缘闭室承担的扭矩 M_{11} 就会增加很多；而中闭室的 M_{12} 将下降，并只有以 M_{12} 这种形式传往机身接头。

由上可知，在传力分析时必须具体情况具体分析，而且要仔细观察清楚结构情况才有可能正确地简化和分析。那么即便各种机翼构造各异，只要对所学知识和掌握的方法、规律融会贯通，问题就能迎刃而解。

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现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 ($\chi^\circ = 55^\circ \sim 75^\circ$)、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。但根弦很长和其它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 3.62(a))。

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 3.62 (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、多肋加整体壁板 (或由蒙皮、长桁组成的壁板)。也有的则无长桁，而把墙的数量增多，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

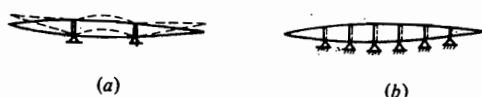


图 3.62 三角机翼翼肋的变形

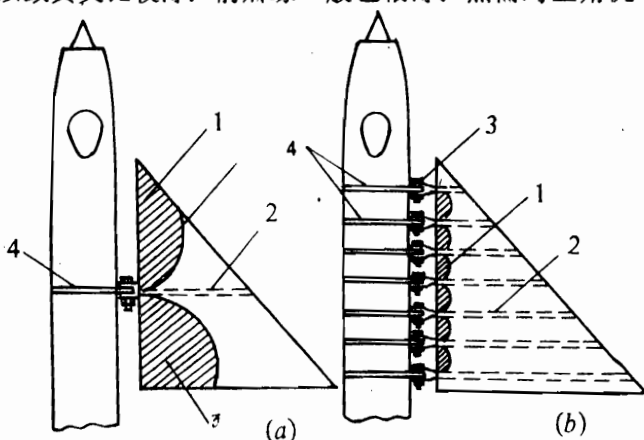


图 3.63 单梁和多梁式三角翼蒙皮受力的比较

(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。

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 3.63), 势必降低结构的材料利用率, 使结构重量增加。

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、汇交梁形和混合式等 (图 3.64)。

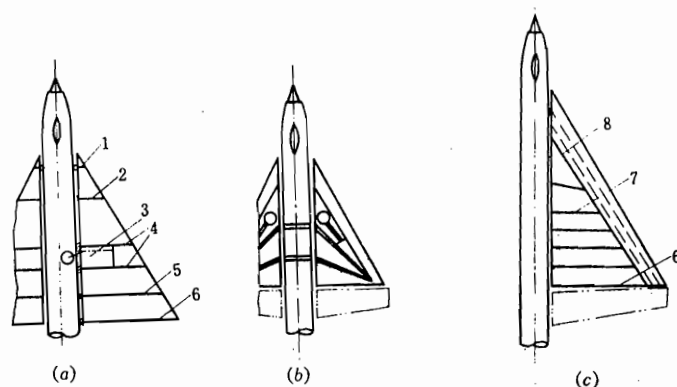


图 3.64 多梁式三角翼梁的布置形式

(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, 在其它条件相同的情况下, 它们的挠度比较大,

在同一切面处各梁的挠度将不同 (图 3.65)。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 3.66。

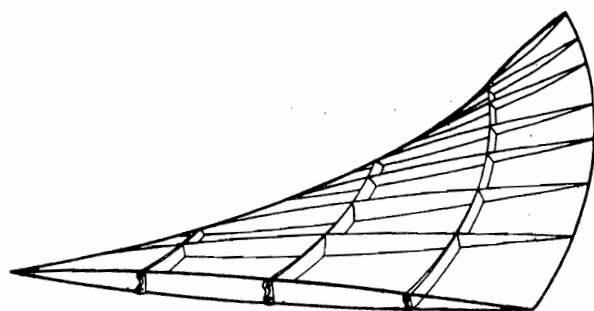


图 3.65 三角机翼略去蒙皮作用时, 各梁的变形

上述这类静不定结构因展长甚至比弦长小, 平剖面假设在机翼大部分部位不再成立, 故三角机翼基本上不能用工程梁理论进行应力分析, 而需用矩阵力法、短阵位移法等比较先进的方法和容量的电子计算机进行。但在某些特殊情况下, 利用构造上的特点, 有时可采用简化的办法, 不仅可作定性分析, 还可进行粗定量, 甚至有一定精度的数值分析。下面我们将以某超音速歼击机三角翼为例分析。

1) 机翼的结构布置 (图 3.67) ($\chi^0 = 57^\circ$, $\lambda = 2.25$, $\bar{c} = 5\%$)

在翼尖部分, 采用了刚度较好的单块式结构。根部为收藏主起落架支柱, 在下翼面上有大开口。为了便于开口与改善机翼的受力特性, 在机翼内侧采用了混合式布置多梁结构。在

区域还布置了两个整体油箱。

机翼的纵向受力构件有主梁、前梁、隔板梁、前墙、后墙和长桁。前梁、主梁、隔板梁与机身固接，采用了不同形式的耳片接头。前墙与后墙分别与机身和1肋后段铰接，而1肋在尾端襟翼滑轨处与机身另有一齿板式接头连接，这种接头可有范围不大的调整补偿，能传较小的剪力，也属铰接形式。该机翼与机身的连接可参见图4.8。

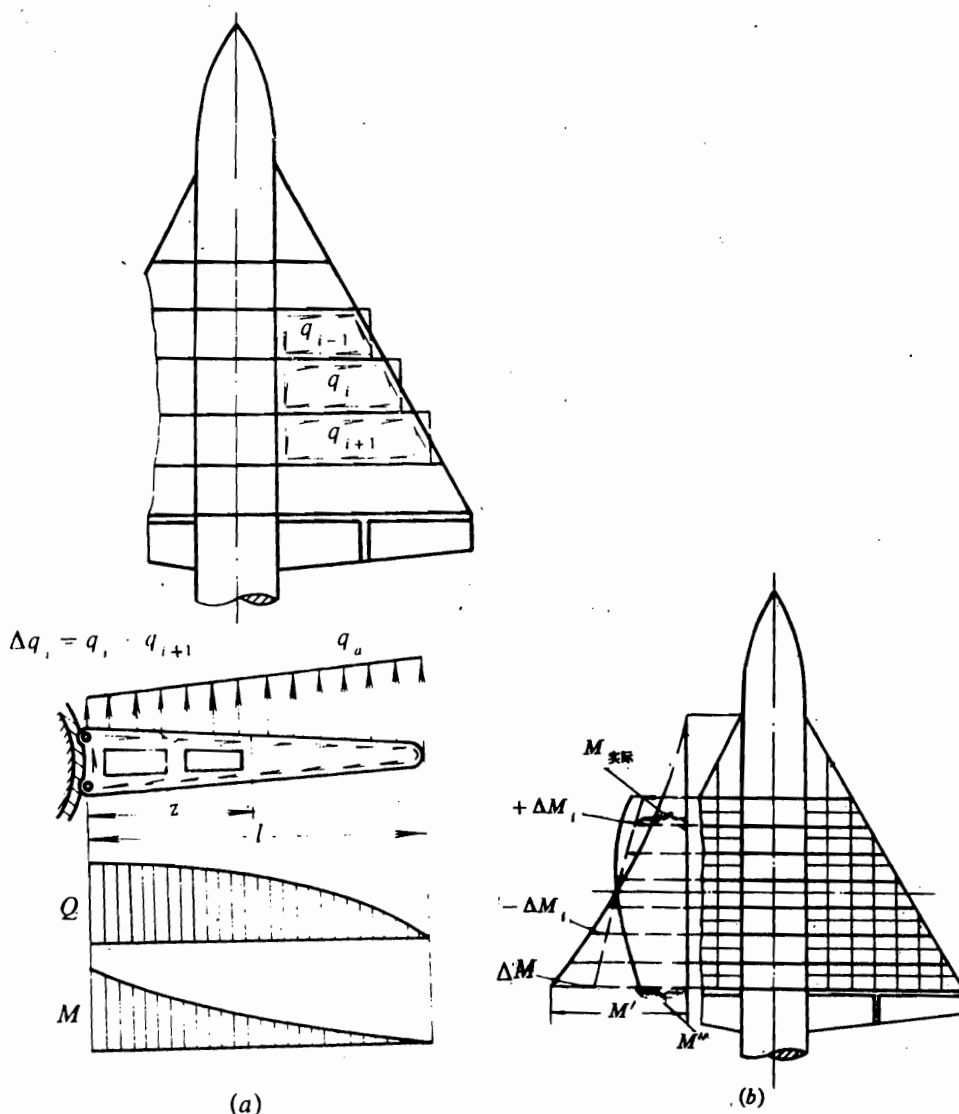


图 3.66 正交梁形式机翼的受力分析

(a) 把机翼看成几个阶段形盒段组成；(b) 考虑蒙皮上剪流对长梁卸载、

矩梁加载后，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。

2. 结构的传力分析

由于起落架舱的存在,在机翼下表面三角形区有大开口,开口前、后两部分结构联系:弱。在传力分析中利用这一构造特点作如下简化:首先认为此三角区不参加总体受力。然后将机翼沿 15 前肋切开分成两部分。一部分是根部的前盒,称之为前盒段。另一部分是不带根部前盒的部分,称之为后盒段。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和一个中展弦比的直机翼。前盒段可作为一静定支承的后掠盒式梁,后盒段则是静不定的悬臂盒式梁,两盒段在结合处应保证变形协调。这样就一个比较复杂的问题转换成两个比较简单、可用工程梁理论来处理的问题(图 3.68)。

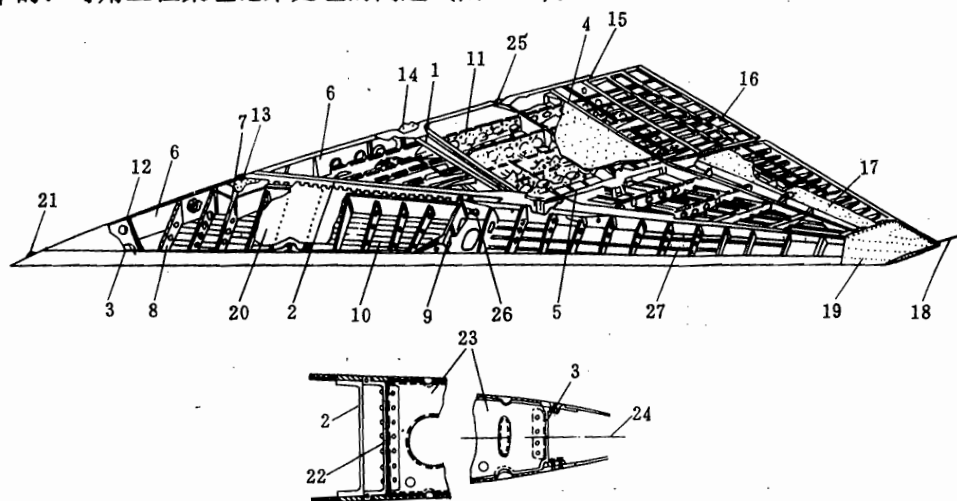


图 3.67 某超音速歼击机三角翼的构造

- 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。

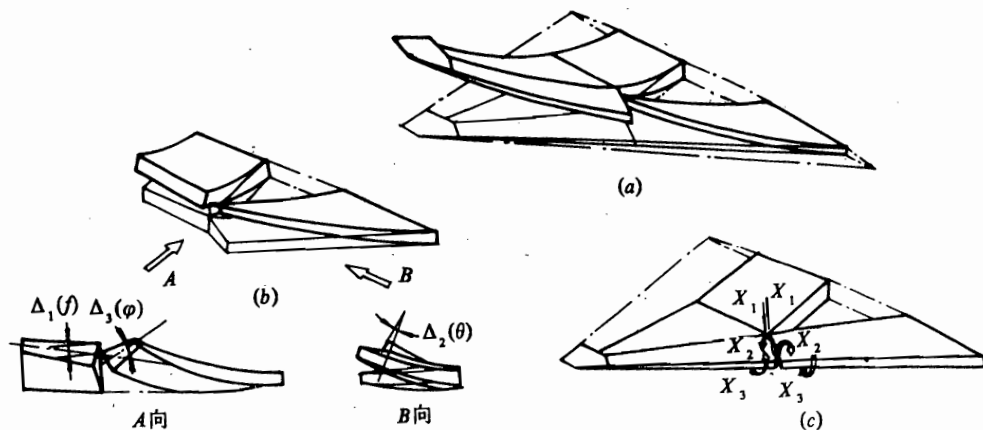


图 3.68 某超音速歼击机三角翼的简化受力模型

- (a) 前、后盒段各自独立受载时的变形; (b) 在 15 前肋切口处的三个不协调变形;
(c) 在 15 前肋切口处的三个多余未知力。

机翼切开后, 在外载作用下这两部分将分别产生变形 (图 3.68 (a)), 在切口处前、后盒段的变形不协调。显然这样的变形情况与真实情况不符。为了消除这些不协调的变形 $\Delta_1(f)$ 、 $\Delta_2(\theta)$ 、 $\Delta_3(\varphi)$, 应在切口处加上三个相应的多余未知内力 X_1 (剪力)、 X_2 (弯矩)、 X_3 (扭矩) (图 3.68 (b), (c))。然后利用切口处的变形一致条件 (切口处两盒段的相对变形 $\Delta(f)$ 、 $\Delta(\theta)$ 、 $\Delta(\varphi)$ 在所有外载的作用下均等于零), 求出 X_1 、 X_2 、 X_3 , 再用叠加原理即可求出机翼结构的真实内力。针对该机翼的具体结构, 这样处理得到的近似计算结果与实际应力值还比较接近, 是可取的。

下面按三部分依次分析传力过程:

(1) 翼尖段的受力 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。

剪力 由前梁和前、后墙的腹板承受。

弯矩 因翼尖段为单块式结构, 所以 60% 以上的弯矩由蒙皮、长桁组成的壁板承受。此外前梁处于结构高度较高处, 也是一个比较主要的承力件, 承担大部分的剪力和部分弯矩。

扭矩 由梁、墙的腹板和蒙皮组成的盒段结构承受。

到 15 前肋处结构布置变化, 载荷重新分配, 再往里将分成两部分, 一部分由前盒承担, 另一部分由后盒承担。

(2) 前盒段的受力 前盒段中, 前梁为主要的纵向受力构件。

剪力 由于前梁刚度较大, 剪力主要由前梁传递, 前墙腹板只承受很小部分。

弯矩 在靠近翼尖段的区域, 由前梁、前墙的上、下缘条和上、下整体壁板承受。但由于前盒只有两个集中接头与机身连接, 前梁为固接, 而前墙为铰接, 所以上述各纵向受力构件中大多在根部的参与区很大。从 13 前肋附近开始, 前墙缘条和整体壁板逐渐不参与受轴力 (图 3.69), 而使轴力逐渐地全部集中到前梁的上、下缘条上。最后在机身接头处分成两个分量, 一部分 (M_{16}) 传给机身 16 框, 另一部分传给前肋 1, 该 1[#]前肋是由 13、16 两加强框支持的双支点梁, 由两框提供垂直支反力来平衡。

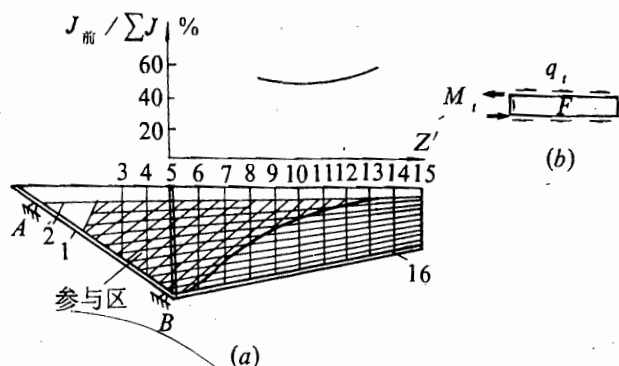


图 3.69 前盒段的受力

(a) 前盒段受力图: A—与 13 框的连接点; B—与 16 框的连接点; 1—侧肋; 2—前墙; 3~15—前肋; 16—前梁。

(b) 5 号前肋分离体图。

扭矩 由单闭室盒段向里传, 到 5 前肋处, 因 5 前肋内侧的三角形蒙皮不能受剪, 故将由该肋转换成一个集中力偶形式的扭矩 (图 3.69 (b)), 在 B 点分成两个分量, M_{16} 由前梁接头传给 16 框, M_{11} 传给 1 前肋, 由该肋以两个垂直剪力的形式传给 13、16 框。

(3) **后盒段受力** 后盒段相当于一个平直机翼。它是由主梁、隔板梁、后墙和上、下整体壁板组成的双闭室盒形结构。

剪力 由主梁、隔板梁和后墙腹板承受, 其中主梁刚度最大, 承担的剪力最大。两梁在根部直接把剪力传给机身。后墙则将其剪力传给 1 肋后段, 再传给机身。

弯矩 由主梁、隔板梁、后墙的缘条和上、下整体壁板共同承受。但因根部只有两梁的接头能传递弯矩, 因此主梁与隔板梁之间的上、下壁板大约从 2 肋起逐渐不参加受力; 隔板梁与后墙之间的壁板则从 4 肋起逐渐不参与受力 (图 3.70 (b)), 而将轴向力逐步集中到主梁和隔板梁的缘条上, 然后传给 22、25 框。

扭矩 由双闭室盒段承受, 并以分布剪流形式传到 1 肋后段, 1 肋后段可看作支持在 22、25、28 框上的三支点梁 (图 3.71 (b))。通过该肋将扭矩转换成三个垂直剪力传给上述三个加强框上, 其平衡图见图 3.71 (b)。

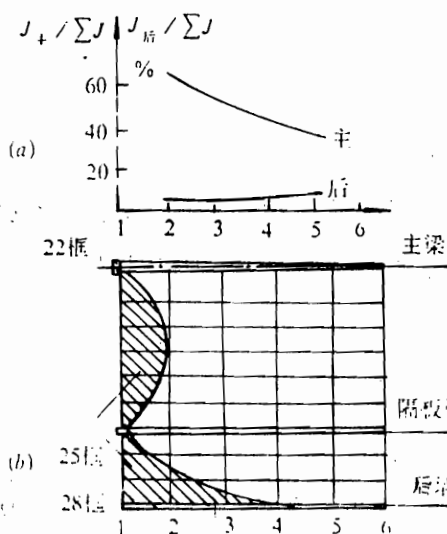


图 3.70 后盒段受弯

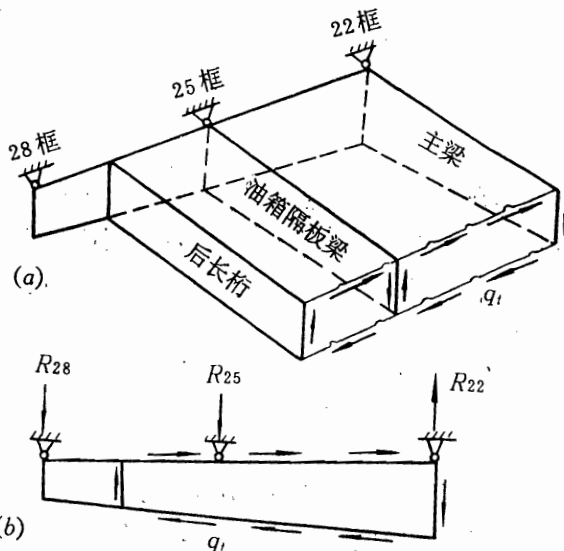


图 3.71 后盒段受扭

从以上分析可知, 前盒段与后盒段相比, 后盒的传力路线较短, 又处于结构高度较大, 对结构受力有利。为了利用此特点减轻结构重量, 后盒段的结构刚度设计得较大, 其平均抗弯刚度约为前盒段的 1.8 倍, 平均抗扭刚度约为前盒段的 1.7 倍。这样可使后盒段分配较多的载荷以减轻前盒段的受力。在后盒段中, 主梁又是受力的主要构件, 机翼总弯矩的 40%、总剪力的 40% 最后由主梁接头传给机身。主梁用铬锰硅镍合金钢轧制而成, 前墙和隔板梁主要用硬铝或高强度铝合金制成。为了改善工艺性, 主梁缘条上装有铝垫条, 可进行锉削以保证机翼外形; 前梁、前墙、后墙均分段制成。

还要指出的是翼尖段的长桁到 6 肋处轴线发生了转折, 外段长桁上的轴力由此向内侧传将在 6 肋上产生弦向分量。同时由于 15 前肋、6 肋处机翼结构不连续, 会引起扭矩的分配, 所以 6 肋和 15 前肋均需是加强肋, 以承受上述原因引起的附加载荷。

以上传力分析是我们根据该机翼具体情况在设计计算时所选取的简化模型而谈的, 在精确应力分析中, 对实际上为高度静不定的结构, 应采用有限元素法进行计算。

最后要指出的是, 传力分析除了定性分析外, 还可进行粗定量分析。比较详细的例子可参阅本章最后附录中有关图 3.59 所示强击机后掠翼根部梁架式结构的定量分析。

3.7 结构上开口对传力的影响

一、结构布置开口的原因

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的部位安排时, 为了满足使用和维护的要求, 需要结构有开敞性, 在这些部件上通常布置有各种开口。

因此, 对设计人员来讲, 必须掌握开口区的结构设计。

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。

二、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。

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。

快卸口盖通常只需简单地按一下, 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 3.72)。

一般口盖与基体结构的连接点较多, 连接处较强 (图 3.73), 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。

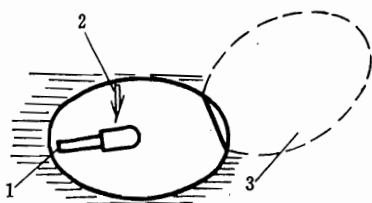


图 3.72 快卸口盖

1—锁扣处; 2—按此处口盖打开;
3—口盖打开位置。

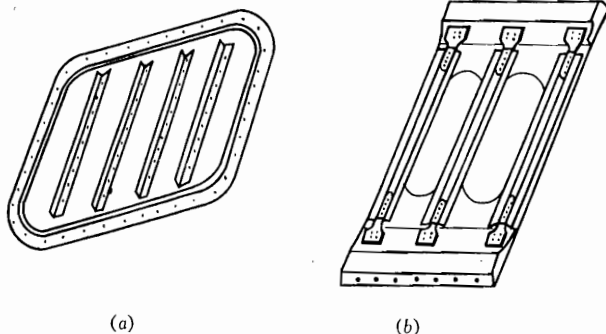


图 3.73 一般口盖

(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开口。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。基体结构虽参与整体受力,但只承受剪流而不承受轴向力,例如薄蒙皮强长桁结构,薄蒙皮强梁结构的蒙皮(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,还承受轴向力,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、受剪力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,并把此载荷传给基体结构。常若需要快速拆卸时,一般都做成快卸口盖,快卸口盖都为不受力口盖。不受力口盖布置在不受力基体结构上时,开口附近不需加强(连接点处需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)需要适当加强,以使加强的开口区能传递原开口部分的剪流——这叫作传剪加强。不受力口盖布置于受轴向力基体结构上时,则除了考虑传剪加强外,还应考虑加强到能传递原开口部分的轴向力,即除了传剪加强外,还需传轴向力加强。

受剪力口盖能传递原开口处所需传递的剪流。因此受剪力口盖本身需能受剪,且在连接处应把剪力扩散为剪流。受剪力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)。受剪力口盖布置于受轴向力基体结构上时,开口区需作传轴向力加强。

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,故在经常需要维修内部处不能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 3.74。

三、基体结构受剪时,不受力口盖对传力的影响

当基体结构受剪,口盖不受力时,在开口周围需要加强,以传递原开口处所需传递的剪流。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集中剪力(图 3.75 (a)、(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 3.75 (c)),即据此画出其内力图。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,通常弯矩为其主内力。图 3.75 (d) 示出了口框弯矩内力的分布。

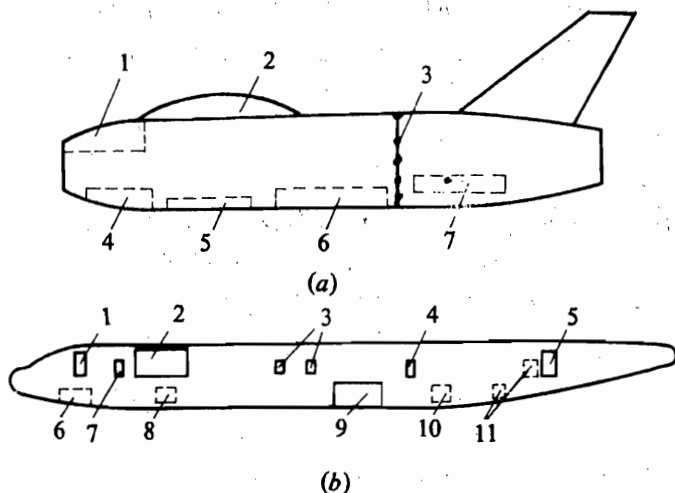


图 3.74 典型的开口与口盖

(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。

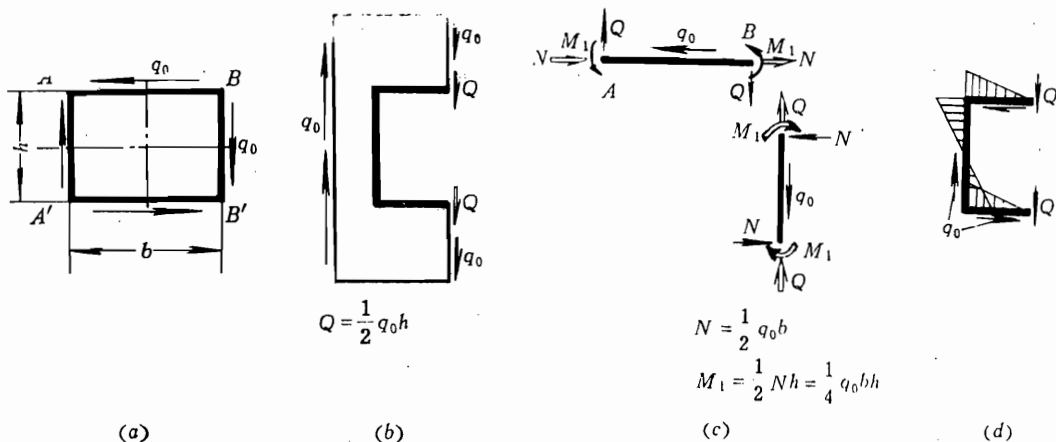


图 3.75 口框传剪的例图

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

(c) 把口框分成 4 段, 画出其内力分布; (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 3.75 (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 3.76)。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口框的小。当开口尺寸和原剪流较大时（也即弯矩内力较大时），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。开口及其加强杆都假设为对称的。

取一半结构为分离体，由图 3.76 (b) 可得

$$\begin{aligned} q(l-b) &= q_0 l \\ q &= q_0 \frac{l}{l-b} \end{aligned} \quad (3.11)$$

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

$$q_1 = q_0 \frac{l}{l-b} \frac{l-2b}{l-b} \quad (3.12)$$

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。

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。

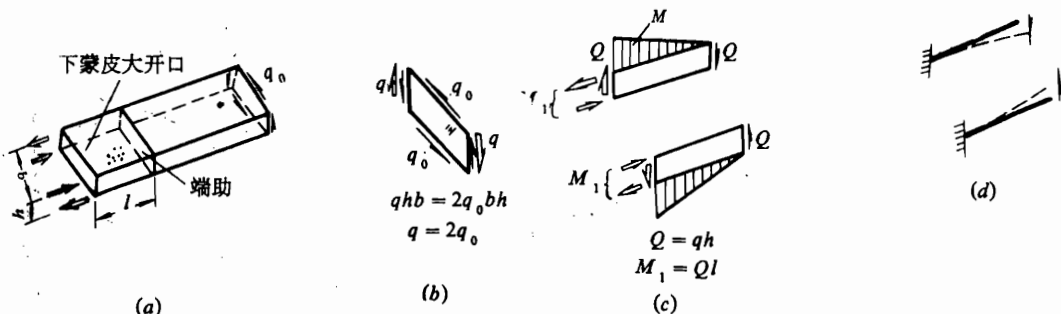


图 3.77 双梁机翼根部大开口的传扭

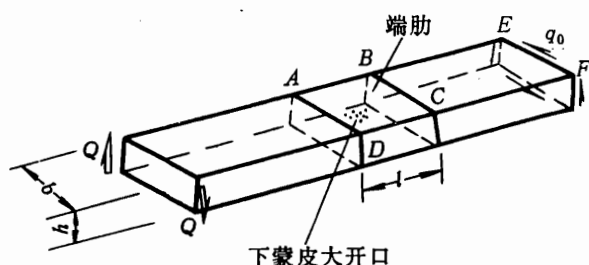
(a) 根部布置图；(b) 开口端肋的分离体图；(c) 开口区的双梁参差受弯分离体图；(d) 双梁参差弯曲引起的附加变形的示意图。

口框
的受
力原

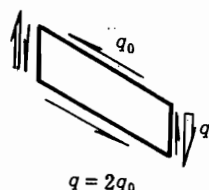
双梁式机翼有下开口时，机翼扭矩在开口区的传递如下。从图 3.77 可知，当开口位于翼根处时，由于下蒙皮被开掉，开口区不再能以翼盒闭室的一圈剪流传扭，而是以双梁

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头处作用的剪力大小相等而方向相反，必须还要有力矩与之平衡。

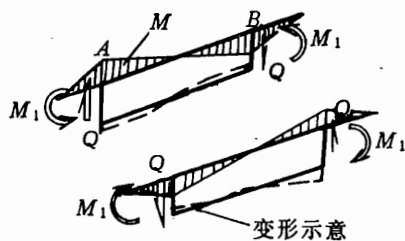
由于两梁上的附加剪力大小相等、方向相反，所以这两根梁在开口区端头的同一截面上作用的力矩，也是大小相等、方向相反，构成自身平衡力矩系，其合力矩等于零。这里说的力矩，对梁来说都是弯矩。



(a)



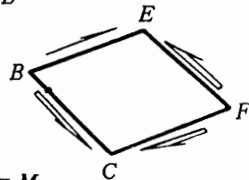
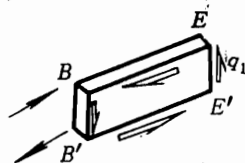
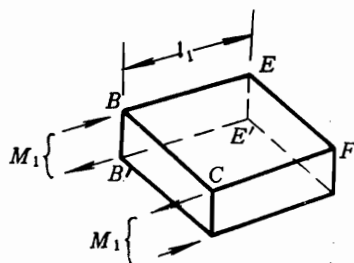
(b)



$$Q = qh = 2q_0h$$

$$M_1 = \frac{1}{2} Ql$$

(c)



$$q_1 2l_1 h = M_1$$

$$q_1 = \frac{1}{2} \frac{M_1}{l_1 h} = \frac{1}{2} q_0 \frac{l}{l_1}$$

(d)

图 3.78 双梁机翼中部大开口传扭

(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。

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 3.78）。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 ， $l_1 \approx 1-1.5B$ 。附加力矩在影响区内很快衰减到零（图 3.78 (c) (d)）。

双梁机翼根部有大开口时的阻力传递见图 3.79。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。这里需注意下述两点，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）。

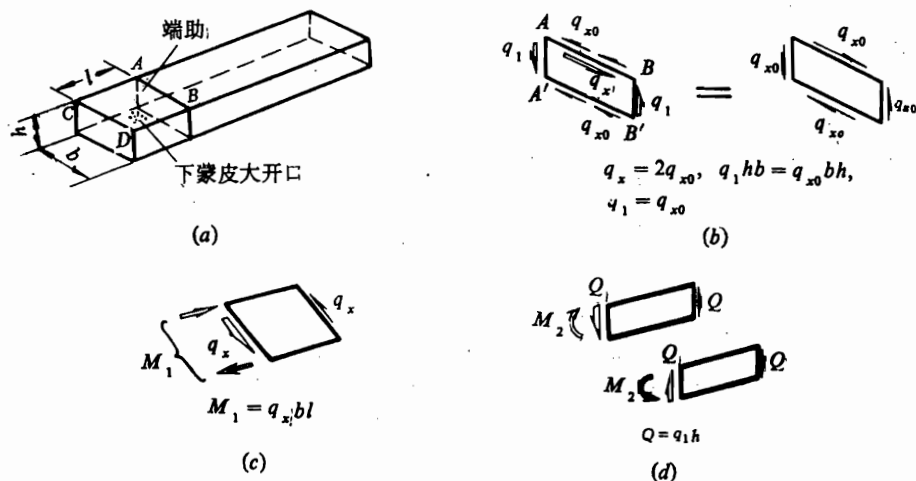


图 3.79 双梁机翼根部大开口的阻力传递

(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。

四、基体结构受轴向力时，不受力口盖对传力的影响

此时基体结构常既受剪又受轴力，这里只讨论传轴向力加强时的受力情况。

不受力口盖不参与基体结构的总体受力，因此在讨论总体受力时，不受力口盖相当于没口盖。

1. 平板杆结构有开口时的传递轴向力分析

图 3.80 为一个最简单的开口切断传轴向力杆件的板杆结构。基本结构为三杆加板，开

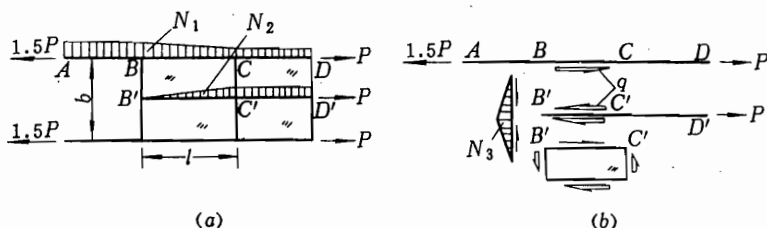


图 3.80 三杆平板杆结构开口传力分析

(a) 结构布置及轴向力分布图；(b) 元件分离体图。

口切断中间那根杆。在作传力分析时, 中间那根杆在开口边 B 处的轴向力为零。通常假设过渡区长度 l 为开口宽度 b 的 $1 \sim 1.5$ 倍, 过渡区内每一块板内的剪流假设为常数。原来每根杆内的轴向力为 P , 则过渡区内的剪流 q 为

$$q = \frac{P}{2l} \quad (3.13)$$

图 3.81 为一个带 6 根杆的板杆结构, 开口切断 4 根杆。在作传力分析时, 仍假设过渡区 $l \approx b \sim 1.5b$ 。此时过渡区内共有 5 块板, 由于对称, 中间一块板无剪流; 内侧板剪流小, 用 q_1 表示; 外侧板剪流大, 用 q_2 表示。根据分离体图, 可得

$$q_1 = P/l; \quad q_2 = 2P/l \quad (3.14)$$

由于假设各板受常剪流, 故过渡区内各杆轴向力成线性变化, 此时中间各杆轴向力变化相同。

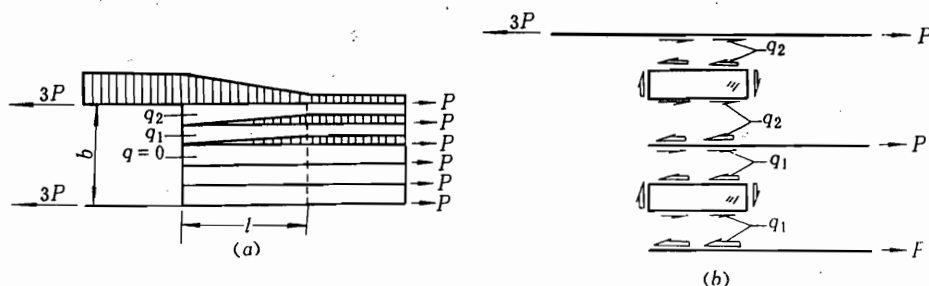


图 3.81 6 杆平面板杆结构开口传力分析

(a) 结构布置及轴向力分布图; (b) 元件分离体图。

2. 平板杆结构有参与问题时的精确解

在上述传力分析中, 主要采用了两个假设。一是假设过渡区内各板元内的剪流为常数; 一是假设了过渡区的长度。因此, 其精确度相当差, 只能用作传力分析而不能作应力分析, 但能给出总的受力特征。

现进行精确计算, 以便把精确解与传力分析解作些对比分析。

现以有参与问题的 6 杆板杆结构为例加以阐明。由于此例结构很简单, 可以用变分法求其精确解。

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。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, 由微元体分离体图知内侧板与外侧板剪流分别为

$$q_1 = \frac{dN_1}{dz}; \quad q_2 = \frac{dN_1}{dz} + \frac{dN_2}{dz} \quad (3.15)$$

以上见图 3.82(b)。

整个板杆结构的变形能为

$$U = \int_0^L \left[\frac{N_1^2}{EA} + \frac{N_2^2}{EA} + \frac{(3P - N_1 - N_2)^2}{EA} + \frac{\left(\frac{dN_1}{dz}\right)^2}{Gt} B + \frac{\left(\frac{dN_1}{dz} + \frac{dN_2}{dz}\right)^2}{Gt} B \right] dz \quad (3.16)$$

假

3.1

过

3.1

化

数

析

法

数

干

轴

中

(3.1)

(3.1)

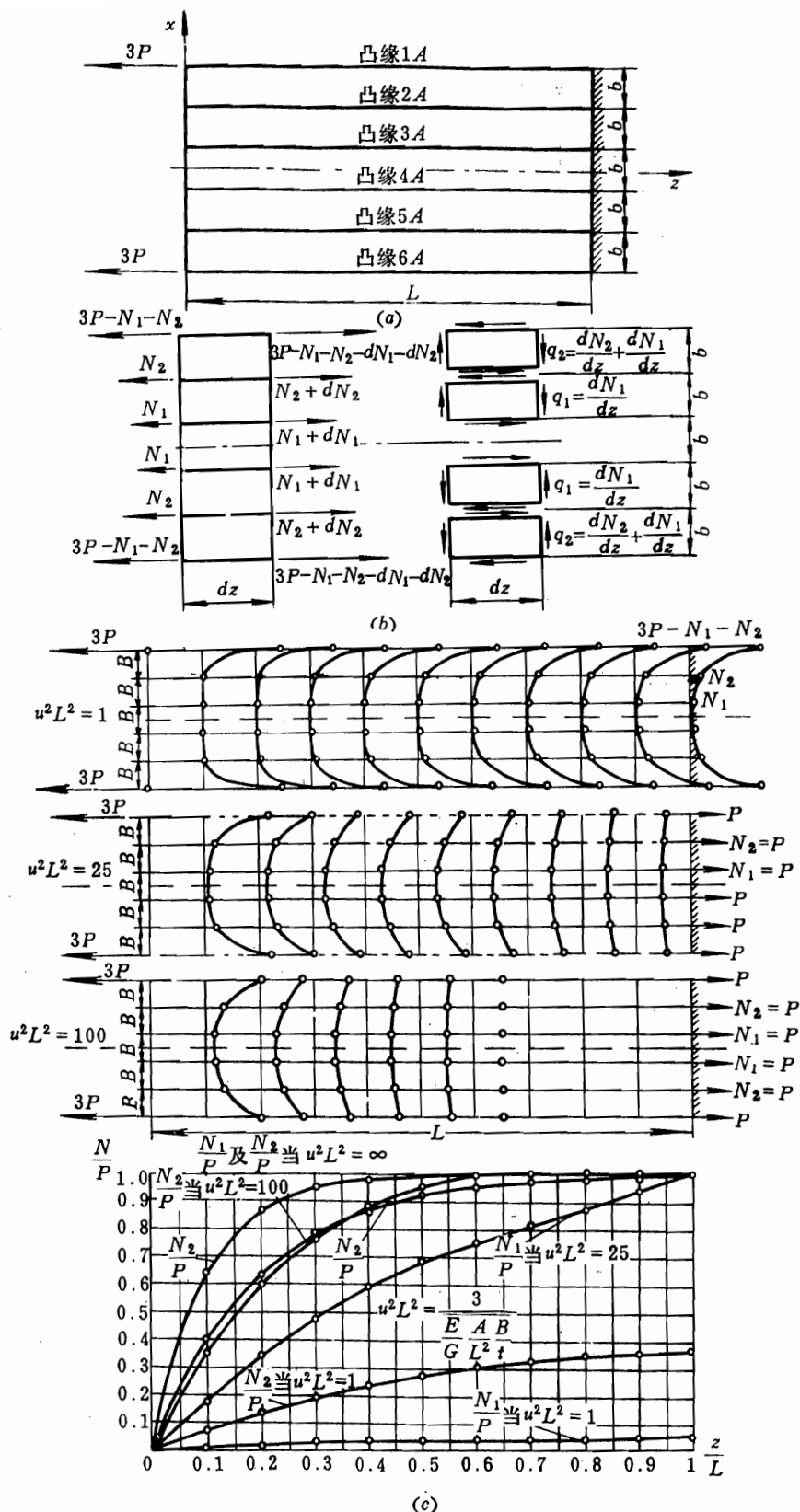


图 3.82 6杆板杆结构参与图

(a) 结构图; (b) 分离体图; (c) 轴向力分布图。

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:

$$u^2 = \frac{3}{\frac{E}{G} A \frac{B}{t}} \quad (3.17)$$

此时, 利用变分原理, 可得

$$N_1 = P \left[1 - \frac{1}{2} \frac{\text{sh} u L}{\text{ch} u L} \text{sh} u z + \frac{1}{2} \text{ch} u z \right. \\ \left. + \frac{3}{2} \frac{\text{sh} \frac{u L}{\sqrt{3}}}{\text{ch} \frac{u L}{\sqrt{3}}} \text{sh} \frac{u z}{\sqrt{3}} - \frac{3}{2} \text{ch} \frac{u z}{\sqrt{3}} \right]; \quad q_1 = \frac{dN_1}{dz} \quad (3.18)$$

$$N_2 = P \left[1 + \frac{\text{sh} u L}{\text{ch} u L} \text{sh} u z - \text{ch} u z \right]; \quad q_2 = \frac{dN_2}{dz} + \frac{dN_1}{dz} \quad (3.19)$$

轴向力分布见图 3.82(c)。

由图 3.82(c) 可知, 当无量纲参数 $u^2 L^2$ 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 。 $u^2 L^2$ 代表剪切刚度与轴向刚度之比, 因此剪切刚度愈大, 即可使集中力愈容易扩散。当剪切刚度为无限大时, 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; 因此力的参与问题也称作“剪滞”问题。

集中力的扩散与分散力的集中, 是同一种问题的两种提法, 实质上是一样的。现在再进一步说明集中力的扩散与开口区传力也是同一种性质的问题。由图 3.83 可知, 带大开口的 6 杆板杆结构的受力, 相当于两个集中力扩散至 6 个力的 6 杆板杆结构参与问题。故开口结构的受力实质上也是一个力的参与问题, 不过传力形式多样化, 而且通常也较复杂一些。

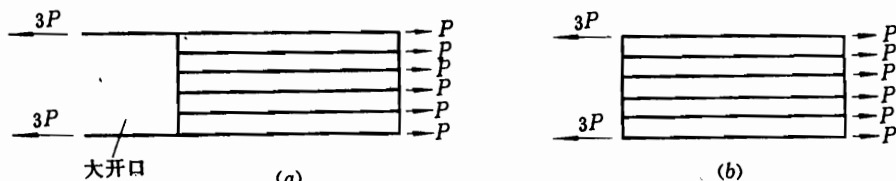


图 3.83 开口结构受力相当于集中力扩散问题

(a) 大开口传力; (b) 集中力扩散。

3. 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 3.83(a) 形式类似的图，并指出在扇形阴影区内，各杆只有小轴向力。这一点从近似来看是正确的。但需注意，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，不过是从有杆元的曲边界开始而已(图 3.84(b))。

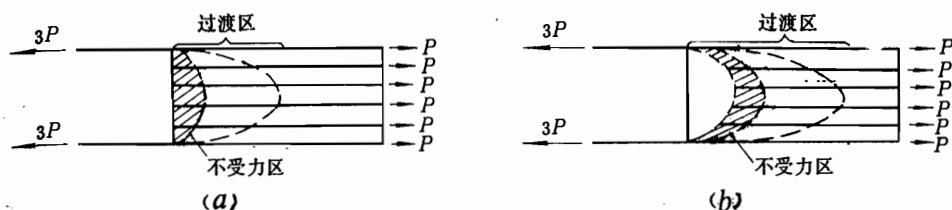


图 3.84 参与问题恒需要过渡区

(a) 各杆贯通时的过渡区与不受力区； (b) 各杆留一扇形区不贯通时的过渡区与不受力区。

在本章最后我们还想指出一点，实际上要对一个机翼结构进行比较全面、深入的分析，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。而实际机翼的具体构造比“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形式的选择等还与其它很多因素有关，如全机的部位安排、其它部件的情况和协调关系、使用维护的要求、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，然而由于满足其它要求，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，都应综合传力、全机的总体布置、使用、维护、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传力合理。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。

附录 梁架式后掠机翼根部传力定量分析

前面我们都是定性地对结构的传力进行分析，为了使读者在传力分析中能进一步得出一些量的概念，以利于对某些问题加深理解，下面我们将结合后掠机翼根部梁架式结构的传力分析，阐述应用工程梁理论进行定量分析的方法。

某强击机的后掠机翼结构布置见图 3.59。14 肋以外为单块式结构，受力情况与一般直机翼的外段一样。由于该机翼在根部需要收藏主起落架，因而在前梁和主梁之间的下翼面上布置了大开口，破坏了原单块式机翼的传力路线，为此在 14 肋之内的根部采用了梁架式结构。

实际上，根部所受的载荷有外段传来的总体力 (M 、 Q 、 M_t)，还有根部区内的局部气动力载荷、质量的惯性力以及起落架传来的载荷。此处讨论了由机翼外段传来的剪力 Q 、弯矩 M 和扭矩 M_t ，向各构件的传递过程。至于其它载荷的分析类同，读者可自行考虑。

1. 结构的简化假设

第一, 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) 之外的其它翼肋均不参加总体传力。

第二, 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, 故近似假设上壁板蒙皮仅受剪切, 整个三角形区 $A-B-C$ 的下翼面壁板不受力。

第三, 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。

第四, 各构件的支持情况简化如下:

前梁 两端铰支梁, 分别支持在机身 17 框和主梁端头 B 点上。

主梁 固支在机身 24 框和侧肋上的悬臂梁。

后梁 固支在主梁和侧肋上的悬臂梁。

根肋 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 接受由前、主、后梁传来的分力矩, 并认为它最后铰支在前、主梁上, 以双支点梁形式受弯, 然后把弯矩转成剪力的形式传给两梁。

2[#] 前肋 固支在前梁上。

经简化后的梁架布置见图 3.60。

2. 原始数据

载荷 已知在 A' 情况下传到 14 肋切面上的载荷分别为

$$Q = 208\,000 \text{ N}$$

$$M = 387\,000 \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$M_l = -105\,000 \text{ N} \cdot \text{m} (\text{相对于前缘的低头力矩})$$

$$M_l = -105\,000 + 208\,000 \times 0.31 \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$= -40\,500 \text{ N} \cdot \text{m} (\text{转为相对于前梁轴线})$$

几何尺寸和刚度数据为

$$l_1 = 3\,026 \text{ cm}, J_1 = 5\,862.9 \text{ cm}^4, (\text{前梁})$$

$$l_2 = 1\,220 \text{ cm}, J_2 = 4\,908.4 \text{ cm}^4, (\text{后梁})$$

$$l_3 = 1\,804 \text{ cm}, J_3 = 7\,799.0 \text{ cm}^4, (\text{主梁})$$

前缘闭室扭转刚度 K_t 按下式计算:

$$K_t = GJ_p = G \frac{4F^2}{\sum \frac{\Delta l}{\delta}} = 8.9 \times 10^9 \text{ N} \cdot \text{cm}^2 \quad (1)$$

式中 J_p —— 扭转剖面系数。

材料 超硬铝 LC4:E = 7×10^4 MPa; $G = 2.2 \times 10^4$ MPa。

3. 传力分析的定量计算

剪力 Q 如果我们给出的载荷 Q 作用在刚心上, M_l 是相对于刚心的, 那么我们可以根据变形一致条件, 认为 B 点和 D 点的挠度应相等:

$$f_B = f_D$$

并根据力的平衡条件

$$Q = Q_1 + Q_2 \quad (2)$$

分别计算出前梁承担的剪力 Q_1 和后梁承担的剪力 Q_2 。

但本例中给出的 M_1 是相对于前梁的。故 Q 作用在前梁上，并可近似认为全部剪力均由主梁端头 (B 点) 来承受，再向机身传递。

弯矩 M 假设外翼传来的弯矩在 14 肋处分配给前、后梁的弯矩分别为 M_1 、 M_2 ，则可根据 14 肋切面上转角变形一致假设 (即按前、后梁的弯曲刚度) 来求 M_1 、 M_2 。

分别写出前、后梁在 14 肋切面处的转角计算公式：

首先计算前梁在 B 点处的转角，它为前、主梁综合变形而得。把前梁看作双支点简支梁时，前梁 B 点处在 M_1 作用下的转角为 θ'_B ，

$$\theta'_B = \frac{M_1 l_1}{3EJ_1} \quad (3)$$

主梁作为悬臂梁在剪力 M_1/l_1 的作用下，在 B 点将产生挠度为 f_B ，

$$f_B = \frac{M_1}{l_1} \times \frac{l_3^3}{3EJ_3} \quad (4)$$

由于主梁在 B 点有挠度，而引起前梁在 B 点的转角为 θ''_B ，

$$\theta''_B \approx \frac{f_B}{l_1} \quad (5)$$

所以在 M_1 作用下 B 点的总转角为 θ_B ，

$$\theta_B = \theta'_B + \theta''_B = \frac{M_1 l_1}{3EJ_1} + \frac{M_1}{l_1^2} \times \frac{l_3^3}{3EJ_3} \quad (6)$$

$$\theta_B = \frac{M_1}{K_1} \quad (7)$$

K_1 称为前、主梁组成的三角架的弯曲刚度。

然后再求后梁 D 点的转角。将后梁看作悬臂梁，在 M_2 作用下，则得

$$\theta_D = \frac{M_2 l_2}{EJ_2 \cos 15^\circ} \cos 15^\circ = \frac{M_2}{\frac{EJ_2}{l_2}} \quad (8)$$

$$\theta_D = \frac{M_2}{K_2} \quad (9)$$

K_2 即为后梁的弯曲刚度。

根据转角变形一致假设，可知：

$$\theta_B = \theta_D$$

又因

$$M = M_1 + M_2 \quad (10)$$

代入各原始数据, 即可求得

$$\begin{aligned} K_1 &= 502E \text{ N} \cdot \text{cm}, & K_2 &= 402E \text{ N} \cdot \text{cm} \\ M_1 &= 0.557M, & M_2 &= 0.443M \\ &= 215\,560 \text{ N} \cdot \text{m}, & &= 171\,440 \text{ N} \cdot \text{m} \end{aligned}$$

但因后梁与机身不直接相连, 而且在根部与主梁有一夹角, 所以弯矩 M_2 传到根部后, 一部分传给主梁, 另一部分则由侧肋 (1 肋) 承受。由于主梁与机身轴线不垂直, 主梁因剪力 M_1/l_1 引起的弯矩分成两个分量, 分别传给 24 框和侧肋。

扭矩 M_t 扭矩分成两个部分 M_{t1} 和 M_{t2} 进行传递。 M_{t1} 由前缘闭室向根部传递, 到 2 号前肋处, 因与机身无周缘连接, 因此将通过 2 号前肋由闭室剪流形成的扭矩 M_{t1} 转化成两个集中分力矩, 一个传给前梁, 另一个传给侧肋 (1 肋), 并继续向机身传递。 M_{t2} 是中盒扭矩。在 14 肋之外是以闭合剪流形式传入, 到 14 肋后, 因下翼面在根部不受力, 因此由 14 肋转成两种形式的力矩往里传。其中由前、后梁腹板以垂直方向剪力组成一对力偶, 可传递一部分扭矩 M_{t2} 。另外因前、主梁及加强蒙皮形成的构架对 14 肋 B 点提供固支, 所以可由一对水平力组成的力偶传递剩下的扭矩 M_{t2} 。 M_{t2} 将分别传给前梁和主梁, 对该两梁它相当于一个集中弯矩 (图 3.61)。

为了求得各部分扭矩所占总扭矩的比例, 仍可像求弯矩一样, 认为 14 肋切面受扭后, 变形符合平剖面假设, 因此在 B 点处扭角变形应一致, 然后解静不定问题, 即可求得。

扭角变形的计算:

前缘闭室的扭转计算。已知前缘闭室的扭转刚度 $K_t = 8.9 \times 10^9 \text{ N} \cdot \text{cm}^2$, 前缘闭室长 $l = 2\,946 \text{ mm}$ 。设在单位扭矩 $M = 10\,000 \text{ N} \cdot \text{m}$ 作用下, 前缘闭室的扭角为 φ_1

$$\varphi_1 = \frac{M_t l}{K_t} = \frac{10\,000 \times 10^2 \times 2\,946}{8.9 \times 10^9} = 33.1 \times 10^{-3} \text{ rad} \quad (11)$$

在垂直力偶作用下的扭角计算。垂直力偶以剪力形式作用在前、后梁上。作用在前梁上的剪力实际上是作用在主梁端头上, 因此在此力偶作用下的扭角变形应由主梁和后梁的弯曲变形来决定 (图 3.85)

$$\varphi_2 = \lg \varphi_2 = \frac{f_B^C + f_D}{97.2} \quad (12)$$

上式中的 f_B^C 和 f_D 分别为主梁 B 点和后梁 D 点在垂直剪力 P'_i 作用下产生的挠度。

$$f_B^C = \frac{P_i l_3^3}{3EJ_3} \quad (13)$$

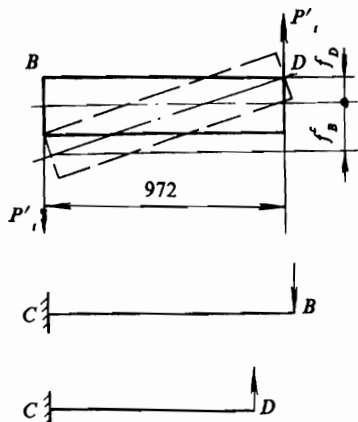


图 3.85 垂直力偶作用下主梁与后梁的变形图

$$f_D = \frac{P'_1 l_2^3}{3EJ_2} \quad (14)$$

当 M_{i2} 为单位力偶 $10\,000\text{N} \cdot \text{m}$ 时, 则

$$P'_1 = 1\,000\,000 / 97.2 = 10\,290\text{N}$$

$$f_B^C = 0.3687\text{cm}$$

$$f_D = 0.1812\text{cm}$$

$$\varphi_2' = \frac{0.3687 + 0.1812}{97.2} = 5.66 \times 10^{-3} \text{rad}$$

在水平力偶作用下的扭角计算。水平力偶实际上是以集中力矩 M_{i2}' 的形式作用在前、主梁交点上, 该力矩可以分解为对前梁的弯矩 M_{i2}^A 和对主梁的弯矩 M_{i2}^C (图 3.61)。因此水平力偶引起的扭角变形将由前、主梁的弯曲变形来决定。

设 $M_{i2}' = 10\,000\text{N} \cdot \text{m}$ 为计算的载荷状态, 设 $M_1 = 10\text{N} \cdot \text{m}$ 为计算的单位状态, 则

$$\begin{aligned} M_{i2}^C &= 1.345 M_{i2}' && \text{(主梁的载荷状态)} \\ (M_{i2}^C)_1 &= 1.345 && \text{(主梁的单位状态)} \\ M_{i2}^A &= 0.9 M_{i2}' && \text{(前梁的载荷状态)} \\ (M_{i2}^A)_1 &= 0.9 && \text{(前梁的单位状态)} \end{aligned} \quad (15)$$

由此可算得 B 点的扭角:

$$\begin{aligned} \varphi_2' &= \frac{M_{i2}^C (M_{i2}^C)_1 l_3}{EJ_3} + \frac{M_{i2}^A (M_{i2}^A)_1 l_1}{3EJ_1} + \frac{\frac{M_{i2}^A}{l_1} \frac{(M_{i2}^A)_1}{l_1} l_3^3}{3EJ_3} - \frac{1}{2EJ_3} \frac{M_{i2}^C (M_{i2}^A)_1 l_3^2}{l_1} \\ &\quad - \frac{1}{2EJ_3} \frac{(M_{i2}^C)_1 M_{i2}^A l_3^2}{l_1} = 8.048 \times 10^{-3} \text{rad} \end{aligned}$$

建立静力平衡和变形一致协调方程。由前缘所产生的扭角变形和由中盒产生的扭角变形应协调一致; 同时由垂直力偶所引起的扭角变形和水平力偶引起的扭角变形也应协调一致。由此便可建立以下方程:

静力平衡方程:

$$M_{i1} = M_{i1} + M_{i2}; \quad M_{i2} = M_{i2}' + M_{i2}'' \quad (16)$$

变形协调方程:

$$M_{i1} \varphi_1 = M_{i2} \varphi_2, \quad M_{i2}' \varphi_2' = M_{i2}'' \varphi_2'' = M_{i2} \varphi_2 \quad (17)$$

求解上面各方程组可得

$$M_{i2}' = \frac{\varphi_2'}{\varphi_2 + \varphi_2'} M_{i2} = \frac{8.048 \times 10^{-3}}{8.048 \times 10^{-3} + 5.660 \times 10^{-3}} M_{i2} = 0.587 M_{i2} \quad (18)$$

$$M'_{i2} = 0.413M_{i2}$$

$$\varphi_2 = M'_{i2}\varphi'_2 / M_{i2} = 0.587 \times 5.66 \times 10^{-3} = 3.322 \times 10^{-3} \text{ rad} \quad (19)$$

$$M_{i1} = \frac{\varphi_2}{\varphi_1 + \varphi_2} M_i = \frac{3.322 \times 10^{-3}}{33.1 \times 10^{-3} + 3.322 \times 10^{-3}} M_i = 0.091M_i \quad (20)$$

$$M_{i2} = 0.908M_i \quad (21)$$

总扭矩 M_i 由两部分组成：一为外翼传到 14 肋切面处相对于前梁的低头力矩，其值为 $-40\,500 \text{ N} \cdot \text{m}$ ；另一为后梁弯矩的分量（后梁与前梁不平行，有 15° 夹角），其值为 $M_2 \tan 15^\circ = -171\,440 \times 0.268 = -45\,950 \text{ N} \cdot \text{m}$ ，所以总扭矩 $M_i = -40\,500 + (-45\,950) = -86\,450 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。扭矩分配结果如下：

$$M_{i1} = 0.091M_i = -7\,867 \text{ N} \cdot \text{m} (\text{低头力矩}) \quad (22)$$

M_{i1} 传至 2 号前肋处将分解为对前梁和侧肋的弯矩 M_{i1}^A 和 M_{i1}^1 ：

$$M_{i1}^A = M_{i1} \tan 49^\circ = -7\,867 \times 1.15 = -9\,047 \text{ N} \cdot \text{m} \quad (23)$$

$$M_{i1}^1 = M_{i1} / \cos 49^\circ = -7\,867 / 0.6561 = -11\,991 \text{ N} \cdot \text{m} \quad (24)$$

中盒扭矩为 M_{i2} ：

$$M_{i2} = 0.909M_i = -78\,583 \text{ N} \cdot \text{m} \quad (25)$$

其中

$$M'_{i2} = 0.587M_{i2} = -46\,128 \text{ N} \cdot \text{m} \quad (26)$$

$$M''_{i2} = 0.413M_{i2} = -32\,454 \text{ N} \cdot \text{m}$$

M'_{i2} 分解为对主梁的弯矩 M_{i2}^C 和对前梁的弯矩 M_{i2}^A ：

$$M_{i2}^A = 0.9M'_{i2} = 29\,209 \text{ N} \cdot \text{m} (\text{方向见图3.61}) \quad (27)$$

$$M_{i2}^C = 1.345M'_{i2} = 43\,651 \text{ N} \cdot \text{m} (\text{方向见图3.61}) \quad (28)$$

最后，讨论侧肋（1 肋）上所受的弯矩总值，只要把由外翼传来的弯矩 M 传到根部后，分给侧肋的分量得出（由主梁传给部分分量），即可最终算出侧肋所受的外载。实际上侧肋不论是在传递剪力 Q 、弯矩 M 还是扭矩 M_i 时，均要受有主梁、后梁和 2 号前肋等传来的弯矩，因此与这些构件的连接必须合理，即各缘条必须直接或间接连接，以便能传入弯矩。侧肋本身是以双支点简支梁形式支持在前、主梁上的，故又将上述各弯矩转成一对垂直剪力，分别由前、主梁与机身的连接接头传给机身。

最后还要强调指出，对于中等以上展弦比机翼，除某些特殊区域（如根部）需修正外，其大部分外段可应用工程梁理论进行设计计算或定量分析（如前面所述），从工程观点看，有相当的精确度。但对于小展弦比机翼，则因机翼不再呈细长形“盒梁”，因而不能用工程梁理论进行设计计算或定量分析。否则其计算结果将与实际应力相差很大。

第四章 机翼、尾翼的结构设计

在前一章,我们通过对一些典型机翼结构的分析,掌握了机翼结构受载后的传力过程、在此过程中各基本结构元件所起的作用,以及各种典型受力型式不同受力特点。本章将在此基础上介绍机翼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、尾翼结构。

4.1 机翼结构设计方法简介

一、机翼结构设计的内容与步骤

结构设计任务是根据飞机总体设计所提供的依据——气动布局(包括机翼外形、机翼-机身相对位置等)和机翼、机身的部位安排,设计出能满足各项要求的具体机翼结构。

结构设计的一般要求在前几章作过介绍,包括气动、强度、刚度、重量,以及使用维护、工艺性等各个方面。其中可以说安全、减重、增寿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——即结构重量系数的水平如下:对可作全部机动的飞机为 $0.30\sim 0.35$ 、可作部分机动的飞机为 $0.28\sim 0.32$ 、对不作机动的飞机(如旅客机)为 $0.25\sim 0.29$ 。对旅客机来说,结构的使用寿命一般为20年(约60 000飞行小时),在使用寿命内的安全性要达到99.9%。要使上述指标达到先进的水平,主要的办法是在设计工作中尽量采用先进的理论分析方法、电子计算技术和先进的试验技术,对决定上述三项指标的外载、内力、气弹、疲劳断裂等因素进行全面、细致的分析和验证,并借鉴以往设计与使用维护中积累的成功经验,和注意采用新材料、新结构、新工艺等手段,以便能获得满意的设计。

具体地说,机翼结构设计基本上又可分为两个阶段,即打样设计和工作设计。打样设计包括对机翼进行结构型式选择和构件布置、分离面的选择以及机翼的剖面设计计算等内容,最后绘出打样图。然后通过工作设计完成机翼结构的全部设计工作,包括各构件的设计,并绘出全部生产图纸。

在给定了各原始依据后,机翼结构设计的具体步骤大致如下:

(1) 进行外载计算。按照强度规范所规定的各种机翼计算情况,确定出机翼上的气动载荷、质量载荷和各个接点上传来的集中载荷;绘制出相应的机翼内力图——剪力图、弯矩图、扭矩图。如果设计计算将用有限元素法计算,可不需绘出上述内力图,但需将机翼上各种外载分配到结构计算模型中的各节点上,算出节点载荷。

(2) 合理选择结构受力型式和布置主要受力构件,并根据初步的设计计算确定沿展向各剖面处纵向元件的数量及各结构元件的初步尺寸。计算过程中如发现设计不合理时,要返回去进行修正。此外还需选择机翼的分离面,确定机翼-机身的连接方式和接点位置。

需要指出的是,上述有些工作是同飞机总体设计工作协同进行的。机翼结构受力型式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。

(3) 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，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。

(4) 根据梁、翼肋和桁条的布置结果，我们可以详细绘制出机翼的结构理论图。

(5) 进行机翼各元件（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，选择各元件的结构型式，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。

(6) 对机翼结构进行强度、刚度校核计算、颤振校核等工作。

(7) 绘制生产图纸。

(8) 对于考虑疲劳强度或按破损安全设计的机翼结构，还应通过计算和必要的试验，给出“安全寿命”或“使用寿命”（包括给出结构检查周期等）。

二、机翼结构设计方法简介

上面介绍了机翼结构设计的大致内容和步骤，从 4.3 节起，将基本按上述步骤，对机翼结构设计的设计原理和设计方法进行阐述。正如前述，为了要完成结构设计，总要经过初步设计计算和应力分析等过程。然而我们知道机翼结构是一个高度静不定的系统，因而这些工作是很复杂的，一般都要经过几次迭代，逐次逼近，才能得到所需结果。在计算时还应对结构经过一定的简化。简化的方法可视所需的计算精度和计算条件（如计算机的使用、计算机的容量、程序的情况等）而定。

飞机结构设计的方法随着科学技术的发展也在不断进步。

在 50 年代初期，飞机结构设计基本上是粗定量设计。首先根据具体要求和原始依据，进行定性分析，结合已有的经验，选定结构方案。然后结合经验或参考原准机，经过初步的设计计算，确定各元件的剖面尺寸，再进行强度校核（有时还有刚度校核）。如果满足要求，即认为设计完毕；如果强度不够或剩余太多，则改进设计。一般可能重复几次。计算均以工程梁理论为基础，并对参与段等部分结构的应力计算配合以能量法等进行修正。

进入 60 年代后，出现了电子计算机和有限元素法等先进的应力分析方法。则以上设计计算可改用计算机进行，也就是所谓的计算机辅助设计。例如美国道格拉斯公司就建立了两套程序：一套是用于初步设计阶段的 CASD 程序。计算时将整个结构离散化成子结构，又把子结构离散化成板元、杆元等，但离散化模型用的是粗网格，所用的元也作了较粗的简化，均为受轴力杆和受剪板。然后在详细设计阶段，其内力分析就采用了 FORMAT 程序，离散化模型取的是细网格，所用的杆元和板元还考虑了本身弯曲影响等。一般在设计时可选取 2~3 种方案进行计算，经过比较后选定一种。从过程看计算机辅助设计与手算的类似，但由于计算机的出现，解题能力大大提高，可以解几百阶到几千阶的方程，因此就可采用有限元素法等先进方法进行应力分析，大大提高了应力分析的精度和速度，从而提高了设计水平。

现在, 设计方法又取得了进一步发展。如德国 MBB 公司在结构设计中, 把结构设计和有限元分析程序、优化程序等, 与能用图象仪进行结构的几何定义和显示分析所得到的应力、变形的前后置处理程序及可对所设计的结构进行二维绘图、三维设计 (可用于结构的三维几何选形以及用于部件的运动检查、管道的敷设、协调等) 的 CADAM 系统相联通, 组成完整的设计、分析流程, 因此反复周期更短。结构打样图和飞机图纸也可用 CADAM 和 NCG 系统直接绘制输出。

优化设计方法也是随着计算机的出现而逐步发展、推广的。从理论上说, 它可以不需要先确定初步的各元件剖面尺寸和进行初步设计计算, 而可直接用计算机由自动化程序来自行自动调整各元件尺寸。程序本身可以考虑强度约束、刚度约束、颤振约束等。在这些约束条件下进行优化设计, 取得以结构重量最小为目标的近优解。目前对于多变量结构, 用它来优化元件尺寸是成功的 (但同时要考虑寿命约束尚有困难), 但用它来求大型结构布局问题的优化解尚有较大难度, 正在发展中。总之, 我们相信随着科学技术的快速发展, 结构设计方法还将有新的变化, 日益先进, 并将不断提高结构设计的水平。

险,

4.2 机翼布置及机翼结构设计的原始依据

一、机翼布置

对机 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, 但机翼的内部布置是机翼结构设计时必须考虑的一个因素, 为了对机翼的全貌有一了解, 本节将结合几架飞机的实例对机翼的内部布置作一简单介绍。

应对 (1) 近代很多飞机, 特别是旅客机, 机翼布置的一个重要特点是把机翼作为密封油箱舱计算安置燃油。如波音-707、运-10 飞机, 整个机翼沿展向都布置了油箱。除中央翼中为考虑旅客安全, 采用了 7 个软油箱外, 其它位于机翼外段上的 8 个油箱均为整体油箱。为此在整个机翼外段油箱区的下壁板和翼肋上, 布置有口盖和让维修人员出入的大型维修孔作为维修台依通道 (图 4.1)。在机翼的外侧、内侧以及两个发动机之间的下翼面处分别布置了内、外侧初步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、后缘满足纵面带来的空间紧张和附件无法安放的问题。苏联的米格-21 和法国的幻影-III 等飞机, 计算在机翼根部结构高度较大处也布置了整体油箱。

(2) 很多飞机的主起落架固定在机翼上, 起落架一般沿机翼翼展方向收放。此时根据全机上飞机的部位安排或者把起落架的一部分 (如支柱, 此时轮子可收入机身内), 或者全部收入机身内。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与构, 以免增加阻力 (图 4.2)。

交粗的 (3) 机翼前、后缘常布置有增升装置和横向操纵面: 如襟翼、缝翼、副翼、扰流板、折流板等, 有的机翼上还装有减速板 (图 4.1)。为此在机翼前、后缘内常布置有相应的操纵系统设计系统和附件 (图 4.3)。

手算的

比就可

是高了

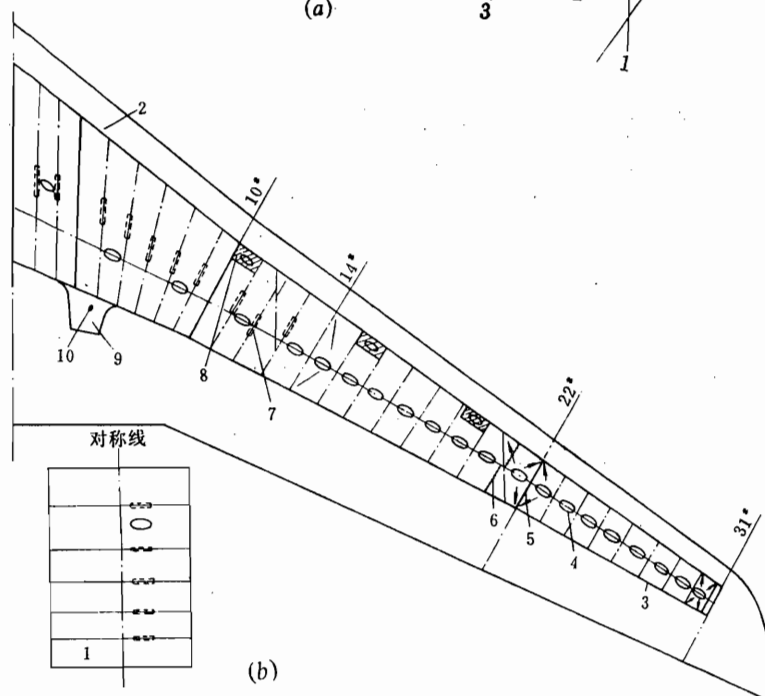
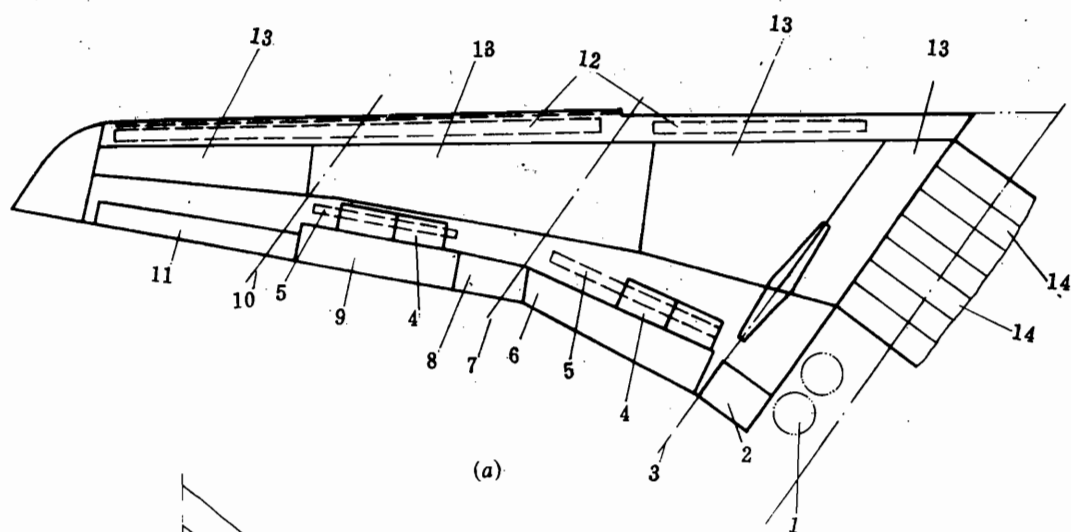


图 4.1

(a) 波音 707-320C

(b) 运-10 机翼口盖布置

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。

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。

(4) 一些飞机的机翼前缘还装有冰系统（包括防冰供气导管、各种门等）。机翼内部往往还装有其它种系统的管道、设备、附件。当机上吊挂有发动机时，还需布置发动的操纵系统和供油管道（油箱燃油部分在油箱中）。

(5) 对于某些战斗机，在机翼根有时还安装有机炮（图 4.2），的机翼炮弹舱沿机翼前缘布置。

对于小展弦比平直机翼，由于翼薄、机翼结构高度小，机翼内部空较小。除布置各种系统、附件外，难利用来安放起落架等其他部件或箱。

二、机翼结构设计的原始依据

1. 机翼结构设计的原始依据

(1) 由总体设计给出的机翼外形数和有关的全机主要参数。

有关的全机主要参数有：翼载 Y/S 或 G/S ，机翼面积 S ，机最大过载系数 n 等。

机翼外形参数有：机翼展弦比 λ ，机翼展长 l ，机翼翼型相对厚度 t/c ，机翼后掠角 χ 和梯形比（根梢比） η

(2) 由总体设计所决定的机翼、身相对位置，如上单翼、中单翼还下单翼；机翼是以某种形式贯通机身，还是分成两半在机身侧边与机身接；以及机翼-机身是用几个接头固接或者铰接。

(3) 机翼的内部布置。如机翼内是否需要收藏起落架（是否连轮子一起收入机翼）；是安置燃油，油箱的结构型式如何；机翼上的悬挂物及其所要求的大致位置；机翼沿展向有分离面等。

2. 以上原始依据对结构设计的影响

(1) 机翼的外形参数主要由气动要求确定，但几何参数对机翼的结构设计也有影响。如当机翼面积相同时，展弦比 λ 大，机翼就细长，机翼的压力中心外移，根部的弯矩值增

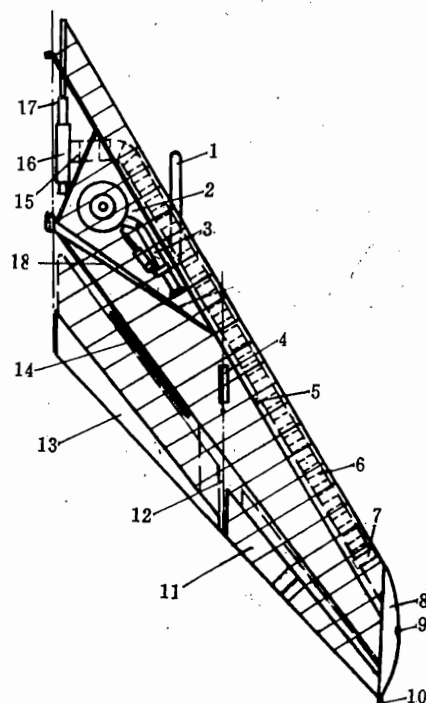


图 4.2 某歼击机机翼布置图

- 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。

大,而根部的弦长却小;当 $\bar{c}$ 不变时,机翼的结构高度就要小。反之亦然。梯形比 η 增大时与 λ 减小有同样的效果。因此从强度观点看, λ 值小、 η 值大较好,有利于减轻机翼结构的重量。

(2) 机翼的后掠角 χ 对机翼结构设计有很大影响。正如在第三章中分析的那样,由于后掠角的存在使机翼的刚度、变形和副翼反效等一些特殊问题随之出现。总的说,它的弯曲刚度和扭转刚度均比相应的直机翼小,而对它们的要求却恰恰希望比直机翼大,因而后掠翼在结构型式的选择、受力构件的布置、材料的选择上都应更加注意解决好刚度-重量之间的矛盾。

对于三角机翼,虽然 χ 大,但 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。但正由于它的根稍比 η 大,且机翼 $\bar{c}$ 一般较小,所以翼尖和前、后缘都比较薄。然而对三角翼,这些部位的气动载荷都比较大,因此在结构设计中就要注意提高这些区域的局部刚度。

从以上分析可以说明,几何参数不同、外形不同的机翼在气动载荷以及强度、刚度等方面有不同的特点,这些都会对机翼结构型式的选择、受力构件的布置等产生影响。

(3) 机翼的内部布置,特别是机翼内是否需收藏起落架,对机翼的受力构件布置有着直接的影响。它将决定有无大的不受力开口、在哪些部位结构需加强,以及布置哪些必要的受力构件来承受起落架或其他部件、设备、附件等传来的各种集中力。若机翼结构要作为整体油箱安装燃油,则在设计中还要解决一些特殊的问题(详见本章4.8节)。

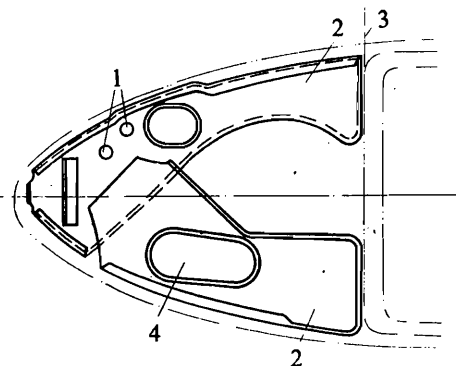


图 4.3 某型飞机机翼 2#前肋

1—动静压导管通孔; 2—盒形件;

3—前梁轴线; 4—操纵拉杆通孔。

4.3 机翼受力型式选择与机翼主要受力构件布置

在选择受力型式和布置受力构件时要考虑的诸多因素中,最主要的是:对某一特定飞机说,在保证强度、刚度时,能最佳地利用材料,以便使结构重量最小。同时保证满足一定的气动要求和使用、维护及工艺性要求。为此,首先要了解机翼设计的原始依据,并参照同类飞机的结构,进行综合分析(不只是传力分析)。然后可确定几种可行方案,通过初步设计计算,定量地(即便不是精确的)的作出比较,最后选定一种。

一、机翼受力型式的选择

机翼受力型式有梁式、单块式(一般是前、后梁之间的受力翼箱)、多腹板式或混合式。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。

1. 从受载时最佳利用材料方面比较

(1) 各种受力型式的特点。总的说,几种受力型式,特别是梁式和单块式在承受机翼结构内的总体剪力时无多大差别,但在承受弯矩和扭矩时,尤其是承受和传递机翼最重要的内力-弯矩时,则不同。

梁式机翼 主要由梁缘条承受弯矩引起的轴力($N = M / H_{eff}$ H_{eff} 为上、下受轴力

面积的形心间距), 受正应力的面积集中。一般蒙皮较薄, 若在翼盒闭室面积相同情况下比较, 则由此, 扭转刚度较小。在相对厚度 $\bar{c}$ 较大的低速飞机上较多采用。

单块式机翼 由壁板承弯。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。因此当所需承受正应力的构件的截面积相同时, 单块式的 H_{eff} 较大, 一般说材料利用率较高, 重量可能较轻。同时由于它的蒙皮厚, 扭转刚度也较好, 对提高颤振临界速度等较有利。机翼的表面局部变形也小。在中、大展弦比(λ), 速度较高的飞机上较多采用。

多腹板式机翼 主要由上、下厚蒙皮承弯, 它的材料分散性比单块式更大。多个腹板的存在使翼盒以多闭式盒段形式受扭, 对提高扭转刚度有利。因此若 $\bar{c}$ 相同, 则此种型式对载荷较大的高速飞机, 其材料利用率可能更好些, 机翼刚度也较大。一般在中、小展弦比(λ)的高速飞机上采用, 特别是小 λ 、 $\bar{c}$ 又小的机翼上采用较多。

但以上分析都是在一定条件下进行的比较, 不是绝对的。实际上型式的选择必须根据各个飞机的特定条件和要求(例如使用要求、大开口)等进行具体分析。即使从受力方面看, 也还应考虑受压区的稳定性等问题, 从多方面进行更为全面、具体的分析。为了进一步说明问题, 下面我们提出两个与机翼外载和几何形状有关的参数, 对结构型式的选择作一些粗定量分析。

(2) 参数——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 与翼箱几何尺寸及弯矩 M 有关。 B 为受力翼箱的宽度, H 为翼箱的平均高度。

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 J 值(也就是剖面积)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(σ_{cr} 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($\bar{H}_{eff}$ 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 σ_b 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 $\bar{H}_{eff}$ 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 $\bar{H}_{eff}$ 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 $\bar{H}_{eff}$ 的差值, 相对

于 $\bar{c}$ 较小时,产生的影响将不甚显著。

那么相对载荷 M/HB 与哪些原始依据(或说哪些参数)有关呢?

若近似取翼盒宽度所占弦长为60%,平均高度 H 为 $0.8H_{\max}$ (图4.4)。

现假设略去后掠角 χ 和梯形比 η 的影响,即认为所比较机翼的后掠角和梯形比的差别不大,因而估算时近似地把机翼简化为平直矩形机翼;同时略去机身段的影响,这样即可得出机翼相对载荷的估算公式。

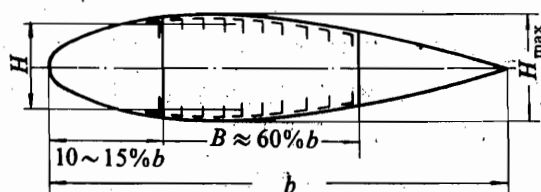


图 4.4 机翼典型剖面尺寸

先算出机翼对称剖面上的最大弯矩 M
(认为机翼单位面积上的载荷近似相等):

$$M = \frac{1}{2} Y \cdot \frac{1}{4} l = \frac{1}{8} \frac{nG}{S} lS \quad (4.1)$$

式中 Y 为全机翼升力, l 为全翼展长。

则相对载荷 M/HB

$$\begin{aligned} \frac{M}{HB} &= \frac{1}{8} \frac{nG}{S} lS \frac{1}{0.8\bar{c}b0.6b} \approx 0.26n \frac{G}{S} \frac{l}{b} \frac{1}{\bar{c}} \\ &= 0.26n \frac{G}{S} \lambda \frac{l}{\bar{c}} \end{aligned} \quad (4.2)$$

$$\frac{M}{HB} = 0.26nG \frac{\lambda^{3/2}}{S^{1/2}\bar{c}} \quad (4.3)$$

从公式可知: G/S 、 λ 、 l 、 n 等参数愈大, $\bar{c}$ 愈小,则相对载荷 M/HB 愈大。

现就 M/HB 和 $\overline{H}_{eff}$ 对一些典型飞机进行估算并分析之。估算结果见表4.1。

表 4.1

机种	F-86D	米格-15	F-104	波音-707	L-29	幻影-III
平面形状	后掠	后掠	平直	后掠	平直	三角形
$G(N)$	82 370	50 000	94 800	1 500 000	32 800	120 000
$S(m^2)$	26.90	20.60	18.22	269.00	19.80	34.85
$G/S(N/m^2)$	3 060	2 430	5 200	5 600	2 100	3 450
$\bar{c}$	11.5%	10.4%	3.36%	12%	17%	4%
λ	4.80	4.85	2.45	7.0	5.36	1.96
$l(m)$	11.32	10.08	6.68	44.4	10.29	8.22
n (试算取值)	12	12	9	5	12	9
最大飞行速度 M 数	985km/h ($H=12km$)	0.91	2.15	966km/h ($H=11km$)	655km/h ($H=5km$)	2.2

续表 4.1

种	F-86D	米格-15	F-104	波音-707	L-29	幻影-III
$M/HB(N/m)$	4.70×10^6	3.62×10^6	5.85×10^6	19.3×10^6	2.12×10^6	0.82×10^6 ①
力型式	单块式	单块式	多腹板式	单块式	单梁式	多梁式
注	双辅助梁	翼根转为梁架	腹板在翼根转为5个梁	双辅助梁	一辅助梁	一主梁,一辅助梁,一斜梁

① 三角翼的 M/HB 按下式计算: $M \approx \frac{1}{2} nG \times \frac{1}{3} (\frac{l}{2} - \frac{1}{2} B_f)$, B_f - 机身宽度。

② $\bar{H}_{eff}$ 为近似估计值;对波音 707 只取前、后梁间翼盒计算。

从上表数据看,对于速度较低的飞机,无论从蒙皮的局部刚度、扭转刚度或强度要求都只需较薄的蒙皮。因为 M/HB 较小,此类飞机的相对厚度 $\bar{c}$ 又较大,梁的结构效率比高。此时采用梁式结构可能更轻。

对跨音速歼击机(如 F-86D, 米格-15 等),翼载 G/S 大, $\bar{c}$ 变小,相对载 M/HB 有所增加。特别是由于后掠机翼刚度特性变差(见第三章分析),因此一般都采用单块式。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、保证气动形、改善气动弹性性能都是有利的。

对中小展弦比的超音速歼击机(如小 λ 的直机翼 F-104 和后掠翼 F-16 等),由于相厚度 $\bar{c}$ 更小(F-104 为 3.6%、F-16 为 4%),而相对载荷 M/HB 又大,故宜采用多腹式。由于多腹板式机翼的刚度和材料利用率好,且可省掉较多的普通翼肋。实际上美国多跨音速歼击机也采用多梁(或多墙)和整体机加壁板组合的结构型式。但如果超音速歼机系采用三角机翼,则在飞机总重相同时,通常机翼面积较大,因而相对载荷 M/HB 小。此外虽然它的 $\bar{c}$ 一般也很小,但由于其 η 值大(可从十几到几十),因此根弦长,机内侧,特别是根部的绝对结构高度是较大的,这意味着梁的结构效率还较高。加之因根长,一般不可能整机翼贯通机身,因此需要与机身多点连接为宜,故三角机翼大多在根段采用多梁式。但在翼尖处,由于弦长剧烈下降,为了提高翼尖部分的刚度;又考虑到角翼的前缘、翼尖气动载荷较大,在此处一般都采用单块式或整体结构。

再分析一下亚音速旅客机 B-707。由于该机重量加重,其 M/HB 值很大,但它并没采用多腹板式,而采用了单块式。这可能是由于其 λ 较大,尤其是 $\bar{c}$ 较大(12%),因而这种型式的 $\bar{H}_{eff}$ 相比,差别相对说不大。粗略估算,若改用多腹式大约可使 $\bar{H}_{eff}$ 增大 8% (然而若对 $\bar{c}$ 为 3.6% 的小 λ 直机翼,可从 52% 增大到 91%,即多腹板式有可能 $\bar{H}_{eff}$ 提高 30% 还多)。同时 B-707 采用单块式,较便于布置机翼整体油箱。此外对提壁板的 σ_a 应力以及由于免除了多腹板式中很多个过高且长的腹板引起的增重所带来的好可能超过 $\bar{H}_{eff}$ 降低的不利因素。因而目前这类亚音速后掠翼旅客机很多采用双梁或三梁块式翼箱结构,同时为提高长桁的失稳临界应力,常采用 T 形、Y 形、Z 形剖面的型

综上所述可得到这样一个大致概念:如仅就相对载荷 M/HB 和有效高度比 $\bar{H}_{eff}$ 这两

个参数来分析,加之考虑到由刚度确定的蒙皮最小厚度要求(即与速度有关的因素)对于梯形比在1~4之间的平直机翼和后掠翼,一般说,当 M/HB 较大、相对厚度 $\bar{c}$ 较小、 λ 不大时,宜采用多腹板式;当 M/HB 较大、 $\bar{c}$ 也较大时,宜采用单块式;当 M/HB 较小、 $\bar{c}$ 较大时,宜采用梁式。

必须注意的是,上述两个指标只是在选择受力型式时参考的一个方面。实际上受力型式的选择在很大程度上受总体布局影响,这从以下两点可看出:

(1) 梁式机翼梁间跨度较大,比较便于利用机翼的内部容积。与其它受力型式相比,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,或者如图4.2所示机翼,在外段机翼上采用单块式,而到根部采用梁架式(或梁式)。

(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,并进而影响到受力型式的选择(主要在翼根部分)。我们知道,梁式机翼中机翼、机身只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。此时一般中央翼就固定在机身上,而外翼在设计分离面处与中央翼对接。这种分离面必须采用周缘连接形式,它的构造复杂,装拆麻烦,装配工艺上也困难。而且若机翼为中单翼布局时,往往由于机身内部布置的限制,机翼难以贯通机身;或者像F-104的多腹板式结构。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,对机身内部布置也可能造成困难,故在根部就由13块腹板转成5根梁与机身相连,或者有的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处相当一部分承弯的壁板材料处于参与区而不能充分利用,致使机翼结构重量有所增加,但有时这又是不可避免的。

二、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壁板(含蒙皮-长桁组合式或整体壁板)的布置以及梁、墙、加强翼肋、普通翼肋和机翼-机身连接接头等的数量、位置和形式。影响受力构件布置的因素很多:包括平面形状、载荷情况、内部布置、使用维护以及工艺等各个方面。对同一种设计要求和具体条件,也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一定的定量计算,从中选出结构效率较佳,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。

在布置受力构件时主要要保证满足以下两点:

(1) 确保气动载荷的弯、剪、扭能顺利地传递到机翼、机身对接接头处。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等。

(2) 在有集中力作用处,要布置相应的构件:如加强肋、辅助短梁。一是首先要将集中力扩散,二是将扩散后的分布力传到机翼主要受力盒段上,再由它往根部传递。

下面我们以某超音速歼击机的三角机翼为例,比较系统、详细地讨论一下在打样设计时

付如何根据原始依据来进行受力构件布置。

1. 某典型机翼的受力构件布置

原始依据(仅摘取有关部分)

该机翼平面形状为三角形,展弦比 λ 为2.154,根梢比 η 为13,前缘后掠角为 57° 。相对厚度 $\bar{c}$ 根部为4.2%;距机身侧边34%半翼展长处到翼尖为5%。中单翼,飞行 M 数为2.05。主起落架固定在机翼上,并将支柱部分收入机翼,机翼内设置整体油箱。

受力型式选择

由于起落架支柱要收入机翼,因此在机翼根部结构高度最大处留出了一定的空间作为起落架舱。在起落架舱前、后余下的结构高度较大的根部区分别布置了前、后两个整体油箱。鉴于以上情况,并根据三角机翼的特点,主要采用多梁单块式结构。起落架舱下翼面三角形开口把机翼分成前盒段和后盒段。前盒段类似一梁单块式后掠翼;后盒段类似多梁单块式平直翼,6[#]肋以内由于是整体油箱,壁板不像其它部位采用蒙皮、长桁铆接组合式,而采用了利于油箱密封的整体壁板。机翼在根部通过几个集中接头与机身相连。

受力构件布置

(1) 梁与墙的布置 梁的布置的一般原则如下: 因梁是重要的承弯构件(对梁式机翼基本靠梁受),因此最好梁能纵贯全翼展,且轴线尽量不要转折,以使传力连续。梁应尽量布置在结构高度较大的部位,这样对结构强度、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,否则缘条表面可能要求扭曲,给工艺带来困难。但在实际情况下,往往会因各种矛盾限制梁按这些要求布置:例如,由于起落架的需要,需要让出高度最大的位置。又如,为增加两梁之间抗扭盒段的闭室面积,梁因要照顾前、后缘襟翼、缝翼和后缘副翼的安装,使梁处于非最大高度处,因此梁的最终位置要视具体情况而定。一般说对双梁单块式后掠翼,前梁约在15% b 处,后梁在55~60%处。

下面以该机翼作为实例讨论一下(参见图4.5)。

i 前梁和主梁除参与承受气动力引起的总体弯、剪、扭之外,还要承受主起落架传来的载荷。其上有主起落架转轴的两个支座,因此主梁与前梁的交点位置很大程度上取决于起落架转轴的位置。这样,根据全机部位安排和起落架各有关尺寸的协调结果,前梁、主梁的位置就基本上确定,并由两梁在根部隔出了一个三角区为起落架舱,下翼面在此处为开口。

ii 前梁大致按等百分比线布置。在根部处于翼型最大高度处(35%弦长处),向外一直延到翼尖,以直接传递翼尖部的载荷。在机翼根部位于前梁前面的空间仍属结构高度较大部位,可以设置一整体油箱。

iii 主梁垂直于机身布置,这样在机身侧边没有分弯矩,且传力路线短。其次主梁位于35%弦长处,仍有较大的结构高度。综上所述,考虑把主梁作为机翼的主要受力构件,对减轻该机翼的结构重量是比较有利的。根据计算可得,该型飞机在 M 情况下,在根部,梁承受了机翼总弯矩的79.5%。主梁后面的空间也较大,另设置了后整体油箱。

iv 后墙比较靠近后缘,结构高度小,承载能力弱。它除了参加承受部分总体力之外,还要用来承受并传递襟翼和副翼通过接头传来的集中载荷,因此后墙的位置依据襟翼、副翼位置而定,在襟翼、副翼之间有一转折(图4.5)。

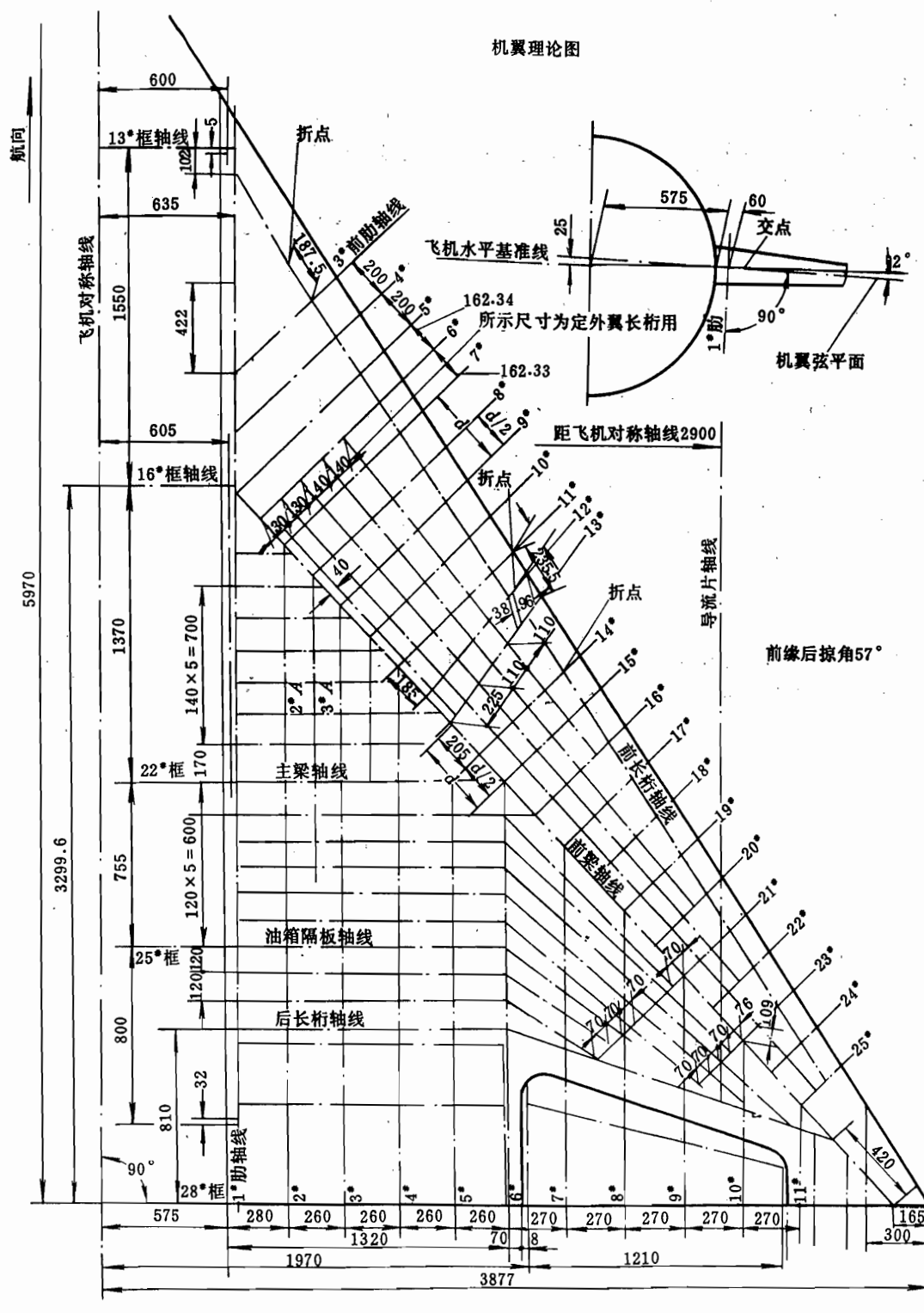


图 4.5 机翼理论图

注：后长桁即后墙；前长桁即前墙。

(v) 三角机翼前缘气动载荷比较大, 为了加强前盒刚度并传递前缘载荷, 布置了一根前墙, 它纵贯整个前盒。

(vi) 由于安装襟翼作动筒以及铺设液压管道需要占用一定空间, 后油箱不可能一直布置到后墙处, 因此主梁与后墙之间又安排了一根油箱隔板梁, 这既可增加后盒的刚度, 又可减小后油箱区的受力壁板在根部因集中连接引起的参与区, 提高了材料利用率。

(2) 壁板上的长桁布置 一般说长桁布置有两种类型: 按等百分比线布置(聚交式)和平行于梁(前梁或后梁)布置(图 4.6)。按等百分比线布置, 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。为了保证机翼的每个剖面接近等强度, 长桁可以设计成沿展向变规格或经过加工以改变长桁的断面积; 也可以用改变各剖面上长桁数量达到等强度。平行于梁的布置型式则较易采用逐渐切断长桁, 即用改变机翼各剖面处长桁的数量的办法来达到接近等强度。至于因平行于梁而使长桁扭曲的问题, 当机翼蒙皮较厚时并不严重。长桁间距的确定, 因它与提高蒙皮的稳定性直接有关, 主要应根据此因素考虑。

该型歼击机长桁具体布置如下: 前缘的长桁基本上平行于前梁; 后盒段根部长桁或整体壁板加劲条平行于主梁; 后盒段外翼从传力的连续性考虑基本上布置成聚交形式, 与根部长桁相连, 但轴线有转折(图 4.5)。

(3) 横向构件的布置 该歼击机机翼的前盒段类似一后掠机翼。在后掠机翼上翼肋布置有顺气流布置和正交(垂直于机翼前缘或垂直于某一梁)布置等两种形式(图 4.7)。顺气流肋对维持机翼剖面形状较好。在相同翼肋间距下, 顺气流布置比正交肋数量要少, 而且为传递根部载荷(主要是扭矩)只需一个加强肋就够了。但由于此种肋的弯边角度沿弦向是变化的, 工艺上制造较困难; 蒙皮被分成平行四边形格子, 其较长的对角线沿翼展方向, 蒙皮受压稳定性差, 故很少采用。一般用于机翼蒙皮较厚、翼肋对蒙皮支持作用较小, 或机翼的局部地区。如多腹板式的 F-8U(厚蒙皮)的机翼、波音-707 机翼根部均为顺气流肋。正交肋的优点恰好与顺气流肋相反, 它在后掠机翼上采用较多, 为传递机翼载荷, 在根部一般需两个加强肋。

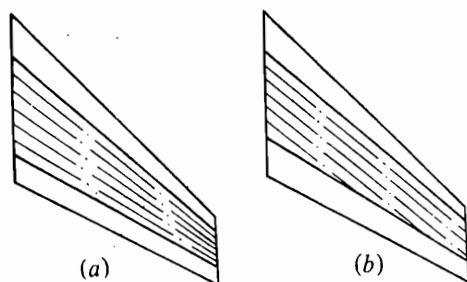


图 4.6 长桁布置形式

(a) 聚交式; (b) 长桁平行于前梁。

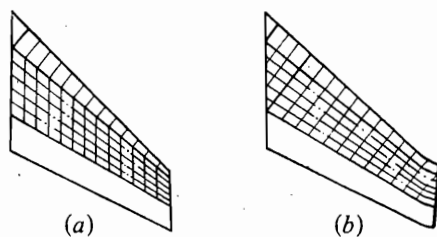


图 4.7 翼肋的布置

(a) 顺气流肋; (b) 正交肋。

本例所讨论的机翼, 由于三角机翼前缘受气动载荷较大, 为了使前缘蒙皮有较大的强度和刚度, 其前盒的翼肋垂直于前梁布置, 肋距在 200mm 以内, 比较密。后盒段在根部区域翼肋均为顺气流布置, 但因几个主要纵向受力元件均与机身轴线垂直, 因此翼肋顺气流布置

正好与梁墙为正交。后盒的外段也相应地布置成顺气流肋, 肋距为 260~270mm。

此外, 由于翼肋是长桁和蒙皮的支持, 因而翼肋间距对蒙皮的剪切失稳临界应力, 特别是长桁的总体失稳临界应力影响较大。肋距减少, 能使 $\sigma_{cr, E}$ 提高, 但肋数量将增多。

加强肋一般用于以下部位: 开口区两端、集中力作用处(如副、襟翼悬挂接头连接肋)、结构不连续处(如结构型式改变、受力构件布置变化: 如长桁轴线转折等)。本机翼加强肋有 5、13、14、15 前肋和后盒段的 1、6、9、11 肋。

1 肋实际上主要是前、后两段, 中段因位于根部三角形开口区, 不是很强。前盒段因后掠在根部有三角区, 为了把扭矩传给机身, 特别布置了 5 前肋, 它以悬臂梁形式受载, 把扭矩由分散剪流转换成集中力矩分别传给 1 前肋和 16[#]框。

6 肋和 15 前肋均为再分配肋, 由于在该两肋的两侧, 机翼的结构型式、构件布置以至前、后盒结构刚度的比值均有所变化, 故需布置加强肋以实现载荷的某些转换和重新分配。此外, 6 肋上还固定有襟、副翼的悬挂接头以及副翼的操纵助力器和摇臂的固定接头, 又是后油箱的端头隔板, 因此受有各种集中力和燃油引起的分布侧压力, 所以 6 肋是一个受载复杂的、综合利用的加强肋。

13、14 前肋间连接有起落架转轴的固定支座。13 前肋上还连有特设挂架的前支点, 同时又是前油箱的端部隔板, 也是一综合利用的加强肋。

9、11 肋上均固定有副翼的悬挂接头。

各加强肋的加强程度和加强形式应根据具体的受载情况而定。

最后可作出该机翼的理论图(图 4.5)。

(4) 机翼、机身连接形式的确定 该机翼与机身为多交点的集中连接形式。

前墙结构高度低, 对受弯不太有利, 所以不是主要受弯构件, 在根部与机身 13 框铰接。

前梁处于翼型结构高度最大的有利部位, 它既是翼尖段, 也是根部前盒段中最强的受力构件, 采用与机身 16 框固接的形式。

主梁是整个机翼中最主要的受力构件, 其接头显然也应与机身(22 框)固接。

油箱隔板梁具有一定的承载能力, 采用一较弱的固接接头与机身 25 框相连。

后墙因正好处于机身内发动机舱最大截面处, 机身框的加强受到空间的限制, 因此后墙不直接与机身框连接, 而与 1 肋尾段腹板相连(相当于铰接)。然后 1 肋尾段上的襟翼滑轨处, 采用一齿板式铰接接头与机身 28 框相连。

各接头的具体构造见图 4.8。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 1550mm, 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 0~1mm, 16 框处为 0~3mm, 25 框处接头配合间隙为 2~2.5mm, 28 框处螺栓轴线允许偏心 3mm(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 $D_0/d_0(0\sim0.24\text{mm})$, 非配合面间隙为 0.5~1.5mm。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全装配精度。

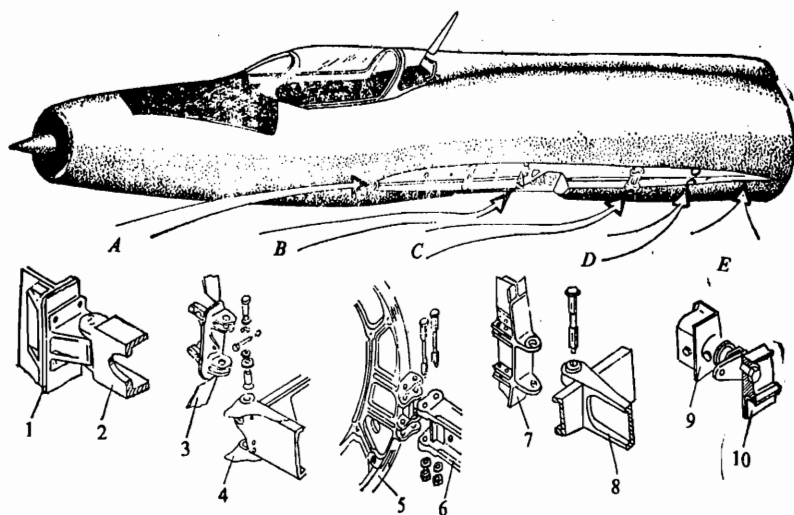


图 4.8 某超音速歼击机三角翼与机身的连接

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—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—襟翼滑轨上的接头。

从以上分析可知, 该型歼击机的机翼除去因三角机翼而表现出来的结构特点(如多梁单块式等)之外, 主要是根据起落架舱的存在基本确定机翼的受力型式和受力构件布置的, 同时还考虑了装置燃油等使用、维护方面的要求对构件布置的影响。

下面我们再以起落架载荷为例, 来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。

2. 集中载荷作用处局部加强构件的布置

(1) 英国喷气校长式教练机为平直机翼(图 4.9)。最大翼型高度在 30% 弦长处, $\bar{c} = 15\%$ 。机翼为梁式结构。主起落架沿展向向内收入机翼。该机翼采用单梁式, 主梁布置在 30% 弦长的剖面最大高度处, 梁结构效率较高。由于起落架接点在主梁之后, 因此在 70~75% 弦长处又布置一个后辅助梁。辅助梁高度较小, 它与机身铰接。因此加到辅助梁上的起落架的垂直载荷所引起的弯矩不可能从铰接接头上传到机身上, 而是向机翼外侧倒传, 通过有一定长度的 ABCD 盒段受扭转传给主梁, 由主梁传给机身(图 4.9(a))。

起落架支承处还受有侧向力 P_y 和由它引起的 M_x 的作用。为此可在机翼展向采用一展向加强件(辅助短梁)。但位于起落架接点内的机翼部分要收藏起落架, 该加强件也只得往接点外侧布置(图 4.9(b))。 P_y 力通过蒙皮剪切传到两个梁上。从 P_y 和 P_z 的传力路线看均不直接, 这主要是由于起落架接点位于两梁的中间位置引起的。如果能使后辅助梁通过主接点, 则 P_y 的传递路线可有所改善。但为了传递机翼的总体力即扭矩 M_t , 希望机翼能形成闭室面积尽量大的抗扭盒, 还要照顾到与襟、副翼的连接需要, 若把后辅助梁前移到起落架主接点处, 就必然在后缘附近还需另加一后墙。多加一结构件对减轻重量、改善装配

工艺均不利。因而现采用了目前这种方案。此外，为了把主接点上的 P_y 力传给主、后梁及为了扩散 P_x 和 M_x ，还需在主接点处布置一加强肋。 M_x 的传力，读者可自行分析。

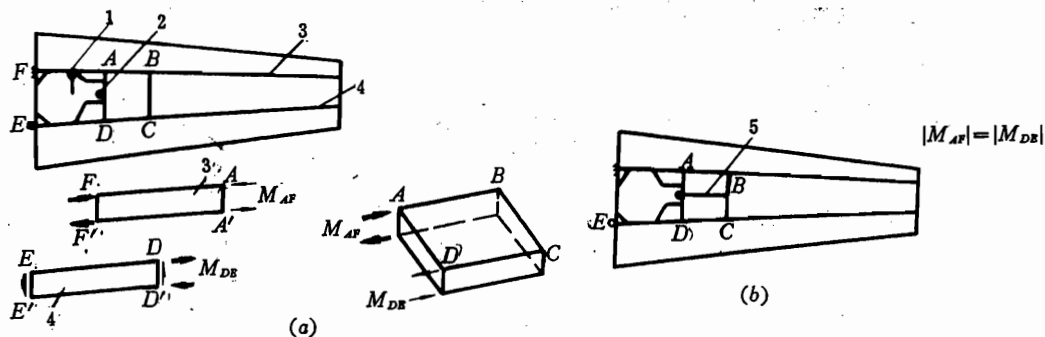


图 4.9 英国喷气校长式飞机机翼

(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。

当然以上并不是唯一的方案，例如为了省掉侧向加强件，也可把主起落架支柱改成用双连接支点直接连在两根梁上，但此时起落架的重量将有所增加。

(2) 波音 - 707 飞机，其机翼为双梁单块式结构。主起落架沿展向向内收藏，机轮收入机身。起落架支柱的转轴支承在前、后模锻件 5、8 上。由于转轴的轴承接头尺寸较大，转轴轴线与 4 肋轴线有一偏心距。(见图 4.10)

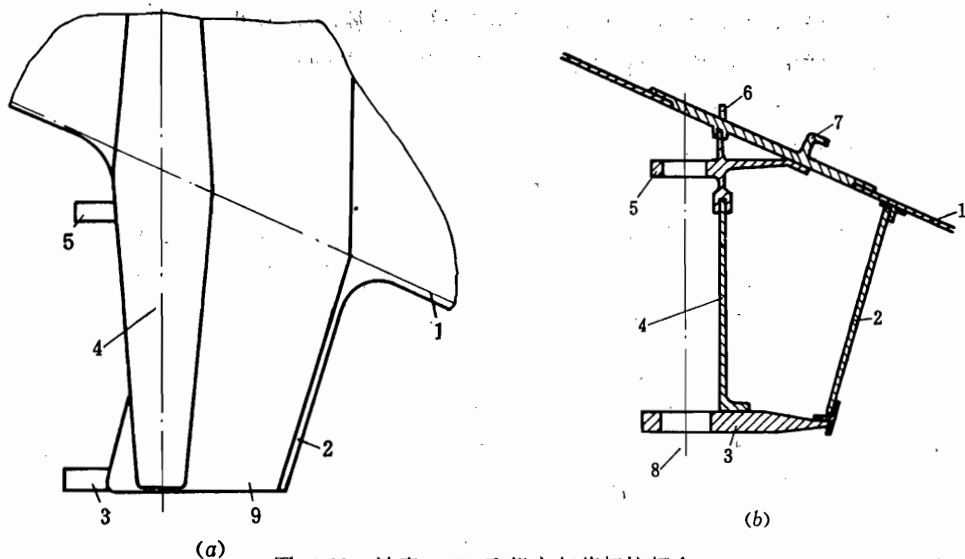


图 4.10 波音 - 707 飞机主起落架抗扭盒

(a) 抗扭盒在机翼上的部位；(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

上、下蒙皮不连, 故受 P_{y1} 后以双支点外伸梁的形式由 4 肋和后梁腹板 (于 7 所在处) 提供反力。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_x 、 P_x 力的传递, 读者可自行分析。

3. 变后掠机翼的结构特点

目前有些超音速战斗机或远程轰炸机采用了可改变几何形状的机翼。如 F-14 当可动外翼平直时, $\lambda \approx 7$; 在 $\chi^0 = 68^\circ$ 时, $\lambda \approx 2.6$ 。机翼的可转动部分比较细长 (图 4.11)。由于在高速时采用大后掠, 所以其受力特性较三角翼差。因上述原因, 变后掠机翼的相对厚度比一般超音速歼击机大。机翼可采用单块式或多腹板式。F-14 的外翼是采用强长桁、多肋的单块式结构; 中翼为钛合金焊接成的扁形盒式梁, 同时用作燃油箱。由于机翼需在水平面内转动, 故机翼通过一垂直转轴接头与中翼相连。中翼梁两端各有上、下两组耳片接头, 可承受机翼上传来的垂直面内的弯矩 M_x 、剪力 Q_x 、 Q_y 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。该作动筒的一端与机翼前梁相连, 位于转轴之前。当机翼不转动时, 它处于锁住状态, 可承受轴向载荷, 其简化模型可见图 4.12。此种机翼根部结构布置的特点, 就是必须把外翼上的载荷集大, 伸起来, 通过转轴 (M_y 还需作动筒受力) 传给中翼, 因此在根部需布置侧边加强肋; 并在根部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。

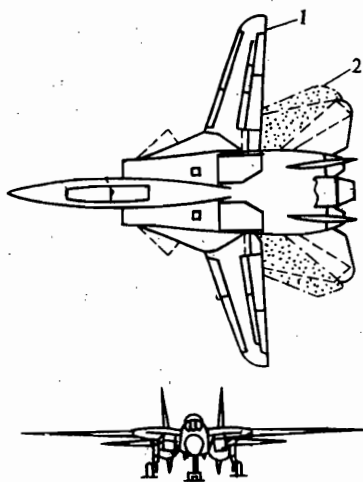


图 4.11 变后掠机翼外形

- 1—机翼前转, 后掠角减小;
2—机翼后转, 后掠角增大。

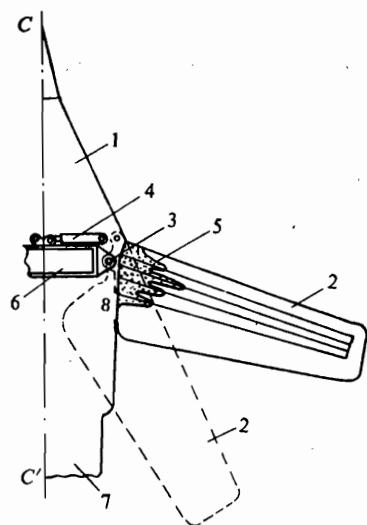


图 4.12 单铰点轴承式变后掠机翼

- 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。

4. 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(如起落架的载荷只有在起飞、着陆时才出现;而有的载荷只在飞行时才有)。即使是同时作用的载荷,在一个加强构件上所引起的重量增加,也往往比用两个加强件分别承载时增加的重量要少。因此在布置受力构件时,应尽量考虑加强件的综合利用。

(2) 传力路线最短原理。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 4.13)。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,故宜于斜杆少受力,这样就可

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,一般当各个方案中构件受力型式相同时才有参考价值。

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 4.5 中和图 4.2 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。在本节所举实例中,机翼主梁的设计就是上述 2、3 两点的具体运用,因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,其中还包括有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 4.2 列出了图 4.5 所示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。

比较表 4.2 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规律。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。接点处的支反力和支反弯矩的改变,意味着在梁载荷最大的根部附近,以至载荷在整个机翼结构中的分配规律发生了变化。这个特点对于小展弦比的多梁式三

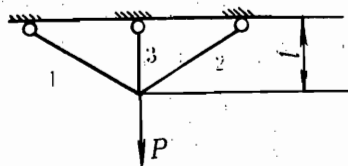


图 4.13 连于一点的
三杆受 P 力

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力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。

表 4.2

接头载荷分配 (A'情况)	原计算数值 $\theta_{16\text{框}}^{M-I} = 7 \times 10^{-7}$ (弧度) $\theta_{22\text{框}}^{M-I} = 33 \times 10^{-8}$ (弧度)		增大前盒支持刚度 $\theta_{16\text{框}}^{M-I} = 3.09 \times 10^{-7}$		增大后盒支持刚度 $\theta_{22\text{框}}^{M-I} = 20.6 \times 10^{-8}$		减小后盒支持刚度 $\theta_{22\text{框}}^{M-I} = 41.2 \times 10^{-8}$	
	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	
$R_{13}(\text{N})$	6 777	4 737	3 609	减	2 442	减	3 030	减
$R_{16}(\text{N})$	18 663	23 566	28 411	增	14 112	减	26 979	增
$M_{16}(\text{N} \cdot \text{m})$	65 903	68 453	73 553	增	65 393	减	73 199	增
$R_{22}(\text{N})$	102 699	98 972	94 951	减	106 896	增	96 609	减
$M_{22}(\text{N} \cdot \text{m})$	269 791	263 416	261 455	减	269 771	增	262 004	减
$R_{25}(\text{N})$	88 037	88 822	92 362	增	89 195	增	89 469	增
$R_{28}(\text{N})$	21 056	21 134	20 742	减	24 871	增	22 409	增

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) 目前不少飞机,特别是运输机是根据破损安全来设计的(即结构在使用过程中,允许出现局部损伤,但此时结构应保持足够的强度,直到下次检查发现,并修复这一损伤之发挥前,仍能安全使用)。这类飞机除其他措施外,在进行结构主要受力构件布置时也应考虑到破损安全要求。例如有一段时期,较多的后掠机翼,如 DC-8、康维尔-880、三叉戟、图 4.10 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的腹板出现较长裂纹时,即将导致整个机翼结构破坏,故在运输机上现已很少采用。上述这种多梁布置通常可看作多传力通道。

波音-707 飞机的机翼采用了其他办法。它主要利用蒙皮弦向分块(蒙皮分得比较小)、前缘加强蒙皮纵向对缝处的结构元件、合理地配置长桁和蒙皮的截面积比值(即刚度比)等措施,来达到破损安全的目的。从上面几个例子可知,按破损安全要求设计的飞机,必须从设计之初受力型式选择和受力构件布置阶段,就应采取相应措施。

(5) 注意改善结构的工艺性。如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。

(6) 改善结构的使用、维护条件。如注意维修时结构的可接近性、开敞性、布置必要的维护口盖, 留出人的维修通道等。

(7) 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。

4.4 机翼结构的设计计算

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, 用以初步比较各种方案, 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, 除其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 4.14 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。

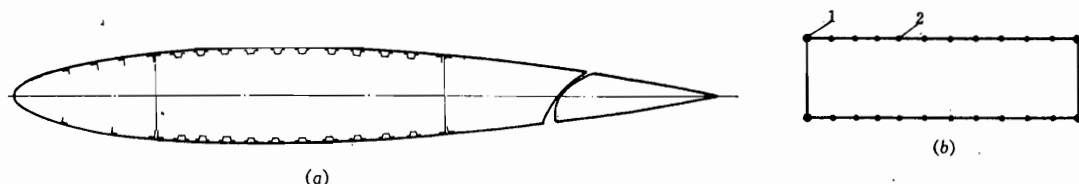


图 4.14 双梁单块式机翼设计计算简化模型

(a) 机翼剖面情况; (b) 计算模型。

1—梁缘条; 2—长桁。

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值, 以减少待定的

即未知数数量。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

取翼箱的平均高度为 H

$$H = \frac{H_1 + H_2}{2} = \frac{2.33 + 2.19}{2} = \frac{4.52}{2} = 2.26 \quad (4.5)$$

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

$$N = \frac{M}{H} = \frac{\frac{1}{8} \frac{q l^2}{s}}{H} = \frac{0.024256}{0.0226} = 1.07 \quad (4.6)$$

翼面所需总的承受轴力的面积为 A ，则

$$A_+ = \frac{M}{H \cdot 0.9 \cdot \sigma_b} \quad (\text{受拉区}) \quad (4.7)$$

$$A_- = \frac{M}{H \cdot \sigma_{cr}} \quad (\text{受压区}) \quad (4.8)$$

式(4.7)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(4.8)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 $\sigma_{0.2}$)，但用此值第一次确定出缘条面积后必须核定该面积等参数的 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 和长桁—蒙皮壁板的截面积 A 的比值 χ (+ 表示受拉区，- 表示受压区)。

$$\chi_+ = \frac{A_{B+}}{A_+} \quad \chi_- = \frac{A_{B-}}{A_-} \quad (4.9)$$

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

$$A_{B+} = \chi_+ \cdot A_+ \quad A_{B-} = \chi_- \cdot A_- \quad (4.10)$$

前、后梁的缘条面积按刚度分配为

$$A_{f+}^{\text{①}} = \frac{A_{B+} H_1}{H_1 + H_2} \quad A_{f-} = \frac{A_{B-} H_1}{H_1 + H_2} \quad (4.11)$$

$$A_{r+} = A_{B+} - A_{f+} \quad A_{r-} = A_{B-} - A_{f-} \quad (4.12)$$

3. 确定长桁—蒙皮壁板的尺寸(壁板截面积含梁缘条截面积)

受压区

先导出壁板当量厚度(把长桁分散到蒙皮中)

①脚注 f 代表前梁； r 代表后梁。

$$\delta_p = \frac{A_-(1-\chi_-)}{\varphi_{st-}} \quad (4.13)$$

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:

$$\delta_{p-} = \delta_{sk} \varphi_{sk} + \frac{A_{st-}}{t} \quad \varphi_{sk} = \frac{30\delta_{sk-}}{t} \quad (4.14)$$

式中 sk 表示蒙皮, 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 (4.15) 式计算,

$$\varphi_{sk} = \sqrt{\frac{\sigma_{cr,sk}}{\sigma_{cr,st}}} \quad (4.15)$$

所以若蒙皮和长桁 (以下标 st 表示) 的临界应力值相等时, 则 $\varphi_{sk} = 1$, 也即表示可按实际宽度 (即间距 t) 计入。

设桁距 $t = 100 \sim 150 \text{mm}$ (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

$$\delta_{sk} = \frac{M_t}{2BH\tau_b} \sim \frac{t}{30} \quad (4.16)$$

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, 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}

$$A_{st-} = (\delta_{p-} - \delta_{sk} \cdot \varphi_{sk})t \quad (4.17)$$

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。与梁缘条一样, 此时需根据算出的剖面校核一下原假设的 φ_{st} (也即 $\sigma_{cr,st}$) 是否基本一致, 如相差甚远, 应再迭代计算之。

受拉区

$$\delta_{p+} = \frac{A_+(1-\chi_+)}{B\varphi_{st+}} \quad (4.18)$$

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

$$\delta_{sk+} = (0.55 \sim 0.7)\delta_{p+} \quad (4.19)$$

当 φ_{sk} 为 1 时, 则长桁总面积 A_{st+}

$$A_{st+} = (0.3 \sim 0.45)\delta_{p+}t \quad (4.20)$$

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。

① 关于该比值各文献有所不同, 如文献 [2] 中, 一般取 $\delta_{st} > \delta_{sk}$, 估计可能与飞机的具体情况有关。

$$Q_i = \frac{E_i J_i}{\sum EJ} Q \quad (4.21)$$

则每个梁腹板上的剪力 $q_{i\Sigma}$

$$q_{i\Sigma} = q_{iQ_i} + q_i \quad (4.22)$$

$$q_{iQ_i} = \frac{Q_i}{H_i} \quad q_i = \frac{M_i}{2BH} \quad (4.23)$$

则可以由 $q_{i\Sigma}$ 求出腹板厚度 δ_w

$$\delta_w = \frac{q_{i\Sigma}}{\tau_{ul}} \quad (4.24)$$

上式中的 τ_{ul} 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 $\tau_{ul} = 0.2\sigma_b$ 进行计算。等 δ_w 初步确定后, 可按结构力学计算 τ_{cr}

$$\tau_{cr} = \frac{0.9KE}{(b/\delta)^2} \quad (4.25)$$

若材料应力超过比例极限, 则按下式修正

$$\tau'_{cr} = \tau_b \frac{1+\nu}{1+\nu+\nu^2} \quad (4.26)$$

式中

$$\tau_b = 0.6 \sim 0.65\sigma_b \quad \nu = \frac{\tau_b}{\tau_{kp}} \quad (4.27)$$

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 4.5 节)。

二、后掠机翼根部各纵向构件的剖面尺寸的设计计算

总的思路和步骤与直机翼时相同。

(1) 对实际机翼结构作出简化假设 (可参考第三章附录中的例子)。

(2) 确定机翼根部的载荷 (包括外翼段传来的 Q 、 M 、 M_t 和根部区域内本身的气动载荷和惯性力)。

(3) 算出各构件剖面的刚度值 EJ 、 GJ_p 等。为此, 同样也要先根据经验或原准机确定一部分元件的尺寸 (不经过计算), 留下主要构件的剖面尺寸作为待定的未知量。

(4) 对于静不定结构除了列出平衡方程外, 还要列出变形协调方程, 然后解联立方程。根据已初步确定的参数, 求出待定构件所需的刚度值。总起来说, 设计计算就是应用“刚度待定的直接设计法”。计算过程完全与第三章附录中的粗定量分析方法相同, 计算公式也类似。不同点只是通过静不定结构的力法正则方程, 在已给出部分构件的弯曲刚度、扭转刚度的前提下, 求出主要构件 (如主梁) 的弯曲刚度值, 并进而求出它们的切面尺寸 (近似值)。

三、应用计算机和有限元法进行剖面设计计算

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它必要的校核。对小展弦比机翼则工程梁理论不宜采用。目前随着设计的改进,设计计算可应用计算机进行。为了减小计算工作量,在设计计算时,模型简化程度可大些,网格可划粗些。从发展看,现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。也可结合采用优化设计的方法,自动调整待定参数,以期得到满意结果。

目前最常见的结构优化设计的类型是在应力、位移和最小尺寸限约束下的结构最小重量设计。其普遍表达式为

$$\min W = \sum \gamma_i A_i l_i \quad (4.28)$$

$$\frac{\sigma_i}{[\sigma_i]} \leq 1 \quad (4.29)$$

$$\frac{\delta_i}{[\delta_i]} \leq 1 \quad (4.30)$$

$$A_i \geq A_{i\min} \quad (4.31)$$

式中 $A_{i\min}$ —— i 元件最小尺寸。

从数学形式看,上述四个式子构成一个求解有约束的优化问题,也可称为条件极值问题。即在应力、位移、最小尺寸限这些约束条件下,如何找到一个最有利的各元件尺寸值,以使整个结构重量达到最小值。

解上述问题可用数学规划法解:有直接解法——解析解和迭代解法——数值解。还可采用准则法解:如直观准则法中的满应力解和可用于刚度设计的优化准则法。

以满应力设计为例设计一静不定结构。所谓满应力就是指元件中的应力达到了材料的许用应力。并认为各元件若都能按满应力设计,整个结构重量似乎为最轻即得最优解(实际上一般只能达到近优)。我们可以先主观选定一组设计变量 A_i (如杆面积或板厚),据此算出内力 F_i ,并假设在更改设计时,近似取作不变(这对静不定结构是不正确的,只是一种近似手段)。同上标 (k) 和 $(k+1)$ 分别表示迭代前后的情况,则有

$$F_i^{(k+1)} = F_i^{(k)} \quad (4.32)$$

即

$$\sigma_i^{(k+1)} A_i^{(k+1)} = \sigma_i^{(k)} A_i^{(k)} \quad (4.33)$$

故有

$$A_i^{(k+1)} = \frac{\sigma_i^{(k)}}{\sigma_i^{(k+1)}} A_i^{(k)} \quad (4.34)$$

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 γ , 可得

$$A_i^{(k+1)} = \left(\frac{\sigma_i^{(k)}}{[\sigma_i^{(k)}]} \right)^\gamma A_i^{(k)} \quad (4.35)$$

一般 $\gamma = 0.4 \sim 1.2$ 。有稳定性问题时, γ 取较小值。

对于静不定结构, 通常用上述迭代式迭代 6~10 次, 即可得到较好的解——各 A_i 值。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可应力。

另外有的资料上介绍^[1], 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。

4.5 机翼典型元件的设计

通过机翼剖面的设计计算, 初步确定纵向主要元件的面积大小。但要完成一个元件的结构设计仅此是远远不够的。还必须确定其合理的构造型式和截面形状 (包括构成该元件的零构件的尺寸), 在选择时应从受力、工艺、使用维护等各方面综合分析各种构造形式的特点, 根据不同的具体条件合理选择。并通过必要的设计计算, 确定该元件各部分的结构尺寸。

一、长桁设计

一般长桁都承受蒙皮传来的局部气动力, 并作为蒙皮的支持, 提高蒙皮的失稳临界应力。对参加机翼总体受力的长桁, 除上述功用外, 更主要的是承受弯矩引起的轴力, 此时长桁的主要载荷是轴向拉力或压力, 要求长桁沿轴向保证能连续受力并具有足够的强度。

(1) 长桁受拉时, 其截面积 A_{st} 按式 (4.36) 计算。设 A'_{st} 为扣除铆钉孔削弱后的面积。

$$A'_{st} \approx 0.9 A_{st} \quad A'_{st} \geq \frac{P}{\sigma_b} \quad (4.36)$$

(2) 长桁受力时, 面积 A_{st} 按失稳临界应力 σ_{cr} 确定。

$$A_{st} \geq \frac{P}{\sigma_{cr}} \quad (4.37)$$

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——总体失稳; 和长桁局部部位发生皱折或压屈。失去任何一种稳定性长桁均会失去承载能力。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 δ_E 和 δ_l 尽量接近, 即能同时到限。一般说这能提高材料利用率, 有利于减轻重量。

1. 总体失稳临界应力 σ_E 按欧拉杆形式计算

在弹性范围内, 其临界载荷值为 P_{cr} (4.38 式)。式中 c —支持常数, l —翼肋间距。

$$P_{cr} = \frac{C\pi^2 EJ}{l^2} \quad \sigma_E = \frac{P_{cr}}{A_{st}} \quad (4.38)$$

由式(4.38)可知, 提高长桁的剖面惯性矩 J 和支持系数, 以及减小肋距 l (也即欧拉杆计算长度) 均可提高 P_{cr} 。但需考虑翼肋数增多后引起的重量增加, 应取其总重量较轻者为合理设计。

一般说 σ_E 比 σ_b 小, 所以 σ_E 愈大, 愈接近 σ_b , 材料利用就愈充分。为此我们将式(4.38)作一些变换。 J 值与 A_{II} 是二次函数关系, 对于剖面形状相似的各长桁, 常数 K 是相同的。

$$J = K A_{II}^2 = K \left(\frac{P}{\sigma} \right)^2 \quad (4.39)$$

取极限设计状态, 即令 $\sigma = \sigma_E$, 则可得

$$P = \frac{c' \left(\frac{P}{\sigma_E} \right)^2}{l^2}$$

所以

$$\sigma_E = \sqrt{c'} \frac{\sqrt{P}}{l} = \sqrt{c'} \left(\frac{P}{l^2} \right)^{1/2} \quad (4.40)$$

式(4.40)反映了临界应力和外载、几何参数之间的关系, 故把 P/l^2 称为长桁的相对载荷。相对载荷愈大, σ_E 就愈大, 有利于提高材料利用率。这进一步说明了我们在 4.3 中的分析的合理性。

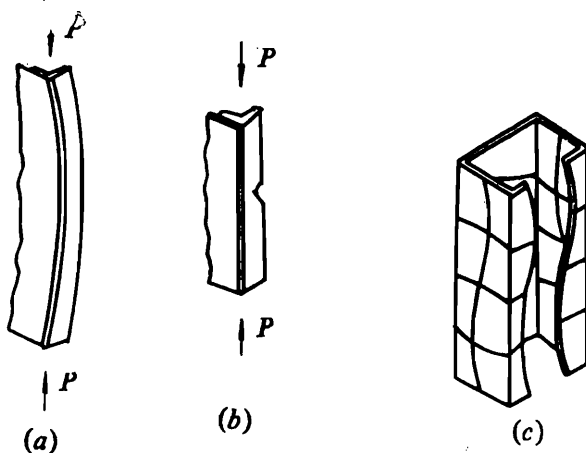


图 4.15 长桁失稳形式

(a) 总体失稳; (b) 局部皱折; (c) 有一段出现压屈变形。

2. 局部失稳临界应力 σ_l

长桁若为薄壁杆件, 受压时通常在低于 σ_b 时, 某块或某几块薄板开始发生皱折或压屈 (图 4.15(b), (c)), 即发生局部失稳。对每块板而言,

$$\sigma_{II} = \left[\frac{0.9KE}{(b/\delta)^2} \right]_I \quad (\text{弹性范围内}) \quad (4.41)$$

K 为板的支持系数, b/δ 为各组成板的短边长度与厚度之比。因此剖面形状对提高 σ_l 有很

拉杆
者为

们将
K是

(4.39)

载荷。
的分析

斤或压

(4.41)

有很

大关系。如Z形型材,垂直板为四边支持,其K值约是三边支持、一边自由的水平板的倍。因此显然Z形比总截面积 A_{Σ} 大小相等的T形型材 σ_l 要大。

但是对整个长桁的局部失稳临界应力还没有十分可靠的分析方法,其计算公式大半经验公式。下面介绍两种比较简单的计算方法。

方法一(极限载荷法) 假设当长桁中某一块板失稳后,整个长桁仍能继续加载,稳定的板件仍能承受对应于其临界应力时的载荷值,直到组成长桁的所有板件都失去稳定后,长桁才算破坏。 σ_l 值可按式(4.42)计算:

$$\sigma_l = \frac{b_1 t_1 \sigma_{ls1} + b_2 t_2 \sigma_{ls2} + \dots}{b_1 t_1 + b_2 t_2 + \dots} = \frac{\sum b_n t_n \sigma_{lsn}}{\sum b_n t_n} \quad (4.42)$$

式中 $b_1, b_2, \dots, b_n$ ——板的宽度;

$t_1, t_2, \dots, t_n$ ——板的厚度;

$\sigma_{ls1}, \sigma_{ls2}, \dots, \sigma_{lsn}$ ——板的局部失稳临界应力。

方法二 假设长桁中只要有一块板出现局部失稳整个长桁就破坏,并即以该板的临界应力值作为整个长桁的局部失稳临界应力值。

实际上, σ_l 值是介于以上两种方法的计算值之间。一般是当长桁有若干板(并非全板)出现局部失稳时,整个长桁将破坏。所以方法一是偏于不安全的;而方法二则是偏危险的。比较可靠的方法最好是由试验确定,这可以在某些设计手册上查到。

3. 长桁剖面形状的选择

常用的长桁典型剖面见图4.16,其中1~3号长桁用厚度 $t=0.5\sim 1\text{mm}$ 的薄铝板弯而成,用于梁式机翼或载荷较小的机翼上。其它均用硬铝挤压制成。其中端板带圆头时可增大长桁剖面的惯性矩 J ,又可作为该端板自由边的弹性支持,对提高长桁的 σ_E 和 σ_l 均有利。在选择长桁剖面形状时还应考虑其它因素:如剖面太高,将使长桁形心离蒙皮远,致使翼箱的有效高度比 $\bar{H}_{eff}$ 有所降低(图4.17)。又如Z形型材和槽形型材临界应力本相同,但前者铆接方便。T形帽型材与蒙皮铆接时,会与蒙皮形成封闭剖面,此时扭刚度好,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(图4.18),然而一般说很少采用。

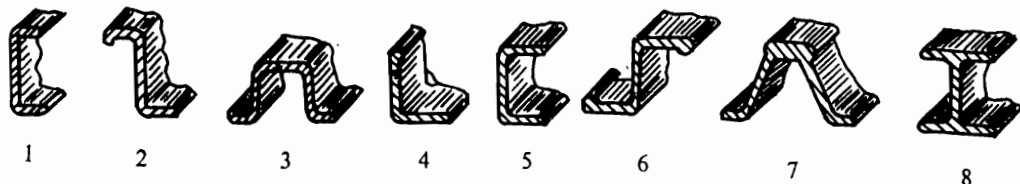


图 4.16 各式长桁

4. 长桁的布置

一般的说,上翼面受压是机翼受载严重的情况,所以一般上翼面长桁较下翼面多,且

选择 σ_{cr} 较高的剖面。从等强度观点出发，机翼各剖面上长桁的总截面积应从根部到翼尖逐步减小。为此可用改变长桁数量，或取不同长桁的组合，或采用机翼加工制成变截面长桁等办法来实现。为了使机翼剖面刚度不致变化太突然而引起应力集中，对强度，特别是疲劳强度不利，应使长桁能逐渐参加受力，所以铆在蒙皮上的长桁，末端应进行机械加工斜削，以使其剖面变化缓慢。

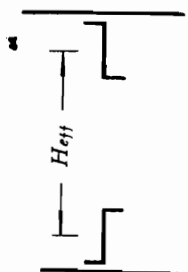


图 4.17 剖面的有效高度比

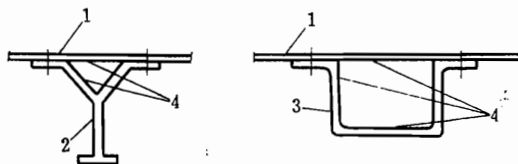


图 4.18 Y形和帽形长桁剖面的腐蚀问题
1—蒙皮；2、3—长桁；4—无法检查到的封闭区。

二、机翼蒙皮与壁板设计

蒙皮用来承受局部空气动力、形成机翼外形并参与总体受力。目前常见的蒙皮有金属

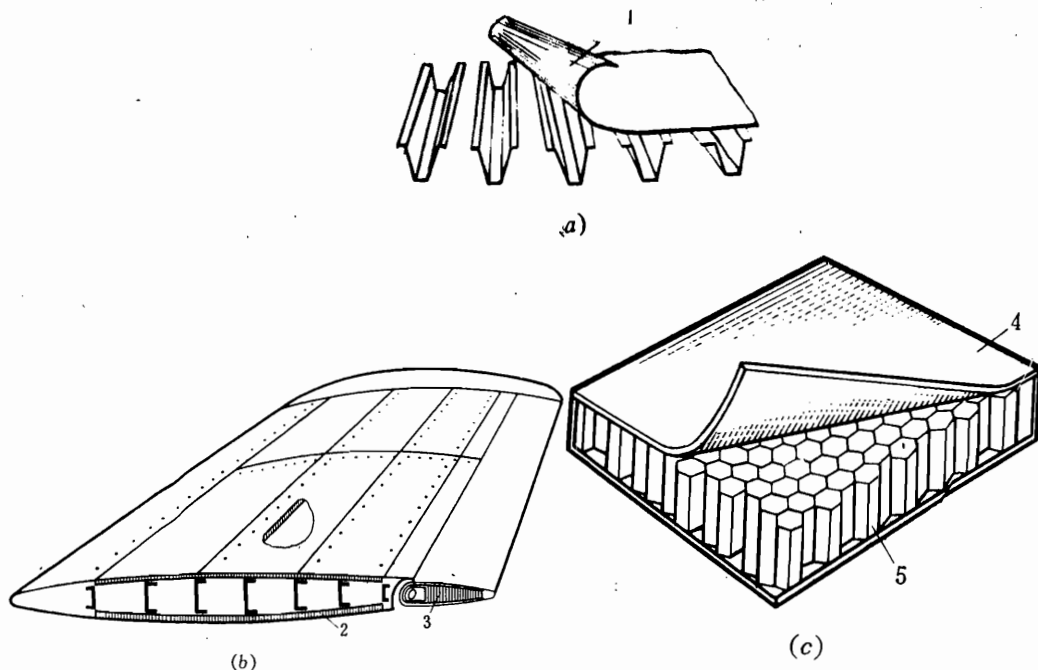


图 4.19 机翼的蒙皮

(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、夹层蒙皮(图 4.19)和整体壁板等(图 3.8)。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 4.19(b))。

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。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4.20)

这类壁板的蒙皮较薄,可视为薄板。当蒙皮受轴向压力时,先发生失稳现象,其临界应力 σ_{cr} 和有效宽度 $2c$ 按下式计算

$$\sigma_{cr,sk} = KE \left(\frac{\delta}{b} \right)^2;$$

$$2c = b \sqrt{\frac{\sigma_{cr,sk}}{\sigma_{cr,st}}} = \delta \sqrt{\frac{KE}{\sigma_{cr,st}}} \quad (4.43)$$

式中 K 为支持系数; δ 为蒙皮厚度; b 为长桁间距。

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 $\sigma_{cr,st}$ 。

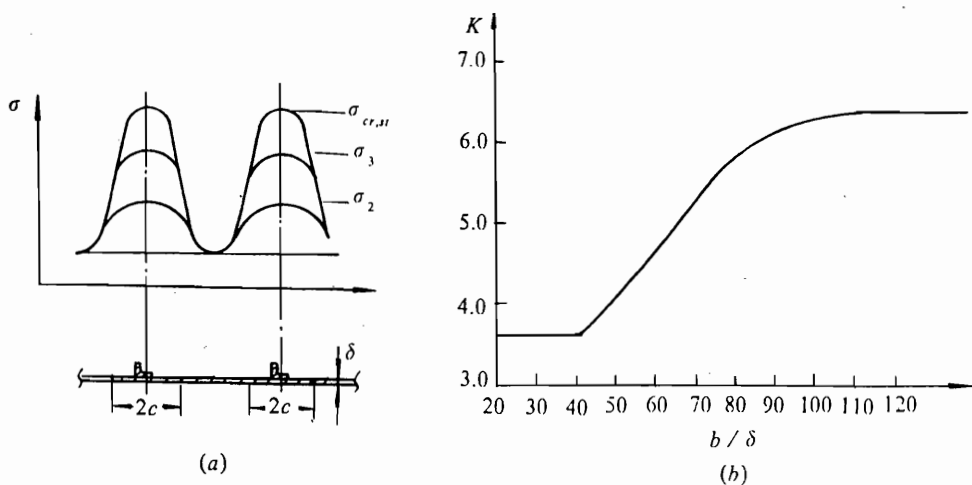


图 4.20 薄板式壁板

(a) 桁条间蒙皮上的应力分布; (b) $K \sim b/\delta$ 关系曲线。

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 4.21。

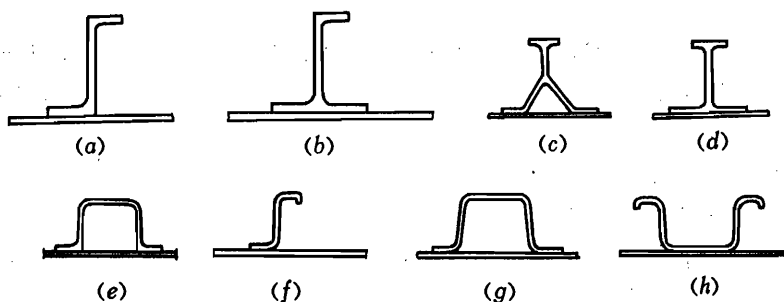


图 4.21 典型的承力蒙皮壁板

(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) 两上长桁之间的蒙皮失稳，同时也引起长桁变形，使结构扭曲并产生严重的局部变形 (图 4.22(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 4.22(b))。
- (4) 长桁和蒙皮一起出现总体失稳，也叫宽柱失稳 (图 4.22(c))。
- (5) 两个铆钉间的长桁或蒙皮失稳 (图 4.22(d)、(e))。

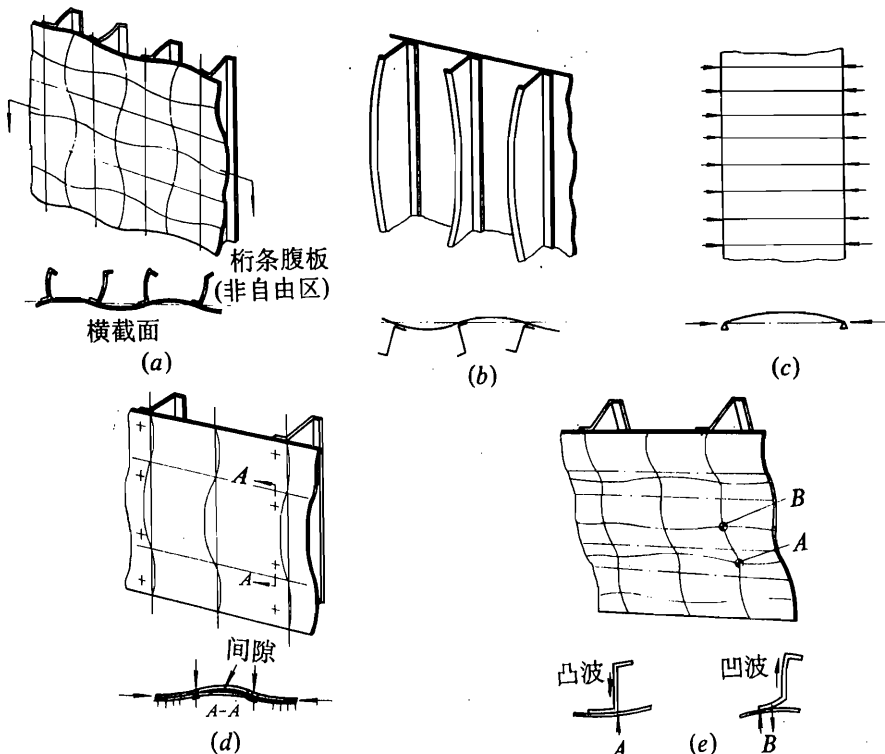


图 4.22 承力蒙皮式壁板的典型破坏形式

(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。

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。至于若个别的长桁出现失稳,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相等或略高,通常可不必另作计算。

如果作为初步设计需确定蒙皮和长桁的尺寸,可根据4.4节一中所介绍的方法进行。在文献[3]中介绍,设计计算时可取蒙皮厚度为 $(0.55\sim0.7)\delta_p$,也即蒙皮面积约占总壁板面积的0.55~0.7;而长桁约占0.45~0.3。看来蒙皮所占比例较偏大。而在[2]中则介绍了对于相对厚度较大的承力蒙皮壁板的长桁、蒙皮面积比如下:若取蒙皮和长桁的皱折失稳临界应力相等,则最佳的 A_{ll}/A_{lk} 为1.4;若取欧拉杆形式(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剖面的长桁, A_{ll}/A_{lk} 约为1.5;而从重量最小考虑,两者的厚度比 δ_{ll}/δ_{lk} 为1.05。对无凸缘的整体壁板来说,加劲条的面积与蒙皮面积的最佳比值为1.7。据分析看,4.4节所推荐的数据可能是对载荷较大的薄翼的。而上面所介绍的数据主要是对相对厚度 $\bar{c}$ 较大的翼箱结构的(如高亚音速旅客机),因此前者对受正应力面积的分散度要求更高些,这样可能蒙皮所占比例就更大些。另外在上面所提出的这一组数据的基础上,文献[2]的作者也指出,由于蒙皮实际上还受有扭矩引起的剪力,也即同时受正应力和剪力,考虑该因素的影响,蒙皮实际上要比由上面比值得到的厚度值更大些,一般大约要多留10~15%的裕量用于承受剪应力。

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%,甚至有资料介绍对薄翼可达20%。

(1) 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,加之表面光滑,因而提高了气动外形准确度,改善了气弹特性;

由于减少了连接铆钉的数量,且蒙皮不易失稳,因此机翼表面更加光滑;

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，并对裂纹扩展比较敏感。

整体壁板的设计计算方法可见参考文献 [6]。其常用的剖面形状见图 4.23。

(2) 整体壁板参数的合理选择。文献 [2] 介绍了一种比较简单的合理选择各参数的方法。以图 4.24 为例。为了简化计算，仍可应用式 (4.41) 计算受压壁板的失稳临界应力。只是对肋条间的平板——蒙皮， K_{sk} 取 4，对肋条，因有自由边， K_{st} 取 0.4。而最佳的临界应力等于 $\sigma_{0.2}$ 。该资料推荐最佳的 $b/h_{st} = 1.5$ 。则壁板中蒙皮厚度可按式 (4.44) 计算：

$$\delta_{sk} = \frac{p}{\sigma_{cr}} \frac{1}{\left(1 + \frac{h_{st}^2}{b^2} \sqrt{\frac{K_{sk}}{K_{st}}}\right)} \quad (4.44)$$

若将 $b/h_{st} = 1.5$ 与 σ_{cr} 取为 $\sigma_{0.2}$ 代入，则式 (4.44) 变为式 (4.45)

$$\delta_{sk} = \frac{p}{\sigma_{0.2}} \times 0.416 \quad (4.45)$$

式中 p 为壁板单位宽度上的轴力。还应该考虑到，由于蒙皮还要受扭矩引起的剪切，蒙皮厚度应比式 (4.44) 的计算值大一些。

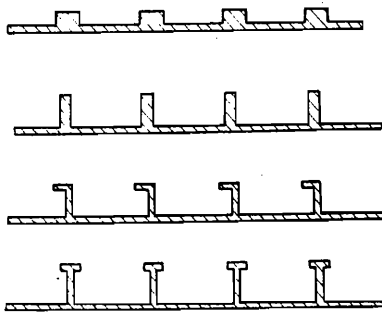


图 4.23 整体壁板的典型剖面

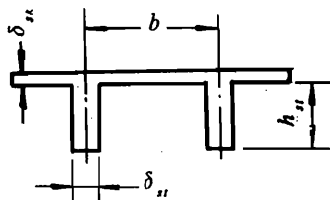


图 4.24 整体壁板的剖面参数

肋条间距 b 按式 (4.46) 确定，(μ 为泊桑比)：

$$b = \delta_{sk} \cdot \pi \sqrt{\frac{K_{sk} E}{12 \sigma_{0.2} (1 - \mu^2)}} \approx 0.755 \frac{p}{\sigma_{0.2}} \sqrt{\frac{E}{\sigma_{0.2} (1 - \mu^2)}} \quad (4.46)$$

而肋条厚度可按式得到

$$\frac{\delta_{sk}}{\delta_{st}} = \frac{b}{h_{st}} \sqrt{\frac{K_{sk}}{K_{st}}} \quad (4.47)$$

当 $b/h_{st} = 1.5$ 时， $\delta_{st} \approx 2.1 \delta_{sk}$

4. 设计蒙皮—长桁组合壁板和整体壁板时应注意的几个问题

(1) 一般说对厚翼最好采用承力蒙皮—长桁组合壁板；而对高速飞机为薄机翼时，则宜采用整板壁板。

(2) 蒙皮—长桁壁板承载时的结构效率与肋距有关。因为长桁的受压总体失稳临界应力以及蒙皮的受压、受剪失稳临界应力均与肋距有关，因此最佳设计往往有一最佳配合，图 4.25 表示了某一特定机翼的重量与肋距的关系曲线。最佳设计应是使壁板和翼肋总重量

最小的肋距。

对整体壁板则往往肋距较大。一般说对相对厚度不大时最轻结构可能是较大肋距的整体壁板结构。

(3) 对需考虑疲劳和破损安全的机翼, 则对受拉区翼面的结构应精心设计。

(i) 材料: 应选择比强度 σ_b/ρ 高, 但断裂韧性、疲劳寿命好的材料(如宜采用 LY-12, 而不宜采用 LC4)。

(ii) 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。

(iii) 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。

(iv) 肋可不与蒙皮连接, 而与长桁相连, 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。

详细内容可参阅第八章。

总之, 由于翼面结构的重量, 在现代飞机机翼中, 所占总机翼结构重量的比例较大, 约占 50~70%, 因此在设计时应综合各方面因素精心设计, 这对减轻机翼结构重量将是很有意义的。

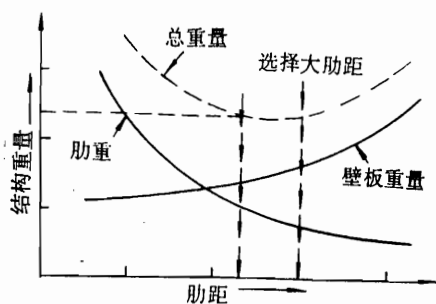


图 4.25 结构重量与肋距的关系曲线

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, 约占飞机重量的 6~7%。因此在设计梁时, 最主要的乃是满足最小重量要求。梁由缘条和腹板组成, 常见的构造形式有构架式翼梁(常用于结构高度特别大的机翼上, 目前已较少采用)、腹板式(组合式)、和整体锻造梁等形式(图 4.26)。一般梁的缘条厚度比梁的总高度小得多, 腹板的厚度又远比缘条的厚度要小, 因此常把梁的腹板简化成只受剪力的板元, 其上、下缘条则作为杆元承受弯矩引起的一对轴力。

1. 缘条设计

缘条设计与长桁有很多相同之处, 但缘条的横截面积比长桁的大, 材料多用高强度合金钢(如铬锰硅镍钢)或高强度铝合金等。当缘条面积较大时, 应适当选取缘条的剖面形状。如可采用图 4.27 中的 3、6 剖面, 在缘条两端头伸出两个薄翅, 在保证强度的条件下, 将铆钉连接部分的缘条减薄, 以减少受拉区的钉孔削弱。受压时, 梁缘条因同时有腹板和蒙皮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。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 4.27(2)), 但要注意不能太薄, 致使缘条的局部失稳临界应力 σ_l 太低。

2. 腹板设计

腹板可简化为四边受剪的平板, 有剪切破坏和剪切失稳两种破坏形式。

(1) 腹板上无支柱加强 根据强度条件确定腹板厚度 δ 。

剪切破坏 由材料剪切强度极限 τ_b 和腹板高度 h (已由机翼外形基本决定)确定此时的腹

板厚度 δ_1 .

