

本



高等学校教材

机械科学系列

# 飞机原理与构造

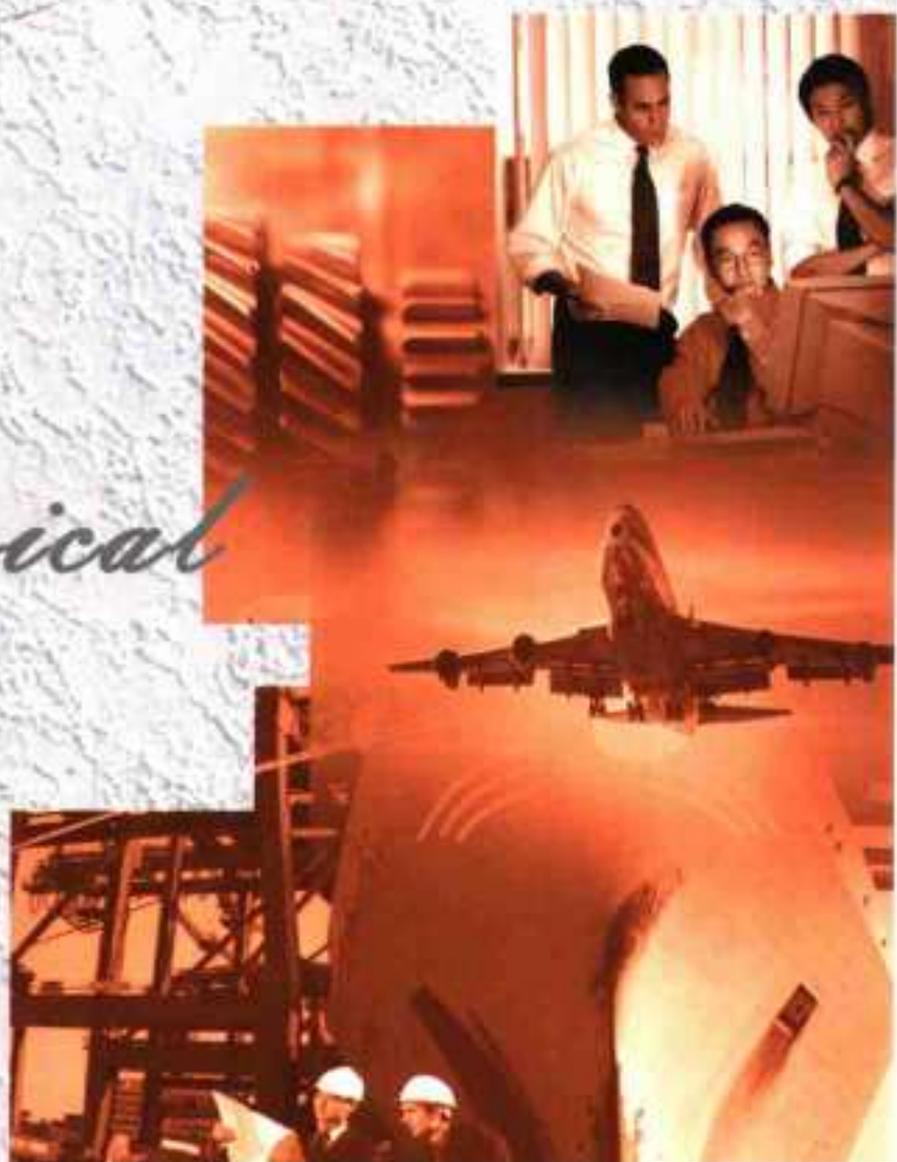
杨华保 主编

*Mechanical  
Science*



5

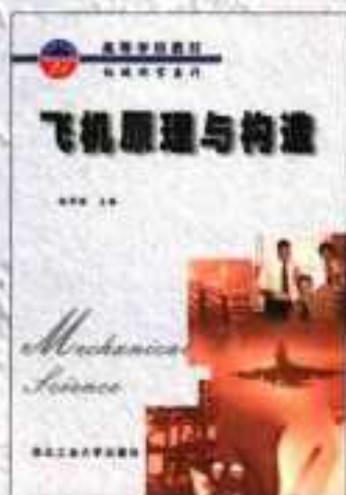
西北工业大学出版社



本

□责任编辑/王俊轩

□封面设计/成 雷



# Mechanical Science

ISBN 7-5612-1435-9



9 787561 214350 >

ISBN 7-5612-1435-9/V·36 (课)

定价: 18.00元



# 飞机原理与构造

杨华保 主编

杨华保 王和平 艾剑良 编

西北工业大学出版社

**【内容简介】** 本书主要介绍飞机的飞行原理和结构分析。在飞行原理中,介绍了飞机低速和高速空气动力特性、飞行性能及操稳分析;结构分析部分,在阐明飞机结构分析概念的基础上,对机翼、机身、起落架、操纵系统的典型结构进行了分析,并介绍了飞机疲劳设计与损伤容限设计概念;最后还安排了飞机总体设计概述的内容。全书以空气动力特性分析和结构受力分析为重点,力图使读者对飞机的飞行原理和结构分析有一个基本而全面的了解。

本书为高等航空院校飞行器制造工程专业教材,也可供从事飞机和其他航空飞行器设计及研究的人员参考。

### 图书在版编目(CIP)数据

飞机原理与构造/杨华保主编;杨华保,王和平,艾剑良编. 西安:西北工业大学出版社, 2002.4

ISBN 7-5612-1435-9

I. 飞… II. ①杨… ②王… ③艾… III. ①飞机—理论 ②飞机—构造 IV. V22

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2001)第 098497 号

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路 127 号 邮编:710072 电话:(029) 8493844

网 址:<http://www.nwpup.com>

印 刷 者:西北工业大学出版社印刷厂

开 本:787 mm×1 092 mm 1/16

印 张:13.75

字 数:331 千字

版 次:2002 年 8 月第 1 版 2002 年 8 月第 1 次印刷

印 数:1~1 000 册

定 价:18.00 元

## 前 言

本书是为航空高等院校飞行器制造工程等专业编写的教材。

本书主要介绍飞机的基本飞行原理和结构分析基础。在飞机的基本飞行原理中,通过对飞机低速空气动力特性和高速空气动力特性的初步分析,阐明了飞机飞行的升阻特性,并在此基础上,介绍了飞机的飞行性能以及稳定、操纵性分析方法;飞机结构分析基础部分,在介绍飞机结构分析概念及方法的基础上,对机翼、机身、起落架、操纵系统的典型结构进行了初步分析,并介绍了飞机疲劳设计与损伤容限设计的基本概念;最后还安排了飞机总体设计概述的内容。这样安排的目的是想通过这些内容的学习,让学生对飞机这一复杂的工程系统及其设计过程有一个基本而全面的了解,以便在今后从事的与飞机设计的相关工作中,大胆创新,灵活处理各种问题。

本书共分 12 章,王和平编写第 10 章、第 11 章和第 12 章,艾剑良编写第 5 章的大部分内容,其余部分由杨华保编写。本书由杨华保任主编。

本书承空军工程大学工程学院张恒喜教授审阅,提出了许多宝贵意见;在编写过程中,还得到西北工业大学陶梅贞教授和朱明教授的大力支持和帮助,编者在此表示衷心的感谢。

对于书中的缺点和错误,敬请读者不吝指正,以便改进提高。

编 者

2001 年 12 月

## 目 录

<b>第 1 章 绪论</b> .....	1
§ 1-1 飞行器的基本概念.....	1
§ 1-2 飞机的主要组成部分及功用.....	3
§ 1-3 飞机的研制过程.....	4
§ 1-4 航空发动机概述.....	5
<b>第 2 章 低速空气动力学基础</b> .....	11
§ 2-1 空气的基本性质 .....	11
§ 2-2 低速气流的特性 .....	15
§ 2-3 机翼的外形参数 .....	19
§ 2-4 翼型的升力和阻力 .....	22
§ 2-5 机翼的三元效应 .....	26
§ 2-6 改变翼型形状对升力系数的影响 .....	30
<b>第 3 章 高速空气动力学基础</b> .....	33
§ 3-1 高速气流的特性 .....	33
§ 3-2 激波与膨胀波 .....	38
§ 3-3 高速气流中作用于翼型上的空气动力 .....	43
§ 3-4 后掠机翼 .....	51
<b>第 4 章 飞机的飞行性能</b> .....	56
§ 4-1 飞行性能计算的原始数据和基本定义 .....	56
§ 4-2 飞机的基本飞行性能 .....	60
§ 4-3 飞机的续航性能 .....	66
§ 4-4 飞机的机动飞行性能 .....	68
§ 4-5 飞机的起飞和着陆性能 .....	73

<b>第 5 章 飞机的平衡、稳定和操纵</b> .....	79
§ 5-1 飞机的平衡 .....	79
§ 5-2 飞机的稳定性 .....	82
§ 5-3 飞机的操纵性 .....	88
§ 5-4 飞机飞行品质简介 .....	91
<b>第 6 章 飞机结构分析概述</b> .....	93
§ 6-1 飞机结构设计的基本要求 .....	93
§ 6-2 典型飞行状态的过载 .....	94
§ 6-3 飞机设计规范简介 .....	96
§ 6-4 受剪板式薄壁结构 .....	98
§ 6-5 薄壁结构的承力特点.....	102
§ 6-6 薄壁结构的受力分析.....	106
§ 6-7 薄壁结构的静不定度.....	109
<b>第 7 章 机翼、尾翼结构分析</b> .....	112
§ 7-1 机翼、尾翼的功用与要求 .....	112
§ 7-2 机翼、尾翼的外载特点 .....	113
§ 7-3 机翼结构的典型元件与典型受力型式.....	116
§ 7-4 机翼典型受力型式的传力分析.....	120
§ 7-5 后掠翼和三角翼的受力分析.....	135
§ 7-6 气动弹性问题概述.....	139
§ 7-7 操纵面与全动平尾的结构分析.....	144
<b>第 8 章 机身结构分析</b> .....	150
§ 8-1 机身的功用、内部布置和设计要求 .....	150
§ 8-2 机身的外载和受力特点.....	151
§ 8-3 机身典型结构型式的传力分析.....	153
§ 8-4 机身加强框.....	158
§ 8-5 机身开口的受力特点.....	161
§ 8-6 气密座舱的受力特点 .....	164

<b>第 9 章 飞机结构的疲劳及损伤容限设计</b> .....	168
§ 9-1 概述.....	168
§ 9-2 疲劳设计.....	169
§ 9-3 损伤容限设计.....	177
<b>第 10 章 飞机起落装置</b> .....	185
§ 10-1 起落架的安装形式 .....	185
§ 10-2 起落架的构造形式 .....	186
§ 10-3 起落架的收放形式 .....	187
§ 10-4 起落架的减震机构 .....	188
§ 10-5 起落架的机轮和刹车 .....	189
§ 10-6 起飞降落的一些新方法 .....	191
<b>第 11 章 飞机操纵系统</b> .....	194
§ 11-1 飞机操纵系统的分类 .....	194
§ 11-2 飞机主操纵系统 .....	194
§ 11-3 飞机辅助操纵系统 .....	196
§ 11-4 自动驾驶仪的组成、功用及工作原理.....	197
<b>第 12 章 飞机总体设计概述</b> .....	201
§ 12-1 作战飞机的战术技术要求 .....	201
§ 12-2 飞机全机质量的估算 .....	205
§ 12-3 飞机的型式与参数 .....	207
§ 12-4 飞机的部位安排 .....	209
<b>参考文献</b> .....	212

## 第 1 章 绪 论

### § 1-1 飞行器的基本概念

#### 一、飞行器(flight vehicle)

在大气层内或大气层外空间(太空)飞行的器械统称为飞行器。飞行器可分为 4 类:航空器、航天器、火箭和导弹。

在大气层内飞行的飞行器称为航空器,如气球、飞艇、飞机等。它们靠空气的静浮力或与空气相对运动产生的空气动力升空飞行。

在太空飞行的飞行器称为航天器,如人造地球卫星、空间站、载人飞船、空间探测器、航天飞机等。它们在运载火箭的推动下获得必要的速度进入太空,然后在引力作用下完成与天体类似的轨道运动。装在航天器上的发动机可提供轨道修正或改变姿态所需的动力。

火箭是以火箭发动机为动力的飞行器(火箭发动机也常简称为火箭),可以在大气层内,也可以在大气层外飞行。它不靠空气静浮力,也不靠空气动力,而是靠火箭发动机的推力升空飞行。导弹有主要在大气层外飞行的弹道导弹和装有翼面在大气层内飞行的地空导弹、巡航导弹等。有翼导弹在飞行原理上,甚至在结构上与飞机颇为相似。导弹是装有战斗部的可控制的火箭。通常运载火箭和导弹都只能使用一次,人们往往把它们归为一类。

#### 二、航空器(aircraft)

能在大气层内进行可控飞行的各种飞行器统称为航空器。任何航空器都必须产生一个大于自身重力的向上的力,才能升入空中。根据产生向上力的基本原理的不同,航空器可划分为两大类:轻于空气的航空器和重于空气的航空器,前者靠空气静浮力升空,又称浮空器;后者靠空气动力克服自身重力升空。

轻于空气的航空器的主体是一个气囊,其中充以密度较空气小得多的气体(氢或氦),利用大气的浮力使航空器升空。气球和飞艇都是轻于空气的航空器,二者的主要区别是前者没有动力装置,升空后只能随风飘动,或者被系留在某一固定位置上,不能进行控制;后者装有发动机、空气螺旋桨、安定面和操纵面,可以控制飞行方向和路线。

重于空气的航空器的升力是由其自身与空气相对运动产生的。固定翼航空器主要由固定的机翼产生升力。旋翼航空器主要由旋转的旋翼产生升力。

飞机是最主要的、应用范围最广的航空器。它的特点是装有提供拉力或推力的动力装置、产生升力的固定机翼、控制飞行姿态的操纵面。20 世纪 80 年代初出现的航天飞机,虽然也有机翼并具有与飞机类似的外形,但它是靠火箭推动在发射架上垂直发射而飞出大气层,然后在近地轨道上运行的。航天飞机返回时主要靠无动力滑翔着陆,这是它与飞机的主要不同之处。

滑翔机与飞机的根本区别是,它升高以后不用动力而靠自身重力在飞行方向的分力向前

滑翔。虽然有些滑翔机装有小型发动机(称为动力滑翔机),但主要是在滑翔飞行前用来获得初始高度。

旋翼航空器由旋转的旋翼产生空气动力。旋翼机的旋翼没有动力驱动,当它在动力装置提供的拉力作用下前进时,迎面气流吹动旋翼像风车似地旋转,从而产生升力。有的旋翼机还装有固定小翼面,由它提供一部分升力。直升机的旋翼是由发动机驱动的,升力和水平运动所需的拉力都由旋翼产生。

扑翼机又名振翼机,它是人类早期试图模仿鸟类飞行而制造的一种航空器。它用像飞鸟翅膀那样扑动的翼面产生升力和拉力。但是,由于人们对鸟类飞行时翅膀的复杂运动还没有完全了解清楚,加之制造像鸟翅膀那样扑动的翼面还有许多技术上的困难,扑翼机至今还没有获得成功。

航空器的应用比较广泛。在军事上,它可用于航空侦察、轰炸、反潜、空战,运输兵员、武器和作战物资;在民用上,可完成货运、客运、农业、渔业、林业、气象、探矿、空中测量、空中摄影等方面的任务。此外,航空器还是进行科学研究的一种重要工具。在人造地球卫星、载人飞船等航天器出现之前,有关高空气象、大气物理、地球物理、地质学、地理学等方面的许多研究工作,都借助于航空器。即使在航天器出现之后,由于航空器的价格较低,运用方便,仍是在高空进行科学研究的重要工具。

飞机诞生近百年来,性能有了显著的提高,已研制出最大飞行速度超过三倍音速、飞行高度达 30 km 的军用侦察机;活动半径可达 4 000 多公里、载弹量超过 20 t 的超音速轰炸机;以及载客 300~500 人、能进行洲际飞行的旅客机。直升机的历史虽然只有 50 多年,但也已发展成为比较完善的、有特殊功能(垂直起降,空中悬停)的航空器。

### 三、飞机 (airplane)

由动力装置产生前进推力,由固定机翼产生升力,在大气层中飞行的重于空气的航空器称为飞机。无动力装置的滑翔机、以旋翼作为主要升力面的直升机以及在大气层外飞行的航天飞机都不属于飞机的范围。

飞机按用途可分为军用飞机和民用飞机两大类。军用飞机是按各种军事用途设计的飞机,其中主要包括歼击机(战斗机)、截击机、歼击轰炸机、强击机(攻击机)、轰炸机、反潜机、侦察机、预警机、电子干扰飞机、军用运输机、空中加油机、舰载飞机等。民用飞机则泛指一切非军事用途的飞机,包括旅客机、货机、公务机、农业机、体育运动机、救护机、试验研究机等。其中旅客机、货机和客货两用飞机又统称为民用运输机。现代运输机具有快速、舒适、安全可靠的优点,并且不受复杂地形的影响,能在两地之间完成最短距离的航行。

### 四、直升机 (helicopter)

以动力驱动的旋翼作为主要升力来源,能垂直起落的重于空气的航空器称为直升机。它既区别于以旋翼作为主要升力来源但不能垂直起落的旋翼机,又区别于不是以旋翼作为主要升力来源的垂直起落飞机。直升机属于旋翼航空器,装有一副或几副类似于大直径螺旋桨的旋翼。旋翼安装在机体上方近于铅垂的旋翼轴上,由动力装置驱动,能在静止空气和相对气流中产生向上的升力。旋翼受自动倾斜器操纵又可产生向前、向后、向左或向右的水平分力。因此,直升机既能垂直上升下降、空中悬停,又能向前后左右任一方向飞行。直升机可以在狭小

场地上垂直起飞和降落而无需跑道。在超载情况下,有机轮的直升机也可以滑跑起飞。当发动机在空中停车时,直升机还可以利用旋翼自转下滑,安全着陆。

## § 1-2 飞机的主要组成部分及功用

飞机的主要组成部件有机翼、尾翼、机身、起落架、飞机操纵系统、飞机动力装置和机载设备等(见图 1-1)。

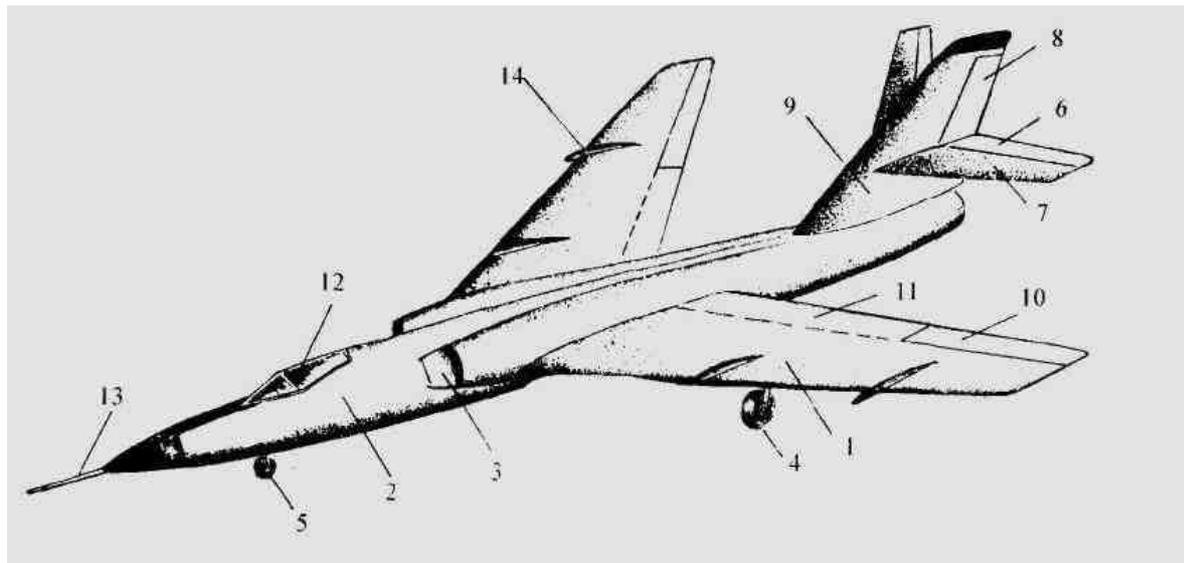


图 1-1 飞机的主要组成部分

1—机翼 2—机身 3—进气口(发动机在机身内) 4—起落架主轮 5—起落架前轮 6—升降舵 7—水平安定面  
8—方向舵 9—垂直安定面 10—副翼 11—襟翼 12—驾驶员座舱 13—空速管 14—翼刀

(1) 机翼:是飞机产生升力的部分。通常在机翼上有用于横向操纵的副翼和扰流片,机翼前后缘部分还设有各种型式的襟翼,用于增加升力或改变机翼升力的分布。

(2) 尾翼:通常在飞机尾部,分为水平尾翼和垂直尾翼两部分。个别飞机的尾翼设计成 V 形,它兼起纵向和航向稳定、操纵的作用,称为 V 形尾翼。一般水平尾翼由水平安定面和升降舵组成,垂直尾翼由垂直安定面和方向舵组成。在超音速飞机上,为了提高飞机纵向操纵能力,常将水平尾翼做成一个整体(不分水平安定面和升降舵),它可以操纵偏转,称为全动平尾。有的飞机上(主要是变后掠翼飞机)还将全动水平尾翼设计成可以差动偏转的型式,即平尾的左右两半翼面不仅可以同向偏转,且可反向偏转,此时可起横向操纵作用,这种型式称为差动平尾。带方向舵的垂直尾翼已能满足超音速飞行时的航向操纵要求,所以较少采用全动垂直尾翼。在有些飞机上,水平尾翼不是装在飞机尾部,而是移到机翼的前面,它称为前翼或鸭翼。

(3) 机身:处于飞机的中央,主要用于容纳人员、货物或其他载重和设备,别的部件也多与机身相连。但是机身并不是飞机不可缺少的部件,早期飞机仅有一个连接各部件的构架,这样的机身在初级滑翔机和超轻型飞机上还可见到。后来为了减少阻力,发展成为流线外形的机身,并用以容纳货物、人员和设备等体积较大的载重物。如果飞机足够大,能将人员、货物、燃油等全部装在机翼内部,则可以取消机身,成为飞翼式飞机,简称飞翼。

(4) 起落架:是飞机起飞、着陆滑跑和在地面(或水面)停放、滑行中支持飞机的装置,一般

由承力支柱、减震器、带刹车的机轮(或滑橇、滚筒)和收放机构组成。在低速飞机上用不可收放的固定式起落架以减轻重量,在支柱和机轮上有时装整流罩以减小阻力。对于陆地上或舰上起落的飞机用机轮,在冰上或雪地起落的飞机用滑橇代替机轮,浮筒式水上飞机则代之以浮筒。

(5) 操纵系统:包括驾驶杆(盘)、脚蹬、拉杆、摇臂或钢索、滑轮等。驾驶杆(盘)控制升降舵(或全动水平尾翼)和副翼,脚蹬控制方向舵。为了改善操纵性和稳定性,现代飞机操纵系统中还配备有各种助力系统(液压的和电动的)、增稳装置和自动驾驶仪等。

(6) 动力装置:包括产生推力的发动机和保证发动机正常工作所需的附件和系统,其中包括发动机的起动、操纵、固定、燃油、滑油、散热、防火、灭火、进气和排气等装置或系统。

(7) 机载设备:包括飞行仪表、通信、导航、环境控制、生命保障、能源供给等设备,以及与飞机用途有关的一些机载设备,如战斗机的武器和火控系统,旅客机的客舱生活服务设施等。

## § 1-3 飞机的研制过程

一种新飞机的投入使用,需经过下述 4 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。工厂的工艺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,须配合做很多试验。譬如为了选择较好的飞机外形,须做风洞试验;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。

### § 1-4 航空发动机概述

为航空器提供飞行所需动力的发动机称为航空发动机。

#### 一、航空发动机的分类

航空发动机可以分为3种类型。

(1) 活塞式航空发动机:早期在飞机或直升机上应用的航空发动机,用它带动螺旋桨或旋翼。大型活塞式航空发动机的功率可达2 500 kW(3 400 马力)。后来逐渐为功率大、高性能好的燃气涡轮发动机所取代。但是小功率的活塞式航空发动机还广泛地被用在轻型飞机、直升机以及超轻型飞机上。

(2) 燃气涡轮发动机:是现代飞机和直升机上应用最广的发动机。它包括涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机和涡轮轴发动机。它们都具有压气机、燃烧室和燃气涡轮。涡轮螺旋桨发动机主要用于速度小于800 km/h的飞机,涡轮轴发动机主要用作直升机的动力,速度更高的飞机则用涡轮风扇发动机。涡轮喷气发动机主要用于超音速飞机。

(3) 冲压发动机:特点是无压气机和燃气涡轮,进入燃烧室的空气是利用高速飞行时的冲压作用来增压的。冲压发机构造简单(见图1-2(g)),推力大,特别适用于高速高空飞行。由于不能自行起动和低速性能不好,限制了它在航空器上的应用,仅用在导弹和在空中发射的靶弹上。

这三类发动机都由大气中吸取空气作为燃料燃烧的氧化剂,所以又称吸空气发动机。航空器上应用的其他发动机还有火箭发动机、脉冲发动机(见图1-2(h))和航空电动机。火箭发动机燃料消耗率太大,不适于长时间工作,在飞机上仅用于短时间加速(如起动加速器)。脉冲发动机也是一种吸空气发动机,主要用于低速靶机和航空模型飞机。由太阳能电池驱动的航空电动机仅用于轻型飞机,尚处在试验阶段。

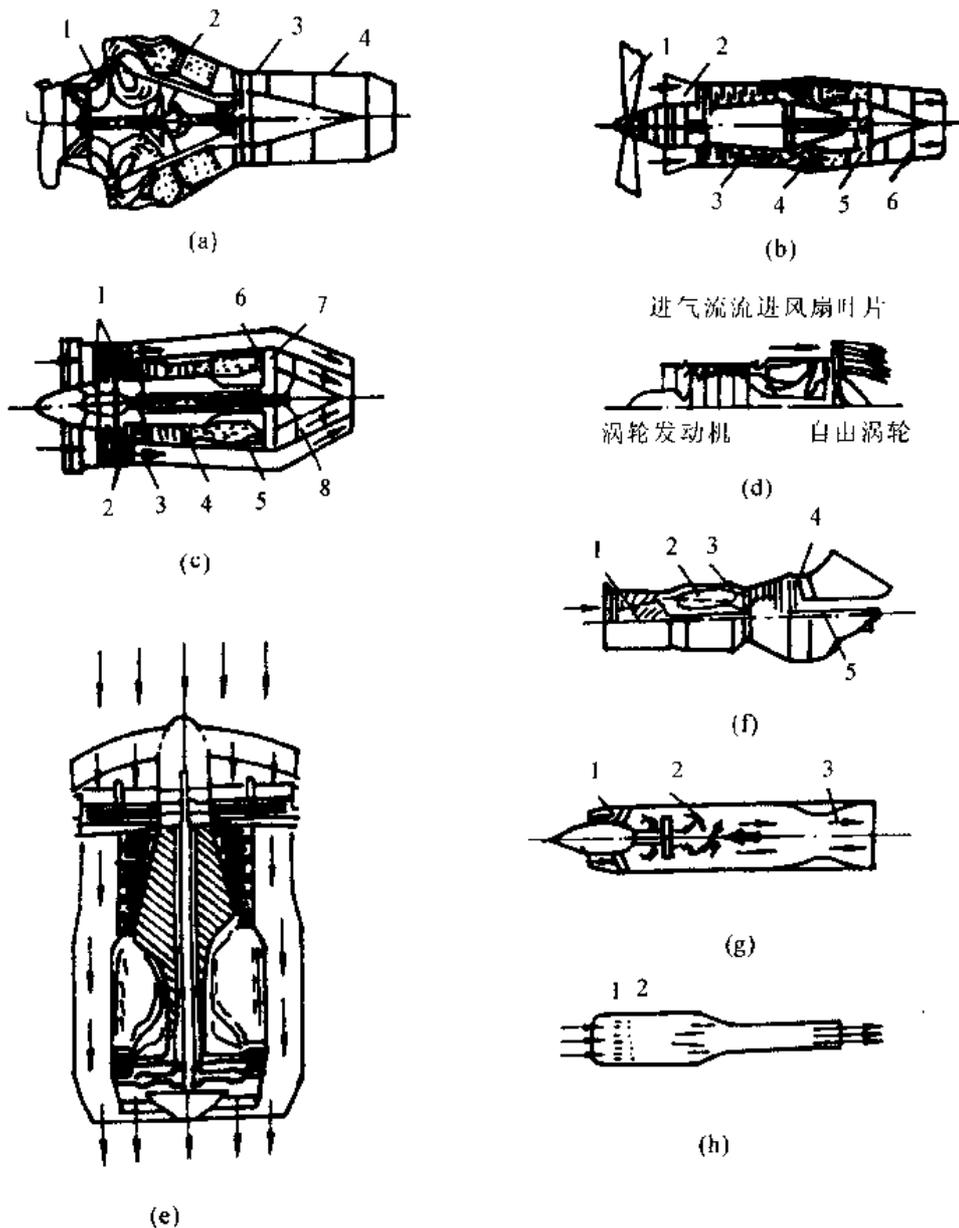


图 1-2 几种常见的喷气发动机

(a) 离心式涡轮喷气发动机

1-离心式压气机 2-燃烧室 3-涡轮 4-排气系统

(b) 涡轮螺旋桨发动机简图

1-螺旋桨 2-减速器 3-压气机 4-燃烧室 5-涡轮 6-排气系统

(c) 前风扇发动机简图

1-风扇 2-内函 3-外函 4-压气机 5-燃烧室 6-高压涡轮 7-低压涡轮 8-排气系统

(d) 后风扇发动机简图

(e) 升力涡轮风扇发动机

(f) 涡轮轴发动机示意图

1-压气机 2-燃烧室 3-涡轮 4-自由涡轮 5-自由涡轮功率输出轴

(g) 冲压喷气发动机示意图

1-进气道 2-燃烧室 3-喷管

(h) 脉冲式喷气发动机示意图

1-单向活门 2-喷油嘴

## 二、常用航空发动机的结构与原理

### 1. 活塞式航空发动机

为航空器提供飞行动力的往复式内燃机称为活塞式发动机。发动机带动空气螺旋桨等推进器旋转产生推进力。活塞式发动机由汽缸、活塞以及把活塞的往复运动转变为曲轴旋转运动的曲柄连杆机构等主要部分组成(见图 1-3)。曲柄连接着螺旋桨,螺旋桨随着曲柄转动而转动,曲轴则支承在轴承上。汽缸上装有进气门和排气门,进气门是控制空气和汽油的混合气进入的零件,汽油燃烧完以后有排气门排出。

活塞式航空发动机是一种四冲程、电嘴点火的汽油发动机。曲轴转动两圈,每个活塞在汽缸内往复运动 4 次,每次称 1 个冲程。4 个冲程依次为吸气、压缩、膨胀(做功)和排气,合起来形成 1 个定容加热循环。

从 1903 年第一架飞机升空到第二次世界大战末期,所有飞机都用活塞式航空发动机作为动力装置。20 世纪 40 年代中期,在军用飞机和大型民用机上,燃气涡轮发动机逐步取代了活塞式航空发动机,但小功率活塞式航空发动机比燃气涡轮发动机经济,在轻型低速飞机上仍得到应用。

### 2. 燃气涡轮发动机

由压气机、燃烧室和燃气涡轮组成的发动机称为燃气涡轮发动机。它的优点是重量轻、体积小和运行平稳,广泛用作飞机和直升机的动力装置。

核心机:在燃气涡轮发动机中,由压气机、燃烧室和驱动压气机的燃气涡轮组成发动机的核心机(见图 1-4)。空气在压气机中被压缩后,在燃烧室中与喷入的燃油混合燃烧,生成高温高压燃气驱动燃气涡轮作高速旋转,将燃气的部分能量转变为涡轮功。涡轮带动压气机不断吸进空气并进行压缩,使核心机连续工作。从燃气涡轮排出的燃气仍具有很高的压力和温度,经膨胀后释放出能量(称为可用能量)用于推进。核心机不断输出具有一定可用能量的燃气,因此又称燃气发生器。

现代燃气涡轮发动机压气机的增压比(压气机出口空气总压与进口总压之比)范围为 4~28,消耗功率可高达数十兆瓦(几万马力)。燃气涡轮前的温度可达 1 200~1 700 K。压气机分为离心式和轴流式两类,前者增压比低、直径大,仅用于小功率发动机;后者流量大、增压比高,应用广泛。轴流式压气机增压比较高时,为防止压气机喘振常将压气机分成 2 个转子(低压转子和高压转子),分别由两组涡轮带动。有的分成 3 个转子。

按照核心机出口燃气的可用能量的利用方式不同,燃气涡轮发动机可分为 4 类:涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机和涡轮轴发动机。下面分别予以简单介绍。

(1) 涡轮喷气发动机:靠喷管高速喷出的燃气产生反作用推力的燃气涡轮发动机称为涡轮喷气发动机。涡轮喷气发动机由核心机和喷管等部件组成(见图 1-4)。核心机出口燃气

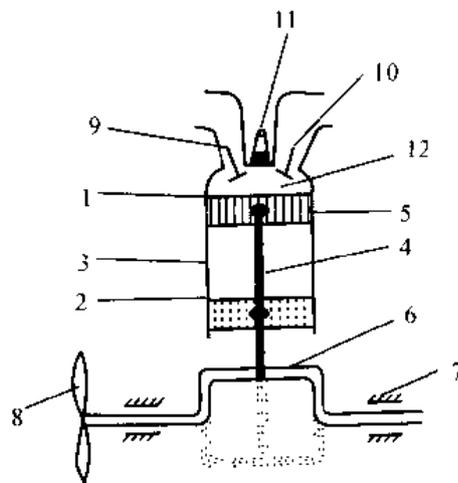


图 1-3 气缸、活塞和上下死点

- 1—上死点 2—下死点 3—气缸 4—连杆  
5—活塞 6—曲轴 7—轴承 8—螺旋桨  
9—进气门 10—排气门 11—火花塞  
12—混合气

直接在喷管中膨胀,使燃气可用能量转变为高速喷出气流的动能而产生反作用推力。在不增大核心机的条件下,为了短时间内增加发动机推力可采用发动机加力措施。歼击机上最常用的方法是在涡轮后安装加力燃烧室,成为加力涡轮喷气发动机。涡轮喷气发动机喷射气流速度高,如飞行速度在亚音速和低超音速范围内则发动机的推进效率比较低。

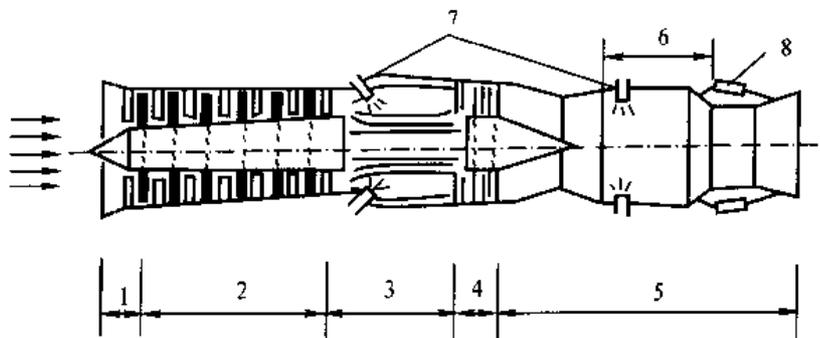


图 1-4 轴流式涡轮喷气发动机的基本组成

1—进气道 2—压气机 3—燃烧室 4—燃气涡轮 5—喷管  
6—加力燃烧室 7—喷油嘴 8—可调喷口动作筒

涡轮喷气发动机按压气机类型分为离心式喷气发动机(见图 1-2(a))和轴流式喷气发动机(见图 1-4);按发动机转子结构不同分为单转子和双转子涡轮喷气发动机。

涡轮喷气发动机的性能指标主要有推力、耗油率和推重比。涡轮喷气发动机的大小通常用海平面静推力来表示,小的约 200 N(约 20 kgf),大的可达十多万牛(1 万多公斤力)。在海平面标准大气条件下的耗油率约为  $0.08\sim 0.1\text{ kg}/(\text{N}\cdot\text{h})$  ( $0.8\sim 1.0\text{ kg}/(\text{kgf}\cdot\text{h})$ )。加力状态耗油率约为  $0.16\sim 0.2\text{ kg}/(\text{N}\cdot\text{h})$  ( $1.6\sim 2.0\text{ kg}/(\text{kgf}\cdot\text{h})$ )。提高压气机增压比和各部件效率,可降低发动机耗油率。推重比是衡量发动机性能的综合指标。

油门位置不变,发动机推力和耗油率随飞行高度和飞行速度的变化关系分别称为高度特性和速度特性。推力和耗油率随油门位置(或转速)的变化关系称为油门特性(或转速特性)。

(2) 涡轮风扇发动机:由喷管排出燃气和风扇排出空气共同产生反作用推力的燃气涡轮发动机称为涡轮风扇发动机。涡轮风扇发动机由风扇(风扇转子实际上是一级或几级叶片较长的压气机)、压气机、燃烧室、驱动压气机的高压涡轮、驱动风扇的低压涡轮和排气系统组成(见图 1-4(c),(e))。其中压气机、燃烧室和高压涡轮三部分统称为核心机。此种发动机的气流通过两个通道流过发动机。由核心机组成的是内涵道,围绕核心机的是外涵道,所以又可称为内外涵发动机或双涵道发动机。核心机出口燃气在核心机后的低压涡轮中进一步膨胀做功,用于带动外涵风扇,使外涵道气流的喷射速度增加,剩下的可用能量在喷管中转变为高速喷流的动能。这两股气流同时产生反作用推力。流经外涵和内涵的空气流量之比称为涵道比或流量比,涵道比对涡轮风扇发动机性能影响较大。涵道比大,耗油率低,但发动机的迎风面积大;涵道比较小时,迎风面积小,但耗油率大。内外涵两股气流分开排入大气的称为分排式涡轮风扇发动机。内外涵两股气流在内涵涡轮后的混合器中相互渗混后通过同一喷管排入大气的,称为混排式涡轮风扇发动机。涡轮风扇发动机也可安装加力燃烧室,成为加力涡轮风扇发动机。在分排式涡轮风扇发动机上的加力燃烧室可以分别安装在内涵涡轮后或外涵道内,在混排式涡轮风扇发动机上则可装在混合器后面。

核心机相同时,涡轮风扇发动机的工质(工作介质)流量介于涡轮喷气发动机和涡轮螺旋桨发动机之间。涡轮风扇发动机比涡轮喷气发动机的工质流量大、喷射速度低、推进效率高、耗油率低、推力大。高涵道比(5~8)涡轮风扇发动机的噪声低,排气污染小,多用作大型客机的动力装置,这种客机在11 km高度的巡航速度可达950 km/h。但这种高涵道比的涡轮风扇发动机的排气喷射速度低,迎风面积大,不宜用于超音速飞机上。

有些歼击机使用了小涵道比、带加力燃烧室的涡轮风扇发动机,在亚音速飞行时不使用加力燃烧室,耗油率和排气温度都比涡轮喷气发动机低,因而红外辐射强度较弱,不易被红外制导的导弹击中。使用加力作2倍音速以上的速度飞行时,产生的推力可超过加力涡轮喷气发动机。

(3) 涡轮螺旋桨发动机:由螺旋桨提供拉力和喷气反作用提供推力的燃气涡轮发动机称为涡轮螺(旋)桨发动机。涡轮螺旋桨发动机由压气机、燃烧室、燃气涡轮、喷管、减速器和螺旋桨等组成(见图1-2(b))。燃气涡轮由驱动压气机的涡轮和驱动螺旋桨的动力涡轮组成。这种发动机靠动力涡轮把核心机出口燃气中大部分可用能量转变为轴功率用以驱动空气螺旋桨,燃气中其余的少部分可用能量(约10%)则在喷管中转化为气流动能,直接产生反作用推力。

由于动力涡轮的巡航转速高(一般为10 000~15 000 r/min),而螺旋桨轴的转速较低(约为1 000~2 000 r/min),因而在动力涡轮与螺旋桨之间需安装减速器,减速器的减速比一般在10~15范围内。

涡轮螺旋桨发动机与活塞式航空发动机相比具有重量轻、振动小等优点。特别是随着飞行高度的增加,它的性能比活塞式航空发动机更为优越。涡轮螺旋桨发动机与涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机相比,具有耗油率低和起飞推力大的优点。飞机着陆时,可以使螺旋桨改变桨矩(反桨)产生反向拉力,以缩短着陆距离。因螺旋桨特性的限制,装涡轮螺旋桨发动机的飞机的飞行速度一般不超过800 km/h。

有的发动机的动力涡轮与驱动压气机的涡轮装在同一轴上,称为单轴涡轮螺旋桨发动机。它的结构简单,但在起动过程中和慢车转速下燃气的温度较高,小功率时耗油率较高。与驱动压气机的涡轮无机械联系的动力涡轮称为自由涡轮。自由涡轮螺旋桨发动机比单轴涡轮螺旋桨发动机的起动性能和工作性能好,小功率时耗油率低,但结构较复杂。

控制涡轮螺旋桨发动机除了具有与涡轮喷气发动机相同的各种控制外,还增加了一个螺旋桨桨矩控制。单轴涡轮螺旋桨发动机减小油门位置降低燃油流量时,桨矩自动变小,输出功率降低,发动机与螺旋桨一道保持高的转速。自由涡轮螺旋桨发动机油门减小时,自由涡轮和螺旋桨由于螺旋桨桨矩变小仍维持高转速工作。

(4) 涡轮轴发动机:燃气通过动力涡轮输出轴功率的燃气涡轮发动机称为涡轮轴发动机,是直升机的主要动力。它的工作原理和结构(见图1-2(f))与涡轮螺旋桨发动机基本相同,只是核心机出口燃气所含的可用能量几乎全部供给动力涡轮。有些涡轮轴发动机的动力涡轮直接以高转速(12 000~25 000 r/min)输出,有些则通过减速器以大致为6 000 r/min的转速输出。直升机受旋翼转速的限制,在机上装有主减速器,发动机输出功率通过主减速器传给旋翼和尾桨。对于涡轮轴发动机除要求重量轻、耗油率低和维护方便外,工作可靠性尤为重要。直升机一般用于执行短途飞行任务,涡轮轴发动机经常处于起飞、爬高、悬停等大功率状态下工作,而且工作状态不断变化,因此要求部件有良好的耐低频疲劳性能。直升机没有一定的机

场,经常接近地面飞行,特别是在充满尘沙或盐雾的大气中频繁起落,发动机经常受到外来物的侵袭,因此零部件特别是压气机叶片要有良好的抗侵蚀能力,进气部分常装有防护装置。

## 第 2 章 低速空气动力学基础

### § 2-1 空气的基本性质

#### 一、大气飞行环境

飞行器在大气层内飞行时所处的环境条件,称为大气飞行环境。

包围地球的空气层(即大气)是航空器的惟一飞行活动环境,也是导弹和航天器的重要飞行环境。大气层无明显的上限,它的各种特性在铅垂方向上的差异非常明显,例如空气密度随高度增加而很快趋于稀薄。以大气中温度随高度的分布为主要依据,可将大气层划分为对流层、平流层、中间层、热层和散逸层(外大气层)等 5 个层次。航空器的大气飞行环境是对流层和平流层。大气层对飞行有很大影响,恶劣的天气条件会危及飞行安全,大气属性(温度、压力、湿度、风向、风速等)对飞机飞行性能和飞行航迹也会产生不同程度的影响。

#### 1. 对流层

对流层是地球大气中最低的一层。对流层中气温随高度增加而降低,空气的对流运动极为明显,空气温度和湿度的水平分布也很不均匀。对流层的厚度随纬度和季节变化,一般低纬度地区平均为 16~18 km;中纬度地区平均为 10~12 km;高纬度地区平均为 8~9 km。就季节而言,中国绝大部分地区一般都是夏季对流层厚,冬季对流层薄。对流层集中了全部大气约 3/4 的质量和几乎全部的水汽,是天气变化最复杂的层次,也是对飞行影响最重要的层次。飞行中所遇到的各种重要天气现象几乎都出现在这一层中,如雷暴、浓雾、低云幕、雨、雪、大气湍流、风切变等。在对流层内,按气流和天气现象分布的特点,又可分为下层、中层和上层 3 个层次。

(1)对流层下层:又称摩擦层。它的范围自地面到 1~2 km 高度。但在各地的实际高度又与地表性质、季节等因素有关。一般说来,其高度在粗糙地表上高于平整地表上,夏季高于冬季(北半球),白天高于夜间。在下层中,气流受地面摩擦作用很大,风速通常随高度增加而增大。在复杂的地形和恶劣天气条件下,常存在剧烈的气流扰动,威胁着飞行安全。突发的下冲气流和强烈的低空风切变常会引起飞机失事。另外,充沛的水汽和尘埃往往导致浓雾和其他恶化能见度的现象,对飞机的起飞和着陆构成严重的障碍。为了确保飞行安全,每个机场都规定有各类飞机的起降气象条件。另外,对流层下层中气温的日变化极为明显,昼夜温差可达 10~40℃。

(2)对流层中层:它的底界即摩擦层顶,上界高度约为 6 km,这一层受地表的影响远小于摩擦层。大气中云和降水现象大都发生在这一层内。这一层的上部,气压通常只及地面的一半,在那里飞行时需要使用氧气。一般轻型运输机、直升机等常在这一层中飞行。

(3)对流层上层:它的范围从 6 km 高度伸展到对流层的顶部。这一层的气温常年都在 0℃以下,水汽含量很少。各种云都由冰晶或过冷却水滴组成。在中纬度和副热带地区,这一

层中常有风速等于或大于  $30\text{ m/s}$  的强风带,即所谓的高空急流。飞机在急流附近飞行时往往会遇到强烈颠簸,使乘员不适,甚至破坏飞机结构和威胁飞行安全。

此外,在对流层和平流层之间,还有一个厚度为数百米到  $1\sim 2\text{ km}$  的过渡层,称为对流层顶。对流层顶对垂直气流有很大的阻挡作用。上升的水汽、尘粒等多聚集其下,那里的能见度往往较差。

## 2. 平流层

平流层位于对流层顶之上,顶界伸展到约  $50\sim 55\text{ km}$ 。在平流层内,随着高度的增加气温最初保持不变或微有上升,到  $25\sim 30\text{ km}$  以上气温升高较快,到了平流层顶气温约升至  $270\sim 290\text{ K}$ 。平流层的这种气温分布特征同它受地面影响小和存在大量臭氧(臭氧能直接吸收太阳辐射)有关。这一层过去常被称为同温层,实际上指的是平流层的下部。在平流层中,空气的垂直运动远比对流层弱,水汽和尘粒含量也较少,因而气流比较平缓,能见度较佳。对于飞行来说,平流层中气流平稳、空气阻力小是有利的一面,但因空气稀薄,飞行器的稳定性和操纵性恶化,这又是不利的一面。高性能的现代歼击机和侦察机都能在平流层中飞行。随着飞机飞行上限的日益增高和火箭、导弹的发展,对平流层的研究日趋重要。

## 3. 中间层

中间层从平流层顶大约  $50\sim 55\text{ km}$  伸展到  $80\text{ km}$  高度。这一层的特点是:气温随高度增加而下降,空气有相当强烈的垂直运动。在这一层的顶部气温可低至  $160\sim 190\text{ K}$ 。

## 4. 热层

热层的范围是从中间层顶伸展到约  $800\text{ km}$  高度。这一层的空气密度很小,声波也难以传播。热层的一个特征是气温随高度增加而上升。另一个重要特征是空气处于高度电离状态。热层又在电离层范围内。在电离层中各高度上空气电离的程度是不均匀的,存在着电离强度相对较强的几个层次。有时,在极区常可见到光彩夺目的极光。电离层的变化会影响飞行器的无线电通信。

## 5. 散逸层

散逸层又称逃逸层、外大气层,是地球大气的最外层,位于热层之上。那里的空气极其稀薄,同时又远离地面,受地球的引力作用较小,因而大气分子不断地向星际空间逃逸。航天器脱离这一层后便进入太空飞行。

# 二、大气的物理性质和理想气体

## 1. 大气的物理性质

大气的物理性质包括大气的温度、压强(也常常称为压力)、密度(或比重)、音速、黏性和压缩性等方面。前四项大家比较熟悉,下面简单介绍后两项。

空气的黏性,是空气自身相互黏滞或牵扯的特性。从本质上讲,黏性是流体内相邻两层间的内摩擦。空气的黏性很小,不易觉察。把手浸入水中,抽出时就会有水珠黏附在手上,这表明水有黏性;把手浸入甘油或蜂蜜中间,附着的就更多,这表明它们的黏性比水大得多。空气的黏性比水的要小。空气的黏性和温度有关,温度高,空气的黏性大,反之就小。空气的黏性可用其动力黏度来衡量(见表 2-1)。空气的黏性对飞机飞行的影响主要表现在其与飞行的摩擦阻力有关。

空气的压缩性,是指在压强(压力)的作用下或温度改变的情况下,空气改变自己的密度和

体积的一种特性。空气的压缩性比水要大得多,水几乎很难压缩。在低速(低速指流动速度小于 0.3 倍的音速)时,空气压强的变化一般不大,空气密度的变化很小,空气的压缩性对于飞机的飞行影响很小。所以在低速飞行时,可以认为空气是不可压缩的,即可以认为密度是一个不变的数值。这样就使问题简单多了。但在高速(超音速)飞行时,就必须考虑空气的压缩性。空气的压缩性可用马赫数  $Ma$  来衡量(见 § 3-1)。

## 2. 理想气体

气体的密度( $\rho$ )、温度( $T$ )和压强( $p$ )是说明气体状态的主要参数,三者之间不是独立的,而是相互联系的。对于理想气体,其状态方程为

$$p = \rho RT \quad (2-1)$$

式中  $p$  —— 压强, Pa;

$\rho$  —— 密度,  $\text{kg}/\text{m}^3$ ;

$R$  —— 气体常数, 空气为  $287.05287\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ ;

$T$  —— 温度, K。

在飞行速度不高时,空气的性质与理想气体差别不大,可近似按理想气体对待。只有在航速超过音速 5 倍时,才有必要考虑真实气体的状态方程。

## 三、国际标准大气

由大气飞行环境可知,大气的密度、温度、压强等项参数随着地理位置、离地面的高度和季节等的变化而变化,因而使飞机上的空气动力和飞行性能随之变化。因此,同一架飞机在不同的地点飞行,所显示的飞行性能是不一样的。就是同一架飞机在同一地点飞行,只要季节或时间不同,所表现的飞行性能也会不同。至于不同的飞机,所表现的结果就更不同了。这就为比较飞机的飞行性能带来困难。为了有一个研究空气动力和飞行性能的统一标准,国际航空界协议,人为地规定了大气温度、密度、压强等随高度变化的关系,这就是国际标准大气。该规定以地球中纬度地区大气参数的平均值作为标准。其主要特点如下:

(1) 以海平面作为高度  $H$  计算的起点。在  $H=0$  的高度上,国际标准大气的温度  $T_0 = 15^\circ\text{C}$  ( $288.15\text{K}$ ); 压力  $p_0 = 101325.6\text{Pa}$ , 密度  $\rho_0 = 1.2250\text{kg}/\text{m}^3$ 。

(2) 高度在 11 km 以下,随着高度的增加,温度呈直线下降。高度每增加 1 km,温度下降约  $6.5^\circ\text{C}$  ( $6.5\text{K}$ )。高度在 11~20 km 的范围内,温度保持不变,为  $-56.5^\circ\text{C}$  ( $216.65\text{K}$ )。高度在 20~32 km 的范围内,温度随高度的增加呈直线上升,每升高 1 km,温度上升约  $1^\circ\text{C}$  ( $1\text{K}$ )。

国际标准大气的数值,见表 2-1。

表 2-1 国际标准大气简表

高度 $H$ m	温度 $T$ K	压力 $p$ Pa	密度 $\rho$ $\text{kg}/\text{m}^3$	音速 $a$ m/s	动力黏度 $\mu$ $\times 10^5 \text{Pa} \cdot \text{s}$
0	288.150	101325	1.2250	340.29	1.7894
1000	281.651	89876	1.1117	336.43	1.7579
2000	275.154	79501	1.0066	332.53	1.7260
3000	268.659	70121	0.90925	328.58	1.6938

续表

高度 $H$ m	温度 $T$ K	压力 $p$ Pa	密度 $\rho$ kg/m <sup>3</sup>	音速 $a$ m/s	动力粘度 $\mu$ $\times 10^5 \text{ Pa} \cdot \text{s}$
4 000	252.166	61 660	0.819 35	324.59	1.661 2
5 000	255.676	54 048	0.736 43	320.55	1.628 2
6 000	249.187	47 217	0.660 11	316.45	1.594 9
7 000	242.700	41 105	0.590 02	312.31	1.561 2
8 000	236.215	35 651	0.525 79	308.11	1.527 1
9 000	229.733	30 800	0.467 06	303.83	1.492 6
10 000	223.252	26 499	0.413 51	299.53	1.457 7
11 000	216.774	22 699	0.364 80	295.15	1.422 3
12 000	216.650	193 399	0.311 94	295.07	1.421 6
13 000	216.650	16 579	0.266 60	295.07	1.421 6
14 000	216.650	141 70	0.227 86	295.07	1.421 6
15 000	216.650	12 111	0.194 76	295.07	1.421 6
16 000	216.650	10 352	0.166 47	295.07	1.421 6
17 000	216.650	8 849.7	0.142 30	295.07	1.421 6
18 000	216.650	7 565.2	0.121 65	295.07	1.421 6
19 000	216.650	6 467.4	0.104 00	295.07	1.421 6
20 000	216.650	5 529.3	0.088 910	295.07	1.421 6
21 000	217.581	4 728.9	0.075 715	295.70	1.426 7
22 000	218.574	4 047.5	0.064 510	296.38	1.432 2
23 000	219.567	3 466.8	0.055 006	297.05	1.437 6
24 000	220.560	2 971.7	0.046 938	297.72	1.443 0
25 000	221.552	2 549.2	0.040 084	298.39	1.448 4
26 000	222.544	2 188.3	0.034 257	299.06	1.453 8
27 000	223.536	1 879.9	0.029 298	299.72	1.459 2
28 000	224.527	1 616.1	0.025 076	300.39	1.464 6
29 000	225.518	1 390.4	0.021 478	301.05	1.469 9
30 000	226.509	1 197.0	0.018 410	301.71	1.475 3
31 000	227.500	1 031.2	0.015 792	302.37	1.480 6
32 000	228.490	889.1	0.013 555	303.02	1.485 9

## § 2-2 低速气流的特性

所谓低速气流,是指流动速度小于 0.3 倍音速(音速用  $a$  表示)的气流。所谓气流特性,就是指流动中的空气其压强、密度、温度以及流管粗细同气流速度之间相互变化的关系。

### 一、流场的概念

#### 1. 流体

气体和液体统称为流体。

气体和液体的共同特性是不能保持一定形状,具有流动性。

气体和液体的不同点表现在液体具有一定的体积,不可压缩;而气体可以压缩。

需要指出的是,当所研究的问题并不涉及到压缩性时,所建立的流体力学规律,既适合于液体也适合于气体。当计及压缩性时,气体和液体就必须分别处理。气体虽然是可压缩的,但在许多工程中,气体的压力和温度变化不大(如低压等)、气流速度远小于音速(如速度  $v < 0.3a$ )时,可以忽略气体的压缩性,这时即把气体看作为不可压缩的流体。这样近似能使问题简化并不会引起太大的误差(见表 3-1)。

#### 2. 流场

我们把流体所占据的空间称为流场。

用以表征流体特性的物理量如速度、温度、压强、密度等,称为流体的运动参数。所以流场又是分布上述运动参数的场。

#### 3. 定常流动与非定常流动

根据运动参数随时间的变化,我们可以将流动分为定常流动与非定常流动。

如果流场中流体的运动参数不仅随位置不同而不同,而且随时间变化而变化,这样的流动称为非定常流动。

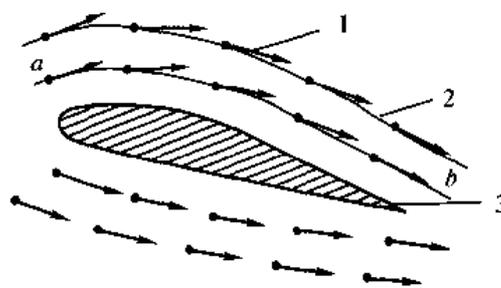
如果流场中流体的运动参数只随位置改变而与时间无关,这样的流动称为定常流动。

限于课程性质和课时,本课程只研究定常流动。

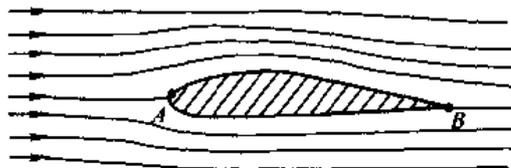
#### 4. 流线

流线是流场中某一瞬时的一条空间曲线,在该线上各点的流体质点所具有的速度方向与曲线在该点的切线方向重合(见图 2-1(a))。

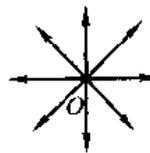
流线具有以下特征:



(a)



(b)



(c)

图 2-1

(a) 流线

1 流速 2-流线 3-翼剖面

(b) 流线谱

(1) 非定常流动时,由于流场中速度随时间改变,经过同一点的流线的空间方位和形状是随时间改变的。

(2) 定常流动时,由于流场中各点流速不随时间改变,所以同一点的流线始终保持不变,且流线与迹线(流场中流体质点在一段时间内运动的轨迹线)重合。

(3) 流线不能相交也不能折转。因为空间每一点只能有一个速度方向,所以不能有两条流线同时通过同一点。

但有3种情况例外:在速度为零的点上,如图2-1(b)中的A点,通常称A点为驻点;在速度为无限大的点上,如图2-1(c)中的O点,通常称它为奇点;流线相切,如图2-1(b)中B点,上下两股速度不等的流体在B点相切。

(4) 流场中的每一点都有流线通过。由这些流线构成流场的总体称为流线谱,简称流谱(见图2-1(b))。

### 5. 流管和流束

在流场中任画一封闭曲线,在该曲线上每一点做流线,由这许多流线所围成的管状曲面称为流管,如图2-2所示。

由于流管表面是由流线所围成,而流线不能相交,因此流体不能穿出或穿入流管表面。这样,流管就好像刚体管壁一样把流体运动局限在流管之内或流管之外。在稳定流时流管好像真实管子一样。

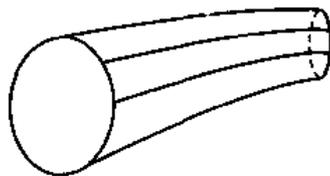


图2-2 流管

充满在流管内的流体,称为流束。

## 二、运动的转换

当飞机在原来静止的空气中作等速直线飞行时,将引起物体周围空气的运动,同时空气将给飞机以作用力。研究这种空气运动的规律和作用力是空气动力学所面临的任务之一。这里有两种坐标系可以使用,一种是采用静止坐标系——坐标系固连于地球上,直接将牛顿定律用于空气对物体的相互作用;另一种是采用动坐标系——坐标系固连于等速飞行的飞机上,也就是在飞机上看空气的运动及其对物体的作用力。面用这两种坐标系求得物体所受的力是完全相同的。这就是运动的转换原理,它是根据加利略的相对原理而建立的。

相对原理,即如果在一个运动物体上附加上一个任意的等速直线运动,则此附加的等速直线运动并不破坏原来运动的物体中各物体之间的相对运动,也不改变各物体所受的力。

利用运动的转换原理,使问题的研究大为简化。设物体以速度 $v$ 在静止空气中运动(见图2-3),根据相对原理,可以给物体(物体与周围空气)加上一个与速度 $v$ 大小相等方向相反的速度。这样得到的运动,与物体静止不动,无穷远处气流以速度 $v$ 流向物体的情况,空气作用在物体上的力是完全相同的,这就是运动的转换原理。也就是说,空气作用在物体上的力,并不决定于空气或物体的绝对速度,而决定于二者之间的相对运动。

## 三、连续性定理

为了说明该原理,可以先从一些生活经验谈起。我们在河岸上可以看到,在河道宽而深的地方,河水流得比较慢;而在河道窄而浅的地方,却流得比较快。夏天乘凉时,我们总喜欢坐在两座房屋之间的过道中,因为那里常有“穿堂风”。在山区你可以看到山谷中的风经常比平原

开阔的地方来得大。这些现象都是流体“连续性定理”在自然界中的表现。下面我们来推导连续性定理。

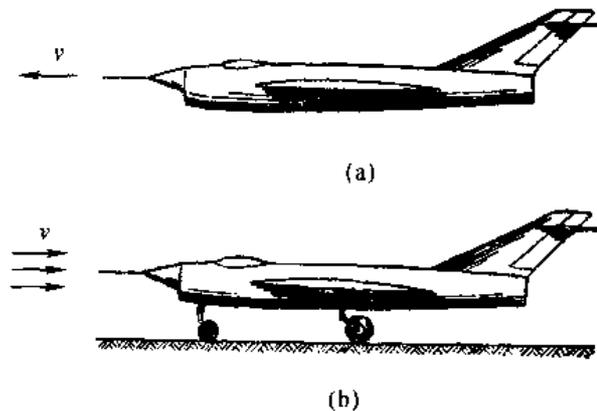


图 2-3 相对运动的转换 — 可逆性原理

(a) 空气静止, 飞机运动 (b) 飞机静止, 空气运动

质量守恒定律是自然界基本的定律之一, 它说明物质既不会消失, 也不会凭空增加。如果把把这个定律应用在流体的流动上, 就可以得出这样的结论: 当流体低速、稳定、连续不断地流动时, 流管里的任一部分, 流体都不能中断或积聚, 在同一时间内, 流进任何一个截面的流体质量和从另一个截面流出的流体质量应当相等。

如图 2-4 所示, 设截面 I 的面积为  $F_1$ , 气流速度为  $v_1$ , 空气密度为  $\rho_1$ , 则单位时间内流进该截面的气体质量为

$$m_1 = \rho_1 v_1 F_1$$

同理, 设截面 II 的面积为  $F_2$ , 气流速度为  $v_2$ , 空气密度为  $\rho_2$ , 则单位时间内流出该截面的气体质量为

$$m_2 = \rho_2 v_2 F_2$$

根据质量守恒定律,  $m_1 = m_2$ , 即

$$\rho_1 v_1 F_1 = \rho_2 v_2 F_2$$

由于截面 I 和截面 II 是任意选取的, 所以可以认为, 单位时间内流过任何截面的气体质量都是相等的, 故得

$$\rho v F = \text{常数} \quad (2-2)$$

式中:  $v$  —— 流管截面上的气流速度, m/s;

$F$  —— 所取截面的面积,  $\text{m}^2$ 。

如果在流动过程中, 气体密度不变, 即  $\rho_1 = \rho_2 = \rho$ , 则方程(2-2)可简化为

$$v F = \text{常数} \quad (2-3)$$

方程(2-2)式或(2-3)式称为连续方程。进一步可写成

$$\frac{v_1}{v_2} = \frac{F_2}{F_1} \quad (2-4)$$

它说明了气流流动速度和流管截面积之间的关系。由此看出, 当低速定常流动时, 气流速度的

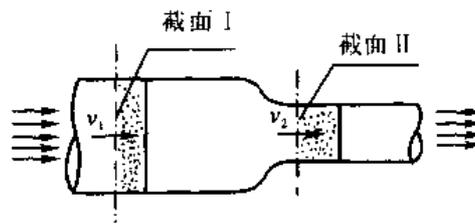


图 2-4 流体连续原理——质量守恒

大小与流管的截面积成反比,这就是连续性定理。也可以粗略地说,截面积小的地方流速快,而截面积大的地方则流速慢。

流体流动速度的快慢,可用流管中流线的疏密程度来表示,如图 2-5 所示。流线密的地方,表示流管细,流体流速快,反之就慢。

需要指出的是,连续性定理只适应于低速(流速  $v < 0.3a$ ,  $a$  为音速)的范围,即认为密度不变,不适于亚音速,更不适合于超音速。

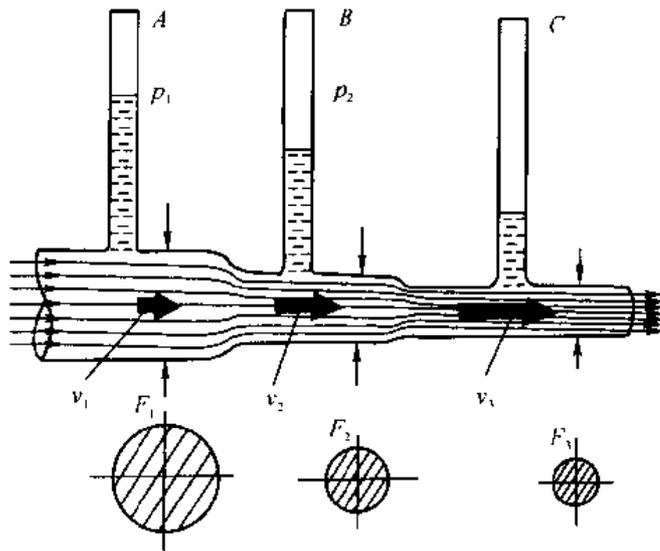


图 2-5 容器和管道中的流体的流动

#### 四、伯努利定理

在日常生活中,我们会观察到一些在流体的速度发生变化时,压力也跟着变化的情况。例如,在两张纸片中间吹气,两张纸不是分开,而是相互靠近;两条船在水中并行,也会互相靠拢;当台风吹过房屋时,往往会把屋顶掀掉,等等。

能量守恒定律是自然界另一个基本定律。它告诉我们,能量不会自行消灭,也不会凭空产生,而只能从一种形式转化为另一种形式。伯努利定理便是能量守恒定律在空气动力学中的具体应用。

伯努利定理的具体推导过程比较复杂,涉及的物理概念也较多,因此我们在此不作推导,只给出伯努利定理的结论,即(见图 2-5)

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = p_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2 = p_0 \quad (2-5)$$

- 式中  $p_1$  —— I 截面的静压;  
 $p_2$  —— II 截面的静压;  
 $\frac{1}{2}\rho v^2$  —— 动压(也称速压);  
 $p_0$  为总压。

所谓静压,即是气流流动时作用于管壁的压强。动压为气体流动时由流速产生的附加压

强,或者说是单位体积流体所携带的动能,它并不作用于管壁上。总压是速度等于 0 时的静压。

从式(2-5)可知,在低速定常流动时,流场中的任一点,气体的静压与动压之和为一常量,且等于其总压,这就是伯努利定理。也可以粗略地说,低速、定常流动时,流速小的地方,压强大;而流速大的地方压强小。

同连续性定理一样,伯努利定理的应用也是有条件的,它只适应于低速,即认为密度不变,不适应于高速;并且要求流场中的气体不与外界发生能量交换。

连续性定理和伯努利定理是气体动力学中两个最基本的定理,它们说明了流管截面积、气流速度和压力这三者之间的关系。综合这两个定理,我们可以得出如下结论:低速定常流动的气体,流过的截面积大的地方,速度小,压强大;而截面积小的地方,流速大,压强小。这一结论是解释机翼上空气动力产生的根据。

再次强调的是,在这里得出的连续性定理和伯努利定理只适用于低速,即气流不可压缩(即密度不变化)的流动情况,不能推广到高速。

## § 2-3 机翼的外形参数

当飞机在空中飞行时,作用在飞机上的空气动力主要是由机翼产生;而机翼上的空气动力的大小和方向,在很大程度上又决定于机翼的翼型形状、平面形状和前视形状。因此,在介绍作用在飞机上的空气动力之前,首先介绍机翼的外形参数。

### 一、翼型的几何参数

沿着与飞机对称面平行的平面在机翼上切出的剖面称为机翼的翼型,又叫翼剖面。

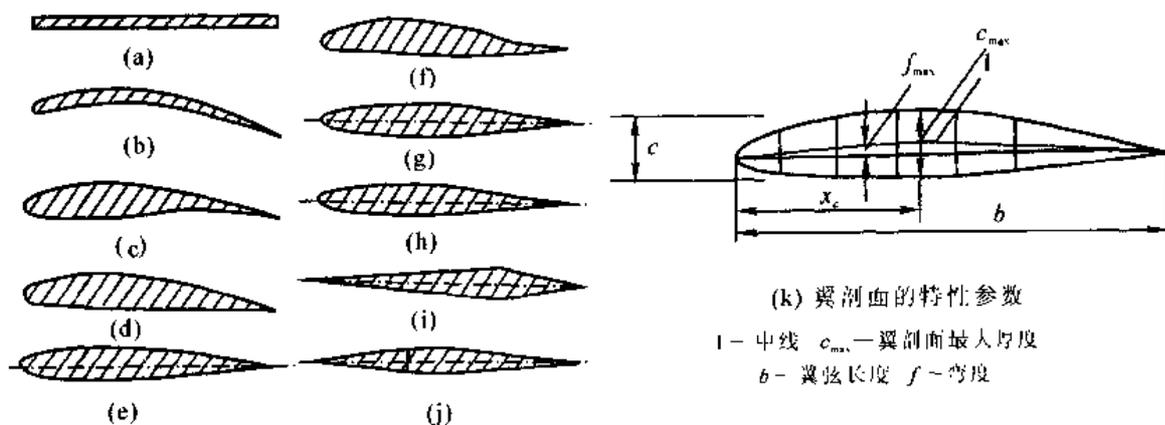


图 2-6

翼型具有各种不同的形状,如图 2-6 所示。图中(a)是平板剖面,它的空气动力特性不好。后来人们在飞行实践的过程中,发现把翼剖面做成像鸟翼那样的弯拱形状——薄的单凸翼剖面(见图(b)),对升力特性有改进。随着飞机的发展,人们认识到加大剖面的厚度,也会改善升力特性,因而就有了凹凸形翼剖面(见图(c)),这种翼剖面的升力特性虽然较好,但阻力特性却不好,只适用于速度很低的飞机上;另外,因为后部很薄而且弯曲,在构造方面不利,因

而目前已很少应用。至于平凸形翼剖面(见图(d)),在构造上和加工上比较方便,同时空气动力特性也不错,所以目前在某些低速飞机上还有应用。不对称的双凸形翼剖面(见图(e))的升力和阻力特性都较好,在构造方面也有利,所以广泛应用在活塞发动机的飞机上。图(f)中是S形翼剖面,这种翼剖面的中线呈S形的,它的特点是尾部稍稍向上翘,使得压力中心不会前后移动。对称的双凸形翼剖面(见图(g)),通常用于各种飞机的尾翼面上。图(h)是所谓“层流翼剖面”,它的特点是压强分布的最低压强点(即最大负压强)位于翼剖面靠后的部分,可降低阻力。这种翼剖面常用于速度较高的飞机上。菱形(见图(i))和双弧形(见图(j))翼剖面常用于超音速飞机上,它们的特点是前端很尖,相对厚度很小,也就是很薄,超音速飞行时阻力很小,比较有利,然而它在低速时的升力和阻力特性不好,使飞机的起落性能变坏。

确定翼型的主要几何参数有弦长、相对厚度、最大厚度位置和相对弯度(见图2-6(k))。

(1) 弦长:连接翼型前缘(翼型最前面的点)和后缘(翼型最后面的点)两点的直线段的长度,称为弦长,通常用符号  $b$  表示。

(2) 相对厚度:翼型的厚度是垂直于翼弦的翼型上下表面之间的直线段长度。翼型最大厚度  $c_{\max}$  与弦长  $b$  之比,称为翼型的相对厚度  $\bar{c}$ ,并常用百分数表示,即

$$\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b} \times 100\%$$

现代飞机的翼型相对厚度为3%~14%。

(3) 最大厚度位置:翼型最大厚度离开前缘的距离  $x_c$ ,称为最大厚度位置,通常也用弦长的百分数表示,即

$$\bar{x}_c = \frac{x_c}{b} \times 100\%$$

现代飞机的翼型,最大厚度位置约为30%~50%。

(4) 相对弯度:翼型弯度系指翼型中线的弯度,而翼型中线乃是各翼型厚度中点的连线。翼型中线与翼弦之间的垂直距离,称为翼型的弯度  $f$ ,而最大弯度与弦长的比值,称为相对弯度  $\bar{f}$ ,通常用百分数表示,即

$$\bar{f} = \frac{f_{\max}}{b} \times 100\%$$

翼型的相对弯度,说明翼型上、下表面外凸程度的差别。相对弯度越大,翼型上下表面弯曲程度相差也越大;如果  $\bar{f} = 0$ ,则中线和翼弦重合,翼型将是对称的。现代飞机翼型的相对弯度约为(0~2)%。

(5) 安装角  $\varphi$ :翼型弦线和飞机轴线的夹角叫安装角,一般为  $0^\circ \sim 4^\circ$ 。

## 二、机翼的几何特性

机翼的几何特性包括机翼的平面形状和前视形状。所谓机翼的平面形状,是指从飞机顶上看下来机翼在平面上的投影形状。按照平面形状的不同,机翼可分为:矩形机翼、椭圆形机翼、梯形机翼、后(前)掠机翼和三角形机翼等,如图2-7所示;前3种形状主要用于低速飞机,而后2种形状则主要用于高速飞机。