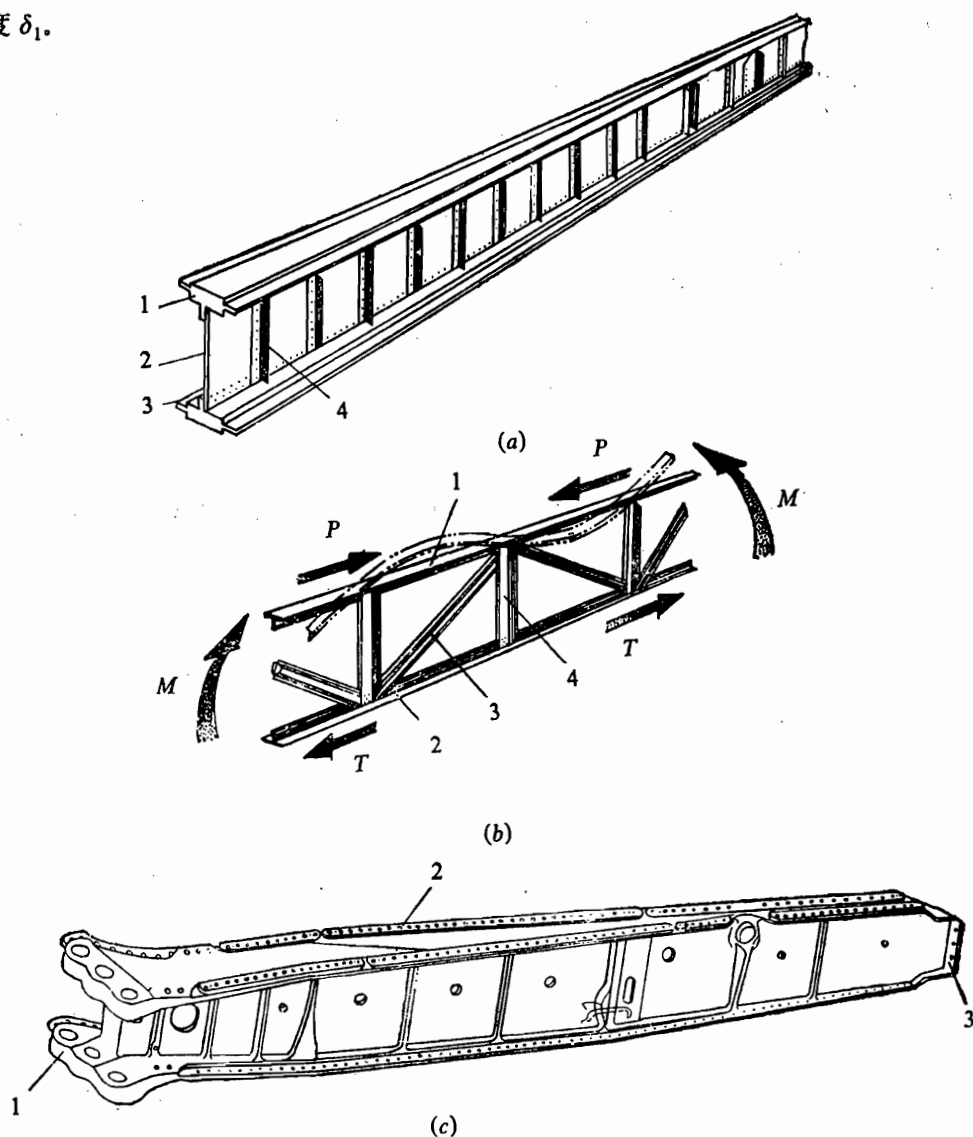


图 4.26 梁的构造形式

- (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—铆修垫板; 3—固定座。

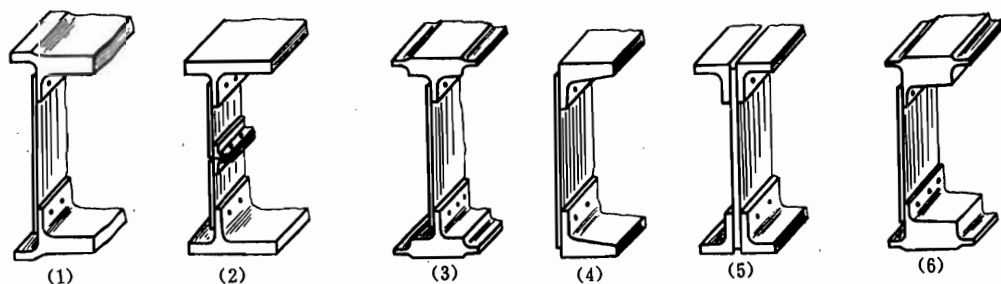


图 4.27 梁的典型剖面

$$\delta_1 \geq \frac{Q}{h\tau_b} \quad (4.48)$$

剪切失稳 当翼梁设计完全不允许腹板出现失稳时, 应由其剪切失稳临界应力 τ_{cr} 来确定 δ_2 值。式中 K 可查手册。

$$\tau_{cr} = \frac{KE\delta^2}{b^2} \quad (4.49)$$

一般来说, τ_{cr} 远小于 τ_b , 由 τ_{cr} 确定的 δ_2 值大于由 τ_b 确定的 δ_1 值。为了提高材料利用率, 就应提高 τ_{cr} 值, 最好与 τ_b 相等 (即同时到限), 这样可减轻腹板重量。由式 (4.49) 可知, 若材料已定, 则 K 和 δ/b 增大时, τ_{cr} 就增大。 K 为剪切屈曲系数, 主要与腹板支持情况以及 b/a 有关 (b 为腹板短边、 a 为腹板长边)。支持愈牢固, b/a 值愈大, 则 K 值愈大。例如当 $b/a = 0.6$, 四边固支 $K \approx 10$, 而四边铰支 $K \approx 6.25$ (本章参考文献 [1])。因 τ_{cr} 和腹板的几何参数及外载大小均有关, 因此同样可导出 τ_{cr} 与它们之间的关系。若已知腹板截面尺寸 $A = h\delta$ 。无支柱时短边 b 即为腹板高度 h , 代入式 (4.49) 后得

$$\tau_{cr} = C \frac{A^2}{h^4} \quad (4.50)$$

令此时设计应力 $\tau = \tau_{cr}$, 则 $A = Q/\tau_{cr}$, 代入上式得

$$\begin{aligned} \tau_{cr} &= C \frac{\left(\frac{Q}{\tau_{cr}}\right)^2}{h^4} \\ \tau_{cr} &= C' \left(\frac{\sqrt{Q}}{h}\right)^4 \end{aligned} \quad (4.51)$$

$\sqrt{Q}/h$ 也称相对载荷 (或称载荷系数)。当 $\sqrt{Q}/h$ 大时, τ_{cr} 就大, 即意味着材料利用率高。

在设计中, 有时为了满足工艺或使用的要求, 或在剩余强度系数较大时为减轻重量, 可在腹板上开孔。孔一般都带有弯边, 以增大腹板的弯曲刚度。当有某些特殊需要, 需在腹板上开较大的孔时, 应在开口附近局部加强 (详见 4.7 节)。

(2) 带支柱的加劲腹板 在相对载荷 $\sqrt{Q}/h$ 很大时, 为进一步提高 τ_{cr} 值, 可在腹板上加支柱, 把腹板格子划小。当支柱数量足够多时, 有可能使支柱间距 t 小于高度 h , τ_{cr} 值即可提高。实际上由于因腹板和翼肋连接的需要, 腹板上一般都有支柱 (图 4.28), 因此这个方法很有实际意义。但支柱必须要有一定的刚度, 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。根据试验结果可知, 一般当相对载荷值 $\sqrt{Q}/h$ 较大时, 用带支柱加劲腹板从梁的总重量来看还是有利的。

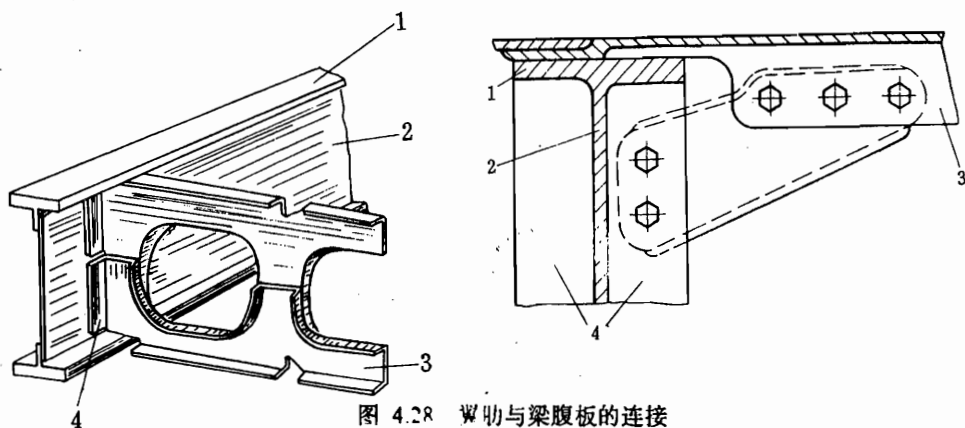


图 4.28 翼肋与梁腹板的连接
1—梁缘条；2—梁腹板；3—翼肋；4—支柱。

3. 张力场梁

前面所述的翼梁设计是按不允许腹板剪切失稳的条件进行的。这样设计的腹板较厚，在结构高度 h 较大时，重量也较大。从实际情况看，在外载作用下，当腹板内的剪应力 $\tau > \tau_{cr}$ 时，板便失稳，出现了大致互相平行的波纹线（图 4.29(a)）。但由于有梁缘条和腹板上支柱的支持，梁并不破坏，仍可继续受载。可见只要梁缘条和支柱不破坏，梁的腹板在一定范围内失稳，梁仍能工作，这就有可能把腹板设计得薄些。对某些特别重要的构件，有时明确规定不允许腹板出现失稳。但在某些情况下，却允许构件以张力场梁形式受载，通常规定不同元件在 $40 \sim 60\% P_d$ 下不允许失稳。腹板失稳后，梁受剪力作用下的传力形式将发生变化。

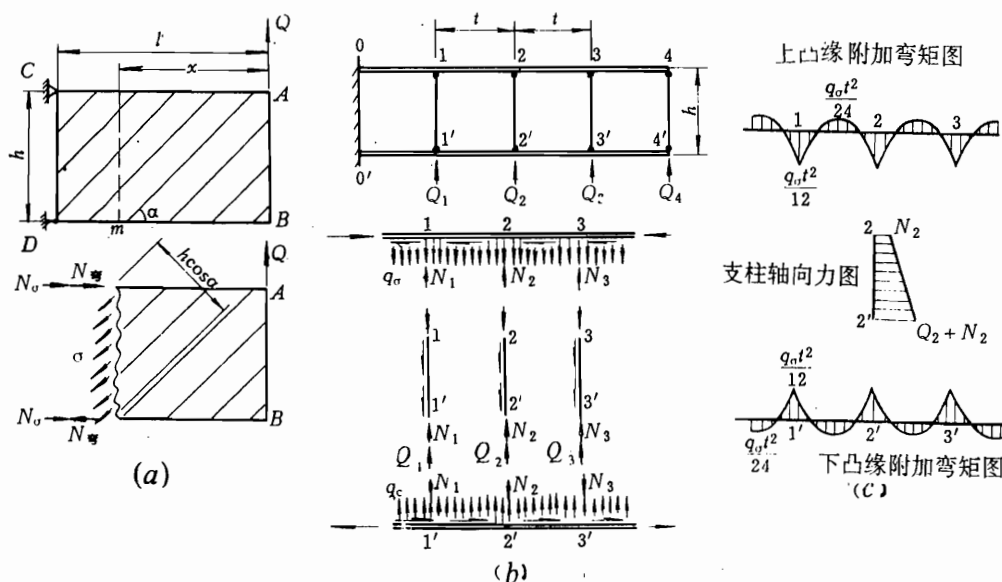


图 4.29 梁以完全张力场梁形式受载

(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；

(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。

(1) 完全张力场梁

腹板 腹板失稳产生皱摺后, 沿波形母线方向可以继续承担进一步增加的拉力, 梁能继续加载。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, 即称完全张力场梁。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

$$Q = \sigma\delta h\cos\alpha\sin\alpha$$
$$\sigma = \frac{2Q}{\delta h\sin 2\alpha} = \frac{2\tau}{\sin 2\alpha} \quad (4.52)$$

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_σ (图 4.29(a)), 它由上、下缘条各分担一半, 所以

$$N_\sigma = \frac{1}{2}(\sigma\delta h\cos\alpha)\cos\alpha = \frac{1}{2}\left(\frac{Q}{\sin\alpha}\right)\cos\alpha \quad (4.53)$$

$$N_\sigma = \frac{1}{2}Q\cot\alpha \quad (4.54)$$

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_σ 。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_σ :

$$q_\sigma = q\sin\alpha = (1 \times \sigma\delta\sin\alpha)\sin\alpha = \frac{Q}{h\cos\alpha}\sin\alpha$$
$$q_\sigma = \frac{Q}{h}\tan\alpha \quad (4.55)$$

由 q_σ 引起的最大附加弯矩 $M_{\max}$ 如下 (图 4.29(c)):

$$M_{\max} = \frac{1}{12}q_\sigma t^2 = \frac{Q}{12h}t^2\tan\alpha \quad (4.56)$$

支柱 支柱也将受到由腹板张力引起的附加轴向压力 N_z :

$$N_z = q_\sigma t = \frac{Q}{h}t\tan\alpha \quad (4.57)$$

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压的形式承受; 另一部分则以斜条带受拉的形式承受。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。在本章参考文献 [1] 中, 经过大量的计算工作并补充以实验曲线后, 可得到图 4.30 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

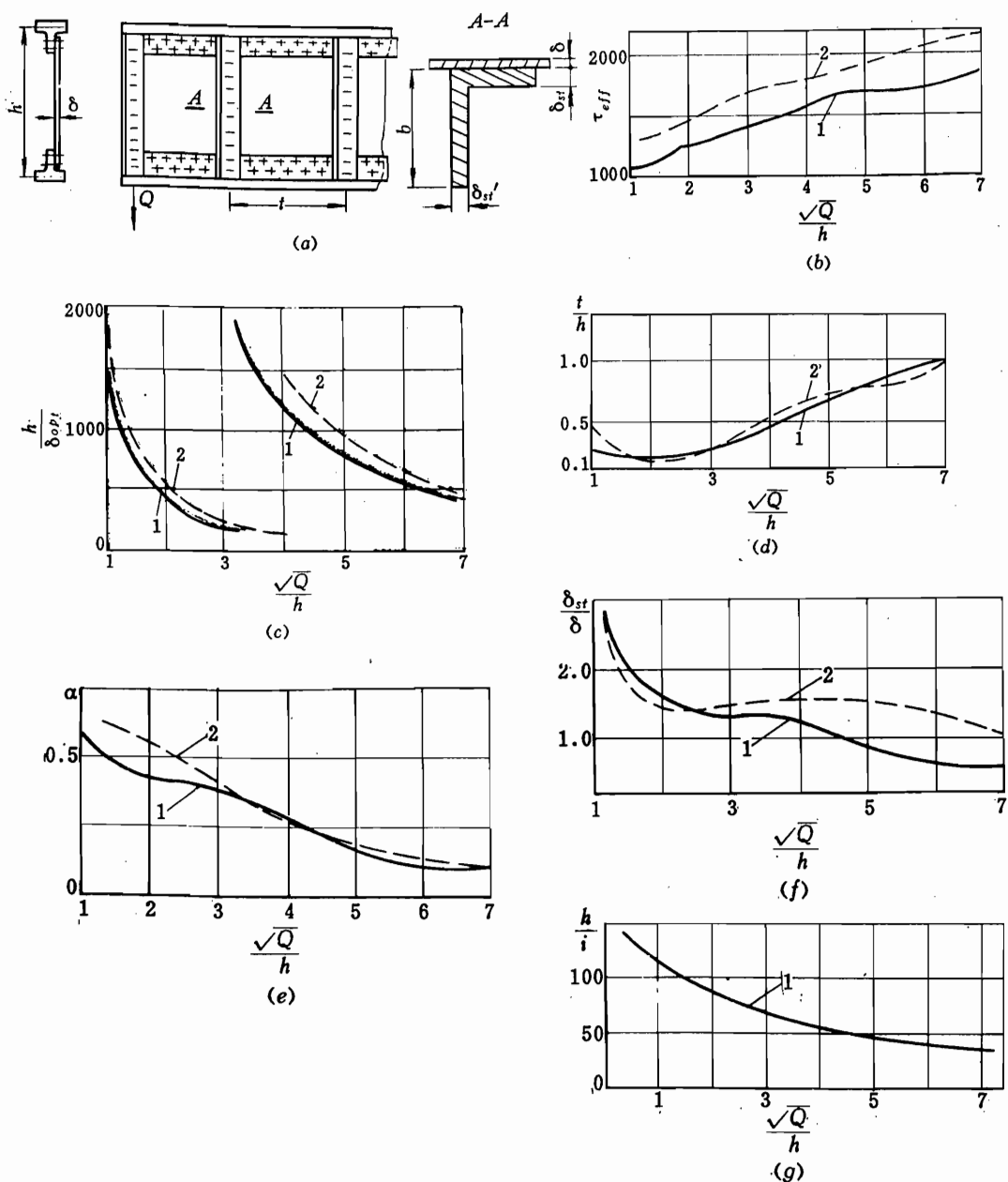


图 4.30 相对载荷 $\sqrt{Q}/h$ 与带加劲腹板梁各参数的关系曲线

- (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($\tau_{eff} = \frac{Q}{h(\delta + A_{st}/t)} \times 9.81 \times 10^4 \text{ Pa}$);
 (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($\alpha = A_{st}/\delta i$); (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—Д16Т(相当于LY12), $\sigma_b = 4350 \times 9.81 \times 10^4 \text{ Pa}$,
 曲线2—B95(相当于LC4), $\sigma_b = 5050 \times 9.81 \times 10^4 \text{ Pa}$, 图(b)–(g)横坐标单位为 $\frac{\sqrt{\text{kg}}}{\text{cm}}$, 使用时乘 $\sqrt{9.81}$, 为 $\frac{\sqrt{N}}{\text{cm}}$ 。

出等强度条件下(梁的腹板和支柱同时破坏)相应的量大有效剪应力 τ_{eff} 及最佳的腹板厚度 δ_{opt} 、支柱间距 t 和支柱厚度 δ_{st} ;由(e)可查出参数 $\alpha(\alpha = A_{st} / \delta \cdot t, \delta$ 即腹板厚度)并由此求出最佳支柱面积 A_{st} 。如果腹板要受到燃油的侧压时,可由曲线(g)查出支柱应达到的惯性半径,可由此来选定剖面形状。

计算和经验表明,在剪力作用下的梁,采用直角形剖面的支柱是比较有效的。

目前张力场概念也应用于薄蒙皮整体机翼的设计中。

4. 常用的梁剖面形状(图4.27)

剖面形状的选择可参考长桁设计中的分析。有的梁为了得到较好的抗疲劳、抗断裂特性,设计成多重传力通道和多重受力元件。前者(图4.31(b))4.27(2))可把梁设计成带有附加中缘条(其位置靠近受拉严重一侧的外缘条)。它在正常情况下起附加缘条作用,一旦某个外缘条破损,则该缘条和另一外缘条重新构成梁的上、“下”缘条,仍能承受一定的设计载荷。后者如波音-707发动机吊挂大梁,它由三个元件组成,当其中一个元件出现裂纹后,不会危及其他元件,整个梁仍有相当的承载能力(图4.31)。

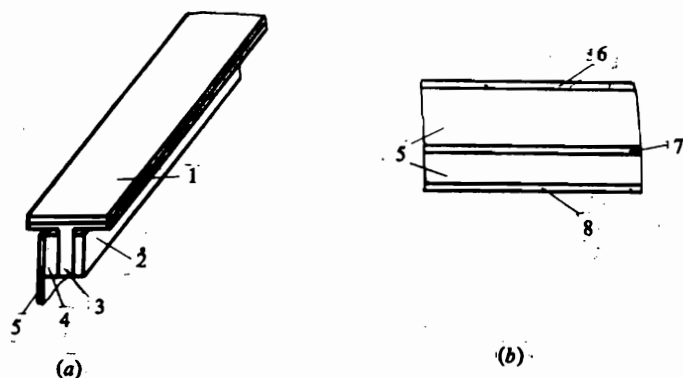


图 4.31 考虑破损安全的梁缘条设计

1—蒙皮; 2—铝条带; 3—缘条; 4—钢条带; 5—腹板; 6—上缘条; 7—中缘条; 8—下缘条。

从等强度观点要求,梁沿翼展方向应是变剖面的。整体锻造梁能较好满足此要求。且由于其刚度大,重量可以下降。但整体梁受工艺限制,腹板厚度不能太小。因此相对载荷较小,结构高度大的梁不宜采用;此外它对疲劳裂纹扩展也比较敏感。为了使梁缘条保证与蒙皮很好贴合,又能保证工艺方便,可以在缘条上的局部部位加上较窄的可供铪修的铝垫条,而在其它大部分缘条表面与蒙皮贴合时留一小间隙(图4.26(c))。

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、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翼梁(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。此时翼肋在设计时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。

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 4.32)。其中腹板式翼肋较多采用。它除了腹板平面内的力外,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 1.02mm。在翼箱端部,它可能需承受 $(13.8 \sim 17.2) \times 10^5 \text{ Pa}$ 的整体油箱压力。

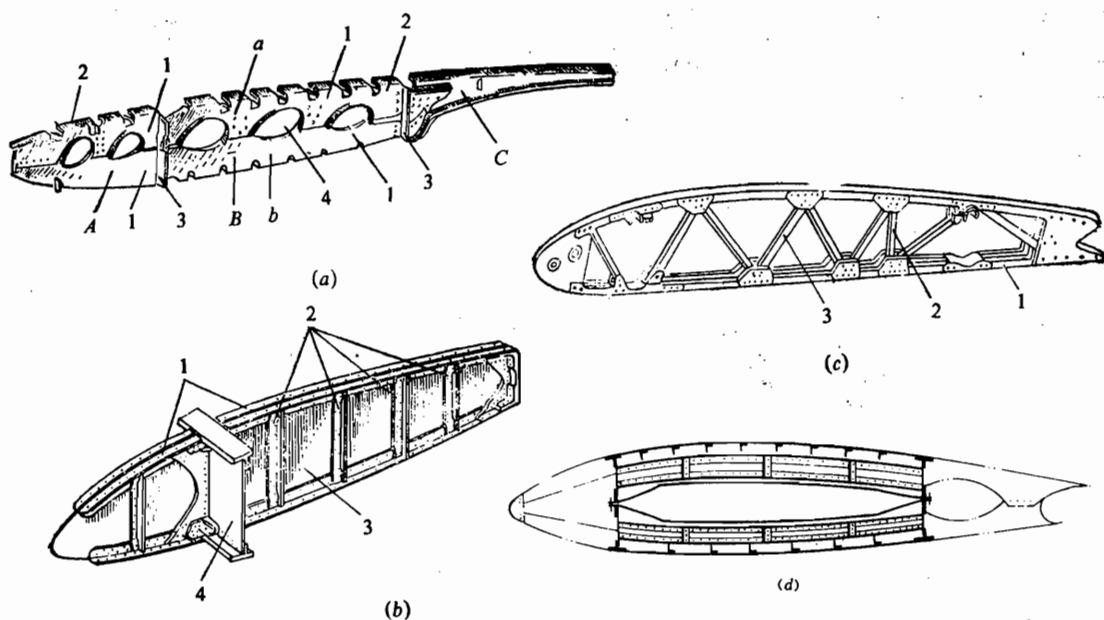


图 4.32 翼肋构造型式

(a) 腹板式翼肋: 1—腹板; 2—周缘弯边; 3—与翼梁腹板连接的部分; 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。

构架式翼肋无上述优点,且较重。也不便于受集中力(除非有专门布置)和固定接头。但它便于通过各种系统的管子、操纵杆或钢索、电缆。在大飞机厚翼上,为了减少高大的腹板的重量,有采用此种形式。

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。整体锻件对最小板厚由工艺需要有一定要求,所以若 $\sqrt{Q}/h$ 不是很大时不宜采用。

上述几种构造形式的比较同样也适用于翼梁。而翼肋的设计计算也可参考翼梁的。为了便于和翼梁腹板连接,翼肋常分为前、中、后三段(图 4.32(a))。一般说相对载荷 $\sqrt{Q}/h$ 大(此处 h 为翼肋高度),可采用构架式; $\sqrt{Q}/h$ 小,采用腹板式。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。围框式肋的每半肋均应布置有上、下缘条, 并应注意两半肋处连接的合理设计。

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。

4.6 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

一、板杆结构中集中力扩散件的设计

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一个或几个平面构件承受。当该平面结构为由薄板组成的板杆结构时, 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, 将集中力扩散成分布剪流, 再由板杆结构传到支承结构 (如机翼主受力翼盒) 上去。下面讨论几种典型情况。

(1) 四边简支板在板边受到一法向 (即集直于板边) 集中力。应沿 P 力方向布置一加强杆将集中力扩散成剪流形式作用到板上。支反剪流和杆的轴力分布见图 4.33。显然加强杆截面积大小沿长度方向大致按轴力分布规律分布。

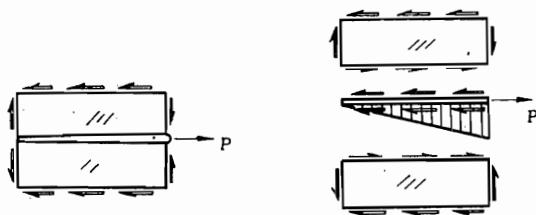


图 4.33 四边简支板受法向集中力

(2) 现有上、下两杆夹一板构成平面结构, AA' 处为固接 (图 4.34)。

(i) E 点作用一法向集中力时, 应沿力方向布置杆 DE 。 DE 可直通到支承处; 也可如图 4.34(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), 此时应在 DE 杆两端布置两垂直杆 BB' 、 CC' , 否则板将无法平衡。

(ii) E 点若作用一切向集中力时, 只需沿此力方向加杆 CC' 即可, 各杆轴力分布见图 4.34(b)。

(iii) 若 E 点作用有一斜向力。此时扩散件有两种布置方法 (图 4.34(c))。① 可把斜向力分解为法向力和切向力, 此时相当于上述 (1)、(2) 两种情况叠加。当原结构 (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、横加强杆交点上。② 也可直接沿作用力方向加一斜向加强杆。

(3) 若外力为一空间力 P 时, 也可应用上述 (3) - ① 的原理, 分解成 P_x 、 P_y 、 P_z , 由

相应的两个平板杆结构传走。但要注意力必须加到纵、横平板杆结构的交点上, 否则将对某一构件出现偏心力矩。

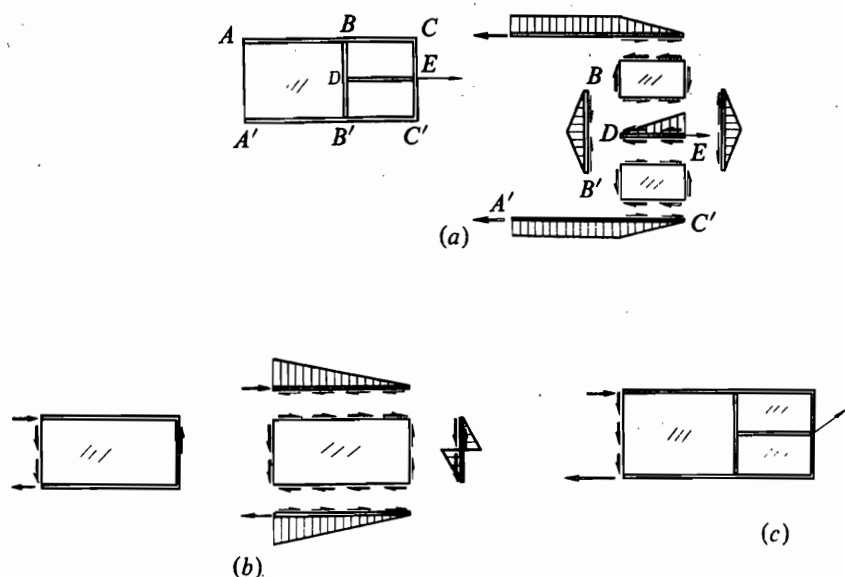


图 4.34 根部固支平板杆结构受集中力

(a) 受法向力; (b) 受切向力; (c) 受斜向力。

(4) 平板杆结构外节点 A 处作用有一集中力。则如图 4.35(b) 布置构件将引起附加弯矩, 这对附加杆受力是不利的; 当如图 4.35(c) 布置杆件时就不会引起附加弯矩, 也即三个杆的中心线会集于一点时, 即不会引起附加弯矩。

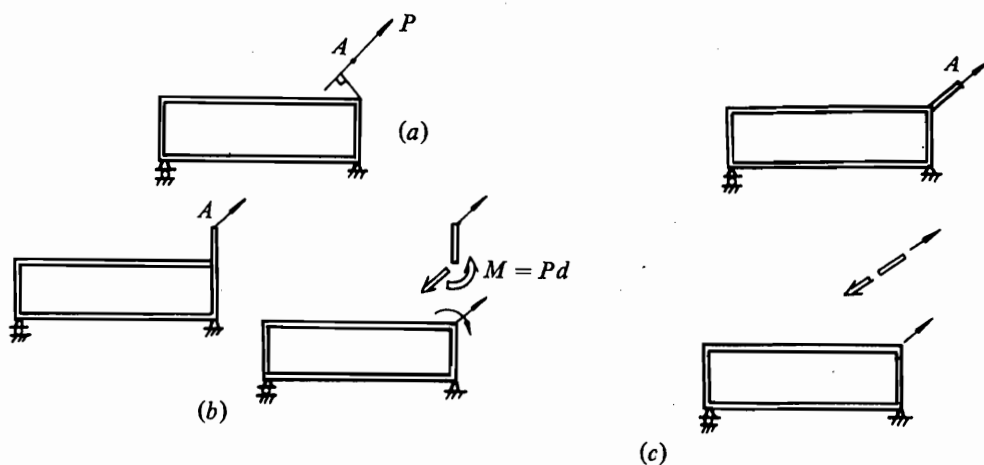


图 4.35 三个集中力相交时构件的合理布置

(5) 有可能的话应避免板(即使可设计成厚板)受垂直于板的弯矩内力(即如图 4.36(a)中的 $BB'D'D$ 板。由于板厚度方向惯性矩特性不好, 因此板的重量将猛增。而若如图(b)、(c)那样加上适当的传力辅助板, 则将转换成这些辅助板平面内的内力。由于板平面内的尺寸远大于厚度尺寸, 故受力特性将大为改进。

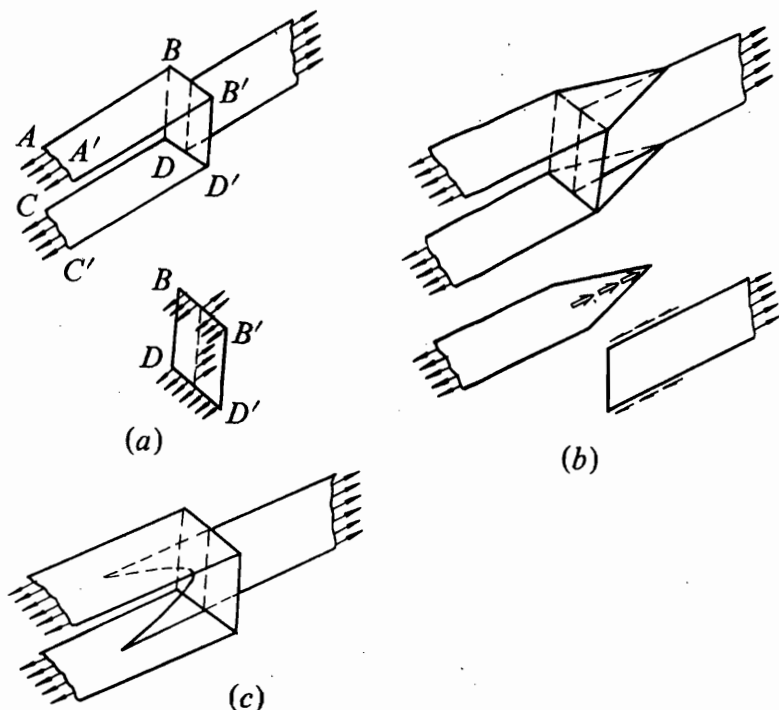


图 4.36 传递不同位置板平面内的力的不同方式
(a) 不好的方式; (b)、(c) 两种好的方式。

二、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(如蒙皮、梁……)上。下面我们讨论几种典型情况。

1. 梁后面支架上作用 y 向力 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 $M = P \times c$ 。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, 在两肋间的一段类双支点梁受载, 因此不是很合理(图 4.37(a))。

【方案 2】 相对说比较合理。它在支架前面只有一个加强肋。然后在该肋的左、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件(图 4.37(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 x 向力 T 。

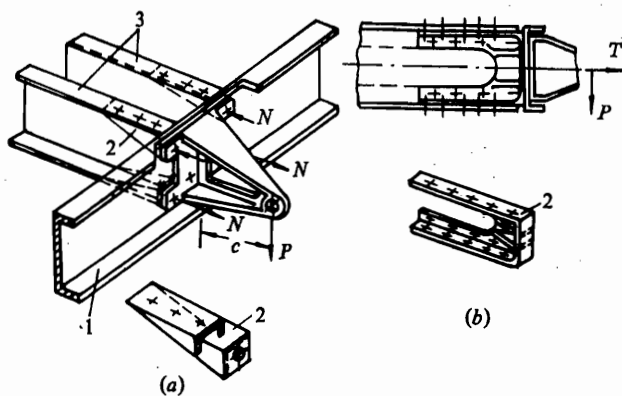


图 4.37 支架上作用有垂直面内 y 向力 P 和 x 向力 T 时的结构布置

1—梁；2—接头；3—加强肋。

2. 翼梁下方作用 z 向力 P (图4.38)

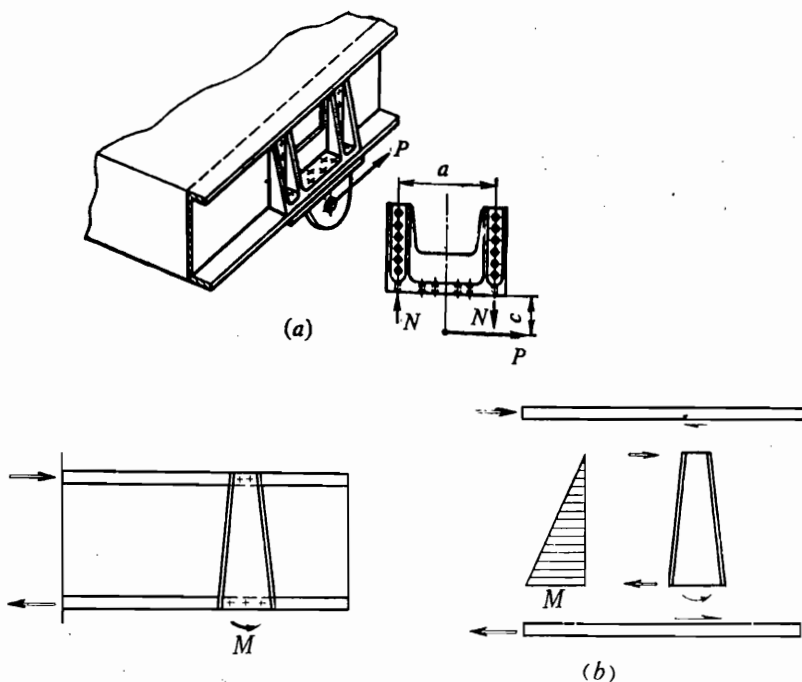


图 4.38 翼梁下方受 z 向力 P

可由梁下缘条下方的支臂将 P 力传到梁上；而偏心力矩 $M = P \times c$ 将通过接头转换成一对垂直力(N)的形式传给翼梁腹板(图4.38(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4.38(b))。

3. 在加强翼肋(或横梁——垂直于翼梁)上受 y 向力 P (图4.39)

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，还将产生另一偏心力矩 M_x 。这时可如图 4.39 所示，于接头 2 上加筋条，并适当加强翼肋的缘条即可。但当该 M_x 很大时，则翼肋本身将受扭，受载形式很不合理。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。

4. z 向 P 力作用在垂直于肋的平面内，但不在梁平面所在部位(图 4.40)

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 4.40(b))。

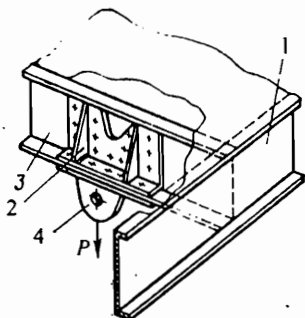


图 4.39 在加强肋或横梁上受 y 向力 P

1—梁；2—接头；3—加强肋(或横梁)；4—支臂。

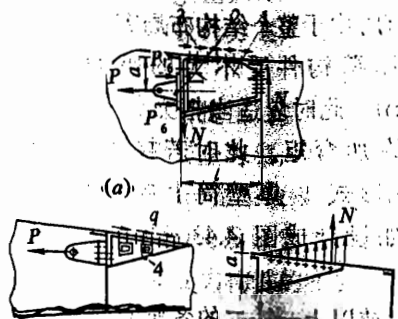


图 4.40 垂直于肋平面内作用 P 力

1—附加构件；2—支臂；3—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，必须在转折处布置第三个受轴力杆承受 N_1 的分量 S (图 4.41(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 4.41(a)及 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 4.41(b)及 B-B 剖面)。

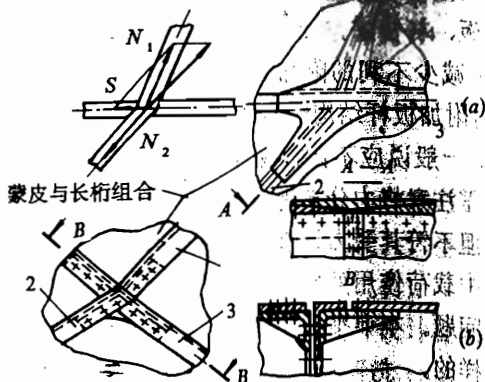


图 4.41 受轴力杆或缘条轴线转折时布置

6. 两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 4.42(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。

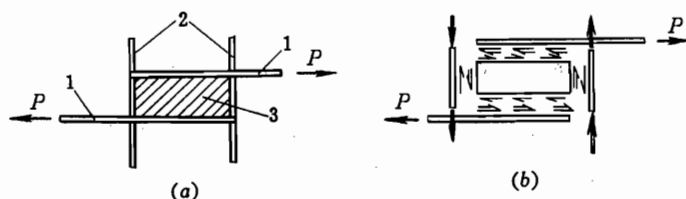


图 4.42 受轴力杆错位时参与段工作原理

(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)。

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 4.43(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 4.43(b)形式, 厚壁筒上局部载荷将增大; 如设计成图 4.43(c)所示则较为有利。

总结以上一、二的各典型例子后, 我们可得出集中载荷处元件布置的几条准则。

(1) 集中力作用于板杆结构上时, 集中力作用点处必须有适当的杆以传递此力; 当需要进一步通过板扩散时, 需加上适当的板(或还要加上其他杆), 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, 可把集中力矩转换成一组集中力构成的力矩, 再用适当的板、杆传递。

(3) 减少不利的附加集中力矩(如偏心力矩)。采取的措施可以为“使三个集中力交于一点”、“用附加板杆结构转换成平面内的力”等。

(4) 一般说应不让板受厚度平面内的力矩。但当结构为厚壁时, 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。实际上薄板也可受小量的垂直分力, 但不符其受力特性, 应尽量避免。

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。

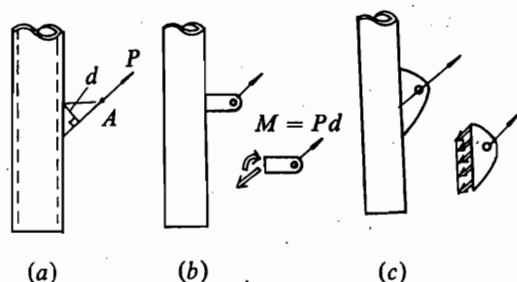


图 4.43 集中力传到厚壁筒上的情况

(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。

4.7 机翼整体油箱的设计特点与机翼开口区结构设计

一、机翼整体油箱的设计特点

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,有利用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、各构件间的连接形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破损安全特性。

(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. 整体油箱的构造型式

(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壁结合处不漏油,也便于使油箱成为独立的整体,对工艺装配、装拆、清洗、试验及更换都比较方便,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,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-6Al-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，使结构密封可靠。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

(i) 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。当然，从疲劳设计这一角度看，放在受拉应力较大的下翼面是不利的。通常这些密封检查开口都沿展向布置在下翼面。这些开口的大小应能保证维修人员进出和工作。一般这些开口做成椭圆形，这是因为旅客机的下翼面处于经常受拉区，外载大小是变化的，作用次数又较多，故必须考虑抗疲劳问题。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。再者这些开口又可兼作检查结构有否出现损伤裂纹的检查口，这符合尽可能使一个开口有多种用途的原则。开口的具体加强措施见本节“二”。

(ii) 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[5]介绍，作为油箱端肋时，其腹板厚度一般不小于 1.6mm。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。考虑到气动载荷的作用，可知油箱区局部范围内，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

(i) 密封铆钉 这种铆钉主要靠铆头附近的钉杆膨胀,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,不需密封胶故不致重量增加,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4.44(a))。

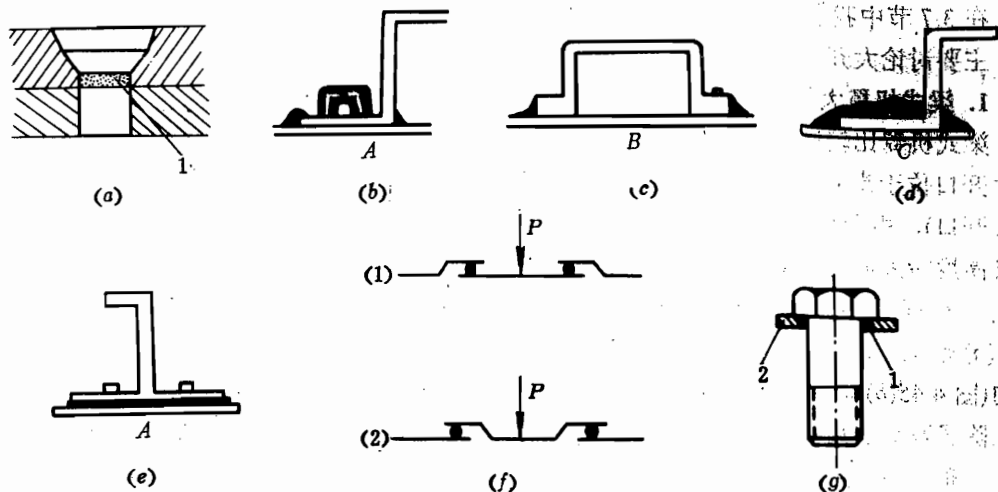


图 4.44 油箱密封形式

(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 形胶圈; 2—平铝垫圈。

(ii) 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,则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4.44(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4.44(c))。

形式 C 在铆钉头与接缝处涂以连续的密封胶层(图4.44(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

(iii) 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 4.44(e)). 现有采用干胶膜来代替刷胶, 可改善工人劳动条件。

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。并应设法使机翼受载后, 密封条不会扯坏。

(2) 口盖密封

(i) 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 4.44(f)中的形式(2), 油箱内外压差可使密封条压得更紧。

(ii) 口盖与口盖框之间的密封 口盖上可卸连接件一般都采用带附加物, 如带密封胶圈、O 形胶圈或金属封严物等。O 形胶圈是利用其压缩变形来密封的(图 4.44(g))。

二、机翼开口区结构设计

在 3.7 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), 由于传扭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 4.45(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。但缘条截面加强时, 不按图 4.45(a)所示的那样附加弯矩分布形状加强, 这是因为飞机的扭矩随着不同飞行情况可能改变方向(图 4.45(b)), 把这种附加弯矩与翼梁原受弯矩叠加, 故加强形状应按图 4.45(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的作用, 是把分布一圈的剪流转换成一对大小相等、方向相反、作用在双梁上的剪力(图 4.45(d))。由于这个端肋主要受剪切, 故通常布置一个带腹板及若干支柱的不太强的肋即行。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。

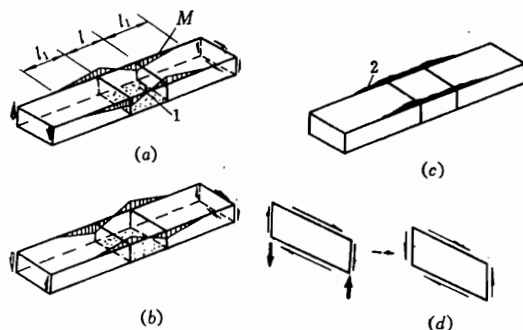


图 4.45 双梁机翼开口区设计

(a) 开口区双梁传扭时所受的附加弯矩; (b) 双梁传扭时受另一种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。

再讨论单梁式机翼的开口区设计。单梁式机翼的翼梁通常布置在弦长的 30% 左右, 因

此, 大开口只能或布置在单梁前面(如美国的 P-51 飞机的机翼), 或布置在单梁的后面。但不管是布置在单梁前面还是后面, 其大开口占弦长的比例总没有可能像双梁机翼那么大。若开口在单梁前面, 则可通过端肋把机翼前闭室的扭矩传至后闭室。单梁式机翼由于梁的位置比双梁式机翼的前梁靠后, 故传扭时是需要考虑前、后两个闭室的, 后闭室的后部是单梁机翼的后墙。若开口位于半翼展的中段时, 且开口位于梁后面, 则原后闭室的扭矩通过端肋, 一部分转至前缘闭室, 一部分转成双梁参差弯曲, 即把后墙在开口区加强成一不太强的梁。这是因为若把全部扭矩转至前闭室, 则开口区刚度太小(图 4.46)。

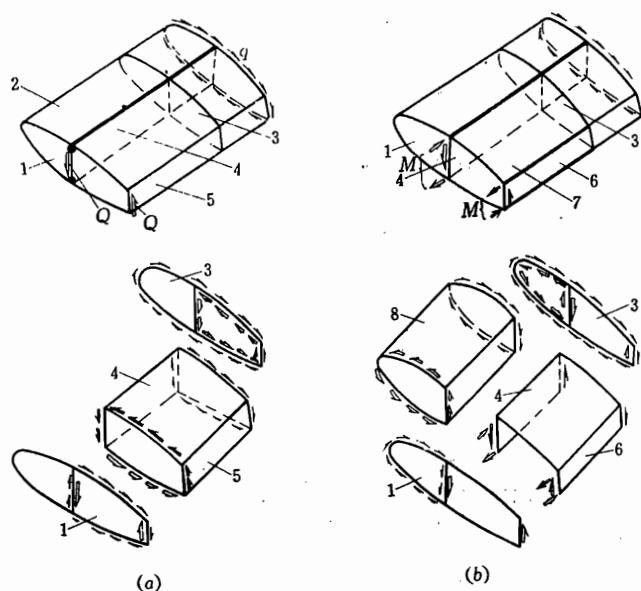


图 4.46 单梁机翼开口区设计

(a) 开口位于梁前情况; (b) 开口位于梁后的情况。

1—根肋; 2—前缘下蒙皮开口; 3—端肋; 4—梁; 5—墙;

6—根部加强的墙(相当于弱梁); 7—下蒙皮开口; 8—前缘。

多梁式机翼的开口尺寸受到两根梁之间间距的限制。这种开口对刚度的削弱要比单梁或双梁机翼少。

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一侧机翼展向的中间部位, 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不容许有中央翼匣通过, 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 4.47(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 4.47(b))。此时下壁板为使从壁板受力转成两缘条受力, 应在开口区外有(过渡)参与区(见 3.7 节)。开口区传扭情况基本上与双梁式根部有大开口者相似。

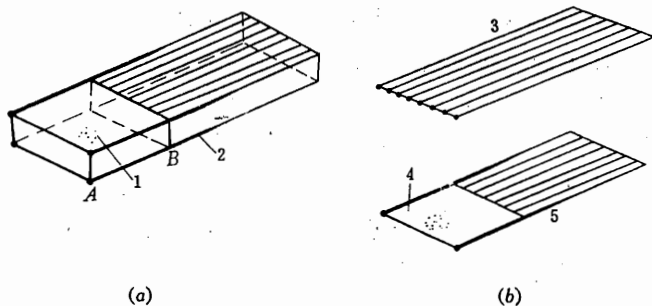


图 4.47 单块式机翼开口区设计

(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。这些小开口多数是需经常打开的, 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轴向力构件, 即开口应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, 加强件本身, 或加强件与基体局部结构结合在一起, 在机翼壁板平面内应能抗弯; 另一方面它又要求满足连接刚度要求, 因在沿垂直方向旋紧连接件时, 在此加强件上受有垂直力, 所以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 4.48。

有时, 在整体油箱区需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, 这样较有利于开口部位的加强。

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 4.49)。

拉伸载荷较大处的受拉椭圆孔, 孔四周蒙皮增厚, 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 4.48)。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(4.50)列出了两种开口形状的各几何尺寸与开口四周加强件(或加强板)的几何尺寸、蒙皮厚度与应力集中系数 K 的关系。在开口处要求 $\sigma_{\text{计算}} < \sigma_b / K$, 或 $\tau_{\text{计算}} < \tau_b / K$ 。(当同时作用有 σ 和 τ 时, 则应按强度理论求出当量正应力 $\sigma_{\text{当量}} = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2}$ 。)曲线中 F_{eff} 是指周边加强件的有效横截面积, 它由式 $F_{\text{eff}} = \eta \cdot F_{\text{实际}}$ 计算, η 与加强环的剖面形状有关(图 4.50(c))。

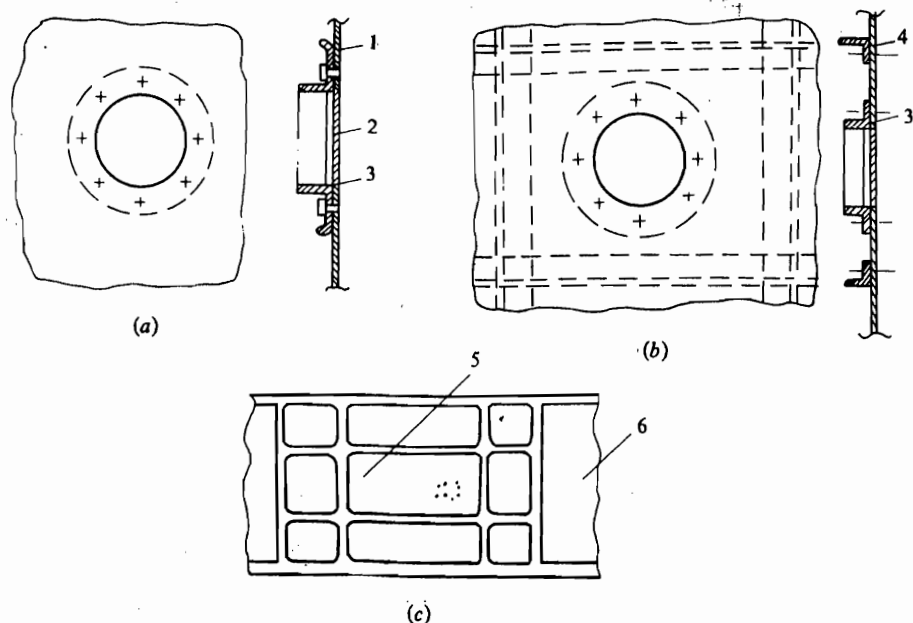


图 4.48 机翼小开口处加强件的典型形式

(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; 4—原加强条; 5—开口; 6—梁。

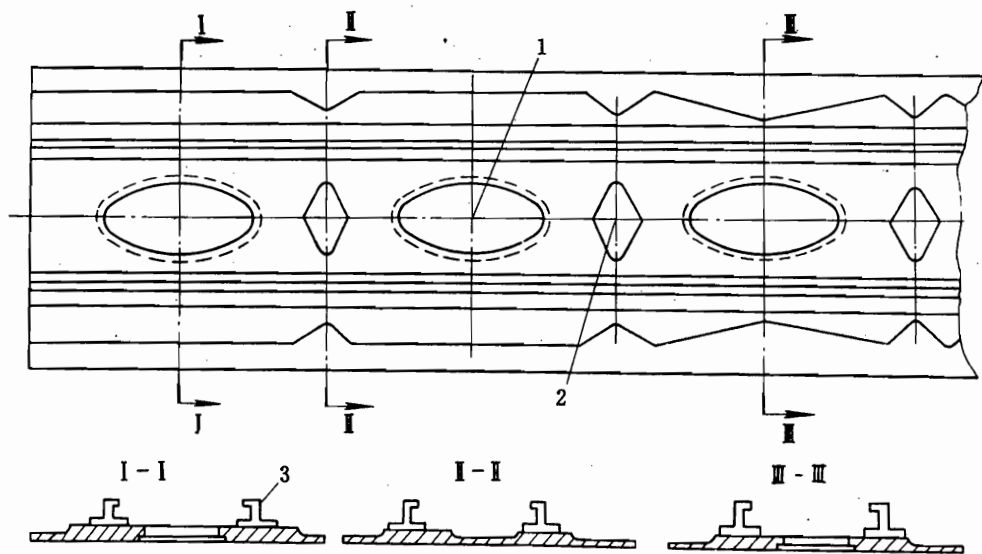


图 4.49 连续开孔壁板的加强

1—检查孔; 2—减轻槽; 3—孔边加强型材。

从曲线可以看出, 在任何情况下椭圆形开口比矩形开口的应力集中系数小, 这显然是有利的。实际上该组曲线还可以用来进行设计计算(选定了加强件的有效面积后, 根据开口尺寸检查计算应力是否已超过了极限值); 也可反过来用来确定开口的尺寸或加强环的横截面积和形状以保证开口区的强度。

中开口一般用井字形围框式加强。其周围加强件的布置及它们的剖面尺寸可参阅 3.7 中的分析。如要仔细设计, 可参考文献[5]。

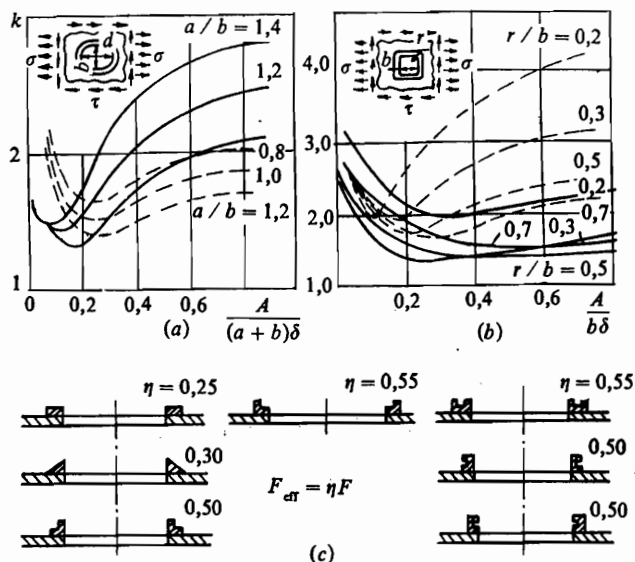


图 4.50 开口为椭圆形和矩形时的参数选择

(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 ; F —截面积

4.8 机翼、机身连接接头设计与结构设计中的补偿问题

机翼、机身对接接头分成两大类。一类是机翼在机身侧边和机身相连, 机翼、机身对接处也就是机翼的设计分离面。另一类是单块式或多腹板式机翼, 左右机翼连成一体时, 与机身的连接。下面将分别讨论。接头设计时主要考虑以下几方面的问题: 接头的构造形式、接头的布置位置、接头的配合间隙与容差、装配时的工艺通路以及接头的设计计算等。但接头详细的设计计算属于飞机零、构件设计的内容, 此处不作介绍。

一、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。当接头只有一组耳片时(图 4.51(e)), 该接头只能传梁(或机身框)平面内的力, 包括 y 向力和 z 向力, 但不能传梁的弯矩。图 4.51(a)则接头有上、下两组耳片, 既可传力又可传弯矩。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精加工时, 工艺通路不很方便。

(2) 水平耳片叉耳连接, 螺栓垂直放置(图 4.51(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，便于加工，所以对接口在精加工时以及使用、维护中的装拆都比较方便。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 4.51(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。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 4.51(d))。

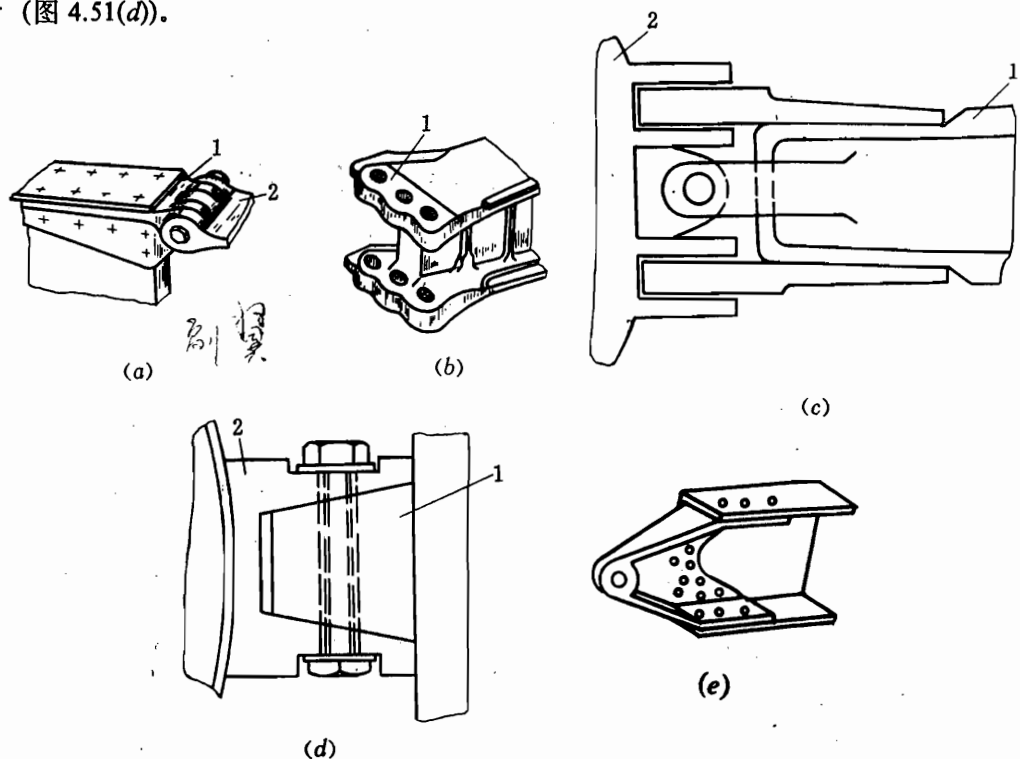


图 4.51 耳片接头的几种形式

(a) 垂直耳片铰接接头; (b) 垂直耳片叉耳连接; (c) 水平耳片叉耳连接;

(d) 垂直、水平耳片混合式连接; (e) 楔形耳片连接; (b)~(e) 均为固定连接。

1—机翼接头; 2—机身框接头。

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 4.52)。

3. 螺栓式连接

在美国有些飞机采用螺栓式接头。如 F-104 飞机在机身加强框上伸出一些水平螺栓，在机翼上有螺栓孔与之对接，这种形式在连接处就不需要额外的连接段(图 4.53)。

4. 齿垫连接接头

这种接头属于一种设计补偿形式。例如翼面与机身有多交点连接时，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 4.54)。也是一种铰连接头。

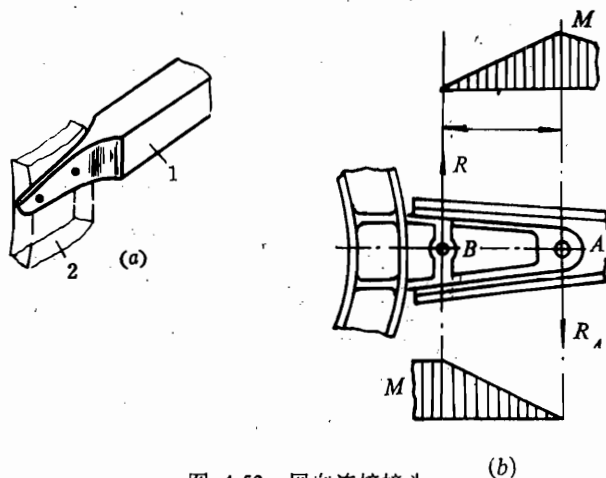


图 4.52 展向连接接头

1—翼梁；2—框。

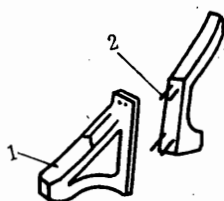


图 4.53 螺机式连接接头

1—机翼对接接头；2—机身上的对接螺栓。

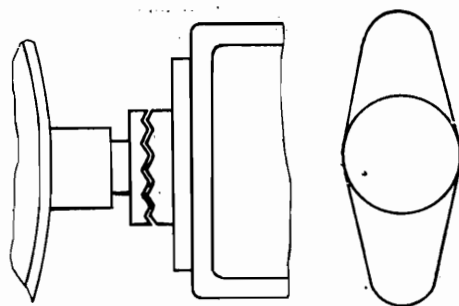


图 4.54 齿垫式接头

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(见图 4.55)。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 。但和另一销一起配合起来，即可传递由扭矩 M ，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 4.55)。

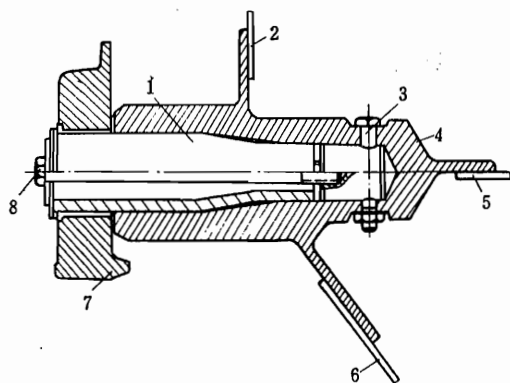


图 4.55 空心销结构及其连接示意图

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—中外翼梁腹板；
7—机身框大锻件；8—塞子。

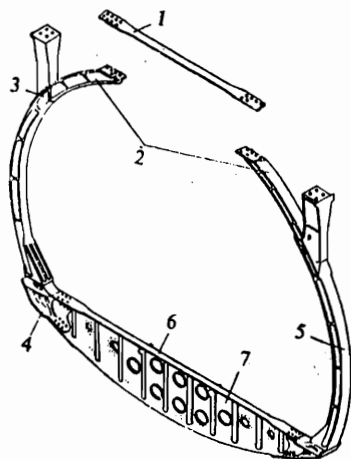


图 4.56 某运输机上单翼与机身17框的连接接头

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。

6. 抗拉接头(带有受拉螺栓)

当机翼为上单翼布局时，机翼梁腹板有时用这类接头与机身框缘用抗拉接头连接(图4.56)。在周缘连接的机翼设计分离面处，也有类似形式。

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，目前对这种大接头的应力分析还是一个正在研究解决的问题。

此外此类机身机翼还可采用图(4.57)所示的连接形式。

至于变后掠机翼与机身的连接请参阅4.2节。

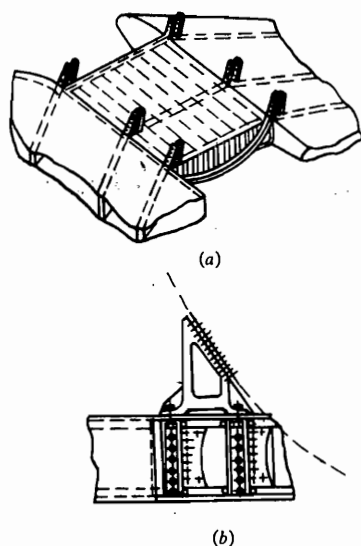


图 4.57 某下单翼单块式机翼与机身的连接

二、耳片接头的布置及间隙、配合的考虑

- (1) 从气动要求出发，希望接头不要突出在翼型之外，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比较容易保证。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、机身多为多交点连接时(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。

三、耳片接头设计简介

现以耳片垂直布置的叉耳式接头为例作一简介。

1. 耳片接头螺栓孔中心位置(d_1 、 d_2)的确定(图 4.58)

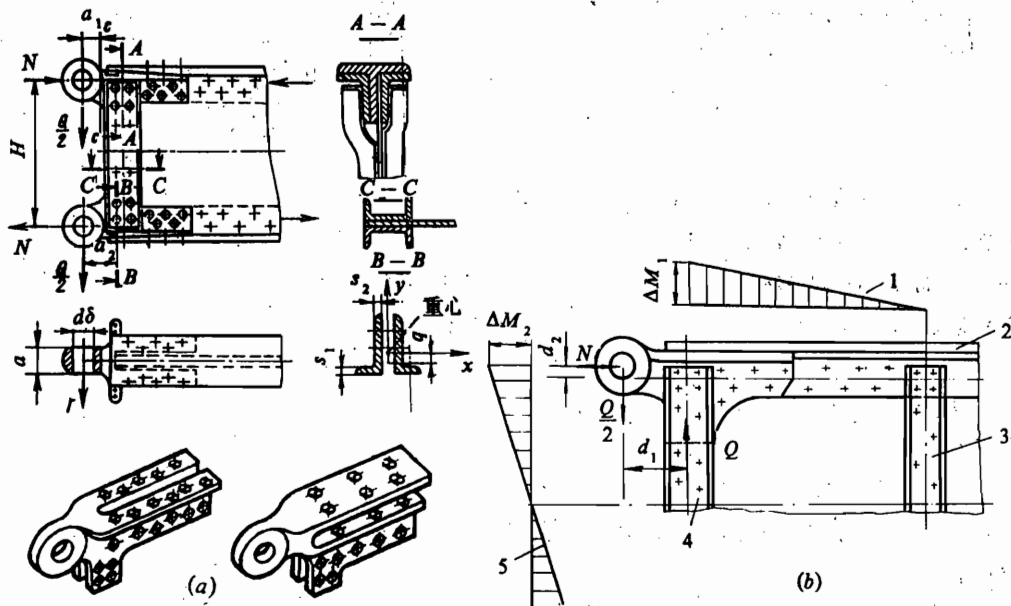


图 4.58 耳片接头

(a) 构造; (b) 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。

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 。 $\Delta M = (Q/2)d_1$ 。 d_1 的最小尺寸,由螺栓直径及与它有关的耳片尺寸(如孔的边距等),以及装卸螺栓方便所需的尺寸等确定。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 $Na_2 = (Q/2)d_1$,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 $Na_2 = (Q/2)d_1$,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(一个间隔内的两个支柱上)以及该间隔内的翼梁腹板上均将受到附加载荷。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 、 ΔM_2 。 ΔM_1 由缘条承受, ΔM_2 由边支柱承受。 $\Delta M' = \Delta M_1 + \Delta M_2$ 。 ΔM_1 、 ΔM_2 按缘条和支柱的弯曲刚度分配。 $K = \frac{EJ}{l}$ 。对于缘条,该 l 值即为缘条

柱间距 t , 对支柱该 l 值为 $H/2$ 。所以可得

$$\Delta M_2 = \frac{M}{1+k} \quad k = \frac{J_1 H_1}{J_2 2t} \quad (4.58)$$

上式是在缘条、支柱材料的 E 值相同时得出。

2. 耳片接头的破坏形式(图 4.59)

- (1) 孔所在切面的受拉破坏;
- (2) 剪切或挤压破坏;
- (3) 耳片端部的环箍受拉破坏;
- (4) 衬套材料的屈服损坏;
- (5) 销或螺栓的剪切损坏;
- (6) 销的弯曲损坏。

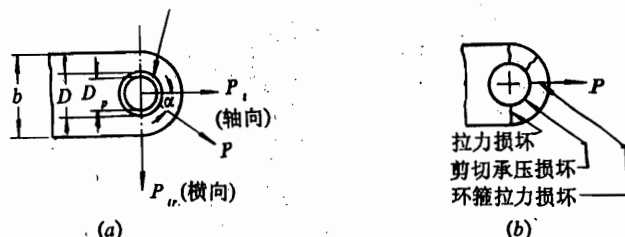


图 4.59 耳片的几种破坏形式

一般地说, 耳片在使用载荷下不

允许进入塑性区, 但根据极限设计要求, 可允许其中一个耳片进入塑性状态受力。关于耳片接头的具体设计这里不作介绍。

3. 耳片接头设计中抗疲劳、抗断裂的考虑

(1) 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优越, 因为在装配之前, 安装衬套比安装销子容易。

(2) 尽量使连接螺栓处于受剪状态。因螺栓受剪比受拉时的抗疲劳、抗断裂性能好。

(3) 注意耳片的细节设计。如不要使耳片的尺寸变化太剧烈, 螺纹处要有倒角、截面变化处要有圆弧半径过渡等, 以减少应力集中系数。还有其他一些相应措施可参考疲劳断裂设计的有关资料。

四、结构设计中的补偿问题

在接头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精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、改善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装面的安装角(图 4.60(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、机身对接接头上常有采用，可用来调整左、右机翼的度差。

(3) 关节轴承或球面轴承 这类轴承可用于全动平尾转轴轴承。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 4.60(c))。

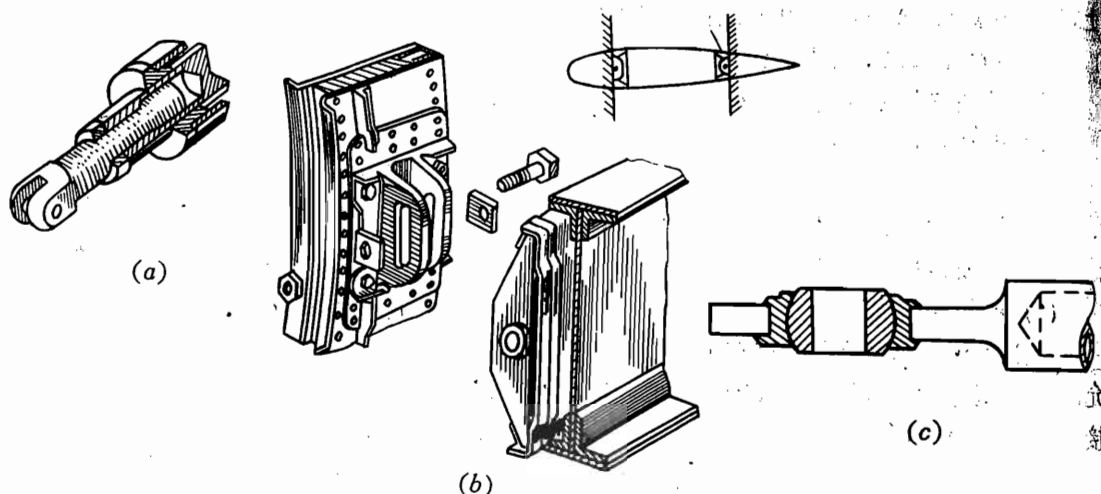


图 4.60 设计补偿的几种形式

(a) 螺纹补偿; (b) 齿垫补偿; (c) 关节轴承补偿。

(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 4.60(a))。

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 4.61(a))。

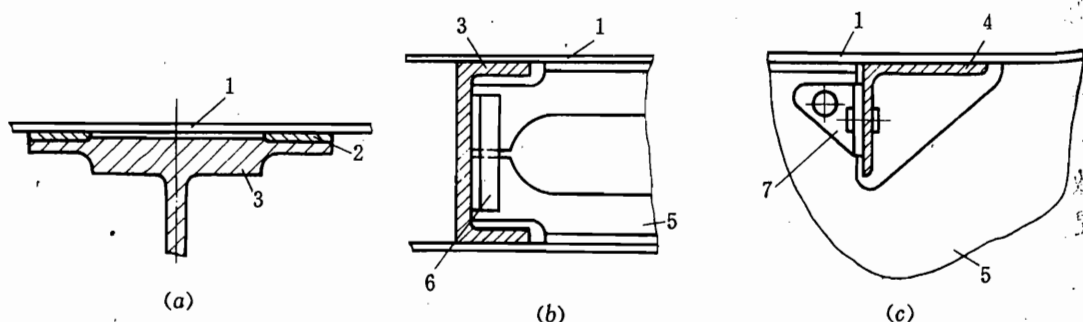


图 4.61 工艺补偿的几种形式

(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。

(2) 角材、角片或过渡接头补偿 一般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。这种补偿还可起加强连接处强度的作用(图 4.61(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。

4.9 机翼结构的刚度设计要求与气动弹性问题概述

一、飞机结构的刚度设计问题

飞机结构设计, 既需要考虑强度要求, 又需要考虑刚度要求。对于不同的结构, 其主要要求可以有所不同。有的结构满足强度要求后, 恒能满足刚度要求, 则可称为据强度设计的结构。有的结构满足刚度要求后, 恒能满足强度要求, 可称之为据刚度设计的结构。当然, 也有不少结构必须同时考虑强度要求与刚度要求。根据刚度进行设计与根据强度进行设计, 所设计出的结构是不同的, 因此需要阐述一下刚度设计的要求、特点与基本概念。

1. 飞机结构设计的刚度要求

飞机结构的刚度要求, 一般用在使用载荷下, 结构的变形小于或等于许可变形(或允许变形)来表示。即为

$$\delta_i \leq [\delta_i] \quad (4.59)$$

式中 δ_i ——结构在 i 处的位移, 可以为 i 节点的线位移, 也可以为 i 切面的角位移;

$[\delta_i]$ ——结构在 i 处的许可位移。

在某些情况下, 还可能对结构刚度分布提出要求。如对于三角机翼, 通常特别强调靠近翼尖处, 能保持一定的结构刚度要求。

(1) 为什么要提出结构刚度要求? 提出结构刚度要求主要基于下述四种原因。

(i) 为了保持飞机各部件具有设计时所希望的气动特性(如升力特性, 阻力特性, 力矩特性), 一般希望结构在使用载荷下, 变形不能超过允许值, 即结构应具有一定的刚度以满足此要求。这些要求主要为机翼、尾翼、机身等与气动力有关的总体刚度要求。譬如对于机翼, 就应提出在离翼根一定距离处(例如在约 90% 翼展处)的翼剖面, 其相对于机翼根部翼剖面的扭转变形, 不应超过某个限制角度。还应提出该翼剖面向上的线位移与机翼半翼展之比不应超过某个允许值。这些限制角度或允许值与飞机的机种、性能有很大关系, 可查阅有关的规范; 问题是这些规范大多太陈旧, 对于新型的高性能飞机多数是不适用的。其次是对蒙皮壁板的局部刚度要求, 例如对于一块四边由长桁与翼肋支持的蒙皮, 要求其在气动力作用下鼓起的尺寸, 相对于两个长桁间弦向尺寸的比值, 不应超过某个允许值。

(ii) 对于某些附件的支撑点, 有时会提出支撑刚度要求。例如操纵舵面或全动尾面的助力器, 为了保证操纵的精确性, 要求助力器与结构的连接支点处, 结构变形应小于规定的数值。

(iii) 一般所说的静强度要求, 它是与刚度要求不同的。但是动强度问题有不少是与刚度要求有关的。它又可分为两类动强度问题。一类是振动问题, 振动是与结构刚度有关的, 例如为了避免操纵系统的拉杆出现共振, 就对拉杆的刚度提出了要求; 一类是气动弹性问题, 它也与刚度有关。由于这一问题较复杂, 将专门讨论。

(iv) 有时结构会因反复变形过大而导致最终破坏, 此时也对结构刚度提出了一定要求。例如气密框为了避免因反复变形过大而导致破坏, 通常都有一定的刚度要求。

在某些个别情况下, 还需要结构有一定的柔度 (也即希望刚度不要过大, 或使其适当小一些)。例如波音—707 飞机机翼结构设计时, 利用大展弦比, 中等后掠角的柔性以减小突风过载。对于某些零件, 为了减小振动基体带给零件的载荷, 也可从减小零件的刚度着手。

(2) 结构刚度要求如何确定? 结构刚度要求是比较难于很准确地确定的。通常有下述四种途径加以确定。

(i) 查阅带有“指令性”的文本, 以找到有关的规定作为依据。这一类文本有“飞机设计指南”、“飞机设计规范”、“飞机强度规范”、“军用机强度规范”以及“旅客机适航性规范”等。但这些指南或规范, 通常较多地涉及强度问题及飞行品质问题。对于刚度要求, 很少涉及; 而且有些内容太陈旧, 或不够明确。因此, 在这方面, 还需进一步做工作。

(ii) 根据应力分析 (包括位移数据与动强度计算), 校核初始结构刚度选取得合适与否, 再结合设计经验提出刚度要求与刚度分布要求。

(iii) 统计同类、同性能、外形类似的飞机的刚度数据, 再将这些已有飞机的结构尺寸数据, 通过计算算出其刚度, 然后就用这些刚度数据作为设计类似飞机的刚度要求。若新设计飞机有一个原准机作参考, 则原准机的刚度数据更是一个重要的参考数据。由于这些参考飞机已通过实际飞行证明它们是安全的, 所以若新飞机与这些原准飞机在机种、性能、外形上一致或相近, 并当结构型式无大变动时, 采用这些飞机的刚度要求是较安全的, 当然也可能会导致保守。

(iv) 根据飞行试验和地面试验中测得的刚度数据, 结合使用经验和设计经验, 给出一定的刚度要求。

以上几种确定刚度要求的方法可以结合起来使用, 也可以在设计过程中进一步明确或改善。

2. 刚度设计与强度设计的区别

由于刚度设计对应于位移约束, 强度设计对应于应力约束, 故两者设计出的结构布局、元件尺寸通常都是不同的, 在选择材料上也是不同的。

(1) 元件尺寸分布不同

图 4.62(a) 为一悬臂梁, 在自由端受一集中力矩 M_0 。假设梁各截面的高度相等, 且可简化成薄壁梁; 即高为 h 的薄壁受剪, 形心距为 h 的上、下两缘条受弯。

现讨论缘条面积 A 的分布特性。

对于强度约束, 由于外力矩 M_0 引起的弯矩 M^p 为常数分布, h 是常数, 故缘条面积应为常数分布。

对于刚度约束, 当以自由端的线位移为约束时, 则由于

$$\delta = \sum \frac{M^P M^Q \Delta l}{EJ} = \sum \frac{M_0 x \Delta l}{EA \frac{h^2}{2}} \quad (4.60)$$

而

$$\left| \frac{\partial \delta}{\partial \omega} \right| = \frac{1}{\rho \Delta l} \left| \frac{\partial \delta}{\partial A} \right| = \frac{2M_0 x}{\rho E h^2 A^2} \quad (4.61)$$

故只有当 x/A^2 为常数时才为最优分布, 即 A 应为 $x^{1/2}$ 分布。

由此可见, 刚度设计与强度设计的最优分布不同。

由于是静定结构, 应力约束决定的截面尺寸即为各截面的最小尺寸。此时设计可分两种情况。一为由此截面算得的位移已小于许可位移, 则可选此应力约束决定的元件尺寸为最终设计尺寸。此时应力约束为独立约束, 位移约束为从属约束 (图 4.62(b))。一为由此截面算得的位移大于许可位移, 则在由位移约束决定的元件尺寸小于应力约束决定的尺寸区, 可把这些元件的截面取为应力约束决定的尺寸。由于该区的元件截面尺寸已大于位移约束决定的尺寸, 因而在位移约束元件尺寸大于应力约束元件尺寸区的最终设计尺寸, 可取为小于位移约束元件尺寸而大于应力约束元件尺寸 (图 4.62(c))。

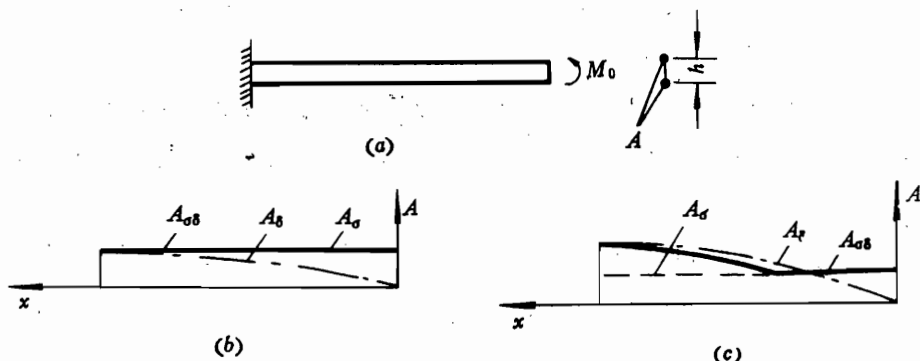


图 4.62 元件尺寸分布规律

(a) 结构简化情况; (b) 应力约束为独立约束; (c) 应力约束与位移约束都为独立约束。

在某些特殊情况下, 刚度设计与强度设计的零件尺寸分布规律也可能一样。例如把上题中外载 M_0 换为外载 P , 则读者可自己算得两者的最优分布都为线性分布 (数值通常不同)。

反之, 如果缘条截面积不变, 而高度 h 可变, 则 h 沿 x 向分布在两种约束条件下也将不同。

(2) 材料选择不同

如受拉杆的强度与 σ_b 有关, 而其刚度与 E 有关, 故这两者是与材料的不同特性参数有关的。

3. 静定结构的刚度优化设计方法

下面介绍较简单的静定结构刚度优化设计方法。

先讨论在一组外载作用下的、一个位移约束的（简称为“单约束”）静定结构的优化设计问题。这个问题是比较容易的。这里所介绍的方法称作“相对刚度比位移准则法”。

先推导单位位移约束下的优化准则。所谓优化准则，即若各元件尺寸的选取使这一准则成立，则各元件尺寸的这种分布即为最优分布。为了书写简单起见，假设研究对象为板杆结构。则有下列结构位移的计算公式：

$$\delta = \sum_{i=1}^n \frac{F_i^P F_i^Q l_i}{E_i A_i} \quad (4.62)$$

其中， F_i^P 、 F_i^Q 分别为元件的实内力与虚内力（虚内力指单位载荷作用在限制位移方向时，各元件的内力）。对于杆元，它们为轴向力；对于板元，它们为剪流。 l_i 对于杆元，为杆长；对于板元，为板元的平面面积。 A_i 对于杆元为杆的截面积；对于板元为板厚。 E_i 对于杆元为拉伸弹性模量；对于板元为剪切弹性模量。 n 为结构元件总数。由于 l_i 、 E_i 、 A_i 恒为正数，故当 $F_i^P F_i^Q$ 乘积为负时，即代表这一元件所起的作用为抵销总位移中的一部分（因 δ 为正， $\frac{F_i^P F_i^Q l_i}{E_i A_i}$ 这一项为负），故此时 A_i 愈小愈好（因负的值愈大，代表抵销得愈多）。故对于这些特殊的元件，其尺寸不应由位移约束定，而应由其他约束（如应力约束或最小尺寸限约束）来定。因此可把 $F_i^P F_i^Q$ 乘积为负的元件称作位移约束的它定元件（把 $F_i^P F_i^Q$ 乘积为零的元件也归入这一类），而把 $F_i^P F_i^Q$ 乘积为正的元件称作位移约束的能调元件。设 n 个元件中，有 n_a 个能调元件（ $n_a \leq n$ ），则位移约束下，我们只调动此 n_a 个元件的尺寸。

列出结构重量与各元件面积的关系，假设材料和结构布局已定，则有

$$W = \sum_{i=1}^n \rho_i l_i A_i \quad (4.63)$$

其中， W 为结构计算总重（未考虑连接增重以及因元件尺寸规格化而引起的增重）， ρ 为材料密度，并称此函数 W 为“目标函数”，它为变量 A_i 的线性函数。现在刚度优化设计已可转为求解下述数学问题：

$$\left. \begin{aligned} \min W &= \sum_{i=1}^n \rho_i l_i A_i \\ \delta &= \sum_{i=1}^n \frac{F_i^P F_i^Q l_i}{E_i A_i} = [\delta] \end{aligned} \right\} \quad (4.64)$$

上面所以能列出第二式是因为在单位位移约束（不能套用至多约束）下，可把下述位移约束公式

$$\delta \leq [\delta] \quad (4.65)$$

取成等式，即 $\delta = [\delta]$ 。

式 (4.64) 所包含的两个式子经过下述数学推导, 即可得出单约束下的优化准则。
列出目标函数与约束等式的拉格朗日函数 $\varphi(A)$ 如下:

$$\varphi(A) = \sum_{i=1}^n \rho_i l_i A_i + \lambda \sum \frac{F_i^P F_i^Q l_i}{E_i A_i} \quad (4.66)$$

由

$$\frac{\partial \varphi(A)}{\partial A_i} = 0$$

可得

$$\rho_i l_i - \lambda \frac{F_i^P F_i^Q l_i}{E_i A_i^2} = 0 \quad (4.67)$$

故有

$$\frac{1}{\rho_i E_i} = \frac{F_i^P F_i^Q}{A_i^2} = \frac{1}{\lambda} = \text{const} \quad (i = 1, 2, \dots, n_a) \quad (4.68)$$

当整个结构各元件为同一材料时, 上式可进一步简化为

$$\frac{F_i^P F_i^Q}{A_i^2} = \frac{\rho E}{\lambda} = \text{const} \quad (i = 1, 2, \dots, n_a) \quad (4.69)$$

式中, $\frac{1}{\rho_i E_i} \frac{F_i^P F_i^Q}{A_i^2}$ 或 $\frac{F_i^P F_i^Q}{A_i^2}$ 可称之为 i 元件的相对刚度。

这是因为

$$-\frac{\partial \delta}{\partial A_i} = + \frac{F_i^P F_i^Q l_i}{E_i A_i^2} \quad (4.70)$$

令 w_i 为 i 元件的重量, 则有

$$-\frac{\partial \delta}{\partial w_i} = -\frac{1}{\rho_i l_i} \frac{\partial \delta}{\partial A_i} = + \frac{F_i^P F_i^Q}{\rho_i E_i A_i^2} \quad (4.71)$$

$\frac{\partial \delta}{\partial w_i}$ 代表 i 元件增加单位重量时、位移的减少量, 也即代表 i 元件增加单位重量时、结构刚度的增加量, 故称之为 i 元件的“相对刚度”。

从以上的数学推导可知, 当各元件的相对刚度为同一常数值时, 即为最优分布。从物理概念上看, 这一结论也是很明显的。因若各元件相对刚度不同, 则应增加相对刚度大的元件的尺寸, 而减小相对刚度小的元件的尺寸。此时可使总位移不变而重量有所下降。例如有这么两个元件, 一个增加单位重量后使结构位移 δ 减小 10%, 另一个则为 1%; 则可减少后一元件 10 个单位重量、增加前一个元件 1 个单位重量而使结构位移总量不变, 此时重量有所下降。当各元件的相对刚度值为同一常数时, 再调就没有好处了。

这个优化准则对静定或静不定结构都适用。但对于静不定结构，由于调节 A_i 会使 F_i 发生变化，故需采用迭代的办法以求得优化解，这属于优化设计的具体内容，不在本书讲。本书只讨论简单的静定结构刚度优化设计问题。

对于静定结构， F_i 与 A_i 无关，为建立公式方便，讨论全结构取同一材料的简单情况。此时有

$$\frac{F_i^P F_i^Q}{A_i^2} = \text{const} \quad (4.72)$$

也即

$$A_1 : A_2 : \dots : A_{n_s} = \sqrt{F_1^P F_1^Q} : \sqrt{F_2^P F_2^Q} : \dots : \sqrt{F_{n_s}^P F_{n_s}^Q} \quad (4.73)$$

由于 F_i 都为已知的，故最优分布规律已知。再根据位移等于许可位移，即可求得各能调元件的尺寸。

$$[\delta] = \frac{1}{E} \sum_{i=1}^{n_s} \frac{F_i^P F_i^Q l_i}{A_i} + \frac{1}{E} \sum_{i=n_s+1}^n \frac{F_i^P F_i^Q l_i}{A_i} \quad (4.74)$$

对于静定结构，位移约束的它定元件尺寸很快可由应力等于许可应力或尺寸等于最小尺寸来决定。

故可令

$$\frac{1}{E} \sum_{i=n_s+1}^n \frac{F_i^P F_i^Q l_i}{A_i} = \delta_0 \quad (4.75)$$

式中 δ_0 为一不变的值。

此时有

$$\frac{1}{E} \sum_{i=1}^{n_s} \frac{F_i^P F_i^Q l_i}{A_i} = [\delta] - \delta_0 \quad (4.76)$$

再由式 (4.73)，可得

$$\frac{1}{E} \left(\frac{F_1^P F_1^Q l_1}{A_1} + \frac{F_2^P F_2^Q l_2}{\sqrt{\frac{F_2^P F_2^Q}{F_1^P F_1^Q} A_1}} + \dots + \frac{F_{n_s}^P F_{n_s}^Q l_{n_s}}{\sqrt{\frac{F_{n_s}^P F_{n_s}^Q}{F_1^P F_1^Q} A_1}} \right) = [\delta] - \delta_0 \quad (4.77)$$

也即

$$\frac{\sqrt{F_1^P F_1^Q}}{EA_1} \sum_{i=1}^{n_s} \sqrt{F_i^P F_i^Q} l_i = [\delta] - \delta_0$$

所以

$$A_1 = \frac{\sqrt{F_1^P F_1^Q} \sum_{i=1}^{n_s} \sqrt{F_i^P F_i^Q} l_i}{E([\delta] - \delta_0)} \quad (4.78)$$

可由下式求出 $A_2 \sim A_{n_s}$

$$\frac{A_i}{A_1} = \sqrt{\frac{F_i^P F_i^Q}{F_1^P F_1^Q}} \quad (i = 2, 3, \dots, n_s) \quad (4.79)$$

从以上推导可知, 静定结构在单位移约束情况下, 可以用解析式很快求出各元件的最优尺寸。

以上计算方法只能用于单约束。若有两个以上位移约束, 则此时可分为下述两种情况。一为虽有多约束, 但独立约束只有一个, 即这个约束满足时, 其他约束都自动满足, 则仍可按此独立约束为单约束情况解之。若有两个以上独立约束, 则就应分析主次、综合考虑了。若不用优化设计方法, 则可定性分析和定量分析结合在一起, 试算几次。

若应力约束与单位移约束都是独立约束, 则可以取由应力约束决定的尺寸为元件最小尺寸限来设计, 这时通常要迭代几次。

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, 故单列一节讨论。由气动力和弹性力的相互作用, 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。

这些问题有机翼的扭转扩大, 副翼的操纵反效(或失效), 机翼、尾翼、机身的颤振等。

扭转扩大是扭转变形由小到大单调增加, 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, 导致与它相连的基体结构(机翼或安定面)有较大的变形, 引起操纵失效或反效。以上两者统称为静气动弹性问题。至于颤振, 则变形是振动扩大的, 与加速度、惯性力有关, 称之为动气动弹性问题。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(指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

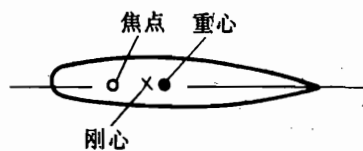


图 4.63 机翼三心位置图

在刚心前(图 4.63)假设机翼以迎角 α_0 命名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, 故使该剖面瞬间附加了扭转变形 $\Delta\theta$ 。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, 最终回到初始状态。

愈小,以致消失。现在具体分析一下发展过程(图 4.64)。由 $\Delta\theta$ 引起该机翼剖面的迎角增加 $\Delta\theta$, 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矩 $M_a = \Delta Y d_a$ 。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。

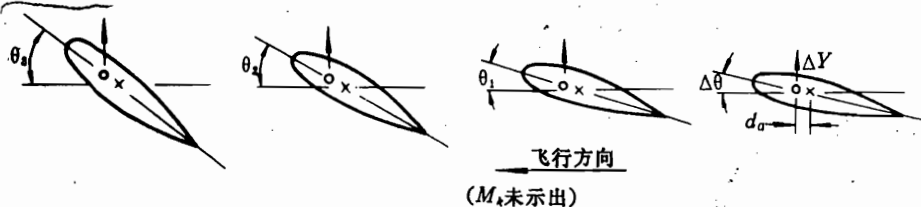


图 4.64 机翼扭转扩大示意图

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。

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。

从图 4.65 可知, 后掠机翼对防止扭转扩大有利, 前掠机翼则相反。

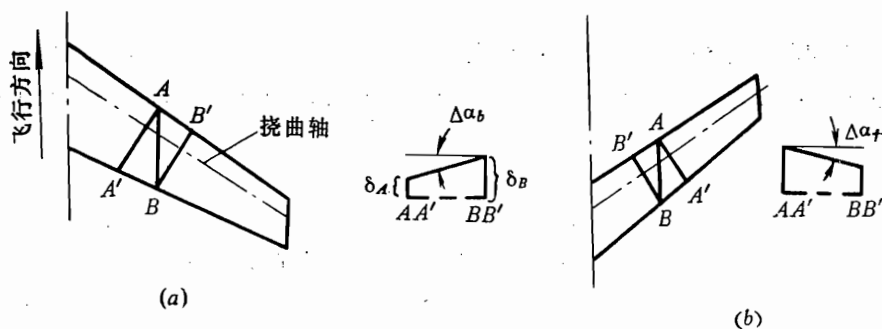


图 4.65 前、后掠机翼, 弯曲引起顺气流剖面向不同方向偏转

(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 后掠机翼一般主要考虑防止副翼反效, 而不需要考考虑防止扭转扩大。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。防止扭转扩大可以将刚心前移, 也可以提高机翼的刚度。对于直机翼, 防止扭转扩大只需提高扭转刚度; 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。

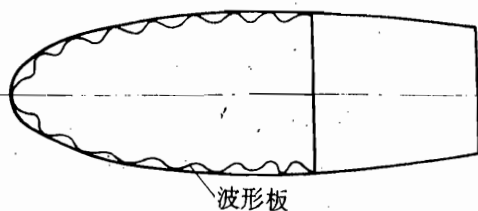


图 4.66 刚心前移的图-2 机翼

图-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 4.66)。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。

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_k ；若 $\Delta Y_k > \Delta Y_a$ ，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 4.67)。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_k 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。

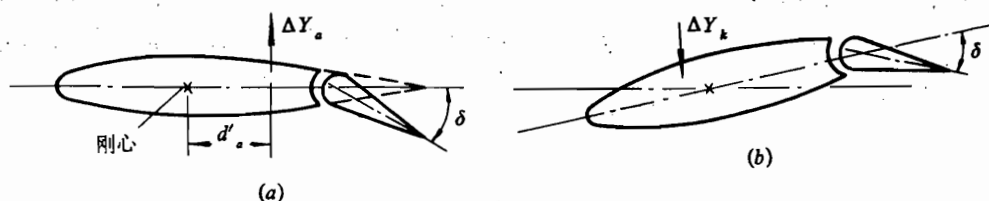


图 4.67 副翼反效示意图

(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；而副翼也不一直伸到翼尖，而是往内移一些，这都是为了刚度问题而采取的措施(图 4.68)。

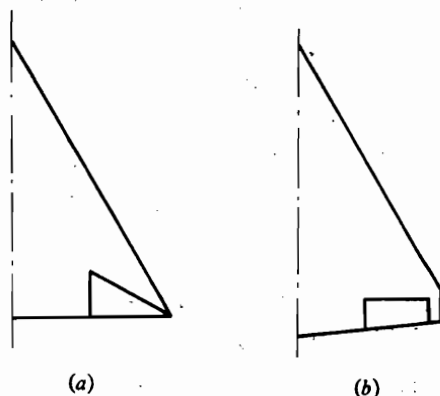


图 4.68 三角机翼的副翼布置

(a) 不利的布置；(b) 有利的布置。

3. 颤振

颤振是一种振动发散，需考虑变形引起的加速度及相应的惯性力，故重心位置在颤振中起很大作用。

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、机身等都可发生颤振。

(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 25~28% 处, 刚心在弦长的 38~40% 处, 重心在弦长的 42~45% 处。可用图 4.69 说明弯扭颤振的物理概念。先看图 4.69(a), 翼剖面没有受到扰动前的位置为 2。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 4.69(b)。图 4.69(c) 则将飞行距离结合进来, 看起来就更

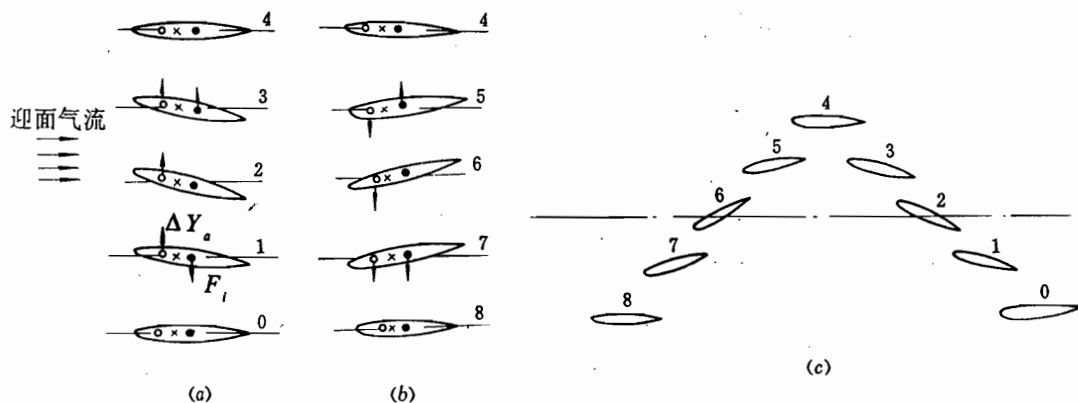


图 4.69 机翼弯扭颤振示意图

(a) 向上运动; (b) 向下运动; (c) 结合飞行距离示出。

形象化。图 4.69 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, 此即颤振临界状态。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 4.69 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 4.70)。

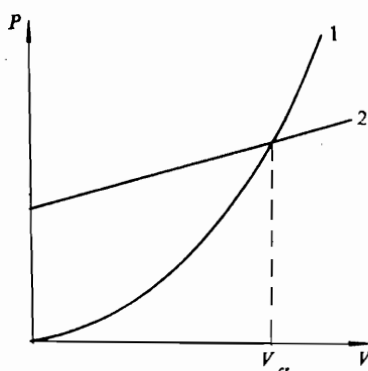


图 4.70 激振力、阻尼力随速度的变化

1—激振力; 2—阻尼力。

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。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。现代飞机上也可考虑加上人工阻尼器或颤振主动控制。

(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 4.71 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,因此副翼惯性力使副翼偏转引起的附加气动力是激振力。

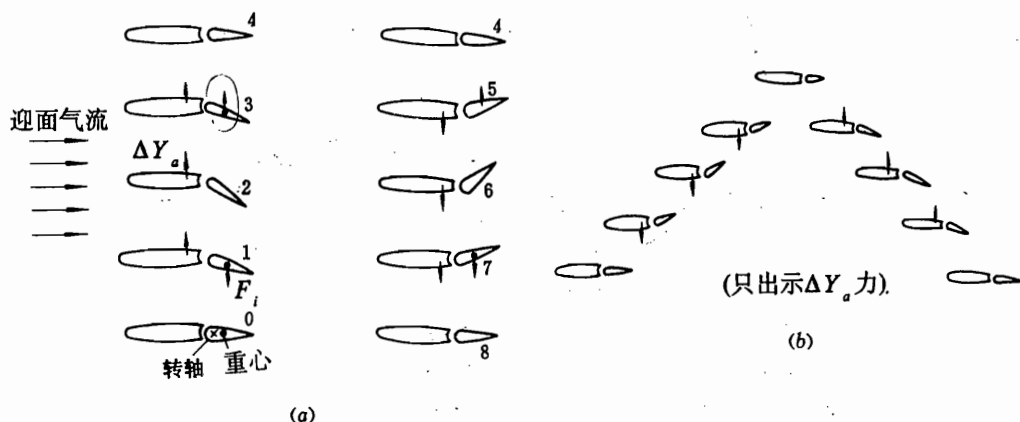


图 4.71 副翼弯曲颤振示意图

(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。

以上只讨论了两自由度度的颤振,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,与以上情况有相似之处,但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。

4.10 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,为了增加升力,提高飞机的机动性;以及减小大攻角下失速速度,提高低速飞行时的升力,改善起飞、着陆性能,在机翼前后缘上布置了大量的增升装置。有的旅客机上,沿展向的整个前后缘,除了布置横向操纵用的副翼和扰流片之外,其余的几乎全部用来布置各类增升装置。

增升装置的型式很多,有各类襟翼和缝翼(如图 4.72 所示)。

前缘增升装置一般布置在弦向最前面的 10~15% b 的区域内。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型式。

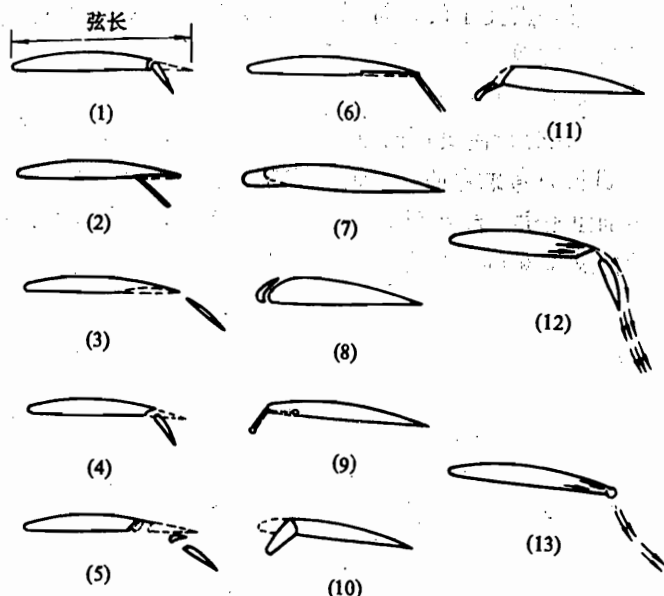


图 4.72 各类前、后缘增升装置

- 1—简单式襟翼；2—开裂式襟翼；3—高勒式襟翼；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”。

后缘增升装置一般在 $65 \sim 75\% b$ 之后的 $25 \sim 35\%$ 弦长范围内。有简单式、后退式、开裂式、开缝（单缝、双缝或多缝）、喷气襟翼等多种型式。以波音 727—200 为例（图 4.73）。约前缘半展长的 $1/3$ 为三块内测克洛克襟翼 [$26.5\%(\frac{l}{2})$ 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 [$25.4\%(\frac{l}{2})$] 在地面时使用，外侧四块 [$30.2\%(\frac{l}{2})$] 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。扰流片如果左、右机翼对称打开时可作减速板用。它们都由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 4.74。

至于各种型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。

二、尾翼与操纵面的结构分析和设计特点

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 $\lambda = 3 \sim 4$ ，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。

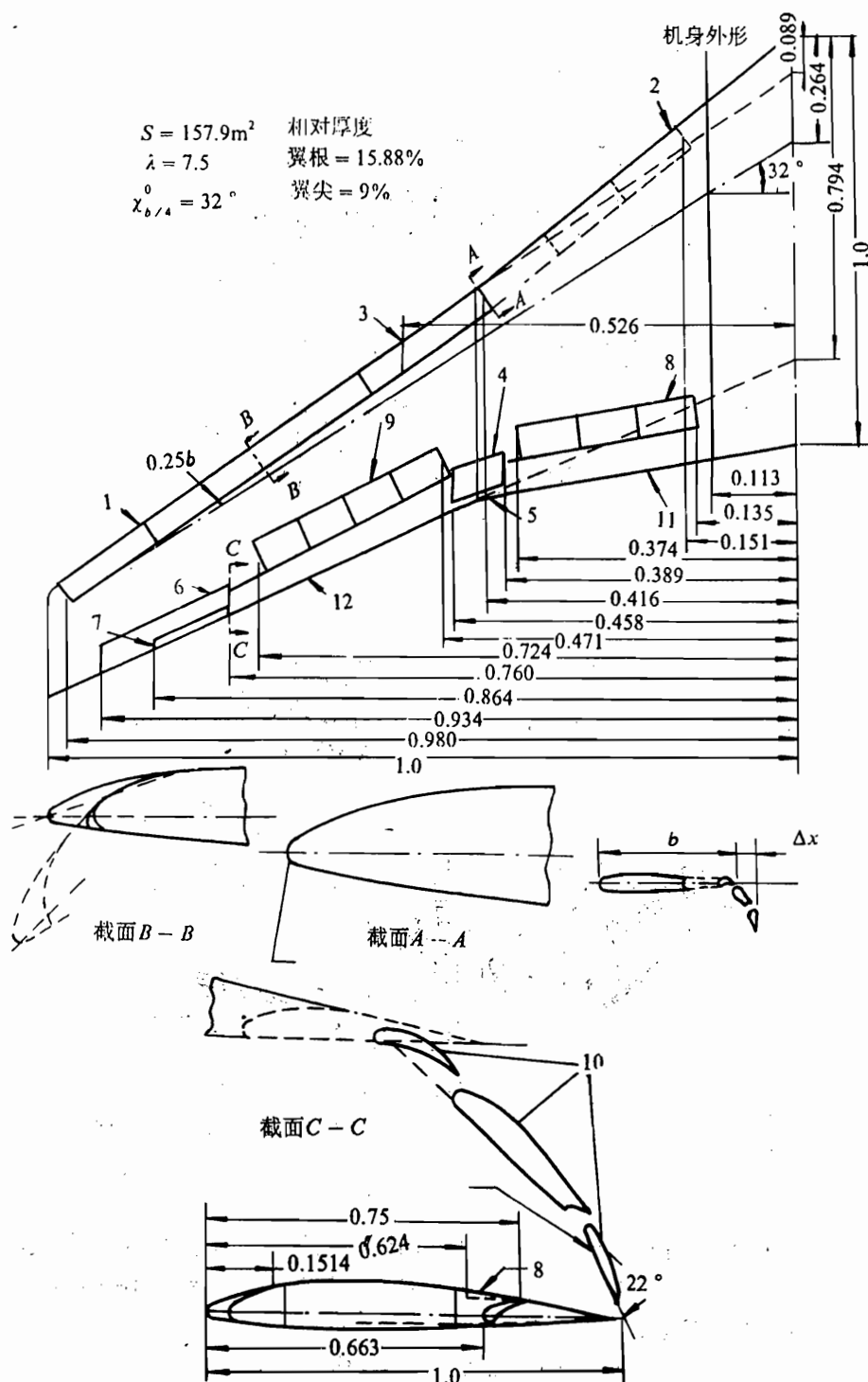


图 4.73 波音 727-200 增升装置布置图

1—前缘缝翼; 2—克鲁克襟翼; 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。

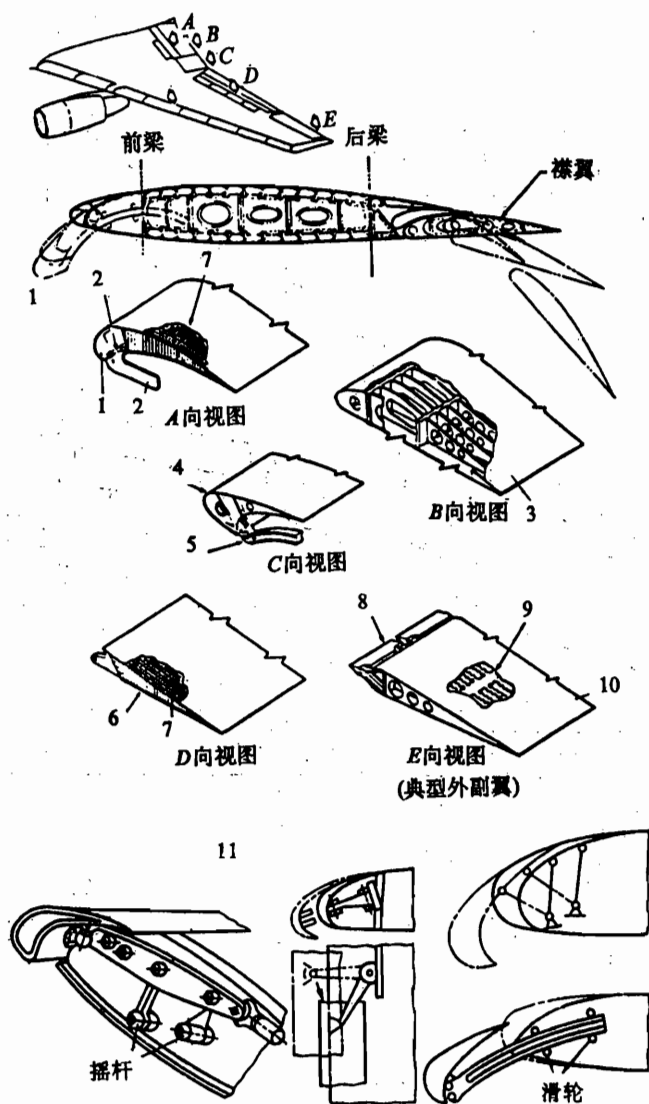


图 4.74 增升装置和副翼的典型构造及操纵机构

- 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。

对于 $M < 0.6$ 的亚音速飞机，尾翼的颤振问题尚不严重；对于 $M > 0.8$ 的飞机，尾翼设计必须妥善考虑颤振问题；对于 $M \approx 2$ 的薄尾翼，更需注意。为解决颤振问题对尾翼提出的要求大致可归纳为以下几点：

对舵面，应尽量使舵面重心靠前，最好能位于铰链轴前面不远处。

对安定面，重心也希望靠前一些，且希望扭转刚度尽可能大一些。

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。

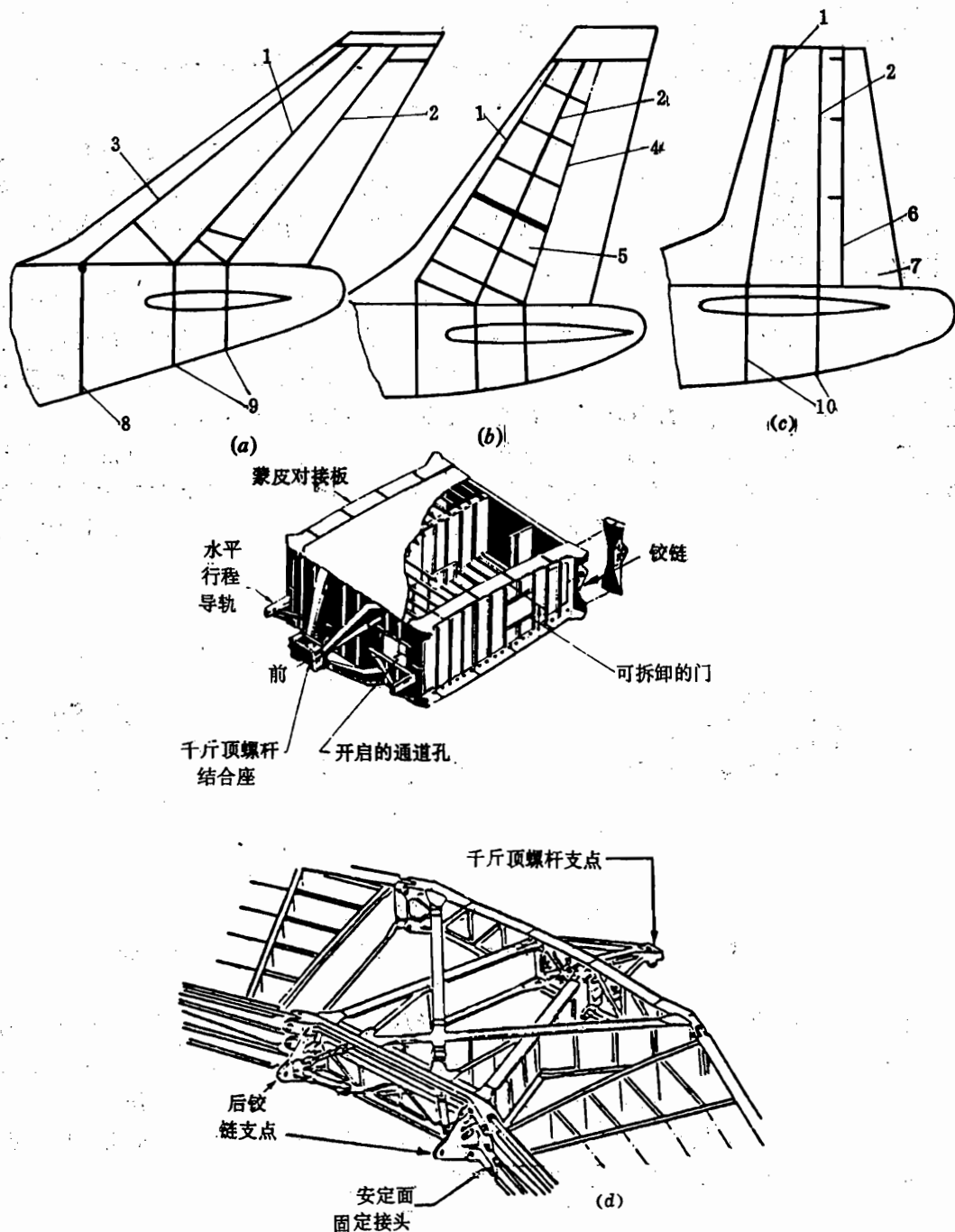


图 4.75 安定面的结构布置与对接加强框的布置

(a) 波音-747 尾翼; (b) 波音-707 尾翼; (c) C-133 尾翼; (d) 某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; 9—强框; 10—加强框。

为此尾翼设计应提出具体的刚度指标, 可查阅强度设计规范等资料。一种数据为要求平

尾翼尖的扭角在任何的使用载荷下不超过 2° 等。

最后需对尾翼结构进行颤振校核计算和试验。

由于尾翼和操纵面的载荷具有重复载荷的性质，还应注意防疲劳断裂的设计考虑。

1. 尾翼的安定面、飞机操纵面的结构分析与设计特点

(1) 安定面的结构布置 安定面上无大开口，常作成双梁单块式结构。这样一方面可提高它的结构刚度和结构效率，同时又便于在后面悬挂舵面。由于尾翼的载荷特点是舵面载荷很大，故安定面往往取后梁为主梁，前梁也可用墙代之。悬挂接头处应布置有加强肋，用以扩散舵面通过接头传来的集中力。

对于按破损安全要求设计的飞机，在结构布置时常采用多传力通道。如波音-747 采用了双梁-墙的双闭室结构、波音-707 平尾安定面主梁设计成三缘条结构型式都有这方面的考虑(图 4.75)。有的飞机如 F-16 的安定面采用了复合材料夹芯蒙皮，其抗扭刚度和蒙皮稳定性均较好，因此采用了多腹板结构，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。作用在操纵面上的气动载荷主要由两个以上的悬挂接头以集中力形式提供支反力来平衡。与此同时，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共同来平衡(图 4.76)。

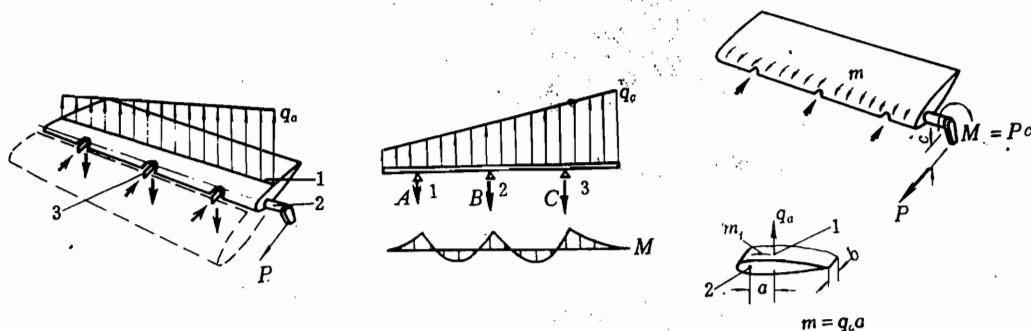


图 4.76 操纵面的受力情况

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 —扭矩。

根据颤振提出的要求要使铰链轴后的结构重量尽量轻，及为充分利用原来很小的剖面结构高度，操纵面一般都在靠近前缘处布置单梁。其典型剖面见图 4.77。对于中、厚翼型的操纵面，一般由梁和较厚的前缘蒙皮构成主抗扭闭室。后部三角形闭室面积小，铆接质量不易保证，因此可略去抗扭能力。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。

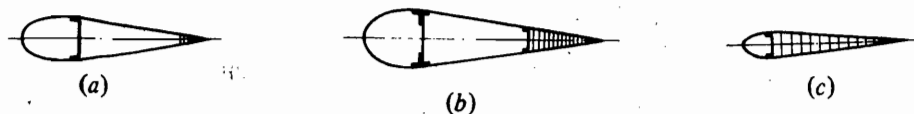


图 4.77 舵面典型剖面

(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点:

- (i) 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;
- (ii) 保证在转动舵面时不致卡死;
- (iii) 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。故一般都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。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 4.78); 也可在铰链轴上带

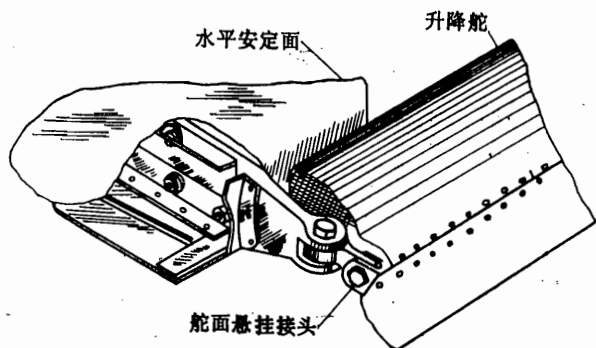


图 4.78 操纵面的过渡接头

自位轴承, 以保证各接头的同心度。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 4.79。

(i) 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 4.79(a))。

(ii) 加一短墙, 与缺口两端的加强肋构成一局部闭室(图 4.79(b))。扭矩在缺口段由局部闭室传递。

(iii) 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 4.79(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。配重与舵面结构的连接的典型形式见图 4.80。

(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:

(i) 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(图 4.81(a))。

(ii) 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 4.81(b)), (4.82)。

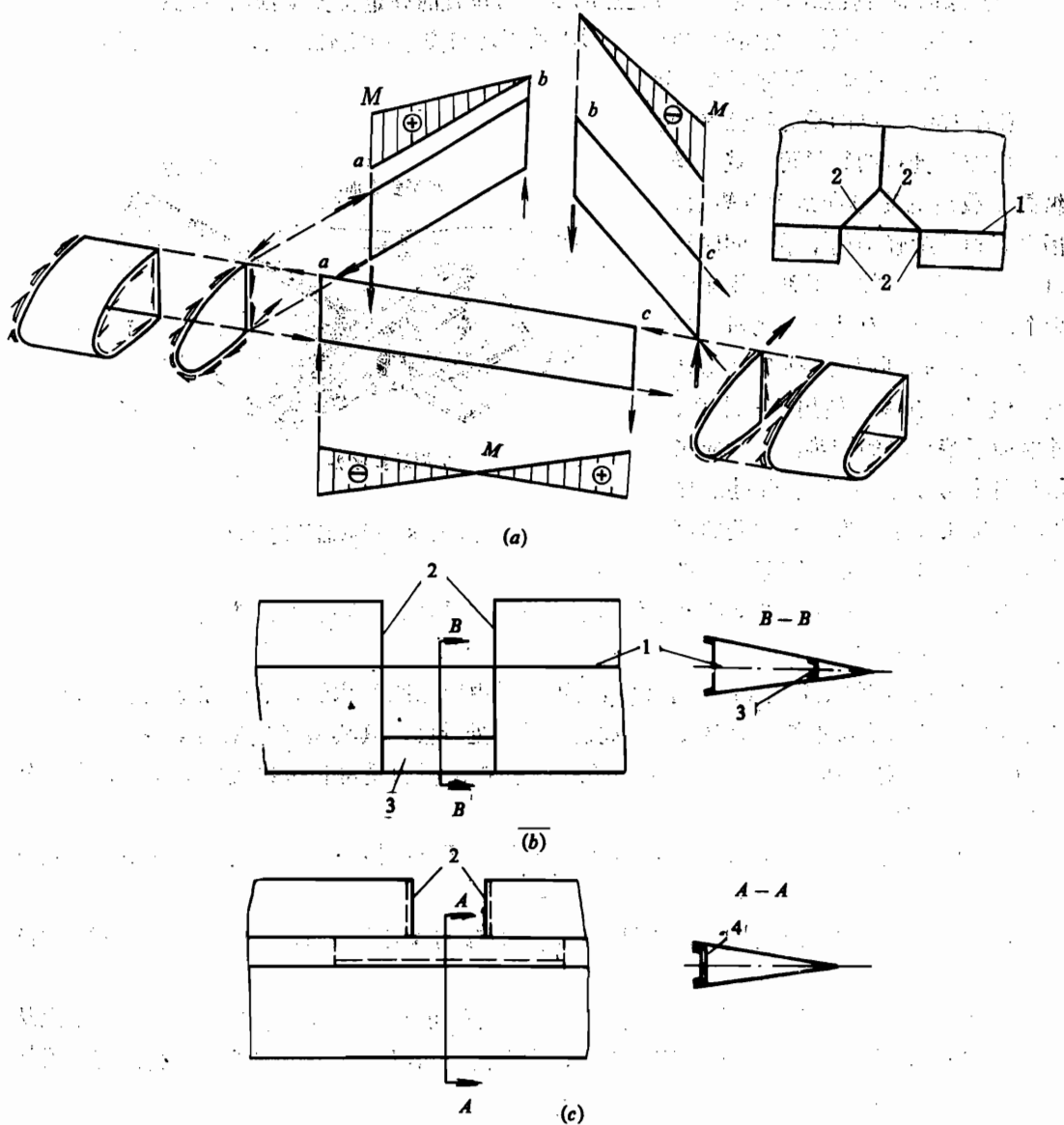


图 4.79 前缘缺口的补强

1—梁；2—加强肋；3—短墙；4—加强梁。

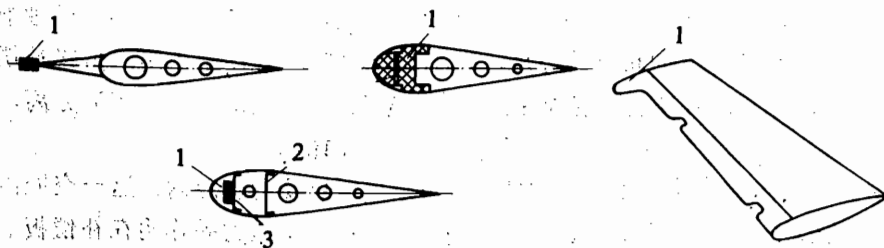


图 4.80 配重与舵面结构连接的几种形式

1—配重；2—梁；3—小梁。

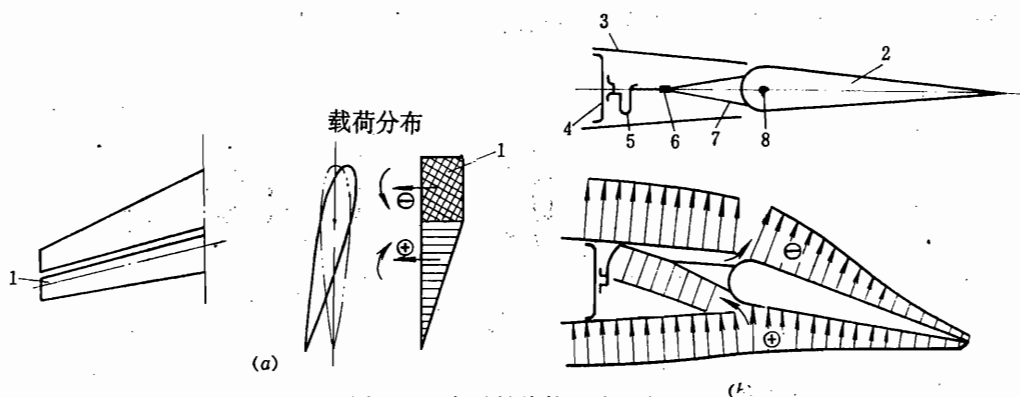


图 4.81 气动补偿的几种形式

(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。

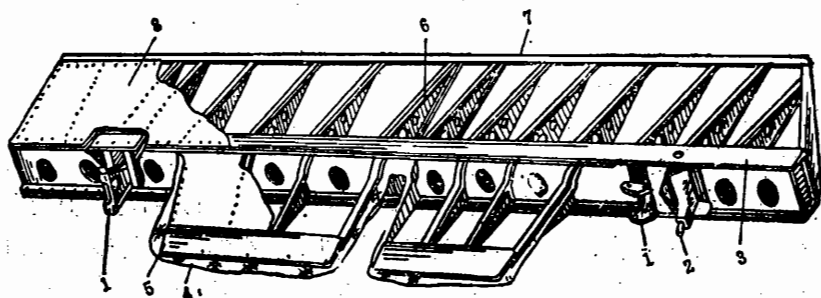


图 4.82 副翼的构造

1—悬挂接头; 2—操纵遥臂; 3—梁; 4—内、外补偿气密薄膜; 5—配重; 6—肋; 7—后缘型材; 8—蒙皮。

(iii) 浮动式内补偿 此种补偿方法是对上述两种方法改进而得的。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。

二、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时，宜于采用直轴(图 4.83(a))。

(2) 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 4.83(b))。

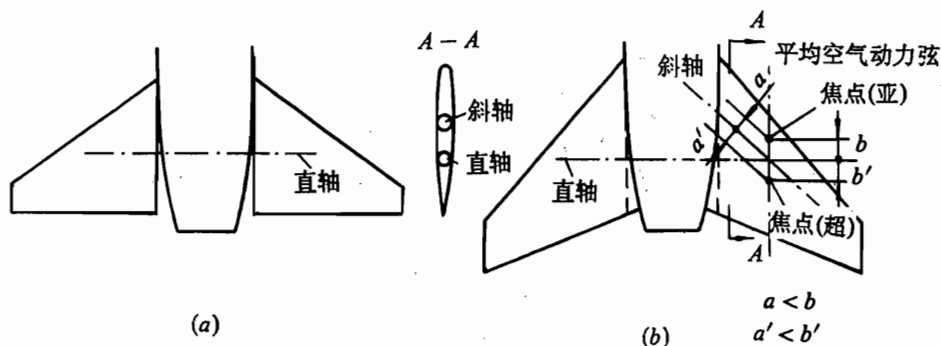


图 4.83 全动平尾的直轴与斜轴以及转轴前后位置的确定

除上述情况以外, 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

(i) 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 4.84)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(图 4.84)。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。

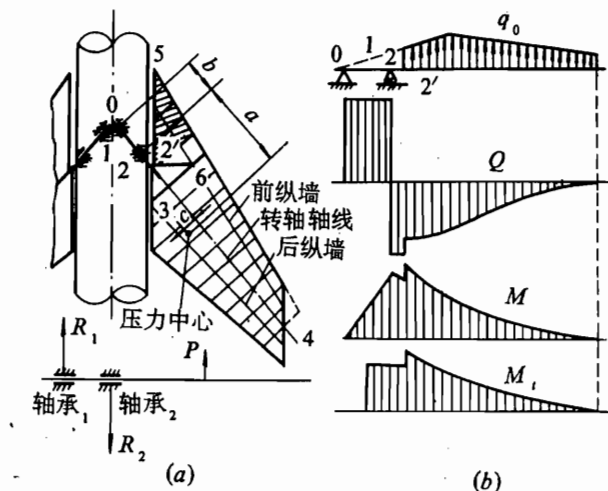


图 4.84 转轴的受载

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。中间部分的外壁

采用刚度较好、结构效率较高的单块式，但在根部转成梁式，以便于载荷向转轴过渡。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、抗扭性能都很好的管梁。图 4.85 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梁来承受，所以根部区是一过渡区。它由加强肋 AB 、 AC 、 BC (4 肋) 和前、后纵墙、纵向加强板、加强蒙皮等组成。加强板通过四个垂直螺栓与转轴相连。 AB 、 AC 肋的腹板通过一个水平螺栓与转轴相连。

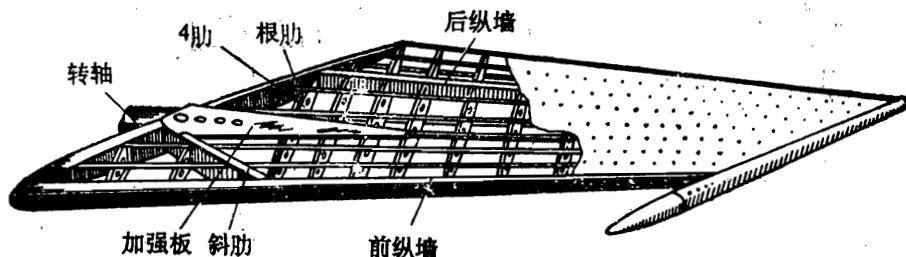


图 4.85 斜转轴式全动平尾

(ii) 传力分析

剪力 由前、后墙传到 B 、 C 点上，再由 AB 、 AC 肋通过水平螺栓传给转轴。剪力 Q_B 、 Q_C 在 AB 、 AC 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(图 4.86(a))。

扭矩 由 BC 肋将外侧传来的分布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(图 4.86(b))。

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(图 4.86(c))。

(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，操纵接头则布置在尾翼根部的加强翼肋上(图 4.87(b))。

与转轴式相比，定轴式全动平尾在受力上有以下特点：

(i) 轴仅受剪力和弯矩 尾翼要把载荷集中到轴上去并传给机体。但因轴与尾翼的壁板、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 4.88(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 4.88(a))。

(ii) 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，对轴的受力并不需在机体上开弧形槽，对机体有所削弱。

(1) 有的平尾连成一体贯穿机体(图 4.88(c))。该平尾为厚蒙皮多腹板式结构。平尾的两个置成斜角比较靠后，约位于平尾侧肋的 60% 处，用左、右两耳片接头与垂耳相连，形成定特性差。尾操纵点在转轴前 520mm 处，两者距离与前梁、中梁间所围的受力盒段宽度相当，

对传递平尾扭矩有利，且因转轴直接插入机体(垂尾主梁)中，绝大部分剪力直接由轴传给机体，比较有利。同时因操纵力臂长，操纵力较小。该平尾由于转轴靠后，尾翼结构本身抗扭刚度大，结构后部均充填以蜂窝、泡沫塑料等，结构重量轻，结构重心靠前，对防止颤振有利，因此该平尾上无集中配重。

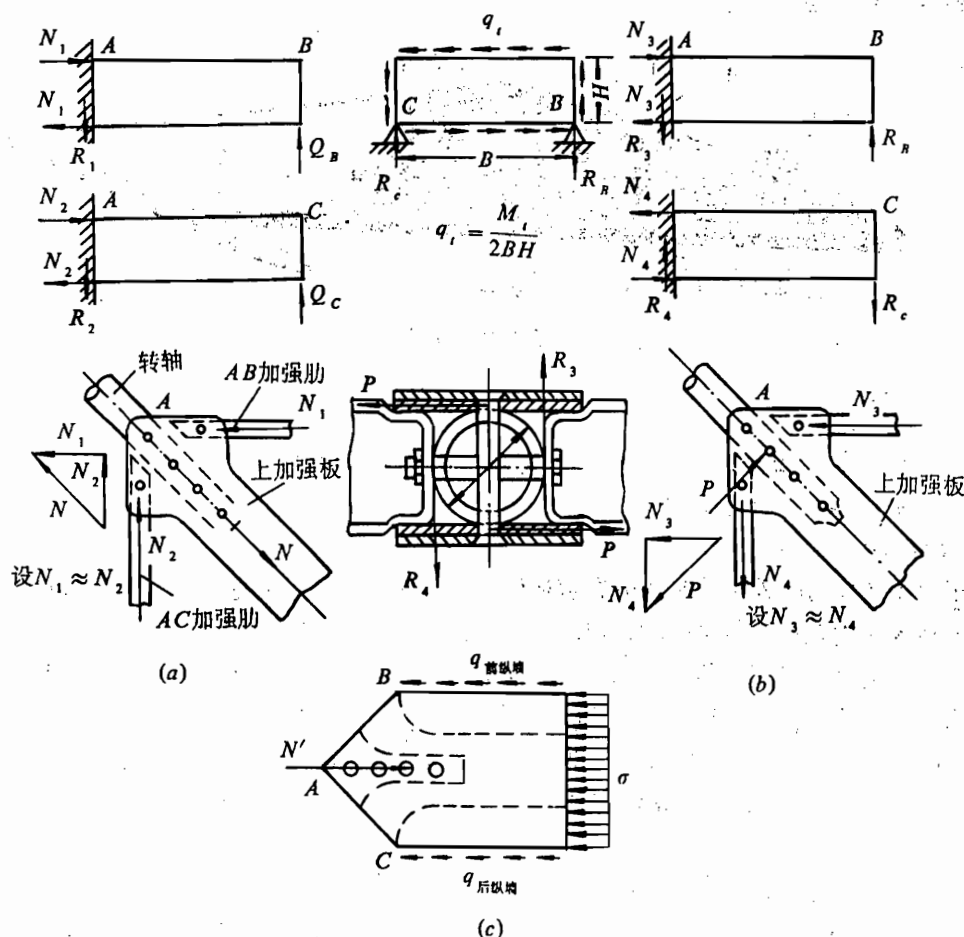


图 4.86 转轴式全动平尾的传力

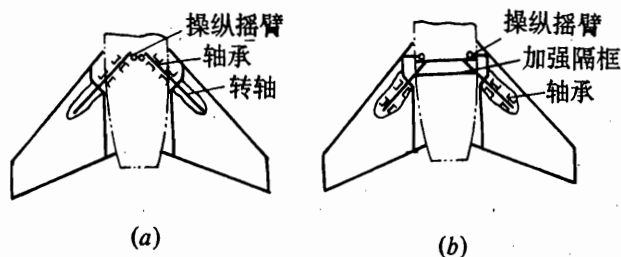


图 4.87 转轴式和定轴式全动平尾示意图

(a) 转轴式; (b) 定轴式。

全动平尾的构造型式除图 4.85 所示单块式外, 还有全蜂窝或蜂窝组合式构造和多梁式(波纹形梁)构造型式(图 4.89)。

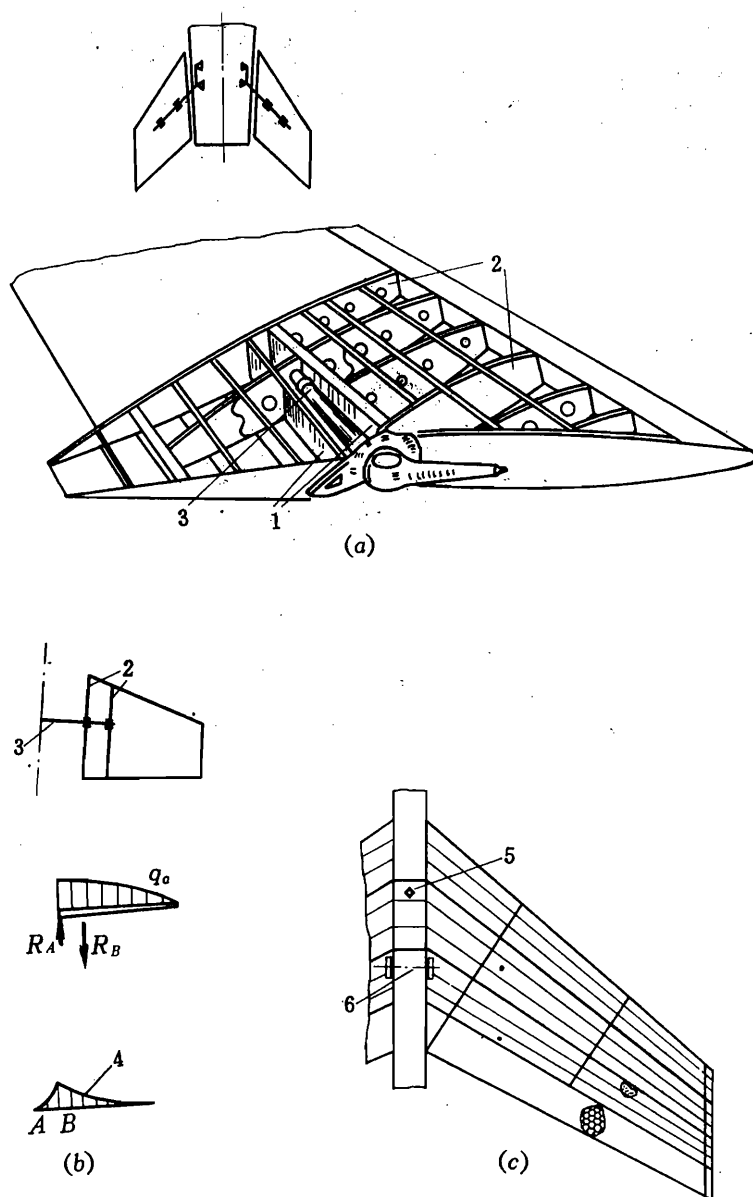


图 4.88 定轴式全动平尾

1—短纵梁; 2—加强肋; 3—定轴; 4—长桁轴力图; 5—操纵点; 6—轴线。

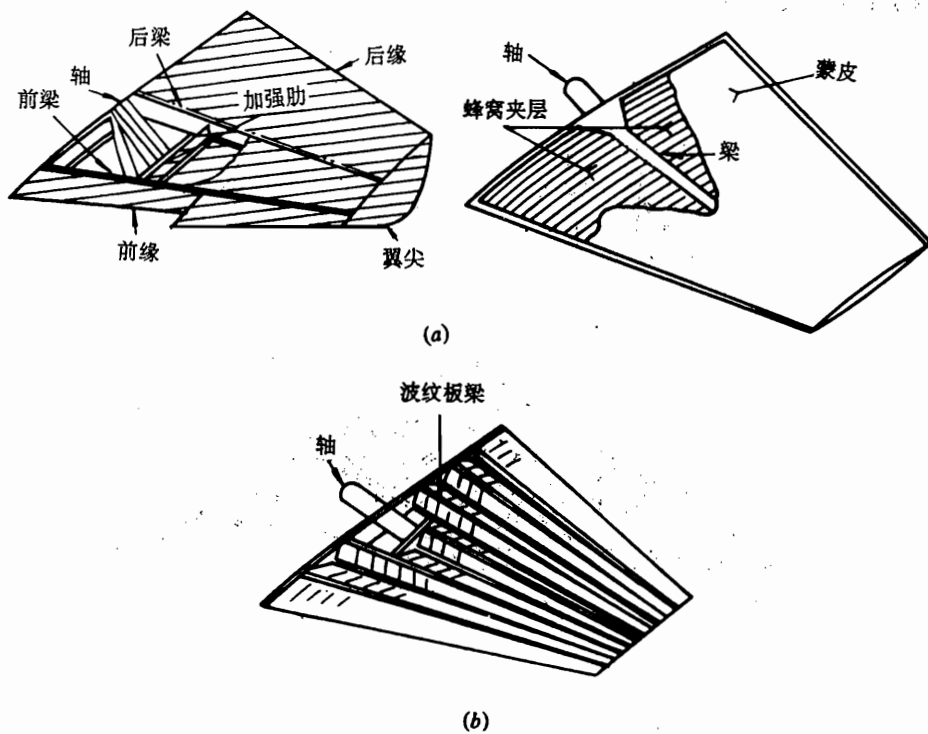


图 4.89 全动平尾部分典型构造

(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。

第五章 机身结构分析与设计

机身与机翼都是薄壁结构,其结构构成的基本原理完全一样,设计要求也基本相同,所以机翼结构受力分析的原则与设计方法也适用于机身。本章在机翼结构分析和设计的基础上,考虑机身结构的特点讨论机身的受力分析和设计。

机身的特殊性,首先表现在它的使用要求在设计时占有重要地位;因而对结构布置的影响较大。其次是机身的设计外载荷主要是集中力(机翼、尾翼主要是分布气动力)。第三则是协调关系多;各类大、中、小开口多。这三方面的特殊性决定了机身结构比较复杂。另外从机身结构的几何参数看,机身截面大多为圆形或近似圆形,与机翼比较,机身的相对载荷(M/HB)较小,所以在选择机身结构受力型式和结构元件构造型式时,与机翼有所不同。

5.1 机身的功用、内部布置和设计要求

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(对歼击机一般还有发动机)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受力平衡,因此机身是整架飞机的受力基础。

二、机身的内部布置

机身的内部布置了各种装载。图 5.1 示出了某强击机的机身内部布置,图 5.2 为某旅客机的部位安排情况。

内部布置时应将各装载、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。有效载重的布置应使它们所处的位置满足其本身的技术条件要求。如前方搜索雷达天线要求安排在机身最前端;燃油及炸弹应尽可能置于飞机重心附近,以期达到不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等。除位置要求外,还必须满足各种装载的使用、检测、维护、更换等要求。如空勤人员和旅客进出、货物装卸、炸弹投放等都需在机身上开很大的舱门。设备、附件等要经常检测、维护,有些是每一个起落都要检查。这就需要创造条件使能方便地接近它们。在大型飞机上,绝大部分可从机舱内部接近;但在歼击机上,却必须在机身壳体上开很多大小不一的检查窗口。对于按损伤容限要求设计的结构,要考虑可检测性。

三、机身结构的设计要求

飞机结构设计的一般性要求都适用于机身结构。只是机身的功用与机、尾翼有不同的侧重点,所以在设计要求上也有不同侧重点。

(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。

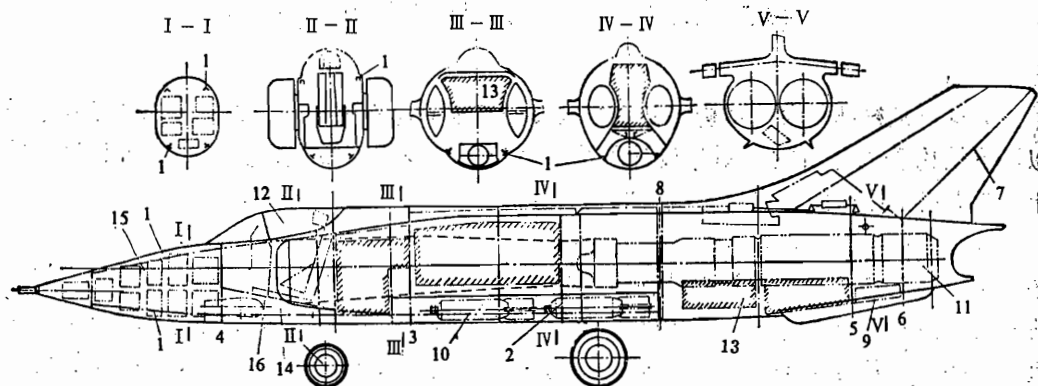


图 5.1 某强击机机身内部布置与主要受力构件布置

- 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—其它加强框(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。

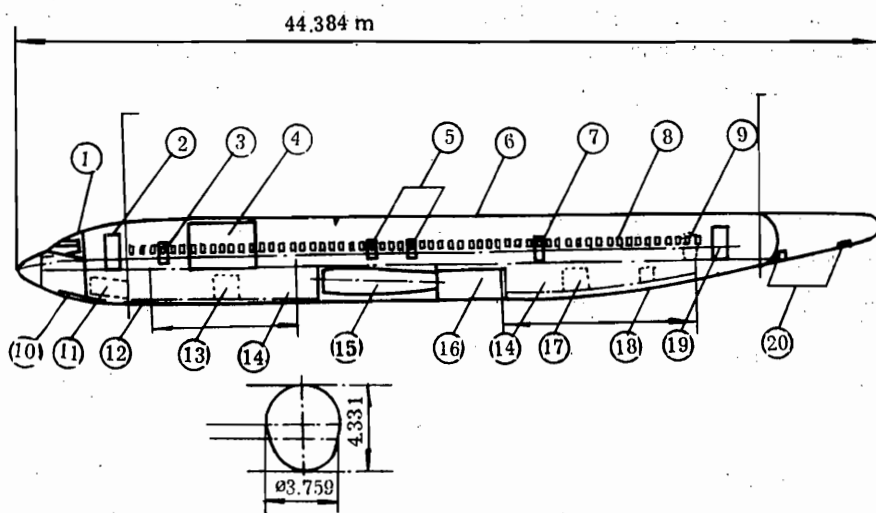


图 5.2 某旅客机的部位安排图

- 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。

(2) 机身应有足够的强度, 以保证机身结构在预定的使用期限内, 承受强度规范中规定

的各种载荷而不破坏。

(3) 应有足够的刚度。机身结构受载后的总变形与局部变形都应在规范或战术、技术要求允许的范围之内。机身的总体刚度直接影响着尾翼的效率和尾翼颤振特性；机身结构局部变形过大，对阻力特性不利。

(4) 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的利用率与运营成本等均有关，相对于机、尾翼等部件，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就更为突出。

(5) 机身结构的重量尽可能小。

(6) 机身结构应有良好的工艺性，生产成本要低。

机身基本不产生升力，所以气动力方面主要是要求阻力小，因此机身一般做成细长的流线体，并希望外形光滑，尽量少突起物等。

从上面分析可以看到很多要求往往是矛盾的。比如驾驶员舱为了满足驾驶员的视界要求，座舱盖常凸出机身外形，引起阻力增大。但为了满足使用要求，只好在气动要求上作些让步。又如机身上的各种大、小开口，破坏了机身结构的完整性，而进行补强必定会增加重量。但为满足各种使用或维修要求，不得不在重量上作出牺牲。这些相互矛盾的要求，在飞机结构设计中经常遇到，这就要求我们能应用辩证的观点，善于分析矛盾，抓住主要矛盾，使设计较为合理。

5.2 机身的外载和受力特点

一、机身上的外载

1. 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外，气动载荷都较小。只有在头部和一些曲度较大的突出部位(如座舱盖)等处局部气动载荷较大，因此空气压力应作为这些部位的主要设计载荷之一。但机身分布气动力对机身的总体载荷基本没有影响(图 5.3)。

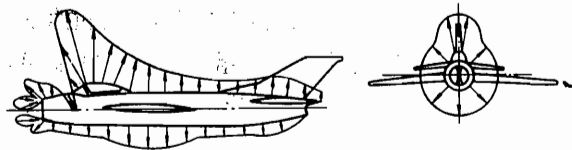


图 5.3 机身表面压力分布(对称情况)

2. 质量力

机身内的载重与机身结构本身都会产生质量力，其中尤以各种装载的质量力影响更大。沿轴线各点上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)。

3. 其它部件传来的力

这里主要指在飞行或起飞着陆滑跑中由水平尾翼、垂直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。

4. 增压载荷

它在机身增压舱部分自身平衡而不影响机身的总体载荷。

由于机身的特殊性, 上述 2、3 项对机身结构是主要的外载荷。

二、机身的总体受力特点

在机身上的全部载荷在机翼处得到平衡, 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。根据各种设计情况下的载荷, 机身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。相应的在机身结构中引起两个平面内的剪力、弯矩和绕 x 轴的扭矩等内力(图 5.4)。

综上所述, 可见机身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为同一数量级, 且机身结构在这两个方向上的尺度又相差不大, 因此在机身结构分析时, 两个方向上的载荷都要考虑。

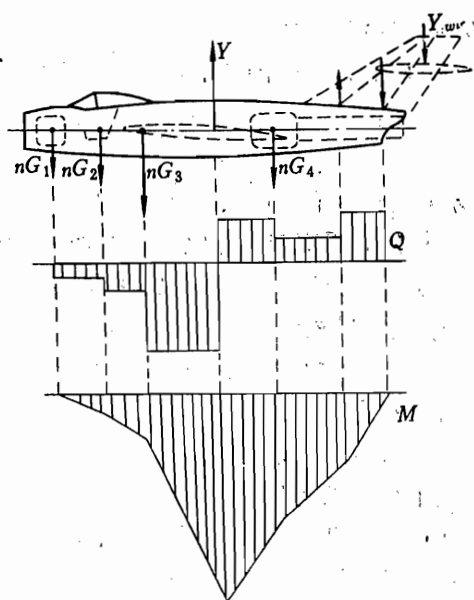


图 5.4 机身垂直对称平面内的外载及内力图

5.3 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 5.5(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 5.5(a)-2, 3), p_1 是自身平衡的。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它部件上的载荷, 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 5.5 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。

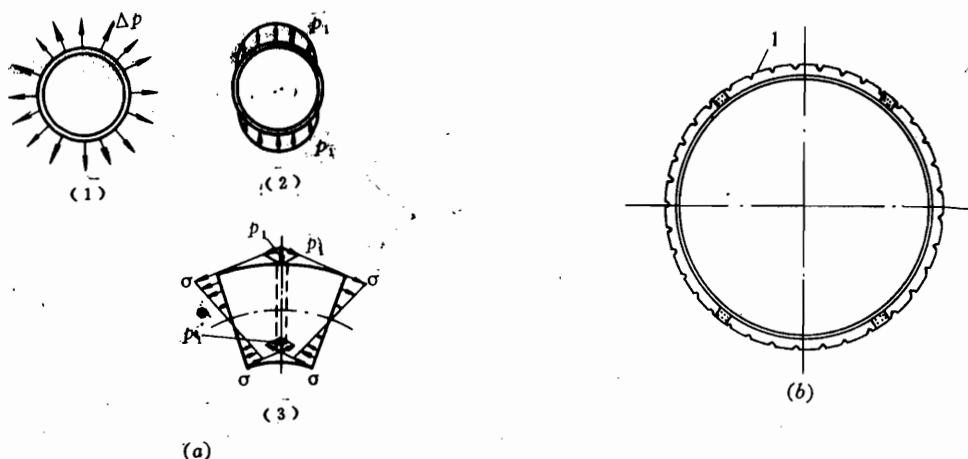


图 5.5 普通框的载荷与构造

(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。且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_x (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，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 5.6(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 5.6(a))。

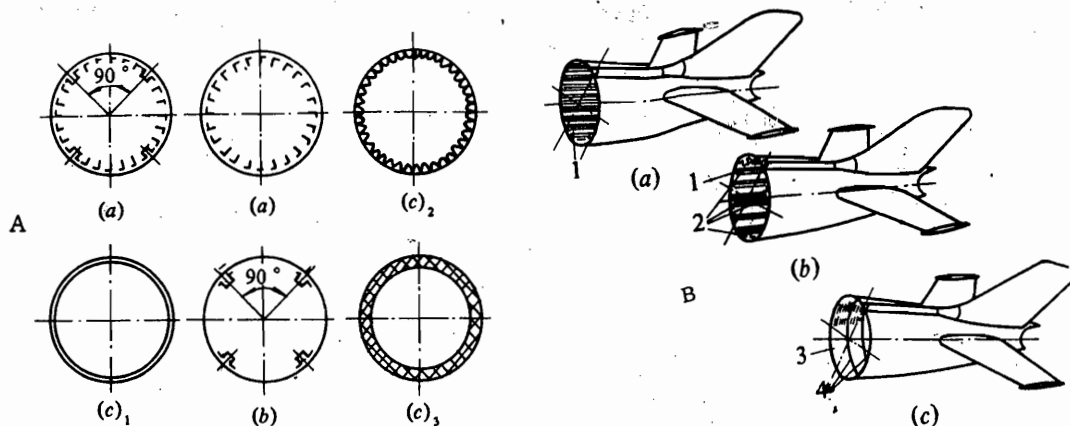


图 5.6 机身结构典型受力型式

(A) 剖面图; (B) 构造图

(a) 桁条式; (b) 桁梁式; (c) 硬壳式。

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、扭载荷的全部轴力和剪力。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，在其它条件相同的情况下，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，因而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，只是重点是讨论集中力或力矩外载的传递。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。

图 5.7 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，对此桁条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)，剪流沿周缘按梯形分布(图 5.7(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 5.7(b) 所示。由图(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 5.7(c) 所示。图 5.7(b), (c) 表示一个空间薄壁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。

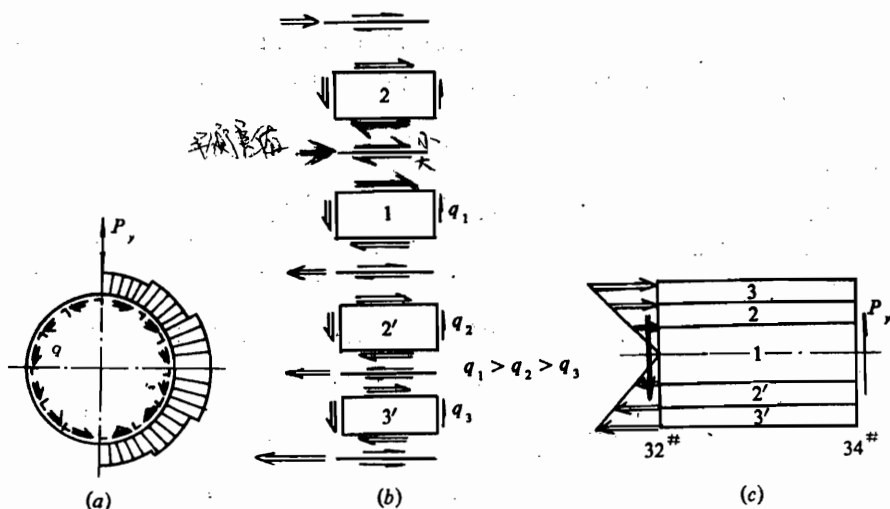


图 5.7 桁条式机身在框平面内受 P_y 力时的传力分析

(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: 作用在框平面内的集中力, 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中段(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 则通过桁条的轴向拉、压力向前传递, 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 5.8 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。

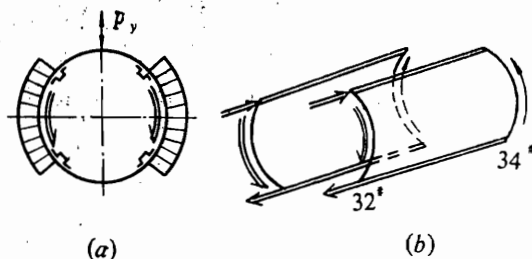


图 5.8 桁梁式机身受框平面内 P_y 力作用时的传力分析

(a) 支反剪流分布图; (b) 蒙皮和桁梁的平衡。

↑若有一双闭室机身, 由蒙皮受正应力, 则 P_y 力作用下的支反剪流分布将如图 5.9(a) 所示。如果是在外载 M_x 的作用下, 则剪流分布将如图 5.9(b) 所示。

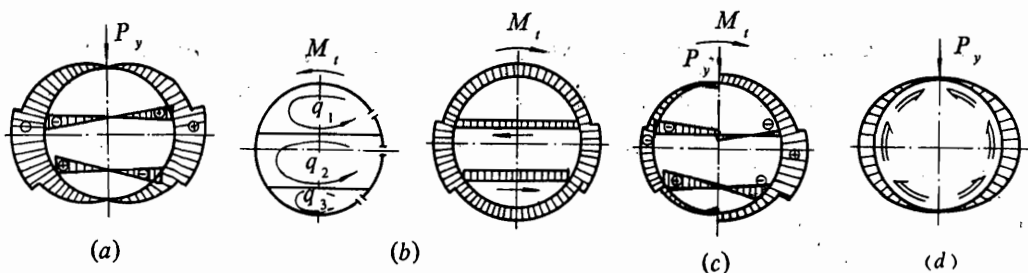


图 5.9 双闭室硬壳式机身的受力分析

(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。

需要说明的是:

(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中段传递, 不会引起桁条(或桁梁)内的轴力。

(2) 如果有垂直于框平面的集中力作用在机身结构上, 那就需要布置相应的纵向构件, 力扩散后再在结构中传递; 这在 5.6 节中还将讨论。

二、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由地板结构来承受该地板载荷。图 5.10 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。

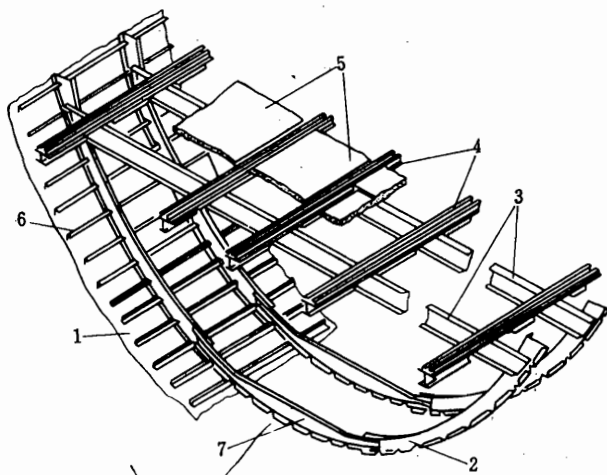


图 5.10 旅客机地板结构

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。纵梁连在横梁上, 或搭接在横梁上(如图 5.11 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最

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,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的。

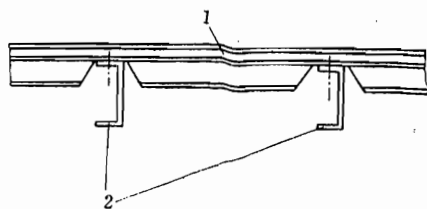


图 5.11 纵梁与横梁的连接

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 的地板纵梁是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、纵梁传到隔框上去的,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 5.12)。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 5.5 节“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。

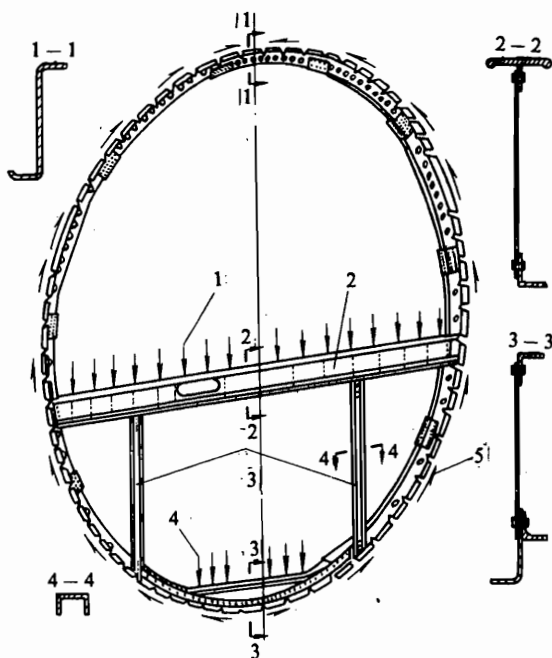


图 5.12 某旅客机机身框

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。

在本节中我们以两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、扭总体载荷的是由蒙皮、桁条(或桁梁)组成的空间薄壁结构式的壳体, 因此不论是集中力或是作用于机身内部容积的分布力(如地板载荷)都要布置相应的构件, 如隔框或局部纵向加强件(将在 5.6 节中分析), 把它们扩散成剪流, 传到蒙皮上, 然后由蒙皮、长桁组成的壳体向机身的支承点(机身、机翼接头)传递。普通框不参加总体受力, 但作为蒙皮、长桁的一个支持, 可提高它们在参与总体受力时的失稳临界应力。

5.4 机身结构元件的设计与布置

机身结构元件的设计要求、设计原则与机翼结构元件基本相同, 故这里不再详述, 仅介绍一下机身结构元件的特点。

1. 蒙皮

机身蒙皮是机身结构中的重要受力元件, 它承受剪力 Q_x 、 Q_y 、扭矩的剪流, 在桁条式机身中还承受一部分弯矩引起的轴力。但由于与机翼相比, 机身结构高度高, 相对载荷较小, 因此蒙皮厚度一般比机翼的薄。一般若弯矩全部由骨架(桁条、桁梁)受, 可采用薄蒙皮, 如 $\delta = 0.8\text{mm}$ 。而如蒙皮也参与承受弯矩时, 则蒙皮厚度可选 $1.0 \sim 2.0\text{mm}$ 。[5]中介绍, 对于桁条式结构, 若取当量蒙皮厚度 $\delta_{eff} = (f_{st} + 2c\delta) / b$, (δ 为蒙皮厚度, $2c$ 为有效宽度 $\approx (24 \sim 28)\delta$, b 为桁距; f_{st} 为长桁截面积), 则较合理的结构一般 $\delta \approx 0.5\delta_{eff}$ 。由于机身蒙皮面积很大, 以某强击机为例, 共有 50 多平方米, 而蒙皮厚度也都有一定规格, 如 1.0, 1.2, 1.5, 1.8 等等, 差一级就会差几十公斤, 更不用说对大型飞机了, 因此设计时必须合理布置蒙皮的厚度和分块。

首先应按载荷大小来确定蒙皮厚度。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。但是蒙皮的厚度分布不能完全按机身总体载荷分布规律来布置。其原因之一是不能把蒙皮做成很多小块。小块蒙皮不但会增加连接时工艺上的困难, 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, 不能要求设计成任意厚度。所以机身蒙皮的厚度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板材供应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。

其次, 其他还有一些因素也会影响蒙皮厚度的选择。如在大开口周围蒙皮需加厚。一些大型旅客机出入门周围的蒙皮都是用化学铣切加工的变厚度板。旅客增压座舱部分的蒙皮, 为了改善疲劳性能, 降低应力水平, 也增加了蒙皮厚度, 特别是在有大量观察窗户的侧壁, 都采用厚蒙皮(如 L-1011 窗框处蒙皮厚 2.28mm, 还胶有同样厚度的加强板)。图 5.13 为一轰炸机机身蒙皮厚度的分布图。

蒙皮的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。

2. 长桁

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, 是机身抗弯的主要元件, 所以从结构受力上看, 就应合理选择长桁的间距、截面形状, 使之与蒙皮组合成结构效率较高的壁板。现代歼击机长桁间距一般在 $80 \sim 150\text{mm}$ 范围之内; 轰炸机、运输机一般在 $150 \sim 250\text{mm}$ 之间。选定间距后, 各长桁间距在机身周边

上基本相同。

长桁的纵向布置应尽可能按等角幅射布置,这样长桁只有单向曲度,而无扭角,可简化零件制造和装配工艺。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,如机身后段,长桁的数目也就减少较快。

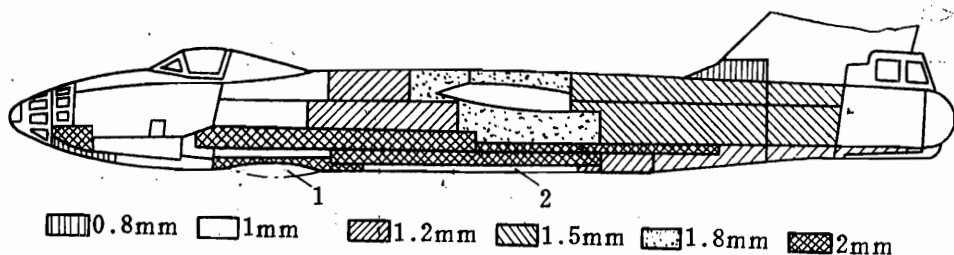


图 5.13 某轰炸机机身蒙皮厚度分布图

1—天线罩; 2—炸弹舱门。

还有一类加强长桁,它是为了承受平行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。如机、尾翼接头、发动机推力接头处都有较强的沿 x 轴方向的集中力传到机身上,机身的这些部位都需布置加强桁条,其长度主要视集中力扩散的需要而定。考虑到“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,这样的设计有利于减轻重量。

3. 桁梁

桁梁式机身结构由桁梁承受机身弯曲正应力。考虑到机身要在两个平面内受弯矩,且数量级相同这一特点,桁梁一般布置在机身截面的四个象限的中间附近(如 $\pm 45^\circ$ 线附近)。但若是因布置较大的开口而采用桁梁式结构时,桁梁的布置还受到大开口大小以及位置等方面协调的影响。如图 5.14(a)所示某前机身头部,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,应按机身截面的等角幅射线设置,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(桁梁式机身中基本不受正应力的桁条则允许断开),这样可使传力直接。若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另一桁梁上去(见图 4.42)。若梁必须有转折,则在转折处必定会产生附加作用力(图 5.14) P_A 、 P_B (P 力的分量)。且因为这两个力是空间的斜向力,所以还将分为 P_{Ax} 、 P_{Ay} 两个分量; P_B 也一样。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可能避免中断或急剧转折。

4. 普通框

普通框在机身中不参与总体受力,但它是长桁的和蒙皮的支持,对长桁的受压总体失稳临界应力和蒙皮的剪切失稳临界应力均有影响。普通框一般在加强框布置好后再行布置。在初步设计时,可按统计数据或原准机选择各参数。歼击机的框距一般在 300mm 左右,大型

飞机的框距约在 350~500 范围内。参考文献[2]中建议,对硬壳式机身框距可取 200~250mm;对半硬壳可大致取框距 $a \approx 0.11D_f$ (D_f —机身直径)。普通框大多为环形(图 5.5(b))。参考文献[2]中介绍,对普通框框缘的腹板高度 h 可大致按下取:若 $D_f=1.5\text{m}$, $h \approx 0.02D_f$; $D_f=2\text{m}$ 时, $h \approx (0.025 \sim 0.03)D_f$ 。而框缘板(弯边)的宽度 $b < 0.5h$ 。缘板的厚度 δ' ,当蒙皮厚度 $\delta < 2.5\text{mm}$ 时,可取 $\delta'/\delta = 1 \sim 1.3$;在较强的壁板上,为保证等刚度设计, δ'/δ 可取到 1.5~2.0。

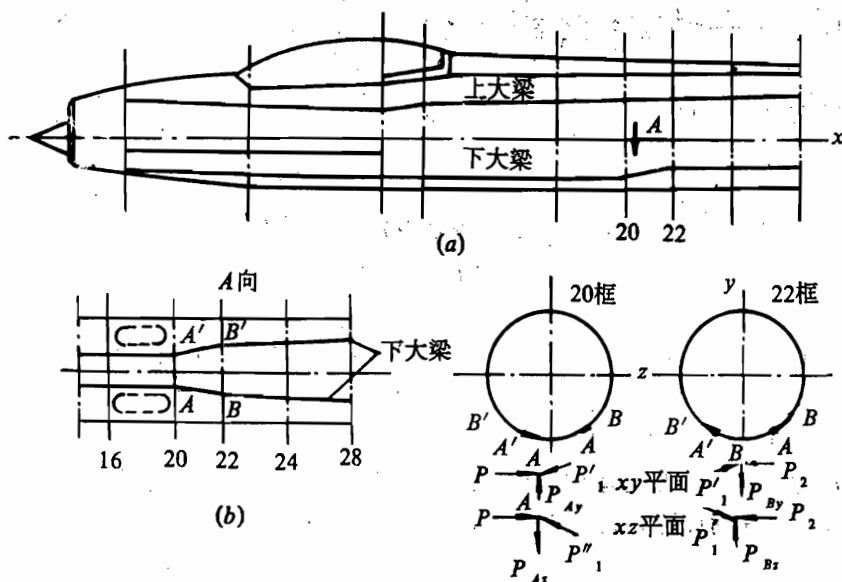


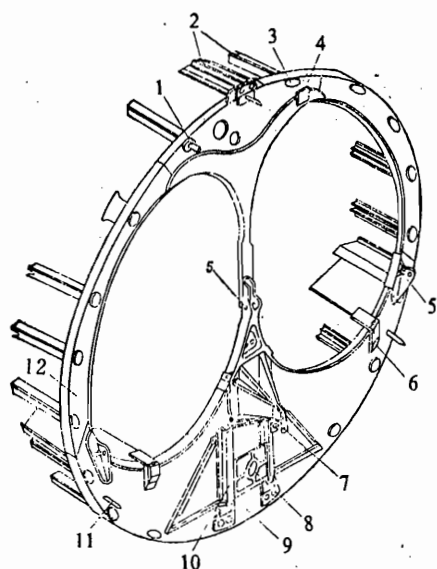
图 5.14 桁梁转折时的传力

(a)、(b) 某机机身桁梁的布置及转折情况; (c) 桁梁转折处受力情况。

至于框距 a 与桁距 b 的比例,文献[2]中建议,对桁条式机身,可取 $a/b > 2.5$;对桁梁式 $a/b < 2$ 。

5. 加强框

加强框的设计我们将在下节详细阐述,此处主要阐述有关加强框的布置问题。加强框主要用于承受框平面内的集中力和集中力矩,因此机身上有这类载荷处都需要布置加强框。另外在大开口的两端、机身的设计分离面处也要布置加强框。由于加强框承受的载荷大,因此框的结构一般都比较强,重量较大。如某强击机的机翼-机身主对接框总重为 115kg。为了减轻重量,在设计布置加强框时应注意综合利用(“一框多用”)的原则。例如可以让一个加强框承受几个集中力;或既受集中力,同时又作为增压座舱、燃油舱的端框等。如图 5.1 所示飞机中的 29 框(图 5.15),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、四个传递发动机质量力的悬挂接头;炸弹挂梁的后端也装在此框上。除上述较大的集中力外,像减速板作动筒、炸弹舱操纵机构等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。



- 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—减速板作动筒接头;
- 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;

图 5.15 某机 29 框结构

6. 框、桁条、蒙皮之间的连接

连接时必定会遇到纵、横构件交叉的问题，一般原则是弱的让强的，如桁条式机身中应尽量使桁条连续，而在普通框上开通过孔。但如遇加强框，则一般加强框框缘应尽可能保证连续(图 5.16)。普通框与长桁相连，可用角片连接，也可用框缘切开处的小弯片连接(图

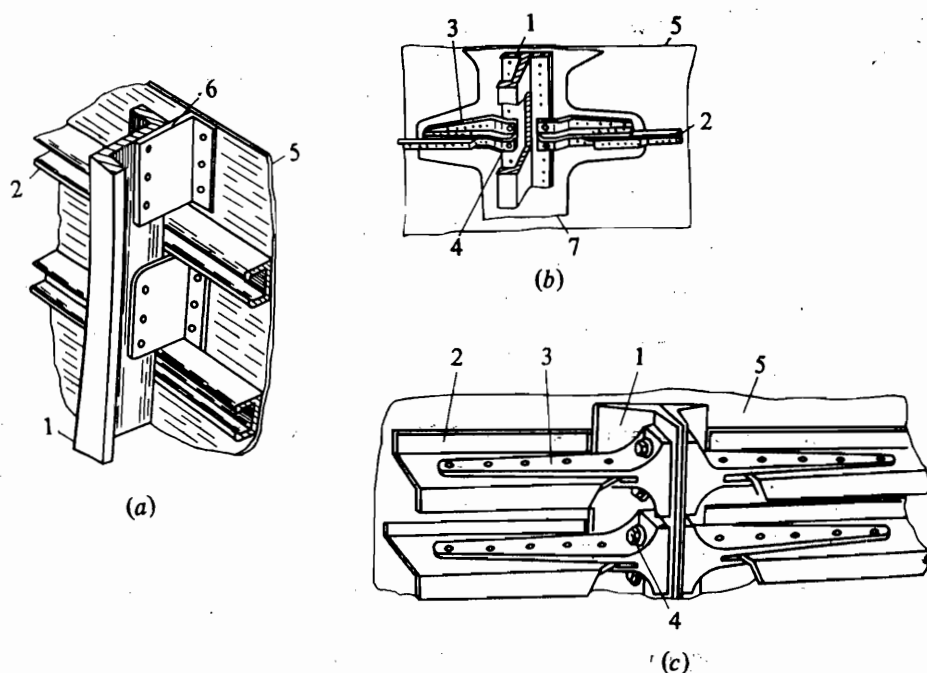


图 5.16 刚框式加强框与长桁相交处的连接形式

(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, 用角盒接头连接。

1—加强框; 2—长桁; 3—长桁对接角盒接头; 4—连接螺栓; 5—蒙皮; 6—补偿连接片; 7—加强盖板。

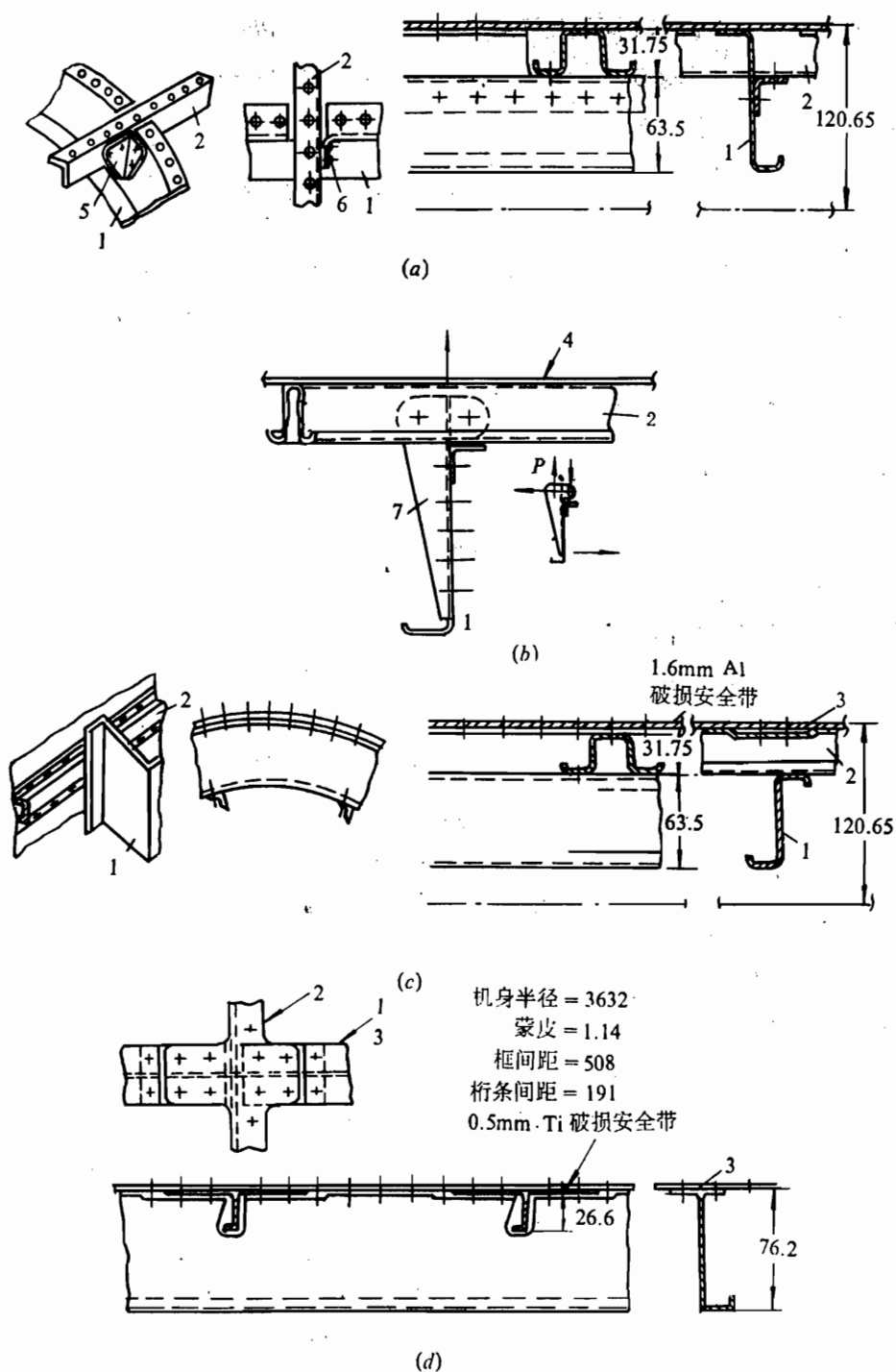


图 5.17 框、桁条、蒙皮间的连接形式

(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；(d) 连接中采用加强带作为止裂措施。

1—框；2—长桁；3—加强带；4—蒙皮；5—角片；6—小弯片；7—角撑。

5.17(a)、(b))。在一些大飞机上,蒙皮往往只和桁条连,桁条再与框连(图 5.17(c)),这样工艺方便,隔框削弱小,刚度好。有的飞机上为了防止增压舱疲劳裂纹的迅速扩展,或起止裂作用,则在连接时采用了加强带(图 5.17(d))。

在给定机身的纵向、横向构件与蒙皮等结构元件的初始数据后,就可以进行整体应力分析和优化设计了。需要指出的是,由于机身结构情况比较复杂,一般用工程梁理论计算的结果与实际应力状态相差较大,这已为大量实践所证明,因此应采用有限元等先进方法进行应力分析。

5.5 机身加强框的设计

在 5.3 节传力分析中已讲过,加强框的作用是承受其框平面内的集中载荷,并传给机身蒙皮,所以它是一个在集中力和分布剪流作用下平衡的平面结构。它们的重量比较大,设计的好坏对机身的结构重量有很大影响。加强框的结构形式与参数等与机身外形、内部装载布置、集中力大小、性质以及支持它的机身结构的特点有密切关系。若加强框还兼作增压座舱的气密端框,则增压载荷亦会影响其结构型式。综上所述,影响加强框结构的具体因素很多,故加强框的形式也甚多。但是从受力型式上看,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,这是为了充分利用机身内部空间。图 5.18(a)为一机翼机身对接的刚框式加强框,它主要承受框两侧翼梁传来的集中力。图 5.18(b)是在框

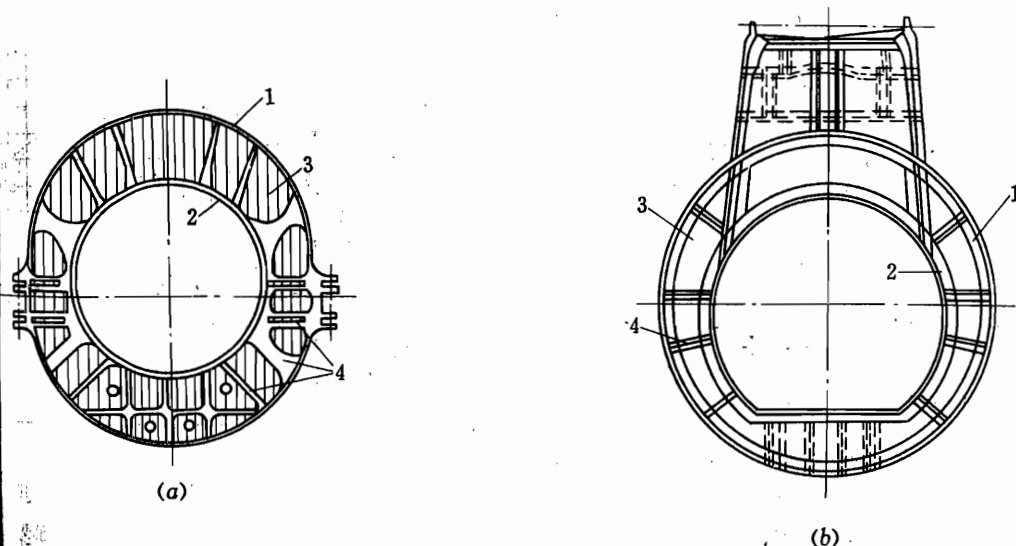


图 5.18 刚框式加强框

(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。

上部承受垂直尾翼传来的集中力的刚框式加强框。刚框式加强框是由内、外缘条、腹板、支柱等元件组成。根据这三种元件的构成情况不同,刚框又可分成组合框(图 5.18(b))、整体式(图 5.18(a))和混合式三种。组合式刚框由挤压型材弯制的缘条、腹板及支柱铆接而成;整体式刚框是用整体锻造毛坯经机械加工而成;混合式刚框是上述两者之组合。

从结构力学中知道,刚框为静不定结构,其内力的大小分布与刚框截面刚度沿圆周的分布有关。只要刚框的各有关几何参数与元件材料已知,其内力是很容易算出的。但对结构设计人员来说,他们首先要初步确定刚框各元件的几何参数与材料,为此,他们必须掌握刚框内力分布的基本规律。图 5.19 给出了三种典型集中力作用下刚框上的弯矩分布。要注意的是这些曲线是按工程梁假设,并且把机身视作硬壳式结构的条件下算得的。从弯矩的分布上大致可得出两点结论:

(1) 在法向(垂直于框缘外形线方向)集中力和集中力矩作用处,框截面的弯矩值最大。

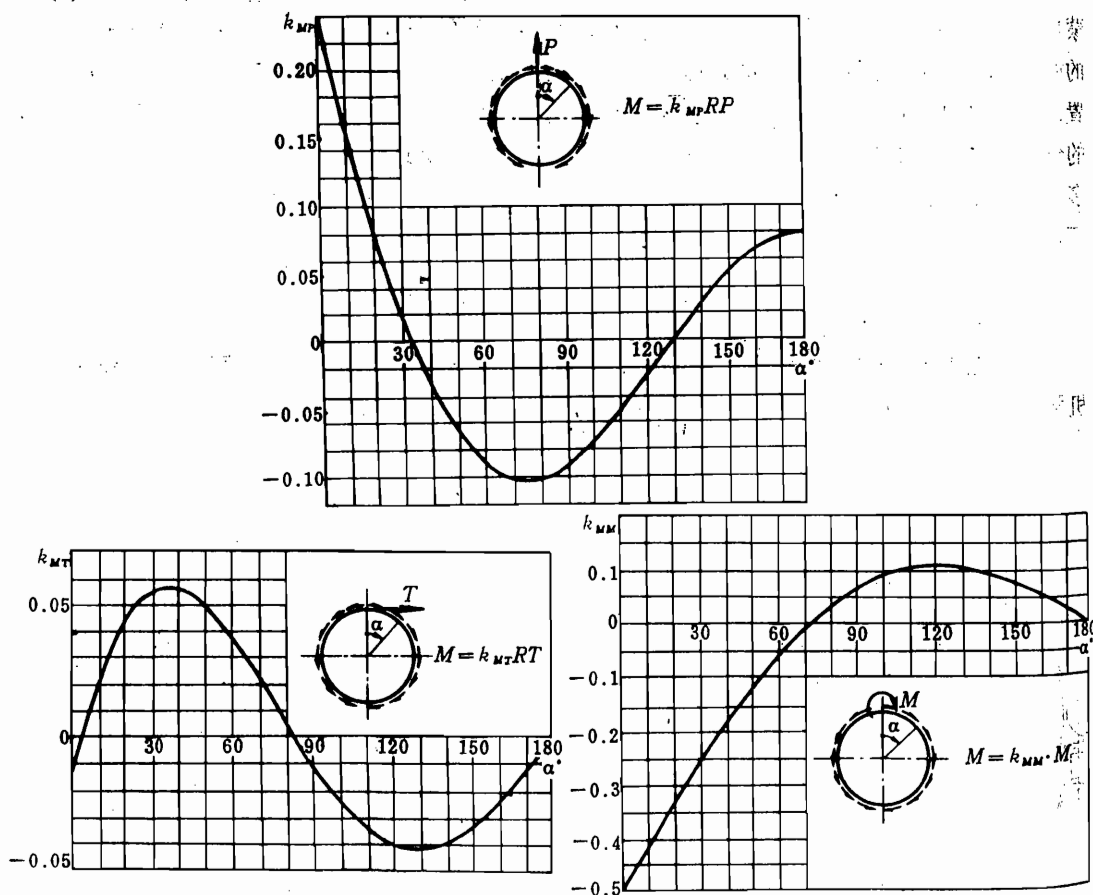


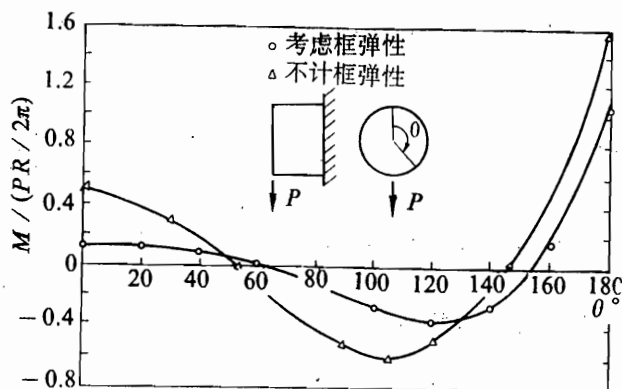
图 5.19 三种不同形式集中力作用下刚框的截面弯矩分布图

R —刚框半径。

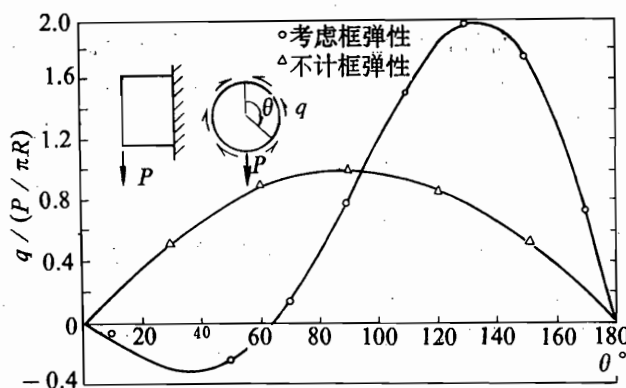
(2) 法向集中力和切向集中力相比,前者产生的框截面内弯矩较大,其最大弯矩值约为 $RP/4$,而切向集中力产生的最大弯矩值约为 $RP/16$ 。因此,当切向力与法向力相等时,后者产生的最大弯矩值为前者的 $1/4$ 。这两个结论给我们布置刚框的元件指明了方向,弯矩大的部位设计的抗弯刚度大些;反之则可设计成较弱的结构。刚框的内力应该有弯矩、轴

力和剪力。由于刚框的截面高度比较小，弯矩对确定刚框截面尺寸起决定性作用，轴力虽有些影响，但影响不大，而剪力只影响腹板的厚度。因为法向集中力与切向集中力在刚框中产生的弯矩内力相差很大，因此应尽可能地使集中力沿切向作用于刚框上。如旅客机、货机地板结构上的横梁，就能把有效载重的质量力转成以切向力形式作用到隔框上(图 5.12)。

图 5.19 的曲线是针对圆形截面机身的。由于机身截面一般都接近圆形，故这些曲线可供最初布置刚框结构元件时参考。当然非圆形或沿圆周抗弯刚度不相等都会改变弯矩的分布，但基本趋势是不变的。



(a)



(b)

图 5.20 刚框式隔框弹性对框截面弯矩及支反剪流的影响

(a) 隔框弹性对框截面弯矩的影响；(b) 隔框弹性对隔框的支反剪流的影响。R—刚框半径。

还应着重指出的是，上述曲线不能作为强度计算的依据，因为刚框的弹性以及相邻一段机身结构的弹性都对蒙皮作用到刚框上的剪流分布产生较大的影响。计算与试验表明，工程梁假设已经不宜机身的强度校核了。所以我们只能把上述曲线作为了解刚框内力的基本规律与刚框结构零件布置时的参考。计及弹性效应后刚框的内力分布如图 5.20 所示。从图中可以看出，不但最大弯矩的位置受其影响，数值大小亦有所改变，典型计算表明，最大弯矩的数值略有减小，蒙皮的支反剪流在靠近集中力作用点处比不考虑框弹性时增大很多。只有充分考虑刚框及其周围结构的弹性，较精确地算出刚框的内力，才能设计出合理的重量轻

的刚框式加强框。并不是只有刚框才需考虑弹性影响,其它形式的框也需要考虑。这种弹性影响对大型运输机尤为显著,因随着机身截面直径的增大,刚框的截面高度增加不大,所以刚框的弹性变形更大。目前飞机设计中广泛应用有限元素法,在受力模型选得合适时,可以较精确地算出刚框的内力。结构设计人员根据计算出的结果调整刚框结构元件参数,使其逐渐趋于合理。

目前优化设计也已应用到飞机设计中,它不但能给出机身各元件的内力,而且最后给具有较好重量特性的结构元件参数,所以优化设计把飞机结构设计推向一个新阶段。

上面介绍了刚框受力的基本特点及其结构组成形式,下面再进一步阐明刚框设计的有关问题。

(1) 已知条件 刚框设计前,其外缘轮廓线和沿周向框截面的最大高度限制都在部位安排时已确定,传到刚框上的集中力大小、方向也已给定,其它设计条件如材料供应情况、工艺条件等也已明确。

(2) 结构型式的选择 刚框式加强框的构造可以是组合式、整体式或两者的混合。设计时确定构造型式的依据是刚框弯矩的大小、刚框的截面高度以及制造能力。若框截面的高度较大而截面弯矩不是很大,则用组合式构造较为合理。因为腹板比较薄(剪应力小),内、外缘条的有效高度较大,缘条能充分发挥作用;框截面高度大,也便于铆接装配。反之,若框截面弯矩大而截面高度小,则以采用锻压机械加工的整体构造为佳。此时能充分发挥缘条的承载能力。因为在框截面高度较小时,整体框缘条的有效高度比较大(与组合式缘条的有效高度相比),框截面高度小,使腹板上的剪应力较大,从而使整体框的厚腹板得到充分利用,同时也避免了组合式框因连接而引起的增重。从整体框的含义我们知道,它的缘条、腹板、支柱是用整体毛坯直接切削加工而成的。所以,是否设计成整体框还得根据生产单位的锻压能力和生产批量大小而定。若锻压能力不高,设计者可以把一个整框(当从强度上看需要将框设计成整体式结构时)分成两块或三块制造,然后再把它们连接在一起。对那些只在刚框的某一段框截面弯矩较大,或者框截面弯矩不是很大而允许的框截面高度却很小时,往往只在这段用整体结构,而其余部分则用组合式结构。虽然各段之间的连接要增加些重量,但总的重量较轻。

(3) 结构设计 刚框的内力分布与数据(相当粗略)及结构型式确定以后,还要合理布置刚框结构元件。为了减轻结构重量,以刚框框截面刚度的分布与弯矩的变化一致为好,但是切忌单纯以增大框截面高度(布置允许时)来提高弯曲刚度,因截面高度增大会使腹板重量增加,设计时应以框缘条和腹板重量的总和最小为准则。对组合式刚框,改变框截面刚度可以采用下述方法:改变框截面结构的高度;缘条采用变剖面型材(可用铣切加工制成);局部增设加强板或角材;局部框缘条用高强度合金钢型材等。组合式刚框设计,还有一个支

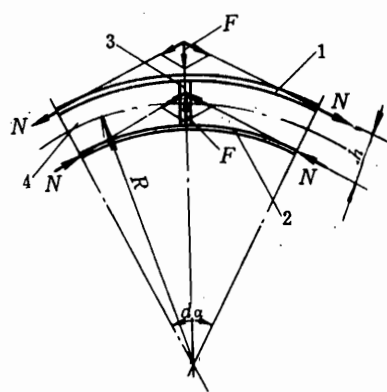


图 5.21 刚框式隔框弯曲变形引起的径向压力与支柱的作用

1—外缘条; 2—内缘条; 3—支柱; 4—腹板。

布置问题。组合式刚框的腹板较薄，在剪切内力作用下需考虑受剪失稳问题；另一方面，因为刚框的曲率较大，弯曲时内、外缘条会对框腹板产生分布压力，刚框曲率越大，此压力越大(图 5.21)，所以必须设置一些支柱以提高腹板的受剪、受压临界应力，这时内、外缘条产生的压力可以由腹板承受。显然，腹板越薄，为了提高其临界应力所需布置的支柱越多。这就存在一个增加腹板厚度与增加支柱数目那个重量较轻的问题，需要仔细比较以期达到既能发挥腹板的抗剪能力而又不因过多的支柱增加重量。有时因腹板很薄，忽略其承压能力，而近似认为缘条作用的压力由支柱承受，这时只要支柱的临界应力足够就行了。在这种情况下，必须把该支柱左右各半跨度(两个支柱间的距离称一跨度)间的压力集中到这根支柱上。我们从结构受力的角度说明了布置支柱的依据。设计者除了协调上述两个因素外，往往还必须考虑各种系统的安装等影响因素，这些因素经常决定部分支柱的位置。上面介绍了为提高腹板抗压、抗剪的能力腹板上布置支柱的原则。由图 5.21 容易得到因隔框弯曲变形引起的径向压力。这时，单位周长上的压力为

$$p = N d\alpha / R d\alpha = M / hR$$

在腹板内产生的压应力为

$$\sigma = p / t = M / hRt$$

式中 h ——隔框截面高度；

R ——隔框曲率半径；

t ——隔框腹板厚度；

M ——计算部位的弯矩。

我们取二个支柱间的腹板的临界应力与此实际压应力比较，就可判断原选定的支柱间距和腹板厚度是否合适。当然还应校核剪切应力。

若将两支柱间的压力集中到支柱上，则此支柱上的总压力为

$$F = pl = Ml / hR$$

式中 l ——两支柱间距离。

计算时，将两支柱间的弯矩 M 和曲率半径 R 看作常数。这样，总压力和支柱的总体临界应力比较就可得到支柱的截面参数了。

除上述普通支柱外，凡是集中力作用的部位，都须布置比较强的支柱。

对于整体锻造刚框设计所需要解决的问题，原则上与组合式相同。它采用机械铣切加工，容易实现等强度原则。从工艺上看省去了很大一部分装配工作量与工艺装备。但应注意：为了便于锻造成型；铣切加工时在机床上的定位与夹紧；热处理时不产生过大的变形，往往要求整体锻造框的缘条、腹板的厚度不小于工艺要求的最小厚度，而未必受力上处处要求这样厚。因此只有在截面弯矩较大而高度较小的情况下，采用整体锻造式刚框比较合适。正因为整体锻造式刚框的腹板较厚，腹板的承压、承剪刚度大，腹板上所需的支柱就较少，甚至在某些区段不要支柱。为了减小重量，还可以在腹板上受力不大的部位开减轻孔。

刚框的分离面选取也是一个值得重视的问题。不论是组合式刚框还是整体锻造式刚框，为了加工方便，通常刚框都分成几段。前面已指出，当锻压设备能力限制时，整体刚框不得不分成两块或三块。分段制造，然后再装配起来，必然要增加连接接头的重量。设计者必须研究各种设计情况下刚框截面弯矩的分布，找出弯矩最小的截面，以此作为刚框的分离面。这样，通过接头传递的弯矩最小，接头构造简单，从而重量增加较小。图 5.22 为一机身机

翼连接刚框式加强框，它的主要设计载荷是机翼传来的对称弯矩，若把其外形简化成圆形，则可用图 5.22(b)中给出的弯矩分布曲线。虽然真实刚框不像圆形框那样在距水平和垂直轴线各为 45° 的四个点上弯矩为零，但其弯矩在这四点附近较小是肯定的，所以在协调其它影响因素(该机身的桁梁在此与刚框相交)后即可决定分离面位置。刚框各段的连接要保证框缘条、腹板的内力均能传递，即必须把两段缘条用搭板连接起来，以保证缘条的轴力连续，两段腹板可用搭接亦可用对接相连，以保证剪力连续。在整体式刚框分段后也可用铰接接头把各段组合在一起(图 5.23)。这种连接使加强框变成了一个静定结构，而不是前面所说的真正刚框了。但弯矩仍然是其主要受力状态，而且更容易实现等强度设计。

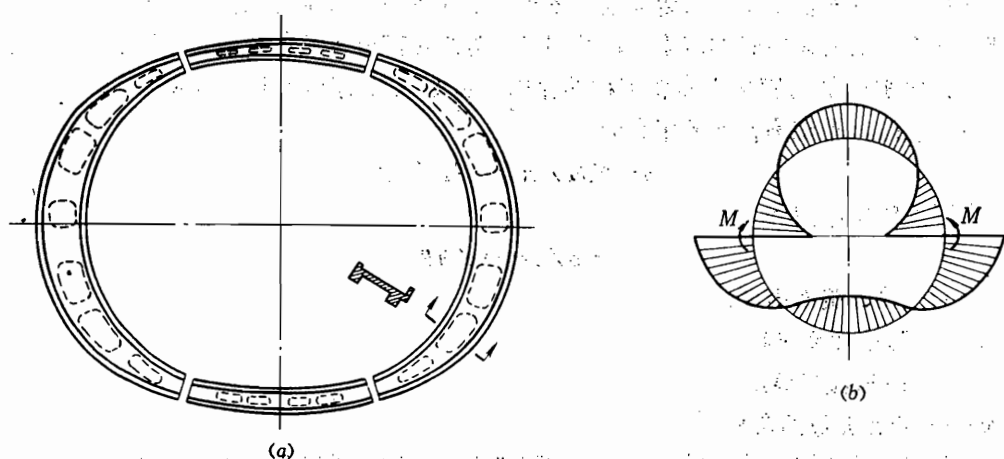


图 5.22 整体刚框式加强框分段

(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。

由于刚框分段后采用铰接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，以使该接头所在剖面处弯矩为零，且可改变整个框缘的弯矩分布(图 5.24)。

刚框的外缘条一般与蒙皮铆接在一起。在设计外缘条截面尺寸时要保证铆接所需要的宽度，在此前得下尽可能使刚框截面刚度与弯矩分布一致。当长桁与刚框相交时，一般不允许缘条断开让长桁通过，因为长桁的轴力远比刚框缘条的内力小。故一般采取把长桁断开，再用连接件连接起来，这样既保证了刚框缘条的完整，又使长桁的轴力传递不受影响，而且连接件的重量比断开框外缘条的要小(图 5.16)。

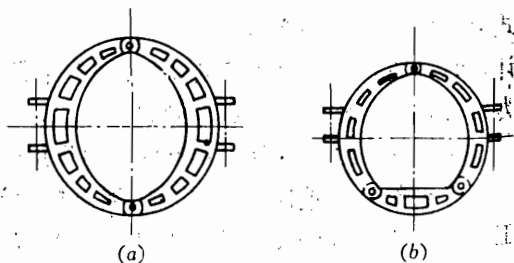


图 5.23 刚框式加强框铰接式分段

(a) 双铰式；(b) 三铰式。

二、腹板式加强框

我们知道，机身上有时需要布置一些腹板式加强框(简称腹板框)。腹板框的形状也是由

部位安排决定的, 有的腹板只占机身截面的一部分, 其余部分为刚框。而有的腹板占机身截面的全部。图 5.25 是几种腹板框的形状(还可参看图 5.37)。腹板框设计的已知条件也是集中力外载荷, 有些腹板框还同时作用有垂直于框平面的分布压力。关于受分布压力腹板加强框的结构布置与内力分析将在 5.7 节增压座舱设计中介绍, 这里主要介绍受集中力的腹板加强框的设计问题。

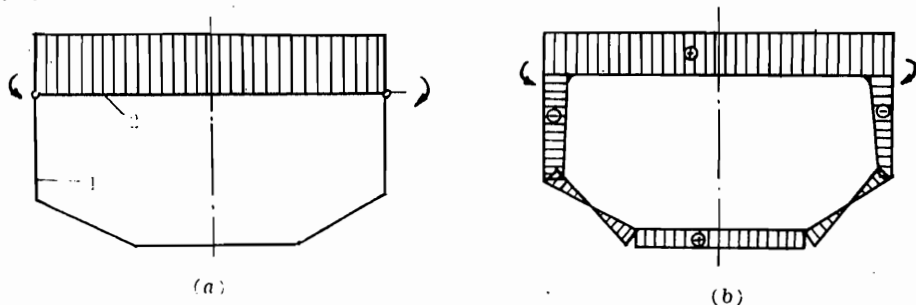


图 5.24 某机身框简化模型的内力分布

(a) 下半框与横梁铰接时的内力分布; (b) 下半框与横梁固接时的内力分布。

1—下半框; 2—横梁。

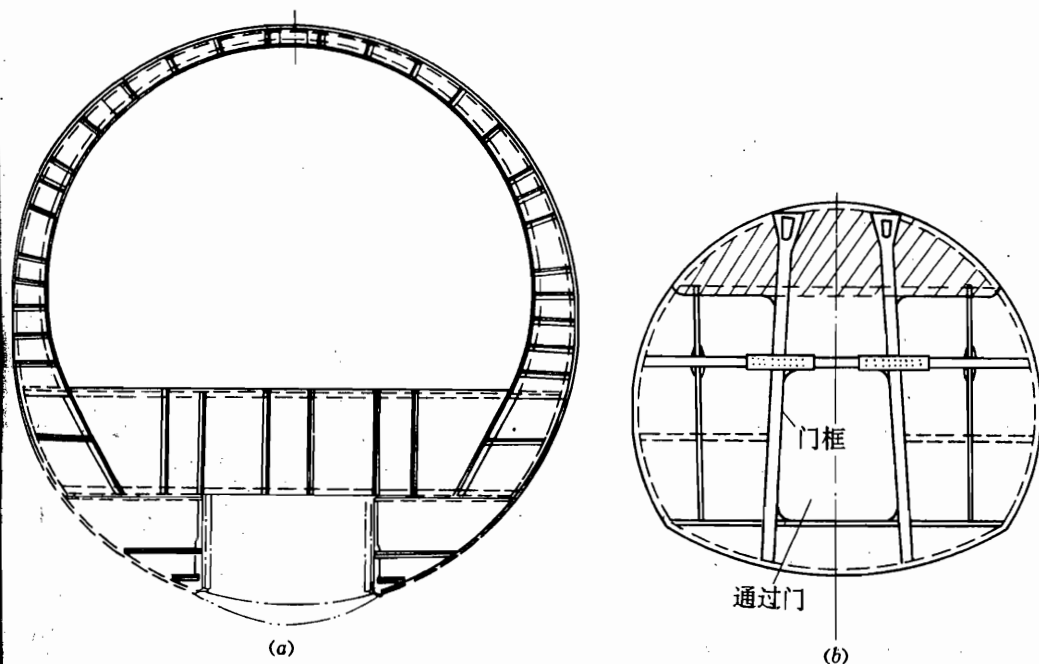


图 5.25 腹板式加强框结构

(a) 下腹板式加强框; (b) 中间开口腹板式加强框。

腹板框的主要特征是通过布置在腹板上的型材受轴向力、腹板受剪而把集中力扩散到机壳蒙皮上。腹板框框缘中的应力相对刚框要小得多, 所以这种加强框的缘条不需要很厚。腹板框的形状各种各样, 限于篇幅, 我们只能就常见的几种腹板框的设计问题作些介绍。

1. 腹板框受力分析

若腹板框为全腹板(占据整个机身截面)结构,其传力过程与平板杆结构相同。而实际设计中常常遇到的是各种带部分腹板的加强框,在进行具体设计前应对它们的传力有所了解,再在此基础上布置框内的各种元件。

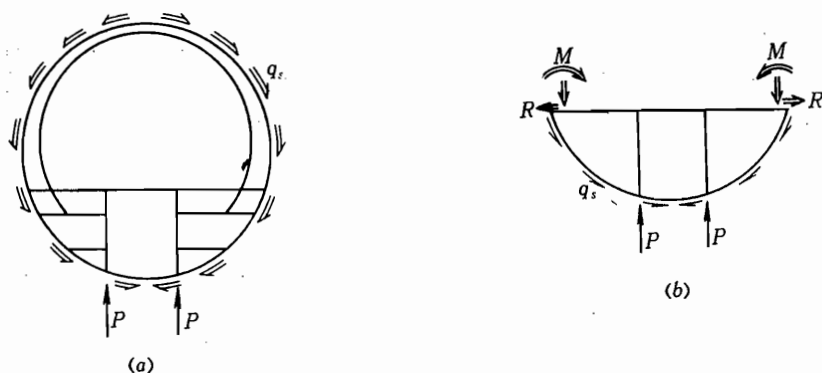


图 5.26 具有下腹板的加强框受力分析

(a) 框的整体平衡; (b) 下腹板的平衡。

(1) 带有下腹板的加强框。这类加强框的结构布置及其受力特性如图 5.26 所示。它由下部腹板和上部圆弧形刚框组成。下部腹板同时作前起落架舱前端板,在某些飞机上它还兼作起落架舱与增压座舱间的气密隔板。图上 P 为起落架作用在框上的集中力,它通过与起落架接头相连的两根竖支柱(型材)以剪流形式作用在腹板上。下腹板上边布置有一根缘条,下部弧形边也布置成一根缘条,这样下腹板与此上、下缘条在一起相当于一个变高度的薄壁梁,此梁两端受到上部刚框的支持。若其连接形式为固接,在连接处就会有力矩作用,如图上 M 。为此,在与刚框内缘条相连接处,腹板上须有承受轴力的扩散件。从整个框能否受力的角度看,上下两部分铰接也是可以的,但此时整个框的刚度比固接的要小。

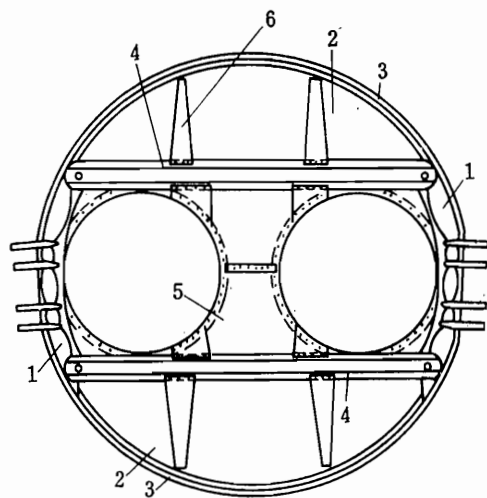


图 5.27 某机机翼机身连接加强框

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。

(2) 带中腹板的机翼机身连接加强框。图 5.27 为某机机翼机身连接加强框。由于进气道穿过,该加强框的前面又是油箱舱,所以除进气道部分外都需有腹板。翼梁传给这个加强框的集中力很大,协调关系又多,因而结构比较复杂。它是由左右横梁和上、下腹板及中

组成。上、下腹板与中腹板之间的两根水平缘条都与两侧横梁铰接。框周缘缘条与机身蒙皮铆接在一起。下面来分析它的受力情况。

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 5.28)，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 5.29。 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_{Qy} 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_{Qy} 和沿 2-4 的合力： 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_{Qy} 在 0-2-4-0' 上的合力平衡的，因此， R_{2y} 代表 q_{Qy} 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_{Qy} 在 4-0' 段上的剪流在 y 方向的合力。 R_{2z} 、 R_{4z} 是 q_{Qy} 在 0-2、4-0' 段上 q_{Qy} 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。

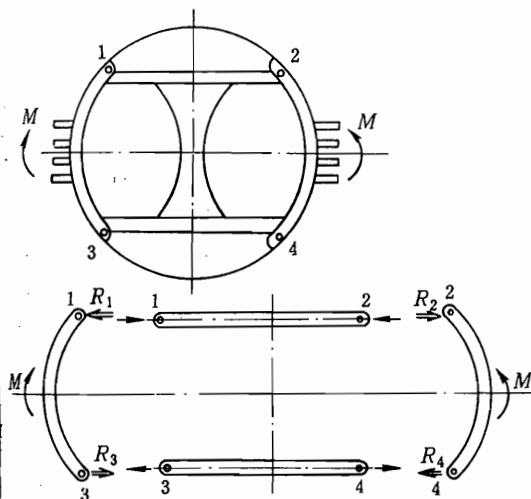


图 5.28 对称弯矩作用下中腹板加强框的受力分析

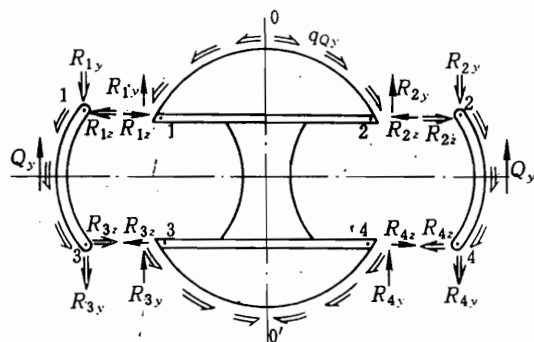


图 5.29 对称剪力作用下，中腹板加强框受力分析

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 5.30 表示不对称力矩作用下各部件的平衡情况。例如在框的左右各作用有力矩 M_f 与 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 $M = M_r - M_f$ 来代替(图 5.30(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元件之间的传力关系。此时，右边横梁上作用有一个力矩 M (图 5.30(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。考虑到上下两块腹板框的刚度大致相等，因此近似认为

$$R_{1y} = R_{3y}$$

$$R_{2y} = R_{4y}$$

而且

$$R_{1y} = R_{2y} = R_{3y} = R_{4y} = \frac{1}{2} q_M h$$

根据力矩平衡条件

$$R_{1z} = R_{3z} = q_M \Omega_1 / h$$

$$R_{2z} = R_{4z} = (M - q_M \Omega_2) / h \quad (R_{2z} > R_{1z})$$

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的两倍，如图 5.30(b) 中阴影线所示。把左、右横梁平衡的各个支反力 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。这时只有中腹板能提供剪流 q_{5-6} ，集中力 R_5 、 R_6 保证上半腹板的平衡。

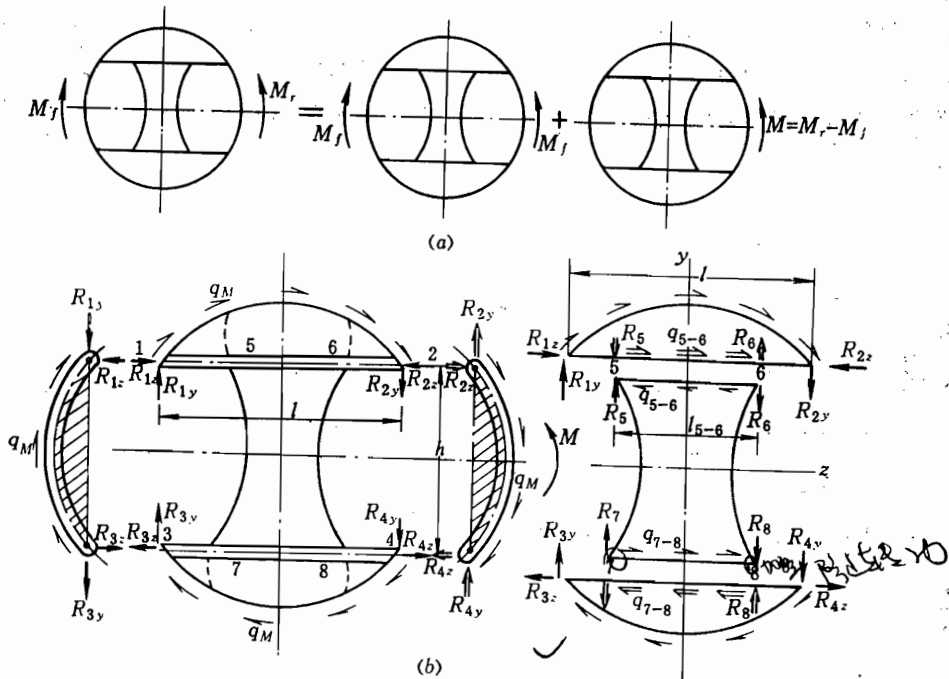


图 5.30 不对称力矩作用下，中腹板加强框的受力分析

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

$$q_{5-6} = (R_{1z} - R_{2z} - q_M l) / l_{5-6}$$

由

$$\sum M = 0$$

得

$$R_5 = R_6 = (R_{1y}l + q_M \Omega_3) / l_{5-6}$$

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。

2. 腹板式加强框上型材的布置

在本节问题二中，在讨论组成腹板框的各个部分之间的传力分析时，已经指出在有集中力作用的地方应布置型材(也称筋)，这里所说的集中力包括外载荷和框的内力。在这一节里，我们将讨论型材布置应遵循的一般原则。

(1) 主要型材(支柱)的布置 凡作用集中力的部位，都要布置较强的型材。在布置这些型材时要尽可能与构造上的需要相结合，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”，如图 5.25(b)上门框与起落架接头用同一根型材。主要型材应尽量保持连续。至于很长的门框型材是否与起落架安装接头处型材连接视需要而定，如果起落架传来的集中力在下腹板上就能扩散，门框型材就不必与起落架型材相连。受集中力的主要型材是受力较大的变轴力杆，所以支柱截面应根据轴力分布而变化。图 5.31 所示某轰炸机前起落架加强框上的两根支柱，就是按照轴力的大小改变其截面的例子。此框还兼作为油箱舱的端框，从此框上横向型材不连续的特点看出，两根竖型材截面的这种变化规律亦符合受侧压的要求。至于主要型材的截面形状可以是角形、槽形或 Z 字形。截面形状的选择根据集中力的大小、是否受侧压力，以及与其它构件的协调而定。一般同时受油压或座舱增压载荷时应选用后两种。

(2) 辅助型材的布置 辅助型材的作用主要是为了把腹板分成若干格子，以提高腹板的剪切稳定性；若容许腹板剪切失稳以后能以张力场形式受力，则这些型材应能承受腹板失稳后产生的附加载荷。这类型材一般都不要求连续，通常按腹板稳定性要求安排。

另外，油箱舱或增压舱端框型材最好布置在腹板受压的背面，以免使铆钉受拉(图 5.32)。

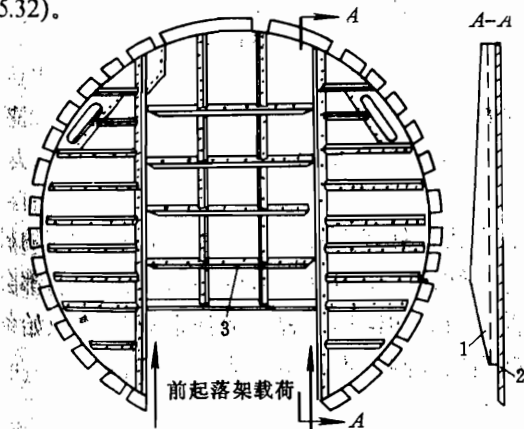


图 5.31 某轰炸机油箱舱端框并连接前起落架的加强框

1—竖加强型材；2—腹板；3—横加强型材。

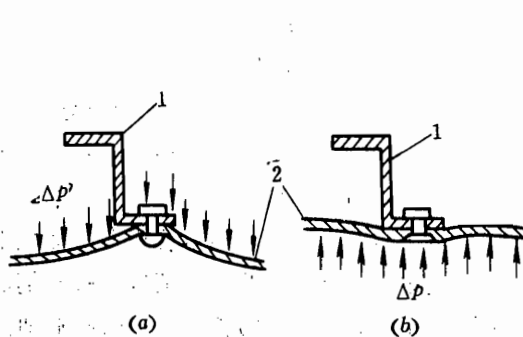


图 5.32 作端框用的腹板框上型材的布置与侧压作用方向的关系

(a) 型材与侧压同面；(b) 型材与侧压不同面。

1—型材；2—腹板。

3. 腹板厚度的确定与布置

腹板厚度对腹板式加强框的重量有很大影响。为了减轻重量,如果没有其它要求,在设计载荷下,允许腹板处于张力场状态。此时腹板不应破坏,结构仍能承载。但腹板厚度也不可太薄,一般应大于 0.8mm,否则,铆接时变形太大。对于受载较大的腹板式加强框,整个腹板不一定取同一厚度。如在集中力作用处的接头附近,腹板应加厚,这样更符合剪应力分布的实际情况,也减轻了腹板的重量。

由于腹板式加强框多数是综合利用的,故选用者较多。

三、构架式加强框

图 5.33 为构架式加强框的受力原理图。某低速飞机机身与尾轮支柱连接的加强框就用了这种受力形式。尾轮可以转动,故其侧向力较小,对其连接框来说主要受一个法向力,框内布置一三角形桁架可使法向力以切向力的方式作用到刚框上,进而与机身蒙皮的剪流平衡。对刚框来说,法向力变成切向力,框内的弯矩就小多了,从而可以将刚框设计得轻些。然而杆子会使刚框的重量增加,因为三根杆子中有两根受压,按稳定性设计,材料的利用当然差一些。由图 5.33(b)可见,对于正圆形截面的机身,三角形桁架的杆子受力更大,故使桁架重量增加得更多。这种形式的加强框既使整个框的中间空间被杆子堵住,不利于内部布置大尺寸东西,又没有部分腹板框那种可以综合利用的优点,故采用者甚少。但在某些大型飞机上,为避免过大的腹板引起重量过大,也有用构架式框的。

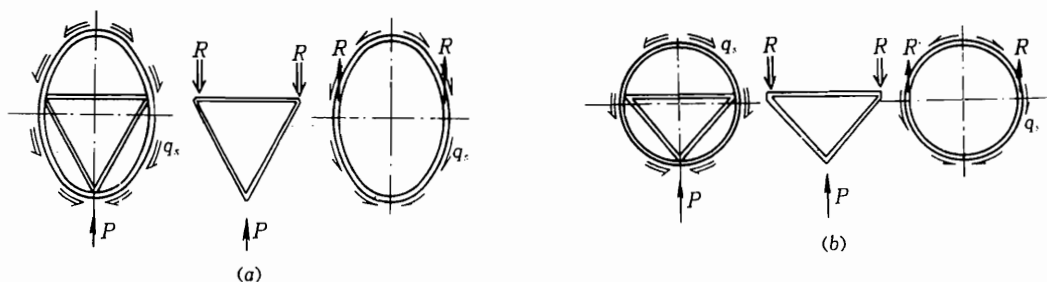


图 5.33 构架式加强框

(a) 椭圆形构架框的受力分析; (b) 正圆形构架框的受力分析。

影响加强框结构设计因素还很多。加强框的形状、外载多种多样,而支持加强框的机身结构也各异,如有完整的闭室结构,有开剖面薄壁结构、不对称的薄壁结构等。它们都会影响加强框外缘支反剪流的分布,进而影响加强框的内力和结构布置。加强框设计的原始条件可能各不相同,但其设计原则是一样的。由于篇幅的限制,本书不可能一一分析。

5.6 集中力作用处的构件布置

在 5.2 中已指出,机身的外载荷主要是集中力和集中力矩,这就要求在机身结构上布置相应的构件来承受这些载荷。下面我们结合两个具体例子来讨论集中载荷处构件布置的原理。

一、桁条式后机身受垂直尾翼传来的载荷

现有一桁条式后机身, 受有垂直尾翼梁通过接头传来的载荷。此垂直尾翼为单梁式, 梁有较大的后掠角。

垂直尾翼气动力合力 P_z 通过梁的腹板与根部耳片接头传到加强框 1 的框缘上, 力 P_z 对加强框来说是个切向剪力, 力 P_z 传到翼根时形成力矩 M (梁的弯矩), 因为梁是后掠的, 力矩 M 在连接点上可分成两个分力矩 M_x 与 M_y (图 5.34(b))。 M_x 作用在框平面内, M_y 垂直于框平面。对加强框 1 来说, 它在框缘上受到一个以力偶形式作用的集中力矩 M_x 与剪力 P_z 。

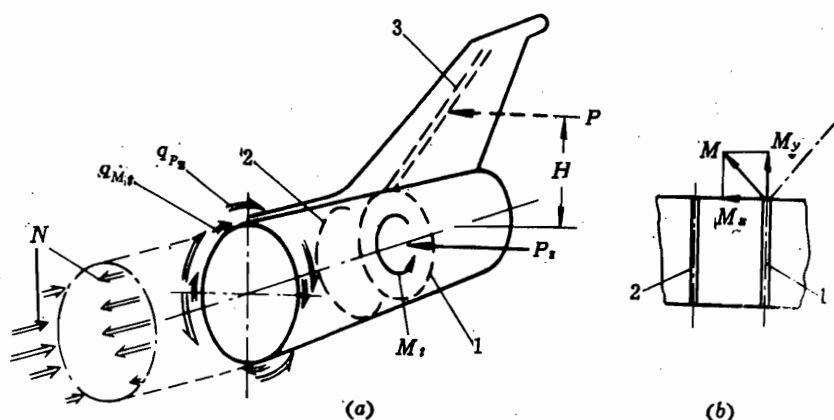


图 5.34 垂直尾翼载荷在机身上传力过程

(a) 垂直尾翼载荷作用下后机身的平衡; (b) 垂直尾翼翼梁弯矩的分解。

1、2—加强框; 3—垂直尾翼翼梁; 4—水平加强板。

与加强框 1 相连接的是单闭室桁条式机身结构, 从结构力学中知道, 加强框上剪力 P_z 与力矩 M_x 是由机身周缘蒙皮提供支反剪流来平衡。先看力 P_z 的平衡(图 5.35(a)), 作用在框缘上的剪力 P_z 移到机身结构的刚轴上, 同作用在框上、下半圆周上的剪流平衡。剪力 P_z 从框缘上移到刚轴时又会形成一个力矩 M_x^1 , 所以对机身刚轴来说, 通过加强框 1 传给机身结构的力矩是 M_x 与 M_x^1 之和, 我们通常称为扭矩 M_t 。这个扭矩是由机身蒙皮提供的一圈常剪流 q_{Mt} 平衡(图 5.35(b))。把 q_{pz} 与 q_{Mt} 叠加就是垂直尾翼上的 P_z 在加强框引起的支反力(图 5.35(c))。

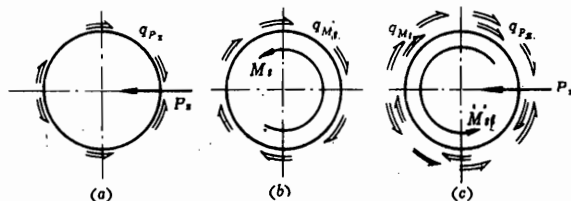


图 5.35 与垂尾翼梁连接的加强框的平衡

(a) 剪力 P_z 的平衡; (b) 扭矩 M_t 的平衡; (c) 总平衡图。

再看分力矩 M_y 的传递过程。因为加强框不能承受垂直于框平面的载荷，为了承受这力矩，在垂直尾翼接头前面设置了一个水平加强板（图 5.36）。水平加强板是在加强框 1 与加强框 1' 之间布置的两根型材与两型材间的蒙皮组成，型材的后端应与加强框 1 上的同垂直尾翼连接的接头相连。分力矩 M_y 也是以力偶的形式通过耳片接头作用到两根型材后端，从图 5.36 上看出，水平加强板受到力矩 M_y 时，主要是由前后加强框提供剪流 q_f 平衡。对前后两个加强框来说，框缘上作用了由 q_f 形成的剪力，在此剪力作用下，框的平衡与上述加强框在框缘上受到剪力 P_z 时一样，都是由蒙皮提供剪流来平衡的。从图 5.36 上还可以看出， q_f 的大小与水平加强板的长度有关，而水平加强板的长度往往是由加强框间的距离决定的。从以上分析可知，分力矩 M_y 的大小与垂直尾翼翼梁的后掠角大小有关，后掠角越大， M_y 越大，水平加强板就要强些；反之，水平加强板就较弱，只需在两个耳片接头前面布置一段不太强的型材即可。这些加强型材也承受垂直尾翼的阻力。

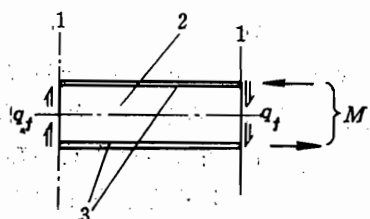


图 5.36 水平加强板的作用原理
1—加强框轴线；2—机身蒙皮(适当加厚)；
3—型材。

从上述垂直尾翼上的气动力 P_z 向机身上传递的过程可以看出，机身上凡是受到垂直于机身轴线的集中力和力矩时，必须设置加强框使集中力或力矩转换成分散的剪流传到机身蒙皮上；凡是受到平行于机身轴线的集中力或力矩，则需在机身上布置一定长度的纵向加强型材或水平加强板。这些结构布置的原则，对机身、机翼与水平尾翼等部件的连接也都是适用的。

二、前机身结构受起落架载荷作用时的构件布置

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 5.37(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，均需布置不受力口盖，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 5.5mm 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 号加强框上左右转轴轴承座 11 和挡块 12 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_z 以外的所有的力和力矩，挡块却只能提供 x 方向的约束。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，应布置哪些构件将这些力传到中机身上去。

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。因为加强框与进气道内蒙皮相连。对这种结构, 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 5.37(b))。

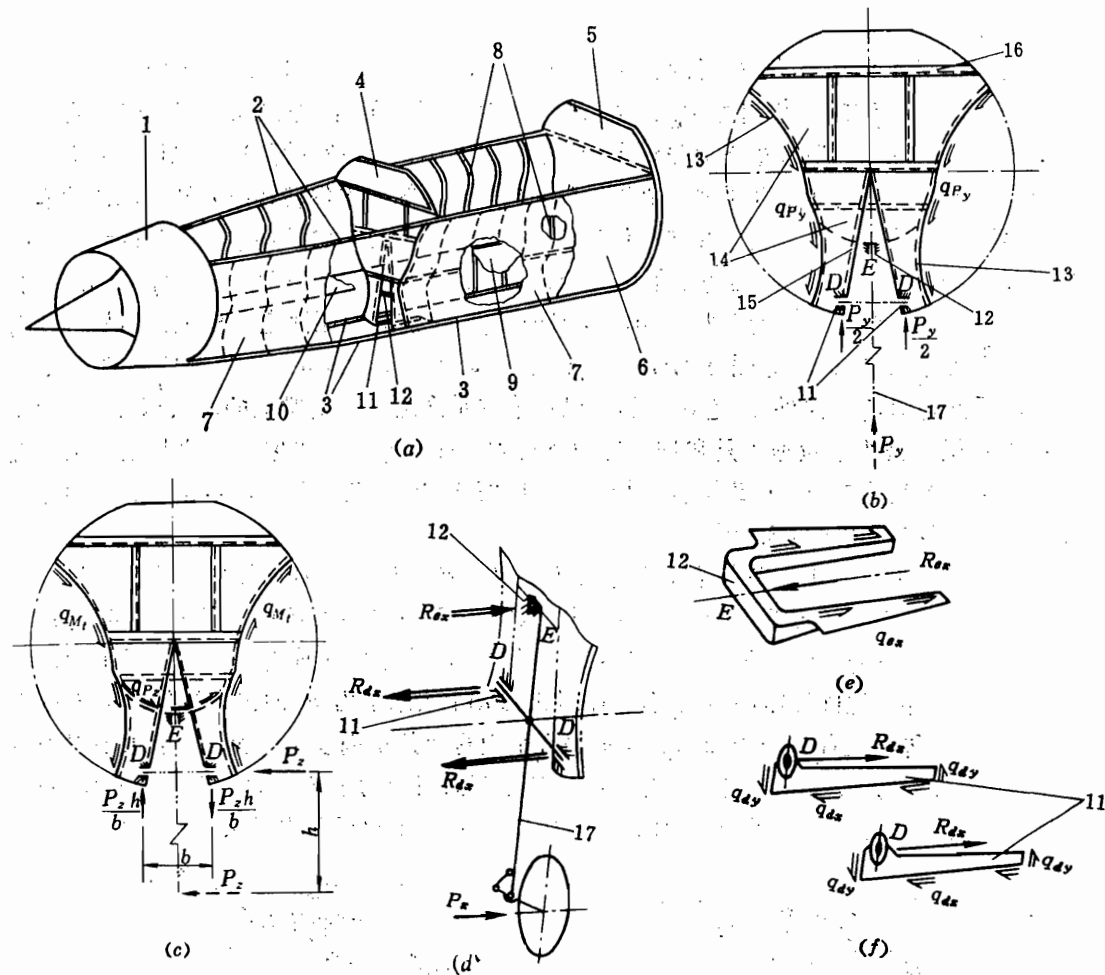


图 5.37 某歼击机前机身主要受力结构与传力

(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_x 的传递过程; (e) 力 R_{ex} 作用下挡块沿 x 向的平衡; (f) 力 R_{ex} 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。

前起落架作用有力 P_z 时, 力 P_z 仍然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 5.37(c))。需要说明的是,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_z 引起的剪流的总和。

再看起落架上作用有力 P_x 时的情况(图 5.37(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 R_{ex} 、 R_{dx} 来平衡(图 5.37(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 5.37(e))。它的两边与地板下的纵向构件连接在一起,这样力 R_{ex} 可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 5.37(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 5.37(f)。下面进一步分析 q_{dx} 和 q_{ex} 传向哪些构件。从图 5.37(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,而内蒙皮上边与上桁梁相连接,所以由与挡块连在一起的纵向构件把力 R_{ex} 以剪流的形式传给地板,再由地板传给进气道内蒙皮,最后与上桁梁的轴力平衡。

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与中机身相连,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 5.38(a)上表示了力 P_y 的传力过程,图 5.38(b)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_{M1} 表示平衡扭矩,是开剖面参差弯曲引起的平衡反力。因为机身蒙皮(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。

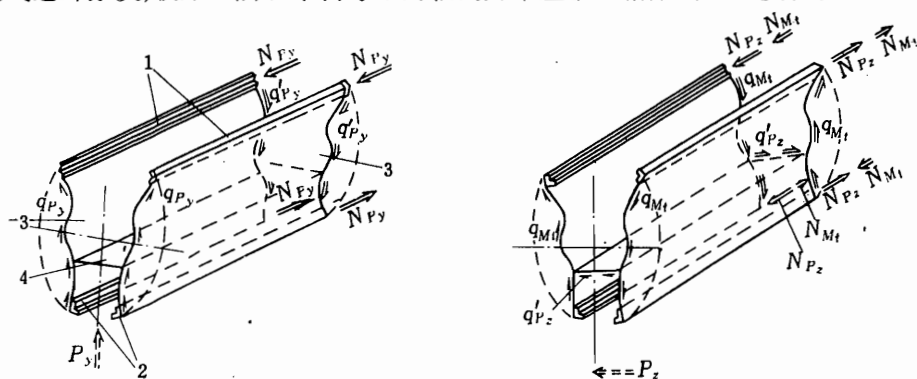


图 5.38 力 P_y 、 P_z 作用下,图 5.37 所示的桁梁式机身上总体力的传递

1—上桁梁; 2—下桁梁; 3—进气道内蒙皮; 4—座舱地板。

在分析图 5.37(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,而其它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蒙皮的承受剪力的能力。

对具有大开口的桁梁式机身的综合分析,使我们看到,凡是有集中力或集中力矩作用的部位,机身上应该有相应的加强框和纵向加强件。这种机身结构是一个开剖面薄壁结构。在两个侧壁的上下边缘必须有桁梁,开剖面的形状或是 H 形,或是 Π 形。这样才能承受垂直平面和水平平面内的剪力,并以参差弯曲的受力状态承受扭矩。

大型飞机的前机身虽也有空勤人员出入门等开口,但这些开口的尺寸相对于机身特征尺寸比较小,所以大型飞机的前机身结构不少为桁条式,只需对开口的周围结构做适当的补强就足以满足强度、刚度要求。图 5.39 是大飞机上前起落架载荷向机身上传递的一种结构。

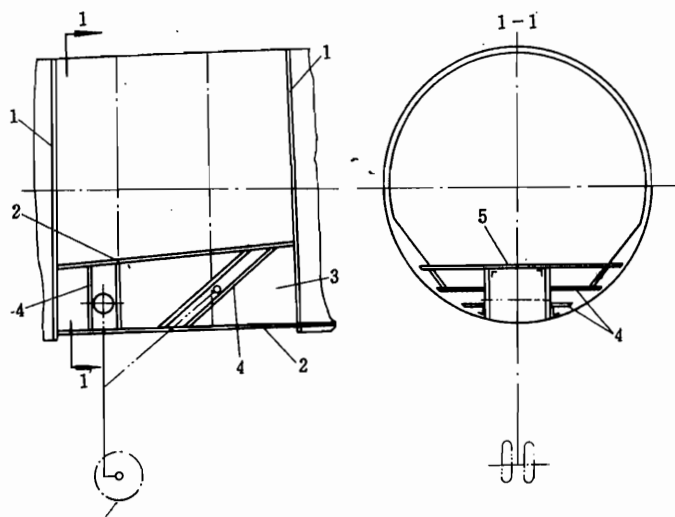


图 5.39 大型飞机前起落架与机身连接处机身的结构型式

1—加强框; 2—短梁缘条; 3—短梁腹板; 4—加强型材; 5—座舱地板。

由于构造上的原因,该前起落架的轴承支座既不在某个框的平面内(而是在两个框之间),又不在紧靠机身蒙皮的部位。为此,在此处布置了左、右两个短梁,它可以把起落架上除了侧向力以外的各种载荷都传给加强框或机身蒙皮。短梁由腹板和上、下缘条组成,腹板的两端分别与前、后加强框下部框腹板相连接。轴承支座上的 P_y 力由加强型材 4 扩散到短梁腹板上后,再传到两加强框上。 P_x 力由于作用点不在机身壳体上,所以必须在力作用点与蒙皮之间布置此短梁,才能通过短梁的上下缘条扩散到机身蒙皮上,或先传到地板,再由地板扩散到机身蒙皮上,当然前者传力更为直接。该前机身下部将两短梁与地板相连后,形成两个小的闭室结构,还有利于提高机身的刚度。

综上所述,当有集中载荷作用时,若载荷在框平面内,则布置加强框承受,并扩散成剪流传给机身。若集中力为纵向(x 向力),则应布置加强桁条扩散、传给蒙皮。如果该力作用点不在机身壳体上,而是在机身内(或机身外),则应在力作用点与蒙皮间布置一短梁扩散之,且短梁两端必须与两框相连,以便把 P_x 力传向蒙皮时出现的力矩,通过短梁传给两个框。若机身上、下有大开口而使机身剖面呈 H 形时,则 P_z 力必须另布置水平板,或利用原有的构件(如座舱地板)经适当加强,来承受该 P_z 力,并应适当补强侧壁以承受该 P_z 传递过程中所产生的扭矩。对于只有一侧开口,如形成 Π 形剖面时的构件布置,读者可自行考虑。

5.7 增压座舱的结构设计特点

高空飞行的飞机机身上均有增压座舱,如歼击机的驾驶员座舱、旅客机的客舱等。这种增压舱内的压力与周围空气压力之差,称为增压载荷。压力差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载荷,还会影响增压部分机身的疲劳寿命。

增压座舱结构一般都是机身结构的一部分,因而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的叠加。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,如何设计组成增压座舱的构件,以及各构件或元件之间的连接,以保证机身结构能承受此种载荷,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与经济性。但是大气压力与温度随着高度的增大而下降,见图 5.40 曲线 1。当飞行高度超过 2500m 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活。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(所以有时亦称密封舱),从专门的气源不断送入经过压缩的空气。现代飞机上常用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,保证座舱内的压力按预定的规律变化,图 5.40 上曲线 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 2000~3000m 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,压力自动调节装置使座舱内的压力大于外界空气压力,而且使座舱内压力基本上不随高度增大而下降,即图中的 BC 段;如果飞行高度从 C 点对应的高度再增大,压力调节器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压力之差不变,即 Δp 为常数。这是因为压力差太大会使座舱部分的机身结构重量增加。一般压力差在 $(4\sim6)\times 10^4\text{Pa}$ 的范围内。增压座舱结构还得考虑外界压力大于内部压力的情况。这种情况可能发生在飞行高度急剧下降压力调节装置滞后的时候,这时外界的空气来不及从压力调节装置流入座舱内,导致座舱内压力小于外界压力。我们把这种内外压力差称为负压力差,正常情况下的内外压力差称为正压力差。

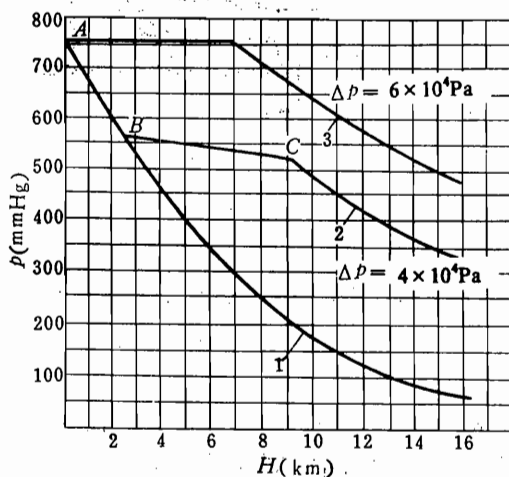


图 5.40 增压座舱压力调节曲线

1—无增压时的压力-高度曲线; 2—增压为 $\Delta p = 4 \times 10^4\text{Pa}$;

3—增压为 $\Delta p = 6 \times 10^4\text{Pa}$ 。

增压座舱在受正压差时，它类似于一个受内压的密闭容器，其压力是自身平衡的。可是飞机增压座舱往往不能设计成以受内压时最有利的结构形状，如球形、两端为半球面的圆筒形。

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 5.41)。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特点进行讨论。

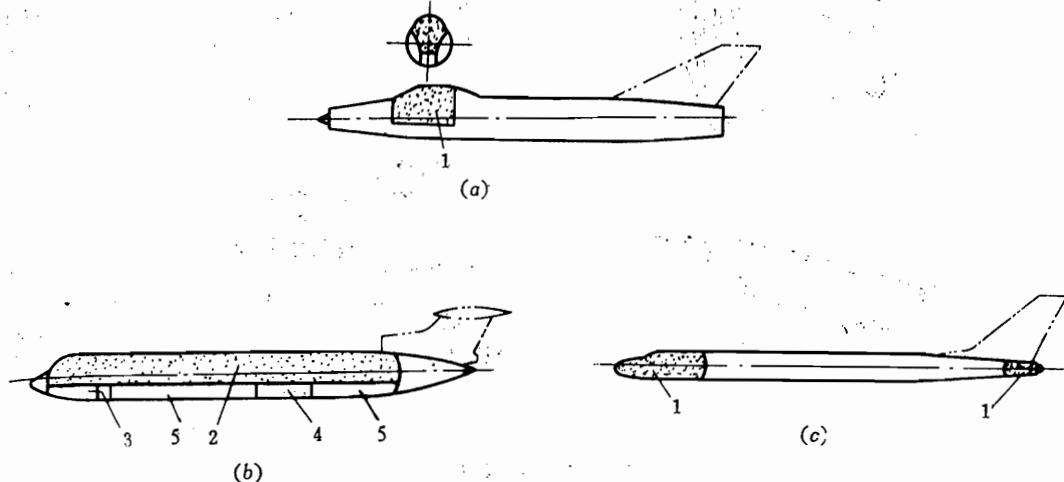


图 5.41 各类飞机增压座舱的分布与形状

(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；

4—中央翼及主起落架舱；5—货舱或设备舱(3~5 均不气密)。

二、旅客机增压座舱的设计

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；前端则由部位安排决定，常为平面端框。从受力特性看，球面框最好做成半球，此时框板上的均匀拉力正好全部、直接地传给机身蒙皮。但半球形状使机身容积利用率低，因为在球面前、后都很难安放有效载重，更难以装满，且从工艺上制作也较复杂。因此，实际一般都采用球面框的一部分(球亏)，文献[4]中介绍，一般 α 角为 60° 时比较经济(图 5.43)。下面我们讨论一下球面隔框，平面壁板框和增压舱机身结构其它部分的设计特点。

1. 球面框

图 5.42 表示了一大型旅客机后端的球面框。框板是由铝合金制成，由逐渐展宽的三角板在边缘处以搭接的形式胶粘而成一整体。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，用一帽盖盖住。球面框与机身的连接，是用一环状的框架(加强环)，其剖面形状接近于 I 字形。因图示球面框不直接与蒙皮连，所以是依靠该加强环与机身的蒙皮及长桁相连。机身上的桁条则用两角盒对接。蒙皮则在加强环处再附一垫板进行对接。

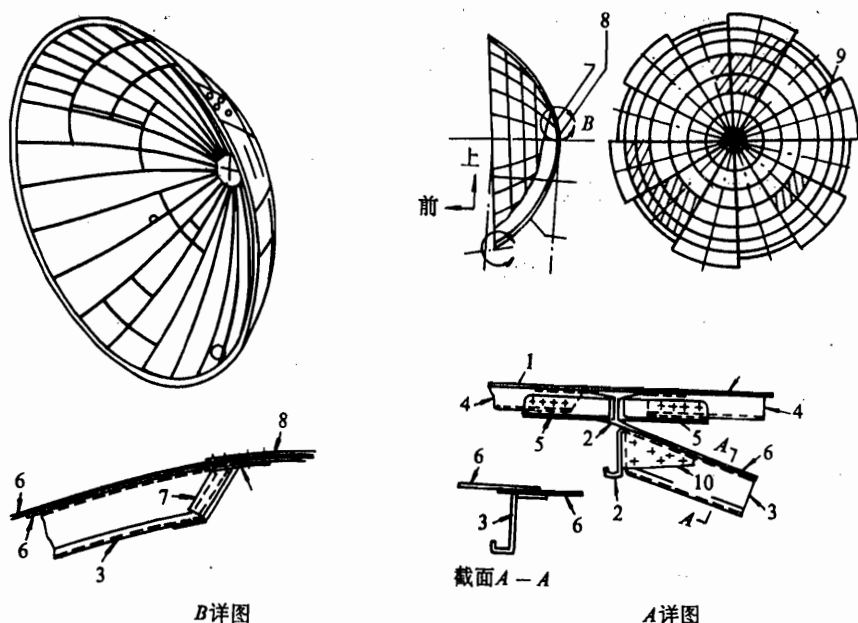


图 5.42 球面框构造

1—蒙皮；2—框；3—加强板；4—桁条；5—拉伸接头；6—三角形板；

7—角撑；8—盖板；9—破松安全带；10—角盒。

球面框在正压差作用下与机翼结构之间的传力情况，见图 5.43。在正压差 Δp 作用下球面框是以框板周缘上的均匀拉力 F 来平衡的。力 F 在机身纵轴方向的分量 F_x 传给机身蒙皮，径向分量 F_r 作用在环形框架上(加强环)。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。若球面框为半球框，就没有径向分量。

球面周缘上单位宽度上的拉力为

$$F = \frac{\Delta p \cdot R_s}{2}$$

式中 Δp ——正压差；

R_s ——球面半径。

由此式可见，随着 R_s 的增大，拉力 F 也增大。一般球面框球面半径为机身半径的 2~2.5 倍。球面的辐射状加强筋的作用，是当球面受负压差时提高腹板的受压临界应力，在构造上用它们保持球面的形状。还须指出的是由于球面腹板框和机身结构连接在一起，受到正

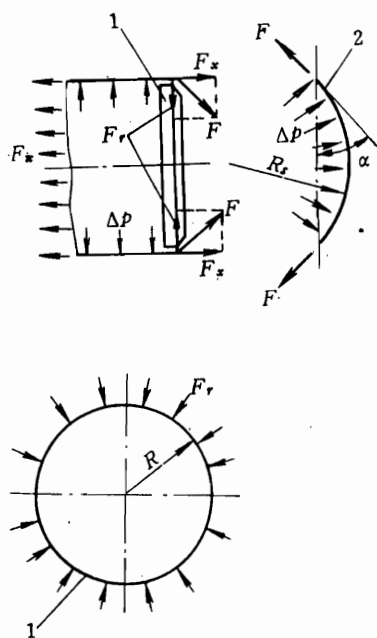


图 5.43 球面框与机身结构之间的传力

1—加强环；2—球面框框板。

压力差作用时, 它们的变形要协调。如图 5.44 所示, 机身结构的变形为 δ_2 , 球面框的变形为 δ_1 , 两者的变形不同, 所以变形协调会使加强环处产生剪力 Q 与力矩 M 。如果刚度协调得好, 可能这些附加载荷很小; 如果刚度相差大, 变形相差多, 这些附加的 Q 力与力矩 M 也可能比较大。因此加强环本身以及加强框与机身结构、球面框之间相应的连接均要有相应的强度。

球面框与机身结构之间的连接, 以及加强框的结构有很多种, 除了图 5.42 所示之外, 还可参考图 5.45 的各种构造形式。

平面壁板隔框 平面壁板隔框也称为腹板式隔框。旅客机增压座舱的前端多用这种结构, 因为增压舱前端已在机身头部, 直径比较小, 这里正是各种无线电设备密集的地方, 内部空间利用率要尽可能高些。采用平面壁板框容易满足设备的布置要求。由于直径较小, 平面壁板框因平面侧压(正压力差)而增加的重量不太严重。

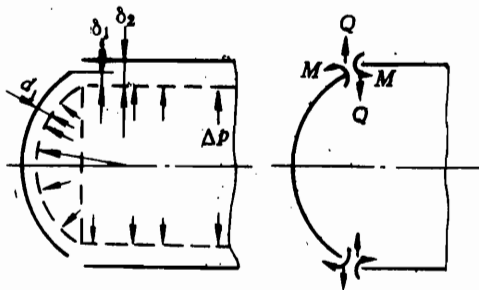


图 5.44 球面框与机身结构变形协调的内力

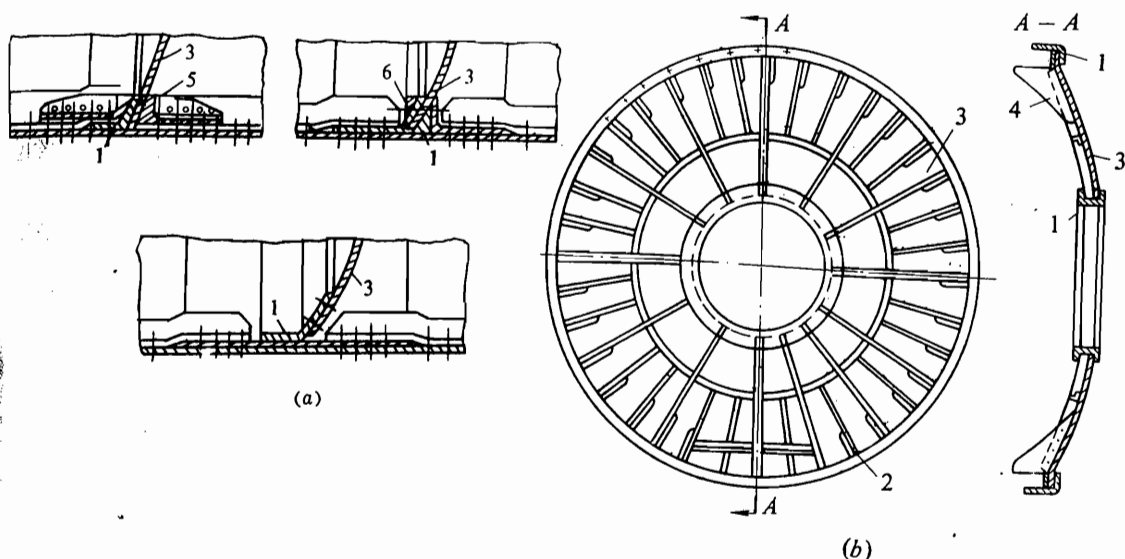


图 5.45 球面框与机身结构及机身长桁之间的连接

1—对接环(加强环); 2—加强型材; 3—框板; 4—连接角片; 5—长桁对接接头; 6—对接弯接头。

图 5.46 为一旅客机增压舱的端框, 它是由框向、竖向加强型材及腹板组成, 这些元件均为铝合金材料。它通过周缘角形型材与机身结构的蒙皮连接。增压载荷均布作用在腹板上, 由腹板集中起来传到横、竖加强型材上。每根型材相当一连续梁, 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上。这样, 增压载荷的合力最终传到机身纵向构件(长桁)上, 在机身结构上该合力与后面球面框传给它的轴向拉力 F_x 相平衡。分布压力向横、竖加强型材上分配的原则和方法与第四章关于油箱设计中介绍的方法相同。图 5.46 表

示的平面壁板框上,横、竖型材分别布置在腹板的前后两面上,这就保证了每根型材的连续。若由于部位安排的原因,横、竖型材只能布置在腹板的一侧时,横、竖加强型材交叉,总有一个方向的型材断开,一般须用搭板将断开的两段型材连接起来(图 5.47),以保证其连续。从传力的需要出发加强型材的截面应选用适宜受弯的形状,如槽形、Z 字形等。

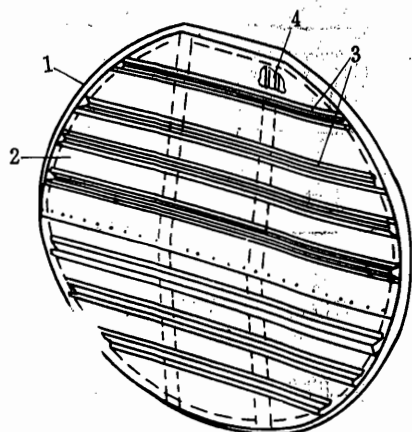


图 5.46 平面壁板式隔框

1—框缘条；2—框腹板；3—横向加强型材；
4—竖向型材。

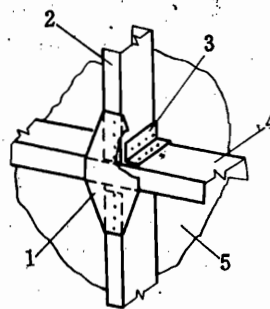


图 5.47 横竖加强型材的连接

1—搭板；2—竖加强型材；3—角片；
4—横加强型材；5—腹板。

当端框还用作承受其他集中力,如安装天线等支架时,横、竖加强型材的位置首先考虑传递其它集中力的需要,然后才按增压舱要求补充布置一些加强型材。

平面壁板框还经常用于小飞机,如在歼击机增压座舱内。有时对于机身软油箱舱的舱壁也常采用此类平面框,用以承受油箱燃油给予的侧压(垂直于框平面),其受力情况相同。

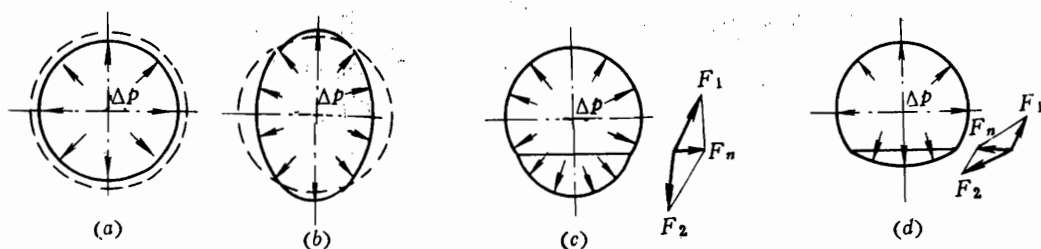


图 5.48 在增压载荷作用下,机身截面形状与结构内力的关系

(a) 圆截面机身；(b) 椭圆截面机身；(c)、(d) 双圆截面机身。

机身结构 在增压载荷作用下机身结构的受力,主要是讨论机身截面形状对机身结构受力的影响(图 5.48)。当机身截面为圆形时,增压载荷使蒙皮受到环向拉力,其变形情况见图 5.48(a)。当机身截面形状不为圆形时,增压载荷还会引起其它有关构件受载。椭圆截面机身受到增压载荷时,环形拉力使机身截面趋于圆形,这种情况下隔框将限制其变形,因而在隔框内产生弯曲内力。像图 5.48(c)、(d)所示的截面形状,受到增压载荷时,上下蒙皮的环向拉力在外形转折处会产生力 F_n ,此力只能在机身地板上平衡。对于具有活动地板

的旅客机机身, 需在每两个隔框之间(在剖面外形转折处沿机身轴向)布置水平纵梁, 它两端与隔框腹板连接, 靠蒙皮的一边与蒙皮铆在一起。这样, 力 F_n 通过水平纵梁传给隔框腹板, 进而传到地板横梁上, 左右力 F_n 在横梁上互相平衡。

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, 尤其是头部进气的飞机座舱的形状更为复杂(图 5.49(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)。

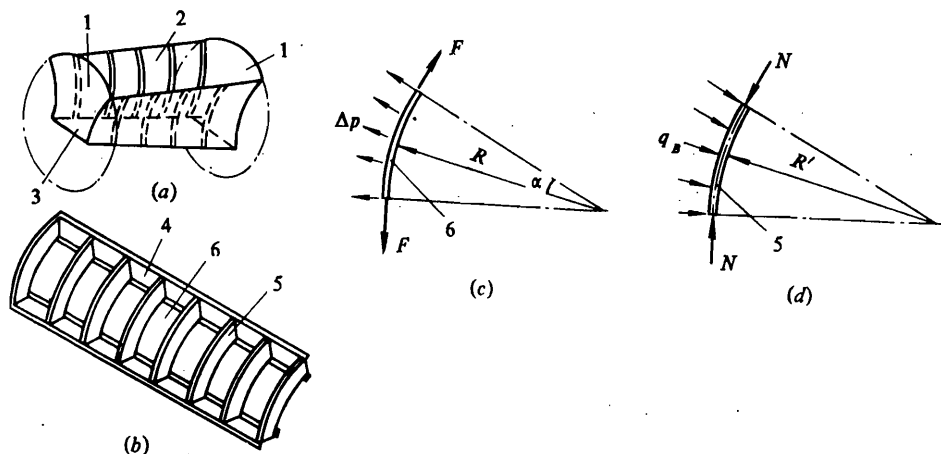


图 5.49 机头进气喷气式歼击机增压座舱与侧壁的受力

(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、前后平面壁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。座舱前后平面壁板端框的受力情况与各元件的功用, 都与旅客机增压座舱前端框一样。