表示机翼平面形状的主要参数有机翼面积、翼展、展弦比、梯形比和后掠角(见图2-7)。

(1) 机翼面积:机翼平面形状所围的面积,称为机翼面积,用  $S$  表示。

(2) 翼展:机翼两翼尖之间的距离,称为翼展,通常用  $l$  表示。

(3) 展弦比: 机翼翼展与机翼平均几何弦长  $b_{平均}$  之比, 称为机翼的展弦比  $\lambda$ , 即

$$\lambda = \frac{l}{b_{平均}}$$

而机翼的平均几何弦长, 又等于机翼面积  $S$  与翼展  $l$  之比, 即  $b_{平均} = S/l$ , 将此关系代入上式, 可得

$$\lambda = \frac{l}{b_{平均}} = \frac{ll}{b_{平均}L} = \frac{l^2}{S}$$

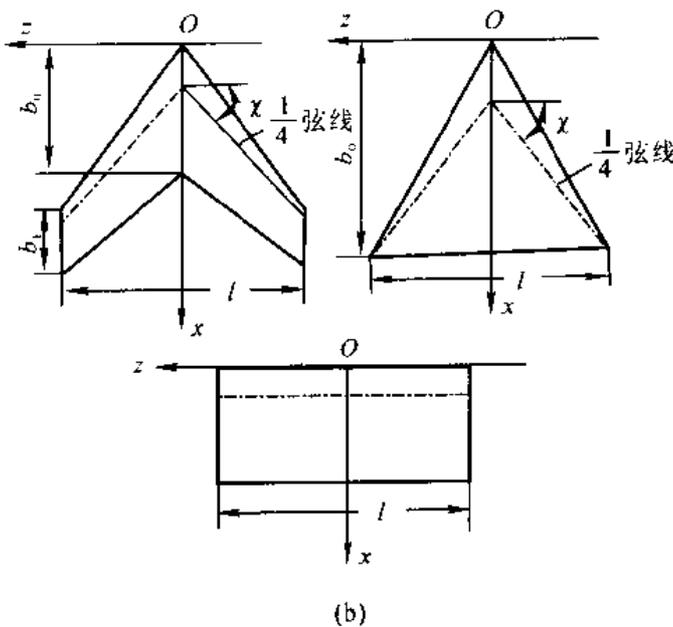
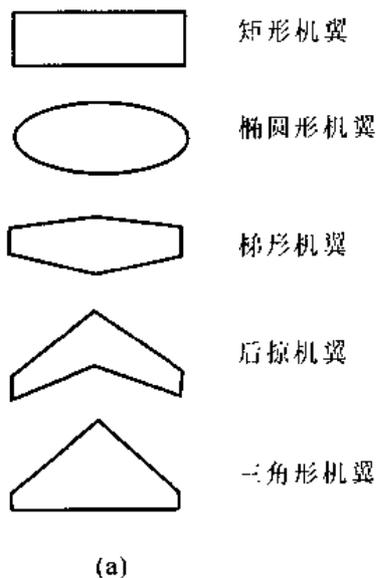


图 2-7 机翼平面形状及其几何参数

(4) 根梢比: 机翼的翼根弦长 ( $b_0$ ) 与翼尖弦长 ( $b_1$ ) 之比, 称为机翼的根梢比, 用符号  $\eta$  表示, 即

$$\eta = \frac{b_0}{b_1}$$

(5) 后掠角: 机翼各翼型离开前缘  $1/4$  弦长点的连线与垂直于飞机对称平面的直线之间的夹角, 称为机翼的后掠角, 并用符号  $\chi$  表示。现代高速飞机的后掠角  $\chi = 35^\circ \sim 60^\circ$ 。

(6) 机翼的前视形状: 机翼的前视形状可用机翼的上反角来说明。垂直与飞机对称平面的直线与机翼下表面 (有的定义为与机翼翼弦平面) 之间的夹角, 称为机翼的上反角  $\psi$ 。通常规定上反为正, 下反为负。图 2-8 表示了  $\psi > 0$  和  $\psi < 0$  的两种机翼的前视形状。

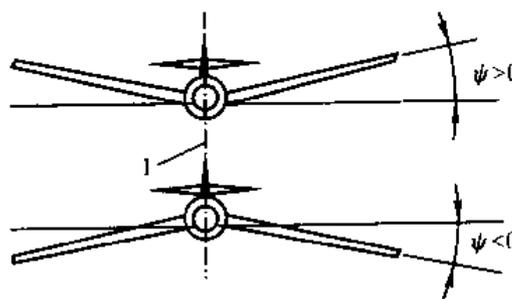


图 2-8 上反角和下反角  
1—立轴

以上所述翼型和机翼的各几何参数, 对机翼的气动特性影响较大。特别是机翼面积、展弦比、梯形比、后掠角以及相对厚度这 5 个参数, 对机翼的空气动力特性有重大的影响。如

何合理地选择这些参数,以保证获得良好的空气动力特性,是飞机设计中的一项重要任务。

## § 2-4 翼型的升力和阻力

飞机在空气中之所以能飞行,最基本的事实是,有一股力量克服了它的重量把它托举在空中。而这种力量主要是靠飞机的机翼产生的。

### 一、翼型的升力和压差阻力

#### 1. 迎角的概念

相对气流方向于翼弦之间的夹角,称为迎角(见图 2-9),用  $\alpha$  表示。

根据气流指向不同,迎角可分为正迎角、负迎角和零迎角。当气流指向下翼面时,迎角为正;当气流指向上翼面时,迎角为负;当气流方向与翼弦重合时,迎角为零。

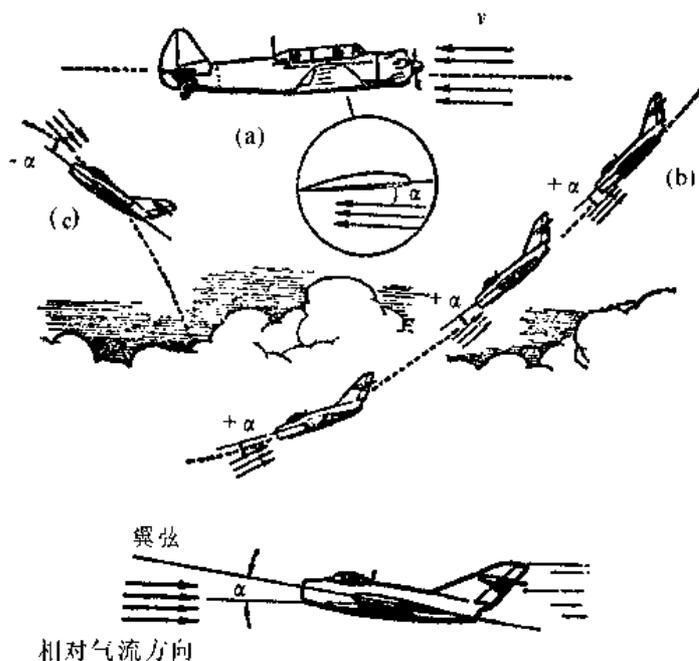


图 2-9 飞机在不同飞行状态下的迎角

#### 2. 升力和阻力的产生

根据我们已经讨论过的运动的转换原理,可以认为在空中飞行的飞机是不动的,而空气以同样的速度流过飞机,这样可以使问题简化。如图 2-10 所示,当气流流过翼型时,由于翼型的上表面凸些,这里的流线变密,流管变细,相反翼型的下表面平坦些,这里的流线变化不大(与远前方流线相比)。根据连续性定理和伯努利定理可知,在翼型的上表面,由于流管变细,即流管截面积减小,气流速度增大,故压强减小;而翼型的下表面,由于流管变化不大使压强基本不变。这样,翼型上下表面产生了压强差,形成了总空气动力  $R$ ,  $R$  的方向向后向上。按平行四边形法则,根据它们实际所起的作用,可把  $R$  分成两个分力:一个与气流速度  $v$  垂直,起支撑飞机重量的作用,就是升力  $Y$ ;另一个与流速  $v$  平行,起阻碍飞机前进的作用,就是阻力  $X$ 。

此时产生的阻力除了摩擦阻力外,还有一部分是由于翼型前后压强不等引起的,称之为压差阻力。总空气动力  $R$  与翼弦的交点叫做压力中心(见图 2-10)。好像整个空气动力都集中在这一点上,作用在机翼上。

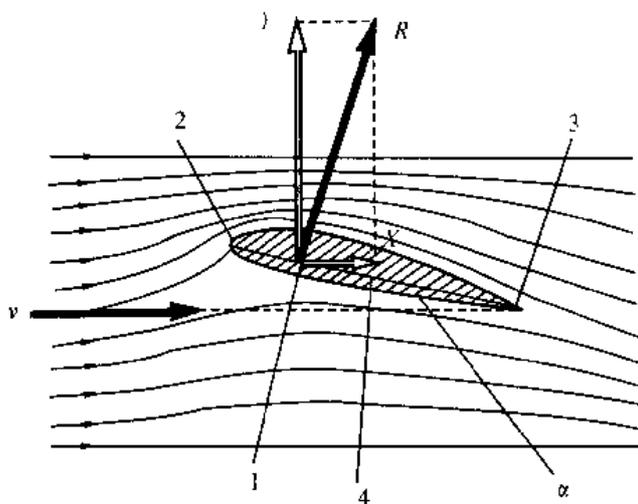


图 2-10 小迎角  $\alpha$  下翼剖面上的空气动力  
1—压力中心 2—前缘 3—后缘 4—翼弦

根据翼型上下表面各处的压强,可以绘制出机翼的压强分布图(压力分布图),如图 2-11 所示。图中自表面向外指的箭头,代表吸力;指向表面的箭头,代表压力。箭头都与表面垂直,其长短表示负压(与吸力对应)或正压(与压力对应)的大小。由图可看出,上表面的吸力占升力的大部分。靠近前缘处稀薄度最大,即这里的吸力最大。

由图 2-11 可见,机翼的压强分布与迎角有关。在迎角为零时,上下表面虽然都受到吸力,但总的空气动力合力  $R$  并不等于零。随着迎角的增加,上表面吸力逐渐变大,下表面由吸力变为压力,于是空气动力合力  $R$  迅速上升,与此同时,翼型上表面后缘的涡流区也逐渐扩大。在一定迎角范围内,  $R$  是随着迎角  $\alpha$  的增加而上升的。但当  $\alpha$  大到某一程度,再增加迎角,升力不但不增加反而迅速下降,这种现象我们叫做“失速”。失速对应的迎角就叫做“临界迎角”或“失速迎角”(见图 2-12)。

由于  $R$  是随  $\alpha$  的增加而上升的,那么它在垂直迎面气流方向上的分力  $Y$  升力,也应具有相似的变化规律。为了研究问题方便,我们采用无因次的升力系数  $C_y$ , 即

$$C_y = \frac{Y}{\frac{1}{2}\rho v^2 S} \quad (2-6)$$

来表示其与  $\alpha$  的关系。由  $C_y - \alpha$  曲线上可以发现几个特点:

- (1)  $C_y = 0$  的迎角(以  $\alpha_0$  表示)一般为负值( $0^\circ \sim -4^\circ$ );
- (2)  $C_y - \alpha$  曲线在一个较大的范围内是直线段;
- (3)  $C_y$  有一个最大值  $C_{y_{\max}}$  (约为 1.1~1.5),而在接近  $C_{y_{\max}}$  前曲线的上升趋势就已减慢。

## 二、翼型的力矩特性及焦点

当气流流过翼型时,可以把作用在翼型上的空气动力  $R$  分解为垂直翼弦的法向力  $Y_1$  和

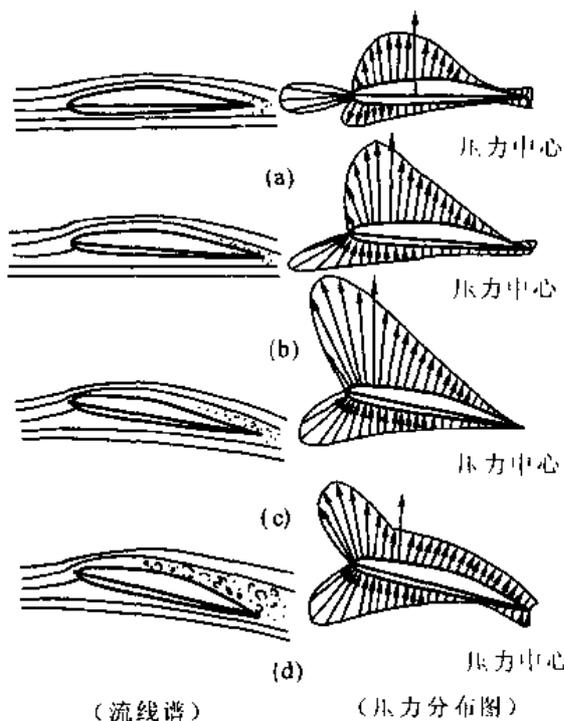


图 2-11 迎角对机翼压力分布的影响  
(a) 零迎角 (b) 小迎角 (c) 大迎角 (d) 失速迎角

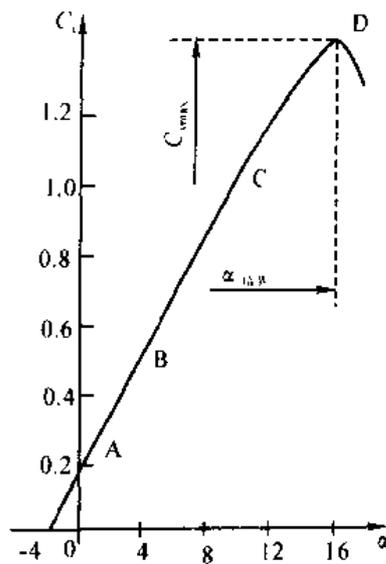


图 2-12 翼型的  $C_l - \alpha$  曲线

平行于翼弦的切向力  $X_l$ 。我们规定力矩使翼型抬头为正(以  $P$  点为参考点, 见图 2-13), 则空气动力对  $P$  点的力矩可写为

$$M_{zP} = -Y_l(x_{Rk} - x_P)$$

或  $M_{zP} \approx -Y(x_{Rk} - x_P)$

改用力矩系数的形式表示为

$$m_{zP} = \frac{M_{zP}}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 S b} = -\frac{Y}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 S} \left(\frac{x_{Rk} - x_P}{b}\right)$$

所以

$$m_{zP} = -C_l(\bar{x}_{Rk} - \bar{x}_P) \quad (2-7)$$

式中  $\bar{x}_{Rk}$  和  $\bar{x}_P$  分别是压力中心和任意点  $P$  到翼型前缘距离与弦长比的百分数(见图 2-13)。

从图 2-11 可见,  $\alpha$  不但影响  $R$  的大小, 同时还改变其作用点。为此, 变换不同的迎角作实验, 求出各个迎角下对应的升力系数  $C_l$  和力矩系数  $m_{zP}$ , 画出  $m_{zP}$  与  $C_l$  曲线, 如图 2-14 所示。由该图可见, 当  $C_l$  不太大时曲线近似呈直线, 不同的  $\bar{x}_P$  可得到不同的斜率。因此总能找到一点, 其  $m_{zP}$  几乎不随  $C_l$  而变化, 这样的点在空气动力学中称之为焦点(或空气动力中心)。低速时, 焦点一般在 25% 机翼弦长附近(见图 2-14)。焦点距前缘的相对位置用  $\bar{x}_{z0}$  ( $= x_{z0}/b$ ) 表示, 绕该点的力矩系数用  $m_{z0}$  表示。对于已选定的翼型, 它们都是定值(见图 2-14), 代入(2-7)式可得

$$m_{z0} = -C_l(\bar{x}_{Rk} - \bar{x}_{z0}) \quad (2-8)$$

故

$$\bar{x}_{Rk} = \bar{x}_{z0} - \frac{m_{z0}}{C_l} \quad (2-9)$$

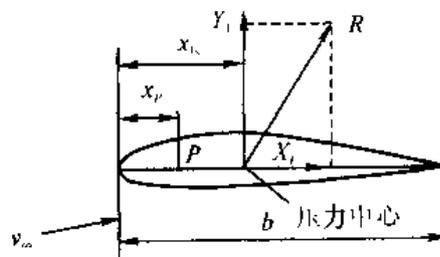


图 2-13 气动合力及力矩

可见压力中心并非焦点,它是随  $C_y$  的增大而前移,并逐渐接近焦点。

将(2-9)式代入(2-7)式得

$$m_{zp} = m_{z0} - C_y(\bar{x}_{\text{焦}} - \bar{x}_p) \quad (2-10)$$

此式更便于运用。

### 三、附面层与摩擦阻力

由于空气是有黏性的,所以当它流过机翼时,就会有一层很薄的气流被“黏”在机翼表面上。这个流速受到阻滞的空气流动层就叫做附面层。通常取流速达到  $0.99v_\infty$  处为附面层边界,由机翼表面到该处的距离被认为是附面层的厚度。根据作用和反作用定理,受阻滞的空气必然会给机翼表面一个与飞行方向相反的作用力,这就是摩擦阻力。

附面层中气流的流动情况是不同的(见图 2-15)。一般机翼大约在最大厚度以前,附面层的气流不相混淆而成层地流动,而且底层的速度梯度较小,这部分叫做层流附面层。在这之后,气流的流动转变成杂乱无章,并且出现了旋涡和横向流动,而且贴近翼面的速度梯度也较大,这部分叫做紊流附面层。层流转变为紊流的那一点称为转捩点。在紊流之后,附面层脱离了翼面而形成大量的旋涡,这就是尾迹。

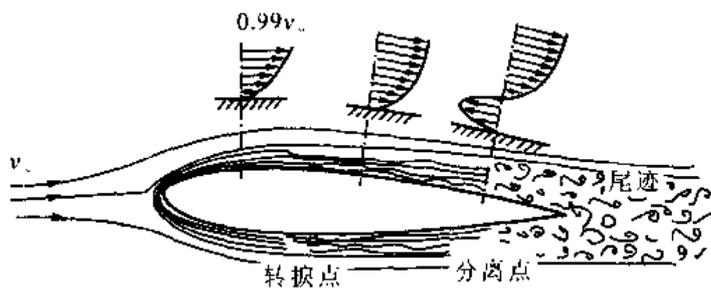


图 2-15 层流附面层和紊流附面层

总的说来,摩擦阻力的大小,取决于空气的黏性、飞机的表面状况以及同空气接触的飞机表面面积等。

为了减小摩擦阻力,就希望尽量延长层流段。选用最大厚度位置靠后的层流翼型,就有可能使转捩点位置后移。但是转捩点的位置不是固定不变的,随着气流速度、原始紊流度、翼型制造误差及表面粗糙度的增加,都将使转捩点前移而导致摩擦阻力的增加。

需要说明的是,飞机上不但机翼会产生升力,还有平尾和机身都可以产生升力,其他暴露在气流中的某些部分如尾撬等也都可以产生少许的升力。不过除了机翼以外,其他部分产生的升力都是很小的,而且平尾的升力又经常改变方向,忽向上忽向下。所以通常用机翼的升力来代替整个飞机的升力。换句话说,机翼的升力就是整架飞机的升力。

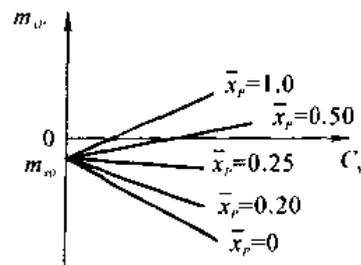


图 2-14  $m_{zp}-C_y$  曲线

## § 2-5 机翼的三元效应

在研究机翼的升力和阻力时,我们把机翼看成是无限长的而取其中的一个剖面——翼型,来看其升力、阻力的产生。但实际飞机机翼的翼展是有限的。绕有限翼展和无限翼展的气流作用效果是有差别的。

### 一、升力系数曲线的斜率 $dC_L/d\alpha$ (或 $C_L'$ )

由图 2-16 可以看到,气流流过有正迎角的机翼时,下翼面的压力总要比上翼面的大(这样才有升力产生),所以下表面的气体就可以绕过翼尖向上表面流动而产生横向运动,它的直接后果是缓和了上、下翼面的压强差。因此,在同样的迎角下,它的升力系数就比无限翼展的升力系数小。而且展弦比越小,横向流动所波及的相对范围就越大,它的升力系数曲线的斜率(以后简称升力线斜率)  $dC_L/d\alpha$  自然就越小,如图 2-17 所示。

当气流流过翼尖时,在翼尖那儿不断形成旋涡。旋涡就从翼尖向后方流去,并产生了下洗流(后面说明)。

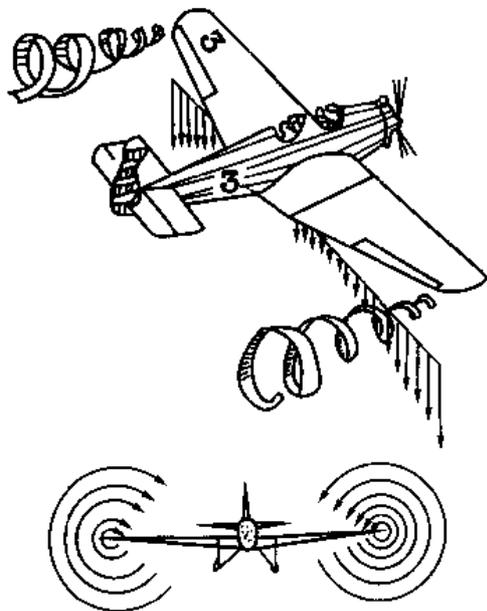


图 2-16 机翼下洗

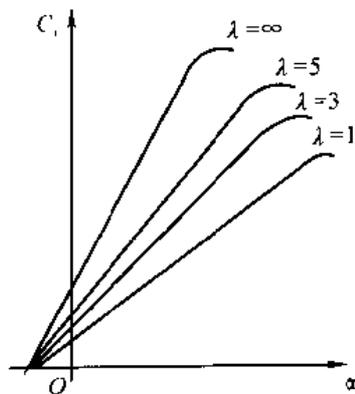


图 2-17 不同展弦比机翼的  $C_L - \alpha$  曲线

### 二、升力沿翼展的分布

由于翼尖附近气流的横向流动,使翼尖上下表面的压强趋于平衡,因此该处的升力为零。靠近翼尖附近的其他剖面显然也要受到不同程度的影响,离翼尖越远影响越小。这样就出现了各剖面的升力沿翼展分布不均匀的情况。如图 2-18 所示,根梢比愈大,靠近翼根剖面的升力愈大。这是因为在机翼总升力  $Y$  等于常数的情况下,增大  $\eta$  意味着增大翼根附近剖面的弦长而减小翼尖附近剖面的弦长,所以翼根附近剖面的升力势必增加。

图 2-19 还给出了具有相同展弦比的矩形翼、后掠翼和三角翼的各剖面升力分布图。

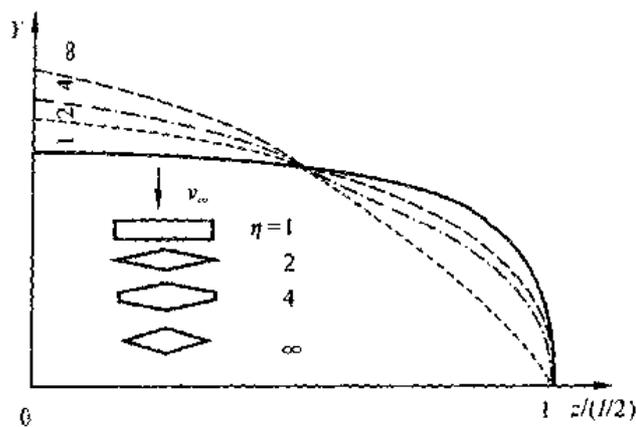


图 2-18  $\eta$  对展向升力分布的影响

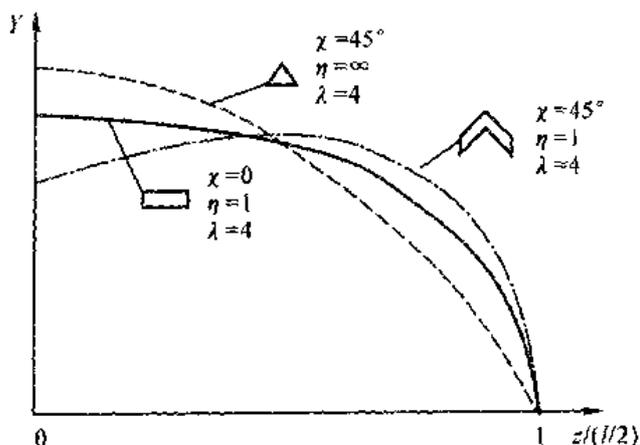


图 2-19 相同展弦比的矩形翼、三角翼和后掠翼的升力沿展向分布图

### 三、机翼的下洗流和诱导阻力

有限翼展的横向气流不但直接影响了翼面的压强分布,而且在机翼后面形成一个涡流面,并很快卷成两根翼尖涡束向后延伸出去(见图 2-16),这两束涡流称为自由涡。在此自由涡的旋转气流作用下,机翼展长范围内的空气将产生一个向下的速度  $w$ ,称为下洗速度。离开旋涡中心越近,下洗速度的数值越大。

相对于翼型流动情况来说,这时气流流过机翼每一个剖面的流动情况也都有了变化。如图 2-20 所示,当气流以速度  $v_\infty$ 、迎角  $\alpha$  流向机翼时,由于翼尖自由涡的影响使得在该剖面处的气流附加了一个下洗速度  $w$ 。这样,该切面处气流的有效速度为  $v_e =$

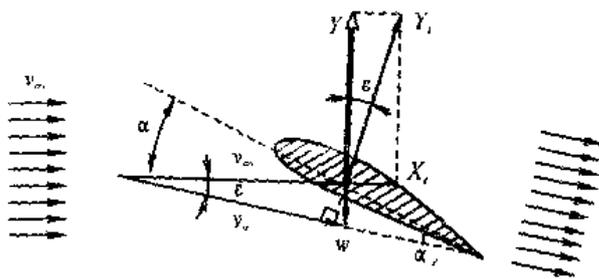


图 2-20 下洗速度与诱导阻力  $X_i$  的形成

$v_x + w$ , 迎角则变为  $\alpha_r$ ,  $\alpha_r = \alpha - \epsilon$ ,  $\epsilon$  称为下洗角。按照升力是和相对气流方向垂直的气动力定义, 该剖面的升力  $dY$  将垂直于  $v_r$ , 即与不考虑自由涡引起下洗情况相比, 升力方向向后倾斜了一个下洗角  $\epsilon$ 。机翼各个剖面处气流的下洗速度不同, 下洗角也不同, 因此各剖面升力后倾的情况也不同。但是, 总的机翼升力仍是垂直于远前方来流  $v_\infty$  方向的空气动力, 因此, 机翼各剖面上气动力  $dY$  在垂直于  $v_\infty$  方向上的投影之和即为机翼的总升力, 各剖面上作用的气动力  $dY$  在  $v_\infty$  方向的分量之和, 即为考虑自由涡引起气流下洗而增加的切向气动力, 称为诱导阻力  $X_i$ 。和升力系数  $C_y$  类似, 在空气动力学中常用诱导阻力系数  $C_{xi}$  来表示, 即

$$C_{xi} = \frac{X_i}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 S} \quad (2-11)$$

由理论可以推知, 各种平面形状的机翼的诱导阻力系数为

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi\lambda}(1 + \delta) \quad (2-12)$$

$$\epsilon = \frac{C_y}{\pi\lambda}(1 + \tau) \quad (2-13)$$

式中  $\tau$  和  $\delta$  是与平面形状及展弦比等有关的修正系数, 见表 2-2。

表 2-2 修正系数

平面形状	$\frac{1}{\pi}(1 + \tau)$	$\frac{1}{\pi}(1 + \delta)$	附注
椭圆	0.318	0.318	$\tau = \delta = 0$
梯形	0.318	0.318	$\eta = 2 \sim 3$
矩形	0.375	0.335	$\lambda = 5 \sim 8$
翼尖后倾矩形	0.338	0.318	$\lambda = 5 \sim 8$
翼尖修圆矩形	0.365	0.318	$\lambda = 5 \sim 8$

由此表可见, 在同样  $C_y$  下, 其他平面形状机翼的诱导阻力系数与椭圆形机翼相比要大一些, 即椭圆形机翼的诱导阻力系数最小。但若参数选择适当,  $C_{xi}$  大得不多。

#### 四、有限翼展的阻力系数

低速机翼的阻力系数形式为

$$C_x = C_{x摩} + C_{x压} + C_{xi}$$

式中摩擦阻力系数  $C_{x摩}$  与雷诺数 ( $Re = \frac{v b}{\nu}$ ,  $v$  为流速,  $\nu$  为运动黏性系数,  $\nu = \mu/\rho$ ,  $b$  为物体特性长度) 的大小和附面层的流态有很大关系, 在小迎角时, 它占据主导地位。压差阻力系数  $C_{x压}$  在大迎角, 尤其是在附面层有较严重的分离后, 才迅速地增加, 而在小迎角时主要是受机翼相对厚度的影响, 基本上是一个常数。只有诱导阻力系数  $C_{xi}$  是与  $C_y^2$  成比例。因此  $C_x - \alpha$  曲线接近一条抛物线(见图 2-21)。

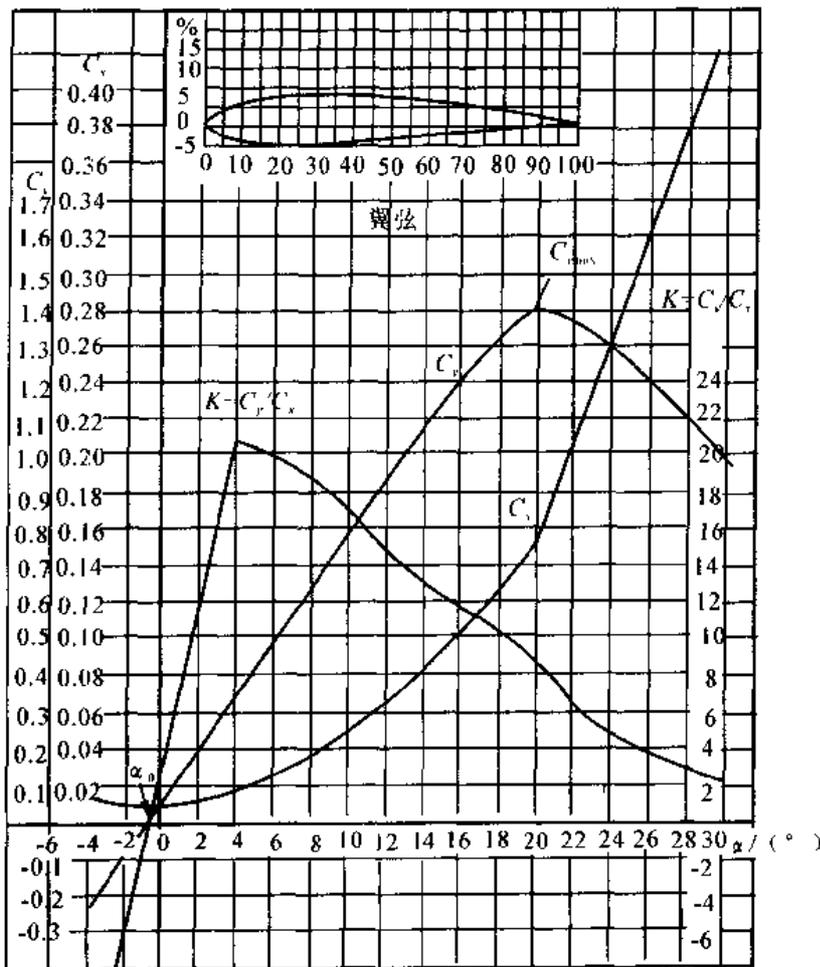


图 2-21 某种机翼剖面风洞实验所得的 3 种曲线

### 五、机翼的极曲线

把机翼的升力系数和阻力系数随迎角变化的关系,综合地用一条曲线画出来,称之为机翼极曲线,即  $C_y = f(C_x)$  曲线(见图 2-22)。极曲线的纵坐标表示升力系数,横坐标表示阻力系数,曲线上每一点对应一个迎角。从图上可看出  $C_y$  和  $C_x$  的对应值及所对应的迎角  $\alpha$ ,从图中亦可找出  $\alpha_0, \alpha_{st}, C_{y,max}$  和  $C_{x,min}$  来。

在分析机翼气动性能时还会用到升阻比的概念。升阻比表示同一个迎角下升力与阻力之比,即

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{C_y}{C_x} \quad (2-14)$$

由坐标原点作极曲线的切线,则切点处对

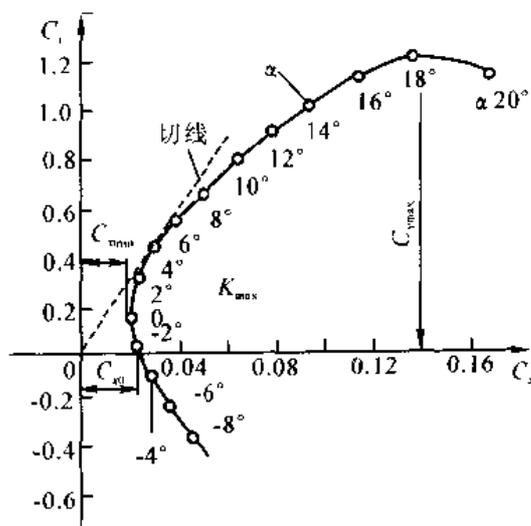


图 2-22 机翼的极曲线

应的升阻比即为机翼的最大升阻比  $K_{max}$ 。

前面已经谈到,机翼的升力即为整架飞机的升力,但飞机的阻力却不然。不但机翼会产生阻力,飞机暴露在气流中的其他部分如起落架、机身、尾翼等同样会产生阻力。现代飞机在巡航飞行时,机翼的阻力大约占全机阻力的 25%~35%,因此,不能以机翼的阻力来代替全机的阻力。

飞机上除了有摩擦阻力、压差阻力和诱导阻力以外,还有一种干扰阻力,值得注意。所谓干扰阻力,就是飞机各部分之间由于气流相互干扰而产生的一种额外阻力。

以上我们把低速飞机所产生的 4 种阻力——摩擦阻力、压差阻力、诱导阻力和干扰阻力,都简单地介绍了。这是从产生阻力的原因的观点来谈的。至于超音速飞机,还有激波阻力(波阻)。关于波阻,将在第 3 章中讨论。

## § 2-6 改变翼型形状对升力系数的影响

### 一、改变后缘弯度

对称翼型的机翼在迎角等于零时升力也等于零,但有弯度的机翼就不一样,不但在相同迎角时升力较大,而且  $C_{y_{max}}$  也有所提高。假若把机翼后缘部分做成可偏转的舵面(如副翼、襟翼),那么它向下偏转(等于弯度增加)时就能增加升力,相反向上偏转(等于负的弯度)就能减小升力,从而达到操纵飞机的目的。从图 2-23 上可以看到,低速时偏舵后的压强分布不仅在舵面上有了很大的变化,而且还影响到位于其前面的整个机翼,这点和超音速流动特性是大不相同的,原因将在后面提到。

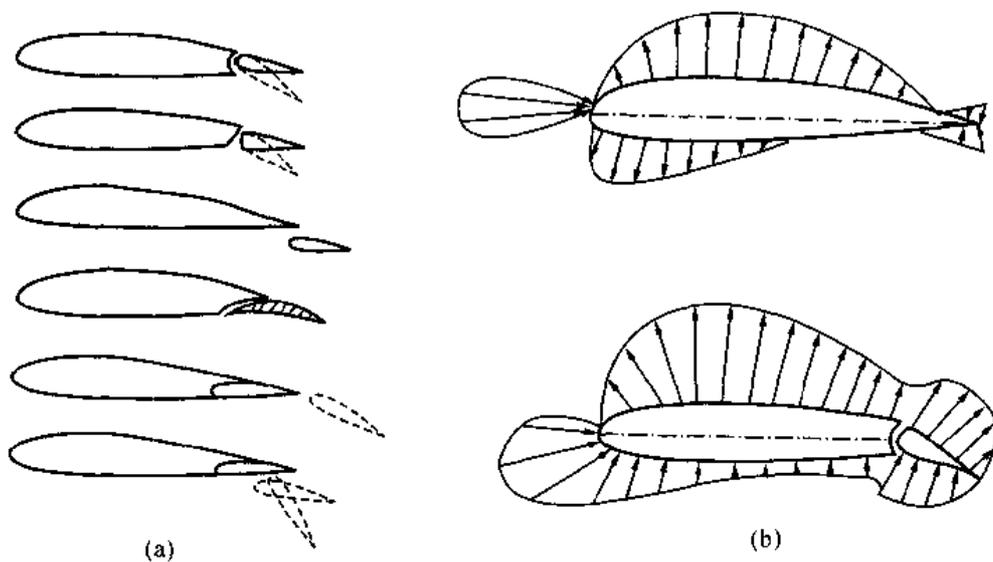


图 2-23 改变后缘弯度的作用

(a) 具有各式后缘附翼的机翼 (b) 偏舵前后的压力分布

## 二、改善缝隙形状

舵面向下偏转虽然能增加相同迎角的升力系数(见图 2-24(b)),但它的临界迎角却比较小,原因是在大迎角时,大弯度机翼的后缘更容易出现附面层分离的现象。假若舵面在向下偏转的同时还能形成一个特殊的“缝隙”,见图 2-25,附面层分离的作用使下翼面的“高压空气”经过缝隙加速后,正好沿着上翼面向后下方吹去,就能把后缘涡流吹掉。这样,已经分离了的附面层就重新贴到舵面上,因而能提高  $\alpha_{\text{临}}$  及  $C_{y,\text{max}}$ 。所以,为了改善飞机的起飞着陆性能,普遍采用了既变弯度又有“缝隙”的襟翼。

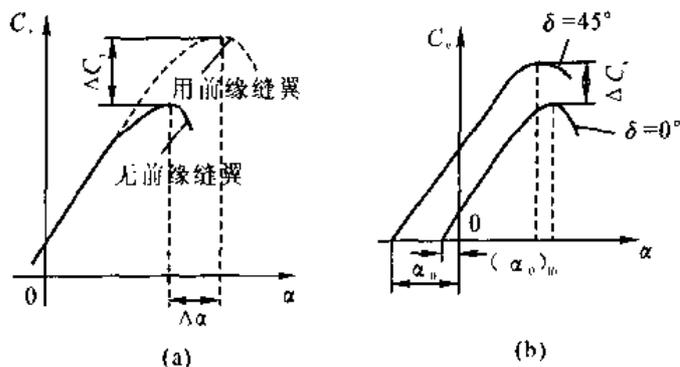


图 2-24 增升措施对  $C_y(\alpha)$  的影响

- (a) 机翼上未装前缘缝翼和装有全翼展缝翼时,其  $C_y = f(\alpha)$  曲线的变化性质  
 (b) 机翼上未装后缘式附翼和装有全翼展后缘式襟翼时,其  $C_y = f(\alpha)$  曲线的变化性质

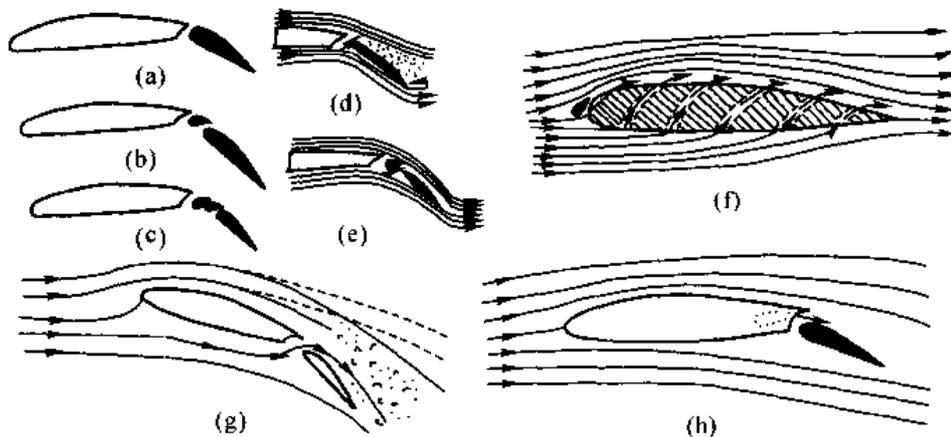


图 2-25 缝隙对防止附面层分离的作用

- (a) 开缝襟翼 (b) 双缝襟翼 (c) 三缝襟翼 (d) 开缝襟翼偏转到  $35^\circ \sim 40^\circ$  时发生气流分离  
 (e) 双缝襟翼偏转到  $50^\circ \sim 60^\circ$  时气流分离仍未发生 (f) 多缝襟翼  
 (g) 开缝襟翼气流流动情况 (h) 吹气襟翼的工作情况

实践证明,前缘缝翼也能增加  $\alpha_{\text{临}}$  及  $C_{y,\text{max}}$ (见图 2-24(a)),并可抵消一部分因后缘襟翼放下而产生的低头力矩。但它的阻力较大,且要使用到很大的迎角才起作用,所以在起飞着陆时不见得有多大的好处。

### 三、前缘襟翼

对于翼型很薄的高速飞机,在低速大迎角(甚至中小迎角)飞行时,很容易在前缘就出现气流分离,因此要加装前缘襟翼或前缘缝翼以改善其流动情况(见图 2-26)。有的飞机甚至装有可随时操纵的前缘和后缘机动襟翼(又称变弯度机翼),从而大大提高了它的机动性能。

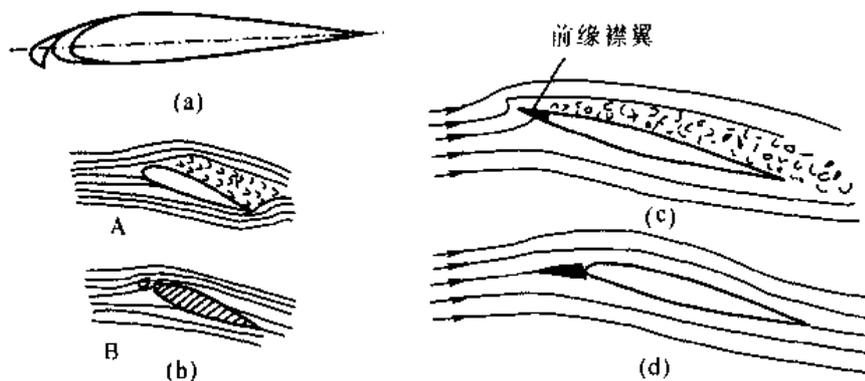


图 2-26 前缘缝翼、前缘襟翼的作用

(a) 装前缘缝翼的机翼 (b) 在大迎角时气流流过机翼的情况: A—无缝翼  
 B—缝翼偏转了 (c) 前缘襟翼无偏转 (d) 前缘襟翼偏转了

### 第3章 高速空气动力学基础

我们知道,高速飞机的外形和低速飞机的外形是有很大区别的。例如,它有较薄的翼型和较小的展弦比。从平面形状看,有梯形翼、后掠翼和三角翼。这些特点与高速飞行时的气流流动规律密切相关。随着飞行速度的提高,飞机周围气流的特性逐渐由量变到质变,出现了与低速气流截然不同的现象。激波的产生,就是其中最突出的现象之一。

本章主要分析高速气流的特性,说明高速飞机为什么采用如此的外形。

#### § 3-1 高速气流的特性

所谓气流特性,就是指流动中的空气,其压力、密度、温度以及流管粗细同气流速度之间相互变化的关系。在气流速度由低速转变为高速,或者由低于音速转变为超过音速的过程中,这个关系越来越不相同。在气流速度低于音速的阶段,这种不同还只限于量的差别。但是,当气流速度超过音速以后,空气的压力、密度等发生了显著的变化,气流特性就出现了一些不同于低速情况的质的差别。例如,这时会产生使压力突然升高的激波;流管收缩不是使气流加速,反而使气流减速等现象。

##### 一、空气的压缩性与飞行速度的关系

高速气流之所以与低速气流有如此质的差别,其根本原因是空气具有压缩性的缘故。由于空气的压缩性会引起一系列问题:弱扰动的传播,高速气流中压力和流速随流管截面积的变化,激波等。

上一章我们讲过空气的压缩性。例如,用力压皮球,就可以把皮球压瘪;将皮球烤热,会使它膨胀。一定量的空气,其体积改变了,密度也自然发生了变化。

不论是低速或高速飞行,空气流过机翼各处的速度和压力发生了改变,都会引起空气密度的变化。那么,为什么在研究高速气流的特性时要特别提出空气的压缩性,也就是说要特别考虑空气密度的变化呢?这是因为,空气的密度在这种情况下变化的程度与低速时不一样。

表 3-1 空气密度随飞行速度变化的关系

飞行速度 km/h	200	400	600	800	1 000	1 200
空气密度增加的百分比( $\frac{\Delta\rho}{\rho}$ )	1.3%	5.3%	12.2%	22.3%	45.8%	56.6%

空气密度变化的程度,可以用空气密度变化的百分比  $\Delta\rho/\rho$  表示,  $\Delta\rho$  是空气密度的变化量,  $\rho$  是空气原来的密度。表 3-1 列出了在标准大气条件下,不同飞行速度时,机翼前缘驻点(在这一点,气流的速度等于零,见图 2-1)空气密度增加的百分比。

从表中可以清楚地看出,在速度不超过 360~400 km/h 的低速飞行时,空气密度的变化

程度是很微小的,其变化可以忽略不计。可是在高速飞行中,空气密度的变化很大,因此,必须考虑空气压缩性的影响。

## 二、弱扰动的传播,音速,马赫数

### 1. 扰动传播、音速

在流场中,任一点的流动参数与自由流(即远前方来流)中对应流动参数之差,称为扰动。如流场中某点的密度、压强、速度分别为  $\rho, p, v$ , 而远前方来流的密度、压强、速度分别为  $\rho_\infty, p_\infty, v_\infty$ , 因此流场上该点的流动参数可表示为  $\rho = \rho_\infty + \Delta\rho, p = p_\infty + \Delta p, v = v_\infty + \Delta v$ , 式中  $\Delta\rho, \Delta p, \Delta v$  分别称为该点对流场的扰动密度、扰动压强、扰动速度。 $\Delta\rho, \Delta p, \Delta v$  值很小时,即  $\Delta\rho \rightarrow 0, \Delta p \rightarrow 0, \Delta v \rightarrow 0$  时,这种扰动称为弱扰动。反之,称为强扰动。如飞机在空中飞行时,它对周围的空气产生作用,使空气的密度、压强、速度等气流参数发生变化,也就是说飞机对空气产生了扰动。空气是可压缩的弹性介质,一处受到扰动,这个扰动便通过空气一层一层相互作用,向四面八方传播。这个过程和我们耳朵听到敲锣打鼓的声音是一样的。锣鼓的振动传给空气,空气又一层一层相互作用,把它传给我们的耳膜,因此我们听到了锣鼓声。锣鼓的振动,对空气来说是一种扰动,因为这种振动引起空气压强变化很微弱,所以是一种弱扰动。我们知道在空气中传播这种扰动,即声音,需要一定的时间,就是说,有一定的传播速度,这个速度就是音速。

理论上可以推知,音速的大小为

$$a = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}} \quad (3-1)$$

该式表明,音速  $a$  取决于  $dp/d\rho$ , 即单位密度改变所需的压力改变。此压力越小,音速  $a$  越小,说明气体是容易压缩的,即压缩性较大;反之,音速  $a$  越大,气体不容易压缩,即压缩性较小。因此,音速  $a$  可以作为压缩性的指标。进一步可以推出,在绝热过程中,空气中的音速为

$$a = 20 \sqrt{T} \quad (3-2)$$

标准大气中的音速见表 2-1。

### 2. 马赫数 $Ma$

流场中任一点处流速或飞行速度与当地音速之比,定义为马赫数  $Ma$ , 即

$$Ma = \frac{v}{a} \quad (3-3)$$

式中  $v$  —— 流速或飞行速度;

$a$  —— 当地音速。

$Ma < 1$ , 称为亚音速;  $Ma > 1$ , 称为超音速;  $Ma < 0.3$ , 一般称为低速。有时更详细地划分,把  $Ma$  数在 1 附近的,称为跨音速;  $Ma$  小于 1 但接近于 1 的(譬如  $Ma$  数在 0.7~0.9 范围内),称为高亚音速。

$Ma$  数的大小不仅可以说明飞机周围扰动的传播情况,而且还可以作为空气密度变化程度或者压缩性大小的衡量标志。 $Ma$  数越大,则表示空气密度的变化以及压缩性的影响也越大;反之,飞行  $Ma$  数小,则密度变化和压缩性的影响也小。

在低速飞行中,一架飞机的速度、高度可以不同,但是,只要迎角相同,机翼压力分布和飞机的气动特性(如升力系数、阻力系数等)都是一样的。但在高速飞行中,除了迎角相同,还要

飞行  $Ma$  数相同。否则,机翼表面各点扰动传播情况就不相同,空气密度变化的情况也不相同,因而机翼上面的压力分布以及空气动力特性也就会发生变化。可见,  $Ma$  数是研究高速飞行时的一个极重要的概念。

### 3. 弱扰动的传播,马赫锥

弱扰动以音速向四面八方传播。根据扰动源运动的速度,我们分 4 种情况讨论弱扰动的传播。

(1) 扰动源静止 ( $v=0$ ):如图 3-1 所示。扰动源  $O$  点引起的扰动,1 s 后,波面达到半径为  $a$  的球面 1;2 s 后,波面达到半径为  $2a$  的球面 2;依次类推。经过时间越久,扰动传得越远。

(2) 扰动源以亚音速运动 ( $v < a$ ):图 3-2 表示扰动源以亚音速运动时,扰动的传播。为研究方便,我们取  $v=0.5a$ 。扰动源  $O$  1 s 前在  $O_1$  的位置上,它在  $O_1$  处引起的扰动,1 s 后,传到半径为  $a$  的球面,而扰动源自己却向前移动了一个  $0.5a$  的距离,到达  $O$  处;同样,2 s 前,扰动源在  $O_2$  的位置,它在  $O_2$  处引起的扰动,2 s 后,传到半径为  $2a$  的球面,而它本身已向前移动了  $a$  的距离,到达现在所在的位置  $O$  点;以此类推。可见,只要运动速度小于音速,扰动总是可以传到扰动源的前面去的。

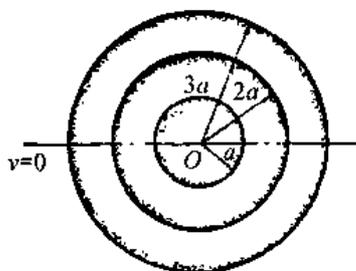


图 3-1 弱扰动在扰动源速度为零 ( $v=0$ ) 情况下的传播

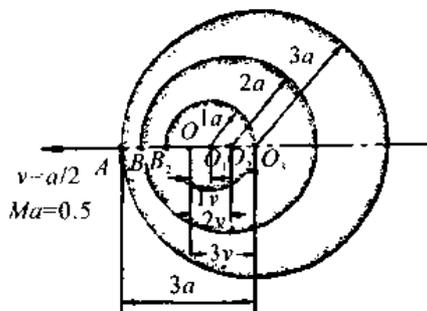


图 3-2 弱扰动在扰动源速度小于音速 ( $v < a$ ) 情况下的传播

(3) 扰动源以等音速运动 ( $v=a$ ):图 3-3 表示扰动源以等音速运动时,扰动的传播。由该图可以看出,扰动向前传播的速度正好和扰动源的运动速度一样,各个受扰动球面都在  $O$  点相切。由此可见,只要运动速度和音速相等,扰动就无法传到扰动源的前面去,也就是说,扰动源引起的扰动不可能使  $O$  点前面的空气压力、密度发生任何变化,而只能影响后面的空气。

(4) 扰动源以超音速运动 ( $v > a$ ):如果扰动源的速度大于音速,为简单起见,我们取  $v=2a$ ,扰动传播的情况如图 3-4 所示。扰动虽然以球面的形式传播,但其传播的范围,仅仅局限在以  $O$  点为顶点的圆锥内,所有的受扰动球面均相切于该圆锥。这个圆锥,通常称为马赫锥或扰动锥。扰动源以超音速运动时,它只能影响马赫锥内的空气,使其压力、密度有所变化。

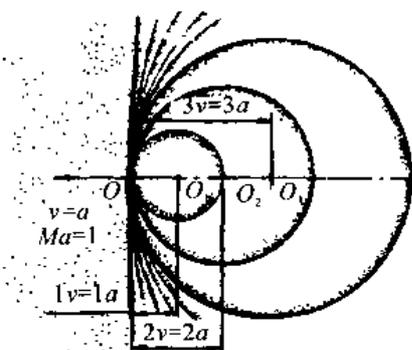


图 3-3 弱扰动在扰动源速度等于音速 ( $v=a$ ) 情况下的传播

马赫锥半锥顶角(见图 3-4),  $\mu = \arcsin \frac{a}{v} = \arcsin \frac{1}{Ma}$  称为马赫角。 $Ma$  值越大,  $\mu$  值越小, 马赫锥越尖。

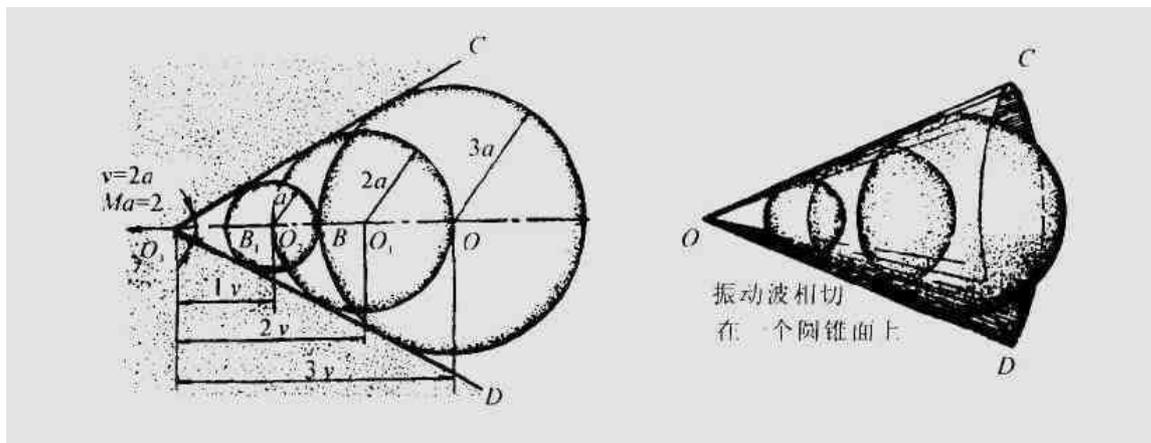


图 3-4 弱扰动在扰源速度大于音速( $v > a$ )情况下的传播

飞机上和气流接触的每一个点, 都是一个扰动源。通过上面的分析, 可以得出这样的结论: 如果飞机的飞行速度小于音速, 它所引起的扰动可以传到飞机的前面去; 如果飞行速度等于或大于音速, 则扰动就不能传到飞机的前面去, 而只能在飞机后面的一定范围内传播。飞行速度比音速大得越多, 这个范围就越狭小。低速飞机, 它还没有飞到, 我们就早已听到了它的轰鸣声, 而超音速飞机, 以超音速飞行时, 飞过我们头顶很远, 才听到它的啸叫声, 道理就在这里。

### 三、压力、密度、温度、速度随流管截面变化的规律

在第 2 章中, 已经讲过, 气流流速与压力的关系, 即流速增加, 压力降低, 流速减小, 压力增高。这个结论无论在高速或低速情况下都是适用的。但在高速飞行时, 随着气流流速的加快, 空气的压缩与膨胀的变化越来越显著, 流速改变时, 不仅引起压力的变化, 而且密度和温度也有明显变化, 这对飞机上的空气动力必然有不同的影响。因此, 要了解飞机上的空气动力在高速飞行中的变化规律, 还须了解高速气流中空气的密度、温度与流速之间的关系。

流速加快, 压力降低, 必然引起体积膨胀, 从而使密度减小; 反之, 在流速减慢、压力升高的同时, 空气受压缩, 体积缩小, 因此, 密度必然增大。

空气体积的膨胀, 还会使温度降低。当打开冷气瓶开关, 高压气体从喷口喷出来时, 开关和导管的温度都显著下降, 甚至使导管表面结霜。这并不是冷气瓶装很“冷”的气体的缘故(冷气瓶装的就是常温的高压空气), 而是高压空气从喷口喷出时体积膨胀引起降温所致。同样, 当空气受压缩时, 温度会升高。譬如, 用打气筒打气, 气筒壁会发烫。这并非皮碗与筒壁摩擦的结果, 而主要是筒内空气被压缩, 导致温度升高。

归纳起来, 高速气流的规律就是: 流速加快, 则压力、密度、温度都一起降低; 流速减慢, 则压力、密度、温度都一起升高。

那么, 在高速气流中, 气流速度( $Ma$  数)与流管截面之间的关系究竟怎样呢?

考虑空气的压缩性, 从气流流动的最基本规律(连续方程和能量方程)出发, 可以推导出下面的公式:

$$\frac{\Delta F}{F} = (Ma^2 - 1) \frac{\Delta v}{v} \quad (3-4)$$

式中  $\Delta F/F$ ——流管截面积的变化程度;

$\Delta F$ ——流管截面积的变化量;

$F$ ——流管原来的截面积;

$\Delta v/v$ ——流速的变化程度;

$\Delta v$ ——流速的变化量;

$v$ ——流管截面变化前空气原来的流速。

这个公式表明了气体流速与流管截面积之间的关系。现在分别讨论亚音速和超音速两种情况。

#### 1. 亚音速气流, 即 $Ma < 1$ 的情况

此时在式(3-4)中  $(Ma^2 - 1) < 0$ , 这说明  $\Delta F/F$  与  $\Delta v/v$  的符号是相反的。而  $F$  和  $v$  总是正的, 所以  $\Delta F$  与  $\Delta v$  的符号相反。也就是说, 当  $\Delta F > 0$  时,  $\Delta v < 0$ , 即流管截面积扩大时, 气流减速; 反之, 当  $\Delta F < 0$  时,  $\Delta v > 0$ , 即流管截面积缩小时, 气流加速。可见, 当气流亚音速流动时, 流速与流管截面积之间的关系是: 流管缩小, 流速增大; 流管扩大, 流速减小。低速流动时的连续性定理和伯努利定理即是这种情况在低速时的体现。

#### 2. 超音速气流, 即 $Ma > 1$ 的情况

此时在式(3-4)中,  $(Ma^2 - 1) > 0$ , 所以  $\Delta F/F$  与  $\Delta v/v$  符号相同。这说明, 在超音速气流中, 流速与流管截面积一同增加或减小, 即流管扩大, 流速也增大; 流管缩小, 流速也减小, 这和低速情况正好相反。

亚音速气流和超音速气流, 流速和流管截面积之间的关系为什么会有如此截然相反的结论呢? 这是因为, 气流具有连续性, 它要符合连续方程“ $\rho v F = \text{常数}$ ”这个客观规律。如果密度不变, 那么流管截面积  $F$  与流速  $v$  成反比例。对于低速气流, 密度变化很微小, 流管截面与流速的关系就很接近上述关系。但在高速气流中, 考虑到空气的压缩性, 流速一改变, 密度同时也有明显的变化。譬如, 流速加快, 使压力降低, 从而引起密度减小。很明显, 为了保持各个截面的流量相同, 流速加快, 要求流管截面积减小, 而密度的减小又要求流管截面积增大。可见, 流速与密度对流管截面的变化起着相反的影响。究竟流管截面增大还是减小, 取决于  $\rho v$  的增减。流速和密度的关系可用

$$\frac{d\rho}{\rho} = -Ma^2 \frac{dv}{v} \quad (3-5)$$

来表示。在低速 ( $Ma < 0.3$ ) 时,  $Ma^2$  远小于 1, 因流速变化引起的密度变化不大,  $\rho v$  基本上只随速度改变, 所以流管截面随速度的增加而减小。在超音速气流中, 空气的压缩性变得如此显著 (表现为  $Ma^2$  大于 1), 以致速度的变化所引起的密度变化量超过了速度的变化量, 使密度的变化成为矛盾的主要方面。因此,  $\rho v$  的变化主要取决于密度的变化, 形成  $\rho v$  随速度增加而减小。此时流管截面随速度的增加而增大。

总结以上讨论, 高速气流中压力、密度、温度、速度随流管截面积变化的规律可归纳为表 3-2。

表 3-2  $p, \rho, T, v$  与  $F$  相互变化关系

流管形状	低速气流 (不可压缩)	亚音速气流 ( $Ma < 1$ )	超音速气流 ( $Ma > 1$ )
收缩的流管	流速增大 { 压力减小 密度不变 温度不变	流速增大 { 压力减小 密度减小 温度降低	流速减小 { 压力增大 密度增大 温度升高
扩张的流管	流速减小 { 压力增大 密度不变 温度不变	流速减小 { 压力增大 密度增大 温度升高	流速增大 { 压力减小 密度减小 温度降低

## § 3-2 激波与膨胀波

### 一、激波的形成

前面谈到,在超音速飞行时,扰动不能传到飞机的前面去(参看图 3-3 和图 3-4)。因此,向飞机头部和机翼前缘迎面而来的空气,就不像在亚音速飞行那样,在飞机来到之前,早已逐渐地感受到飞机的扰动,而是事先丝毫没有受到飞机扰动的影响。飞机突然来到跟前,空气就来不及让开,因而突然地遭到强烈的压缩,其压力、密度和温度都突然升高,相对于飞机的流速则突然降低。这个压力、密度、温度和流速从无变化到突然发生变化的分界面就叫做激波(见图 3-5)。

### 二、激波的类型

飞机在空中以超音速飞行时,相当于气流以超音速流过飞机,因此在机身和机翼前部气流受到阻滞,即不断受到压缩而形成激波。随着飞机外形与飞行马赫数的不同,激波形状也是不同的(见图 3-6)。

图 3-6(a)、(b)中的激波称为脱体激波,图 3-6(c)中的激波称为附体激波。

激波面与运动方向垂直的部分称为正激波(见图 3-6(a),(b)中激波的局部,只是小部分);与运动方向不垂直的部分称为斜激波。

激波可以是平面的(见图 3-6(c)),也可以是曲面(见图 3-6(a),(b))或锥形的。

#### 1. 正激波

为了研究方便,根据运动相对原理,把激波以速度  $v_1$  在静止气流中推进的问题,转变成激波位置不变,波前气流以速度  $v_1$  流向激波的问题(见图 3-7)。此时流动方向与波面垂直,称正激波。气流通过正激波,压力、密度、温度都突然升高,流速由超音速降为亚音速,气流方向不变。根据高速气流的基本方程可以计算出正激波的波前、波后参数,此处不再详述。

#### 2. 斜激波

波面与气流方向不垂直的倾斜激波称为斜激波。空气流过斜激波,压力、密度、温度也都突然升高,但在同一超音速来流  $Ma$  数下,它们的变化不像通过正激波那样强烈。波后的流速可能降为亚音速,也可能仍为超音速。斜激波向后倾斜程度,通常用斜激波与气流方向之间的

夹角  $\beta$  来表示,  $\beta$  称为激波角, 如图 3-8 所示。图中  $\delta$  角为气流转折角。显然, 物体表面的转折角  $\delta$  越大, 对气流的阻滞作用越强。于是, 斜激波的激波角  $\beta$  也就越大, 空气通过激波后的压力、温度、密度变化也就越多。表面转折角大到一定程度, 转折处会产生正激波。

通过理论计算, 可得斜激波  $\beta$  角与气流转折角  $\delta$  之间的关系以及斜激波波前、波后参数关系。图 3-9 表示了在不同  $Ma$  数下, 激波角  $\beta$  与气流转折角  $\delta$  (即物面转折角) 之间的关系。如已知来流  $Ma$  数及气流转折角  $\delta$  即可通过这个曲线查出激波角  $\beta$ 。有了激波角  $\beta$  的数值后, 还可通过其他曲线, 查出激波后的气流参数。

从图 3-9 看出, 在同一  $Ma$  数下, 转折角  $\delta$  越大, 激波角  $\beta$  也越大。对应于每一个  $Ma$  数, 有一最大的转折角  $\delta_{max}$ 。当转折角超过这个最大值后 ( $\delta > \delta_{max}$ ), 物体产生的扰动很强, 扰动传播速度大于流速, 使斜激波离体, 所以在曲线上找不到对应的激波角。如前缘曲率半径较大的机翼, 对气流阻滞作用强, 在其前缘产生脱体激波 (见图 3-6(a))。从曲线中还可以看出, 在同一  $\delta$  角下,  $Ma$  数越大, 激波角  $\beta$  越小。这种情况类似  $Ma$  数增大, 马赫角  $\mu$  减小的情况。

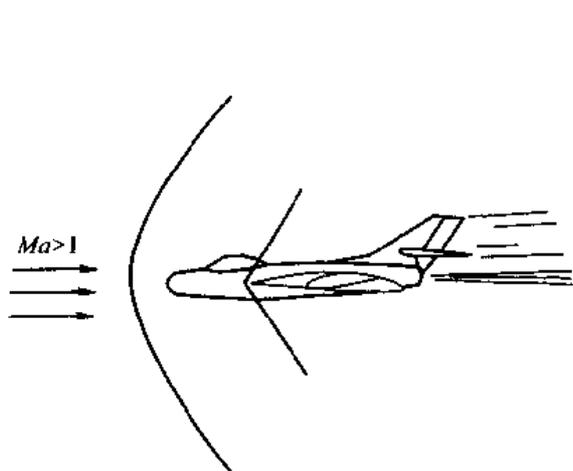


图 3-5 超音速飞行中, 在飞机机身头部和机翼前缘产生的激波

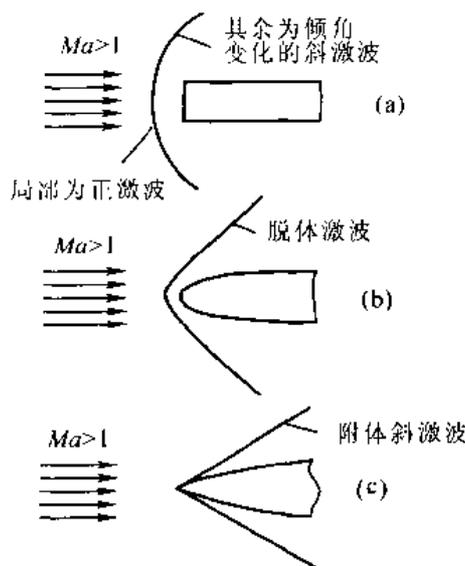


图 3-6 脱体激波与附体激波

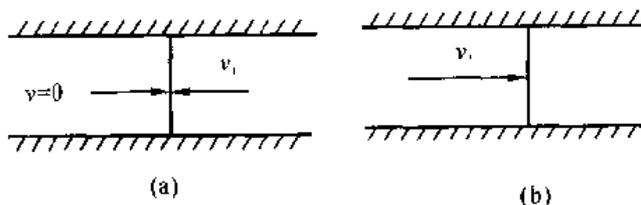


图 3-7 正激波

(a) 激波向左推进 (b) 激波位置不变

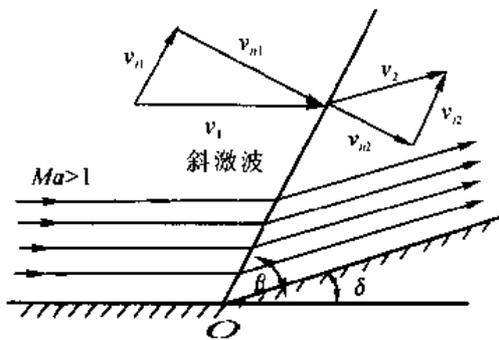


图 3-8 斜激波

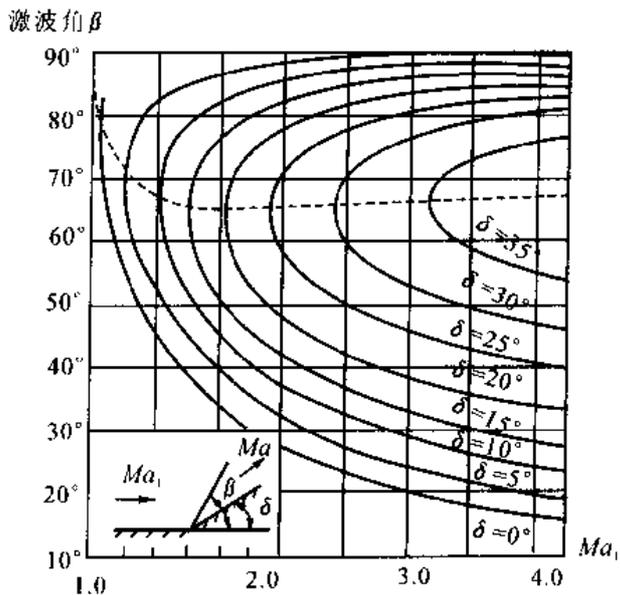


图 3-9 激波角随波前气流马赫数  $Ma_1$  和楔面转折角  $\delta$  的变化

### 3. 圆锥激波

前面所讨论的是超音速气流流过楔形体(即尖劈)的情形,如图 3-10 所示。如果超音速气流流过圆锥,则从圆锥的顶点处开始产生一道圆锥激波,如图 3-11 所示。由于流过锥体时气流是对称于中心轴线,而从圆锥头部沿整个锥面向四面八方均匀散开的,沿着锥面往下游流去,锥体横截面积越来越大,在相同流量下,流线离锥面的距离会越来越小,即流线越来越向锥面靠拢。面二元楔形体,气流只能在上下两个方向转折,同一个  $Ma$  数,  $\delta$  相同时,气流流过锥体扰动扩散范围是三元的,因此气流受压缩的程度比楔形弱,即圆锥激波比平面激波弱。这样,所形成的激波角  $\beta_{锥} < \beta_{楔}$ ,这是圆锥激波一个特点。圆锥激波的另一个特点是气流流过圆锥激波后,气流方向并不立刻与锥面平行,而是不断改变其速度大小和方向,就是说圆锥激波后的流线是弯曲的,而平面激波后的流线立刻与楔形体表面平行保持一直线,如图 3-10 和图 3-12 所示。平面斜激波与圆锥激波都是斜激波,这是它们的共同点。只要激波角  $\beta$  大小与波前马赫数  $Ma_1$  给定,那么波后参数是一定的,即  $\beta_{锥} = \beta_{楔}$  时,圆锥激波后的物理参数与平面斜激波后的完全相同。

### 三、膨胀波

上面讨论了激波,气流通过激波,压力、密度、温度增大,即气流受到了压缩。本节讨论气流发生膨胀的情况。

超音速气流流过凹角的流动将产生斜激波,见图 3-13。这种流动与前述的绕楔形体的流动相类似。可以看到,凹角的顶点 A 对气流产生一个扰动,扰动的边界波为激波。波后气流受到 A 处转折角  $\delta$  的影响,气流受到压缩。如果转折角  $\delta$  无限小,则扰动的边界波将退化为马赫波,是一种弱压缩波(见图 3-14)。马赫波的倾角为马赫角  $\mu_1 = \arcsin \frac{1}{Ma_1}$ 。如果物面有

两个连续的微小转折,则将产生两道马赫波。由于压缩波后气流速度与马赫数降低,所以后一道马赫波的马赫角  $\mu_2$  将大于前一道波的马赫角,如图 3-15 所示。因此,这两道波必然会在气流中某处相交,形成压缩强度较大的波。如果转折点很多,如图 3-15 中的 A, B, C..., 则最后形成的压缩强度必然很大,这就是激波。如果这些转折点又无限接近,结果形成一个有限大的转折角,则激波将在这个转折角的顶点开始,如图 3-13 所示。这再一次说明了激波是无数弱扰动波(压缩)的叠加。超音速气流遇到压缩扰动时,就会产生激波。

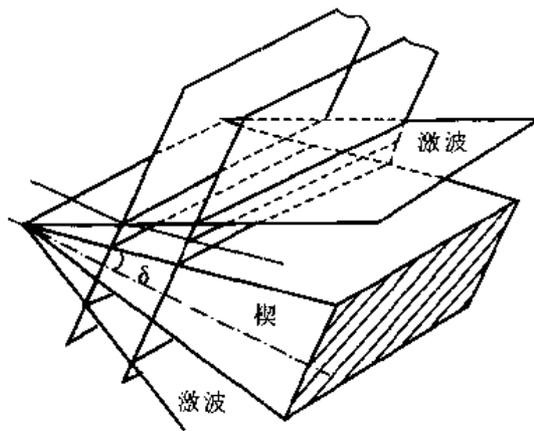


图 3-10 斜激波

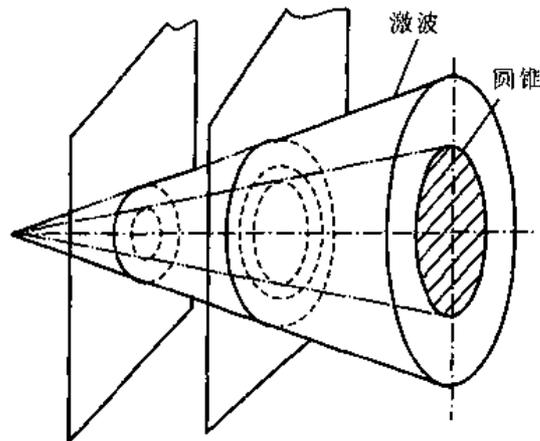


图 3-11 锥形激波

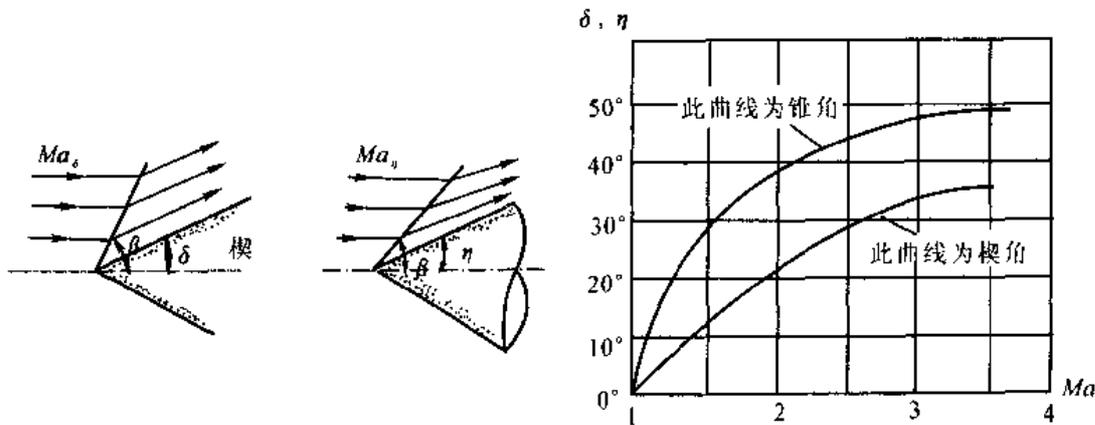


图 3-12 激波附着的锥角、楔角值与 Ma 数的关系  
(如  $\delta = \eta$ . 当  $Ma_\delta = Ma_\eta$  时  $\beta_\delta > \beta_\eta$ ; 当  $\beta_\delta = \beta_\eta$  时  $Ma_\delta > Ma_\eta$ )

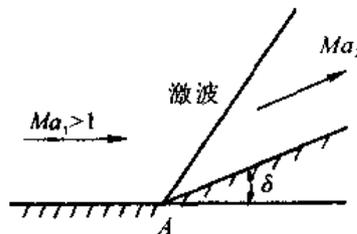


图 3-13 超音速流动中  $\delta$  为凹角时产生斜激波

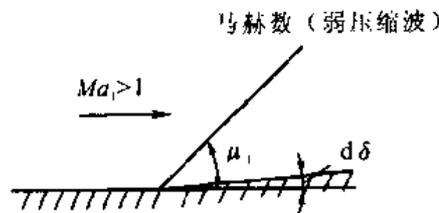


图 3-14 超音速流动中  $\delta$  为无限小凹角时形成弱压缩波

与上述情况相反,超音速气流绕凸角流动时,气流将产生膨胀。如果转折角很小,则扰动传播界面也将是一道马赫波,见图 3-16。图中用虚线表示膨胀的马赫波,用实线表示压缩的马赫波。由于气流膨胀后, $p, \rho, T$  降低,速度  $v$  增大,因此波后马赫数增大,即  $Ma_2 > Ma_1$ 。如果壁面有几个转折,则后一道马赫波的马赫角将小于第一道波的马赫角,即  $\mu_1 > \mu_2 > \mu_3 > \dots$ ,如图 3-17 所示。如果这些转折点无限接近,形成了一个有限大的转折角,则这些膨胀的马赫波将形成一个扇形膨胀区域,如图 3-18 所示。气流通过扇形区时,连续不断地进行膨胀,气流方向不断偏转,最后与转折点后的物面平行。

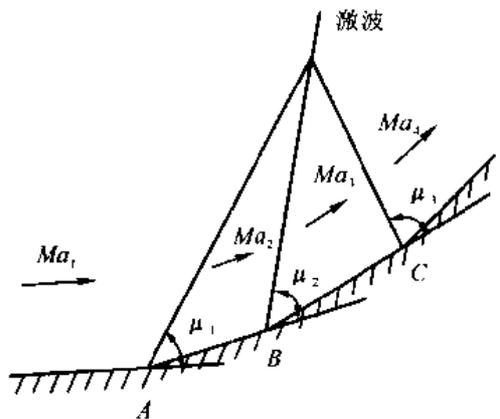


图 3-15 无数马赫波叠加成激波

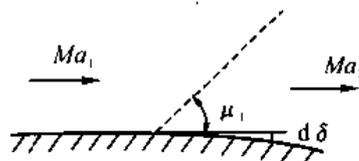


图 3-16  $\delta$  为无限小凸角时形成膨胀波

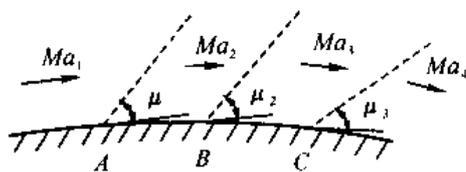


图 3-17 扇形膨胀波区

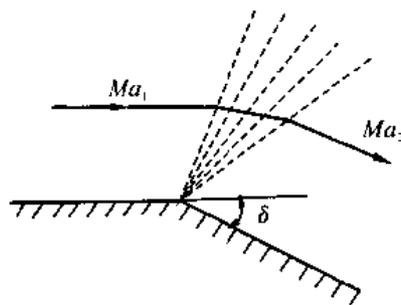


图 3-18 膨胀区的气流方向

综上所述,由于空气的可压缩性,在超音速时,气流因阻滞而产生激波,因膨胀而产生膨胀波。或者说,激波是超音速气流减速时通常产生的现象,膨胀波是超音速气流加速时所必然产生的现象。激波使波前、波后参数发生突跃式变化,气流穿过,激波时受到突然的压缩,压强、密度和温度升高,而速度和马赫数下降;而膨胀波波前、波后参数发生的是连续变化。此外,两者还有一个区别,即激波虽然厚度很小(大约为  $10^{-5}$  cm 量级),但气流经过激波时,在激波内部气体黏性引起的内摩擦却很强烈,气流的部分机械能会因消耗于摩擦而变成热能而使自身温度急剧升高(这种现象常被称为气动力加热),而膨胀波没有上述损失。这种损失类似于附面层,因气体黏性使气体动能变成了热能,造成了动能损失,通常把这一损失所引起的阻力称为激波阻力,简称波阻。

由于气体的可压缩性,因而扰动传播是一个有限值。对于微弱扰动来说,传播速度为音速  $a$ ;在超音速飞行时,对于强扰动来说,传播速度大于  $a$ 。所以在亚音速气流( $v < a$ )和超音速气

流( $v > a$ )分别流过一个翼型时,将出现不同的绕流,如图 3-19 所示。在亚音速气流中,扰动可以到达翼型四周的全部空间,在气流没有到达翼型之前,已经感受到它的扰动,因此气流在离机翼很远处就会发生变形。在超音速气流中,翼型引起的扰动,只能在马赫锥内传播而不能逆气流上游传播,所以超音速气流不能在强扰动的界限波(激波)之前发生变形,而只能在翼型前缘产生的头部激波后才能突然变形,如图 3-19 所示。

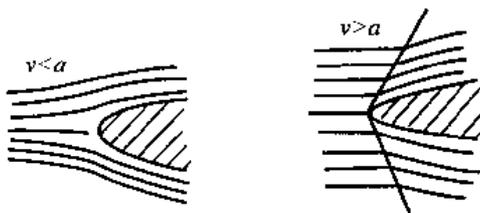


图 3-19 亚音速与超音速翼型前缘绕流的不同情况

### § 3-3 高速气流中作用于翼型上的空气动力

#### 一、翼型上局部激波的形成和发展

##### 1. 流过翼型气流速度范围的划分,临界马赫数

当气流绕过翼型时,由于上翼面突起而流管收缩,局部流速加快而大于远前方的来流速度( $v_\infty$ ),局部流速的加快必然引起局部温度降低,因而音速  $a$  ( $a = 20\sqrt{T}$ ) 下降。当  $v_\infty$  增加时,翼型上各点的  $v$  也在改变。当翼型上最大速度  $v_{\max}$  点增加到等于当地音速  $a$  时,远前方来流速度  $v_\infty$  就叫做此翼型的临界速度(或称下临界速度),以  $v_{\text{临}}$  表示之。此时远前方的  $Ma_\infty = v_\infty/a_\infty$  叫做下临界马赫数( $a_\infty$  为远前方气流的音速),以  $Ma_{\text{临}}$  表示。

当  $v_\infty < v_{\text{临}}$  时,整个翼型上每点的流速都小于相应点的音速,因而整个翼型处于亚音速流动状态。

当  $v_\infty$  继续增加,翼型上的  $v_{\min}$  点的流速等于该点的当地音速时,则整个翼型上每点的速度均大于各对应点的当地音速,此时翼型处于超音速流动状态。对应于  $v_{\min} = a$  的  $v_\infty$  叫做上临界速度,以  $v_{\text{上临}}$  表示,此时远前方的  $Ma_\infty = v_\infty/a_\infty$  叫做上临界马赫数,以  $Ma_{\text{上临}}$  表示之。

当  $Ma_\infty$  大于  $Ma_{\text{临}}$  而小于  $Ma_{\text{上临}}$  时,翼型上有部分超音速流动区,部分亚音速流动区,此时翼型是处于跨音速流动状态。

显然,翼型  $v_{\text{临}}$  和  $v_{\text{上临}}$  的大小和翼型的相对厚度  $\bar{c}$ 、翼型的相对弯度  $\bar{f}$  及迎角  $\alpha$  有关。

##### 2. 局部激波的形成

飞行  $Ma$  数超过临界  $Ma$  数以后,在翼型上表面而等音速点后而,由于翼型表面的连续外凸,流管扩张,空气膨胀加速,出现局部超音速区。在超音速区内,压力不断降低,比来流  $p_\infty$  小得多,但翼型后边的压力却接近于  $p_\infty$ 。这种压力差必然从翼型表面的后部以压力波形式逆气流向前传播。当压力波往前传到某一位置(见图 3-20 中的 S 面)时,压力增量虽未减小到趋近于零,压力波传播速度却已降低到与该处的局部超音速气流速度相等,于是压力波就

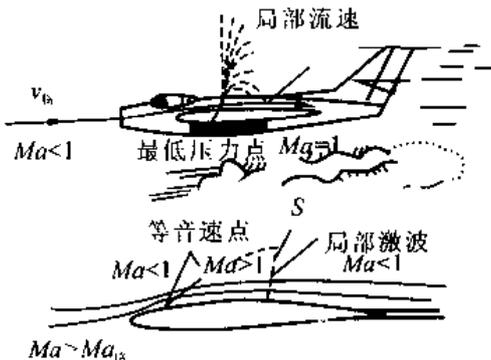


图 3-20 局部激波

稳定在这样一个位置上。在 S 面处,压力增量有一定数值,前后气流参数具有一定数值的突然变化,所以,S 面成为局部超音速气流参数突然变化的分界面,形成局部激波。

### 3. 局部激波的发展

设翼型以正迎角在空气中运动,它的上表面的局部流速比下表面快些,所以首先达到和超过局部音速,从而出现局部超音速区和局部激波。随着  $Ma_\infty$  的不断增大,翼型下表面的局部流速也会超过局部音速而出现局部超音速区和局部激波。当  $Ma_\infty$  超过 1 以后,翼型的前缘还会出现头部激波,此时翼型上、下表面的局部激波将移到后缘,形成尾部激波。

为了便于了解机翼局部激波发展的一般规律,取一个接近对称的薄翼型,保持  $2^\circ$  的迎角进行实验,观察在  $Ma_\infty$  由小变大的过程中,翼型局部激波的发展趋势(图 3-21 所示是根据实验结果绘出的图形)。

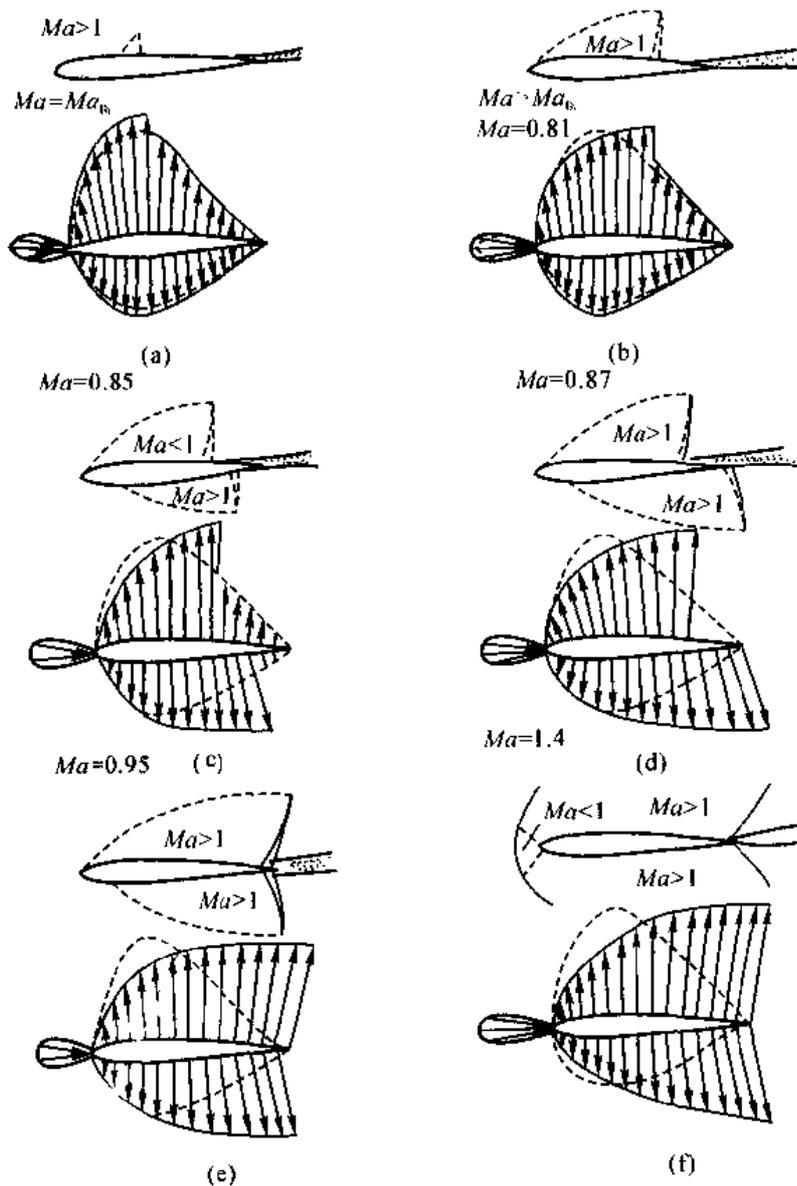


图 3-21 用向量法表示压力分布的局部激波的发展

(1) 当  $Ma_{\infty} < Ma_{\text{音}}$  时, 翼型上下表面的气流全为亚音速, 而到  $Ma_{\infty} = Ma_{\text{音}}$  时, 翼型上表面最低压力点的流速等于当地音速。如图 3-21(a) 所示。

(2) 在  $Ma_{\infty} > Ma_{\text{音}}$  以后, 在翼型上表面等音速点的后面, 流管变粗, 空气膨胀加速, 因而出现局部超音速区。在此超音速区内, 压力不断降低, 但翼型后边的压力接近  $p_{\infty}$ 。此时, 超音速气流要提高压力, 必然出现压力突增的分界面, 这就是局部激波, 气流通过激波变为亚音速气流, 如图 3-21(b) 所示。

(3) 当  $Ma_{\infty} = 0.81$  时, 等音速点前移, 同时激波后移, 于是局部超音速区扩大。与此同时, 下表面最低压力点的局部流速也接近音速, 如图 3-21(c) 所示。

(4) 在  $Ma_{\infty} > 0.81$  以后, 下翼面也出现了局部超音速区和局部激波。当  $Ma_{\infty} = 0.85 \sim 0.89$  时, 上下翼面激波强度增大, 位置后移, 局部超音速区扩大得更快一些。当  $Ma_{\infty} = 0.89$  时, 下表面的局部激波已移到后缘, 而上表面的局部激波仍继续后移, 局部超音速区继续扩大。当  $Ma$  接近于 1 时, 上翼面局部激波也移至后缘。这时上下翼面几乎全部为超音速气流了。如图 3-21(d), (e) 所示。

(5) 当  $Ma_{\infty} = 1.40$  时, 翼型上下表面的局部激波均处于后缘, 超音速气流内的速度更大, 局部激波后倾, 前缘出现了脱体激波, 如图 3-21(f) 所示。

## 二、高速气流中翼型的空气动力

### 1. 升力系数特性

以上述实验结果为例, 来说明升力系数随  $Ma_{\infty}$  变化的一般趋势, 如图 3-22 所示。图中曲线表明, 在飞行  $Ma$  数逐渐增大的过程中, 在亚音速阶段, 升力系数先是基本不变, 随后有些提高; 在跨音速阶段, 升力系数变化剧烈, 有时升高, 有时降低; 在超音速阶段, 升力系数则不断下降。其原因分述如下。

(1) 亚音速阶段: 当  $Ma < 0.3$  时, 流过翼型表面气流属于不可压缩性气流。只要迎角保持不变, 其流线谱不随飞行  $Ma$  数而改变, 作用在翼型上、下表面的压力系数不随飞行速度面变化, 所以升力系数保持不变。随着飞行  $Ma$  数逐渐增大, 以至接近临界  $Ma$  数时, 空气压缩性的影响越来越显著。在高速负压区流管  $a$  应当变细(与远前方比较)时, 因它的密度减小体积膨胀, 所以就不及不可压流管  $a'$  变得那么细。反之, 在低速高压段流管截面  $b$  应当变粗时, 它又因密度增加而不及不可压流管  $b'$  粗, 如图 3-23 所示。可压缩流的流线弯曲程度比不可压时大, 从产生扰动影响这个观点来看, 这好比是在不可压缩流动中出现了一个厚度(当  $C_y = 0$  时)或弯度(当  $C_y > 0$  时)较大的翼型。由理论计算可知:

$$C_{y, \text{可}} = \frac{C_{y, \text{不可}}}{\sqrt{1 - Ma_{\infty}^2}} \quad (3-6)$$

因此, 这就是在考虑了空气的压缩性后, 速度又在  $Ma_{\text{音}}$  之前的升力系数不断上升的原因, 见图 3-22 的 A-B 段。

(2) 跨音速阶段: 在跨音速阶段, 随着  $Ma$  数增大, 升力系数先增大, 随后减小, 接着又增大。其所以如此变化, 根本原因在于机翼上、下表面出现了局部超音速区和局部激波。另外, 机翼上、下表面局部超音速气流出现的先后和扩张的快慢不一样, 所以上、下表面压力降低参差不齐, 这就造成了跨音速阶段升力系数的剧烈变化。

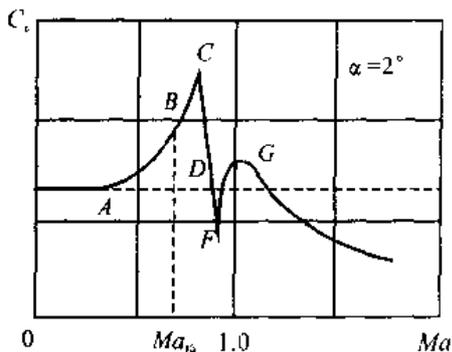


图 3-22  $C_L - Ma$  图

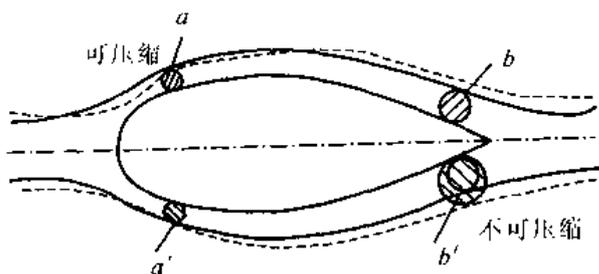


图 3-23 高亚音速流动时压缩性影响

① 在  $Ma_\infty > Ma_{\infty B}$  以后, 由于上翼面出现了超音速区, 致使吸力增大, 虽然局部超音速区激波后的压力提高一些, 但由于波前吸力的增加大于波后吸力的损失, 所以  $C_L$  随  $Ma$  数的增加而增加, 直到 C 点, 即图 3-22 中的 BC 段。

② 在  $Ma_\infty > Ma_{\infty C}$  以后, 上翼面的局部激波强度变强, 波后吸力损失加大。与此同时, 下翼面也出现超音速区, 并扩张得比上翼面迅速, 产生向下的附加吸力。这样机翼上下翼面的压力差减小, 导致升力系数下降, 即图 3-22 中的 CF 段。

③ 当  $Ma_\infty > Ma_{\infty F}$  以后, 下翼面局部激波移至后缘, 而上翼面局部激波则继续缓慢后移, 超音速区继续扩大, 因而上翼面吸力继续加大, 于是上下翼面的压力差不断提高, 升力系数重新增大, 如图 3-22 中的 FG 段。

另外, 在跨音速飞行阶段的压力中心忽前忽后的变化, 使飞机的平衡、稳定和操纵很容易出问题, 稍微不慎, 就会失事。

(3) 超音速阶段: 所谓超音速阶段, 是指  $Ma > Ma_{T_{\infty}}$  以后的  $Ma$  数范围, 整个翼型附近全部为超音速气流。在这一速度下采用的翼型大部分为对称薄翼型, 而且使用迎角很小, 所以在计算时可以把它看作是一个平板, 然后再对它进行厚度修正。为了说明超音速翼型的空气动力, 下面以平板为例进行讨论。

① 超音速气流流过平板时的流线谱与压力分布 如图 3-24 所示, 当超音速气流以迎角  $\alpha$  流过薄平板时, 气流在前缘分为上、下两支。在上表面, 气流向外转折, 气流膨胀加速, 经膨胀后, 则以不变的速度沿平板表面流去; 在下表面, 气流向内转折, 产生斜激波, 气流通过斜激波后, 则保持较小的速度, 沿平板表面流去。在平板后缘, 情况正好相反, 上表面产生斜激波使气流减速, 下表面则使气流膨胀增速。之后, 上下表面气流汇合并沿原来的方向流去。

上表面的流速大于未受扰动的气流速度, 故其压力减小; 而下表面的流速小于未受扰动的气流速度, 故其压力增大。由于在平板上各点的流速值均保持不变, 故表面上的压力值沿平板也不变化(见图 3-24)。由此可见, 平板上的总气动力  $R$  作用于平板弦线的中点上。其方向基本上与平板垂直(见图 3-25)。平板的压力中心在弦线的中央, 即

$$\left. \begin{aligned} x_{\text{压}} &= 0.5b \\ x_{\text{压}} &= 0.5 \end{aligned} \right\} \quad (3-7)$$

② 平板上空气动力的简单计算 高速飞行时,  $\alpha$  很小, 可以把超音速气流流过平板情况当作小角转折来处理, 即上表面的气流是小角向外转折, 而下表面的气流是小角向内转折。理论

上可推得

$$C_v = \frac{4\alpha}{\sqrt{Ma^2 - 1}} \quad (3-8)$$

根据这个关系式,在  $Ma > Ma_{T_{临}}$  后,随着  $Ma$  数的增加,  $C_v$  值下降(见图 3-22)。

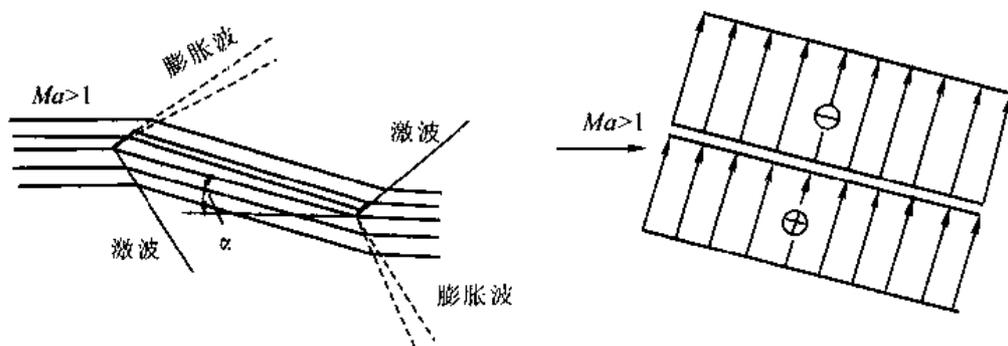


图 3-24 超音速流线谱及压力分布

### 2. 阻力系数特性

飞行  $Ma$  数超过  $Ma_{临}$  以后,机翼的阻力急剧增大。这是因为在机翼上、下表面出现了局部超音速区和局部激波,而在飞行速度超过音速以后,机翼前缘又产生了头部激波。机翼这种由于出现激波而额外产生的阻力,叫做波阻。与波阻对应的阻力系数叫做波阻系数。

(1) 波阻:现通过气流以超过临界  $Ma$  数的速度流过一个迎角为零的对称翼型的情况来说明波阻的产生。此时翼型上的压力分布如图 3-26 所示。上翼面上表示了翼型附近局部超音速区以及激波,下翼面上表示了压力分布。在前驻点处压力最大,然后随着流速增大,压力降低。在 A

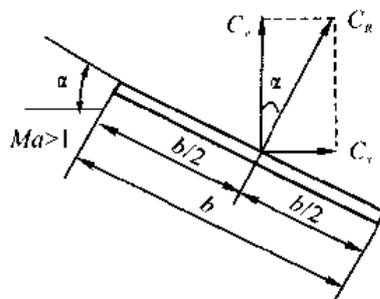


图 3-25 气流流过平板上的空气动力

处速度达到音速值,激波在 B 处出现,该处压力突增,速度突降至亚音速。压力分布如图中  $DKBGH$  折线所示。如果是理想情况,则没有激波,即没有动能损失,进行连续减速,压力分布如图中  $DKG'H'$  曲线所示。从图可见激波出现,翼型后半部的压力比无激波时低,因而产生了附加的压差阻力。

上面说的是波阻的一部分,如果局部激波与附面层之间的干扰引起了附面层分离,又会使气流的能量受到损失,它也使得机翼前后压力差增大形成附加阻力。通常所谓波阻是指激波本身和激波分离面引起的压差阻力之和。

超音速气流流过机翼表面时,附面层气流按其速度大小可分为两层,最贴近机翼表面的亚音速底层和稍靠外的超音速外层。在这两层分界线上,空气以音速流动(见图 3-27)。因为在亚音速气流中不会有激波存在,所以局部激波只能达到附面层的超音速外层。当激波前后压力差很大时,激波后的压力增高使得附面层底层的气流倒流,形成在激波处的气流分离。这就是激波与附面层之间干扰而引起的附面层分离。顺便指出,这一分离现象不仅使得阻力系数急剧增加,而且还使得升力系数  $C_y$  下降。这种现象称为激波失速。

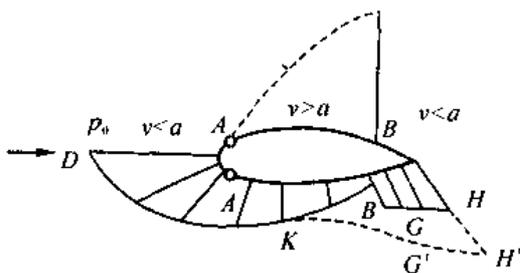


图 3-26 激波对翼型压力差的影响

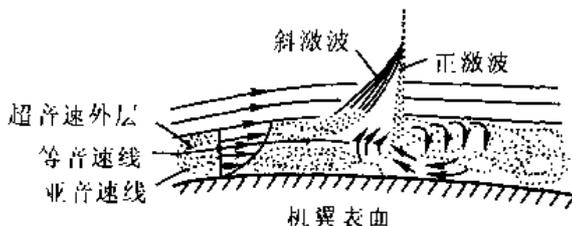


图 3-27 附面层-激波的互相干扰(层流附面层)

可见在  $Ma > Ma_{临}$  以后,机翼的阻力除了型阻(摩擦阻力与压差阻力的统称)以外,还要加上波阻,即

$$X = X_{型} + X_{波} \quad (3-9)$$

对应的阻力系数为

$$C_x = C_{x,型} + C_{x,波} \quad (3-10)$$

其中  $C_{x,波} = \frac{X_{波}}{\frac{1}{2}\rho v_{\infty}^2 S}$

$X_{波}$ ——波阻;

$C_{x,波}$ ——波阻系数。

(2) 阻力系数随飞行  $Ma$  数的变化:根据上述讨论,若将机翼固定在  $\alpha = 2^\circ$  迎角下,随飞行  $Ma$  数增加,它的阻力系数  $C_x$  的大致变化趋势如图 3-28 所示。现分段说明如下。

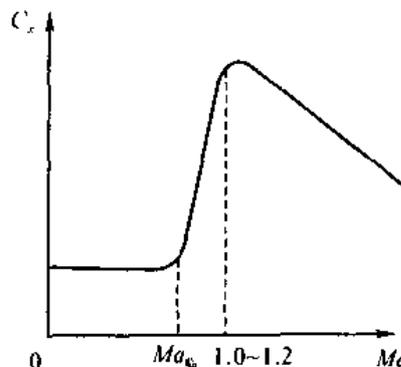


图 3-28  $C_x - Ma$  曲线

① 亚音速阶段。阻力系数基本上不随  $Ma$  数而变化,在快接近  $Ma_{临}$  时才稍有增加。其原因是空气压缩性的影响,会引起翼型压力分布的改变,使后缘反压梯度增加,引起附面层增厚,导致型阻中的黏性压差阻力有一定增加。在计算中常引入系数  $\eta_M$  对不可压情况下的型阻系数进行修正,即

$$C_{x,型} = \eta_M C_{x,型不可} \quad (3-11)$$

修正系数  $\eta_M$  与相对厚度  $\bar{c}$ ,  $Ma$  数等有关,可由专用曲线中查得。

② 跨音速阶段。超过临界  $Ma$  数以后,机翼上出现局部超音速区以及局部激波。由于波阻的出现,阻力系数随着飞行  $Ma$  数的增大而增加,  $Ma$  数增至 1 附近,阻力系数达到最大。

③ 超音速阶段。  $Ma$  数再增大,阻力系数开始随  $Ma$  数逐步增大而下降。理论研究证明,超音速阶段翼型的波阻系数随  $Ma$  数变化的关系,可以用下式进行计算

$$C_{x,波} = \frac{4}{\sqrt{Ma_{\infty}^2 - 1}} \alpha^2 + \frac{k}{\sqrt{Ma_{\infty}^2 - 1}} \bar{c}^2 + \frac{4k}{\sqrt{Ma_{\infty}^2 - 1}} \bar{f}^2 \quad (3-12)$$

式中第一项与迎角有关(即与升力有关),称为升力波阻;第二项和第三项分别与厚度和弯度有关,即使在升力等于零时,这部分阻力依然存在,称为零升波阻,用  $C_{m,波}$  表示。零升波阻系数为

$$C_{x,波} = \frac{1}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}} (k\bar{c}^2 + 4k\bar{f}^2) \quad (3-13)$$

式中  $\bar{c}$ 、 $\bar{f}$  为翼型的相对厚度和相对弯度;  $k$  是与翼型形状有关系数, 如菱形  $k=4$ , 双弧形  $k=5.33$ , 可查表而知。将式(3-13)及(3-8)代入式(3-12)可得

$$C_{x,波} = C_{x,波} + \frac{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}}{4} C_y^2 \quad (3-14)$$

由式(3-12)可知,  $Ma > 1$  以后, 随  $Ma$  数增大, 波阻系数下降。

### 3. 力矩特性

前一章已经说明, 翼型绕  $P$  点的力矩, 用力矩系数  $\bar{m}_x$  ( $\bar{x}_P$ )  $m_{z0}$  表达

$$m_{zP} = m_{z0} - C_y(\bar{x}_{焦点} - \bar{x}_P)$$

如果采用对称薄翼, 焦点和压力中心的位置是重合的。理论上可以证明, 低速时, 翼型焦点的位置约在  $25\%b$  处; 在超音速阶段, 焦点在  $50\%b$  处; 在跨音速阶段, 由于上、下翼面局部激波的发展, 使焦点随  $Ma$  数的变化而变化(见图 3-29)。翼剖面不同, 变化规律也不一致, 只能借助于实验方法来确定。

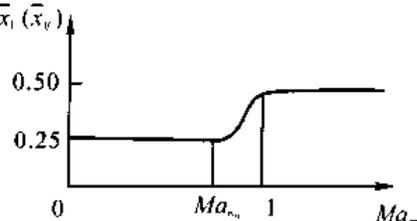


图 3-29  $x_{焦点}(x_{cp})-Ma$  曲线

对翼型前缘点的力矩系数(抬头为正)

$$m_z = -C_y \bar{x}_{前缘} \quad (3-15)$$

应用式(3-8)在, 超音速飞行时此力矩系数可写为

$$m_z = -\frac{4\alpha}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}} \times \frac{1}{2} = -\frac{2\alpha}{\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}} \quad (3-16)$$

## 三、高速翼型特点

综合上述各点可知, 在  $Ma_\infty > Ma_{临界}$  后, 流过机翼的气流参数变化特点与亚音速时大不相同, 它使得机翼的升力、阻力、力矩特性都发生了很大的变化。

为了适应这些变化, 在高速飞机的翼型外形上采用了相应的措施。对于亚音速飞行的飞机, 主要设法尽量提高翼型的  $Ma_{临界}$  以延迟机翼气动力的急剧变化; 对于主要在跨音速飞行的飞机, 主要设法缓和  $C_L$  的增长幅度, 减少  $C_D$  的波动幅度及缩短  $Ma_{临界}$  和  $Ma_{上临界}$  之间的范围; 对于主要在超音速飞行的飞机, 则尽量设法减少波阻。

提高翼型  $Ma_{临界}$  的措施, 是使翼型的压力分布(或速度分布)均匀化, 以推迟超音速区的出现从而使翼型  $Ma_{临界}$  得到提高。为此, 一般翼型可采用对称或小弯度薄翼, 最大厚度位置靠近翼弦的中部。对于喷气式运输机, 则可以选择相对厚度较大, 但临界  $Ma$  数相当高的超临界翼型。为了减少翼型头部的激波强度, 高速翼型的头部不像低速翼型那样钝, 以防止脱体激波和正激波的产生。这些措施的效果可以通过图 3-30、图 3-31、图 3-32 中各组曲线来说明。

减少  $\bar{c}$  是缩短  $M_{下临界}$  和  $M_{上临界}$  之间范围的有效办法。很明显  $\bar{c}=0$  时的平板 ( $f=0$ ),  $M_{下临界}$  和  $M_{上临界}$  间距离趋于 0, 也就是没有跨音速范围。实际上  $\bar{c}$  是不能等于 0 的, 所以当  $\bar{c}$  较小时,  $M_{下临界}$  和  $M_{上临界}$  之间距离较小,  $dc_y/d\alpha$  (或  $C_y$ ) 随  $M$  数的变化曲线没有多大变动, 在跨音速范围内几乎是平滑、单调地由亚音速过渡到超音速, 如图 3-33 所示。

对于超音速翼型, 一般均采用对称薄翼, 以减少波阻。

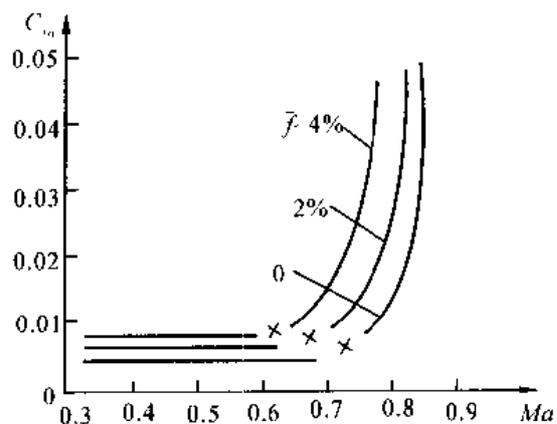


图 3-30  $f$  对  $C_{D_r}$  的影响

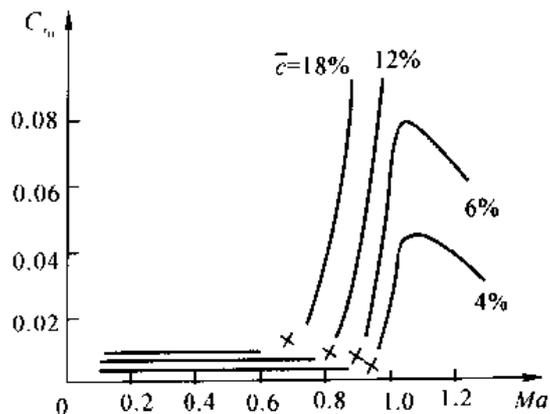


图 3-31  $c$  对  $C_{D_r} - Ma$  影响

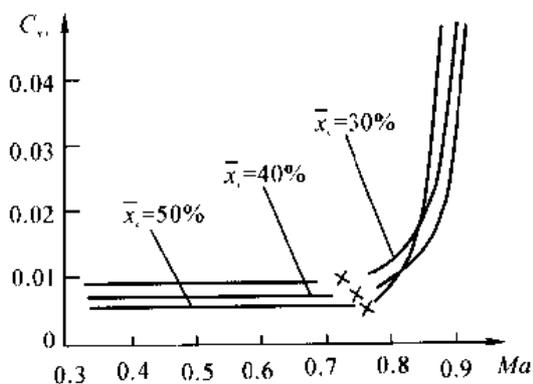


图 3-32  $\bar{x}_r$  对  $C_{D_r} - Ma$  影响

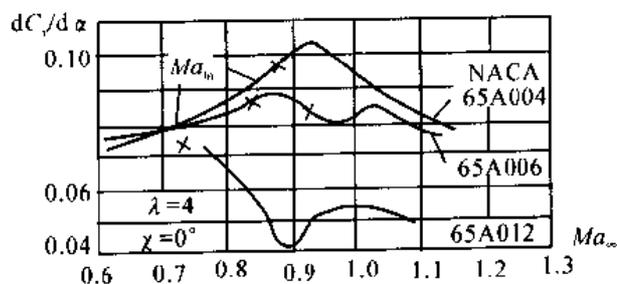


图 3-33  $\bar{c}$  对  $\frac{dC_{D_r}}{d\alpha} - Ma$  影响

### § 3-4 后掠机翼

为了改善机翼在跨音速和超音速飞行时的气动特性,除了在机翼剖面形状上采取适当措施外,在机翼的平面形状方面也有相应变化。为了改善跨音速飞机的飞行性能,现代高速飞机广泛采用了后掠机翼。

#### 一、绕后掠机翼的流动和展向载荷分布特点

设后掠机翼翼展是无限长的情况,如图 3-34 所示。当空气流过此机翼时,可以将  $v_\infty$  分解为两个分速,一个是垂直于前缘的法向流动分速  $v_n = v_\infty \cos \chi$ ,一个是平行于前缘的展向流动分速  $v_t = v_\infty \sin \chi$ 。如果此无限翼展的机翼由同一翼型所组成,若不考虑气流黏性,则展向流动对于翼面上的压力分布无影响,而垂直于前缘的法向气流则好像是流过一个平直机翼一样。也就是说,此无限翼展机翼的气动特性仅取决于法向流动,而与展向流动无关。

当气流流过此机翼时,由于展向分速不变而法向分速不断改变,使得流线会产生倾斜,如图 3-25 所示。空气从远前方流近前缘,法向分速受到阻滞而越来越慢(如图 3-35 中的  $v_{nA} < v_n$ ),展向分速保持不变( $v_{tA} = v_t$ )。这样,越靠近前缘,不仅速度越来越慢,而且气流方向越来越向左偏斜。经前缘后,空气流向最小压力点(见图 3-35 所示 C 点)的途中,法向分速又逐渐增加( $v_{nC} > v_n$ ),而展向分速不变( $v_{tC} = v_t$ ),所以局部流速渐渐增加且方向转向右边。以后,又因法向分速减小,气流又转回原来方向。

对于有限翼展的后掠翼,由于翼根和翼尖的影响,使它与无限翼展后掠翼情况有一定的差别。但在后掠翼的中间部分与无限翼展后掠翼是十分接近的。

后掠翼由于翼根和翼尖的存在,将引起所谓翼根效应和翼尖效应。图 3-36 表示出了一等弦长后掠翼的流线谱。在根部上表面前段,流线偏离对称面,流管扩张变粗;而在后段流线向内偏斜,流管收缩变细。在亚音速条件下,前段变粗,于是流速减慢,压力升高;后段变细,流速加快,压力降低(即吸力增大)。流管的最小截面位置后移,故最小压力点后移(相对于后掠翼中段),如图 3-37 所示。这种效应称为翼根效应。

至于翼尖部分,情况正好相反,翼尖外侧气流是径直向后流动。而翼尖部分的前段流线向外偏斜,故流管收缩变细,流速加快,压力降低(即吸力增加);而在后段,因流线向内偏斜,故流管扩张变粗,流速减慢,压力升高。因流管最小截面位置前移(相对于后掠翼的中段来讲),虽然在翼尖部分下翼面压力大于上翼面,造成向上翻的气流,增加了一些上翼面的压力。但由于流线偏斜的影响是主要的,如图 3-37 所示,最低压力点还是前移。这种现象称为翼尖效应。

翼根效应和翼尖效应引起沿翼弦的压力分布发生变化,且在上表面前段的变化较大,但上表面前段对升力的贡献较大,故中间效应使剖面的升力系数  $C_l$  分布如图 3-38 所示。

综上所述,后掠翼的绕流有两个特点。首先,后掠翼部分地起到无限翼展后掠翼的作用,

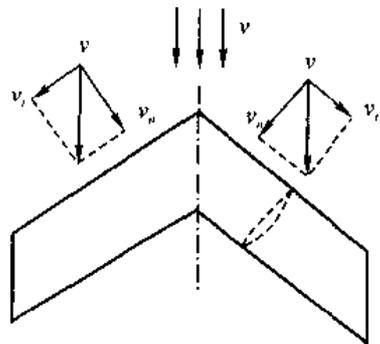


图 3-34 空气流过后掠翼时速度的分解

它的气动特性取决于法向分速,而法向分速是小于来流速度的;其次,由于后掠翼存在翼根效应和翼尖效应,故影响了后掠翼的压力分布。

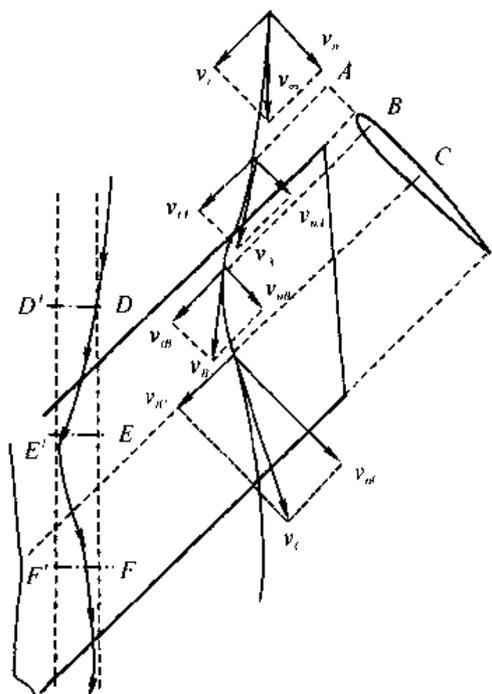


图 3-35 空气流过后掠翼时的流线

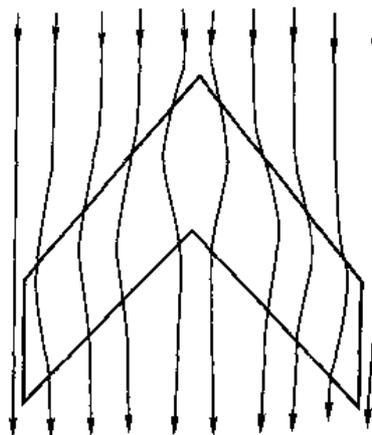


图 3-36 等弦长后掠翼的流线谱

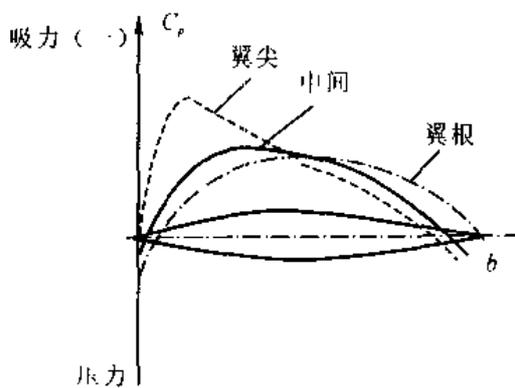


图 3-37 后掠翼沿弦向压力分布

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho v_\infty^2}$$

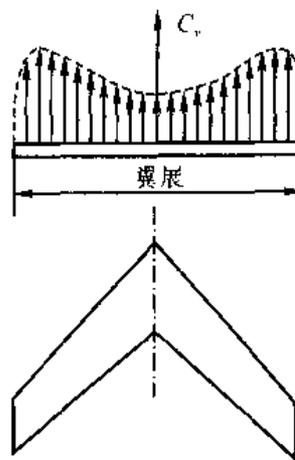


图 3-38 后掠翼各剖面升力系数沿翼展方向的分布

## 二、后掠翼的气动特性

后掠翼的气动特性主要取决于法向流动,而法向流动速度是小于来流速度  $v_\infty$  的。所以当

来流马赫数不断增加,达到平直翼的临界马赫数时,在后掠翼上还不致出现局部法向分速等于音速的点。只有当  $Ma_\infty$  再继续增大时,才会出现局部法向分速等于音速的情况。亦即后掠翼的临界马赫数总比具有同样翼型和展弦比的平直翼的临界马赫数要高。显然后掠角越大,法向分速越小,则临界马赫数越高。

图 3-39 表示了各种后掠角的机翼的零升阻力系数  $C_{m0}$  随来流马赫数  $Ma_\infty$  的变化曲线。由图可见,与平直翼相比,后掠翼所对应的临界马赫数较高;而且在跨音速范围内,在同一起来流马赫数  $Ma_\infty$  下,后掠角越大,阻力系数值越小,后掠翼的阻力系数随  $Ma_\infty$  的变化较和缓。

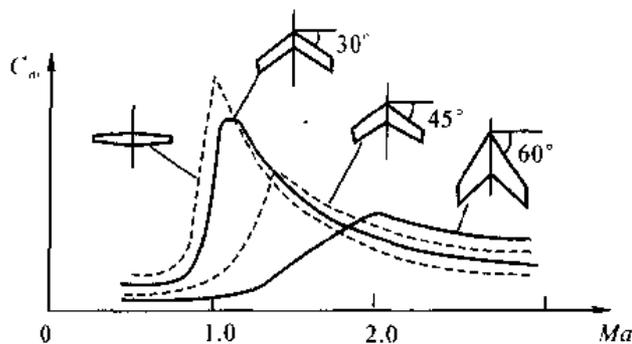


图 3-39 后掠角对  $C_{m0} - Ma$  影响

对于升力系数,因为它是由法向分速的作用而产生的,因此可写为

$$Y = C_{m0} \frac{1}{2} \rho_\infty v_n^2 S = C_{m0} \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 S \cos^2 \chi \quad (3-17)$$

而垂直前缘方向测量的迎角和沿对称面度量的迎角之间又存在如下关系(见图 3-40)

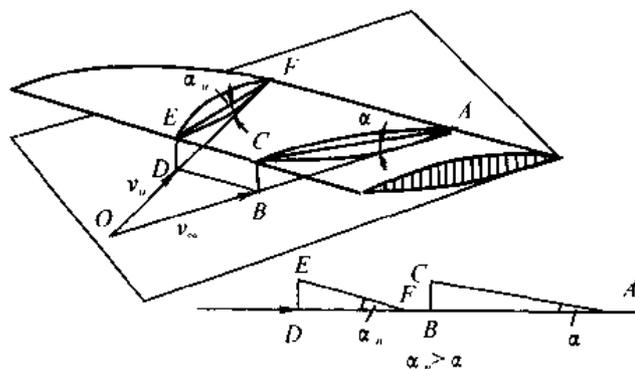


图 3-40 后掠翼的临界迎角小于平直翼

$$\alpha_n \approx \frac{FD}{DF} = \frac{CB}{AB \cos \chi} = \frac{\alpha}{\cos \chi} \quad (3-18)$$

因此

$$C_y = \frac{Y}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S} = C_{m0} \cos^2 \chi$$

$$C_y^\alpha = \frac{dC_y}{d\alpha} = \frac{dC_{y,m}}{d\alpha} \cos^2 \chi = \frac{dC_{y,m}}{d\alpha_m} \frac{d\alpha_m}{d\alpha} \cos^2 \chi$$

所以

$$C_y^\alpha = (C_{y,m}^\alpha)_0 \cos^2 \chi \quad (3-19)$$

其中  $(C_{y,m}^\alpha)_0$  表示法向流场中机翼的升力线斜率。可见无限翼展后掠翼的升力线斜率较无限翼展平直翼的升力系数斜率要小  $\cos^2 \chi$  倍, 同样迎角下的升力系数值亦小。后掠角越大, 上述情况越显著。对于有限翼展后掠翼来说, 亦部分地反映了上述的效果, 如图 3-41 所示。

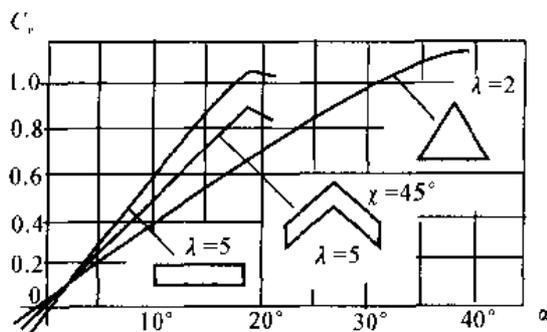


图 3-41 相同翼剖面形状(均为对称型)不同翼平面的升力系数与迎角的关系

后掠机翼虽然在空气动力特性方面有上述一些优点, 但也存在一定缺点。例如在大迎角下飞行时, 容易在翼尖处引起气流分离。其原因主要有两个方面。一方面, 在机翼上表面, 因翼根效应, 翼根部分平均吸力较小; 因翼尖效应, 翼尖部分吸力较大, 如图 3-38 所示。于是, 沿翼展方向, 从翼根到翼尖存在压力差, 这个压力差促使附面层内气流向翼尖方向流动。翼尖附面层逐渐增厚, 使后缘容易分离。另一方面, 由于翼尖效应, 在翼尖部分上表面前段, 吸力增加, 造成弦向反压梯度的增大, 增强了附面层内气流向前的倒流作用。由于上述两个原因, 当迎角增加到一定程度时, 后掠翼翼尖部分就会首先产生气流分离, 称为翼尖失速。

后掠翼的翼尖处于较后的位置(见图 3-42), 翼尖失速, 局部升力减小, 使得飞机附加一个抬头力矩, 这将给飞机的纵向平衡带来影响。此外副翼往往是置于机翼外侧后缘, 因此翼尖过早失速, 还将影响副翼在大迎角飞行时的效能。

为了延缓后掠机翼的翼尖失速, 通常采取下列措施。

- (1) 使机翼沿展向具有一定的几何扭转, 减小翼尖部分的迎角, 推迟翼尖的气流分离。
- (2) 在翼尖部分选用临界迎角比较大的翼型。
- (3) 在机翼上翼面装置翼刀、机翼前缘锯齿以防止附面层气流的横向流动。
- (4) 在机翼翼尖部分, 设置前缘缝翼。

后掠翼的许多优点在高速飞行时才能体现出来, 而其缺点主要是针对低速飞行的。

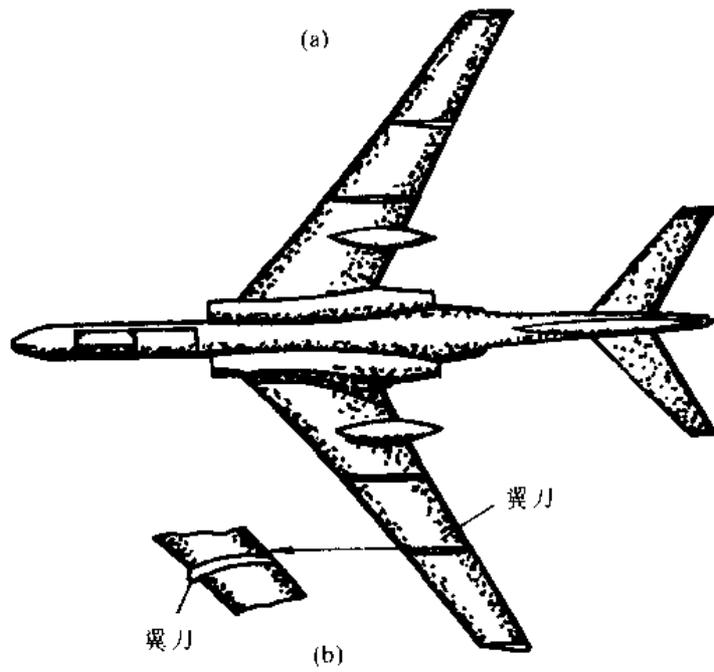
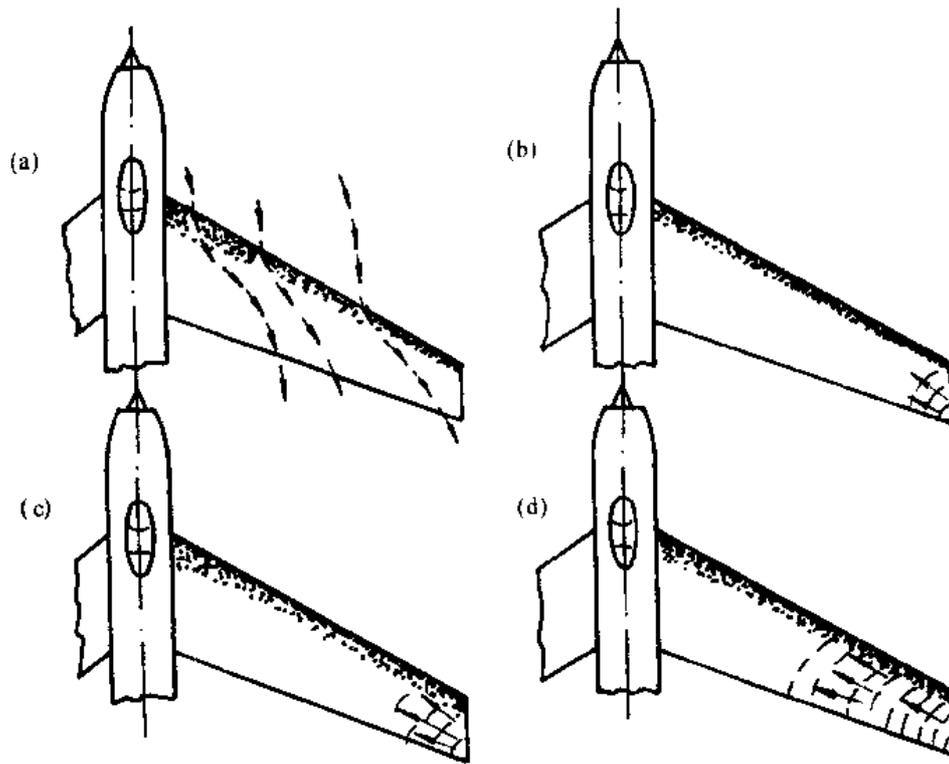


图 3-42 翼尖失速及翼刀  
(a) 翼尖失速的扩展 (b) 后掠翼上的翼刀

## 第 4 章 飞机的飞行性能

### § 4-1 飞行性能计算的原始数据和基本定义

飞机的飞行性能主要是由动力装置特性和飞机的空气动力特性所决定,而动力装置特性和飞机的空气动力特性又与大气状况有很大关系。因此,了解大气的物理特性、动力装置特性和飞机的气动力特性是飞行性能计算的基础。另外,飞机的飞行性能还与飞机的重量有关,而飞机的重量则因飞机的装载不同和燃油的消耗而改变。上述两种特性和飞机重量是进行飞行性能计算所必需的基本原始数据。

飞行速度是表征飞机飞行性能的基本参数之一。在本节也将给出飞行速度的定义。

#### 一、国际标准大气

飞机上的空气动力及发动机所能提供的推力都与大气特性有关,因此计算飞行性能时必须利用国际标准大气。国际标准大气的数据见表 2-1,大气的基本性质见 § 2-1。

#### 二、飞行速度

制定国际标准大气时假定大气是静止的,而实际上大气是运动的。通常,大气的垂直运动显著地小于水平运动,所以一般把风理解为空气的水平运动,并认为风速的大小和方向在一定时间内是不变的,即是常值风。

空气相对于飞机质心的运动速度定义为真实空速,简称真速或空速,用  $v$  表示。而飞机质心相对于空气的速度,称为飞行速度,它与真实空速大小相等、方向相反。飞机质心相对于地面的运动速度称为对地速度,简称地速,用  $v_d$  表示。

显然,有风时真速和地速的关系为

$$v_d = v + w \quad (4-1)$$

式中  $w$  表示风速,如图 4-1 所示。只有在平静大气中,即无风时( $w=0$ )空速才等于地速。

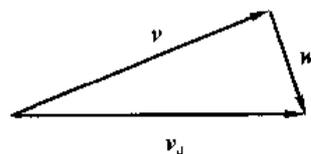


图 4-1 真速、地速和风速的关系

#### 三、动力装置的特性

现代超音速飞机主要采用两种类型的发动机,即涡轮喷气式和涡轮风扇式发动机。现代飞机的动力装置除了包括发动机以外,还包括进气装置和排气装置。动力装置的特性主要与飞机所采用的发动机类型有关。

评定发动机的主要指标有推力  $P$ 、耗油率  $q_{k,k}$  (或  $C_p$ ) 和推重比  $\bar{i}_0$ 。推力是衡量发动机效率的主要指标。耗油率是衡量发动机经济性的重要指标,它表示单位时间(一般以小时计)内产生单位推力( $1N$ )的燃油消耗量,单位是  $kg/(N \cdot h)$ 。推重比是指发动机的推力与其自身重

量之比,是评定发动机性能的又一重要指标。一般希望发动机的推力大、推重比高而耗油率低。

推力和耗油率随飞行  $Ma$  数、高度和发动机工作状态(即油门位置)的变化规律,统称为发动机特性。其又可分为速度特性、高度特性和节流特性。下面以涡轮喷气发动机为例,简述发动机特性。

### 1. 速度特性

在飞行高度、发动机工作状态和调节规律一定的条件下,推力和耗油率随飞行  $Ma$  数的变化关系,称为发动机的速度特性。

涡轮喷气发动机的主要工作状态有:地面慢车、飞行慢车、巡航状态、额定状态及最大状态。加力涡轮喷气发动机还有最小加力、部分加力及全加力状态。图 4-2 给出  $H=11\text{ km}$ 、调节规律为“最大状态”(实线)和“全加力状态”(虚线)时,加力涡轮喷气发动机的典型速度特性。

发动机在“最大状态”时,推力开始稍有下降( $Ma=0.3\sim 0.5$ 前),尔后开始增加,在超音速某一  $Ma$  数时(图中为  $Ma=2.0$ )达到最大值,之后又急剧下降。高度一定时,耗油率随  $Ma$  数增加而增加,相应于推力为零的  $Ma$  数时,耗油率变为无穷大。

发动机接通加力后,推力增加,耗油率也增加,经济性变差。但在很大的  $Ma$  数时,当不加力状态的发动机推力很快下降时,加力时的发动机推力仍继续增加,其耗油率比不加力时的耗油率高不了多少。

### 2. 高度特性

发动机的高度特性,是指飞行  $Ma$  数和发动机工作状态一定时,推力和耗油率随飞行高度的变化规律。

图 4-3 给出了“最大状态”时的推力和耗油率随高度变化的典型曲线。图中纵坐标均为各量与其在  $H=0$  时的相应值之比。可以看出,随高度的增加,推力下降很快;耗油率在高度小于  $11\text{ km}$  以下随高度增加下降较快,超过  $11\text{ km}$  后耗油率下降很少。发动机在其他工作状态的高度特性,与图 4-3 的趋势相似。

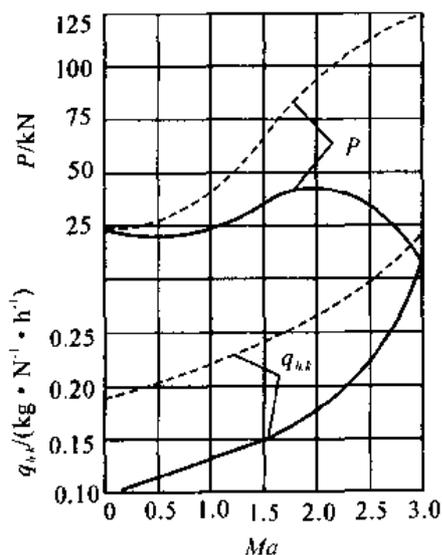


图 4-2 加力涡轮喷气发动机的速度特性( $H=11\ 000\text{ m}$ )

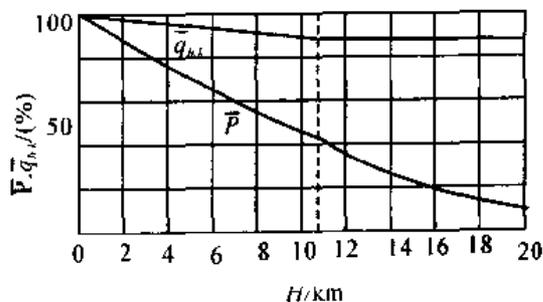


图 4-3 发动机的高度特性

以上分别介绍了发动机的速度特性和高度特性,这只是为了分析的方便。实际上对于发动机而言,各特性不是孤立的,而是密不可分具有内在联系的。因此,常将发动机的速度特性曲线和高度特性曲线绘制在同一张曲线图上,称为速度-高度特性。图4-4表示全加力状态下的速度-高度特性。

### 3. 节流特性。

发动机的节流特性,是指当高度速度不变,调节规律一定时,推力和耗油率随发动机工作状态(即油门位置)的变化规律。

节流特性可以表示成随转速  $n$  的变化形式,也可以表示成常用的耗油率随推力的变化形式(见图4-5)。图4-5中还给出了发动机的主要工作状态:全加力、最小加力、最大、额定、巡航及慢车等状态。该图中转速用最大转速  $n_{max}$  的百分数表示,即  $\bar{n} = n/n_{max}$ 。

由图4-5可以看出,加力状态的耗油率很高。如果考虑到加力时推力也很大,则小时耗油量  $q_h$  ( $q_h = q_{h,i} P$ ) 和公里耗油量  $q_{km}$  ( $q_{km} = q_{h,i} P/v$ ) 会很大,一般是巡航状态的3~4倍。当工作状态转换到部分加力状态时,由于供油减少,耗油率下降很快。当从最小加力状态转换到最大状态时,推力和耗油率都有突降。当油门收到最大状态位置以下时,耗油率继续减小,并在巡航状态时达到最小值。当从巡航状态继续减到慢车状态时,由于推力急剧下降,致使耗油率剧增。

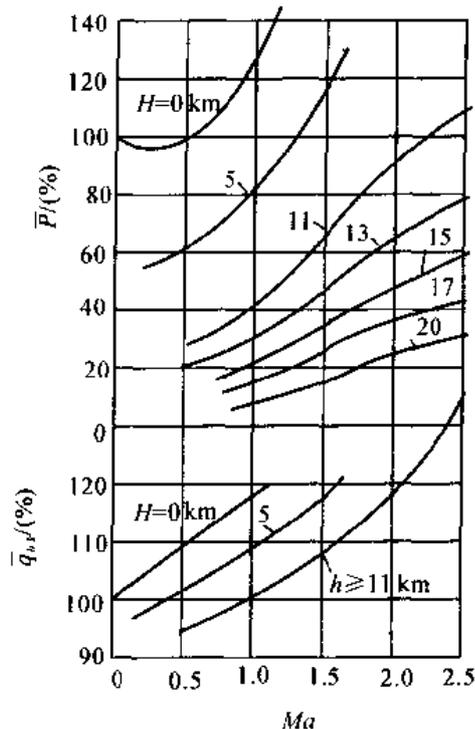


图4-4 发动机的高度-速度特性

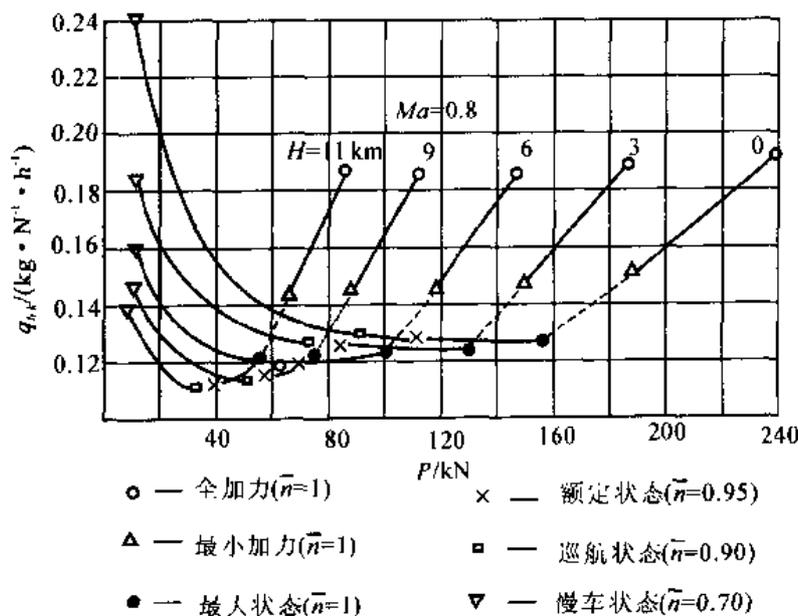


图4-5 发动机的节流特性

### 4. 发动机推力和耗油率的修正

前面介绍的是发动机的单台特性, 又称台架特性。当发动机安装到飞机上后, 动力装置的工作特性与单台特性有所不同, 其主要原因是受进气、排气装置及飞机外形的影响。所以在飞行性能计算时, 需要对台架特性的推力进行推力损失的修正, 换算成动力装置的可用推力(见图 4-6)。同样, 对耗油率也须进行修正。修正时须考虑进气装置和排气装置的形式以及飞行状态等因素, 得出修正系数。这些因素的影响较复杂, 这里不再详细讨论。

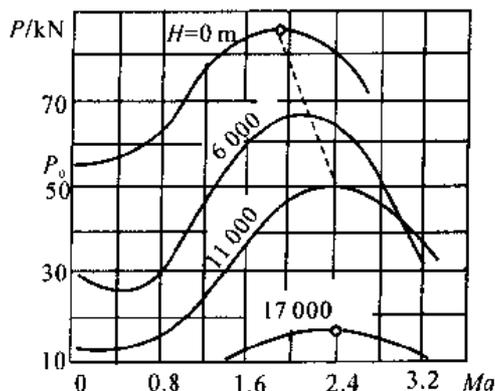


图 4-6 某发动机在不同高度的可用推力曲线

## 四、飞机的升阻特性

飞机的基本性能在很大程度上取决于飞机的气动特性。决定飞机飞行性能最重要的气动特性有: 飞机的最大升阻比  $K_{max}$ 、升力系数  $C_l$  随迎角  $\alpha$  变化的关系、最大升力系数  $C_{l,max}$  等。这此方面在前两章已讨论过, 这里作一归纳。

### 1. 升力特性

一般来说, 飞机的升力主要是由机翼产生的。平尾及机身的升力很小, 因此在计算时可以认为飞机的升力系数就等于机翼的升力系数, 而机翼的升力线斜率也就是飞机的升力线斜率。

### 2. 阻力特性

在性能计算中, 常把阻力分成两个部分: 一部分是与升力无关的阻力, 称为零升阻力, 也叫废阻力, 用  $X_0$  表示; 另一部分是伴随升力产生的阻力, 称为诱导阻力(也称升致阻力), 用  $X_i$  表示。总阻力可写成为

$$X = X_0 + X_i$$

表示成阻力系数形式, 则为

$$C_x = C_{x0} + C_{xi} = C_{x0} + AC_y^2 \quad (4-2)$$

式中  $C_{x0}$  ——零升阻力系数;

$C_{xi}$  ——诱导阻力系数;

$A$  ——诱阻因子;

$C_{xi} = AC_y^2$ , 图 4-7 给出了某飞机的  $C_{x0}$  及  $A$  与  $Ma$  数的关系曲线。由此, 可将阻力表示成

$$X = C_{x0} \frac{1}{2} \rho v^2 S + AC_y^2 \frac{1}{2} \rho v^2 S \quad (4-3)$$

该式在飞行性能计算中常用。

升阻比  $K$  是衡量气动效率的重要指标。

$$K = C_y / C_x \quad (4-4)$$

$K$  主要取决于飞行  $Ma$  数和迎角。在极曲线上, 我们可以作图求出  $K_{max}$ 。实际上, 当零升阻力系数  $C_{x0}$  与诱导阻力系数  $C_{xi}$  相等时,  $K$  值最大(即为  $K_{max}$ ), 此时可以求出

$$K_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{AC_{D0}}} \quad (4-5)$$

最大升阻比  $K_{\max}$  是评价飞机性能优劣的重要指标之一。飞机的航程、航时、升限等性能都与  $K_{\max}$  密切相关。

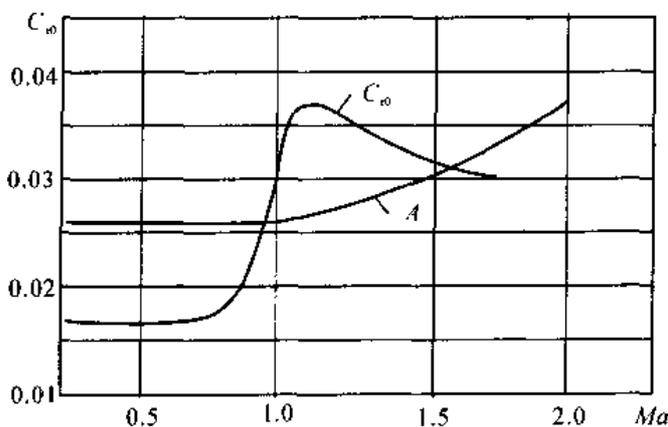


图 4-7 某飞机的  $C_L$  及  $A$  与  $Ma$  数的关系

### 五、飞机重量

飞机的飞行重量等于飞机质量  $m$  和地球引力加速度  $g$  的乘积,用  $G$  表示。飞机的重量在飞行中随着燃油的消耗等因素在不断变化,但为了简化飞行性能计算,常把飞机重量当作某一个已知的量。对不同的性能将选用不同的重量。

飞机重量可分为许多种,详细可参阅 § 12-2 中“全机质量”部分。

## § 4-2 飞机的基本飞行性能

飞机在铅垂面内的定常直线飞行,是常见的运动形式之一。定常直线飞行的性能是飞机设计师最为关心的。定常运动是指飞机的运动参数不随时间改变的运动。严格来讲,定常运动是不存在的,因为即使飞行速度保持不变,但随着燃油的消耗,飞机重量也在不断地减小,因而迎角也要变化。可是,如果飞机运动参数随时间变化十分缓慢,则至少在一段时间内可近似认为运动参数不变,这就是通常所说的“准定常运动”。飞机的基本飞行性能就是飞机在定常运动和准定常运动时的运动特性。

飞机作定常直线运动(简称定直运动)时,作用在飞机上的外力有升力  $Y$ 、阻力  $X$ 、推力  $P$  和重力  $G$ ,这些力是平衡的(见图 4-8)。

飞机定直运动的轨迹不外有 3 种情况:定直爬升( $\theta > 0$ ,  $\theta$  为航迹角)、定直平飞( $\theta = 0$ )和定直下滑( $\theta < 0$ )。这 3 种典型定直运动的飞行性能分别称为爬升

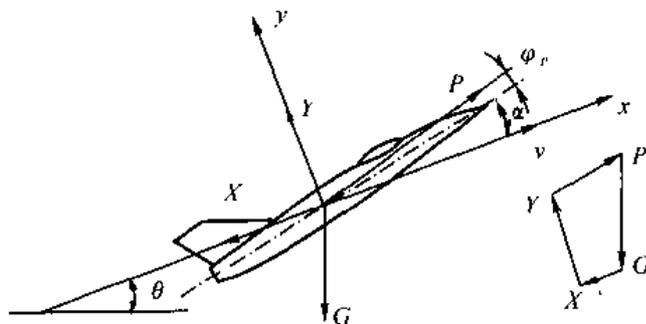


图 4-8 定直飞行时作用在飞机上的外力

(或上升)性能、平飞性能和下滑性能。某些简化假设下,这些性能可以解析求解。但由于发动机特性及飞机气动特性一般难以写成简洁的解析表达式,因而工程上往往采用图解分析法,其中最常用的是简单推力法。

### 一、飞机的平飞需用推力

保持飞机定直平飞的条件是:动力装置提供的推力等于飞机的迎面阻力,飞机的升力等于飞机的重量。这其中假设发动机安装角  $\varphi_p$  及迎角  $\alpha$  都很小。在图 4-8 中令  $\theta=0$ ,则有

$$P = X = C_x \frac{1}{2} \rho v^2 S$$

$$G = Y = C_y \frac{1}{2} \rho v^2 S$$

这就是飞机定直平飞的条件。由此条件可以看出,在一定的迎角,一定的飞行高度上,欲使  $Y=G$  条件满足,飞机必须具备一定的飞行速度;飞机在这一飞行状态下所遇到的阻力  $X$  须由动力装置的可用推力来平衡。飞机在一定高度和速度下进行定直平飞所需的发动机推力,称为平飞需用推力,用  $P_{\text{平需}}$  表示。