侧壁由蒙皮、横向加强筋、桁梁组成(图 5.49(b))。当侧壁受负压差(图 5.49(c))时, 侧壁的受力状态相当于把进气道看做一个受内压的容器, 所以侧壁是以蒙皮的张力平衡负压的。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

$$F = \Delta p R$$

式中 R ——侧壁曲率半径。

当座舱受正压差时(图 5.49(d)), 蒙皮把压力传给加强筋。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

$$q_B = \Delta p a$$

式中 a ——加强筋间距。
在加强筋两端的轴向压力

$$N = q_B R' \alpha / \sin \alpha$$

$$N \approx q_B R'$$

式中 α ——加强筋所对应的半扇形角；

R' ——加强筋曲率半径。

同样，桁梁在侧壁上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结构设计的主要特点，至于保证座舱气密的构造措施本书中不再讨论，读者可参考文献[4]、[2]及其他各种有关文献、书籍。

5.8 机身开口区的设计

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，如飞机座舱舱门、起落架舱门、炸弹舱舱门以及各类检查舱口等。这些开口破坏了原来受力结构的完整性、连续性。小的舱口，蒙皮切断。大的开口甚至连桁条、隔框都被切断，因此必须在机身结构上及口盖上(若口盖为受力口盖时)采取一些补偿措施，即对结构补强，以弥补由于开口而引起的削弱。本节只分析开口处为不受力口盖(或舱门)时的结构补强。

布置开口，首先必须根据使用上的要求和全机的布局来考虑。然而，从机身的结构设计来看，则希望开口的位置尽量处于结构受力较小，外形比较平直的部位，开口的尺寸尽量小一些，以便于结构的协调和减小因补强而附加的增重。

一、中、小开口区的补强设计

小开口一般只破坏受剪蒙皮。为了弥补开口的损失，一般在蒙皮内表面沿开口边缘镶上一个口框。口框的构造如图 5.50 所示。若为圆形开口，则通常在开口处布置法兰盘式加强

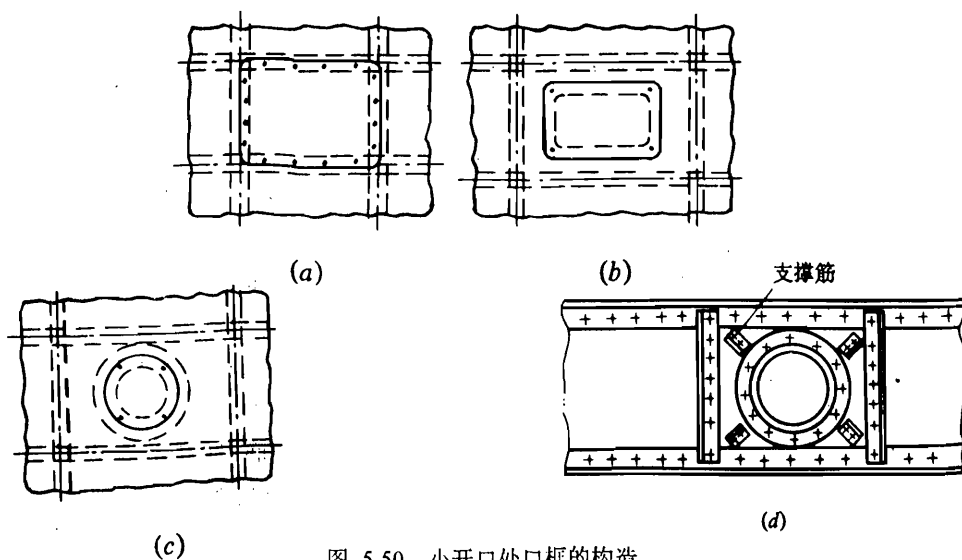


图 5.50 小开口处口框的构造

图 5.50(c)), 矩形孔四周安排口框或加强型材(图 5.50(a)(b))。设计时应尽可能利用孔附近已有的框、桁条等元件, 如图 5.50(d)则是由法兰盘和四周的型材共同形成一个刚框, 用来承受开口引起的局部弯矩。由 3.7 节、4.7 节中的分析我们已经知道口框的受力主要是弯矩, 且四角为最大, 因此为了保证四个角上能受弯矩引起的轴向力, 纵、横加强型材必须连接上, 而且角上通常应布置斜支撑筋。因开口区蒙皮的剪流会有所增强, 一般情况下此处蒙皮也应加厚。

中开口一般不仅切断了受剪蒙皮, 往往还切断受正应力的构件(机身的长桁)。如旅客舱的出入舱门就系此种情况。此时的开口区设计一般可采用井字形加强件与周边一圈加强条的办法加强, 这种围框式加强方案(图 5.52(a)(b))对于开口中等、蒙皮只受剪的情况, 比上述的刚框式口框设计要轻。也有的机身结构, 利用本身已有的纵向桁条, 并用一井字形加强件组合而成。如图 5.51 就是一种设计方案。只考虑蒙皮受剪, 在由相邻的槛梁、框架组成围框中, 开口的上、下、左、右四块蒙皮上的剪流将增大, 四个角上的蒙皮将有所减小, 而组成围框的杆元(槛梁、框缘)上将有附加轴力(详细分析已在 3.7 中讲过, 更详细的计算可参阅文献[4])。图 5.52(c)表示了另一个典型的桁条切断的舱口加强措施, 在开口周围布置了一加强垫板, 开口两侧布置加强型材, 这样轴向力的传递将在开口区之外的参与段内, 通过蒙皮的剪切, 把切断桁条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和桁条共同构成一围框, 则可同时作为受剪和受轴力时的补强措施。有的旅客机为了减少蒙皮壁板形心与加强件形心的间距(这会对加强件产生扭矩), 现有用厚板经化学铣切进行加强的。

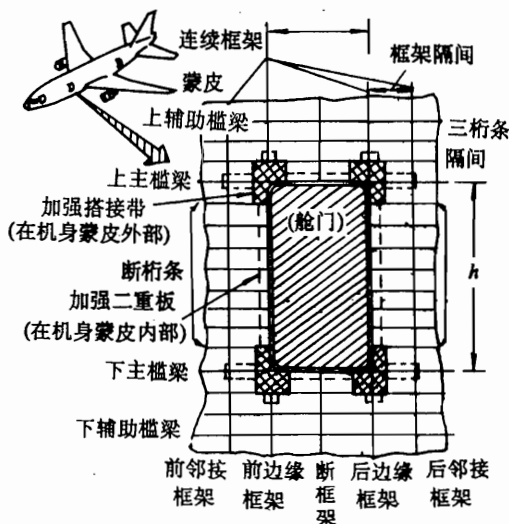


图 5.51 机身舱门开口周围的结构布局
(搭接板为考虑破损安全而布置的)

在 3.7 中讲过, 更详细的计算可参阅文献[4])。图 5.52(c)表示了另一个典型的桁条切断的舱口加强措施, 在开口周围布置了一加强垫板, 开口两侧布置加强型材, 这样轴向力的传递将在开口区之外的参与段内, 通过蒙皮的剪切, 把切断桁条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和桁条共同构成一围框, 则可同时作为受剪和受轴力时的补强措施。有的旅客机为了减少蒙皮壁板形心与加强件形心的间距(这会对加强件产生扭矩), 现有用厚板经化学铣切进行加强的。

二、机身大开口区的加强

机身结构上有时需要布置一些大开口, 如轰炸机的炸弹舱门。这类开口长度较长, 且宽度也较宽。对这类大开口一般采用端框式加强比较有利。开口两端的加强框应尽可能采用腹板式加强框, 此外轴向必须在开口两侧有桁梁或加强桁条。桁梁也可以根据具体情况做成封闭剖面的薄壁梁, 这不仅可以增加机身的整体刚度, 同时这些小闭室剖面构件处的局部刚度也有所增加, 以便于连接一些传较小的集中力的接头(图 5.53)。

下面我们讨论一下大开口区承受扭矩的情况。由于机身大开口(图 5.54), 在开口区, 机身传递扭矩的方式有本质区别, 由闭室受扭转换成靠两侧壁中的剪流组成一对力偶受扭。由于两侧壁中的剪流相反, 使两侧壁处于参差弯曲的状态。由结构力学知道要使开剖面薄壁梁能以参差弯曲受扭, 必须对其扭转后产生的翘曲加以限制, 使机身的开口区处于限制扭转状

态。要做到这一点，就必须如前所述，在开口区的两端要布置加强框，同时还必须使与加框连接的机身闭口段有足够的刚度。在满足限制扭转条件的情况下，在开口区每个剖面除了有剪流外，还会产生附加正应力。正应力的分布与机翼有大开口时相似。只是对双梁式机翼而言，该附加正应力作用在两根梁上；而对桁条式机身而言，是作用在整个侧壁上。一般情况下，在开口两侧(也就是布置加强桁梁的地方)，附加正应力达较大的数值，所以开口两侧布置加强桁梁是十分必要的。

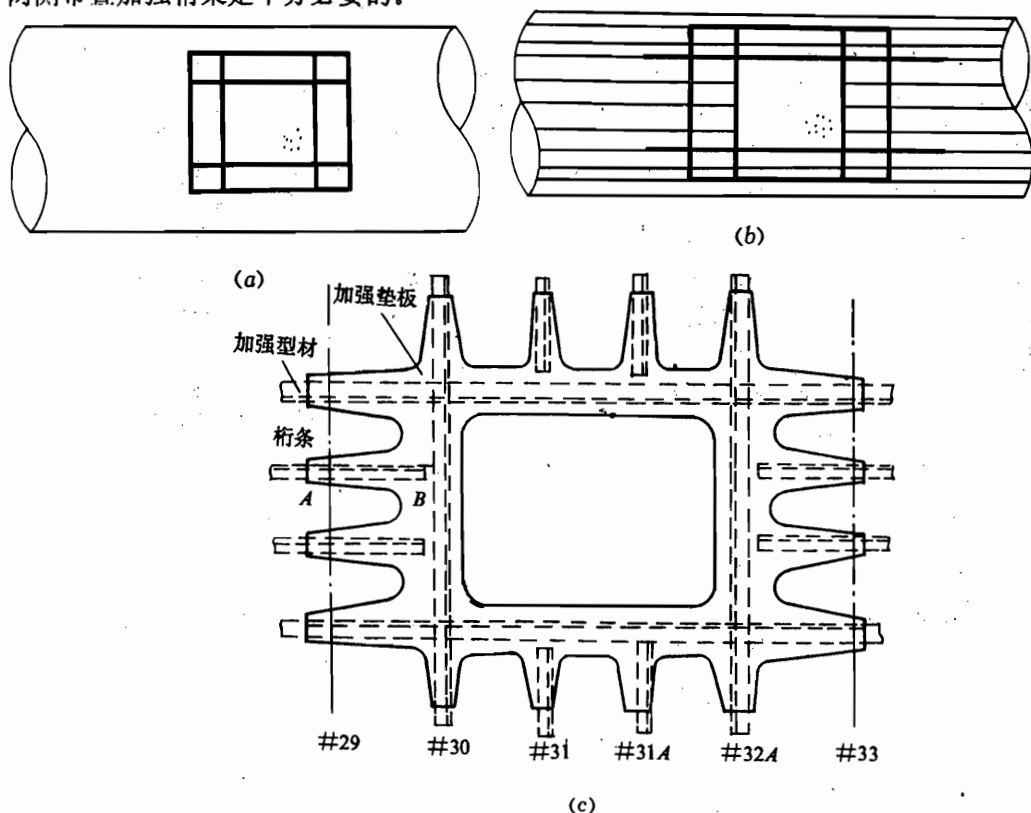


图 5.52 机身中等开口的加强方案

(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;(c) 开口周围的加强垫板和加强型材。

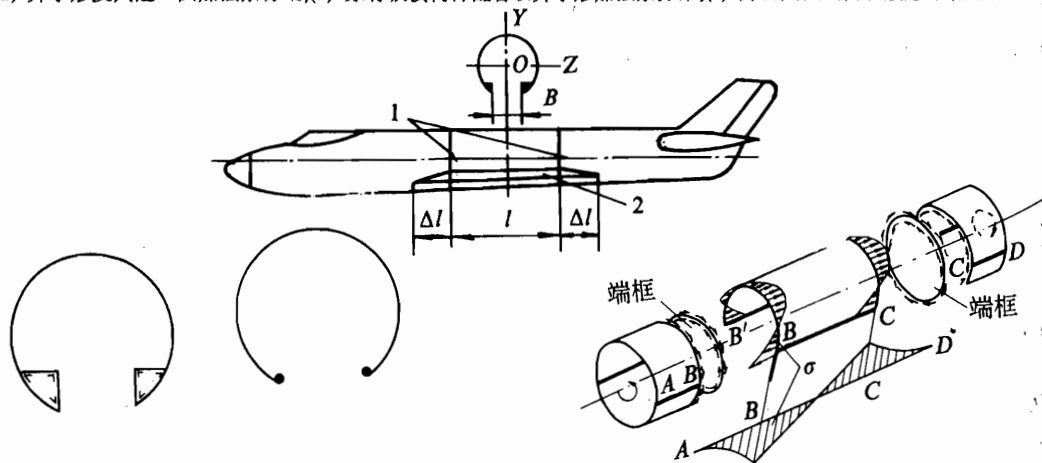


图 5.53 大开口处的典型切面形状及大开口区的加强方案

图 5.54 机身下部有大开口时扭矩的传递

在机身受垂直面内弯矩时, 由于下表面的大开口, 较大地削弱了其承弯能力, 但传弯的

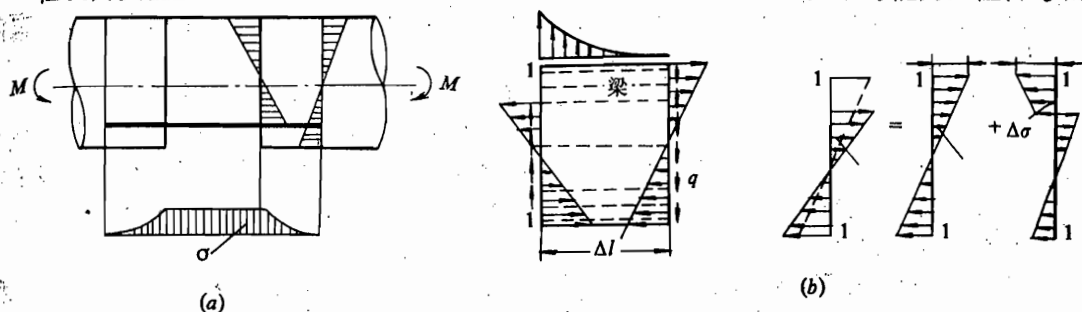


图 5.55 机身下部有大开口时弯矩的传递

方式并无本质改变。只是为了补偿被切断桁条的承弯能力, 就更有必要布置加强桁梁。但要将被切断的桁条上的轴力转到加强桁梁上去, 必须有一定的参与段, 通过蒙皮受剪逐步完成, 因此加强桁梁的长度应超出开口端, 一直延伸到参与段内。同样, 由于限制扭转产生的附加正应力, 其作用范围也要延伸到开口区外一端距离(即参与段), 因此也有同样要求。除加强桁梁外, 参与段内的蒙皮及长桁也要适当加强(图 5.55)。

需要指出的是, 机身上有大开口时, 加强方案的设计必须具体情况具体分析。如图 5.56 所示旅客机下部因有中央翼通过及布置主起落舱而有大大开口, 下部结构的完整性受到一定的破坏。但因其上部座舱仍保持为一完整的

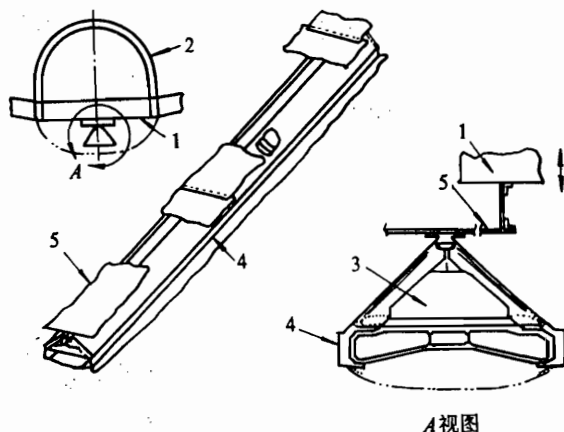


图 5.56 某旅客机下部有大开口时的加强

- 1—机翼翼盒; 2—机身框; 3—抗扭盒;
4—龙骨梁; 5—通气装置隔板。

闭室结构, 因此就没有采取前述补强方案, 虽然两端仍需布置加强框, 但不需要在开口两侧布置加强桁梁, 而只需适当加强上部闭室。显然这种补强方案较之由两侧壁参差弯曲形式受扭, 其结构效率高, 增加的重量少。为了补偿受弯构件的损失, 在机身最下方布置一很强的封闭剖面的龙骨梁(而不是布置在开口两侧), 这一方面可以提高整个机身开口段的 J 值, 同时也提高了机身下部、乃至整个机身的弯曲刚度; 而三角形封闭剖面盒式梁还增加了一定的抗扭刚度。

由以上例子可见, 在具体设计机身大开口的补强方案时, 应该结合具体情况, 对所设计的几种方案进行比较、分析。

5.9 机翼、机身对接设计及机身设计分离面的对接设计

一、机翼、机身的对接设计

1. 机翼、机身连接形式

按机翼机身结构在连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 此时可分为有中央翼贯通机身，以及左右侧机翼连于机身两侧而无中央翼两种连接形式(图 5.57)。

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，一般希望能让整个翼箱通过机身。此时若机翼为上、下单翼，则与机身部位安排矛盾不大，可以让翼箱通过。若为中单翼，则有可能由于机身部位安排要求不让中央翼通过，而只好使机翼与机身在机身两侧对接。

当机翼为梁式时，一般应使翼梁通过机身。

(2) 以中央翼翼箱与对接框配置分类 当机翼为上、下单翼有中央翼翼箱贯通时，根据对接中心线通过不通过框的中心线，可分为取代部分框位式和嵌入两框之间式两种(图 5.58)。

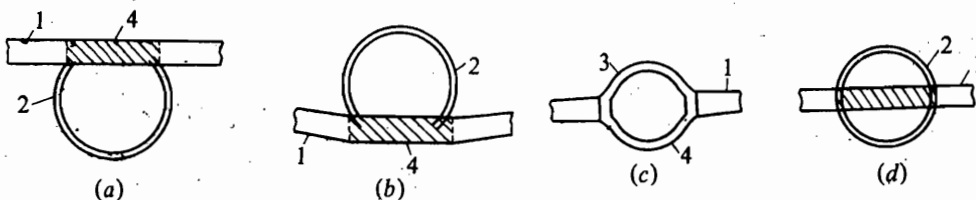


图 5.57 有中央翼贯通与无中央翼贯通的对接

(a)——上单翼；(b)——下单翼；(c)、(d)——中单翼。1—机翼；2—翼身对接框；3—肋件；4—贯通部分。

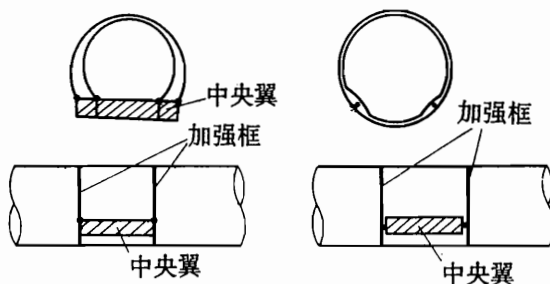


图 5.58 取代部分框位式与嵌入两框之间式的对接

(3) 以对接框数目分类 根据机翼与机身连接框的多少，可分为双框式与多框式。当有中央翼贯通时，多数采用双框式。当机翼与机身两侧相连而无中央翼贯通时，结合翼根处较强梁的数目，可取双框式或多框式(图 5.59)。如超音速旅客机“协和式”，机翼薄，且在机身轴线方向特别长，该机机翼与机身有多至 11 个对接框相对接，这对长机身的总体刚度也有所提高。

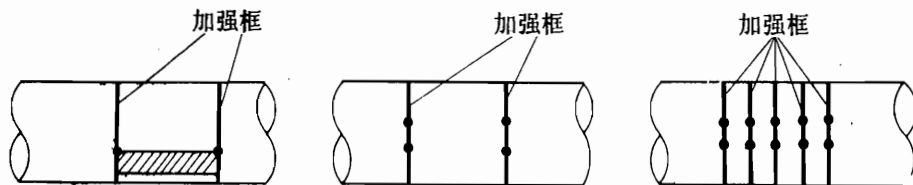


图 5.59 双框式与多框式对接

2. 机翼、机身对接处机身的布置

(1) 当有中央翼通过机身时，一般通过前、后、左、右四个铰接接头与机身加强框和

连,此外还有一些辅助连接。如图 5.56 所示旅客机除有四个空心销将机翼与机身相连外,机翼的上表面与机身的地板梁相连,下表面与龙骨梁相连,在侧边机身蒙皮与机翼侧边加强肋用土字形型材相连。

若中央翼仅有翼梁通过,那么若只从机翼受对称弯矩分析,则翼梁中央翼段的腹板将不受力;但在受反对称弯矩时,需通过中央翼转化成作用在框上左右侧的一对大小相等、方向相反的 y 方向力。此时若中央翼梁取消腹板,则在作上述转化时,中央段翼梁的上、下缘条与两侧支柱(实际上由于与机身框连接在一起,该支柱就是框的左右侧框缘)形成一封闭刚框,其各处都受到相当大的弯矩,大大增加结构重量,因此必须设计成带腹板的中央翼梁。

(2) 若机翼与机身是在机身侧边相连的,此时至少应是三“点”连接(即一个固接接头和一个铰接接头)。此时扭矩, xoy 、 xoz 平面的弯矩和升力等引起的剪力 Q_y 均可由两个加强框承受。阻力 X 数值虽较小,但也必须通过接点传给机身。结合机身部位安排特点可在前面固接接头上,或只在这两个接点中的一个点上传递该 X 力,并在该接点处的机身结构上布置相应的纵向加强构件。

后掠机翼根部采用梁架式结构时,由于部位安排的要求,其主梁也可能带有后掠。此后掠主梁在机翼侧肋处形成两个分弯矩,一个是传给机身加强框的弯矩 M_x , 一个为 M_z 。 M_z 可由机翼根部加强侧肋转成前后接点的一对大小相等、方向相反的 y 方向力,也可由机身侧边加强构件帮助作这种转换。在某歼击机上,由于该侧肋受部位安排影响(有开口)而不宜作加强肋,因此主梁分弯矩 M_z 通过上、下接头以一对大小相等、方向相反的 x 方向力组成的力偶传给机身,再结合机身受力情况布置构件传递这一对 x 方向力(图 5.60)。

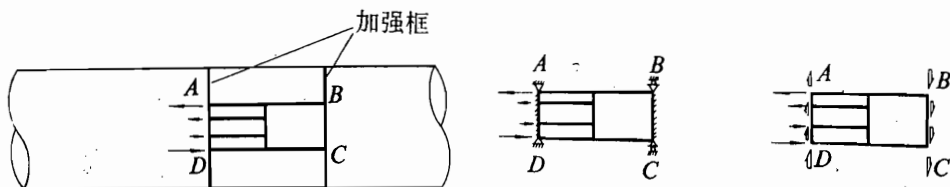
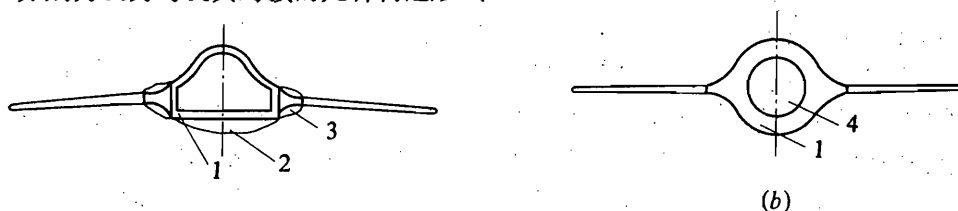


图 5.60 后掠翼梁的连接

现代超音速歼击机的机翼很薄(因为机翼翼载增加,机翼与机身尺寸相比显得较小,机翼相对厚度又减至 4% 左右),因此若直接将此结构高度很小的翼梁接头连至机身加强框上,则对机身加强框受力是不利的。若在飞机总体设计时,结合气动布局要求、部位安排要求能做到使连接高度增加,则对结构是有利的。现用下面两架飞机为例加以说明(图 5.61) 美国 F-104 歼击机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。美国 F-16 歼击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(F-16 飞机带油比 F-104 飞机多,因此其航程大),故使机翼机身对接加强框的结构高度可大于机翼腹板的高度,因此这些对接框可较轻。

(3) 机翼、机身对接接头的形式已在第四章中作过介绍，此处不再重复。需要指出的是，若对接加强框为环形框形式，则由 5.5 节分析可知，当它受切向力时，是比较有利的，因此力求接头的布置使加到框上的载荷为切向力形式，这将有利于减轻加强框的重量。图 5.62 分别为机身与机翼对接的几种构造形式。



(a) 图 5.61 薄翼与机身对接的两个实例

(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。

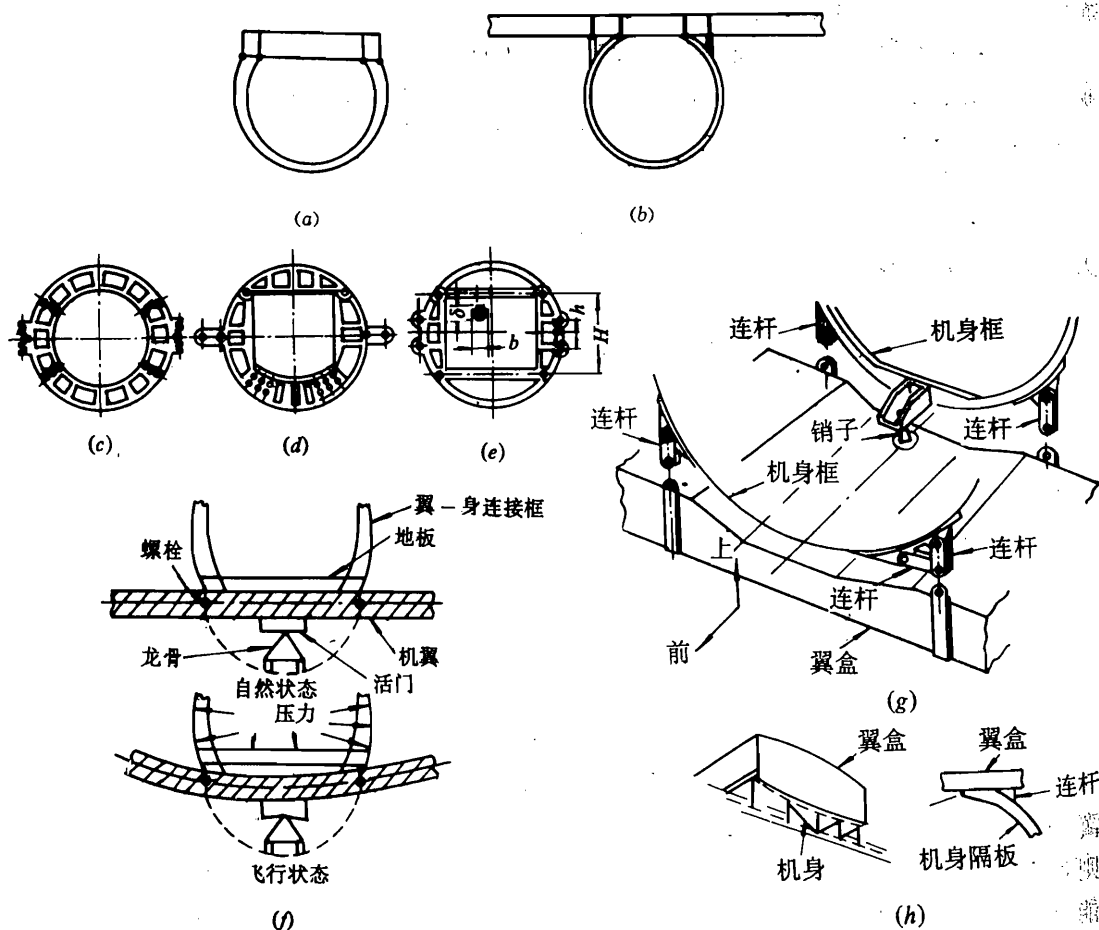


图 5.62 机身与机翼的对接构造形式

(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) 机身加强框上有固连接头；

(f) 机翼为下单翼，机翼、机身用铰接接头相连(铰接接头为空心销形式)；

(g) 机翼为下单翼、机翼、机身用连杆相连；(h) 机翼为上单翼时，用连杆相连。

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。这类分离面均采用可拆卸连接,并要求装卸方便、工作可靠,前后机身轴线容易对准,能保证互换,施工方便,此外它应能很好地把后机身的载荷传递到前机身上去。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、后机身的两个加强框牢固地连接起来。当后机身蒙皮上的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剪流传到该后对接框上,再通过其框缘与对接螺栓的挤压,把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,减少生产和使用中的变形,有利于两段机身的对接接头的协调(图 5.63)。

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附近的对接接头上后,再由蒙皮受剪切,分散到前机身的蒙皮、桁条组成的壁板上去。这是一个参与问题,其原理与 4.7 节中完全一样(图 5.64),因此分离面处除框需强一些外,靠近接头处的蒙皮也要加强,还要注意蒙皮与加强桁条、加强框的连接有足够的强度,为此在分离面处往往采取加强垫板和多排铆钉连接。

具体的连接形式,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,只要对垫块面加工就可保证对接协调,垫块起工艺补偿作用(图 5.65(a))。另一种形式也可直接用很厚的钢板对接,框的弯边延伸得比较宽,与蒙皮、桁条直接相连(图 5.65(b))。这种情况下框板要受弯,因此要用较厚的框板。

至此,我们已对机翼、机身结构设计作了相当多的论述,在此基础上,对照机翼把机身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。

机身的主要外载为各连接点传来的集中力以及机身内部装载传来的集中力或分布力。

(2) 外形特点

机身是一个厚度很薄的流线体,若认为翼展方向为这个流线体的纵轴,则垂直纵轴的剖面(翼剖面)高度方向尺寸比宽度方向(弦向)尺寸小得多。

机身是一个不太薄的流线体,机身剖面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尺寸特点

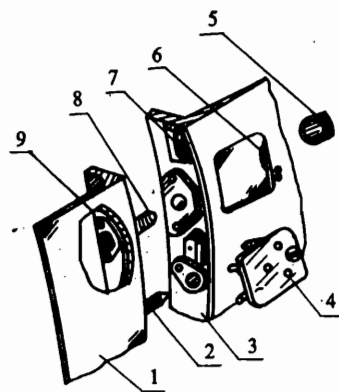


图 5.63 前、后机身对接接头
(机身设计分离面的对接)

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—螺栓; 9—垫板。

机翼主要弯矩为 M_x ，且承受此方向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；其横向构件翼肋所占的比重较小。

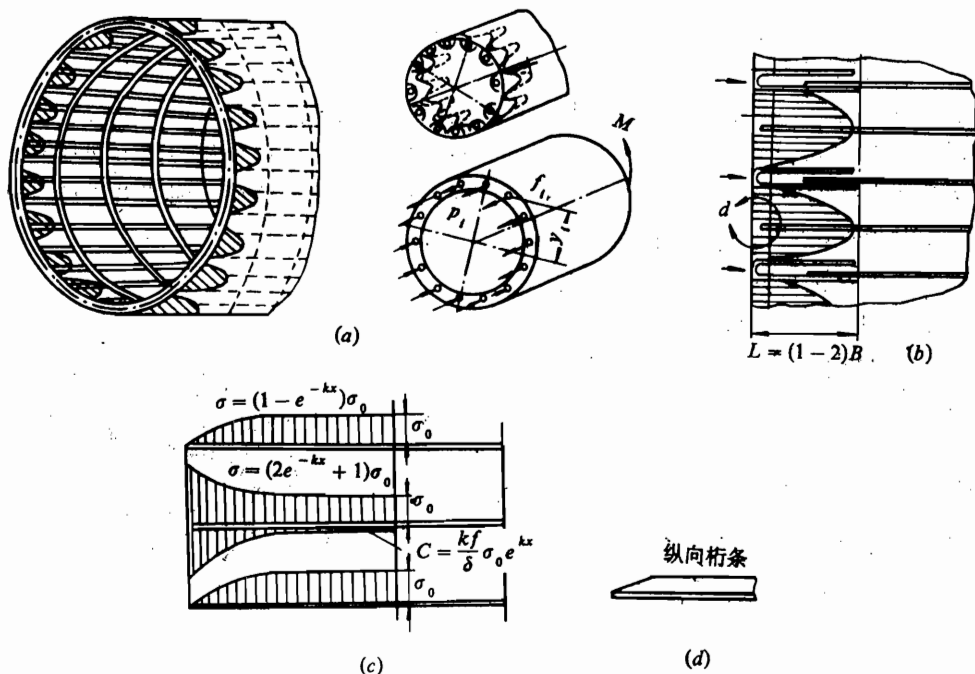


图 5.64 机身设计分离面处正应力的传递

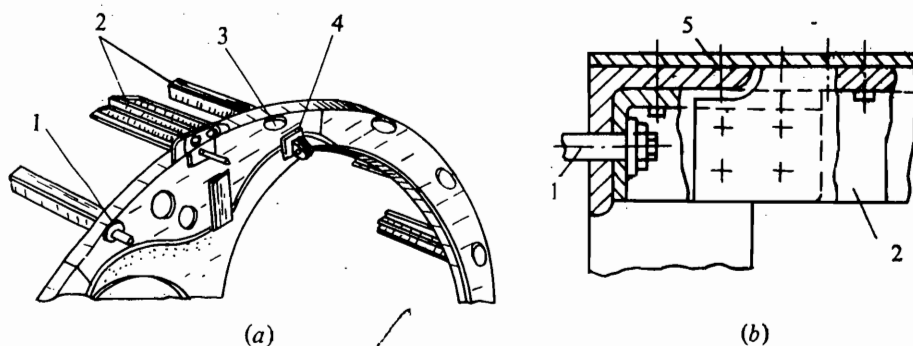


图 5.65 分离面处连接形式

1—对接螺栓；2—对接型材(长桁)；3—垫板；4—框板；5—蒙皮。

机身两个方向弯矩 M_y 与 M_z 的大小差不多，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尺寸小于机翼纵向受力构件的尺寸。由于机身上集中外载较多，故机身加强框多，机身横向构件占机身总重的比例较大。

(4) 加强框设计的重要性很突出

机翼上加强框的数目多，重量大。一个机翼机身对接加强框的重量可为几十公斤到一百多公斤。加强框受到的外载与内形限制又多种多样，如何在各种具体条件下设计好加强框结构，是一个既有难度、又很有意义的工作。一个加强框设计得好，甚至可能引起框重量减轻几十公斤，因此必须重视加强框设计。

(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安排好机身主要受力构件。

第六章 起落架

6.1 起落架的设计要求

起落架是供飞机起飞、降落，在陆地（或水上）滑跑、滑行和停放等用的。它是飞机的一个主要受力部件，直接影响飞机的使用与安全。它的重量和成本均约为全机的5%，因而起落架设计的好坏，关系很大。它除满足飞机结构的一些共同要求外，还应满足与本身特定的使用条件有关的要求。

一、地面运动要求

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，转弯半径要小，滑跑中不易偏向、滚翻或侧翻，不产生不稳定的前轮摆振，并能在预定的机场上顺利地通行。这些与起落架在飞机上的总体配置形式、配置参数及所用轮胎的特性等密切相关。

二、减震要求

起落架应有良好的减震性和消振性，以减小着陆及高速滑跑时所产生的撞击过载，并尽快消散撞击能量，使飞机在撞击后的振动能很快衰减，平稳下来。在减震过程中，载荷不应突升陡降而应匀滑增减。

三、刹车要求

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。当然，也要适当考虑起飞滑跑距离的要求，即应在起飞滑跑前加大推力时刹住飞机，以使飞机在起飞滑跑开始前，发动机即已能发出相当大的推力。

四、收藏要求和其他要求

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简单可靠的收放机构、锁钩、信号和起落架操纵、定向、纠偏等装置。

起落架还应有保证在机下工作（如挂副油箱、炸弹，机下维护检修等）方便的最小高度。

五、多轮式起落架的特殊要求

在多轮式起落架上，还应有均衡载荷的装置，使着陆时所受到的载荷能较均匀地分配到前后各组机轮上，否则会因考虑机轮承载不均而导致机轮体积重量的增加。

总之，对起落架来讲，载荷情况很多。同时还由于起落架要作许多机构运动，因此不但要从受力要求的观点，而且还应该从机构运动要求的观点来分析起落架的构造，这样才能对

它有较深入的了解。

6.2 起落架的外载荷

强度规范中对起落架的外载荷有具体的规定, 现简述如下。

一、着陆撞击载荷

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 (图 6.1)。就撞击方向而言, 也有垂直撞击、前方撞击、侧向撞击的不同。另外, 还需考虑与旋转有关的惯性力矩等。

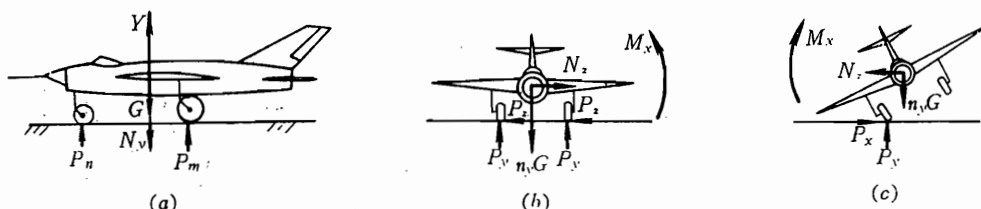


图 6.1 着陆撞击情况

(a) 三点着陆; (b) 两点着陆; (c) 一点侧滑着陆。

二、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、道面上有杂物 (清扫得不干净) 都会引起对起落架的冲击载荷 (图 6.2)。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都较多, 因而对结构的损伤也较大。

三、刹车载荷

为了缩短着陆滑跑距离, 在滑跑过程中需要刹车。这时, 机轮上除了受有 y 向载荷外, 还有较大的 x 向 (轮胎与地面摩擦) 的载荷 P_f (图 6.3)。

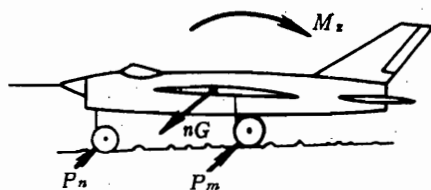


图 6.2 滑跑冲击载荷

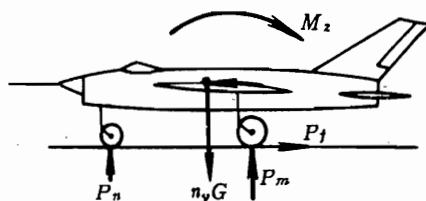


图 6.3 刹车载荷

四、静态操纵载荷

飞机在地面牵引、地面停放定位时, 常用牵引架对起落架进行各方向的推、拉、扭、

摆, 造成静态操纵载荷。这里常有较大的 Z 向 (侧向) 载荷和扭转载荷 (图 6.4), 使起落架受力严重。如果操作不谨慎或比较粗暴, 就会对起落架造成较大损伤。

五、停放载荷

飞机通过起落架停放并固定在地面上时, 将受到地面大风而引起的载荷。

当然, 起落架还受有其它的特殊载荷, 如收放过程中作用于起落架收放机构上的载荷, 刹车时由于发热所带来的影响, 多轮式起落架由于载荷不均而产生的偏心载荷等。

起落架除用吸收着陆撞击能时的撞击载荷进行落震试验 (图 6.5) 以验证其强度、刚度及减震性能外, 还要用着陆全过程编制的载荷谱进行疲劳试验, 以保证起落架的使用寿命。

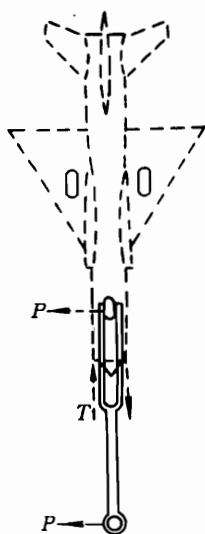


图 6.4 静态操纵载荷

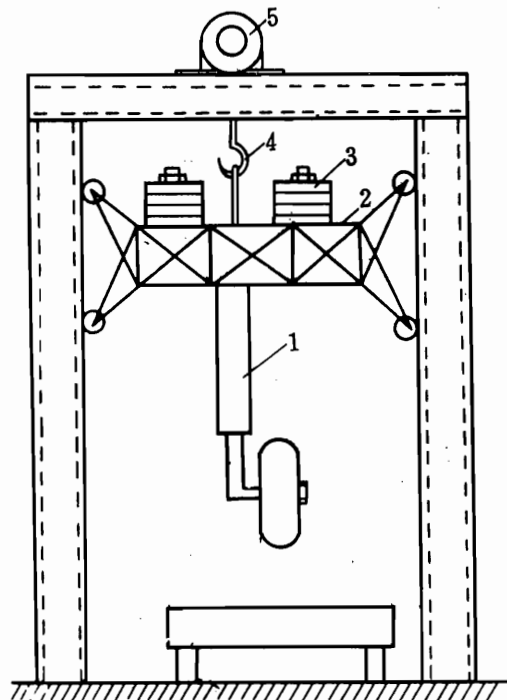
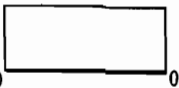
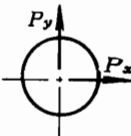
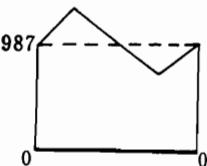
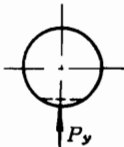
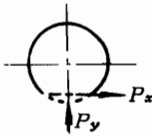
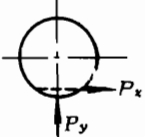
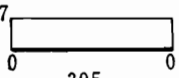
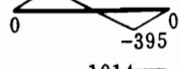
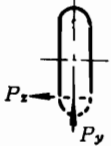
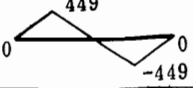
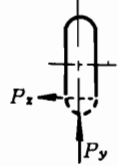


图 6.5 起落架落震试验台

- 1—试验的起落架; 2—滑架; 3—仿着陆载荷的配重;
4—吊投装置; 5—起重电动机。

总之, 起落架的载荷是多种多样的, 强度规范里明确规定了各式起落架的各种设计情况、过载及安全系数值和对应的起落架几何状态。必须注意的是起落架所受的力多是动载荷, 而伴随着机轮的旋转、刹车、减震器的弹性伸缩等又将出现各种振动, 加之多次起落重复受载, 因此, 应该着重考虑起落架疲劳损伤、断裂破坏和安全使用寿命。表 6.1 给出了某歼击机前起落架的疲劳载荷谱情况。起落架的安全使用寿命应与飞机的安全使用寿命相匹配, 通常取为起落架试验寿命的 $1/4 \sim 1/6$, 以保安全。

表 6.1 某机前起落架的载荷谱

计算 情况	载 荷($\times 10\text{N}$)			次数(每 1 000 次起落)	谱 形 $P(\times 10\text{N})$	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  $P_x = \pm 0.8 P_y$ 	规定为减震器总压缩量的30%	
	± 319	399	0	290			
	± 479	599	0	260			
	± 638	798	0	155			
	± 798	998	0	78			
	± 958	1 198	0	26			
	$\pm 1 118$	1 397	0	8			
	$\pm 1 278$	1 597	0	1.5			
	$\pm 1 437$	1 796	0	1.0			
	$\pm 1 597$	1 996	0	0.5			
滑 跑 冲 击	0	938	0	300 000	P_y 	规定为停机压缩量	
	0	839	0	165 000			
	0	740	0	27 000			
	0	642	0	2 000			
	0	543	0	90			
	0	444	0	4			
	0	345	0	0.15			
	0	247	0	0.05			
		1 036					
		1 135					
最大刹车	507	987	0	3 000	P_y  $P_x = 0.3 P_y$ 	规定为停机压缩量	
		1 691					
中等刹车	254	987	0	5 000	P_y  $P_x = 0.19 P_y$ 	规定为停机压缩量	
		1 338					
转弯静态操纵	0	987	± 395	7 000	P_y  $P_x = \pm 0.4 P_y$ 	规定为停机压缩量	
单刹、偏摆	0	987	± 449	1 000	P_y  P_x 	规定为停机压缩量	
		1 014					

6.3 起落架的配置形式

一、后三点式 (图 6.6)

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, 即将起落架的两主轮布置在飞机重心的稍前处, 另一尾轮则布置在飞机尾部。

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, 故安装容易; 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合力 P_f 绕飞机重心的力矩 $M_{c.g.}$ 将使偏向继续增大。另外, 在着陆过程中还易产生跳跃猛烈刹车时, 摩擦力 P_f 绕重心的力矩会使飞机“翻倒”, 所以不能与高效刹车装置相配合 (图 6.7), 着陆操纵较困难。

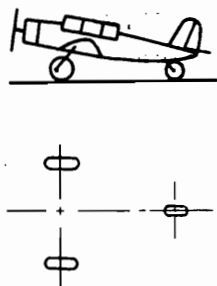


图 6.6 后三点式起落架

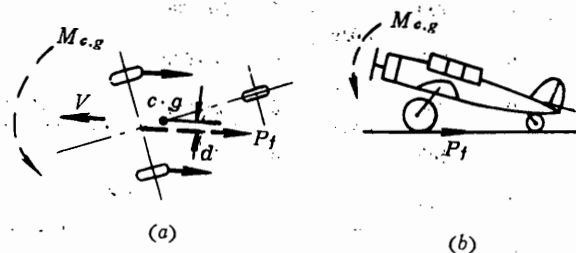


图 6.7 后三点式起落架的飞机在地面运动的不稳定性
(a) 偏向情况; (b) 着陆刹车情况。

二、前三点式 (图 6.8)

前三点式起落架的两主轮布置在飞机重心的稍后处, 另一前轮布置在飞机的头部, 这种形式目前在喷气式飞机上广泛采用, 主要理由有以下几点。

(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 6.9 (a))。

(2) 飞机着陆时可猛烈刹车而不致使飞机“翻倒” (图 6.9 (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, 着陆操纵也较简单。

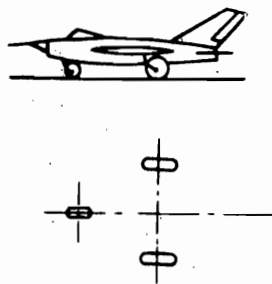


图 6.8 前三点式起落架

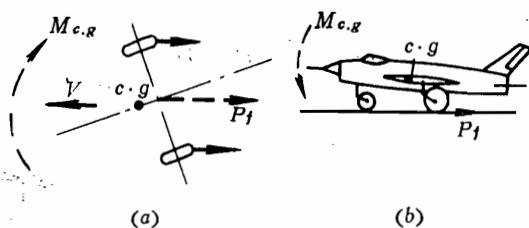


图 6.9 前三点式起落架的飞机在地面运动的稳定性
(a) 偏向情况; (b) 着陆刹车情况。

(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较小。

但前三点式起落架也有它的缺点。前起落架比尾起落架长, 受力较大, 重量也较大, 因而起飞时抬头难一些。有时布置困难 (对于歼击机, 飞机头部多装有武器, 电气和无线电设备等, 因此比较拥挤。当飞机头部安装有发动机时, 前起落架的布置就更困难), 因而个别飞机的前起落架就只好偏离机体对称轴安装。另外, 前轮在高速滑跑中还会出现摆振现象, 还需加装减摆器, 使前起落架结构复杂。

由于收藏起落架 (特别是主起落架) 所需的空间较大, 现代飞机的机翼又较薄, 因而产生较大的困难, 特别是装在上单翼上的主起落架较长, 困难更大。有的起落架在机翼内部不能完全收藏下, 轮舱就只好局部凸出机翼表面, 或专作起落架收置舱, 这既增加了结构的复杂性和重量, 又增加了气动阻力, 因此又发展出新的配置形式—自行车式。

三、自行车式 (图 6.10)

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轮距小而导致倾斜, 通常在翼尖部还装有辅助轮。

这种形式基本上具备前三点式的优点, 而且使左右机轮刹车不均引起滑跑方向不稳的影响减小。但由于机身各部位布置的具体影响, 自行车式的前起落架通常比前三点式的更靠近重心, 前起落架分担的飞机重量也较大 (可达 $40\%G$), 因而在起飞时抬头较困难, 有的飞机安装自动增加起飞迎角的装置 (如伸长前起落架或缩短后起落架), 以保证顺利起飞。机翼上的辅助轮较小, 一般就收藏在机翼或翼尖短舱内。这种形式的起落架轮距小, 难以用左右机轮刹车力不同来帮助转弯, 需依靠操纵机轮偏转来使飞机转弯, 因此转弯较难。另外, 起落架都收藏在机身内, 将占据很大空间, 机身上要开大洞, 这将影响结构的强度、刚度和飞机的装载布置, 比一般的要增重约 15% 。因而, 这种形式的起落架, 一般仅用于某些上单翼飞机, 而未被广泛采用。

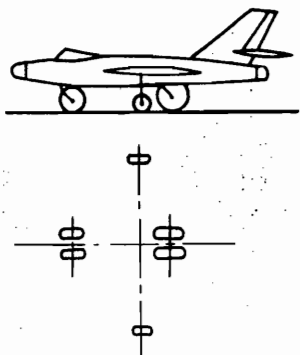


图 6.10 自行车式起落架

6.4 起落架的结构型式和受力分析

在飞机的总体设计阶段, 已根据飞机性能和构造要求, 确定了起落架的配置形式和参数, 对起落架的结构型式也作了初步的考虑。而进一步构造设计时, 则需具体选定起落架的结构型式。

起落架主要是由支柱, 油气式减震器 (通常是支柱与减震器合在一起, 称为减震支柱)、扭力臂、机轮及刹车装置等主要构件组成。通常均为静定的空间杆系结构。这样便于承受和传递集中力, 并便于收放。下面, 根据起落架的设计要求和受载特点, 对不同的结构型式的起落架及其受力情况进行分析。

一、简单支柱式 (图 6.11)

这种结构型式的基本受力构件就是一根减震支柱。它上连机体、下连机轮，本身作为悬臂式梁柱来受力，其特点如下：

- (1) 结构简单紧凑，传力较直接，圆筒形支柱也具有较好的抗压、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。

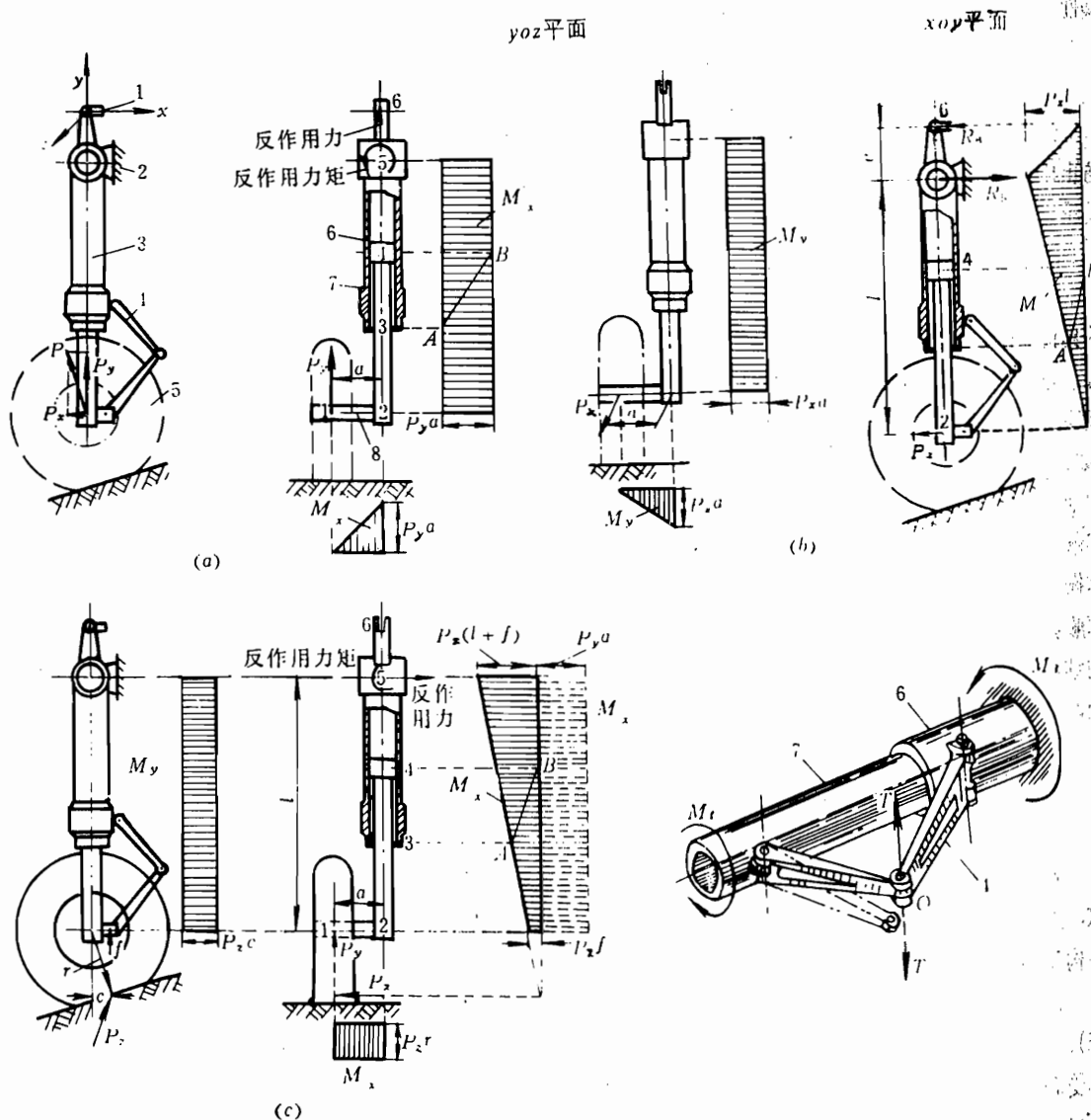


图 6.11 简单支柱式起落架

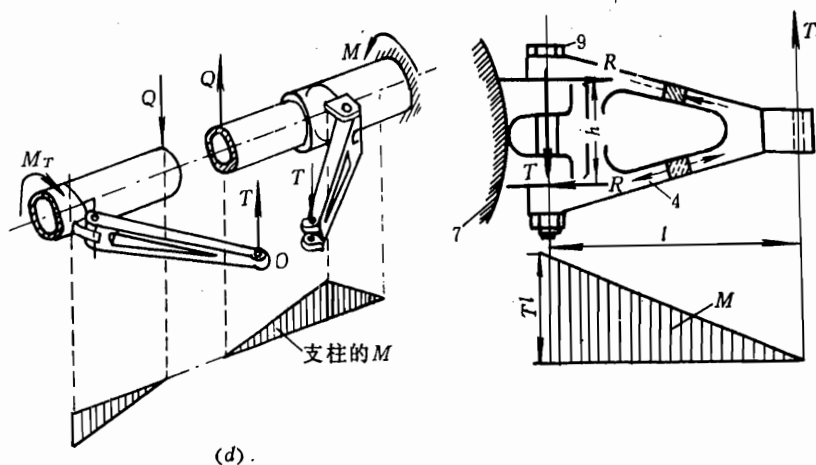


图 6.11 简单支柱式起落架(续)

(a) 受 P_y 力情况; (b) 受 P_x 力情况; (c) 受 P_x 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; 9—扭力臂的连接螺栓。

$$T = M_T / d_1, R = Tl / h, M = Td_2, Q = T.$$

(3) 由于是悬臂式受力, 因而上端弯矩大。

(4) 由于机轮通过轮轴与减震支柱直接连接, 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些减震作用, 但这又会使支柱在垂直撞击时受到附加的弯矩。

(5) 由于减震支柱受弯, 密封性较差, 减震器内部充气的气体压力受到限制 (一般最多只能到 30atm)。因而减震行程将增大, 整个支柱较长, 重量增加。

(6) 如果机轮安装在支柱轴线平面内, 则可借助于轮叉构件 (图 6.12), 使整个起落架

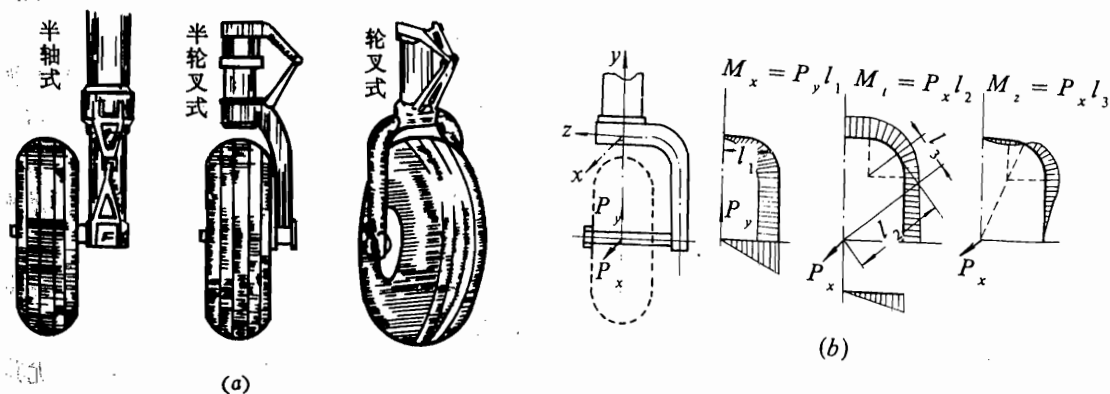


图 6.12 机轮的安装

(a) 机轮安装形式; (b) 半叉受力情况。

增高。它适用于上单翼的飞机，但结构稍复杂，轮叉像曲梁一样受有复合应力。若机轮安装在支柱轴线平面的一侧，则起落架高度可降低，较适用于中、下单翼飞机，但起落架支柱又将受到偏心载荷。因而，在选用时应综合比较来考虑选定。

为了改善支柱上端的受力，常在靠近支柱中部的地方加一撑杆，形成第二种常用的结构型式——撑杆支柱式。

二、撑杆支柱式 (图 6.13)

这种型式由于加了撑杆，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，这将使起落架结构简化。

以上两种形式常用在起落架较高、着陆速度较低、使用跑道的路面较好、前方撞击较小的飞机上，并更多地在此主起落架上采用。

为了改善起落架的前方撞击性能，提高在不平跑道上的适应性，降低起落架的高度，改善受力状态，又出现了第三种结构型式——摇臂支柱式。

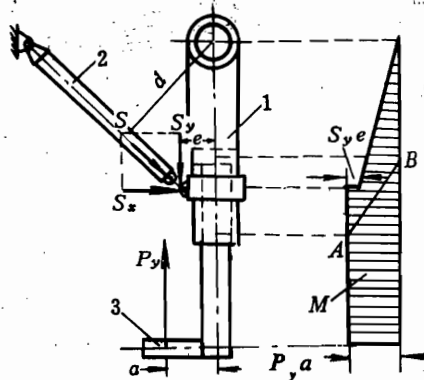


图 6.13 撑杆支柱式构造及受力

1—减震支柱；2—撑杆；3—轮轴。

三、摇臂支柱式 (图 6.14)

这种型式起落架的基本受力构件比上述的型式多了一个摇臂。摇臂上连支柱，中连减震器，下连轮轴、机轮。外载荷（包括前方撞击，刹车等）不但传给了支柱，也传给了减震器。这种型式的特点如下：

(1) 对前方撞击（如在不平的跑道上颠簸）和刹车等均有减震能力。机轮也可随摇臂上下移动，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，通过机轮传给它的力大，因而吸收同样的撞击能量时减震器所需的压缩行程小，减震器的尺寸也就较小。

机轮上的垂直载荷 P_{wh} ，与传给减震器变成轴向压缩力 P_{sa} 的比例系数称为传递系数，用 φ 表示， $\varphi = P_{sa} / P_{wh}$ 。图 6.15 给出了简单支柱式和摇臂支柱式的传递系数情况。

由于减震器是与支柱分开的，因而可设计得只受轴向力（即是个两端铰接的二力杆）而不受弯矩。这样，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（一般可大到 100atm）。这样，对减震器来说吸收同样能量时，其行程就小，减震器尺寸也可作得比较小。因为有了摇臂，与支柱式起落架相比摇臂式起落架的整个高度可以降低，这就改善了起落架的受力性能。

当然，由于增加了一个受力很大的摇臂，结构较为复杂，一般也比较重。另外，虽然高度减小了，但前后方向的尺寸却增大了，起落架总重不一定小。

这种型式多适用于起落架高度较低、着陆速度较大或使用跑道较差的小型飞机上，尤其是在前起落架上用得较多。

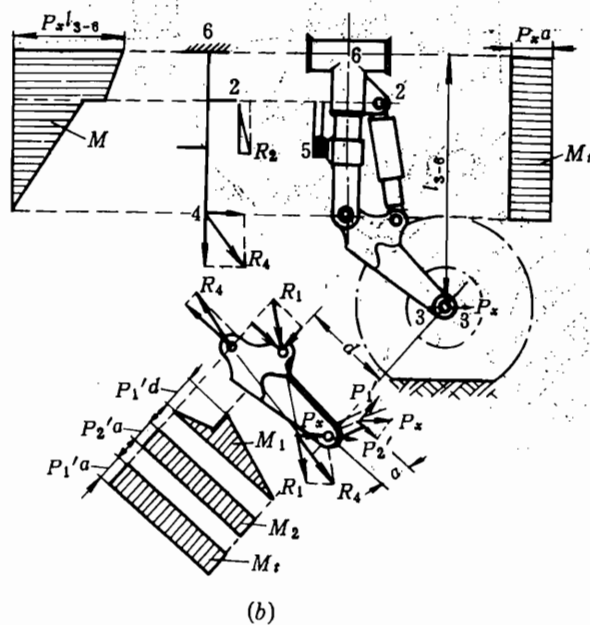
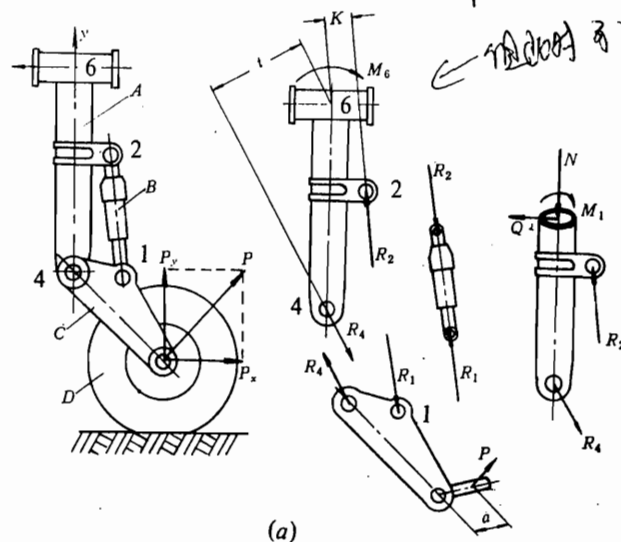


图 6.14 摇臂支柱式(I)

(a) 传力情况; (b) 受 P_x 力情况。

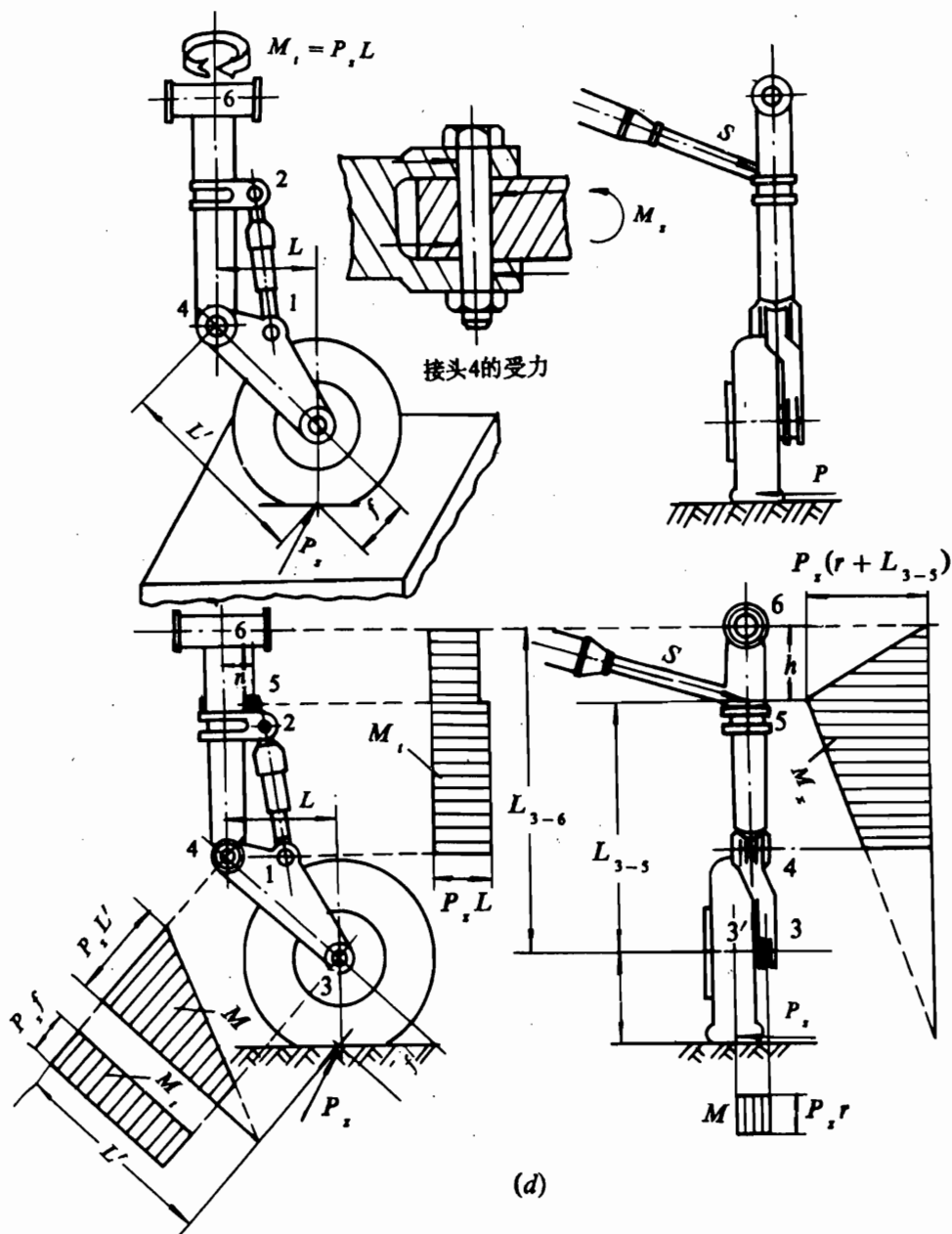


图 6.14-I 摇臂支柱式(I)

(d) 受 P_s 力情况。A—支柱；B—减震器；c—摇臂；d—机轮。

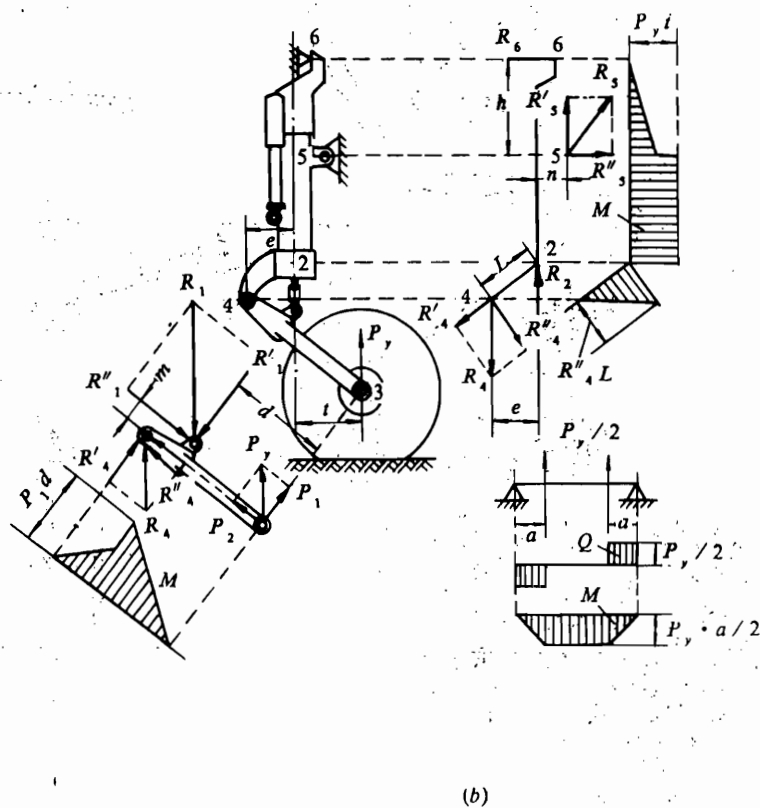
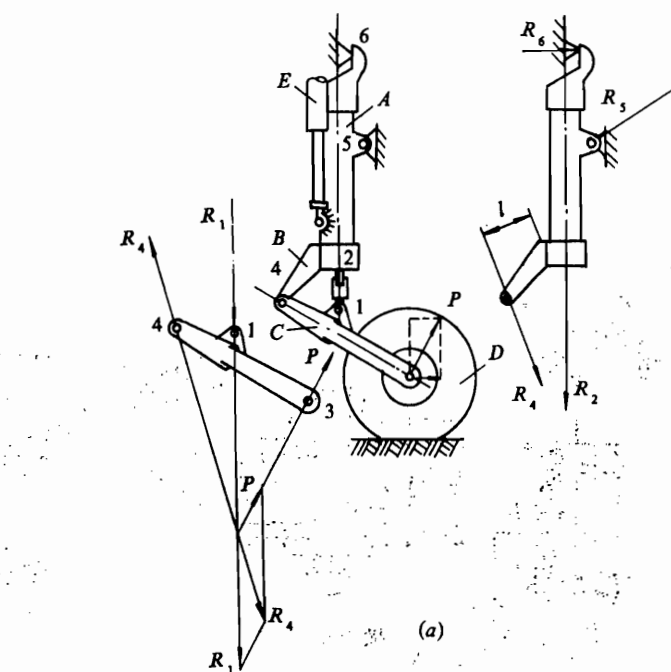


图 6.14-Ⅱ 摇臂支柱式(Ⅱ)

(a) 传力情况; (b) 受 P_y 力情况;

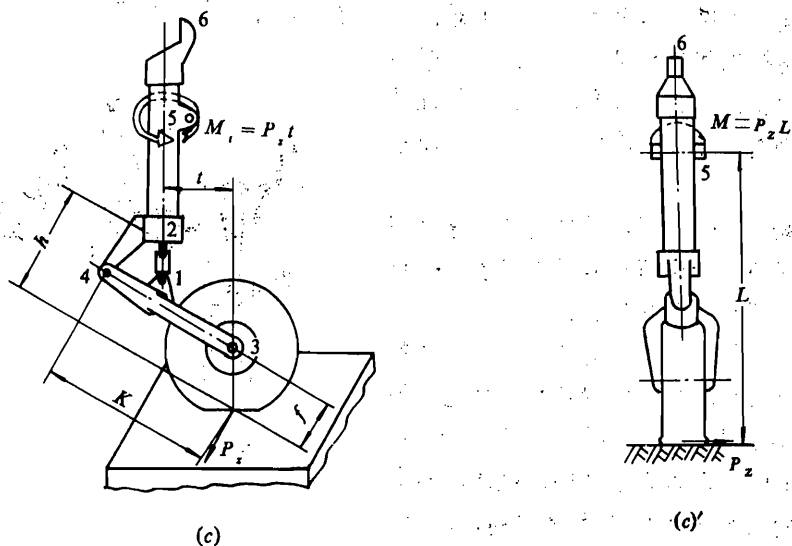


图 6.14-II 摇臂支柱式 (II) (续)

(c) 受 P_z 力情况。A—减震支柱；B—旋转臂；C—轮叉摇臂；D—机轮；E—收放作动筒。

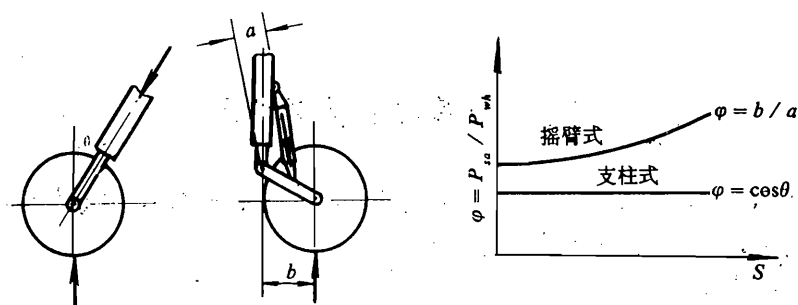


图 6.15 起落架的传递系数

四、外伸式 (图 6.16)

这种起落架安装在机身侧面。放下时向两侧下方伸出，收起时则收藏于机身内。这种型

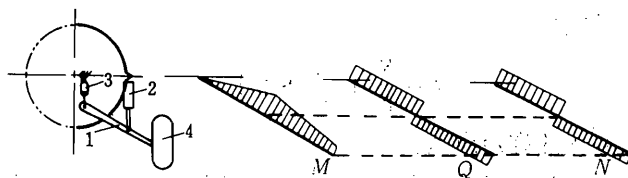


图 6.16 外伸式起落架

1—斜撑杆的支柱；2—减震器；3—收放作动筒；4—机轮。

式多用于具有中、上单翼的歼击机或歼击轰炸机上。这种型式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、上单翼飞机起落架较长、较重，安装、收藏不方便的困难，也改善了自行车式起落架轮距小的缺点。现在，已有较多的飞机采用这种型式的起落架。但由于斜撑杆式的支柱受有很大弯矩，为保证外伸和收入机身内，收放机构比较复杂，因而重量也较大。

作为结构，起落架通常是静定的。这是因为要作收放运动，希望简单地通过增加一个自由度即能使起落架活动并收起。

当然，起落架结构型式的选择还应考虑到机体上可能留给它的收藏位置和空间情况。因为不同的结构型式，它所占的空间体积不同。现代飞机由于机械设备大量增加，机体内的空间紧张，而对飞机外形的要求又很高，因而，起落架型式的选择常受到空间限制。有的飞机为了收起后占的空间小些，将起落架作成可伸缩的。比如收起时放气使起落架缩短，放下时充气使起落架恢复（也可用机械式的办法，图 6.17）。

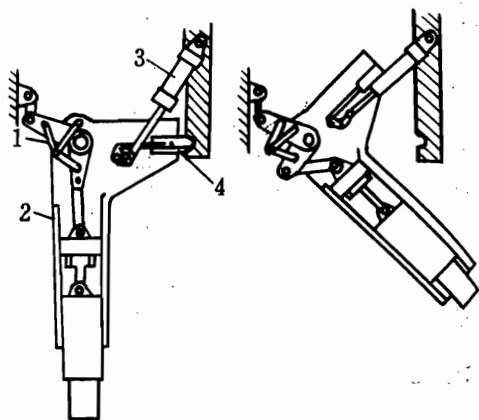


图 6.17 机械伸缩式起落架的工作情况

1—缩短连杆；2—杠杆系起落架支柱；
3—收放作动筒；4—锁紧销。

6.5 起落架的强度计算

首先应根据强度规范给定的设计情况和对应的起落架几何状态，算得相应的设计载荷和内力，并绘出内力图，再进一步计算其强度。

现采用下述符号：

N 、 Q 、 M 、 M_t 分别表示元件所受到的轴力、剪力、弯矩和扭矩；

F 、 W 、 W_t 分别表示元件的受力面积和抗弯、抗扭断面系数。下面介绍起落架的强度计算方法。

一、正应力的计算和校核

一般按下式计算正应力 σ

$$\sigma = \frac{N}{F} + \frac{M}{W} \leq [\sigma] \quad (6.1)$$

式中 $[\sigma]$ 为材料受拉或受压的许用应力。

由于减震支柱的抗弯惯性矩相对较大，基本上不会出现总体失稳现象。从局部失稳看，剪应力与压应力相比影响不严重，故可取圆管的皱损临界应力作为起落架圆筒构件的设计状态应力，此皱损临界应力 σ_{cr} 的计算公式为

$$\sigma_{cr} = \frac{0.3E}{\left(\frac{D_{av}}{t}\right)} \quad (6.2)$$

式中 $\frac{D_{av}}{t}$ ——截面的平均直径与管壁厚度之比;

E ——材料受压时的弹性模量。

若 $\sigma_{cr} > \sigma_p$, 则按下式计算

$$\sigma_{cr} = \sigma_b - \frac{\sigma_b - \sigma_{cr}}{\left(\frac{D_{av}}{t}\right)_{cr}} \frac{D_{av}}{t} \quad (6.3)$$

$$\left(\frac{D_{av}}{t}\right)_{cr} = \frac{0.3E}{\sigma_p}$$

此时, 由于材料的塑性, 圆管受弯破坏时的正应力分布呈塑性铰状态 (图 6.18)。其剩余强度系数不应再按 $\eta = \frac{\sigma_{cr}}{\sigma}$ 计算, 而应取塑性破坏时的塑性铰弯矩 M_{pl} 与作用弯矩 M 之比, 即

$$\eta = \frac{M_{pl}}{M} \quad (6.4)$$

式中 $M_{pl} = 4\sigma_{cr} R^2 \delta \sin \alpha$; $\alpha = \frac{\pi}{2} \left(1 - \frac{\sigma}{\sigma_{cr}}\right)$ 。

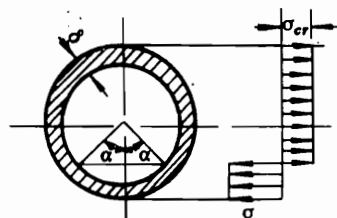


图 6.18 塑性铰情况

二、剪应力的计算和校核

一般按下式计算剪应力 τ

$$\tau = \frac{Q}{F} + \frac{M_t}{W_t} \quad (6.5)$$

剩余强度系数

$$\eta = \frac{\tau_b}{\tau}$$

应当注意, 一般情况下, 支柱截面上同时作用有弯矩、剪力、扭矩和轴压力, 是复合受力状态, 应按材料力学的复合应力强度理论进行计算和校核。但考虑到起落架支柱上内力中弯矩是主要的, 通常可不用复合应力校核, 而分别校核即可, 粗略计算时甚至可只校核抗弯强度。

还应说明的是, 由于起落架支柱有一定的壁厚, 不是典型的薄壁件, 应属三维应力状态。支柱上端与机体相连的可转动的大接头, 则又属复杂的接触应力状态, 较精确的应力分析应该用有限元素法计算才能求得。

例 6.1 单叉式机轮受有载荷 $P_y = 25\,000\text{N}$ 和 $P_z = 25\,000\text{N}$ 。 $a = 0.09\text{m}$, $b = 0.15\text{m}$, $c = 0.065\text{m}$, $d = 0.06\text{m}$, $e = 0.35\text{m}$, $h = 0.5\text{m}$, $\delta = 0.005\text{m}$, $D = 0.1\text{m}$ (图 6.19)。求作轮叉弯矩图, 并计算 3-3 椭圆剖面的最大应力。

$$\begin{aligned}\text{解 } M_2 &= P_y b + P_z e = 25\,000 \times 0.15 + 25\,000 \times 0.35 \\ &= 12\,500 \text{ N} \cdot \text{m}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}M_3 &= M_2 + P_z h - P_y \left(b - \frac{a}{2} \right) \\ &= 12\,500 + 25\,000 \times (0.5 - 0.15 - 0.045) \\ &= 12\,500 + 9\,875 = 22\,375 \text{ N} \cdot \text{m}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}W_{3-3} &= 0.1 \frac{dD^3 - (d-2\delta)(D-2\delta)^3}{D} \\ &= 0.1 \frac{0.06 \times 0.1^3 - (0.06 - 2 \times 0.005) \times (0.1 - 2 \times 0.005)^3}{0.1} \\ &= 2\,355 \times 10^{-8} \text{ m}^3\end{aligned}$$

$$\sigma_{3-3\max} = \frac{M_3}{W_{3-3}} = \frac{22\,375}{2\,355 \times 10^{-2}} = 950.1 \text{ MPa}$$

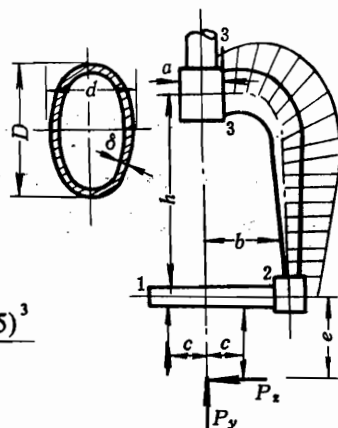


图 6.19 单叉式机轮受载及弯矩图

6.6 减震装置

由于着陆时飞机的垂直降落速度在短时间内降为零，因而，起落架受到很大的撞击过载，并来回振动。减震装置就是用来吸收和消散起落架在起飞、着陆和地面运动时的撞击能，以减小撞击过载，使振动衰减。它所能吸收的能量应符合规范要求，在工作过程中载荷变化应匀滑，功量图应充实，消散的能量要适当，压缩吸能时应快，伸展放能时应适当柔和缓慢，一次循环的时间应短。减震器的性能受环境条件变化的影响应该小。下面着重介绍广泛使用的油气式减震器和充气轮胎组成的减震装置。

一、油气式减震器的组成及工作原理

它通常是由外筒、活塞内筒、柱塞、密封装置、制动活门等组成（图 6.20），内充气体和液体，现分别予以介绍。

1. 气体

它是用来吸收撞击能量，起减震（减小过载）作用的。当然，在一般工程中，可用的减震方法很多，如可以用橡皮、弹簧等。这些装置虽然简单，但减震性能不好，吸收的能量小，容易老化或折断，寿命不长。如果用可压缩的空气灌入一个带活塞的圆筒内进行减震（即为气体弹簧），只要密封得好，就可多次使用。而且可通过改变初气压来调节刚度，吸能减震的压缩行程也可控制得较长，载荷上升均匀，减小过载的效果显著。因而起落架上的减震器首先就应是一个密封的（通过铝圈、皮碗等密封装置）、内充压缩空气的活塞筒，其构造如图 6.21 所示。

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）

$$\frac{p_0}{p} = \left(\frac{V}{V_0} \right)^n; \quad P_{sa} = pF = P_a \quad (6.6)$$

式中 p_0 、 V_0 ——气体的初气压和初体积；

p 、 V ——任意压缩位置时的气压和体积；

F ——活塞承受气压的有效面积；

P_{sa} 、 P_a ——活塞杆外载和内部气体对活塞的总压力；

n ——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，绝热过程时为 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。

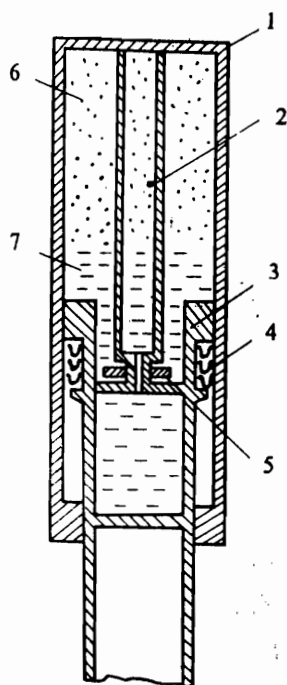


图 6.20 油气式减震器的构造

1—外筒；2—柱塞；3—活塞内筒；
4—密封装置；5—制动活门；6—压缩空气；
7—油液。

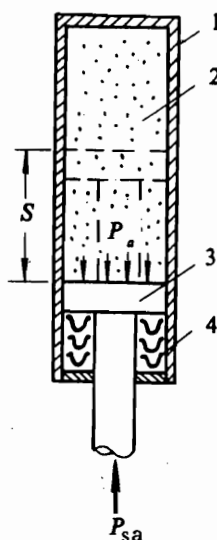


图 6.21 充气式活塞筒构造及工作曲线

1—外筒；2—压缩空气；3—活塞；
4—密封装置。

通过式 (6.6) 得出：

$$P_a = p_0 F \left(\frac{V_0}{V} \right)^n = p_0 F \left(\frac{V_0}{V_0 - FS} \right)^n = P_{0.5a} \left(\frac{1}{1 - \frac{FS}{V_0}} \right)^n \quad (6.7)$$

式中 S ——活塞的压缩行程。

外载对减震器所作的功（即减震器内气体所吸收的能量）为

$$A_a = \int_0^S P_a dS \quad (6.8)$$

$$FS = V_0 - V, \quad FdS = -dV$$

$$dS = -\frac{dV}{F}$$

又因

$$\frac{V}{V_0} = \left(\frac{p_0}{p} \right)^{1/n}, \quad \frac{dV}{V_0} = -\frac{1}{n} \frac{p_0^{1/n}}{p^{(1/n)+1}} dp$$

所以

$$A_a = \int_0^S p_a F dS = \frac{V_0}{n} p_0^{1/n} \int_{p_0}^p \frac{1}{p^{1/n}} dp = \frac{p_0 V_0}{n-1} \left[\left(\frac{p}{p_0} \right)^{n-1/n} - 1 \right] \quad (6.9)$$

$P_a \sim S$ 工作曲线下所包含的面积就是 A_a ，故此图又称为功量图。

当吸收同样的撞击能 A_a 时，可分下述两种情况予以讨论（图 6.22）。

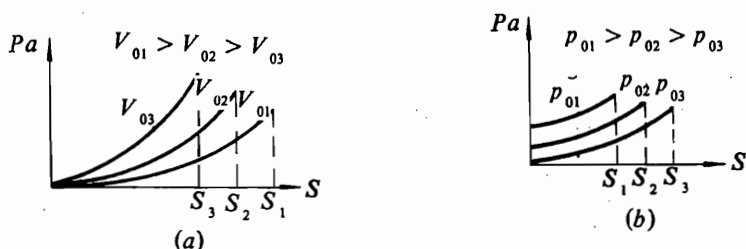


图 6.22 气体参数对其功量图的影响

(a) P_0 不变; (b) V_0 不变。

设 p_0 不变。此时如 V_0 愈大，则 P_a 愈小， S 愈大，减震器愈软。

如 V_0 不变。此时如 p_0 愈小，则 P_a 愈小， S 也愈大，减震器也愈软。

纯气体的减震器存在着许多缺点，不适用，主要原因有以下几点。

(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，来回振荡。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。这样，行程和末压力将会增大，从而导致减震器的尺寸和过载的增大。

当然，考虑了密封装置等处的摩擦力 P_f 后，功量图变为图 6.23，实际效率有所提高。且由于摩擦生热，可消散一部分撞击能量。但数量很有限，一般约只占吸收能量的 20% 左右。若企图通过提高 p_0 值来改善吸能效率，则又会受到密封装置性能及减震器不宜太硬的要求限制，故不可能从根本上解决问题。为此，加进了油液和限流孔装置。

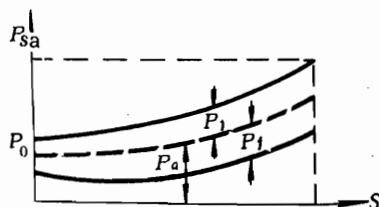


图 6.23 考虑摩擦后的功量图

2. 油液和限流孔的作用及对功量图的影响

气体减震器存在上述缺点，其原因在于减震器所吸收的撞击能基本上都储存在压缩气体内而未散失掉。因而撞击过去后，气体就反过来对活塞做功，放出能量，把活塞杆又推了出来，使飞机反弹而上下振动。另外，在初始行程阶段，活塞向内压缩时的力（即吸能做功的力）小，因而功量曲线此段很低，使整个功量图不够充实。要改进就必需增加新的措施。

加进油液和限流孔（图 6.24）后，这样在活塞运动的过程中，油液就被来回挤过限流

孔, 受到的阻力增大, 油液流经限流孔摩擦生热, 将撞击能变为热能消散掉。

设油液流经限流孔所受到的阻力为 P_f ,

$$\text{压缩行程时} \quad P_{sa} = P_a + P_f + P_l \quad (6.10)$$

$$\text{伸展行程时} \quad P_{sa} = P_a - P_f - P_l$$

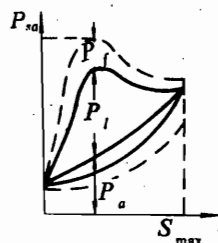
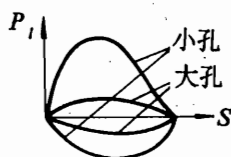
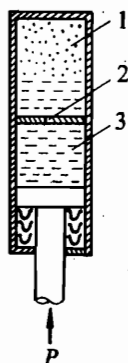


图 6.24 加进油液和限流孔后的功量图

1—压缩空气; 2—限流孔; 3—油液。

由图 6.24 可看出, 加进油液和限流孔的减震器吸收和消散的能量大为增加, 从原理上解决了气体减震器存在的缺点。但图 6.24 所表示的简单油气减震器仍存在以下缺点:

(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。

为了理解这两个现象, 就应分析油液流经限流孔时的阻力特性。

根据流体力学的知识可知

$$\left. \begin{aligned} FV_p &= \mu f V_l \\ p_l &= \frac{\gamma}{g} \frac{V_l^2}{2} \\ P_l &= p_l F = \frac{\gamma}{2g} \frac{F^3}{\mu^2} \left(\frac{V_p}{f} \right)^2 \end{aligned} \right\} \quad (6.11)$$

式中 V_p ——活塞的运动速度;

μ ——流量系数。与限流孔的形状、长度、油液粘性有关 (实验得出);

f ——限流孔的面积;

V_l ——油液流经油孔时的速度;

γ ——油液比重。

由上述公式可知, V_p 越大或 f 越小, 则 P_i 就越大。刚着陆时撞击猛烈, 活塞向上运动速度快, V_i 大, P_i 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_p 很快小下来, V_i 减小, P_i 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_p 又逐渐增大, V_i 及 P_i 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_p 小, V_i 、 P_i 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_i 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_i 。最简单最有效的办法, 就是在减震器工作过程中改变限流孔的面积, 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_i 、 P_i 。因此, 只有限流孔还不行, 必须加装变限流孔面积 (变油孔) 的装置。

3. 变限流孔面积的装置

最常用的变限流孔面积的装置就是在活塞上加装一变截面 (上小下大) 的油针 (图 6.25)。随着压缩行程, 油针逐渐穿进限流孔。这样就使限流孔实际面积, 最初大, 后来逐渐减小, 实现了在压缩行程中变油孔面积的要求。

但在伸展行程时, 这样的装置还不够, 必须加装制动活门。它在压缩行程时被油液冲开而不遮盖限流孔, 不起什么作用。但在伸展行程时, 它受油液的冲压, 盖住了限流孔的一部分, 进一步减小了限流孔的面积, 实现了在伸展行程中变油孔的要求。

另外, 为了使飞机在地面运动时较为平稳, 还应在减震器压缩的初始一段行程加大油孔面积, 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。

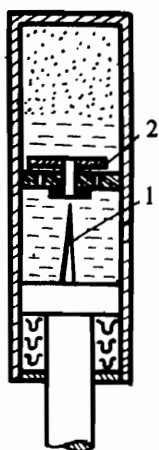


图 6.25 加变油孔装置后的功量图
1—油针装置; 2—制动活门。

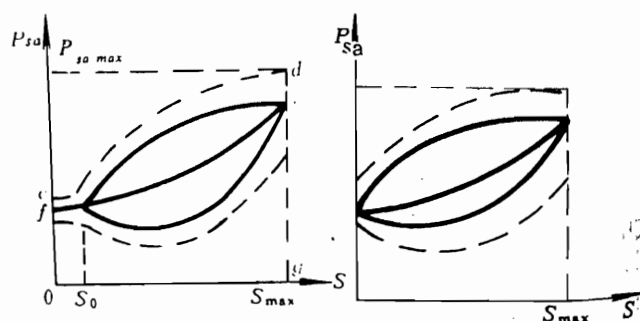


图 6.26 实际减震器的功量图

实际减震器的功量图如图 6.26 所示, 减震器吸能效率的大小通常用充实系数 (或称效率系数) η 来表示,

$$\eta = \frac{\text{实际吸能量}}{\text{理想吸能量}} = \frac{\text{面积}cdgo}{P_{s\max} S_{\max}}, \text{ 一般为 } 0.6 \sim 0.8$$

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滞后系数 (或称热耗系数) χ 表示,

$$\chi = \frac{\text{实际耗能量}}{\text{实际吸能量}} = \frac{\text{面积}cdef}{\text{面积}cdgo} \text{ 一般为 } 0.6 \sim 0.7$$

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, 有限流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。

二、油气式减震器的构造形式

形式 I (图 6.27) 其构造特点是, 密封装置安装在活塞内筒上, 制动活门则安装在柱

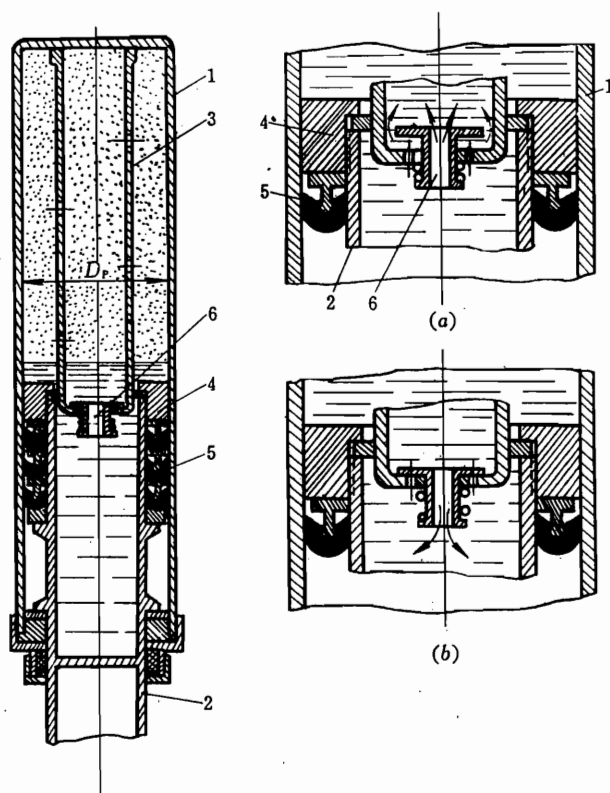


图 6.27 减震器构造 (形式 I)

(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。

塞的下端。这时，气压作用的有效活塞面积就是外筒内径所决定的面积。减震器压缩时，整个油面上升，冲开制动活门流油而作功耗能。伸展时油液反向冲压，制动活门盖住了原来的流油孔，此时，油液只能由制动活门盖片上的小孔回流，起到了制动散能作用。这种形式的构造简单紧凑，活塞的有效面积较大，行程较短，尺寸较小，但减震特性较硬，通常多用在摇臂式起落架上。

为了在减震行程中改变油孔面积，在活塞内筒的壁上开有大小长短不同的槽。

形式Ⅱ（图 6.28）其构造特点是，密封装置固定在外筒的下端，而制动活门则装在活塞内筒上。压缩时油面上升，同时向内、外筒间的油室反流，冲开制动活门流油而作功散能。伸展时内、外筒间的油液被挤压而向上流，冲压制动活门盖住原来的流油孔。此时，油液只能从制动活门盖环上的小孔回流，进行制动散能。这种形式，由于流油孔环布于活塞头上，油孔较多，遮盖后可大大提高制动效果，因而伸展行程消散能量的调节能力较大。又由于活塞的有效面积是内筒外径所决定的面积，因而较小。减震过程中气体体积的变化缓和，减震特性柔软，吸收同样撞击能时行程较大，因而尺寸也较大。它常与支柱式起落架配合使用。

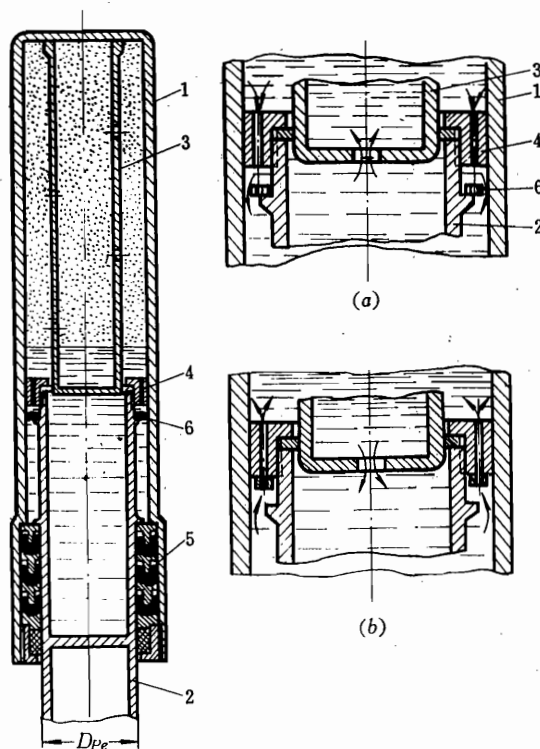


图 6.28 减震器构造 (形式Ⅱ)

(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。

由于变油孔的设计、制造较复杂,不易计算得准确,主要靠试验来不断修改、定型。因而,现在有些飞机起落架的减震器,仍采用了定油孔的形式。油针采用顶端较尖的形状,以减小最初撞击过载,而后则变为等直径的圆柱。

三、油气式减震器的计算

1. 使用功 $A_{e,sa}$ 的计算

前三点式起落架着陆时(图 6.29),每一个支柱所包含的吸能系统(减震器和机轮)应吸收的能量(使用功)为

$$A_{e, sf} = \frac{m_c V_y^2}{2z_1} \quad (6.12)$$

式中 m_c ——折算质量 ($m_c = m_{cm}$ 或 m_{cn}) ;

$$m_{cm} = \frac{G}{g} \text{——主起落架的折算质量;}$$

$$m_{cn} = \frac{m_{cm}}{1 + \left(\frac{a}{I_z}\right)^2} \text{——前起落架的折算质量}$$

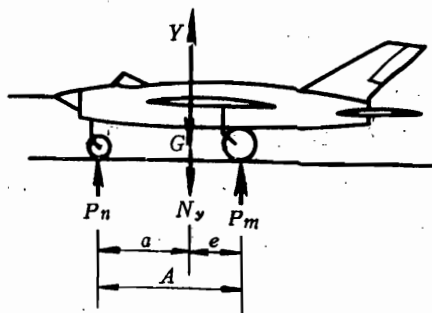


图 6.29 飞机着陆时的情况

(考虑了机头下转碰地及刹车等的影响);

I_z ——飞机绕Z轴的质量惯性矩;

a ——前轮距飞机重心的距离;

V_y ——飞机降落时的垂直分速度,按强度规范给定的公式计算。它是飞机重量及其降落速度的函数(考虑了机轮触地后飞机重心下降所作的功);

z_1 ——支柱的数目。

对自行车式起落架,如果前支柱分担的重量较大,则 m_{cm} 的计算与前起落架相似,即

$$m_{cm} = \frac{\frac{G}{g}}{1 + \left(\frac{e}{I_z}\right)^2} \quad (6.13)$$

式中 e ——主轮距飞机重心的距离。

一个减震器的使用功为

$$A_{e, sa} = \frac{A_{e, st} - A_{wh} \cdot Z_2}{z_3} \quad (6.14)$$

z_2 、 z_3 ——分别为一个支柱上的机轮数和减震器数。

2. 使用行程 S_e 的计算 (图6.30)

设在吸收使用功时起落架的过载为 n_e 、传递系数为 φ_e 、减震器所受的力为 $P_{e, sa}$ 、减震器能量图的充实系数为 η_e , 则减震器的使用行程为

$$S_e = \frac{A_{e,sa}}{P_{e,sa} \eta_e} = \frac{A_{e,sa}}{P_s n_e \varphi_e \eta_e} \quad (6.15)$$

式中 P_s ——起落架的停机载荷。对前起落架，均应取为 $m_{cn} g$ （称为前起落架的动力载荷 P_{dyn} ）。

n_e 由强度规范决定； φ_e 由起落架的结构型式及其几何关系决定； S_e 可用逐次近似法或用图解法来求。图 6.30 中两线的交点就是要求的 S_e 。

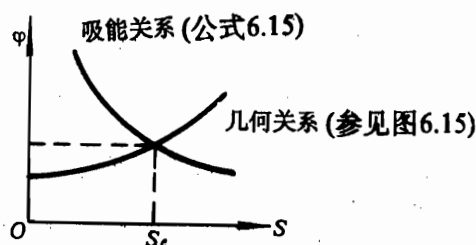


图 6.30 使用行程 S_e 的图解求法

3. 减震器有效剖面尺寸 F_{pe} 、 D_{pe} 的计算

可根据减震器开始压缩那一瞬间的受力平衡状态来决定。这时，气体的初压力为 P_0 、传递系数为 φ_0 、过载系数为 n_0 、密封装置等的摩擦系数为 k ，则活塞的有效面积 F 可由减震器初压缩时内外载荷平衡的关系式求得，即

$$p_0 F_{pe} = (1 - k) P_s n_0 \varphi_0$$

$$F_{pe} = \frac{(1 - k) P_s n_0 \varphi_0}{p_0} = \frac{\pi D_{pe}^2}{4} \quad (6.16)$$

式中 D_{pe} ——活塞的有效直径（如活塞上无油孔时则为外筒的内径；如有油孔时则为内筒的外径）；

n_0 ——预压系数。

n_0 实际上代表了减震器刚开始压缩时的过载系数，即

$$n_0 = \frac{P_{0,s}}{P_s}$$

故又称为预压系数。 n_0 的数值愈小，减震器愈软，当飞机在不平的道面上运动时会使飞机有较大的颠簸，并导致机翼迎角的急剧改变。

4. 气体初体积 V_0 的计算

由于

$$\frac{p_e}{p_0} = \left(\frac{V_0}{V_e} \right)^n; \quad \frac{p_e}{p_0} = \frac{n_e \varphi_e}{n_0 \varphi_0} \quad (6.17)$$

得

$$V_0 = \left(\frac{p_e}{p_0} \right)^{1/n} V_e = \left(\frac{n_e \varphi_e}{n_0 \varphi_0} \right)^{1/n} (V_0 - F S_e)$$

$$V_0 = \frac{F S_e}{1 - \left(\frac{n_0 \varphi_0}{n_e \varphi_e} \right)^{1/n}} \quad (6.18)$$

从而又可得出停机时减震器的压缩量为

$$S_s = \frac{V_0}{F} \left[1 - \left(\frac{n_0 \varphi_0}{\varphi_s} \right)^{1/n} \right] \quad (6.19)$$

此时的过载为1。

5. 减震器最大行程 $S_{\max}$ 的计算

强度规范规定，减震系统所应吸收的最大功

$$A_{\max} = 1.5 A_{e, st}$$

根据式 (6.15) 同样的推导原理可得

$$S_{\max} = \frac{A_{sa, \max}}{P_s n_{\max} \varphi_{\max} \eta_{\max}} \quad (6.20)$$

又根据式 (6.17)，将使用情况变为最大情况，得

$$\frac{n_{\max} \varphi_{\max}}{n_0 \varphi_0} = \left(\frac{V_0}{V_0 - FS_{\max}} \right)^n \quad (6.21)$$

式 (6.20) 中

$$A_{sa, \max} = A_{\max} - A_{wh, \max}$$

$A_{wh, \max}$ ——轮胎最大压缩时所吸收的功。

把 $S_{\max}$ 和 $n_{\max} \varphi_{\max}$ 作为两个未知数，通过解联立方程式 (6.20) 和 (6.21)，可将它们分别求出。 $S_{\max}$ 和 $\varphi_{\max}$ 也可仿照图 6.30 情况求得，从而就求出了 $n_{\max}$ ，以作为强度校核之用。

通常，

$$S_{\max} \approx 1.1 S_e \quad (6.22)$$

减震器应充的油量由下述原则决定，即在减震器的压缩过程中，流油孔不得露出液面，以免减震器伸展时发生液压撞击。

6. 油孔面积 f 的计算

由式 (6.11) 可知，流油孔面积

$$f = V_p \sqrt{\frac{\gamma}{2g} \frac{F^3}{P_l \mu^2}} \quad (6.23)$$

在减震器压缩吸能过程中， V_p 、 P_l 均为变值，在行程开始和终了时都为零。

对定油孔的减震器 (f 为常数)，则

$$\frac{V_p^2}{P_l} = \text{常数}$$

可认为液体开始工作时

$$V_p \approx c \frac{V_{e.g.}}{\varphi_{av}} \quad (6.24)$$

$$P_l \approx 2 \frac{A_l}{S_e - S_0} \quad (6.25)$$

式中 c ——比例系数, 可通过试验统计得出, 通常可取为0.7;

$V_{c.g}$ ——机轮接地时飞机重心下降的速度, 可通过整机能量守恒的原理求得;

φ_{av} ——自由行程 S_0 中的平均传递系数;

A_l ——使用载荷下油液所吸收的功, 即

$$A_l = (1-k) A_{e,sa} - A_a \quad (6.26)$$

在设计减震器时, 有关参数可初步选取如下:

$$\eta_e \approx 0.7 \sim 0.8, \eta_{\max} \approx \eta_e \quad (6.27)$$

$n_0 \approx 0.5 \sim 1.0$, 大型飞机取较小值, 小型飞机及前起落架应取得较大;

p_0 : 对仅受轴向力的减震器, p_0 可取为 $8 \sim 10 \text{ MPa}$; 对受弯的减震器, p_0 可取为 $2 \sim 3 \text{ MPa}$;

$k \approx 0.1 \sim 0.2$, 仅受轴向力时可取较小值;

$\mu \approx 0.6 \sim 0.7$;

$c \approx 0.7 \sim 0.8$;

$\chi \approx 0.65 \sim 0.8$;

$$S_0 = \frac{1}{\varphi_{av}} [h - (\delta_{wh,\max} - 0.25\delta_{s,wh})] \quad (6.28)$$

式中 h ——不平道面上小丘的高度, 可取为 120 mm ;

$\delta_{wh,\max}$ ——轮胎最大允许的压缩量, 由所选轮胎的特性数据给出;

$0.25\delta_{s,wh}$ ——考虑一般飞机着陆时尚有 $0.75G$ 的升力作用下轮胎的压缩量。

这样, 根据式 (6.23), 可取油孔的平均值为

$$f_{av} \approx 0.35 \frac{V_{c.g}}{\varphi_{av}} \sqrt{\frac{\gamma F^3}{g \mu^2 A_l}} (S_e - S_0) \quad (6.29)$$

近代减震器的流油孔面积 $f \approx 1 \sim 2\% F$ 。伸展行程制动时, 油孔面积 $f' \approx 0.3 \sim 0.5f$ 。当 f 大于 $5 \sim 8\% F$ 时, 则 $P_l \approx 0$ (即相当于自由行程情况)。

为减少气体对筒壁的锈蚀及油气混合受热后的相互影响, 现代减震器多充氮气, 有的甚至考虑用油、气相互隔离的双腔减震器。这样就避免了在工作时油气的混合, 提高了绝热系数 n , 减震效率较高。

由于减震器压缩后筒内气压很高 (可高达 50 MPa), 故必须在设计时充分加以考虑。

例 6.2 主起落架上装有 $1150 \times 355 \text{ mm}$ 机轮。起落架的 $P_a = 8200 \text{ N}$, $n_e = 2.8$, $A_{e,II} = 58000 \text{ J}$, 轮胎吸能 $A_{e,II} = 1963 \text{ J}$, $\varphi_e = 1$, $P_0 = 2.8 \text{ MPa}$

减震器为型式 I, $n_0 = 1$, $\eta_e = 0.65$, $n = 1.2$, $k = 0.14$ 。求 S_e 、 F_{pc} 、 D_{pc} 、 V_0 、 H (图 6.31)。

解 主要应求出减震器吸收的使用功, 即

$$A_{e,sa} = A_{e,II} - A_{e,II} = 58000 - 19631 = 38369 \text{ J}$$

$$S_e = \frac{A_{e,sa}}{P_s n_e \eta_e} = \frac{38\,369}{82\,000 \times 2.8 \times 0.65} = 0.257\text{m}$$

$$F_{pe} = \frac{P_s n_0}{p_0 (1+k)} = \frac{82\,000}{2.8 \times 10^6} = 0.025\,69\text{m}^2$$

$$D_{pe} = \sqrt{\frac{4F_{pe}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \times 256.9 \times 10^{-4}}{3.141\,6}} = 0.181\text{m}$$

$$V_0 = \frac{FS_e}{1 - \left(\frac{n_0}{n_e}\right)^{1/n}} = \frac{0.025\,69 \times 0.257}{1 - \left(\frac{1}{2.8}\right)^{1/12}} = 0.011\,271\text{m}^3$$

$$H = \frac{V_0}{F} = \frac{0.011\,271}{0.025\,69} = 0.439\text{m}$$

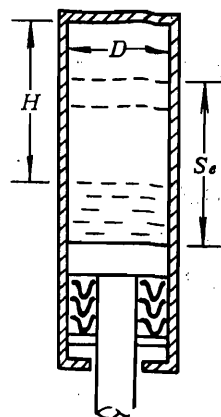


图 6.31 减震器参数图

四、全油液式减震器

油气式减震器由于气室容积大、减震行程长，因而总的体积较大。气体主要用以承受压缩而起缓冲减震作用。因此，如果液体兼有缓冲减震的作用，即可省去气室，形成全油液式减震器。这将大大缩小减震器体积，提高减震器的充实系数和滞后系数，从而减小了重量，更好地满足使用要求。由于找到了一些压缩性较大的液体，能起减震作用，因而，已出现了一批全油液式减震器，并已用在一些军用飞机上。

全油液式减震器的构造（图 6.32）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。

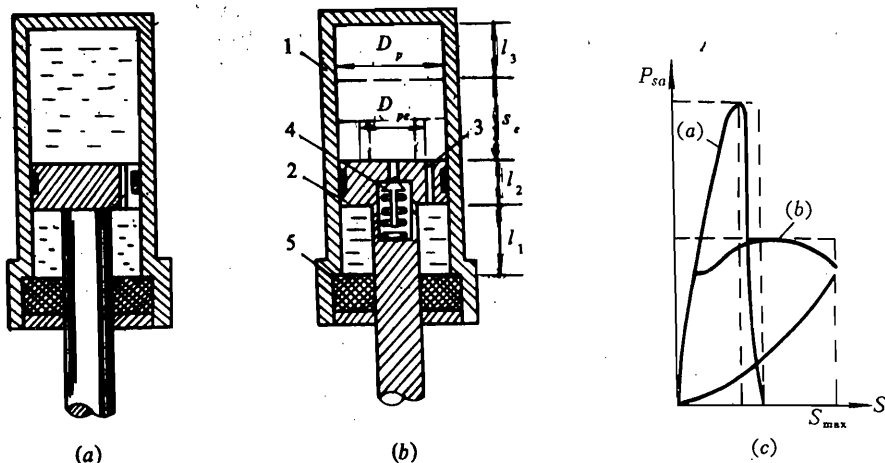


图 6.32 全油液式减震器

(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。

1. 工作原理

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。同时油液被挤过限流孔, 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。油液反流挤过限流孔, 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。

2. 构造特点

首先是采用了压缩性较大的液体, 以免在减震器工作时引起大的过载。图 6.33 给出了四种液体的压缩特性曲线。试验表明, 硅树脂的压缩特性较好, 基本上能满足减震器的要求, 并已得到采用。

其次, 由于是通过液体的压缩来减震, 故内压很大 (常达 $3.5 \times 10^2 \text{Pa}$ 以上), 设计时要仔细加以考虑。并对减震器的密封装置提出了很高的要求。即既要在异常高压下保证对油液的密封, 还要经久耐用。图 6.34 给出了密封装置的组成和构造情况。销钉减小了橡皮密封垫的面积, 从而增大了传递内垫片上油压时橡皮垫对筒壁的侧压力, 保证了密封。大小锥形环和金属网垫限制了橡皮垫的侧向变形, 避免在运动时被挤入活塞杆、销钉与垫片间的缝隙中而损坏。

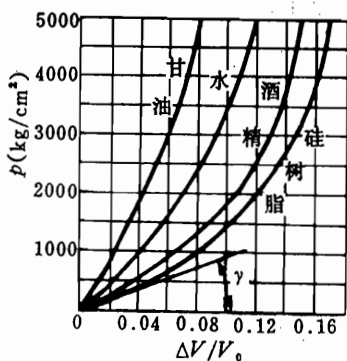


图 6.33 四种液体的压缩特性曲线

($1 \text{kg/cm}^2 \approx 10^5 \text{Pa}$)

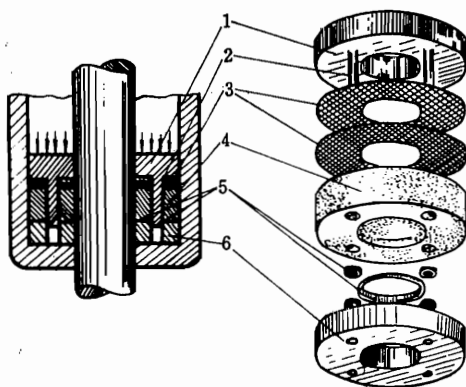


图 6.34 全油液式减震器的密封装置

1—内垫片; 2—销钉; 3—金属网垫;

4—橡皮密封垫; 5—锥形环; 6—外垫片。

3. 全油液式减震器的计算 (图 6.32)

可参照油气式减震器的计算原理进行。

(1) 活塞的有效面积 F_{pe}

$$F_{pe} = \frac{(1-k) P_s n_e \varphi_e}{p_e} \quad (6.30)$$

$$D_{pe} = \sqrt{\frac{4F_{pe}}{\pi}} \quad (6.31)$$

(2) 全伸展时油液的初始体积 V_0

$$V_0 = E_e \frac{\Delta V_e}{p_e} = E_e \frac{FS_e}{p_e} \quad (6.32)$$

式中 E ——液体的弹性系数 (图6.33), 它等于 $\tan \gamma$;

E_e ——使用压缩行程时的液体弹性系数。

(3) 使用行程 S_e

$$S_e = \frac{A_{e,sa}}{P_s \eta_e \phi_e \eta_e} \approx \frac{1}{F_{pb}} \sqrt{\frac{(1-k) A_{e,sa} V_0}{E_e}} \quad (6.33)$$

(4) 活塞的全面积 (即外筒内径的面积) F_p

$$F_p = \frac{V_0 - l_1 F_{pb}}{S_e + l_3 + l_1} \quad (6.34)$$

式中 E_{pb} ——活塞杆面积。

初步设计时可取

$$k \approx 0.1 \sim 0.2; p_e \approx 350 \text{MPa}^2; \eta_e \approx 0.85 \sim 0.9$$

$$l_3 \approx 0.1 S_e; S_{\max} \approx 1.1 S_e$$

E_e 通过油液压缩试验得出, l_1 可按压力比例并参考油气式减震器而估算, 限流孔面积计算方法基本上也同油气式减震器。

五、飞机机轮

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. 机轮的类型 (图 6.35)

低压机轮 它的充气初压力 $p_0 \approx 0.25 \sim 0.35 \text{MPa}$, 外形较厚, 直径与宽度比 $K = D/d \approx 2 \sim 3$ 。这类机轮较柔软, 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。

中压机轮 $p_0 \approx 0.35 \sim 0.65 \text{MPa}$, $K \approx 3 \sim 5$, 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。

高压机轮 $p_0 \approx 0.65 \sim 1 \text{MPa}$, $K \approx 5 \sim 8$ 。

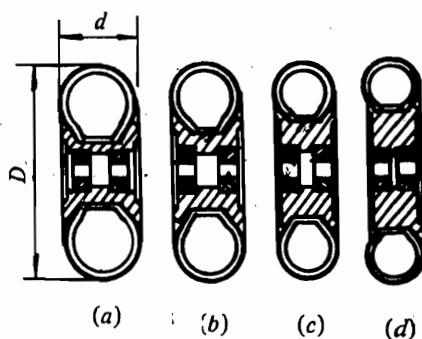


图 6.35 飞机机轮的构造及其类型

(a) 低压型; (b) 中压型;
(c) 高压型; (d) 超高压型。

超高压机轮 $p_0 > 1\text{MPa}$, $K > 8$ 。

高压及超高压机轮非常扁, 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, 机轮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_H 与压缩量 δ 的关系曲线如图 6.36 所示, 其中 P_0 为充气初压力。

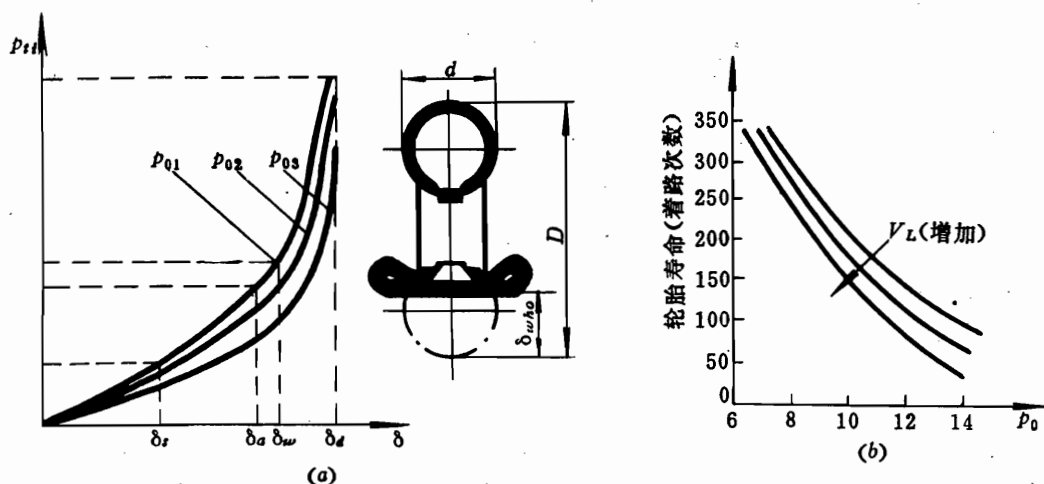


图 6.36 轮胎的工作特性

(a) $P_H \sim \delta$ 特性; δ_a 即 δ_{al} , δ_w 即 δ_{who} , δ_d 即 δ_{dis} ;

(b) 寿命特性; 横坐标单位为 $p_0 \times 10^2 \text{Pa}$ 。

从轮胎的使用寿命考虑, 轮胎的停机压缩量 δ_s 不能太大, 应有一定限制, 通常 $\delta_s = 0.3 \sim 0.4 \delta_{who}$, δ_{who} 为轮胎的全压缩量。

为了安全起见, 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 $P_s \approx 0.3 P_{who}$; $P_{al} \approx 0.9 P_{who}$ 。

当轮胎完全压缩, 继而压坏轮毂, 切破轮胎时, 机轮就全破坏了, 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_s 之比称为轮胎的载荷系数 n_H (实际上即是过载系数的含义), 即

$$n_H = \frac{P_{al}}{P_s} \quad (6.35)$$

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

$$A_{II} = \int_0^{\delta} P_{II} d\delta \approx \frac{1}{2} \pi p_0 \delta^2 \sqrt{Dd} \quad (6.36)$$

A_{II} 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：

$$A_{II} \approx 0.9 \frac{1}{2} P_{al} \delta_{al} \quad (6.37)$$

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，但由于是压缩气体做功，不能减振。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，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_s 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_{cng} ）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（见表 6.2），详细规定了轮胎的各种特性数据，以供选用。

表 6.2 轮胎特性数据

轮胎尺寸	P_0	δ_s	δ_{al}	P_s	P_{al}	A_{al}	P_{des}	V_{al}	重量
量度 $\times d$ (mm)	10^5Pa	(mm)	(mm)	(N)	(N)	(J)	(N)	(km/h)	(N)
500 $\times$ 150	2.5	23	88	4 800	18 000	600	39 000	120	70
1200 $\times$ 450	3.8	78	270	60 000	208 000	26 000	446 000	125	800
500 $\times$ 180	6	25	77	13 000	40 500	1 260	85 000	250	75
660 $\times$ 160	6.5	45	85	22 500	47 500	1 830	170 000	200	120
700 $\times$ 140	7	20	85	12 000	52 500	1 900	134 000	240	90
600 $\times$ 200	9	42	107	36 000	93 000	4 300	200 000	315	150
800 $\times$ 200	12	47	112	45 000	132 000	7 490	284 000	340	153
600 $\times$ 290	13.5	67.5	159	110 000	336 000	22 700	722 000	430	715

在某些有关的手册上，还把轮胎的各项特性关系绘成曲线，以便查阅选用。

4. 轮胎的发展概况

由于机轮内胎质地柔软，工作时反复压缩、膨胀，内外胎之间摩擦，使内胎易受损伤而漏气。加之气体快速压缩变热，内胎又靠近刹车装置，致使内胎更易受热老化，寿命不长。为此出现了一种无内胎的轮胎（图 6.37）。它除加厚胎面、加强帘线层外，为了解决气密问题，内部还多了一个气密胶层。在轮胎与轮毂的连接处也做成能起气密作用的齿扣形式。实践证明，这种轮胎耐刹车磨损，不易损伤漏气。比之有内胎的轮胎，寿命延长约 50%，减少重量约 10%，现已逐渐推广使用。

常因刹车过大过早，道面粗糙、摩擦力大等原因使轮胎的外皮迅速磨损。为此，最近又发展了一种可换胎面的轮胎（只需放掉气体就可更换），并已在某些运输机上作研究试用。

由于轮胎常在较高温度和高压下工作，橡胶内的挥发物与空气混合，有时会引起自燃爆破，因此，有的飞机已改充氮气。轮胎内充氮气也减少了对有关金属零件的腐蚀及轮胎内壁的氧化变质。为了安全，有的机轮上还采用了热熔螺塞，当轮胎内温升过高时能自动放气，避免轮胎热爆破。

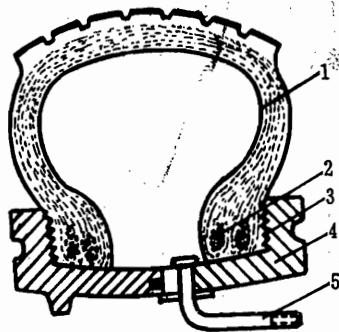


图 6.37 无内胎轮胎的构造

1—橡胶气密层；2—钢丝；3—密封齿扣；
4—轮毂；5—充气嘴。

六、全减震系统的功量图

机轮与减震器结合在一起，就组成了一个完整的减震系统。将它们的功量图合在一起，就构成了飞机整个减震系统的功量图。它表明了整个减震系统在垂直方向上的总变形（即飞机重心的下沉量） $y_{c.g.} = \delta + y_{wh}$ （机轮相对机体的上移量）与机轮上载荷（着陆载荷） P_{wh} 间的关系。有了这样的功量曲线，整个减震系统的减震性能也就一目了然了。

由于起落架活动部分（如活塞内筒及其下连的轮轴、机轮等）在减震运动中出现质量力，因而机轮上的载荷在向上传递的过程中会被这些质量力抵消一部分，而这部分质量力是随运动的加速度而变化，较为复杂，不易计算。但由于它和飞机的整个质量力（反映在机轮载荷上）相比是很小的，故略去这部分质量力而不会影响其应有的精度，这样计算就会方便许多。因此，可通过起落架的几何关系求得传递系数 φ ，然后就能直接求得作用在减震器上的力了。

要求出整个减震系统的功量图，关键就是要根据机轮载荷，把垂直方向上减震系统的总变形（ $\delta + y_{wh}$ ）求得。由于机轮载荷所作的功等于减震器所吸收的功，即

$$\int_0^y P_{wh} dy_{wh} = \int_0^S P_{sa} dS \quad (6.38)$$

故可得

$$\frac{dy_{wh}}{dS} = \frac{P_{sa}}{P_{wh}} = \varphi, \quad y_{wh} = \int_0^S \varphi dS \quad (6.39)$$

这样, 整个减震系统的功量曲线可按下述步骤求得 (图6.38)

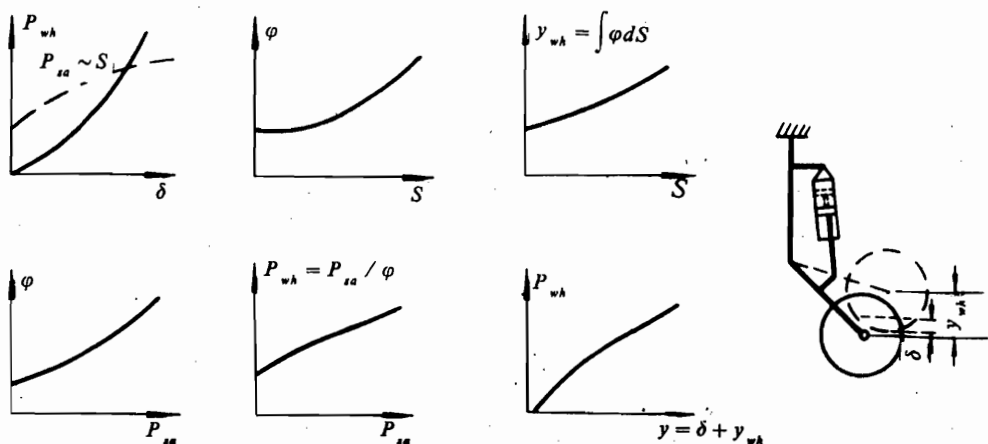


图 6.38 全减震系统功量图的图解

- (1) 根据 $P_{wh} \sim \delta$ (即 $P_{ti} \sim \delta$) 曲线求得对应于机轮载荷的轮胎压缩量 δ ;
- (2) 根据传递系数 φ 的关系求得对应于机轮载荷的减震器载荷 P_{sa} ;
- (3) 根据 $P_{sa} \sim S$ 曲线求得对应于 P_{sa} 的减震器行程 S ;
- (4) 根据起落架的 $\varphi \sim S$ 曲线计算与上面对应的 $\int_0^S \varphi dS$, 它的值就是 y_{wh} , 从而就得出了 P_{wh} 对应于 $\delta + y_{wh} = y_{c.g.}$ 的关系曲线, 即全减震系统的功量图。归纳起来则是

$$P_{wh} \begin{cases} \delta \\ \varphi \sim P_{sa} \rightarrow S \rightarrow \int_0^S \varphi dS = y_{wh} \end{cases} \quad y = \delta + y_{wh}$$

6.7 起落架的一些其它装置

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 $1/3 \sim 1/4$, 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 $0.2g$) 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, 刹车引起的振动和声响要小。

2. 刹车装置的刹车力矩

动刹车力矩 是机轮制动效能的主要特性 (图 6.39 (a)), 其大小等于机轮地面摩擦力对轮心的力矩, 即

$$M_b = \mu (r - \delta) P_f, \quad P_f = \mu P_y \quad (6.40)$$

式中 M_b —— 机轮的动刹车力矩;

μ —— 道面摩擦系数。

μ 是机轮与道面的结合 (摩擦) 系数, 它随机轮前进速度、道面性质、气温变化等而变。对正常水泥道面, 通常 $\mu = 0.4 \sim 0.5$ 。动刹车力矩对吸收着陆滑跑动能和减少着陆滑跑距离有关键性作用, 可根据着陆滑跑减速及滑跑距离的要求来定其数值。

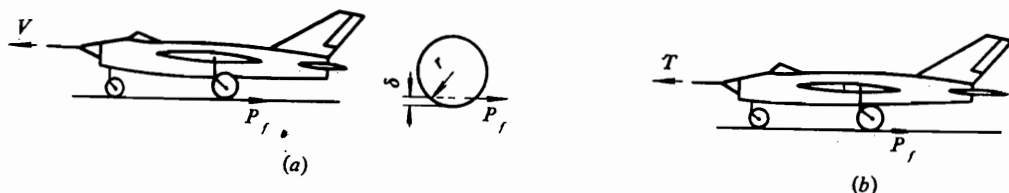


图 6.39 机轮的刹车情况

(a) 动刹车情况; (b) 静刹车情况。

静刹车力矩 是根据发动机起飞工作状态和飞机在斜坡停放状态能刹住的条件来决定此力矩值。由于现代飞机的推重比愈来愈大, 因而要求的静刹车力矩也愈来愈大, 会使刹车装置的结构增强、增重很多。因而, 对现代飞机的静刹车力矩, 往往只要求在发动机的额定 (而不是最大) 工作状态能刹住即可 (图 6.39 (b)), 通常以满足动刹车力矩为主。

3. 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、减速伞和其它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

$$A_b = CG_l V_l^2 \quad (6.41)$$

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)。

4. 刹车装置的类型

目前采用的一般有弯块式、软管式、圆盘式三种。

(1) 弯块式 (图 6.40) 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 $0.3 \sim 0.4\text{mm}$ ），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。

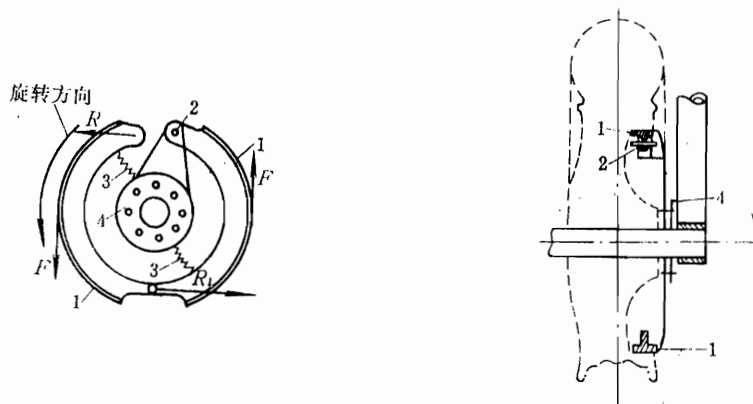


图 6.40 弯块式刹车装置

1—刹车块；2—传动铰；3—弹簧；4—刹车盘。

(2) 软管式（图 6.41） 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。

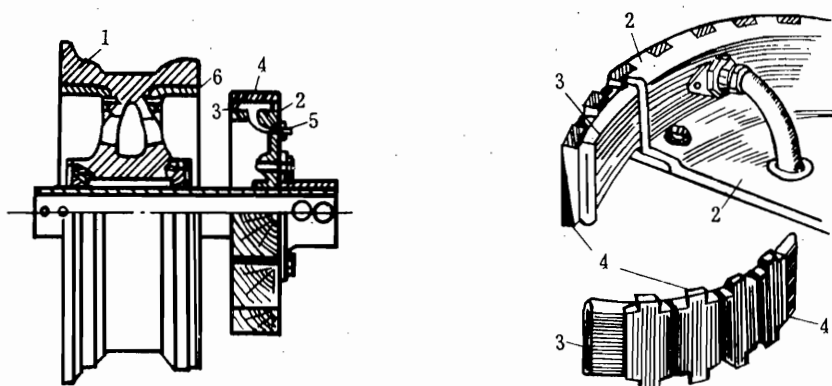


图 6.41 软管式刹车装置

1—轮毂；2—刹车盘；3—软管；4—刹车块；5—气嘴；6—刹车钢圈。

(3) 圆盘式（图 6.42） 用冷气或液压动力使静、动两组钢片挤紧相互摩擦而进行刹车。其结构紧凑、工作平稳、刹车力矩大、效率高、径向尺寸小，故获得广泛采用。但其

重量较大，因摩擦高温产生的机械热不易消散，易引起摩擦片变形，产生裂纹，甚至热熔合，现正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。

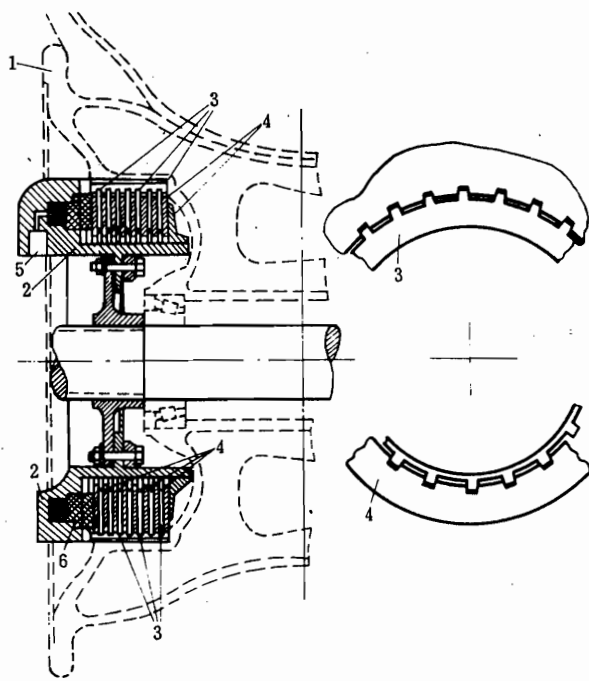


图 6.42 圆盘式刹车装置

1—轮毂；2—刹车盘；3—动片组；4—静片组；
5—油嘴；6—传压装置

由于进行刹车（特别是连续刹车和大力刹车），刹车装置及其附近部位将产生高温。轮胎胎脚部位可达 120°C ，刹车钢圈处可达 500°C ，钢圈的摩擦表面上可达 1000°C ，所以，应考虑高温对各部件机械性能及化学性能的影响，并要考虑采取隔热和散热措施（如在轮轴上装风扇等）。

目前刹车块所使用的材料为金钢砂片，而摩擦片的材料多为钢片上烧结以粉末冶金摩擦材料，国外还有采用镶钎钢片的。碳纤维复合材料的摩擦片也已研制成功并开始使用，它的重量约为钢片的一半，而耐热高一倍，寿命高两倍，热容量大，抗磨损，抗变形，抗粘性好，故将被逐渐推广使用。

5. 刹车装置的重量估算

全套刹车装置的重量主要与应吸收的能量多少直接有关，可按图 6.43 的曲线初步估算。它主要适用于圆盘式，当然还与摩擦盘所用的材料有关。

6. 刹车的自动调节装置

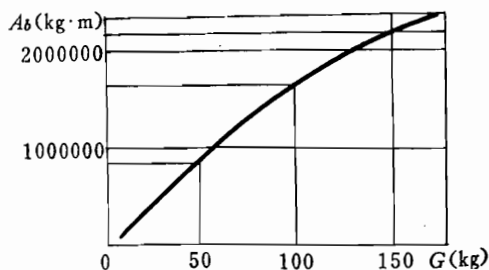


图 6.43 刹车吸能与其重量的关系

($1\text{kg} \cdot \text{m} \approx 10\text{J}$)