由于

$$P_{\text{平需}} = X = C_x \frac{1}{2} \rho v^2 S \quad (4-6)$$

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{G}{P_{\text{平需}}}$$

式中  $K$  为升阻比,则有

$$P_{\text{平需}} = \frac{G}{K} \quad (4-7)$$

计算飞机的基本飞行性能时,一般取飞机的起飞重量和着陆重量的平均值作为计算重量,即  $G=(G_{\text{起飞}}+G_{\text{着陆}})/2$ 。

实际计算中需要计算在给定高度上不同速度的平飞需用推力曲线。其计算步骤如下:根据高度  $H$ 、马赫数  $Ma$ ,由国际标准大气查出空气密度  $\rho$ 、音速  $a$  并计算出飞行速度  $v$ ;然后由飞机重量  $G$  计算出升力系数  $C_y$ ,由极曲线查出阻力系数  $C_x$  及升阻比  $K$ ;最后根据式(4-6)计算出平飞需用推力  $P_{\text{平需}}$ 。变换不同的  $Ma$  数重复上述计算,即可得到平飞需用推力曲线,如图 4-9 所示。该图同时标出了平飞需用推力的组成:零升阻力  $X_0$  和诱导阻力  $X_i$ (虚线)。不同高度上的平飞需用推力曲线见图 4-10。

把不同高度上的平飞需用推力曲线和相应坐标上的动力装置可用推力曲线用同一坐标绘制在一张图上,即可得到推力曲线图,如图 4-11 所示。通过比较  $P_{\text{平需}}$  与  $P_{\text{可用}}$  的方法,可以确定飞机的基本飞行性能,这种方法

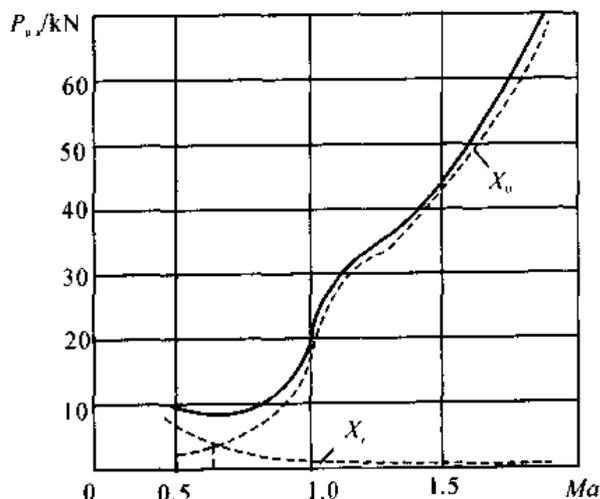


图 4-9 平飞需用推力曲线的构成

称为简单推力法。

下面,我们用简单推力法来确定飞机的基本飞行性能。

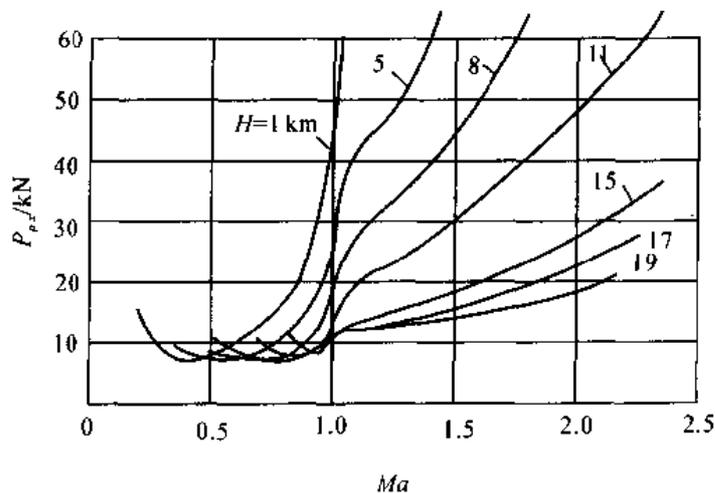


图 4-10 不同高度上超音速飞机的平飞需用推力曲线

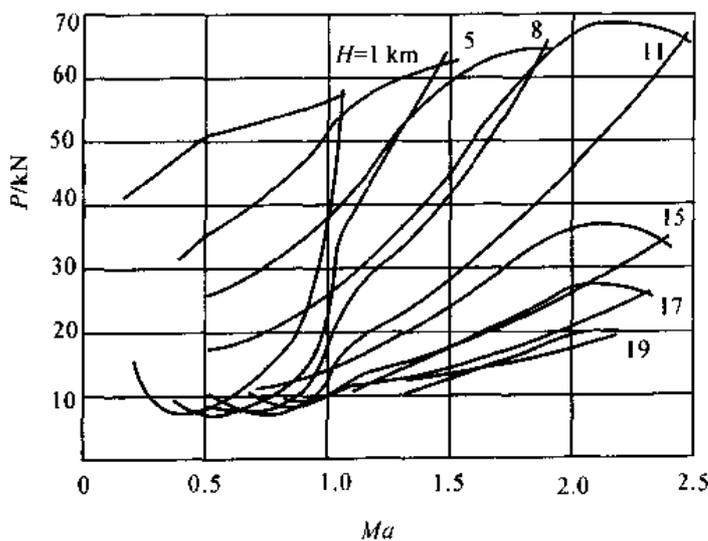


图 4-11 超音速飞机的推力曲线图

## 二、飞机的定直平飞性能

飞机定直平飞性能主要有 2 个指标:最大平飞速度  $v_{\max}$  (或  $Ma_{\max}$ ) 和最小平飞速度  $v_{\min}$  (或  $Ma_{\min}$ )。

### 1. 最大平飞速度 $v_{\max}$ (或 $Ma_{\max}$ )

最大平飞速度是指飞机在一定高度上能做定直平飞的最大速度。显然,最大平飞速度(或  $Ma$  数)可由推力曲线图上同一高度的可用推力曲线与平飞需用推力曲线的右交点确定。由于此时的  $P_{\text{所需}} = P_{\text{可用}}$ ,  $Y=G$ ,也可用公式表示:

$$v_{\max} = \sqrt{\frac{2P_{\text{可用}}}{C_{D\rho S}}} \quad (4-8)$$

从推力曲线图上可找出各飞行高度上的最大平飞速度  $v_{\max}$  或  $Ma_{\max}$ , 如图 4-12 所示, 称为最大平飞速度线。

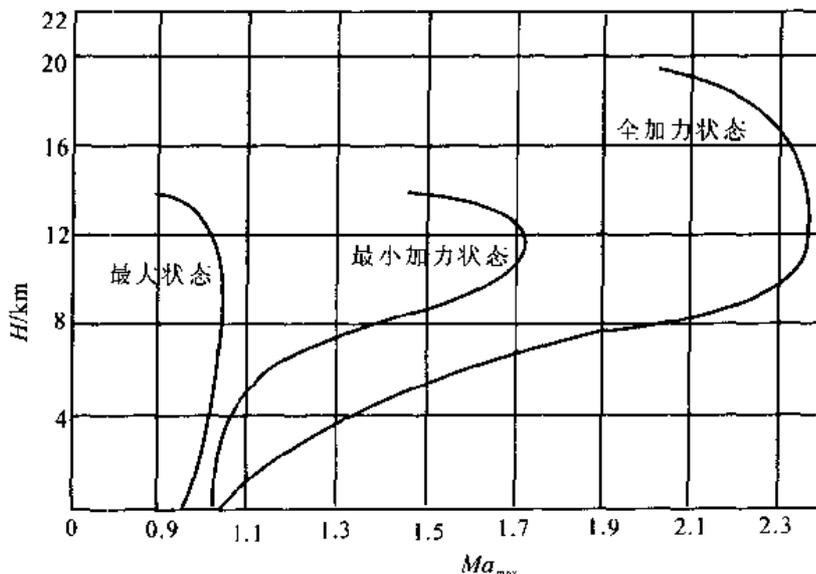


图 4-12 超音速飞机的最大平飞速度线

## 2. 最小平飞速度 $v_{\min}$ (或 $Ma_{\min}$ )

最小平飞速度, 是指在一定高度上, 飞机能做定直平飞的最小速度。原则上讲, 当  $C_y = C_{y_{\max}}$  时, 飞机可获得最小平飞速度。但为了保证安全, 常取安全/允许升力系数作为计算  $v_{\min}$  的依据。

$$C_{y_{\text{安全}}} = (0.7 \sim 0.9)C_{y_{\max}} \quad (4-9)$$

由定直平飞条件  $Y=G$  可得

$$v_{\min} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{y_{\text{安全}}}}} \quad (4-10)$$

随着飞行高度的增加,  $\rho$  将减小, 故最小平飞速度也随之增加(见图 4-18)。

## 三、飞机定直上升性能

表征飞机定直上升性能的指标主要有: 上升率(爬升率)  $v_y$ 、最大上升率  $v_{y_{\max}}$ 、上升航迹角  $\theta$ 、最大上升航迹角  $\theta_{\max}$ 、静升限  $H_{\max}$  等。

### 1. 定直上升航迹角 $\theta$ 的确定

由图 4-8, 可以列出定直上升的方程

$$P = X + G \sin \theta$$

$$Y = G \cos \theta$$

所以

$$\sin \theta = \frac{P - X}{G} = \frac{\Delta P}{G} \quad (4-11)$$

其中  $\Delta P = P - X = P - P_{\text{所需}}$  为剩余推力, 即是可用推力克服掉飞机阻力后剩余的部分。上升性能的分析, 主要问题是要从推力曲线图上查出剩余推力  $\Delta P$  以及  $\Delta P$  随  $H$  及  $v$  的变化。

由式(4-11)可得航迹角  $\theta$  为

$$\theta = \arcsin \frac{\Delta P}{G} \quad (4-12)$$

最大航迹角  $\theta_{\text{max}}$  为

$$\theta_{\text{max}} = \arcsin \frac{\Delta P_{\text{max}}}{G} \quad (4-13)$$

飞机以  $\theta_{\text{max}}$  上升时航迹最陡, 剩余推力最大, 此时的航迹速度  $v$  称为最陡上升速度, 用  $v_{\text{陡升}}$  或  $v_b$  表示。一般  $\Delta P_{\text{max}}$  出现在  $P_{\text{所需min}}$  附近, 故  $v_{\text{陡升}}$  与对应阻力最小的有利速度  $v_{\text{有利}}$  接近。

### 2. 定直上升率 $v_y$ 的确定

飞机的上升率  $v_y$  是指飞行速度  $v$  的铅垂分量, 并规定向上为正。由图 4-13 可知

$$v_y = v \sin \theta \quad (4-14)$$

$v_y$  实际上表示单位时间内飞机上升的几何高度, 故又称为几何上升率。由式(4-11)可得上升率为

$$v_y = \frac{\Delta P v}{G} \quad (4-15)$$

最大上升率  $v_{y\text{max}}$  为

$$v_{y\text{max}} = \frac{(\Delta P v)_{\text{max}}}{G} \quad (4-16)$$

飞机以  $v_{y\text{max}}$  上升到一定高度, 上升时间可望最短, 即上升的最快。与  $v_{y\text{max}}$  对应的速度称为快升速度, 用  $v_{\text{快升}}$  表示。一般来讲, 快升速度大于陡升速度, 即  $v_{\text{快升}} > v_{\text{陡升}}$  (见图 4-14)。

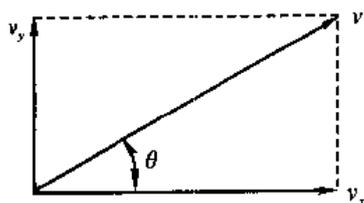


图 4-13 上升率  $v_y$  及水平分速  $v_x$

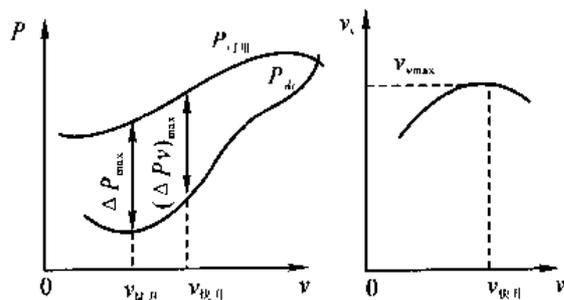


图 4-14 最大爬升角、最快上升率与剩余推力、相应速度的关系

不同高度上的上升率曲线如图 4-15 所示。

### 3. 飞机静升限 $H_{\text{max}}$ 的确定

飞机静升限是指飞机能作定直平飞的最大高度。

飞机上升时, 随着飞行高度的增加, 推力曲线图上的可用推力曲线逐渐向下移动; 而平飞需用推力曲线逐渐向右移动并越来越平缓。当上升到某一极限高度时, 可用推力曲线与平飞

需用推力曲线恰好相切于某一点,此时飞机仅能以切点处对应的惟一速度作定直平飞,不论大于或小于这一速度,由于  $P_{可用} < P_{所需}$ ,飞机都不能再做定直平飞(见图 4-16)。这个极限高度就是静升限  $H_{max}$ (见图 4-16 中  $H_{max}=19.5$  km)。

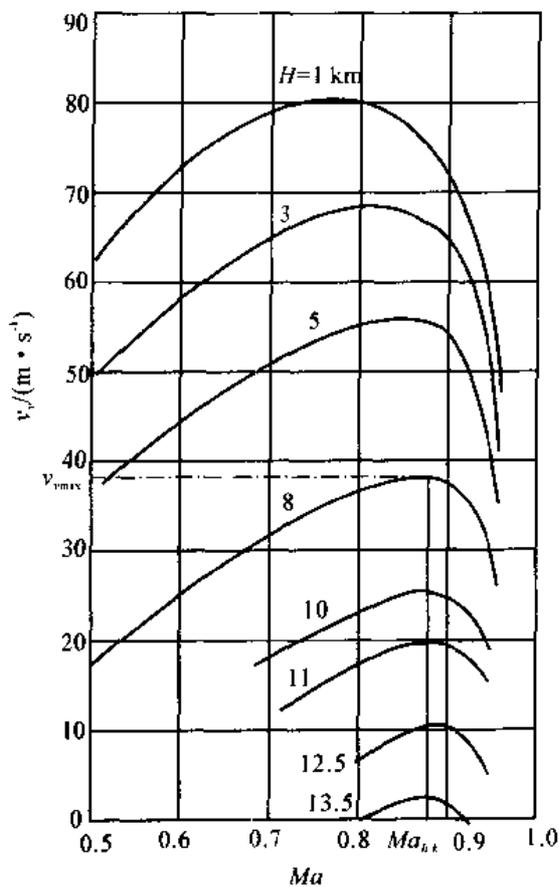


图 4-15 上升率曲线

在静升限  $H_{max}$  中,飞机仅能作定直平飞,  $\Delta P=0$ ,因而  $v_{y,max}=0$ ,所以实际上常用最大上升率曲线与纵轴  $H$  的交点来确定静升限(见图 4-17),而不用可用推力曲线与平飞需用推力曲线的切点来确定。同时还应看到,  $H_{max}$  也只有理论上的意义。这是因为随着  $H$  的增加,  $v_y$  在下降,所以爬升到  $H_{max}$  所需时间将趋于无限大;另外,由于在  $H_{max}$  高度上  $\Delta P=0$ ,飞机稍受干扰或操纵不慎,就有可能降低高度。所以  $H_{max}$  又称为理论静升限。

由于上述原因,实际使用中飞机不得不在稍低于理论静升限的高度上飞行,以便使飞机具有一定的推力储备和良好的操纵性。高机动性飞机规定与  $v_{y,max}=5$  m/s 相对应、低亚音速飞机规定与  $v_{y,max}=0.5$  m/s 相对应的可实际使用的高度为最大高度,称为实用升限,以  $H_{max,实}$  表示。实用升限也可从图 4-18 的  $v_{y,max}-H$  曲线上确定。

发动机工作状态(全加力、小加力、最大)不同,飞机的静升限也不相同。

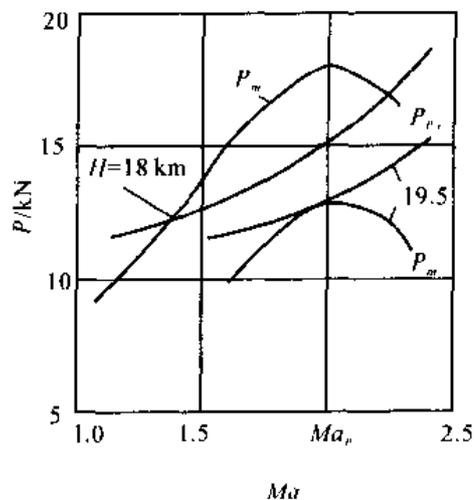


图 4-16 升限附近的推力曲线

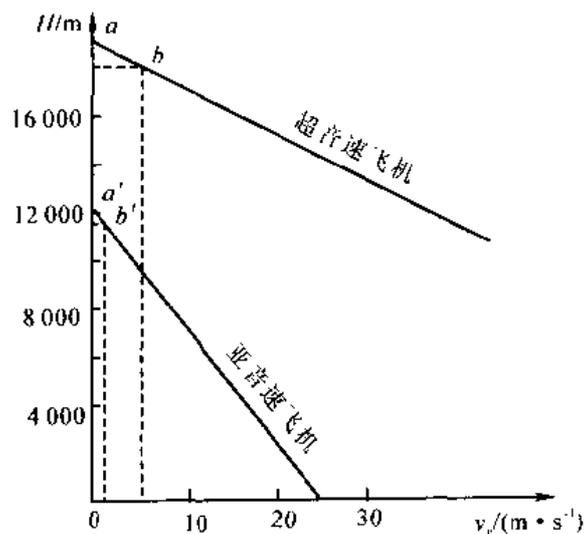


图 4-17 飞机的理论和实用升限

#### 四、飞机定常飞行的高度-速度范围

基本飞行性能计算出来后,可以在  $H-v$  平面上勾划出定常飞行的高度-速度范围,即飞行包线。图 4-18 表示一架超音速飞机的飞行包线。

飞行包线除受  $P_{\text{可用}} \geq P_{\text{所需}}, Y \geq G$  限制外,还受以下限制。

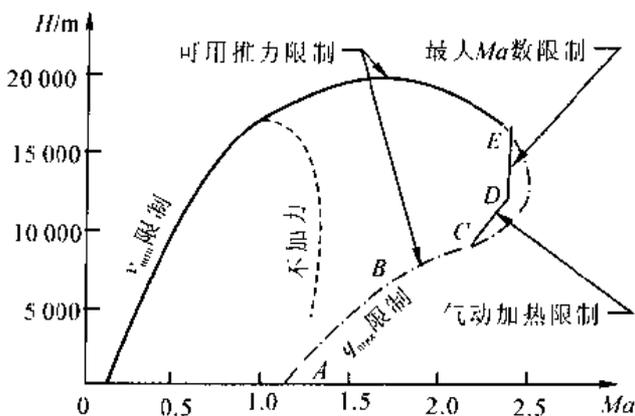


图 4-18 超音速飞机的飞行范围图

##### 1. 结构强度/最大速压限制

为了保证飞机结构不致因过大的气动载荷而破坏,就必须限制它的最大动压(速压) $q_{\text{max}}$ ,

而  $q_{\text{max}} = \frac{1}{2} \rho v_{\text{max}}^2$ , 所以

$$Ma_c = \frac{v_{\text{max}}}{a} = \frac{1}{a} \sqrt{\frac{2q_{\text{max}}}{\rho}} \quad (4-17)$$

由于高度增大时,空气密度  $\rho$  下降,  $Ma_c$  增大,所以  $q_{\text{max}}$  限制只对低空有影响。

##### 2. 气动加热的限制

对于超音速飞机,飞行  $Ma$  数越大,飞机表面由于超音速激波的气动加热温升越高。对铝合金结构的飞机而言,  $Ma \geq 2$  时就必须考虑气动加热的影响。同上一样,气动加热的限制也随高度增加而放宽。

##### 3. 操纵稳定性限制(最大 $Ma$ 数限制)

飞机由于气动布局的原因,当飞行  $Ma$  数大到一定程度时,会出现操纵、稳定性严重恶化的现象(如航向稳定性不足),所以也要对最大  $Ma$  数加以限制。

由于以上限制,飞机的最大速度就比它可能达到的要小。

### § 4-3 飞机的续航性能

#### 一、基本概念

飞机的续航性能是飞机性能的重要指标,其直接影响到飞机的活动范围、持久作战能力以及经济性等指标。

### 1. 航程 $L$ 和航时 $T$

飞机续航性能的主要指标有两个:航程和航时。

航程  $L$  是指飞机在平静大气中沿预定方向耗尽其可用燃油所飞过的水平距离。以 km 计。

航时  $T$  是指飞机耗尽其可用燃油所能持续飞行的时间。以 h 计。

飞机沿预定航线飞行,包括上升、巡航飞行和下滑 3 个阶段,如图 4-19 所示。与各段对应的水平距离分别以  $L_{\uparrow}$ ,  $L_{\text{巡}}$ ,  $L_{\downarrow}$  表示,三者之和就是完成此航线飞行的航程。即

$$L = L_{\uparrow} + L_{\text{巡}} + L_{\downarrow} \quad (4-18)$$

对航时而言,不一定要沿某一航线飞行,一般也包括上述 3 段,航时就是这 3 段的飞行时间和。本节以沿预定航线飞行为例讨论航时。

某喷气式飞机在  $H=11$  km 高度上飞行的最佳续航性能见表 4-1。其中所列总航时总量中包括着陆小航线飞行时间约 4 min。

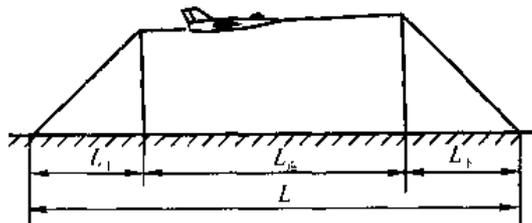


图 4-19 飞机的航程

表 4-1 某喷气式飞机续航性能表

项 目 \ 飞 行 阶 段	上升段	巡航飞行段	下滑段	合 计
航程 $L/\text{km}$	110	1 190	100	1 400
航时 $T/\text{h} - \text{min}$	0-8.6	1-17	0-8.0	1-34

由表 4-1 可知,在预定航向的飞行中,巡航飞行段的航程和航时占总量的主要部分。故在研究飞机的续航性能时,重点放在巡航段上。

### 2. 可用燃油量

飞机上所装燃油并不能全部用于续航飞行。其中一部分用于地面试车和滑行( $W_1$ );一部分用于着陆前在机场上空进行的着陆小航线飞行( $W_2$ );还有一部分是受油箱结构影响抽不尽的死油( $W_3$ );此外,为保证飞行安全还要留总油量 5%~10% 的备份油( $W_4$ )。于是,飞机可用油为总油量减去这些油量之和。巡航段燃油还应扣除上升段耗油( $W_5$ )和下滑段耗油( $W_6$ )。

某超音速歼击机总燃油量为 2 080 kg,而其  $W_1=60$  kg,  $W_2=80$  kg,  $W_3=30$  kg,  $W_4=145$  kg,  $W_5=360$  kg,  $W_6=75$  kg,故巡航段可用燃油仅为 1 330 kg。

### 3. 动力装置的耗油特性

动力装置的耗油率  $C_e$  或  $q_{h,k}$  已在 § 4-1 中介绍,下面再引入两个耗油特性指标。

(1) 小时耗油量  $q_h$ :飞机飞行一小时动力装置所消耗的燃油量,称为小时耗油量,用  $q_h$  表示,单位为 kg/h。  $q_h$  与  $q_{h,k}$  之间存在以下关系

$$q_h = q_{h,k} P \quad (4-19)$$

$P$  为发动机总推力,即单台推力乘以台数。

(2) 公里耗油量:飞机相对于地面飞行一公里动力装置所消耗的燃油量,称为公里耗油量,以  $q_{\text{km}}$  表示,单位为 kg/km。显然

$$q_{kv} = \frac{q_h}{v} = \frac{q_{h,k}P}{v} \quad (4-20)$$

式中  $v$ ——飞机对地速度,单位为 km/h。

对旅客机,衡量经济性的指标常用的是座公里油耗,即每1座位每飞行1 km 动力装置的耗油量,单位是 kg/(座·km)。

## 二、巡航段航程和航时的计算

同 § 4-2 中指出的 一样,巡航飞行状态不可能是严格意义上的定常运动。在巡航飞行中,随着燃油的消耗,飞机重量不断减轻,为了保持定直平飞,即使飞行速度和高度不变,飞行迎角也将相应地减小。但是,由于飞机重量  $G$  变化缓慢,对于研究短暂时间内的运动,等速平飞运动方程仍然适用,即  $P_{可用} = P_{所需}, Y = G$ 。又考虑到  $P_{所需} = \frac{G}{K}$ ,所以式(4-19)和式(4-20)

又可表示为

$$q_h = q_{h,k}P_{所需} = \frac{q_{h,k}G}{K} \quad (4-21)$$

$$q_k = \frac{q_h}{v} = \frac{q_{h,k}G}{Kv} \quad (4-22)$$

设飞机在  $dt$  时间内消耗的燃油量为  $dw, dw = q_h dt$ ,同时飞机重量减轻为  $dG$ ,显然  $dw = -dG$ ,于是

$$dG = -dw = -q_h dt$$

将式(4-21)代入该式,整理可得

$$dt = -\frac{dG}{q_h} = -\frac{K}{q_{h,k}G}dG$$

若巡航开始时飞机重量为  $G_0$ , 终止时重量为  $G_1$ , 则可得航时  $T_{巡}$  为

$$T_{巡} = -\int_{G_0}^{G_1} \frac{K}{q_{h,k}} \frac{dG}{G} = \int_{G_1}^{G_0} \frac{K}{q_{h,k}} \frac{dG}{G} \quad (4-23)$$

$dt$  时间内,飞机飞过的水平距离应为

$$dL = vdt = -v \frac{dG}{q_h} = -\frac{dG}{q_k}$$

在同样飞行重量变化范围内积分上式,可得到航程的一般计算公式

$$L_{巡} = -\int_{G_0}^{G_1} \frac{dG}{q_k} = \int_{G_1}^{G_0} \frac{dG}{q_k} = \int_{G_1}^{G_0} \frac{Kv}{q_{h,k}} \frac{dG}{G} \quad (4-24)$$

由式(4-23)和式(4-24)可知,在一定的  $G_0$  和  $G_1$  下,巡航状态(体现为升阻比  $K$ )不同,相应的航程和航时是不同的。为了获得最大航程和最久航时,必须使  $\frac{Kv}{q_{h,k}}$  和  $\frac{K}{q_{h,k}}$  在每一瞬时都保持最大值。这就是说,飞机在飞行过程中必须正确合理选择飞行状态和发动机工作状态(在此体现为  $q_{h,k}$ ),才能实现最佳巡航。

上升段和下滑段航程和航时的计算较为复杂,在此不再讨论。

## § 4-4 飞机的机动飞行性能

前两节讨论了飞机定常或准定常飞行性能的计算,本节将讨论飞机的运动参数随时间变

化的非正常运动,主要是机动飞行性能。

## 一、飞机的机动性与过载

### 1. 飞机的机动性

飞机的机动性,是指飞机改变飞行速度、高度及飞行方向的能力。飞行速度、高度和方向改变得越快,飞机的机动性就越好。

在夺取空战优势时,飞机的机动性起着相当重要的作用,所以机动性是飞机的重要战术性能指标之一。

一般常用过载来评定飞机的机动性。

### 2. 过载

飞机所受除重力之外的外力总和(矢量和)与飞机重量之比,称为过载系数,简称过载,用  $n$  表示。

过载  $n$  为一向量,其方向与除重力之外的外力的合力的方向一致,其大小代表该合力与飞机重量之比,即飞机重量的倍数。

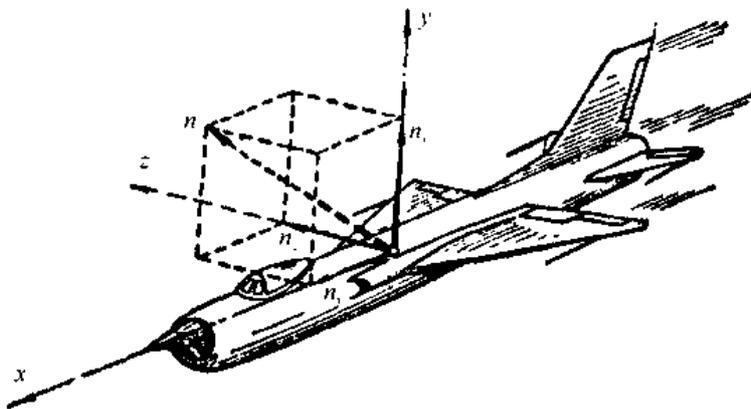


图 4-20 飞机的坐标轴方向

过载  $n$  沿飞机主轴的 3 个分量为  $n_x, n_y, n_z$  (见图 4-20), 即

$$n = n_x i + n_y j + n_z k \quad (4-25)$$

式中  $i, j, k$  分别为沿飞机主轴方向的单位向量。除重力之外的总外力的  $y$  向分量(可近似认为就是升力  $Y$ )与飞机重量  $G$  之比就是  $y$  向过载系数  $n_y$ , 即

$$n_y = \frac{Y}{G} \quad (4-26)$$

$n_y$  可正可负,取决于该方向的外力情况,当它与坐标轴正向一致时为正,反之为负。例如,飞机在定直平飞情况下,  $n_y = 1$ 。如飞机作等速直线倒飞,则  $n_y = -1$ 。由于  $y$  向过载作用在飞机结构高度最小的方向上,所以除一些特殊情况外,一般只考虑  $n_y$  而不考虑  $n_x$  和  $n_z$  (它们的值也较小)。不同飞行状态的  $n_y$  值见 § 6-2。

飞机在铅垂平面内的典型机动动作有平飞加速和减速、跃升、俯冲和筋斗(见图 4-21), 在水平面内的典型机动动作有盘旋(见图 4-22)。下面分别讨论。

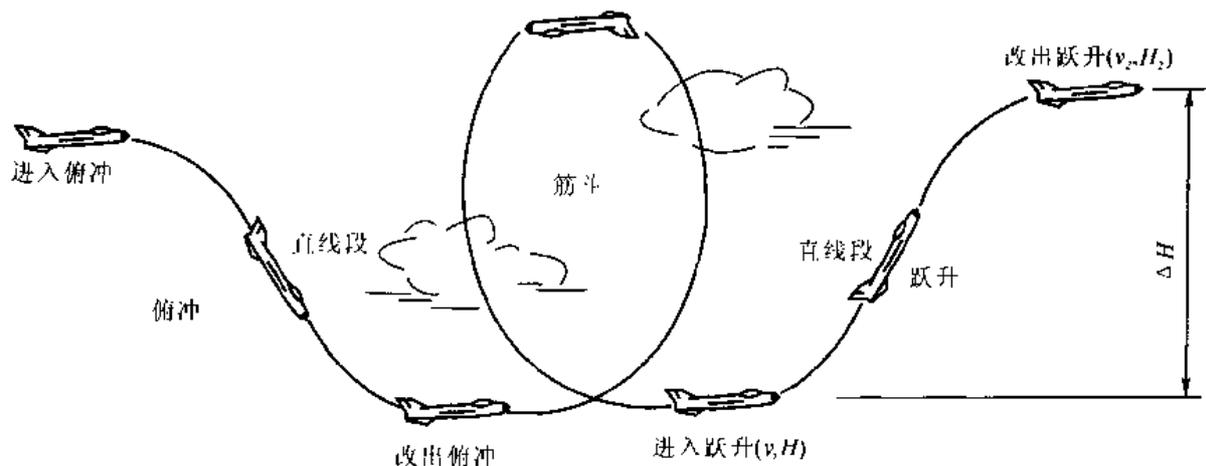


图 4-21 俯冲、筋斗和跃升

## 二、平飞加速和减速性能

平飞加/减速性能反映飞机改变速度的能力。平飞时增加或减小一定速度所需的时间越短,则平飞加/减速性能越好。设  $a$  为飞机的平飞加(减)速度,则  $a = \frac{dv}{dt}$ 。在图 4-8 中令  $\theta = 0, d\theta/dt = 0$ , 则平飞加/减速时

$$\begin{cases} Y = G & (4-27) \\ \frac{G}{g} a = P - X & (4-28) \end{cases}$$

由此可得

$$a = \frac{dv}{dt} = \frac{P - X}{G} g = \frac{\Delta P}{G} g \quad (4-29)$$

所以  $\Delta P$  越大,  $G$  越小, 飞机的加速度越大。

由式(4-27)~式(4-29)可以看出, 要使飞机平飞加速, 驾驶应尽量加大油门, 使  $\Delta P > 0$ , 同时操纵驾驶杆, 使  $Y = G$  随时得到满足; 反之, 欲使飞机平飞减速, 驾驶员应尽量收小油门, 使  $\Delta P < 0$ , 同时保持  $Y = G$ 。

由式(4-29)可得

$$dt = \frac{G}{g(P - X)} dv$$

所以, 从速度  $v_1$  改变至  $v_2$  的时间为

$$t = \int_{v_1}^{v_2} \frac{G}{g(P - X)} dv \quad (4-30)$$

又因

$$dL = v dt = v \frac{G}{g(P - X)} dv$$

所以从  $v_1$  改变速度至  $v_2$  的飞行距离为

$$L = \int_{v_1}^{v_2} \frac{Gv}{g(P - X)} dv \quad (4-31)$$

### 三、跃升性能和动升限

跃升,是将飞机的动能转变成势能,迅速取得高度优势的一种机动飞行。跃升性能的好坏,由跃升增加的高度 $\Delta H$ (见图4-21)及所需时间来衡量。下面我们用能量法近似估算跃升所增加的高度,并引出动升限的概念。

设飞机在 $H_1$ 高度上以速度 $v_1$ 平飞,驾驶员拉杆后,飞机进入跃升,然后推杆改出,到另一高度 $H_2$ 以速度 $v_2$ 平飞(见图4-21)。假定在跃升过程中 $P \approx X$ ,即 $\Delta P = P - X \approx 0$ ,所以 $\Delta P$ 在跃升过程中做的功为零。升力 $Y$ 始终与航迹垂直,也不做功。因此跃升过程中只有重力做功。如果进入跃升及改出跃升的飞机的动能与势能之和(总能量)分别为 $E_1$ 和 $E_2$ ,则

$$E_1 = mgH_1 + \frac{1}{2}mv_1^2 = (H_1 + \frac{v_1^2}{2g})G \quad (4-32)$$

$$E_2 = mgH_2 + \frac{1}{2}mv_2^2 = (H_2 + \frac{v_2^2}{2g})G \quad (4-33)$$

根据能量守恒,有 $E_1 = E_2$ 。所以

$$\Delta H = H_2 - H_1 = \frac{1}{2g}(v_1^2 - v_2^2) \quad (4-34)$$

由此式可知,进入跃升速度 $v_1$ 越大,改出跃升高度上的速度 $v_2$ 越小,则跃升的高度增量 $\Delta H$ 越大。但 $v_1$ 受 $H_1$ 高度上的最大平飞速度 $v_{1\max}$ 的限制, $v_2$ 受 $H_2$ 高度上的最小平飞速度 $v_{2\min}$ 的限制。因此,飞机从 $H_1$ 高度开始跃升所能达到的最大高度为

$$H_{2\max} = H_1 + \frac{v_{1\max}^2}{2g} - \frac{v_{2\min}^2}{2g} = \frac{E_1}{G} - \frac{v_{2\min}^2}{2g} \quad (4-35)$$

由于 $v_{2\min}$ 取决于 $H_2$ 高度上的 $\rho$ 及 $C_{y\text{允许}}$ ,而 $C_{y\text{允许}}$ 又与 $v_{2\min}$ 有关,因此计算 $H_{2\max}$ 须用迭代法。

在理论升限 $H_{\max}$ 高度上, $P - X = 0$ ,所以有 $v_y = 0, a = 0$ ,飞机只能保持定直平飞。但对于超音速飞机而言,在 $H_{\max}$ 处 $v \gg v_{\min}$ ,因此可以通过跃升增加高度。通过跃升可达到的最大高度称为动升限 $H_{\max\text{动}}$ 。在动升限处, $\Delta P = P - X < 0$ ,飞机不能保持定直平飞,但可获得高度优势。

一般在静升限处通过跃升所能达到的高度小于其动升限,这主要是因为静升限处速度较小。所以,为了获得动升限,飞机进入跃升的高度,一般比 $H_{\max}$ 低,以便利用较大的平飞速度。例如,某歼击机实用升限为19 500 m,当在 $H_1 = 13 500$  m高度上以 $Ma = 2.05$ 进行跃升,飞机可达到23 000 m的高度。

### 四、俯冲性能

俯冲是飞机用势能换取动能,迅速降低高度并增加速度的非定常运动。

俯冲按航迹可分为3段:进入俯冲段、直线俯冲段和改出俯冲段(见图4-21)。

可以证明,直线俯冲段并不是可以一直加速,而有一俯冲极限速度 $v_{\text{极限}}$ 。

$$v_{\text{极限}} = \sqrt{\frac{2(P - G \sin \theta)}{C_x \rho S}} \quad (4-36)$$

式中 $\theta$ ——直线俯冲航迹与地面夹角。

飞机在改出俯冲时,高度损失(即改出俯冲过程所需高度) $\Delta H$ 为

$$\Delta H = \frac{v_1^2}{2g} \left( \frac{n_y - \cos\theta_1}{n_y - 1} - 1 \right) \quad (4-37)$$

式中  $v_1$  和  $\theta_1$  分别为改出俯冲开始时的速度及航迹倾角(结束时航迹倾角  $\theta_2 = 0$ );  
 $n_y$  为改出俯冲的过载(假设为常值)。

例如,某飞机自垂直俯冲中改出,  $v_1 = 338 \text{ m/s}$ , 当  $n_y = 6$  时,  $\Delta H = 2\,565 \text{ m}$ ; 当  $n_y = 8$  时,  $\Delta H = 1\,784 \text{ m}$ 。可见改出俯冲时的高度损失是比较大的。

### 五、盘旋

盘旋是飞机在水平面内连续改变飞行方向而高度不变的一种曲线运动。盘旋中,如果飞机的飞行速度、迎角、倾角、侧滑角均保持不变,则称为定常盘旋。不带侧滑的定常盘旋称为正常盘旋(关于侧滑的概念见第5章)。正常盘旋的盘旋半径和盘旋一周的时间是衡量飞机方向机动能力的主要指标。盘旋半径越小,盘旋一周的时间越短,飞机的方向机动性越好。

由图 4-22,可写出正常盘旋应满足的方程

$$\begin{cases} P = X & (4-38) \\ Y \cos\gamma_s = G & (4-39) \\ m \frac{v^2}{R} = Y \sin\gamma_s & (4-40) \end{cases}$$

式中  $\gamma_s$  —— 盘旋角;  
 $v$  —— 盘旋速率;  
 $R$  —— 盘旋半径。

式(4-38)保证  $v$  不变,式(4-39)保证盘旋高度不变。至于升力的水平分量  $Y \sin\gamma_s$ ,就是使飞机产生水平曲线运动的向心力。由此可得

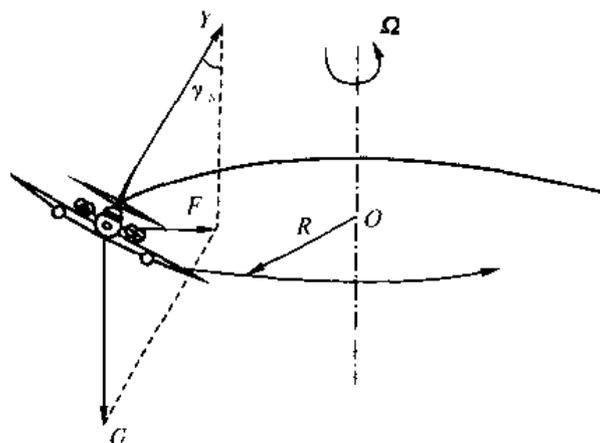


图 4-22 盘旋飞行时作用在飞机上的力

$$n_y = \frac{1}{\cos\gamma_s} \quad (4-41)$$

$$R = \frac{G}{g} \frac{v^2}{Y \sin\gamma_s} = \frac{l}{g} \frac{v^2}{\sqrt{n_y^2 - 1}} = \frac{v^2}{g \tan\gamma_s} \quad (4-42)$$

$$T = \frac{2\pi R}{v} = \frac{2\pi v}{g \sqrt{n_y^2 - 1}} \quad (4-43)$$

式中  $T$  —— 盘旋一周所需时间。

显然,  $n_y$  越大,  $R$  和  $T$  越小,盘旋性能越好。但  $n_y$  受结构强度和人的生理条件限制,所以  $n_y$  不能太大,也即  $\gamma_s$  不能太大。目前飞机的最大盘旋角  $\gamma_{s\max} = 75^\circ \sim 87^\circ$ 。此外,  $v$  也不能太大,但也不能太小。如某机在 5 km 高度上做正常盘旋,当  $Ma = 0.7$  时,  $R = 1\,480 \text{ m}$ , 但当  $Ma = 1.4$  时,  $R = 17\,000 \text{ m}$ 。

除了以上介绍的平面机动外,飞机还有空间机动性,如战斗转弯、横滚、战斗半滚(又称半筋斗翻转)、半滚倒转等,这里不再详细介绍。

## § 4-5 飞机的起飞和着陆性能

飞机的起飞和着陆是实现一次完整的飞行必不可少的两个环节。起飞着陆性能的好坏有时甚至影响到飞机能否执行及顺利完成正常飞行任务。

飞机的起飞着陆性能指标可以概括为两部分:一是起飞/着陆距离;二是起飞离地/着陆接地速度。后者除影响起飞/着陆距离外,还牵涉到起降的安全问题。过大的机场面积无论是从经济观点或战备观点考虑都是不适宜的。而飞行的安全问题,则在任何场合都是必须给予高度重视的。

从飞机性能的发展情况来看,它的速度、高度性能,机动性及续航能力都有了很大的改进,但飞机的起飞着陆性能却反而恶化,主要原因就是缩小了机翼相对面积而引起的。

### 一、飞机的起飞性能

#### 1. 飞机的起飞过程

现代喷气式飞机的起飞过程包括:地面加速滑跑阶段和加速上升到安全高度阶段,如图 4-23 所示。

起飞时飞机停在起飞线上,驾驶员踩住刹车加大油门到最大转速状态后,松开刹车让飞机加速滑跑。当加速到相当速度时,驾驶员向后拉驾驶杆抬起前轮,以主轮着地的两点滑跑姿态继续加速前进,最后到升力等于重量时飞机就能离开地面。此时所对应的速度称为离地速度,以  $v_{\text{离地}}$  表示。由于喷气式飞机的剩余推力  $\Delta P$  较大,因此在离地后可以立即转入加速上升阶段。为了减小阻力,离地不久(约 10 m)就可收起起落架。当飞机上升到 15 m 的安全高度后,加速上升阶段就告结束。

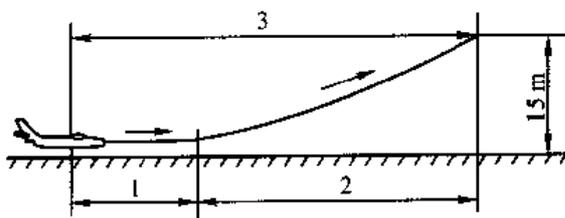


图 4-23 喷气飞机的起飞过程

1—起飞滑跑 2—加速和爬升 3—起飞距离

#### 2. 飞机的起飞性能计算

(1) 起飞滑跑的距离和时间:在地面加速滑跑过程中,飞机先是三点滑跑,至  $(0.6 \sim 0.75)v_{\text{离地}}$  时抬起前轮,改成两点滑跑,一直到离地为止。通常计算时都假定整个滑跑过程是用两点滑跑进行的,此时飞机上所受的力如图 4-24 所示。

起飞滑跑时作用在飞机上的力除推力  $P$ 、重力  $G$ 、升力  $Y$  和阻力  $X$  外,还有地面垂直反力  $N$  及机轮和地面之间的摩擦力  $F (= fN)$ 。

在计算时,假设发动机推力  $P$  与地面平行,按此可写出飞机的运动方程

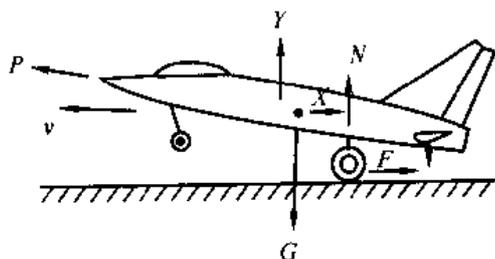


图 4-24 飞机两点滑跑姿态

$$\begin{cases} \frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = P - X - F & (4-44) \\ Y + N = G & (4-45) \end{cases}$$

将  $F=fN$  代入,整理后可得

$$\frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = P - C_x \frac{1}{2} \rho v^2 S - f(G - C_y \frac{1}{2} \rho v^2 S) \quad (4-46)$$

由此可得地面加速滑跑(起飞滑跑)段的时间为

$$T_1 = \int_0^{v_{\text{离地}}} \frac{G}{g} \frac{dv}{P - fG - \frac{1}{2} \rho v^2 S (C_x - fC_y)} \quad (4-47)$$

又由于  $dL=vd t$ ,可得起飞滑跑距离为

$$L_1 = \int_0^{v_{\text{离地}}} \frac{G}{g} \frac{v dv}{P - fG - \frac{1}{2} \rho v^2 S (C_x - fC_y)} \quad (4-48)$$

计算上式一般用数值积分。也可近似地认为  $P=0.9P_0$ ,  $P_0$  为发动机地面静推力;地面滚动摩擦系数  $f$  由表 4-2 取平均值;同时认为  $(C_x - fC_y)$  值较小,那么

$$L_1 \approx \frac{G}{2g} \frac{v_{\text{离地}}^2}{P - fG} \quad (4-49)$$

表 4-2 地面摩擦系数  $f$  的平均值

表面状况	滚动摩擦系数	完全刹车时
干水泥跑道	0.03	0.5
湿水泥跑道	0.05	0.3
干硬土地	0.07	0.4
湿草地	0.11	0.2
冰草地	0.02	0.08

飞机的离地速度由离地时的升力与重力平衡条件可得

$$v_{\text{离地}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{y_{\text{离地}}}}} \quad (4-50)$$

$C_{y_{\text{离地}}}$  为离地时升力系数,其主要受护尾迎角(见图 12-6)的限制。起飞时由于希望阻力尽可能小,一般襟翼放下的角度较小,所以  $C_{y_{\text{离地}}}$  较小。

(2) 加速上升段的距离和时间:飞机离地后按某一倾斜航迹(航迹角为  $\theta$ )作加速上升运动,其运动方程为

$$\begin{cases} \frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = P - X - G \sin \theta & (4-51) \\ Y = G \cos \theta & (4-52) \end{cases}$$

由此可求出加速上升段的时间和距离为

$$T_2 = \int_{v_{\text{离地}}}^{v_{\text{上升}}} \frac{G}{g} \frac{dv}{P - X - G \sin \theta} \quad (4-53)$$

$$L_2 \approx \int_{v_{\text{离地}}}^{v_{\text{上升}}} \frac{G}{g} \frac{v dv}{P - X - G \sin \theta} \quad (4-54)$$

式中  $v_{\text{上升}}$  为上升到 15 m 安全高度时的飞行速度,一般可取  $v_{\text{上升}} = 1.3v_{\text{离地}}$ 。式(4-54)是因为  $\theta$  一般不大,所以用航迹距离近似代替水平距离。

总的起飞时间和起飞距离为

$$T_{起} = T_1 + T_2 \quad (4-55)$$

$$L_{起} = L_1 + L_2 \quad (4-56)$$

## 二、飞机的着陆性能

飞机从安全高度(15 m)处下滑并过渡到地面滑跑直至完全停止的整个减速运动过程,称为着陆(或降落)。

### 1. 飞机的着陆过程

飞机从15 m安全高度下滑时,发动机处于慢车工作状态,襟翼偏到最大偏度,起落架放下,飞机接近于等速直线下滑。当离地不高时,驾驶员应将飞机拉平,然后保持在离地1 m左右进行平飞减速。随着飞行速度的减小,驾驶员应不断拉杆使迎角增大,并让飞机缓慢地降低高度。在离地很近时(约0.2 m),飞机已接近护尾迎角状态,迎角不能再继续增加,随着飞行速度的继续降低,升力不足以平衡飞机重量,于是飞机就飘落以主轮接地,此时对应的速度就叫做着陆接地速度。飞机接地后,驾驶员继续保持两点滑跑姿态,以充分利用空气阻力使飞机减速。当减至一定速度时,驾驶员推杆使前轮着地进行三点滑跑,并且使用机轮刹车等使飞机继续减速。到飞机完全停止时,着陆阶段就告结束。所以飞机的着陆过程通常由下滑、拉平、平飞减速、飘落和地面减速滑跑5个阶段组成(图4-25)。

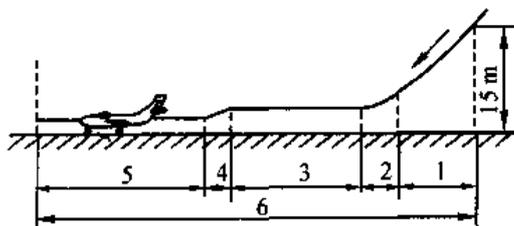


图4-25 飞机的着陆

1—下滑 2—拉平 3—平飞减速 4—飘落  
5—着陆滑跑 6—着陆距离

### 2. 飞机的着陆性能计算

(1)下滑距离 $L_1$ 的计算:下滑时,发动机推力接近于零,飞机又近似为等速直线运动,故可得如下方程

$$X = G \sin \theta$$

$$Y = G \cos \theta = \frac{1}{2} \rho v^2 C_y S \quad (4-57)$$

故下滑速度为

$$v_{下滑} = \sqrt{\frac{2G \cos \theta}{\rho S C_{y,下滑}}} \quad (4-58)$$

由图4-26可得

$$\tan \theta = \frac{X}{Y} = \frac{C_x}{C_y} = \frac{1}{K} = \frac{15}{L'_1}$$

近似计算时,可取

$$L_1 \approx L'_1 = 15K \quad (4-59)$$

用上式算得的结果实际上是把下滑段距离算长了,经验表明 $L'_1$ 大体上相当于 $L_1$ 及 $L_2$ 之和。故拉平段 $L_2$ 就不必再算。

下滑段时间(包括拉平段)

$$T_1 = \frac{L_1}{v_{下滑}} \quad (4-60)$$

下滑升力系数  $C_{y, \text{下滑}} = (0.6 \sim 0.7)C_{y, \text{max}}$ , 以保证合适的航迹角  $\theta$ 。

(2) 平飞减速段距离  $L_3$  的计算: 平飞减速段飞机的受力情况如图 4-27 所示, 其运动方程为

$$\begin{cases} Y \approx G \\ \frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = -X \end{cases} \quad (4-61)$$

整理后可得

$$\frac{1}{g} \frac{dv}{dt} = -\frac{X}{Y} = -\frac{1}{K} \quad (4-62)$$

由此可得平飞减速段的时间和距离为

$$T_3 = -\frac{1}{g} \int_{v_{\text{拉平}}}^{v_{\text{飘落}}} K dv \quad (4-63)$$

$$L_3 = -\frac{1}{g} \int_{v_{\text{拉平}}}^{v_{\text{飘落}}} K v dv \quad (4-64)$$

式中  $v_{\text{拉平}}$  —— 拉平时的速度;  
 $v_{\text{飘落}}$  —— 飘落段开始时的速度。

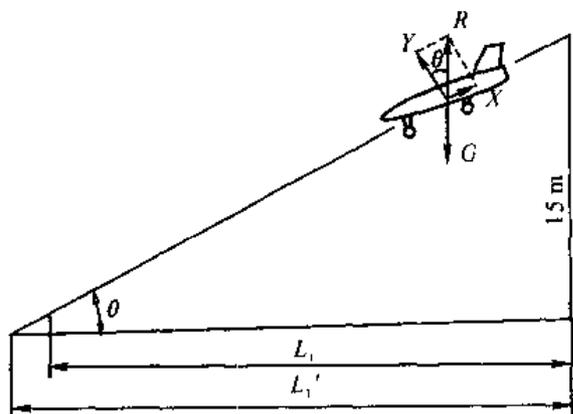


图 4-26 飞机下滑时的受力

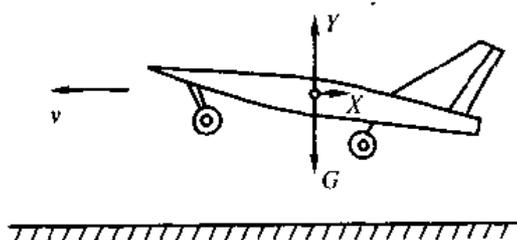


图 4-27 飞机平飞减速时的受力

在近似计算中, 可取  $K \approx K_{\text{max}}$ ,  $v_{\text{拉平}} \approx v_{\text{下滑}}$ ,  $v_{\text{飘落}} \approx v_{\text{接地}}$ , 于是式(4-63)和式(4-64)简化为

$$T_3 \approx \frac{K_{\text{max}}}{g} (v_{\text{下滑}} - v_{\text{接地}}) \quad (4-65)$$

$$L_3 \approx \frac{K_{\text{max}}}{2g} (v_{\text{下滑}}^2 - v_{\text{接地}}^2) \quad (4-66)$$

其中接地速度

$$v_{\text{接地}} \approx 0.95 \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{y, \text{接地}}}} \quad (4-67)$$

实际上用式(4-65)及式(4-66)算出的  $T_3$  和  $L_3$  是偏大的, 它们近似等于平飞减速段与飘落段距离之和, 所以  $T_4$  和  $L_4$  不必再算。

(3) 着陆滑跑段距离  $L_5$  的计算: 地面减速着陆滑跑过程中, 先用两点无刹车自由滑跑, 然后改用三点滑跑并使用刹车。

通常认为两点无刹车自由滑跑时间为 3 s, 故该段距离为

$$L_{\text{自}} = 3v_{\text{接地}} \quad (4-68)$$

三点滑跑且使用刹车时,其总的摩擦力为  $F$ ,则有运动方程

$$\frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = -(X + F) \quad (4-69)$$

$$N = G - Y \quad (4-70)$$

由此可得地面刹车减速滑跑段的时间和距离为

$$T_{\text{刹}} = \frac{G}{g} \int_0^{v_{\text{接地}}} \frac{dv}{X + F} \quad (4-71)$$

$$L_{\text{刹}} = \frac{G}{g} \int_0^{v_{\text{接地}}} \frac{v dv}{X + F} \quad (4-72)$$

整个地面滑跑段的时间和距离为

$$T_5 = 3 + T_{\text{刹}} \quad (4-73)$$

$$L_5 = L_{\text{自}} + L_{\text{刹}} \quad (4-74)$$

在近似计算中,如认为整个滑跑过程为三点滑跑的等减速运动,则地面减速着陆滑跑段时间和距离为

$$L_5 = \frac{v_{\text{接地}}^2}{2a_{\text{平均}}}$$

$$T_5 = \frac{v_{\text{接地}}}{a_{\text{平均}}}$$

式中  $a_{\text{平均}}$  为平均减速度,可以近似求得其值为

$$a_{\text{平均}} = \frac{1}{2} g \left( \frac{1}{K_{\text{接地}}} + f \right) \quad (4-75)$$

式中  $K_{\text{接地}}$  为接地时飞机的升阻比。从而可求得

$$L_5 = \frac{v_{\text{接地}}^2}{g \left( \frac{1}{K_{\text{接地}}} + f \right)} \quad (4-76)$$

$$T_5 = \frac{2v_{\text{接地}}}{g \left( \frac{1}{K_{\text{接地}}} + f \right)} \quad (4-77)$$

整个着陆距离和时间为

$$L_{\text{着陆}} = L_1 + L_2 + L_3 + L_4 + L_5 \approx L_1 + L_3 + L_5 \quad (4-78)$$

$$T_{\text{着陆}} = T_1 + T_2 + T_3 + T_4 + T_5 \approx T_1 + T_3 + T_5 \quad (4-79)$$

### 三、缩短起飞着陆距离的措施

通过以上分析,我们可以采用各种方法缩短飞机的起飞和着陆滑跑距离。但是飞机设计的经验表明,只有那些不影响飞机主要飞行性能的方法和措施,才是在实践中可以采用的。

在现代飞机上经常采用的措施有以下几种(可参见 § 10-6):

#### 1. 增升装置

在机翼上装置各种型式的襟翼,在起飞着陆时放下以增加升力,使  $C_{L_{\text{落地}}}$  和  $C_{L_{\text{着陆}}}$  增大以改善起降性能是最常用的设计措施。

## 2. 增大推重比

增大发动机的推力,使起飞的加速度增大,飞机可以很快的增速到离地速度,缩短起飞滑跑距离。现代喷气发动机上常用装置加力燃烧室在起飞时增大推力,使起飞滑跑距离缩短(在歼击机上常用)。

## 3. 增阻装置及刹车

飞机在着陆滑跑时增加阻力可用阻力伞或减速伞。飞机着陆接地后放出阻力伞,利用伞的空气阻力使飞机减速。着陆滑跑初期滑跑速度较大,伞的阻力也大。速度降低后伞的阻力减小。速度减小后应把伞抛掉。阻力伞是增阻装置的一种形式,其他还有阻力板等。

着陆滑跑时可以使用机轮刹车增大磨擦力。

用增阻装置和刹车使 $(X+F)$ 值大大增加,因而使着陆滑跑距离缩短。

## 第5章 飞机的平衡、稳定和操纵

在前面一章里,我们讨论了飞机的基本飞行性能。但是,作为全面衡量一架飞机战术/使用性能的优劣来说,单有好的飞行性能还是不够的。例如,尽管飞机具有很大的速度、很高的升限和很远的航程,如果它的平衡特性、稳定特性和操纵特性不好,也就是说在飞行中,飞机总是偏离预定的航向;或者稍受外界扰动,飞机的平衡即遭破坏而又不能自动恢复,需要飞行员经常花费很大的精力予以纠正;在改变飞行状态的时候,飞行员操纵起来非常吃力,而且飞机反应迟钝,那么像这样的飞机就不能算是一架战术/使用性能良好的飞机。驾驶这样的飞机,驾驶员会被搞得精疲力尽,而且不能保证飞行安全和很好地完成预定任务。因此对于一架战术/使用性能优良的飞机来说,不仅要求它速度大、爬升快、升限高、航程远,而且要求具备良好的平衡性、稳定性和操纵性。

本章主要介绍有关飞机平衡、稳定和操纵的基本概念,并在此基础上,简要介绍飞行品质的概念。

### § 5-1 飞机的平衡

#### 一、平衡的概念

飞机在飞行时,所有作用于飞机的外力与外力矩之和都等于零的状态称之为飞机的平衡状态,等速直线运动是飞机的一种平衡状态。

研究飞机的运动,我们采用的是机体坐标轴系。这种坐标轴的原点 $O$ 取在飞机的重心, $x$ 轴在飞机的对称面内且与翼弦平行,称为飞机的纵轴,以指向机头为正; $y$ 轴在飞机对称面内,垂直于 $x$ 轴,称为立轴,以指向座舱盖为正; $z$ 轴通过重心和 $Oxy$ 平面垂直,以指向右翼为正,称为飞机的横轴(见图5-1)。 $x, y, z$ 轴构成右手坐标系。

飞机沿纵轴和立轴的移动,以及绕横轴的转动,与飞机的飞行速度和迎角有关,是发生在飞机对称面内的运动,通常称为纵向运动;而飞机沿横轴的移动和绕纵轴的转动,称为横向运动;飞机绕立轴的转动称为航向运动。飞机的平衡问题,归结为纵向平衡、横向平衡和航向平衡的问题。下面分别讨论飞机保持这3个方向的平衡应当满足什么条件,以及保持平衡的方法。

#### 二、飞机的平衡条件及保持平衡的方法

##### 1. 飞机的纵向平衡及其保持方法

飞机在纵向平面内作等速直线飞行,并且不绕横轴转动的这样一种运动状态,称为纵向平衡。

飞机在纵向运动时,作用于飞机上的力主要有:机翼升力 $Y_{\text{翼}}$ ,水平尾翼升力 $Y_{\text{尾}}$ ,机身升力 $Y_{\text{身}}$ ,空气阻力 $X$ 和发动机推力 $P$ 以及飞机重力 $G$ ,如图5-2所示。这些力的大小和方向

各不相同,因此对飞机重心的力矩亦不相同,有的力产生使飞机抬头的上仰力矩,有的力则产生使飞机低头的下俯力矩。为了使飞机不绕横轴转动,飞机的上仰力矩必须等于下俯力矩,即

$$Y_{翼} a + Xb + Y_{身} d + Pc = Y_{尾} e$$

此外,要使飞机保持等速水平直线飞行,作用于飞机上的各力也必须保持平衡,故

$$Y_{翼} + Y_{身} + Y_{尾} = G$$

$$P = X$$

机身和平尾产生的升力,一般情况下比机翼升力小得多,在具体计算时通常忽略不计。

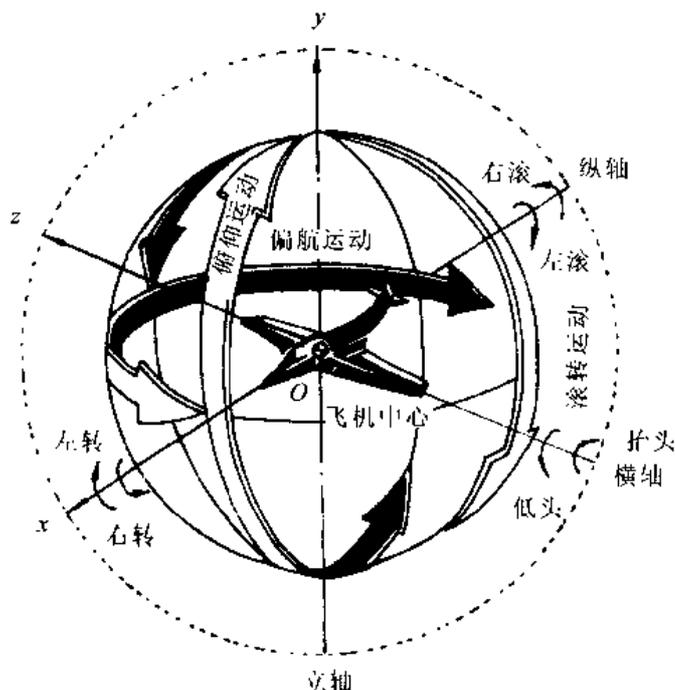


图 5-1 穿过飞机重心的 3 根互相垂直的轴

飞机在飞行中,其平衡状态不是一成不变的,经常会因为各种因素的影响而遭到破坏。例如由于燃油消耗、收放起落架、收放襟翼、发动机推力改变或投掷炸弹等,都会使飞机的平衡状态发生变化。

当飞机的平衡状态遭到破坏后,则上述的平衡条件便不能满足,也就是说飞机的上仰力矩不再等于下俯力矩,其差值便构成附加的不平衡力矩。因此,要使飞机

保持纵向平衡状态,就必须克服这个不平衡力矩,克服的方法是操纵升降舵。例如,由于某种原因,飞机产生了附加的不平衡上仰力矩,使平衡状态破坏,此时驾驶员应当向前推杆,使升降舵向下偏转,于是在水平尾翼上产生向上的附加升力(见图 5-2),该力对飞机重心形成下俯力矩,若其大小刚好和不平衡上仰力矩相等时,飞机便重新回到纵向平衡状态,继续飞行。

同样道理,飞机由于某种原因产生了不平衡的下俯力矩,驾驶员就应当用向后拉杆使升降

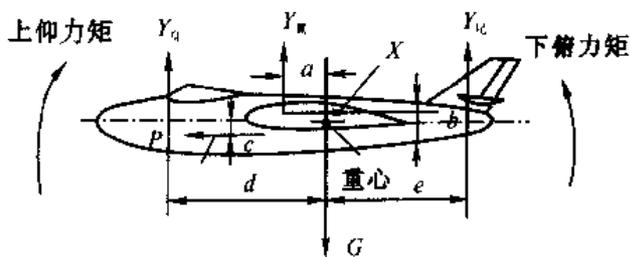


图 5-2 作用于飞机上的对横轴的力矩

舵向上偏转的办法来加以克服。

由此可知,升降舵的一个重要作用,就是当飞机的纵向平衡状态遭到破坏而出现附加的不平衡俯仰力矩时,可以借助于它的偏转来产生俯仰操纵力矩,以保持飞机原有的纵向平衡状态。

## 2. 飞机的横向平衡及其保持方法

飞机作等速直线飞行,并且不绕纵轴滚转的这样一种飞行状态,称为横向平衡。

从图 5-3 可知,当飞机作等速直线飞行时,使飞机绕纵轴滚转的力矩,主要是由两边机翼上的升力及其重力所产生。为了使飞机不绕纵轴转动,保持横向平衡,使飞机右倾的力矩总和应当等于使飞机左倾的力矩总和,即

$$Y_{右} a + G_{左} d = Y_{左} b + G_{右} c$$

式中: $Y_{右}$  和  $Y_{左}$  分别表示右机翼和左机翼的升力, $G_{右}$  和  $G_{左}$  分别表示右机翼和左机

翼上的载重, $a, b, c, d$  则分别表示这些力到飞机重心的垂直距离。显然,当两边机翼的重量、几何参数和气动特性完全对称时,则  $Y_{右} = Y_{左}, G_{右} = G_{左}, a = b, c = d$ ,左倾力矩总和等于右倾力矩总和,飞机将处于横向平衡状态。但是如同纵向情况一样,飞机的横向平衡状态也会由于两边机翼安装角不同或者副翼不在中立位置,或者机翼两边的装载不同而遭到破坏。另外,对于装有螺旋桨的飞机来说,当螺旋桨旋转时,还会产生与旋转方向相反的滚转力矩。例如当螺旋桨向右转动时,桨叶迫使空气亦跟着向右旋转,根据作用与反作用原理,空气便给螺旋桨一个大小相等、方向相反的反作用滚转力矩,它使飞机向左倾斜,如图 5-4 所示,这也会使飞机的横向平衡遭到破坏。

由此可见,飞机的横向平衡经常会因为各种原因而遭到破坏,为了保持飞机的横向平衡状态,驾驶员可以操纵副翼,使飞机产生横向平衡力矩,来克服不平衡的滚转力矩。

当飞机出现向右滚转的不平衡力矩时,驾驶员应当向左压杆,这时右副翼向下偏转,左副翼向上偏转,右机翼升力增大,左机翼升力减小,形成使飞机向左滚转的平衡力矩,抵消不平衡的右滚力矩,从而恢复横向平衡状态。同样道理,当飞机向左倾斜时,则可用向右压杆的办法来克服。所以副翼的一个重要作用,就是可以借助于它的偏转,保持飞机的横向平衡状态。

## 3. 飞机的航向平衡及其保持方法

飞机作等速直线飞行,并且不绕立轴转动的这样一种飞行状态,称为航向平衡。

从图 5-5 可知,当飞机作等速直线飞行时,使飞机绕立轴转动的偏航力矩,主要由两边机翼的阻力和发动机的推力(多发动机飞机)所造成。为了使飞机保持航向平衡就必须使飞机左转的航向力矩总和,等于使飞机右转的航向力矩总和,即

$$X_{左} c + P_{左} b = X_{右} d + P_{右} a$$

飞机的航向平衡,如同纵向情况一样,经常会由于两边机翼重量、气动特性以及发动机工

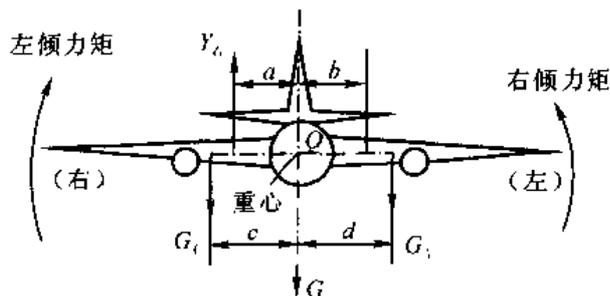


图 5-3 作用于飞机上的对纵轴的力矩

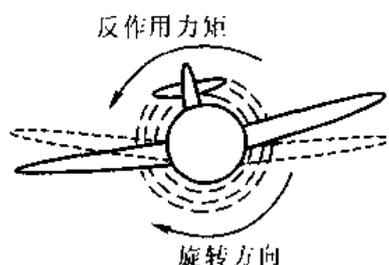


图 5-4 螺旋桨的反作用力矩

作状态的不对称而遭破坏,特别是当一边机翼上的发动机停止工作时,引起的不平衡情况尤为严重。例如若右翼的发动机停车,即  $P_{右} = 0$ ,则发动机的推力将形成使飞机向右偏转的不平衡力矩,在此力矩作用下,飞机向停车发动机一侧偏转。为了保持原来航向平衡状态,驾驶员应当用左脚蹬舵,使方向舵向左偏转,此时在垂直尾翼上产生向右的侧向力  $Z_{尾}$ ,它对立轴形成与不平衡力矩相反的平衡力矩,如图 5-6 所示,使飞机保持原来的航向平衡状态。

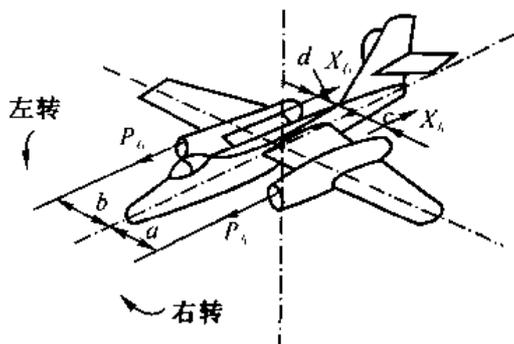


图 5-5 作用于飞机上的对立轴的力矩

在自然界,许多现象都是互相联系、互相依赖、互相制约着的。飞机的横向平衡和航向平衡之间的关系也是这样。当航向平衡破坏时,则横向平衡也不能保持;反过来,若横向平衡遭到破坏,则航向平衡也要被破坏。例如飞机受到突风的偏航力矩,如不及时修正,机头将向右偏转,结果飞行速度方向和飞机对称面之间便产生某个角度  $\beta$ ,通常称为侧滑角(图 5-7),由于  $\beta$  的存在,破坏了机翼相对气流的对称性,引起两边机翼升力不相等,左机翼升力大,右机翼升力小,形成向右的滚转力矩,使横向平衡也被破坏。

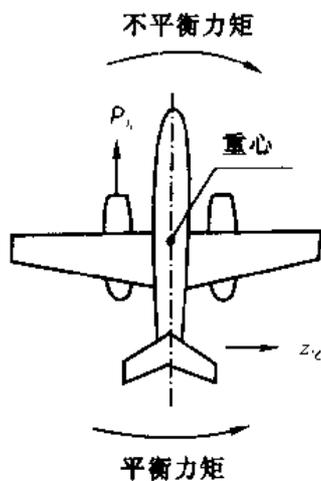


图 5-6 航向力矩的平衡

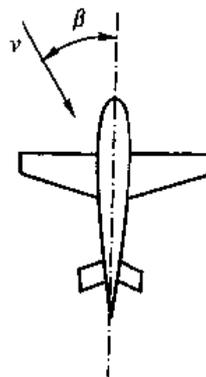


图 5-7 飞机的侧滑角

由于航向平衡和横向平衡之间关系如此密切,通常把二者合在一起,称为飞机的侧向平衡,又称横侧平衡。显然,为了保持飞机的侧向平衡,经常需要同时操纵副翼和方向舵。

## § 5-2 飞机的稳定性

### 一、稳定性概念

在上一节里,我们讨论了欲使飞机保持平衡状态飞行,应当满足什么条件,以及由于各种原因产生了不平衡的力矩后,驾驶员应当如何保持原有的平衡状态。但应当指出的是,这种不平衡的力矩是由一些长久作用的因素造成的,因而驾驶员适当的偏舵就可以克服。但除此之

外,飞机在飞行过程中,还常常会碰到一些偶然的、瞬时作用的因素,例如突风的扰动或偶而触动一下驾驶杆或脚蹬等,也会使飞机的平衡状态遭到破坏。并且,在这种情况下,飞机运动参数的变化比较剧烈,驾驶员很难加以控制,会影响预定任务的完成和飞行的安全。因此便对飞机本身提出了稳定性的要求。

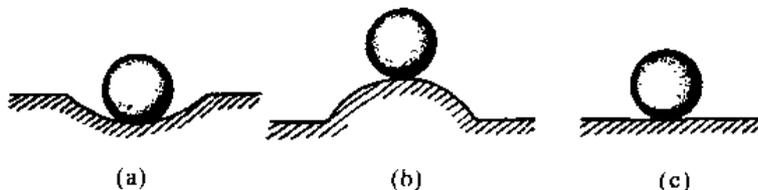


图 5-8 圆球的 3 种稳定状态

(a) 稳定 (b) 不稳定 (c) 中立稳定

为了更好地说明稳定性的概念和分析具备稳定性的条件,首先来研究圆球的稳定问题。如图 5-8 所示的 3 种情况,设圆球原来处于平衡状态。现在给它一个瞬时小扰动,例如推它一下,使其偏离平衡状态,我们来讨论在扰动去除后,圆球是否能回到原来的平衡状态。

图 5-8(a)所示的圆球,在扰动取消后,其在弧形槽中经过若干次来回摆动,最后自动地恢复到原来的平衡位置,这种情况称为稳定。而图 5-8(b)所示的圆球,在扰动取消后,其沿弧形坡道滚下,离原来的平衡位置越来越远,不能自动地恢复到原来的平衡位置,这种情况称为不稳定。而图 5-8(c)所示的圆球,在扰动取消后,就停在扰动消失时的位置,既不继续偏离原来的平衡位置,也不自动地恢复到原来的平衡位置,这种情况称为随遇稳定或中立稳定。

为什么会出现这些现象呢?原因如下:

(1) 图 5-8(a)所示的圆球偏离平衡位置后,其重力在平行于弧形曲线切线的方向上的分力,对圆球与弧形曲线的接触点(支持点)形成一个力矩,该力矩使圆球具有自动恢复到其原来平衡状态的趋势。这种力矩称为稳定力矩或恢复力矩。同时,圆球在弧形曲线上运动的阻力也对其支持点形成一个力矩,但其方向和圆球运动方向相反,起到阻止摆动的作用,称为阻转力矩或阻尼力矩,在此力矩作用下,圆球的摆幅越来越小,最后停止在原来的平衡位置上,因而是稳定的。

(2) 图 5-8(b)所示的圆球偏离平衡位置后,其重力在平行于弧形曲线切线的方向上的分力,对圆球与弧形曲线的接触点(支持点)形成一个力矩,该力矩使圆球继续偏离原来的平衡状态,是不稳定力矩。因此圆球不能自动回到原来的平衡位置上,因而不稳定的。

(3) 图 5-8(c)所示的圆球偏离平衡位置后,其重力与平面的支持力在同一条直线上,对支持点不形成任何力矩,圆球既不继续加大偏离原来的平衡状态,也不会自动回到原来的平衡状态。

由此可知,欲使处于平衡状态的物体具有稳定性,其必要条件是物体在受到扰动后能够产生稳定力矩,使物体具有自动恢复到原来平衡状态的趋势;其次是在恢复过程中同时产生阻尼力矩,保证物体最终恢复到原来平衡状态。

对飞机来说,其稳定与否,和上述圆球的情况在实质上是类似的。如果在飞行中,飞机由于外界瞬时微小扰动而偏离了平衡状态,这时若在飞机上能够产生稳定力矩,使飞机具有自动恢复到原来平衡状态的趋势,同时在飞机摆动过程中,又能产生阻尼力矩,那么飞机就能像图

5-8(a)所示的圆球一样,无须驾驶员的干预就能自动地恢复到原来的平衡状态,因而是稳定的,或者说飞机具有稳定性;反之,若飞机偏离平衡状态后产生的是不稳定力矩,那么飞机就会像图5-8(b)所示的圆球一样越来越偏离原来的平衡位置,因而是稳定的,也就是没有稳定性。显然,为了保证飞行安全和便于操纵,飞机应当具有良好的稳定性。

通常将稳定性分成静稳定性和动稳定性。如果飞机在外界瞬时扰动的作用下偏离平衡状态,在最初瞬间所产生的是恢复力矩,使飞机具有自动恢复到原来平衡状态的趋势,则称飞机具有静稳定性;反之,若产生的是不稳定力矩,飞机便没有自动恢复到平衡状态的趋势,故称为没有静稳定性。显然,静稳定性只表明飞机在外界扰动作用后的最初瞬间有无自动恢复到原来平衡状态的趋势,并不能说明飞机整个稳定的过程,即能否最终恢复到原来的平衡状态。研究飞机在外界瞬时扰动作用下,整个扰动运动过程的问题,称为飞机的动稳定性。

飞机的静稳定性和动稳定性之间有着非常密切的关系。一般来说,只要恰当地选择静稳定性的大小,就能保证获得良好的动稳定特性。限于本课程性质,下面主要介绍飞机的静稳定性问题。

在研究平衡问题时,曾经把飞机的运动分成纵向运动和侧向运动。同样,飞机的静稳定性也可分为纵向静稳定性和侧向静稳定性。下面先讨论飞机的纵向静稳定性问题,然后再分析侧向静稳定性。

## 二、飞机的纵向静稳定性

飞行中,当飞机受到微小扰动而偏离其纵向平衡状态,并在扰动去除瞬间,飞机不经驾驶员操纵就具有自动地恢复到原来平衡状态的趋势,则称飞机具有纵向静稳定性。

飞机是否有静稳定性,主要取决于飞机本身的特性,取决于飞机平衡状态破坏后,飞机上产生的起稳定作用的力矩与起不稳定作用的力矩相互作用的结果。如果前者大于后者,飞机是静稳定的,反之,便是静不稳定的。因此要分析飞机纵向静稳定性,就必须分析飞机各个部件由于扰动而使迎角改变后所引起的俯仰力矩变化。

当迎角改变时,机翼升力亦改变,但理论和实验都指出,尽管升力大小随迎角变化,而升力增量的作用点却始终保持不变,这个升力增量的作用点,即为机翼的焦点。对目前常用的翼型来说,亚音速时焦点位于离翼型前缘大约(22~25)%弦长的地方,而在超音速时则增加到(40~50)%。

同样,当迎角改变时,机身、尾翼等所引起的升力增量亦作用在机身和尾翼的焦点上,如图5-9所示。从该图可看出,由于机翼、机身的焦点都在飞机重心的前面,因而升力增量对重心形成一个使机头更加上仰的不稳定力矩,但水平尾翼焦点远在重心之后,因此尾翼上的升力增量对重心形成的是使机头下俯的稳定力矩,若后者大于前者,飞机是静稳定的,反之,则是静不稳定的。从这里看出,水平尾翼的重要作用之一在于保证飞机具有纵向静稳定性。

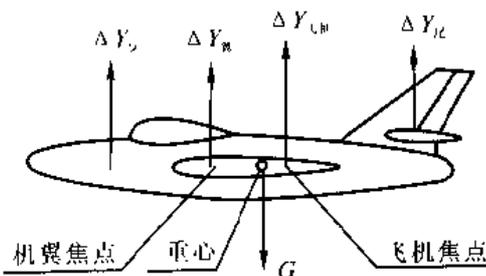


图5-9 飞机各部分的附加升力

上而谈到,当迎角变化时,飞机各个部件的升力都要改变。飞机各个部件升力增量的合力的作用点,称为飞机的焦点,换句话说,飞机焦点就是迎角变化而引起的整个飞机升力增量的

作用点。机翼、机身、尾翼的焦点都不随迎角改变,飞机的焦点也不随迎角而改变。

飞机重心和飞机焦点之间的相互位置,决定了飞机是否具有纵向静稳定性。若飞机重心位于焦点之前,如图 5-10(a)所示,则在飞机受到外界扰动后,例如迎角增加了  $\Delta\alpha$ ,那么在飞机的焦点上,就会产生一个向上的升力增量  $\Delta Y_{\text{焦点}}$ ,它对飞机重心形成使机头下俯的静稳定力矩,使飞机具有逐渐消除  $\Delta\alpha$  而自动恢复到原来平衡迎角的趋势,即飞机是静稳定的。反之,若飞机重心位于其焦点之后,如图 5-10(b)所示,升力增量对重心所形成的是不稳定的上仰力矩,使飞机迎角越来越大而没有自动恢复到原来平衡迎角的趋势,因此飞机是静不稳定的。由此可以得出一个重要结论:飞机的重心若位于飞机焦点之前,飞机具有纵向静稳定性,飞机重心位于焦点之后,则飞机便失去纵向静稳定性。

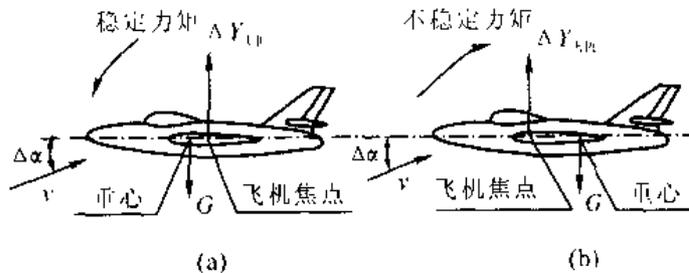


图 5-10 重心位置与静稳定性的关系

低速飞行时,飞机的焦点是固定不变的,而飞机的重心位置却因燃料的消耗、装载的改变以及投弹等而发生移动。如果飞机重心原来位于飞机焦点之前,飞机是静稳定的。但由于上述原因,飞机重心逐渐向后移动,静稳定性逐渐降低。当重心后移到飞机焦点之后时,就产生了质的变化,原来静稳定的飞机转化为失去静稳定性的飞机。这也是为什么对飞机重心变化范围要有严格限制的原因。

### 三、飞机的航向静稳定性

在飞行中,飞机受微小扰动而使航向平衡状态遭到破坏,并在扰动消失瞬间,飞机能不经驾驶员操纵就有自动地恢复到原来航向平衡状态的趋势,则称飞机具有航向静稳定性。

飞机的航向静稳定性主要由垂直尾翼来保证。例如飞机原来处于航向平衡状态,由于外界扰动而使飞机偏离了原来的航向,产生了侧滑角  $\beta$ ,如图 5-11 所示。这时在垂直尾翼上便产生了侧向力  $Z$ ,该力对飞机重心形成消除侧滑角  $\beta$  的航向静稳定力矩,迫使飞机有自动恢复到原来  $\beta=0$  的航向平衡状态的趋势。也有人把它叫做“风标”静稳定性的。

### 四、飞机的横向静稳定性

在飞行中,飞机受微小扰动而使横向平衡状态遭到破坏,并在扰动消失瞬间,飞机不经驾驶员操纵就具有自动地恢复到原来横向平衡状态的趋势,则称飞机具有横向静稳定性;反之,就没有横向静稳定性。

保证飞机横向静稳定性的主要因素是机翼的上反角、后掠角和垂直尾翼,其作用分述如下。

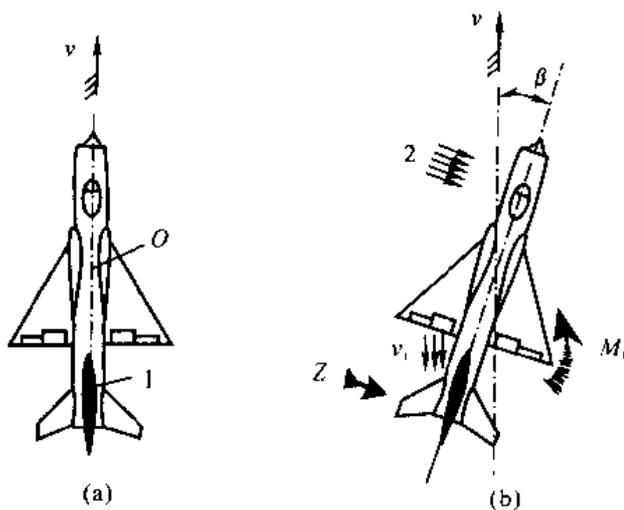


图 5-11 垂直尾翼与航向稳定  
 1—垂直尾翼 2—阵风 Z—附加力  $M_1$ —恢复力矩  
 O—飞机重心  $v_1$ —相对风速  $v$ —飞行速度

1. 机翼上反角  $\Psi$  的作用

当飞机受到微小扰动而向右倾斜时(反之亦然),总升力也随之倾斜而产生向右的侧力  $Z$ ,促使飞机向右侧滑而形成侧滑角  $\beta$ 。由图 5-12 可见,分速  $v \cos \beta$  对左右机翼的作用相同,而分速  $v \sin \beta$  在上反角的作用下,又可分解为平行于及垂直于机翼弦面的两个分速  $v \sin \beta \cos \Psi$  和  $v \sin \beta \sin \Psi$ 。前者因平行弦面流动故对机翼表面的压力分布无影响,而后者却在左机翼上叠加了一个向下的速度分量使其迎角减小,在右机翼则因叠加了一个向上的速度分量而使实际迎角增加,致使右翼升力增加而左翼升力减小,因而产生了恢复力矩。所以说机翼的上反角有增加横向稳定性的作用。

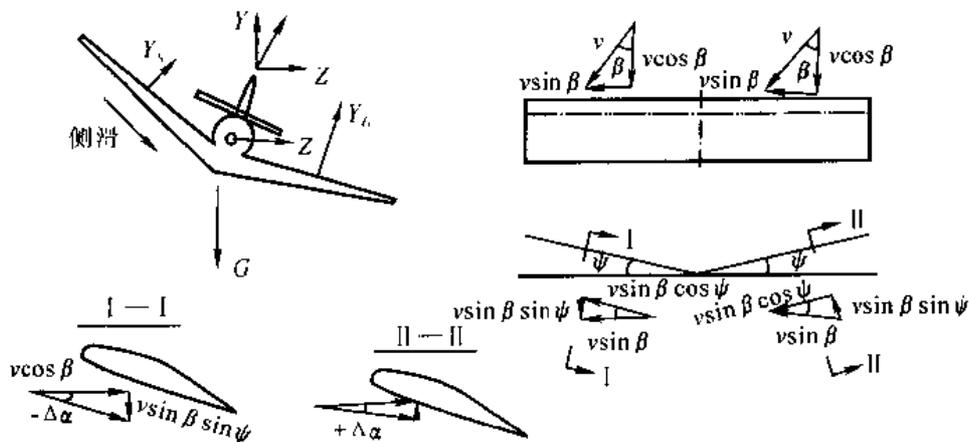


图 5-12 机翼上反角与横向稳定

2. 机翼后掠角  $\chi$  的作用

当飞机由于扰动向右倾斜而引起右侧滑时(见图 5-13),气流对右机翼的有效分速  $v_1$  (即

垂直焦点线的分速)就比左机翼分速  $v_3$  大得多。显然,右机翼的升力也就大,所以也能产生恢复力矩,从而起到增加横向稳定性的作用。

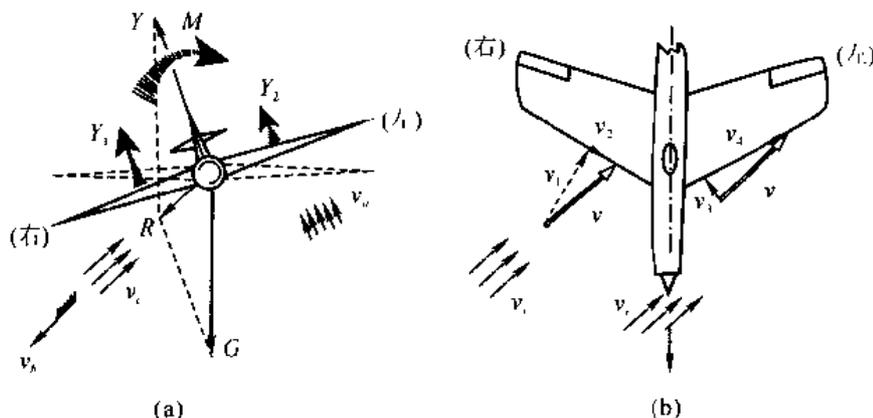


图 5-13 机翼后掠角与侧向稳定

$v_w$ —阵风  $v_s$ —侧滑速度  $v$ —相对风速  $M$ —恢复力矩

### 3. 垂直尾翼对横向稳定性的作用

由图 5-11 可见,当飞机(不论何种原因)出现侧滑角  $\beta$  时,在垂直尾翼上就会派生出侧力  $Z$ ,它不但能为航向提供恢复力矩,而且由于垂直尾翼一般都装在机身的上面,所以还有滚转力矩。不难看出它也是一个横向恢复力矩,因此也具有横向稳定的作用。

## 五、横向、航向静稳定性的比值对动稳定性的影响

在讨论平衡问题时,曾经谈到飞机的航向平衡和横向平衡具有密切关系。同样,飞机的航向静稳定性和横向静稳定性之间也有着密切的联系。不能一个静稳定度很大,另一个却很小,二者之间需要保持一定的关系,否则有可能在动稳定性上出现问题。

### 1. 航向静稳定性过大而横向静稳定性过小将造成螺旋不稳定运动

当飞机受到扰动向右倾斜随之向右侧滑时,由于过大的航向静稳定性产生的航向恢复力矩过大将使飞机迅速向右偏航,因而左翼升力就大于右翼的升力。而此时过小的横向静稳定性又不能产生足够的滚转恢复力矩,飞机就进一步向右倾斜。此后,更大的右侧滑又引起更大右倾斜,倾斜后的升力垂直分量将小于飞机重量,最后使飞机一方而下降一方而机头向右偏转而形成螺旋运动,如图 5-14 所示

螺旋运动发展较慢,周期长,对于具有轻微螺旋不稳定性的飞机,驾驶员有充裕的时间可以纠正,一般不致于造成危险。

### 2. 横向静稳定性大而航向静稳定性过小将引起振荡不稳定运动(见图 5-15)。

当飞机受扰动而向右倾斜时(a),由于机翼横向静稳定性过大,稍一侧滑飞机就恢复正常姿态(b),之后在惯性的作用下飞机继续向右侧滑,因此出现反向倾斜(c)。这时,升力的水平分量又使飞机开始往左侧滑(d),左倾斜迅速减小(e),已恢复到正常姿态(f)后,又在惯性的作用下继续侧滑而出现右倾斜(g)。

由于航向静稳定性过小,飞机消除侧滑角的能力很弱,因此振荡的现象越来越厉害,而且周期较短(2~4 s),驾驶员难于操纵,因此在飞机设计中,必须避免这种振荡不定现象(又称为

荷兰滚)。



图 5-14 飞机的尾旋

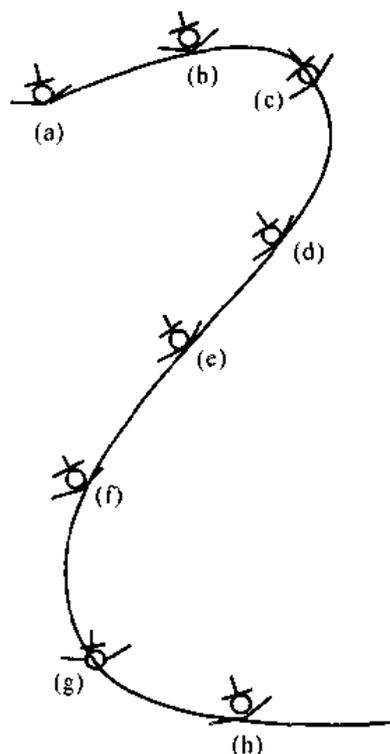


图 5-15 飘摆不稳定运动的形成

现代高速飞机一般都采用大后掠机翼,往往不用上反已嫌横向稳定性过大,所以有的飞机还要把机翼做成下反,使横向和航向静稳定性保持一个适当的比值。

一般说来,具有纵向静稳定的飞机也是纵向动稳定的。

### § 5-3 飞机的操纵性

飞机不仅应有自动保持其原有平衡状态的稳定性,而且,由于执行任务和飞行阶段的不同,飞机不可能始终用一种平衡状态飞行,还需要经常地改变自己的飞行状态,这就要求飞机还要能操纵。例如从平飞转到上升或下滑、加速或减速、从直线飞行转到曲线飞行等等。

所谓飞机的操纵性,就是指飞机在驾驶员操纵下,改变其飞行状态的特性。操纵性的好坏与飞机稳定性的大小有密切关系,稳定性太大,也就是说飞机保持原有飞行状态的能力越强,则要改变它也就越不容易,操纵起来也就越费劲。若稳定性过小,则操纵力也很小,驾驶员很难掌握操纵的份量,也是不理想的。所以要正确处理好稳定性与操纵性之间的关系。

飞机的操纵,主要是通过 3 个航面(操纵面)——升降舵(有时是全动平尾),方向舵和副翼来实现的。

#### 一、飞机的纵向操纵性

当驾驶员操纵驾驶杆偏转升降舵之后,飞机绕横轴转动而改变其迎角、速度等飞行状态的特性,称为飞机的纵向操纵性。

驾驶员后拉杆,升降舵向上偏转,于是在平尾上产生向下的附加升力  $\Delta Y_{\text{舵}}$ ,该力对飞机重心形成使飞机抬头的操纵力矩  $\Delta M_{\text{抬头}}$ ,如图 5-16 所示。在该力矩作用下,飞机原有的平衡状态即被破坏,飞机便绕横轴转动,使迎角增大。由于迎角增大,在飞机焦点上亦产生附加升力  $\Delta Y$ 。对于静稳定的飞机来说,焦点位于重心的后面,因此升力增量  $\Delta Y$  对重心形成使飞机低头的稳定力矩  $\Delta M_{\text{低头}}$ 。当操纵力矩和稳定力矩相等时,飞机的迎角不再增大,飞机便在新的迎角下保持平衡飞行。同样,驾驶员前推杆,升降舵向下偏转,飞机迎角会减小。

显然,当舵面向上偏转时,舵面上产生的附加升力  $\Delta Y_{\text{舵}}$ ,对升降舵的旋转轴亦形成力矩,通常称为铰链力矩,如图 5-17 所示。为了保持舵面向上的偏角不变,驾驶员必须对驾驶杆作用一定的向后的拉力  $P$ ,通常称为驾驶杆力。杆力的大小及其随速度的变化规律是衡量和评定操纵性好坏的一个最重要指标。杆力太小,驾驶员不能准确地控制和判断飞行状态;杆力太大,操纵费力,甚至达不到规定的飞行状态。所以杆力的大小,是驾驶员借以感觉来掌握操纵份量的重要依据。

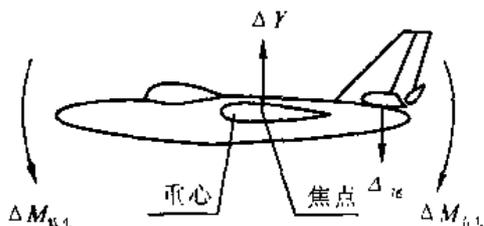


图 5-16 飞机的纵向操纵

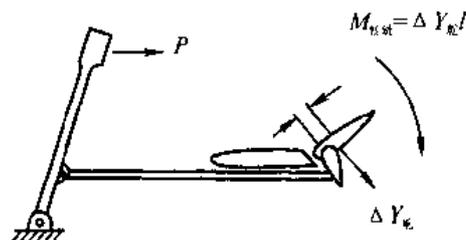


图 5-17 舵面的铰链力矩

在飞行中,升降舵一般总是有一定的偏角(其他舵面也一样,有时可能会有很大的偏角),因而飞行员对驾驶杆始终保持一定的杆力,这在长途飞行中,不仅分散精力,而且容易使驾驶员疲劳。为了改变这种情况,通常在升降舵后缘附近还装有一个小舵,称为调整片。当升降舵向上偏转时,飞行员可操纵调整片向下偏转,于是在调整片上产生向上的空气动力  $R$ (见图 5-18),该力对升降舵转动轴形成的铰链力矩,与升降舵上的气动力形成的铰链力矩方向相反,若使二者大小亦相等时,则总的铰链力矩等于零,因此杆力亦等于零。这样驾驶员便可以松开驾驶杆进行飞行。

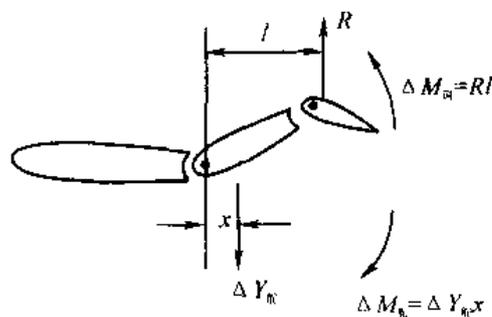


图 5-18 调整片原理

所以,调整片的作用在于部分或者全部抵消驾驶杆力,帮助驾驶员进行操纵。

## 二、飞机的横向操纵性

当驾驶员操纵驾驶杆偏转副翼之后,飞机绕纵轴滚转或改变其滚转角速度和倾斜角等飞行状态的特性,称为飞机的横向操纵性。

横向操纵主要通过副翼来实现。驾驶员向右压杆,则右副翼向上偏转,右翼升力减小;而左副翼向下偏转,左翼升力增加(见图 5-19)。左、右两边机翼升力之差对飞机纵轴形成的滚

转力矩,使飞机向右滚转。同理,若驾驶员向左压驾驶杆,则左副翼上偏,右副翼下偏,飞机便向左滚转。

驾驶员压杆行程愈大,副翼偏角亦愈大,飞机的滚转角速度亦越大。

像纵向情况一样,压杆杆力的大小及其随速度的变化规律,是衡量和评定横向操纵性好坏的重要指标。在副翼上亦装有调整片,其作用原理和升降舵调整片类似。

### 三、飞机的航向操纵性

当驾驶员用脚蹬操纵方向舵之后,飞机绕立轴转动而改变其侧滑角等飞行状态的特性,称为航向操纵性。

航向操纵主要通过方向舵实现。例如,飞机原来处于航向平衡状态作无侧滑直线飞行,驾驶员用右脚蹬舵,方向舵向右偏转,在垂直尾翼上产生向左的侧向力  $Z$ ,该力对飞机重心形成使机头向右转的航向操纵力矩,使飞机产生向左的侧滑角  $\beta$ (见图 5-20)。由于  $\beta$  的出现,在垂直尾翼、机翼、机身等部件上又会引起侧向力,其合力  $Z_{\text{侧}}$  对重心形成使机头向左偏转即力图消除  $\beta$  的航向静稳定力矩,当其与航向操纵力矩相等时,机头不再偏转, $\beta$  角也不再增大,飞机便在新的带一定侧滑角的航向平衡状态下继续飞行。同理,驾驶员用左脚蹬舵,方向舵向左偏转,飞机产生向右的侧滑。

同样,方向舵上一般也要安装调整片。

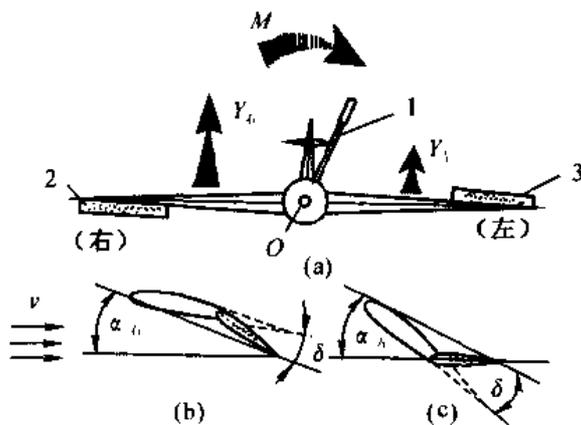


图 5-19 飞机的横向操纵原理

1—驾驶杆 2—右副翼 3—左副翼 M—滚转力矩  
O—飞机重心 v—相对风速  $\delta$ —副翼偏转角

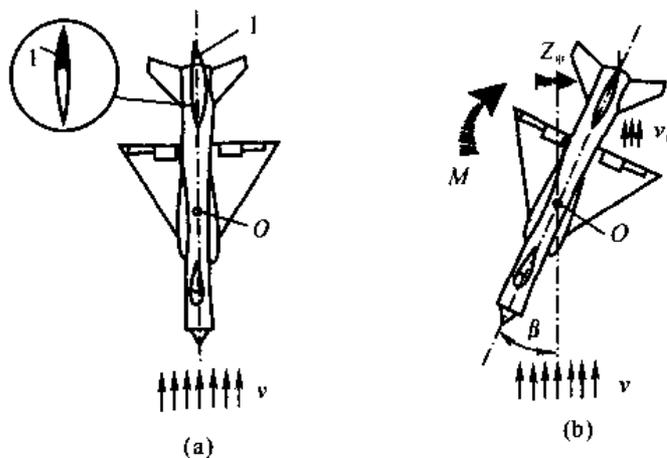


图 5-20 飞机的航向操纵原理

1—方向舵  $Z_{\text{垂}}$ —附加力 M—偏航力矩 O—飞机重心  
v—相对速度  $v_1$ —作用于垂直尾翼的相对风速  $\beta$ —偏航角

飞机的横向操纵和航向操纵,与稳定的情况一样,也是有密切联系的,例如,要使飞机转弯,不但要操纵方向舵,改变飞机的方向,还要操纵副翼使飞机向转弯的一侧倾斜,二者密切配合,才能把转弯的动作作好。

## § 5-4 飞机飞行品质简介

### 一、飞行品质概述

飞行品质是指飞机的飞行动力学特性,它决定了飞行员为实现具体飞行任务时的控制难易程度即飞行员的工作负担和完成任务的精确度。

飞行品质的内容涉及面较广,不但与飞机本体的动力学特性有关,还与飞行员的工作环境,如座舱布置、温度、湿度、照明、供氧量、通讯联系和操纵机构形式等因素有关。但就飞行力学考虑,则飞行品质主要反映飞机的稳定性和操纵性特征。

习惯上将飞行品质分成纵向飞行品质、侧(横-航)向飞行品质两大类,此外再辅以纵横交感、大迎角、非线性特性以及失速特性等特殊考虑。

#### 1. 纵向飞行品质

传统的无助力操纵的飞机纵向稳定性问题分成操纵面固持(握杆)和操纵面松浮(松杆)两种情况,相应的操纵特性为驾驶杆位移及操纵力。如果着眼于研究飞机实现各种平衡飞行所需的操纵量便属于静操纵特性,它与飞机相应状态下的静稳定性关系十分密切;如果着眼于研究飞机的机动飞行操纵量则属于动操纵特性,它与飞机相应状态下的动稳定性关系十分密切。此外,飞机平衡飞行状态下受到外加扰动后的响应特性也完全取决于飞机的动稳定性。

飞机质心前后位置与飞机的纵向稳定性和操纵性关系非常密切,它直接决定了稳定力矩和操纵力矩的大小。

研究纵向飞行品质时,一般将飞机的纵向静稳定性分为迎角稳定性、速度稳定性和轨迹稳定性等。所谓迎角稳定性指迎角改变引起的飞机纵向力矩特性。速度稳定性指速度改变引起的飞机纵向力矩特性。轨迹稳定性是指受约束的静稳定性特性,例如飞机沿特定轨迹(等高或上升、下滑轨迹)的轨迹角随空速的变化特性。轨迹稳定性与迎角或速度稳定性性质不同之处在于,讨论轨迹稳定性问题时空速变化是由于使用纵向操纵引起的,而不像迎角或速度稳定性那样是不动纵向操纵只因外界扰动引起迎角、速度变化而引起的纵向力矩变化特性。

纵向静操纵特性是由操纵杆的纵向位移和操纵力随升力系数或速度的变化关系确定的。一般来说,杆位移与纵向操纵面偏角之间有一一对应关系,所以,纵向静操纵特性也可由纵向操纵面偏角及操纵力随升力系数或速度的变化关系表征。

#### 2. 侧向(横-航向)飞行品质

类似于纵向稳定性和操纵性,侧向稳定性和操纵性也可以分成握杆和松杆、静、动稳定性和静、动操纵性等。不过不像纵向问题研究飞机在纵向平面内的两个移动和绕垂直于飞机纵向平面的轴的一个转动,侧向问题研究飞机绕纵向平面内两个正交轴的转动(滚转及偏航)和沿与纵向平面垂直轴的移动。相应的气动力特别是力矩变化比较复杂,而且相对而言飞机质心前后位置对动稳定和动操纵特性的影响显得不那么重要。

由于侧向运动的相对复杂性,影响侧向飞行品质的因素也不如纵向那么直接,因此,研究侧向飞行品质的工作显得更麻烦些。

#### 3. 飞机的敏捷性

飞机的敏捷性问题是 20 世纪 80 年代引起人们广泛关注的课题。它关系到高性能作战飞

机的战斗效率即杀伤敌机保存自己的能力。所谓敏捷性,是飞机能快速并能控地从一种机动飞行状态转移到另一种飞行状态的能力。它突出了受飞行品质制约的飞机瞬态飞行特性,特别是大迎角的瞬态飞行特性。

飞机的敏捷性包括机动性和操纵性。机动性可用普遍的飞行力学方法研究,而操纵性则与飞行品质研究紧密相关。所以敏捷性问题与飞行品质有着必然的内在联系。

敏捷性问题与空战策略的进展是分不开的。特别是在全方位近距攻击中,高敏捷性飞机具有明显的战术优势。随着高推重比发动机的出现,控制发动机推力矢量的方法,可使飞机飞行迎角达 $110^\circ$ 之多(如苏-27飞机)。结合非常规机动可使对敌瞄准、持续开火时间等方面获得较大战术收益。

## 二、飞行品质规范概述

评价飞行品质的标准称为飞行品质规范,是国家或部门统一制定的法律性文件,规定了系统总的性能要求和设计准则(包括系统设计和分系统与部件设计)。

飞行品质规范总的构架或编制格式是按不同机种、不同飞行任务,按不同飞行品质要求等级拟定不同的具体指标(定量或定性)。其基本内容包括:

### 1. 规定了飞机的分类

飞行品质规范中,根据重量及过载(反映机动能力)将飞机分成4大类:

- (1) 小型、轻型飞机(过载 $n_y < 4.5$ );
- (2) 中型、低到中等机动性飞机(过载 $n_y < 4.5$ );
- (3) 重型、低到中等机动性飞机(过载 $n_y < 4.5$ );
- (4) 高机动性飞机(过载 $n_y > 6$ )。

### 2. 规定了任务飞行阶段

规范将飞行任务分成两类3种,称为任务飞行阶段:

#### (1) 场域飞行阶段:

C种——缓慢机动、精确控制轨迹,如起飞、着陆、进场等。

#### (2) 非场域飞行阶段:

B种——精确控制轨迹,但可缓慢机动且毋需精确跟踪,如爬升、巡航、空投等。

A种——急剧机动、精确跟踪或精确控制轨迹,如空战、对地攻击、地形跟踪等。

### 3. 规定了飞行品质等级

规范规定了3个等级的飞行品质,它们是:

等级1 飞行品质明显地适合完成任务飞行阶段。

等级2 飞行品质适合于完成任务飞行阶段,但飞行员的工作负担有所增加,或完成任务的效果有所降低,或两者兼有。

等级3 飞行品质能满足安全地操纵飞机,但飞行员的工作负担过重或完成任务的效果不好,或两者兼有。A种飞行阶段能安全地结束,而B种及C种飞行阶段能够完成。

### 4. 规定了飞行品质要求

规范的核心部分是飞行品质要求。要求主要包括:一般要求、纵向飞行品质、横航向飞行品质、其它飞行品质、主飞行操纵系统、次操纵系统及大气扰动等八大部分。这些方面提出了明确具体的飞行品质要求指标。

## 第 6 章 飞机结构分析概述

### § 6-1 飞机结构设计的基本要求

在飞机结构设计时,设计人员应当使所设计的结构,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 5 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)一重量要求,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,则需要进行修理或更换。

对于军用飞机,则更需要缩短维护及检修工作的时间,以保证飞机随时处于临战状态。

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、工艺性要求

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

#### 五、成本要求——经济性要求

这里所说的成本,主要是指制造成本和运营成本(与结构的维修有关的那部分)。如果从广义上讲,经济性要求还应包括设计成本。

一般来说,以上各要求中,除气动外形都要保证外,对军机而言,重量要求是第一位的;对旅客机、运输机则要同时考虑重量和经济性。而经济性要求实质上与重量、使用维护及工艺要求均密切相关。

上述各项要求之间是互相联系、互相制约的,有些还是相互矛盾的。因此需分析这些要求之间的相互关系,分清主次,综合考虑。

气动要求和使用要求一般讲,是一种前提性要求,即基本上是必须予以满足的。以使用维护要求为例,尽管开口会使结构增重,但还是应尽量满足。当然某些开口增重较多,则应尽可能调整其位置、大小及形状等。

工艺要求是一种条件性要求、发展性要求。即工艺性的好坏是结合一定条件如产品数量、加工条件等。但加工条件又是可以发展的。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)也可能成为主要要求。

重量要求之所以是飞机结构设计的主要要求,是因为对军机而言,重量与性能密切相关,减重对军机十分重要;对旅客机、运输机而言,重量与经济效益直接相关。由于现代旅客机使用寿命长(一般可达 60 000 h),因此减轻结构重量意味着可增加商载(商务载重,即旅客、货物、邮件等重量),在使用寿命期内增加的经济效益将是十分可观的。

## § 6-2 典型飞行状态的过载

过载是飞机上除重力之外的外力之和与飞机重量之比。过载的概念在 § 4-4 中已介绍过,本节研究几种典型飞行姿态的  $y$  向过载值  $n_y$ 。

### 一、定直平飞过载

飞机定直平飞时,升力等于重量,推力等于阻力,外载荷处于平衡状态。因此

$$n_y = \frac{Y}{G} = 1$$

此时飞机上的各种装载和设备作用在连接处的力,与飞机静止时完全相同。

### 二、定常盘旋的过载

由式(4-41)已知,定常盘旋过载为

$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos\gamma}$$

显然,盘旋角  $\gamma$  越大,盘旋过载就越大。当  $\gamma = 70^\circ \sim 80^\circ$  时,  $n_y = 4 \sim 6$ 。

### 三、垂直机动的过载

#### 1. 进入俯冲

由图 6-1 可得进入俯冲的运动方程为

$$P + G\sin\theta = X \quad (6-1)$$

$$-Y + G\cos\theta = \frac{G}{g} \frac{v^2}{r} \quad (6-2)$$

整理后得

$$n_y = \frac{Y}{G} = \cos\theta - \frac{v^2}{gr} \quad (6-3)$$

其中  $\theta$  为位置角。由式(6-3)可知,进入俯冲时的  $n_y$  必小于 1,也可能为负。

## 2. 俯冲拉起

由图 6-2 可得俯冲拉起的运动方程

$$P + G\sin\theta = X \quad (6-4)$$

$$Y - G\cos\theta = \frac{G}{g} \frac{v^2}{r} \quad (6-5)$$

所以

$$n_y = \frac{Y}{G} = \cos\theta + \frac{v^2}{gr} \quad (6-6)$$

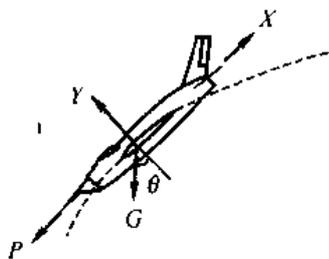


图 6-1 进入俯冲情况

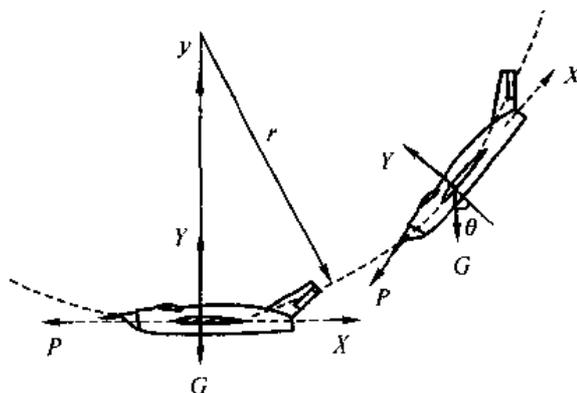


图 6-2 俯冲攻击后拉起时的受力情况

## 四、着陆时的过载

飞机着陆时由于垂直速度在短时间内降为零,故产生撞击过载,一般可达 3~4。

除以上飞行状态的过载外,对于有转动的情况,还要考虑旋转的附加过载。因而当飞机偏航、俯仰时,机尾与飞机重心处的过载不同。

过载系数值可由在飞机上安装的“过载仪”测出。过载系数值选取的原则:歼击机、教练机应选较大值;旅客机、运输机应选较小值。过载系数选大了,飞机将设计得较重。故一般以乘员的承受能力考虑,正过载太大,将出现人体脑部贫血现象,人可承受的最大正过载为  $n_y = 8$ ;负过载太大,将出现人体脑部充血现象,人可承受的负载不能低于  $n_y = -4$ ,此时眼睛会出现“红视”状态。为了提高乘员的承受过载能力,可采取以下措施:

- (1) 俯卧式(趴着),可增大承受力到  $n_y = 11$ 。
- (2) 仰卧式(面朝上),可增大承受力到  $n_y = 14$ 。
- (3) 改变座椅角度,驾驶员用自动驾驶仪操纵飞机。
- (4) 穿抗过载衣,控制血液流动,可增大承受力到  $n_y = 40$ 。但因过载衣中充气,压迫身体,长期穿会感到难受。

飞机除了考虑上述过载外,还应考虑冰雹、鸟撞、热载(热应力)、噪声(声疲劳)、及疲劳载荷等因素的影响。

### § 6-3 飞机设计规范简介

飞机设计规范是飞机结构设计时,进行外载荷计算的主要依据,它的主要内容大致有以下5个方面。

#### 一、规定了飞机的分类

这是根据飞机不同的任务及其战术技术要求而定的。通常按机动性的不同要求将飞机分为3类,并规定了它们的使用过载极限值。

(1) 甲类飞机——可以完成全部机动动作的飞机,如歼击机、强击机及其相应的教练机等,其使用过载极限值为  $n_{ymin} = -3$ ,  $n_{ymax} = 8$ 。

(2) 乙类飞机——可以完成部分机动动作的飞机,如战术轰炸机、多用途飞机等。其使用过载极限值为  $n_{ymin} = -2$ ,  $n_{ymax} = 4$ 。

(3) 丙类飞机——不能作机动飞行的飞机,如战略轰炸机、运输机等,其使用过载极限值为  $n_{ymin} = -1$ ,  $n_{ymax} = 3$ 。

#### 二、规定了各种设计情况及其过载值、安全系数

飞机受载的情况是多种多样的,对各个部件来说,它易遭到损伤的载荷情况又各不相同,故在设计规范中作出了详细的规定。在这里只介绍那些有代表性的设计情况。

图6-3所示是强度规范包线,根据飞机的类别可定出最大的正过载,即A—A'线,最大的负过载D—D'线。在总体设计初步完成后就可求出  $v_{max}$ ,  $G$ ,  $S$ ,  $C_{y_{max}}$  及  $C_{y_{min}}$  的数值。通常俯冲允许最大速压  $q_{max\ max}$  比最大速压  $q_{max}$  大20%,故得A'D'线。

当  $C_y = C_{y_{max}}$  时,  $n_y = \frac{C_{y_{max}} q S}{G} = K_1 q$ , 故得限制线OA。

同理,  $C_y = C_{y_{min}}$  时,  $n_y = K_2 q$ , 故得限制线OD。因此,飞机只允许在OAA'CD'DO的范围内飞行,否则飞机结构将遭到破坏。与各种设计情况相应的飞行状态如图6-4所示。

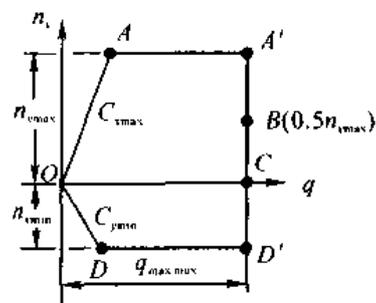


图 6-3 飞机的  $n_y - q$  包线

很明显,A,A',D,D'均为飞机的设计情况。A,A'虽然均属  $n_{ymax}$  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,各结构元件的具体承载情况也就不同,因而都要考虑。D,D'情况与此相似,只是过载为负的最大,载荷反向。

在飞机设计中,为了使结构既安全又轻,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)  $P_s$  作用下,各元件的应力临近比例极限  $\sigma_p$  但仍未出现永久变形则较为理想。在设计中对静强度问题采用“设计载荷”(即破坏载荷)  $P_d$  来设计。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以安全系数  $f$ , 即

$$P_d = P_s f = n_s G f = n_d G \quad (6-7)$$

$$f = \frac{n_d}{n_s} = \frac{P_d}{P_s} \quad (6-8)$$

式中  $n_e$  和  $n_d$  分别为使用过载系数和设计过载系数。

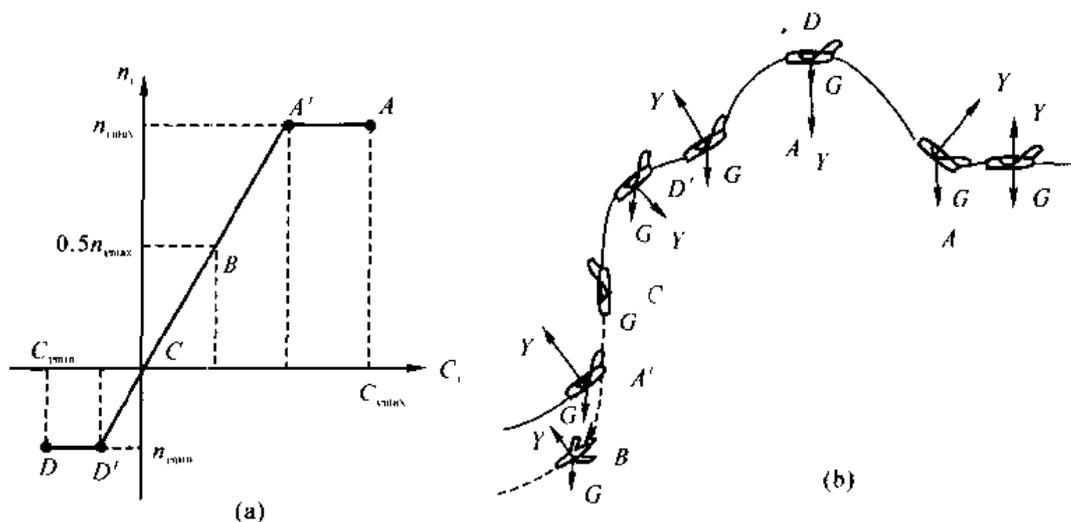


图 6-4 典型飞机设计情况

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。

安全系数越大,结构受力越安全,但会越重,因而正确选取安全系数  $f$  是很重要的。对于一般常用的铝合金,安全系数常取 1.5 左右,即  $f=1.5$ 。当然,安全系数  $f$  的大小取决于多种因素,如缺陷情况、工艺水平、载荷性质等。表 6-1 给出了飞机主要受载情况与安全系数。

表 6-1 飞机主要受载情况与安全系数

情况	$n_y$	$q$	$C_v$	$f$
A	$n_{y\max}$	$\frac{n_{y\max} \rho}{C_{v\max}}$	$C_{v\max}$	1.5
A'	$n_{y\max}$	$q_{\max \max}$	$\frac{n_{y\max} \rho}{q_{\max \max}}$	1.5
B	$0.5n_{y\max}$	$q_{\max \max}$	$\frac{n_{y\max} \rho}{2q_{\max \max}}$	2
C	0	$q_{\max \max}$	0	2
D	$n_{y\min}$	$\frac{n_{y\min} \rho}{C_{v\min}}$	$C_{v\min}$	1.5
D'	$n_{y\min}$	$q_{\max \max}$	$\frac{n_{y\min} \rho}{q_{\max \max}}$	1.5

### 三、规定了刚度指标

飞机结构应有足够的刚度,以保持飞机的气动外形、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,各翼面的许可挠度值和扭角值。

#### 四、规定了飞机适航性指标

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。

#### 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。

### § 6-4 受剪板式薄壁结构

一个具体的结构(如机翼、机身、尾翼等)是由许多的元件组成。这些元件之间的连接关系复杂,静不定度高,给分析受力带来很大不便。为此需对具体的结构做一些简化。受剪板式薄壁结构就是一种对飞机结构分析行之有效的简化模型。

#### 一、受剪板式薄壁结构模型的假设

(1) 认为骨架(长桁、梁缘条、翼肋、隔框等)是主要承力构件,骨架的交叉点是铰接的节点,外载是通过节点传给结构的。

(2) 组成骨架的杆子只承受轴向力而不承受弯矩,镶在骨架上的蒙皮四边只受剪切而不承受正应力。对于一些较厚的蒙皮和腹板,可以把它们承受正应力的能力,归并到和它相连的长桁或缘条上去。

(3) 板的厚度 $\delta$ 相对于其他尺寸(长和宽)是很小的,是一块“薄板”。认为薄板剖面上的剪应力 $\tau$ 沿厚度不变,故此薄板单位长度上的剪力等于 $\tau \times \delta \times 1$ ,用 $q$ 表示,称为剪流。剪流 $q$ 的单位是 $N/mm$ ,在图上用半箭头表示(见图6-5(b))。

(4) 认为薄板剖面上剪流 $q$ 的方向总是与剖面中线的切线方向一致。因为在一般情况下,板表面没有切向载荷(或相对而言数值很小),根据材料力学中的剪应力互等定理,垂直于剖面中心的剪应力分量也就不存在,即 $\tau_v = 0$ (见图6-5(c))。

(5) 认为板边的剪流沿长度不变(即常值剪流)。这样,板的每一边就只有一个未知剪流了。

采用上述简化假设的受剪板式薄壁结构模型,只包含两类元件:承受轴力的杆子和承受剪流的板,因此又可称为板杆结构。

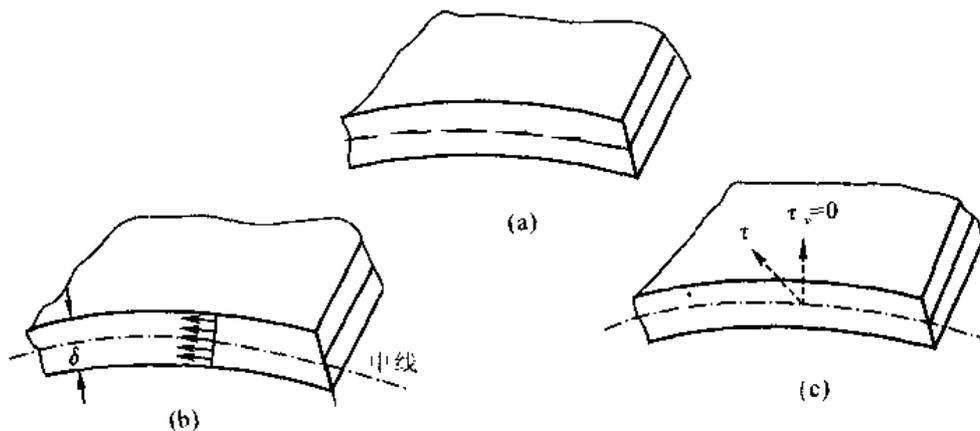


图 6-5 薄板剖面上的剪流

## 二、板杆结构元件的平衡

### 1. 板的平衡

飞机薄壁结构的板元件,按其形状一般可分为三角形、矩形、平行四边形及梯形 4 种。至于任意四边形板,只能按与其相近的某一类型来计算,否则平衡情况就较为复杂。此外,蒙皮一般都带有一定的曲度,但在小范围内可近似当作平板来处理。下面分别研究几种板的平衡情况。

(1) 三角形板:把一块三角形蒙皮从周围的骨架中切出,用未知剪流  $q$  代替骨架上杆子对它的作用。在板杆结构模型中,假设板的周边只受剪切,而且板每边的剪流为一常量,所以只用 3 个剪流  $q_{12}, q_{23}, q_{31}$  来表示三角板的受力,如图 6-6 所示。

在考虑板的平衡时,要注意剪流  $q$  是单位长度上的剪力,因此必须将其乘以对应的边长后,才能列入力的平衡方程式中。对点 1 取矩可得

$$\Sigma M_1 = q_{23} l_{23} h_{12} = 0$$

故

$$q_{23} = 0$$

对 2, 3 点取矩,同理可得  $q_{21}$  及  $q_{12}$  也都为零。所以三角形薄板在计算模型中连剪力也不承受。从物理意义上可以这样理解,因为三角形骨架本身就是一个几何不变的受力系统,在外力作用下可保持其几何形状不变,因而不需要薄板来承受剪力。

(2) 矩形板:矩形板的 4 个边应有 4 个未知剪流,如图 6-7(a) 所示,但由平面力系的 3 个平衡方程可解得 3 个剪流,若  $q_{12}$  为已知,则由

$$\Sigma X = 0 \text{ 得}$$

$$-q_{12} l + q_{31} l = 0$$

$$q_{31} = q_{12}$$

$$\Sigma M_1 = 0 \text{ 得}$$

$$q_{12} lh - q_{32} hl = 0$$

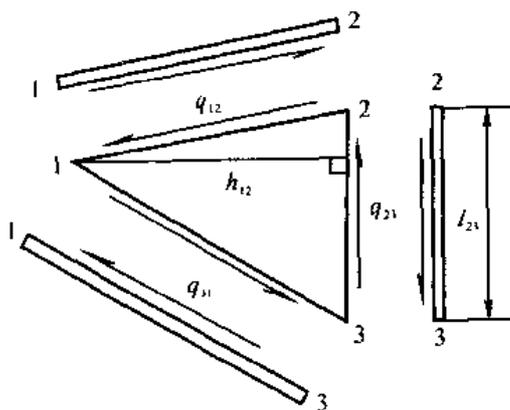


图 6-6 三角板的平衡

$\Sigma Y = 0$  得

$$\begin{aligned} q_{32} - q_{12} \\ q_{11}h - q_{32}h = 0 \\ q_{11} - q_{32} = q_{12} \end{aligned}$$

由此可知,矩形板的四边剪流均相等,即

$$q_{11} = q_{31} = q_{32} = q_{12} = q \quad (6-9)$$

(3) 平行四边形板:如图 6-7(b)所示,用平衡条件同样可以证明,它的四边剪流也是相等的,即

$$q_{11} = q_{31} = q_{32} = q_{12} = q \quad (6-10)$$

由此可见,对于长方形板和平形四边形板,只要知道四边剪流中的任何一个,其他 3 个也就确定了。这就是说,长方形和平行四边形板只有一个未知量。因此,如果把板作为约束时,它就相当于一个约束。

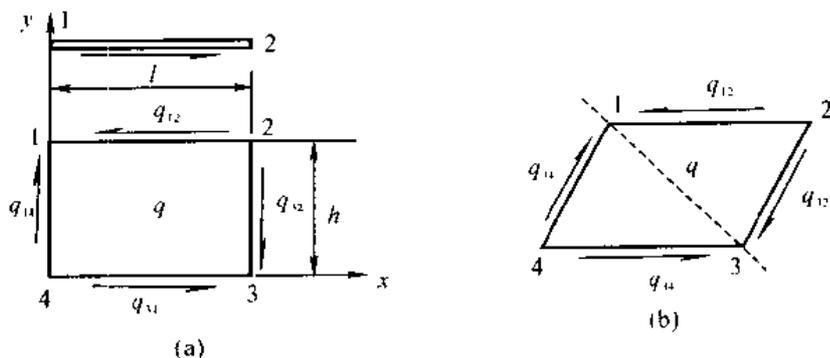


图 6-7 矩形、平行四边形板的剪流

(4) 梯形板:梯形板也有 4 个剪流及 3 个平衡方程式。若设其中一个剪流  $q_{12}$  为已知,则利用平衡条件可求得其它剪流(见图 6-8)。由力矩平衡可知

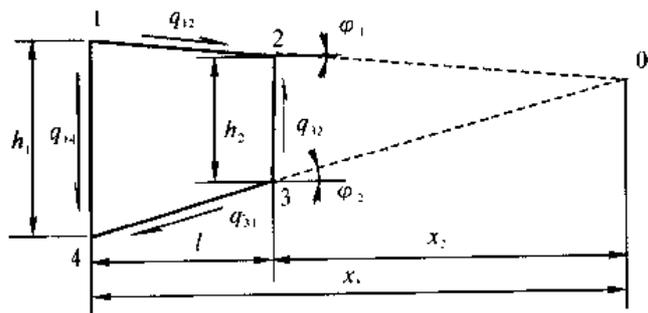


图 6-8 梯形板的剪流

$$\Sigma M_1 = 0$$

$$q_{12} \frac{l}{\cos \varphi_1} h_1 \cos \varphi_1 - q_{32} h_2 l = 0$$

故

$$q_{32} = q_{12} \frac{h_1}{h_2} \quad (6-11)$$

$$\Sigma M_1 = 0$$

$$-q_{32} h_2 l + q_{31} \frac{l}{\cos \varphi_2} h_1 \cos \varphi_2 = 0$$

$$\text{故} \quad q_{31} = q_{32} \frac{h_2}{h_1} = q_{12} \frac{h_2}{h_1} \frac{h_1}{h_2} = q_{12} \quad (6-12)$$

$$\Sigma M_2 = 0 \quad q_{31} \frac{l}{\cos \varphi_2} h_2 \cos \varphi_2 - q_{11} h_1 l = 0$$

$$\text{故} \quad q_{11} = q_{31} \frac{h_2}{h_1} \quad (6-13)$$

比较式(6-11)、式(6-12)、式(6-13)后可知,梯形板的四边剪流中也只有一个未知量,因而它也只相当于一个约束。同时梯形板两腰上的剪流相等,可以记作

$$q_{31} = q_{12} = \bar{q} \quad (6-14)$$

其中

$$\bar{q} = \sqrt{q_{11} q_{32}} = \sqrt{q_{11} q_{31}} \quad (6-14a)$$

$q$  称为两对边的平均几何剪流,用它表示两平行边的剪流时则可得

$$q_{32} = \bar{q} \frac{h_1}{h_2} \quad (6-15)$$

$$q_{11} = q \frac{h_2}{h_1} = q_{32} \left( \frac{h_2}{h_1} \right)^2 \quad (6-16)$$

由此可见,梯形板两平行边的剪流为其对边长度比与平均几何剪流之乘积,且长边剪流小于  $q$ ,短边剪流大于  $q$ 。

## 2. 杆的平衡

杆与板是相互连接的。在板杆模型中,采用了杆只受轴向力的假设,于是板杆之间就只存在相互作用的剪流,剪流的方向沿着板的周边并与杆轴一致。对于杆元,除了承受与之相连的板传来的剪流外,还受到两端节点作用的轴向力,杆就在这些力的共同作用下处于平衡状态。此外,由于假设板的剪流沿长度不变,因而杆的轴力是线性分布的。

从图 6-9(a)所示的平面薄壁结构中,取 1-2 杆为分离体,它所受的力有  $N_{12}$ 、 $N_{21}$  及  $q_{12}$ 。但由于三角形薄板是不受力的,即  $q_{12} = 0$ ,所以轴力沿杆 1-2 是不变的,故轴力图为一矩形,如图 6-9(b)所示。

如取杆 2-3 为分离体,它将受到节点力  $N_{23}$ 、 $N_{32}$  及剪流  $q_{23}$  的作用(见图 6-9(c))。对于杆中间任一剖面 I-I 处的轴力  $N_x$ ,设该剖面距 2 点距离为  $x$ ,则由  $\Sigma X = 0$  可得

$$-N_{23} + N_x + q_{23}x = 0$$

$$\text{所以} \quad N_x = N_{23} - q_{23}x \quad (6-17)$$

由于  $q_{23}$  为常值,故沿杆 2-3 的轴力是按直线变化的。当已知杆两端的轴力  $N_{23}$  和  $N_{32}$  后,就可以将两端轴力连一直线求出杆中任一剖面的轴力,如图 6-9(c)所示。

如取杆 3-4 为分离体,它所受的力有  $N_{34}$ 、 $N_{43}$  及  $q_{31}$ 。杆的轴力为直线变化。但从节点 4 的平衡可知  $N_{43} = 0$ ,所以杆 3,4 的轴力图为一三角形,如图 6-9(d)所示。

利用杆中内力按直线规律变化的特点,可以方便地计算杆的轴力。例如,从板杆结构中取出一杆 A-B,其受力如图 6-10 所示。若已知  $N_A = 110 \text{ N}$ (拉力),  $N_B = -60 \text{ N}$ (压力),则杆 A-B 的轴力图就可方便地画出。同时我们可以建立杆的平衡方程:

$$N_A + N_B = q_{AB} l_{AB} \quad (6-18)$$

$$\text{或} \quad N_B = q_{AB} l_{AB} - N_A \quad (6-19)$$

由此可知,若杆于两端轴力已知,就可求出其上作用的剪流;如果剪流已知,则杆子一端的轴力

就可用剪流和另一端的轴力表示。所以一根杆子相当于一个约束。

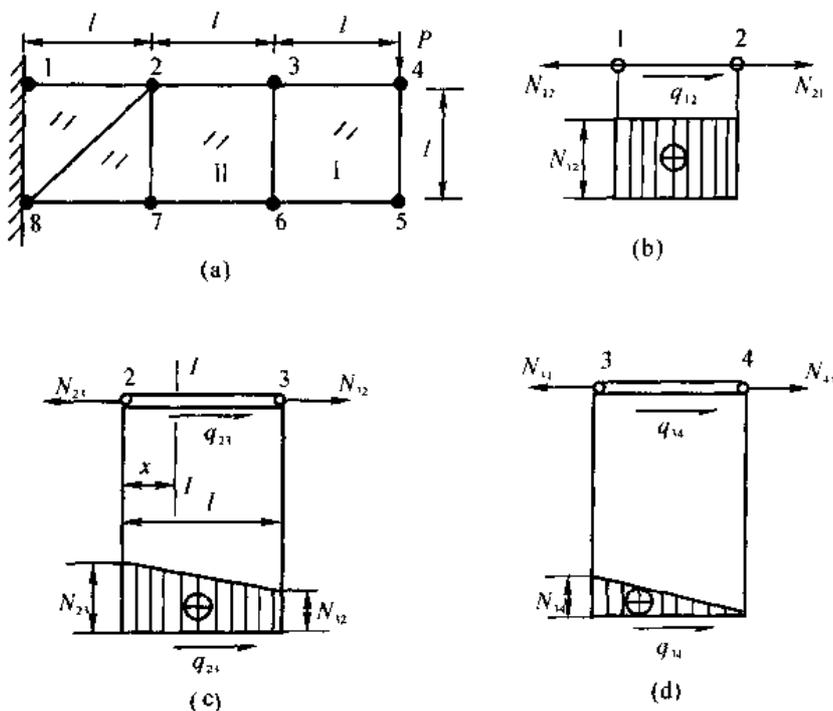


图 6-9 杆的平衡

### § 6-5 薄壁结构的承力特点

为了保证良好的气动外形,就要求飞机有一层刚度较好的表皮,即现在被普遍采用的铝制蒙皮。这种蒙皮再加上横向构件(翼肋和隔框)和纵向构件(大梁、墙、桁条),就可以组成一个承力的结构,称为薄壁结构。薄壁结构不但重量轻而且内部有效空间大,因此已成为飞机的主要结构形式。但是薄壁结构也存在一些特殊的问题,在应用中必须加以注意。

#### 一、薄壁构件的受压特点

从材料力学可知,杆件在受压时,可能会由于发生纵向弯曲而失稳,称之为总体失稳,由欧拉公式可得临界失稳力

$$P_{总稳} = C_1 \frac{\pi^2 EI_{min}}{l^2} \quad (6-20)$$

式中  $C_1$ ——支持系数,其与杆件两端的支持有关(两端固支,  $C_1 = 4$ ; 一端固支一端铰支,  $C_1 = 2$ ; 两端铰支,  $C_1 = 1$ ; 一端固支一端自由,  $C_1 = 0.25$ );

$I_{min}$ ——杆截面的最小惯矩;

$E$ ——弹性模量;

$l$ ——杆长。

对应于总体失稳的临界应力称为总体失稳临界应力  $\sigma_{总稳}$ 。

$$\sigma_{总稳} = \frac{C_1 \pi^2 E}{(\frac{l}{i_{min}})^2} \quad (6-21)$$

式中  $i_{\min}$ ——截面最小惯性半径。

薄壁结构的  $\sigma_{\text{总临}}$  与普通杆件相同。但有时虽未出现总体失稳,却会发生板的局部起皱现象,这就是局部失稳。局部失稳的临界应力为

$$\sigma_{\text{局临}} = \frac{0.9C_2E}{(b/\delta)^2} \quad (6-22)$$

式中  $C_2$  为板的支持系数,同样与边的支持有关:二边简支一边自由板(见图 6-11C 中的①板),  $C_2=0.456$ ;四边简支板(见图 6-11C 中的②板),  $C_2=4$ 。 $b$  为板宽, $\delta$  为板厚。分别代入式(6-22),可得板①的局部失稳临界应力为

$$\sigma_{\text{局临}}^{①} = \frac{0.41E}{(b_1/\delta_1)^2}$$

板②的局部失稳临界应力为

$$\sigma_{\text{局临}}^{②} = \frac{3.6E}{(b_2/\delta_2)^2}$$

其中小的  $\sigma_{\text{局临}}$  就是这根型材的局部失稳临界应力。但当  $\sigma_{\text{局临}}$  大于材料的比例极限  $\sigma_p$  时,还要用下式进行修正:

$$\sigma_{\text{局临}} = \sigma_b - \frac{\sigma_b - \sigma_p}{0.9C_2E} \frac{b}{\delta} \quad (6-23)$$

其中  $\sigma_b$  为材料的拉伸极限应力。

应该指出,对薄壁结构来讲,同时存在着总体失稳和局部失稳的可能性,必须将两者中较小的失稳临界应力,作为该结构的临界失稳应力,并以  $\sigma_{\text{临}}$  表示。

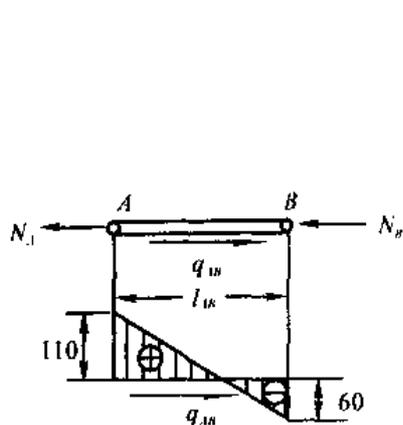


图 6-10 变轴力杆

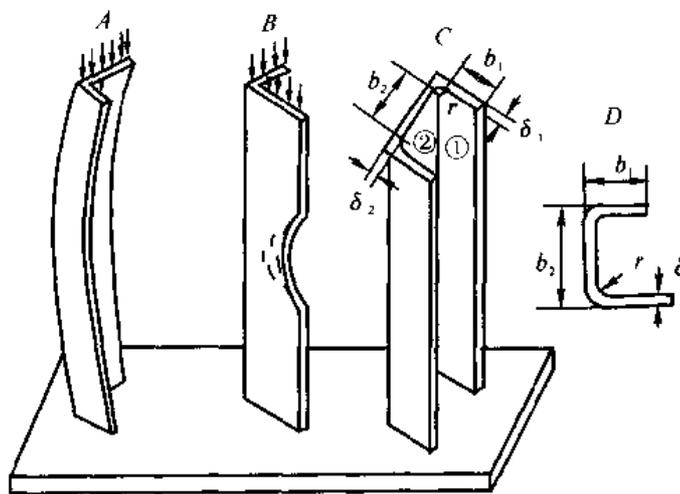


图 6-11 薄壁构件的受压特点

A—总体失稳的型材 C—挤压型材的计算宽度  
B—局部失稳的型材 D—板弯桁条的计算宽度

## 二、薄板的剪切稳定性

薄板受剪时,即使板内剪应力  $\tau$  还远未达到剪切极限应力  $\tau_s$ ,也会出现一种与板边约成  $45^\circ$  方向平行皱纹的起皱现象,如图 6-12 所示,这就叫做腹板的剪切失稳。

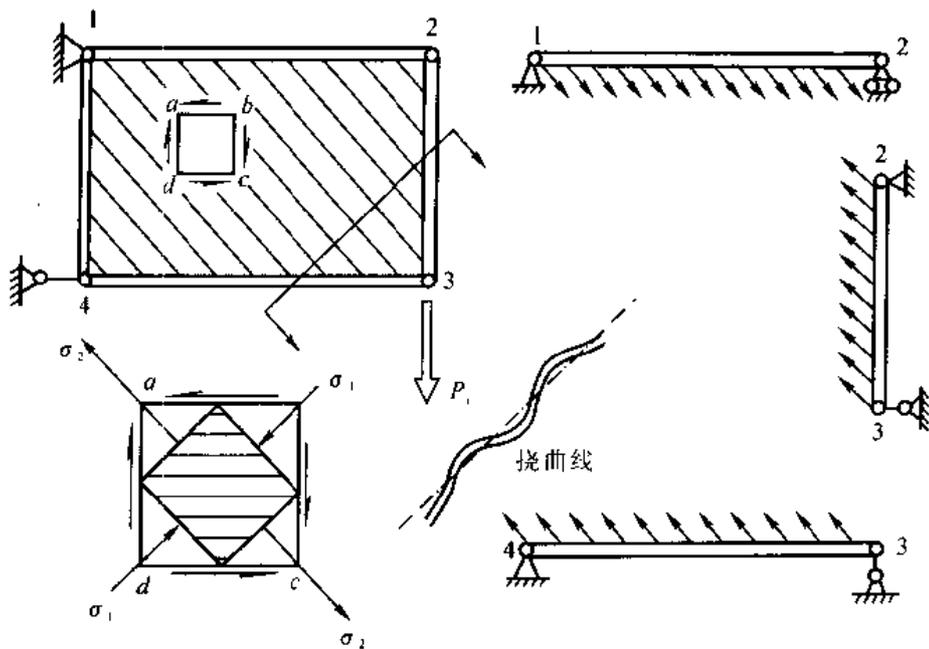


图 6-12 腹板的剪切失稳

从纯剪板的  $45^\circ$  方向取出单元体进行分析, 它实际上受到一对拉应力  $\sigma_2$  及一对压应力  $\sigma_1$ 。在  $\sigma_1$  作用下薄板很容易失稳而起皱, 这时所对应的剪应力就叫做临界剪应力  $\tau_{\text{临}}$

$$\tau_{\text{临}} = \frac{0.9C_3 E}{(b/\delta)^2} \quad (6-24)$$

式中  $C_3$ ——承剪板的支持系数, 对四边简支板,

$$C_3 = 5.6 + \frac{3.78}{(a/b)^2} \quad (6-25)$$

式中  $a/b$ ——矩形板长边与短边之比。

由于薄板的抗拉能力并不比厚板差, 也能到抗拉极限强度  $\sigma_b$  才断裂。所以它在剪切失稳后, 只要四周框架(缘条和支柱)具有抗弯的能力,  $\sigma_2$  就还可以增加, 这时的板就好像是很多根沿波纹方向的张线, 依靠其拉应力的增加来平衡外载荷的增加。利用这种“斜张线”来受剪的梁就叫做“张力场梁”。

由于板的张力场承载能力比剪切失稳的承载能力大得多, 因此张力场梁的腹板就很轻。但是这些斜张力作用在缘条及支柱上(见图 6-12), 除了有附加的轴力外, 还增加了额外的局部弯矩, 故必须对缘条和支柱作专门的强度验算。这种张力场腹板一般只用在内部结构中, 如大梁腹板、翼肋腹板、隔框腹板等。

### 三、组合壁板的稳定

所谓组合壁板是指薄板和桁条连接在一起, 共同组成的受压件, 例如飞机机翼的上壁板就是典型的组合壁板结构。当压力  $P$  不大时, 桁条和蒙皮的应力是均匀分布的, 如图 6-13(c) 所示。但当压力加大到蒙皮开始起皱时, 更确切些说即平均应力达到蒙皮的临界应力时, 它的承载能力就不再增加。但是靠近桁条附近的蒙皮和桁条本身还能继续受力。直到桁条也丧失

稳定时,整个组合壁板才算破坏,这时的应力分布状态如图 6-13(d)所示。

从上面的受力分析来看,组合壁板能承受的平均破坏应力,比单纯薄板的破坏应力大得多。另外薄板有了桁条的支持,局部刚度又得到了加强,所以在飞机结构中,只要条件允许都优先选择这种形式。

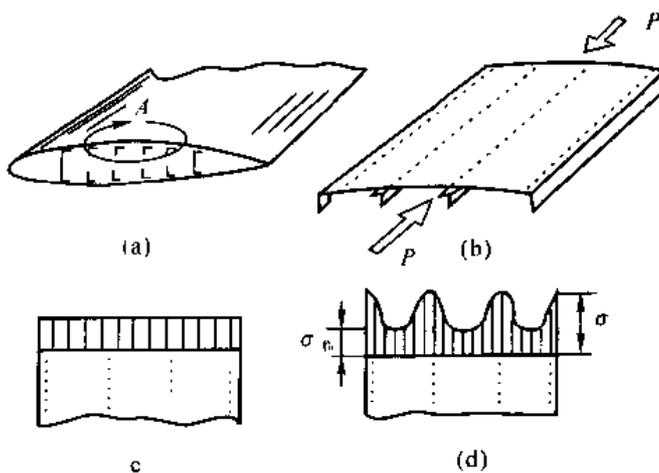


图 6-13 组合壁板的应力分布

#### 四、集中力的扩散

由于薄板抗压和抗挤的能力都比较差,所以就不能像图 6-14(a)那样,把集中力通过一两个连接件(螺钉或铆钉)直接加到薄板上。

首先要像图 6-14(b)那样增加一个较长的接头,其长度按载荷的大小及板厚而定。接头通过许多铆钉与薄板相连,把集中力逐渐加到板  $aefg$  及  $ebhf$  上,这种做法称为集中力的扩散。然后还要在接头的末端增加一根杆子  $gh$ ,这样一来,两块薄板的四周都有杆子支持,成了典型的矩形受剪板,而与之连接的杆子在分布剪力作用下,它的杆力都是均匀增加或减小,如图 6-14(c)所示。