为了保证刹车的高效率，同时又避免机轮刹死不转的“拖胎”现象发生，现代飞机均装有刹车自动调节器（图 6.44）。一旦发生“拖胎”就自动松刹，“拖胎”消除后又继续刹车，这样就大大方便了使用。图 6.44 是一种惯性自动调节器。该调节器由齿轮、惯性飞轮、斜槽套筒、杠杆及松刹微动电门等组成。机轮滚转时，带动齿轮及惯性飞轮等同速转动。当猛烈刹车“拖胎”使机轮滚转速度突减时，惯性飞轮则超前转动，使顶杆沿斜槽升起，顶起杠杆触压微动电门而卸压松刹。松刹后机轮滚转速度渐增，并逐渐又与飞轮同步，顶杆渐落回复到原位，弹簧顶起杠杆离开微动电门，恢复了刹车的工作。目前在飞机的前轮上也普遍安装了刹车及自动调节器，以增大刹车的作用。

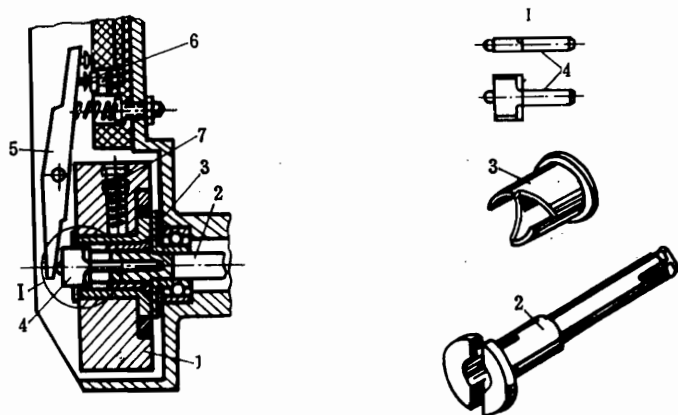


图 6.44 刹车自动调节器

- 1—惯性飞轮；2—传动杆；3—斜槽套筒；4—顶杆；5—杠杆；
6—微动电门；7—调压弹簧。

为更好地缩短着陆滑跑距离，有的飞机还采用了阻力伞，平时收起，着陆时放出（图 6.45）。

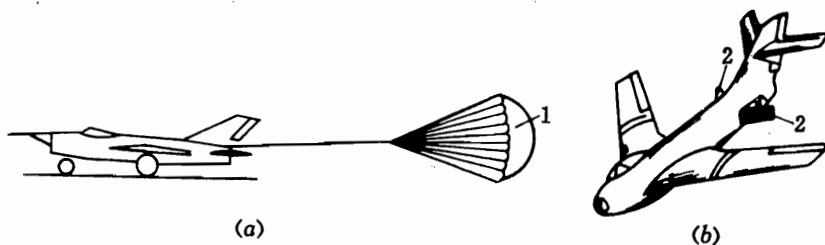


图 6.45 阻力伞和阻力板

- 1—阻力伞；2—阻力板。

在空中飞行时可打开阻力板增阻，以增加改变飞机飞行轨迹的可用手段。

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 6.46)

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。

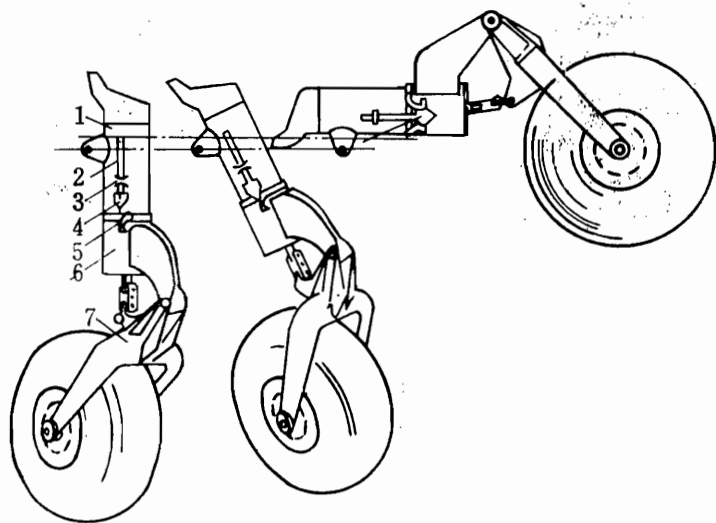


图 6.46 楔杆式中立机构

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 6.47)

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。

3. 凸轮式中立机构 (内纠偏见图 6.48)

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约束,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)。

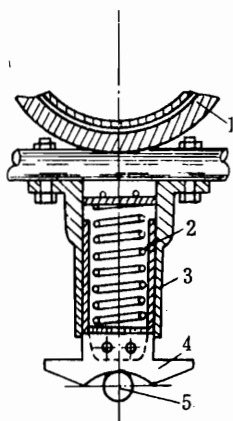


图 6.47 滚棒凸轮式中立机构

1—旋转臂；2—弹簧；3—壳体；
4—凸轮装置；5—滚棒。

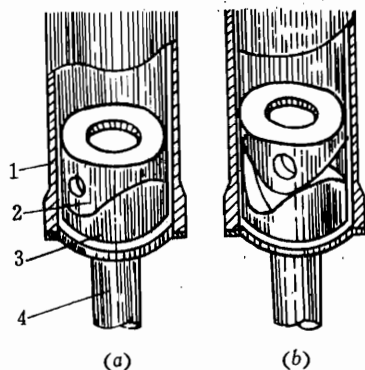


图 6.48 凸轮式中立机构

1—外筒；2—上凸轮；
3—下凸轮；4—连杆。

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 6.49）。因而，现代飞机前轮都不固定锁死，而有一定的偏转自由度，其最大值 $\theta_{\max}$ 由所需的最小转弯半径来定，即

$$\theta_{\max} = \pm \tan^{-1} \frac{A}{0.5B + R_{\min}} \quad (6.42)$$

一般 $\theta_{\max} \approx \pm 50^\circ$ 。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）“ l ”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。

前轮所需的稳定距“ l ”大一些稳定性好，但对起落架

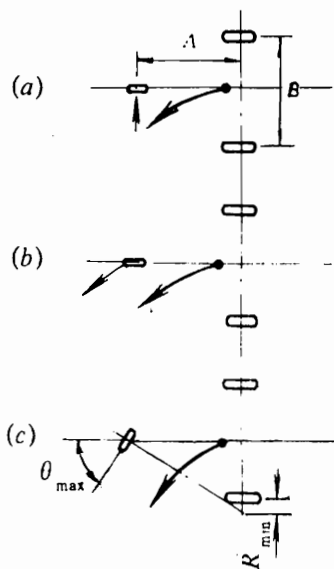


图 6.49 前轮固定情况对地面运动的影响

(a) 前轮固定情况；
(b) 前轮自由情况；
(c) 前轮可操纵偏转情况。

受力不利，一般取 $t = 0.1 \sim 0.4 D_n$ (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。

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 6.50)。这时轮面倾

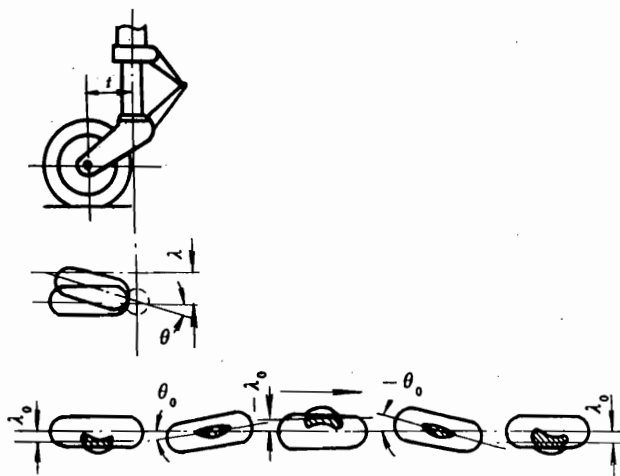


图 6.50 起落架变形与摆振运动情况

斜，轮胎接地部分的形状变为非对称的弯月形，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月形，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， $\lambda_{\max}$ 与 $\theta_{\max}$ 愈来愈大，直到破坏。摆振临界速度 V_{cr} 可用下式估算，即

$$V_{cr} = \sqrt{\frac{Kt}{rI}} \quad (6.48)$$

式中 t ——稳定距；

r ——机轮半径；

I ——转动部分（机轮，轮叉及其它）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。

最常见的减摆器有两种:

柱塞式 由筒体、柱塞及限流小孔等组成, 内充满油液 (图 6.51)。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、固定与活动旋板及限流小孔等组成, 内充满油液 (图 6.52)。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。这种型式较大较重, 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。

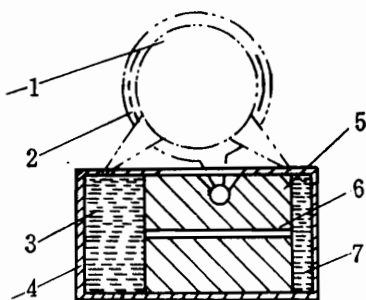


图 6.51 柱塞式减摆器

1—支柱; 2—旋转臂; 3—左工作油室; 4—壳体;

5—活塞; 6—限流孔; 7—右工作油室。

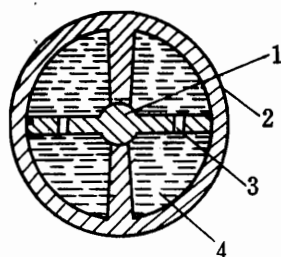


图 6.52 旋板式减摆器

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 6.53)。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。

防止摆振所必需的阻尼量可用下面的半经验公式估算, 即所需的阻尼量

$$H = 185 (r^2 - t^2) \sqrt{I} \quad (6.44)$$

双轮 (图 6.54) 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, 当机轮偏转摆振时, 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, 则将成倍地增大飞行阻力, 因而, 均需收藏在机体或起落架舱内。这就必须采用收入装置, 它应保证起落架按预定的方式收藏于指定的空间内, 一般有以下几种形式:

1. 弦向收起 (图 6.55)

起落架沿弦向向前或向后收起，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。

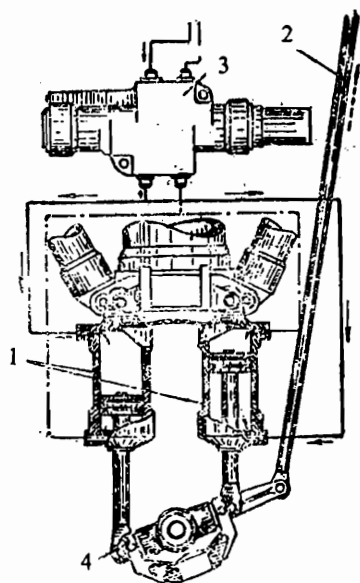


图 6.53 前轮转弯及减摆机构工作图

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。

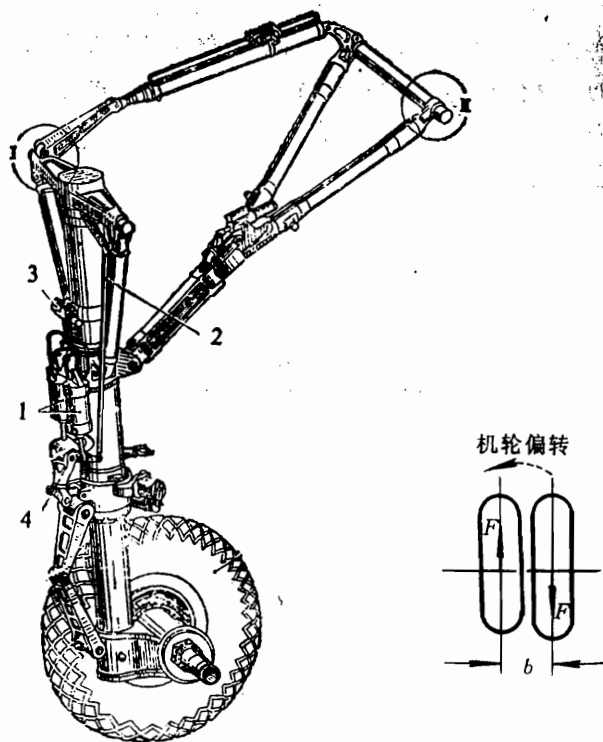


图 6.54 双机轮式前起落架

1—主减摆器; 2—回输杆; 3—节流活门;
4—传动摇臂。



图 6.55 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° 。其转向机构如图 6.56 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。当收放作动筒工作，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。

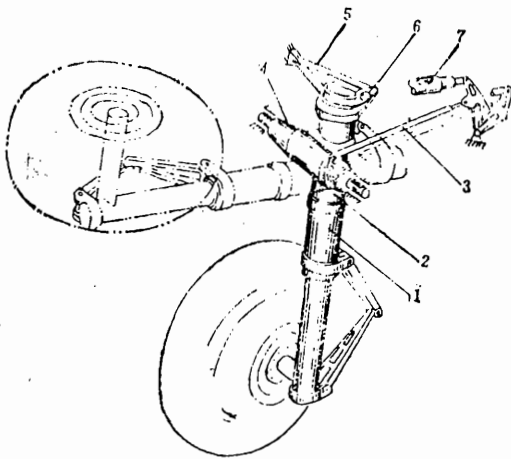


图 6.56 转动机轮的机构

1—减震支柱；2—轴套；3—传动杆；4—横梁；
5—定距连杆；6—摇臂；7—收放作动筒。

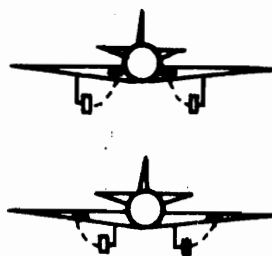


图 6.57 展向收起

2. 展向收起 (图 6.57)

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而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，通过一定的机构将轮面转动一定角度（图 6.58）。

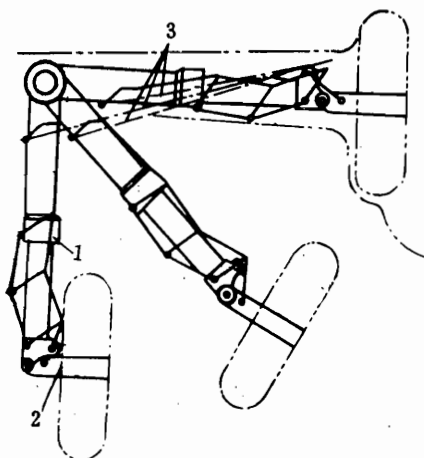


图 6.58 展向收起时转动轮面的机构

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（图 6.59）。

总之起落架的收放机构是个复杂的空间机构，常需用立体几何、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。

起落架还有一些装置，如收起和放下后要有定位锁销以及显示的信号装置，以保证安全，应能让驾驶员确实知道起落架已收好、放下，并已锁好。信号装置一般有机械信号和电信号两套（图 6.60）。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。

起落架还备有应急的装置（应急放下、应急刹车等），以保证在意外情况下能安全着陆。

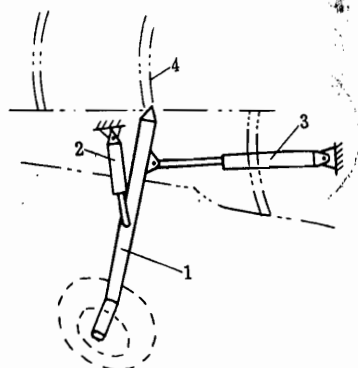
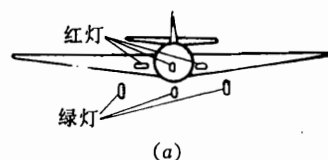
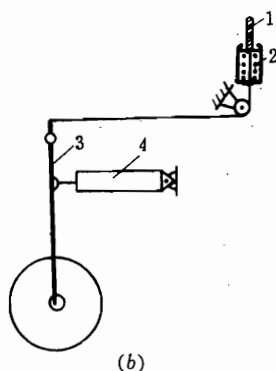


图 6.59 斜向收起

1—斜撑支柱；2—减震器；
3—收放作动筒；4—机身加强框。



(a)



(b)

图 6.60 起落架的信号装置

(a) 电信号；(b) 机械信号。

1—指示杆；2—弹簧；3—起落架；4—收放作动筒。

6.8 多轮小车式起落架

飞机重量超过 40 吨时，由于主起落架承力大，一般多采用双轮或多轮式起落架，以减少对地面的压力，同时较便于解决收藏问题。但这就带来了一系列的问题需要妥善解决。下面仅以最常用的四轮小车式起落架为例予以说明（图 6.61）。

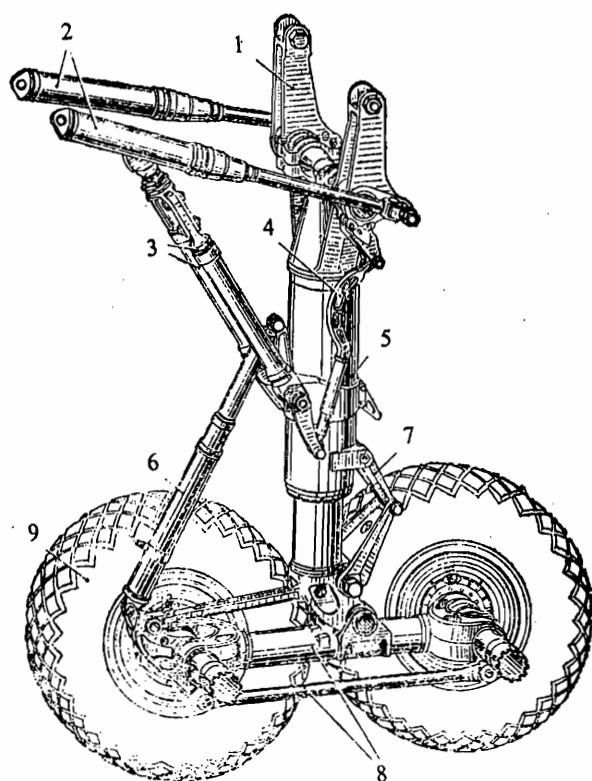


图 6.61 多轮小车式起落架

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。

一、机轮载荷的均匀分配问题

由于是多轮，各轮的工作情况总有些具体不同，如在跑道上遇到不平的凸块（图 6.62），前面机轮受撞击，此时整个起落架会抬起，前面机轮受载将增加，而后面的机轮甚至可能不受力。大迎角着陆时后轮组又可能受力很大，这对机轮及起落架受力均将不利。为解决此问题，一般将前后轮组的轮架作成与支柱铰接，形成摇臂小车式，以平衡前、后轮组的载荷。

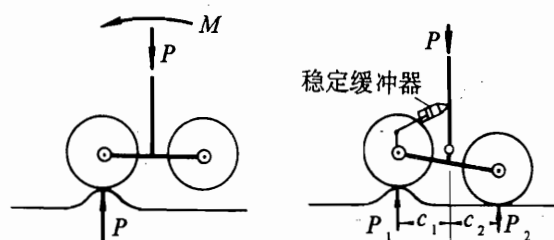


图 6.62 通过不平道面时各轮组受力情况

随着轮架与支柱铰接,起落架又变成了一个不稳定的活动机构,轮架可绕铰接轴任意旋转。当一个轮组受力后,将导致另一轮组受撞击,并形成来回振动。同时,也不能保证着陆时小车轮架与地面基本平行,以满足各轮接地时受力均匀的要求。为此,一般加装一个“稳定缓冲器”(图 6.63)。它实际上就是一个油气式减震器,由外筒、活塞内筒、游动活塞等组成,内充压缩空气和油液。着陆接地的滑跑滑行,缓冲器呈中立状态,通过气室的压缩、膨胀,起缓冲减震、调匀各轮组受力的作用。当着陆冲击起落架减震支柱最大压缩时,它也就全压缩。而当非正常大迎角着陆时,活塞内筒被拉伸并带动游动活塞一起向外移动,形成最大拉伸状态,以使前轮组尽快接地而承受载荷。

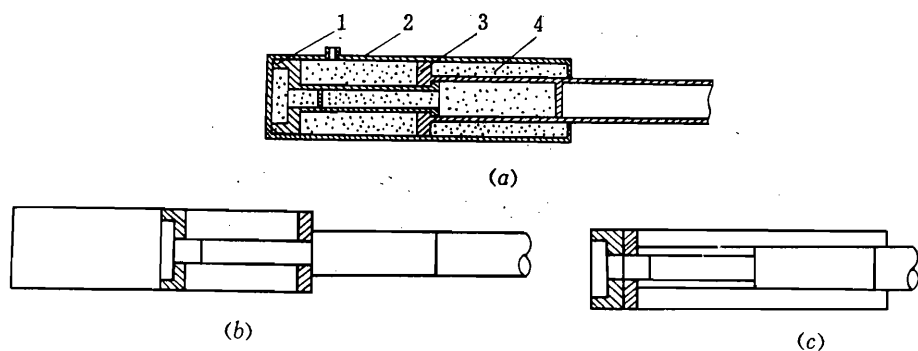


图 6.63 稳定缓冲器构造与工作原理

(a) 中立位置状态; (b) 最大拉伸状态; (c) 最大压缩状态。

1—游动活塞; 2—外筒; 3—活塞内筒; 4—压缩空气。

着陆刹车时,上述这样的轮架仍然会引起前后轮组受力不均的现象。因为由刹车引起的地面摩擦力矩将使轮架绕铰接头逆时针旋转,使后轮组卸载而前轮组加载,因而,还必须加装“刹车平衡机构”来平均分配载荷(图 6.64)。

“刹车平衡机构”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。减震支柱下接头“1”与前轮轴心“2”的连线与 6-8 杆的轴线交点应刚好落在地面上。刹车盘与轮轴通过花键刚性连接,轮轴穿过轮架接头(2、3 点),相互间是铰接。当刹车时,地面刹车摩擦力矩先通过后轮刹车机构传到拉杆 4-5 上,再往前传至摇臂 4-6 和拉杆 6-8 上。由图 6.64 可知,对 1、2 点取矩分别可得

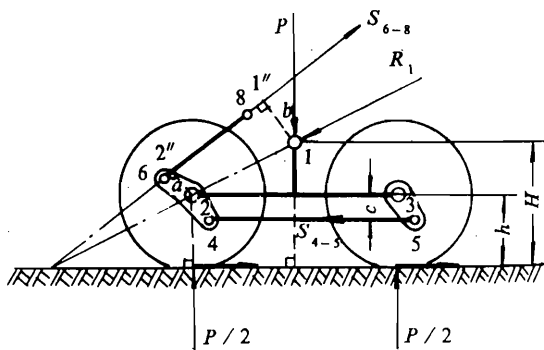


图 6.64 刹车平衡机构工作原理

$$S_{6-8} b = 4TH$$

(6.45)

$$S_{6-8}a = 4Th \quad (6.46)$$

即

$$\frac{h}{a} = \frac{H}{b} \quad (6.47)$$

式中 S_{6-8} ——6—8杆的内力;

T ——每个机轮上的地面摩擦力。

从上式可看出, 如果要满足刹车时轮架不旋转, 轮载均匀分配的话, 就应满足式 (6.45), 而在几何关系上就应该满足式 (6.47), 并且, 只有当1—2连线与6—8杆轴线的交点刚好落在地面上, 公式 (6.47) 才能成立。

当不刹车时, 4—5杆无力, 它与轮架及前、后摇臂组成四连杆机构 (四个连接点均为铰接), 不妨碍轮架像摇臂一样运动。

二、小车式起落架的受力特点 (图 6.65)

在垂直载荷作用下, 轮架像横梁一样地受力。载荷通过铰接接头传向减震支柱。当载荷不平衡或有 P_x 力时, 稳定缓冲器及拉杆 6—8 还有轴向力, 并传向支柱。

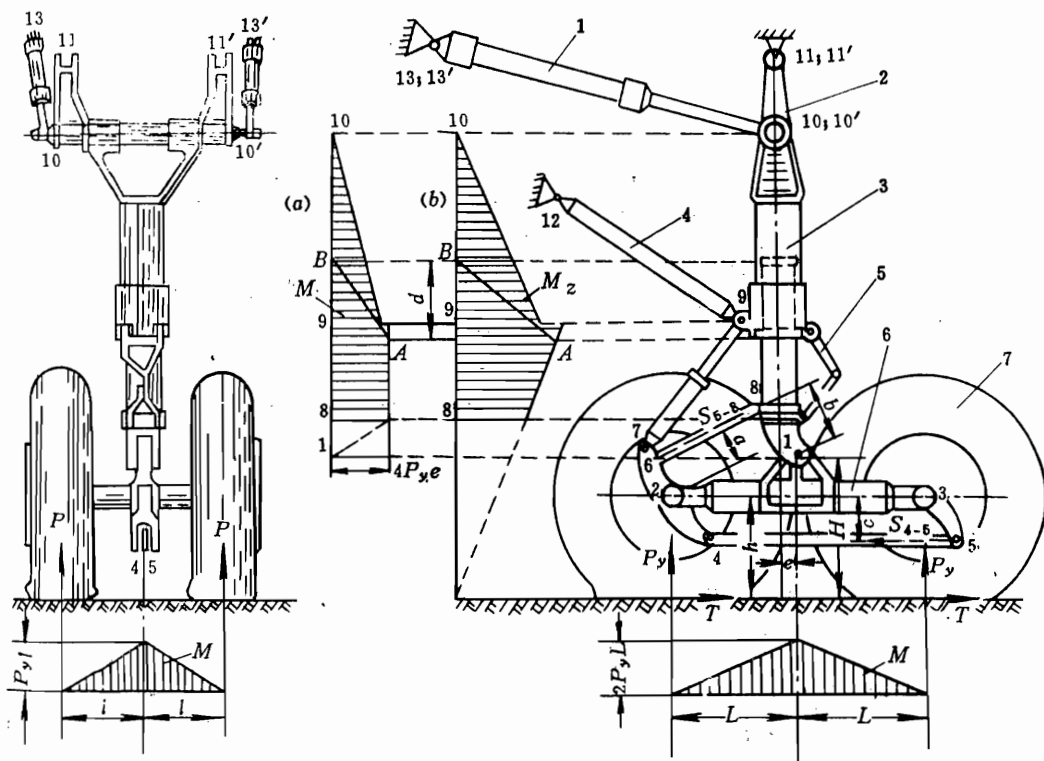


图 6.65 小车式起落架的受力

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。

在水平载荷 (如刹车摩擦力) 作用下, 力通过杆 1 和杆 8 传给减震支柱。此时, 轮架、

摇臂等像梁柱一样受力，而 4-5，6-8 则是二力杆。

在侧向载荷作用下，通过机轮、轮轴传给轮架一个侧向力和扭矩，并将它们传向支柱，使支柱受到侧向弯矩和剪力，因为接头“1”在 yOz 平面内为刚性连接。

地面转弯时的力矩 M_y 可通过轮架的水平扭转传给支柱，因为在 xOz 平面内接头“1”也是刚性连接的。

可见“1”处的铰接接头除了 M_z 力矩外，其它一切载荷都可承受，这样的铰通常称为柱铰。

三、小车式起落架收放机构特点 (图 6.66)

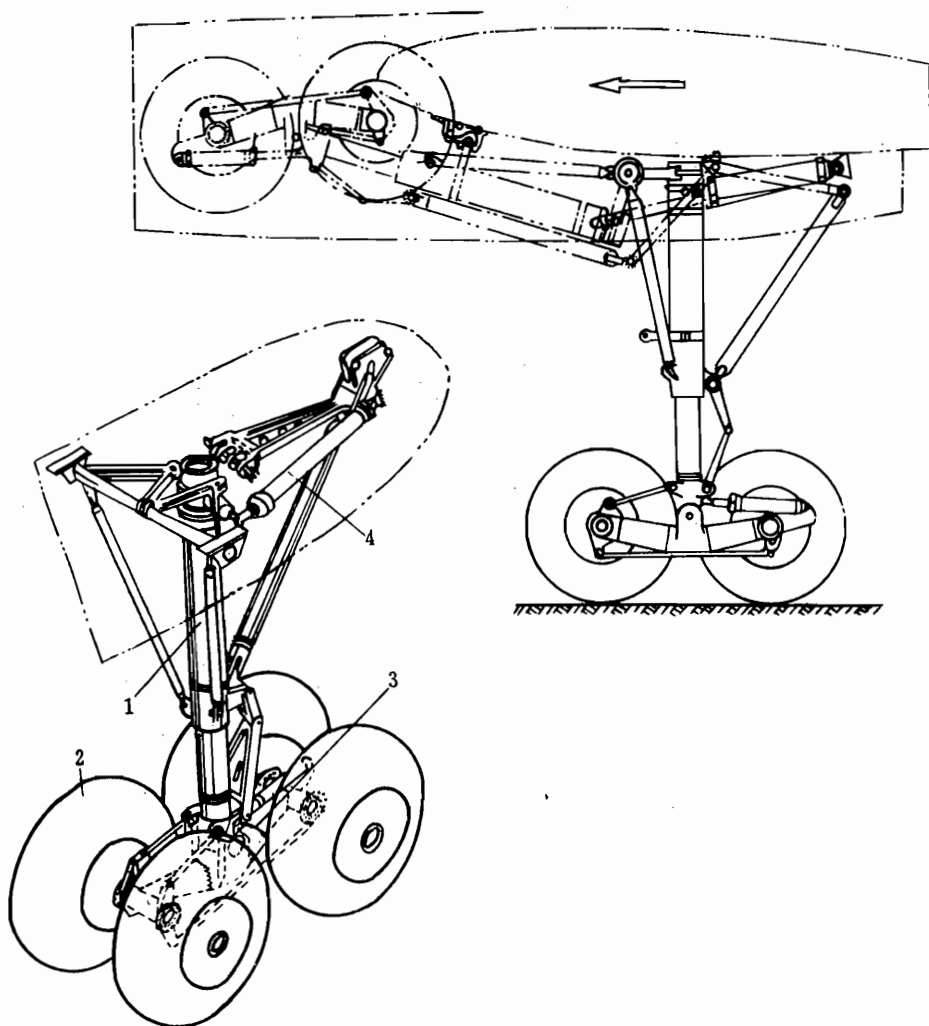


图 6.66 小车式起落架的收放机构

1—减震支柱；2—机轮组；3—轮架；4—收放作动筒。

由于这种形式的起落架尺寸大,因而,当沿弦向收起时,多收藏于专门设计的起落架舱内。为保证起落架舱有良好的外形和较小的尺寸,收上时,减震支柱成水平位置,前后轮组也应绕柱铰转成水平。因此,要实现这种收放,除了主体收放机构外,还要有轮架翻转机构。它由一系列拉杆、摇臂组成,配合着收放作动筒的伸长和稳定缓冲器的全伸长,将轮架翻转 90° 呈水平状态。

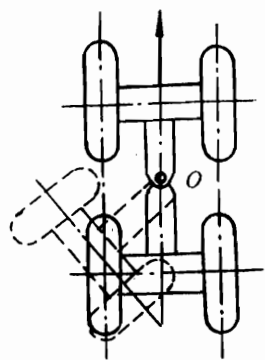


图 6.67 小车式起落架的转弯机构

四、小车式起落架的转弯机构 (图 6.67)

小车式起落架由于机轮较多,又分为前、后轮组,地面摩擦力矩大,因此转弯较困难,使飞机在地面的转弯半径增大。为此,有的飞机将小车式起落架的后轮组作成可偏转的,这样就可使转弯方便,减小转弯半径,并可防止轮胎在转弯时硬磨撕裂。

6.9 起落架的疲劳与断裂设计

前面已提到,起落架由于多次重复使用,载荷复杂,是一个要考虑寿命设计的部件。它的安全使用寿命应与整个飞机的安全寿命相当。目前国外飞机寿命的规定值大致如下:

歼击机、强击机	3 000~4 000h
教练机	~7 500h
军用运输机	~20 000h
民航机	30 000~60 000h

因而,在起落架设计时应尽量提高其抗疲劳性能,减少其疲劳损伤而不能只着重于静强度的保证。有不少起落架,由于在这方面考虑不够,致使飞行数百小时即出现严重的疲劳裂纹(图 6.68),导致断裂失事。

对起落架防疲劳断裂设计的考虑主要有以下几点:

(1) 应尽量减少应力集中。据统计和分析结果发现,裂纹普遍发生在孔边、拐角等有较大应力集中(通常用应力集中系数 K_t 表示,见图 6.69)的地方。因而,在设计零件时应力线形状不要突变,拐角处应有较大的圆角半径。

(2) 焊接处应注意回火热处理,以减小脆性和残余内应力。同时要尽量减小对附近区域的影响。

(3) 应注意选材。起落架现多用高强度钢或铝合金制成。在材料的选择上不但静强度要高,而且要有高抗冲击性能、良好的断裂韧性以及抗疲劳特性。

(4) 起落架构件的毛坯应用大型水压机锻压,以提高材料的韧性。当水压机吨位小时,则锻压次数多,加温时间长,毛坯表面粗糙,氧化脱碳严重,易形成非加工面的疲劳裂纹及应力集中。遇此情况则应要求切削去皮,如构件形状较复杂,则切削量通常要占毛坯重的70~85%,方能保证设计强度。

(5) 元件表面应光滑,尽量采用机械加工切削和研磨。据统计分析,模锻成形的零件,经表皮火烧氧化脱碳,则易产生裂纹。如用机械加工成形,寿命可长7~10倍。如再加研寿命还可再提高一倍,不同的加工方法对弯曲疲劳极限的影响概况如图 6.70 所示。

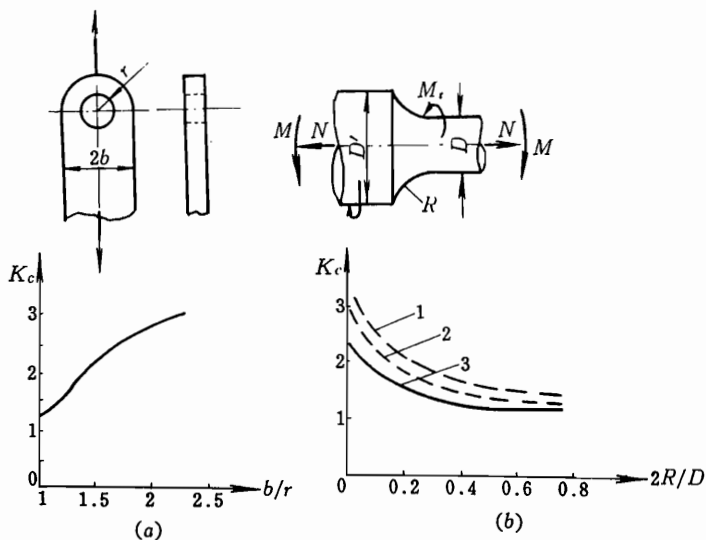


图 6.69 应力集中情况
(a) 孔边应力集中情况; (b) 拐角处应力集中情况。

1—棒受拉; 2—棒受弯; 3—棒受扭。

(6) 注意表面处理。元件的孔边、螺孔的槽底, 元件外形的拐角处均应要求光滑。表面还可采用喷丸强化。高强度钢表面不能镀锌、镉。热处理后也不能酸洗, 以免发生“氢脆”。活动部分要镀铬。配合要二级精度, 使受力均匀, 减少疲劳源。

起落架的设计从飞机总体设计开始就应考虑, 并随着总体设计的变化而不断修改。同时, 起落架本身设计中的修改变化, 也影响着总体设计, 是一个矛盾的不断发展和统一的过程。

根据飞机的战术技术要求进行飞机选型设计时, 就要适当考虑起落架的结构型式和配置参数。进一步打样设计时还必须深入论证起落架的结构型式、配置参数、收放形式、收藏位置, 至此, 起落架基本定型, 下一步即可开始专门的起落架设计了。

首先, 根据强度规范规定的设计情况计算外载荷, 计算减震器应吸收的能量, 对起落架的强度、刚度、减震系统的设计。并用疲劳载荷谱进行疲劳特性计算和寿命估算, 从而, 确定各元件的材料、尺寸和构造等。还要进一步设计和检验收放机构, 最后, 整个起落架设计符合总体设计要求后, 就可以正式画生产图纸, 交工厂生产。

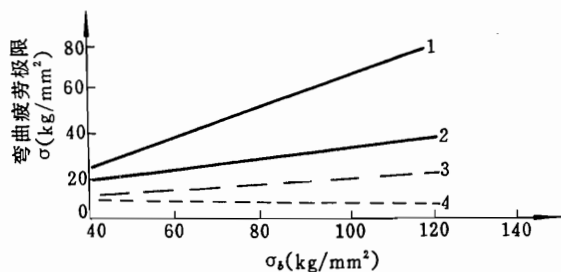


图 6.70 不同加工方法对弯曲疲劳的影响
1—研磨; 2—切削; 3—热压; 4—锻造表面。
($1\text{kg/mm}^2 \approx 10^7\text{Pa}$)

生产出的起落架应进行性能试验, 强度、刚度试验, 疲劳及寿命试验等。满足要求后才能出厂装机使用。

附录 起落架几何位置的确定

对一般非摇臂支柱式的起落架, 由于传递系数 φ 是定值, 故外载荷一定, 减震器载荷及其压缩量也就定了, 起落架几何位置也就可算出并定下来。但对摇臂式起落架, 由于 φ 是随载荷而变的, 因而, 通常要用解析法或逐次近似法多次逼近, 才能得到最后结果。下面, 介绍一种较为简便并有足够精确度的图解法。

1. 作图步骤

根据已知起落架的几何关系 (图 6.71 理论图) 及轮胎的 $P_H \sim \delta$ 曲线, 减震器的 $P_{sa} \sim S$ 曲线按下列顺序描点作图, 即

$$S > P_{sa} > \varphi > P_{sa} / \varphi = P_y$$

$$S > Y_{wh}$$

有一个 S , 即可对应得出一个 Y_{wh} 、 P_y 。将减震器整个压缩行程分成若干等分, 对应得出若干个 Y_{wh} 和 P_y , 即可得出 $Y_{wh} \sim P_y$ 曲线。这样, 外载荷 P_y 一给定, 查此曲线, 即可求得相应的 Y_{wh} , 也就求得了此时起落架的几何位置了。

2. 作图举例

现以某歼击机前起落架为例, 其理论图如图 6.71 所示, 列表计算各点值 (见下表), 并绘出曲线 (图 6.72)。给定 P_y , 立即查得 Y_{wh} 、 S , 起落架几何位置即求得。

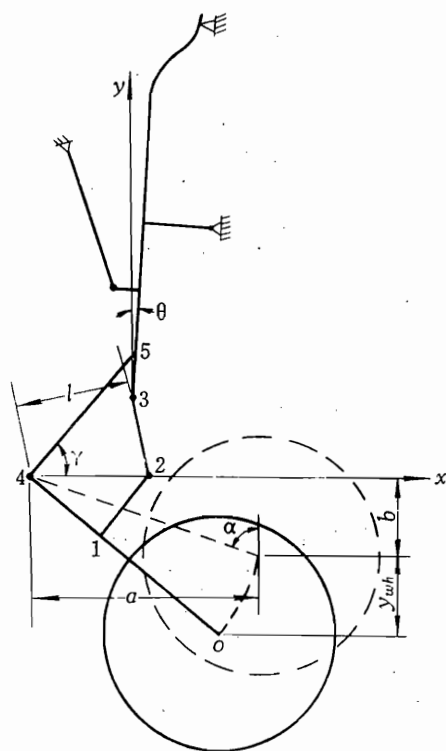


图 6.71 某机前起落架理论图

S (mm)	20	30	40	50	60	80	100
P_{sa} (N)	18 500	20 150	22 300	24 800	28 000	37 800	58 000
y_{wh} (mm)	33	53	74	94	117	163	213
φ	1.872	1.955	2.04	2.113	2.195	2.34	2.52
P_y (N)	9 880	10 310	10 930	11 740	12 760	16 150	23 020

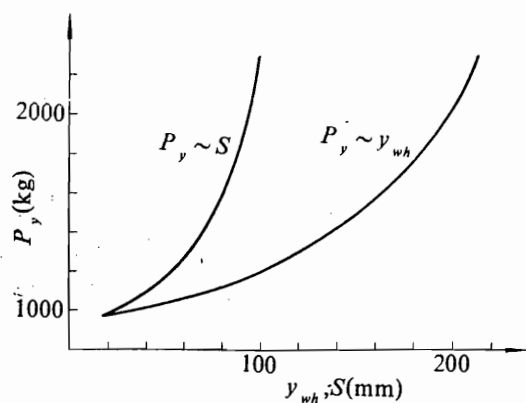


图 6.72 某机前起落架 $P_y \sim S$, y_{wh} 曲线
($1\text{kg} = 9.81\text{N}$)

当机轮上同时作用有 P_y 、 P_x 、 P_z 时，轮胎压缩量可通过轮胎的 $P_y \sim \delta$ 曲线求得，各力的作用点即已知，根据上述传力关系及力的平衡原理，并将 P_x 、 P_z 的数值用 P_y 的倍数来代替（如 $P_x = 0.3P_y$ ， $P_z = 0.4P_y$ ），同样可绘出 $P_y \sim S$ 、 y_{wh} 曲线以备查用。

第七章 飞机操纵系统

飞机操纵系统是指传递驾驶员在座舱内发出的操纵指令（操纵动作），驱动舵面或其它有关装置，从而实现对飞机操纵的系统。它是飞机的主要组成部分之一。

驾驶员通过偏转飞机的升降舵（或全动平尾）、副翼、方向舵或其它可动操纵面，操纵飞机绕横轴、纵轴和立轴旋转，以改变或保持飞机的飞行状态。因此，飞机操纵系统设计得是否合理可靠，直接影响到飞机的飞行性能。

飞机操纵系统由机械、液压和电气等元、部件所组成，60年代后，把普遍采用的含增稳器的操纵系统亦归属于飞机操纵系统。

本章重点叙述机械操纵系统和不可逆助力操纵系统，对于含增稳器的操纵系统只作简单介绍。

7.1 对飞机操纵系统的要求

飞机操纵系统除了应满足重量轻、制造简单、维护方便、生存力好和足够的强度、刚度等要求外，还应满足以下一些特殊要求。

(1) 操纵系统的设计应能保证驾驶员操纵的动作与人的习惯反应相一致。即在操纵升降舵（或全动平尾）时，向前推驾驶杆飞机低头，向后拉驾驶杆飞机抬头；操纵副翼时，向左压杆飞机向左倾侧，向右压杆飞机向右倾侧；操纵方向舵时，踩左脚蹬应使飞机向左转弯，踩右脚蹬向右转弯。这些规定可避免驾驶员的操作错误，缩短训练驾驶员的时间。

(2) 操纵系统的设计应保证驾驶员操纵飞机时，能有合适的杆力和杆位移的感觉。驾驶员操纵飞机，除了通过各种仪表了解飞机的飞行姿态外，还要直接通过驾驶杆力、杆位移和身体上所感受到的过载大小来操纵飞机。因此，驾驶杆（或脚蹬）力应随着飞行速度的增加而增长，并随舵面偏转角度的增大而增大。并希望驾驶杆（或脚蹬），从配平位置偏转时，所需操纵力应均匀增长，并且力的指向总与偏转方向相反，这样，驾驶杆（或脚蹬）就有自动回中的趋势。

(3) 飞机作机动飞行时，操纵系统的设计应保证在不同的飞行高度和速度下，驾驶员的操纵动作基本一致。亦即作同一机动过载所需的杆位移大致相同，否则驾驶员很难操纵。

(4) 为了能准确地操纵飞机，要求操纵系统及其附件的摩擦力应尽可能小且均匀，系统的变形及活动间隙要小。摩擦力大，驾驶员得不到真实的操纵感觉，间隙或变形大，会产生操纵迟滞现象，在超低空飞行时，操纵延迟达到0.25s就有可能由于压杆过量而造成飞机触地的危险。但操纵系统过于灵敏也会使驾驶员难于控制飞机，为了获得良好的稳定性和跟随性，必须使操纵系统各静态参数如摩擦力、间隙、质量、刚度等和各附件的参数及其相互关系匹配好。

(5) 由于驾驶员是用同一根驾驶杆来操纵升降舵和副翼的，因此，必须保证操纵的独立性，即操纵升降舵时，副翼不动；操纵副翼时，升降舵应不动。

(6) 应采取必要措施保证操纵系统的可靠性和生存力。由于操纵系统失灵将会引起严重事故，现代飞机的操纵系统一般都备有两套以上的系统。如米格-19飞机操纵系统中为防止液压助力器一旦损坏而备有应急电动助力器，仍能使飞机安全返航。

7.2 机械操纵系统

飞机的机械操纵系统是指由驾驶杆至舵面的整个系统均是由机械元件来传动的。本节所介绍的机械操纵系统，能将操纵面上由气动力产生的铰链力矩，通过传动系统直接反映到驾驶杆和脚蹬上。

一、飞机操纵系统的组成

飞机操纵系统是由中央操纵机构和传动系统两大部分组成。前者由手操纵机构和脚操纵机构所组成，后者系指自中央操纵机构到操纵面转轴之间的那部分操纵系统。

传动系统按其组成元件的种类分为软式、硬式和混合式三种。软式传动系统主要由钢索、滑轮与支座组成；硬式则主要由拉杆、摇臂及支架等组成；混合式两者兼而有之（图7.1）。

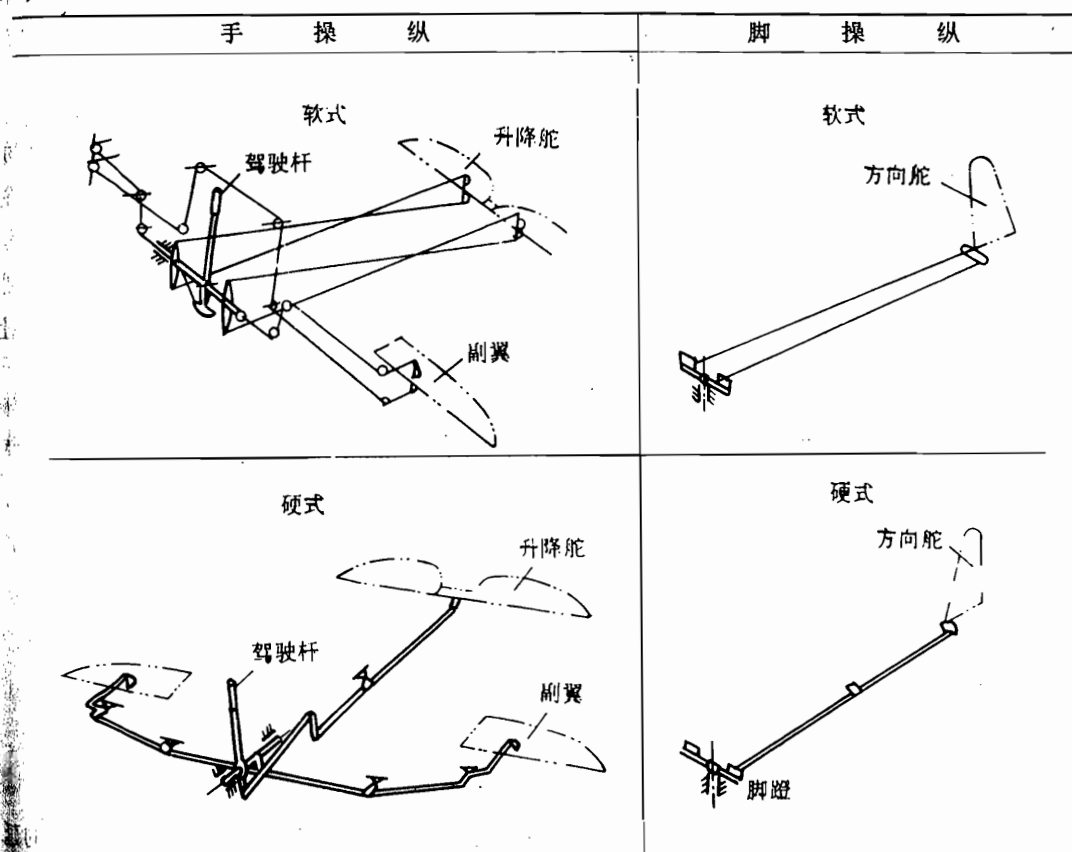


图 7.1 飞机操纵系统

1. 硬式传动系统

该系统的操纵力是由拉杆传递的。拉杆由管件制成，承受拉力或压力，由于操纵系统元件的设计通常由刚度要求来决定，因而所受的拉压应力较小。拉杆的端头采用滚珠轴承连接，可减小系统的摩擦力、消除间隙，因此硬式传动具有较好的操纵灵敏度。它的缺点是很难绕过飞机内部的结构和设备。由于采用大量轴承使构造复杂化，并使系统的重量加大。

2. 软式传动系统

该系统的操纵力靠钢索的张力传递，因此必须有两根钢索构成回路，一根是主动的，另一根是被动的，交替起作用。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。它的缺点是若没有足够的预紧力，钢索受力后容易松弛，使操纵灵敏度变差，同时钢索在转弯处绕过滑轮，产生较大的摩擦力，另外预紧力大，摩擦力也大，使钢索易磨损，影响使用寿命。

3. 传动系统形式的选择

通常根据飞机的性能、尺寸和操纵性的要求来选择传动系统的形式。对于机动性要求高的歼击机，操纵系统应具有很好的跟随性，系统的摩擦、变形要小，故常采用硬式传动。而对轰炸机、运输机等机种，因不作强烈的机动飞行，故对操纵性的要求比歼击机要低一些，从重量及空间利用等方面考虑，常采用软式或混合式传动系统。但也有一些高速歼击机，由于采用了钢索张力补偿装置，解决了系统变形大的问题，采用了软式传动，如美国 F-4 歼击轰炸机、F-5 歼击机等。

二、中央操纵机构的形式和特点

1. 手操纵机构

手操纵机构有驾驶杆式和驾驶盘式两种形式。

驾驶杆式（图 7.2） 它是一根具有两个自由度的杆子，它可以绕 OO 轴前后摆动，带动拉杆 4，再通过摇臂 3 将动作传给升降舵；也可以绕 ab 轴左右摆动，使固接在管子 1 上的摇臂 2 也左右摆动，并通过拉杆将动作传给副翼。

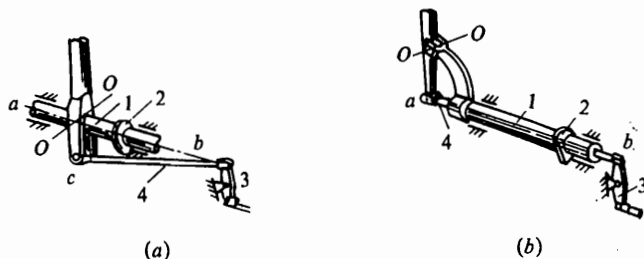


图 7.2 驾驶杆式手操纵机构

1—管子；2—连接副翼摇臂；3—连接升降舵摇臂；4—拉杆。

为了保证升降舵和副翼操纵的独立性，必须将拉杆 4 和摇臂 3 的连接点放在 ab 轴的延长线上。图 7.2 (a) 所示的特点是当操纵副翼时，连接升降舵的拉杆 4 绕 ab 轴作锥面运动，不产生沿 ab 轴的纵向运动，因此不会带动摇臂 3 使升降舵偏转；另外，当驾驶杆前后转动时，摇臂 2 显然不会转动，副翼也就不动，保证了操纵的独立性。对于图 7.2 (b) 所

示类型的中央机构，其保证操纵独立性的原理与图 7.2 (a) 型相同，所不同的是其纵向和横向操纵的转动轴线分散在不同高度上，因此当驾驶杆绕 OO 轴前后转动时，和驾驶杆连接的拉杆 ab 在套管 1 中有上下运动，因此套管应有足够的直径。为了在操纵过程中不致发生卡住现象，图 7.2 (a) 型应在 c 和 b 处设置万向铰，而图 7.2 (b) 型只要在 b 处设置万向铰即可。

驾驶盘式 (图 7.3) 包含立柱 1 和转盘 2，前后摆动立柱可操纵升降舵，旋转转盘可操纵副翼。转盘与装有链条 4 的齿轮 3 相连，链条的末端连钢索 5，钢索经滑轮 6 引向副翼。立柱的下端固定在水平放置的管件 7 上，管件空套在转轴 9 上，管上装有通往升降舵的操纵摇臂 8。

此型升降舵和副翼操纵的独立性是靠立柱的转轴与钢索 5 的轴线相重合来保证的。这样布置，当操纵升降舵时不会引起钢索的张紧或松弛，也不会引起副翼偏转。

两种形式的手操纵机构相比，驾驶杆式构造简单，便于驾驶员一手操纵驾驶杆，一手操纵油门手柄，但是它不能用增大驾驶杆倾斜角的办法来减小操纵副翼的杆力；驾驶盘式构造复杂，可通过增大驾驶盘的转角，使操纵副翼省力，但操纵的时间相应增加，因此前者多用于机动性较好而操纵时费力较小的飞机，后者多用于操纵时费力较大而机动性要求较低的中型和大型飞机。

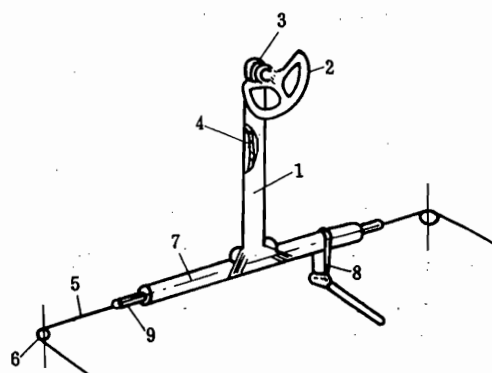


图 7.3 驾驶盘式手操纵机构

- 1—立柱；2—转盘；3—齿轮；4—链条；5—钢索；
6—滑轮；7—管件；8—摇臂；9—转轴。

2. 脚操纵机构

脚操纵机构有平放式脚蹬和立放式脚蹬两种形式。

平放式脚蹬 (图 7.4 (a)) 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。驾驶员踩脚蹬时，两根横杆分别绕 O 和 O' 转轴转动，由铰接在横杆上的钢索（或拉杆）带动方向舵偏转。平行四边形机构的作用使脚蹬只作平移而不转动。

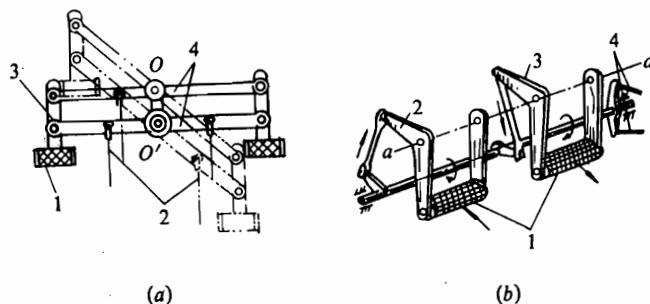


图 7.4 脚操纵机构

- (a) 平放式脚蹬：1—脚蹬；2—钢索；3—脚蹬杆；4—横杆。

- (b) 立放式脚蹬：1—脚蹬；2, 3—摇臂；4—方向舵操纵钢索。

立放式脚蹬 (图 7.4 (b)) 踩脚蹬时, 脚蹬绕位于其上方且和地面平行的 aa 转轴转动, 再通过摇臂和拉杆等构件传动而使方向舵偏转。由于拉杆和摇臂的合理布置, 左右脚蹬的动作是协调的。

平放式脚蹬总体尺寸较小, 重量较轻, 与驾驶杆式手操纵配合, 得到广泛的应用。立放式脚蹬两个脚蹬间的距离可以比较靠近, 一般与驾驶盘式配合使用。

三、硬式传动系统的设计

当设计飞机操纵系统硬式传动线系时, 已知条件是舵面的偏角 δ , 驾驶杆 (或脚蹬) 的位移 x (图 7.5)。为了满足舵偏角和杆位移的对应关系, 必须确定传动系统中摇臂的个数、半径、夹角以及拉杆长度等一系列几何参数。

1. 飞机操纵系统传动系数与传动比的概念

(1) 传动系数 偏转单位舵偏角 $d\delta$ (以 rad 表示) 与所需要驾驶杆 (或脚蹬) 的位移量 dx (m) 之比。即

$$K = d\delta / dx \quad (7.1)$$

根据虚位移原理 $Pdx = M_j d\delta$

式中 P ——驾驶杆上的作用力;

M_j ——舵面的铰链力矩。

因此

$$K = P / M_j \quad (7.2)$$

图 7.5 杆位移和舵偏角

可见系统的传动系数又可理解为克服单位铰链力矩 M_j 所施加的驾驶杆力 P 。当 K 一定, 驾驶杆力 P 和 M_j 成正比。由于 M_j 随着飞行高度和速度而变, 因此在不同的飞行状态下, 杆力是不等的。若杆力过大, 则驾驶员体力达不到; 杆力过小, 又不能获得足够的操纵感觉。虽然由式 (7.2) 看出, 可以调整 K 的大小来改变杆力的大小, 但也受到限制。如若使杆力减小, 当 M_j 一定, 必须使 K 减小, 这时除非使杆位移增加, 这又受到座舱空间的限制。因此, 在无助力操纵情况下, 传动系数 K (m^{-1}) 大致在下列范围内:

升降舵操纵 $K = 2.3 \sim 3.2$

方向舵操纵 $K = 5.1 \sim 8.1$

副翼操纵 $K = 1.7 \sim 2.9$

(2) 传动比 操纵系统的传动比 n , 是驾驶杆力 P 与直接操纵舵面摇臂的拉杆内力 P_n 之比 (图 7.5), 即

$$n = P / P_n \quad (7.3)$$

当操纵系统处于平衡状态时, 舵面铰链力矩与力 P_n 有如下关系:

$$M_j = P_n r_n$$

式中 r_n ——与舵面连接的摇臂半径 (图 7.5 中驾驶杆在中立位置, r_n 与拉杆垂直)。

将 M_j 代入式 (7.2) 得

$$K = P / (P_{\infty} r_{\infty}) = n / r_{\infty} \quad (7.4)$$

向舵的操纵线系从驾驶杆引出来后, 经过座舱地板, 在座椅的后方, 通过摇臂向上转入机身顶部空隙 (有的歼击机直接放在背鳍内), 一直通到机身尾部, 这样布置, 既解决了协调问题, 又保证了传动路线短而直接, 使系统重量减小, 而且接近机身上表面, 便于开口维护。

(2) 各传动线系路线应集中, 且尽量采用共同的支座, 这样不但可以减少操纵系统通过气密座舱时所必需的气密盒数目, 从而减少摩擦力和重量, 而且可以减少支座和检查口盖的数目。

(3) 将支座应尽可能布置在已有的加强构件上, 并使加强件尽可能不受偏心弯曲和扭转, 否则不但加强构件重量增加, 而且由于刚度不足产生的变形会影响操纵系统的正常运动, 比如可能引起卡住现象。

(4) 拉杆的长度 (即支座距离) 应选择合适的, 过长时易受压失稳, 因之要求较大的剖面尺寸; 过短时又会增加支座的数目和产生较大的间隙积累。根据现有飞机的统计, 拉杆长度一般在 1m 左右较合适。

各摇臂传动比的分配原则是: 希望靠近舵面摇臂的传动比小于 1; 而中间的摇臂传动比约等于 1。这样可使系统中间大部分拉杆内力减少, 从而传给摇臂、支座以及机体的力也可减小, 使结构重量减轻。由图 7.6 可知,

$$P_n r_{m+1} = P_{n-1} r_m$$

$$P_{n-1} = (r_{m+1} / r_m) P_n = n_m P_n$$

因铰链力矩 M_j 一定, 则最后一根拉杆内力 P_n 一定, 各级拉杆内力 $P_{n-1}, P_{n-2}, \dots$, 与最后一级摇臂的传动比 n_m 成正比, n_m 减小, P_{n-1} 也减小。如果把中间摇臂的传动比取为 1, 显然传给机体的力小了。

设计一架飞机的操纵系统, 布置传动线系时, 遇到的协调问题, 是千变万化的, 上述原则应结合具体情况, 灵活应用。

确定了摇臂的个数和支座的位置, 以及各级摇臂的传动比后, 再根据摇臂与周围结构的协调关系和摇臂半径最小尺寸的要求, 即可定出各级摇臂的半径。

3. 差动操纵

当驾驶杆左右或前后移动的位移相等, 舵面上下的偏角不等, 称为差动操纵。

在上面的讨论中, 我们只考虑如何保证驾驶杆的单向位移 x 和相应舵偏角 δ 的关系, 但驾驶杆一般是双向运动, 如驾驶杆前推杆位移 x_1 得到舵面下偏角 δ_1 ; 驾驶杆后拉 x_2 , 舵面上偏 δ_2 ; 相应传动系数可近似为

$$K_1 = \delta_1 / x_1 \text{ 和 } K_2 = \delta_2 / x_2$$

如果 $K_1 \neq K_2$, 则在系统中必须布置一级或数级差动摇臂来实现差动操纵。图 7.7 所示

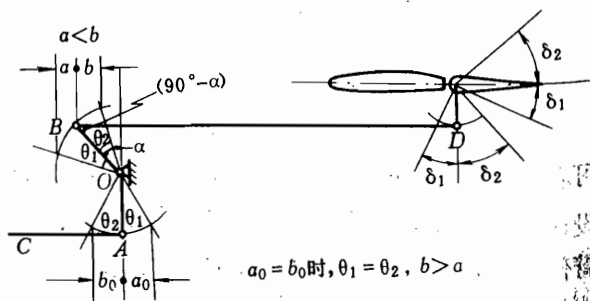


图 7.7 差动操纵原理

为差动摇臂实现差动操纵的原理。差动摇臂 AOB 的主动臂 OA 通过拉杆 AC 与驾驶杆相连；从动臂 OB 经拉杆 BD 与舵面相连。当驾驶杆在中立位置时， OA 和 AC 垂直， OB 与 BD 不垂直而成 $(90^\circ - \alpha)$ 角。当拉杆 AC 从中立位置前后移动相同距离 ($a_0 = b_0$) 时，相应的转角 $\theta_1 = \theta_2$ 。这时拉杆向后移动的距离 b 却大于向前移动的距离 a ，以致舵面向上的偏角 δ_2 就大于向下的偏角 δ_1 。此级摇臂的差动比：

$$\frac{b}{a} = \frac{\sin \alpha - \sin(\alpha - \theta_2)}{\sin(\alpha + \theta_1) - \sin \alpha} \quad (7.6)$$

在图 7.7 中还可看出，若驾驶杆在中立位置，将 A 点往前移，使 OA 与 AC 不垂直，欲使 $a_0 = b_0$ ， θ_2 必须大于 θ_1 ，从而使 b 比 a 大得更多，差动作用就更大。

确定差动摇臂参数的方法有图解法和解析法，现分述如下：

(1) 图解法

在图 7.8 中，主动摇臂 AB 以驾驶杆相连，当驾驶杆前后偏转时， AB 必然有三个位置 α_1 、 α_2 、 α_3 。显然， α_2 是 AB 的中立位置。从动摇臂 DE 和舵面相连，当舵面上下偏转时，其相应的三个位置 DE_1 、 DE_2 、 DE_3 的夹角为 β_1 、 β_2 。同时 AD 两点的坐标亦已给出，需求满足这些已知条件，从动摇臂 DE 的半径、位置以及连接两摇臂拉杆的长度。解此问题的关键是要找到拉杆与从动摇臂铰接点的位置。从图 7.9 可知， B 、 C 两个铰接点同

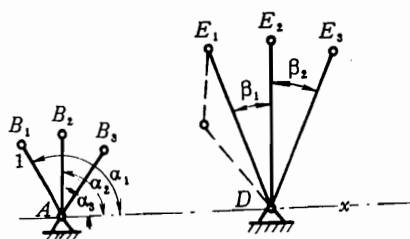


图 7.8 设计差动摇臂的已知条件

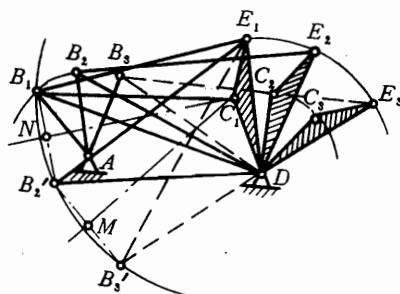


图 7.9 设计差动摇臂的图解法

是拉杆 BC 上的两点。为了找到 C 点的位置，先分析 B 点的运动，因 B 点是 AB 上一点，故其绕 A 点作圆周运动； B 点又是拉杆 BC 上一点，则其运动可看成是随 DC 杆一起的牵连运动和绕 DC 杆上 C 点的相对转动所合成。当 B 点绕 A 由 B_3 运动到 B_1 （绝对运动）时，可以看成是 B 点随 DE （把 $\triangle DEB$ 视为一刚体）一起转动的牵连运动（ $\triangle DE_3B_3$ 绕 D 点转动 $\beta_1 + \beta_2$ 到 $\triangle DE_1B'_3$ ）和 B 点绕 C 点的相对运动（即 B'_3 点绕 C_1 点作圆周运动到 B_1 ）所合成。同理当 B_2 绕 A 运动到 B_1 时， $\triangle DE_2B_2$ 绕 D 转过 β_1 至 $\triangle DE_1B'_2$ ，且 B'_2 点绕 C_1 点作圆周运动到 B_1 ，这样在 B 点相对于直线 DE 的相对运动中， B 点顺次占据位置 B_1 、 B'_2 和 B'_3 。但此时拉杆 BC 上的 C 点是静止不动的，它总位于 C_1 点，所以 C_1 点应当是经过 B_1 、 B'_2 和 B'_3 点所作圆弧的圆心，亦即是直线 $B_1B'_2$

和 $B'_2B'_3$ 的垂直平分线的交点。当求出 C_1 后, 连接 DC_1 , 即为所求从动摇臂的半径; 连接 B_1C_1 , 即为所求拉杆之长度; DC_1 顺时针转过角度 β_1 得 DC_2 , 即为从动摇臂的中立位置。此法和求主动摇臂 AB 的三个位置, 以及求从动摇臂 DE 的两个角度一样, 都是以 1:1 的尺寸在模线板上画出。对于小型低速飞机来说, 用这种方法来确定差动摇臂的参数, 已能满足设计要求。图解法的主要缺点是不精确, 有误差。

(2) 解析法

例 7.1 图 7.10 所示 PA 、 OB 一组摇臂位于 xOy 坐标平面内, PA 经线系与驾驶杆相连, 它的中立位置与 y 轴的夹角为 ψ , 前后的转角为 α_1 、 α_2 , OB 摇臂与舵面相连, 舵面上下偏转时, 求得 OB 相应的转角 β_1 、 β_2 , 令 OP 在 x 轴上投影为 a , y 轴上投影为 b , $PA = R_1$ 。

求 OB 之半径 R_2 , OB 的中立位置与 y 轴的夹角 γ 、拉杆 AB 的长度 L 。

解 根据两平面摇臂的几何参数, 可得以下关系式:

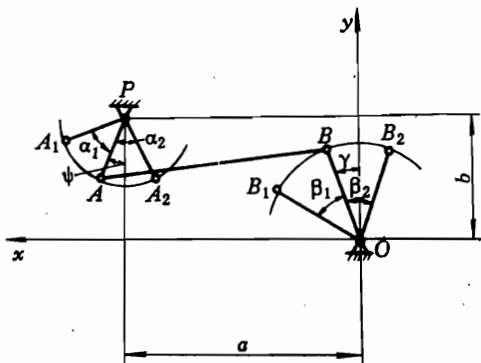


图 7.10 差动摇臂计算简图

$$(x_B - x_A)^2 + (y_B - y_A)^2 = L^2$$

$$(x_{B1} - x_{A1})^2 + (y_{B1} - y_{A1})^2 = L^2$$

$$(x_{B2} - x_{A2})^2 + (y_{B2} - y_{A2})^2 = L^2$$

$$x_B = R_2 \sin \gamma, \quad y_B = R_2 \cos \gamma$$

$$x_{B1} = R_2 \sin (\gamma + \beta_1), \quad y_{B1} = R_2 \cos (\gamma + \beta_1)$$

$$x_{B2} = -R_2 \sin (\beta_2 - \gamma), \quad y_{B2} = R_2 \cos (\beta_2 - \gamma)$$

上述 9 个方程, 可以解出 9 个未知数: x_B 、 y_B 、 x_{B1} 、 y_{B1} 、 x_{B2} 、 y_{B2} 、 R_2 、 γ 、 L 。而 x_A 、 y_A 、 x_{A1} 、 y_{A1} 、 x_{A2} 、 y_{A2} 可由 R_1 、 α_1 、 α_2 、 ψ 等已知参数求得。在求解过程中把中间参数 x_B 、 y_B 、... 代入前三式中展开 (求解过程从略), 最后得

$$\begin{cases} \gamma = \arctan \frac{M_2 Q_1 - M_1 Q_2}{M_1 N_2 - M_2 N_1} \\ R_2 = \frac{M_1}{N_1 \sin \gamma + Q_1 \cos \gamma} \\ L = \sqrt{(R_2 \sin \gamma - x_A)^2 + (R_2 \cos \gamma - y_A)^2} \quad (\text{舍去负根}) \end{cases} \quad (7.7)$$

式中

$$M_1 = x_A^2 + y_A^2 - x_{A1}^2 - y_{A1}^2$$

$$N_1 = 2x_A - 2x_{A1} \cos \beta_1 + 2y_{A1} \sin \beta_1$$

$$Q_1 = 2y_A - 2x_{A1} \sin \beta_1 - 2y_{A1} \cos \beta_1$$

$$M_2 = x_A^2 + y_A^2 - x_{A2}^2 - y_A^2$$

$$N_2 = 2x_A - 2x_{A2}\cos\beta_2 - 2y_{A2}\sin\beta_2$$

$$Q_2 = 2y_A + 2x_{A2}\sin\beta_2 - 2y_{A2}\cos\beta_2$$

以上仅是介绍用解析法计算差动摇臂参数的一个例子。如果两摇臂所在的平面与坐标平面不平行，必须进行坐标转换，变换到坐标平面内方可计算。

对于前面所述图解法，亦可根据它的作图步骤，用后面介绍的动点坐标计算方法，编制程序上机计算。虽较麻烦，但计算结果精确，也可不需要坐标变换。

4. 拉杆长度及摇臂夹角的确定

当摇臂的半径已定，加上拉杆与摇臂垂直的条件，即可求出拉杆与摇臂的切点，切点求出，拉杆的长度和摇臂的夹角就定了。关键是如何精确求出切点，因为所遇到的问题大量是空间问题，用图解法和解析法求解都比较困难，必须编制程序，应用计算机计算，才能精确求解。下面介绍用计算机求解的一个例子。

例 7.2 图 7.11 所示为某机副翼操纵系统中的—段空间拉杆摇臂机构。摇臂 R_1 、 R_2 分别绕通过 A 点和 B 点的转轴转动。已知，

$$x_A = 111.95, y_A = -113.5, z_A = 0$$

$$x_B = 27, y_B = -173.9, z_B = 149.9$$

$$R_1 = 125, R_2 = 105$$

通过 A 点转轴的方向余弦：

$$\cos\alpha_A = 0.98325, \cos\beta_A = 0.18223, \cos\gamma_A = 0$$

通过 B 点转轴的方向余弦：

$$\cos\alpha_B = 0, \cos\beta_B = 0.88295, \cos\gamma_B = -0.4697$$

现要设计一根拉杆 CD ，同时垂直 R_1 和 R_2 ，求切点 C 、 D 的空间坐标，以及杆长 L 。

解 求7个未知数，必须建立7个方程，根据题意，此7个方程是

$$\begin{cases} (x_c - x_A)^2 + (y_c - y_A)^2 + (z_c - z_A)^2 = R_1^2 & (a) \end{cases}$$

$$\begin{cases} (x_D - x_B)^2 + (y_D - y_B)^2 + (z_D - z_B)^2 = R_2^2 & (b) \end{cases}$$

$$\begin{cases} l_A(x_c - x_A) + m_A(y_c - y_A) + n_A(z_c - z_A) = 0 & (c) \end{cases}$$

$$\begin{cases} l_B(x_D - x_B) + m_B(y_D - y_B) + n_B(z_D - z_B) = 0 & (d) \end{cases}$$

$$\begin{cases} (x_D - x_c)^2 + (y_D - y_c)^2 + (z_D - z_c)^2 = L^2 & (e) \end{cases}$$

$$\begin{cases} (x_c - x_A)(x_D - x_c) + (y_c - y_A)(y_D - y_c) + (z_c - z_A)(z_D - z_c) = 0 & (f) \end{cases}$$

$$\begin{cases} (x_D - x_B)(x_D - x_c) + (y_D - y_B)(y_D - y_c) + (z_D - z_B)(z_D - z_c) = 0 & (g) \end{cases}$$

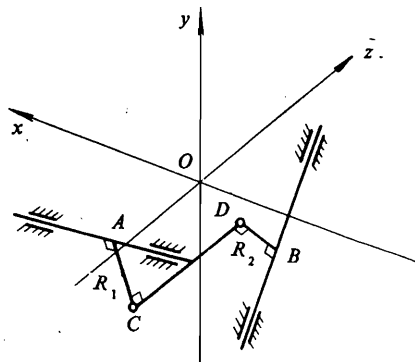


图 7.11 副翼操纵系统的空间机构

其中方程 (a)、(b) 分别表示以 A 、 B 为圆心, R_1 、 R_2 为半径建立的球面方程。

方程 (c)、(d) 分别表示通过摇臂 AC 、 BD 的平面方程。 l_A 、 m_A 、 n_A 、 l_B 、 m_B 、 n_B 分别表示 AC 、 BD 摇臂平面法线的三个方向数。

方程 (e) 表示 CD 间距离等于 L 。

方程 (f)、(g) 分别表示拉杆垂直于半径 AC 、 BD 建立的方程。

此方程组为七元二次非线性方程, 解此方程用手算求解就非常困难, 必须借助电子计算机来解。

在一般的计算方法书中介绍解非线性方程的方法很多, 梯度法 (最速下降法) 是利用求极小值点的方法来解联立方程组, 此法物理概念清楚, 算题效果亦较好。本例采用现有的梯度法典型程序进行计算, 当给出由图解法得到的参考值为

$$\begin{aligned}x_c &= 130, & y_c &= -220, & z_c &= 58 \\x_D &= 130, & y_D &= -173, & z_D &= 149, & L &= 103\end{aligned}$$

作为原始数据输入程序中, 经过多次迭代, 计算结果为

$$\begin{aligned}x_c &= 131.3002, & y_c &= -221.95, & z_c &= 59.0526 \\x_D &= 131.9925, & y_D &= -172.9746, & z_D &= 148.7926 \\L &= 102\end{aligned}$$

可见计算过程是收敛的, 计算结果与参考值接近。

梯度法系经过多次迭代, 逐次接近目标函数 Φ 为零极小值点的方法, 因此计算时间较长。本例参考值 (即初始值) 与最后计算值已经相近, 计算时间还用了三分多钟, 若初始值给得不准, 计算时间将非常长, 好在在操纵系统设计中, 可以用作图法较易定出中立位置作为参考值。另外, 若初始值给得和所求值相差太大, 有可能初始值落在 Φ 函数的非全域极值领域内, 从而得到另一组解。因此用梯度法求得的数据, 必须经过仔细校核。如果二次函数用“拟牛顿”法的典型程序计算, 效果将比梯度法好。

当然, 不管采用何种典型程序计算, 还必须根据自己题目的特点加以改造, 特别要注意合理控制对精度的要求。

5. 动点坐标计算

初步确定了系统的传动比分配和几何参数后, 还必须检查整个系统在中立位置和前后极限位置时, 是否符合舵偏角的要求, 系统中各元件的空间活动范围与结构的间隙是否在允许范围内。此工作通常由绘制运动模线 (即 1:1 尺寸在金属板上画的运动图) 完成, 但欠精确。特别是在飞机打样设计过程中, 需要经常变更结构或系统的参数, 或者为了满足特定设计要求需要选择参数, 若用解析法配合电子计算机编制程序计算, 就可代替繁杂的手工运算和手工绘制模线的劳动, 而且省时, 计算结果可信。

飞机操纵系统动点坐标计算, 就是利用电子计算机求解系统运动参数的一种方法。动点坐标是指当驾驶杆移动到任一位置, 系统中各元、部件的连接点运动到相应点的坐标。动点坐标一经求出, 系统运动元件的位移、转角、内力以及摇臂的有效半径、传动比等参数就极易确定了。

在飞机操纵系统中, 不管任何硬式传动系统, 都是由拉杆、摇臂、助力器或其它元件连接成的平面或空间机构所组成。把这些机构根据它们的运动特点分成若干个典型环节。

再将每个典型环节分别建立求动点坐标的数学方程及相应的子程序。这样，若已知一个环节输入端的坐标，就可根据此环节的结构参数和关系式，求出输出端的坐标。若两上典型环节相连，求出一个环节的输出端，即为下一个环节的输入端。根据这个原理，由各个环节连接起来的操纵机构，当驾驶杆输入杆位移信息后，即可依次求得各环节动点的坐标，从而求出系统的运动参数。

例 7.3 图 7.12 所示为系统中最常见的机构，即由拉杆和摇臂组成的空间连杆机构。已知此环节的输入端坐标 $P(x_1, y_1, z_1)$ ，以及有关几何参数。

求输出端 B 点的坐标。

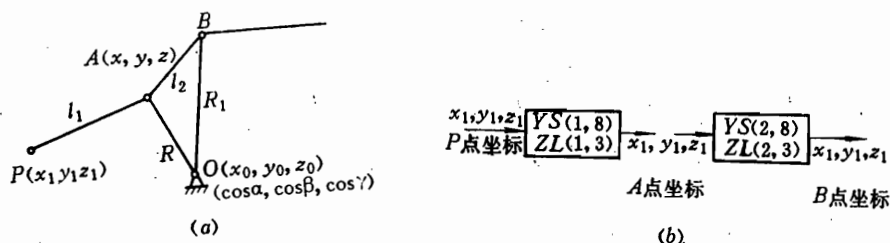


图 7.12 典型环节的计算模型

解 可先由 P 点坐标求出 A 点坐标，再由 A 点求出 B 点坐标。

在求 A 点坐标时，当作空间机构求解，因此必须建立三个方程求三个未知数 (x, y, z) 。即建立如下两个球面方程和一个平面方程：

$$\begin{cases} (x-x_0)^2 - (y-y_0)^2 + (z-z_0)^2 = R^2 \\ (x-x_1)^2 - (y-y_1)^2 + (z-z_1)^2 = l_1^2 \\ (x-x_0)\cos\alpha + (y-y_0)\cos\beta + (z-z_0)\cos\gamma = 0 \end{cases} \quad (7.8)$$

式中 x_0, y_0, z_0 ——摇臂支座 O 点坐标；

x_1, y_1, z_1 ——输入端 P 点坐标；

R, l_1 ——分别为摇臂的半径和拉杆的长度；

$\cos\alpha, \cos\beta, \cos\gamma$ ——通过 O 点摇臂转轴的三个方向余弦。

式 (7.8) 为三元二次非线性方程组，可用梯度法或其它迭代法求解，但计算时间太长，而系统中此典型环节又很多，因而用这些方法是不合适的。若用一般代数法解，虽然一开始求解比较繁琐，编制程序也较费事，但当建立起求根的运算式，编制妥相应的子程序后，用计算机求解，不用迭代，一次即可完成，大大节省机时。但是用代数法求解此方程组，必须解决当求解出二组根后，如何使计算机判别真假的问题。

由作图法看出，式 (7.8) 的几何意义，是以 P 点为圆心， l_1 为半径作球和以 O 点为圆心， R 为半径作球，两球相交为一圆；再以 OAB 摇臂为平面与此圆相交得出 A_1, A_2 两点，此即方程组的二组根 (图 7.13)。判别根采用比长度的方法，即首先定出 A 点参考点

坐标 $A' (x', y', z')$, A' 点一般取 A 点的中立位置, 由作图法大致量得。然后连接 A_1A' 和 A_2A' , 比较它们的长度, 若 $|A_1A'| < |A_2A'|$, 则 A_1 即为所求之点。

因此, 求此典型环节的动点坐标, 原始数据除 8 个结构参数外, 还必须有所求那点的 3 个中立位置坐标值。将结构参数编入 $YS(NB, 8)$ 数组, 参考点坐标编入 $ZL(NB, 3)$ 数组。其中 NB 为动点序号, 这样, 可把图 7.12 中计算模型 (a) 与方块图 (b) 等价。应注意的是每一个方块图的输入和输出均为 x_1, y_1, z_1 , 但它们所代表的几何意义却完全不同。第一个方块图之前为 P 点坐标, 之后为 A 点的坐标了, 余此类推, 这样做便于将程序编成通式。另外图中 A 点编号为 1 点, B 点编号为 2 点。

此典型环节方程组的代数解法见本章附录 1。将此求解方法编成子程序的方框图见图 7.14。由图可见, 若在求解方程过程中, 出现 $B^2-4AC < 0$, 令计算机打印出“WUGON”字样及出现无根那点的编号 NB , 说明求该点的

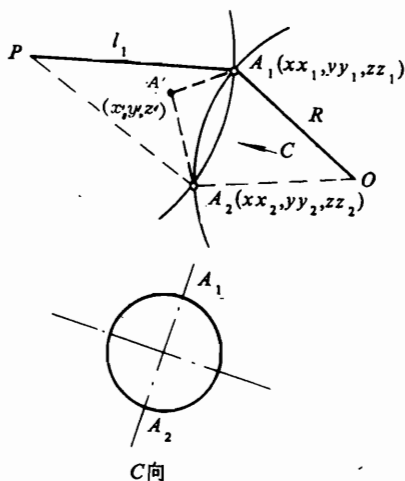


图 7.13 图解法得典型环节的两组根

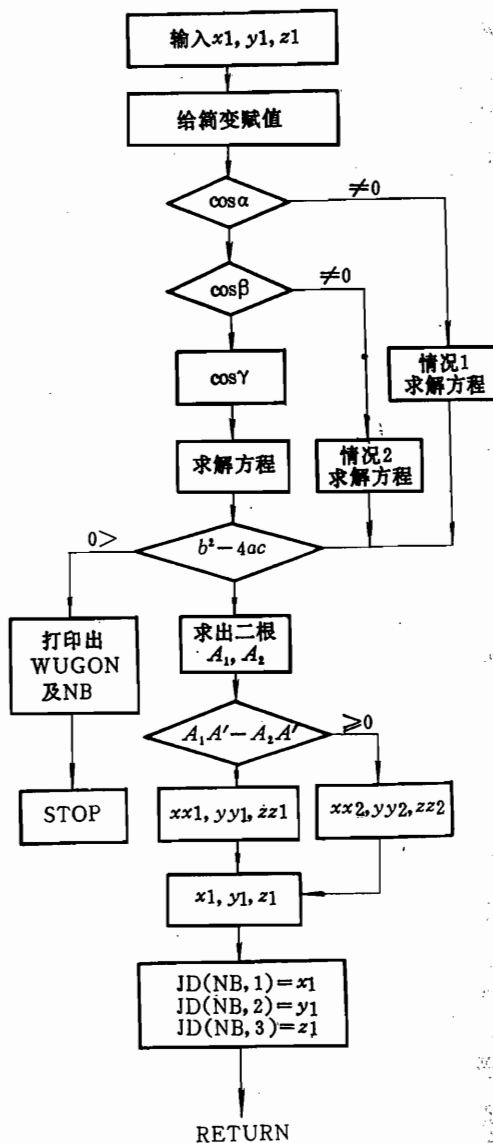


图 7.14 典型环节计算方框图

几何参数有问题, 令计算机停机, 进行检查。图中动点坐标数组 $JD(NB, 3)$, 用来作为动点坐标输出的存放单元, 另外当驾驶杆偏离中立位置后, 每次都用它作为参考点与求出的两根比长度, 求得正确解。

在实际计算中还遇到下列一种特殊情况, 必须予以处理。图 7.15 所示 ACB 摇杆机构

在 yOz 平面内运动, 其法线方向余弦为 $(1, 0, 0)$, 摇臂的一边 AC 平行 Oz 轴。

由 A 点 (x_1, y_1, z_1) 求 B 点坐标, 因 $\cos\alpha \neq 0$, 计算机选择第一种情况计算, 此时

$$y_1 - y_0 = x_1 - x_0 = 0.$$

由附录得 $K_3 = 2(y_1 - y_0) - 2(x_1 - x_0) \cos\beta / \cos\alpha = 0$

将 K_3 代入 K_4 、 K_5 中, 将出现 ∞ 而使计算机溢出。

因此, 必须进行坐标变换, 把 yOz 平面转换成 xOy 平面, 转换后的摇臂平面法线的方向余弦为 $(0, 0, 1)$, 这样, 用附录中求根的第三种情况就可以进行计算。此时, 将 Ox 、 Oz 轴绕 Oy 轴逆时针转过 90° , 相应将各已知参数的 z 坐标转换成 x 坐标; x 坐标转换成负的 z 坐标; 方向余弦 $(1, 0, 0)$ 转换为 $(0, 0, 1)$; y 坐标不变。

运算完后, 求得的数连同原有参数的坐标值必须进行逆变换, 恢复到原来坐标系, 便于下一步运算。

由 A 点求 B 点坐标与由 P 点求 A 点的坐标方法相同, 所不同的是原始数据取值时, 把摇臂 AOB 夹角的对边 AB 看作是拉杆的长度。

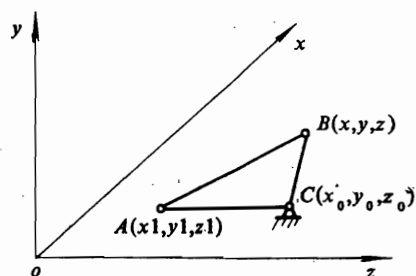


图 7.15 典型环节的特殊情况简图

至于其它典型环节, 亦可根据各机构的特点, 建立运动方程和相应的子程序。于是, 对于整个系统来说, 把这些典型环节串联起来, 相当在主程序中, 只要调用有关的子程序, 便可求出所需参数。

6. 用迭代法求动点坐标

计算飞机操纵系统动点坐标, 还遇到一些特殊机构, 不能用前面所介绍的方法求解, 非经多次迭代, 才能求得接近理论值的解。

例 7.4 图 7.16 所示为某机前后机身对接处的一段纵向操纵系统简图。图中支座 C 和

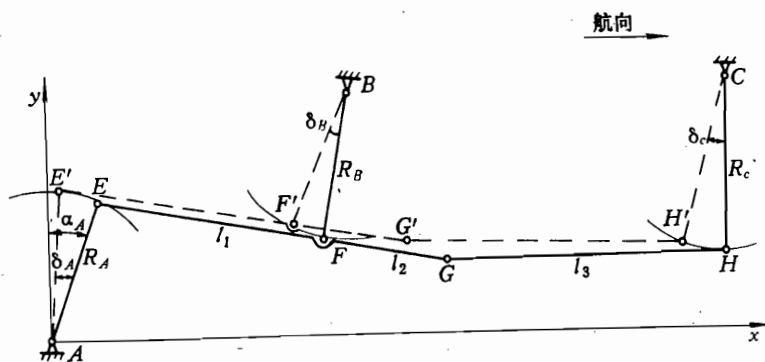


图 7.16 用迭代法求动点坐标的计算模型

B 、 A , 分别固定在前后机身上, 其坐标为已知, 摇臂 CH 与驾驶杆相连, AE 与尾面相连; 其半径分别为 R_C 和 R_A 。另一半径为 R_B 的摇臂与拉杆 EG 铰接于 F 点, 拉杆之长分别表示为 l_1 、 l_2 、 l_3 。当驾驶杆在中立位置时, BF 垂直 EG , CH 与 Y 轴平行, AE 与 Y

轴的夹角为 α_A 。当驾驶杆运动带动摇臂 CH 偏转 δ_C 角, 求摇臂 AE 的转角 δ_A , FB 的转角 δ_B 。亦即若 H 点运动至 H' , 求动点 E' 和 F' 的坐标。

解 如果直接由 H' 点求 E' 点坐标, 则由 H' 点求 G' 点坐标很困难, 无论用图解法或解析法均不好定出这一点, G' 点不定, F' 和 E' 点就无法求得。反过来, 若已知 E' 点坐标, 求 H' 点坐标是较方便的。利用这个原理, 当主动摇臂 CH 任意转过 δ_C 角时, 假定从动摇臂 AE 转过 δ_A 角, 从而得到 E' 点, 已知 E' 坐标可利用上述典型环节子程序求出 F' 坐标, 再根据 EFG 在同一直线上, 利用直线方程建立的子程序求出 G' 点坐标, 连接 $G'H'$, 算出其长度 l'_3 和 GH 杆的理论长度 l_3 相比较, 其差的绝对值是否满足精度要求 ε , 若满足不了, 则根据几何关系, 重新假定一个摇臂 AE 的转角 δ_A , 相应得到 E' 点, 这样反复地进行计算, 经过多次迭代, 总能找到一个 E' , 使 l'_3 和 l_3 之差的绝对值满足小于 ε 的要求, E' 点即为所求。

具体计算步骤如下:

(1) 由已知动点 H' 点坐标可求得摇臂 CH 的转角 δ_C ;

(2) 假定摇臂 AE 相应逆时针转过 δ_A 角。一般可取

$$\delta_A \approx (\delta_{AJ} / \delta_{CJ}) \delta_C \approx C \delta_C$$

式中 δ_{AJ}, δ_{CJ} —— AE 摇臂和相应 CH 摇臂的转角, 都由图解法大致量得。

C ——常数。

(3) 由 δ_A 求出 E' 点坐标

$$x_{E'} = x_A + R_A \sin(\alpha_A - \delta_A)$$

$$y_{E'} = y_A + R_A \cos(\alpha_A - \delta_A)$$

$$z_{E'} = z_A$$

(4) 由 E' 点求出 G' 点坐标, 并求 $G'H'$ 的长度 l'_3 ;

(5) 计算 $|l'_3 - l_3|$, 若 $\leq \varepsilon$, 认为满足要求 (一般取精度 $\varepsilon = 10^{-3}$); 若 $|l'_3 - l_3| > \varepsilon$, 则必须重新找 E' ;

(6) 寻找 E' 点方法是根据图 7.16 所示几何关系。计算 $l'_3 - l_3$ 之值, 若大于零, 说明 δ_A 偏多了, 应减小一个量; 若小于零, 说明 δ_A 偏少了, 应增加一个量。重新定出了 δ_A 后, 再重复以上 (3) 到 (5) 的过程, 经过若干次迭代, 直到满足精度要求为止。

显然, 这种迭代方法, 只有利用计算机来完成。图 7.17 所示为迭代过程的方框图。图中 a 表示 δ_A 增减的值, 它是随迭代次数而变的。第一次为 a , 第二次为 $a/2$, 第 n 次为 $(1/2)^{n-1}a$, 可见此值经过多次迭代后, 已是一个不起作用的微量了, 因此 a 值不能取得过小。

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）的设计载荷按传动比计算而得。

根据三机部六院 1971 年出版的强度规范（试用本），对于人力操纵的飞机，操纵系统零件的设计载荷按驾驶员的操纵载荷确定，操纵载荷值为

纵向，驾驶杆力 1 000N；

横向，驾驶杆力 500N；

脚蹬力一边作用 1 300N，还应考虑双脚同时加载 1 300N。

对于装有不可逆助力器的操纵系统，在助力器位置以前同人力操纵；在助力器以后至操纵面的系统，按助力器的最大力计算，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两种设计情况。

在设计载荷作用下，各构件应没有损坏、结构失稳或其它形式的永久变形。

2. 飞机操纵系统的刚度

无论过去或现在，飞机操纵系统实质上都是按刚度要求进行设计的。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转换为强度计算。如强度规范所给出的操纵载荷都大于驾驶员所能施加的载荷；又规定在设计载荷作用下不允许有永久变形；如一般控制摇臂根部的剖面剩余强度系数 $\eta=4$ 左右。这样就把设计应力水平限制在材料的弹性范围内。因此由强度计算所得的各构件尺寸的大小一般能满足刚度要求，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，在驾驶杆上向前、向后加 400N，侧向加 250N；在脚蹬上加 800N 的载荷，都不应出现大于 5° 的弹性变形。

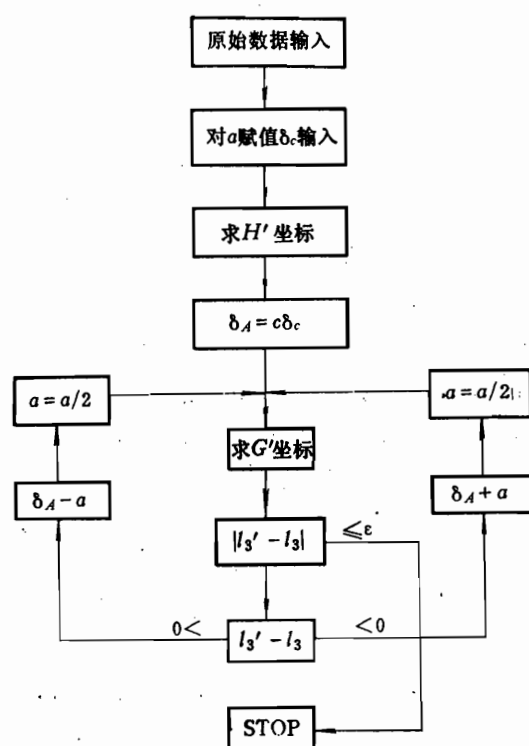


图 7.17 用迭代法求动点坐标方框图

7.3 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它方法操纵助力器,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 7.18 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_o 。

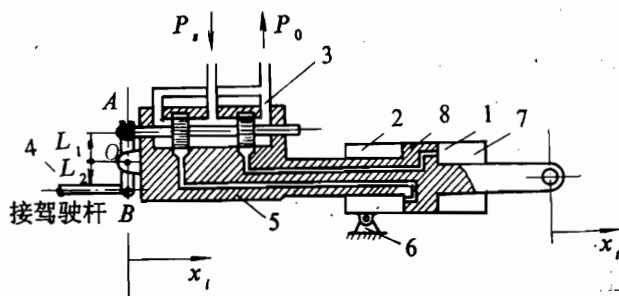


图 7.18 液压助力器工作原理图

- 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, 便打开了通向作动筒两腔油路。进油路与作动筒 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, 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流量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 7.19, 并定义:

在输出端不动情况下, 滑阀打开的开度 e_1 与输入端位移之比为输入比, 即

$$n_i = e_1 / x_i = L_1 / L_2$$

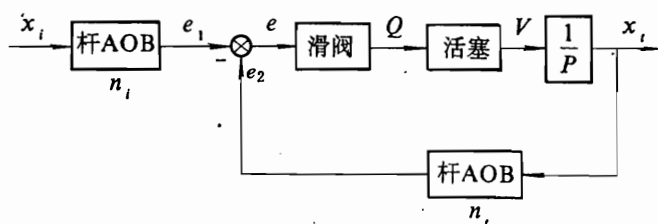


图 7.19 液压助力器方块图

x_i —输入端位移; x_o —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_f —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

$$n_f = e_2 / x_o$$

由图 7.18 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_o) 之差, 故 $e_2 = e' - x_o$, 代入上式

$$n_f = (e' - x_o) / x_o = e' / x_o - 1 = (L_1 + L_2) / L_2 - 1 = L_1 / L_2$$

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

$$e = e_1 - e_2 = n_i x_i - n_f x_o$$

当助力器消除误差, 在新的平衡位置上时, 就有 $e = 0$ 即得

$$x_i n_i = n_f x_o$$

所以, 此种形式助力器的传动比,

$$n = x_o / x_i = n_i / n_f = 1$$

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 7.20 表示在来油压力 p_s 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。

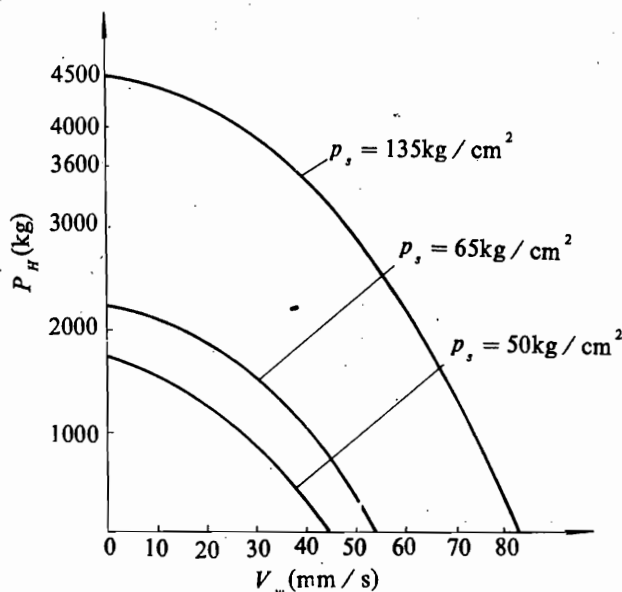


图 7.20 液压助力器的性能曲线

($1\text{kg} = 9.81\text{N}$; $1\text{kg}/\text{cm}^2 = 9.81 \times 10^4\text{Pa}$)

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 $P_{H\max}$,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那些要求,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 7.21)。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

$$P'_{H\max} = M_{j\max} / r_n$$

式中 r_n ——平尾操纵摇臂的半径。

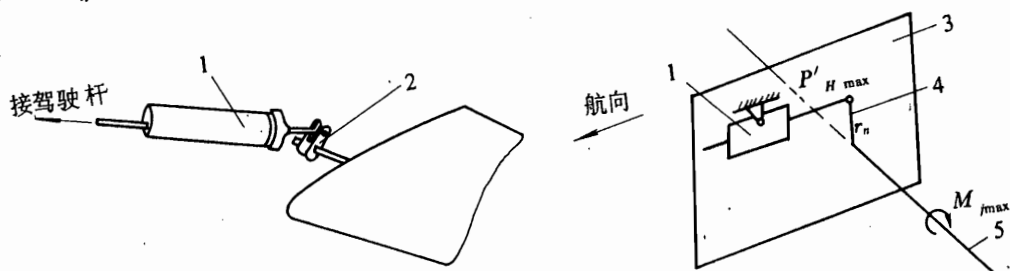


图 7.21 助力器与平尾的连接

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 7.22 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

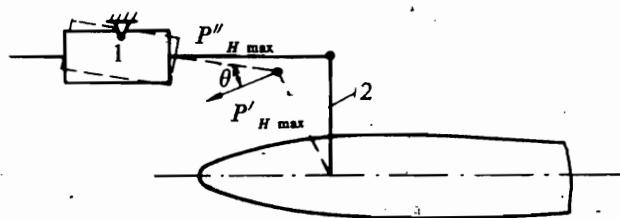


图 7.22 平尾偏转后, 摇臂与助力器轴线不垂直

1—助力器; 2—舵面操纵摇臂 r_n 。

$$P'_{H\max} = P''_{H\max} \cos \theta$$

在一般情况下, $P'_{H\max}$ 和 $P''_{H\max}$ 的夹角 $\theta \approx 15^\circ \sim 20^\circ$ 代入上式得

$$P''_{H\max} = P'_{H\max} / 0.95 \approx 1.05 P'_{H\max}$$

另外, 由图 7.20 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

$$\begin{aligned} P_{H\max} &= (1.15 \sim 1.2) P''_{H\max} \\ &= 1.05 (1.15 \sim 1.2) P'_{H\max} \\ &= (1.2 \sim 1.25) M_{j\max} / r_n \end{aligned}$$

例 7.5 $M_{j\max} = 3600 \text{ N} \cdot \text{m}$, $r_n = 177 \text{ mm}$, 则

$$P_{H\max} = (1.2 \sim 1.25) 3600 / 0.177 = 24400 \sim 25400 \text{ N}$$

(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 7.23), 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

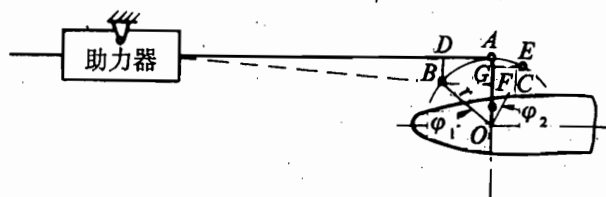


图 7.23 助力器带动平尾偏转

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 $\varphi_{1\max}$ 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 $\varphi_{2\max}$ 时所需要的助力器行程。

例 已知 $\varphi_{1\max} = 26^\circ 30'$, $\varphi_{2\max} = 11^\circ 30'$, $r_n = 177\text{mm}$ 。

估算出助力器活塞杆的工作行程为 $S \approx r_n (\sin \varphi_{1\max} + \sin \varphi_{2\max}) \approx 114\text{mm}$

(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 7.21 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 $\omega = 0.471 \sim 0.558\text{s}^{-1}$ 。

为保险起见, 将由上式算得的 V_w 放大 5%。

例 7.6 当紧急操纵, $r_n = 177\text{mm}$ 时, $V_w = 1.05 (0.471 \sim 0.558) 177 = 88 \sim 104\text{mm/s}$

(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 7.1。

表 7.1

助力器性能参数	计算结果	(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 $P_{H\max}(\text{N})$		25 420	46 000	$\frac{46\,000}{25\,420} = 1.81$ (富裕度)
传动活塞杆行程 $S(\text{mm})$		114	80	$\frac{114}{80} = 1.43$ (不足度)
活塞杆平均运动速度 $V_w(\text{mm/s})$		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它两项是不足的, 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_F (等于从动臂半径与主动臂半径之比) 必须大于 1。若使 $n_F = 1.76 \sim 1.81$, 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处在于助力器与操纵系统中拉杆、摇臂的连接关系不同。由图 7.24 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 以及其它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。

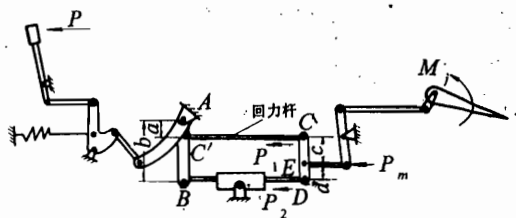


图 7.24 有回力助力操纵原理图

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 7.25 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, 为了传递助力器给舵面的力 P , 机身上布置了加强框

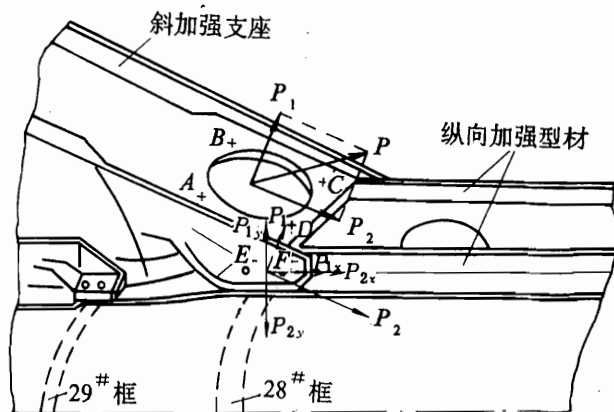


图 7.25 助力器的安装

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。

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，杆力应为零。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 7.26 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。

因此，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 7.27 所示的杆力特性曲线，以满足驾驶员对杆力特性的要求。

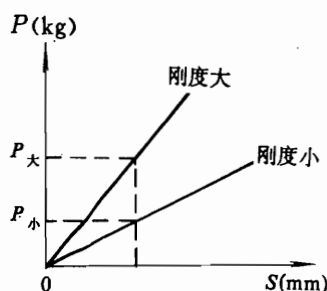


图 7.26 弹簧特性曲线

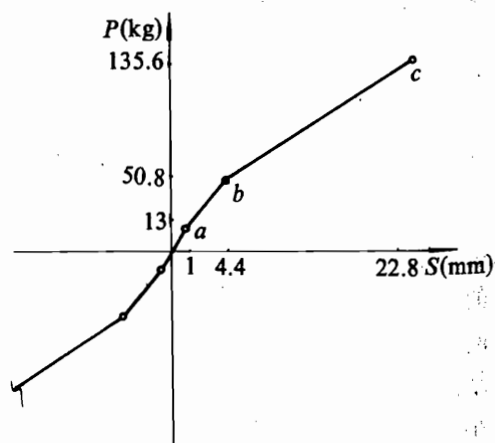


图 7.27 载荷感觉器特性曲线

(1kg = 9.81N)

图 7.28 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

小弹簧则放松；当右小弹簧被压缩 1mm 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 7.27 的弹簧特性曲线。

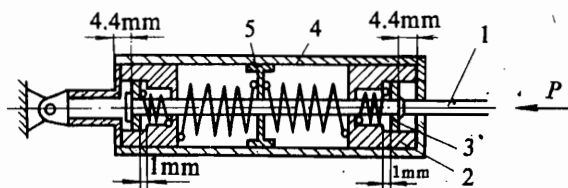


图 7.28 载荷感觉器原理图

1—活动杆；2—大弹簧座；3—小弹簧座；
4—外筒；5—中间隔板。

现将大小弹簧刚度 $J_{\text{大}}$ 、 $J_{\text{小}}$ 和大小弹簧预紧力 $P_{0\text{大}}$ 、 $P_{0\text{小}}$ 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。

例 7.7 已知： $J_{\text{大}} = 46.1 \text{ N/mm}$ ； $P_{0\text{大}} = 351 \text{ N}$
 $J_{\text{小}} = 65 \text{ N/mm}$ ； $P_{0\text{小}} = 286 \text{ N}$

第一阶段右边小弹簧被压缩 1mm，张力则由初始张力 $P_{0\text{小}}$ 变为 $P_{0\text{小}} + \Delta P_{\text{右小}}$ 。与此同时，左边小弹簧被放松，它的压缩量减小了 1mm，张力则由 $P_{0\text{小}}$ 变为 $P_{0\text{小}} - \Delta P_{\text{左小}}$ 。取活动杆为分离体，就可得曲线 a 点的载荷：

$$\begin{aligned} P_a &= P_{\text{右小}} - P_{\text{左小}} \\ &= (P_{0\text{小}} + J_{\text{小}} S_a) - (P_{0\text{小}} - J_{\text{小}} S_a) \\ &= 2J_{\text{小}} S_a = 2 \times 65 \times 1 = 130 \text{ N} \end{aligned}$$

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：

$$\begin{aligned} P_b &= P_{\text{右大}} - P_{\text{左小}} \\ &= [P_{0\text{大}} + J_{\text{大}} (S_b - 1)] - (P_{0\text{小}} - J_{\text{小}} S_b) \\ &= (351 + 46.1 \times 3.4) - (286 - 65 \times 4.4) \\ &= 508 \text{ N} \end{aligned}$$

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：

$$P_c = P_{0\text{大}} + J_{\text{大}} (S_c - 1) = 351 + 46.1 \times 21.8 = 1356 \text{ N}$$

计算结果的数值表示在图 7.27 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 7.29 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

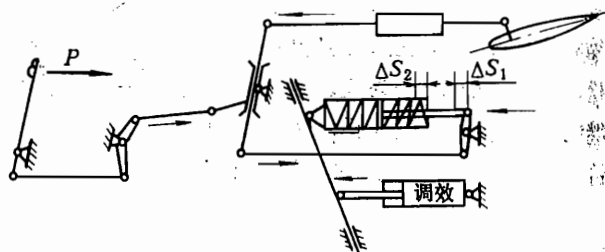


图 7.29 调整片效应机构工作原理图

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 $d\varphi/dn$ 变化很大, 图 7.30 的曲线, 表示 $d\varphi/dn$ 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:

$$dx/dn = \frac{dx}{d\varphi} \frac{d\varphi}{dn} = \frac{1}{K} \frac{d\varphi}{dn} \quad (7.9)$$

式中 dx/dn ——产生单位法向过载所需要的驾驶杆位移;

$d\varphi/dn$ ——产生单位法向过载所需要的平尾偏角;

$dx/d\varphi = 1/K$ ——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 dx/dn 亦按图 7.30 的曲线变化。例如某歼击机以表速 855km/h 飞行, 在海平面 ($H=0$) 处获得一个法向过载需拉杆 15mm; 而在 $H=10$ km 处, 获得同样的过载就需拉杆 90mm。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。

由式 (7.9) 可见, 欲使 dx/dn 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 7.30 的曲线规律变化。如 $d\varphi/dn$ 大, 希望 K 值也大; 若 $d\varphi/dn$ 小, K 也小。因为从式 (7.9) 中看出, K 值大, 则 $1/K$ 小 (此时 $d\varphi/dn$ 大), 从而 dx/dn 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

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 7.31 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

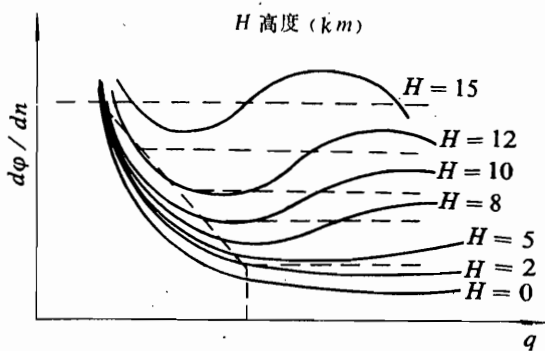


图 7.30 $d\phi/dn$ 随 M 、 H 的变化曲线

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。

由图 7.31 (a) 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 $\Delta\phi_1$ 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 $d\phi/dn$ 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 7.31 (b) 可见,在低空或大表速飞行时,所需 $d\phi/dn$ 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 $\Delta\phi_2$ 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 $d\phi/dn$ 随 q 、 H 的变化规律相对应。但由图 7.30 看出, $d\phi/dn$ 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 7.30 所示的曲线简化为折线(虚线所示)后,则可实现。

图 7.32 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 调节规律在各个高度上不完全一样,现以 $H = 5000\text{m}$ (折线 $a b c c'$) 为例加以说明。

表速在 480km/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 $480 \sim 900\text{km/h}$ 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 900km/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 $d\phi/dn$ 基本不变,因此表速增大到 900km/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 $H = 5\,000\text{m}$, $V_p = 900\text{km/h}$ 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 $H = 10\,000\text{m}$, $V_p = V_c$ 时, M 数就已接近 1, 因此若 $V_p < V_c$, 力臂按 ae 折线调节, 当 $V_p > V_c$, 力臂保持在 V_c 时的力臂值 (即图中 h_2) 不变。

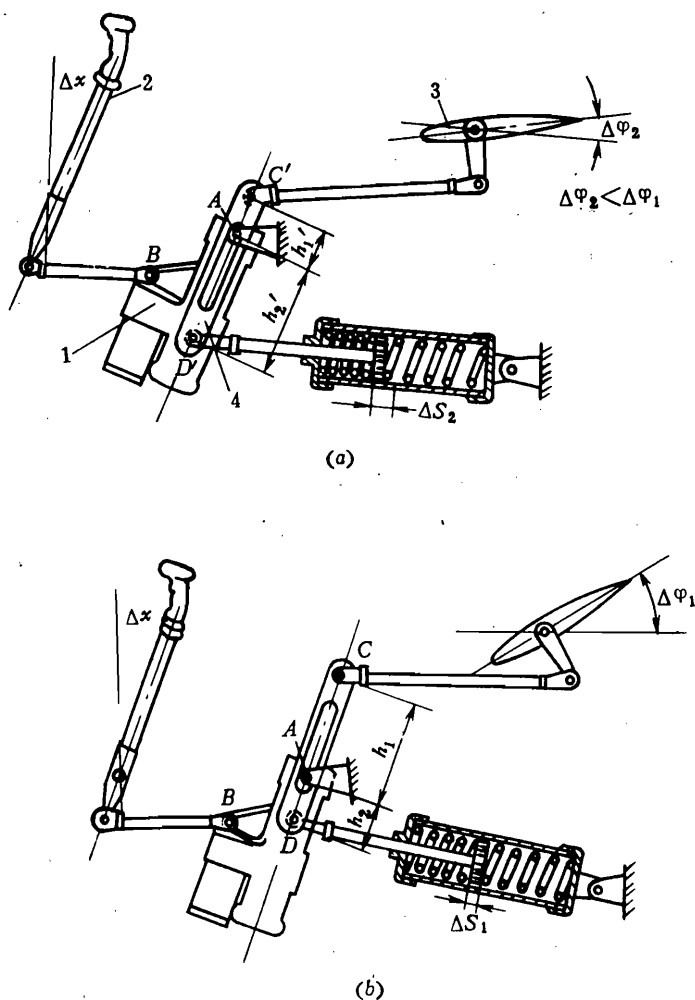


图 7.31 力臂调节器的工作原理

(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。

为了不使力臂调节器构造过于复杂, 高度在 $5\,000\text{m}$ 以下, 力臂随飞行速度的调节都和 $5\,000\text{m}$ 高度的相同, 即当 $V_p > 900\text{km/h}$, 力臂一直保持在最小值不变。

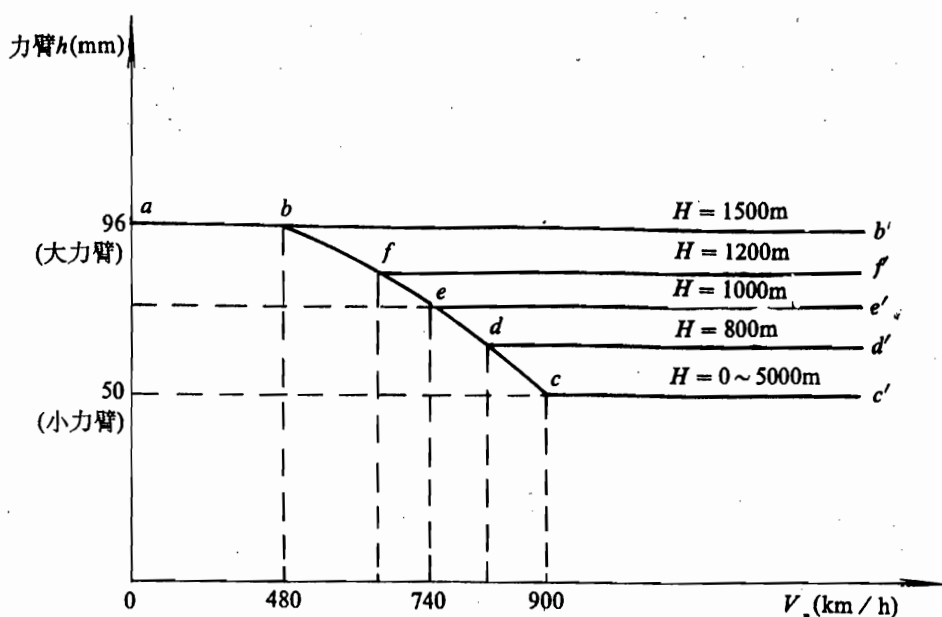


图 7.32 某机力臂调节器调节规律

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 $M=0.9\sim 0.98$ 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 7.33 所示平尾偏度平衡曲线 (或杆位移平衡曲线) 上出现凹勾区域。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; 但在跨音速阶段凹勾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, 稍不注意引起操纵失误, 后果不堪设想。

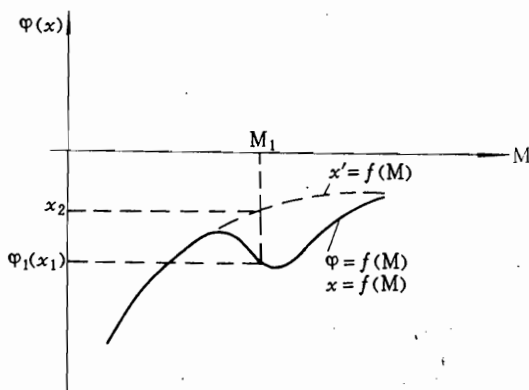


图 7.33 某高度平尾偏度平衡曲线

为了消除反操纵现象, 必须设法消除

图 7.33 中 $\varphi=f(M)$ 曲线上的凹勾区域, 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 7.34 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 , 根据凹勾段情况, 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 7.34 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。

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 $\rightarrow S$ 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。

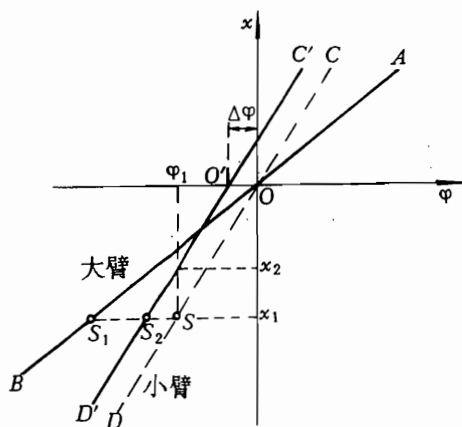


图 7.34 大小臂状态下的 $x=f(\varphi)$ 曲线

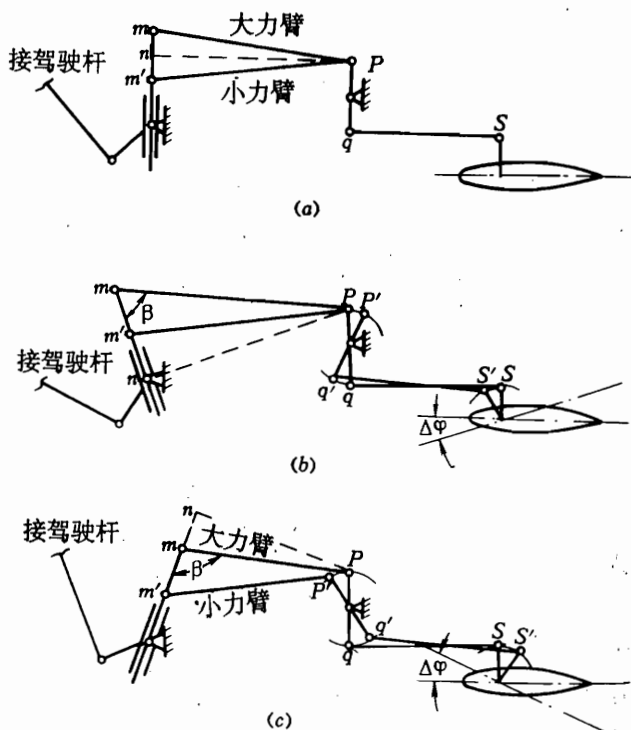


图 7.35 β 与 $\Delta\varphi$ 的关系

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 7.35 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力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 7.35 (a)、(c) 的安排是不能产生负的舵偏角增量 $\Delta\varphi$ 的, 而图 7.35 (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

在大值, 如图 7.36 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 7.37 所示为某机横向操纵系统中带三角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 7.38 所示的非线性曲线, 满足了操纵要求。

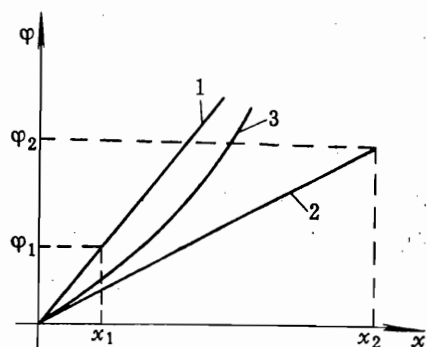


图 7.36 杆位移和舵偏角的关系

1—大传动系数; 2—小传动系数;
3—传动系数是可变的。

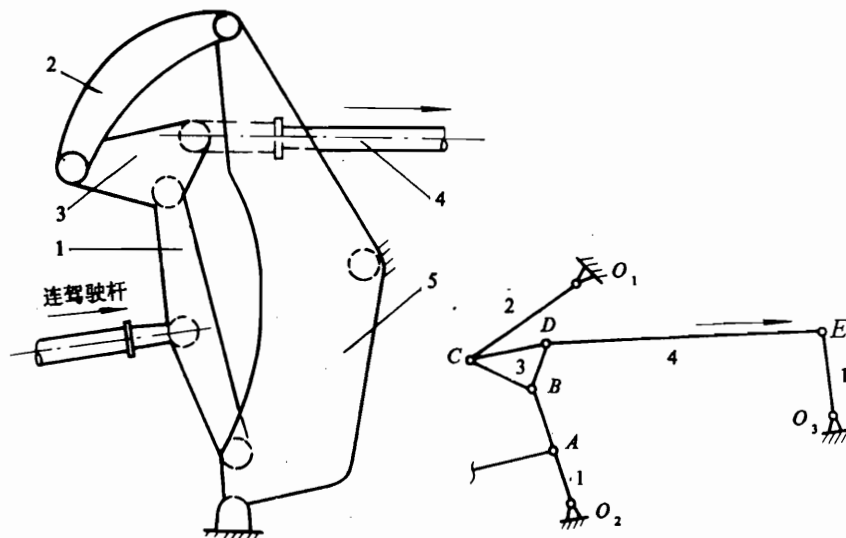


图 7.37 带三角摇臂连杆式非线性机构

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。

六、单向变偏角机构

为减小起飞滑跑距离、提高增升效率，变后掠翼飞机的机翼上一般都布置全翼展襟翼，飞机的横向操纵则由扰流板和差动平尾的连动取代副翼来实现。图 7.39 所示为某变后掠翼飞机的横向操纵示意图，其中单向操纵机构 3、变偏角机构 4、差动机构 9、液压变臂机构 7 是由于机翼变后掠所设置的特殊机构。

1. 对单向变偏角机构的要求

机翼后掠角的改变，将引起扰流板和平尾气动特性的变化，为了不使平尾的效率随着后掠角的加大而降低以及保证飞机当驾驶杆在中立位置，变后掠角时不引起附加的横向操纵力矩，对扰流板运动规律提出了以下特殊要求：

(1) 当驾驶杆在中立位置，机翼改变后掠角时，固定在活动机翼上的扰流板应不偏转。

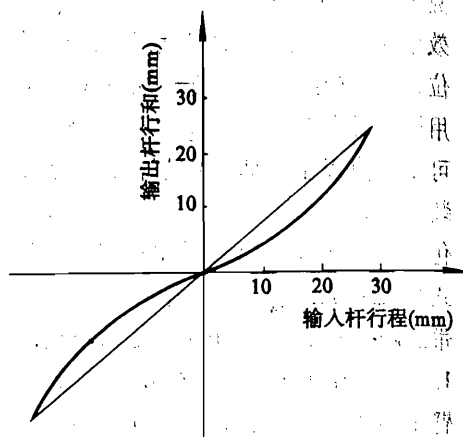


图 7.38 非线性机构传动曲线

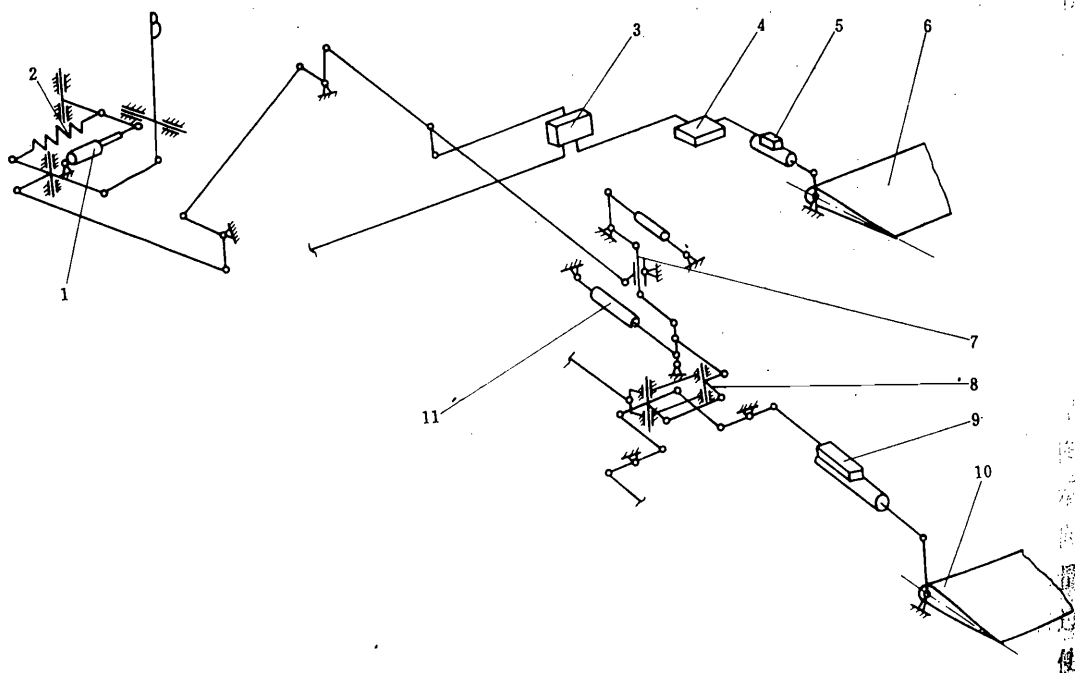


图 7.39 变后掠翼飞机横向操纵示意图

1—调整片效应机构；2—载荷机构；3—单向操纵机构；4—变偏角机构；5—液压助力器；

6—右扰流板；7—液压变臂机构；8—差动机构；9—液压助力器；10—右平尾；11—舵机。

(3) 操纵扰流板时, 它的极限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。不然, 当大后掠角时, 已靠近平尾的扰流板的偏转, 会大大降低平尾的效率。

图 7.40 为位于某机右机翼横向操纵系统中的扰流板单向变偏角机构原理图。整个机构的前段由支座为 01 的摇臂分别与驾驶杆和平尾相连接；后段由支座为 06 的摇臂与扰流板的线系相连， R_2 摇臂又与左边对称的机构相接，当操纵驾驶杆时，使 R_1 摇臂带动左右单向变偏角机构运动，同时带动平尾偏转。扰流板运动的三个特殊要求通过此段线系的各个机构来实现。

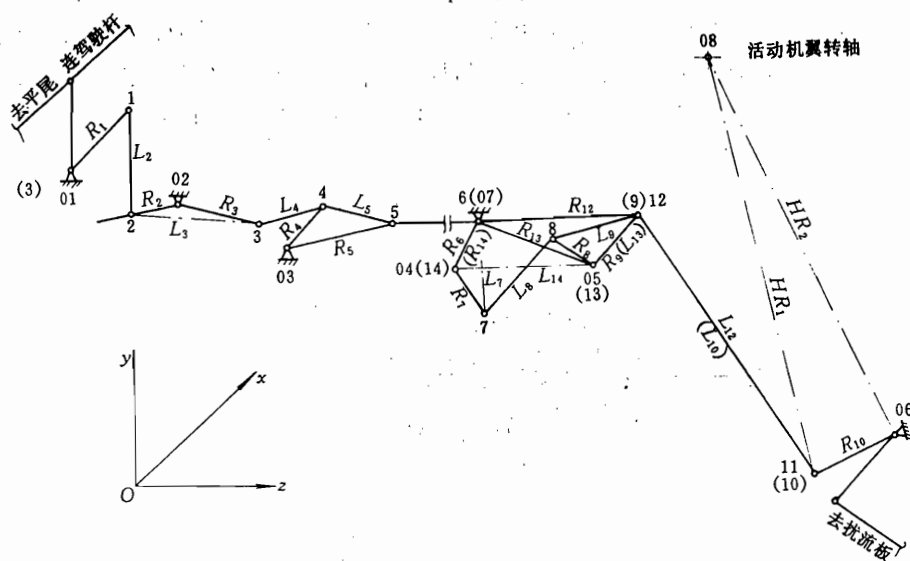


图 7.40 单向变偏角机构原理图

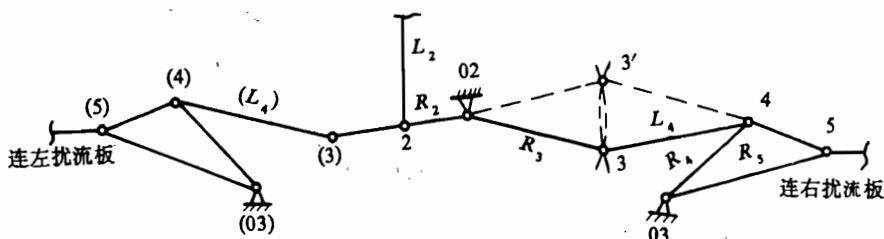


图 7.41 单向操纵机构原理图

图 7.40 中从 1 点到 5 点这一段为单向操纵机构。图 7.41 则把左扰流板的单向操纵机构

亦连上, 相应的对称点的符号用圆括号表示, 当向左压杆至极限位置时, R_1 摇臂顺时针转动带动 L_2 , 使 R_2 摇臂逆时针转动; 此时 3 点绕 02 点转动至 3' 点, 故驾驶杆在中立和左极限 (相应 R_3 在 3、3' 点) 位置, 右扰流板不偏转 (4 点不动), 而驾驶杆在偏转过程中, 4 点向右将有微小的位移, 从而带动扰流板向下偏转挤压机翼的构件, 产生应力, 必须在系统中采取措施进行补偿。与此同时, R_2 摇臂的转动使左边 4 点绕 03 点转动, 从而带动左扰流板向上偏转, 使飞机产生向左的滚转运动。如向右压杆, 则和上述情况相反, 右边扰流板偏转, 左边则不动, 起到了满足飞机横侧运动的单向操纵作用。

(2) 变偏角机构

首先我们来分析变偏角机构的构造特点, 在图 7.40 中, 06-07 支座这一段线系为变偏角机构, 其安装简图见图 7.42。图中 $R_{12} \sim R_{14}$ 为三爪摇臂的三个臂长, 和固定机翼的支座 07 相连, 三爪摇臂的两个端点 04、05, 分别与横向线系的两个摇臂 R_{6-7} 与 R_{8-9} 铰接相连; 另一个端点 12, 与活动机翼加强翼助上的支座 11 相连的斜撑杆 L_{12} 铰接相连。拉杆 L_{10} 的一端与摇臂 R_9 相连, 另一端与铰支在活动机翼上的摇臂 R_{10} 相连, 因为摇臂 R_{6-7} 与 R_{8-9} 位于三爪摇臂下边的平面内, 因此 L_{10} 拉杆也在斜撑杆 L_{12} 的下面。当机翼改变后掠角时, 支座 11 带动 L_{12} 绕活动机翼转动中心 08 转动, 从而带动三爪摇臂绕固定在固定机翼上的支座 07 转动。

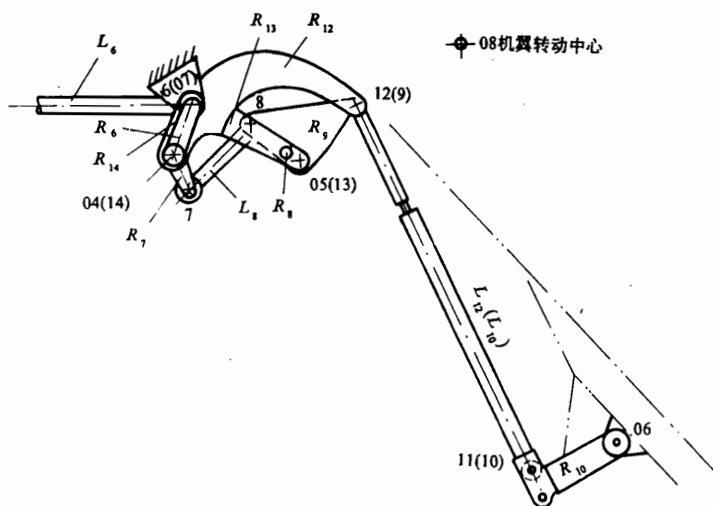


图 7.42 变偏角机构安装简图

当驾驶杆在中立位置、机翼未改变后掠角时, L_{12} 与 L_{10} 应完全重合; 同时输入拉杆 L_6 与摇臂 R_6 的连接点 6 与三爪摇臂的支座 07 亦完全重合, 这是该机构的重要设计特点之一。

其次, 我们来分析该机构的运动关系和工作原理。当驾驶杆处在中立位置, 机翼改变后掠角 α 时, 由图 7.43 可见, 支座 06 和 11 点分别绕 08 点转动至 06'、11' 点, 斜撑杆 L_{12} 带动

动三爪摇臂绕 07 点转动一个角度 (相应 12 到 12')。由于 L_6 拉杆不动、06 点与 07 点重合, 因此支承在三爪摇臂上的摇臂无输入位移, 可看作是三爪摇臂的一部分, 随着它一起转动, 而它们之间无相对运动。这样转过 α 后的点 12' 与点 9' 必定重合, 同样 L'_{12} 、 L'_{10} 也一定重合, 因而摇臂 R_{10} 与支座 06 无相对运动, 扰流板不偏转, 满足了驾驶杆在中立位置, 改变后掠角, 扰流板应不偏转的设计要求。

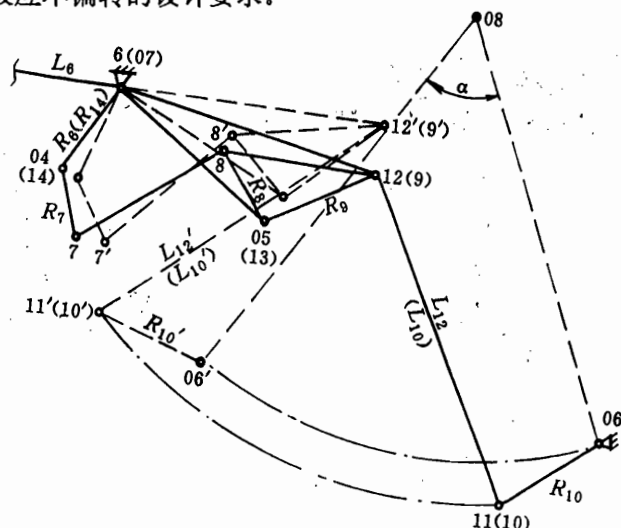


图 7.43 驾驶杆不动, 改变后掠角 α 时, 变偏角机构的运动图

当机翼改变后掠角, 且操纵驾驶杆时, 可分下列几种情况来讨论:

当机翼处于小后掠角时操纵扰流板, 变偏角机构的运动情况如图 7.44 所示。驾驶员向右压杆至极限位置, 使拉杆 L_8 向左移动, 带动铰支在三爪摇臂上的摇臂转动, 此时 6 到 6', 7 到 7', 8 到 8', 9 到 9', 从而使拉杆 L_{10} 推动摇臂 R_{10} 绕支座 06 逆时针方向转动 $\Delta\beta$ 角, 带动扰流板偏转, 运动后的位置见图中虚线所示。

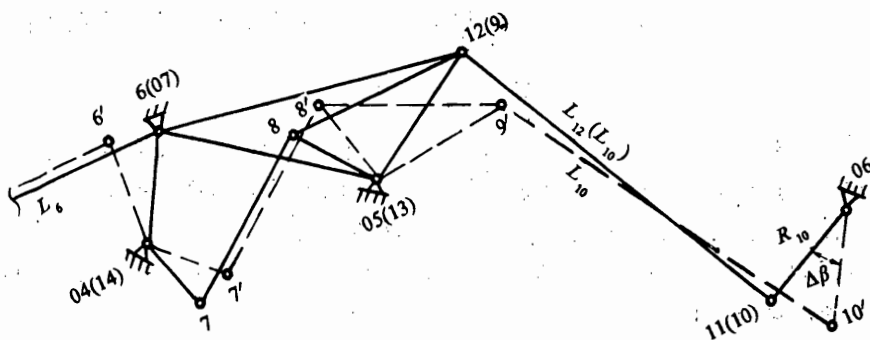


图 7.44 小后掠角时操纵扰流板, 变偏角机构的运动图

当机翼的后掠角处于中等和最大角度，且右压杆至极根位置时，变偏角机构的运动情况分别由图 7.45、图 7.46 表示，图中实线表示未操纵驾驶杆时机构所处的位置，虚线表示操纵驾驶杆，机构运动后的情况。