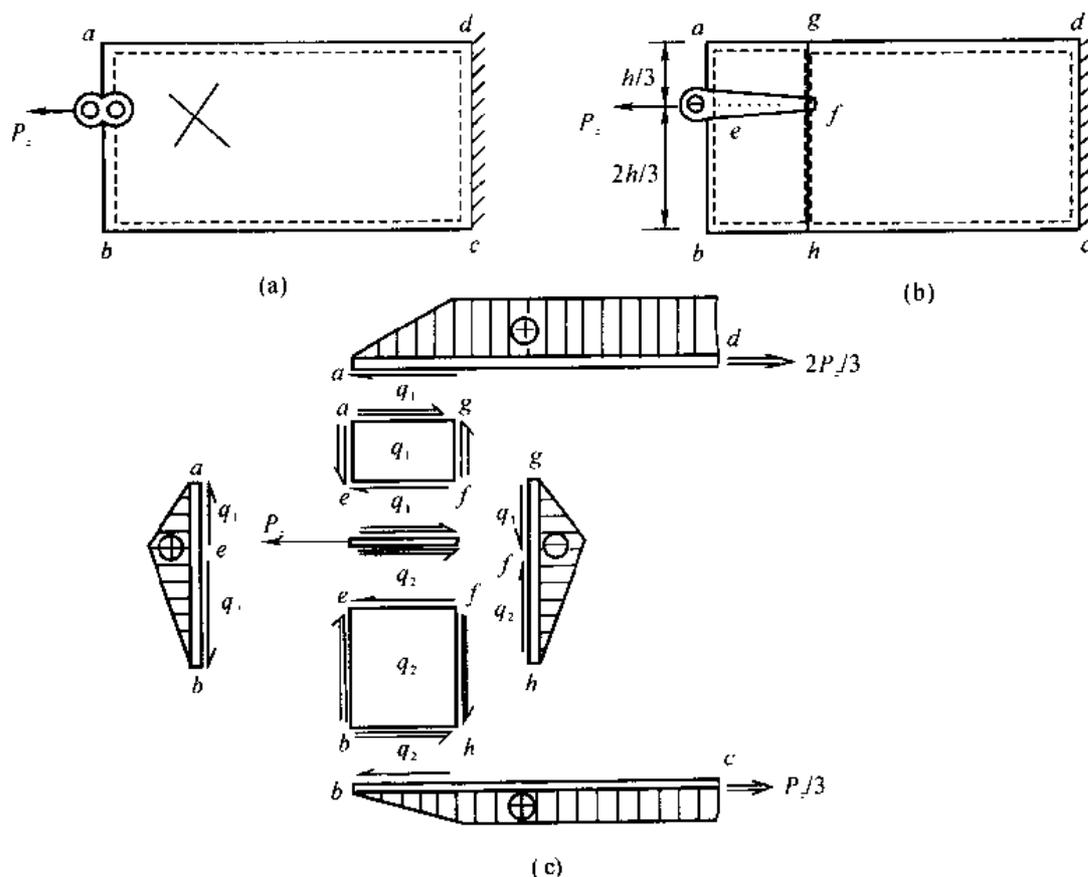


图 6-14 集中力在薄板上的扩散

从接头  $ef$  来看,由于有板的支持,它的杆子从  $P_z$  ( $e$  点) 逐渐减小到零 ( $f$  点),而  $ad$  及  $bc$  的杆力则分别由零 ( $a$  及  $b$  点) 逐渐增加到  $2P_z/3$  ( $g$  点) 及  $P_z/3$  ( $h$  点),在  $g$  及  $h$  点以后,杆力不再增加(等轴力杆)。

由此可以看出,对薄板上作用的集中载荷,要通过合理布置扩散构件进行扩散。

### § 6-6 薄壁结构的受力分析

当一个结构承受到某种载荷作用时,分析这些载荷是如何通过结构的各个元件,传给支持该结构的基础,这个过程就是受力分析,又叫做传力分析。本节讨论典型板杆结构的受力分析。实际结构的受力分析的基本方法见 § 7-4。

平面薄壁结构与平面桁架结构相类似,也是先从某一个几何不变部分开始,而后每增加 2 个节点(4 个自由度),只须用 3 根杆子和一块薄板来固定,就能组成一个静定的平面薄壁结构,如图 6-15(a) 所示。与图 6-16(b) 的平面桁架结构相比,薄板起到了斜杆 1-3 的作用。所以,解桁架结构内力所用的节点法和截面法,也适用于求平面薄壁结构的内力。对于空间薄壁结构也类似。

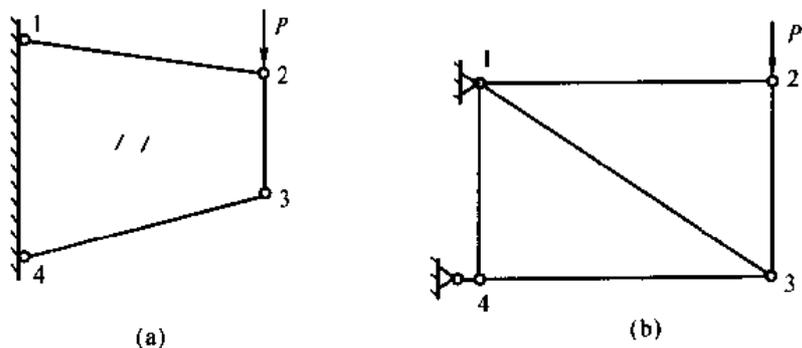


图 6-15 薄壁结构与桁架结构

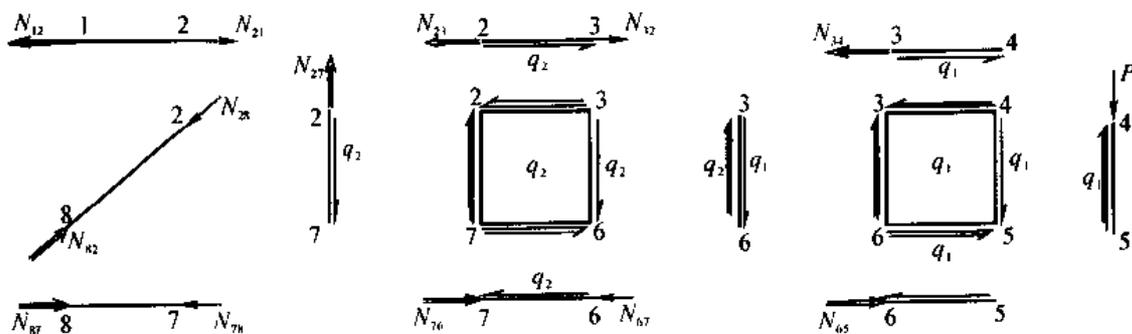


图 6-16 图 6-9(a) 所示薄壁结构的受力分析

受力分析与求解内力有相同之处,即都是为了确定结构中各元件所受的载荷。但受力分析更着重强调力的“传递过程”,尽管一个载荷加到一个结构上时,结构中各受力元件几乎同一瞬时都受到相应的载荷,但毕竟有一个传力顺序,即第一个元件先受力,然后传给第二元件,第

二元件再传给第三元件,直至支持该结构的基础。

可见,受力分析不完全等同于内力分析,而是要分析传力顺序。当然在受力分析过程中需要用到内力分析的方法来确定各元件上的受载。

为了表明传力顺序,我们对受力图作以下规定:①单线表示作用力(主动力),双线表示反作用力(支承反力)。这是在受力分析中表明传力顺序的基础(见图 6-14)。②在力图上标注各力的名称,并标出大小(也可另外说明大小)。同时,为简单起见,在受力图上不画内力的分布。因为受载已知时,内力可方便地画出。

下面利用 § 6-4 的分析模型结合具体例子分别对静定平面薄壁结构和静定空间薄壁结构进行受力分析。

**【例 6-1】** 对图 6-9(a)所示的结构及载荷进行受力分析。

**【解】** 该结构为平而静定薄壁结构(关于静定与静不定的判断见 § 6-7 节)。在  $P$  力作用下,可根据平衡关系求出各元件的内力(略)。

该结构在  $P$  力作用下的受力分析图如图 6-16 所示,传力顺序分析如下。

(1) 杆 4-5 在  $P$  力作用下,由板 3-4-5-6 提供支反剪流  $q_1$  后受载平衡,  $q_1 = P/l$ 。

(2) 板 3-4-5-6 在杆 4-5 的剪流  $q_1$  作用下,由杆 3-4,杆 5-6,杆 3-6 提供支反剪流后受载平衡。

(3) 杆 3-4 在板 3-4-5-6 的剪流  $q_1$  作用下,由节点 3 提供支反力  $N_{34}$  后受载平衡,  $N_{34} = q_1 l = P$ 。

杆 5-6 在板 3-4-5-6 的剪流  $q_1$  作用下,由节点 6 提供支反力  $N_{65}$  后受载平衡,  $N_{65} = -q_1 l = -P$ (负值表示压力)。

杆 3-6 在板 3-4-5-6 的剪流  $q_1$  作用下,由板 2-3-4-6 提供支反剪流  $q_2$  后受载平衡,  $q_2 = q_1 = P/l$ 。

(4) 板 2-3-6-7 在杆 3-6 的剪流  $q_2$  作用下,由杆 2-3,杆 6-7,杆 2-7 提供支反剪流后受载平衡。

(5) 杆 2-3 在节点 3 的力  $N_{32}$  ( $N_{32} = N_{34} = P$ ) 及板 2-3-6-7 的剪流  $q_2$  作用下,由节点 2 提供支反力  $N_{23}$  后平衡,  $N_{23} = N_{32} + q_2 l = 2P$ 。

杆 6-7 在节点 6 的力  $N_{67}$  ( $N_{67} = N_{65} = -P$ ) 及板 2-3-6-7 的剪流  $q_2$  作用下,由节点 7 提供支反力  $N_{76}$  后受载平衡,  $N_{76} = N_{67} + q_2 l = -2P$ 。

杆 2-7 在板 2-3-6-7 的剪流  $q_2$  作用下,由节点 2 提供支反力  $N_{27}$  后受载平衡,  $N_{27} = q_2 l = P$ 。

(6) 杆 1-2 在节点 2 的力  $N_{21}$  作用下 ( $N_{21} = 3P$ ),由节点 1(基础)提供支反力  $N_{12}$  后受载平衡,  $N_{12} = N_{21} = 3P$ 。

杆 2-8 在节点 2 的力  $N_{28}$  作用下 ( $N_{28} = -\sqrt{2}P$ ),由节点 8(基础)提供支反力  $N_{82}$  后受载平衡,  $N_{82} = N_{28} = -\sqrt{2}P$ 。

杆 7-8 在节点 7 的力  $N_{78}$  ( $N_{78} = N_{76} = -2P$ ) 作用下,由节点 8 提供支反力  $N_{87}$  后受载平衡,  $N_{87} = N_{78} = -2P$ 。

板 1-2-8 及板 2-7-8 均为三角形板,不承载。

至此,力  $P$  已通过结构中的各元件的受载逐步传至基础。其中杆 3-6 为零力杆。

**【例 6-2】** 对图 6-17(a)所示的结构,在扭矩  $M_t$  作用下,分析其力的传递过程。其中 1-2-6-5 没有板,其余均有板。

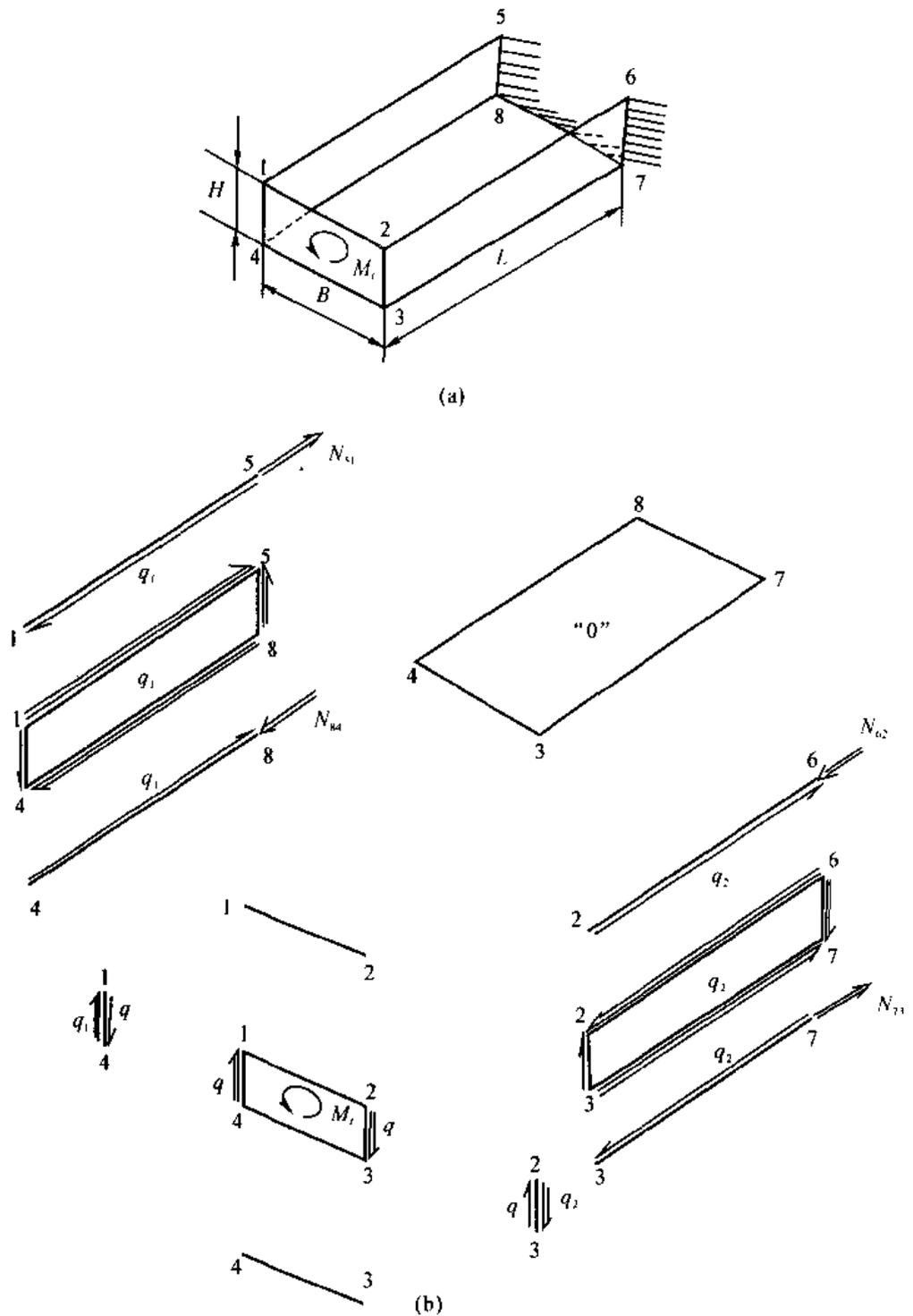


图 6-17 空间薄壁结构的受力分析

**【解】** 该空间薄壁结构为静定结构。其载荷传递如图 6-17(b)所示,其传力顺序分析如下。

(1) 板 1-2-3-4 在扭矩  $M_t$  作用下, 由杆 1-4 及杆 2-3 分别提供支反剪流  $q$  后受载平衡,  $q = \frac{M_t}{HB}$ 。

杆 1-2、杆 3-4 均为零力杆。

(2) 杆 1-4 在板 1-2-3-4 的剪流  $q$  作用下, 由板 1-4-8-5 提供支反剪流  $q_1$  后平衡,  $q_1 = q = M_t / (HB)$ 。

杆 2-3 在板 1-2-3-4 的剪流  $q$  作用下, 由板 2-3-7-6 提供支反剪流  $q_2$  后受载平衡,  $q_2 = q = M_t / (HB)$ 。

(3) 板 1-4-8-5 在杆 1-2 传来的剪流  $q_1$  作用下, 由杆 1-5、杆 4-8 及杆 5-8(基础) 提供支反剪流后受载平衡。

板 2-3-7-6 在杆 2-3 传来的剪流  $q_2$  作用下, 由杆 2-6、杆 3-7 及杆 6-7(基础) 提供支反剪流后受载平衡。

板 3-4-8-7 不受载。

(4) 杆 1-5 及杆 4-8 在板 1-4-8-5 的剪流  $q_1$  作用下, 分别由节点 5(基础) 及节点 8(基础) 提供支反力  $N_5$  及  $N_8$  后受载平衡,  $N_{5t} = -N_{8t} = q_1 L = M_t L / (HB)$ 。

杆 2-6 及杆 3-7 在板 2-3-7-6 的剪流  $q_2$  作用下, 分别由节点 6(基础) 及节点 7(基础) 提供支反力  $N_6$  及  $N_7$  后平衡,  $N_{6z} = -N_{7z} = -q_2 L = -M_t L / (HB)$ 。

至此, 扭矩  $M_t$  通过该结构的部分元件的受载传至基础。其中杆 1-2、杆 3-4 为零力杆, 板 3-4-8-7 为零力板。

从上分析可知, 静定结构在某些载荷作用下可以有部分元件不受载, 但不能将这些元件去掉, 否则就成为机构即几何可变的而不能承受其它类型的载荷。如例 6-2 中尽管板 3-4-8-7 不受载, 但不能去掉, 否则就不能承受沿杆 1-2 或杆 3-4 方向的力。

从例 6-2 还可看出, 有大开口的空间薄壁结构承扭时, 不但板中有剪流, 而且杆中也有轴力。实际上, 扭矩  $M_t$  是通过前梁 1-4-8-5(由板 1-4-8-5、杆 1-5 及杆 4-8 组成的组合结构) 向下弯曲, 后梁 2-3-7-6(由板 2-3-7-6、杆 2-6 及杆 3-7 组成的组合结构) 向上弯曲所产生的一对平衡力偶来承担的, 这种传扭方式称为“参差弯曲”。一般说来, 参差弯曲的传扭特性不好, 重量较大。较好的传扭方式是将板 1-2-6-5 补上, 形成闭合剖面承扭。只是这时该结构是静不定结构, 受力分析稍微复杂, 需进行适当的简化和假设, 这些内容详见第 7 章。

## § 6-7 薄壁结构的静不定度

上节讨论了静定薄壁结构的受力分析, 而实际机翼和机身结构中的结构大部分是静不定(超静定)的。下面介绍判断静不定度的方法。

### 一、平面薄壁结构的静不定度

平面桁架结构的静不定度  $K$ , 可由下列公式确定

$$K = C - 2Y + 3 \quad (\text{平面自由桁架}) \quad (6-26)$$

$$K = C - 2Y \quad (\text{平面固定桁架}) \quad (6-27)$$

式中  $Y$ ——节点数目;

$C$ ——约束数目(即杆数,一个杆相当于1个约束)。

对于薄壁结构,可以理解为是以板代替斜杆的桁架结构,因此上述公式完全适用于板杆结构,只是式中的  $C$  为杆数与四边形板数之和(一块矩形、平行四边形或梯形板均相当于一个约束)。

图 6-18(a)所示为一平面自由板杆结构,其约束数(板数与杆数之和)和节点数分别是:

$$C = (m+1)n + (2n+1)m$$

$$Y = (m+1)(n+1)$$

代入式(6-26)可求得其静不定度为

$$K = (m+1)n + (2n+1)m - 2(m+1)(n+1) + 3 = (m-1)(n-1)$$

这说明如图 6-18(a)所示的平面自由板杆结构,其静不定度数恰好等于结构内部的节点数。

如果结构有切口(开口),如图 6-18(b)所示,则其静不定度数相应减少。每切掉一根杆或去掉一块板相当于去掉一个约束,也即减少一度静不定;同时,每切掉一个节点,则相当于增加两度静不定。由此可知图 6-18(b)所示结构,切去的约束数  $C_{切} = 27(\text{杆}) + 18(\text{板}) = 45$ ,切去的节点数  $Y_{切} = 10$ ,减少的静不定度为  $C_{切} - 2Y_{切} = 45 - 2 \times 10 = 25$ ,即切口静不定度减少了 25 个。

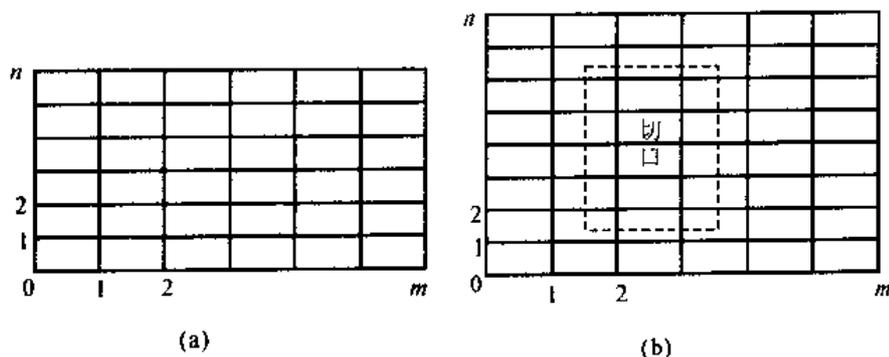


图 6-18 平面自由板杆结构

## 二、空间薄壁结构的静不定度

空间薄壁结构的静不定度可仿照空间桁架结构,按下列公式确定:

$$K = C - 3Y + 6 \text{ (空间自由结构)} \quad (6-28)$$

$$K = C - 3Y \text{ (空间固定结构)} \quad (6-29)$$

图 6-19 为一自由空间薄壁结构,其内部沿  $x$  向、 $y$  向均有杆,与  $xOy$  面、 $yOz$  面平行的面处均有板,我们可以分别计算如下:

$$\text{节点数 } Y = 6 \times 4 = 24$$

$$x \text{ 向杆数 } C_x = 3 \times 3 \times 2 = 18$$

$$y \text{ 向杆数 } C_y = 3 \times 4 = 12$$

$$z \text{ 向杆数 } C_z = 2 \times 4 \times 2 = 16$$

$$xOy \text{ 面板数 } C_{xy} = 3 \times 3 = 9$$

$$yOz \text{ 面板数 } C_y = 2 \times 4 = 8$$

$$zOx \text{ 面板数 } C_z = 2 \times 3 \times 2 = 12$$

$$\text{总约束数 } C = 18 + 12 + 16 + 9 + 8 + 12 = 75$$

$$\text{静不定度 } K = C - 3Y + 6 = 75 - 3 \times 24 + 6 = 9$$

图 6-20 为一固定空间板杆结构, 其内部各向( $x$  向、 $y$  向)均有杆, 各面( $xOy$ ,  $yOz$ )均有板, 同上可计算如下

$$Y = 2m(n+1)$$

$$C_x = 2mn$$

$$C_y = m(n+1)$$

$$C_z = 2m(n+1)$$

$$C_{xy} = mn$$

$$C_{yz} = m(n+1)$$

$$C_{zx} = 2mn$$

$$C = 2mn + m(n+1) + 2m(n+1) + mn + m(n+1) + 2mn = 9mn + 4m$$

$$K = C - 3Y = 9mn + 4m - 3 \times 2m(n+1) = 3mn - 2m$$

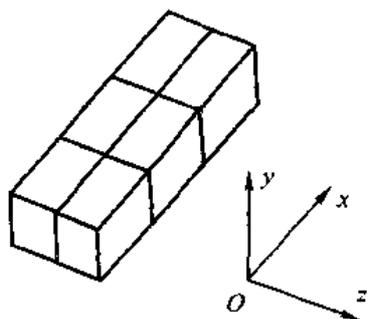


图 6-19 自由空间薄壁结构

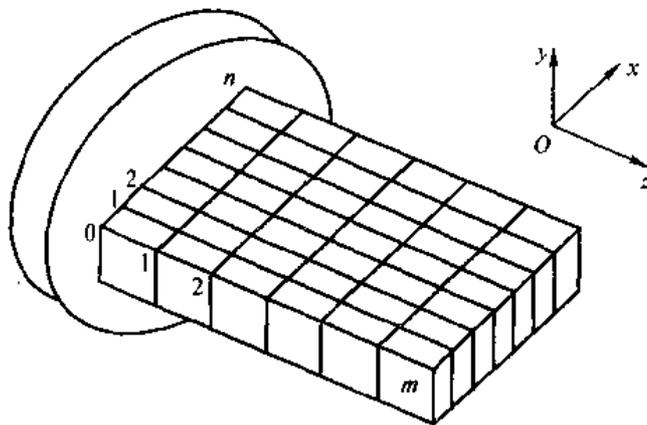


图 6-20 固定空间板杆结构

## 第7章 机翼、尾翼结构分析

### § 7-1 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向稳定性。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,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,以提高飞机的起飞着陆或机动性能。

机翼上常安装有起落架、发动机等其他部件。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、附件和储存燃油。特别是旅客机,为了保证旅客安全,很多飞机不在机身内储存燃油,而把燃油全部储存在机翼内。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(见图7-1)。

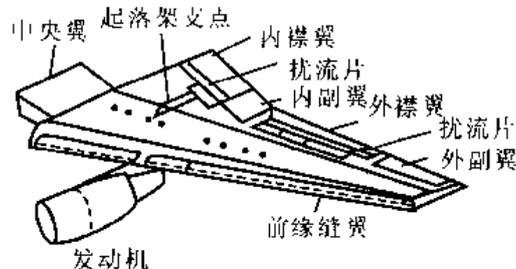


图7-1 机翼布置

##### 2. 机翼的设计要求

机翼的设计要求与飞机结构设计的五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、相对厚度、后掠角、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。

(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可达 $+7 \sim +9$ 。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效等严重问题。值得注意的是:随着飞行速度的提高,机翼所承载荷增大;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、弯曲刚度越来越难保证,这些都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稳定性,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。

## § 7-2 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(见图 7-2)。

#### 1. 空气动力载荷

空气动力载荷  $q$  是分布载荷,单位为  $\text{N}/\text{m}^2$ 。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。在各种设计情况下,机翼的气动载荷的数值和分布情况是不同的,因此其合力的大小、方向、作用点相应地也不相同,并将影响机翼的受力情况。

#### 2. 其他部件、装载传来的集中载荷

机翼上连接有其他部件(如起落架、发动机)、副翼、襟翼等各类附翼和布置在机翼内、外的各种装载(如油箱、炸弹)。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。

### 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)。

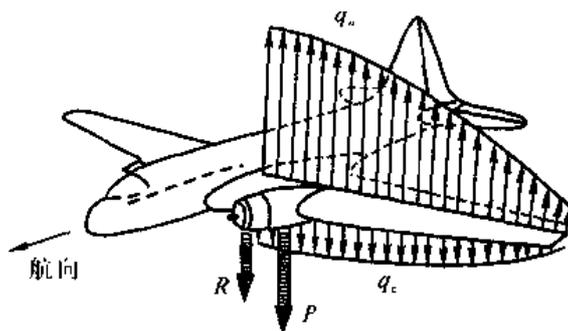


图 7-2 机翼上所受的分布载荷和集中载荷  
 $q_a$ —气动力分布载荷  $q_c$ —机翼质量力分布载荷  $P$ —发动机或其他部件传来的集中载荷  $R$ —机身支反力

## 二、机翼的总体受力

机翼的各种外载,总要在机翼、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(尤其是三角机翼)。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引起相应的内力:剪力  $Q$ 、弯矩  $M$  和扭矩  $M_t$ 。现取如图 5-1 所示的机体坐标轴系,则剪力  $Q_y$  和  $Q_x$  分别表示沿  $y$  轴和  $x$  轴的分量。外载引起的弯矩分别为  $M_y$  和  $M_x$ 。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  $M_t$ (见图 7-3)。这些统称为机翼的总体受力。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,因此在进行机翼结构受力分析时,常着重考虑气动载荷沿垂直于弦平面的分量——升力引起的  $Q_y$ 、 $M_y$  等。此时,机翼上剪力、弯矩和扭矩的分布如图 7-4 所示。为简便起见略下标  $n$ ,则

$$Q = \int_{l/2}^z q dz + \sum P_i; \quad M = \int_{l/2}^z Q dz$$

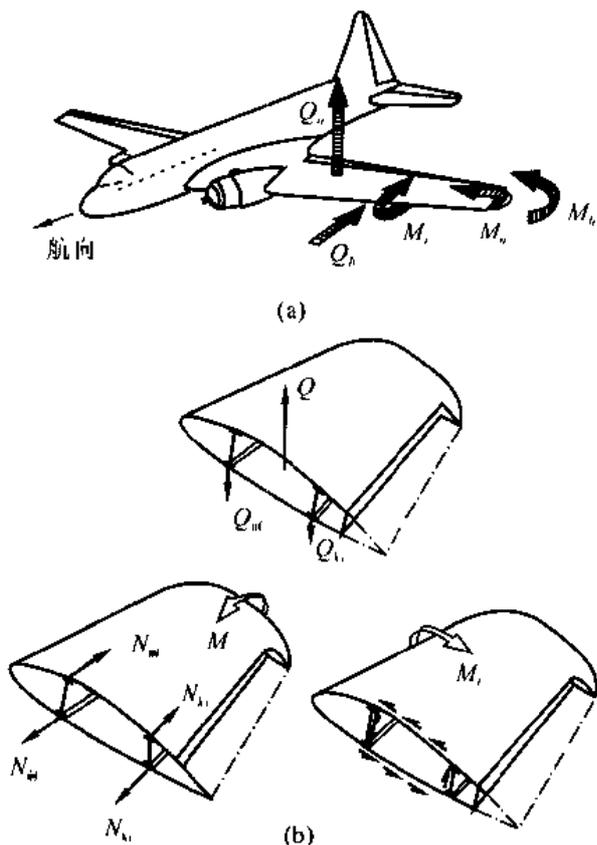


图 7-3 机翼上所受的力矩和剪力

(a) 机翼的总内力  $M_b$ —由  $Q_v$  引起的、作用在垂直面内的弯矩  
 $M_t$ —由  $Q_h$  引起的作用在弦平面内的弯矩  $M_t$ —扭矩  
 (b) 与外载相平衡的总内力

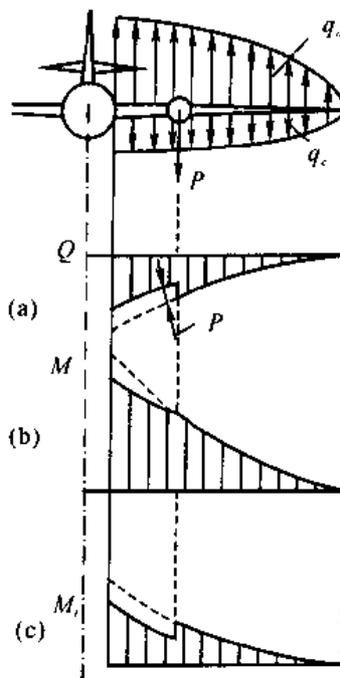


图 7-4 机翼的内力  $Q, M, M_t$  分布图

(a) 机翼的剪力图 (b) 机翼的弯矩图  
 (c) 机翼的扭矩图

### 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自身的质量力。安定面上除作用有这类载荷外,还有舵面悬挂接头传来的集中力。由于舵面与安定面、全动平尾与机身的连接情况和机翼与机身的连接情况有所不同,因而此时安定面或机身各自提供的支持力的形式也不同。水平尾翼和垂直尾翼同样可根据其外载和支持力或操纵力作出剪力、弯矩和扭矩图。从图 7-5 可见,安定面的受力情况与机翼相似。

尾翼上的气动载荷以它的作用分,有以下 3 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,所以对结构有一定的影响。垂尾除上述横滚影响外,不对称的发动机推力也会引起垂尾上的不对称载荷(见图 7-6)。

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

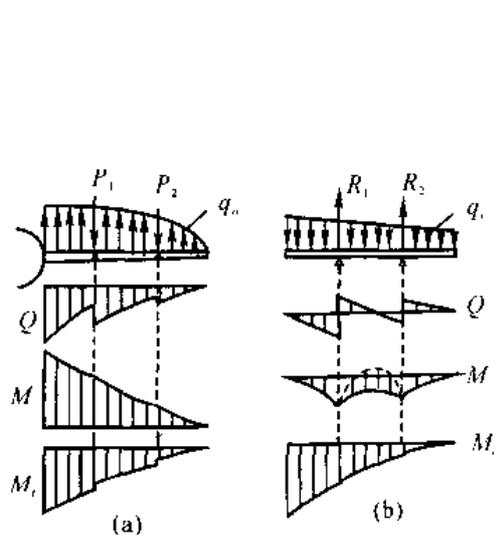


图 7-5 水平尾翼的剪力、弯矩、扭矩图

(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

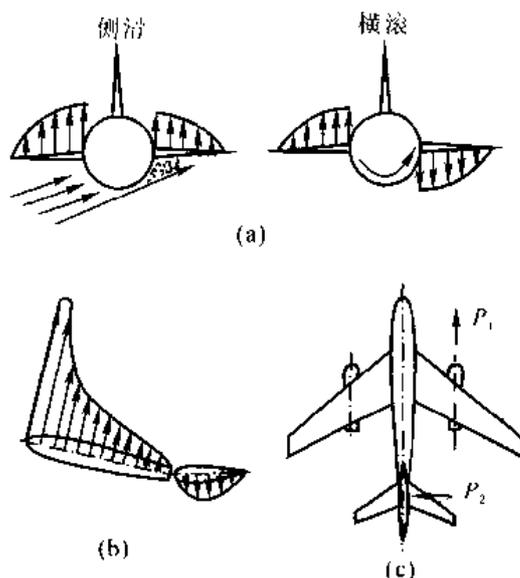


图 7-6 尾翼的外载荷

(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

### § 7-3 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: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(见图 7-7)。

##### 1. 蒙皮

蒙皮的直接功用是形成流线形的机翼外表面。为了使机翼的阻力尽量小,蒙皮应力求光滑,为此应提高蒙皮的横向弯曲刚度,以减小它在飞行中的凹、凸变形。从受力看,气动载荷直接作用在蒙皮上,因此蒙皮受有垂直于其表面的局部气动载荷。此外蒙皮还参与机翼的总体受力——它和翼梁或翼墙的腹板组合在一起,形成封闭的盒式薄壁梁承受机翼的扭矩;当蒙皮较厚时,它常与长桁一起组成壁板,承受机翼弯矩引起的轴力。壁板有组合式或整体式(见图 7-8)。某些结构型式(如多腹板式机翼)的蒙皮很厚,可从几毫米到十几毫米,常做成整体壁

板形式,此时蒙皮将成为承受弯矩最主要的,甚至是唯一的受力元件。

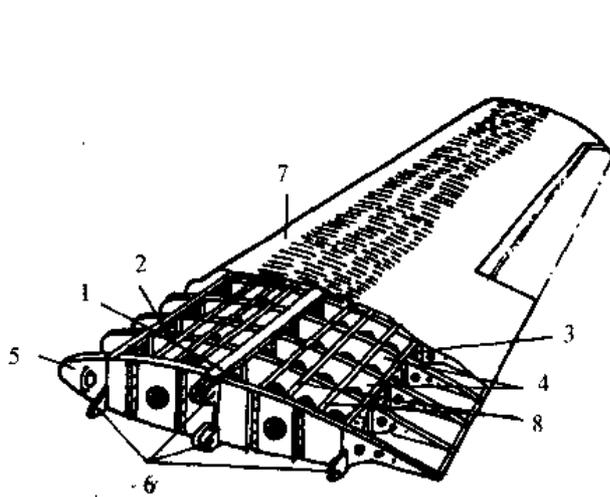
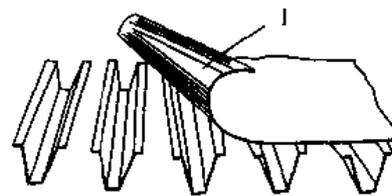
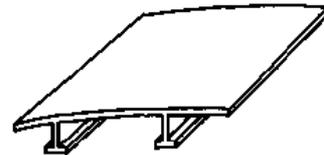


图 7-7 机翼的典型结构元件

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



(a)



(b)

图 7-8 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。各种长桁如图 7-9 所示。

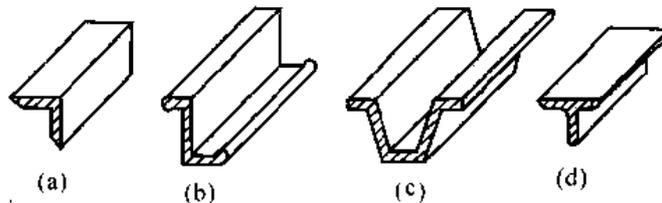


图 7-9 各种长桁

## 3. 翼肋

普通翼肋(见图 7-10)构造上的功用是维持机翼剖面所需的气动外形。一般它与蒙皮、长桁相连,机翼受气动载荷时,它以自身平面内的刚度向蒙皮、长桁提供垂直方向的支持。同时翼肋又沿周边支持在蒙皮和梁(或墙)的腹板上,在翼肋受载时,由蒙皮、腹板向翼肋提供各自平面内的支承剪力。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(见图 7-11,图 7-18)。翼梁是单纯的受力件,主要承受剪力  $Q$  和弯矩  $M$ 。在有的结构型式中,它是机翼主要的纵向受力件,承受机翼的全部或大部分弯矩。翼梁大多在根部与机身固接。

### 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,纵墙与机身的连接被看作为铰接。腹板或没有缘条或缘条与长桁一样强。墙和腹板一般都不能承受弯矩,但与蒙皮组成封闭盒段以承受机翼的扭矩。后墙则还有封闭机翼内部容积的作用(见图7-12)。

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

最后,构成机翼结构的除以上基本元件外,还有机翼-机身连接接头,它是重要受力件。接头的形式视机翼结构的受力型式而定。连接接头至少要保证机翼静定地固定于机身上,即能提供6个自由度的约束。实际上一般该连接往往是静不定的。

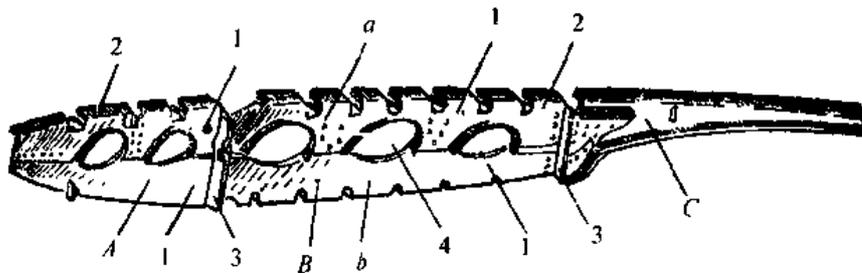


图7-10 腹板式翼肋

- 1-腹板 2-周缘弯边 3-与翼梁腹板连接的弯边 4-减轻孔  
A-前段 B-中段 C-后段 a-上部分 b-下部分

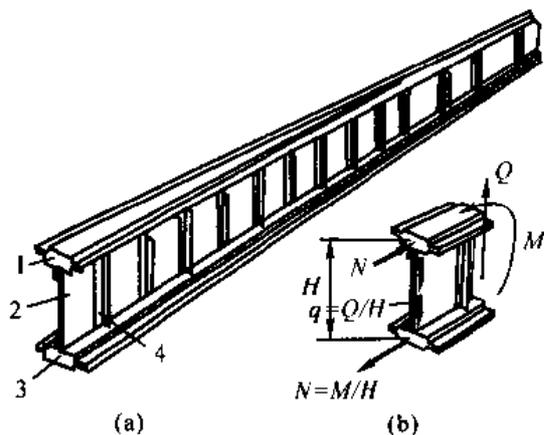


图7-11 翼梁

- 1-上缘条 2-腹板 3-下缘条 4-支柱

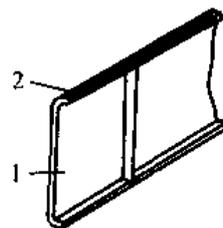


图7-12 纵墙

- 1-腹板 2-很弱的缘条

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

### 1. 梁式

梁式机翼的主要构造特点是纵向有很强的翼梁(有单梁、双梁或多梁等多种形式);蒙皮较薄,长桁较少且弱,梁缘条的剖面与长桁相比要大得多;有时还同时布置有纵墙。梁式机翼通常不作成一个整体,而是分成左、右两个机翼——即机翼常在机身的左、右侧边处有设计分离面,并在此分离面处,借助几个梁、墙根部传集中载荷的对接接头与机身连接(见图 7-7,图 7-22)。

### 2. 单块式

从构造上看,单块式机翼的长桁较多且较强;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,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、维护方便,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机翼连为一体(见图 7-13,图 7-38)。

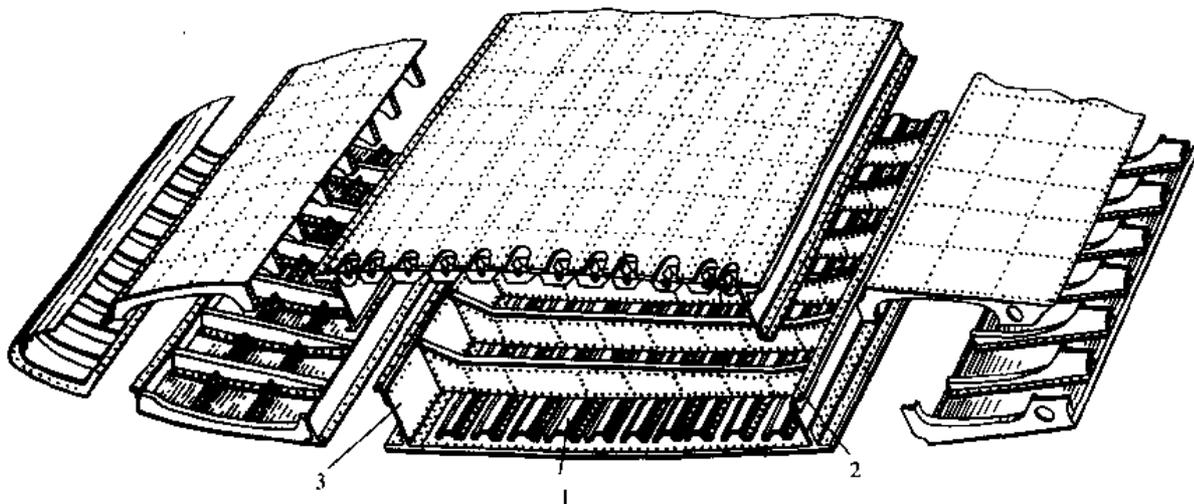


图 7-13 单块式机翼

1—长桁 2—翼肋 3—墙或梁的腹板

### 3. 多腹板式(多梁式)

这类机翼布置了较多的纵墙(一般多于 5 个);蒙皮厚(可从几毫米到十几毫米);无长桁;翼肋很少,但结合受集中力的需要,至少每侧机翼上要布置 3~5 个加强翼肋(见图 7-14)。当左、右机翼连成整体时,与机身的连接与单块式类似。但有的与梁式类似,分成左右机翼,在机身侧边与之相连。此时往往由多腹板式过渡到多梁式,用少于腹板数的几个梁的根部集中对接接头在根部与机身相连(见图 7-34)。

我们知道,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 4 种,他们分别用于不同速度、不同类型的飞机上。例如直机翼主要用于低速飞机上;后掠翼主要用于高亚音速和超音速飞机上。国外还有变后掠翼的飞机,其机翼后掠角可在

$20^{\circ}\sim 70^{\circ}$ 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需要。三角翼和小展弦比直机翼用于超音速飞机上。不同类型平面形状的机翼,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不同而各异。

从实际机翼情况看,现在,单纯的梁式机翼已很少采用,一般只用在低速或小型飞机上。速度较高的飞机很多采用带两、三根梁的单块式翼盒结构或多梁厚蒙皮式结构。各种受力型式虽然总体受力特点不同,但机翼结构中各元件的受力作用和传力过程又有很多共用点。因此,下节我们将对不同的受力型式进行传力分析,着重搞清结构中各元件的受力原理、作用,并与其他典型受力型式进行对比分析。

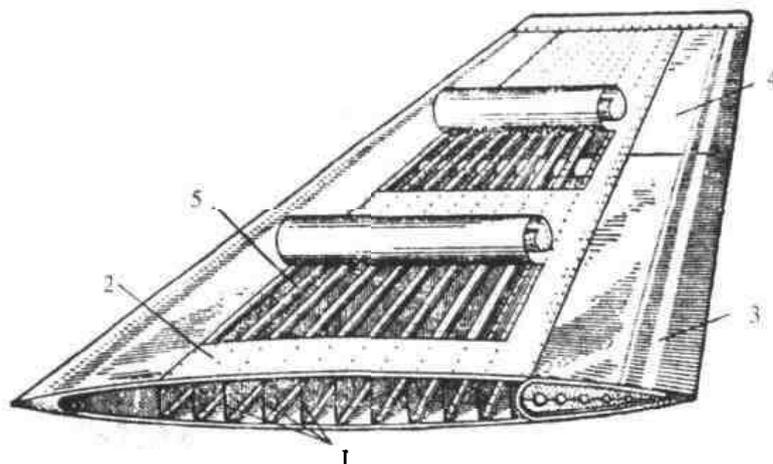


图 7-14 多腹板式机翼

1—纵墙 2—蒙皮 3—襟翼 4—副翼 5—纵墙的缘条

## § 7-4 机翼典型受力型式的传力分析

### 一、传力分析(受力分析)的基本方法

传力分析(受力分析)的一般含义是,当支承在某“基础”上的一个结构受有某种外载时,分析这些外载是如何通过结构的各个构件,传递给支承它的“基础”。

传力分析主要是以工程梁理论为基础,对结构的传力规律进行的以定性为主的分析工作。虽然工程梁理论的基本假设(如细长梁假设)在有些具体结构不尽满足,但只要模型取得合理,能抓住主要矛盾,同时对某些局部区域进行必要的理论修正后,分析结果仍有相当的可靠性。而且用工程梁理论进行分析的物理概念清晰,尤其是对中、大展弦比机翼,有时还可作为初步定量分析之用。通过传力分析,可以较好地弄清各种结构中载荷的传递规律,为强度计算、受力构件布置等工作提供依据,以便设计出符合最小重量等要求的满意的结构。

实际机翼结构一般都是高度静不定的复杂结构,从受力的角度看有主要部分(如主要受力翼盒)和主要元件或构件(如翼梁、翼肋、长桁、蒙皮、接头等),以及次要部分(如机翼后缘)和次要元件(如连接角片、垫片等)两大类。在结构分析、设计计算或强度校核时均须进行必要且合理的简化,其目的是为了减少工作量。随着各阶段工作对计算精度要求的不同,所取的简化模

型和简化程度有所不同。

### 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部分。例如对图 7-22 所示的双梁直机翼,可根据前、后缘闭室的抗扭能力(如当它的扭转刚度只占整个盒段扭转刚度的 10% 以下时)可略去后缘或前、后缘,而近似认为只有两根大梁之间的翼盒段结构承受机翼的总体内力。从而使在传力分析中,降低结构的静不定度数,成为静定的或只有一两度静不定的结构。

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

上述简化一般应以偏安全为宜。

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

### 2. 基本结构元件和结构的受力特性

飞机机体结构大多是薄壁结构,基本上由板、杆组成。各构件在结构中应根据它们的受力特性进行最佳的组合,使它们分别承担最符合各自受力特性的载荷,这样才能使设计出来的结构重量轻。同样,在传力分析时,也应对各构件(元件)的受力特性进行合理地简化,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,或者是否不致产生过大的变形(超过了容许的变形量)。该问题在第 6 章已经讨论过,下面进一步分析飞机上的各种典型构件的受力特性。

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

(2) 薄板:一块薄平板适宜承受在板平面内的分布载荷,包括剪流和拉伸应力(见图 7-15 (a),(b))。在薄板受压和受剪时,必须考虑稳定性问题。一般来说,当薄板没有加强件加强时,承压的能力比承拉的能力小得多,故粗略分析时常将它略去。同时要注意薄板不适宜受集中力。由于板的厚度较薄,很易撕裂,所以要传递板平面内的集中力就必须附加一构件,将集中力扩散成分布剪流,否则板不能直接承受此集中力(见图 7-15(c))。机翼中的墙、翼梁和翼助的腹板常简化成薄板。厚板则能直接承受一定的集中力,同时既可受剪,也可受拉压。

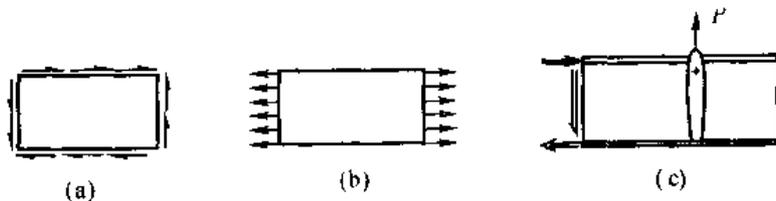


图 7-13 薄板受载情况

(a) 薄板受剪 (b) 受拉 (c) 薄板受集中力(应附加构件)

(3) 平面板杆结构:它由位于同一平面内的板、杆组成,适宜承受作用在该平面内的载荷。因杆宜于承受轴向力,因此可沿板杆结构中的任何杆件施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,则可在该节点上施加以在该平面内任意方向上的集中力。

当由薄板与杆构成结构时,杆、板之间只能相互传递剪流(见图 7-16(a))。因为若板将拉伸应力传给杆时,从图 7-16(b)可知,必定会使杆受到一横向载荷而引起弯矩,这将与杆不能承受弯的假设相矛盾。此外,我们知道,三角形薄板不能受剪(见图 6-6),但若为可受正应力的三角形厚板,板边又有合适的支持时,还是能受剪的(见图 7-42)。

飞机结构中最常见的板杆结构是由长桁加强的蒙皮壁板结构(见图 7-17),这种结构能受拉伸、压缩和剪切载荷。为了计算方便,根据蒙皮的厚度不同可简化成不同的模型。常用的一种模型是将板(蒙皮)承受拉压的能力合并到杆(长桁)中去,即仍简化为受剪板和受轴力杆。

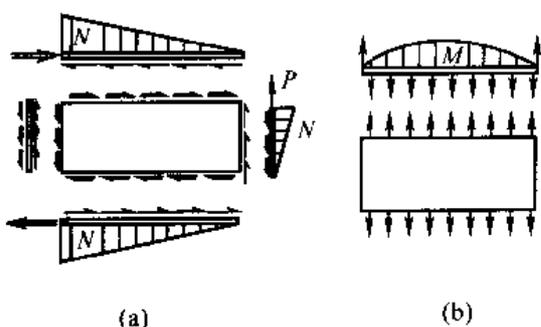


图 7-16 平面板杆结构的受载情况  
(a) 板、杆间传递剪流,则杆只受轴向力  
(b) 板、杆间传递法向载荷,则杆将受弯矩

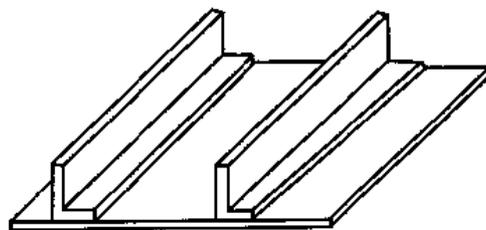


图 7-17 蒙皮、长桁组成的壁板结构

(4) 平面梁:平面梁可以是薄壁结构组合梁(见图 7-11),也可以是整体梁(见图 7-18(c))。它适于承受梁平面内的载荷。图 7-18(a)为一由腹板和上、下缘条组成的薄壁翼梁。在传力分析中可以近似认为腹板只受分布剪流形式的剪力;面缘条作为杆元受轴向力,上、下两缘条分别受拉和受压,即可承受梁平面内的弯矩。中空的平面环形框也是平面梁的一种(见图 7-18(b))。

(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 7-19)。

通过对上述一些基本结构元件和某些简单结构的受力特性分析,我们会注意到以下几点。

(1) 上述各构件的受力特性都是相对于结构所能够受力的能力和变形要求而言的。即在通常所需承受的载荷数值下,构件不破坏或在满足通常结构效率下变形不超过允许值,就认为它能承受并传递此力,反之就认为不能承受和传递。

图 7-20 为两端简支的高强铝合金圆杆 AB。已知杆剖面面积  $F=40 \text{ mm}^2$ ,  $l=80 \text{ mm}$ ,  $P=16000 \text{ N}$ ,  $E=72000 \text{ MPa}$ ,  $\sigma_s=420 \text{ MPa}$ 。当仅在  $P$  力作用下,可求得杆轴向应力  $\sigma=P/F=400 \text{ MPa}$ 。  $\sigma < \sigma_s$ , 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  $\sigma_{\max}=\sigma_s$ , 则可求出此杆所能承受的最大横向力仅为  $750 \text{ N}$ 。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  $\sigma_{\max} \leq \sigma_b$ , 它也能承受由力  $Q$  引起的弯矩。

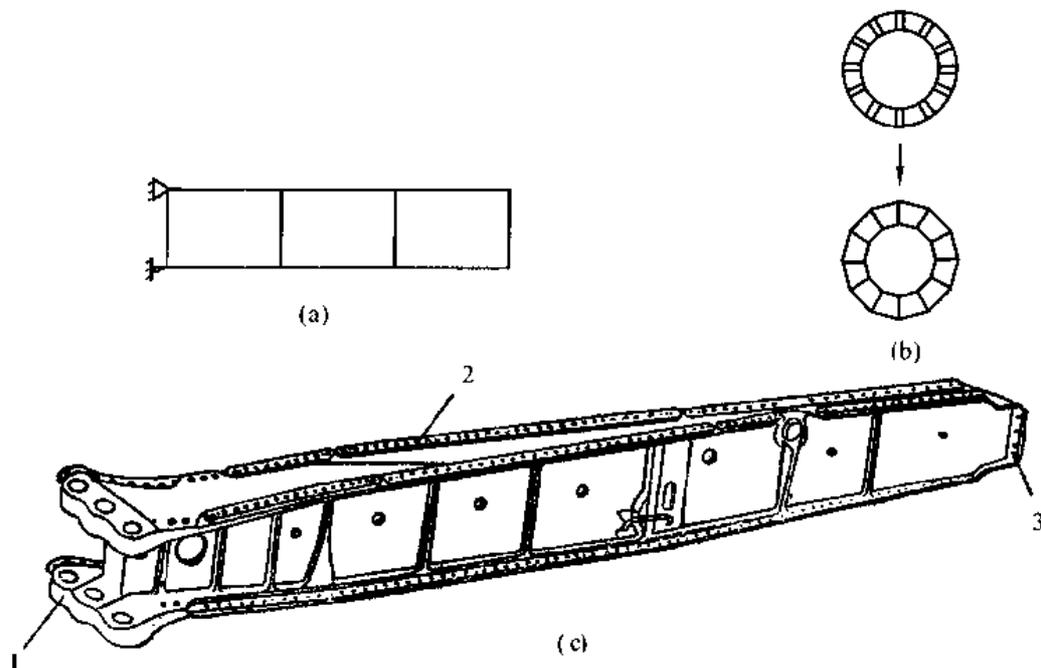


图 7-18 翼梁

(a) 平面薄壁梁 (b) 框 (c) 整体翼梁

1—机翼与机身的对接接头 2—垫板 3—与前隔腹板连接处

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

(2) 结构能承力的条件:一个结构由很多构件组成,当考虑一个结构的受力特性时,不仅要了解组成它的各个构件本身的受力特性是否适宜承受某种力,还要考虑构件之间力的传递,即某个力能否传到此构件上(传入),以及是否又能从此构件传到另外一些构件上(传出),最后能否传到支承该结构的基础上(传至基础),必须同时满足这 3 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,则因不符合薄板的受力特性,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(见图 7-21),这样实际上此梁就不能受此弯矩。因此构件的支承情况应与构件的受力特性相适应才能使构件传一定的力。

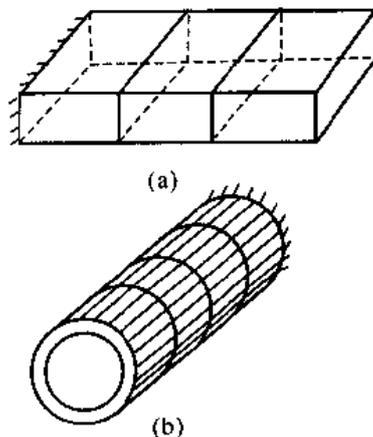


图 7-19

(a) 空间盒式结构 (b) 封闭周缘薄壁梁

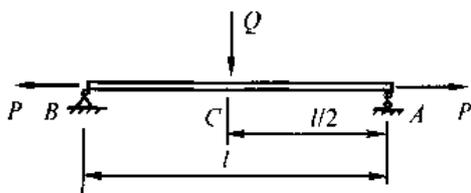


图 7-20 双支点圆杆受载

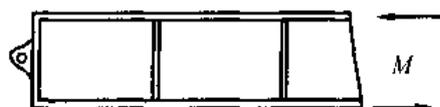


图 7-21 梁一端若铰支不能承弯

(3) 静不定结构受力时的刚度分配法: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。在静定结构中,力在各元件中的分配是确定的,它们只和各元件(或支座)及作用力的相对几何位置有关,根据静力平衡条件即可确定各元件的内力。而静不定结构,除去静力平衡方程外,还必须同时根据变形协调条件才能求出各元件所受的力,即力的分配还和各元件本身的刚度和支承条件有关。在一定条件下(如机翼变形符合平剖面假设),结构中各个元件可直接按照其本身刚度的大小比例来分配它们共同承担的载荷,这种正比关系我们称之为“刚度分配法”。在定性分析中我们往往应用刚度分配法来研究力在静不定结构中的传递规律。

需要指出的是,对静不定结构并不是在任何情况下都能用刚度分配法得到比较满意的结果,相反,它的应用是有条件限制的。

## 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(见图 7-22)为典型,以机翼的主要载荷——分布气动载荷为重点,进行传力分析,即分析气动力是如何从蒙皮经机翼各元件传到机翼根部?又如何把根部的集中力和力矩传给机身的?其间各元件主要起什么作用?

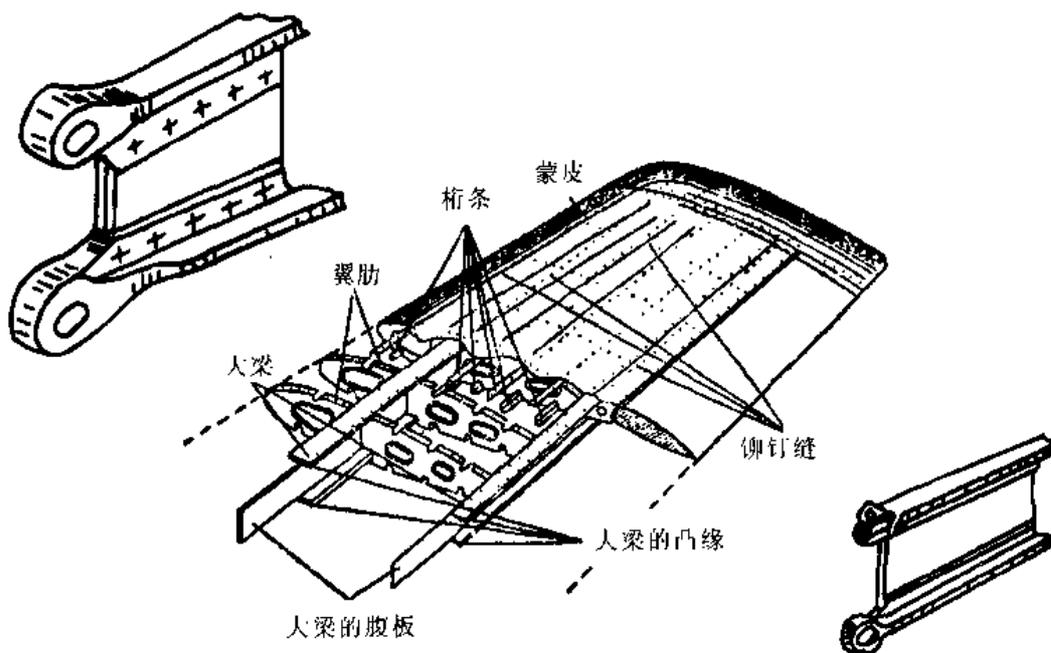


图 7-22 双梁式直机翼

### 1. 作用在机翼上的气动载荷的传递

(1) 蒙皮的初始受载:蒙皮把气动载荷分别传给长桁和翼肋。

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

当蒙皮受到气动力作用时,若气动力为吸力,则长桁和翼肋将通过铆钉受拉对蒙皮提供支反力,使蒙皮处于平衡状态。若气动力为压力,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(见图 7-23(a))。气动力的分配可认为近似如图 7-23(b)所示;当该蒙皮单元长宽不很悬殊时,可按对角线划分,即长桁  $a-c$  直接受相邻两个蒙皮单元体上传来的阴影面积  $abcd$  上的气动载荷。

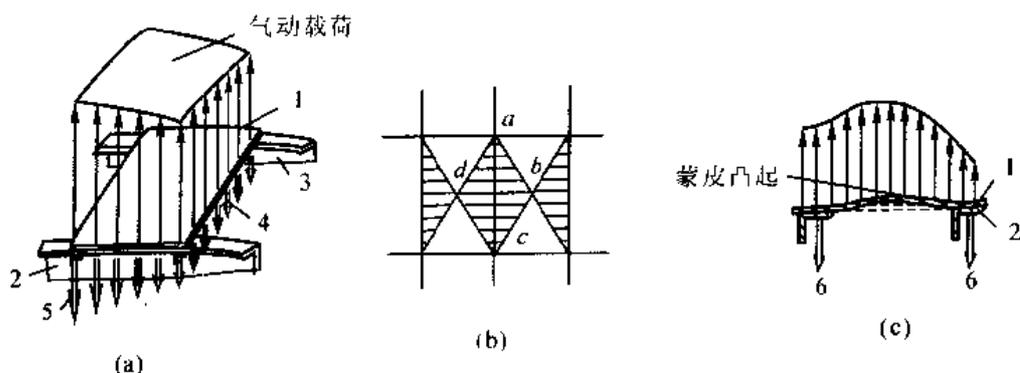


图 7-23 机翼蒙皮初始受载

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

蒙皮本身的受力情况:当蒙皮很薄,且曲率较大时(如前缘蒙皮),它主要以软板形式受力,即蒙皮主要受链应力(沿蒙皮厚度均匀分布的正应力)。但当蒙皮曲度不大时(如中段主翼盒区),则蒙皮内主要为垂直于蒙皮的横向力引起的弯曲应力,同时也有一些链应力(见图 7-23(c))。

(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(见图 7-24)。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。此时长桁可看作是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(见图 7-25)全部传给了翼肋。

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

(3) 翼肋的受载:在梁式和单块式机翼中,普通翼肋的作用和受力情况很有特点。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  $\Delta Q$ , 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(见图 7-26)。

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, 即具有 4 个可受正应力的集中面积的闭室盒段结构上。

一般  $\Delta Q$  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  $\Delta Q$  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  $\Delta M_r$  (见图 7-27(a))。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  $\Delta M_r$  使翼肋有绕刚心转动的趋势, 并使翼盒产生扭转变形。

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  $\Delta R_f, \Delta R_r$  平衡。这两个支反力在满足一定条件时, 可直接由刚度分配法由两梁的弯曲刚度求得其值。 $\Delta M_r$  由翼盒提供沿闭室周缘作用的、闭合的支反剪流来平衡(见图 7-27(a))。可见, 通过翼肋的作用, 气动载荷转换成了垂直载荷  $\Delta Q_f, \Delta Q_r$  和力矩  $\Delta M_r$ , 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(见图 7-27(b))。但应强调指出, 它与一般材料力学中的梁是不同的。材料力学中的梁多半具有集中的刚性支点(铰支、固支); 而支持翼肋的是它的内侧(靠近机翼根部)的一段盒式梁, 所以该支持是沿翼肋周缘分散的和弹性可变的。

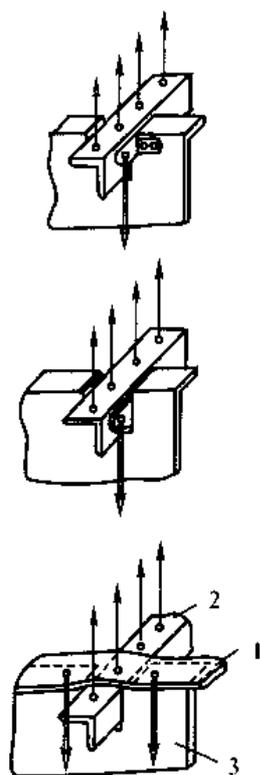


图 7-24 长桁与翼肋的连接形式  
1—蒙皮 2—长桁 3—翼肋

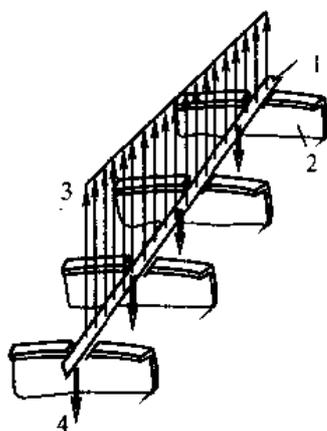


图 7-25 长桁受载

1—长桁 2—翼肋 3—蒙皮传来的载荷 4—翼肋的支反

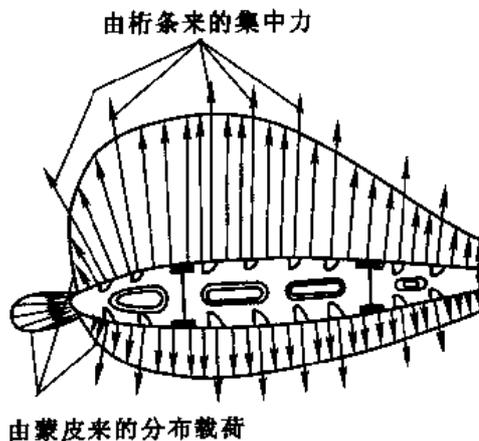


图 7-26 翼肋的外载

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容易变形,所以要依靠翼肋支持;而当翼肋受到力矩  $\Delta M_i$  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 ( $\Delta q_i$ )。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。

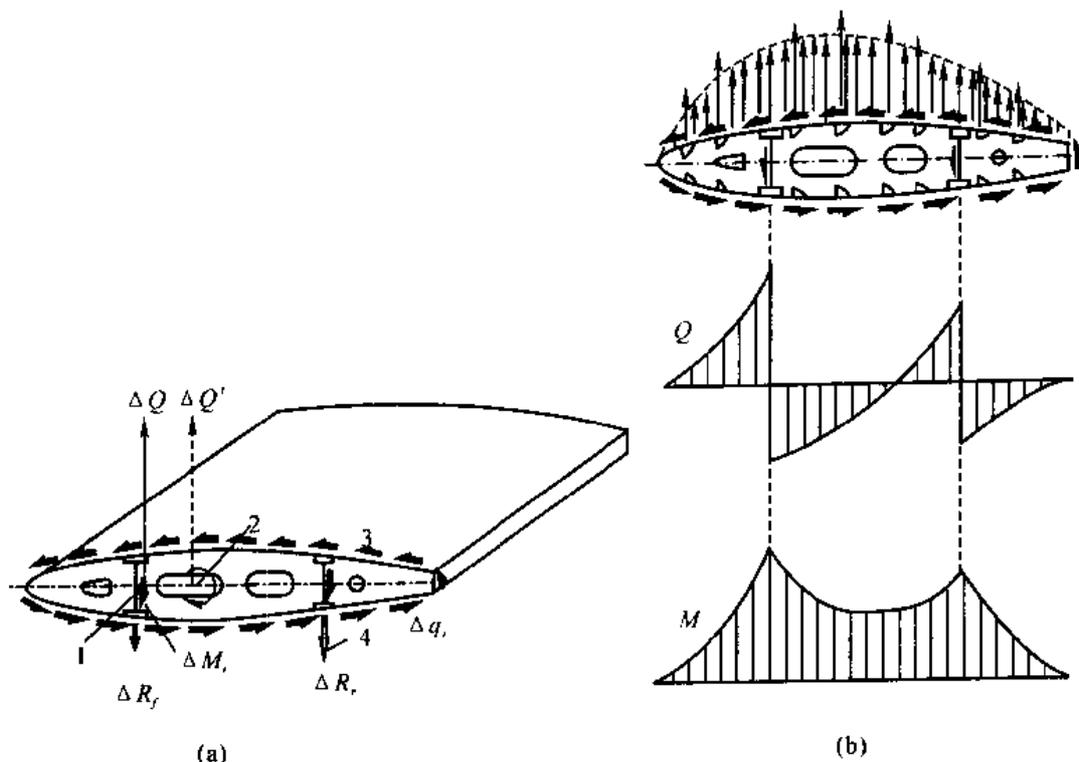


图 7-27 普通翼肋的平衡

(a) 翼肋受力  $\Delta Q$  时的平衡 (b) 翼肋内力图

1—压力中心 2—肋心 3—蒙皮给翼肋的支反力 4—翼梁腹板给翼肋支反力

(4) 翼梁的受载:翼肋传给腹板的载荷  $\Delta Q_i, \Delta Q_i$  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  $\Delta Q_i$  加到两梁腹板上,最后在根部由机翼—机身对接接头提供  $y$  向支反力  $R_2$  来平衡(见图 7-28)。

腹板上沿展向(梁轴方向)的支反剪流由梁的上、下缘条提供,也就是说,腹板将加给上、下缘条一对轴向剪流。缘条以杆的形式受载并向根部传递,最后由根部对接接头提供一对水平( $z$  向)支反力  $R_1$  来平衡(见图 7-28)。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  $\Delta q_i$  形成力矩  $\Delta M_i$ ,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、后缘闭室承受总内力的承载能力,则各  $\Delta M_t$  只以中盒段受一圈闭合剪流的形式受扭(见图 7-29),此时扭矩由翼尖向翼根逐渐增大,变化规律也呈阶梯形。

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(见图 7-29)。以上提到的梁缘条上的轴力构成的弯矩  $M$ 、腹板上剪力  $Q$  和翼盒上的扭矩  $M_t$  就是机翼的 3 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。普通翼肋虽不参加总体受力,但它的作用很重要:①用以承受蒙皮传来的局部气动载荷;②把局部气动载荷转换成适合于主受力盒段各组成元件受力特性的载荷形式;③然后把它们传到这些主要元件(梁、蒙皮)上,向机翼根部传递,并进而通过对接头传给机身。由下节集中力的传递可看到,翼肋(加强翼肋)还可把集中力或力矩也转换成合适的载荷形式传给梁和蒙皮组成的主受力盒段;或反之把主受力盒段上的扭矩转换成一对集中力的形式加到接头上(如梁式机翼的根部加强肋)。翼肋可以转换载荷性质或方向的作用很重要。当然加强肋的作用不仅在此。

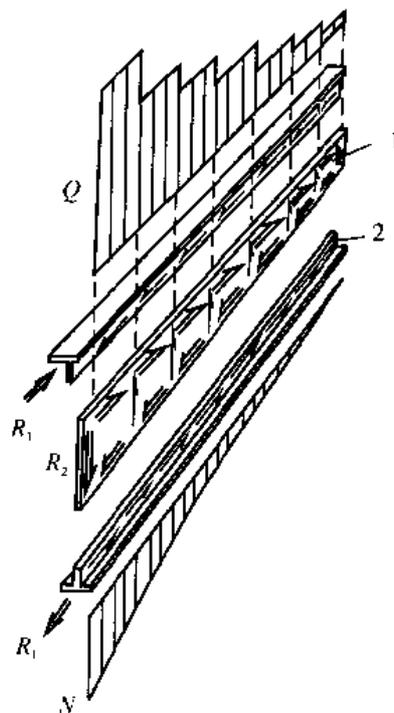


图 7-28 翼梁的平衡  
1 大梁腹板 2—大梁缘条  $R_1, R_2$ —机身的支反力

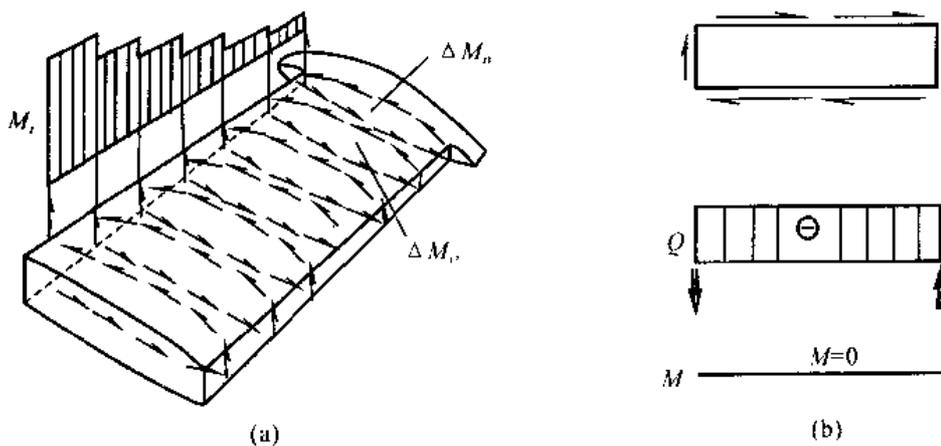


图 7-29 机翼的扭矩  
(a) 机翼扭矩图 (b) 机翼根部翼肋的力平衡图和内力图

## 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),则可布置加强肋,用以扩散集中力,使之转化成分布剪流,以适应薄壁结构的受力特性,然后传到机翼的主要构件——翼梁和蒙皮上去。从图 7-30 所示的加强肋的平衡可知,该肋在集中力  $P$  作用下也有垂直向上和绕剖面刚心转动两种运动趋势,因此加强肋上的载荷传递完全与前面的普通肋上受气动载荷时相同。所不同的是集中力作用处加强肋本身的某些内力将有突变;整个机翼的剪力、扭矩在集中力所在剖面也会有突变,并对机翼总体弯矩有影响。从图 7-30 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要比较强。它与翼梁、蒙皮的连接也比较强。

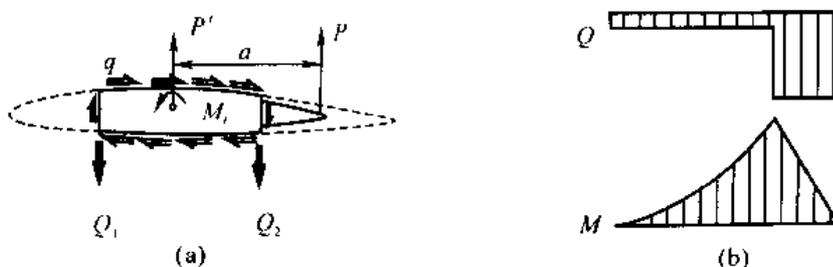


图 7-30 某加强肋的受载

(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力分析

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

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

### 三、单块式机翼的传力分析

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

在单块式机翼中,气动载荷由蒙皮向长桁、翼肋一直到梁腹板的传递过程与梁式基本相同。只是单块式中,长桁、蒙皮较强,承受轴向正应力的能力也较大,因此当梁腹板受剪时产生的轴向剪流(它们将形成弯矩),一小部分直接作用在梁缘条上由它来承受,而主要的部分将由长桁和蒙皮组成的壁板来承受(见图 7-31)。

现假如把蒙皮承受正应力的能力折算到长桁中去,即把壁板简化成只有梁缘条、长桁能受正应力,那么腹板上的轴向剪流除一部分直接作用在梁缘条上外,大部分将通过蒙皮受剪将它

们传递给各长桁。其传递过程是：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：小部分传给第一长桁，大部分继续通过蒙皮受剪向第二长桁附近传去。如此继续，蒙皮中的剪流逐渐减小，直至轴向剪流全部传给了梁缘条和各长桁。缘条、长桁上的轴向剪流由根部提供支反力；缘条、长桁所分担的轴力大小，与它们的拉、压刚度成比例；它们的内力(N)沿展向按斜折线规律分布，由翼尖向翼根斜率渐增，与梁式机翼中梁缘条的内力分布规律类同。由于轴向剪流是借助蒙皮受剪传递的，因此蒙皮必将同时有附加剪流作用到各翼肋上；又由于两块梁腹板在传递由翼肋来的剪流时，剪流方向通常是一致的，因此在由梁缘条向中间蒙皮传递时，前后梁附近蒙皮内的剪流方向就正好相反，蒙皮内的剪流愈到中间也愈小，至中间某桁条处，则正好两侧剪流全部由该桁条承担。这就是梁缘条向蒙皮传递部分剪流，剪流在蒙皮内逐渐分散，并使桁条参加总体传弯的过程(见图 7-32)。此时翼肋的平衡如图 7-33 所示。

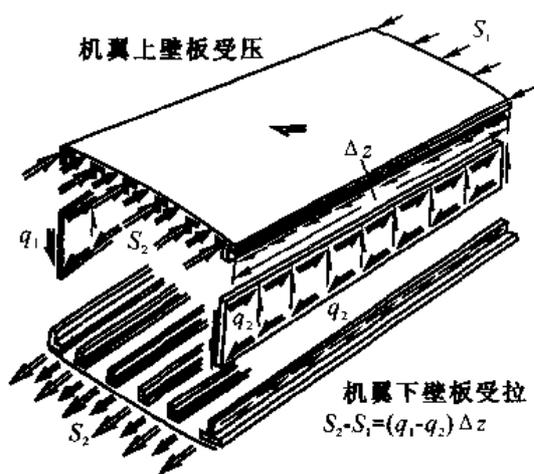


图 7-31 机翼壁板承受总体弯矩

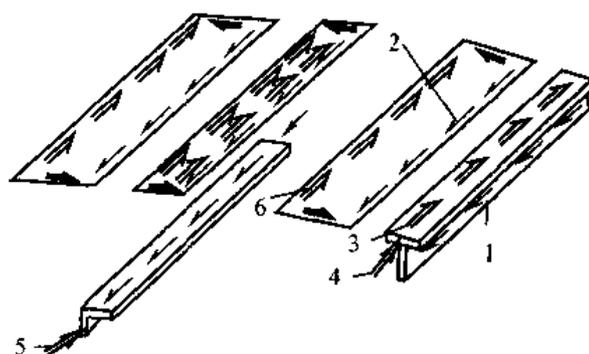


图 7-32 载荷在壁板元件中的传递  
1—梁腹板传给缘条的剪流；2—缘条给蒙皮的剪流；  
3—蒙皮对梁缘条的支反力；4—梁缘条内的轴向支反力；  
5—长桁内的轴向支反力；6—蒙皮上的剪流

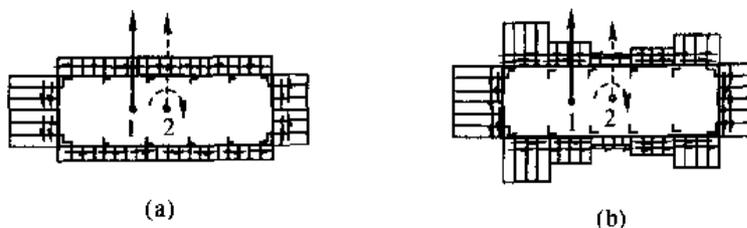


图 7-33 梁式、单块式的翼肋平衡  
(a) 双梁式机翼翼肋的平衡及剪流分布规律；  
(b) 单块式机翼翼肋的平衡及支反剪流分布规律  
1 压力中心；2 刚度心

#### 四、多腹板式机翼的传力特点

多腹板式机翼(见图 7-14)较多地应用于小展弦比的高速薄翼飞机上。在超音速后掠机

翼的薄翼中也常应用。由于小展弦比机翼展弦比和相对厚度小,所以结构高度极小,若作成梁式,由于梁的上下缘条间距(即梁的有效高度)小,因此与上下缘条间距较大的梁相比,在承受同样大小的弯矩时,结构高度较小的梁的重量势必重些。或者说,当两梁的结构重量相同时,前者所能承受的弯矩将小些,即梁的结构效率较低。同时梁式机翼中与强梁相匹配的薄蒙皮也难以保证薄机翼所需的刚度。为此对高速飞机的薄机翼往往采用了厚蒙皮,并配以多腹板的形式。多腹板式的构造一般有以下特点:厚蒙皮,无长桁,有较多的腹板;翼肋有时较多,也可能少。以美国战斗机 F-104 的机翼为例,如除去其开口附近、翼尖段以及根部过渡段,则此段机翼共由 13 块腹板、两个端肋和上、下两块厚蒙皮组成,没有普通肋。蒙皮为变截面,在外侧厚为 3.2 mm,内侧厚为 6.3 mm。最后在机翼根部由 13 块腹板逐渐过渡成 5 根梁,由 5 个集中接头与机身相连(图 7-34)。

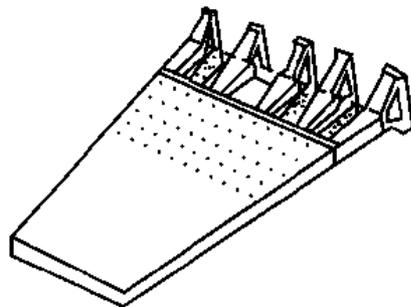


图 7-34 F-104 机翼根部构造

多腹板式机翼的传力特点如下:若中间没有普通翼肋,则分布气动载荷直接由蒙皮传给腹板。每块腹板上将受有沿展向一长条蒙皮上的气动载荷(该条蒙皮以此腹板为轴线,前后各取半个腹板间距为其宽度)。腹板上、下与蒙皮相连,根部与侧边肋相连。因此当腹板受此气动载荷后,由此引起的轴向剪流全部传给蒙皮,使上、下蒙皮分别承受轴向拉伸和压缩(机翼的弯矩)。每块腹板上的剪力  $\Delta Q$ , 则传给侧边加强肋,然后由侧边翼肋通过机翼与机身的几个对接接头传给机身加强框(见图 7-35)。

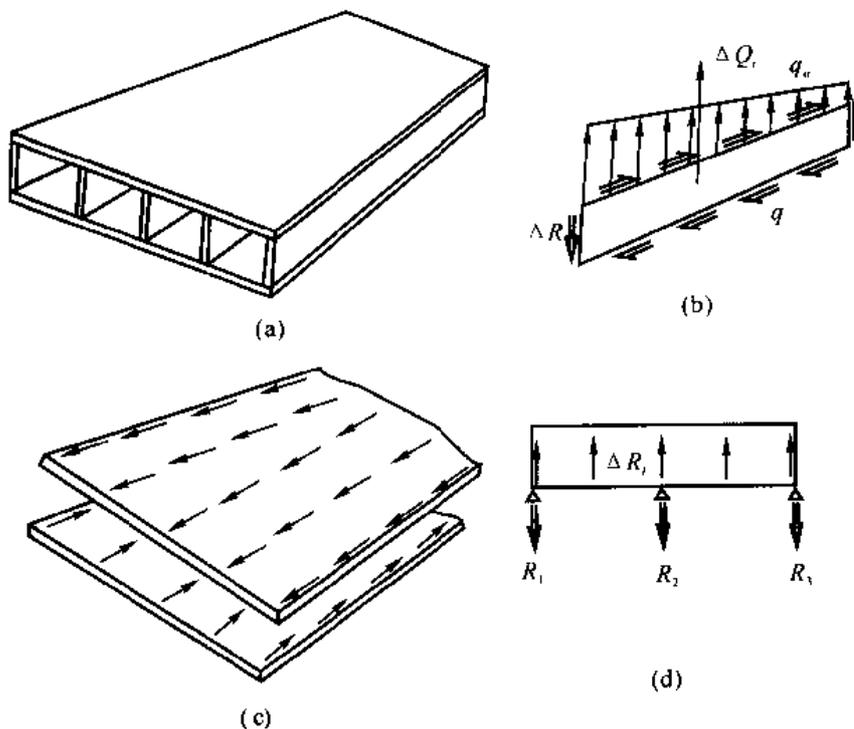


图 7-35 多腹板式机翼受载

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

弯矩的传递:如果机翼左、右贯通,则当载荷对称时,蒙皮上的轴力在中央翼的厚蒙皮上自身平衡(见图7-36)。如果像F-104那样,机翼分成两半在机身侧边与机身对接,并最终由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,该单元体就类似于一根梁(见图7-37)。显然每个单元体承受载荷的能力是不同的,这与它们本身的结构刚度(受剖面尺寸、材料及长度等因素影响)以及支持刚度等有关。假设各单元体上的气动载荷相同时,由于各单元体的刚度不同,受载后其弯曲变形也将不同,有的挠度大,有的挠度小,这样实际上整个机翼将发生翘曲变形,蒙皮将会因此受附加的剪切。我们也可以从传力观点来分析,为讨论问题简便起见,假设蒙皮厚度不变,且支承情况完全相同,则由于靠近翼剖面中间部分的单元组合体的结构高度高,结构效率必定也高。现取出靠近前、后缘的一个单元来看,当它承载后,除了由内侧(根部)的蒙皮提供支反力外,相邻结构高度较大、刚度较大的单元体的蒙皮也会向它提供轴向支反剪流。因而可以认为对于有的单元体,除了直接加在上面的分布气动载荷外,还将附加作用有其他单元体传来的轴向剪流(见图7-37)。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。

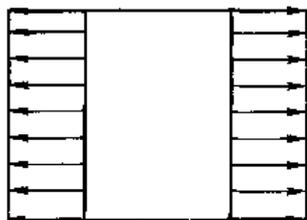


图 7-36 多腹板式机翼的中翼在对称弯矩作用下自身平衡

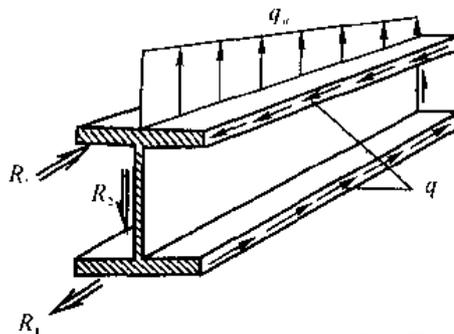


图 7-37 单元体的受力平衡  
 $q_a$ —气动载荷  $q$ —其他腹板通过蒙皮传来的载荷  $R_1, R_2$ —机身的支反力

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强条约承受10%),因此它处于复杂应力状态。而腹板主要受剪,同时还向蒙皮提供垂直方向的支持。

## 五、机翼各典型元件的受力功用

最后将各典型元件的受力功用总结如下。

### 1. 蒙皮

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

### 2. 翼肋

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

肋作为长桁的支点还承受长桁传来的局部气动载荷,还为防止长桁以及蒙皮受压总体失稳提供横向支持。除此之外,加强肋还有以下两个功用:一是用来承受其他部件传来的集中载荷,将它扩散成分布剪流传到由梁和蒙皮组成的翼盒上;二是可以将某种形式的分布剪流转换成另一种形式的分布剪流(如大开口处的端肋、梁式机翼的根肋就属此类)。

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,然后通过这些元件将载荷传往机身。

### 3. 翼梁和墙

翼梁的主要外载是由各肋传来的剪力  $\Delta Q$ 。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  $Q$ 。梁缘条受轴向压力时,由于在蒙皮平面内有蒙皮支持,在翼梁平面内有腹板支持,因此一般不会产生总体失稳,但须考虑其局部失稳问题。

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

### 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。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、各典型受力型式结构受力特点的比较

不同的受力型式,其结构元件的受力功用有所不同。机翼结构受力型式的发展主要与飞行速度的增长有关。速度的增加促使了机翼外形改变并提高了对结构强度、刚度、外形(气动外形和表面质量)的要求。比较梁式、单块式和多腹板式的受力特点可以发现,单纯的梁式机翼,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。高速飞机的气动载荷增大,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,此种机翼结构一般说来材料利用率较高。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。

梁式机翼中翼梁是主要受力构件。由于翼梁之间的跨度较大,因此便于利用机翼的内部容积;与其他结构受力型式相比梁式机翼便于开口(如收藏起落架等)而不致破坏原来的主要传力路线;机翼、机身通过几个集中接头连接,所以连接简单、方便。梁式机翼主要是依靠翼梁承受弯矩。

单块式机翼的上、下壁板成为主要受力构件。这种机翼比梁式机翼的刚度特性好(这点对后掠机翼很重要)。同时由于结构分散受力,能更好地利用剖面结构高度,因而在某些情况下

(如飞机速度较大时)材料利用率较高,重量可能较轻。此外单块式机翼比梁式机翼生存力强。它的缺点是不便于开口。为了充分发挥单块式的传力特点,在它的设计分离面处必须采用周缘连接形式(见图7-38),这种连接形式的构造复杂、装配工艺也比较困难。该式机翼应尽量设计成整体贯通机身。然而当飞机为中单翼布局时,往往由于机身内部布置的限制,机翼难以贯通机身,而只能用几个集中接头与机身在其侧边相连,此时势必会使翼根处的相当一部分材料不能充分利用致使重量有所增加。

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

必须注意的是,如果希望笼统地、简单地对以上几种受力型式的优、缺点做一比较是不合适的。由于它们受力的形式有所不同,因而针对不同的机种(如教练机、歼击机或旅客机),要求达到的飞行速度就可能不同,机翼的外形几何参数也会不同,还有其他很多因素的影响,那么就有可能对一个具体飞机来说,采用梁式较好,而对另一飞机就可能采用单块式更好些。这里所说的好坏,主要是指在满足同样设计要求的前提下,机翼的结构重量最轻。

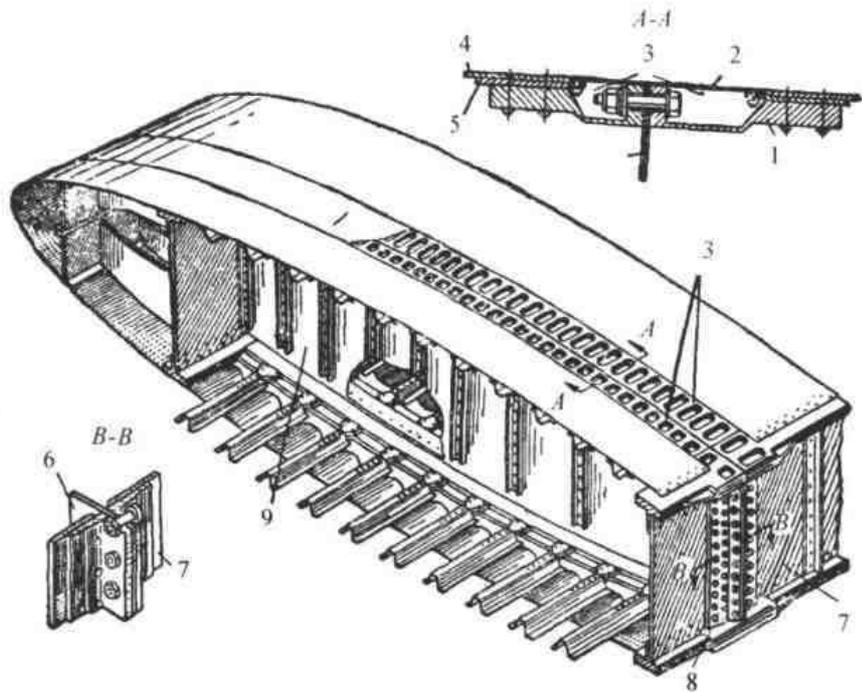


图7-38 周缘连接接头

- 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

## § 7-5 后掠翼和三角翼的受力分析

### 一、后掠机翼的受力特点

后掠机翼可看做由直机翼向后转动一个角度而得。它的左、右两侧的机翼不是彼此连续的直梁,而是一个有转折的盒式梁。因而其外段实质上就是一个直机翼,所有关于直机翼受力分析的结论仍然适用。其主要特点反映在根部三角区 1-2-3 内(见图 7-39)。当机翼受载产生弯曲变形时,由于根部剖面的变形(转角)在后梁区受到了机身的限制,不能自由变形,致使整个剖面发生翘曲(见图 7-39)。因而平剖面假设在根部区不能成立,从而使机翼根部的应力分布与根据平剖面假设得到的结果相比发生了重大变化。

以一单块式后掠机翼(见图 7-40)为例,取出其根部附近的一段机翼(包括三角区 A-B-C)。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)分别受轴向拉、压。由于根部三角区的存在,这些纵向构件的长度不等(靠近前梁附近的纵向构件较长,靠近后梁附近的较短)。而杆元的拉、压刚度与其长度成反比。因此,根部各纵向构件的拉、压刚度必定不相等。当它们受到由弯矩产生的轴力时,为了满足相应的变形一致条件,将按它们的刚度大小分配它们共同承担的轴向力。因前梁附近的纵向构件刚度小,分配到的载荷较小,应力较低;而后梁附近的纵向构件刚度大,分配到的载荷也较大,应力较高。因此出现了应力向后缘集中的现象,通常称之为“后掠效应”。理论研究和试验证明,根部剖面 1-3 处的应力沿剖面的  $x$  轴近似呈双曲线分布(见图 7-41)。

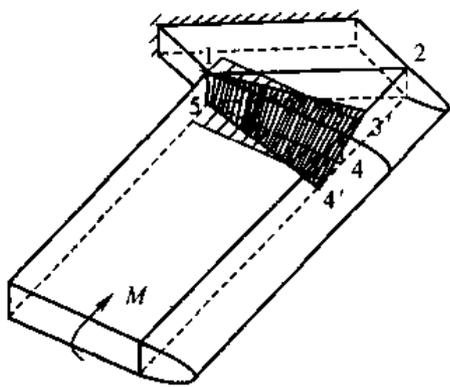


图 7-39 根部剖面 1-3 发生翘曲

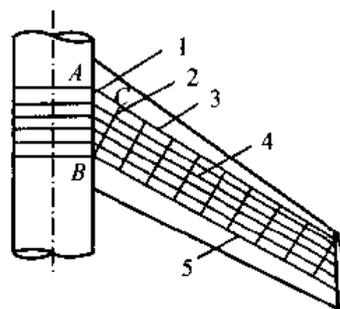


图 7-40 单块式后掠机翼

1—侧边加强肋 2—根部加强肋 3—前梁  
4—长桁 5—后梁

后掠机翼也有各种结构型式,如单块式、梁架式等。下面仅以一、二种典型结构介绍一下后掠机翼根部的传力特点。

### 二、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(见图 7-42)。

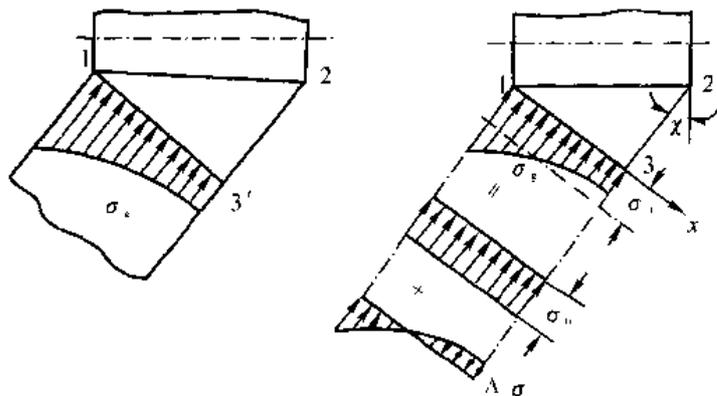


图 7-41 后掠机翼根部的应力分布

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。其各分离体平衡图如图 7-42(a)所示。

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,一路由前梁传给机身,另一路由根肋向  $B$  点传递,在  $B$  点传给机身,此时各构件的分离体平衡图如图 7-42(b),(c)所示。

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。此时侧肋的平衡如图 7-42(e)所示。

弯矩  $M$  以壁板上的轴向力形式作用到根部剖面  $A-C$  上。如以图 7-42(d)中所示  $A$  点为例,由于在机身侧边处,长桁发生转折,中翼长桁只能提供垂直于机身轴线的支反力,因而如要  $A$  点处于平衡,必须有另一构件提供另一个支反力。为此机翼机身接合处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,所以缘条不需十分强,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 7-43 是另一种型式的单块式后掠机翼,它与带有中央平直翼盒的后掠翼的不同点在于左、右机翼在机身对称面处对接。剪力  $Q$  和扭矩  $M_t$  的传递与前面一种类似,并在机身侧边传给机身,不再传往中翼。弯矩  $M$  引起的轴力将在机翼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的形式作用在中央翼肋的上、下缘条上,形成力矩,再由中央翼肋通过中翼段盒段受扭向外侧倒转到机身侧边传给机身接头。这种形式必

须有相当强的中央翼肋。

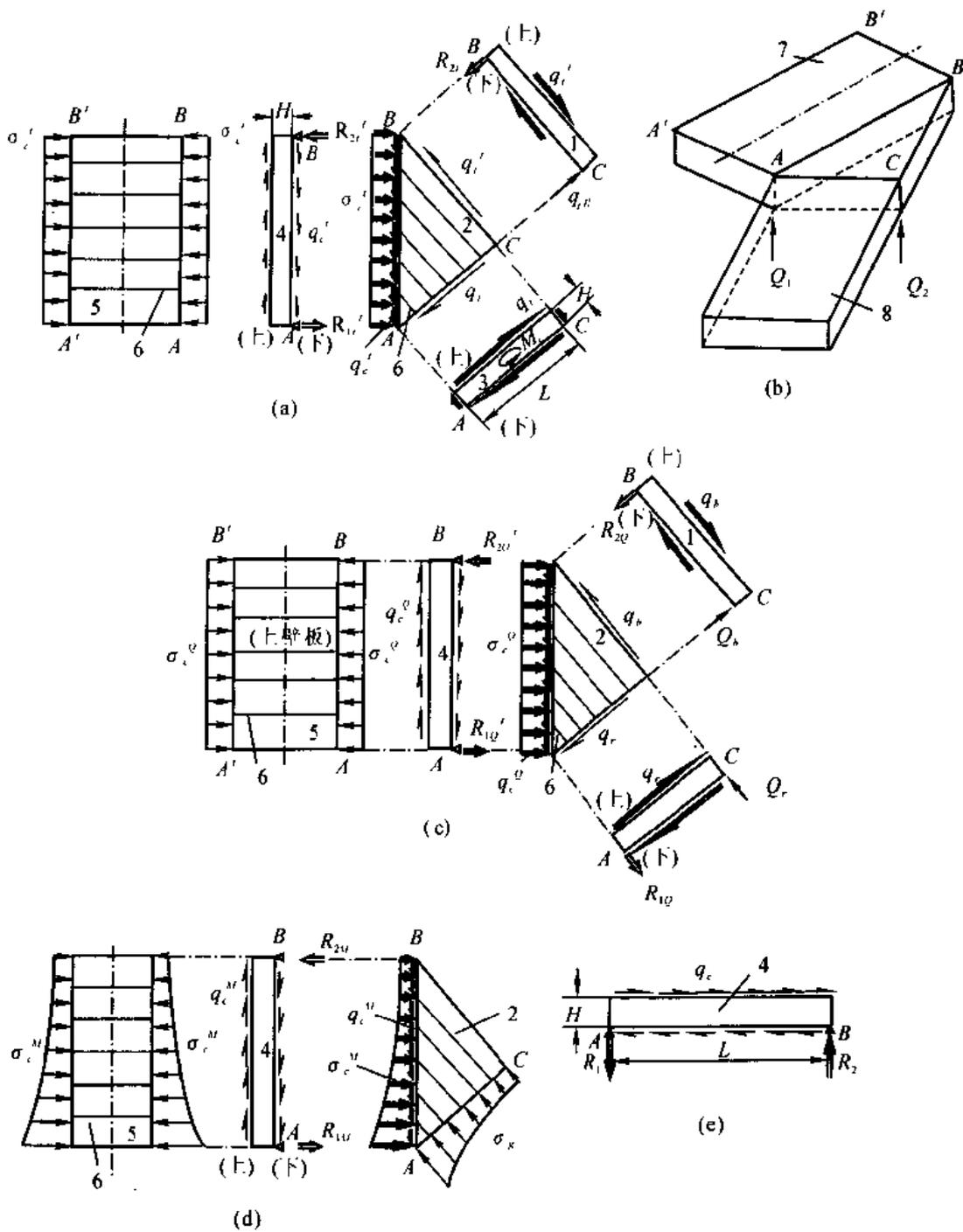


图 7-42 扭矩、弯矩、剪力的传递

- (a) 扭矩的传递 (b) 剪力的分配 (c) 剪力的传递 (d) 弯矩的传递 (e) 侧边肋的平衡  
 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

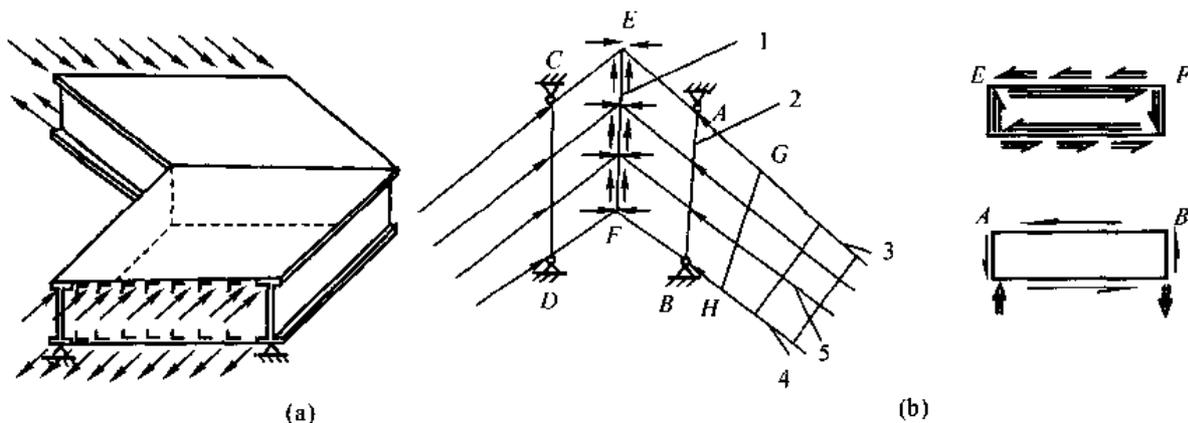


图 7-43 有加强中央翼肋的单块式后掠翼  
1—中央翼肋 2—侧边肋 3—前梁 4—后梁 5—长桁

### 三、三角翼的结构特点

随着飞行速度的提高,机翼后掠角增大。当后掠角大于  $55^\circ$  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越来越尖锐。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翼,它保持了后掠翼气动方面的优越性。然而由于它的后掠角大( $\chi=55^\circ\sim 75^\circ$ )、根梢比  $\eta$  大(可达十几)且展弦比  $\lambda$  小(1.5~2.5),因此机翼大部分面积靠近根部,压力中心内移,使根部弯矩减小;而且压力中心相对于根部剖面刚心的力臂减小,扭矩也就相应的减小。三角翼根弦长,在相对厚度  $\bar{c}$  相等的条件下,根部结构的绝对高度较大,梁的结构效率较高,因而其根部结构的抗弯曲刚度和扭转刚度较大,大大改善了机翼的强度、刚度特性。

由于三角翼的翼肋相对于后掠翼的翼肋长,为了改善翼肋的受力,应适当增加翼肋沿弦向的支持点,这就意味着要增加纵向翼梁或墙的数量(见图 7-44),与机身的连接点比后掠翼与机身的连接点要多。

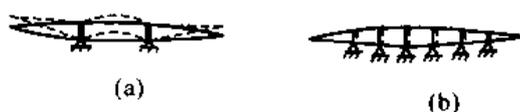


图 7-44 三角机翼翼肋的变形

三角翼也有梁式、单块式等多种结构型式,但较多采用多梁式结构。考虑到三角机翼虽然相对厚度较小,但由于其根弦长,所以根部结构的绝对高度仍较大,梁的结构效率较高。同时机翼翼盒的闭室面积也仍较大,因而蒙皮不需要很厚。在这种情况下,主要由几根翼梁来承弯是合理的。此时三角机翼与机身的连接点比后掠翼与机身的连接点要多。但连接点不宜布置太多,不然机身就要相应地布置很多加强框,给机身的结构设计带来困难。然而若交点太少,梁之间的宽度增大,则当机翼翼板参加受弯时,壁板在根部的参与区将占机翼相当大的一部分面积(见图 7-45)、势必降低结构的材料利用率,使结构重量增加。

综上所述,三角机翼较多采用多梁式的结构型式,一般不布置长桁或布置较弱的长桁,为了维持机翼外形,翼肋可布置得较密。

多梁式三角翼按其梁的布置形式有正交梁(指翼梁与机身轴线垂直)形式、汇交梁形式和混合式等(见图 7-46)。图 7-47 为某超音速歼击机混合多梁式三角翼的结构。

三角翼受力分析较为复杂,限于篇幅,在此不再讨论。

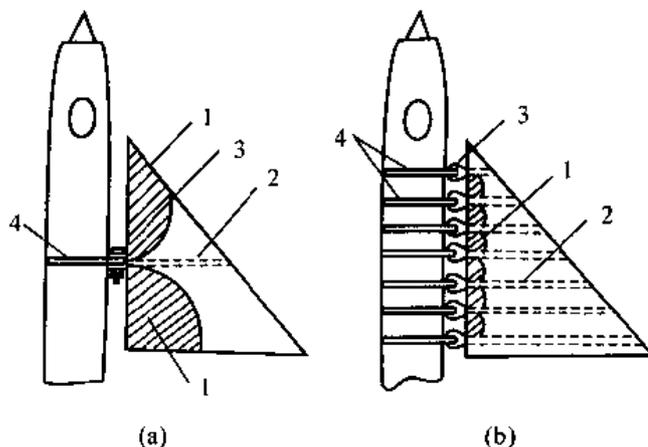


图 7-45 单梁和多梁式三角翼蒙皮受力的比较

(a) 单梁式 (b) 多梁式

1—壁板参与区 2—翼梁 3—与机身的固接接头 4—机身框

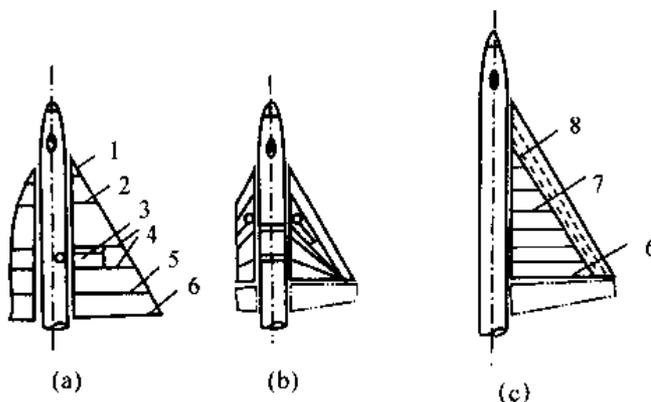


图 7-46 多梁式三角翼的布置形式

(a) 正交梁 (b) 汇交梁 (c) 混合式

1—墙 2—前梁 3—起落架开口 4—加强梁  
5—后梁 6—辅助梁 7—主梁 8—斜梁

## § 7-6 气动弹性问题概述

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。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。气动弹性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地增加,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,导致与它相连的机体结构(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,由于其变形是振动扩大的,与加速度、惯性力有关,称之为动气动弹性问题。

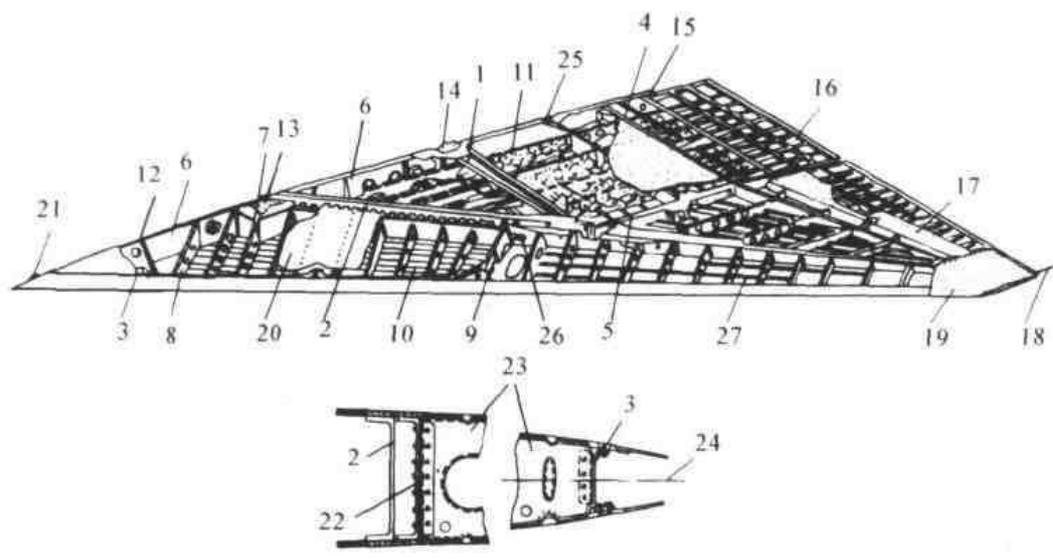


图 7-47 某超音速歼击机三角翼的构造

- 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

### 一、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(图 7-48)。此剖面上有 3 个重要的点:剖面的气动力焦点、重心及刚心(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的作用。

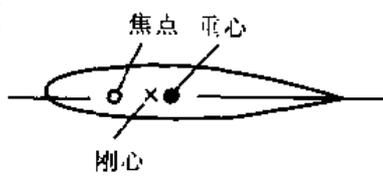


图 7-48 机翼三心位置图

亚音速飞行时,焦点在剖面弦长的(25~28)%处,刚心一般在弦长的(38~40)%处,也即焦点在刚心前(见图 7-48)。假设机翼以迎角  $\alpha_0$  使飞机处于稳定平飞中,若突然有一扰动上升气流  $v_y$ (所谓扰动指瞬间有一上升气流,过后即消失)导致迎角有一增量  $\Delta\alpha$ (即  $\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha$ ),引起附加的升力  $\Delta Y$ 。由于此  $\Delta Y$  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,扭转变形的发展有两种可能性,一为即使  $v_y$  消失,此附加扭转变形仍愈来愈大,导致结构破坏,此即为扭转扩大;一为在  $v_y$  消失后,此附加扭转变形愈来愈小,以致消失。现在具体分析一下发展过程(见图 7-49)。由  $\Delta\theta$  引起该机翼剖面的迎角增加  $\Delta\alpha$ ,因此气动力升力有一个增量  $\Delta Y$ 。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  $M_a = \Delta Y \cdot d_a$ 。由  $\Delta\theta$  引起的弹性恢复力矩  $M_e$  将使附加扭转变形减小。若  $M_a > M_e$ ,则扭转变形愈来愈大,形成扭转扩大;若  $M_a < M_e$ ,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,而弹性恢复力矩与飞行速度无关,故有一个临界速度。

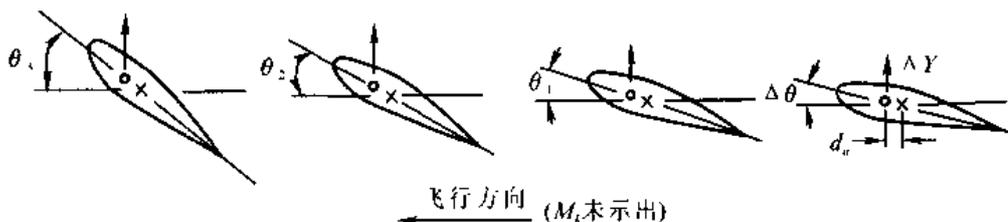


图 7-49 机翼扭转扩大示意图

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 7-50 可知,后掠机翼对防止扭转扩大有利,前掠机翼则相反。

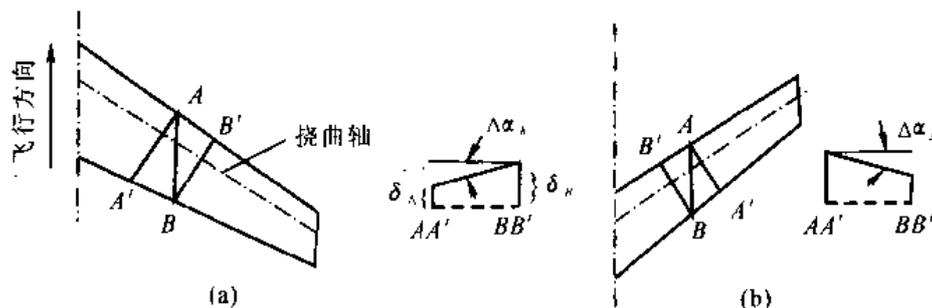


图 7-50 前、后掠机翼,弯曲引起顺气流剖面向不同方向偏转  
(a) 由于后掠引起的附加负迎角  $\Delta\alpha_n$  (b) 由于前掠引起的附加正迎角  $\Delta\alpha_f$

## 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附加扭角。

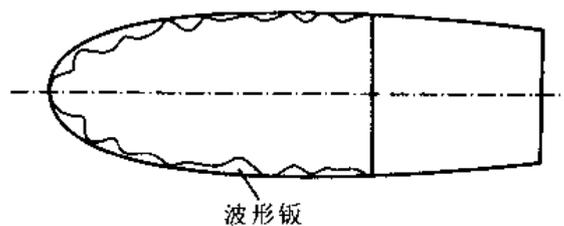


图 7-51 刚心前移的图 2 机翼

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(见图 7-51),机翼主抗扭盒前移,使剖面刚心前移,因此就不容易发生扭转扩大。

## 二、副翼反效

副翼和舵面都有操纵反效的问题,现以副翼为例进行讨论。当为了使某侧机翼产生附加升力而使副翼下偏  $\delta$  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  $\Delta Y_a$ 。但实际上机翼仅有有限的刚度,机翼刚心又远在  $\Delta Y_a$  合力作用点之前,故由  $\Delta Y_a$  引起的力矩  $M_a = \Delta Y_a \cdot d'$  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  $\Delta Y_b$ 。若  $\Delta Y_b > \Delta Y_a$ , 则操纵副翼下偏时,反而引起向下的负升力,即操纵反效了(见图 7-52)。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  $\Delta Y_b$  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。

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的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。

### 三、颤振

颤振是一种振动发散,需考虑变形引起的加速度,即需考虑惯性力,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的振动发散;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的振动发散。舵面等都可发生颤振。

#### 1. 机翼弯扭颤振

取一个典型翼剖面,剖面上的 3 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 7-53 说明弯扭颤振的物理概念。先看图 7-53(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。当瞬间扰动一消失,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。由于迎角的增加引起附加的气动力  $\Delta Y_a$ ,此  $\Delta Y_a$  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 7-53(b)。图 7-53(c) 则将飞行距离结合进来,看起来就更形象化。图中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

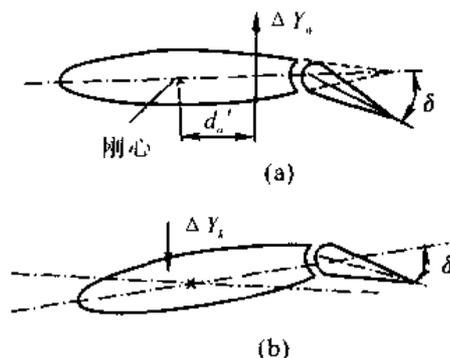


图 7-52 副翼反效示意图

(a) 先假设机翼为绝对刚硬

(b) 再考虑机翼的扭转变形

衰减,而是保持为常振幅振动,此即颤振临界速度。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3个点的前后关系如图所示时,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。

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,并加适当的配重。配重一般放在翼尖前,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。

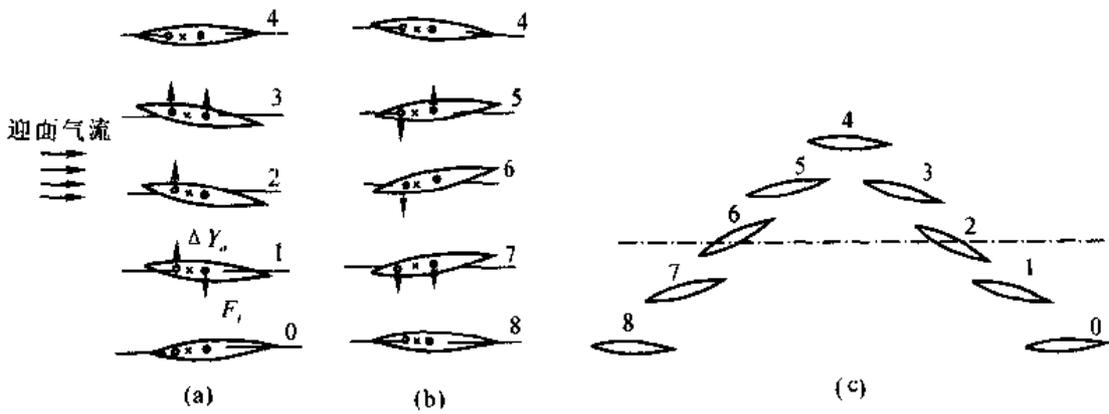


图 7-53 机翼弯扭颤振示意图  
(a) 向上运动 (b) 向下运动 (c) 结合飞行距离示出

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 7-54 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。

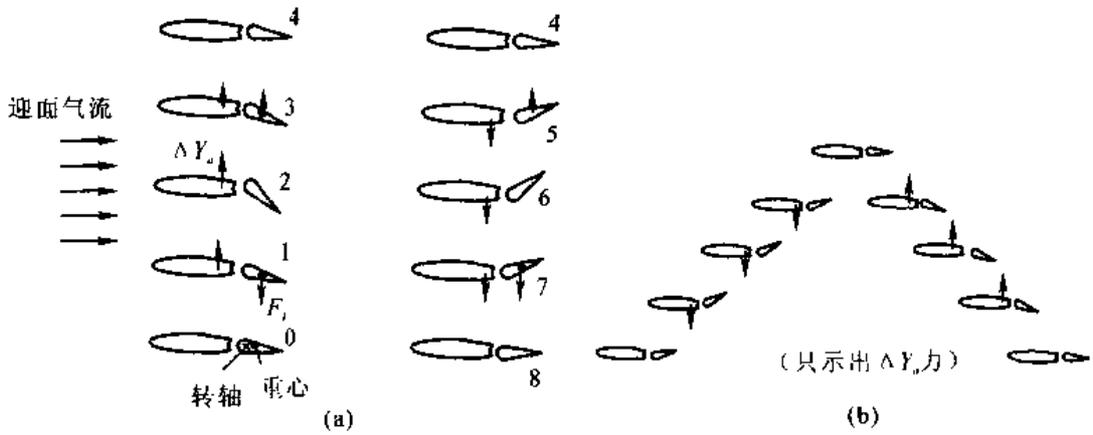


图 7-54 副翼弯曲颤振示意图  
(a) 上下偏离情况 (b) 结合飞行距离示出

提高副翼弯曲颤振临界速度的措施是使副翼结构本身的重心尽量前移,并加以适当的配重。

以上只讨论了两种两个自由度的颤振,这虽是简化的情况,但确是机翼的主要情况。对于全动尾翼、安定面和舵面,还必须考虑机身自由度在内,机身有两个方向的弯曲变形及一个扭转变形的自由度。

## § 7-7 操纵面与全动平尾的结构分析

尾翼的展弦比较小。一般平尾的 $\lambda=3\sim 4$ 、垂尾的 $\lambda$ (不计机身部分)为1.5左右。对于超音速飞机,由于操纵性的需要,水平尾翼一般改为全动平尾。平尾与垂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。

对于 $Ma \leq 0.6$ 的亚音速飞机,尾翼的颤振问题尚不严重;对于 $Ma \geq 0.8$ 的飞机,必须妥善考虑尾翼的颤振问题;对于 $Ma=2$ 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。

### 一、尾翼的安定面、飞机操纵面的结构分析

#### 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。悬挂接头处应布置加强肋,用以扩散舵面通过接头传来的集中力。

#### 2. 操纵面的构造和受力分析

操纵面可看作在气动载荷作用下支持在悬挂接头上的多支点连续梁。由气动载荷在操纵面上产生的剪力 $Q$ 、弯矩 $M$ 都通过悬挂接头以集中力形式传给安定面。由气动载荷相对于转轴产生的扭矩最后由操纵摇臂上的操纵力与接头支反力构成的力矩来平衡(见图7-55)。

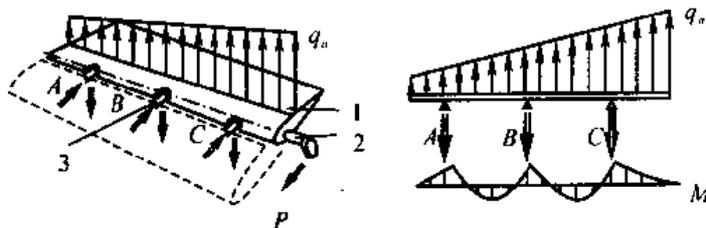


图 7-55 操纵面的受载情况

1—压力中心线 2—转轴 3—操纵面悬挂接头  $q_a$ —气动载荷  $P$ —操纵杆力  $M$ —扭矩

根据颤振提出的要使铰链轴后的结构重量尽量轻,以及充分利用原来很小的剖面结构高度的要求,操纵面一般都在靠近前缘处布置单梁。其典型剖面如图7-56所示。

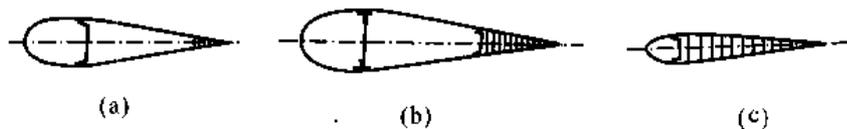


图 7-56 舵面典型剖面

(a) 小型飞机 (b) 大型飞机 (c) 薄翼

### 3. 操纵面前缘缺口的补强

操纵面扭矩一般由前缘闭室承受。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,其典型形式如图 7-57 所示。

(1) 可加一对斜加强肋,与梁构成三角架。扭矩由斜肋受弯和缺口段的梁承受附加弯矩来传递(见图 7-57(a))。

(2) 加一短墙,与缺口两端的加强肋构成一局部闭室(见图 7-57(b))。扭矩在缺口段由局部闭室传递。

(3) 对某些小型低速飞机,载荷很小时,可直接对梁进行局部加强,由梁本身受扭(见图 7-57(c))。

### 4. 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如图 7-58 所示。

### 5. 气动补偿

气动补偿是为了减小操纵面的铰链力矩,从而减小驾驶杆力。常用的补偿方法有以下几种:

(1) 轴式补偿和角式补偿:轴式补偿是将操纵面转轴靠后布置,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(见图 7-59(a))。

(2) 内补偿:一般用在副翼上。它的补偿面位于机翼后缘的空腔内,这一空腔由气密封胶布隔成上、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(见图 7-59(b),图 7-60)。

(3) 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。

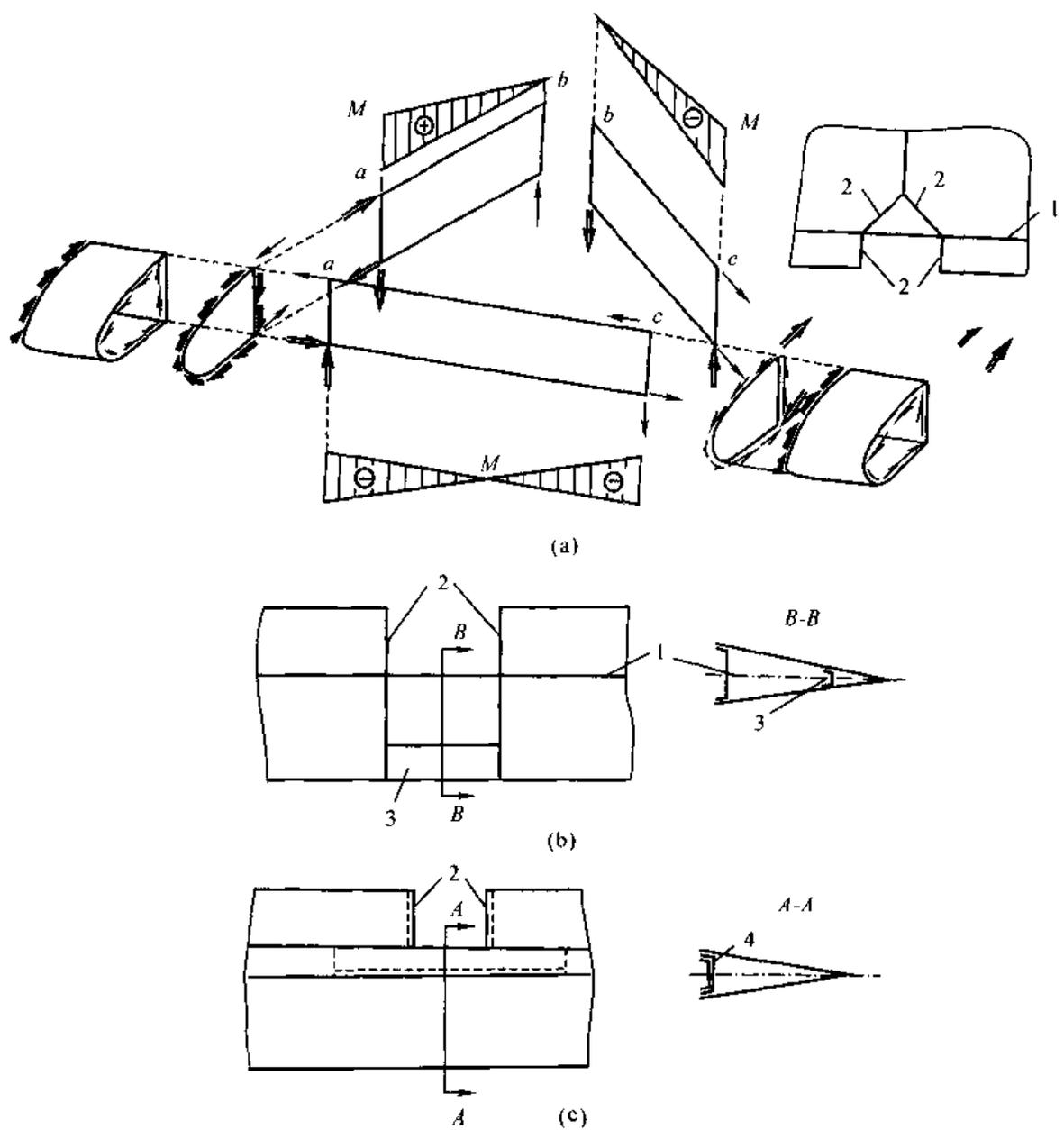


图 7-57 前缘缺口的补强  
1—梁 2—加强肋 3—短墙 4—加强梁

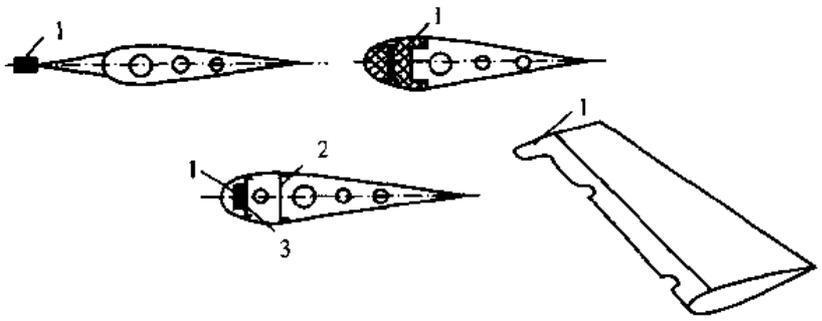


图 7-58 配重与舵面结构连接的几种形式  
1—配重 2—梁 3—小梁

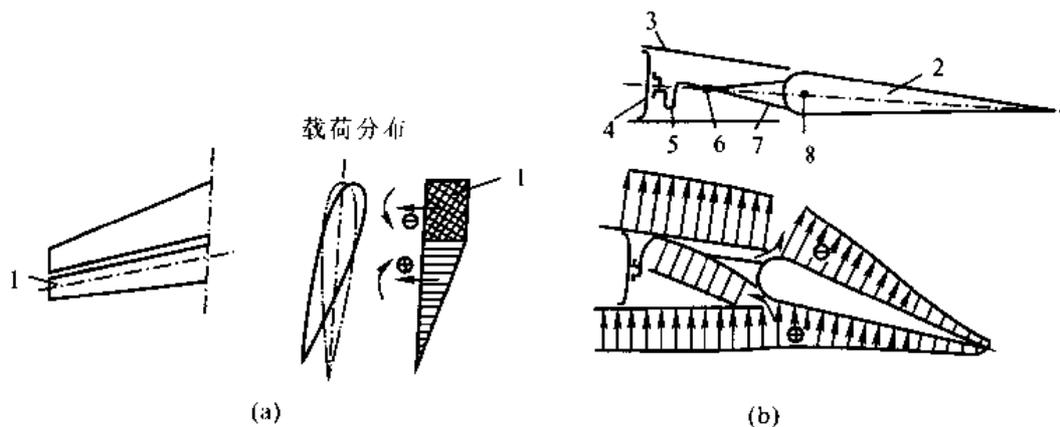


图 7-59 气动补偿的几种形式

(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-气密封胶布 6-配重 7-补偿板 8-转轴

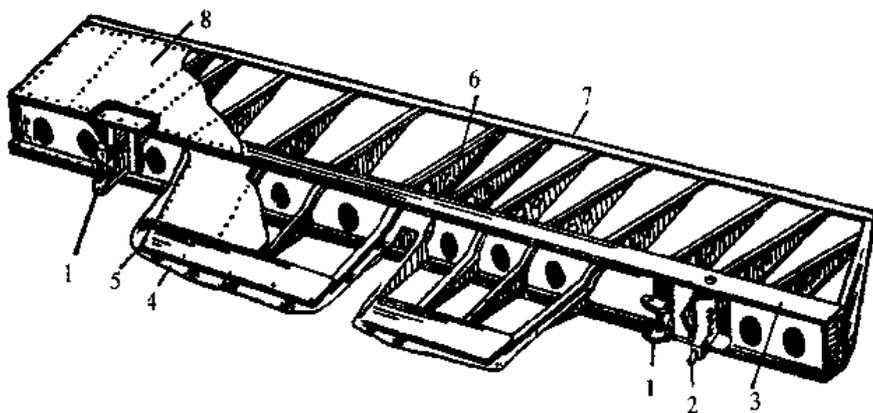


图 7-60 副翼的构造

1-悬挂接头 2-操纵摇臂 3-梁 4-内补偿气密薄膜 5-配重 6-肋 7-后缘型材 8-蒙皮

## 二、全动平尾

当飞机超音速飞行时,舵面效率大大降低,然而飞机的纵向稳定性却大大增加,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。

### 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直时,宜于采用直轴(见图 7-61(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,约占翼弦的 40%。转轴在此位置,结构高度也较高(见图 7-61(b))。

此外,全动平尾还有转轴式和定轴式之分,下面就这两种形式进行讨论。

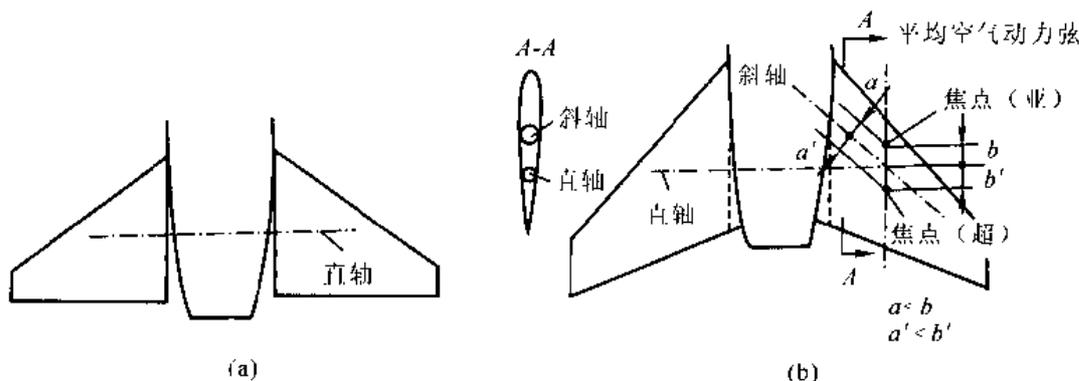


图 7-61 全动平尾的直轴与斜轴以及转轴前后位置的确定

### 3. 转轴式全动平尾的传力分析

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。

转轴式全动平尾的最大特点是尾翼结构上的弯矩、剪力和扭矩都要集中到转轴上,然后由转轴传给机体。此时前缘和后缘一般布置成不参加总体受弯的轻结构件;中间部分的外段采用刚度较好、结构效率较高的单块式,但在根部转成梁式,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 7-62 是一斜转轴式平尾的结构。根部结构的最大特点是把分散的受力转为集中力由梁来承受,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 4 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。其传力分析如下:

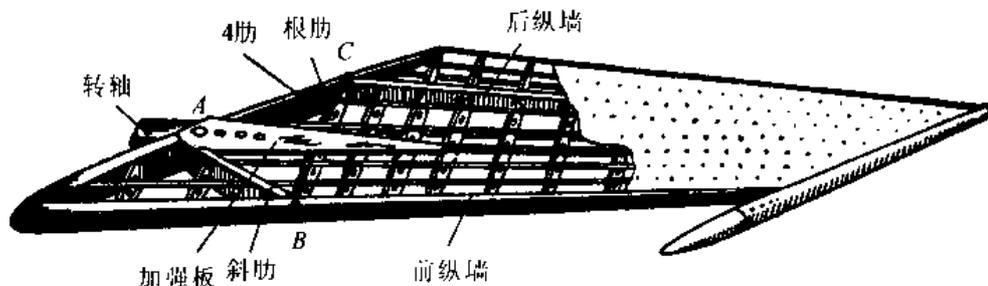


图 7-62 斜转轴式全动平尾

**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(见图 7-63(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接和垂直螺栓传给转轴,但均是对转轴产生扭矩(见图 7-63(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 4 个垂直螺栓传给转轴使之受弯(见图 7-63(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(见图 7-64(b))。

与转轴式相比,定轴式全动平尾在受力上有以下特点。

(1) 轴仅受剪力和弯矩而不受扭矩;

(2) 扭矩不传给定轴,而是直接在根部加强肋上由操纵力与支反力形成的力偶矩来平衡。

由于操纵点和轴之间的力臂较转轴式长,受力情况较为有利。具体传力分析,请读者自己完成。

定轴式全动平尾的缺点是在尾面结构高度内要同时安放轴和轴承,减小了轴的结构高度,对轴的受力不利,并需在机体上开弧形槽,对机体有所削弱。

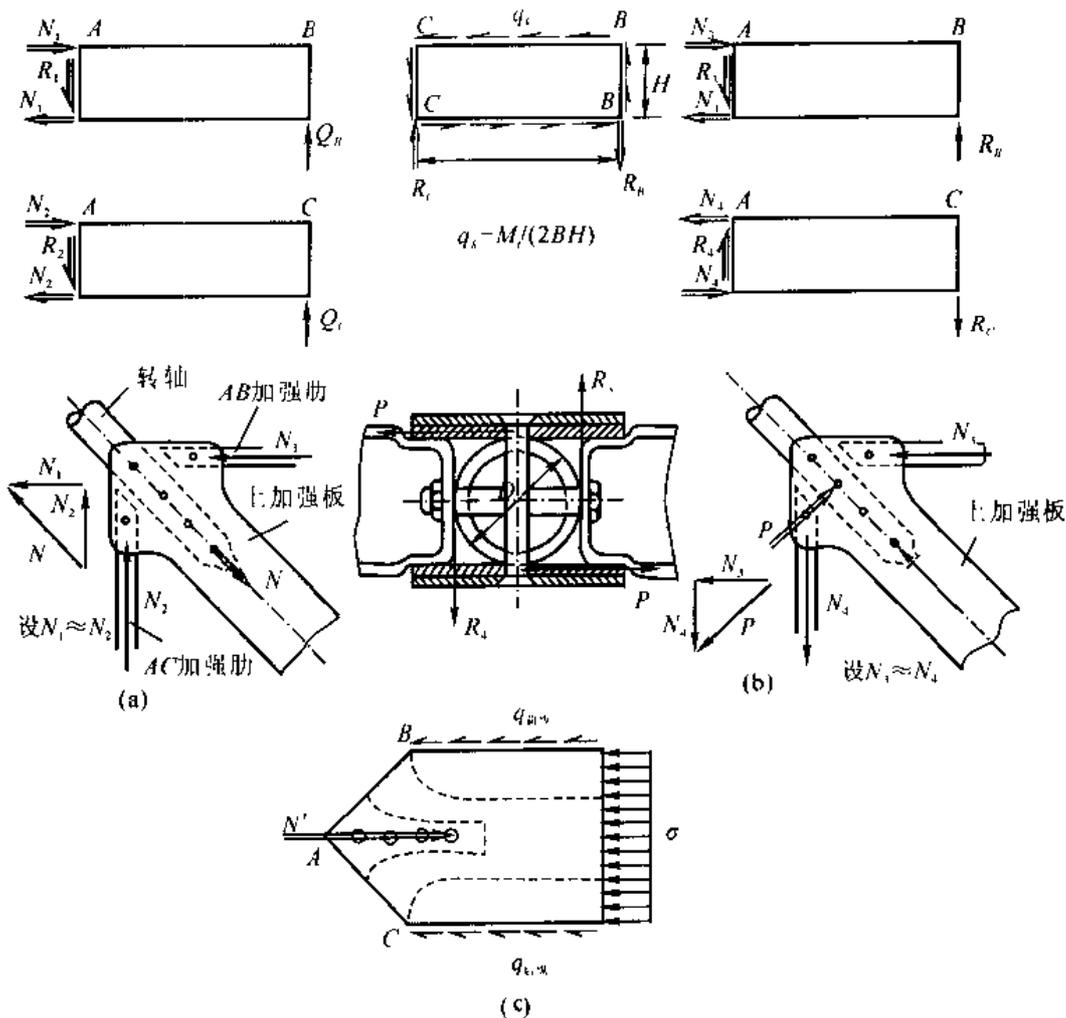


图 7-63 转轴式全动平尾的传力

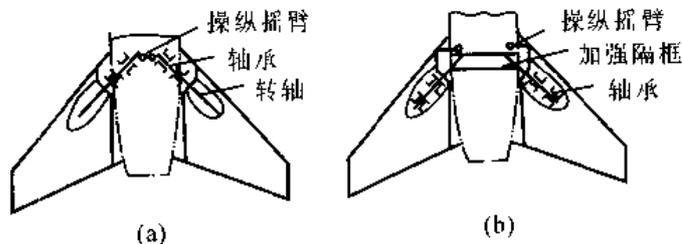


图 7-64 转轴式和定轴式全动平尾示意图

(a) 转轴式 (b) 定轴式

## 第 8 章 机身结构分析

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也适用于机身。本章在机翼结构分析的基础上,考虑机身结构的特点讨论机身的受力分析。

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。

### § 8-1 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 8-1 为某强击机的部位安排情况。

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。这就需要创造条件便于方便地接近它们。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。

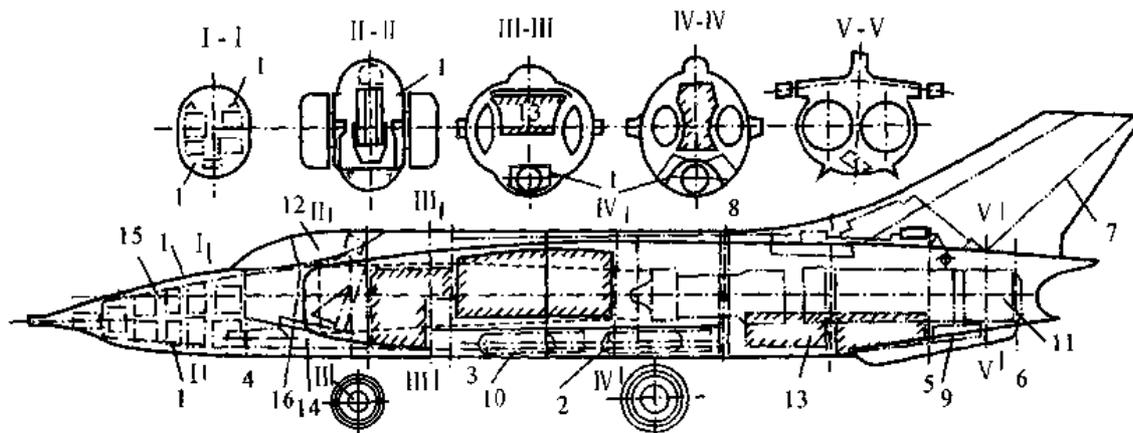


图 8-1 某强击机机身内部布置与主要受力构件布置

- 1—前机身桁梁 2—与机翼主梁对接加强框(24框) 3—与机翼前梁对接的17号加强框  
 4—其他加强框(8,12,13,16,20,25,29,30) 5—与全动平尾转轴连接的41号加强框  
 6—水平尾与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4个) 14—前起落架舱 15—设备舱 16—座舱地板

(1) 机身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, 应与机翼、尾翼等相连部件的主要受力构件的布置、连接点位置进行总体协调, 这与减轻飞机总重量有关。

(2) 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) 机身应有足够的刚度。机身结构受载后的总变形与局部变形都应在规范或战术/使用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及运营成本等均有关。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) 机身结构的重量应尽可能小。

(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, 尽量少突起等。

从上而分析可以看到, 很多要求往往是矛盾的。比如驾驶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。

## § 8-2 机身的外载和受力特点

### 一、机身上的外载

机身上的外载主要有以下 4 种。

### 1. 空气动力载荷

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,因此空气动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 8-2)。



图 8-2 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较大。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. 其他部件传来的力

这里主要指在飞行或起飞着陆滑跑中由机翼、平尾、垂尾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

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(见图 8-3)。

综上所述,机身的受力一般说与机翼很相似。但对机翼,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。

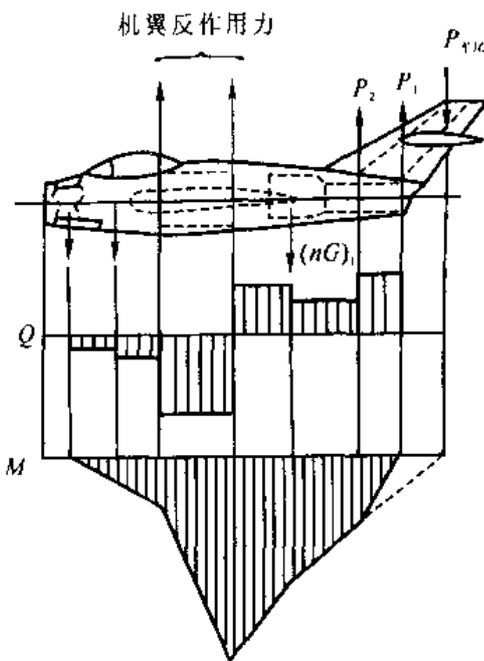


图 8-3 机身对称平面内外载及内力图

## § 8-3 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、蒙皮的功用基本相同。

## 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(见图 8-4(a)),此时空气动力在框上自身平衡,不再传到机身的其他结构上去。普通框都设计成环形框(见图 8-5),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  $p_i$ (见图 8-4(b),(c)), $p_i$  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。

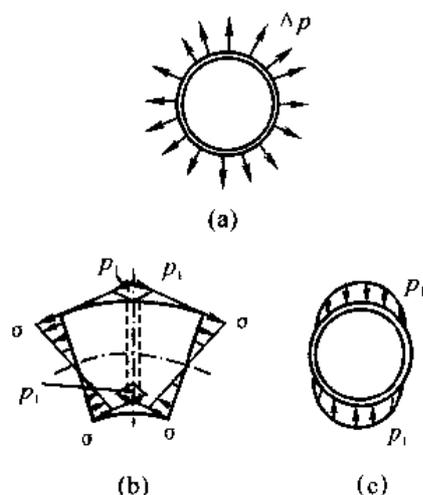


图 8-4 普通框的载荷  
(a) 空气压力载荷 (b) 机身弯曲变形引起的压力  $p_i$  (c) 压力  $p_i$  的分布

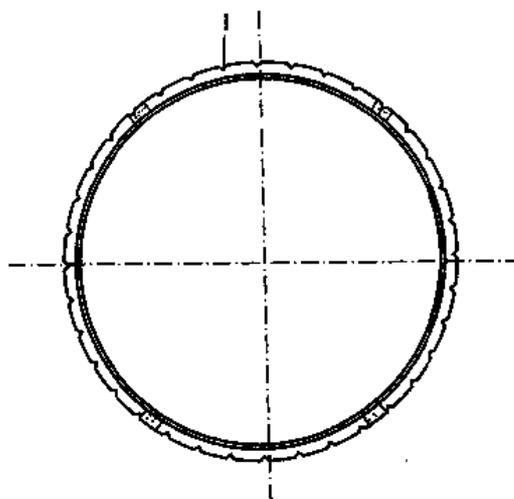


图 8-5 普通隔框  
1- 长桁通过口

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。加强框将 § 8-4 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。

### 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,所以它承受的载荷为局部空气动力。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(见图 8-6(b))

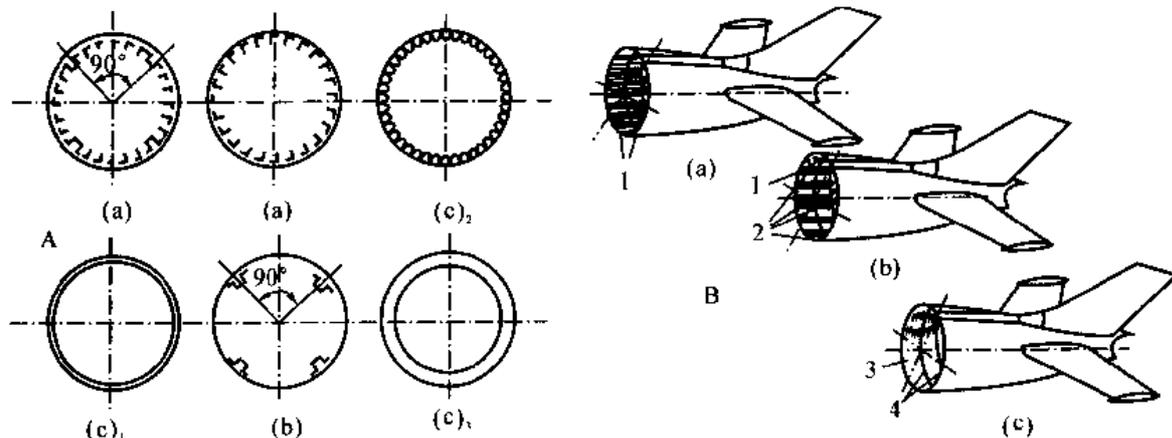


图 8-6 机身结构典型受力形式

(a) 桁条式 (b) 桁梁式 (c) 硬壳式

1—长桁 2—桁梁 3—蒙皮 4—隔框

它的结构特点是有几根(如四根)桁梁,桁梁的截面积较大。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。

### 2. 桁条式(见图 8-6(a))

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

桁条式和桁梁式,统称为半硬壳式。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,机身多数采用桁条式结构。

### 3. 硬壳式(见图 8-6(c))

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。由厚蒙皮承受由机身总体弯、剪、扭载荷形成的全部轴力和剪力。隔框用于维持机身截面形状、支持蒙皮和承受、扩散框平面内的集中力。因为蒙皮厚、局部刚度大,所以隔框数量少。这种型式由

于材料都布置在结构最大高度上,在其他条件相同的情况下,有较大的弯曲、扭转刚度。但实际上这种型式在机身上用得很少,其根本原因是因为机身的相对载荷较小,而且机身不可避免要有大开口,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。

### 三、机身结构的受力分析

机身结构的受力分析与机翼类似,只是根据机身的特点,重点是讨论集中力或力矩的传递。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。

图 8-7 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。该强隔框受到由接头传来的  $P_y$  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,是和该框平而处机身壳体上受正应力而积的分布有关。对桁条式机身,假设只有桁条承受正应力,而蒙皮只受剪切时(蒙皮受正应力能力可折算到桁条上),剪流沿周缘按阶梯形分布(见图 8-7(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  $q$  将在桁条上产生拉、压的轴向力,如图 8-7(b) 所示。由图 8-7(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:  $P_y$  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 8-7(c) 所示。图 8-7(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。