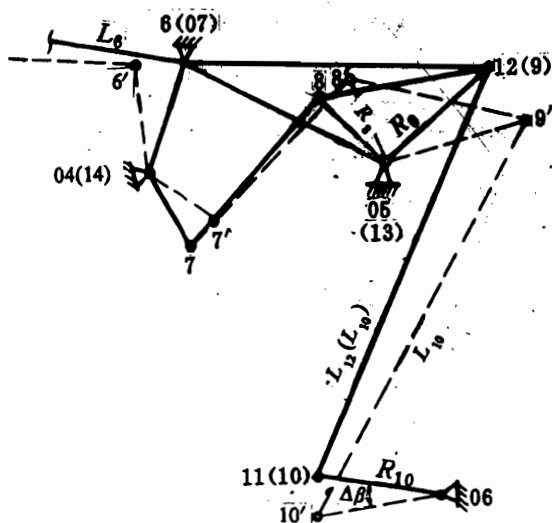


图 7.45 中等后掠角时操纵扰流板，变偏角机构的运动图

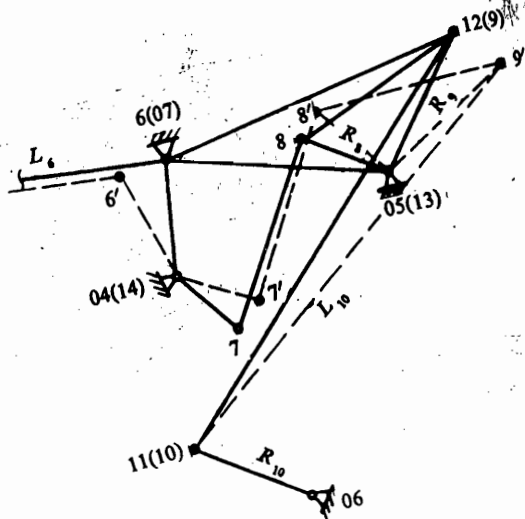


图 7.46 最大后掠角时操纵扰流板，变偏角机构的运动图

由以上变偏角机构的运动情况可见，当机翼处于小后掠角时，扰流板的偏角最大，随着后掠角的增大，扰流板的偏角变小；当后掠角至极限位置，扰流板的偏角为零，这是由于后掠角的变化改变了 R_{10} 摇臂与半径为 R_8 、 R_9 的三角形摇臂的相对位置而引起的。小后掠角时， R_9 摇臂端点转动的位移 9 到 9' 几乎全部用来使 R_{10} 摇臂偏转。随着后掠角的增加，推动 R_{10} 摇臂转动的有效位移亦即 9 到 9' 在拉杆 L_{10} 上的投影长度将减小，当后掠角处于极限位置时，有效位移为零，致使扰流板不偏转，此时 11 点的坐标，必须位于 $\angle 12, 05, 9'$ 的角平分线上。以上讨论的变偏角机构的这些工作特性，完全满足了扰流板运动的特殊要求。

七、差动机构

由于变后掠飞机扰流板在超音速（大后掠角）飞行时，效率极低且对平尾产生有害影响，故其偏角很小直至为零，此时横向操纵主要由平尾的差动来实现。操纵左右平尾使其既能向同一方向偏转，又能向相反方向偏转的机构叫做差动机构。

图 7.47 所示为某变后掠飞机纵横向操纵线系中共用的差动机构。它在系统中的位置以及和扰流板的连动见图 7.39。

差动摇臂由俯仰摇臂 3，横向摇臂 4，输出摇臂 5 和纵、横向输入杆 1、2，输出杆 6、7，连杆 8 及转轴 a 的固定支座组成。摇臂 3、4、5 和杆组成一个平行四边形 $abcd$ 连杆机构。

当差动机构用来作左右平尾的同向操纵时，横向输入杆 2 不动，操纵摇臂 4 也不动（即 a b 杆不动），此时输入杆 1 带动平行四边形的一边 c d 杆作平动，使输出杆 6、7 作同方向

运动, 且两输出杆端点 e 和 f 的位移量 ee' 和 ff' 相等, 其运动图见 7.48 (a)。

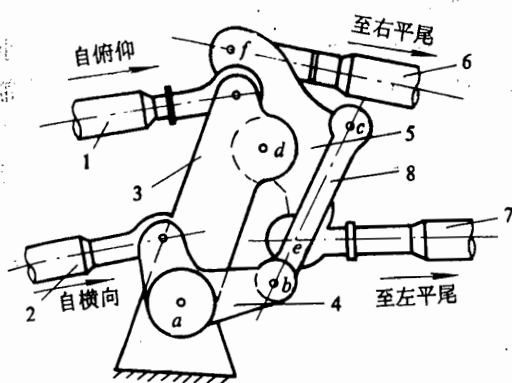


图 7.47 差动机构原理图

1—纵向输入杆; 2—横向输入杆; 3—俯仰摇臂;
4—横向摇臂; 5—输出摇臂; 6、7—输出杆; 8—连杆。

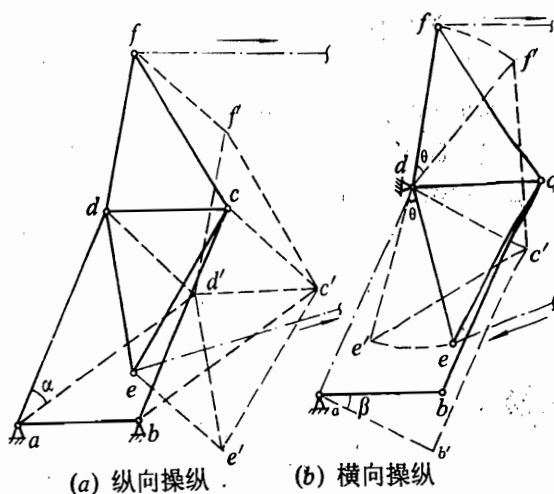


图 7.48 差动机构运动图

当差动机构用来使左右平尾反向偏转时, 纵向输入杆 1 不动 (即 ad 杆不动), 此时输入杆 2 带动平行四边形杆 bc 作平动, 使输出杆 6、7 作相反方向运动, 且两输出杆端点 e 和 f 的位移量 ee' 和 ff' 相等, 且以大小相等, 方向相反的位移量去操纵左右平尾, 见图 7.48 (b)。

八、液压变臂机构

为了改善低速舵面效率降低引起的操纵困难, 某变后掠翼飞机在横向操纵系统中采用了液压变臂机构, 根据后掠角变化的大小, 自动改变系统的传动比。要求在大后掠角状态即高速飞行时采用小传动比, 使在同样杆位移下, 平尾偏角小些; 而当小后掠角状态即低速飞行时, 采用大传动比, 使平尾偏角增大。

液压变臂机构的工作原理和力臂调节器相同, 在操纵线系中都有一个可以调节的活动臂, 所不同的是液压变臂机构采用了随翼后掠角而变臂的凸轮—液压作动筒机械装置, 这样要比力臂调节器简单安全得多。

液压变臂机构由可调摇臂 3、液压作动筒 6、分油活门 7、杠杆 8, 恢复弹簧 4 以及凸轮 9 等组成 (图 7.49)。

可调摇臂的固定臂通过拉杆 1 与驾驶杆相连, 长度可调的另一臂通过拉杆 2 经差动机构与平尾相连, 活动臂的另一端通过中间摇臂 5 与作动筒的活塞杆相连, 作动筒两腔的液压由飞机的主液压系统提供, 其中靠近活塞杆输出端的一腔始终供应的是高压油, 另一腔的压力由一个旁路程序控制活门来控制。

当机翼后掠角在 $16^\circ \sim 55^\circ$ 范围内变化时, 与活动机翼一起转动的凸轮 9 带动杠杆顺

作动筒活塞两边的面积不等,在液压的作用下,活塞杆伸出带动中间摇臂5逆时针偏转,从而使活动臂伸长、系统的传动比增大(见图示位置)。

当机翼后掠角在 $55^{\circ} \sim 72^{\circ}$ 范围内变化,凸轮不再顶杠杆,这样分油活门内部的弹簧把分配阀推开,关闭了连接主液压系统的道路,从而使活动臂缩到小臂位置。

如果一旦液压系统被损坏,压力消失,则可在恢复弹簧4的作用下,将活动臂固定在小臂位置,起到安全、应急的作用。为了限制活动臂的移动速度,使它不影响操纵系统的正常工作,在作动筒两管路中都设有限流装置11。

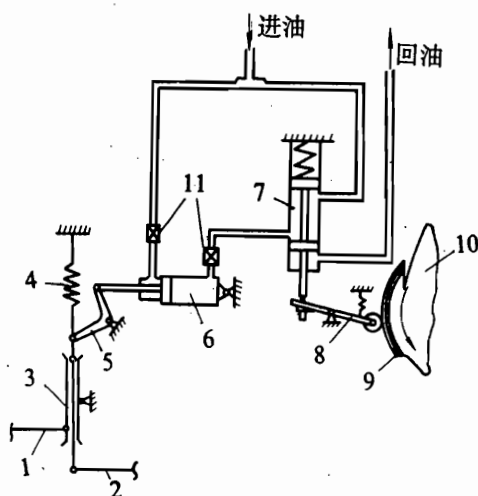


图 7.49 液压变臂机构原理图

1—连驾驶杆拉杆; 2—连平尾拉杆; 3—可调摇臂; 4—恢复弹簧; 5—中间摇臂; 6—液压作动筒; 7—分油活门; 8—杠杆; 9—凸轮; 10—活动机翼; 11—限流装置。

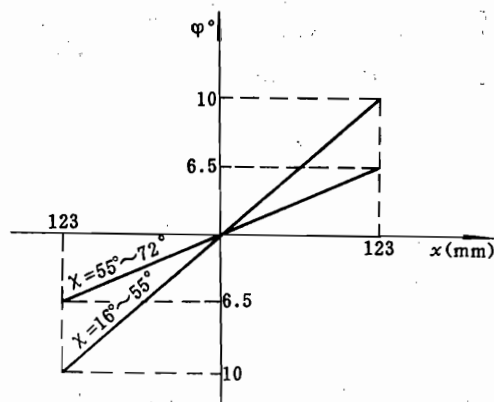


图 7.50 不同后掠角, 杆位移和舵偏角曲线

图 7.50 所示为某机采用液压变臂机构后,在不同的后掠角下,得到的驾驶杆位移 x 和平尾偏角 φ 的关系曲线。由图可见,在同样驾驶杆位移下,当后掠角 χ 大,平尾偏角小;后掠角小,平尾偏角大,符合对液压变臂机构的要求。

7.4 含有自动增稳器的操纵系统

一、概述

随着飞行速度和高度更进一步的增加,为了延伸飞行包线,很难根据飞机自身的气动设计来获得足够的稳定性。例如米格-21 飞机在中空低速飞行,具有足够的稳定性,但在高空高速飞行时,由于飞机阻尼系数减小很快,产生显著的、又不易衰减的短周期振荡。这种绕其重心的俯仰振荡十分快,驾驶员如果没有自动装置的帮助,来不及操纵驾驶杆偏转来消除这种机头振荡现象。这种振荡现象不仅当飞机平飞情况下受干扰产生,而且在机动飞行时也会产生,从而严重地影响飞机的作战性能,使驾驶员无法用瞄准具套住敌机,大大降低射击精度。于是在现代高性能的超音速飞机上,在不可逆助力操纵系统中广泛地加装

增稳器，从而构成现代有人驾驶飞机的增稳飞机操纵系统。

增稳系统虽然有增大阻尼和静稳定性的功能，但在一定程度上削弱了飞机操纵反应的灵敏度。这样，又发展了控制增稳系统，它既能起到增稳作用，又能增加操纵反应的能力。

在控制增稳系统基础上发展的电传操纵系统，是用电路代替了驾驶杆到助力器之间的机械传动部分，在操纵时驾驶员不是直接控制操纵面的位置，而是直接控制飞机运动的参数，而驾驶员的操纵指令，则靠电路传送。和机械操纵系统相比，电传操纵系统具有体积小、重量轻、可以灵活布局，容易安装等优点，同时能消除机械传动带来的摩擦、间隙、滞后等非线性的不良影响，提高了操纵精度。

如果在用电传操纵系统时，仍保留机械操纵系统作为备份，则这种系统称为准电传操纵系统。

二、自动增稳系统

1. 自动增稳系统的工作原理

自动增稳系统一般包括敏感元件、放大器、舵机（或舵回路）等部分。敏感元件一般为角速度陀螺和加速度计，用来感受或测量飞机的某种偏差量。舵机是执行机构，它根据敏感元件输出电信号的极性和大小，来操纵相应的操纵面。为了改善舵机本身的静态特性，它常与放大器、反馈装置组成一个闭合回路，称为舵回路。

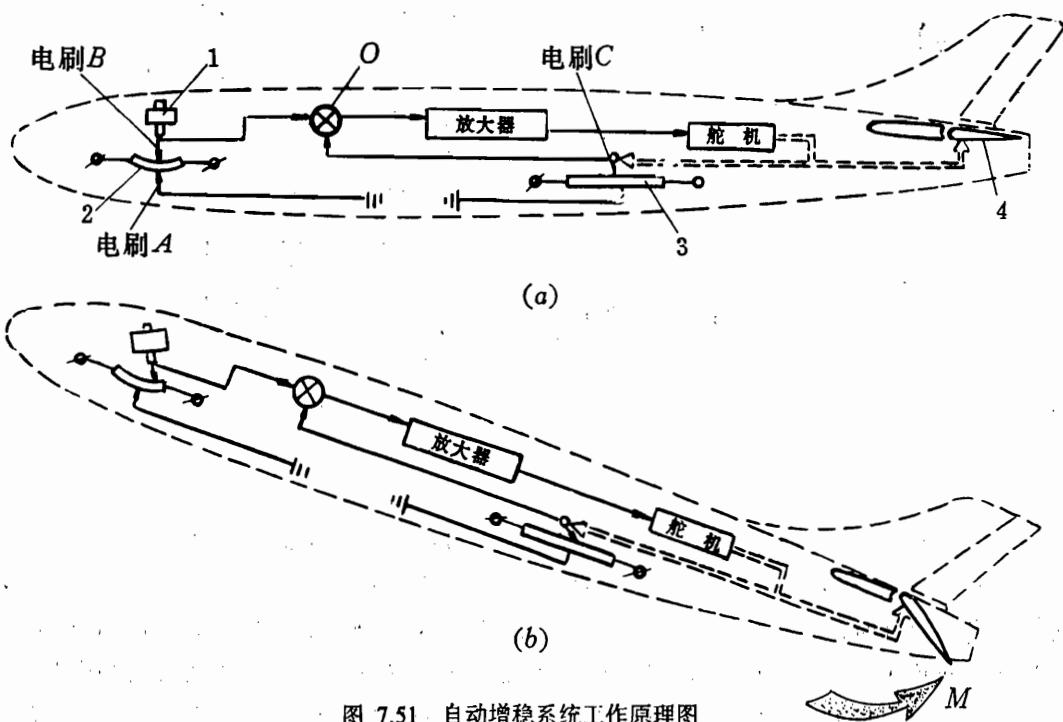


图 7.51 自动增稳系统工作原理图

1—测量装置(地垂陀螺); 2—俯仰电位计; 3—反馈电位计; 4—升降舵; O—飞机重心。

图 7.51 所示为自动增稳系统工作原理图；当飞机作水平飞行时，如无干扰，俯仰电位

计中的电刷 A 应位于中央, 电刷 B 也位于电位计的中央, 二者电位相等, 控制信号为零, 舵面不动, 飞机保持平飞。

当飞机受外界干扰, 如遇向上阵风, 使飞机刚产生绕横轴的一个抬头的旋转角速度 ω_z 时, 俯仰电位计和电刷 A 一起随着飞机上仰, 而电刷 B 由于地垂陀螺的定轴性, 仍保持与地面垂直。因此 A 、 B 两个电刷间有电位差而产生控制信号, 此信号经放大器放大后输送到舵机, 舵机根据输入信号的大小和极性, 把电信号转换成位移信号, 推动平尾后缘向下偏转 $\Delta\varphi$ 角, 产生低头阻尼力矩 M 来阻碍飞机的抬头转动。

可见, 飞机加装了自动增稳系统之所以能增加飞机的纵向阻尼, 全靠平尾偏转 $\Delta\varphi$ 所产生的附加纵向力矩。这个力矩 $M^p\Delta\varphi$ 的方向必须与飞机绕横轴转动角速度 ω_z 的方向相反, 也就是平尾转动方向与 ω_z 转动方向一致, 这就是对自动增稳系统最基本的要求。另外自动增稳系统加到平尾操纵系统中去后, 不能影响驾驶员操纵平尾。

飞机操纵系统中装上自动增稳系统后, 它与驾驶员、飞机, 组成一个闭环的自动调节系统, 图 7.52 为纵向增稳系统的工作原理方块图。图中虚线所画的方块为纵向增稳系统, 它由角速度陀螺和速压传感器敏感元件、电子线路放大元件和液压舵机三部分组成。

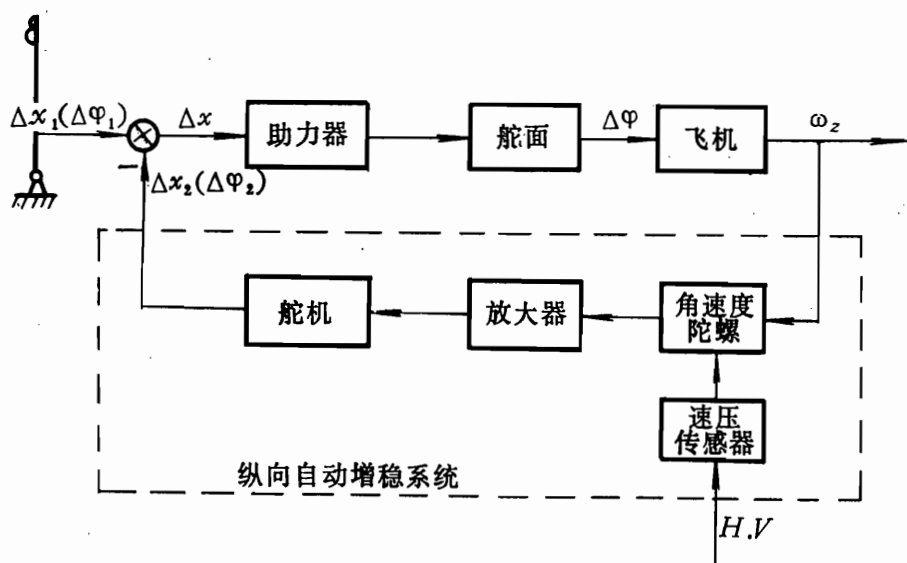


图 7.52 增稳系统工作原理方块图

当驾驶员猛拉驾驶杆至某一位置停住不动, 可近似认为在系统中输入一个阶跃位移 Δx_1 , 相应平尾也作阶跃负向偏转了一个角度 $\Delta\varphi_1$, 如果气动阻尼不足, 这时飞机发生纵向振荡。当猛拉杆时, 飞机将绕它的重心向抬头方向转动, 把它的角速度 ω_z 输入到纵向自动增稳系统的角速度敏感元件中去, 增稳系统根据当时由速压传感器测得的飞行高度和速度, 输出与 ω_z 成比例的平尾正向偏转角 $\Delta\varphi_2$; 由于 $\Delta\varphi_2$ 的作用, 使飞机产生低头方向的转动, 使 $\Delta\varphi_1$ 和 $\Delta\varphi_2$ 之间的偏差 $\Delta\varphi$ 逐渐减小, 直至 $\Delta\varphi=0$, 飞机没有振荡为止。

2. 关于力的反传问题

为了满足驾驶员操纵舵面和自动增稳系统能同时独立工作, 互不干扰, 在操纵系统中

用了如图 7.53 所示的复合摇臂，它由基本摇臂 1、附加摇臂 2 组成。它们可分别绕 I—I 轴和 II—II 轴转动，而且附加摇臂和舵机的连接点布置在 I—I 轴线上。当驾驶员推、拉驾驶杆时，由于此时假设舵机不动，附加摇臂将随基本摇臂一起绕 I—I 轴转动，从而使附加摇臂连接助力器的一端有一个输出量 x_1 。同理，当增稳系统通过舵机推、拉附加摇臂时，若假设此时驾驶杆不动，则附加摇臂 2 将绕 II—II 轴转动，从而也使它和助力器连接的一端有一个输出量 x_2 ，这两个输出量之间互不干扰。

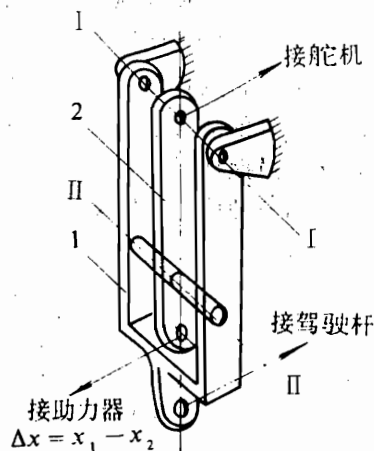


图 7.53 复合摇臂

1—基本摇臂；2—附加摇臂。

如果当驾驶员通过驾驶杆操纵飞机时，纵向增稳系统也同时工作，则它们各自的输出量同时输入复合摇臂，而复合摇臂综合这两个信号之和得到一个输出量为 $\Delta x = x_1 - x_2$ ，增稳系统来的信号方向始终与驾驶杆输入信号的方向相反，故取负号。亦就是说，增稳系统使平尾偏转所产生的附加力矩的方向总是阻碍飞机转动，起到增加飞机动态阻尼的作用。

在系统中采用了复合摇臂装置，必然会产生力的反传问题。即当复合摇臂中任意一个摇臂工作时，力会传递到连接在一起的、不工作摇臂的系统中去。

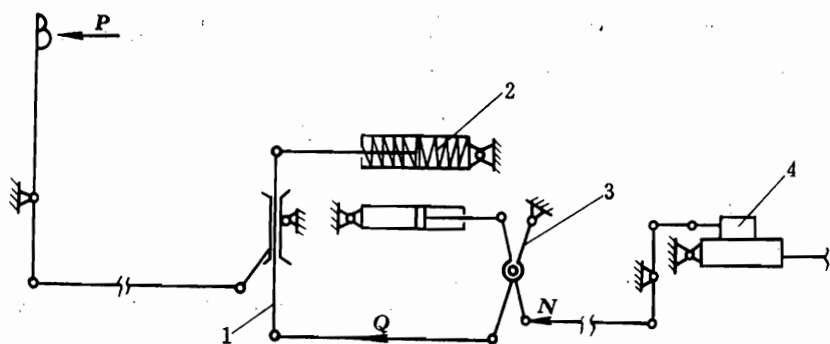


图 7.54 复合摇臂在纵向系统的安装

1—力臂调节器；2—载荷感觉器；3—复合摇臂；4—助力器。

由图 7.54 可见，在舵机单独工作时，只要存在外力 N ，就必然会产生约束反力 Q ，而 Q 也必然会通过传动拉杆和系统中有关附件传到驾驶杆上去。这时如果驾驶员在中立位置握杆保持不动，他必须加一个 P 力来平衡 N 的作用， P 即驾驶员感到的舵机反传力，其大小与 N 成正比。如果驾驶员在舵机工作前已经使驾驶杆偏离了中立位置，由于载荷机构的作用，驾驶员已经感觉到力的作用，当舵机开始工作，又受到力 N 的作用，此时驾驶员所感受的 P 是载荷机构和舵机反传力合成作用的结果。根据驾驶员是推杆还是拉杆以及舵机出杆的运动方向不同（伸或缩），力 P 的大小可能是增大，也可能减小，从而给驾驶员操

纵带来困难。

由以上分析可知外力 N 是产生力反传的基本原因, 而 N 包括从复合摇臂组到助力器分油活门这段机械操纵系统各个运动副中的摩擦力和分油活门的摩擦力、惯性力、阻尼力、液动力等, 实践证明助力器分油活门的摩擦力往往是外力 N 的主要组成部分。

如果将复合摇臂到驾驶杆这一段操纵系统总的摩擦力简称为前段摩擦力, 将复合摇臂到助力器分油活门这一段总的摩擦力简称为后段摩擦力, 并将驾驶杆自由地处于中立位置 (或驾驶员虽握杆但不施力), 力反传就有几种情况:

第一种情况, 如果前段摩擦力大于后段摩擦力, 则当舵机工作时, 基本摇臂就能保持不动, 力无反传现象。

第二种情况, 如果后段摩擦力大于前段摩擦力, 当舵机刚开始工作时, 分油活门还没有运动, 但却能带动基本摇臂运动, 从而使驾驶杆产生位移。

第三种情况, 若前、后段摩擦力相差不大, 则要由综合组成力 N 的其它因素来分析了。有可能舵机开始工作后先使驾驶杆稍有位移, 然后才使分油活门运动, 或者是相反。

由于助力器分油活门摩擦力通常比较大, 因此发生上述第二种情况的可能性较大。由此看出, 减小助力器分油活门的摩擦力是减少力反传的重要途径, 另外适当增大前段摩擦力, 如在前段操纵系统中采用阻尼筒或在载荷机构中加大弹簧的预紧力等都是减小力反传的方法。

三、控制增稳系统

为了克服增稳系统存在的稳定和操纵之间的矛盾, 在增稳系统基础上, 发展成为控制增稳系统。目前, 这种系统在 $M > 2$ 的高速战斗机上已经得到了广泛的应用。

飞机的灵敏度是衡量飞机操纵性的一种标志, 在纵向运动中, 这是指飞机在单位杆力作用下所引起的俯仰角加速度的大小。即灵敏度

$$\alpha = \dot{\omega}_z / P \quad (7.10)$$

式中 $\dot{\omega}_z$ ——俯仰角加速度;

P ——杆力。

驾驶员一般要求飞机在作大机动飞行时有较高的灵敏度, 而杆力不宜过小; 在作小机动飞行时有较低的灵敏度而杆力不宜太大。显然, 对于一般系统来说, 要同时满足这样的要求是很困难的, 控制增稳系统能够使加速度灵敏度随杆力的大小而得到调节, 以适应各种机动飞行时不同灵敏度的需要, 从而大大提高了飞机的操纵性能。

在目前采用的无回力助力操纵系统中, 杆力的大小取决于人工感觉装置的弹簧刚度, 因此, 调节弹簧刚度的大小就可改变杆力的大小, 从而改变灵敏度。

俯仰控制增稳系统是在驾驶员操纵的同时, 除了产生机械信号外, 还产生一个附加的电信号一起加入到增稳系统。通过杆力来调节电信号的大小, 相当于改变了弹簧的刚度, 从而达到灵敏度随杆力变化的目的。

图 7.55 为俯仰控制增稳系统方块图, 图中杆力传感器用来感受驾驶员的杆力, 并能输出一个与所测力成比例的电信号。成形电路接受来自杆力传感器输出的电信号 U_1 后, 整形形成所需的电指令信号 U_2 , 再输入到增稳系统的舵回路中去。从杆力 P 变为电指令信号

U_2 的通道通常称为前馈输入。

图 7.56 所示为一种非线性成形电路的特性曲线，当小信号输入时成形电路具有低的增益，大信号输入时具有高的增益。

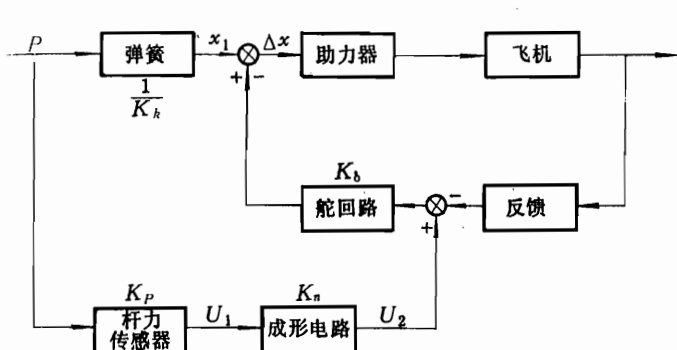


图 7.55 俯仰控制增稳系统方块图

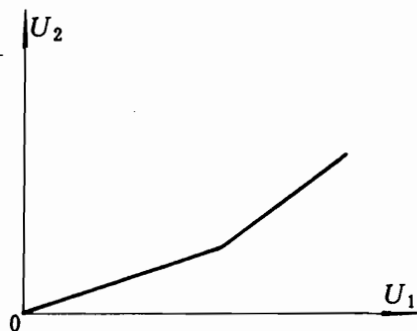


图 7.56 成形电路的非线性特性曲线

由图 7.55 可得杆力输出到助力器前的总位移为

$$\Delta x = (1/K_k + K_p K_\delta K_n) P \approx K_p K_\delta K_n P \quad (7.11)$$

式中 K_k ——载荷机构弹簧的刚度；

K_n ——非线性成形电路的增益；

K_p, K_δ ——杆力传感器，舵回路的增益。

将 P 代入式 (7.10)，则

$$a = K_p K_\delta K_n \dot{\omega}_z / \Delta x \quad (7.12)$$

由此式可见，灵敏度的大小和非线性成形电路的增益 K_n 成正比。当飞机作大机动飞行时，有较大的杆力输入即 U_1 较大时，由图 7.56 得到高的 K_n 值，所以在较大的杆力时，飞机可以获得高的灵敏度。同样，小杆力输入时即 U_1 小时，非线性成形电路具有低的 K_n 值，所以在小机动飞行时，飞机可以获得较低的灵敏度。俯仰控制增稳系统正是由于成形电路的作用，使灵敏度随杆力的变化得到了调节。

控制增稳系统除了能同时增大阻尼和静稳定性又不损失机动性外，由于它的杆力梯度可以随意设计，简化了操纵动作，减轻驾驶员的负担，可避免机械操纵系统的非线性有害因素。

四、电传操纵系统

电传操纵系统是用电路代替驾驶杆到助力器之间的机械传动部分，而仅保留了机械操纵系统的驾驶杆、弹簧载荷机构、助力器及其与舵面联动装置部分。驾驶员在操纵飞机时不是直接控制舵面的位置，而是直接控制飞机的运动参数，这样，驾驶员在整个“人-机组合”系统中相当于一个指令部件，而不是闭环中的一个环节，从而驾驶员本身对系统的影响就较小，亦即对使用电传操纵飞机的驾驶员的要求可以降低。

图 7.57 为简单的电传操纵系统工作原理方框图。它也有控制增稳系统所具有的杆力传

感器（变换器）输出的电指令信号，用速率陀螺和法向加速度计作为反馈元件。所不同的是电传操纵系统没有驾驶杆产生的机械信号输入到助力器去直接操纵舵面偏转。

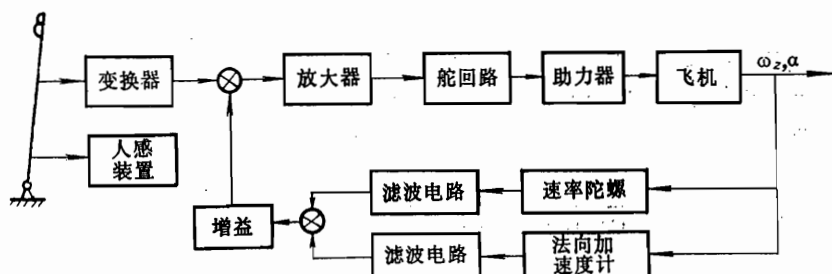


图 7.57 电传操纵系统简化方块图

驾驶员操纵飞机时，杆力传感器感受驾驶杆的位移，并将电信号传给机载计算机，计算机还接收来自测量飞机运动参数的速率陀螺和加速度计综合后的信号，将这些信号相比较，产生一个两者误差信号并经放大器放大后，给舵回路一个指令信号，从而操纵舵面使飞机作相应运动。当飞机运动的参数达到驾驶员所希望的控制值时，误差信号趋于零，舵面停止偏转，使飞机保持在驾驶员期望的运动状态。如果飞机受到扰动，破坏了该运动状态，速率陀螺和法向加速度计输出信号与杆力传感器输出的电指令信号相比较，由于失去了平衡而产生一个新的误差信号，操纵舵面偏转使飞机自动恢复到原来的运动状态。

装有电传操纵系统的飞机，通常把机械操纵系统作为备份系统，当电传操纵系统出现故障时，可转为机械操纵。但机械操纵太笨重，影响电传操纵性能的发挥，为提高电传操纵系统的可靠性，采用了三余度或四余度的电传操纵系统。

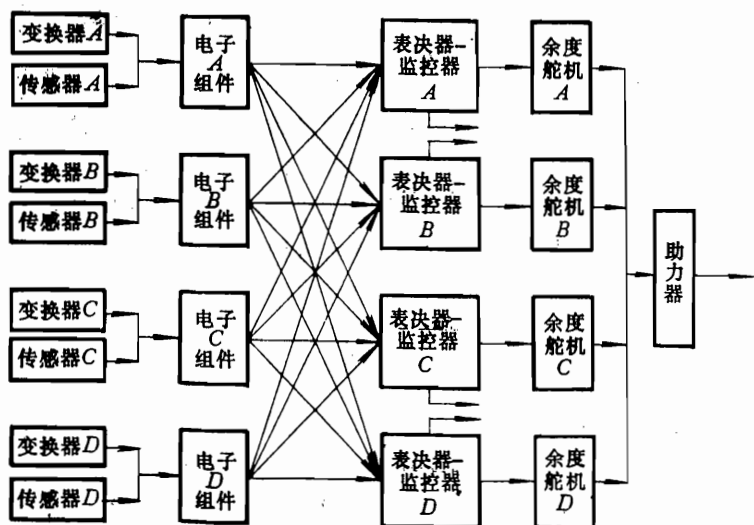


图 7.58 四余度电传操纵系统原理示意图

图 7.58 所示为四余度电传操纵系统的原理示意图。由图可见，四余度电传操纵系统

除了采用四套相同的简单电传操纵系统外,在每个传输信号的通道中还加了一个表决器-监控器电路。表决器-监控器是用来监视、判别四个输入信号中是否有故障信号(不正常信号),并能输出一个从中选择的正确的无故障信号,如果四个输入中任意一个被检测是故障信号后,它能自动隔离故障信号,而不致使其输入到舵回路中。

当四套简单电传操纵系统都正常工作,驾驶员操纵驾驶杆经变换器 A、B、C、D 产生四个同样的电指令信号,分别输入到相应的电子组件中去,四个电子组件的输出信号分别输入每个表决器-监控器,由于四个表决器-监控器的作用,分别输出一个正确的信号加到相应的舵回路中,四个舵回路的输出通过机械装置共同操纵一个助力器带动舵面偏转。如果某一通道的变换器、传感器或电子组件出现故障,即输入到表决器-监控器的四个输入信号中有一个故障信号,该信号会被自动隔离,表决器-监控器输出的仍是一个正确的信号。如果某一通道的舵回路出现故障,由于舵回路是采用余度舵机或者出现故障后能自动切除去助力器的通道,因此到助力器去的仍是一个正确无故障的信号。同样,如果某一通道再出现故障,电传操纵系统仍能正常工作而不会降低系统性能。

采用四余度电传操纵系统虽然重量、体积增加了,但可靠性却大大提高。它完全可以取代机械操纵系统的工作,而克服了它的缺点,并且使飞机的飞行品质得到很大改善,因此具有广阔的发展前景。目前正在发展的主动控制技术,就是以电传操纵系统作为基础。

飞行自动控制系统应用十分广泛,如美国 F-100 系列 $M > 1$ 的超音速战斗机上都备有功能比较完善的自动增稳系统。 $M > 2$ 的战斗机也都广泛采用控制增稳系统。苏联在米格-21 及其以后型号的飞机也陆续采用自动器。电传操纵系统在美国最新式战斗机 F-16、F-18 以及法国协和号、幻影-III、英国、德国合制的狂风号等飞机上都得到了应用。

7.5 飞机操纵系统动态品质的评定

一、飞机操纵系统的动态品质

飞机操纵系统的动态品质,是从飞机操纵系统的角度出发,研究飞机的飞行品质。如果系统的稳定性和跟随性不好,飞机就可能出现飘摆、舵面抖动、短周期振荡以及人-机组合不安定,从而影响驾驶员正确操纵,甚至失去战机或造成不应有的飞行事故。因此,保证飞行操纵系统具有良好的动态品质是飞机设计的重要课题。

研究和评定飞机操纵系统的动态品质,过去一般采用模拟试验的方法。随着电子计算机在航空技术领域的应用,应用自动控制理论结合计算机研究系统的动态品质,具有很多优点。这种方法不需大规模的试验设备,可以很容易改变系统各种参数,研究它对系统性能的影响,从而得出最佳设计方案。这一工作在飞机设计的最初阶段就可着手进行,弥补了地面模拟试验方法的不足。

二、飞机飞行操纵系统模拟试验

飞机飞行操纵系统模拟试验的目的在于测定该系统的静态参数和动态特性,以此分析和评定该系统是否符合要求,并可作为新型飞机设计该系统的依据。

模拟试验通常是在 1:1 的模拟试验台上进行的,也有在飞机上作地面模拟试验。模拟试验台可以安装真实飞机的操纵系统。对于正在设计的新型飞机操纵系统参数,亦可借助刚

度模拟器、质量模拟器、摩擦模拟器和传动比、间隙模拟器进行构造模拟。台上还安装有模拟舵面气动载荷的加载设备。当信号发生器使驾驶杆发生阶跃或正弦信号后,由安装在需要测量位置的电-机械信号转换传感器测得输出信号。此外试验台还备有电子计算机用来模拟飞机的运动方程,并将所得到的飞机运动的输出信号俯仰角速度 $\omega(t)$ 和俯仰角 $\theta(t)$ 传给转台,从而获得反馈信号。

图 7.59 为驾驶员在试验台上直接评定系统品质的简单示意图,由图可见,驾驶员将操纵指令杆位移 $x(t)$ 加给操纵系统,得到舵偏角 $\varphi(t)$, $\varphi(t)$ 输入计算机中与飞机运动方程一起求解,得到俯仰角 $\theta(t)$ 。以电信号输入转台使转台转动,从而将飞机运动的光点打在屏幕上。驾驶员可以通过光点的跟踪和瞄准程度,评定系统的跟随性和稳定性。

当驾驶员不介入时的系统动态试验,主要内容有两点:

- (1) 测定在阶跃函数作用下,系统输出端过渡过程曲线,用曲线的超调度 $\sigma\%$ 和稳定时间 t_s ,判别系统的稳定性。
- (2) 测定系统在正弦信号作用下的频率特性曲线,以输入输出曲线的幅值比和相位滞后角来确定系统的跟随性。

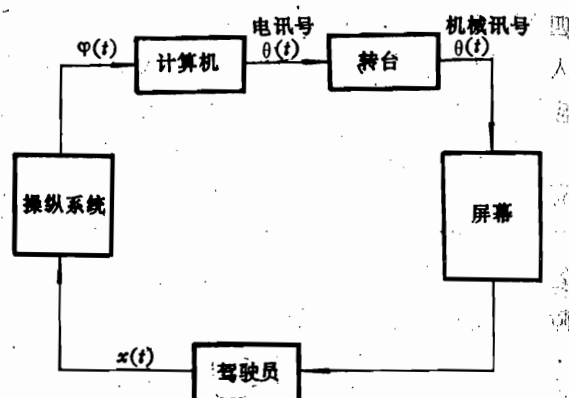


图 7.59 模拟试验简单示意图

三、动态品质计算方法简介

用自动控制理论来研究系统的动态品质,首先将包含驾驶员、飞机操纵系统和飞机三个环节的人-机回路,根据各种不同的情况,组成不同的自动调节系统画出方块图。如把驾驶员作为一个环节加入飞机-系统回路中,就形成图 7.60 所示的闭环系统。而不加入驾驶员这一环节,就形成图 7.61 所示的开环系统,此系统虽然不能自动调节,但可以通过开环系统的动态性能分析来研究闭环系统的动态特性。

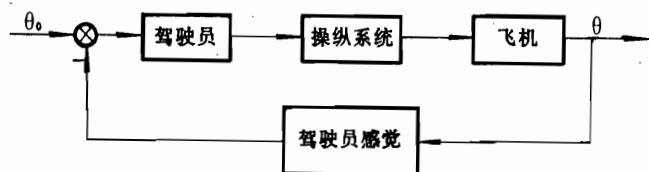


图 7.60 人-机回路闭环系统方块图

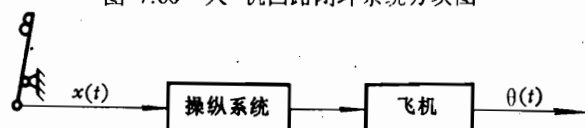


图 7.61 人-机回路开环系统方块图

如果在人-机回路中加入增稳装置,便形成图 7.62 所示的闭环系统,如果图中把操纵系统分成系统前段、助力器和系统后段,分别放在方块图的适当位置。这样更符合系统的实际情况。

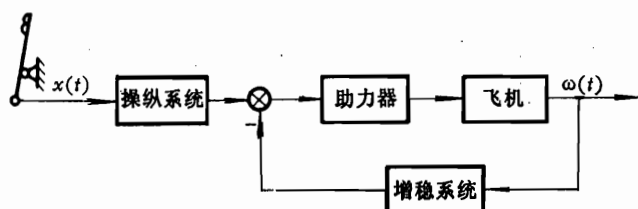


图 7.62 具有增稳装置闭环系统方块图

建立了飞机操纵系统的方块图后,即可根据方块图中每个环节的运动微分方程推导其传递函数,并填入相应的方框中。下面介绍一个典型飞机的操纵系统传递函数的推导方法。

图 7.63 为某机纵向操纵系统,含有调整片效应机构 1、载荷机构 2、力臂调节器 3、非线性机构 4、助力器 5 等部件。为了列出此系统的微分方程,必须将系统进行简化。现假设:

- (1) 飞机作匀速直线运动,不使用调整片效应机构,载荷机构可用刚度为 K_n 的弹簧代替。
- (2) 从驾驶杆到舵面,整个机械操纵线系是绝对刚性的。且是不可逆助力操纵。
- (3) 驾驶杆偏转不大,把力臂调节器和非线性机构脱离操纵线系。因此纵向操纵只有一个自由度。

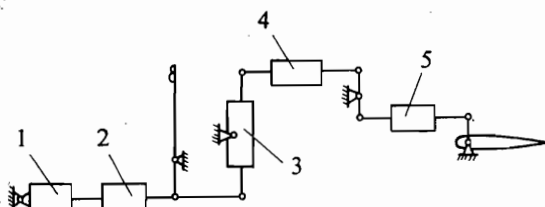


图 7.63 某机纵向操纵系统组成示意图

1—调整机构; 2—载荷机构; 3—力臂调节器;
4—非线性机构; 5—助力器。

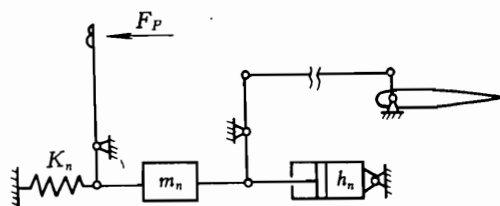


图 7.64 纵向操纵系统简化模型

根据以上假设,可将图 7.63 简化为图 7.64,并列出相应的微分方程:

$$m_n \frac{d^2 \delta_i}{dt^2} + h_n \frac{d\delta_i}{dt} + K_n \delta_i = F_p \quad (7.13)$$

式中 F_p ——驾驶杆上的作用力;

m_n ——纵向操纵系统的质量;

h_n ——纵向操纵系统的阻尼系数;

K_n ——弹簧刚度系数;

δ_i ——舵面偏转的位移。

因假设驾驶杆的位移极小，故可认为杆系中各点的位移以及舵偏角的位移和驾驶杆的位移相同，故上式成立，实际还应考虑传动比。

将式 (7.13) 进行拉氏变换得

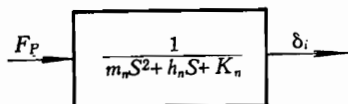
$$(m_n S^2 + h_n S + K_n) \delta_i = F_p \quad (7.14)$$

与方程式 (7.14) 相对应，可画出图 7.65 所示的飞机纵向操纵系统的方框图。

因此，飞机纵向操纵系统的传递函数具有如下形式：

$$\delta_i(S) / F_p(S) = A_0 / (S^2 + A_1 S + A_2) \quad (7.15)$$

式中 $A_0 = 1/m_n$; $A_1 = h_n/m_n$; $A_2 = K_n/m_n$ 。



传递函数 (7.15) 的参数与飞机的尺寸有关，可取下值：

图 7.65 飞机纵向操纵系统方框图

$$A_1 = 50 \sim 100; A_2 = 150 \sim 600$$

因此，对于轻型飞机：

$$\delta_i(S) / F_p(S) = A_0 / (S + 64)(S + 94)$$

对于重型飞机：

$$\delta_i(S) / F_p(S) = A_0 / (S + 3.2)(S + 37)$$

同样，根据有关参考资料，可获得飞机、增稳系统的传递函数，填入相应的方框中，从而得到整个系统的传递函数。

当系统输入正弦信号后，即可由计算机计算出频率响应，若输入阶跃信号，可获得系统的阶跃响应曲线，都可评定飞机操纵系统的动态品质。

附 录

典型环节非线性方程组 (7.8) 的求解 (供编制程序用)。

$$\begin{cases} (x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 + (z - z_0)^2 = R^2 \\ (x - x_1)^2 + (y - y_1)^2 + (z - z_1)^2 = l_1^2 \\ (x - x_0) \cos \alpha + (y - y_0) \cos \beta + (z - z_0) \cos \gamma = 0 \end{cases} \quad (7.8)$$

由上一组方程展开得

$$x^2 + y^2 + z^2 - 2xx_0 - 2yy_0 - 2zz_0 + x_0^2 + y_0^2 + z_0^2 = R^2 \quad (1)$$

$$x^2 + y^2 + z^2 - 2xx_1 - 2yy_1 - 2zz_1 + x_1^2 + y_1^2 + z_1^2 = l_1^2 \quad (2)$$

$$x \cos \alpha + y \cos \beta + z \cos \gamma - (x_0 \cos \alpha + y_0 \cos \beta + z_0 \cos \gamma) = 0 \quad (3)$$

令

$$x_0 \cos \alpha + y_0 \cos \beta + z_0 \cos \gamma = K_1$$

由式 (3)

$$x \cos \alpha + y \cos \beta + z \cos \gamma = K_1 \quad (4)$$

式 (1) - (2) 且令

$$K_2 = x_0^2 + y_0^2 + z_0^2 - x_1^2 - y_1^2 - z_1^2 + l_1^2 - R^2$$

则得 $2(x_1 - x_0)x + 2(y_1 - y_0)y + 2(z_1 - z_0)z + K_2 = 0$ (5)

由式(4), 若解 y , 应 $\cos\beta \neq 0$; 解 z , 应 $\cos\gamma \neq 0$; 若解 x , 应 $\cos\alpha \neq 0$.

现分三种情况考虑:

第一种情况 若 $\cos\alpha \neq 0$.

则由式(4) $x = -y\cos\beta/\cos\alpha - z\cos\gamma/\cos\alpha + K_1/\cos\alpha$ (6)

将 x 代入式(5), 并括出 y, z 得

$$[2(y_1 - y_0) - 2(x_1 - x_0)\cos\beta/\cos\alpha]y + [2(z_1 - z_0) - 2(x_1 - x_0)\cos\gamma/\cos\alpha]z + K_2 + 2K_1(x_1 - x_0)/\cos\alpha = 0$$

令 $K_3 = 2(y_1 - y_0) - 2(x_1 - x_0)\cos\beta/\cos\alpha$
 $K_4 = [2(z_1 - z_0) - 2(x_1 - x_0)\cos\gamma/\cos\alpha]/K_3$
 $K_5 = [K_2 + 2K_1(x_1 - x_0)/\cos\alpha]/K_3$

故 $y = -K_4z - K_5$ (7)

将 y 代入式(6)得

$$x = (K_4\cos\beta/\cos\alpha - \cos\gamma/\cos\alpha)z + (K_5\cos\beta + K_1)/\cos\alpha$$

令 $K_6 = (\cos\beta K_4 - \cos\gamma)/\cos\alpha$

$$K_7 = (K_5\cos\beta + K_1)/\cos\alpha$$

则 $x = K_6z + K_7$ (8)

将式(7)、(8)代入式(1)并展开, 且令

$$K_8 = K_6^2 + K_4^2 + 1$$

$$K_9 = 2K_6K_7 + 2K_4K_5 - 2K_6x_0 + 2K_4y_0 - 2z_0$$

$$K_{10} = K_7^2 + K_5^2 - 2x_0K_7 + 2K_5y_0 + x_0^2 + y_0^2 + z_0^2 - R_2$$

得 $K_8z^2 + K_9z + K_{10} = 0$

所以 $z = (-K_9 \pm \sqrt{K_9^2 - 4K_8K_{10}})/2K_8$

令 $K_{11} = \sqrt{K_9^2 - 4K_8K_{10}}$

则得 $\begin{cases} zz_1 = (-K_9 + K_{11})/2K_8 \\ zz_2 = (-K_9 - K_{11})/2K_8 \end{cases}$

将 zz_1, zz_2 分别代入式(7)、(8)中得到二组根:

$$\begin{cases} zz_1 = (-K_9 + K_{11})/2K_8 \\ yy_1 = -K_4zz_1 - K_5 \\ xx_1 = K_6zz_1 + K_7 \end{cases} \quad \begin{cases} zz_2 = (-K_9 - K_{11})/2K_8 \\ yy_2 = -K_4zz_2 - K_5 \\ xx_2 = K_6zz_2 + K_7 \end{cases}$$

第二种情况 若 $\cos\alpha = 0$, 而 $\cos\beta \neq 0$.

由式(4) $y = -(\cos\gamma/\cos\beta)z + K_1/\cos\beta$ (9)

将式 (9) 代入式 (5), 把 x 、 z 项合并, 并令

$$H_1 = 2(x_1 - x_0)$$

$$H_2 = [2(y_1 - y_0) \cos \gamma / \cos \beta - 2(z_1 - z_0)] / H_1$$

$$H_3 = -[K_2 + 2(y_1 - y_0) K_1 / \cos \beta] / H_1$$

得

$$x = H_2 z + H_3 \quad (10)$$

再令

$$H_4 = -\cos \gamma / \cos \beta$$

$$H_5 = K_1 / \cos \beta$$

代入式 (9) 得

$$y = H_4 z + H_5 \quad (11)$$

将 x 、 y 代入式 (1) 展开归并, 并令

$$H_6 = H_2^2 + H_4^2 + 1$$

$$H_7 = 2H_2H_3 + 2H_4H_5 - 2H_2x_0 - 2H_4y_0 - 2z_0$$

$$H_8 = H_3^2 + H_5^2 - 2H_3x_0 - 2H_5y_0 + x_0^2 + y_0^2 + z_0^2 - R^2$$

得

$$H_6 z^2 + H_7 z + H_8 = 0$$

解出 z 并代入式 (10)、(11) 中得出二组根:

$$\begin{cases} zz_1 = (-H_7 + \sqrt{H_7^2 - 4H_6H_8}) / 2H_6 \\ yy_1 = H_4zz_1 + H_5 \\ xx_1 = H_2zz_1 + H_3 \end{cases}$$

$$\begin{cases} zz_2 = (-H_7 - \sqrt{H_7^2 - 4H_6H_8}) / 2H_6 \\ yy_2 = H_4zz_2 + H_5 \\ xx_2 = H_2zz_2 + H_3 \end{cases}$$

第三种情况 若 $\cos \alpha = 0$, $\cos \beta = 0$, 而 $\cos \gamma = 1$ 代入式 (3)、(4) 得

$$z = z_0, K_1 = z_0$$

令

$$M_1 = 2(x_1 - x_0)$$

$$M_2 = -2(y_1 - y_0) / M_1$$

$$M_3 = -[2(z_1 - z_0)z_0 + K_2] / M_1$$

由式 (5)

$$x = M_2 y + M_3 \quad (12)$$

将 x 、 z 代入式 (1) 展开、归并, 并令

$$M_4 = M_2^2 + 1$$

$$M_5 = 2M_2M_3 - 2M_2x_0 - 2y_0$$

$$M_6 = M_3^2 - 2M_3x_0 + x_0^2 + y_0^2 - R^2$$

得

$$M_4 y^2 + M_5 y + M_6 = 0$$

解出 y 代入式(12)中解得二组根

$$\begin{cases} yy_1 = (-M_5 + \sqrt{M_5^2 - 4M_4M_6}) / 2M_4 \\ zz_1 = z_0 \\ xx_1 = M_2yy_1 + M_3 \end{cases}$$

$$\begin{cases} yy_2 = (-M_5 - \sqrt{M_5^2 - 4M_4M_6}) / 2M_4 \\ zz_2 = z_0 \\ xx_2 = M_2yy_2 + M_3 \end{cases}$$

第八章 疲劳、损伤容限设计

就世界范围来说, 50 年代以前的飞机, 基本是用静强度设计来保证飞机的安全。但随着飞机使用中出现的科学技术和科学技术的发展, 在 50 年代后期及整个 60 年代, 各国逐步采用以防止疲劳破坏的安全寿命思想设计飞机。到 70 年代又提出了以新的力学理论—断裂力学为基础的损伤容限设计思想。本章将简单介绍安全寿命的设计概念和设计方法, 并将简单介绍作为损伤容限设计理论指导的断裂力学有关的基本原理; 阐述损伤容限设计的基本概念和设计方法。

8.1 概 论

飞机结构设计思想的发展已在 1.5 节内作了阐明, 参考图 8.1。本章将讨论抗疲劳设计(简称疲劳设计)与损伤容限设计。

这两种设计概念既是有区别的, 又是有联系的。它们的设计原则之间既有不同点, 也有共同点。因此在介绍两种设计概念之前, 有必要对疲劳与断裂之间的联系作一很简单的介绍。

一、疲劳和断裂的联系

疲劳与断裂力学是固体力学中两个有联系的范畴。

疲劳研究至少已有 140 余年的历史。它是至今仍在研究、发展的一门学科。当结构在受到多次循环重复变化的载荷时, 可能发生疲劳形式的破坏。

断裂力学则是 70 年代迅速发展起来而达到高潮的一门新兴学科。由于各类结构物中的预存缺陷及其增长造成了大量断裂破坏事故, 从而加速了断裂力学的发展。同时它的发展对疲劳裂纹扩展规律的研究又起了促进作用。从疲劳—断裂过程的观察可以发现它们之间存在着一定的因果关系和连续性。

疲劳破坏一般有三个阶段(详见 8.2 节):

- (1) 微观裂纹萌生阶段;
- (2) 过渡阶段(微裂纹扩展是分散的);
- (3) 宏观裂纹扩展阶段。

图 8.2 以工程上直观的形式描述了疲劳和断裂关系的示意性过程。

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(无裂纹假设下);

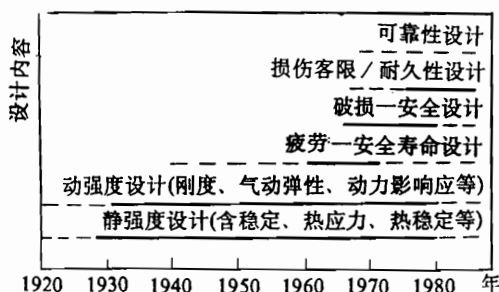


图 8.1 飞机结构设计思想的发展

a_1 ——对应疲劳寿命终节点的宏观可检裂纹;

a_2 ——对应外场使用中检测仪器手段所能测定的损伤尺寸;

a_0 ——对应断裂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 8.2 可见, 由疲劳源引发的疲劳-断裂全过程的总寿命应由裂纹形成寿命 N_1 和裂纹扩展寿命 N_2 两部分组成的。即

$$N_{\Sigma} = N_1 + N_2 \quad (8.1)$$

在按断裂力学设计的寿命估算中, 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

$$N_{\Sigma} = N_2 \quad (8.2)$$

要注意疲劳诱发裂纹 a_i 和损伤容限设计中的初始缺陷 a_0 是两个不同的体系, 不可把它们混同起来。 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。

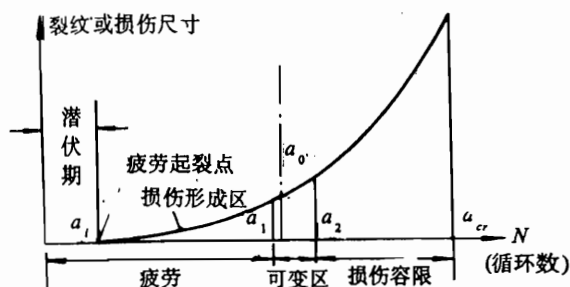


图 8.2 损伤尺寸与载荷循环数的关系

二、疲劳设计与断裂设计

疲劳设计(安全寿命设计)与断裂设计(损伤容限设计)是两种本质上不同的设计概念与方法, 是在不同意义上解决寿命问题。它们的主要区别在于:

疲劳设计是建立在无裂纹的基础上, 只考虑无裂纹(指可检裂纹)寿命, 而不考虑带裂纹寿命。为了提高疲劳强度, 可合理地有区别地选择材料(除满足静强度要求外, 还要有良好的抗疲劳性能); 适当控制应力水平; 通过细节设计改善结构的抗疲劳品质, 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。

断裂设计观点即损伤容限设计概念。它不考虑无裂纹寿命, 只考虑带裂纹寿命。并认为由初始裂纹到临界裂纹的裂纹扩展寿命即是总寿命, 因此对预存的或偶然的损伤更为安全。为此这种设计概念将引入同裂纹扩展速率相联系的控制周期, 控制裂纹扩展寿命和剩余强度。它的可靠性还可通过质量控制、无损检验和合理选材(要求材料断裂性能好, 如断裂韧度高、裂纹扩展速率慢等)来提高。

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, 所以不能确保安全。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、生产上强化质量控制等都被吸取到损伤容限设计和耐久性设计中。我国目前由于条件尚不成熟, 因此近期内主要按安全寿命原则来设计飞机, 但同时, 对危及飞机机体安全的主要结构, 采用损伤容限设计。表 8.1 对疲劳设计和断裂设计两种设计概念和方法进行了对比。

表 8.1 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_{an}, 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 毫米左右). (3) 理论 做为应力疲劳, 建立在 WOHLER 的 $\sigma-N$ 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 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.	(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^[5] 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^[5] 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.

8.2 疲劳设计

什么是疲劳? 简单说就是指结构在循环或交变应力下, 裂纹可能萌生并增长至临界尺寸而发生失稳断裂。这种因循环应力或交变应力而使材料抵抗裂纹扩展和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。现取最小载荷与最大载荷之比为载荷比 R :

$$R = \frac{P_{\min}}{P_{\max}} \quad (8.3)$$

则一般所指：循环载荷时 $R > 0$ ，即载荷不改变方向；交变载荷时 $R < 0$ ，即载荷在同一周期内改变方向一次。

疲劳破坏一般有以下特征：

(1) 疲劳破坏不是立刻发生，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的情况下，破坏就可能发生。

(3) 对于塑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) 疲劳破坏断口有某些特征（见后述）。

(5) 疲劳破坏常具局部性，因此改变局部设计，就可延长寿命。而在发现裂纹后，如更换损伤部分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，人们观察到了裂纹形成及扩展的微观过程，并对疲劳破坏的机理提出了不少解释和模型。但到目前为止，还不能说已有肯定答案，研究仍在继续中。下面我们介绍其中一种比较有说服力的模型。

疲劳断裂过程如图 8.3 所示，分成裂纹成核阶段、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、机械缺口等应力集中部位。

先讨论没有应力集中源的情况：在疲劳载荷作用下，在构件的表面上，由于在有利于滑移方向上反复滑移而产生了裂纹。构件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° 的方位上存在最大剪应力。当构件被加载时，由于最大剪应力的作用，在构件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，应该产生反方向的滑移，但由于前一次滑移的塑性变形产生了应变硬化，而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，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，在挤出和凹入处产生应力集中。在疲劳载荷作用下，多次的凸出、凹入处形成滑移带，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 8.4）。

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

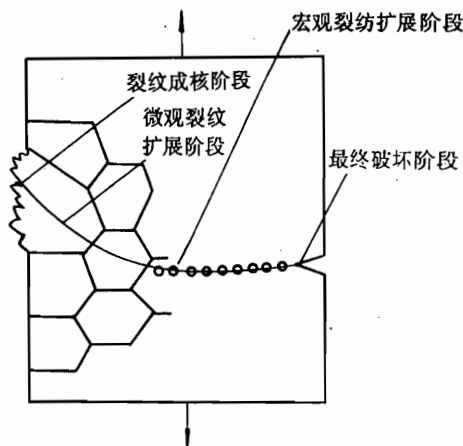


图 8.3 疲劳断裂过程示意图

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。

这一阶段裂纹是倾斜的,裂纹的量级为 $10^{-4} \sim 10^{-6} \text{mm}$ 。

2. 裂纹微观扩展阶段

利用滑移的模型,也不难解释疲劳裂纹扩展的机理,图 8.5 表明了疲劳裂纹的扩展过程。

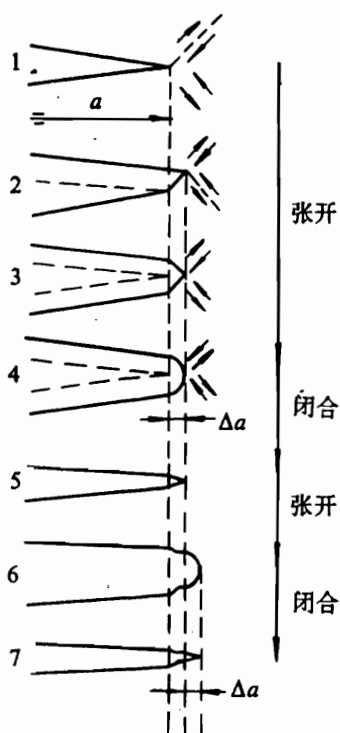


图 8.5 疲劳裂纹扩展的可能模型

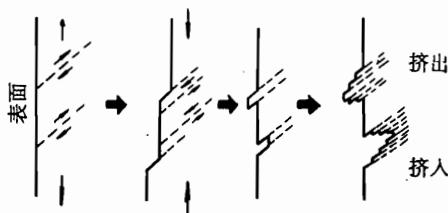


图 8.4 Wood 的疲劳裂纹萌生模型

在拉伸应力场中,裂纹尖端引起了应力集中(图 8.5 的 1, 2 中),裂纹上部材料在这里很容易沿最大剪应力方向滑移。由于这一滑移,裂纹张开并且扩展了。然后滑移沿另一平面发生(图 8.5 的 3)。载荷继续上升,由于应变硬化或氧化膜钝化,原来方向不再滑移,改在其它方向滑移,最后使裂端形状完全钝化(如图 8.5 的 4),裂纹也扩展了一个 Δa 。

裂纹尖端的塑性变形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,至少在裂纹顶端附近是如此,从而发生反向的塑性变形,使裂纹顶端闭合并重新尖锐,如图 8.5 的 5 所示。

裂纹周期地张开与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。

总起来讲,这一阶段裂纹扩展方向与应力轴成 45° , 然后逐渐向与应力轴垂直的方向过渡(图 8.3), 此时裂纹扩展速率极其缓慢,以 $(A^\circ / \text{循环})$ 来计算, $A^\circ = 10^{-5} \text{mm}$ 。

3. 裂纹宏观扩展阶段

宏观裂纹扩展阶段是从可见裂纹开始的裂纹扩展阶段,它是从微观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,一般以 $\mu\text{m} / \text{循环}$ 计,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。有人取 0.05mm 作为微观与宏观的分界线。通常认为从宏观裂纹扩展阶段开始(即出现可见裂纹时开始)属于断裂力学的范围。对于裂纹生成及微观裂纹扩展这两个阶段,断裂力学目前还无能为力。

必须用疲劳的方法来解决。

4. 最后断裂阶段

当裂纹扩展到足够大的尺寸 (a_{cr}) 时, 出现了裂纹的快速扩展, 构件发生断裂。

以上是软金属材料光滑试件的典型疲劳断裂过程, 对于高强度材料, 由于屈服强度高, 缺口敏感性以及内部夹杂多, 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, 而没有倾斜的微观裂纹扩展阶段。

与以上破坏模型相对应, 疲劳破坏的断口一般有以下特征, 它大致可分为三个区域 (图 8.6)。

(1) 疲劳源 即裂纹起始点。由于构件表面易滑移, 因此疲劳源一般发生在构件表面。

(2) 逐渐破坏区 该区是裂纹稳定扩展所造成的断裂表面, 其特征是表面呈光滑状。这是因为: 作为疲劳源的微裂纹在重复载荷下开始扩展, 扩展过程中已有裂纹的两个面, 时而压紧、时而分开而摩擦形成了光滑区域。在光滑区域中还有一条条疲劳弧线。微观的疲劳条纹如前所述是由每一次应力循环造成的塑性变形痕迹; 宏观可见疲劳弧线则是由于载荷谱变化留下的塑性变形痕迹。这些疲劳条纹是疲劳破坏所特有的断口特征, 对破坏原因的分析很有好处。(但对高强度钢这种条纹不很清楚)。

(3) 最后破断区 由于裂纹不断地扩展, 构件的剖面愈来愈弱, 剩余强度越来越小, 最后终于发生突然断裂, 此时断裂表面呈粗粒状。

了解疲劳破坏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。但应指出, 光滑区的大小与材料、受力情况等因素有关, 有时光滑区很小, 这会给分析判断带来一定困难。

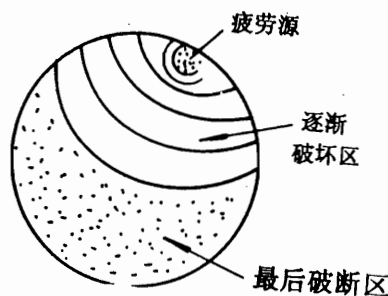


图 8.6 疲劳断口

二、安全寿命设计

安全寿命设计概念要求结构在规定的使用寿命期间不出现疲劳裂纹, 因此严格说安全寿命是指图 8.2 中裂纹起始前的潜伏期。

安全寿命设计的任务是: 利用数理统计方法, 通过设计、试验和分析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。因此这里所说的安全寿命是指带较高存活率的寿命, 即要考虑适当的疲劳分散系数。

飞机疲劳设计大致分为三个主要阶段: ①初步设计阶段; ②设计定型阶段; ③投入使用阶段。表 8.2 给出了这三个阶段的大致内容, 可供参考。需要说明该表除给出安全寿命设计内容外, 还包括了属破损安全设计的有关内容 (用 () 示出), 或含破损安全的设计内容 (用 * 示出)。

下面我们主要就新机初步设计阶段的疲劳设计工作做一简单介绍。

从表上所列工作内容可知, 在初步设计阶段, 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), 只是那时只需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:编制载荷谱和初步估算结构危险部位的寿命。在进行寿命估算前应先确定结构危险部位;估算出结构各个危险部位的安全寿命;在这些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,确定结构危险部位有一个反复的筛选过程,在初步设计阶段可通过对结构材料的疲劳分析、结构连接型式分析、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,多选择一些结构危险部位来估算其寿命。

表 8.2 飞机疲劳设计内容

阶 段	工 作 内 容
初步设计阶段: 方案论证 总体布局及细节设计	(确定结构形式及破损安全特性)
	* 确定连接方式
	* 进行细节设计
	* 选材料
	* 确定表面处理方法
	* 选用生产工艺规程
	考虑疲劳强度规范要求
	估计疲劳环境(编制载荷谱等)
	考虑结构动响应特性
	估算疲劳特性
	估算疲劳寿命
	(计算裂纹扩展速率)
	(计算破损安全强度)
	进行零部件疲劳试验,以便作设计研究
	校核寿命估算,给出暂定寿命
设计定型阶段: 原型机制造后的试飞及全机试验	通过全尺寸试验保证飞机有良好的疲劳特性
	* (给出使用寿命)
	修改结构
投入使用阶段	* 拟定使用中检修条例
	* 使用载荷及寿命耗损监控

图 8.7 为疲劳寿命估算框图。下面我们将对一些有关问题进行阐述。

1. 根据实测统计或规范确定飞机的疲劳载荷谱和简化的试验谱

(1) 疲劳载荷一般用五个参数表示 $P_{\max}$ 、 $P_{\min}$ 、 P_m 、 P_a 和 R 。

对循环载荷,代数值较大的一个极值叫最大载荷 $P_{\max}$,代数值较小的叫最小载荷 $P_{\min}$ 。它们的平均值叫平均载荷 P_m 。

$$P_m = \frac{P_{\max} + P_{\min}}{2} \quad (8.4)$$

两个峰值之间的差值叫载荷范围 P_r , P_r 的一半称之为载荷幅值 P_a 。

$$P_a = \frac{P_{\max} - P_{\min}}{2} = \frac{P_r}{2} \quad (8.5)$$

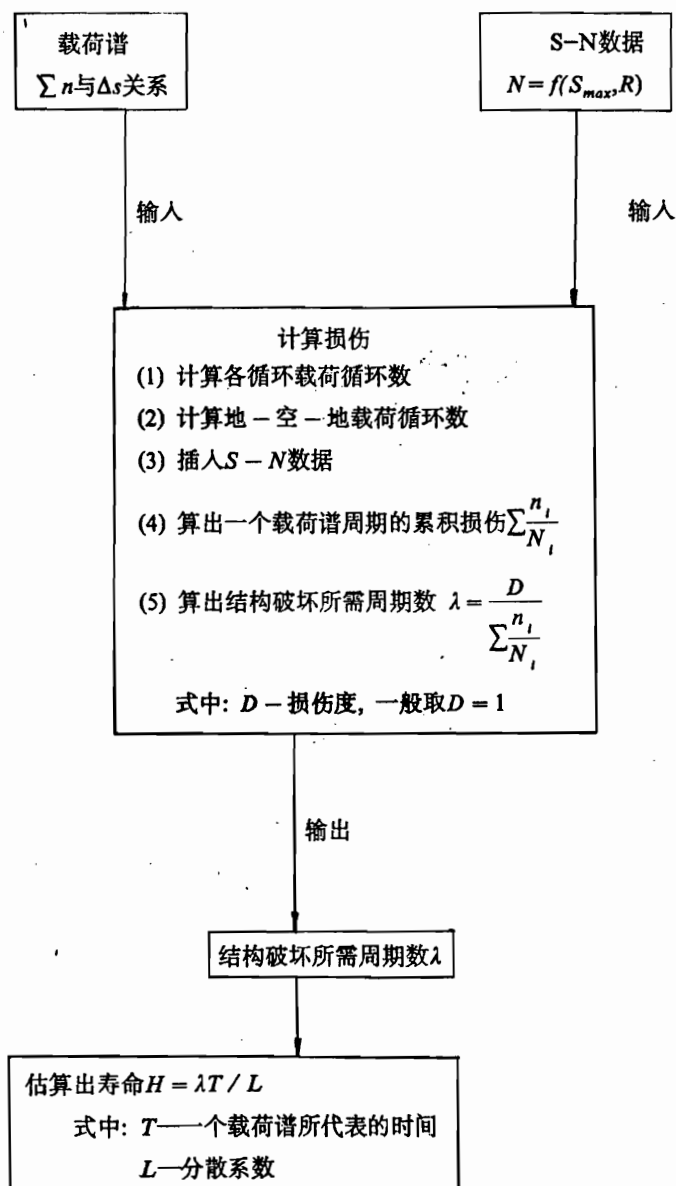


图 8.7 疲劳寿命估算框图

R 为载荷比 ($P_{\min} / P_{\max}$) 见式 (8.3), 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 8.8)。

疲劳载荷通常可分为等幅载荷、变幅载荷、随机载荷三种。图 8.8 中 (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

小和出现都是随机分布的 (图 8.8 (d))。

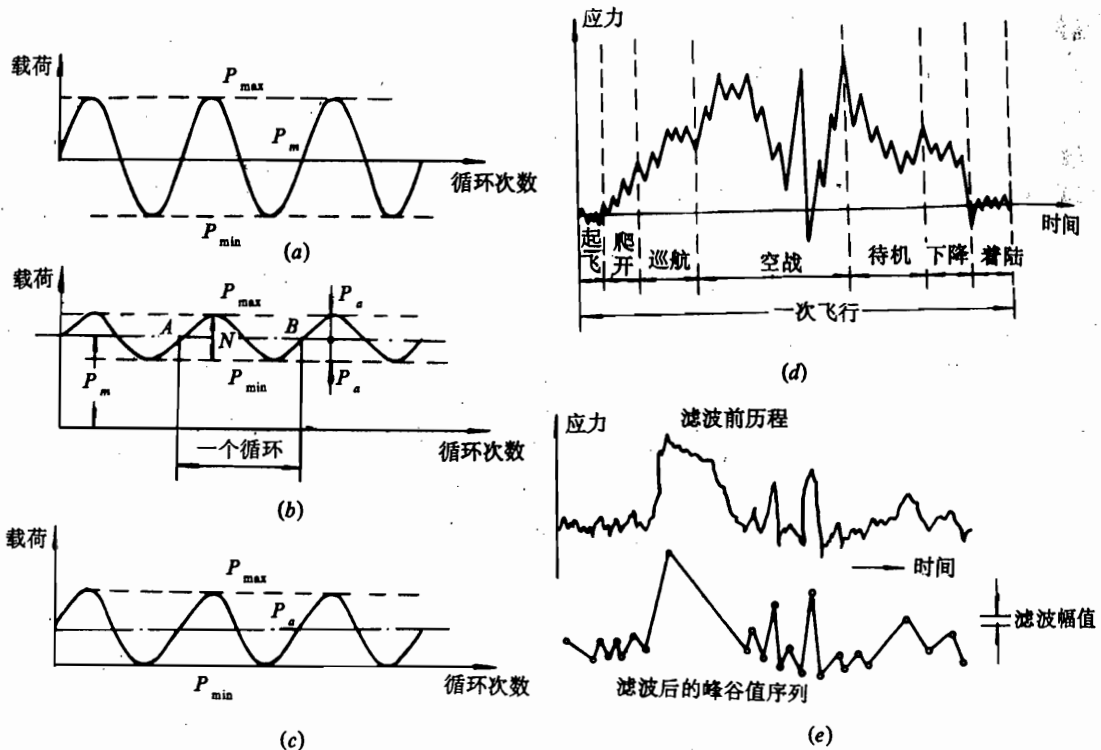


图 8.8 疲劳载荷图

(a) $R = -1$; (b) R 为任意值; (c) $R = 0$;

(d) 随机载荷; (e) 应力时间历程曲线。

(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, 比较主要的有以下几种:

(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。

(ii) 机动载荷: 飞机作各种机动飞行, 继而再恢复平直飞行, 这样结构上所受载荷将发生反复变化, 这种重复载荷叫机动重复载荷。

(iii) 地-空-地载荷: 这是指从代数数值最小的载荷 (一般发生在地面) 上升到最大代数数值载荷 (空中) 再回到最小载荷这样的重复载荷。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。由试验研究发现, 这种载荷对飞机寿命有很大影响。

(iv) 着陆撞击载荷: 起落架着陆撞击地面时, 地面对飞机施加的多次重复载荷。

(v) 地面滑行载荷: 由于跑道不可能绝对光滑, 因此飞机滑行时将由颠簸引起重复载荷。

其它还有如气密座舱的增压载荷; 还有尾翼抖振、操纵面运动、发动机噪音等也会引起疲劳载荷。各种疲劳载荷对各部分结构的影响不同。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有很大影响。一般说, 对战斗机主要考虑机动载荷和地-空-地载荷; 对于运输机, 主要考虑突风载荷和地-空-地载荷。

(3) 疲劳载荷谱。飞机的疲劳载荷可以在飞行中实测获得。在飞行中实测得到的各种载荷大小和次数的记录称为载荷-时间历程。

疲劳载荷谱是根据大量实测的载荷历程，经过统计分析和简化得到的。对于各别飞机的某次飞行，载荷历程是随机的，带有不确定性。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中各种载荷水平和它出现的次数（但无排列顺序）。如表 8.3 即为某歼击机 100 飞行小时的机动载荷谱。

表 8.3 某歼击机 100 飞行小时的机动载荷谱

级别	最大过载(g)	最小过载(g)	出现次数
1	2.5	0.8	1 370
2	3.5	0.6	1 040
3	4.5	0.25	304
4	6.0	-0.4	20
5	7.0	-1.0	2
6	8.0	-1.5	0.2

(4) 应力谱。一旦建立了载荷谱就可以转成应力谱，图 8.9 就是用曲线表示的由载荷谱转换来的应力谱。结构受力后如在弹性范围内，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。

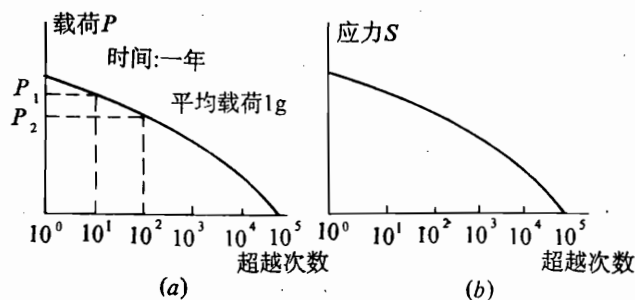


图 8.9 计算的超越曲线

(a) 用超越曲线表示的载荷谱(P 为载荷幅值，意即 P_1 超过 P_2 的共有 10^2 次)；

(b) 相应的应力谱。

疲劳应力与疲劳载荷相似有五个参数： $S_{\max}$ 、 $S_{\min}$ 、 S_m 、 S_a 、 R 。

但在确定应力谱时要考虑两个影响比较大的问题：一是载荷顺序问题；一是高低载荷截除问题。因为疲劳、断裂的计算和试验中常采用一种载荷程序块，它由按一定顺序排列的不同幅值的等幅循环所组成（如图 8.10）。计算和试验时就不断重复程序块。每块中各级应力循环次数多，程序块就大；反之程序块就小。程序块越小时越接近

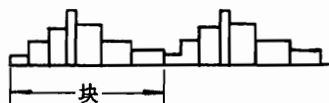


图 8.10 载荷程序块

随机情况，但计算和试验也随之复杂。一般恰当的程序块大小是取最高应力幅 $(S_a)_{\max}$ 在每一程序块中发生一次的那个程序块。显然在把各种幅值的载荷组合成程序块时，就有排列程序问题，例如是小载荷在前、还是大载荷在前，因为试验发现载荷顺序对裂纹的扩展和寿命都有影响。另外就是在编制程序块时应把统计中次数发生很少的高应力和次数虽很多但幅值太低的低应力（此种低应力对疲劳损伤影响极微）予以截除，这样可以节省试验和计算的时间又可保证安全。

2. S-N 曲线

为了估算安全寿命，需利用 S-N 曲线。它由试验得到。传统的疲劳试验是做标准光滑试件的 S-N 曲线。S 代表循环应力的幅值 S_a 、N 代表到断裂时的周数。通常在一定频率、恒振幅和一定的载荷比 R 下进行试验，找出断裂时的疲劳总循环周数。图 8.11 所示即为某种 S-N 曲线。从图中可见循环周数 N 随 S 下降而增加。当 S 下降至某一值时，周期 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 为 10^7 或 10^7 以上对应的 S_a 作为材料的疲劳极限（条件疲劳极限）。

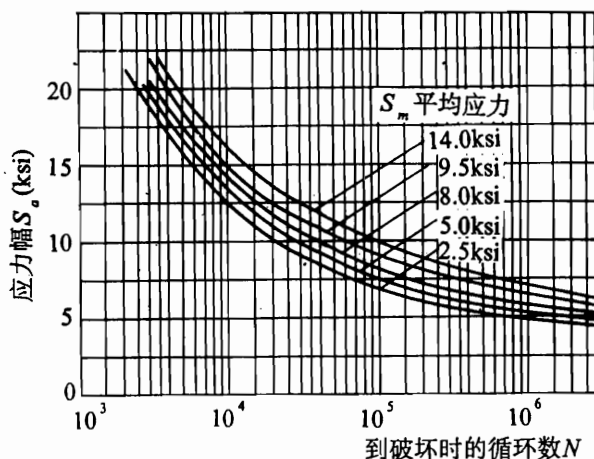


图 8.11 2024-T3 铝合金在 $K=4.0$ 时的 S-N 曲线

(1ksi $\approx$ 6.895MPa)

疲劳极限与静强度极限大致有以下关系。如对普通钢材 $S_{-1} (\sigma_{-1}) \approx 0.35 \sim 0.6 \sigma_b$ ，高强度铝合金 $S_{-1} \approx 0.3 \sim 0.4 \sigma_b$ ，其他铝合金 $S_{-1} \approx 0.4 \sim 0.6 \sigma_b$ （以上指光滑试件）。因为材料、热处理、表面处理、应力集中系数、加载方式不同时，S-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 S-N 曲线。然而实际上往往不可能对各个实际零部件做那么多条 S-N 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结构的 S-N 曲线进行修正得到设计用的 S-N 曲线。或者根据有关的缺口试样的疲劳试验数据，进行插值得到所需应力谱的 S-N 曲线。有时由于条件限制，那么也可以用标准试件的 S-N 曲线，但标准试件与实际零部件的材料、品种、热处理、表面处理、应力集中系数、缺口形式及应力比 R 、平均应力 S_m 和载荷方式等尽可能相同。

3. 疲劳寿命估算

知道了零部件的疲劳载荷谱和 S-N 曲线，就可根据累积损伤理论估算疲劳寿命。累积损伤理论是变应力下估算结构寿命的关键。累积损伤理论有很多种，工程上常用的为线性累积损伤理论——Miner 法则（见图 8.7）。

Miner 法则假定结构在循环加载应力为一系列应力幅值 $S_1, S_2, \dots$ 的疲劳载荷作用下

各级载荷产生的损伤可用 n_i / N_i 计算；并设想总损伤可由它们线性叠加而得。当累积的总损伤达到某一常值 D 时，结构就发生破坏。即可用下式表示：

$$\lambda \left(\sum \frac{n_i}{N_i} \right) = D \quad (8.6)$$

式中 n_i ——第 i 个应力水平作用下的循环数，取自应力谱；

N_i ——第 i 个应力水平作用下材料或构件的破坏循环数，取自 $S-N$ 曲线；

D ——损伤度，一般可取 $D=1$ ；有资料介绍，对某些典型复杂结构，如机翼，也有取 $D=1.5$ 。

$\left(\sum \frac{n_i}{N_i} \right)$ ——一个载荷谱周期（即一个程序块）所造成的损伤；

λ ——周期数。

由上式可得

$$\lambda = \frac{D}{\sum \frac{n_i}{N_i}} \quad (8.7)$$

由此便可求出疲劳寿命 H （飞行小时）：

$$H = \frac{\lambda \cdot T}{L} \quad (8.8)$$

式中 T ——载荷谱周期，即一个载荷谱块所代表的时间（飞行小时）；

L ——设计疲劳分散系数。

要说明的是 Miner 理论没有考虑应力间的相互作用，并认为低于疲劳极限的应力不产生损伤，计算寿命偏高；但在某些情况下也会出现寿命计算值低于试验值的情况。但实践表明了它的实用性和多方面适应性；计算结果有一定的可靠性，在初始设计阶段，用以估计疲劳寿命是一个有力的工具。

疲劳分散系数 L 是由于考虑到疲劳试验固有的分散性以及飞机服役中所经受的使用载荷谱有可能比设计使用载荷谱更严重以及实验室条件与实际环境的差异等原因而引入的一个参数，它是飞机疲劳设计中考虑可靠性的一种因素。一般来说，分散系数越大，可靠性也就越高，反之亦然。疲劳寿命分散系数受很多因素影响，此处不作详细介绍。它一般取 6.0~4.0，最常用的为 4.0，（也有资料介绍，设计计算用时可取 6.0 为参考数值；而试验结果用 4.0~2.0）。

4. 提高结构疲劳强度应遵循的一些准则

结构的安全寿命与结构的设计有很大关系，即与选材、应力水平、结构布置、细节设计、加工工艺等均有关，为此提出一些可提高结构疲劳强度的设计准则。

(1) 合理地、有区别地选择结构中有关部分的材料。既要满足静强度要求，又应具有良好的抗疲劳性能。如高强度合金钢由于其强度高，在飞机结构中常常采用，但高强度合金钢的切口敏感性往往也高，这对疲劳强度是不利的，在重复载荷严重的地方就要注意这个问题。又如高强度铝锌合金（如我国的 LC4、美国的 7075、苏联的 B95）的静拉伸强度比铝铜合金（如我国的 LY12、美国的 2024、苏联的 Д16）一般约高 20% 左右，但高强度铝合金的疲劳性能却较差。因此，在机翼的下蒙皮和下壁板（含长桁）、机身气密舱蒙皮及其上长桁条以及尾面结构的受拉区中，就常采用硬铝合金（铝铜合金）或改进疲劳特性的新高强

度铝合金，而避免采用老的铝锌合金材料。至于结构受压区如机翼上表面的构件，疲劳强度对它们往往不是决定性的，此时可选用高强度铝锌合金，使结构尽可能轻一些。

(2) 适当控制应力水平。实践证明，在较低的循环应力作用下，结构不容易产生疲劳裂纹，为此宜将应力水平控制在一定数值内。至于结构各部位的应力水平究竟控制在什么范围内比较合适，这要根据试验和以往的经验来确定。对现代飞机，气密座舱的环向应力水平一般控制在 $(8 \sim 10) \times 10^7 \text{Pa}$ 的范围比较合适。又如对运输机的受剪腹板常规定不允许在 $1.3g$ 以下出现屈曲，其主要原因是在正常飞行中腹板就发生屈曲可能促使腹板较早地出现疲劳裂纹。

(3) 构件的高局部应力是引起疲劳破坏的重要因素，此时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，甚至达 $10 \sim 100$ 倍。这类工作在结构设计中是大量的。以下几点：

(i) 避免构件的形状和横截面急剧变化。

应尽可能逐渐过渡，或用较大的圆弧光滑连接。图 8.12 为某机接头，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。

(ii) 从改进疲劳特性这一角度看，结构应尽量少开口、开小口，在受拉表面上最好不开口。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的开口，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 8.13）。另外开口位置要尽可能选在低应力区。

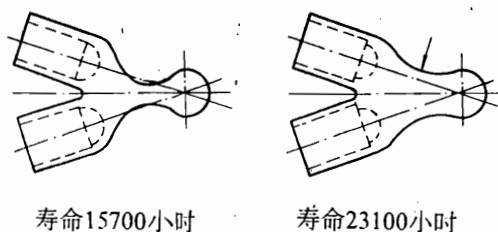


图 8.12 YS-11 机的接头设计更改

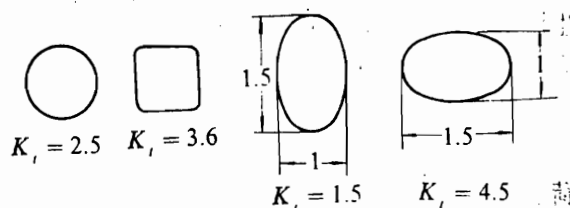
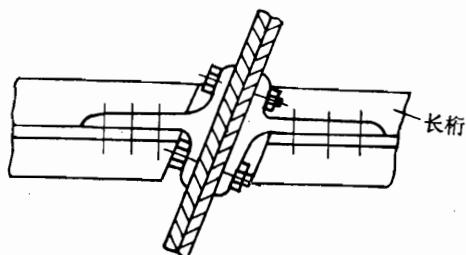
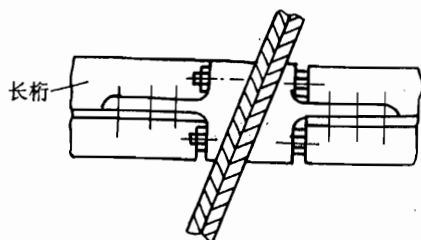


图 8.13 机身气密座舱窗口开口形状比较



(a) 由于螺栓布置不好引起附加弯曲



(b) 无附加弯曲

图 8.14 长桁连接接头

(iii) 尽量采用对称结构，避免结构传递载荷时偏心而引起附加弯矩。如图 8.14 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。

(iv) 铆钉孔、螺栓孔及焊缝等都是产生应力集中的地方，在这些部位可采取局部补强的办法，如适当加大厚度以减小局部应力。图 8.15 中某飞机的机翼壁板在连接处加大厚度后（由 2.0 加大到 3.96mm）寿命增加了 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，故装配后应注意堵塞工艺孔。

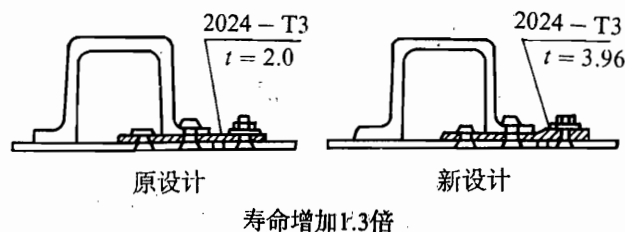


图 8.15 某飞机主翼结构连接处更改

(v) 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。

(4) 重要连接接头的细节设计。飞机结构中连接件所占的比重很大，而疲劳破坏又经常出现在连接部位出现，所以连接件的抗疲劳设计是结构疲劳设计的重要环节。目前在这方面已积累了丰富，具体的经验，在此列举几点：

(i) 实验证明，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。

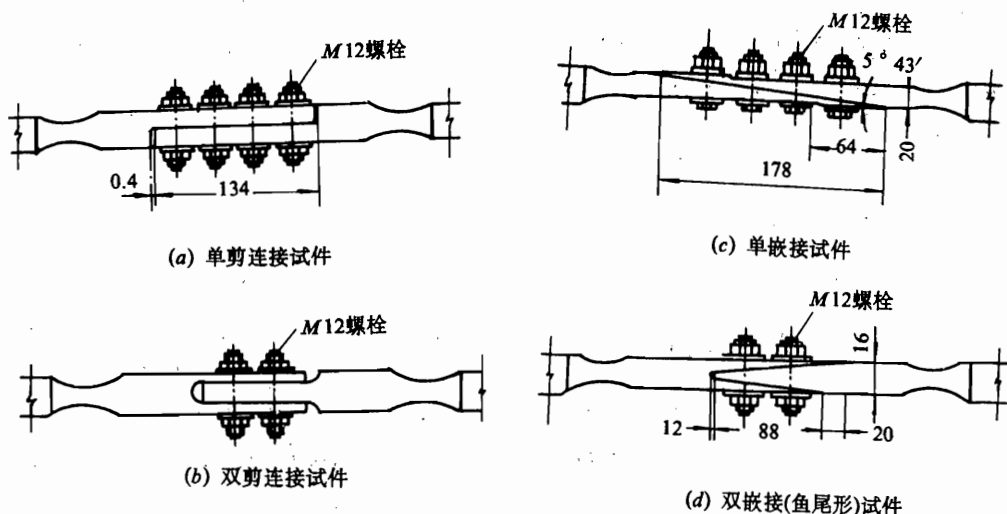


图 8.16 几种连接实例

(ii) 接头设计时应尽量避免偏心。图 8.16 中有四种连接形式，它们的疲劳寿命见表

8.4. 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。

表 8.4

连接形式	疲劳寿命	
	载荷 $72\,500 \pm 24\,100\text{N}$	载荷 $72\,500 \pm 48\,500\text{N}$
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)	> 26 000 000	> 418 000

在弹性范围内, 各连接螺栓载荷分配不均, 靠两端头处的螺栓承载最大 (如图 8.17 所示), 疲劳源一般由此产生, 设计时要设法解决。

(iii) 传剪连接件设计。可在螺栓上加预紧力, 把内、外连接件压紧, 通过压紧表面间的摩擦力来传递载荷, 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。但要保证在外载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。另外螺栓间距要小, 以能使整个接触面都被压紧。

(iv) 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。

(v) 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 $\delta < 0.5\text{mm}$ 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 8.18)。

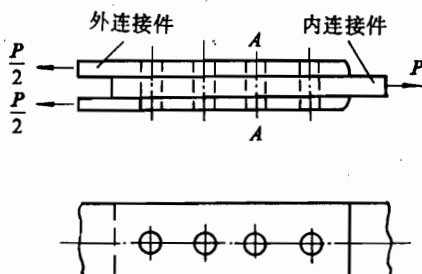


图 8.17 接头方案

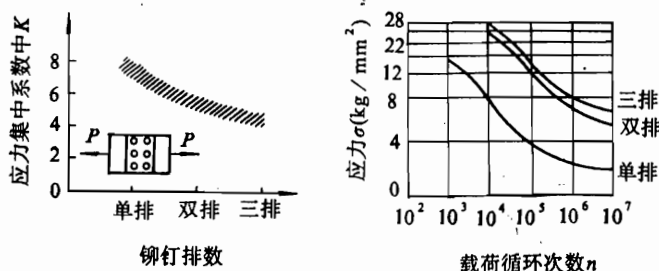


图 8.18 合理选择铆钉排列实例

($\text{kg}/\text{mm}^2 \approx 10^7\text{Pa}$)

(5) 对结构进行刚度控制。这里略作介绍。

(i) 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 1.8mm 厚的蒙皮 (2024 材料), 使用中经常出现裂纹, 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 2mm, 外层厚 1.8mm) 胶接而成, 增加了与骨架连接处的刚度, 改善了疲劳性能。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钣, 不管静强度是否需要都应该加强它们的刚度。

(ii) 在适当条件下, 减小刚度会减少外载, 因而提高抗疲劳的特性。图 8.19 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 3 525 次加载后破坏。更改设计减小了支架刚度后, 试验到 10 500 次尚未破坏。

总的说在结构设计时应注意刚度及变形的协调、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, 此处不再详述。

(6) 改善和控制零构件的表面质量, 改善零件表面抗疲劳性能。疲劳裂纹常常从表面开始, 因此提高表面质量、表面光洁度和消除容易使表面产生疲劳裂纹的因素将大大提高其疲劳性能。在设计中应推广采用有利于疲劳强度的表面强化工艺, 如喷丸、辗压、滚压、挤压、表面硬化 (如渗碳、渗氮、氰化和表面高频淬火) 等等。其次构件之间紧贴的表面间不允许相互滑移以免擦伤。无法避免时应采取相应措施, 如在缘条、长桁与蒙皮间可采用垫铝箔或塑料带 (如加 0.4mm 的塑料薄膜带) 或加涂层等来避免擦伤。

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 8.1 节介绍的那样, 安全寿命设计有以下缺点: 一是用 $S-N$ 曲线的疲劳试验估算疲劳寿命混淆了裂纹萌生阶段和扩展阶段, 以至弄不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的和感兴趣的。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_1 , 则在结构不存在缺陷的假设条件下, 重复循环应力越小, N_1 占总寿命的比例就越大; 材料金相组织细密, 屈服限高, N_1 的比例也高。但对一般工程结构来说, 实际上缺陷 (如材料斑点、划痕、焊裂等) 的存在是不可避免的, (这正是断裂力学的出发点), 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, 这就是第二个问题, 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相当大的比例。因此在我国规范中规定, 即使考虑到“目前按损伤容限设计飞机的条件尚不成熟, 但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安全可靠; 同时还提出“飞机结构的使用寿命通常由裂纹形成寿命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”。可见“引入损伤容限设计和耐久性设计技术是发展方向, 特别

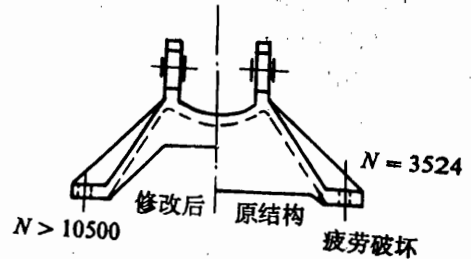


图 8.19 改变构件的刚度分布
提高疲劳性能实例

是损伤容限设计技术势在必行”，为此在下面两节中我们将对断裂力学的基本原理和损伤容限设计的基本概念和方法作一简单介绍。

8.3 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坏导致了断裂力学的发展。

图 8.20 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 8.20 (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 8.20 (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：

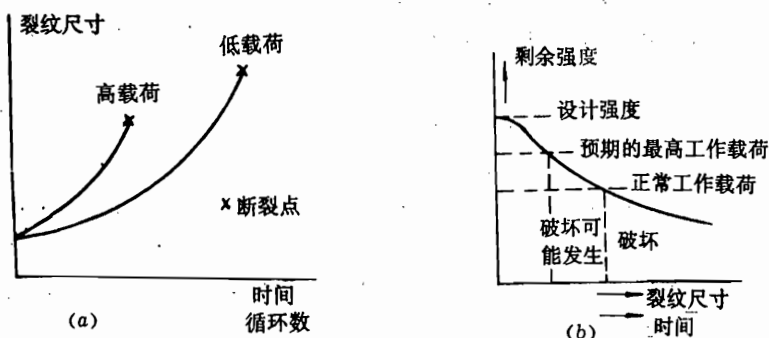


图 8.20 工程问题

(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观点出发，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

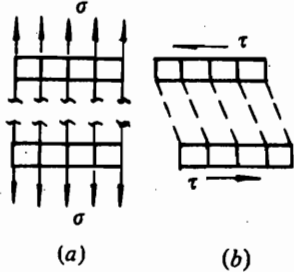
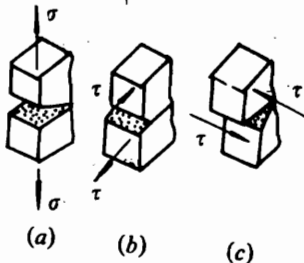
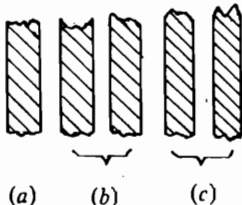
内部的裂纹大小和构件工作应力以及材料抵抗断裂的能力（如断裂韧性）定量地联系起来。

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三种观点（表 8.5）。

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。

表 8.5 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) (b)	(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) (b) (c)	(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) (b) (c)	(a) 平断口，断面无(或很小)收缩。 (b) 混合断口，表面区倾斜，内部齐平。 (c) 斜断口或 V 型断口，断面有收缩。

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 LY-12、LC-4;钛合金: TC1、TC3、TC4;合金钢 30CrMnSiNi2A、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,亦可用于衡量材料质量的优劣。另外从图 8.20 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 8.21)

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,板假设为无限大,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 $dxdy$,则它的应力如下:

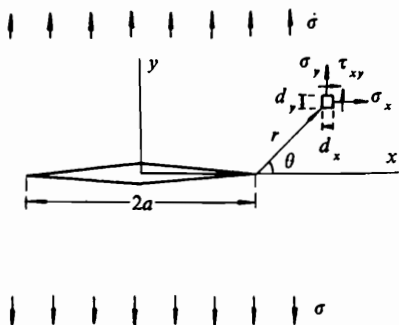


图 8.21 无限大板中的一条裂纹

$$\sigma_x = \sigma \sqrt{\frac{a}{2r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \quad (= \sigma_{xx})$$

$$\sigma_y = \sigma \sqrt{\frac{a}{2r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right] \quad (= \sigma_{yy})$$

$$\tau_{xy} = \sigma \sqrt{\frac{a}{2r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \quad (= \sigma_{xy})$$

$$\sigma_z = 0 \quad (\text{平面应力状态})$$

(8.9)

$$\sigma_z = \nu (\sigma_x + \sigma_y) \quad (\varepsilon_z = 0, \text{平面应变状态})$$

从式 (8.9) 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 $\theta = 0^\circ$ 时, 应力 σ_y 的分布与 r 的函数关系如图 8.22 所示。当 $r \rightarrow 0$ 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。

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 (9.9) 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 (9.9) 略去了一些高次项, 这样简化在裂尖附近有足够准确, 而在距裂尖很远处, 就应考虑更多的项。

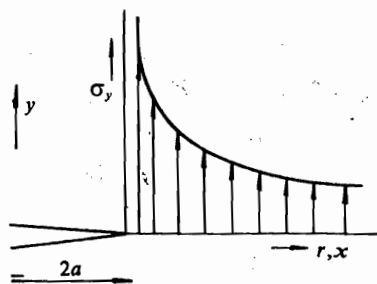


图 8.22 裂纹尖端附近的弹性应力 $\sigma_y(\theta = 0^\circ)$

式 (9.9) 可以改写为一般形式

$$\sigma_{ij} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}(\theta) \quad (i, j = x, y) \quad K_I = \sigma\sqrt{\pi a} \quad (8.10)$$

式中 K_I 为 I 型应力强度因子;

$f_{ij}(\theta)$ 称为应力的角分布函数。

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

$$\sigma_{ij} = K_{II} \left(\frac{g_{ij}(\theta)}{\sqrt{2\pi r}} \right) \quad (i, j = x, y) \quad (8.11)$$

$$K_{II} = \tau\sqrt{\pi a} \quad (\tau \text{ 为平面内剪应力})$$

而 III 型的应力 τ_{xz} 、 τ_{yz} 的表达式为

$$\tau_{ij} = K_{III} \left(\frac{h_{ij}(\theta)}{\sqrt{2\pi r}} \right) \quad (i = x, y, j = z)$$

$$K_{III} = \tau\sqrt{\pi a} \quad (\tau \text{ 在 } yz \text{ 平面内}) \quad (8.12)$$

K_{II} 、 K_{III} 分别为 II 型、III 型裂纹的应力强度因子。

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 (8.10~8.12) 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_I 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 $K_I = \sigma\sqrt{\pi a}$, 而对有限尺寸平板, 则应引进修正系数:

$$K_I = \sigma\sqrt{\pi a} \cdot a_1 = \sigma\sqrt{\pi a} f\left(\frac{a}{W}\right); \quad (8.13)$$

$$f\left(\frac{a}{w}\right) = \sqrt{\sec \frac{\pi a}{w}} \quad (\text{修正系数})$$

当 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 8.23) 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

$$a_{eff} = a + R_p \quad (8.14)$$

R_p 为沿裂纹区扩展方向的塑性区尺寸 (见图 8.23)。它可由假设裂纹前 r 等于 R_p 处 y 向的拉应力 σ_y 刚好等于屈服应力来计算。屈服强度对于平面应力状态和平面应变状态 (由 Mises 屈服准则求) 是不同的。欧文建议近似可按下式取:

$$\begin{cases} R_p = \left(\frac{K_I}{\sigma_s}\right)^2 \frac{1}{2\pi} & (\text{平面应力状态}) \\ R_p = \left(\frac{K_I}{\sigma_s}\right)^2 \frac{1}{6\pi} & (\text{平面应变状态}) \end{cases} \quad (8.15)$$

式中 σ_s 为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:

$$K'_I = \sigma \sqrt{\pi a_{eff}} = \sigma \sqrt{\pi (a + R_p)} = \sigma \sqrt{\pi a + c (K'_I / \sigma_s)^2} \quad (8.16)$$

$$K'_I = \frac{K_I}{\sqrt{1 - c (\sigma / \sigma_s)^2}} \quad (8.17)$$

式中 $c = \frac{1}{2}$ (平面应力状态); $c = \frac{1}{6}$ (平面应变状态)。从式 (8.17) 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

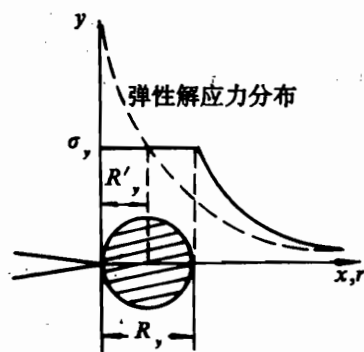


图 8.23 塑性区尺寸的近似估计

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性、能量释放率之间的关系

(1) 应力强度因子和断裂韧性。在“2”中我们已阐述了有关应力强度因子 K 的概念。由式 (8.10) 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_{Ic} 。试验还表明 K_{Ic} 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_{Ic} 。

要注意的是 K_I 与 K_{Ic} 两者的计算公式相同

$$K_{Ic} = \sigma_c \sqrt{\pi a} \quad (8.18)$$

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

$$K_I = Y \sigma \sqrt{a} \quad (8.19)$$

其中 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, $Y = \sqrt{\pi}$ 。而断裂韧性(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_{Ic} 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_{Ic} 由试验测得。试验表明,只有试样足够厚时, K_{Ic} 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_{Ic} 的单位均为百万年顿·米^{-3/2} (MN·m^{-3/2}) 或 (MPa√m)。

与式 (8.18) 相对应,裂纹失稳扩展的临界应力可由式 (8.18) 导出:

$$\sigma_c = \frac{K_{Ic}}{\sqrt{\pi a}} \quad (\text{对无限大板}) \quad (8.20)$$

若经塑性修正,则

$$\sigma'_c = \frac{K_{Ic}}{\sqrt{\pi a + c (K_{Ic} / \sigma_s)^2}} \quad (8.21)$$

对有限尺寸板,则还应引入修正系数 a_1

$$\sigma'_c = \frac{K_{Ic}}{\sqrt{\pi a_1^2 + c (K_{Ic} / \sigma_s)^2}} \quad (8.22)$$

(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

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

而能为 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，

$$R = 2\Gamma + U_p \quad (8.23)$$

R 就是裂纹扩展的阻力。

要使裂纹扩展，必需提供动力，令 G_I 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 $G_I \geq R$ 。

我们以一个两端固定（恒位移）的无限大平板为例来说明 G_I 的物理意义。图 8.24 所示平板，含 $2a$ 长的中心穿透裂纹，其载荷—位移曲线如图 8.24 (b) 所示。平板中贮藏的

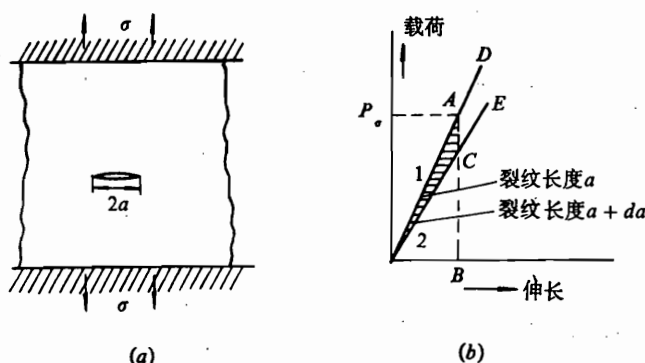


图 8.24 固定边界的裂纹扩展
(a) 端头固定的带裂纹平板; (b) 弹性能。

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

$$G = R \quad (8.24)$$

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_{Ic} 表示。 G_{Ic} 越大，就表示裂纹失稳扩展需要更大的能量。它与 K_{Ic} 之间存在着某种关系。用线性弹性理论可以证明：

$$G_I = \frac{K_I^2}{E'} \quad \begin{matrix} \text{(平面应力)} \\ E' = \begin{cases} E \\ E / (1 - \nu^2) \end{cases} \quad \text{(平面应变)} \end{matrix} \quad (8.25)$$

$$G_{Ic} = \frac{K_{Ic}^2}{E} \quad \text{(平面应力)} \quad (8.26)$$

$$G_{Ic} = \frac{1 - \nu^2}{E} K_{Ic}^2 \quad \text{(平面应变)}$$

对于 II 型、III 型裂纹，同样存在相应关系

$$G_{II} = K_{II}^2 (1 - \nu^2) / E; \quad G_{III} = K_{III}^2 (1 + \nu) / E \quad (8.27)$$

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

$$K \geq K_{cr} \quad (8.28)$$

即当 $K \geq K_{cr}$ 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_{cr} 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_{cr} 值达到极小值，以后尺寸、厚度再增加， K_{cr} 仍维持此极小值，此极小值用符号 K_{Ic} 代表，因此 I 型裂纹保守的判据为

$$K_I \geq K_{Ic} \quad (8.29)$$

它比较符合平面应变情况。实验证实式 (8.29) 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 (8.29) 判据。

在已有 K_{Ic} 测试值时由判据 (8.29) 和式 (8.18) 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_{cr} ；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 8.25，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；在裂纹扩展的同时可以不断增加应力。这种裂纹扩展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 8.25)。

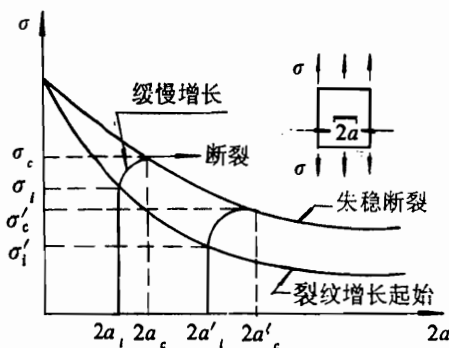


图 8.25 平面应力状态断裂特性

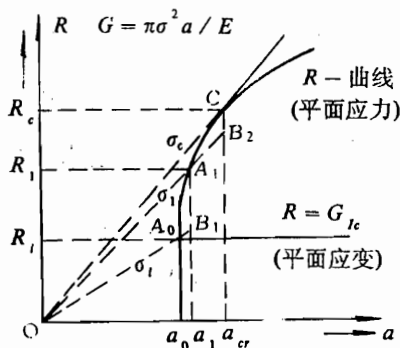


图 8.26 $R, G_I \sim a$ 曲线

——G 曲线; ——R 曲线

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_I 的关系曲线来分析此现象。 $R \sim a$ (半裂长) 由实验测得; $G_I = (1/E') Y^2 \sigma^2 a$, 对固定的 σ_0 , G_I 仅为 a 的函数 (图 8.26)。当 $\sigma = \sigma_0$ 时, 动力曲线即 $O A_0 B_1$ 直线。在动力曲线和阻力曲线交点处, $G_I = R$ 。当裂纹扩展到 a_1 时, 在 σ_0 下的动力 $G'_I = B_1 a_1$, 比 a_1 下的裂纹扩展阻力 $R_1 = A_1 a_1$ 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 $O A_1 B_2$)。也即该阶段处于稳定扩展状态。只有当 $G_I = R$, 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

$$G_I = R$$

$$\frac{\partial G_I}{\partial a} \geq \frac{\partial R}{\partial a} \quad (8.30)$$

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 $G_I > R$, 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_I 值称之为 K_R 值, 则断裂判据为

$$K_I \geq K_R \quad (8.31)$$

当 (8.31) 式满足时, 裂纹将失稳扩展而导致断裂。

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 8.27。

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,

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 $a > a_{cr}$ 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 (σ_c)。

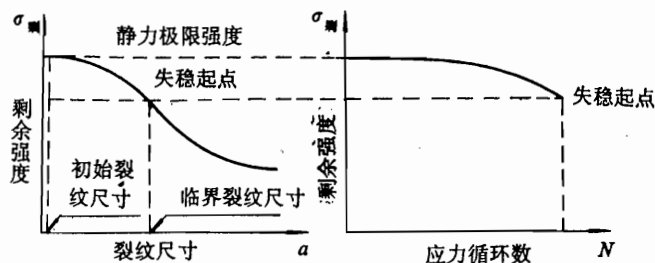


图 8.27 剩余强度的定义

(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, 提出裂端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

$$\Delta K = Y \Delta \sigma \sqrt{\pi a} = K_{max} - K_{min}$$

$$R = K_{min} / K_{max} = \sigma_{min} / \sigma_{max} \quad (8.32)$$

Y 为几何因子或形状因子

典型的 $da/dN \sim \Delta K$ 关系如图 8.28 所示。可以想像, 对于 ΔK 存在一个门槛值, 在 $\Delta K < \Delta K_{th}$ (门槛值) 时, 裂纹不会扩展。扩展开始后大致分三个阶段, 第一个阶段在 ΔK_{th} 时, 裂纹扩展缓慢 (约小于 10^{-7} mm/周)、第二阶段为一斜直线, 第三阶段很短, $da/dN \sim \Delta K$ 曲线呈“S”形变化。因此可用第二阶段的 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

$$\frac{da}{dN} = c(\Delta K)^n \quad (8.33)$$

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

$$\frac{da}{dN} = f_1(\Delta K, R) \quad (\text{或 } f_2(\Delta K, K_{max})) \quad (8.34)$$

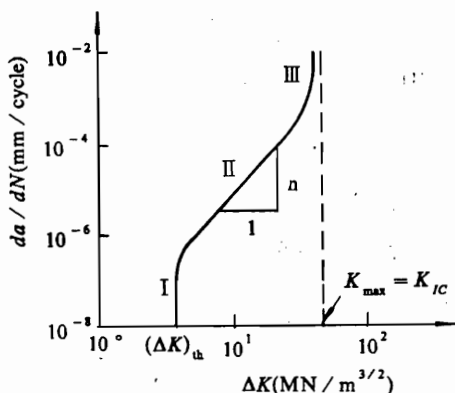


图 8.28 $da/dN \sim \Delta K$ 关系曲线(双对数轴图)

所以疲劳裂纹扩展寿命可按下列式计算

$$N_f = \int_{a_0}^{a_c} \frac{da}{f(\Delta k, R)} \quad (8.35)$$

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

$$N_f = \int_{a_0}^{a_c} f(a) da \quad (8.36)$$

8.4 损伤容限设计

一、概 述

1. 飞机结构损伤容限设计技术

飞机结构损伤容限设计技术是在总结以往的飞机设计经验和断裂力学这一新兴学科的建立、发展的基础上, 以设计规范形式确定下来的一种新的设计方法。这一设计方法是对传统设计方法的补充和发展, 是比较安全、合理和经济的方法, 总的说它包括设计、分析、试验、使用四方面技术共十大问题。

I 设计

- (1) 设计规范与设计要求;
- (2) 结构分类与设计概念;
- (3) 结构材料的选择;

II 分析

- (4) 严重部位的识别;
- (5) 载荷和应力谱的分析;
- (6) 初始品质的分析;
- (7) 裂纹扩展分析;
- (8) 剩余强度分析;

III 试验

- (9) 损伤容限与耐久性试验;

IV 使用

- (10) 无损检验和裂纹跟踪

本节将主要就 I (设计) 方面进行阐述, 并对损伤容限分析中所涉及到各项的含义及设计要求作一简单介绍。

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。具体点说, 损伤容限就是允许飞机结构存在缺陷和其它损伤, 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, 抵抗开裂 (含应力腐蚀开裂等)、腐蚀、热退

化、脱层、磨损和外界损伤的能力。

(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} 时所得的寿命。

(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检查之间的期限。

(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。

(i) 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，不应继续执行飞行任务。

(ii) 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，明显察觉。

(iii) 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。

(iv) 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。

(v) 场站或基地水平可检：损伤的性质和大小能用一个或多个选定的检验方法来检测时，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涵拆卸为此而设计的部件。

(vi) 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、损伤容限设计的设计目标和设计方法简介

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、安全裂纹扩展结构，或者这两种结构类型的组合。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含义

承认结构中存在着一定程度的未被发现的初始缺陷、裂纹或其它损伤，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、裂纹或其它损伤扩展而

出现灾难性的事故。故其设计目标是：将飞机结构设计成在设计使用载荷/环境谱作用下，在给定的设计使用寿命期限内具有高可靠性。

3. 损伤容限设计方法

由于损伤容限设计承认飞机结构中存在材料内部固有或使用中产生的初始缺陷，因此设计方法为：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置（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) 合理的使用应力水平的控制；
- (4) 制造和工艺的控制；
- (5) 精细的检验程序的采用（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，检查手段和灵敏度等）。

4. 损伤容限设计的主要步骤

(1) 根据长期使用经验和结构的应力场分析，找出疲劳裂纹容易发生的部位，进行危险度分析，确定主要结构需要进行断裂控制的关键部位和零、构件。

(2) 建立载荷谱。根据疲劳损伤的统计分析理论，把实际使用中的复杂载荷变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。

(3) 兼顾静强度、刚度和疲劳，选择抗断裂性能好的材料。并根据结构的形状、尺寸取得相应的断裂韧性数值（此数据需考虑工作温度、加载过程、制造和使用情况）。

(4) 按可检度对结构进行分类。然后按结构分属的类别设计成各种相应的结构设计类型。

(5) 根据损伤容限设计规范要求确定假设的初始缺陷尺寸；

(6) 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进行分析，来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。

(7) 最后给出检修周期（应与工程上习惯用各种检修周期相协调）或允许的最大初始损伤。

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

下面要谈及的几个重要问题，若要进行详细、全面的介绍其内容是很多的，此处由于篇幅关系不可能做到。读者若有需要，可查阅《飞机结构损伤容限指南》^[1]及其它各种有关资料。这里我们只能作一些简要的介绍。

1. 材料的选用

材料的正确选用是损伤容限设计的一个重要组成部分。应该按零、构件所处的部位

用环境、受力特点、寿命要求等因素进行综合性的材料选择。一般应满足下列要求:

- (1) 满足静强度、刚度要求。如选用比强度、比刚度高的材料。
- (2) 抗断裂性能良好。包括以下几方面内容: ①材质本身的初始裂纹和初始缺陷尺寸 a_0 必须足够小。②比断裂韧性(韧度) K_{Ic}/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_{Ic} 、 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, 热处理和表面处理办法。并应注意尽可能选用断裂性能和强度等性能综合性能好的材料。一般说, 对于现有国产材料, 如机翼下蒙皮, 下壁板, 机身气密舱蒙皮可选用 LY12 之类的合金, 而不宜采用 LC4 这类高强度铝合金。

现在我们以 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 D6ac。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 D6ac 材料性能有关(见表 8.6)。

表 8.6 材料比较表

材料	σ_{ys} 10 ⁷ Pa	K_{Ic} N · mm ^{-3/2}	2a mm	N $\sigma = 69 \times 10^7$ Pa 时的飞行次数
D6ac	164	2 310	14.7	3850
4340	183	1 880	9.9	5 400
300M	190	2 450	15.4	6 300

由表中可见 D6ac 的 K_{Ic} 不算最低, 但它对淬火热处理的敏感性会使它们 K_{Ic} 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

$$a_{cr} = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K_{Ic}}{0.6\sigma_{ys}} \right)^2 \approx \left(\frac{K_{Ic}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (8.37)$$

也就是说, 当 K_{Ic} 减小一半时, a_{cr} 就减小为 $\frac{1}{4}$ 。

此外 D6ac 的裂纹扩展速率较高, 所以虽然它的 K_{Ic} 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, 如果选用的高韧性材料, 其临界裂纹较长, 可穿透构件厚度, 就能大大提高发现概率。在某种情况下这将引起油的渗漏, 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。

由此可见设计时精心选材是很重要的。不仅要作断裂分析, 还要进行验证试验。同时对材料的采购、加工等都要施行一系列控制以保证一致的、满意的性能。

另外还有两点在选材时也应加以考虑的。一是应考虑循环加载、高温可能引起的材料质变和退火。注意材料抗周围介质的特性。二是如零构件为有相对运动的运动副时（如轴和轴套）则选用合适的不同材料组合（使运动副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。

表 8.7 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）的 K_{IC} 值，以及它们与厚度的关系（图 8.29）。

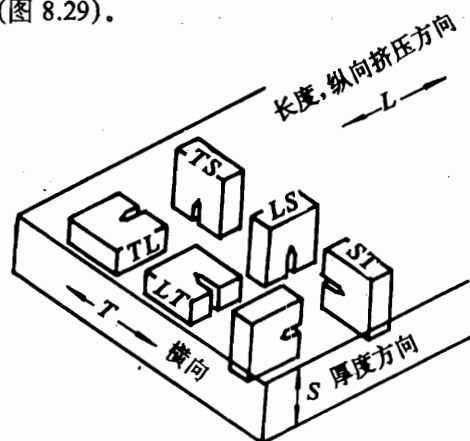


表 8.7 K_{IC} 值

材 料		厚度范围 mm	$K_{IC}, 10N \cdot mm^{-3/2}$		
			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
300M(1 620MPa)	板	12	168.8	—	—
H-11(1 516MPa)	板	12	122.1	115.0	—
17-4PH(1 206MPa)	板	12	150.9	136.5	—
D6ac(1 448MPa)	板	12~25	129.3	—	—

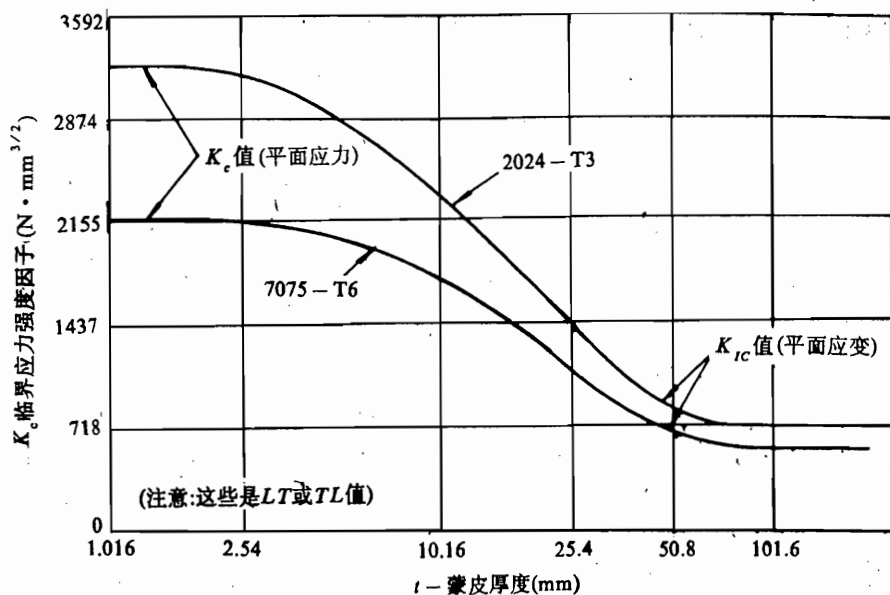


图 8.29 K_{IC} 与厚度的关系

图 8.30 则反映了裂纹扩展速率与环境的关系。

2. 损伤容限危险部位的确定

危险部位的确定主要与下列因素有关：

(1) 零组件使用功能及其主要程度：在鉴别结构危险区域时，首先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；

(2) 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（详见下）应选为危险部位；还有如构件应力集中系数高、局部应力较高的部位；刚度不足振动较强的部位等；

(3) 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构件就应着重考虑；

(4) 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着重考虑；

(5) 可检查度及维护、更换的可能性：对不可检结构考虑选为危险部位。

(6) 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易出故障的结构部位，均应选作危险部位；

(7) 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重点考虑的部位。

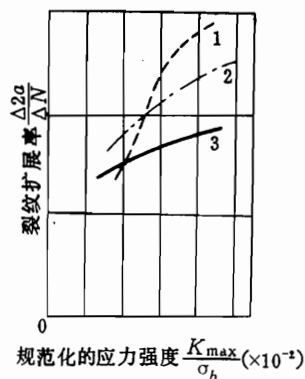


图 8.30 环境对铝合金裂纹扩展速度的影响

1—蒸馏水；2—3.5%NaCl；3—空气。

我们举两个实例来看:

如 F-111 飞机中一些关键的钢构件, 通过分析、试验等被选为损伤容限设计的危险构件, 如图 8.31 所示。

又如美国空军对 F-4 飞机进行的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、结构形式和危险程度、(见图 8.32)。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 个区域被鉴定为危险区。表 8.8 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, 每架战斗机约取 20~200 个严重部位。

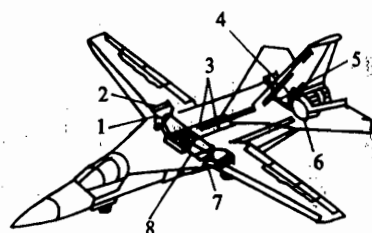


图 8.31 F-111 的关键钢构件实例

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

损伤容限设计保证飞机的使用安全很重要的一个方面就是要对结构进行分类, 选定设计类型。

从损伤容限要求看, 有两大类结构设计类型: 安全裂纹扩展结构 (也叫缓慢裂纹扩展结构) 和破损安全结构。

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。

(1) 安全裂纹扩展结构 (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/环境谱作用下, 结构内的初始缺陷、裂纹或其它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, 但要求结构材料的裂纹扩展速率较低。这种结构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。

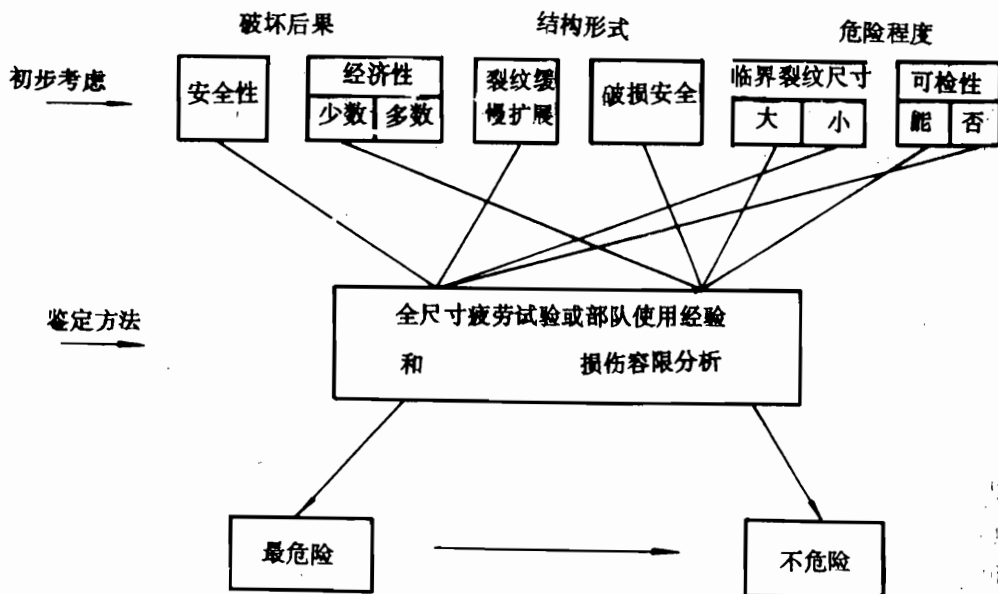


图 8.32 F-4 飞机危险部位鉴别实例

表 8.8 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确定在规定的检修期内可能扩展到临界裂纹尺寸 a_c 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 。因此当结构选用的为安全裂纹扩展类型时, 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。按破损安全设计的主要结构应易于检查。当一个主要结构损坏后(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), 应满足以下要求: 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% 的极限设计载荷); 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。

对这种类型结构应该通过确定主要零件的裂纹从初始缺陷扩展到损坏的时间, 来验证剩余结构承受重复载荷的能力, 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。下面分两种情况分别介绍之。

3. (i) 破损安全多路传力结构 这种结构具有多个传力途径。它把本来可以设计成一体结构, 人为地分成若干部分。这种方法之一是用两条或两条以上传力路线来传递载荷。当其中一条传力路线的元件毁坏后, 其它传力路线仍能传递破损安全载荷。如机翼、尾翼设计采用的多梁、多桁条结构。又如波音-707 飞机平尾梁有三根缘条, 当下侧缘条断裂时, 剩下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 8.33)。

该情况之二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组成(图 8.34)。这样, 当其中某一元件损坏后, 其它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。

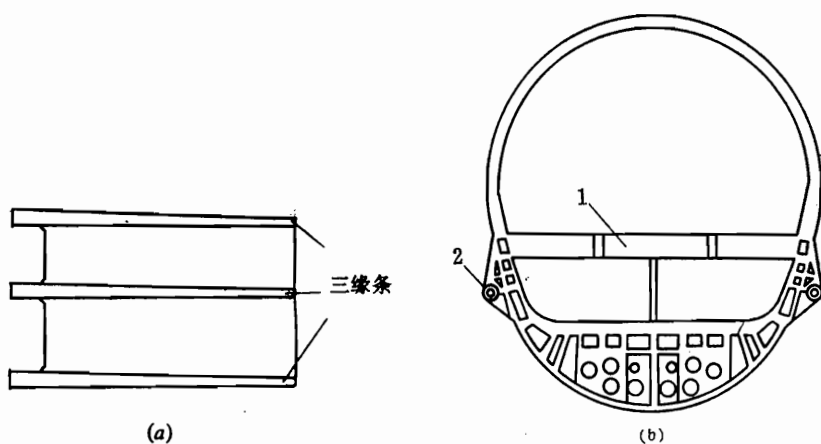


图 8.33 多路传力结构实例

(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。

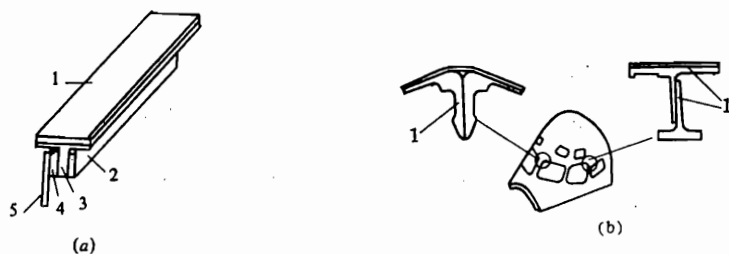


图 8.34 多重元件的构件实例

(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

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。安全是通过在残存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 (8.35) 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, 但其它元件还保持完好, 可以共同分担那个破坏了元件的载荷。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, 结构遂破坏。但如果在 CD 段能及时发现和更换破坏了元件, 就可保证结构安全。如果 CD 段可以更长些, 对检查发现裂纹将更有利。多路能力结构保证破损安全比较可靠, 许多重要结构, 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, 使这种结构的使用有一定限制, 不是所有受力构件都适合采用。

(ii) 破损安全止裂结构 这种结构的设计是要使结构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构件完全破坏之前, 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或铆钉孔处 (图 8.37, (b))。

这里的止裂如从狭义的意义上来加以保证, 主要通过两种手段: 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 8.36 (c))。止裂缝也可作为结构分块的一种特殊情况 (图 8.36 (d))。另一为加止裂件 (图 8.36 (a)、(b))。它的止裂性与止裂件相对于基本结构的刚度有关。DC-9 机翼壁板就是把桁条作为蒙皮的止裂件, 此时它的桁条间距为 254mm。

止裂从广义上保证, 则可通过降低应力水平、合理选择材料等手段得到。

这类结构的安全也是通过残存结构中裂纹缓慢增长和后续的检查中觉察损伤来保证的。这种设计概念对于较长较大的构件常考虑采用。

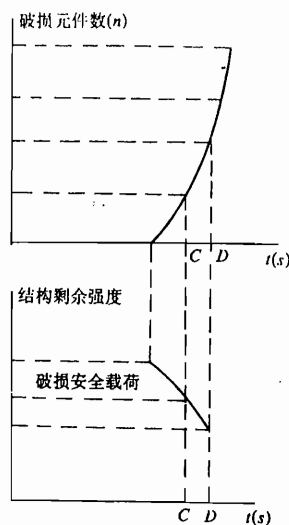


图 8.35 多路传力结构破损安全过程示意图

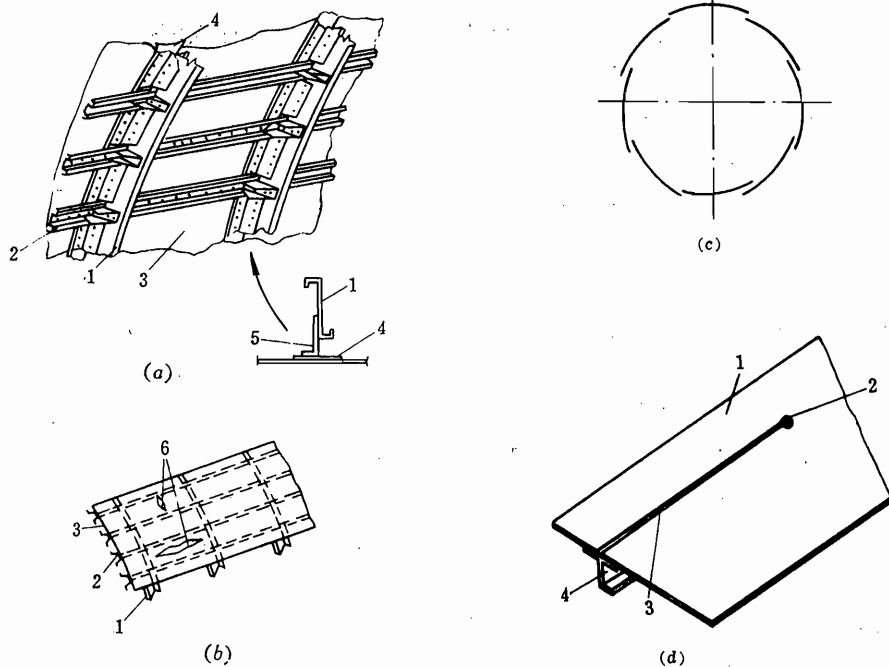


图 8.36 破损安全止裂结构实例

(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 8.37 是损伤容限设计结构类型的实例。

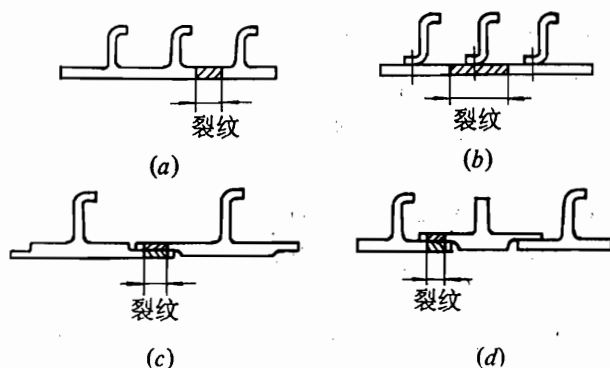


图 8.37 损伤容限设计结构类型实例

(a) 安全裂纹扩展结构; (b) 破损安全止裂结构;
(c)、(d) 破损安全多传力途径结构。

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。但对于一些特殊结构件, 例如气密座舱、整体油箱, 应做特殊考虑。这类构件不允许采用破损安全设计类型, 而应采用缓慢裂纹扩展设计, 且不允许产生穿透裂纹。

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安全裂纹扩展类型为宜。

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安全裂纹扩展结构。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 8.38 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, 假如蒙皮是主要承压

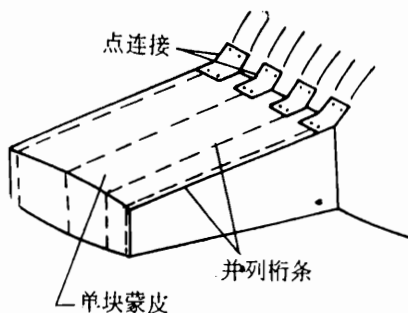


图 8.38 机翼翼盒实例

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(安全裂纹扩展结构)。

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”。“由于初始缺陷尺寸是一种假想值,企图表明只有小于规定值才有漏检而被交付使用的可能性。因此应依据生产单位的无损探伤能力,通过试验按 90% 的觉察概率和 95% 置信水平要求确定”。如有困难时,在规范中推荐了各种结构可采用的数值。

5. 剩余强度

剩余强度的定义正如“一”所述,即把含裂纹结构的承载能力称为该结构的“剩余强度”。剩余强度随着裂纹尺寸的增加而降低。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安全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。如有的定为设计极限载荷的 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临界尺寸的临界载荷值可由下式确定:

$$\sigma_{cr} = \frac{K_{Ic}}{\sqrt{\pi a} \cdot Y} \quad (8.38)$$

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 8.39(a) 中可查得)

$$\sigma_{cr} = \beta K_{Ic} / \sqrt{\pi a} \cdot Y \quad (8.39)$$

图中横坐标中的 A_e 值由下式算得

$$A_e = \frac{A}{1 + (y/\rho)^2} \quad (8.40)$$

各几何参数的定义见图 8.39(b)。 β 是大于 1.0 的数值^[5]。

6. 检验程序

损伤检验是断裂控制中最重要的一环之一。从初始裂纹、损伤 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(安全裂纹扩展结构、多路传力破损安全结构、止裂破损安全结构)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信息、检查间隔、检查手段和灵敏度等。

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 1mm。在场站

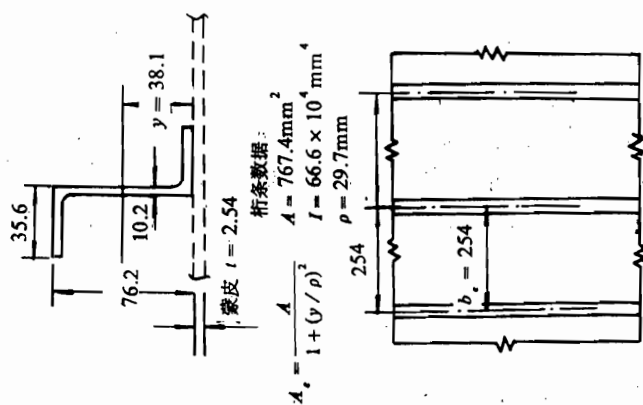
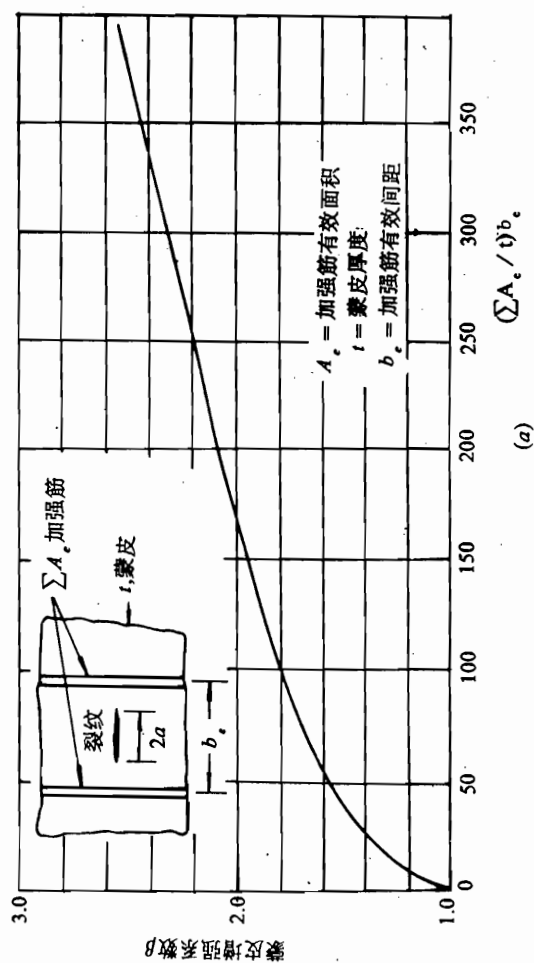


图 8.39 增强系数 β 的确定

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0.6~0.8mm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,可发现的最小损伤尺寸为5~8mm。 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8.40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8.41中 AB 。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8.41、8.42)。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。

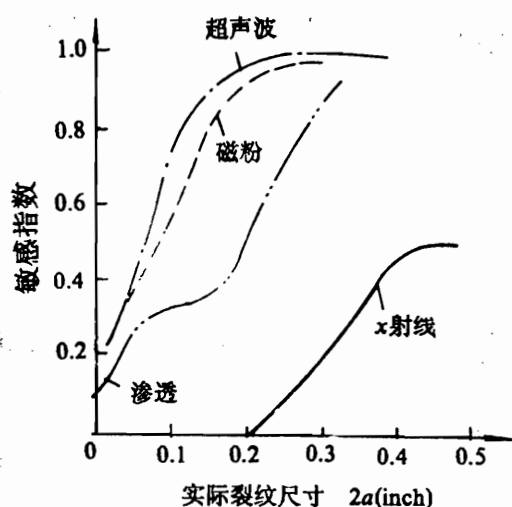


图 8.40 几种检测手段的灵敏度
(敏感指数=察觉裂纹/存在裂纹)

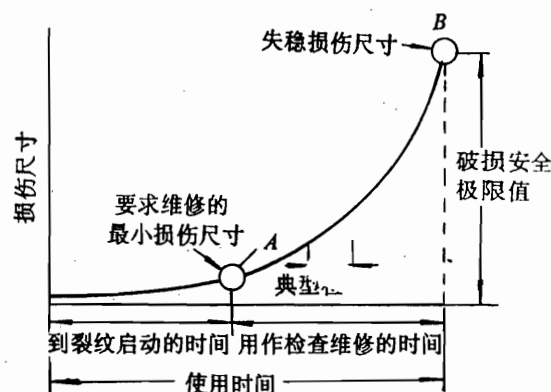


图 8.41 典型的裂纹扩展-时间关系曲线

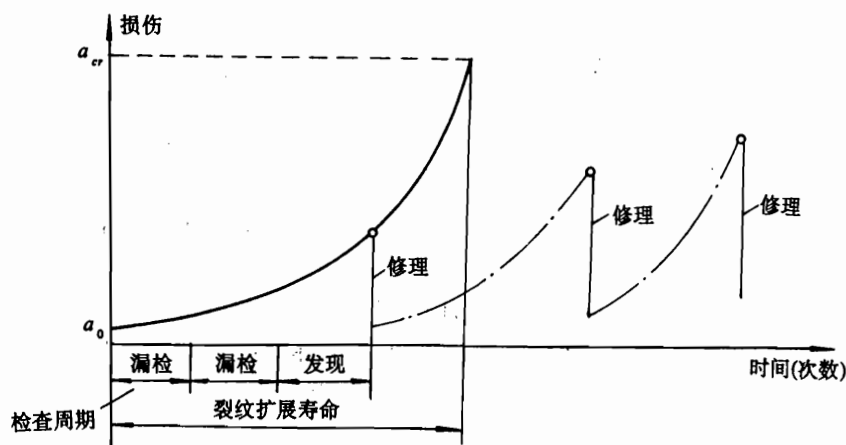


图 8.42 检查周期和维修间隔

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 9.2 节,此处不再赘述。

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。试验对象不要求所有结构件,仅要求对飞机结构的完整性和人员安全非常重要的主要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、机体结构的加劲板等等。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。前面那个阶段是在谱载荷作用下进行,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。

小 结

本章简单介绍了疲劳设计(即安全寿命设计)和断裂设计(即损伤容限设计)的基本概念。这两种设计概念的出发点、目标以及设计原理均有所不同,但在设计原则上也有共同点。

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。

在两种设计原则中都要研究材料、结构型式、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也有共同点,尽管

们的具体要求或侧重点可能有所不同。

(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 20 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。

目前我国由于完全按损伤容限来设计的条件还不成熟,因此在规范中规定:近期内主要把安全寿命设计作为飞机满足设计使用寿命和可靠性要求的基本方法”。但“对危及飞机机体安全的主要结构,还应进行损伤容限设计”,以作为安全寿命设计的一个十分重要的和必不可少的补充。

第九章 结构体系可靠性分析与设计

9.1 概 论

一、为什么要提出可靠性分析与设计

任何一门新的应用学科,或新的应用学科分支,或新的重大应用科研课题的兴起、形成、发展,都是由于客观上有需要与实现时有可能这两个方面所决定的。

可靠性理论与应用这一新学科或学科分支,也是由上述两个因素促使它于20世纪40年代初兴起,并于50、60年代初步形成了以电子设备可靠性为主的一般系统的可靠性理论,并有了初步应用;至于结构体系可靠性(structural system reliability)则于60年代末才有所研究,至70年代末、80年代才加快发展起来;结构可靠性的另一分支——结构运动部件的可靠性研究(主要包括机构可靠性与可分离连接的可靠性研究)也于70年代很快发展起来。

第二次世界大战的后期,美国军用飞机上的一些电子设备出现了故障,导致美国对电子设备可靠性进行研究,再加上数学学科中概率论这一分支的日益成熟,使电子设备可靠性首先达到了应用的阶段。至于结构体系可靠性,则是至60年代末,由于一些大桥、高层建筑已进入设计寿命后期,或已超过了设计寿命,如何估计这些结构能否延长寿命或作出正确的判断结论成为很迫切的任务;再者某些结构的破坏实例说明用许用应力设计法设计出来的结构,并不真正可靠,需要提出新的、更合理的设计方法;另外,一些新的结构体系,如石油平台,造价昂贵,一个平台约值一千多万人民币;因此,如何使结构既有合适的安全性(可靠性),又有良好的经济性日益成为结构设计的明确要求;希望不仅从定性上分析,还能作出定量分析与定量设计,这一切都促使开展对结构体系作可靠性研究。至70年代末,由于A·H·S·Ang^[1, 2]、Fred Moses^[3, 4]以及O·Ditlevsen^[5]等在这方面作了很有成果的研究,才使结构体系可靠性有了初步的理论系统,并开始进入了应用;这几年还在以很快的速度发展,显示出这门新学科分支有很大的发展前途,还需要更多的研究人员来从事进一步研究工作,以建立与完善理论,开展并扩充应用。本书主编冯元生教授在1986~1989年所发表的一系列论文^[6~16]在结构体系可靠性分析与设计方面都作出了较大的推进,羊姪副教授所发表的一系列论文^[17~20]则将可靠性研究发展至复合材料结构方面作出了贡献。

二、元件可靠性与体系可靠性浅释

1. 可靠性与可靠度

可靠性是研究在实际系统(元件)的寿命期内、故障(失效、破坏)的随机发生问题,或描述为无故障工作能力的随机特性。可靠度则是无故障工作能力的度量。下面举一个美国航天局(NASA)所下的定义:一个产品,在所规定的工作条件下,在规定的时间内,性能符合要求的概率。这里的产物可以指一个小零件、一个构件(零件与构件通常合称为元件),也可以指一个大系统。因此,可靠性也可以指某一大系统(如飞机、火箭、宇宙飞船等)按预定要求工作的概率。通常,可靠性的含义是广于可靠度的,它既包括可靠性分析,又包括可靠设计。

计,既包括可靠性定量分析,又包括可靠性定性分析,还可包括可靠性试验等。本章主要研究对象为可靠性定量分析与可靠性设计的基本内容。

可靠性不能用来预见单个事件,只能预计概率或“平均数”。可靠性并不能预见某一单独产品工作多少小时后失效;它只能预见这一类产品能在规定的时间内正常工作的概率,或在某个时间内将发生故障的平均数。可靠性只对可能会发生什么,作出大致而合理的说明。

2. 元件可靠性与体系可靠性

元件可靠性包含元件可靠性分析与元件可靠性设计。9.2节将主要阐明结构元件的静强度、刚度可靠度计算方法,并概要阐明元件可靠性定性分析的一些原理、原则。9.3节讨论结构体系的可靠性分析,主要内容为阐明结构体系静强度、刚度、疲劳、断裂可靠度计算方法,并概要阐明结构体系可靠性定性分析的一些原理、原则与准则。

所谓结构体系,通常是指中、大型结构;当然,小型结构也包含在内。至于结构体系可靠性分析则有着下述三个特点:以整个结构体系的承载能力(计及塑性效应),或简称为结构体系的强度来讨论强度特性,而不是以一个薄弱点(或薄弱区)的强度来代替整个结构体系的强度特性;结构体系通常存在着不止一个的主要破坏模式,因之对应于每个主要破坏模式都要分别算出其破坏概率;再把上述破坏概率通过比较精确的方法(考虑到破坏模式之间的相关性)把它们综合成结构体系的破坏概率,然后即可简捷地得到结构体系的可靠性。

9.4节将阐明结构元件及结构体系的可靠性设计方法,还阐明了可靠性设计中的一些原理、原则与准则。

三、结构可靠性分析与设计的优缺点

与常规的许用应力(或设计载荷)设计法相比,结构可靠性分析与设计方法有下列优点。

(1) 由于可靠性分析与设计是以随机变量为基础、以概率为工具、结合可靠性原理与方法进行的,因此它能更真实、更正确地反映客观的安全水平,并给出安全程度的定量值——可靠度。

(2) 用许用应力法设计时,只要安全系数及剩余强度系数一样,即认为这些设计的安全程度一样;实际上,对于不同的材料、不同的结构、不同的外载组合,其可靠度往往是不同的,只有用可靠性分析与设计才能解决这一问题。

(3) 用常规方法(本书所谓常规方法是指尚未采用可靠性分析与设计方法)进行结构优化设计时,往往使很多约束达到临界,例如用满应力设计方法时往往使很多元件达到或接近满应力;从常规设计方法看,一个元件达到满应力与很多元件均达到满应力时的安全程度是一样的;但实际上从可靠性分析角度看,此时由于主要破坏模式增多,结构体系的可靠性是降低的。此外,用可靠性优化设计能更好地把安全性与经济性结合起来,也即既能保证安全程度,又能提高经济性。

结构可靠性分析与设计方法暂时还有着下列两个缺点:

(1) 需要建立可靠性方面的原始数据库,例如随机变量的分布函数及特征参数等;

(2) 理论方面尚需进一步完善与发展。

第一个缺点现国外已基本上解决,其办法是一方面用可靠性方法处理原来的大量数据,一方面再适当补充一些新试验数据。至于国内,则除了进行上述两方面工作外,当数据暂时不够充分或数值不够确切时,可采用对比计算与对比设计法以保证相对精度。

第二个缺点也基本上已解决。因国际上流行的那一套可靠性分析方法,用在中、小型结构上是比较成熟的;由于冯元生教授所写的一系列论文^[6~16]可将其推广至大型结构的可靠性分析与设计,并且具有相当高的精度。

综上所述,结构可靠性分析与设计势在必行,且国外已经在较多部门中有所应用;如加拿大、欧洲、美国已分别在 70 年代末与 80 年代初制订了以可靠性为基础的民用建筑结构元件的设计规范^[21~23];美国并已用于石油平台、旅客机机翼等复杂结构体系上;这是因为在实践过程中,的确从可靠性分析与设计中得到了好处。我国在这方面也已在迎头赶上,既有人从事理论研究,也有不少单位进行了应用实践,而且理论工作与应用工作结合得也较好,估计很快就可以达到一定程度的普及与提高。

9.2 结构元件可靠性分析

一、可靠性基本术语和概念的定义与阐明

为了进一步深入学习,先把可靠性的一些基本术语与概念给以定义及阐明。

(1) 故障(在电子产品中常用故障或失效,在结构元件或体系中常用破坏这个名词)——产品不能够完成要求的功能。

(2) 失效概率函数指与一个或几个随机变量有关的产品的失效概率特性;常用累积分布函数与密度分布函数表示。下面用对应于一个随机变量时的情况加以说明。

累积分布函数(以失效累积分布函数为例加以说明)是指到随机自变量某个值以前,其累积的故障概率与这个自变量的函数关系。失效累积分布函数也可称为不可靠度函数。

密度分布函数(以失效密度分布函数为例加以说明)是指失效密度与自变量的函数关系。

注意:累积分布函数的单位是概率,密度分布函数的单位是每单位自变量的概率。

(3) 失效率(或称作瞬时故障率,有时也简称为故障率,又可称为风险函数)是指在 t 时刻还在正常工作的产品中,在某个 t 时刻瞬时后,单位时间内还会有多少百分比的产品失效;失效率是时间变量 T 的函数。

故障、可靠度、故障累积分布函数与密度分布函数,以及失效率将进一步用相应公式加以阐明,有的并附以简单的数例。

用符号 P_f 代表元件破坏概率, T 代表时间随机变量, R 代表元件强度随机变量(例如抗拉杆元件的强度为材料抗拉强度乘以拉杆截面积), S 代表元件内力,也即元件的受载;以后在一般情况下,凡是大写字母代表随机变量,小写字母代表函数关系中的自变量或随机变量的某一个具体值。

因此元件破坏概率可以用下述公式表示。对于电子元件,常用

$$P_f = P(T \leq t) \quad (9.1)$$

式中 $P(T \leq t)$ 代表某个具体值 t 以前的破坏概率,例如一个产品,通过可靠性试验知道:在一百小时以前的破坏概率为 0.001,在三百小时以前的破坏概率为 0.02;因此在这个情况下 P_f 是时间变量 t 的函数。

对于结构元件,其元件破坏概率用下述式子表示:

$$P_f = P(R - S \leq 0) \quad (9.2)$$

式中 $P(R - S \leq 0)$ 代表元件内力大于元件强度的概率。

用符号 R_e 表示元件可靠度, 由于通常我们认为产品只能处于两种情况, 即不是处于安全状态 (用位于安全区以 ω_s 表示), 就是处于破坏状态 (用位于破坏区 ω_f 表示), 也即整个样本空间 Ω 只包含两个样本点 —— 随机事件 E_s (安全事件) 与 E_f (破坏事件)。从概率论知

$$\Omega = \omega_s + \omega_f \quad (9.3)$$

$$P(E_s) + P(E_f) = P(\Omega) = 1 \quad (9.4)$$

因此元件可靠度可用

$$R_e = P(T > t) \quad (9.5)$$

或

$$R_e = P(R - S > 0) \quad (9.6)$$

表示, 且有

$$R_e + P_f = 1 \quad (9.7)$$

$$R_e = 1 - P_f \quad (9.7a)$$

$$P_f = 1 - R_e \quad (9.7b)$$

用符号 X 表示随机变量, 则累积分布函数为

$$F_X(x) = P(X \leq x) \quad (9.8)$$

指标 X 表示与随机变量 X 有关的函数。所以称作累积分布函数是因为式 (9.8) 中 $X \leq x$ 代表或者是 X 从 $-\infty$ 到 x , 或者是从某个初始值 x_0 (可以为负数、零或正数) 到 x , 因此它是“累积”上述区间的概率; 当 x 值变动时, 即为累积分布函数。

对于离散型的随机变量 X , 其概率分布的特点是在某些点 ($X = x_i$) 处有突变, 也即此时的累积分布函数为

$$F_X(x) = P(X \leq x) = \sum_{x_i \leq x} P(X = x_i) \quad (9.9)$$

若令 (9.8) 与 (9.9) 式中的概率为与元件破坏的条件相对应, 则累积值即为对应的破坏概率。

如果随机变量 X 是连续的, 则在 X 取某一特定值时, 例如 $X = x$, 则只能定义为概率的密度。因此, 对于一个连续型随机变量, 概率规律也可以用概率密度函数来描述。所以如果用 $f_X(x)$ 表示 X 的概率密度函数, 则在区间 (a, b) 内 X 的概率即为

$$P(a < X \leq b) = \int_a^b f_X(x) dx \quad (9.10)$$

由此得出概率分布函数与概率密度的关系式如下:

$$F_X(x) = P(X \leq x) = \int_{-\infty}^x f_X(\xi) d\xi \quad (9.11)$$

如果 $F_X(x)$ 存在一阶导数, 则由式 (9.11) 可知

$$f_X(x) = \frac{dF_X(x)}{dx} \quad (9.12)$$

式(9.10)可写成

$$P(a < X \leq b) = \int_{-\infty}^b f_X(x) dx - \int_{-\infty}^a f_X(x) dx \quad (9.13)$$

据式(9.11)有

$$P(a < X \leq b) = F_X(b) - F_X(a) \quad (9.14)$$

为了阐明失效率或风险函数, 我们分三步来进行。

第一步先列出时间区间 $[t_1, t_2]$ 内, 产品的故障概率公式。此时有

$$P(t_1 \leq T \leq t_2) = \int_{t_1}^{t_2} f_T(t) dt = F(t_2) - F(t_1) \quad (9.15)$$

或

$$\int_{t_1}^{t_2} f_T(t) dt = \int_{t_1}^{\infty} f_T(t) dt - \int_{t_2}^{\infty} f_T(t) dt = R(t_1) - R(t_2) \quad (9.16)$$

当可靠度存在一阶导数时, 有

$$\frac{dR}{dt} = -f_T(t) \quad (9.17)$$

以上公式可参考图 9.1。

第二步为给出时间区间 $[t_1, t_2]$ 的失效率 (故障发生的比率), 即在区间开始点 t_1 之前还没有发生的一次故障, 在区间中每单位时间发生的概率。此时可用下式表示:

$$\frac{P(t_1 \leq T \leq t_2)}{P(t_1 \leq T < \infty)} \frac{1}{t_2 - t_1} = \frac{R(t_1) - R(t_2)}{\Delta t \cdot R(t_1)} \quad (9.18)$$

式中分母中出现 $P(t_1 \leq T < \infty)$, 是因为在时间 t_1 以前这一故障没有发生, 故应在剩下的区间 $[t_1, \infty]$ 内发生。

现在用例子来说明上述概念。假如我们近似地取频率代替概率。设在 $t=0$ 时有 N 个产品开始工作, 到时刻 t_1 有 n_1 个产品失效, 即还有 $N - n_1$ 个产品在继续工作。为了考察时刻 t_1 后的失效情况, 观察 $\Delta t = t_2 - t_1$ 时间。假如在时刻 t_1 到 t_2 内, 又有 Δn 个产品失效; 那末在时刻 t_1 尚有 $N - n_1$ 个产品继续工作的条件下, 在时刻 t_1 到 t_2 内, 失效的频率为

$$\frac{\text{在时间间隔 } \Delta t \text{ 内失效的产品数}}{\text{在时刻 } t_1 \text{ 仍正常工作的产品数}} = \frac{\Delta n}{N - n_1}$$

而在时间间隔 t_1 到 t_2 内, 平均每单位时间内发生的失效频率为

$$\frac{\Delta n}{(N - n_1) \Delta t} \quad (9.18a)$$

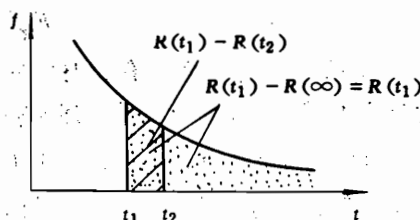


图 9.1 失效率示意图

参考图 9.2.

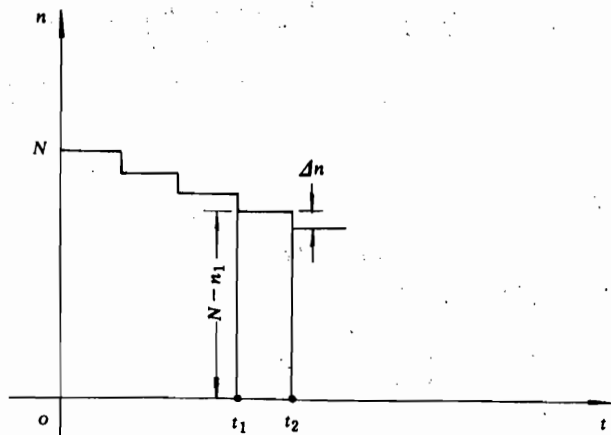


图 9.2 故障率用频率表示的示意图

第三步为给出瞬时故障率 (常简称为失效率) 的公式, 此时令 (9.18) 公式中的 $\Delta t \rightarrow 0$ 即成。失效率用符号 $h(t)$ 或 $\lambda(t)$ 表示之, 此时有

$$\lambda(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{R(t) - R(t + \Delta t)}{\Delta t \cdot R(t)} = \frac{1}{R(t)} \left(-\frac{d}{dt} R(t) \right) = \frac{f(t)}{R(t)} \quad (9.19)$$

因为 $f(t)$ 与 $F(t)$ 有关, $F(t)$ 与 $R(t)$ 有关, 而上式中 $\lambda(t)$ 又与 $f(t)$ 、 $R(t)$ 有关; 故 $f(t)$ 、 $F(t)$ 、 $R(t)$ 与 $\lambda(t)$ 四者中任知其一, 即可求得其他三个。在实际使用时, 研究结构可靠性时常常用 $f(t)$ 或 $F(t)$; 研究电器可靠性时常常用 $\lambda(t)$, 这是因为较多电器产品在正常工作阶段的失效率 $\lambda(t)$ 是常数, 用起来方便。

下面用 $f(t)$ 的两种典型分布来看 $f(t)$ 、 $R(t)$ 与 $\lambda(t)$ 之间的关系。

例 9.1 $f(t) = \lambda_0 e^{-\lambda_0 t}$ (9.20a)

也即密度分布函数为 e 的负指数函数。式中 λ_0 为常数。

此时有

$$R(t) = \int_t^{\infty} \lambda_0 e^{-\lambda_0 t} dt = e^{-\lambda_0 t} \quad (9.20b)$$

$$\lambda(t) = f(t) / R(t) = \lambda_0 \quad (9.20c)$$

也即密度分布函数为上述 e 的负指数分布时, 其对应的失效率为常数。以上参考图 9.3。

例 9.2 $f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{x-\mu}{\sigma}\right)^2\right]$ (9.21a)

也即密度分函数为正态分布, 参数 μ 与 σ 分别为随机变量 X 的均值与标准差。

此时有

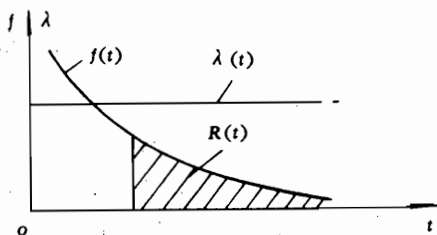


图 9.3 例9.1的示意图

$$F(x_0) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{x_0} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{x-\mu}{\sigma}\right)^2\right] dx \quad (9.21b)$$

通常将上式转成标准正态分布的积分以方便计算。此时只需作下述变量变换：

$$z = \frac{x - \mu}{\sigma} \quad (9.22)$$

对上式两边取微分，有

$$\sigma dz = dx \quad (9.23)$$

把式 (9.22) 与 (9.23) 代入式 (9.21b)，得

$$F(z_0) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{z_0} \exp\left(-\frac{1}{2}z^2\right) dz \quad (9.21c)$$

且积分上标为

$$z_0 = \frac{x_0 - \mu}{\sigma} \quad (9.21d)$$

由于 x_0 与 z_0 是可以任意选取的，故 (9.21c) 也可写成

$$F(z) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^z \exp\left(-\frac{1}{2}\xi^2\right) d\xi \quad (9.21e)$$

这个与 z 有关的积分值可从概率积分表查得，也可由下述近似公式^[24] 求得其近似解：

$$F(z) \approx \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{z^2}{2}\right] (a_1 t + a_2 t^2 + a_3 t^3 + a_4 t^4 + a_5 t^5) \quad (9.21f)$$

式中 $t = \frac{1}{1 + rz}$, $r = 0.231\,641\,9$,

$$a_1 = 0.319\,385\,03, \quad a_2 = -0.356\,563\,782, \quad a_3 = 1.781\,477\,937,$$

$$a_4 = -1.821\,255\,978, \quad a_5 = 1.330\,274\,429$$

而且有

$$R(z) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{z_0}^{\infty} \exp\left(-\frac{1}{2}z^2\right) dz \quad (9.21g)$$

当然还有下式

$$R(z) \equiv 1 - F(z) \quad (9.24)$$

本例可参考图 9.4。

二、结构元件可靠度的一般表达式

除了由于腐蚀以及疲劳和断裂，与电子元件不同，结构元件的静强度及刚度可靠性是不随时间而变化的(对于一般民用建筑，在设计寿命内是这样的；对于航空航天结构，多数航天结构不需考虑寿命可靠性，对于飞机，则还需考虑寿命可靠性)。因此本章主要讨论静强度可靠性，它也是进一步考虑寿命可靠性的基础。

讨论元件静强度可靠性时，可认为只与两个随机变量，即元件强度 R 与元件外载 S 有关。元件外载(或从结构体系看，是元件的内力)与结构所受的外载、结构组成以及各元件的

尺寸有关；由于结构外载是随机载荷，结构各元件的位置，尺寸也有一定的随机性，故元件所受的外载为一随机变量。元件的强度(也可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、元件的尺寸又都是有着随机性的，故元件的强度也是一个随机变量。

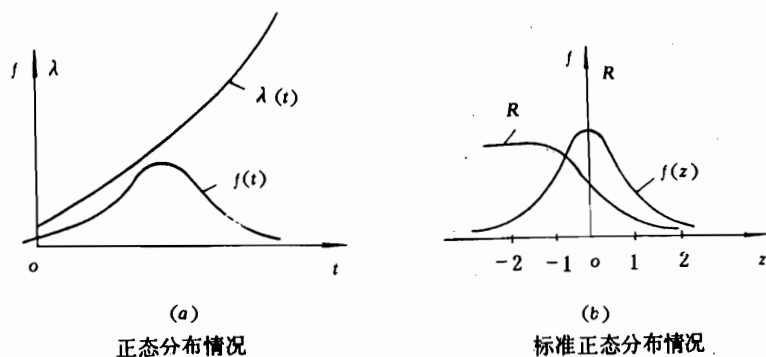


图 9.4 例 9.2 的示意图

元件能够承载，也即位于安全区的判别式为安全余量方程 $M = R - S$ 大于零，即

$$R - S > 0 \quad (9.25)$$

元件不能够承载，也即位于破坏区的判别式为

$$R - S \leq 0 \quad (9.25a)$$

采用等号时(见下式)称为安全边界方程或破坏面方程：

$$R - S = 0 \quad (9.26)$$

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 9.5a 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 或载荷 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 9.5(a) 所示，在正常设计情况下，均值 μ_R 是大于均值 μ_S 的(注意：横坐标代表量 s 或 r 的大小)，但是由于存在着随机分布，故这两个随机变量间有一交叉重叠区(称之为干涉区)；在干涉区内的任一内力具体值 s_0 ，位于其左边、对应于 f_R 分布的那部分，都代表强度 R 小于此内力值 s_0 。图 9.5(b) 代表不存在干涉区的特殊情况，此时 R 恒大于 S ，故 $P_f = 0$ ；要想做到这一点，需 μ_R 比 μ_S 大得多，且需 f_S 与 f_R 的分布范围要窄；由于 μ_R 比 μ_S 大得太多要降低经济性，且 f_S 通常接近正态分布， f_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着一个小的干涉区，也即有着小量值的破坏概率。

下面根据图 9.5(c) 具体推导 P_f 的普遍表达式。分成下述四步逐步导出。

(1) 元件内力值位于 s_0 附近 ds 区间内的概率为

$$P(s_0 - ds/2 \leq S \leq s_0 + ds/2) = f_S(s_0)ds \quad (9.27)$$

(2) 强度 R 小于某一内力 s_0 的概率为

$$P(R \leq s_0) = \int_{-\infty}^{s_0} f_R(r) dr \quad (9.28)$$

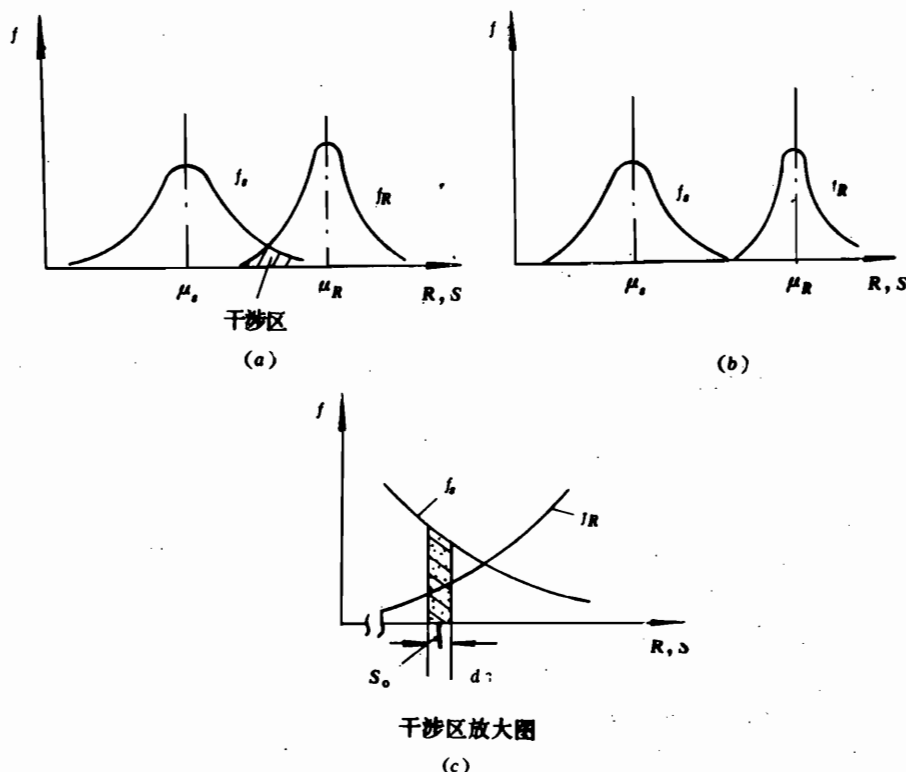


图 9.5 f_s 与 f_R 分布图

(3) 内力值位于 s_0 附近的 ds 区间内, 同时强度 R 却低于此区间内给出的内力的概率为

$$f_S(s_0) ds \int_{-\infty}^{s_0} f_R(r) dr \quad (9.29)$$

这是因为认为 R 与 S 无关 (这符合客观情况), 故其概率即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

$$P_f = \int_{-\infty}^{\infty} f_S(s) \left[\int_{-\infty}^s f_R(r) dr \right] ds \quad (9.30)$$

由于强度累积分布函数

$$F_R(s) = \int_{-\infty}^s f_R(r) dr \quad (9.31)$$

故式 (9.30) 也可写成

$$P_f = \int_{-\infty}^{\infty} f_S(s) F_R(s) ds \quad (9.32)$$

有了上述结构元件破坏概率的表达式, 则元件可靠度为

$$R_e = 1 - P_f = 1 - \int_{-\infty}^{\infty} f_S(s) F_R(s) ds \quad (9.33)$$

也可参照上述四步推导, 据 R 大于 S 的概念直接导出下式

$$R_e = \int_{-\infty}^{\infty} f_S(s) \left[\int_s^{\infty} f_R(r) dr \right] ds \quad (9.34)$$

或写成

$$R_e = \int_{-\infty}^{\infty} f_S(s) (1 - F_R(s)) ds \quad (9.35)$$

下面我们来讨论一个安全余量方程中有多个随机变量的情况。用符号 M 表示安全余量, 设有 $X_1, X_2, \dots, X_n$ 等 n 个随机变量, 则有

$$M = f(X_1, X_2, \dots, X_n) = f(\bar{X}) \quad (9.36)$$

此时有

$$P_f = P(M \leq 0) = P(f(x) \leq 0) \quad (9.37)$$

用符号 $f_{X_1, X_2, \dots, X_n}(x_1, x_2, \dots, x_n)$ 表示与 n 个随机变量有关的密度函数, 则有

$$P_f = \iint_{f(\bar{x}) \leq 0} \dots \int f_{\bar{x}}(\bar{x}) dx_1 dx_2 \dots dx_n \quad (9.38)$$

式中向量 $\bar{X}$ 代表 $X_1, X_2, \dots, X_n$, $\bar{x}$ 代表 $x_1, x_2, \dots, x_n$.

当问题简化为只有两个自变量 R 与 S , 且 $f(\bar{X}) = R - S$ 的情况下, 则可用图 9.6 作出几何阐明。

若 $\bar{X}$ 中各个随机变量是相互无关的, 则密度函数 $f_{\bar{x}}(\bar{x})$ 可简化成

$$f_{\bar{x}}(\bar{x}) = f_{X_1}(x_1) f_{X_2}(x_2) \dots f_{X_n}(x_n) \quad (9.39)$$

将 (9.39) 代入式 (3.38), 得

$$P_f = \iint_{f(\bar{x}) \leq 0} \dots \int f_{X_1}(x_1) f_{X_2}(x_2) \dots f_{X_n}(x_n) \cdot dx_1 dx_2 \dots dx_n \quad (9.38a)$$

公式 (9.38) 或 (9.38a) 的直接积分一般很难做到; 当变量不多时, 可用蒙特-卡洛 (Monte-Carlo) 随机投点数值解求得此积分的近似解。用二阶矩理论解上述积分问题是目前较流行的方法。

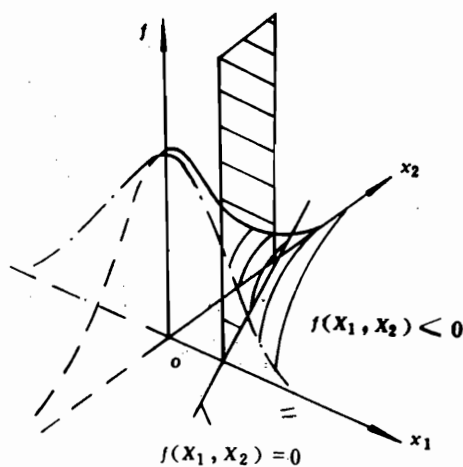


图 9.6 公式 (9.38) 的几何阐明

三、用二阶矩方法计算结构元件的可靠度

在一般情况下, 元件可靠性 (实际上, 本章的方法可以用于求结构体系可靠性时, 单个破坏模式的破坏概率, 故这里讲的元件破坏概率或可靠度计算时, 都包含着这层含义) 与较多随机变量有关, 分布也不一定限于正态分布, 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)与二阶矩(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. 破坏面为线性方程、只含两个随机变量、变量间不相关、密度分布为正态分布的最简单情况

此时有
$$M = R - S \quad (9.40)$$

且有

$$\left. \begin{aligned} M &> 0 \\ M &\leq 0 \end{aligned} \right\} \begin{array}{l} \text{安全} \\ \text{破坏} \end{array} \quad (9.41)$$

故

$$P_f = P(M \leq 0) \quad (9.42)$$

$$R_e = P(M > 0) \quad (9.43)$$

在式 (9.40) 中, 由于 R 与 S 都是正态分布, 故广义随机变量 M 的密度分布也为正态分布, 由式 (9.42) 有

$$P_f = \int_{-\infty}^0 f_M(m) dm = F_M(0) \quad (9.44)$$

把正态密度分布公式代入, 得

$$P_f = \int_{-\infty}^0 \frac{1}{\sigma_M \sqrt{2\pi}} \exp \left[-\frac{1}{2} \left(\frac{m - \mu_M}{\sigma_M} \right)^2 \right] dm \quad (9.45)$$

而

$$\begin{aligned} R_e &= \int_0^{\infty} f_M(m) dm = 1 - F_M(0) \\ &= \int_0^{\infty} \frac{1}{\sigma_M \sqrt{2\pi}} \exp \left[-\frac{1}{2} \left(\frac{m - \mu_M}{\sigma_M} \right)^2 \right] dm \end{aligned} \quad (9.46)$$

以上参考图 9.7。

采用下述变量变换以使其简化成标准正态的求积问题:

$$z = \frac{m - \mu_M}{\sigma_M} \quad (9.47)$$

对此式两边微分, 得

$$\sigma_M dz = dm \quad (9.48)$$

将式 (9.47) 与 (9.48) 代入式 (9.45), 得

$$P_f = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{z_0} e^{-\frac{z^2}{2}} dz \quad (9.49)$$

式中

$$z_0 = \frac{0 - \mu_M}{\sigma_M} = -\frac{\mu_M}{\sigma_M} \quad (9.50)$$

用符号 $\varphi(z_0)$ 表示公式 (9.49) 右边的计算结果, 则有

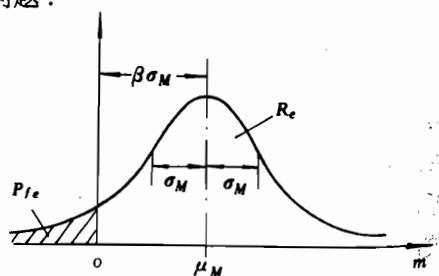


图 9.7 以 M 为自变量的密度分布函数

$$P_f = \varphi(z_0) = \varphi\left(-\frac{\mu_M}{\sigma_M}\right) \quad (9.51)$$

不少文献中采用下述可靠指标 β 的定义, 即

$$\beta = -z_0 = \frac{\mu_M}{\sigma_M} \quad (9.52)$$

因之有

$$P_f = \varphi(-\beta) \quad (9.53)$$

由数理统计知识知道

$$\mu_M = \mu_R - \mu_S \quad (9.54)$$

$$\sigma_M = \sqrt{\sigma_R^2 + \sigma_S^2} \quad (9.55)$$

注意: 式 (9.55) 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 9.1。

表 9.1 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, 0⁴327 = .000 032 7, .9⁴673 = .999 967 3, 其余按此类推。

至于式(9.49)的图像阐明则可见图9.8。

例 9.3 一元件取安全系数 $f = 1.5$, 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, 变量为正态分布, $V_R = 0.06$, $V_S = 0.12$, 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 $\mu_R / \mu_S = 1.5$; 运用公式(9.53)等得

$$\begin{aligned} \beta &= (\mu_R - \mu_S) / \sqrt{\sigma_R^2 + \sigma_S^2} \\ &= \mu_S(f-1) / \sqrt{V_R^2 f^2 \mu_S^2 + V_S^2 \mu_S^2} \\ &= (f-1) / \sqrt{V_R^2 f^2 + V_S^2} \\ &= 0.5 / \sqrt{0.06^2 \times 1.5^2 + 0.12^2} \\ &= 3.953 \end{aligned}$$

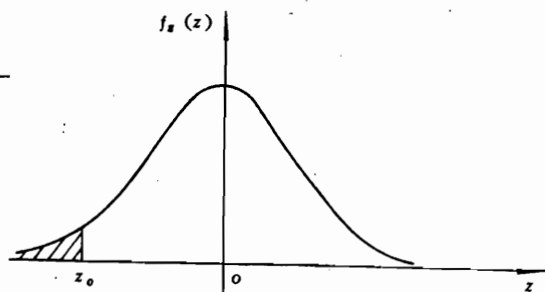


图 9.8 标准正态分布积分示意图

所以 $P_f = 0.0⁴387$, $R_e = 0.9⁴613$ 。

若安全系数增加至 2, 其他数据与条件不变, 则可算得

$$\beta = 5.893, \quad P_f = 0.0⁸187, \quad R_e = 0.9⁸813$$

2. 破坏面为线性方程, 式中含 n 个随机变量、变量间可以相关、密度分布为正态分布的最简单情况

此时有

$$M = a_0 + a_1 X_1 + a_2 X_2 + \cdots + a_n X_n \quad (9.56)$$

破坏面为

$$a_0 + a_1 X_1 + a_2 X_2 + \cdots + a_n X_n = 0 \quad (9.57)$$

为一个含有 n 个自变量的超平面。其对应的破坏概率为

$$P_f = P(M \leq 0) \quad (9.58)$$

同样的视 M 为一广义变量，可得

$$P_f = \Phi(z_0) = \Phi(-\beta) \quad (9.59)$$

式中 $\beta = \mu_M / \sigma_M$ ，此时

$$\mu_M = a_0 + a_1 \mu_1 + a_2 \mu_2 + \cdots + a_n \mu_n \quad (9.60)$$

$$\sigma_M^2 = \sum_{i=1}^n a_i^2 \sigma_i^2 + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \rho_{ij} a_i a_j \sigma_i \sigma_j \quad (i \neq j) \quad (9.61)$$

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着正相关性的 ($\rho \approx 0.5 \sim 0.8$)。当假设各变量间无关时，式 (9.61) 可简化成下式

$$\sigma_M^2 = \sum_{i=1}^n a_i^2 \sigma_i^2 \quad (9.61a)$$

例 9.4 设有结构体系的一个破坏模式的破坏面表达如下：

$$M = R_1 + \frac{1}{\sqrt{2}} R_5 - S = 0 \quad (9.62)$$

式中 R_1 与 R_5 为 1 元件与 5 元件的强度， 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 。

$$\text{解 } \mu_M = \mu_{R1} + \frac{1}{\sqrt{2}} \mu_{R5} - \mu_S = 200 + \frac{300}{\sqrt{2}} - 200 = 222.1 \text{ N}$$

$$\begin{aligned} \sigma_M &= \left[a_1^2 \sigma_{R1}^2 + a_2^2 \sigma_{R5}^2 + a_3^2 \sigma_S^2 + \rho_{15} a_1 a_2 \sigma_{R1} \sigma_{R5} + \rho_{51} a_2 a_1 \sigma_{R5} \sigma_{R1} \right]^{\frac{1}{2}} \\ &= \left[a_1^2 \sigma_{R1}^2 + a_2^2 \sigma_{R5}^2 + a_3^2 \sigma_S^2 + 2\rho_{15} a_1 a_2 \sigma_{R1} \sigma_{R5} \right]^{\frac{1}{2}} \\ &= [(0.1 \times 200)^2 + \left(\frac{1}{\sqrt{2}}\right)^2 (0.1 \times 300)^2 + (-1)^2 (0.2 \times 200)^2 \\ &\quad + 2 \times 0.7 \times 1 \times \frac{1}{\sqrt{2}} \times 0.1 \times 200 \times 0.1 \times 300]^{\frac{1}{2}} \\ &= (400 + 450 + 1600 + 594.0)^{\frac{1}{2}} = 55.17\text{N} \end{aligned}$$

故有

$$\beta = 212.1 / 55.17 = 3.844$$

$$P_f = \Phi(-\beta) = .04608$$

$$R = .94392$$

现在再进一步把 β 的几何概念作一阐明。为了易于用图示出，用只含两个变量的破坏方程为例加以证明。现在

$$M = R - S = 0 \quad (9.63)$$

作下述变换以把变量转成标准正态分布：

$$Z_R = \frac{R - \mu_R}{\sigma_R}, \quad Z_S = \frac{S - \mu_S}{\sigma_S} \quad (9.64)$$

把式(9.64)代入(9.63)式，经整理得

$$M = R - S = \sigma_R Z_R - \sigma_S Z_S + (\mu_R - \mu_S) = 0 \quad (9.65)$$

方程(9.65)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）线距离公式可得

$$d = \frac{\mu_R - \mu_S}{\sqrt{\sigma_R^2 + (-\sigma_S)^2}} = \frac{\mu_M}{\sigma_M} = \beta \quad (9.66)$$

以上参见图9.9。

因之，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 9.5 图9.10所示一简单受拉杆，杆的外载为 $\mu_P = 1000\text{N}$ ， $\sigma_P = 200\text{N}$ ，杆的强度为 $\mu_R = 2000\text{N}$ ， $\sigma_R = 200\text{N}$ ，两变量间无关、正态分布。求 P_f 及 R_e 。

解 $M = R - P$

$$\mu_M = \mu_R - \mu_P = 2000 - 1000 = 1000\text{N}$$

$$\sigma_M = \sqrt{200^2 + 200^2} = 282.8\text{N}$$

$$\beta = 1000 / 282.8 = 3.536$$

$$P_f = 0.00020$$

$$R_e = 0.99980$$

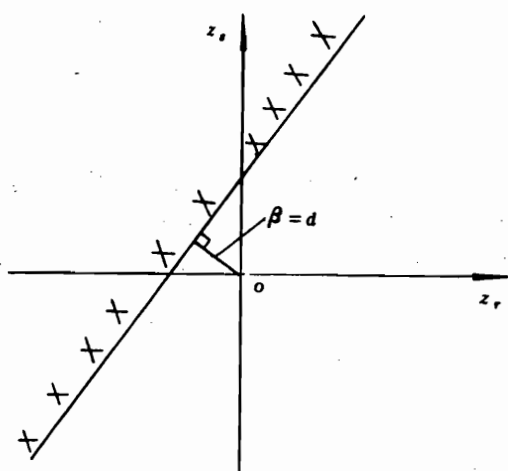


图 9.9 β 的几何阐明图

例 9.6 图 9.11 所示一个一次静不定梁，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。 $\mu_P = 400\text{N}$ ， $\mu_L = 5\text{m}$ ， $\sigma_P = 100\text{N}$ ， $\sigma_L \approx 0$ ， $\mu_{m,F} = 2000\text{N} \cdot \text{m}$ ， $\sigma_{m,F} = 200\text{N} \cdot \text{m}$ 。求 β ， P_f ， R_e （只考虑最严重截面处）。

解 若 $m_{\max} \geq m_F$ ，则梁破坏，故破坏面方程为

$$f(P, m_F) = m_F - m_{\max} = m_F - \frac{5}{2}P = 0$$

$$\mu_M = 2000 - \frac{5}{2} \times 400 = 1000\text{N} \cdot \text{m}$$

$$\sigma_M^2 = 200^2 + \left(-\frac{5}{2}\right)^2 \times 100^2 = 102\,500 \text{ N}^2 \cdot \text{m}^2$$

$$\beta = 100 / \sqrt{102\,500} = 3.12$$

$$P_f = .0^39043$$

$$R_e = .9^30957$$



图 9.10 例9.5的受拉杆

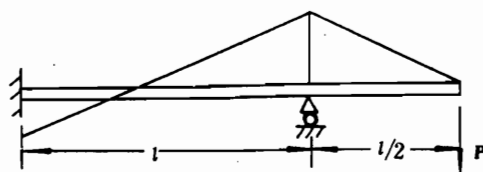


图 9.11 例9.6的梁

3. 破坏面为一般形式 (n 个变量的非线性方程)、正态分布无关变量时的情况
此时破坏面为下述超曲面

$$M = f_0(\bar{X}) = f_0(X_1, X_2, \dots, X_n) = 0 \quad (9.67)$$

现介绍 Hasofer 与 Lind 在 1974 年提出的线性化方法^[25]于下。其基本概念如下：从标准正态空间的原点，作一系列半径在逐渐增大的超球面，它们与破坏超曲面接触的那一点，即取为设计点 A ，从点 A 作超曲面的切超平面，则从原点到此切超平面的距离即取为可靠指标；也即把超曲面简化为过设计点 A 的切超平面，见图 9.12。

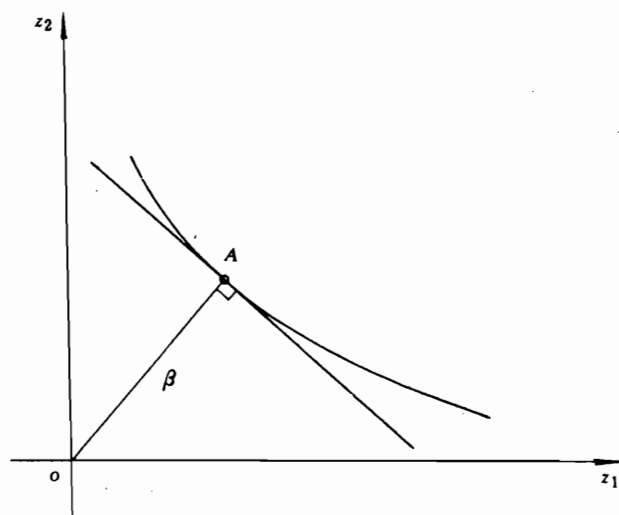


图 9.12 超曲面简化为特定超平面的示意图

这个用一个特定超平面代替超曲面以计算 P_f 的具体做法可分下述几个步骤进行。

(1) 把基本变量 (X_i) 作下述线性变换以转成标准正态变量 (Z_i) ，这是因为欲使原点到超平面破坏面的距离即为可靠指标 β ，必须使变量位于标准正态空间才行。

$$Z_i = \frac{X_i - \mu_{xi}}{\sigma_{xi}} \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (9.68)$$

此时有

$$\mu_{zi} = 0, \quad \sigma_{zi} = 1 \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (9.69)$$

(2) 用优化迭代式逐步求得真正的 β 值。当破坏超曲面的曲率不大时，则不管此超曲面（用 S_z 表示之）位于切超平面（用 P_z 表示之）的右上侧还是左下侧，从原点到 P_z 的距离（ β ）恒小于从原点到超曲面 S_z 上任何其他点的连线（射线）长度，见图 9.13。故有

$$\beta = \min_{\bar{z} \in S_z} \left(\sum_{i=1}^n z_i^2 \right)^{\frac{1}{2}} \quad (9.70)$$

$$\sum_{i=1}^n \alpha_i^2 = 1 \quad (9.71)$$

$$\alpha_i = -\frac{\partial f(\bar{z})}{\partial z_i} \frac{1}{K} \quad (9.72)$$

常数 K 可由式(9.71)求得，即

$$K = \left(\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial f(\bar{z})}{\partial z_i} \right)^2 \right)^{\frac{1}{2}} \quad (9.73)$$

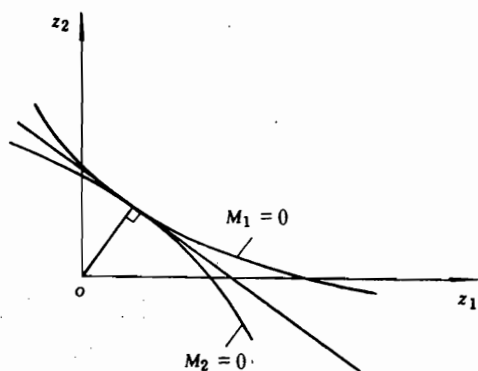


图 9.13 典型超曲面的 β 示意图

式中 $f(\bar{z})$ 由 $f_0(\bar{X})$ 通过变量变换求得。且令

$$f(\bar{z}) = f_1(z_1, z_2, \dots, z_n) + z_0 \quad (9.74)$$

式中 z_0 为常数项，据 n 维向量代数与解析几何得

$$\beta = \frac{-z_0}{f_1(\alpha_i)} \quad (9.75)$$

此时 $f_1(\alpha_i)$ 代表在 $f_1(\bar{z})$ 中用 α_i 代 z_i ，用 $\beta\alpha_i\alpha_j$ 代 $z_i z_j$ （注意 $z_i = \beta\alpha_i$ ）；且 $\partial f(\bar{z}) / \partial z_i$ 式中用 $z_i = \beta\alpha_i$ 处理。具体解题时，建议原始数据 $\beta^{(0)}$ 及 $\alpha_i^{(0)}$ 用下述办法取。

$$\beta^{(0)} \approx 3 \sim 4 \quad (9.76)$$

$$|\alpha_1^{(0)}| = |\alpha_2^{(0)}| = \dots = |\alpha_n^{(0)}| = \frac{1}{\sqrt{n}} \quad (9.77)$$

的正负号取法则一般对于载荷取正，对于强度、几何变量取负。由 $\beta^{(0)}$ 及 $\alpha_i^{(0)}$ 算得 $\partial f(\bar{z}) / \partial z_i$ ，即可算得 $\alpha_i^{(1)}$ ，再由式(9.75)算得 $\beta^{(1)}$ ，以后按此类推。

例 9.7 一个梁仍如例 9.6。但现讨论刚度可靠性。梁的最大挠度 δ_{max} 位于外载作用处。规定许可位移为 $[\delta] = \frac{l}{30}$ ， $\mu_E = 2 \times 10^7$ ， $\sigma_E = 0.5 \times 10^7$ ， $\mu_I = 10^{-4}$ ， $\sigma_I = 0.2 \times 10^{-4}$ （ I 为梁

截面的惯性矩)。求 β , P_f , R_e 。

解 解此一次静不定梁, 得

$$\delta_{\max} = \frac{5}{48} \frac{PL^3}{EI} \quad (9.78)$$

由于 $\sigma_L \approx 0$, L 可看作定值量, $[\delta]$ 也为定值量, 故破坏面方程为

$$M = [\delta] - \delta_{\max} = 0 \quad (9.79)$$

把数据代入、整理之得

$$f_0(E, I, P) = EI - 78.12P = 0 \quad (9.80)$$

此破坏面方程含有三个随机变量 E , I , P , 且为一个二次方程而非线性方程。因此首先得把变量作下述线性变换、以变成标准正态分布变量。

$$z_1 = \frac{I - \mu_I}{\sigma_I}, \quad z_2 = \frac{E - \mu_E}{\sigma_E}, \quad z_3 = \frac{P - \mu_P}{\sigma_P} \quad (9.81)$$

式 (9.81) 代入式 (9.80), 得

$$f(z) = 0.2z_1 + 0.25z_2 + 0.05z_1z_2 - 0.0391z_3 + 0.8438 = 0 \quad (9.82)$$

对于本例, 用公式 (9.72) 与 (9.75) 得

$$\beta = \frac{-0.8438}{0.2\alpha_1 + 0.25\alpha_2 + 0.05\beta\alpha_1\alpha_2 - 0.0391\alpha_3} \quad (9.83)$$

$$\left. \begin{aligned} \alpha_1 &= -\frac{1}{k}(0.2 + 0.05z_2) = -\frac{1}{k}(0.2 + 0.05\beta\alpha_2) \\ \alpha_2 &= -\frac{1}{k}(0.25 + 0.05\beta\alpha_1) \\ \alpha_3 &= \frac{1}{k}0.0391 \end{aligned} \right\} \quad (9.84)$$

具体迭代情况见表 9.2。

表 9.2 β 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

迭代到点 5, 由于点 4 与 5 相对差值已很小, 可认为已收敛。故取最终

$$\beta = 3.29$$

设计点 A 的坐标为

$$\begin{aligned} A &= 3.29\{-0.18, -0.97, 0.17\} \\ &= \{-0.59, -3.19, 0.56\} \end{aligned}$$

此时有

$$P_f = .0^3 50, \quad R_e = 0.999 50$$

当超曲面破坏面的曲率较大时, 上述近似公式的误差就大, 此时最好采用冯元生教授所提出的组合超平面以近似超曲面的较精确方法^[12]。现把该方法的基本概念与思路介绍于下, 具体公式可由该文献找到。

由于 Hasofer 与 Lind 只用一个超平面去近似超曲面, 故当超曲面曲率大时, 其精度很差。组合超平面法是以一组超平面去近似超曲面, 当然其精度就高。先取设计点 A 的切超平面为主切超平面, 在此切超平面内, 取 $n-1$ 个互相正交的轴; 从点 A 开始, 往左往右各沿轴走 1~2 个标准差距离得点 B_{iL} 与 B_{iR} , 再由这些点沿主切超平面的法向、用一维搜索走至超曲面破坏面上, 得点 C_{iL} 与 C_{iR} , 再于这些点作切超平面; 由这些点的切超平面与主切超平面在一起, 组成组合超平面, 可相当精确地模拟对应于超曲面的破坏概率; 这是因为在标准正态空间, 远离坐标原点的地方, 其密度函数的密度值很小。当只有两个随机变量时, 组合超平面法的几何阐明见图 9.14。

4. 破坏面为一般形式、正态分布、变量相关时的情况。

此时只需多一步手续, 把原相关变量 X_i 转成无关变量 Y_i 即行。

注意: 在线性破坏面方程时, 可据方程 (9.59) 到 (9.61) 直接求得 P_f , 不需要把变量转成无关; 只有在非线性方程时, 才需作此变换。

由线性代数理论知: 通过变量的下述线性变换, 即可把相关变量转成无关变量。

$$Y_i = \sum_{j=1}^n a_{ij} X_j \quad (9.85)$$

选择 a_{ij} 使原协方差矩阵 $[C_{\bar{X}}]$ 转成方差矩阵 $[C_{\bar{Y}}]$ 。

$$[C_{\bar{Y}}] = \begin{bmatrix} \text{Var}[X_1] & \text{Cov}[X_1, X_2] & \cdots & \text{Cov}[X_1, X_n] \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \text{Cov}[X_n, X_1] & \text{Cov}[X_n, X_2] & \cdots & \text{Var}[X_n] \end{bmatrix} \quad (9.86)$$

式中 $\text{Var}[X_i]$ 代表 X_i 的方差, $\text{Cov}[X_i, X_j]$ 代表 X_i, X_j 的协方差。协方差与相关系数 ρ_{ij} 间存在下述关系

$$\rho_{ij} = \frac{\text{Cov}[X_i, X_j]}{\sigma_{xi} \sigma_{xj}} \quad (9.87)$$

故相关系数等于零 (即变量 X_i, X_j 间不相关) 即 $\text{Cov}[X_i, X_j]$ 等于零。

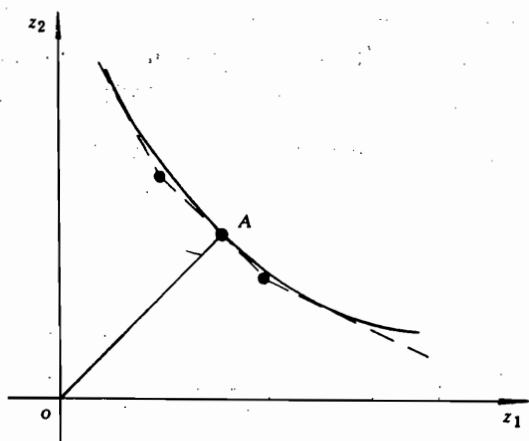


图 9.14 两个变量时, 组合超平面法的几何阐明

$$[C_{\bar{Y}}] = \begin{bmatrix} \text{Var}[Y_1] & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \text{Var}[Y_2] & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & 0 & \text{Var}[Y_n] \end{bmatrix} \quad (9.88)$$

注意：协方差矩阵中不一定每一个协方差不等于零，只要有一些不等于零即成；而方差矩阵则必需所有协方差等于零，也即各变量间不相关。

可将式 (9.85) 表达成下述矩阵形式

$$\bar{Y} = [a_{ji}]^T \bar{X} = [A]^T \bar{X} \quad (9.89)$$

式中 $[A]$ 为正交矩阵，这个矩阵的各列可由协方差矩阵 $[C_{\bar{X}}]$ 的特征向量求得。故解出 $[C_{\bar{X}}]$ 的特征向量，即可求得 $[A]$ 的各列，再由式 (9.89) 解得 $\bar{Y}$ 与 $\bar{X}$ 的关系（注意：公式 (9.89) 用的是 $[A]$ 的转置矩阵）。具体做法由以后的例题加以阐明。

在已知 X_i 的均值 μ_{x_i} （即 X_i 的期望值，可用 $E[X_i]$ 表示）、方差及 X_i 、 X_j 间的协方差后，据数理统计可由下式求得 Y_i 的均值、方差及 Y_i 、 Y_j 间的协方差。

$$E[Y_i] = \sum_{j=1}^n a_{ji} E[X_j] \quad (9.90)$$

$$\text{Var}[Y_i] = \sum_{j=1}^n a_{ji}^2 \text{Var}[X_j] + \sum_{j=1}^n \sum_{k=1}^n a_{ji} a_{kj} \text{Cov}[X_j, X_k] \quad (j \neq k) \quad (9.91a)$$

$$\text{Cov}[Y_i, Y_j] = \sum_{k=1}^n a_{ki} a_{kj} \text{Var}[X_k] + \sum_{k=1}^n \sum_{p=1}^n a_{ki} a_{pj} \text{Cov}[X_k, X_p] \quad (K \neq P) \quad (9.91b)$$

把上述两个式子可转写成下述矩阵形式

$$E[\bar{Y}] = [A]^T E[\bar{X}] \quad (9.92)$$

$$[C_{\bar{Y}}] = [A]^T [C_{\bar{X}}] [A] \quad (9.93)$$

例 9.8 已知两个相关的随机变量 X_1, X_2 , $\mu_1 = 2, \mu_2 = 3, \sigma_1 = \sqrt{0.03}, \sigma_2 = \sqrt{0.03}$, $\text{Cov}[X_1, X_2] = 0.01$. 求转成无关变量 Y_1 与 Y_2 .

解：协方差矩阵为

$$[C_{\bar{X}}] = \begin{bmatrix} \text{Var}[X_1] & \text{Cov}[X_1, X_2] \\ \text{Cov}[X_2, X_1] & \text{Var}[X_2] \end{bmatrix} = 0.01 \begin{bmatrix} 3 & 1 \\ 1 & 3 \end{bmatrix}$$

先求 $[C_{\bar{X}}]$ 的特征方程如下：

$$\begin{vmatrix} 3 - \lambda & 1 \\ 1 & 3 - \lambda \end{vmatrix} = (3 - \lambda)^2 - 1^2 = 0$$

即

$$\lambda^2 - 6\lambda + 8 = 0$$

再解特征方程的特征根如下：

$$(\lambda - 2)(\lambda - 4) = 0$$

所以 $\lambda_1 = 2, \lambda_2 = 4$

特征向量 $\bar{v}$ 可由下述方程求得

$$\begin{bmatrix} 3-\lambda_i & 1 \\ 1 & 3-\lambda_i \end{bmatrix} \{v_i\} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

故有

$$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix} \{v_1\} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

及

$$\begin{bmatrix} -1 & 1 \\ 1 & -1 \end{bmatrix} \{v_2\} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

解之, 得

$$v_1 = \frac{\sqrt{2}}{2} \{1, -1\}$$

$$v_2 = \frac{\sqrt{2}}{2} \{1, 1\}$$

这两个公式中特征向量是用单位向量表示的, 故出现模数 $\sqrt{2}/2$.

因此转换矩阵为

$$[A] = \frac{\sqrt{2}}{2} \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix}$$

无关变量为

$$\begin{Bmatrix} Y_1 \\ Y_2 \end{Bmatrix} = \frac{\sqrt{2}}{2} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{Bmatrix}$$

即

$$Y_1 = \frac{\sqrt{2}}{2} (X_1 - X_2)$$

$$Y_2 = \frac{\sqrt{2}}{2} (X_1 + X_2)$$

于是有

$$E[Y_1] = \frac{\sqrt{2}}{2} (2 - 3) = -\frac{\sqrt{2}}{2}$$

$$E[Y_2] = \frac{\sqrt{2}}{2} (2 + 3) = \frac{5}{2}\sqrt{2}$$

$$[C_{\bar{Y}}] = [A]^T [C_{\bar{X}}] [A] = \frac{\sqrt{2}}{2} \times 0.01 \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 3 & 1 \\ 1 & 3 \end{bmatrix} \frac{\sqrt{2}}{2} \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix} = 0.01 \begin{bmatrix} 2 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$$

当然, $[C_{\bar{Y}}]$ 也可根据线性代数理论简便地由下式求得

$$[C_{\bar{Y}}] = C \begin{bmatrix} |\lambda_1| & 0 \\ 0 & |\lambda_2| \end{bmatrix} = 0.01 \begin{bmatrix} 2 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$$

式中 C 为原 $[C_{\bar{X}}]$ 中存在的系数。

例 9.9 原始情况同例 9.4, 只是故意先把相关变量转成无关变量去做; 由于该例是线性破坏面, 故这样做是不需要的增加麻烦。

解 把原(9.62)式改写成

$$M = X_1 + \frac{1}{\sqrt{2}}X_2 - X_3 = 0$$

$$[C_{\bar{X}}] = \begin{bmatrix} 4 & 4.2 & 0 \\ 4.2 & 9 & 0 \\ 0 & 0 & 16 \end{bmatrix}$$

$$\begin{vmatrix} 4-\lambda & 4.2 & 0 \\ 4.2 & 9-\lambda & 0 \\ 0 & 0 & 16-\lambda \end{vmatrix} = 0$$

$$(4-\lambda)(9-\lambda)(16-\lambda) - 4.2^2(16-\lambda) = 0$$

也即

$$(4-\lambda)(9-\lambda) - 4.2^2 = 0$$

$$\lambda - 16 = 0$$

解之得

$$\lambda_1 = 11.387, \lambda_2 = 1.613, \lambda_3 = 16$$

故据

$$\begin{bmatrix} 4-\lambda_i & 4.2 & 0 \\ 4.2 & 9-\lambda_i & 0 \\ 0 & 0 & 16-\lambda_i \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} v_i \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

解得

$$\{v_1\} = 0.4942 \{1, 1.759, 0\}$$

$$\{v_2\} = 0.4942 \{-1.759, 1, 0\}$$

$$\{v_3\} = \{0, 0, 1\}$$

故由上述计算结果或直接由线性代数理论可知: $[A]$ 只需包括相关变量即成; 至于无关变量则直接由 X_i 改写成 Y_i ; 故有

$$[A] = 0.4942 \begin{bmatrix} 1 & -1.759 \\ 1.759 & 1 \end{bmatrix},$$

$$[A]^T = 0.4942 \begin{bmatrix} 1 & 1.759 \\ -1.759 & 1 \end{bmatrix}$$

故

$$Y_1 = 0.4942(X_1 + 1.759X_2)$$

$$Y_2 = 0.4942(-1.759X_1 + X_2)$$

所以有

$$X_1 = 0.4942(Y_1 - 1.759Y_2)$$

$$X_2 = 0.4942(1.759Y_1 + Y_2)$$

$$X_3 = Y_3$$

将这些代入原 M 方程, 有

$$M = 1.109Y_1 - 0.5198Y_2 - Y_3 = 0$$

此时需先计算 Y_1, Y_2, Y_3 的均值与标准差.

$$\mu_{Y_1} = 0.4942(\mu_{X_1} + 1.759\mu_{X_2}) = 35.97$$

$$\mu_{Y_2} = 0.4942(-1.759\mu_{X_1} + \mu_{X_2}) = -2.560$$

$$\mu_{Y_3} = \mu_{X_3} = 20$$

$$\sigma_{Y_1}^2 = \lambda_1 = 11.387$$

$$\sigma_{Y_2}^2 = \lambda_2 = 1.613$$

$$\sigma_{Y_3}^2 = \lambda_3 = 16$$

故

$$\begin{aligned}\beta &= \frac{1.109 \times 35.97 - 0.5198(-2.560) - 20}{\sqrt{1.109^2 \times 11.387 + (-0.5198)^2 \times 1.613 + 16}} \\ &= \frac{21.22}{\sqrt{30.44}} = 3.846\end{aligned}$$

与前面例 9.4 的简捷算法结果完全相同 (计算误差为万分之六). 故切记对于线性破坏面, 不应转相关变量为无关变量, 而应直接由方程 (9.60), (9.61) 求解, 那样做简捷得多.

5. 破坏面为一般形式、任意分布、变量相关时的情况

此时重点在于非正态分布如何处理. 采用二阶矩理论时常用下述近似办法以简化计算. 即把非正态分布转成对应的正态分布.

下面先阐明非正态分布转正态分布的基本概念与思路, 再导出计算公式, 最后给算例以进一步阐明.

正态分布由于对称, 只含两个参数 (均值与标准差); 故任意分布转成对应的正态分布时, 只能有两个重合处——即由这两处、两种函数重合以解得对应正态分布的两个参数. 通常设计点较能反映可靠性特点, 故取在设计点、任意函数的密度分布值与累积分布值与正态分布的该两函数值相同即可.

下面分两种情况讨论之. 一为破坏面为线性函数的情况, 一为破坏面为非线性函数的情况.

先讨论简单的线性破坏面情况.

由于题目规定 $\mu_P = 1000$, $\sigma_P = 200$, 故得

$$b = 0.006413, \quad a = 910.0$$

在迭代一开始时, 先假设 Gumbel 分布转成的正态分布仍具有上述均值与标准差, 即取

$$\mu_P^{(0)} = \mu_P = 1000$$

$$\sigma_P^{(0)} = \sigma_P = 200$$

由

$$M = R - P$$

得

$$\beta^{(0)} = (2000 - 1000) / \sqrt{200^2 + 200^2} = 3.536$$

把原破坏面方程转成标准正态变量, 令

$$z_R = \frac{R - \mu_R}{\sigma_R}, \quad z_P = \frac{P - \mu_P}{\sigma_P}$$

得

$$M = \sigma_R Z_R - \sigma_P Z_P + (\mu_R - \mu_P)$$

把原始数据与迭代开始数据代入, 得

$$M^{(0)} = 200Z_R - 200Z_P + 1000$$

此时据式 (2.95) 得

$$A_z^{(0)} = \frac{-\beta^{(0)}}{\sqrt{200^2 + 200^2}} \{200, -200\} = 2.5\{-1, 1\}$$

参考图 9.16。式 (9.95) 的正负号由这样决定, 若 a_0 与 a_1 为异号, 则取正; 若同号, 则取

负。以上知 $z_P^{*(0)} = 2.5$, 可由式 (9.104) 求得

$$x_P^{*(0)} = F_P^{-1}(\Phi(2.5)) = F_P^{-1}0.99379$$

也即

$$\exp[-\exp[-0.006413(x_P^{*(0)} - 910.0)]] = 0.99379,$$

$$\exp[-0.006413(x_P^{*(0)} - 910.0)] = 6.2294 \times 10^{-3},$$

$$0.006413(x_P^{*(0)} - 910.0) = 5.0785,$$

$$x_P^{*(0)} = 1701.9$$

且有

$$F_P(x_P^{*(0)}) = 0.99379$$

$$f_P(x_P^{*(0)}) = \exp[-\exp[-0.006413(1701.9 - 910)]]$$

$$- 0.006413(1701.9 - 910)]0.006413$$

$$= \exp[-\exp(-5.0785) - 5.0785]0.006413$$

$$= 0.006413\exp(-5.0847) = 3.9900 \times 10^{-5}.$$

再由式(9.102)与(9.103)得

$$\sigma_P^{(1)} = \frac{\varphi(\Phi^{-1} 0.993\ 79)}{3.990\ 0 \times 10^{-5}} = \frac{\Phi(2.5)}{3.99 \times 10^{-5}}$$

$$= \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{2.5^2}{2}\right) / 3.99 \times 10^{-5} = 439.3$$

$$\mu_P^{(1)} = 1\ 701.9 - 2.5 \times 439.3 = 603.65$$

再代入破坏面方程得

$$M^{(1)} = 200Z_R - 439.3Z_P + 1\ 396.3,$$

$$\beta^{(1)} = 1\ 396.3 / \sqrt{200^2 + 439.3^2} = 2.893$$

得

$$A_Z^{(1)} = 2.893\{-0.414\ 35, 0.910\ 12\} = \{-1.198\ 7, 2.633\ 0\}$$

即有 $z_P^{*(1)} = 2.633\ 0$. 继续迭代下去, 其结果见表 9.3.

表 9.3 例 9.10 的迭代结果表

迭代次数 K	$\sigma_P^{(K)}$	$\mu_P^{(K)}$	$\beta^{(K)}$	$z_P^{*(K)}$	$x_P^{*(K)}$
0	200	1000	3.536	2.5	1701.9
1	439.3	603.65	2.893	2.633 0	1761.9
2	460.15	550.33	2.889	2.649 6	

由于 β 的相对误差 $\overline{\Delta\beta}$ 在 $K=2$ 时已只有

$$\overline{\Delta\beta}^{(2)} = \left| \frac{\beta^{(2)} - \beta^{(1)}}{\beta^{(1)}} \right| = \left| \frac{2.889 - 2.893}{2.893} \right| = 0.138\%$$

故可以认为 $\beta^{(2)} = 2.889$, $z_P^{*(2)} = 2.649\ 6$ 即为转换成正态分布以后的解. 可见外载 P 从原正态分布时的 $\beta_N = 3.536$ (见例 9.5) 减至 Gumbel 分布时的 $\beta_g \approx 2.889$, β 值减少 18.3%.

至于破坏面为非线性方程时, 其思路与概念与上述完全一样; 只是由于非线性方程求 β 及设计点 A , 本来就需迭代, 因此转换分布不需本身单独进行迭代, 只需在总的迭代过程中, 每迭代一次、转换一次即可. 下面用例题及迭代表加以阐明.

例 9.11 其他数据及情况均与例 9.7 相同, 只是外载改成 Gumbel 分布. 其计算结果见表 9.4.

现取 $\beta_G = \beta_G^{(b)} = 3.32$; 与原例 9.7 的 $\beta_N = 3.29$ 比, 增加了 0.904%.

以上这种转换方法由于只用了两个重合条件, 故其精度不是很高的. 当随机变量数很少时, 可以用数值积分法解之. 当随机变量数不多时, 也可以用蒙特-卡洛(Monté-Carlo)法解之(见 9.3 节).

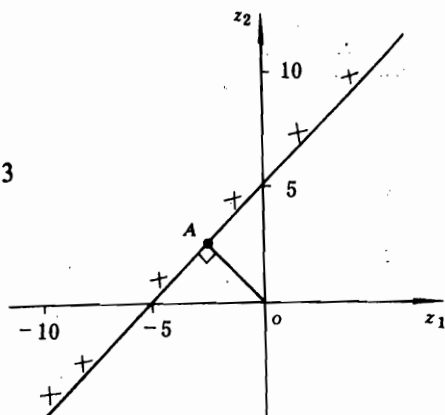


图 9.16 例 9.10 的示意图

表 9.4 例 9.11 的计算结果表

迭代次数 k	β	α_1	α_2	α_3	σ'_p	μ'_p
0	3.00	-0.58	-0.58	0.58	1.708	3.054
1	3.53	-0.52	-0.78	0.35	1.425	3.479
2	3.50	-0.35	-0.88	0.31	1.337	3.580
3	3.40	-0.24	-0.94	0.26	1.237	3.678
4	3.34	-0.20	-0.95	0.22	1.176	3.728
5	3.33	-0.18	-0.96	0.20	1.150	3.746
6	3.32	-0.18	-0.97	0.20	1.140	3.752

四、结构元件可靠度的定性分析

1. 结构元件可靠度的一些典型数据及粗定量估算

根据美国 1980 年的报告^[21]，美国现有各种建筑结构的可靠度值大多在 0.9938~0.9987 之间；少数可低至 0.9932 或高至完全接近 1。

对于石油平台，结构元件的可靠度一般大于 0.995，整个石油平台体系则取可靠度指标为 0.99。

对于飞机结构，结构的可靠度对小飞机，一般为 0.9999，对于大飞机，一般为 0.99999 数量级。

石油平台体系的可靠度指标小于飞机结构的该指标，是因为平台的过大载荷通常是由于巨大风浪引起，而这种风浪是可以由天气预报预测的；在预测到将有巨大风浪以后，即可提前撤走平台上的人员；因此平台事故通常不引起人员伤亡，这就减少了相应的经济影响与声誉影响。

虽然现在还没有对现有飞机的结构作很多的可靠度计算，因此暂时还提不出像在制订建筑可靠性规范^[21~23]时所给出的建筑物可靠性计算数据那样的大量计算数据，但还是可以给出一些粗的定量数据。下面是冯元生教授在这方面的一些推论。

飞机结构元件的安全系数通常为 $f \approx 1.5 \sim 2.0$ ，剩余强度系数（指各元件中的最小者） $\eta \approx 1.0 \sim 1.2$ ；但是还有一些偏向安全的隐藏安全系数需要考虑进去，即塑性效应安全系数 $f_p \approx 1.0 \sim 1.3$ ，取模型安全系数 $f_m \approx 1.0 \sim 1.2$ ，材料强度极限取低限时带来的安全系数 $f_s \approx 1.05 \sim 1.2$ ，尺寸取最小名义尺寸带来的安全系数 $f_d \approx 1.05 \sim 1.1$ 。这些除原名义安全系数 f 以外，所有附加的安全系数的总效应为这些安全系数的相乘或“相加”之间，保守一些，取“相加”，则这个总附加安全系数 f_a 的上、下限分别为

$$f_{a, \text{upper}} = 1 + (1.2 - 1) + (1.3 - 1) + (1.2 - 1) + (1.2 - 1) + (1.1 - 1) = 2.0$$

$$f_{a, \text{ lower}} = 1 + (1.0 - 1) + (1.0 - 1) + (1.0 - 1) \\ + (1.05 - 1) + (1.05 - 1) = 1.1$$

假设 $V_S = 0.2$, $V_R = 0.1$, 正态分布无关变量, 则可算得下述结果:

$$f = 1.5, \quad \beta_{\text{upper}} \approx \frac{(1.5 + (2.0 - 1)) - 1}{\sqrt{(1.5 + (2.0 - 1))^2 0.1^2 + 0.2^2}} = \frac{1.5}{\sqrt{0.1025}} = 4.685,$$

$$\beta_{\text{lower}} \approx \frac{(1.5 + (1.1 - 1)) - 1}{\sqrt{(1.5 + (1.1 - 1))^2 0.1^2 + 0.2^2}} = \frac{0.6}{\sqrt{0.0656}} = 2.343,$$

$$R \approx 0.991 \sim 0.999998;$$

$$f = 2.0, \quad \beta_{\text{upper}} = 5.547, \quad \beta_{\text{lower}} = 3.793, \quad R \approx 0.9999 \sim 0.99999999.$$

β 的平均值 $\bar{\beta}$ 及其对应的可靠度 $\bar{R}$ 为

$$f = 1.5, \quad \bar{\beta} = \frac{(1.5 + (3.1/2 - 1)) - 1}{\sqrt{(1.5 + (3.1/2 - 1))^2 0.1^2 + 0.2^2}} = 3.666,$$

$$\bar{R} = 0.99988 \approx 0.9999;$$

$$f = 2.0, \quad \bar{\beta} = 4.783, \quad \bar{R} \approx 0.999999.$$

2. 结构元件可靠度的定性分析

首先可以把众多元件分类。先分成两大类: 即与安全程度有关元件和与安全程度无关元件, 或简称为可破坏元件与不破坏元件。如果众元件中剩余强度系数最小者为元件 m_1 , 则所有其余元件中, 剩余强度系数为大于、等于 km_1 者 (例如, $k \approx 1.25$), 均被称为不破坏元。这可以用下述估算阐明之。设原始安全系数与隐藏安全系数合成考虑后的综合安全系数 $f_i \approx 2$, 且最严重之 m_1 的剩余强度系数取为 1; 则最严重元的可靠指标为

$$\beta_1 = \frac{2 - 1}{\sqrt{2^2 \times 0.1^2 + 0.2^2}} = 3.536$$

此时对应的破坏概率为

$$P_{\beta_1} = 0.00020$$

其他不破坏之中取剩余强度系数为 1.25 时, 有

$$\beta_u = \frac{2.5 - 1}{\sqrt{2.5^2 \times 0.1^2 + 0.2^2}} = 4.685$$

$$P_{\beta_u} = 0.00000145$$

不破坏元与严重元间的破坏概率比值 C_p 为

$$C_p = \frac{0.00000145}{0.00020} = 0.725\%$$

故若为一个小型结构, 则不破坏元不会很多很多, 则把不破坏元视作破坏概率接近于零是可以的。但需注意这种分类法只适用于静定结构, 因静定结构坏了任一元件即得到结构体系的一个强度值; 而在静不定结构中、若出现第一个元件破坏, 结构通常还能进一步受载, 而此时内力需重新分配 (因已有一个元件破坏), 因此各元件剩余强度系数需重新计算, 详细情况可见 9.3 节。

元件或结构体系的抗疲劳、抗断裂可靠性定性分析也见9.3节。

9.3 结构体系可靠性分析

对于一般的简单串、并联系统的可靠度计算,读者可参阅有关电器可靠性方面的书籍或文献。

一般情况下,由于下面几个方面的原因,使结构体系不能简化成串、并联组合来计算其可靠性。这些原因为

(1) 静不定结构体系的承载能力(或强度)与结构的破坏模式有关,而大型结构的破坏模式众多,必须枚举出所有主要破坏模式;

(2) 尽管单个破坏模式的相应破坏概率可以用第二章所阐明的方法去计算,且各个破坏模式之间是视作串联的,但这些破坏模式之间是有着相关性的。因此把若干单个主要破坏模式的破坏概率综合成结构体系的破坏概率时,必需考虑这个相关性;

(3) 在计算结构体系的强度时,必须考虑到元件的弹塑性效应。

一、结构体系的极限承载能力

结构体系的极限承载能力或强度,与结构布局、元件尺寸、元件材料特性有关。在把结构各参数(如元件强度、结构外载、结构布局参数等)视作定值量时,已有较多的著作讨论过这个问题,可参考文献。现把主要内容及基本概念阐明于下。

1. 理想塑性的梁及刚架的极限承载能力

(1) 静定梁 静定梁当其在弯矩绝对值最大处首先达到塑性铰时,则梁可绕此塑性铰随意转动,此时的外载即为静定梁的极限承载能力。塑性铰是指把梁视作理想塑性时,该断面上不管是受拉层还是受压层,都完全达到塑性屈服应力 σ_s 。图9.17(a)所示一端固支的悬臂梁,在自由端受一集中力 P ;则梁的内力矩分布为线性的,见图9.17(b);此时梁固定端处的内力矩最大。随着外载 P 的增加,梁根部截面(假设截面为矩形)的两端最外侧处首先达到 σ_s ;由于假定材料为理想塑性,即应力达到 σ_s 后,在保持此常数应力状态下,应变不断增加(见图9.17(c)),故 P 再继续增加,将使此截面上更多层纤维的应力达到;当 P 增大至 P_p 时,认为此截面的所有纤维的应力均到达 σ_s (见图9.17(d));由全部 σ_s 分布状态时构成的内力矩称作截面的塑性力矩 M_p ,此时该截面不能进一步抗弯曲变形,故称之为塑性铰。注意:塑性铰与真实铰有相同处,有不同处;不同处为外载不达到足够大时,塑性铰是不会形成的;相同处为某截面形成塑性铰后,即具有不能抗弯曲变形这一铰的特性。注意:用(理想)塑性铰计算极限承载能力是偏冒进的,因为下述三个因素被略去了;其一是截面上还有小量剪力,因之全部纤维达到 σ_s 是难以做到的,其二是即使是纯弯矩内力,在中性层附近处也很难达到 σ_s ,其三是材料与理想塑性也有差别,见图9.17(e)。

根据上述定义,可得截面塑性弯矩为

$$M_p = \int \sigma_s y dA = \sigma_s S_y$$

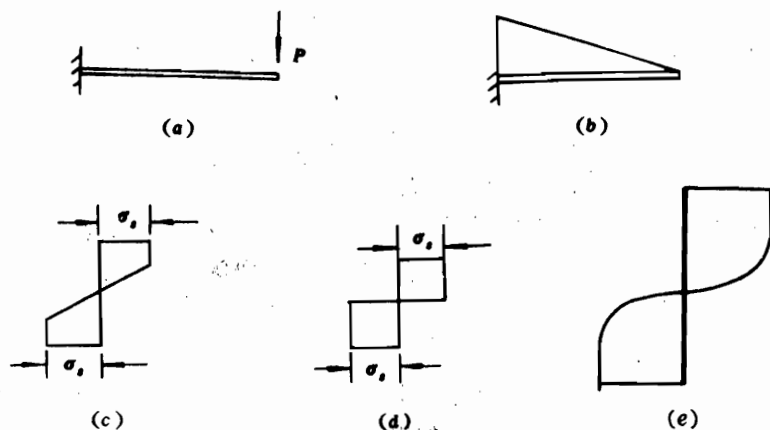


图 9.17 塑性铰

式中截面的横坐标为 y , 纵坐标为 z (梁的轴向为 x 坐标), dA 为截面该处整个宽度乘以 dz , S_y 为对 y 轴的静矩。

一般, 梁按弹性设计时, 截面上最大一点的应力达到材料屈服应力 σ_s (房屋建筑时采用许用应力法, 外载为使用外载, 许用应力为材料强度除以安全系数 f) 或 σ_b (飞机结构采用设计外载法, 外载为许用外载乘以安全系数, 许用应力在不考虑稳定性时, 即为材料的强度), 故截面弹性设计最大弯矩为

$$M_E = \frac{\sigma_s I}{z_0} \quad (9.108)$$

式中 z_0 为中性轴到截面最外侧的距离, I 为截面绕 y 轴的惯性矩。定义塑性修正系数 K_M 为

$$K_M = \frac{M_P}{M_E} = \frac{S_y z_0}{I} \quad (9.109)$$

这个系数 K_M 可以查手册 (如设计员手册、强度计算手册) 找到。当截面为矩形时, $K_M = 1.5$; 当截面为圆形时, $K_M = 1.7$; 截面愈接近薄壁梁, 将使 K_M 减小。这个静定梁的截面最大弯矩位于根部,

$$M_{\max} = Pl$$

式中 l 为梁长, 因之梁的极限承载能力为

$$P_u = \frac{M_P}{l} = \frac{\sigma_s S_y}{l}$$

式中 σ_s 由材料特性确定, S_y 由截面形状及尺寸确定, l 为梁长, 已知, 故可以算得 P_u 。

(2) 静不定梁与刚架 下面通过例 9.12 阐明求静不定梁强度的逐次分析法。

例 9.12 图 9.18(a)所示的一次静不定梁, 在梁中央位置作用一集中力外载 P , 梁为等断面梁, 求此梁的极限承载能力或极限载荷。

解 该梁在弹性范围内的固支端处弯矩与中央位置处的弯矩分别为

$$M_a = (-3/16)Pl,$$

$$M_c = (5/32)Pl,$$

梁的弯矩图由折线构成, 见图 9.18(b)。由于图上有两个峰值(绝对值), 故容易判断, 塑性铰将出现在这两个峰值的截面处。这两个弯矩绝对值中, $|M_a| > |M_c|$, 故在固支点处先形成塑性铰, 此时对应的外载用 P_1 表示它, 则有

$$P_1 = \left(\frac{16}{3}\right)\left(\frac{M_p}{l}\right) \quad (9.110)$$

当 A 点构成塑性铰后, 梁可以以双铰支点梁的形式、进一步受外力增量 ΔP (图 9.18(c)), 此时梁的附加弯矩图见图 9.18(d)。当中点附加弯矩值 $\Delta Pl/4$ 加 P_1 作用下的 M_c 等于 M_p 时, 此处也形成塑性铰; 此时梁成为一瞬时可变机构, 不能进一步受外载。故有

$$\left(\frac{5}{32}\right)P_1 l + \frac{\Delta Pl}{4} = M_p \quad (9.111)$$

解得

$$\Delta P = \left(\frac{2}{3}\right)\frac{M_p}{l}, \quad P_u = P_1 + \Delta P = 6M_p / l$$

这个梁的 $M-P$ 曲线与 $\delta-P$ 曲线(δ 为外载作用处的梁挠度)见图 9.19。

对于静不定度不太少的梁与刚度, 常用机动法求其极限承载能力(至于求得的是上限还是精确解可据极限分析定理判断之。下面简单作一阐明。

先阐明虚功原理在极限分析中的应用。

当结构体系内出现足够数量的塑性铰, 以使此结构刚变成某一种机构或瞬时机构时, 仍可应用虚功原理; 即外力与外力作用

处虚位移(用 Δ 表示)所作的功, 等于诸塑性铰处 M_{pi} 与相应的虚位移 θ_i 所作功的和; 这是因为结构在作虚位移时, 除塑性铰处, 其他截面都没有附近变形。此时有下述表达式:

$$P_{uj} \Delta = \sum_{i=1}^n M_{pi} \theta_i \quad (9.112)$$

故

$$P_{uj} = \sum_{i=1}^n M_{pi} \theta_i / \Delta \quad (9.113)$$

式中脚注 j 代表对应第 J 种破坏模式, 在梁及刚架上指不同的塑性铰位置分布。

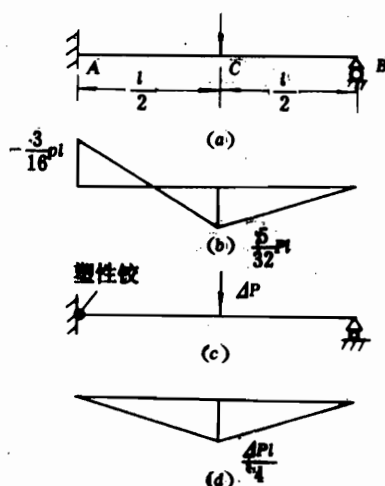


图 9.18 例9.12受力图

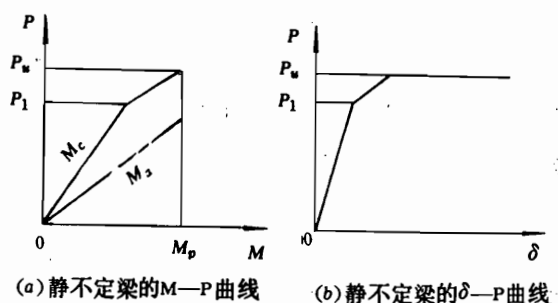


图 9.19 梁的 $M-P$ 与 $\delta-P$ 曲线

由公式 (9.113) 可知, 只要解得 Δ 与 θ_i 的几何关系, 即可求得 P_{ui} , 而这些几何关系是很易求得的。

下面通过例 9.13 阐明这个方法的概念与思路。

例 9.13 一个等断面刚架如图 9.20(a) 所示, 在 b 与 c 处分别作用有外载 $2\lambda P$ 与 $3\lambda P$ (λ 为一常数), 求此单跨度门式刚架的极限载荷。

解 此刚架为三次静不定结构, 形成 4 个塑性铰即使完成为一个机构, 在一个柱或横梁上 (本题柱中间无外载, 故不需讨论此情况下的柱) 出现三个塑性铰, 即形成瞬时可变机构。根据图 9.20(b) 所示此刚架的一种典型弯矩内力分布图, 知刚架可能形成塑性铰的为 a, b, c, d, e 5 处。根据外载及结构布局, 选择图 9.20(c), (d), (e) 为其可能最严重的情况。注意: 最严重者为所有 P_{ui} 中的最小者, 即

$$P_{u, \min} = \min_{i=1 \sim M} (P_{ui}) \quad (9.114)$$

式中 M 为破坏模式的总数。

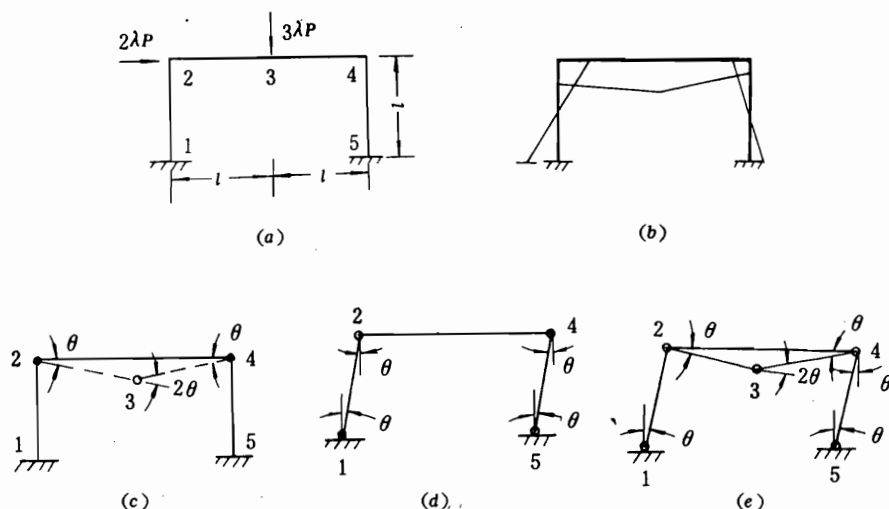


图 9.20 例 9.13 静不定刚架情况图

首先分析图 9.20(c) 所示的梁式瞬时可变机构, 此时有

$$3\lambda P(l\theta) = M_p \theta + M_p (2\theta) + M_p \theta$$

故

$$\lambda P_{u1} = 1.33 M_p / l$$

再分析图 9.20(d) 所示的侧移机构, 此时有

$$(f) \quad 2\lambda P(l\theta) = M_p \theta + M_p \theta + M_p \theta + M_p \theta$$

$$(g) \quad \lambda P_{u2} = 2 M_p / l$$

(h) 最后分析图 9.20(e) 的侧移 - 瞬变综合机构, 此时有

$$(i) \quad 2\lambda P(l\theta) + 3\lambda P(l\theta) = M_p \theta + M_p (2\theta) + M_p \theta$$

$$\lambda P_{u3} = 1.2 M_p / l$$

故

$$\lambda P_{u, \min} = \min(\lambda P_{u1}, \lambda P_{u2}, \lambda P_{u3}) = 1.2 M_p / l$$

此解为精确解。注意：若为常规的许用应力设计法，则只需找到唯一的一个 $P_{u, \min}$ 即行。但对于可靠性分析，则除了最严重的破坏模式需考虑，次最严重的破坏模式也必须考虑；故在上例中需考虑 λP_{u1} 、 λP_{u3} 两种情况，分别计算其对应的破坏概率，再综合成此刚架的破坏概率。

(3) 简单桁架 先阐明静定桁架结构体系的强度问题。由于是静定结构，故任意一个元件破坏即导致结构体系的破坏，故若此体系由 n 个元件组成，则总共有 n 个破坏模式；每个破坏模式之间是串联的，因任一个破坏模式出现都导致破坏；故静定结构相当于 n 个元件串联。

现通过例 9.14 阐明求静定桁架强度的方法。

例 9.14 图 9.21 示一个 9 杆静定结构，作用在 a 、 b 点的外载分别为 P 与 λP ，用符号 R_i 与 F_{ii} 分别表示 i 杆的强度及 $P=1$ 时 i 杆的内力，则有

$$F_{ii} = \left\{ -\frac{2}{3} - \frac{\lambda}{3}, -\frac{2\sqrt{2}}{3} - \frac{\sqrt{2}}{3}\lambda, \right. \\ \left. -\frac{1}{3} + \frac{\lambda}{3}, \frac{\sqrt{2}}{3} - \frac{\sqrt{2}}{3}\lambda, \right. \\ \left. 0 + 0, -\frac{\sqrt{2}}{3} - \frac{2\sqrt{2}}{3}\lambda, \frac{2}{3} + \frac{\lambda}{3}, \right. \\ \left. \frac{1}{3} + \frac{2}{3}\lambda, \frac{1}{3} + \frac{2}{3}\lambda \right\}$$

用符号 a_i 代表 i 杆的利用率，且定义

$$a_i = F_{ii} / R_i \quad (9.115)$$

则这个系数代表 i 杆利用的程度（或受力程度）；用符号 R_{i+} 代表 i 杆的抗拉强度， R_{i-} 代表 i 杆的抗压强度，则在公式 (9.115) 中当分子 F_{ii} 为正时，分母用 R_{i+} ；当 F_{ii} 为负时，分母用 R_{i-} ；由于 a_i 要末是正除以正数，要末是负除以负数，故 a_i 恒为正数。

取 a_i 最大者代表最严重元件，也即有

$$a_{\max} = \max_{i=1 \sim n} (a_i) \quad (9.116)$$

当 P 增大到某个值 P_u 使 $P_u a_{\max} = 1$ 时，即代表最严重元的内力刚好等于该元强度，而其他各元内力的绝对值小于各元强度的绝对值；用公式表示之为

$$F_i = P_u F_{ii} = P_u a_i R_i \quad (9.117)$$

$$F_m = P_u a_{\max} R_m = R_m \quad (9.118)$$

$$F_i < R_i \quad (9.119)$$

式中脚注 m 代表最严重元。当然也可能有不止一个的最严重元，也即有几个元同时达到破

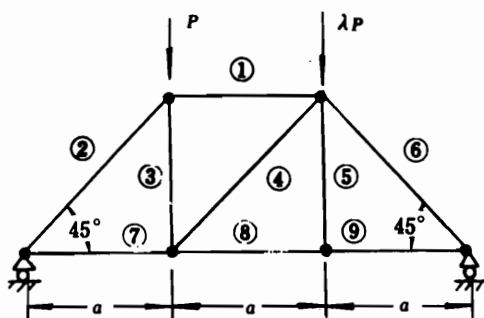


图 9.21 例 9.14 的静定桁架图

坏(当 P 达到极限承载能力 P_u 时), 则式 (10.118) 可以有分别与 $m_1, m_2, \dots$ 脚注对应的几个等式。从上述讨论知

$$P_u = 1 / a_{\max} \quad (9.120)$$

同样的, 在作可靠性分析时, 还必须考虑次最严重元。

再阐明简单静不定桁架的强度问题。此时需把元件分为塑性元还是脆性元。所谓塑性元是指该元件所受内力(或称为元件载荷)达到临界力时, 元件即进入塑性, 也即元件在此临界力维持常数情况下继续增大变形; 所谓脆性元是指该元件所受内力达到临界力时, 元件即受拉断裂或受压破坏, 此元件再不能受任何一点载荷(也即原来若受有载荷, 则此时减为零)。注意: 塑性元达到临界后, 该元件仍有临界力作用着。不管是脆性元, 还是塑性元, 对于静不定桁架, 首先得定义什么叫结构体系的破坏。

结构体系的破坏通常指出现下述几种情况之一。

在极限载荷作用下, 结构体系已有足够数量的元件达到临界, 使结构变成可变机构或瞬时可变机构。

在极限载荷作用下, 结构出现超过规定的变形。

当此极限载荷作用时, 结构体系不再能进一步承受外载的增加。

下面先讨论塑性元简单桁架(即全部元件为塑性元的情况)的强度。下面通过叁个简单的例题加以阐明。

例 9.15 图 9.22 所示两并行杆杆系, 两杆的强度分别为 R_1 与 R_2 , 为塑性元, 外载为 S , 求系统强度。

解 此时可有两种破坏模式, 即杆 1 先到临界, 再杆 2 到临界, 以及杆 2 先到临界, 再杆 1 到临界; 只要两根杆都到临界, 此杆系即成机构, 也即破坏。分别用 R_{S12} 与 R_{S21} 表示上述两种破坏模式的强度, 则有

$$R_{S12, P} = R_1 + R_2 \quad (9.121a)$$

$$R_{S21, P} = R_2 + R_1 \quad (9.121b)$$

式中脚注 P 代表塑性元。

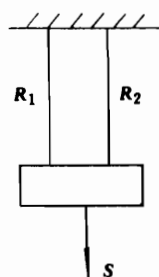


图 9.22 例9.15的两并行杆杆系

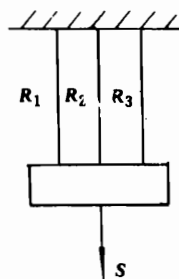
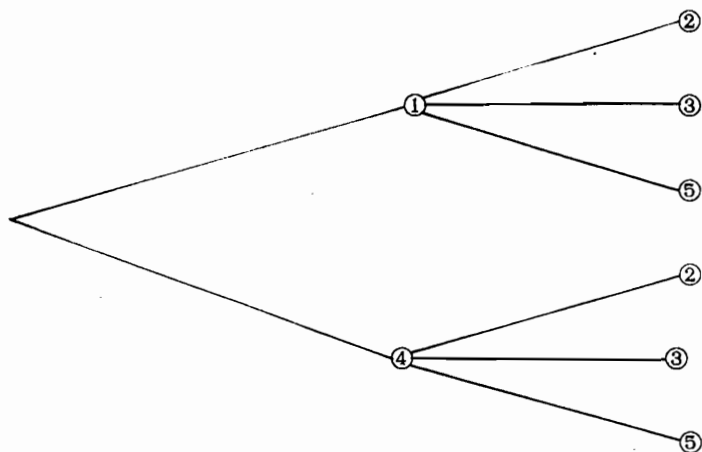


图 9.23 例9.16的三杆杆系

例 9.16 把例 9.15 的两并行杆改成叁平行杆(见图 9.23)则有

$$\begin{aligned}
 R_{S123, P} &= R_{S132, P} = R_{S213, P} = R_{S231, P} = R_{S312, P} \\
 &= R_{S321, P} = R_1 + R_2 R_3
 \end{aligned}
 \quad (9.122)$$

例 9.17 图 9.24(a) 所示的 5 杆一次静不定桁架，外载为一个侧向力 S ，塑性元。杆旁所注带有圆括号的数目字表示杆号，杆旁直接所注的数字表示该杆所受的内力。本题简单，可以用传力分析与子结构概念阐明之。即把静不定结构分为几个独立的静定子结构传力路线（这里子结构的意义是略加推广的，即可以是只能承受某一个外载方向力的系统，实际上为了承受另外方向可能存在的小量分力，还必须加以小量尺寸的其他元件）；当所有传力路线都不能进一步承受外载时，结构即破坏。本例为一次静不定结构，故可分为图 9.24(b) 所示的两个静定子结构。每一个静定子结构中任选一杆达到塑性时，即可认为结构破坏，也即为一个破坏模式；故破坏模式总共有六个，把其组合成下述破坏树形式：



6 个破坏模式所对应的系统强度如下：

$$\left. \begin{aligned}
 R_{S12, P} &= R_1 + R_2 \\
 R_{S13, P} &= R_1 + R_3 \\
 R_{S15, P} &= R_1 + R_5 / \sqrt{2} \\
 R_{S42, P} &= R_4 / \sqrt{2} + R_2 \\
 R_{S43, P} &= R_4 / \sqrt{2} + R_3 \\
 R_{S45, P} &= R_4 / \sqrt{2} + R_5 / \sqrt{2}
 \end{aligned} \right\}
 \quad (9.123)$$

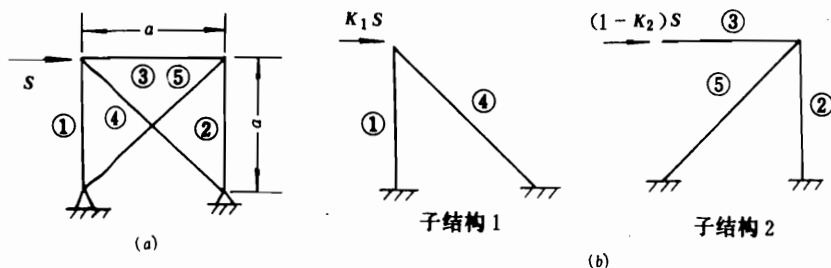


图 9.24 例 9.17 的 5 杆一次静不定桁架

现在取 $R_{S12, P}$ 与 $R_{S15, P}$ 作为典型解释一下。令外载为单位载荷 1，则若令第一个子结构的载荷为 K ，则第二个子结构的载荷必然为 $1-K$ 。此时各杆的内力如图 9.24(b) 所示。也即当结构外载为 1 时，各元件内力为

$$F_{1i} = \{K, -(1-K), -(1-K), -K\sqrt{2}, (1-K)\sqrt{2}\} \quad (9.124)$$

先讨论 $R_{S12, P}$ ，当杆 1 的内力 $F_{11} = R_1$ 时，杆 1 至临界，因此求得 $KP_{u1} = R_1$ ；然后子结构 1 的外载保持为 KP_{u1} ，子结构 2 的外载为 $(1-K)P_{u1} + \Delta P$ 时使杆 2 也达到临界，则有

$$(1-K)P_{u1} + \Delta P = R_2$$

注意：本书若没有特别说明时，即假设

$$|R_{i-}| = R_{i+} = R_i \quad (9.125)$$

由上述讨论知

$$P_{u1} = \frac{R_1}{K}$$

$$\Delta P = R_2 - (1-K)P_{u1} = R_2 - \frac{1-K}{K}R_1$$

$$P_{u12, P} = P_{u1} + \Delta P = \frac{R_1}{K} + R_2 - R_1 \frac{1-K}{K} = R_1 + R_2$$

所以 $R_{S12, P} = R_1 + R_2$

上式中 P_{u1} 为外载 S 达到此值时，杆 1 达到临界。下面再用公式阐明 $R_{S15, P}$ 。

$$P_{u1} = \frac{R_1}{K}$$

$$\sqrt{2}((1-K)P_{u1} + \Delta P) = R_5$$

$$\Delta P = \frac{R_5}{\sqrt{2}} - (1-K)P_{u1} = \frac{R_5}{\sqrt{2}} - \frac{1-K}{K}R_1$$

$$\begin{aligned} P_{u15, P} &= P_{u1} + \Delta P = \frac{R_1}{K} - \frac{1-K}{K}R_1 + \frac{R_5}{\sqrt{2}} \\ &= R_1 + \frac{R_5}{\sqrt{2}} \end{aligned}$$

所以

$$R_{S15, P} = P_{u15, P} = R_1 + \frac{R_5}{\sqrt{2}}$$

现在转入讨论脆性元简单桁架。

例 9.18 仍为例 9.15 的两并行杆杆系，但现在为脆性元，用脚注 b 代表脆性元。此时

$$R_{S12, b} = \max(2R_1, R_2) \quad (9.126a)$$

$$R_{S21, b} = \max(2R_2, R_1) \quad (9.126b)$$

在列出上述公式中是作了一种假设，即当杆子没有出现破坏以前，系统外载由两根杆均分（这只是为了表达简洁，不一定要采用这种假设）。

现在把公式 (9.126a) 解释一下, 当杆 1 达到破坏以前的一瞬间, 可以认为两个并行杆都受到力 R_1 , 此时作用的外载为 $2R_1$; 当杆 1 断裂后, 若杆 2 能承受大于 $2R_1$ 的力 (即 $R_2 > 2R_1$), 则外载能进一步从 $2R_1$ 增加至 R_2 , 则杆 2 也破坏, 整个杆系破坏; 若 $R_2 < 2R_1$, 则杆 1 破坏后, 杆 2 紧跟着就破坏; 因此结构体系的极限载荷为 $2R_1$ 与 R_2 中的大者。由公式 (9.126a) 与 9.126b) 知, 脆性结构的强度与破坏路线有关, 尽管两个破坏模式所包含的元件数相同, 只要破坏路线 (或破坏次序) 不同, 其体系强度也不同。

脆性元与塑性元的 $S-\delta$ 图也不同, 塑性元的 $S-\delta$ 图由折线构成, 刚度逐渐减少; 脆性元的 S 有 n 个峰值, 取最大的峰值为体系强度, 见图 9.25。

例 9.19 仍为例 9.17 的 5 杆一次静不同杆系, 只是元件为脆性元。此时只阐明 $R_{S15, b}$ 与

$R_{S51, b}$ 。

$$R_{S15, b} = \max\left(\frac{1}{F_{11}} R_1, \frac{R_5}{\sqrt{2}}\right) \quad (9.127a)$$

$$R_{S51, b} = \max\left(\frac{1}{F_{15}} R_5, R_1\right) \quad (9.127b)$$

式中 F_{11} 与 F_{15} 由原静不定结构得出。

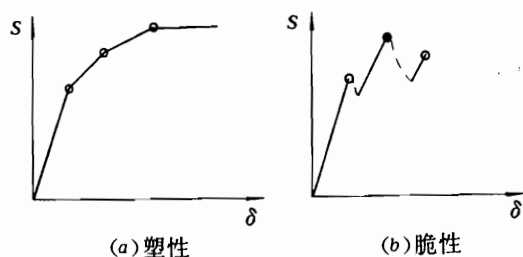


图 9.25 脆性元与塑性元的 $S-\delta$ 图

杆系或板杆体系强度的矩阵表达正规求法见下一节。

二、用增量载荷法及全量载荷法列出安全余量方程

1. 用 Fred Moses 提出的增量载荷法列出结构体系的安全余量方程。

增量载荷法可以用于塑性元及脆性元情况, 也可以推广用于简单的非线性元件^[3, 4, 26]。增量载荷法的基本思路如下。

(1) 第一个增量载荷 (或称载荷增量) 是让结构体系的外载从零增加至 S_1 , 用 S_1 表示第一个增量载荷; 外载增加至 S_1 时, 结构体系内出现第一个元件达到临界, 这时这个元件的内力等于强度, 其他元件的内力强度比小于 1。

(2) 第二个增量载荷 S_2 , 代表结构在原有 S_1 外载基础上再增加 S_2 , 故此时总外载为从 S_1 增至 $S_1 + S_2$; 当总外载达到 $S_1 + S_2$ 时, 结构体系内出现第二个元件达到临界, 也即在 $S_1 + S_2$ 外载作用下, 这个元件的内力强度比等于 1, 其他元件的内力强度比小于 1。

注意: 在计算增量载荷 S_1 作用下、元件的内力时, 是以原结构所有元件未到临界时计算的。在算增量载荷 S_2 作用下、元件的内力时, 对于塑性元, 已达到临界的第一个元此时内力为常数, 但讨论增量载荷 S_2 作用时, 这个元件不能进一步受力, 故相当取消这个第一个临界元; 对于脆性元, 已达到临界的第一个元此时内力应为零, 在计算增量载荷 S_2 作用下、元件的内力时, 原来在 S_1 作用下该杆所受的 R_1 (重新编号, 令第一个临界元编号为 1) 将转移至其余结构元件上, 故计算时在去掉第一个临界元后, 除了外载 S_2 外, 还应在杆

两端作用在节点上以大小等于 R_1 、方向与原力方向相反的一对力作用上去，以计算其余结构各元件上的内力。

(3) 继续加增量载荷 $S_3, S_4, \dots$ 直至 S_m 引起结构体系破坏为止。

(4) 结构体系的强度为

$$R_s = \sum_{i=1}^m S_i \quad (9.128)$$

若只有一个外载 S ，则有安全余量方程

$$M = R_s - S \quad (9.129)$$

(5) 设法解出 S_i ，即可求得 R_s 。

下面来建立塑性元时，元件强度（为已知量）与增量载荷间的矩阵方程。

用符号 a_{ij} 表示 S_j 为 1 时， i 元件所分配到的内力，则称 a_{ij} 为利用程度 (utilization)。

根据前面的思路，可列出下述方程组：

$$\left. \begin{aligned} R_1 &= a_{11} S_1 \\ R_2 &= a_{21} S_1 + a_{22} S_2 \\ &\vdots \\ R_m &= a_{m1} S_1 + a_{m2} S_2 + \dots + a_{mm} S_m \end{aligned} \right\} \quad (9.130)$$

把方程组 (9.130) 改写成下述矩阵方程

$$\begin{Bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ \vdots \\ R_m \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & 0 & 0 & \dots & 0 \\ a_{21} & a_{22} & 0 & \dots & 0 \\ & & \vdots & & \\ a_{m1} & a_{m2} & a_{m3} & \dots & a_{mm} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \\ \vdots \\ S_m \end{Bmatrix} \quad (9.131)$$

或简写成

$$\{R\} = [A] \{S\} \quad (9.132)$$

对方程 (9.132) 求逆，得

$$\{S\} = [A]^{-1} \{R\} \quad (9.133)$$

由于 a_{ij} 可由一般的力学计算方法（例如有限元算法）， R_i 为已知，故可由式 (9.133) 求得 S_i 。再据式 (9.128) 求得结构体系的强度，再由式 (9.129) 写出结构的安全余量方程。

由于 $[A]$ 为系数矩阵， $\{S\}$ 及 $\{R\}$ 为列阵， S_i 为 R_i 的线性方程；再由于 R_s 为 S_i 的线性方程，故 R_s 为 R_i 的线性方程，可写作

$$R_s = \sum_{i=1}^m S_i = \sum_{i=1}^n C_i R_i \quad (9.134)$$

下面通过算例进一步阐明概念及此方法的应用。

例 9.20 用增量载荷法计算例 9.15 塑性元两并行杆杆系例子。

解

杆子编号仍用原编号。

$$\begin{Bmatrix} R_1 \\ R_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} & 0 \\ \frac{1}{2} & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \end{Bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 2R_1 \\ R_2 - R_1 \end{Bmatrix}$$

$$R_{S12, P} = S_1 + S_2 = 2R_1 + R_2 - R_1 = R_1 + R_2$$

这个计算结果与前面用概念直接解题的结果完全一样。

例 9.21 用增量载荷法计算例 9.16 塑性元三并杆杆系例子。

解:

$$\begin{Bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ R_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{3} & 0 & 0 \\ \frac{1}{3} & \frac{1}{2} & 0 \\ \frac{1}{3} & \frac{1}{2} & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \\ S_3 \end{Bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \\ S_3 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 3R_1 \\ 2R_2 - 2R_1 \\ R_3 - R_2 \end{Bmatrix}$$

$$R_S = R_1 + R_2 + R_3$$

例 9.22 用增量载荷法计算例 9.17 的塑性元 5 杆一次静不定桁架。设各杆材料相同, 各杆截面积为 $A_1 = A_2 = A_3 = A$, $A_4 = A_5 = \sqrt{2}A$ 。只需求 $R_{S15, P}$ 。

解 先求得原桁架在受单位外载时各杆的内力如下:

$$\{F_1\} = \left\{ \frac{4}{7}, -\frac{3}{7}, -\frac{3}{7}, -\frac{4}{7}\sqrt{2}, \frac{3}{7}\sqrt{2} \right\}$$

在杆 1 达到临界后, 计算杆 1 去掉后剩下子结构各元件的内力, 为

$$\{F_{2, P}\} = \{0, -1, -1, 0, \sqrt{2}\}$$

以上见图 9.26。

故有

$$\begin{Bmatrix} R_1 \\ R_5 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{4}{7} & 0 \\ \frac{3}{7}\sqrt{2} & \sqrt{2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \end{Bmatrix}$$

(9.135)

$$\begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{7}{4} R_1 \\ \frac{R_5}{\sqrt{2}} - \frac{3}{4} R_1 \end{Bmatrix}$$

$$R_{S15, P} = S_1 + S_2 = R_1 + \frac{R_5}{\sqrt{2}}$$

与以前解得者相同。

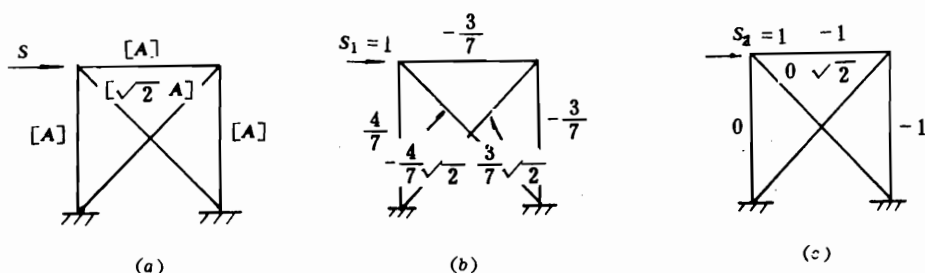


图 9.26 不同单位增量载荷下、各元件的内力

下面转入讨论脆性元情况

例 9.23 用增量载荷法计算例9.18脆性元两并行杆杆系例子。

解:

$$\begin{Bmatrix} R_1 \\ R_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} & 0 \\ \frac{1}{2} & 1 + \left(\frac{R_1}{S_2} \right) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \end{Bmatrix} \quad (9.136)$$

现把式 (9.136) 解释一下。A 矩阵的第一列不用解释，A 矩阵第二列中的 $a_{12} = 0$ 是因为杆 1 已断掉，第二列中的 a_{22} 分为两项，第一项的 1 代表增量载荷 S_2 为 1 时分配给杆 2 的部分（因杆 1 已断，全部给杆 2，故为 1），第二项 $\frac{R_1}{S_2}$ 与 S_2 相乘后代表杆 1 接点处反方向作用的 R_1 传给剩余元件（现剩余元件只有杆 2）的力。此时 S_2 可为正、也可为负，故有

$$\begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 2R_1 \\ R_2 - 2R_1 \end{Bmatrix}$$

$$R_{S12, b} = \max(S_1, S_1 + S_2) \quad (9.137)$$

所以

$$R_{S12, b} = \max(2R_1, R_2) \quad (9.138a)$$

$$R_{S21, b} = \max(2R_2, R_1) \quad (9.138b)$$

例 9.24 用增量载荷法计算例 9.16 三并行杆杆系，但为脆性元情况。只列出 $R_{S123, b}$ 。

解:

$$\begin{Bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ R_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{3} & 0 & 0 \\ \frac{1}{3} & \frac{1}{2} + \left(\frac{R_1}{2S_2}\right) & 0 \\ \frac{1}{3} & \frac{1}{2} + \left(\frac{R_1}{2S_2}\right) & 1 + \left(\frac{R_2}{S_3}\right) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \\ S_3 \end{Bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \\ S_3 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 3R_1 \\ 2R_2 - 3R_1 \\ R_3 - 2R_1 \end{Bmatrix}$$

$$R_{S_{123}, b} = \max(S_1, S_1 + S_2, S_1 + S_2 + S_3) \quad (9.139a)$$

所以

$$R_{S_{123}, b} = \max(3R_1, 2R_2, R_3)$$

这个计算结果与用概念直接解题者也完全一样。

因为这个例子计算较简单，现进行具体数据代入以获得主要破坏模式的初步概念。先分别求得

$$\left. \begin{aligned} R_{123, b} &= \max(3R_1, 2R_2, 3R_3) \\ R_{S_{132}, b} &= \max(3R_1, 2R_3, R_2) \\ R_{S_{213}, b} &= \max(3R_2, 2R_1, R_3) \\ R_{S_{231}, b} &= \max(3R_2, 2R_3, R_1) \\ R_{S_{312}, b} &= \max(3R_3, 2R_1, R_2) \\ R_{S_{321}, b} &= \max(3R_3, 2R_2, R_1) \end{aligned} \right\} \quad (9.139b)$$

令 $\mu_{R1} = 1$, $\mu_{R2} = 2$, $\mu_{R3} = 1$, $\mu_S = 1.5$, 则有 $R_{S_{123}, b} = 4$, $R_{S_{132}, b} = 3$, $R_{S_{213}, b} = 6$, $R_{S_{231}, b} = 6$, $R_{S_{321}, b} = 3$, $R_{S_{312}, b} = 4$ 。根据上述数据可把系统强度按从小至大排列成下列三种，即

$$R_{S1} = 3, \quad R_{S2} = 4, \quad R_{S3} = 6$$

分别计算其对应的破坏概率，得

$$\begin{aligned} P_{JS1} &= \varphi\left(-\frac{3-1.5}{\sqrt{(3 \times 0.1)^2 + (1.5 \times 0.2)^2}}\right) \\ &= \varphi(-3.536) = .03203 \\ P_{JS2} &= \varphi\left(-\frac{4-1.5}{\sqrt{(4 \times 0.1)^2 + (1.5 \times 0.2)^2}}\right) \\ &= \varphi(-5.0) = .000000443 \\ P_{JS3} &= \varphi\left(-\frac{6-1.5}{\sqrt{(6 \times 0.1)^2 + (1.5 \times 0.2)^2}}\right) \end{aligned}$$

$$= \varphi(-5.963) = .0^8 182$$

以上计算时当 R_i 与 S 分正态分布、无关变量, $V_R = 0.1$, $V_S = 0.2$. 把上述这些破坏概率相比、得

$$P_{js2} / P_{js1} = 0.00141$$

$$P_{js3} / P_{js1} = 0.00000897$$

因之, 若取精度为 0.5%, 则主要破坏模式只需取与 R_{s1} 有关的一种; 若取精度为 0.1%, 则主要破坏模式需取与 R_{s1} , R_{s2} 有关的两种。为什么 P_{js3} 那么小, 是很易用物理概念解释的, 因为 R_{s3} 是假设杆 2 先坏, 而杆 2 的强度均值大, 因之不易先坏。

例 9.25 用增量载荷法计算例 9.22 中 5 杆一次静不定桁架, 但为脆性元情况。只列出 $R_{s15, b}$ 。

解: $\{F_1\} = \left\{ \frac{4}{7}, -\frac{3}{7}, -\frac{3}{7}, -\frac{4}{7}\sqrt{2}, \frac{3}{7}\sqrt{2} \right\}$

在计算 $\{F_{2, b}\}$ 时, 需把杆 1 原来受的轴向拉力 R_1 反向作用在节点 1, 3 上, 见图 9.27。故有

$$\begin{Bmatrix} R_1 \\ R_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{4}{7} & 0 \\ \frac{3}{7}\sqrt{2} & \sqrt{2} + \frac{\sqrt{2}R_1}{S_2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \end{Bmatrix}$$

解得

$$\begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{7}{4}R_1 \\ -\frac{7}{4}R_1 + \frac{R_5}{\sqrt{2}} \end{Bmatrix}$$

所以 $R_{s15, b} = \max(S_1, S_1 + S_2)$

图 9.27 例9.25受力情况(脆性元)

$$= \max\left(\frac{7}{4}R_1, \frac{R_5}{\sqrt{2}}\right) \quad (9.140)$$

与前解得者相同。

现用梵恩图 (Venn diagram) 示出并行两杆与 5 杆一次静不定桁架分别为塑性元与脆性元时的破坏区, 见图 9.28; 图中含小点区为塑性元时破坏区范围, 斜线阴影区为脆性元时破坏区; 通常, 脆性元破坏区大于塑性元分布区, 故用脆性元通常是不利的; 这也可以从脆性元到临界后即不再受力解释之。

以上阐明中可见用增量载荷法求脆性元体系强度, 将较塑性元多算一些临界杆两端接头加载情况; 对于脆性元, 以用全量载荷法求体系强度较为简洁。

现阐明用全量载荷法求体系强度于下。

此方法的基本思路如下(脆性元):

(1) 当外载从零加至 T_1 时, 结构体系中第一个元件达到临界(破坏而不能再受力);

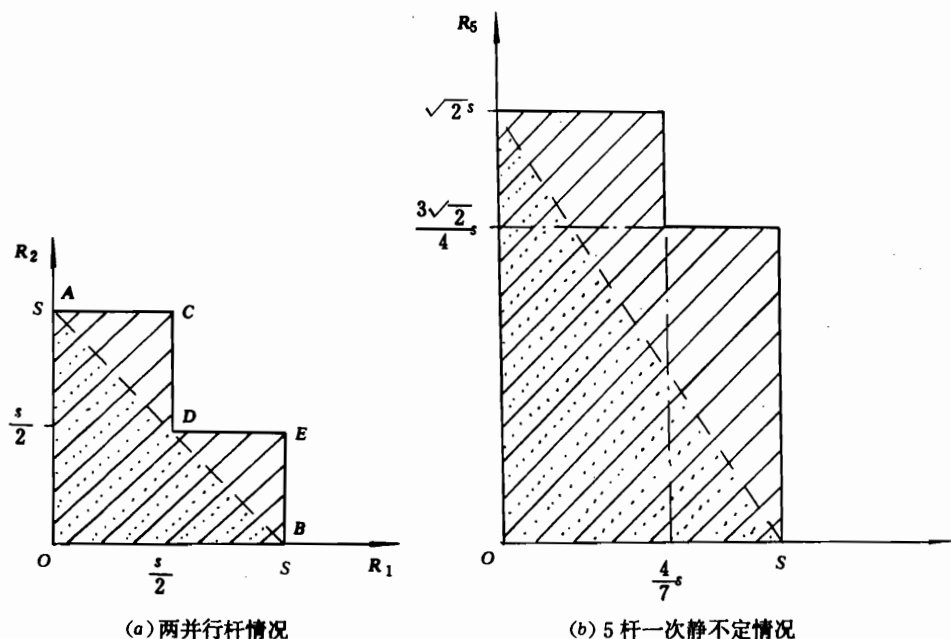


图 9.28 脆性、塑性元破坏区梵恩图

(2) 原结构体系中去掉第一个元后剩下的余结构，外载从 T_1 增加至 T_2 时（即全部外载为 T_2 ），出现第二个元件达到临界；

(3) 以此类推，直至 m 个元件达到临界使结构破坏。

故有方程

$$\begin{Bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ \vdots \\ R_m \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & & & 0 \\ & a_{22} & & \\ & & \ddots & \\ 0 & & & a_{mm} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ \vdots \\ T_m \end{Bmatrix} \quad (9.141)$$

式中 a_{ii} 为对应于 $i-1$ 个元件达到临界、去掉后剩下的余结构，在结构的外载为 1 时第二个元件的内力， T_i 为全量载荷（即此时外载的值为 T_i ）。由此式可解得

$$\begin{Bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ \vdots \\ T_m \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} R_1 / a_{11} \\ R_2 / a_{22} \\ \vdots \\ R_m / a_{mm} \end{Bmatrix} \quad (9.142)$$

用全量载荷法计算塑性元的体系强度是不方便的，故不予列出。下面进一步通过例题阐明用全量载荷法计算脆性元的结构体系的强度。

例 9.26 用全量载荷法计算例 9.23 的三并行杆例题。

解:

$$\begin{Bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ R_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{3} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \end{Bmatrix}$$

故

$$\begin{Bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 3R_1 \\ 2R_2 \\ R_3 \end{Bmatrix}$$

写出对应的体系强度普遍式

$$R_{S123, b} = \max(T_1, T_2, T_3) \quad (9.143)$$

故有

$$R_{S123, b} = \max(3R_1, 2R_2, R_3) \quad (9.144)$$

例 9.27 用全量载荷法计算例9.24的5杆一次静不定杆系的 $R_{S15, b}$ 。

解

$$\begin{Bmatrix} R_1 \\ R_5 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{4}{7} & 0 \\ 0 & \sqrt{2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} T_1 \\ T_2 \end{Bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} T_1 \\ T_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{7}{4}R_1 \\ \frac{1}{\sqrt{2}}R_5 \end{Bmatrix}$$

$$R_{S15, b} = \max\left(\frac{7}{4}R_1, \frac{1}{\sqrt{2}}R_5\right)$$

以上讨论时, 都假设结构体系只有一个集中力 (或集中力矩), 现第一步把外载推广至同时作用的一组外载上。此时可把任一个集中力外载取作典型外载 S , 把其他集中力外载, 据原外载大小的比例关系, 取作 $K_i S$; 则可将同时作用的一组外载视作一个广义载荷 S , 因此其安全余量方程仍为

$$M = R_S - S = \sum_{i=1}^n C_i R_i - S \quad (9.145)$$

只是需在计算元件内力或 a_{ij} 时, 必须仍按一组外力计算。可见一组同时作用的外力与一个集中力相比, 只影响 (9.145) 式中的系数 C_i , 公式的形式一样, 算破坏概率的方法当然也一样。一组同时作用的集中力, 转化成用一个广义力 S 示出的情况可参考图 9.29。

还有这样一种特殊外载情况, 即在一组同时作用的外载中, 只有一个 P_1 为随机变量, 其符号改用 S 表示, 其他 $P_2, \dots, P_Q$ 为定值量载荷, (例如, 通常死载, 即固定载荷取为

定值量) 此时其公式可推导如下。

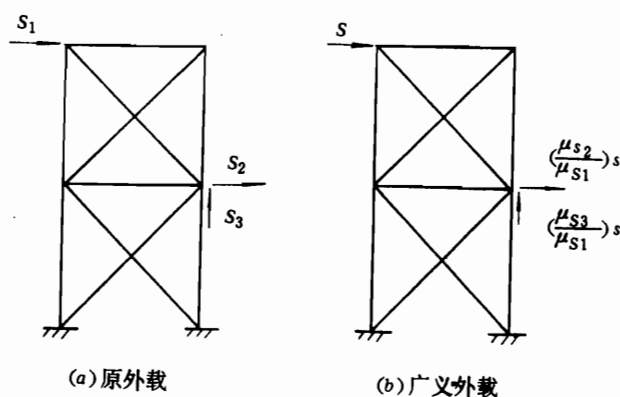


图 9.29 广义外载转化法示意图

$$\begin{Bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ \vdots \\ R_m \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & 0 & \cdots & 0 \\ a_{21} & a_{22} & 0 & \cdots & 0 \\ & \vdots & & & \\ a_{m1} & a_{m2} & \cdots & a_{mm} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S_1 \\ S_2 \\ \vdots \\ S_m \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} F_{21} \\ F_{22} \\ \vdots \\ F_{2m} \end{Bmatrix} P_2 + \cdots + \begin{Bmatrix} F_{Q1} \\ F_{Q2} \\ \vdots \\ F_{Qm} \end{Bmatrix} P_Q \quad (9.146)$$

式中 F_{ji} 代表 P_i 为单位力时, i 元件的内力; 在求 F_{ji} 时, 当 i 不同, 所对应计算的结构 (余结构) 是不同的, 且塑性元与脆性元也有不同。

把式(9.146)写成下述简式

$$\{R\} = [A]\{S\} + \{F_2\}P_2 + \cdots + \{F_Q\}P_Q \quad (9.147)$$

解 $\{S\}$, 得

$$\{S\} = [A]^{-1}\{R\} - [A]^{-1}\{F_2\}P_2 - \cdots - [A]^{-1}\{F_Q\}P_Q \quad (9.148)$$

因为 $R_s = \sum_{i=1}^m S_i$

$$\text{所以 } R_s = \sum_{i=1}^n C_i R_i - \sum_{K=2}^Q D_K S_K \quad (9.149)$$

式中 R_s 代表只有一个随机变量时, 对 S 的极限承载能力, $D_K = [A]^{-1}\{F_K\}$ 。

因之, 安全余量方程为

$$M = \sum_{i=1}^n C_i R_i - \sum_{K=2}^Q D_K S_K - S \quad (9.150)$$

为了书写整齐, 取 $D_1 = 1$, S 用 S_1 表示, 则上式可改写为

$$M = \sum_{i=1}^n C_i R_i - \sum_{k=1}^Q D_k S_k \quad (9.151)$$

三、用准则法枚举结构体系的主要破坏模式

在本节中将先介绍 Fred Moscs 教授的利用率之比作为判断准则的工程准则法^[3], 然后再介绍冯元生教授的组合利用率工程准则以及均值优化准则的枚举结构体系主要破坏模式的方法^[9]。Moscs 的方法在概念上还存在一些问题, 故实用效果并不好; 但作为第一个准则方法, 用作为讨论基础, 先介绍一下, 还是可以的。冯元生的方法用在杆系、板杆系统例子上都很成功, 是有效的方法。

现在回过来先对某些术语作定义或概念说明。

破坏模式——是指一连串元件逐次达到临界(对塑性元, 为该元件达到屈服, 对于脆性元, 为该元件破坏)后, 结构体系即破坏(结构体系变成机构, 或不能进一步受载, 或变形太大)。

结构体系破坏模式的总数。

先讨论静定结构的破坏模式总数。设一个静定结构含有 n 个元件, 则任一个结构元件坏即导致结构破坏, 且任意两个以上结构元件同时破坏也导致结构破坏; 故破坏模式总数 T_m 为

$$T_m = C_n^1 + C_n^2 + C_n^3 + \cdots + C_n^{n-1} + C_n^n \quad (9.152)$$

以上且是当它与元件破坏次序无关时的表达式(从前面讨论知: 脆性元结构与次序肯定有关)。故若 $n=5$, 即有 $T_{m5} = 31$, 若 $n=6$, $T_{m6} = 58$ 。因此若一个静定结构有几百个元件, 则破坏模式总数就是好多好多万了。因此必须把主要破坏模式与一般破坏模式的概念建立起来, 即实际上算结构体系可靠性时, 只需考虑主要破坏模式即成。

再讨论静不定结构的破坏模式总数。先讨论两个中、小型平面杆系例题。

例 9.28 一个 5 杆一次静不定桁架, 如例 9.17 所已讨论过, 共有 6 个破坏模式(塑性元时)。现把破坏路线与破坏树作一补充定义。

一个破坏路线——是指列出若干元件先后破坏(或到临界)的次序, 这些元件的破坏构成一个破坏模式, 元件编号外可以加圆框边, 也可以不加。

破坏树——在计算中所涉及的所有主要破坏路线的组合称作破坏树; 在破坏模式总数很少时, 也可以列出所有破坏模式。

例 9.29 讨论图 9.30(a) 所示 10 杆 2 次静不定平面桁架的破坏模式。

解 这是一个双层结构, 受有一个集中力外载 S 。结构可分为图 9.30(b) 所示的三个静定子结构传力路线, 但此时各子结构有耦合元(即同一个元件既属于子结构 i , 又属于子结构 j) 故不能如例 9.17 那样由各子结构中挑选相应的元件得出全部破坏模式。现针对此双层十杆结构进行分析。把结构分成图 9.30(c) 所示的上下两层; 上层 5 杆与例 9.17 一样, 共有 6 个破坏模式(此代表上层变成机构, 视作十杆桁架破坏); 下层 5 杆中不考虑杆 6 坏时也有 6 种破坏模; 以上这两组各 6 个破坏模式见图 9.30(d)。再考虑杆 6 坏, 再于上、下层各选一杆坏(整个结构变成机构), 则有图 9.30(e) 所示 20 个模式。以上加起来总共有 32 个

破坏模式 (不计破坏次序), 但其中有 5 个破坏路线, 从传力分析角度看, 不可能出现, 它们为 ⑧—⑧—⑨, ⑧—⑦—⑩, ⑧—⑦—⑨, ⑧—⑧—⑩ 以及 ⑧—⑤—⑩; 故实际上只有共 27 个破坏模式 (未考虑拉、压不同及脆性状态)。

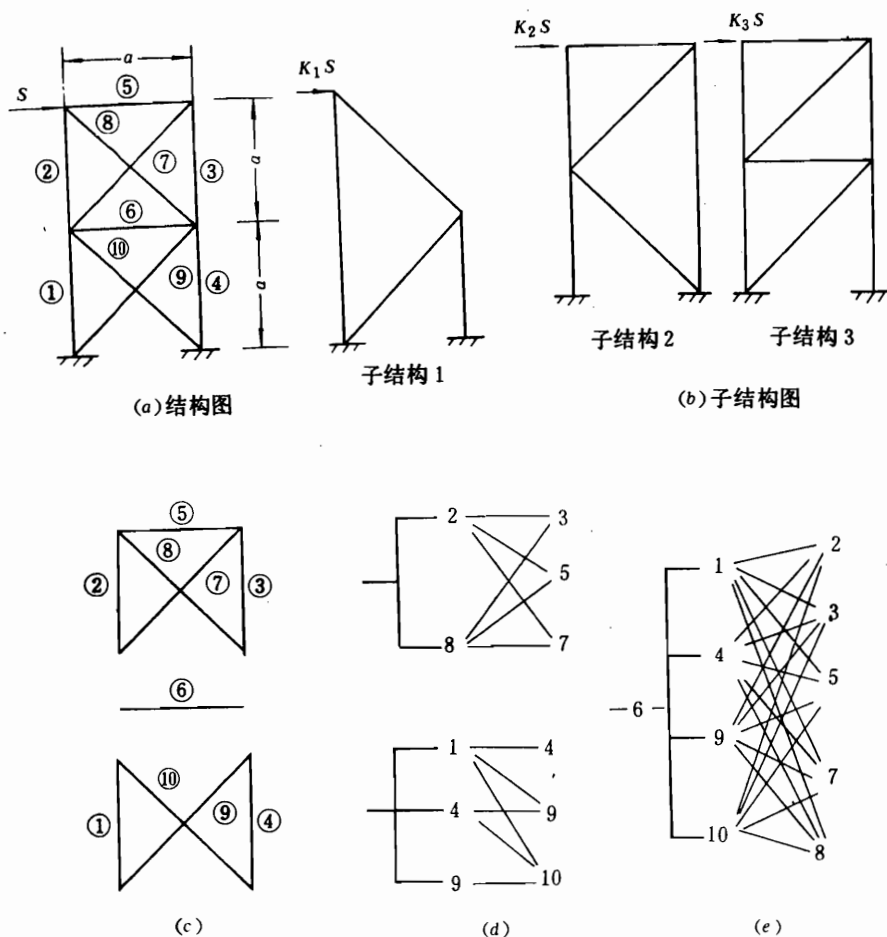


图 9.30 例9.29的示意图
(a) 结构图 (b) 子结构图 (c) 分层破坏模式 (d) 上、下
分层破坏模式 (e) 总体破坏模式破坏树

以上是 10 杆以下的桁架, 通常, 中、大型结构有几百个以上元件, 静不定次数也很高, 故破坏模式总数也是极高; 因此为了使可靠性分析能实际用于中、大型结构, 必须先建立主要破坏模式的概念, 并能设法从众多破坏模式中找 (枚举) 出所有主要破坏模式。

主要破坏模式——一个结构体系的破坏概率用不到计算所有的破坏模式, 只要计算这些主要破坏模式即能代表, 也即略去的那些属于一般破坏模式; 所有一般破坏模式对体系破坏概率的影响, 与主要破坏模式破坏概率的影响相比, 是微量。

例如在上面 10 杆 2 次静不定桁架的例子中, 根据 Moscs 的计算, 只需取 3 个或 4 个主要破坏模式。下面即来介绍 Moscs 的工程准则枚举主要破坏模式的方法。

Moscs 采取下述两个准则。

在确定何元件为第一个临界元时, 他采用利用率 (可译成承力比) 作为判断准则, 承力比采用符号 a_{ij}^b , 则有

$$\text{承力比} = \frac{\text{第 } j \text{ 个增量载荷为 1 时 } i \text{ 元件的内力}}{i \text{ 元件的强度 (拉、压与上述内力相应)}}$$

也即

$$a_{ij}^b = \frac{F_{ij+}}{R_{i+}}, \quad a_{ij}^b = \frac{|F_{ij-}|}{R_{i-}} \quad (9.153)$$

故 a_{ij}^b 恒为正。

那个元件的承力比值大, 即首先取作第一个临界元。

在对应于增量载荷 S_1 以后的各个增量载荷 $S_2, \dots, S_m$, 他采取的判断准则也很简单, 即这一次承力比与上一次承力比的比 (承力比之比) 作为判断准则, 即

$$\text{承力比之比} = \frac{i \text{ 元件这一次承力比}}{i \text{ 元件上一次承力比}}$$

用 $a_{ij, ch}^b$ 表示这个承力比之比, 则有

$$a_{ij, ch}^b = \frac{a_{ij}^b}{a_{i, j-1}^b} \quad (9.154)$$

那个元件的此比值大, 即首先取作第 j 个增量载荷时的临界元。

下面通过一个具体例子阐明之。

例 9.30 图 9.31 所示给出具体杆长的 10 杆 2 次静不定桁架, 受有一个集中力 S 。各杆强度分为两组, $R_{1+} = R_{2+} = \dots = R_{6+} = 20$, $R_{1-} = R_{2-} = \dots = R_{6-} = 10$; $R_{7+} = \dots = R_{10+} = 5$, $R_{7-} = \dots = R_{10-} = 2.5$ (这里的数值是指的均值)。

解 此题计算结果的一个分支见表 9.5。通常, 对应于每一个增量载荷, 除了最严重元外, 其他次严重元也应考虑; 这是因为按准则法枚举临界元, 是按均值计算对应的准则量之值的, 故在考虑到随机性后, 不能只取一个最严重元, 而还应包含次严重元, 本题 27 个破坏模式所对应的系统强度见表 9.6。由表 9.6 知, 强度最低者为 $R_{10, 4} = 4.03$, $R_{87} = 4.16$, $R_{10, 9} = 4.16$; 若要求计算精度高时, 还可把 $R_{41} = 6.67$ 计算进去; 故此题有 3~4 个主要破坏模式。按 Moscs 方法计算的结果见图 9.32 在考虑取次严重元范围时, 一般取与最严重元相比较接近者。令

$$a_{i1 \max}^b = \max(a_{i1}^b) \quad (9.155)$$

$$a_{ij, ch, \max}^b = \max_i(a_{ij, cg}^b) \quad (j = 2, \dots, m) \quad (9.156)$$

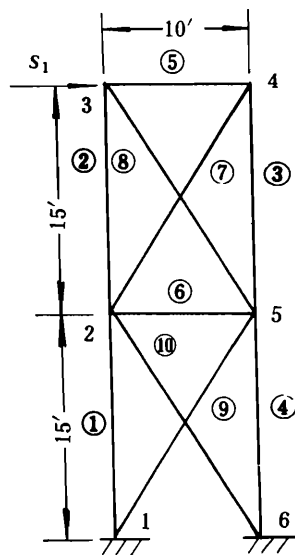


图 9.31 例 9.30 的 10 杆静不定桁架

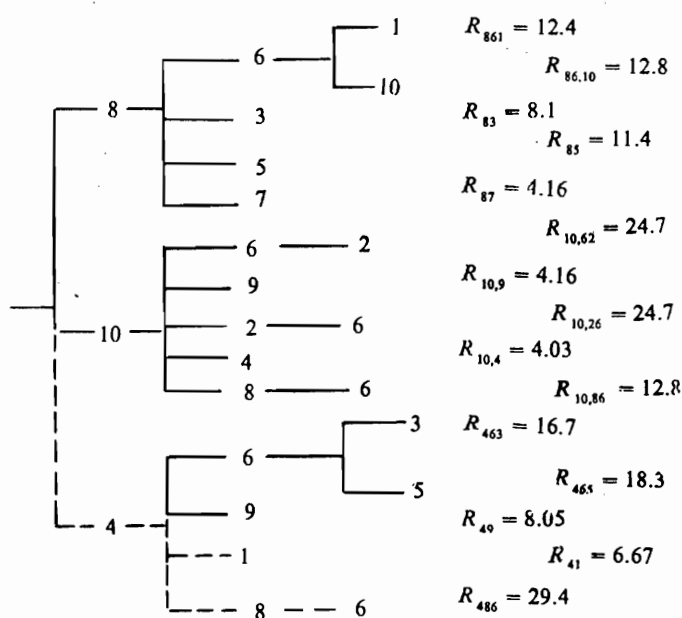


图9.32 用Moses方法计算的10杆桁架破坏树(塑性元)

且采用符号

$$\bar{a}_{i1}^b = a_{i1}^b / a_{i1, \max}^b \quad (9.157)$$

$$\bar{a}_{ij, ch}^b = a_{ij, ch}^b / a_{ij, ch, \max}^b \quad (9.158)$$

则在图 9.32 的实线部分取 $\bar{a}_{i1}^b \geq 0.8$ 为次严重元 (等于 1 当然即最严重元) $\bar{a}_{ij, ch}^b \geq 0.04$; 虚线部分 (为了计入 $R_{41} = 6.67$) 取 $0.8 > \bar{a}_{i1}^b \geq 0.6$, $0.04 > \bar{a}_{ij, ch}^b \geq 0.03$ 。

表 9.5 塑性元时例 9.18 的部分计算

元件编号	F_{i1}	a_{i1}^b	杆 8 已至屈服限, 不能进一步受增量载荷		
			F_{i2}	a_{i2}^b	$a_{i2, ch}^b$
1	2.25	0.11	2.26	0.11	1.0
2	0.76	0.04	0	0	0
3	-0.74	0.07	-1.50	0.15	2.1**
4	-2.25	0.23	2.24	0.11	0.48
5	-0.49	0.05	-1.00	0.10	2.0*
6	0.01	0	-0.49	0.05	~50***
7	0.89	0.18	1.80	0.36	2.0*
8	-0.92	0.37**	—	—	—
9	0.90	0.18	0.88	0.18	1.0
10	-0.90	0.36*	-0.92	0.37	1.0

表 9.6 塑性元 10 杆桁架所有破坏模式的强度

$R_{10.4}$	4.026 7	R_{87}	4.160 3	$R_{10.9}$	4.160 3
R_{41}	6.666 7	R_{83}	8.053 4	R_{91}	8.053 4
R_{49}	8.053 4	R_{85}	11.386 8	R_{861}	12.360 0
$R_{86.10}$	12.773 5	R_{467}	14.720 1	$R_{10.1}$	16.106 8
R_{72}	16.106 8	R_{463}	16.666 6	R_{162}	18.333 3
R_{465}	18.333 3	R_{32}	23.333 3	R_{52}	23.333 3
$R_{10.46}$	24.720 1	R_{761}	24.720 1	R_{769}	25.547 0
R_{468}	29.440 2	R_{963}	32.773 5	R_{965}	32.773 5
R_{462}	33.333 3	R_{163}	36.666 7	R_{165}	43.333 3

从上面准则及例题计算可以看出 Moses 的承力比之比这一准则方法有着下面两个问题。

(1) 从概念上讲, 承之比之比作为准则, 有时候正确, 有时候错误。例如上一次承力比, 两个元件 i 与 j 相同, 则承力比之比大者代表力的增长快 (略去上一次承力比相同, 并不代表那时 i 元与 j 元总承力比相同这一问题), 从概念上讲正确; 若 i 元与 j 元这一次承力比相同, 但上一次承力比 i 元比 j 元大, 则从承力比之比看, i 元这个比值反而小, 即从 Moses 的准则看, i 元不易到临界, 但总的承力比应为 i 元大, 故这时再用他的准则、概念就错误。

(2) 一个准则法如能在计算较少破坏模式的条件下, 即能找到所有主要破坏模式, 这个方法的效率就高。也即需要 $\bar{a}_{ii}^b$ 与 $\bar{a}_{ij, ch}^b$ 的范围需狭才好; 若如例 9.17 所示计算结果, 则上两参数的范围太大; 这样, 若计算大型结构, 破坏树必将包含众多破坏模式, 因此 Moses 的方法基本上不能用于中、大型结构。

文献 [9] 提出了两种新的准则法用以枚举主要破坏模式, 一种叫优化准则法, 一种叫组合承力比准则法 (为工程准则法)。下面将较详细阐明优化准则法。

优化准则法是基于各元件的总承力与强度之比、何者先到临界, 即取为严重元; 然后再在一相当狭的范围内取次严重元。

第一个临界元的取法很简单, 因此时元件总承力即为增量载荷 S_1 作用时、该元件的内力。用 F_{i1} 表示 S_1 增量载荷作用时 i 元件的内力, 用符号 a_{i1} 表示 S_1 为 1 时、 i 元件的内力, 则有

$$F_{i1} = a_{i1} S_1 \quad (9.159)$$

然后假设各元件都可能到达临界, 找出其各自对应的临界增量载荷值 S_{i1cr} , 则那一个元件的 S_{i1cr} 值愈小, 即代表该元件愈严重。

用符号 F_{i1cr} 代表 i 元达到临界时的内力, 则

$$F_{i1cr} = R_{i1} = a_{i1} S_{i1cr} \quad (9.160)$$

故

$$S_{i1cr} = R_{i1} / a_{i1} = 1 / \left(\frac{a_{i1}}{R_{i1}} \right) = 1 / a_{i1}^b \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (9.161)$$

$$S_{1cr, \min} = \min_{i=1 \sim n} (S_{1lcr}) \quad (9.162)$$

再令

$$\bar{S}_{1lcr} = S_{1cr, \min} / S_{1lcr} \quad (9.163)$$

则取 C_1 为作为考虑选入次严重元的下限, 则在下述范围内的元件都应选为第一批临界元。

$$1 \geq \bar{S}_{1lcr} \geq C_1 \quad (9.164)$$

式中 $\bar{S}_{1lcr} = 1$ 代表最严重元。 C_1 可选在 0.8~0.9 范围内。

再讨论第 j 次增量载荷的曲型情况。此时 i 杆的总内力需考虑系列增量载荷 $S_1, S_2, \dots, S_j$, 故有

$$F_{ij} = \sum_{k=1}^{i-1} a_{ik} S_k + a_{ij} S_j \quad (9.165)$$

$$F_{ijcr} = R_{ij} \quad (9.166)$$

于是

$$S_{ijcr} = (R_{ij} - \sum_{k=1}^{i-1} a_{ik} S_k) / a_{ij} \quad (9.167)$$

令

$$S_{jcr, \min} = \min(S_{ijcr}) \quad (9.168)$$

$$\bar{S}_{ijcr} = S_{jcr, \min} / S_{ijcr} \quad (9.169)$$

在式 (9.168) 中 i 元有 $n - (j - 1)$ 个, 因为此时已有 $j - 1$ 个元件到临界。

同样, 下式代表需要考虑的第 j 批临界元。

$$1 \geq \bar{S}_{ijcr} \geq C_j \quad (9.170)$$

C_j 通常也取在 0.8~0.9 范围内, 可用自适应法调整。

此法只取一个最严重元时, 即代表以均值看, 应只需取此一个; 考虑到随机变量特性后, 再略放宽一个范围取次严重元。

用这个优化准则法计算上述同样例子的结果见图 9.33, 可见破坏树包含的分支数远少

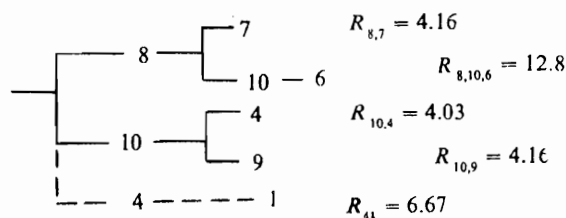


图 9.33 用优化准则法时的破坏树

于 Moses 的承力之比方法。至于运用此准则的每一计算过程, 看来似略复杂, 但实际上这些量在列安全余量方程时本来要求的, 用这方法在枚举主要破坏模式的同时, 已把系统强度找到。因为结构体系的强度为

$$R_s = \sum_{i=1}^m S_{ijcr} \quad (9.171)$$

注意: $S_{ilcr} > S_{klcr}$, 不一定 $S_{p2cr} > S_{l2cr}$, 这里 $S_{ip} \dots$ 为一个破坏支, $S_{ki} \dots$ 为另一分支。

通常应该先找到主要破坏模式, 然后再列出安全余量方程 (因为列安全余量方程需要知道元件破坏系列); 当然也可如优化准则法那样两者同时找到。

在找到破坏树中各个破坏支 (即破坏模式、破坏路线) 的对应强度后, 根据强度比即可把次要破坏模式删除。用符号 R_{si} 表示第 i 个破坏模式的强度, 且令

$$R_{si, \min} = \min_{i=1 \sim M} (R_{si}) \quad (9.172)$$

式中 M 为破坏树的总支数 (也即总模式数)。令

$$\bar{R}_{si} = \bar{R}_{si} / R_{si, \min} \quad (9.173)$$

则取 K 为选取主要破坏模式的下限, 即

$$\bar{R}_{si} > K \quad (9.174)$$

者都作为一般破坏模式加以略去。 K 值与 M 值有关; M 值大, K 值要略小一些。通常 K 值在 1.2 ~ 1.4 左右, 也可用自适应法调整。下面进行数值例子分析。设安全余量方程表达为

$$M_i = R_{si} - S \quad (9.175)$$

认为变量 R_{si} 与 S 为正态分布、无关变量, $V_{R, si} = 0.1$, $V_s = 0.2$, 最严重破坏模式 (也即该模式对应的结构体系强度最小——即 $R_{si, \min}$) 的 $\mu_{Ri, \min} / \mu_s = 2$, 则最严重破坏模式的破坏概率为

$$\begin{aligned} P_{fs, \min} &= \varphi \left(-\frac{2-1}{\sqrt{0.1^2 \times 2^2 + 0.2^2}} \right) \\ &= \varphi(-3.536) = 0.00020 \end{aligned}$$

若另一个破坏模式对应于 $\bar{R}_{si} = 1.2$, 则有

$$\begin{aligned} P_{fs, 1.2} &= \varphi \left(-\frac{2.4-1}{\sqrt{0.1^2 \times 2.4^2 + 0.2^2}} \right) \\ &= \varphi(-4.481) = 0.0000037 \end{aligned}$$

若再取一个破坏模式对应于 $\bar{R}_{si} = 1.4$, 则

$$\begin{aligned} P_{fs, 1.4} &= \varphi \left(-\frac{2.8-1}{\sqrt{0.1^2 \times 2.8^2 + 0.2^2}} \right) \\ &= \varphi(-5.231) = 0.000000087 \end{aligned}$$

破坏概率间的比值分别为

$$\begin{aligned} P_{fs, 1.2} / P_{fs, \min} &= 1.85\% \\ P_{fs, 1.4} / P_{fs, \min} &= 0.044\% \end{aligned}$$

四、结构体系破坏概率的计算方法

通过本章前面几节的阐述,读者可以枚举出结构体系的主要破坏模式及确认出(即列出)相应的安全余量方程;再应用第二章所学的算法即可求得对应各个破坏模式的破坏概率,简称为单个破坏概率;现只剩下一个问题,即如何综合这些单个破坏概率(P_{fi})为结构体系的破坏概率(P_{fs})。下面就由粗糙到精确逐步阐明于下。

1. 一阶简单边界法(Simple bounds)

一个结构体系的各个破坏模式之间是串联的,因为任一个破坏模式出现,结构都将破坏。但各个破坏模式之间又往往存在相关性(模式相关),因此使计算复杂化。

下面先讨论串联、无关破坏模式的结构体系破坏概率算法。如图 9.34 所示 串联模型(各破坏模式之间为串联关系),类似于电路中的串联电路。根据串联系统的基本物理概念,任一元(这里系统组成的元可视作单个破坏模式)坏即导致系统坏;可以转而形成这样一个概念,欲使串联系统可靠,需使各个元都可靠;这时可用下式表达式表示。

$$R_t = P(S_1 \cap S_2 \cap \cdots \cap S_m) \quad (9.176)$$

式中 S_i 代表 i 元安全的事件, m 代表主要破坏模式的总数,也即元数, R_t 代表系统或体系的可靠度。

当式(9.176)各事件独立时,有

$$\begin{aligned} R_t &= P(S_1)P(S_2) \cdots P(S_m) \\ &= R_1 R_2 \cdots R_m = \prod_{i=1}^m R_i \end{aligned} \quad (9.177)$$

式中 R_i 为第 i 元的可靠度。用 P_i 表示 i 元的破坏概率,则有

$$R_t = \prod_{i=1}^m (1 - P_i) \quad (9.178)$$

用 P_{fs} 表示体系破坏概率,则有

图 9.34 串联模型

$$P_{fs} = 1 - \prod_{i=1}^m (1 - P_i) \quad (9.179)$$

下面计算例题。

例 9.31 图 9.35 所示一个 7 杆静定桁架,受有外载 S_0 。7 个元件的各自破坏概率假定已由计算或试验得出 $P_3 = P_4 = P_5 = P_7 = 0.000\ 200$, $P_1 = P_2 = 0.000\ 100$, $P_6 = 0.000\ 300$ 。试求此桁架的破坏概率(假设各杆的破坏模式简化为相互独立)。

解 据公式 9.179,此时有

$$P_{fs} = 1 - (1 - 0.000\ 2)^4 (1 - 0.000\ 1)^2 (1 - 0.000\ 3) = 0.001\ 299$$

当破坏概率 P 与 1 相比为小量时,式(9.179)可转成下述近似式

$$P_{fs} \approx \sum_{i=1}^m P_i \quad (9.180)$$

用式(9.180)计算上述例题得

$$P_{fs} \approx 4 \times 0.0002 + 2 \times 0.0001 + 0.0003 = 0.001300$$

现再通过下述简单例题来初步建立相关性的概念。

例 9.32 图 9.36 所示由两个连杆组成的链条子系统，设外载为轴向力 S ， $\mu_s = 1000\text{kg}$ ，设任一根连杆发生破坏的概率是 0.0005，问链条子系统的破坏概率是多少？

解 现考虑到相关性，由于本题特别简单，这个相关性可以用条件概率作阐明。此子系统破坏概率与 F_1 、 F_2 事件（即连杆 1、连杆 2 破坏事件）有关，即

$$\begin{aligned} P_{fs} &= P(F_1 \cup F_2) \\ &= P(F_1) + P(F_2) - P(F_1 \cap F_2) \\ &= P(F_1) + P(F_2) - P(F_2|F_1)P(F_1) \\ &= 0.0005 + 0.0005 - 0.0005P(F_2|F_1) \end{aligned} \quad (9.181)$$

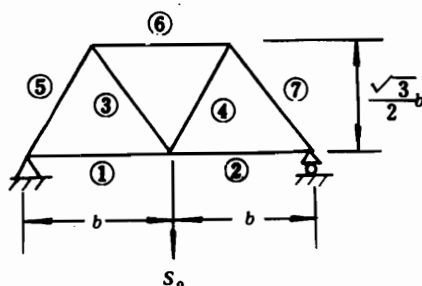


图 9.35 例 9.31 的 7 杆桁架

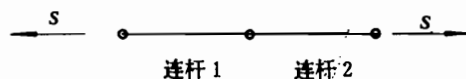


图 9.36 例 9.32 的链条子系统

我们注意到这里需要条件概率 $P(F_1|F_1)$ ，这将取决于 F_1 与 F_2 相互依赖的程度，由于两连杆所受的内力是同一个 S ，故这里只取决于两连杆强度间的相关程度。现取下面两个极端情况进行分析。

(1) 两连杆是从两个不同的生产厂选取，此时可假设 F_1 与 F_2 为统计独立的，独立一定无关，也即相关系数 $\rho = 0$ ，此时

$$P(F_2|F_1) = P(F_2) = 0.0005$$

故

$$\begin{aligned} P_{fs}^0 &= P(F_1 \cup F_2) = 0.0010 - 0.0005 \times 0.0005 \\ &= 0.000975 \end{aligned}$$

(2) 两连杆由同一工厂用同一钢材制作，此时两连杆的强度特性很可能是十分相似的；在简化情况下，可取这两连杆强度一样，也即连杆 1 破坏时，连杆 2 一定破坏，也即相关系数 $\rho = 1$ ，此时有

$$P(F_2|F_1) = 1 \quad (9.182)$$

故

$$P_{fs}^1 = 0.0010 - 0.0005 = 0.0005$$

上式中上角标 0 与 1 分别代表 $\rho = 0$ 与 $\rho = 1$ 。

总结上述两种情况, 此子系统的破坏概率是与相关性 ρ 有关的 (假设 ρ 恒为正), 且 $\rho = 0$ 时, 破坏概率最大, $\rho = 1$ 时, 破坏概率最小, 即

$$0.0005 = P_{fs}^0 \leq P_{fs} \leq P_{fs}^0 = 0.000975 \quad (9.183)$$

我们当然希望各破坏模式间相关性大, 但 ρ 是需经过客观实际的概念分析或计算公式算得, 并不是人为地任意给定的。

在上述例题中, $P(F_1) = P(F_2)$, 故 $P'_{fs} = P_1 = P_2$ 。在一般情况下, 可认为 P_i 并不相等; 此时从图 9.37 进行概念分析, $\rho = 1$ 时相当于事件间是一个重合在另一个内; 图 9.37a 代表两事件概率相同, 即事件图形完全重合; 图 9.37b 代表 m 个事件间 $\rho = 1$, 但 P_i 不同; 此时有

$$P'_{fs} = \max_{i=1 \sim m} (P_i) \quad (9.184)$$

故当假设 ρ 为正数 (也可为零) 时, 串联系统的破坏概率为

$$P'_{fs} \leq P_{fs} \leq P_{fs}^0 \quad (9.185)$$

$$\text{也即 } \max_{i=1 \sim m} (P_i) \leq P_{fs} \leq 1 - \prod_{i=1}^m (1 - P_i) \quad (9.186)$$

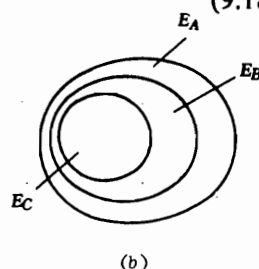
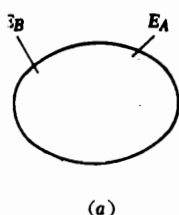


图9.37 $\rho = 1$ 的两种典型情况

注意: 公式 (9.186) 中只有一阶概率 (即

P_i), 没有高阶概率 (如 $P(F_1 \cap F_2)$ 称为二阶共概率, 是二阶概率之一种); 因此称作简单的一阶上下界法, 或简称为简单一阶边界法。这个式子所示出的上、下界限是正确的, 但由于上下界限间距太大, 故精度太低, 现在在结构体系可靠性的计算中, 已很少有人应用; 作为粗估, 大致先分析一下, 则可以考虑。

例 9.33 其他情况同例 9.31, 只是取 $P_1 = P_2 = \dots = P_7 = 0.0002$, 各杆所对应破坏模式间 ρ 不知。用简单一阶边界法示出此系统的破坏概念。

$$\text{解} \quad 0.0002 \leq P_{fs} \leq 1 - (1 - 0.0002)^7 = 0.001399 \quad (9.187)$$

上式只取三位有效数时为

$$0.0002 \leq P_{fs} \leq 0.014 \quad (9.188)$$

上下限间接近差 7 倍, 故界距太大, 精度太低, 必须加以改进。

2. 结构体系破坏概率与单破坏模式破坏概率之间的精确表达式

我们假设一个结构体系有 m 个主要破坏模式, 且用 F_i 表示第 i 个破坏模式成立 (或称为出现) 的事件, 由于各破坏模式之间为串联的关系, 故据概率论, 有

$$P_{fs} = P(F_1 \cup F_2 \cup \dots \cup F_m) \quad (9.189)$$

式中符号 P_{fs} 表示结构体系的破坏概率。下面我们采用下述简化符号

$$P_i = P(F_i) \quad (9.190)$$

$$P_{ij} = P(F_i \cap F_j) \quad (9.191)$$

$$\begin{aligned}
P_{fsm} = & P_1 + P_2 - P_{21} + P_3 - P_{31} - P_{32} + P_{123} + P_4 \\
& - P_{41} - P_{42} - P_{43} + P_{412} + P_{423} + P_{431} - P_{1234} \\
& + \cdots + (-1)^{m-1} P_{12\cdots m}
\end{aligned} \quad (9.192)$$

由 (9.189) 到 (9.192) 公式可知, m 愈大, 式中共概率的阶数愈高。即若有 m 个主要破坏模式, 即包含 m 阶共。若高阶共很好求, 则 P_{fs} 也好求。问题是高阶共不好求, 故出现了不少近似计算方法。

3. 二阶窄边界法

丹麦的 Ditlevsen 教授在 1979 年的论文^[5]中提出了二阶窄边界法, 本书不引证推导, 在阐明概念及应用前提后即直接引出。

公式应用的前提为: 各破坏模式的安全边界方程都是线性的, 各变量间无关, 变量都为正态 (无关、正态分布随机变量转成标准正态随机变量后习惯上用 Z_i 表示)。若原形式不符合上述前提, 可以转化为上述形式。

二阶窄边界公式中包含有二阶共概率, 且考虑到破坏模式之间相关性大小所带来的影响。

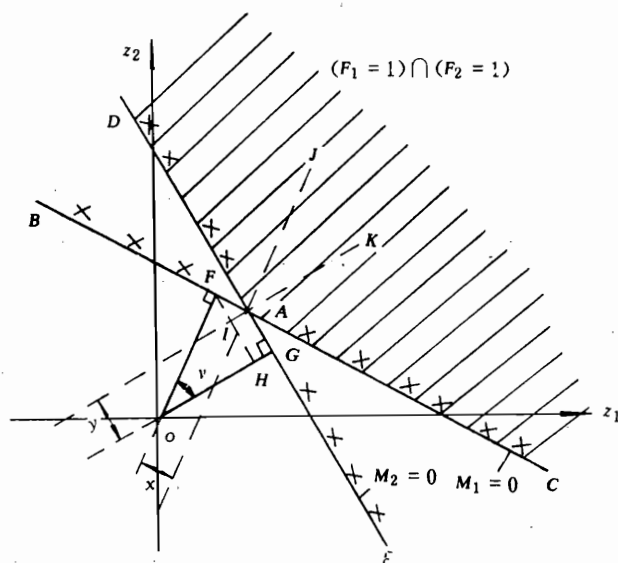


图 9.38 二维二阶共及模式相关系数的几何阐明

两个模式之间的相关性可以用 ρ_{mij} 表示, ρ_m 代表模式间相关系数, i 与 j 代表 i 与 j 两个模式。模式相关系数 ρ_m 的几何阐明见图 9.38。根据数学推导, 知在上述前提下, 若两个模式的安全边界方程为

$$\begin{cases} M_1 = a_0 + a_1 z_1 + a_2 z_2 + \cdots + a_n z_n = 0 \\ M_2 = b_0 + b_1 z_1 + b_2 z_2 + \cdots + b_n z_n = 0 \end{cases} \quad (9.193)$$

则有

$$\rho_{m12} = \frac{\sum_{i=1}^n a_i b_i}{\sqrt{\sum_{i=1}^n a_i^2} \cdot \sqrt{\sum_{i=1}^n b_i^2}} \quad (9.194)$$

若 $\rho_m = 0$, 则为无关; $\rho_m = \pm 1$ 则为完全相关; 通常两破坏模式之间的相关系数为正, 故以后只讨论 $\rho = 0$ 到 $\rho = 1$ 间的情况。

Ditlevsen 证明下述式子成立

$$\rho_m = \cos \gamma \quad (9.195)$$

式中 γ 为两线性边界方程, 从原点所引法线间的夹角。故 $\rho = 0$ 相当于 $\gamma = \pi/2$; $\rho = 1$ 相当于 $\gamma = 0$, 即两个超平面相互平行、且位于同一侧。

从几何概念看, 模式相关即两个破坏区有重合区 (即二阶共存在); $\rho = 1$ 代表完全重合, 故只要算两个模式中破坏概率大的那个即行。

二阶窄边界的公式如下:

$$P_{fs}^{(u2)} = \sum_{i=1}^m P_i - \sum_{i=2}^m \max(P_{ij}) \quad (9.196)$$

$$P_{fs}^{(12)} = P_1 + \sum_{i=2}^m \max(P_i - \sum_{j=1}^{i-1} P_{ij}, 0) \quad (9.197)$$

$$P_{fs}^{(12)} \leq P_{fs}^{(2)} \leq P_{fs}^{(u2)} \quad (9.198)$$

二阶共用下式求出

$$\begin{aligned} & \max \left[\varphi(-\beta_1) \varphi \left(-\frac{\beta_2 - \rho_m \beta_1}{\sqrt{1 - \rho_m^2}} \right), \varphi(-\beta_2) \varphi \left(-\frac{\beta_1 - \rho_m \beta_2}{\sqrt{1 - \rho_m^2}} \right) \right] \leq P_{12} \\ & \leq \varphi(-\beta_1) \varphi \left(-\frac{\beta_2 - \rho_m \beta_1}{\sqrt{1 - \rho_m^2}} \right) + \varphi(-\beta_2) \varphi \left(-\frac{\beta_1 - \rho_m \beta_2}{\sqrt{1 - \rho_m^2}} \right). \quad (0 \leq \rho \leq 1) \end{aligned} \quad (9.199)$$

4. 在一阶与二阶之间的中间处理法

有些人认为一阶的上下界太宽, 是不好; 但二阶的工作量又略大, 尤其对精度要求不太高情况下, 认为可以用简化办法做。

H-S.Ang 等建议只算一下 ρ_m 值, 然后取一个 ρ_{cr} 值 (一般取 $\rho_{cr} = 0.7$)。在 $\rho_m \geq \rho_{cr}$ 时, 取作 $\rho_m = 1$; 在 $\rho_m < \rho_{cr}$ 时, 取作 $\rho_m = 0$ 。

本书编者认为 Ang 的方法不是很合理的。因上述简化方法只有在有相当多主要破坏模式, 且其中确实 ρ_m 有些大于 ρ_{cr} , 有些小于 ρ_{cr} , 才可能有一定精度。

因此编者提出用插值近似法。若用线性插值则为

$$P_{fs2}^{(1+)} = \rho_m P_{fs2(\rho_m=1)} + (1 - \rho_m) P_{fs2(\rho_m=0)} \quad (9.200)$$

最好在有关 ρ_m 的项上取指数以接近真实值, 建议用下式

$$P_{fs2}^{(1+)} = \rho_m^{0.95} P_{fs2(\rho_m=1)} + (1 - \rho_m)^{0.95} P_{fs2(\rho_m=0)} \quad (9.201)$$

式中上角标 (1+) 代表一阶与二阶之间, 下角标 $fs2$ 代表有两个破坏模式子体系的破坏概

率。计算时以破坏概率最大的那个模式为基准, 其他模式都只与它两两结合。

5. 算例

例 9.34 原始数据同例 9.30; 分别用一阶、二阶、一阶二阶间方法计算其体系破坏概率。

解 (1) 用一阶简单边界法求解。

主要破坏模式 10-4, 10-9, 8-7 的安全边界方程如下:

$$M_1 = M_{10-4} = 0.333R_{4-} + 0.277R_{10-} - S = 0 \quad (9.202)$$

$$M_2 = M_{10-9} = 0.556R_{9+} + 0.556R_{10-} - S = 0 \quad (9.203)$$

$$M_3 = M_{8-7} = 0.556R_{7+} + 0.556R_{8-} - S = 0 \quad (9.204)$$

$$\beta_1 = 4.437, \quad P_1 = 4.562 \times 10^{-6};$$

$$\beta_2 = \beta_3 = 4.944, \quad P_2 = P_3 = 3.828 \times 10^{-7}.$$

故

$$P_{f3}^{(u1)} = 1 - (1 - 4.562 \times 10^{-6})(1 - 3.828 \times 10^{-7})^2$$

$$\approx P_1 + P_2 + P_3 = 5.328 \times 10^{-6},$$

$$P_{f3}^{(l1)} = 4.562 \times 10^{-6},$$

$$4.562 \times 10^{-6} \leq P_{f3}^{(l1)} \leq 5.328 \times 10^{-6}$$

上下界相对差为

$$\Delta P_{f3}^{(l1)} = \frac{P_{f3}^{(u1)} - P_{f3}^{(l1)}}{(P_{f3}^{(u1)} + P_{f3}^{(l1)})/2} = 15.5\%,$$

这个值不算太大, 因为这三个主要破坏模式中, P_1 较 P_2 与 P_3 大得多。

(2) 用二阶窄边界法求解。

用变量变换

$$Z_S = \frac{S - \mu_S}{\sigma_S}, \quad Z_{R, i} = \frac{R_i - \mu_{R, i}}{\sigma_{R, i}}$$

将方程 (9.202)~(9.204) 改写成下述标准正态、无关变量的安全边界方程:

$$M_1 = 0.1665Z_{R, 4-} + 0.03463Z_{R, 10-} - 0.3Z_S + 1.53 = 0 \quad (9.205)$$

$$M_2 = 0.139Z_{R, 9+} + 0.0695Z_{R, 10-} - 0.3Z_S + 1.67 = 0 \quad (9.206)$$

$$M_3 = 0.139Z_{R, 7+} + 0.0695Z_{R, 8-} - 0.3Z_S + 1.67 = 0 \quad (9.207)$$

下面计算模式相关系数, 得

$$\rho_{m12} = 0.7337, \quad \rho_{m13} = 0.7145, \quad \rho_{m23} = 0.6744.$$

此时据式 (9.199) 算得

$$0.4693 \times 10^{-7} \leq P_{12} \leq 0.8481 \times 10^{-7}$$

$$0.3752 \times 10^{-7} \leq P_{13} \leq 0.6314 \times 10^{-7}$$

$$0.0560 \times 10^{-7} \leq P_{23} \leq 0.1120 \times 10^{-7}$$

$$5.180 \times 10^{-6} \leq P_{f3}^{(2)} \leq 5.238 \times 10^{-6}$$

上下界相对差为

$$\overline{\Delta P_{f3}^{(2)}} = 1.11\%$$

这个值就说明用二阶窄边界方法是相当精确的。

(3) 用 ρ_{cr} 值方法。

本例按 $\rho_{cr} = 0.7$ ，则模式 1 与 2、3 完全相关，模式 2 与 3 完全无关。故总破坏概率即为 P_1 ，其值为 4.562×10^{-6} 。而上述窄边界的范围是精确的，取其上下界平均值为近似精确解 P_{f3} ，则

$$P_{f3} = 5.209 \times 10^{-6}$$

本方法相对误差为

$$\overline{\Delta} = \frac{|4.562 \times 10^{-6} - 5.209 \times 10^{-6}|}{5.209 \times 10^{-6}} = 12.4\%.$$

(4) 用插值近似法。

用公式(9.200)时，

$$P_{f1-2}^{(1+)} = 4.664 \times 10^{-6}, \quad P_{f1-3}^{(1+)} = 4.671 \times 10^{-6},$$

$$P_{f3}^{(1+)} = P_{f1-2}^{(1+)} + P_{f1-3}^{(1+)} - P_1 = 4.773 \times 10^{-6}.$$

用公式(9.201)时，

$$\begin{aligned} P_{f1-2}^{(1+)} &= 4.806 \times 10^{-6} + 4.818 \times 10^{-6} - 4.562 \times 10^{-6} \\ &= 5.062 \times 10^{-6}; \end{aligned}$$

此时相对误差为

$$\overline{\Delta}^{(1+)} = 2.82\%.$$

9.4 结构可靠性设计

一、结构元件的可靠性设计

每一个常规的强度(静强度、动强度、疲劳、断裂等)、刚度要求，都可转换成对应的可靠性要求；本章以静强度可靠性为典型示出结构可靠性设计的主要思路、方法与设计原理、准则。

先阐明结构元件的可靠性设计。

1. 结构元件的可靠性设计准则

结构元件的常规设计准则可分为两种，一类为土木上所常用的工作应力法(许用应力法)，一种为飞机上常用的设计载荷法；现分别用公式(9.208)与(9.209)示出如下。

$$\sigma_{app} \leq \frac{\sigma_b}{f} \quad (\text{受拉时}) \quad (9.208)$$

$$P_{app} f \leq R \quad (9.209)$$

式中 σ_{app} 与 P_{app} 分别为元件的作用应力与作用载荷, f 为安全系数, σ_b 为材料的极限应力, R 为元件的强度。

可靠性设计只是把上述常规静强度设计准则 (或称静强度约束) 改为静强度可靠性约束, 用公式表示如下

$$R_e \geq R_e^* \quad (9.210)$$

式中 R_e 由所设计元件由计算或试验所得到的元件静强度 (其他任意强度均可, 但需与公式右边的项对应) 可靠度, R_e^* 为结构元件静强度可靠度要求 (或称可靠度指标, 或称可靠度指标要求)。有一部人建议用下述形式

$$\beta_e \geq \beta_e^* \quad (9.211)$$

式中 β_e 与 β_e^* 分别为元件可靠指标与元件可靠指标要求。作者认为用公式 (9.211) 是不好的, 因为 β_e 与元件破坏概率 P_{fe} 或元件可靠度 R_e 是高度非线性的。此外, 从应用时精度分析方便看, 最好把式 (9.210) 改写成下述形式。

$$P_{fe} \leq P_{fe}^* \quad (9.212)$$

式中 P_{fe} 及 P_{fe}^* 分别为元件的破坏概率与元件的破坏概率指标。可从下述数例分析看出用破坏概率设计准则的优点。当可靠度从 0.990 增加至 0.999 时, 可靠度增加约 10%; 此时对应的破坏概率从 0.010 减至 0.001, 却减少了 90%; 因之用破坏概率表示能反映出较高的灵敏度。

2. 元件可靠性设计简述

当元件的设计参量很少时, 可以直接用解析法把 (9.211) 或 (9.212) 式取成等号, 解得元件的最小尺寸; 当参量较多时, 可用数值迭代或优化求解。

下面举一个用解析法解受拉杆可靠性设计的例子。

例 9.35 已知载荷 P 、圆截面直径 d 、材料抗拉极限强度 T 均为随机变量; $\mu_P = 2 \times 10^3 \text{ kg}$, $V_P = 0.15$; $\mu_T = 60 \text{ kg/mm}^2$, $V_T = 0.08$; d 的尺寸公差为 $\bar{d} \pm 0.015\bar{d}$ ($\bar{d}$ 为直径的名义尺寸)。求 $R_e = 0.999$ 时的半径 μ_r 。

解 在具体计算本题时, 需有两个方面的准备知识提前阐明才行; 故现插入一段补讲这些预备知识。

由于在算题时; 往往需作随机变量间的函数运算, 故首先阐明如何求得随机变量函数的期望和方差的近似值。

用符号 X , Y 表示两个随机变量, y 与 x 有着函数关系 $y = f(x)$ 。把 y 在 x 的均值点 μ 附近用台劳级数的二阶展开作为近似式, 则有

$$y = f(x) \approx f(\mu) + (x - \mu)f'(\mu) + \frac{(x - \mu)^2}{2!}f''(\mu) \quad (9.213)$$

对(4.5)式左右两边取期望值, 得

$$E[Y] \approx E[f(\mu)] + E[Xf'(\mu) - \mu f'(\mu)] + E\left[\frac{1}{2}f''(\mu)(X - \mu)^2\right],$$

$$E[Y] \approx f(\mu) + [\mu f'(\mu) - \mu f'(\mu)] + \frac{1}{2}f''(\mu)\text{Var}[X]$$

$$E[Y] \approx f(\mu) + \frac{1}{2}f''(\mu)\text{Var}[X] \quad (9.214)$$

若 $\text{Var}[X] \ll f(\mu)$, 则可采用更简洁的下述近似式

$$E[Y] = E[f(X)] \approx f(\mu) \quad (9.215)$$

以上得出了随机变量函数的均值的近似计算公式。下面来求随机变量函数的方差的近似计算公式; 此时 y 在 x 的均值点展开时只取一阶近似, 即

$$y \approx f(\mu) + (x - \mu)f'(\mu) \quad (9.216)$$

上式两边取方差, 得

$$\text{Var}[Y] \approx \text{Var}[f(\mu)] + \text{Var}[(X - \mu)f'(\mu)],$$

$$\text{Var}[Y] \approx (f'(\mu))^2 \text{Var}[X] \quad (9.217)$$

下面把上述近似计算公式作一具体算例。设有一圆棒, $\mu_r = 2.0\text{mm}$, $\sigma_r = 0.01\text{mm}$; 现截面积 $A = f(r) = \pi r^2$, 算得 $f'(r) = 2\pi r$, $f''(r) = 2\pi$; 用公式(9.216)得

$$\mu_A = E[A] \approx f(\mu_r) + \frac{1}{2}(2\pi)\sigma_r^2 = 4.0001\pi\text{mm}^2; \text{用公式(9.215)得}$$

$$\mu_A \approx f(\mu_r) = 4\pi\text{mm}^2$$

由公式(9.217)得

$$\text{Var}[A] \approx (2\pi\mu_r)^2 \sigma_r^2 = (2\pi \times 2)^2 (0.01)^2, \sigma_A \approx 0.04\pi\text{mm}$$

此时这两个 μ_A 值的差别特别小, 这是因为尺寸离散程度很小的缘故; 当变量为强度或载荷时, 其离散程度大一些, 但是此时用公式(9.215)通常还是满足工程要求的。

以上是 y 为 x 一个自变量的函数的情况, 下面推广到 n 个自变量的情况。此时有

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{x} &= (x_1, x_2, \dots, x_n) \\ y &= f(x_1, x_2, \dots, x_n) \end{aligned} \right\} \quad (9.218)$$

$$E[Y] \approx f(\mu_1, \mu_2, \dots, \mu_n) + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \frac{\partial^2 f(\mathbf{x})}{\partial x_i^2} \Big|_{\mathbf{x}=\boldsymbol{\mu}} \text{Var}[X_i] \quad (9.219)$$

或

$$E[Y] \approx f(\mu_1, \mu_2, \dots, \mu_n) \quad (9.220)$$

$$\text{Var}[Y] \approx \sum_{i=1}^n \left\{ \frac{\partial f(\mathbf{x})}{\partial x_i} \Big|_{\mathbf{x}=\boldsymbol{\mu}} \right\}^2 \text{Var}[X_i] \quad (9.221)$$

由于在算题时, 尺寸量给的是其名义尺寸及其公差范围, 故还需给出如何由上述名义尺寸及公差带、转换成尺寸变量的均值与标准差的近似算法。尺寸变量通常认为是正态分布的, 正态分布是对称的, 故取均值为名义尺寸加上公差带的平均值, 用符号 L 表示尺寸

的名义值, ΔL_u 与 ΔL_l 分别表示上公差与下公差, 也即尺寸允许变动范围为 $L + \Delta L_u$; 注意, 通常 ΔL_u 为正值, ΔL_l 为负值, 且两者绝对值相等, 但也不一定必然如此, 故尺寸均值 μ_L 为

$$\mu_L = [(L + \Delta L_u) - (L + \Delta L_l)] / 2 \quad (9.222)$$

至于标准差的近似算法则可通过下述近似概念加以建立。把正态分布变量转换成标准正态变量, 标准正态分布的情况见图 9.39; 当积分区间位于 $z = -3$ 到 $z = +3$ 之间时, 密度函数的积分值为 0.997。与 1 只相差 0.3%, 故可近似认为全部变动范围不需取全部实数范围 (从 $-\infty$ 到 $+\infty$), 而近似的左右各取三个标准差距离即成 (标准正态分布的标准差为 1, 故 $z = -3$ 到 $z = +3$ 相当于左右各取三个标准差)。用 $\overline{\Delta L}$ 表示以 μ_L 为基准的半公差带 (此时上下半公差带数值相等), 也即

$$\overline{\Delta L} = (\Delta L_u - \Delta L_l) / 2 \quad (9.223)$$

式中当 ΔL_u 为正。因此存在着半公差带与标准差 σ_L 的下述近似关系式

$$\overline{\Delta L} = 3\sigma_L$$

也即

$$\sigma_L = \frac{\overline{\Delta L}}{3} \quad (9.224)$$

现回过来解例 9.35。

$\mu_A \approx \pi\mu_r^2$, $\sigma_A \approx \pi\mu_r\sigma_r$, (此处 σ_A 与 σ_r 都为标准差), $\sigma_r \approx 0.015\mu_r / 3 = 0.005\mu_r$, $\mu_\sigma \approx \mu_P$
 $/\mu_A \approx \mu_P / (\pi\mu_r^2)$,

$$\begin{aligned} \sigma_\sigma^2 &\approx \sigma_P^2 \left(\frac{1}{\mu_A} \right)^2 + \sigma_A^2 \left(\frac{\mu_P}{\mu_A^2} \right)^2 \\ &= \frac{\sigma_P^2 + \frac{4}{9} \times 0.015^2 \mu_P^2}{\pi^2 \mu_r^4} = \frac{\sigma_P^2 + \mu_P^2 \times 0.0001}{\pi^2 \mu_r^4} \\ \beta &= \frac{\mu_T - \mu_\sigma}{\sqrt{\sigma_T^2 + \sigma_\sigma^2}} = \frac{\mu_T - \mu_P / (\pi\mu_r^2)}{\sqrt{\sigma_T^2 + \frac{\sigma_P^2 + \mu_P^2 \times 0.0001}{\pi^2 \mu_r^4}}} \end{aligned}$$

查表, $Re = 0.999$ 时, $\beta \approx 3.09$, 把所有数据代入上述方程, 有

$$3.09 = \frac{60 - 2000 / (\pi\mu_r^2)}{\sqrt{4.8^2 + \frac{300^2 + 0.0001 \times 2000^2}{\pi^2 \mu_r^4}}}$$

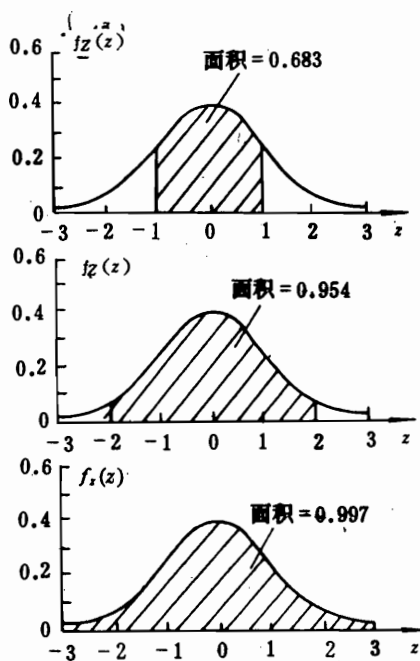


图 9.39 标准正态分布积分值与区间关系

整理之, 得

$$r^4 - 22.60r^2 + 93.99 = 0$$

$$r^2 = 17.11, \quad r \approx 4.14\text{mm}$$

以上计算时是假定变量为正态分布, 直径圆整后取 $d = 8.5\text{mm}$, 再计算此时对应的常规安全系数为

$$f = \frac{(\pi d^2 / 4) \times 60}{2000} = \frac{3\pi \times 8.5^2}{400} = 1.70$$

安全系数所以并不大, 是因为本例 V_p 较小。

二、结构体系的可靠性设计

通常结构体系的可靠性设计不能采用电子系统那样的可靠度指标分配法, 其理由如下。

(1) 结构体系通常并不能把它视作由串联、并联逐级组合而成的总系统。尽管在发展过程中有人曾对某些简单结构作过这样的处理, 但由于其只适合于某些特殊结构, 其精度也不高, 因而已被放弃使用。

(2) 结构体系在有若干元件逐一达到临界时, 必须考虑到这些元件达临界后, 对结构系统各元件内力的影响, 也即有内力重分配问题, 在计算结构体系可靠度时, 略去这个内力重分配影响会导致精度很低。

(3) 在计算结构体系的可靠性时, 必须考虑到结构元件间的相关性 (例如各元件的强度通常是相关的) 以及各破坏模式之间的相关性, 否则计算精度太低。

(4) 结构体系的破坏是由出现任一种破坏模式引起的, 形成一个破坏模式通常需有一系列元件达到临界; 尽管各破坏模式之间是串联的, 但需要考虑模式相关性; 一个破坏模式所涉及的若干个临界元则不存在简单的并联关系, 需要考虑内力重分配。

因之, 结构体系可靠性设计是以结构整体来考虑的, 也即只有下述一个有关整个结构的可靠性设计准则, 即

$$R_s \geq R_s^* \quad (9.225)$$

式中 R_s 与 R_s^* 分别为结构体系的可靠性与结构体系的可靠性要求 (或称为可靠性指标)。当然这个体系可靠性可以与各种强度、刚度、寿命可靠性对应。

由此看来, 结构体系可靠性设计以采用在可靠性基础上的结构优化设计为好。

三、结构余度理论及其对结构设计的影响

文献 [7], [8], [14] 发展了结构余度理论, 并将其与可靠性、优化设计结合在一起, 形成了一种很有特色的新发展。现将其概要阐明于下。

机械、房屋建筑、桥梁等结构体系的破坏史证明, 其破坏原因可归结为下述两大类: 一类为由于出现非预期的过大载荷而导致结构体系的整体破坏; 一类为先由于意外事件引起个别元件破损, 然后导致整个结构体系的破坏。意外事件可以是元件的疲劳、断裂破坏, 因腐蚀引起的破坏, 加工缺陷引起的破坏, 意外撞击引起的元件破坏等。

人们为了解决第一类问题, 以往是靠采用一个统一的安全系数, 但由于经济性要求,

安全系数不能取得太大,故由于第一类原因而引起的破坏实际上是不能避免的,只是需保证有相当高的可靠度即成。从 80 年代起,在房屋建筑上,已采用了初级水平 (first level) 的可靠性规范^[21-23];无论是常规的安全系数法还是上述可靠性规范,它们都是以元件为对象进行计算的;至 1984 年,对石油平台发展了以结构体系强度特性为设计准则的新设计思路^[27]以对付第一类破坏,提出了结构剩余强度 (Structural reserve strength) 与结构剩余强度指标 (Structural reserve strength index——简称为 RSVI);结构剩余强度是指整个完整结构的承载能力与结构所受外载相比之下的特性,可用结构剩余强度指标表示,即

$$RSVI = R_{ult} / P_{app} \quad (9.226)$$

式中 R_{ult} 为结构的极限承载能力,也可称为结构体系的强度; P_{app} 为作用的外载。

文献 [27],对石油平台结构,建议取 RSVI 大于等于 2;也即此时设计准则为

$$RSVI \geq RSVI^* \quad (9.227)$$

式中 $RSVI^*$ 为剩余强度指标 (设计) 要求。这个设计准则主要是用结构体系代替元件作为对象来考虑,这是它前进的方面,但仍没有上升到可靠性;至于可靠性设计,则用

$$R_s \geq R_s^* \quad (9.228)$$

作为设计准则,它也是以结构体系作为对象来考虑,但上升到可靠性概念。

为了对付第二类破坏,近几年,人们引入了余度的概念。因为人们发现一些静定结构 (或准静定结构) 大桥、大跨度仓库的屋项桁架,都由于意外事件引起一个元件破坏而立即导致整个结构崩溃——这是因为静定结构内任一元件破坏后,立即导致整个结构体系的破坏。故人们认为结构设计时,也必须保证有一定的余度,也即当结构中某一元件损坏时,仍具有一定的承载能力。因此把结构分为三个等级的余度 (目前等级定义及划分尚不统一,这里举一种为例)。

0 级结构余度——结构内任一元件损坏后,即刻会导致整个结构的破坏,静定结构即其一例。

1 级结构余度——结构的一个次要受力元件损坏后,残余结构仍能承受原承载能力的大部分 (例如 2/3 或 80%)。

2 级结构余度——结构的一个主要元件损坏后,残余结构仍能承受原承载能力的大部分。

设计人员认为零级余度是不合宜的,因为它对于遭遇意外事件后无残余抗载能力。2 级结构余度则对经济性不太有利,故除特殊情况外,一般采用 1 级结构余度。

在文献 [26] 中用结构残余强度指标 (Structural residual strength index)——简称 RSDI 表示结构的余度特性,其定义为

$$RSDI = RSD / R_{ult} \quad (9.229)$$

式中 RSD 为结构残余强度——例如结构体系有一元件损坏 (指该元件损坏至不能受力) 后的残余结构的强度。在文献 [26] 中建议对石油平台的斜撑杆这种元件,可取 $RSDI \geq 0.8$ 。

因之,为了对付结构的第二类破坏,可采用下述附加的新设计准则

$$RSDI \geq RSDI^* \quad (9.230)$$

式中 $RSDI^*$ 为结构残余强度指标要求。故把文献 [26] 发展的新设计要求可归纳为

$$\left. \begin{aligned} RSVI &\geq RSVI^* \\ RSDI &\geq RSDI^* \end{aligned} \right\} \quad (9.231)$$

而它们的特点都是从结构体系的强度这个角度出发的。

文献[7]指出:上述 $RSDI$ 定义是有缺点的, 因为此时若只增加各元件的尺寸以增加结构体系的强度(结构布局不变), 则尽管 RSD 增加, 但 R_{ult} 也增加, 故 $RSDI$ 改变很少; 也即 $RSDI$ 主要与分层、分段的静不定度有关, 若需要 $RSDI > 0.8$, 则各层的静不定度至少大于 4 次。这可用图 9.40 加以阐明, 图示结构由 5 根杆并联组成, 各杆强度假设相等, 则坏一杆后 $RSDI = 0.8$; 当各杆强度不等时, 若不指定某些强度大的杆不会先坏, 则 $RSDI < 0.8$ 。通常, 根据实际经验, 可以认为某些元件不会先坏; 例如对于石油平台, 通常认为腿不会先坏、而着重考虑斜撑杆。

在文献[7]中还指出:若把公式(9.269)改成下述定义就较合理, 即

$$RSDI' = RSD / (P_{app} RSVI^*) \quad (9.232)$$

但也指出, 最好的办法是引入残余结构可靠性这个概念, 即用 $R_{s, rd}$ 表示结构损坏一元件后的可靠性, 注意 $R_{s, rd}$ 有一组值, 因每坏掉某一个指定可能先损坏的元件都得出一个对应的值。故为了对付结构的第二类破坏, 需加上一个可靠性设计准则

$$R_{s, rd, i} > R_{s, rd}^* \quad (i = 1, 2, \dots, s) \quad (9.233)$$

式中 $R_{s, rd}^*$ 为残余结构可靠度要求, s 为需考虑可能先损坏的元件。

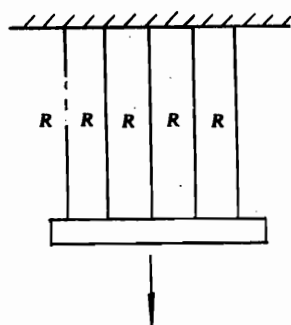


图 9.40 等元并联简单结构

因此, 从可靠性角度出发, 结构设计应同时符合下述两个设计准则

$$\left. \begin{aligned} R_s &\geq R_s^* \\ R_{s, rd, i} &\geq R_{s, rd}^* \quad (i = 1, 2, \dots, s) \end{aligned} \right\} \quad (9.234)$$

在作可靠性基础上的结构优化时, 对于航空、航天结构, 只需加上结构重量最小作为目标函数即可, 此时可写成下述形式

$$\left. \begin{aligned} \min W &= \sum_{i=1}^n \omega_i \\ R_s &\geq R_s^* \\ R_{s, rd, i} &\geq R_{s, rd}^* \quad (i = 1, 2, \dots, s) \end{aligned} \right\} \quad (9.235)$$

受到约束

四、从可靠性观点出发、结构元件配置与布局方案的一些合理设计原则

为了保证有足够的残余结构可靠性, 也需结构有一定的静不定度。因为若采用静定结构, 则无论是 $RSDI$ 还是 $R_{s, rd}$ 都将为零, 这是不宜采用的。结构余度或残余结构可靠性的

概念尽管很新,但现在飞机结构上对于损伤容限设计的一些准则或措施,大致是与上述要求协调的。图 9.41 为波音-707 旅客机所采取的三个设计措施是很合理的一些典型措施。

图 9.41(a)为该机机翼的下壁板,沿纵向(即机翼的弦向)分成六小块,这样在任何一小块蒙皮由于有裂纹而扩展至该小块横向断裂时,尚有 5 小块蒙皮与机翼其他结构在一起,可以有相当高的残余强度。图 9.41(b)为波音 707 飞机的机翼机身对接框,其中环形框部分为三次静不定,再加一个地板梁又形成三次静不定,故此加强框总计有 6 次静不定,当有一处整个断面损坏时,尚余有一个具有闭环的三次静不定结构,故其残余强度也相当好。图 9.41(c)为波音 707 飞机发动机支承结构中的受轴向力杆,此杆用来传递发动机的轴向力,若此杆损坏,发动机即会脱落(为了避免热应力,发动机支承部分有时设计成静定结构),故此杆设计成三重元件,即由三根型材铆接在一起,因此任一根型材上的裂纹不会扩至其他两型材上,因此 $RSDI = 2/3$ 。

从上述分析可知采用静不定结构、多路传力与多重元件是解决 $RSDI$ 或 $R_{s,rd}$ 问题的很好措施。

现对考虑 R_s 与 $R_{s,rd}$ 要求时,作出一些设计指示。

结构的静不定度与 R_s 的关系较少,而与 $R_{s,rd}$ 的关系较大;故一般应以 $R_{s,rd} > R_{s,rd}^*$ 约束初步定下结构的最低静不定度;注意此时若结构有分层、分段,则必须按分层、分段考虑其静不定度。

多路传力与多重元件也主要影响 $R_{s,rd}$ 特性,故也据 $R_{s,rd} > R_{s,rd}^*$ 约束定。

从提高 R_s 考虑,各元件的 β 值应大致接近(或更广义的,各破坏模式的破坏概率中希望不致有个别特别大者);重量大的元件的 β 可略小些,重量小的元件的 β 可略大一些,这样做重量特性会好一些;关键元件或关键部位的 β 应大一些,次要元件与辅助元件的 β 应小一些。

考虑 R_s^* 约束时,只需考虑原完整结构的受力特性,考虑 $R_{s,rd}^*$ 约束时需考虑各种指定残余结构的受力特性;这两者对结构既有所不同,那就应该根据要求的严、松程度,考虑主次后综合解决。

为了提高结构的抗疲劳可靠性,在设计时应着重减少应力集中与附加应力。下面举一些设计原则,并结合一些设计实例加以阐明。

(1) 减少应力集中。形状突变、刚度突变都会引起应力集中;应力集中的大小可定性地用类似于流线的力线表示,力线密度大处即应力集中严重。图 9.42(a)示形状突变带来的应力集中,图 9.42(b)示以 1:3 缓慢地形状过渡时,其应力集中就很缓和。

(2) 减少或避免附加弯矩。几个轴向力不交于一点会引起附加弯矩,附加弯矩引起附加应力,等于变形的应力集中。图 9.43(a)与图 9.43(b)分别示出不好的设计例子与改进后的设

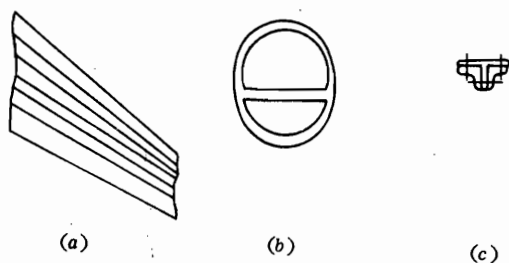


图 9.41 波音-707 飞机的损伤容限设计措施

(a) 机翼壁板的纵向分段;

(b) 加强框地板梁组合成综合结构;

(c) 发动机支承结构的轴向力杆由多重元件组成。

计例子。

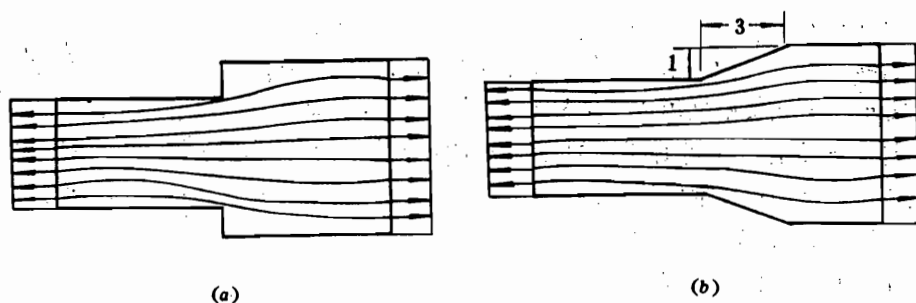


图 9.42 有关应力集中情况的设计例子

(a) 应力集中严重

(b) 应力集中缓和

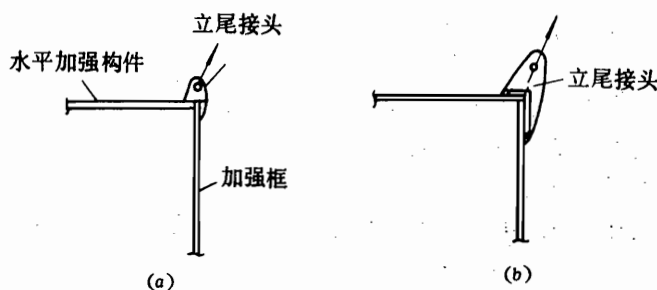


图 9.43 有关附加弯矩情况的设计例子

(a) 附加弯矩存在

(b) 无附加弯矩

(3) 避免不利的传力形式出现。一个厚度不大的平板让其受板厚度内的弯矩即其一例，图 9.44a 及图 9.44b 即为设计不成功与成功的例子。

(4) 控制重复载荷的应力水平。关于提高考虑损伤容限的可靠性，则还应在设计时选择断裂韧性较好的材料，布置合适的检查口盖，配置有适当的止裂件等。

若不作 β 值估算，而想对静强度可靠性有一较粗估量，则应使不出现个别元件的剩余强度系数特别小(尤其是主要元件或关键元件)；若出现有几个元件(或破坏模式)的剩余强度系数很低，则也是不利的，因它们对应的破坏概率是要计入至体系破坏概率中去的。

本书在阐明了这四节后，就可以把可靠性设计(包含可靠性基础上的结构优化设计)与常规设计(包含常规优化设计)作一较深刻的比较。

常规设计是以定值量为基础进行设计的；而可靠性设计是以随机变量为基础进行设计的，因此可靠性设计能较好地反映这些量的真实特性。

常规设计以一个笼统的安全系数反映所有量的不确定性，而考虑不到不确定量(即随机变量)本身各自的特性，因此它不能真实地反映安全程度；而可靠性设计能更好地反映真实的安全程度。

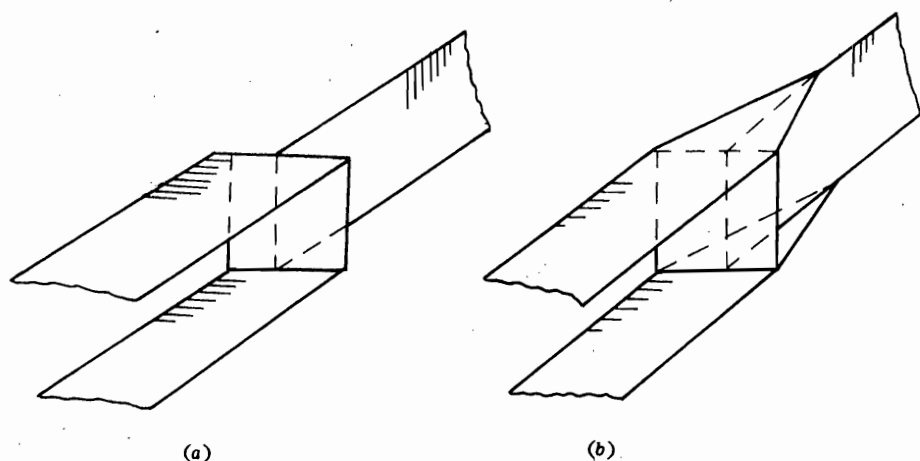


图 9.44 传力形式特性不同的设计例子

随着常规优化设计的开展，结构有更多元件，或更多性态达到临界，这将使常规优化后的结构较未经优化的结构具有较低的可靠性，这是因为主要破坏模式增多引起的；而从常规强度校核看，则优化前后的安全系数差不多，是发现不了这个问题的。故随着常规优化设计的开展，必须要加强可靠性校核；或用在可靠性基础上的优化取代之。

结构可靠性分析与设计，在国内发展得也很快，迄至本书编写的 1989 年 3 月，已对(或即将对)多盒段结构、全动平尾转轴、加强框、桁架、襟翼机构系统、几种典型舱门系统、复合材料叠层板及多盒段结构进行了可靠性分析与设计。在核电站防护可靠性、石油平台可靠性、房屋建筑可靠性方面也开展或正在开展起来。从形势发展看，需要发动更多的力量投入到可靠性研究与可靠性应用上，这就需要日益发展下述三种力量，一为结构可靠性专业队伍的建设，一为吸引更多原从事各种静、动、疲劳、断裂强度与结构设计工作的人向结构可靠性发展，一为发动应用部门的人自己掌握结构可靠性。

第十章 复合材料结构设计

10.1 概 述

一、复合材料结构设计的内容和步骤

复合材料结构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（诸如铺层设计、结构元件设计、连接设计、细节设计等）的反复过程。在综合过程中必须考虑的一些主要因素是：结构重量、研制成本、制造工艺、结构鉴定要求、质量控制、设计和使用经验等。复合材料结构设计的综合过程可按图 10.1 所示，大体上分为如下三个步骤：

1. 明确设计条件

如性能要求、载荷情况、环境条件、形状限制、内部装载等。

2. 材料设计

包括选材、铺层性能的确定、层压板设计等。

3. 结构设计

包括结构形式的确定、结构元件设计、结构细节设计、连接设计等。

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。

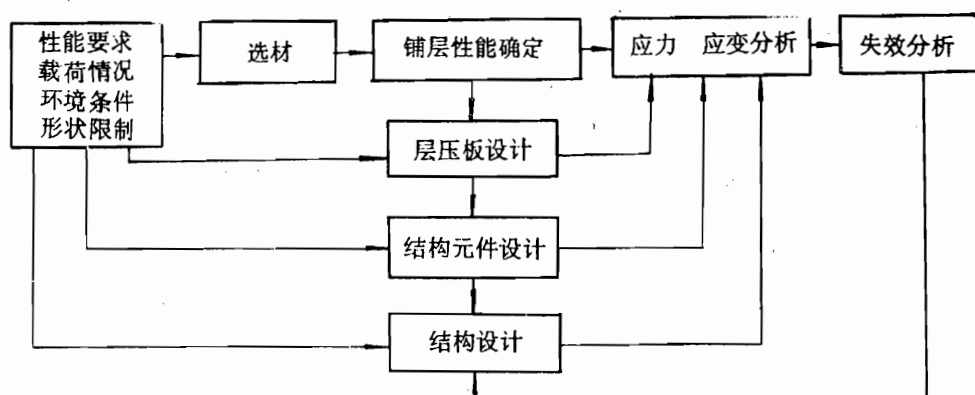


图 10.1 复合材料结构设计综合过程图

一般来说，常规的金属结构设计步骤是先进行“选材”，即选择所需金属材料的牌号与规格，至于该材料的机械性能则是由材料部门提供的已知数据而可直接引用；然后再进行具体的结构设计。

然而，复合材料结构却往往是材料与结构一次成形的，而且材料的机械性能也具有可设计性，所以复合材料结构设计不同于常规的金属结构设计，而是包含了材料设计和结构设计在内的一种新的结构设计方法。在复合材料结构的设计过程中，材料设计和结构设计同时或

交错地进行,因此比设计金属结构要复杂得多。但是也给设计人员进行结构优化设计提供了更大的活动范围,有可能设计出结构效率更高的结构。

二、复合材料结构的特点

众所周知,复合材料有很多种类,本章讨论对象仅限于树脂基连续纤维增强复合材料层压结构。这种复合材料与其结构和常规的金属材料与其结构相比有许多特点。在进行复合材料结构设计之前应了解这些特点。在“复合材料力学”课程中已经较详细地介绍了复合材料的力学特点。这里只是简要地综述上述特点,以便读者更方便地阅读本章内容。

所讨论的复合材料由纤维和树脂二种组分构成。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。由此可知,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(精确地说,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。由于纤维和树脂在机械性能和热膨胀性能上有很大差别,所以单向复合材料在这些方面表现出高度的正交异性。

复合材料层压结构在设计上的一些特点完全是由于单向铺层的高度正交异性和结构的“层压”性而引起的。为了充分利用单向铺层的优良的纵向性能,所以单向铺层的纤维轴向总是沿着载荷方向。即使对于面内剪切载荷,也将其分解为拉、压分量,按拉、压方向各布置一个单向铺层来承载,也即需要一对 $\pm 45^\circ$ 铺层来提供必要的剪切模量和强度。

复合材料层压板是由若干层不同铺向角的铺层加温加压叠合而成,故在层压板面内及厚度方向上具有各向异性(一般为正交异性)和非匀质的特点。作宏观分析时,常将面内的非匀质特性近似处理为等效匀质的而只保留厚度方向上的非匀质层状特性。故而层压板具有三个设计要素即铺向角、铺层比和铺叠顺序,这也就是复合材料结构优化设计比金属结构优化设计新增加的三个设计自由度。

利用不同铺向角和铺层比的铺层组合可以获得满足不同的面内刚度和强度要求的层压结构;利用不同铺向角、铺层比和铺叠顺序的铺层组合可以得到具有不同弯扭刚度和强度的层压结构。也即表明,复合材料层压结构的面内刚度、强度特性和弯扭刚度、强度特性在一定范围内具有可设计性。

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材料结构件的研制计划。是否采用复合材料及其用量的多少已成为衡量一架新机设计先进性的指标之一。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,在民机研制中也开始采用复合材料。飞机结构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的变化。

下面分几个方面来介绍其应用情况。

1. 按应用情况分

按应用情况,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段、中央翼盒等,据估计约可减重 30%。

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 10.2 和 10.3 分别示出复合材料在美国战斗机上的应用进展情况以及苏联与西方国家在战斗机中的新材料用量。

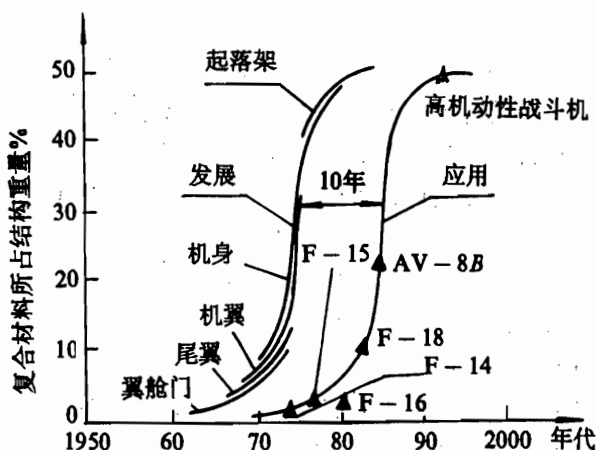


图 10.2 复合材料在美国战斗机中的应用进展情况

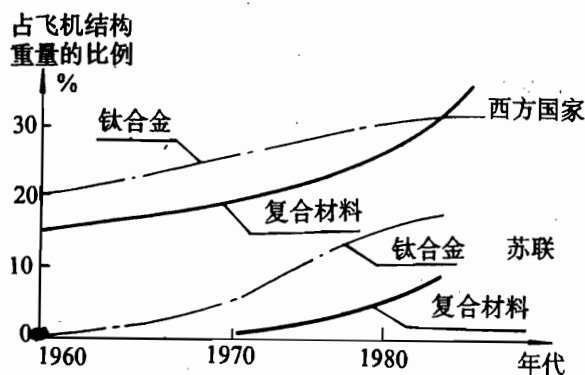


图 10.3 苏联与西方国家在战斗机中的新材料用量情况

我国航空界于 1978 年在强五型飞机的进气道侧壁部位试用碳纤-玻纤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。十年来,已先后研制成功了歼八和强五型飞机的碳/环氧复合材料垂直安定面以及歼七 M 型飞机的碳/环氧复合材料垂直安定面和方向舵。并在新设计的某型机中首次直接采用复合材料垂直安定面。目前,有关院所正在进行复合材料蜂窝夹层结构机身段和复合

材料机翼受力盒段的应用研究。围绕这些型号设计,很多单位也开展了大量的理论研究和试验验证工作。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。

2. 按结构特点分

按结构特点,可分为下列几种情况:

(1) 作为已有结构的补强材料。如美国 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,即将 64 层硼/树脂铺层粘接于原结构的金属长桁和蒙皮上作为补强材料。据洛克希德公司称,补强后翼盒的使用寿命为原结构的两倍。

(2) 翼面的受力壁板。这类结构件的受力情况比较简单,其弦向、展向和切向载荷的数

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。

(3) 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。

(4) 杆件。例如拉杆、连杆、扭力管等,这类零件往往强度、刚度要求高而尺寸常受空间限制;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。

(5) 其它受力结构件。如 F-15 飞机的减速板用石墨/环氧复合材料制作, A-37 飞机采用了石墨/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。

表 10.1 和 10.2 分别示出复合材料在军机和民机上的应用实例。

表 10.1 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	石墨/环氧	诺斯洛普	
AV-8B	1979	机翼,平尾,前机身	石墨/环氧	麦-道	24.5
B-1		平尾,垂尾,机身大梁,前	硼/环氧	罗克韦尔	
		缘缝翼,襟翼,部分前机身	石墨/环氧		
幻影 2000	1978	垂直安定面,升降舵,主雷达舱门	石墨/环氧	达索-布雷盖	25
超幻影 4000	1979	垂尾,前翼,襟副翼	石墨/环氧	达索-布雷盖	> 25
J8 [▲]	1985	垂直安定面壁板	碳/环氧	沈飞	
Q5 [▲]	1985	垂直安定面	碳/环氧	南飞	
J7M [▲]	1990	平尾	碳/环氧	成飞	

▲为老机试用

表 10.2 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
DC-9 超 80	发动机短舱	石墨-Kevlar/环氧	麦-道	22
DC-10	垂直安定面	石墨/环氧	麦-道	20.2
	方向舵	石墨/环氧		26.8
	副翼	石墨/环氧	洛克希德	26.3
L-1011 [▲]	垂直安定面	石墨/环氧		27.9

▲为老机试用

3. 按复合材料的使用种类分

有下列二种:

(1) 采用单一类型的复合材料。如全部构件都采用碳/环氧树脂材料;或者一部分构件采用碳/环氧树脂材料,另一部分构件采用芳纶/环氧树脂材料。

(2) 采用混杂复合材料。常用的有在碳/环氧树脂材料中混杂少量的玻璃钢以改善其抗冲击性能或者在玻璃钢中增用少量的碳/环氧树脂材料以提高其刚度。

四、设计条件

进行结构设计时,首先应明确设计条件;即根据使用目的提出的性能要求以及载荷情况、环境条件、工艺条件等。

1. 结构性能要求

一般来讲,体现结构性能的主要内容有

- (1) 结构能承受所加的各种载荷,确保在使用寿命期间的安全可靠;
- (2) 能提供安放各种装载的空间,对结构的形状和尺寸有一定的限制;
- (3) 能隔绝外界环境状态而保护内部物体。

通常,对于军用飞机来说,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结构经济性好的要求。

2. 载荷情况

机体结构所承受的外载荷可分为静载荷和动载荷。在静载荷作用下,结构应具有足够的抵抗破坏和变形的能力即具有足够的强度和刚度。动载荷又可分为冲击载荷和交变载荷,前者为碰撞引起的载荷,后者为周期性变化的载荷。在冲击载荷作用下,结构应具有足够的抗冲击的能力;而在交变载荷作用下,结构应具有所需要的疲劳强度和疲劳寿命。

3. 环境条件

根据新设计结构的使用目和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能正常地工作。一般可分为如下四种环境条件:

- (1) 力学条件:加速度、冲击、振动、声音等;
- (2) 物理条件:压力、温度、湿度等;
- (3) 气象条件:风雨、冰雪、日光等;
- (4) 大气条件:放射线、盐雾、风砂等。

4. 工艺条件

复合材料结构件的制造工艺与金属件有很大的差别,对于本章所讨论的复合材料而言,其原材料往往采用各种规格的预浸料,需要通过热压罐或其它设备进行固化成形。复合材料零件的机械加工以及各零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。所以复合材料结构的工艺性包括了预浸料工艺性、固化成形工艺性、装配工艺性和修补工艺性,在进行结构设计时必需考虑到这些工艺条件。

10.2 材料设计

所谓材料设计指的是选用几种原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板(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) 所选材料应与结构的使用环境相适应。如有机基复合材料在温度(80℃以上)和湿度作用下会引起机械性能的下降,要求材料的主要性能在结构使用环境包线内下降不超过10%。
- (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;民机客舱内部结构件所用的复合材料需满足阻燃、毒性、烟雾等方面的要求。
- (4) 能满足工艺性要求。包括前述的预浸料、固化成形等几方面的要求。
- (5) 应有良好的经济性。包括生产成本、减重效益等。

2. 纤维的选择

目前常用的增强纤维有E和S玻璃纤维、芳香聚酰胺纤维(Kevlar纤维)、碳纤维(石墨纤维)和硼纤维。

根据结构的功能要求来选择纤维的类别。举例如下:

- (1) 结构要求有良好的透波性,则应选用玻璃纤维或Kevlar49、Kevlar149。
- (2) 结构要求有高的刚度,则可选用高模量碳纤维或硼纤维。
- (3) 结构要求有高的抗冲击性能,则应选用玻璃纤维或Kevlar纤维。
- (4) 结构要求尺寸稳定性好,则应选用Kevlar纤维、硼纤维和碳纤维。
- (5) 对于兼有强度、刚度要求的结构,则应选用碳纤维和硼纤维。

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。

表10.3列举了由玻纤、Kevlar49和碳纤增强复合材料的特点,以供选择纤维类别时参考。

表 10.3 几种复合材料特点的比较

项 目	玻纤/树脂 (GFRP)	凯美拉 49/树脂 (KFRP)	碳纤/树脂 (CFRP)
成本	低	中	高
比重	大	小	中
抗冲击性能	中	好	差
透波性	良好	好	不透电波,半导体性质
可选用形式	多	厚度规格较少	厚度规格较少

续 表

项 目	玻纤/树脂 (GFRP)	凯美拉 49/树脂 (KFRP)	碳纤/树脂 (CFRP)
加工性	好	差	中
使用经验	丰富	不多	较多
比拉伸强度	较好	最高	高
比压缩强度	较好	最低	最高
刚度	低	中	高
断裂伸长率	大	中	小
耐湿性	差	差	好
热膨胀系数	适中	沿纤维方向接近零	沿纤维方向接近零

除了选用单一类别的纤维外,还可选用混杂复合材料。混杂复合材料既可以是由两种或两种以上的纤维混合成铺层构成的,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 Kevlar49 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

碳纤维复合材料的基体一般采用环氧树脂,当需耐高温时应采用聚酰亚胺树脂。玻纤复合材料的基体一般采用不饱和聚酯树脂或环氧树脂。Kevlar 复合材料的基体主要选用环氧树脂。

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。

为了确定铺层的性能必须选取合适的树脂含量。一般是根据铺层的受力性质和铺层的作用来选取的。表 10.4 提供了参考数据。

表 10.4 铺层树脂含量的选取

铺 层 的 作 用	固化后树脂含量(%重量)
主要承受拉伸、压缩、弯曲载荷	27
主要承受剪切载荷	30
用作受力构件的修补	35
主要用作外表层防机械损伤和大气老化	70
主要用作防腐蚀	70~90

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,即各铺层的铺向角、铺叠顺序和各定向铺层相对于总层数百分比(层数比)。通常又称层压板设计为铺层设计。

1. 铺层要素 (或称铺层参数) 的确定

(1) 各铺层的铺向角的确定。铺层的铺向角也即该铺层中的纤维取向,由复合材料力学可知,对轴向载荷而言沿纤维方向的承载能力最大,对剪切载荷而言 $\pm 45^\circ$ 方向的承载能力最大。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° 、 $\pm 45^\circ$ 取向。通常 0° 铺层用来承受轴向载荷, $\pm 45^\circ$ 铺层用来承受剪切载荷, 90° 铺层用来承受横向载荷和控制层压板的波桑比。从工艺角度,只限定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° 、 $\pm 60^\circ$ 铺向角。

(2) 各铺层的铺叠顺序的确定。由于一般层压板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为对称层压板,而且还尽量设计成铺向均衡的对称层压板。各铺层的铺叠顺序一般按如下原则:

(i) 应使各定向铺层尽量沿层压板厚度均匀分布,也即使每一铺层组中的单层数尽量地少,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。

(ii) 若层压板中含有 $\pm 45^\circ$ 铺层,则应使 $\pm 45^\circ$ 铺层与 0° 及 90° 层交错铺叠,减少相邻铺层间的夹角。这样可减少层间应力。此外,若将 $\pm 45^\circ$ 铺层成对铺叠于层压板的外表面,则可改善板的受压稳定性、冲击性能和连接孔的受载情况。

(iii) 若层压板是变厚度的,则应使外部铺层保持连续而变更其内部铺层。为了避免层间剪切破坏,各层台阶的设计宽度应相等,并要求等于或大于2.5mm。在层压板变厚度方向上的高应力水平部位,其递降率从外表面算起按1:20的梯度变化;在低应力水平部位可按1:10的梯度变化。为防止铺层边缘剥离,可用一层内铺层覆盖在台阶上,如图10.4所示。

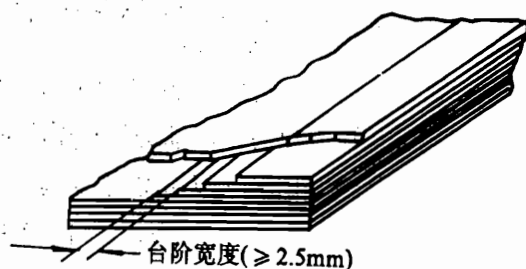


图 10.4 铺层的台阶区设计示意图

(3) 各定向铺层层数的确定。根据具体的设计要求,通过下节介绍的各种设计方法来确定各定向铺层的层数比,再根据所需的总层数求得各定向铺层的层数。

需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. 设计方法

在层压板设计中,由于铺向角是限定的以及铺叠顺序是按铺叠原则来确定的,所以设计变量主要是各定向铺层的层数。这一变量可以根据结构件的受力大小、重要程度和设计精度采用不同的铺层设计方法来求得。

(1) 等代设计法。层压板的等代设计法,一般是指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,以保证强度或刚度。最简单的办法就是采用准各向同性的复合材料层压结构来替代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它更好的设计方法。

(2) 准网络设计法。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 σ_x 、 σ_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,若铺向角限定为 0° 、 90° 、 $\pm 45^\circ$,则 σ_x 对应于 0° 向铺层, σ_y 对应于 90° 向铺层, τ_{xy} 对应于 $\pm 45^\circ$ 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 $V_p:V_{90}:V_{\pm 45} = \frac{1}{1+a+2b}:\frac{a}{1+a+2b}:\frac{2a}{1+a+2b}$ 。

(iii) 重新计算应力 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。

(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。

(3) 等刚度设计法。这是一种按结构静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都采用这种设计方法。

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;若为新机研制,则复合材料结构的结构刚度要满足气动弹性计算所提出的刚度分布要求。

气动弹性计算时对翼面结构刚度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 EI 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 10.5 所示。

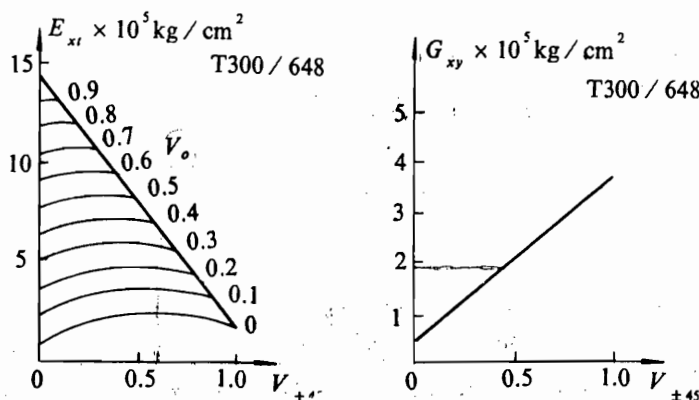


图 10.5 面内工程弹性常数列线图(Carpet曲线)

($1\text{Kg/cm}^2 = 9.8 \times 10^4 \text{Pa}$)

针对上述二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。

(i) 剖面等刚度设计法。当结构的刚度要求是按第一种形式给出时, 可采用本法进行有关层压板元件的铺层设计。

• 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 $\frac{GJ}{l^3}$ 。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 , 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 。

计算剖面处的主惯性矩 $I = \int_F y^2 dF = \sum_{i=1}^n y_i^2 \Delta F_i$, 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。

计算剖面处的横惯性矩 $J = \Omega^2 / \int \frac{ds}{t} = \Omega^2 / \sum_{i=1}^m \frac{\Delta S_i}{t_i}$ 式中 Ω 为盒段承扭剖面面积的二倍, $\sum_{i=1}^m \Delta S_i$ 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, 故上述二项的数值亦不变, 因此 J 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 可以通过剪切刚度来度量了。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

a. 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。

b. 选定各长桁和梁缘条的构造并计算其能提供的刚度值。

c. 进行复合材料蒙皮（层压板）的铺层设计；

d. 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 10.6 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。

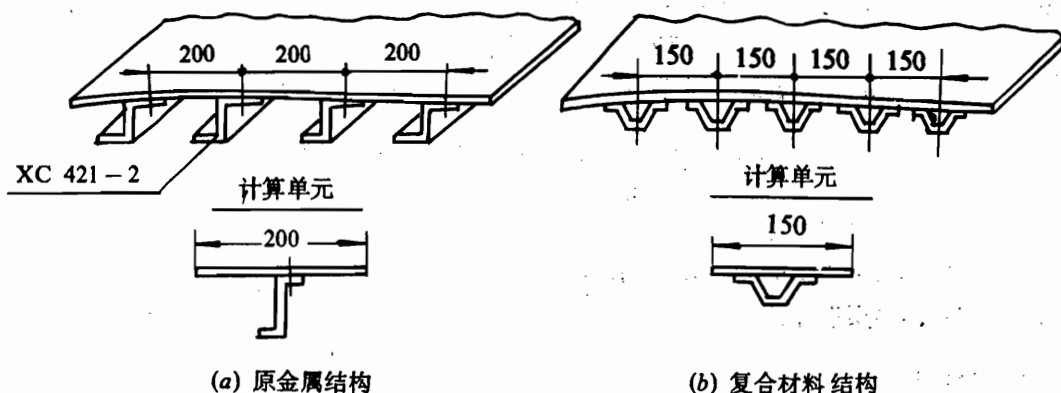


图 10.6 等刚度设计前后的两种结构及其计算单元

a. 计算原金属结构加筋板的刚度

蒙皮材料 LY12-CZ, $t = 3\text{mm}$

长桁材料 LY12-CZ, 牌号 XC421-2, 剖面积 $F_c = 104.8\text{mm}^2$

长桁间距 200mm。

将长桁面积折算为蒙皮厚度 $104.8 / 200 = 0.524\text{mm}$ ，故蒙皮的折算厚度为 $3 + 0.524 = 3.524\text{mm}$ 。

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

$$EF = 600 \times 3.524 \times 7.2 \times 10^4 \\ = 15223.68 \times 10^4 \text{N}$$

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 $GF = 600 \times 3 \times 2.7 \times 10^4 = 4860 \times 10^4 \text{N}$ 。

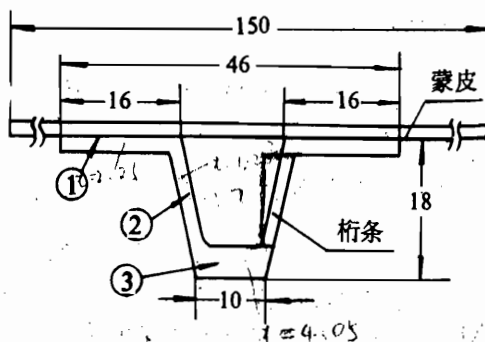


图 10.7 长桁的几何形状

b. 复合材料加筋板的具体构造

蒙皮和长桁均由选定的碳/环氧无纬布铺迭热压成形。长桁的几何形状如图 10.7 所示, 其各部份的铺层设计示于表 10.5 中。

表 10.5 长桁的铺层设计

选层 序号	层 数				l (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

c. 求计算单元中长桁的拉伸刚度

叠层序号	剖面积 F (mm ²)	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	$10 \times 4.05=40.5$	6.9×10^4	279.5×10^4
	$\Sigma 138.9$		$\Sigma 693.5 \times 10^4$

d. 复合材料蒙皮的铺层设计

因为在 600mm 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

$$(EF)' = \frac{1}{4}(EF) = \frac{1}{4}(15\ 223.68 \times 10^4) = 3\ 805.92 \times 10^4 \text{ N}$$

$$(GE)' = \frac{1}{4}(GF) = \frac{1}{4}(4\ 860 \times 10^4) = 1\ 215 \times 10^4 \text{ N}$$

要求蒙皮提供的剪切刚度为

$$(GF)_{\text{蒙皮}} = (GF)' = 1\ 215 \times 10^4 \text{ N}$$

由事先准备好的选定材料之卡彼特曲线图中可知 $G = 1.8 \times 10^4 \text{ MPa}$ 对应的 $V_{\pm 45} = 0.70$, 但当 $V_{\pm 45} = 0.7$ 、 $V_0 = 0.3$ 时, 对应的 $E = 3.9 \times 10^4 \text{ MPa}$; 故蒙皮取 30 层的方案不能满足要求。 $G = 1.69 \times 10^4 \text{ MPa}$ 时对应的 $V_{\pm 45} = 0.65$, 而 $V_0 = 0.35$, $V_{\pm 45} = 0.65$ 时对应的 $E = 4.2 \times 10^4 \text{ MPa}$ 与所要求的 $E = 4.32 \times 10^4 \text{ MPa}$ 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 10.6。

表 10.6 示例中的蒙皮铺层设计用表

蒙皮 层数	蒙皮厚度 $t(\text{mm})$	蒙皮面积 $F(\text{mm}^2)$	所需的 $E_{\text{蒙皮}}$ (MPa)	所需的 $G_{\text{蒙皮}}$ (MPa)
28	$28 \times 0.15 = 4.2$	$150 \times 4.2 = 630$	$\frac{3112.47}{630} \times 10^4 = 4.94 \times 10^4$	$\frac{1215}{630} \times 10^3 = 1.93 \times 10^4$
30	$30 \times 0.15 = 4.5$	$150 \times 4.5 = 675$	$\frac{3112.47}{675} \times 10^4 = 4.61 \times 10^4$	$\frac{1215}{675} \times 10^3 = 1.80 \times 10^4$
32	$32 \times 0.15 = 4.8$	$150 \times 4.8 = 720$	$\frac{3112.47}{720} \times 10^4 = 4.32 \times 10^4$	$\frac{1215}{720} \times 10^3 = 1.69 \times 10^4$

层 数				体积化			铺 层	t	F	E	G
0°	$\pm 45^\circ$	90°	总数	0°	$\pm 45^\circ$	90°		mm	mm^2	MPa	MPa
12	20	0	32	0.375	0.625	0	$[\pm 45_2/0_3/ \pm 45_3/0_3/\pm 45]_s$	4.8	720	4.3×10^4	1.66×10^4

e. 检查等刚度设计前后两种结构的扭转刚度

$$GJ = \frac{G\Omega^2}{\sum_{j=1}^m \frac{\Delta S_j}{t_j}} = \Omega^2 \left(\frac{G}{\sum \frac{\Delta S}{t}} \right)$$

因两种结构的计算剖面处之 Ω 不变, 故只需比较 $\frac{G}{\sum \frac{\Delta S}{t}}$ 即可。

$$\left(\frac{G}{\sum \frac{\Delta S}{t}} \right)_{\text{铝}} = \frac{2.7 \times 10^3}{\frac{600}{3}} = 0.0135 \times 10^4 \text{ MPa}$$

$$\left(\frac{G}{\sum \frac{\Delta S}{t}} \right)_{\text{复材}} = \frac{1.66 \times 10^3}{\frac{600}{4.8}} = 0.0133 \times 10^4 \text{ MPa}$$

两者相差仅为 1.5%, 故是可以的。

(ii) 按蒙皮的二向刚度或三向刚度要求进行层压板的设计。当结构的刚度要求按第二种形式给出时, 采用本法进行层压板元件的铺层设计比较方便。

• 基本关系式

a. 结构剖面刚度 EI 、 GJ 与蒙皮的拉压刚度 $E_s t_s$ 和剪切刚度 $G_s t_s$ 间的关系式

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。

经简单推导可得如下关系式

$$E_s t_s = \frac{EI - \sum (EI)'}{\int y^2 dl} \quad (10.1)$$

$$G_s t_s = \frac{2 \int dl}{\frac{\Omega^2}{GJ} - \sum \left(\frac{h}{Gt} \right)_w} \quad (10.2)$$

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 之形心半高度, $dF = t_s dl$, 下标 w 表示梁腹板。

b. 面内等效刚度 $E^0 t$ 、 $G_{xy}^0 t$ 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:

$$E_x^0 t = \sum_{k=1}^N (Q_{xx})_k n_k t_0 - \frac{\left[\sum_{k=1}^N (Q_{xy})_k n_k \right]^2 t_0}{\sum_{k=1}^N (Q_{yy})_k n_k} \quad (10.3)$$

$$E_y^0 t = \sum_{k=1}^N (Q_{yy})_k n_k t_0 - \frac{\left[\sum_{k=1}^N (Q_{xy})_k n_k \right]^2 t_0}{\sum_{k=1}^N (Q_{xx})_k n_k} \quad (10.4)$$

$$G_{xy}^0 t = \sum_{k=1}^N (Q_{xy})_k n_k t_0 \quad (10.5)$$

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

a. 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

$$\left. \begin{aligned} E_s t_s &= E_x^0 t \\ G_s t_s &= G_{xy}^0 t \end{aligned} \right\} \quad (10.6)$$

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 $\alpha = 0^\circ$, $\beta = 45^\circ$ (应理解为取 $\pm 45^\circ$)。记 α 定向层数为 n_1 , β 定向层数为 n_2 , 则式 (10.6) 可写成

$$\left. \begin{aligned} E_s t_s &= \left[n_1 Q_{xx}^\alpha + n_2 Q_{xx}^\beta \right] t_0 - \frac{\left[n_1 Q_{xy}^\alpha + n_2 Q_{xy}^\beta \right]^2 t_0}{n_1 Q_{yy}^\alpha + n_2 Q_{yy}^\beta} \\ G_s t_s &= \left[n_1 Q_{xy}^\alpha + n_2 Q_{xy}^\beta \right] t_0 \end{aligned} \right\} \quad (10.7)$$

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 (10.7) 中的未知量为 n_1 和 n_2 , 方程组可解。

b. 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。

一般用三种铺向角 α 、 β 、 θ 和相应的铺层数 n_1 、 n_2 、 n_3 来进行铺层设计, 于是公式 (10.7) 变为

$$\left. \begin{aligned} (E_s t_s)_x &= \left[n_1 Q_{xx}^\alpha + n_2 Q_{xx}^\beta + n_3 Q_{xx}^\theta \right] t_0 - \frac{\left[n_1 Q_{xy}^\alpha + n_2 Q_{xy}^\beta + n_3 Q_{xy}^\theta \right]^2 t_0}{n_1 Q_{yy}^\alpha + n_2 Q_{yy}^\beta + n_3 Q_{yy}^\theta} \\ (E_s t_s)_y &= \left[n_1 Q_{yy}^\alpha + n_2 Q_{yy}^\beta + n_3 Q_{yy}^\theta \right] t_0 - \frac{\left[n_1 Q_{xy}^\alpha + n_2 Q_{xy}^\beta + n_3 Q_{xy}^\theta \right]^2 t_0}{n_1 Q_{xx}^\alpha + n_2 Q_{xx}^\beta + n_3 Q_{xx}^\theta} \\ G_s t_s &= \left[n_1 Q_{ss}^\alpha + n_2 Q_{ss}^\beta + n_3 Q_{ss}^\theta \right] t_0 \end{aligned} \right\} \quad (10.8)$$

式 (10.8) 中未知量为 n_1 、 n_2 、 n_3 , 方程组可解。

(4) 层压板优化设计法。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 10.8 表示此优化准则。图 10.8 中的 R 称为强度比, 其定义为

$$R = \frac{\{\sigma\}_a}{\{\sigma\}} = \frac{\{\varepsilon\}_a}{\{\varepsilon\}} = \frac{\varepsilon_{ia}}{\varepsilon_i} \quad (i = 1, 2, 6)$$

式中: $\{\sigma\}_a$ 、 $\{\varepsilon\}_a$ ——最大的或许用的主轴应力和应变矢量,

$\{\sigma\}$ 、 $\{\varepsilon\}$ ——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

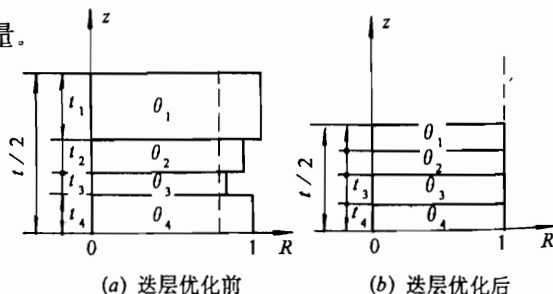


图 10.8 层压板等强优化设计原理示意图

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix}_k = [T_\varepsilon^+]_k [A_{ij}]^{-1} \begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} \quad (10.9)$$

故第 k 定向层组的主轴应力为

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix}_k = \left[Q_{ij} \right]_k \left[T_s^+ \right]_k \left[A_{ij} \right]^{-1} \begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} \quad (10.10)$$

$i, j = 1, 2, 6$ $i, j = x, y, s$

式(10.10)中前二项 $[Q_{ij}]_k$ 和 $[T_s^+]_k$ 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

$$G_1 \varepsilon_1 + G_2 \varepsilon_2 + G_{11} \varepsilon_1^2 + 2G_{12} \varepsilon_1 \varepsilon_2 + G_{22} \varepsilon_2^2 + G_{66} \varepsilon_6^2 = 1 \quad (10.11)$$

式中 G_i 、 G_{ij} 为应变空间中的材料强度参数。

(iii) 等强设计准则

因为(10.11)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(10.11)得

$$G_1 R \varepsilon_1 + G_2 R \varepsilon_2 + G_{11} R^2 \varepsilon_1^2 + 2G_{12} R^2 \varepsilon_1 \varepsilon_2 + G_{22} R^2 \varepsilon_2^2 + G_{66} R^2 \varepsilon_6^2 - 1 = 0$$

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

$$AR^2 + BR + C = 0$$

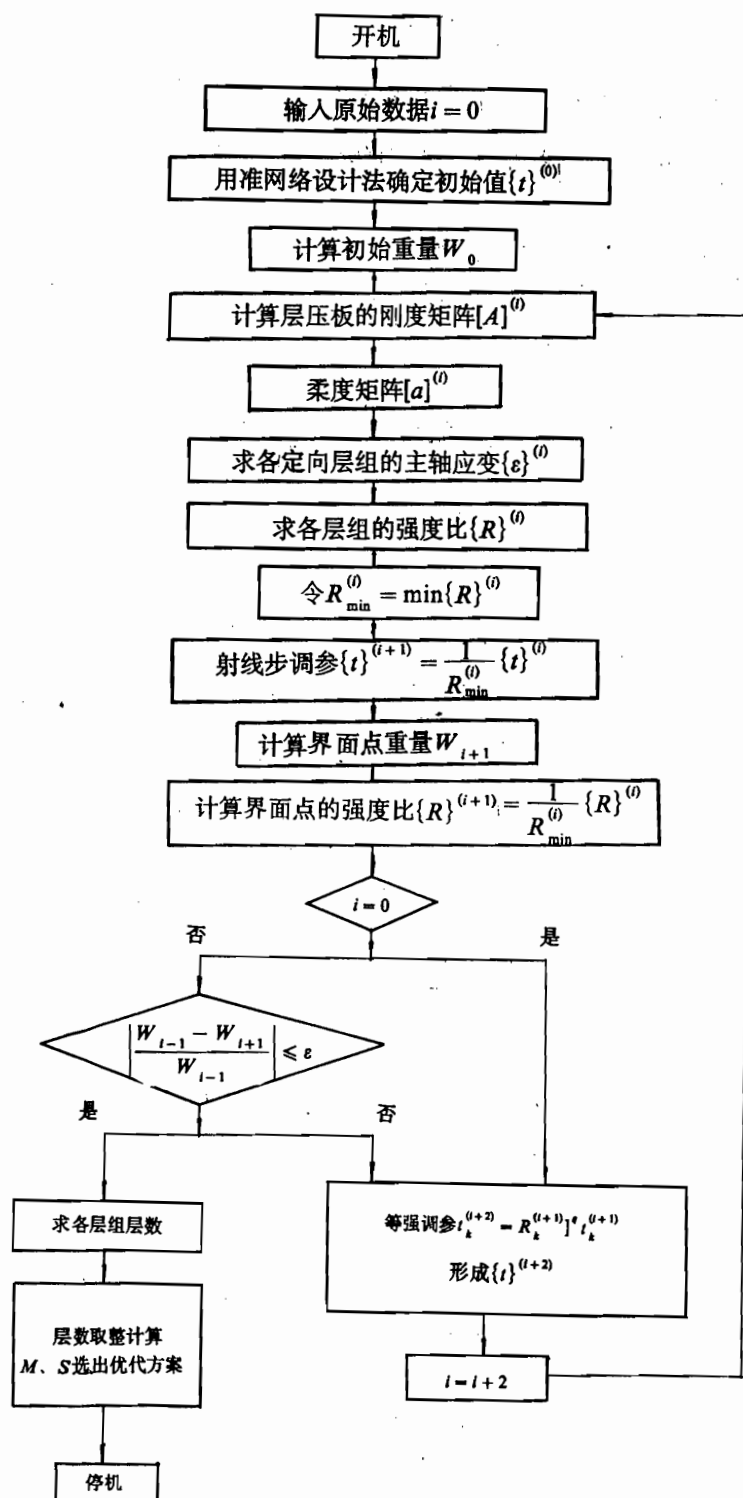
$$R = \frac{-B \pm \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A}$$

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

$$R_k = \frac{-B_k \pm \sqrt{B_k^2 - 4A_k C_k}}{2A_k} \quad (10.12)$$

对于任何一个现行设计点来说,各定向层组的强度比 R_k 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,其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,适当地减少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

$$t_k^{(i+1)} = [R_k^{(i)}]^q t_k^{(i)} \quad (10.13)$$

式中 q 为超松弛因子, 一般可取 $q = 1.05 \sim 2.5$ 以加快收敛速度。

(iv) 设计步骤

用456页计算程序框图来说明设计步骤。

(5) 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

$$\varepsilon = (\varepsilon_x^2 + \varepsilon_y^2 + \frac{1}{2}\gamma_{xy}^2)^{\frac{1}{2}}$$

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。

(6) 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; 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。

10.3 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, 需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、各向异性的概念。本节主要是根据复合材料的特性指出复合材料结构设计的一些主要问题。

一、复合材料结构形式

复合材料结构与金属结构一样总的来说可分为骨架式结构和硬壳式结构两大类。

1. 结构形式的选择

复合材料结构形式的选择, 应根据使用目的选择具有较多优点的结构形式。可参考表 10.7 选择适用的结构形式。然而更确切地说, 结构型式的选择要与材料设计、工艺方法等综合考虑, 从多种方案的评比中选定最佳的结构方案。

表 10.7 复合材料各种结构形式的特点

结构形式		结构特点	应用举例
骨架式结构	桁架结构	(1) 由直线形杆件组成; (2) 杆件之间有间隙易装配; (3) 连接接头较多, 费工费时; (4) 载荷集中作用在节点处	机身骨架、支撑骨架
	刚架结构	(1) 由直线形杆件或曲线形杆件组成; (2) 不用连接接头, 而用一次整体成形工艺; (3) 载荷可作用在杆件上	滤网骨架
硬壳式结构	纯硬壳式结构	(1) 由层合板或夹层板组成; (2) 可以一次整体成形; (3) 较适宜于受分布载荷, 而对于受集中载荷的部位, 必须增加壁厚, 或局部加强件; (4) 对于与金属连接不产生腐蚀的复合材料(如玻璃纤维复合材料)在局部受较大集中载荷的部位可预埋金属件	储罐、机罩、导管、整流罩、车身、火箭燃烧室、机身
	半硬壳式结构(含薄壁结构)	(1) 由面板和加强材料组成; (2) 加强材料相当于骨架结构; (3) 一般不能一次成形, 工艺较繁; (4) 大型结构比纯硬壳式结构的重量要轻; (5) 面板只能承受分布载荷, 集中载荷必须加在纵梁(结构长度方向的加强材料)与筋条(与纵梁垂直方向的加强材料)的连结部位上	飞机、船舶、车辆中多为半硬壳式结构

在飞机机体结构中, 半硬壳式结构应用最广, 诸如机翼结构中的单块式、多墙式等结构, 机身结构中的桁梁式、桁条式等结构。

该结构是由面板和筋条所构成。面板多为层压板, 筋条多为薄壁杆件, 其剖面形状有角形、T 字形、工字形、Z 字形、槽形等。若工艺条件许可, 在复合材料结构中更推荐采用一种帽形加强件的加筋板结构, 如图 10.9 所示。这种结构的面板主要受面内力的作用, 其铺层设计应由面内载荷情况而定, 通常采用一般 $\pi/4$ 层压板。帽形加强件盖板一般用 $\pm 45^\circ$ 铺层以承受剪切。盖板与面板的贴合边最好如图 10.9 (a) 所示不要中间断开, 这样贴合边不仅能承拉还能与面板一起承剪。外弦件和内弦件主要是单向纱或单向带(即 0° 铺层)以承受拉压载荷; 而中间放置蜂窝芯子能使结构具有较高的刚度, 提高结构的承载能力。

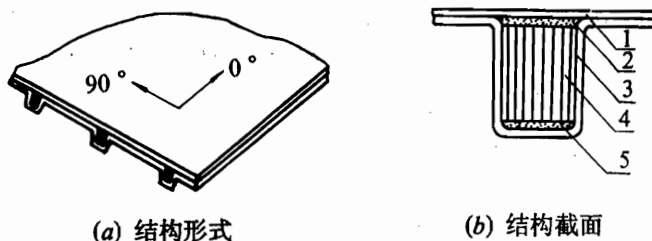


图 10.9 帽形加强件的加筋板结构

1—面板；2—外弦件；3—盖板；4—芯子；5—内弦件

2. 复合材料飞机结构的合理型式

由于复合材料的剪切性能差、开孔处应力集中严重，而且碳/环氧复合材料与铝合金相接触会产生严重的电化腐蚀。所以，在金属航空薄壁结构中经常采用的由蒙皮、梁、桁条、肋（隔框）等很多零组件通过大量紧固件机械连接而成的结构方式，对复合材料结构来讲就不再是很合理的了。目前在国内外的复合材料航空结构设计中已出现了若干种比较合理的具体结构型式，也提出了一些新颖的设计构想。下面介绍其中的几种。

(1) 多墙结构（多梁式结构）。在金属薄翼面结构设计中，多墙厚蒙皮结构型式因其能提供较高的形心位置和较大的扭转刚度，所以已在一些高速战斗机上得到了应用。对于复合材料翼面结构来讲，多墙结构更有其明显的优点。因为多墙结构有可能设计成其一边墙缘与腹板和一侧蒙皮共固化成形，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 10.10）。此外，多墙结构可使每根墙（梁）的缘条轴力和腹板剪流减小；由于腹板剪流小，就有可能采用过屈曲的薄腹板（处于半张力场状态）。

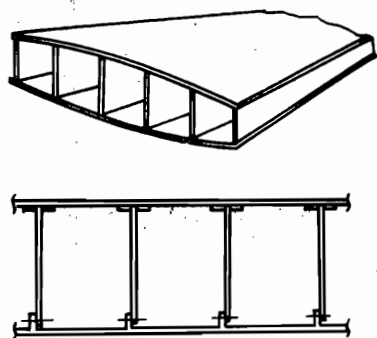


图 10.10 多梁(墙)结构示意图

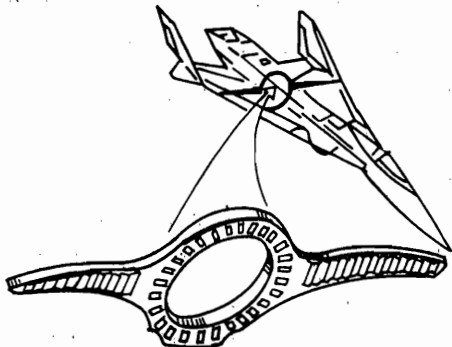


图 10.11 机翼/机身融合框设计示意图

(2) 全高度蜂窝夹芯结构。对于高速飞机的机翼和尾翼这种薄翼型或楔形结构，采用全高度复合材料夹芯结构是较合适的，因为它可以大大减少层压板上的开孔和紧固件的数量。特别是当出现了轻质的 Nomex 蜂窝芯子，更使全高度蜂窝夹芯结构具有更好的刚度特性和减重效益。至于机体中的某些局部结构采用蜂窝夹芯板早已成为一种常见的设计方案。

(3) 整体式结构。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部件间对接区轴向力的参与现象以及减少零件和连接件的数量从而进一步减轻结构重量，复合材料结构应尽可能设计成整体式结构。例如采用共固化成形的整体件取代由若干零件连接成的装配件，甚至翼梁与机身的连接框做成翼身融合

框如图 10.11 所示。例如美国 AV-8B 飞机的原铝合金前机身需 237 个零构件和 6 440 个紧固件而设计成复合材料整体式结构后只有 88 个零构件和 2 450 个紧固件，其机翼的承力盒段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。

(4) 波纹板(壳)结构。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。例如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 920mm，有 132 个帽形波纹，用四块波纹结构件组合而成。AV-8B 飞机机翼承力翼盒的梁腹板也采用了正弦形波纹板以减轻腹板的结构重量，其示意图见图 10.12 图 10.13。

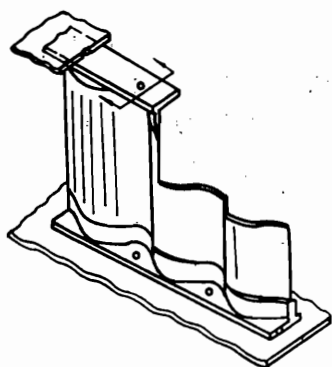


图 10.12 碳/环氧复合材料波纹受力梁

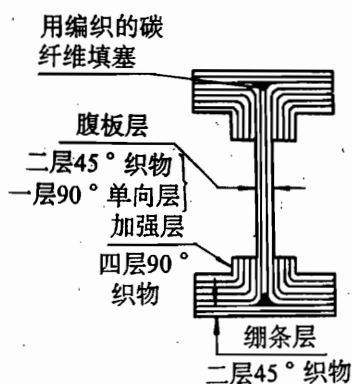


图 10.13 典型剖面

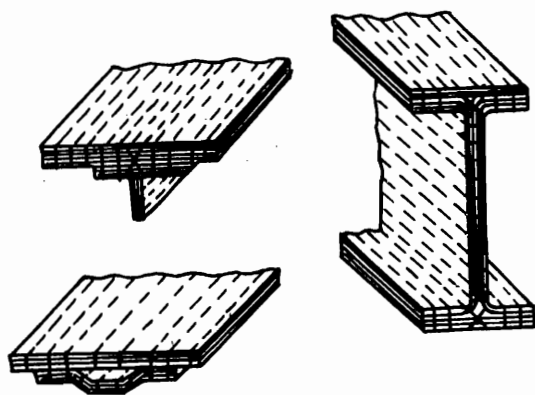


图 10.14 缝制层压结构示例

(5) 缝制层压结构与三向编织结构。复合材料层压结构不可避免地存在着层间应力而其层间强度恰恰又是相当低的，这是造成层压板层间散层的主要原因之一。此外，层压板在碰到外来物的冲击时也会发生散层损伤。这类散层损伤在交变载荷的长期作用下将会逐步扩展，有可能导致结构的破坏。结构的自由边界存在着层间应力的应力集中现象，很容易引起自由边处的散层，从而成为结构损伤的源泉。过去曾采用对自由边进行包缝作为一种解决散层破坏的结构设计措施，近年来更有人提出在整个结构件上都采用

缝制方法从而发展成为一种复合材料缝制层压结构(图 10.14)。当然，实现这种结构需要发展专门的缝制机械和相应的工艺技术。与此类似，国外还正在发展一种三向编织技术，采用这种特定剖面的三向编织物配合热塑性树脂制造出具有特定剖面形状的整体三向编织结构件。在这二种结构方案中由于存在着 Z 向纤维，所以有可能进一步提高层压板的层间强度、局部稳定性和抗损伤扩展能力，从而减轻结构重量和提高使用寿命。

二、复合材料结构的受力特点

1. 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 T300/648 单向板的纵向拉伸强度 $X_t = 1147\text{MPa}$,而其面内剪切强度 S 却只有 61MPa 。多向层压板的情况要好些,以 T300/648 的 $[0_2/\pm 45/0/\pm 45/0]_s$ 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 10.8 所示。

表 10.8 层压板强度

材 料	规 格	厚度	σ_b	τ_b
T300/648	$[0_2/\pm 45/0/\pm 45/0]_s$	2mm	798.7MPa [▲]	174.4MPa [▲]
LY12-CZ	钣 材	2mm	392MPa	235.2MPa

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10.15所示。

$$2\tau_s = \frac{\sigma_s at}{bt} = \frac{a}{b}\sigma_s$$

$$\tau_s = \frac{u}{2b}\sigma_s$$

设 $\frac{a}{b} = \frac{1}{2}$, 则 $\tau_s = \frac{1}{4}\sigma_s$ 。对铝合金材料,若

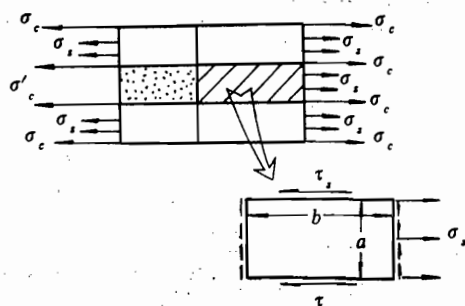


图 10.15 开口部位处载荷的传递

取 $\sigma_s = \sigma_b$, 则 $\tau_s = \frac{1}{4}\sigma_b = 98\text{MPa}$ 。因为 $\tau_s \ll \tau_b$, 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 $\sigma_s = \sigma_b$, 则 $\tau_s = \frac{1}{4}\sigma_b = 199.7\text{MPa}$ 。因为 $\tau_s > \tau_b$, 故改取 $\tau_s = \tau_b$, 得 $\sigma_s = 4\tau_s = 4\tau_b = 697.7\text{MPa}$ 。

$$\frac{\sigma_s}{\sigma_b} = \frac{697.7}{798.7} = 0.874 = 87.4\%$$

这说明在 $b = 2a$ 的板元尺寸下,板元的轴向拉伸极限载荷 $P_b = \sigma_s at$ 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 $\tau_s = \frac{1}{2}\sigma_s$ 。对铝材取 $\sigma_s = \sigma_b$, 则 $\tau_s = \frac{1}{2}\sigma_b = 196\text{MPa} < \tau_b$, 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 $\frac{\sigma_s}{\sigma_b} = 0.437 = 43.7\%$, 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, 当不能避免时则需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。

2. 层压板的开孔

复合材料结构虽可大大减少零件和紧固件的数量, 便毕竟不能完全消除机械连接。层压板上的连接孔不仅要切断部分纤维从而削弱了板的拉压承载能力而且开孔处的应力集中程度也比金属材料要严重。例如铝板上非加载孔边的应力集中系数约为 3 而碳 / 环氧单向板上非加载孔的应力集中系数则约为 5; 多向层压板的情况要好一些但仍比金属材料的要大。此外, 连接孔一般皆为加载孔, 其孔边应力集中系数比非加载孔的还要增大 50%。

为了获得较高的连接效率, 机械连接接头破坏时应是挤压破坏; 当然最佳设计状态应是挤压破坏、拉断破坏、剪脱破坏等同时发生, 但实际上不易做到这一点。连接孔的挤压强度随连接参数和层压板的铺层参数而变化, 为获得较高的连接效率和较大挤压强度, 除了合理选取连接参数, 对连接区应进行专门的铺层设计。

对于受载很大的连接孔, 如果工艺条件允许可考虑采用压入式或模压式或缠绕式预制孔。

3. 层压板的屈曲

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, 需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10.16)

$$(N_{xcr})_{\min} = \frac{\pi^2 K}{b^2}$$

当 $\frac{a}{b} > 3$ 时

$$K = 2 \left[\sqrt{D_{xx} D_{yy}} + (D_{xy} + 2D_{ss}) \right]$$

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}

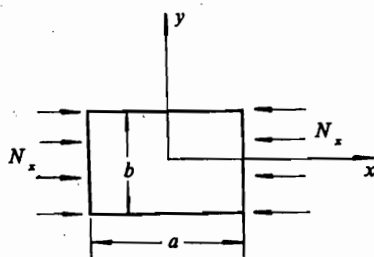


图 10.16 对边受压矩形板

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 $\pm 45^\circ$ 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增大 $\pm 45^\circ$ 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 / 648 的估算值) 与 LY12 - CZ 的相当, 约为 392MPa; 然而其轴压屈曲临界载荷却只有铝材的一半。

(2) 沿主向两边均匀受剪的四边简支矩形板 (图 10.17)

$$(N_{xyr})_{\min} = \pm \frac{\pi^2}{b^2} K$$

$$K = \frac{9}{32} \left[\left(\frac{b}{a} \right)^3 D_{xx} + 2(D_{xy} + 2D_{ss}) \frac{b}{a} + D_{yy} \frac{a}{b} \right]$$

以 $[\pm 45]_{2s}$ 层压板 (T300/648) 为例

$$(N_{xyr})_C = 29\,351 \text{ N/m}$$

$$(N_{xyr})_{Al} = 56\,448 \text{ N/m}$$

$$\frac{(N_{xyr})_C}{(N_{xyr})_{Al}} = \frac{29\,351}{56\,448} = 0.52$$

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, 然而其剪切屈曲临界应力由上例可知仅为铝材的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。

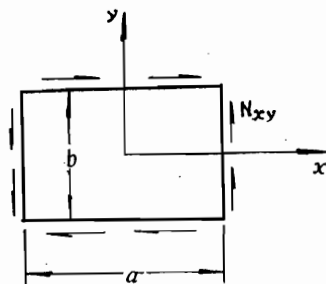


图 10.17 均匀受剪矩形板

三、强度许用值与安全系数

1. 强度许用值

材料强度许用值是结构设计的关键要素之一, 是判断结构强度的衡量基准。因而正确地确定材料(层压板)许用值是结构设计的重要任务之一。

材料强度许用值是人们(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 $\sigma_{\text{临界}}$ 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。

对于复合材料结构, 因其机械性能的分散性大, 故对于次结构件(如舵面等)采用“B”基准值, 对于主结构件采用“A”基准值。

层压板的强度和模量与铺层材料、铺层参数有很大关系。一般 $\pi/4$ 层压板的面内刚度和强度随各定向层组层数比的不同相差可达 10 倍之多, 如计及温度和湿度的影响将使差别更大, 所以确定复合材料的许用值要比金属材料复杂得多。

对于复合材料结构, 许用值通常以许用应变或许用应力两种方式给出。又由于复合材料结构一般是按使用载荷设计、按设计载荷校核的, 故不论是许用应变或许是许用应力又都分为使用许用值和破坏许用值。

2. 安全系数

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。

需要指出的是,在复合材料结构设计时,对所采用的安全系数、强度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。

四、设计中需考虑的一些特殊问题

1. 温度应力

许多复合材料零件不可避免地要与金属零件相连接,如铰链、边缘元件等。当使用温度不同于连接装配时的温度时,两种材料的热膨胀系数间的差异就会引零件的翘曲变形,这种变形是由于中性轴偏移而使两种材料中的拉应力和压应力产生附加弯矩造成的。当这种变形受到限制时,则结构内就出现相应的温度应力。

对于刚性连接,并忽略胶接连接中胶粘剂的剪切应变或机械连接中紧固件的应变,则温度应力可按式计算:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_m &= \frac{(\alpha_c - \alpha_m) \cdot \Delta T \cdot E_c}{\frac{A_m}{A_c} + \frac{E_c}{E_m}} \\ \sigma_c &= \frac{(\alpha_m - \alpha_c) \cdot \Delta T \cdot E_m}{\frac{A_c}{A_m} + \frac{E_m}{E_c}} \end{aligned} \right\} \quad (10.14)$$

式中: σ_m 、 σ_c ——分别为金属和复合材料的温度应力;

α_m 、 α_c ——分别为金属和复合材料的热膨胀系数;

E_m 、 E_c ——分别为金属和复合材料的弹性模量;

A_m 、 A_c ——分别为金属和复合材料零件的剖面积;

ΔT ——使用温度与装配时温度之差。

在构件设计和强度校核时,温度应力需附加在工作应力之中,若不考虑常有可能引起意外的破坏。

2. 电化腐蚀

CFRP 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 CFRP 与铝合金之间存在很大的电化腐蚀,因此需要采取某种形式的隔离措施以消除这种腐蚀作用。例如可采用湿装配连接、添加一层用很薄的 GFRP 制成的隔离层 ($t \approx 0.08\text{mm}$) 等。对于胶接装配件可采用胶膜防止电化腐蚀。

钛合金、耐蚀钢和镍钴合金等与 CFRP 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。

3. 防雷击

雷击是一种自然现象,飞机结构都要考虑防雷击的问题,但 CFRP 属半导体性质,它比金属零构件受雷击的损伤要更为严重。飞机机身本身是一条电气回路,故当 CFRP 零件位于易受雷击影响的区域时,需要采取防雷击措施,例如添加铝箔条或铝网表面层或喷涂导电层。

GFRP 与 KFRP 在防雷击方面是相似的,它们都不导电,因而对内部的金属结构起不

到屏蔽。所以也要采取防雷击措施。

4. 冲击损伤

CFRP 的抗冲击性能很差, 所以不宜用于易受冲击的部位。GFRP 与 KFRP 的抗冲击性能相似, 均比 CFRP 要好得多。因此, 常采用 CFRP 与 KFRP 或者 CFRP 与 GFRP 构成的混杂复合材料来改善结构件的抗冲击性能。

此外, 用织物铺层构成的层压板比单向铺层构成的层压板的抗冲击性能要好。

冲击损伤特别是低速冲击损伤会大大降低复合材料结构的承载能力, 尤其是压缩强度。

因为冲击或碰撞等很易使层压板内部产生脱层, 而脱层会导致局部失稳并进一步引起脱层区扩展。如 T300 / 648[45 / 0 / -45 / 90]_{6s} 层压板在受到 27 焦耳能量的冲击后, 其压缩强度只有无损时的 1 / 3, 在 80℃、1% 湿度时更下降为原无损值的 20~30%。

损伤分为可见损伤和难见损伤 (或称不可检损伤), 特别是不可检损伤由于难于及时发现更是一种潜在的危险因素。低速冲击往往引起难见损伤, 故在结构设计时要予以格外重视。如果受有应力作用的零构件处于易受冲击损伤的部位, 则在设计时必须进一步限制其许用应变或许用应力。

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]. С. Н. 康恩, N. A. 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。

第三、四、五章 参考文献

- [1]. Я. А. Кутепов, Теория и практика проектирования пассажирских самолетов, Издательство «НАУКА», 1976.
- [2]. Е. С. Войт, Проектирование конструкций Самолетов, «МАШИНОСТРОЕНИЕ» 1987.
- [3]. 飞机设计员手册编辑委员会编,《飞机设计员手册》,国防工业出版社,1965年。
- [4]. Michael C.Y.Niu, Airframe Structural Design, Lockheed Aeronautical Systems Company, CONMILIT PRESS LTD, 1988.
- [5]. 牛春匀编著,《实用飞机结构设计》,国防工业出版社,1983年。
- [6]. 冯元生、郑锦榕、陶梅贞等,《飞机结构设计》,国防工业出版社,1985年。
- [7]. О. А. Гребеньков, Конструкция самолетов, «МАШИНОСТРОЕНИЕ», 1984.

第六章 参考文献

- [1]. В. Л. Бельский Конструкция летательных аппаратов, «ОБОРОНГИЗ», 1965.
- [2]. 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。
- [3]. 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。
- [4]. С. М. 叶格尔等著, 杨景佐等译,《飞机设计》,航空工业出版社,1986年。
- [5]. N.S.Currey著《起落架设计手册》,航空工业部,1982年。

第七章 参考文献

- [1]. 刘德贵等编,《FORTRAN算法汇编》(第一分册),国防工业出版社,1980年。
- [2]. 肖顺达编,《飞机自动控制系统》,国防工业出版社,1982年。

第八章 参考文献

- [1]. 航空工业部科技委员会编,《飞机结构损伤容限设计指南》,1985年。
- [2]. 国防科学技术工业委员会编,《军用飞机强度和刚度规范》,1985年。

- [3]. 陆毅中,《工程断裂力学》,西安交通大学出版社,1986年12月。
- [4]. D. 布洛克,《工程断裂力学》,科学出版社,1980年。
- [5]. Michzel. C. Y. Niu, Airframe Structural Design, Lockheed Aeronautical Systems Company, CONMILIT PRESS LTD., 1988.
- [6]. O. O. Osgood,《疲劳设计》,科学出版社,1982年。

第九章 参考文献

- [1]. Alfredo H-S. Ang and Wilson H. Tang, Probability Concepts in Engineering Planning and Design, Vol. 1,2, JOHN WILEY & SONS, 1975.
安洪生、邓汉忠著,孙芳垂等译,《工程规划与设计中的概率概念》,冶金工业出版社,1985年。
- [2]. A.H-S. Ang and H-F. Ma, On the reliability of Structural Systems, in Proceedings of the 3rd International Conference on Structural Safety and Reliability, Trondheim, Norway, June 23-25, 1981, Elsevier, 1981.
- [3]. F. Moses and M. R. Rashedi, The Application of System Reliability to Structural Safety, in 4th International Conference on Application of Statistics and Probability in Soil and Structural Engineering, Italy, 1983.
- [4]. F. Moses, Structural System Reliability and Optimization, Comput. Struct, Vol.7, 1977.
- [5]. O. Ditlevsen, Narrow Reliability Bounds for Structural Systems, J. Struct. Mech. Vol.7, 1979.
- [6]. Y-S. Feng and F. Moses, A Method of Structural Optimization Based on Structural System Reliability, J. Struct. Mech., Vol. 14, No.4, pp.437-453, 1986.
- [7]. Y-S. Feng and F. Moses, Optimum Design, Redundancy and Reliability of Structural Systems, Comput. Struct, Vol.24, No.2, pp.239-251, 1986.
- [8]. Y-S. Feng, The Theory of Structural Redundancy and Its Effect on Structural Design, Comput. Struct. Vol.28, No.1, pp.15-24, 1988.
- [9]. Y-S. Feng, Enumerating Significant Failure Modes of a Structural System by Using Criterion Methods, Comput. Struct. Vol.30, No.5, pp.1153-1157, 1988.
- [10]. Y-S. Feng, Structural System Reliability Combining the Constraint of Damage Tolerance Design, Comput. Struct. Vol.30, No.6, pp.1341-1346, 1988.
- [11]. Y-S. Feng, A Method for Computing Structural System Reliability with High Accuracy, Comput. Struct. Vol.33, No.1, pp.1-5.
- [12]. Y-S. Feng. The Computation of Failure Probability for Nonlinear Safety Margin Equations, Reliability Engineering and System Safety, Vol. 27, pp. 323-331, 1990.
- [13]. 冯元生,《结构系统可靠性设计》,航空学报,第8卷,第5期, A221-229页, 1987.
- [14]. 冯元生,《结构冗余理论及其对结构设计的影响》,农业机械学报,第18卷,第4期, 34-41页, 1987.
- [15]. 冯元生,《在可靠性基础上的结构优化设计》,《航空学报》,第9卷,第12期,

B537-541 页, 1988.

- [16]. 冯元生,《结合损伤容限设计的结构系统可靠性分析》,航空学报,第9卷,第1 S116-119 页, 1988.
- [17]. L.Yang, Reliability of Composite Laminate, Mach. of Struct. and Machines, Vo No. 1,1989.
- [18]. L.Yang, A Method of Reliability and Enumerating Significant Failure Modes Composite Structural Systems, Comput.and struct. 1989.
- [19]. L.Yang, Optimum Design Based on Reliability for Composite Laminate Lay Comput. and Struct. 1989, Vol, 31. No.3.
- [20]. 羊矜, 马祖康,《复合材料结构可靠性分析与设计》,宇航学报, 1989.
- [21]. Development of a Probability Based on Load Criterion for American National Standard AS8, National Bureau of Standards Special Publication 577, 1981.
- [22]. National Building Code of Canada, National Research Council of Canada, Ottawa 1977.
- [23]. Common Unified Rules for Different Types of Construction and Material, Bullerin Information No. 124E, Committee Euro-International du Beton (CEB), Paris, Apr 1978.
- [24]. Reliability Evaluation of Engineering Systems, New York, 1974.
- [25]. Hasofer, A.M. and N.C.Lind, An Exact and Invariant First Order Reliability Form Proc, ASCE, J.Eng ,Mech, Div., pp.111-121, 1974.
- [26]. Reshedi, M.R., Studies on Reliability of Structural System, Dept. of Civil Engineering Case Western Reserve University, Cleveland, Ohio, May, 1983.
- [27]. Lloyd, J.R.and Clawson ,W.C., Reserve and Residual Strength of Pile Found Offshore Platforms. In Proc. Int. Symp. Role of Design, Inspection and Redundancy Marine Structural Reliability, National Academy Press, Washington D.C. 1984.

第十章 参考文献

- [1]. 《复合材料设计手册》, 航空航天工业部科学技术研究院编, 航空工业出版社, 1990.
- [2]. S.W. Tsai, 《Composites Design》, THINK COMPOSITES, 1988.
- [3]. 李顺林等,《复合材料工作手册》, 航空工业出版社, 1988.

30646503