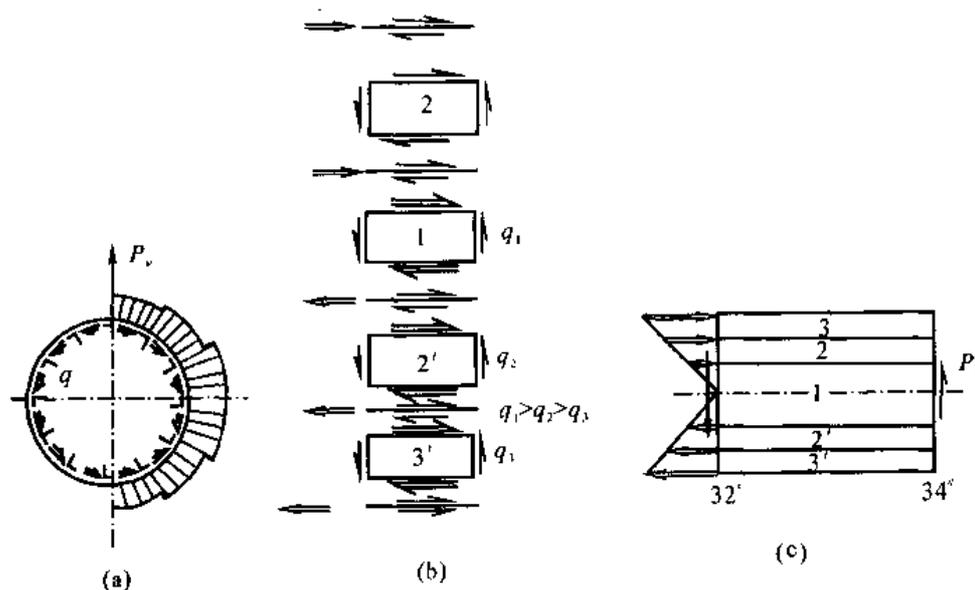


图 8-7 桁条式机身在框平面内受  $P_y$  力时的传力分析

(a) 支反剪流分布图 (b) 蒙皮和长桁的平衡 (c)  $P_y$  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,其剪切内力 $Q$ 通过蒙皮连续向前传递,而弯曲内力 $M$ 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 8-8 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。

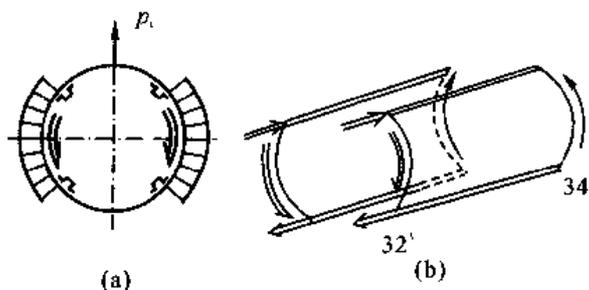


图 8-8 桁梁式机身受框平面内  $P_z$  力作用时的传力分析

(a) 支反剪流分布图 (b) 蒙皮和桁梁的平衡

#### 四、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 8-9 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。

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 8-10 所示),或通过角片直接与横梁的腹板相连。纵梁的数目与座椅滑轨相对应(滑轨和纵梁往往做成一个构件)。地板块一般做成夹层板结构,镶嵌在两根纵梁之间,它们之间根据使用要求可以是可拆卸连接,也可以是不可拆卸连接。就客舱整个地板来说,它由若干块这样的地板块拼成。

地板上作用有垂直载荷时,地板块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形式,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。

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 $z$ 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的地板纵梁就是固定在中央翼的上翼面。 $P_z$ 力则由纵梁直接传给横梁,横梁

再以集中力的形式作用到隔框上。

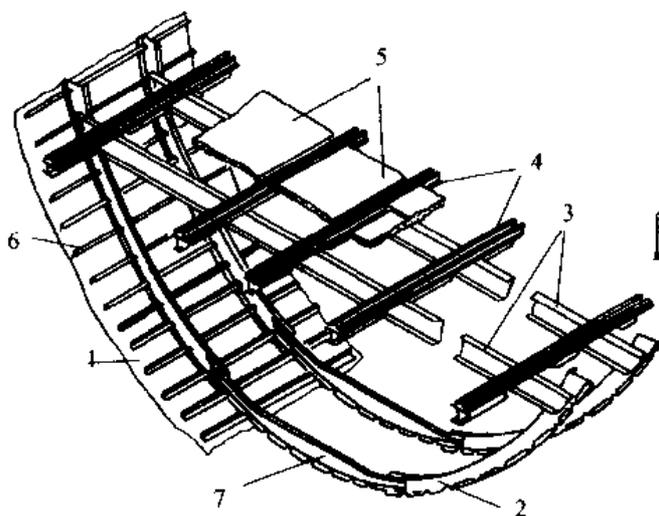


图 8-9 旅客机地板结构

- 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

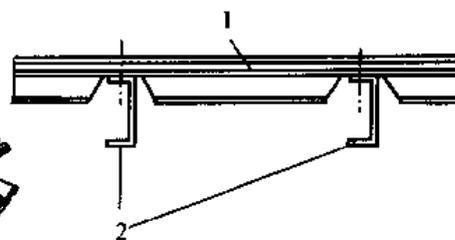


图 8-10 纵梁与横梁的连接

- 1 滑轨与纵梁 2—横梁

一般大型旅客机客舱地板下面是行李(货)舱,行李舱内的有效载重的载荷是通过货舱地板、纵梁加到隔框上,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(见图 8-11)。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,从框的受力看是比较有利的,但这将使行李舱的容积和利用率受到一定的损失。

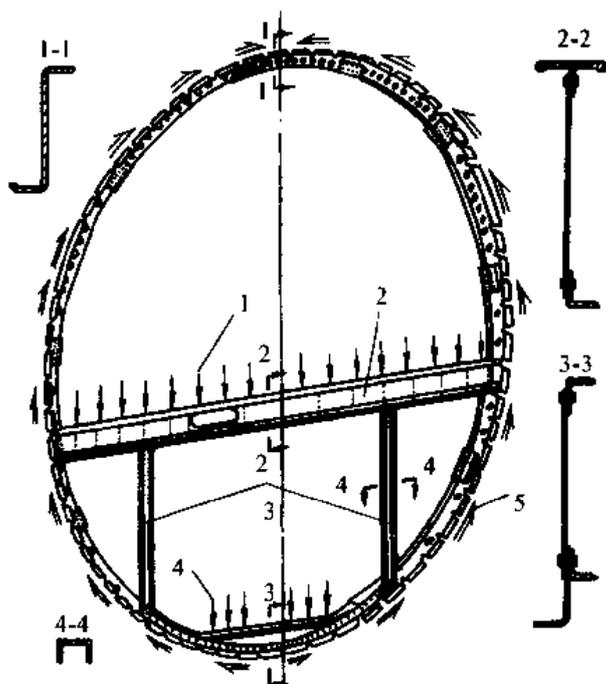


图 8-11 某旅客机机身普通框

- 1—地板载荷 2—横梁 3 支柱 4—货舱地板载荷 5—支承剪流

## § 8-4 机身加强框

机身加强框与机翼加强肋的作用类似,除了维持外形外,主要用来承受和传递框平面内的集中载荷,并传给机身蒙皮。加强框的受力较大,重量也比较大。根据其受力型式,加强框大致可分为刚框(环形)式、腹板式及构架式3大类。

## 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8-12(a)为一机翼机身连接的刚框式加强框,它主要承受框两侧翼梁传来的集中力。图8-12(b)是在框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3种元件的构成情况不同,刚框又可分成组合框(见图8-12(b))、整体式(见图8-12(a))和混合式3种。组合式刚框由挤压型材弯制的缘条、腹板及支柱铆接而成;整体式刚框是用整体锻造毛坯经机械加工而成;混合式刚框是上述两者之组合。

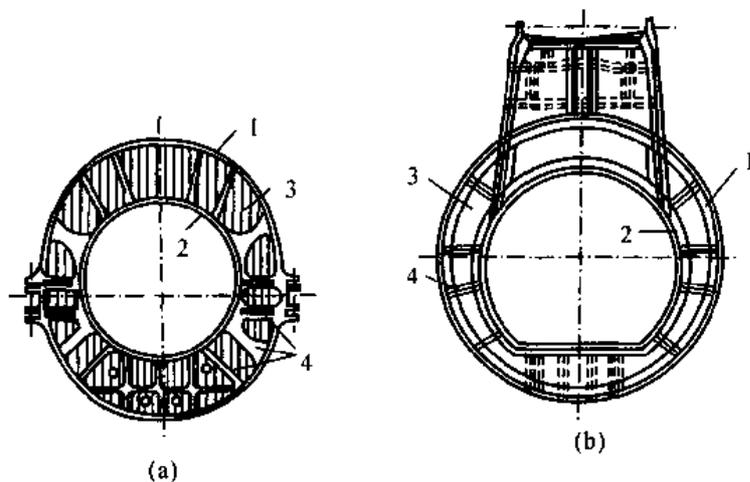


图 8-12 刚框式加强框

(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

刚框为静不定结构,其内力的大小及分布与刚框截面刚度沿圆周的分布有关。

## 二、腹板式加强刚框

机身上总是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8-13是几种腹板框的结构。腹板框除了承受框平面内的集中载荷外,有些腹板框还同时作用有垂直于框平面的分布压力。

腹板框的主要特征是通过布置在腹板上的型材受轴向力、腹板受剪面把集中力扩散到机身壳体蒙皮上。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强。

若腹板框为全腹板(占据整个机身截面)结构,其传力过程与平面板杆结构相同。面实际

结构中常常遇到的是各种带部分腹板的加强框。图 8-14 为某机身机翼连接的中腹板式加强框,图 8-15、图 8-16、图 8-17 为其受力分析简图。

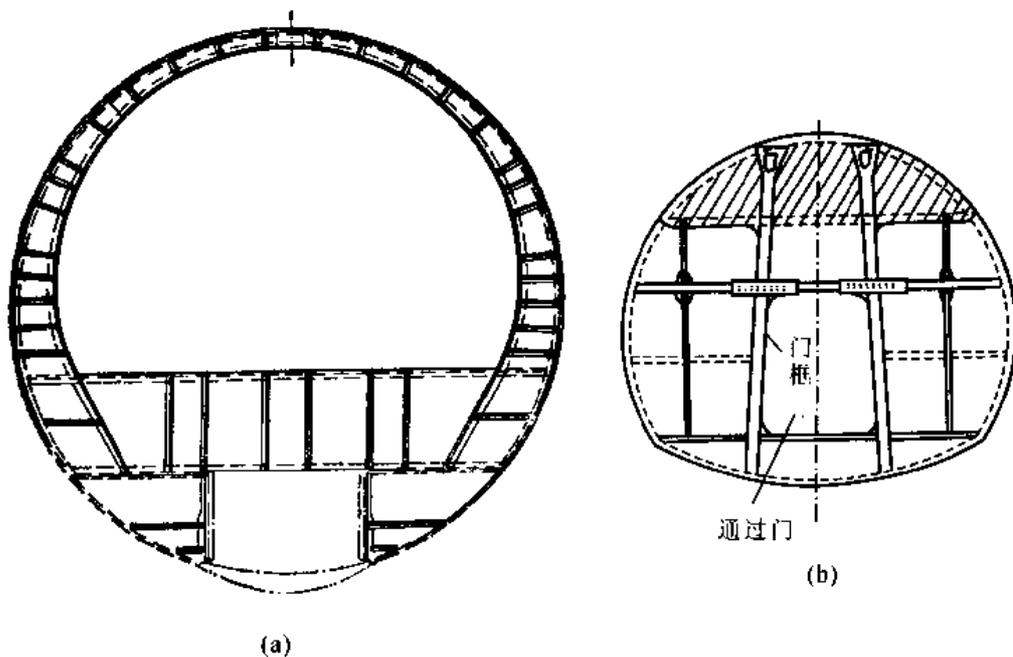


图 8-13 腹板式加强框结构

(a) 下腹板式加强框 (b) 中间开口腹板式加强框

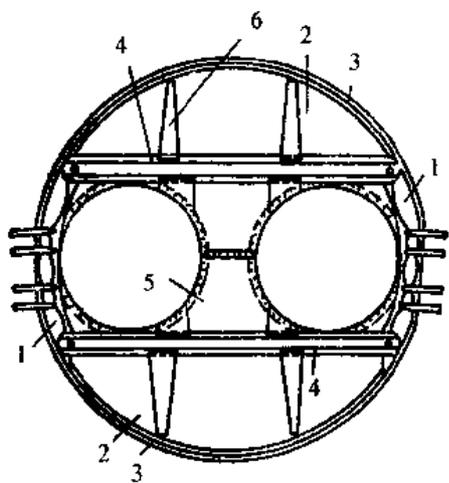


图 8-14 某机机翼机身连接加强框

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

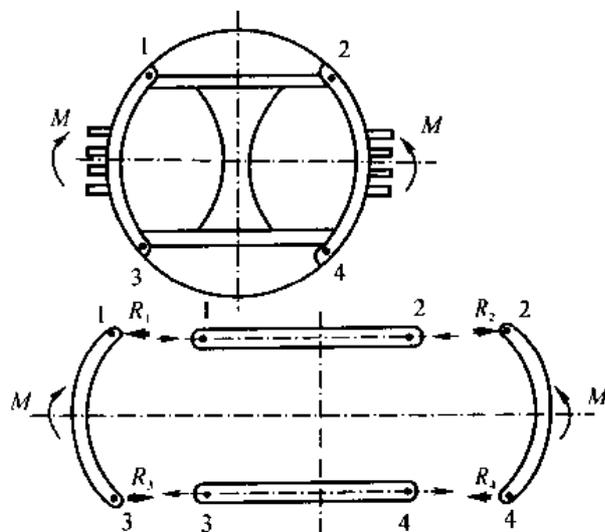


图 8-15 对称弯矩作用下中腹板加强框的受力分析

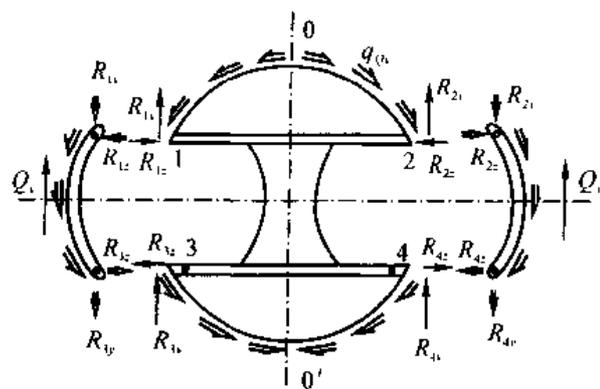


图 8-16 对称剪力作用下,中腹板加强框受力分析

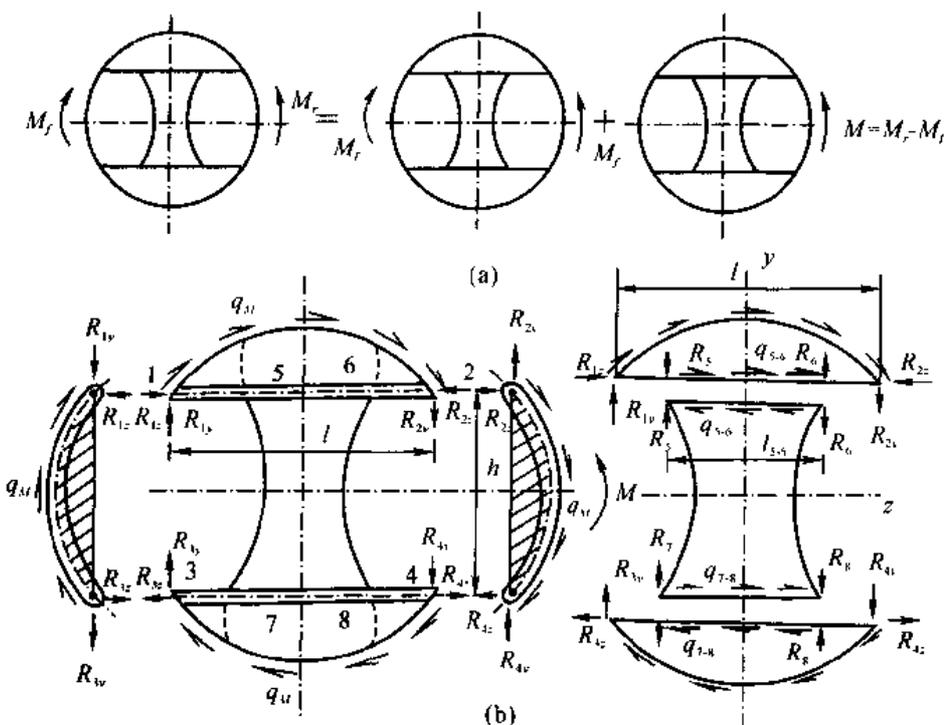


图 8-17 不对称力矩作用下,中腹板加强框的受力分析

### 三、构架式加强框

图 8-18 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,材料的利用率当然差一些。由图 8-18(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。这种形式的加强框由于整个框的中间空间被杆子堵住,不利于内部布置大尺寸

装载,又没有部分腹板框那种可以利用的优点,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,也有用构架式加强框的。

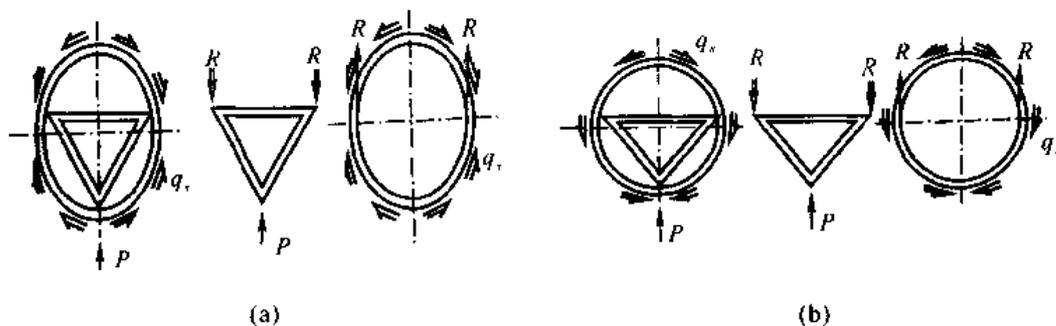


图 8-18 构架式加强框

(a) 椭圆形构架框的受力分析 (b) 正圆形构架框的受力分析

## § 8-5 机身开口的受力特点

由于使用、生产、维护的要求,在机身上总存在着大大小小的开口。显然,开口后对机身的强度和刚度都会产生不利的影晌,因此需要加强。根据使用要求的不同,加强方式大致可分为两类——口盖和舱门。

### 一、口盖

口盖主要是为地面检查维护面开的,在空中不必开启。它分为受力口盖和非受力口盖两种。

#### 1. 受力口盖

图 8-19(b)是一个典型的受力口盖,它本身能承受正应力及剪应力,可用螺钉把它拧在机身上。因此,从受力的观点来看,当口盖装上机身后就等于没有开口,所以机身上就不必另外增加加强构件。这种受力口盖一般用在开口较大或不需要经常打开的地方。

#### 2. 非受力口盖

图 8-19(c)所示是一个不受力的口盖,有时只用一个弹簧销就可以把它固定在机身上,因此装卸非常方便。但是这块机身蒙皮原来承担的剪流,就必须由机身上的加强口框以抗弯的形式来承受。非受力口盖一般用在需要经常检查但开口又不太大的地方。

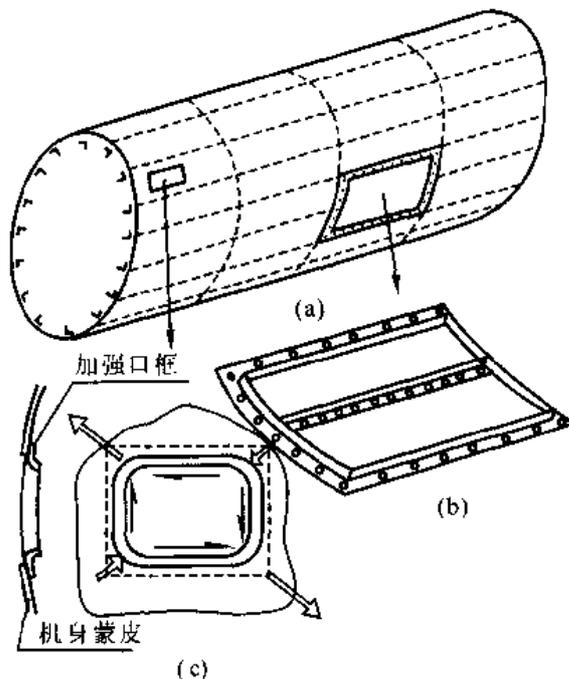


图 8-19 机身小开口加强及受力口盖

## 二、舱门

某些舱门属于中等开口(如旅客舱的出入舱门等)。中等开口不仅切断了受剪蒙皮,而且还切断了受正应力的构件(长桁)。由于舱门要迅速开启,它本身不能作为受力构件,故要通过开口周围的补强来传力。

对于此种情况的机身,开口周围的补强方案如图 8-20 所示,其中(a),(b)为围框式加强方案,也可利用机身本身原有的纵向桁条,采用井字形加强件组合而成。组成围框的杆件上将有附加轴力,上、下、左、右四块蒙皮上的剪流将增大,可根据该部位载荷大小局部加强。图 8-20(c)即表示了一种开口周围加强垫板和加强型材的形式。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,同时可作为受剪和受轴力构件补强。有的旅客机上采用厚板化学铣切法加工此围框加强件,以减小偏心力矩,形成开口四周整体传力。

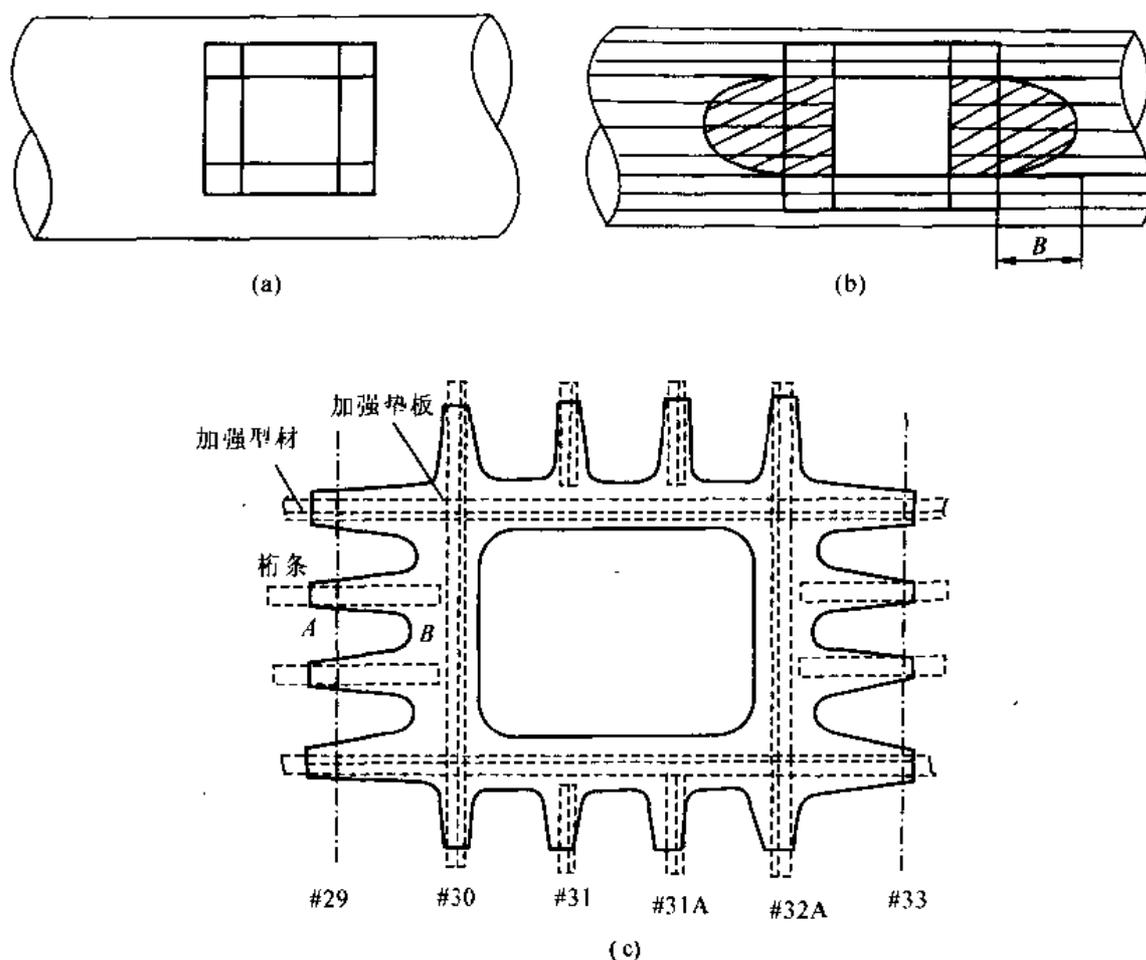


图 8-20 机身中等开口的加强方案

- (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

大开口舱门,如起落架舱门、炸弹舱门及空投物资的后舱门等,要求在空中也能打开和关

闭,因此,舱门就不能用作受力构件;而且,这种开口一般都很大,再采用前面所述的局部加强办法是行不通了,必须寻求另外的加强办法。

图 8-21 所示是一个开了炸弹舱门的机身中段受力示意图,下面着重讨论其大开口区域的传力及构造情况。

### 1. 弯曲情况

由于炸弹舱的大开口把机身下部的桁条和蒙皮都切去了一部分,因此在弯矩作用下原来由它们承担的轴向力,就必然要重新分配到开口两侧的纵向构件(桁梁)上。此外,在开口两端的过渡区 B,桁条和蒙皮必须经过一段距离后才能参与受力(因交界处的正应力为 0,见图 8-20)。因此,开口区和过渡区的桁梁都需要加强,显然会引起结构重量的增加。

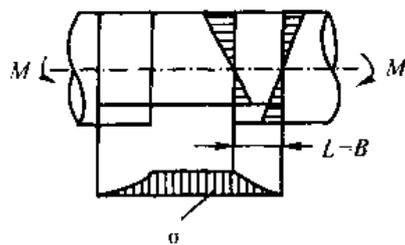


图 8-21 大开口时弯矩的传递

### 2. 扭转情况

为了讨论扭矩  $M_t$  作用时,开口区的受力和构造特点,先看剪流在闭剖面及开剖面的分布情况。在闭周边段,常剪流  $q_0 = M_t / (2\pi R^2)$  ( $R$  为机身半径),其分布情况如图 8-22(a) 所示。在开口部分,扭矩不是由常剪流所平衡的,这是因为开口处没有蒙皮,无法提供这种剪流。所以扭矩的平衡主要是由未开口的两侧壁板剪流  $q'$  所形成的力偶来平衡的,如图 8-22(b) 所示。 $q'$  在左右侧壁上大小相同,方向相反。由图 8-22(a) 可见,剪流在开口前与开口后是不相等的 ( $q' > q_0$ ),因此在隔框就出现了剪流的突变,即作用在前半框的剪流为  $q_0$ ,作用在后半框上的剪流为  $q'$ ,而且仅限于与左右侧壁连接的地方。故框上的综合剪流如图 8-22(e) 所示。因此,开口处的隔框也必须加强,在有条件的情况下,一般都采用腹板加强框。从传力的角度来看,加强框在这里的作用是将闭周边段蒙皮的剪流传递给开口两侧的蒙皮,而开口段则用两侧蒙皮剪流  $q'$  所组成的力偶与外扭矩  $M_t$  相平衡。

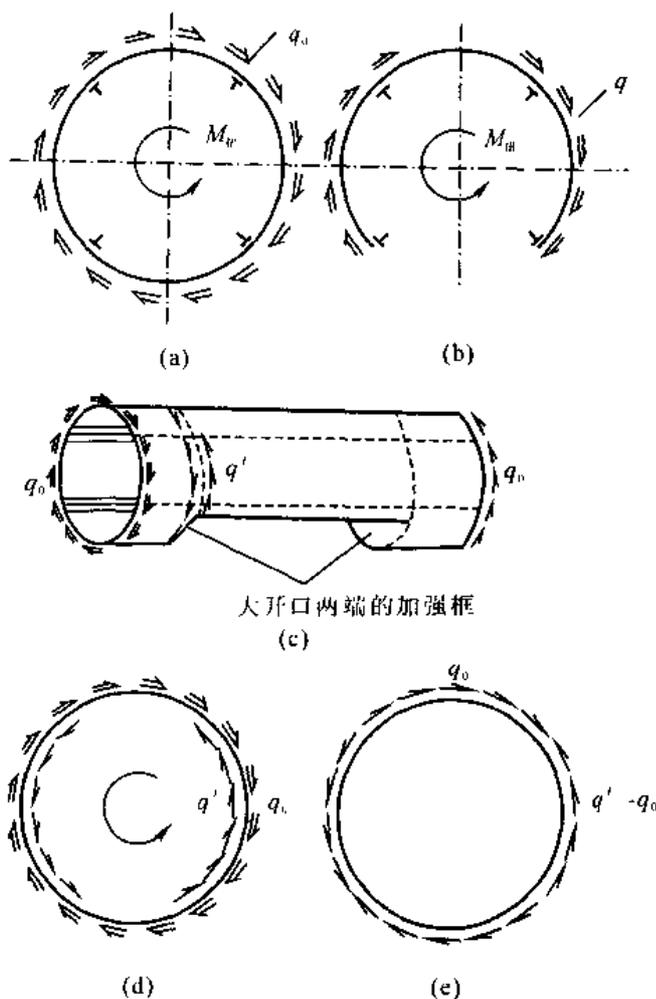


图 8-22 机身大开口处蒙皮与端框的剪流变化  
(a)(b) 开口处蒙皮 (c)(d)(e) 开口处端框

我们再来分析开口区梁与侧壁的受力情况。图 8-23 表示开口区两侧壁的受力情况。上面已知两侧壁的剪流为

$q'$ ,若上下梁之间的高度为  $H$ ,则剪力  $Q=q'H$ ,此剪力  $Q$  对每一个侧壁都组成为力偶  $QL_A$ 。由于此侧壁是平衡的,所以必有附加弯矩  $\Delta M$  与力偶  $QL_A$  相平衡。附加弯矩  $\Delta M$  使得桁梁产生正应力,正应力的方向在 4 个桁梁中对角线的两桁梁是相同的。理论和试验表明,这种附加弯矩  $\Delta M$  衰减很快,其影响区的长度  $l$  近似地与开口区宽度相等,即  $l=B$ ,在  $l$  段以外,影响就可认为不存在了。从这里可以看出:在扭矩的作用下,开口区的蒙皮、隔框和桁梁都要相应地加强。

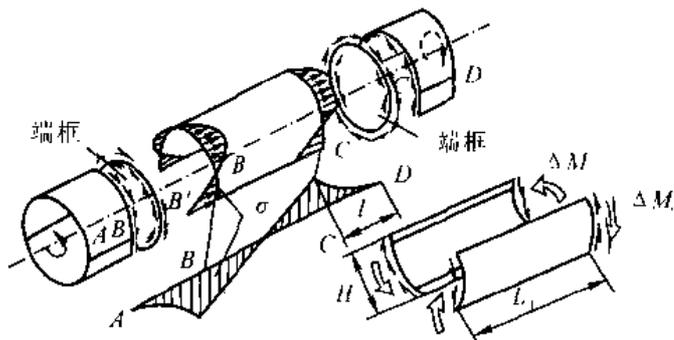


图 8-23 机身大开口时端框加强的受力分析

至于炸弹舱门,除了承受作用在舱门上的气动载荷(尤其是打开时载荷较大),并不参加机身的总体受力。

### § 8-6 气密座舱的受力特点

现代飞机大都在空气稀薄的高空中飞行,为了保证空勤人员和旅客在高空飞行时的正常工作条件和生理要求,都采用了气密座舱。在气密舱中提供了必需的氧气、空气压力、温度和湿度。为了保证仪表、设备可靠地工作,需要使它的外界环境有一定的压力和温度,因而也需要把它们放在气密舱中。

气密座舱是薄壁结构,它除了受到由于气密要求引起的压差外,也可能还是机身整体受力的一部分。

关于座舱增压的一般情况是:当高度低于 2 000~3 000 m 时,舱内压力与外界一样,不必增压。在高度超过 2 000~3 000 m 以后,才开始增压。

在图 8-24 中曲线 a 代表一种典型的增压方式。它是从 2 000 m 高度开始增压并保持压力不变,当飞行高度超过 7 400 m 后,气密座舱内、外的压差已经达到  $4 \times 10^4$  Pa,为了保证结构不致破坏,就必须维持压差不再增加,于是气密座舱内部的压力也将随飞行高度的增加而下降。所以,飞机从海平面爬升到 2 000 m 时,座舱内的气压变化和标准大气一致。在 2 000~7 400 m 的高度飞行时,舱内气压却始终相当于 2 000 m 高度的标准大气压力。当飞行高度超过 7 400 m 以后,舱内气压虽然也随飞行高度的上升而下降,但始终比外界大  $4 \times 10^4$  Pa。因此,当飞机在 10 000 m 的高度作巡航飞行时,舱内气压只相当于 3 300 m 高度时的气压,再加上有调温设备,气密舱内的环境还是比较舒适的。

在图 8-24 中曲线(b)是从 3 000 开始增压,在 7 200 m 以后保持  $3 \times 10^4$  Pa 的压差。它适用于巡航高度较低的飞机。

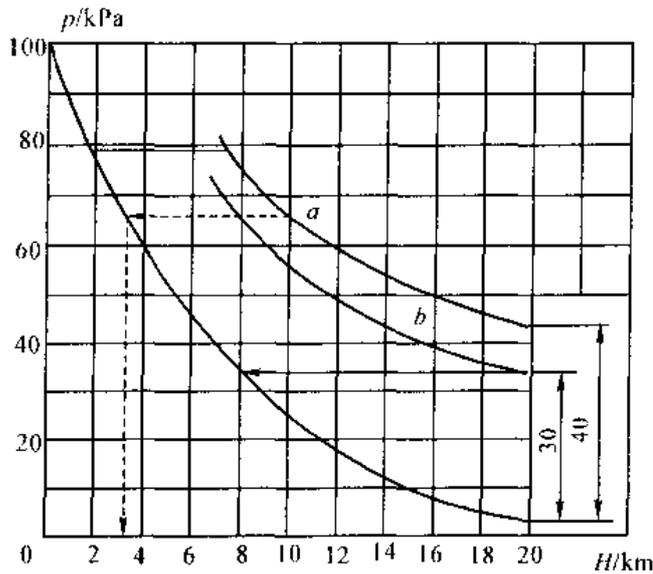


图 8-24 增压座舱压力的调节曲线

对于飞行高度更大的歼击机来说是否要求保持更大的内外压差呢？那就不是了，因为压差越大结构强度要求越高，从重量来看是不合适的。另外压差过大，在高空一旦座舱漏气（作战时的可能性更大），压力迅速下降，会引起驾驶员生理上的不适应而失去知觉，严重的甚至可能造成死亡，所以压差也不能过大，有的飞机在作战时还有意把压差减少以防万一。假若以  $3 \times 10^4 \text{ Pa}$  的压差在 20 000 m 的高度飞行，驾驶舱内的压力只相当于 8 000 m 高度的标准大气压力，显然驾驶员也是很难忍受的，不过可以通过戴上氧气面罩来克服。

在图 8-25 所示的各类飞机增压座舱分布图中，(c) 为一轰炸机气密座舱布置的示意图，阴影部分表示气密座舱的位置，空勤人员共有 3 人，分别处于前后舱内。气密舱根据使用及外形要求，可以做成各种不同的形状，但不论它具有何种形状，其共同点是承受压力差。现在以柱球形气密舱为例进行说明，如图 8-25(c) 所示飞机的尾部气密舱比较接近讨论的形状。

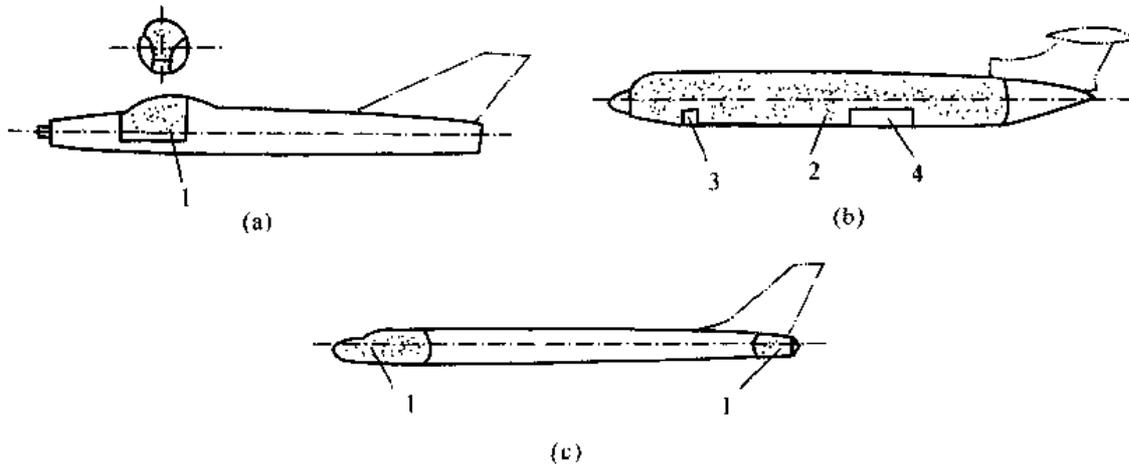


图 8-25 各类飞机增压座舱分布与形状

- (a) 两侧进气歼击机增压座舱 (b) 旅客机增压座舱 (c) 轰炸机空勤组增压座舱  
 1—空勤人员增压座舱 2—旅客及空勤人员增压座舱 3—前起落架舱(不气密)  
 4—中央翼及主起落架舱(不气密)

图 8-26 表示一个具有球形端部的气密座舱, 设沿纵向的正应力为  $\sigma_s$ , 沿圆周方向的正应力为  $\sigma_R$ , 应力的大小可由平衡条件求出。

由图 8-26 可见, 分布压力  $p$  沿  $s$  方向的合力为  $p\pi R^2$ 。纵向正应力  $\sigma_s$  在壁厚为  $\delta$  的圆环形剖面上的合力为  $\sigma_s \delta 2\pi R$ 。由图 8-26 所示半球形端部的平衡条件可得

$$p\pi R^2 - \sigma_s \delta 2\pi R = 0 \quad (8-1)$$

$$\sigma_s = \frac{pR}{2\delta} \quad (8-2)$$

若从图 8-26(b)中切出单位长度的一个半圆环, 如图 8-26(c)所示, 则研究此半圆环的平衡可得

$$p2R - 2\sigma_R \delta = 0 \quad (8-3)$$

$$\sigma_R = \frac{pR}{\delta} \quad (8-4)$$

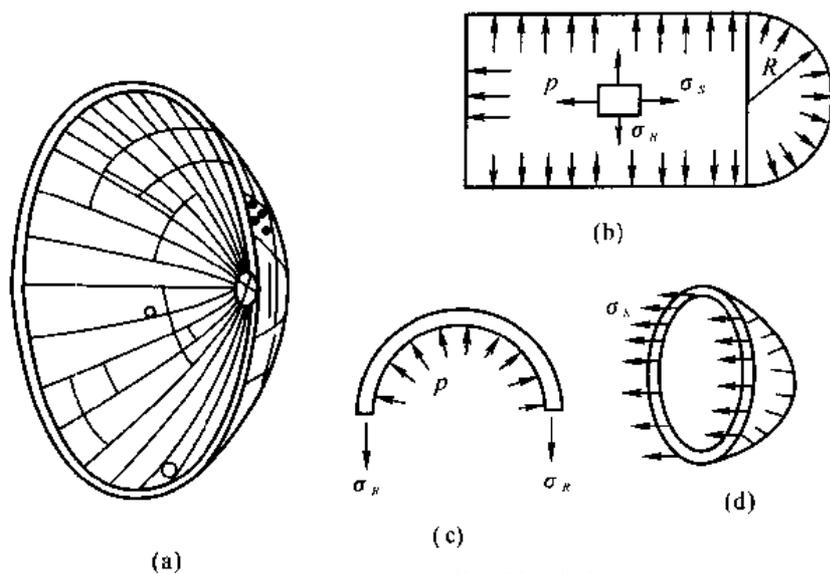


图 8-26 气密座舱内压力分布

比较式(8-2)和(8-4)可见, 沿圆周方向的正应力  $\sigma_R$  是纵向正应力  $\sigma_s$  的两倍。如果已知压力  $p$  的大小及座舱的几何尺寸, 就可以进行强度计算。

现在再分析气密舱盖及座舱口框的构造及受力特点。图 8-27 表示的是由风档及活动舱盖两部分组成的气密舱盖。风档的正前方装有平面防弹玻璃, 两侧为曲面有机玻璃。固定玻璃的骨架由铆钉铆在机身蒙皮上。活动舱盖也是由金属框架制成, 上面镶有较厚的有机玻璃。活动舱盖可以设计成推动式或翻转式。不论那一种活动舱盖, 都应连接在座舱口框上, 而且在紧急时还能自动抛盖。

在气密载荷的作用下, 舱盖通过滑轮把载荷传给机身口框上的滑轨。所以由舱盖传来的集中力  $R_1, R_2$  及  $R_3$  经过许多铆钉, 由滑轨传至口框再到机身蒙皮, 应力由不均匀逐渐变得均匀, 见图 8-28。

从结构重量的观点来看, 气密座舱使得飞机结构重量增加不少。为了安置气密座舱, 不仅蒙皮要加厚, 而且铆缝还需用密封, 同时还要考虑飞机的疲劳, 所以必然会引起结构重量的增加。

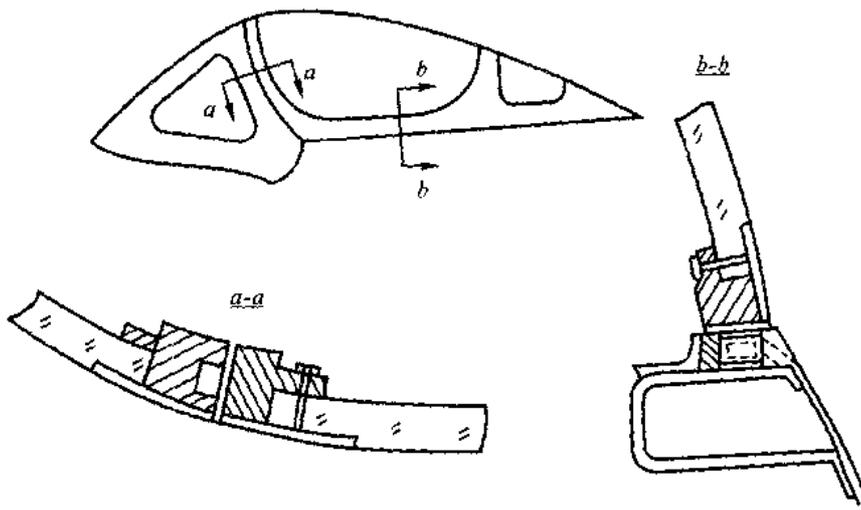


图 8-27 气密座舱盖

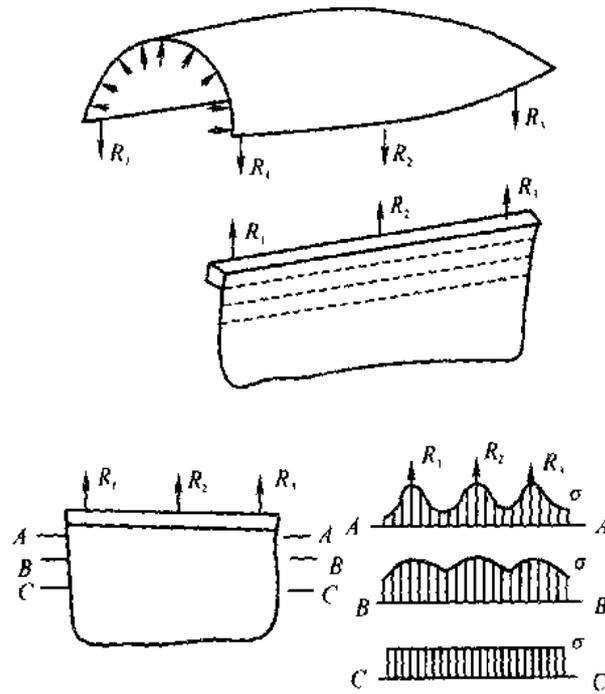


图 8-28 座舱盖载荷传递

## 第9章 飞机结构的疲劳及损伤容限设计

### §9-1 概 述

飞机结构的受载不仅具有静载荷的特点,而且还具有周期性载荷的性质。例如,飞机的起飞-飞行-着陆为一个周期,其所受到的地-空-地载荷具有周期性。又如,气密座舱的增压载荷也为一周期性载荷。因此,飞机所受到的载荷具有周期性重复载荷的性质。在此重复载荷作用下,即使应力水平很低,飞机构件也有可能发生疲劳破坏,导致灾难性的事故。因此,只按静强度和刚度要求设计的飞机并不能很好地保证飞机的飞行安全,必须在飞机结构中引入疲劳设计概念和损伤容限设计概念。

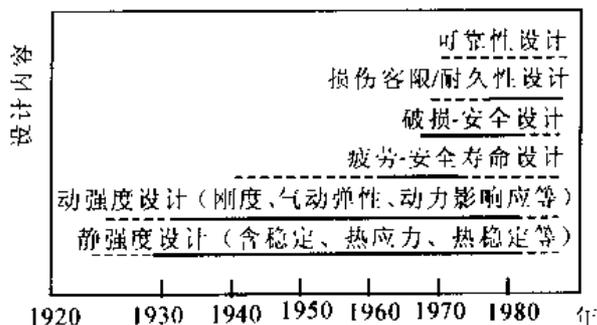


图 9-1 飞机结构设计思想的发展

飞机设计思想的发展大致经历了5个阶段,如图9-1所示。在20世纪50年代以前,基本按静强度设计;20世纪50至60年代,逐步采用“安全寿命”思想设计;20世纪70年代又提出“破损—安全”设计思想,即“损伤容限”设计。

#### 一、疲劳和断裂的联系

当结构受到循环重复载荷时,可能发生疲劳形式的破坏,这就是所谓的“疲劳”问题。

“断裂”问题是由于各类结构物中的预存缺陷及其增长造成了断裂破坏事故而提出的。人类对断裂力学的研究是从20世纪50年代开始并在70年代迅速发展起来的。

疲劳和断裂过程之间,存在着因果关系,图9-2即表示疲劳与断裂发展的关系。图中几个特征性损伤尺寸表示:

- $a_i$ ——在无裂纹假设下对应疲劳起裂点;
- $a_{i-}$ ——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9-2可见,由疲劳源引发的疲劳断裂全过程的总寿命  $N$  应是由裂纹形成寿命  $N_1$  和裂纹扩展寿命  $N_2$  两部分组成的。即

$$N = N_1 + N_2$$

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  $N_1 \rightarrow 0$ ,裂纹扩展寿命即为总寿命,即

$$N = N_2$$

$a_0$  是根据无损检测,通过试验 90% 的觉察概率和 95% 的置信水平要求确定。

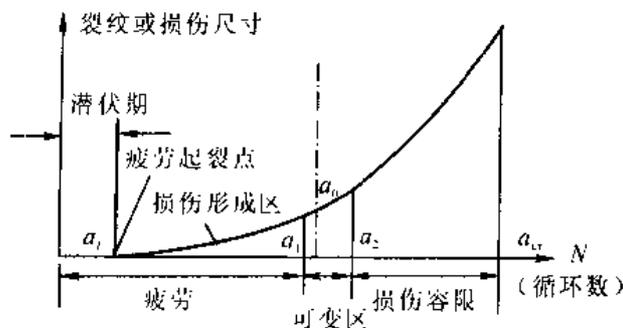


图 9-2 损伤尺寸与载荷循环数的关系

## 二、疲劳设计和断裂设计

疲劳设计(安全寿命设计)是建立在无裂纹的基础上,只考虑无裂纹(即可检裂纹)寿命,而不考虑带裂纹寿命,为了提高结构疲劳强度,可适当选择材料,控制应力水平,通过细节设计改善抗疲劳品质,降低外形、材料、载荷不连续造成的应力集中,在生产过程中控制好质量。

断裂设计即损伤容限设计,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。这种设计概念引入与裂纹扩展速率相关的“检查周期”,以控制裂纹扩展寿命和剩余强度;还可通过质量控制、无损检测和合理选材来提高可靠性。

由此可见,安全寿命设计的缺点是:①结构一旦出现疲劳裂纹就算破坏,而实际上此时的结构还有剩余强度和剩余寿命,因此没有充分利用结构的寿命潜力。②对漏检和使用损伤无法计及,所以不能确保安全。但安全寿命设计概念已用了几十年,经验丰富,其中改善疲劳品质的设计方法、生产上强化质量控制的方法均被吸收用于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,近期内仍主要按安全寿命原则设计飞机,但对危及飞机机体安全的主要结构,采用损伤容限设计。表 9-1 对疲劳设计和断裂设计的概念和方法进行了对比。

## § 9-2 疲劳设计

结构在循环或交变应力作用下,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,称为疲劳。若取最小载荷与最大载荷之比为载荷比  $R$

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

则当  $R > 0$  时,载荷方向不变,为循环载荷;当  $R < 0$  时,载荷在一个周期内方向改变一次,为交变载荷(见图 9-5)。

疲劳破坏一般有以下特征:

(1) 疲劳破坏要经历一定的、甚至很长的时间,破坏过程实际是裂纹形成、扩展直至最后

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时,就可能发生破坏。

(3) 塑性材料构件也常在无显著残余变形时,就会发生像脆性材料一样的断裂,故不易察觉,具有更大的危险性。

(4) 疲劳破坏断口有某些特征(见图 9-4, 后述)。

(5) 疲劳破坏发生在局部区域,故改变局部设计就可延长寿命。即使在发现裂纹后,也可通过更换损伤部分构件、制止裂纹扩展而继续使用。

表 9-1 疲劳与断裂设计概念的比较

疲 劳 设 计	断 裂 设 计
<p>(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”,分散系数 <math>n_f</math> 一般取 4。</p> <p>(2)界限 裂纹成核后至宏观可检裂纹(由检测能力确定,可取为 0.5 mm 左右)。</p> <p>(3)理论 做为应力疲劳,建立在 WOHLER 的 <math>\sigma-N</math> 曲线和累积损伤理论(如 MINER 法则)的基础上。</p> <p>(4)规范 重复载荷和疲劳(安全寿命)规范。</p> <p>(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。</p> <p>(6)严重部位 结构中应力水平高和疲劳敏感区的所有部位。</p> <p>(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。</p> <p>(8)试验周期 四倍寿命(安全寿命)。 试验后检查无明确要求。</p> <p>(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。</p>	<p>(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 <math>n_f</math> 取 2。</p> <p>(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。</p> <p>(3)理论 建立在线弹性断裂力学的基础上。</p> <p>(4)规范 耐久性(经济寿命)和损伤容限设计规范。</p> <p>(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。</p> <p>(6)严重部位 损伤容限分析(安全考虑):每架战斗机 20~200 个部位;耐久性分析(经济性考虑):每架飞机几千个细节设计部位。</p> <p>(7)验证方法 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,飞一续一飞随机谱,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)。</p> <p>(8)试验周期 两倍寿命(经济寿命)。 试验后检查——拆毁检查。</p> <p>(9)监控措施 飞机裂纹跟踪系统,地面检查。</p>

### 一、疲劳断裂的形成和发展

疲劳的研究已有 100 多年的历史。对疲劳破坏的机理,人们已提出不少的解释和模型,但还不能说已有肯定的答案。较有说服力的一种学说认为,疲劳断裂过程可分成裂纹成核阶段、

裂纹微观扩展阶段、裂纹宏观扩展阶段和最终破坏阶段等 4 个阶段(见图 9-3)。

### 1. 裂纹成核(裂纹萌生)

裂纹成核是指疲劳裂纹的起始。一般裂纹起始于构件表面或有夹杂、机械缺口等应力集中部位。这一阶段的裂纹是倾斜的,量级为  $10^{-1} \sim 10^{-6}$  mm。

### 2. 裂纹微观扩展

裂纹形成后,在疲劳载荷作用下,裂纹周期性地张开、闭合、形成裂纹的微观扩展。在电子显微镜下可观察到每个循环形成的疲劳条纹。这一阶段的裂纹为不可见(不可检测)裂纹;扩展方向是由与应力轴成  $45^\circ$ ,逐渐向与应力轴垂直的方向过渡;扩展速率极慢,每循环为  $10^{-5}$  mm 量级。

### 3. 裂纹宏观扩展

裂纹宏观扩展阶段是从可见裂纹开始的裂纹扩展阶段,其扩展速率加快,每循环以  $\mu\text{m}$  计;裂纹扩展方向与应力轴垂直,疲劳条纹比较明显。

裂纹微观扩展与裂纹宏观扩展统称为裂纹稳定扩展阶段。有人取 0.05 mm 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(即可见裂纹开始),属于断裂力学研究范围。而对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。

### 4. 最后断裂

当裂纹扩展到足够大的尺寸( $a_c$ )时,出现了裂纹的快速扩展,又称不稳定扩展,导致构件突然发生断裂。

以上是软金属光滑试件的典型疲劳断裂过程。对于高强度材料,因屈服强度高,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,而没有倾斜的裂纹微观扩展阶段。

### 5. 疲劳破坏断口

裂纹的各个扩展阶段在疲劳破坏断口上都留下了明显的痕迹和特征,它大致可分为 3 个区域(见图 9-4):

(1) 疲劳源:即裂纹起始点。由于构件表而易滑移,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,其特征是表面光滑,有明显的疲劳弧线——由载荷谱变化留下的塑性变形痕迹(但对高强度钢,这种条纹不很清楚)。

(3) 最后破断区:由于裂纹不断扩展,构件的剖面愈来愈弱,剩余强度愈来愈小,最后终于发生突然断裂,此时断裂表面呈粗粒状。

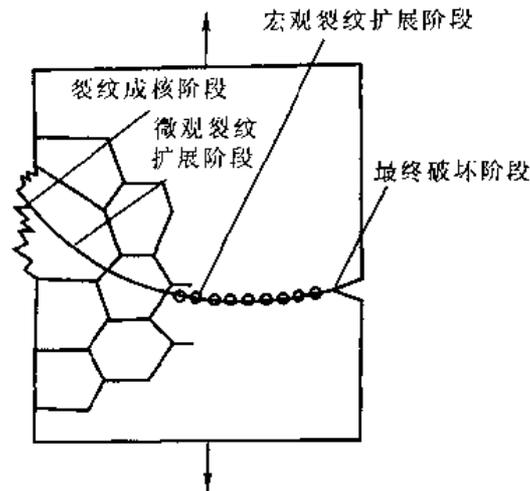


图 9-3 疲劳断裂过程示意图

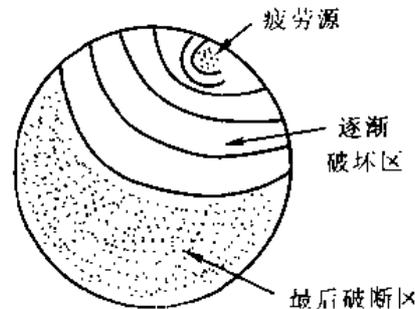


图 9-4 疲劳断口

## 二、安全寿命设计(疲劳设计)

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,因此严格说来,安全寿命是指图 9-2 中裂纹起始前的潜伏期。

安全寿命设计的任务是,用数理统计法,通过设计、试验和分析来确定新飞机的安全寿命,保证在安全寿命期内发生疲劳破坏的概率最小。这里所说的安全寿命是指保证有较高存活率的寿命,即要考虑适当的疲劳分散系数。

飞机疲劳设计大致可分为 3 个主要阶段:初步设计阶段;设计定型阶段;投入使用阶段。表 9-2 给出了这 3 个阶段的主要内容。表中带括号的内容表示用于破损安全设计内容,带“\*”的表示含破损安全设计内容。

表 9-2 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 * 确定表面处理办法 * 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: 原型机制造后的试验飞行及全机试验	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 * 拟定使用中检修条例
投入使用阶段	* 使用载荷及寿命耗损监控

下面对安全寿命设计的初步设计阶段的有关问题作一简单介绍。

### 1. 疲劳载荷的表示和分类

飞机上的疲劳载荷主要有:突风(阵风)载荷、机动飞行载荷(从机动飞行到恢复平飞的反复变化)、地—空—地载荷(起飞—着陆)、着陆撞击载荷、地面滑行载荷(跑道不平引起)、增压

载荷、抖振载荷、声疲劳载荷以及操纵面运动载荷等。各种疲劳载荷对结构的影响是不同的。

疲劳载荷的表示方法一般用 5 个参数表示： $P_{max}$ 、 $P_{min}$ 、 $P_m$ 、 $P_a$  及  $R$ 。 $P_{max}$  为循环载荷的代数最大值，称为最大载荷； $P_{min}$  为循环载荷的代数最小值，称为最小载荷； $P_m$  为平均载荷，等于最大载荷与最小载荷的平均值，即  $P_m = (P_{max} + P_{min}) / 2$ ； $P_r$  为两个峰值之间的差值，称为载荷范围， $P_r = P_{max} - P_{min}$ ； $P_a$  为载荷幅值，等于载荷范围之半，即  $P_a = P_r / 2$ ； $R$  为载荷比 ( $R = P_{min} / P_{max}$ ) 是表示循环载荷的一个特征量。当  $R = -1$  时，称为对称循环；当  $R = 0$  时，称为脉动循环；当  $R$  为任意值时，称为非对称循环 (见图 9-5)。

疲劳载荷可分为等幅载荷、变幅载荷、随机载荷 3 种。图 9-5(a)、(b)、(c) 即为等幅载荷。载荷幅值和出现次数不断改变的疲劳载荷称为变幅载荷。随机载荷则为载荷的大小和出现次数都是随机分布的，如图 9-5(d) 所示。

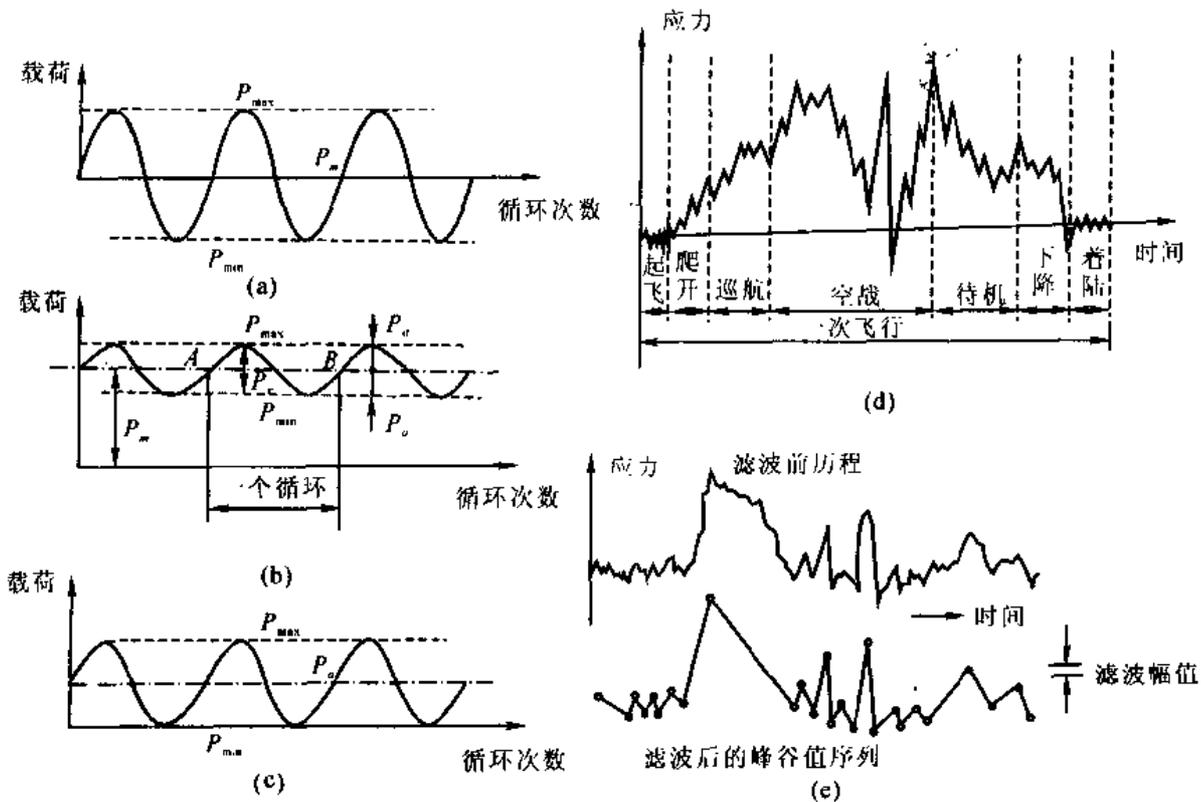


图 9-5 疲劳载荷图

(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. 疲劳载荷谱

在飞行中实测到的各种载荷大小和次数的记录，称为载荷—时间历程。根据大量实测的载荷历程，经过统计分析和简化得到疲劳载荷谱。虽然对个别飞机的某次飞行，载荷历程是随机的，带有不确定性。但同类型飞机的载荷历程统计结果就显示出规律性，因此可以把疲劳载荷谱作为一种规范用于同类型飞机。疲劳载荷谱通常用表格或曲线说明在给定时间间隔中各种载荷水平及其出现次数，如表 9-3 所示。

表 9-3 某歼击机 100 飞行小时的机动载荷谱

级 别	最大过载	最小过载	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

3. 应力谱

疲劳载荷谱可以转成应力谱,因为在弹性范围内,载荷与应力成比例关系,只要乘上一个系数,即可由载荷得出应力;若不成比例,则要考虑塑性影响来获得应力谱。疲劳应力用  $S$  表示。与疲劳载荷相似,疲劳应力也有五个参数:  $S_{max}$ ,  $S_{min}$ ,  $S_m$ ,  $S_a$  和  $R_s$ 。

4. S-N 曲线(疲劳寿命曲线)

S-N 曲线(疲劳寿命曲线)由试验得到,用来估算安全寿命。S 为循环应力的幅值  $S_a$ , N 为断裂时的循环数,如图 9-6。由图可见,当 S 下降到某一值时,循环数 N 似乎无限增加,此应力水平称为疲劳极限。S-N 曲线是

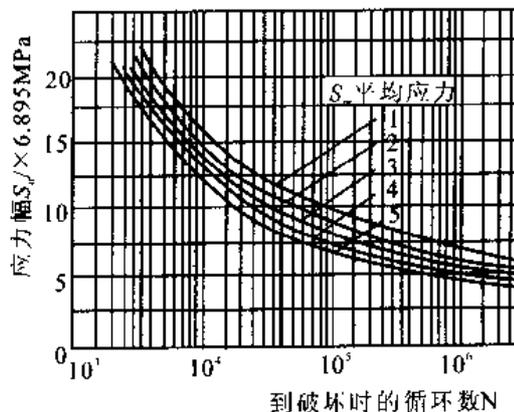


图 9-6 2024-T3 铝合金在  $K=4.0$  时的 S-N 曲线(1 ksi $\approx$ 6.895 MPa)

在一定的频率、恒振幅和一定的载荷比  $R$  下试验,测出断裂时的疲劳总循环数得出的。 $R=-1$  时的疲劳极限用符号  $\sigma_{-1}$  表示。铝合金等没有明显的疲劳极限,一般取  $N=10^7$  所对应的  $S_a$  作为材料的疲劳极限。几种常用材料的疲劳极限与静强度极限大致有以下关系: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  $S_{-1} \approx (0.4 \sim 0.6)\sigma_b$  (光滑试件)。当材料、热处理、表面处理、应力集中系数、加载方式不同时, S-N 曲线也不同。在初步设计时,可参考类似结构的 S-N 曲线适当修正,得到设计所需用的 S-N 曲线,或用插值法利用同类 S-N 曲线。

5. 疲劳寿命估算

由零部件的疲劳载荷谱和 S-N 曲线,就可根据损伤理论估算疲劳寿命。计算时需考虑载荷谱周期(飞行小时)、设计疲劳分散系数、周期数等因素。

6. 提高结构疲劳强度的准则

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) 合理选材:要合理地、有区别地选择结构各部分的材料,既要满足静强度要求,又应具有有良好的抗疲劳性能。如某些高强度合金钢虽然强度高,但疲劳性能却不好,缺口敏感程度

高,对疲劳强度不利。又如高强度铝锌合金 LC4 比铝铜合金 LY12 静强度高约 20% 左右,但 LC4 的疲劳性能却较差,对毛刺、细小裂纹很敏感,故对受疲劳载荷大的区域如机翼下壁板、机身气密舱蒙皮不用 LC4 而用 LY12。

(2) 控制应力水平:实践证明,在较低的应力作用下,结构不易产生疲劳裂纹,为此应将应力水平控制在一定的范围内。如旅客机气密座舱的环向应力水平应控制在  $(8\sim 10)\times 10^7$  Pa 的范围比较合适。

(3) 减少应力集中,降低局部应力:高局部应力是引起疲劳破坏的重要因素,为此应强调精心设计结构,减少应力集中,降低局部应力,这样可显著地提高疲劳寿命,甚至可上百倍地提高。具体作法有以下几点。

① 避免构件形状和截面的急剧变化,应尽可能逐渐过渡,或用较大的圆弧光滑连接。如图 9-7 中箭头指处,细节设计的改进使寿命从 15 700 h 提高到 23 100 h。

② 结构尽量少开口,开小口,在受拉表面最好不开口。必须开口时,开口形状尽量选用应力集中系数小的形状,如机身气密舱的窗口选竖椭圆形为好(见图 9-8)。另外,开口尽可能安排在低应力区。

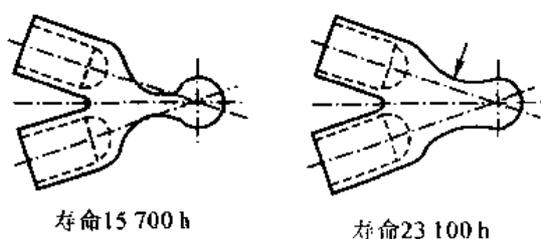


图 9-7 YS-11 机的接头设计更改

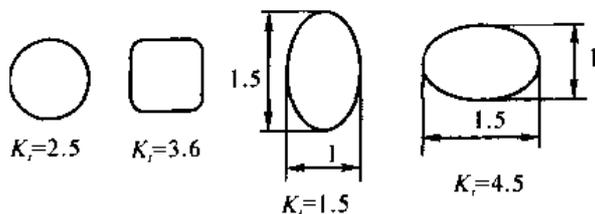


图 9-8 机身气密座舱窗口开口形状比较

③ 尽量采用对称结构,以避免偏心载荷产生的附加弯矩及附加应力。如图 9-9 所示。

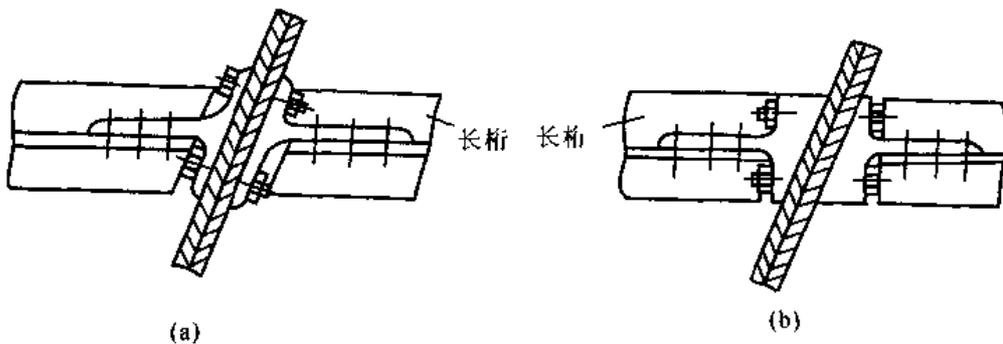


图 9-9 长桁连接接头

(a) 由于螺栓布置不好引起附加弯曲 (b) 无附加弯曲

④ 在产生应力集中的地方(如铆钉孔、螺栓孔、焊缝等),采用局部补强(如加厚)以减小局部应力。如图 9-10 中所示的连接,改进设计局部补强(厚度由 2.0 mm 加大到 3.96 mm)后,寿命增加了 1.3 倍。工艺操作时应注意填塞工艺孔,以免形成孔内空隙,成为疲劳源。

⑤ 主要构件上应力集中的地方不要再连接次要零件,以免扩大局部应力。此外,施工时避免产生划伤、毛刺、内部微裂纹和各种缺陷。

(4) 重要接头的细节设计: 飞机结构中连接件所占比重很大, 而疲劳破坏又经常发生在连接部位, 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的经验, 在此列举几点。

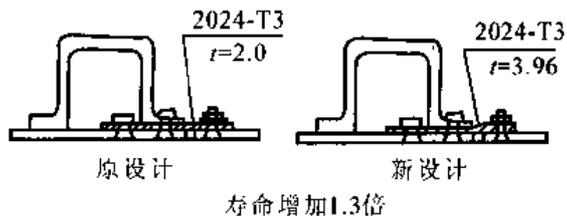


图 9-10 某飞机主翼结构连接处更改

① 实践证明, 受拉螺栓是经常发生疲劳破坏的部位。因此, 连接螺栓最好采用受剪形式, 不要受拉。对受载大的螺栓, 可用拉、剪分工的设计方案, 即在较细的螺栓上套一个较强的套筒, 由套筒受剪而螺栓只受锁紧力。

② 接头布置尽量避免偏心。图 9-11 所示的几种连接方案, 对应的疲劳寿命见表 9-4。从表中可知, 双剪接头比单剪好, 斜面接头比梯形好, 其中鱼尾形接头最好。此外, 接头的各个连接螺栓上的载荷分配是不均匀的, 两端最大(见图 9-12), 最易形成疲劳源, 发生疲劳破坏, 设计时要足够重视。

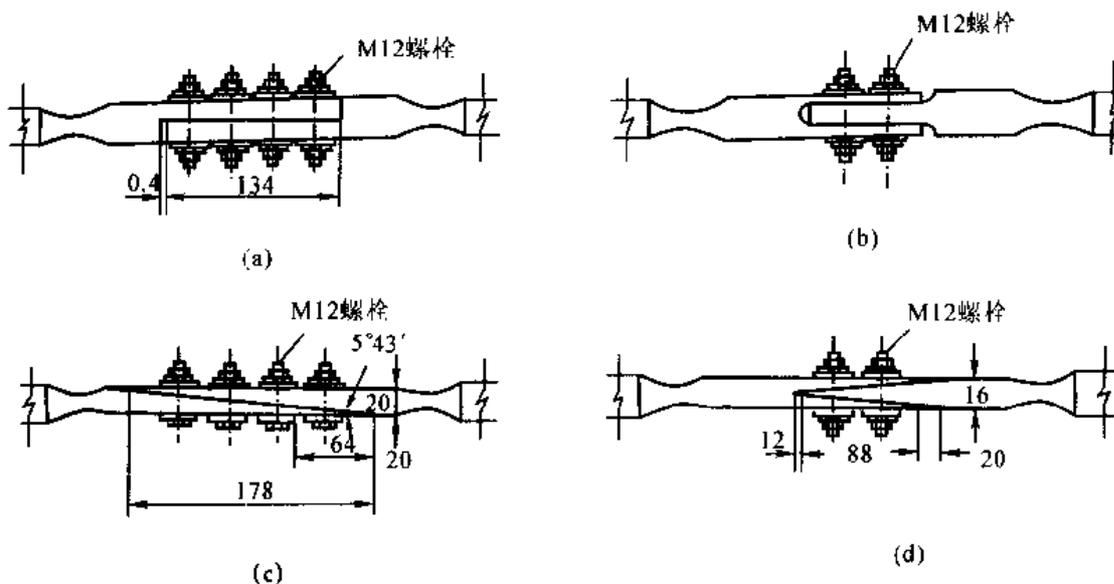


图 9-11 几种连接实例

(a) 单剪连接试件 (b) 双剪连接试件 (c) 单搭接试件 (d) 双搭接(鱼尾形)试件

表 9-4 几种连接形式的疲劳寿命比较

连接形式	疲 劳 寿 命	
	载荷 72 500±24 100N	载荷 72 500±48 500N
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

③ 接头处的螺栓受剪连接时, 若事先加一定的拧紧力, 可保证在外载作用下连接件之间不发生相对滑动, 避免压紧表面擦伤加速疲劳破坏。

④ 若连接件是铆钉,可采用干涉配合,也可降低循环载荷的  $S_{max}$ ,提高接头的疲劳强度。

⑤ 铆钉连接尽量采用对接,避免搭接,以免引起偏心力矩。若再采用薄刚性垫片(如  $\delta < 0.5 \text{ mm}$  的钛合金垫片),可提高疲劳强度 2~3 倍。铆钉排列应避免单排和交错排列,尽可能采用双排或三排整齐排列形式(见图 9-13)。

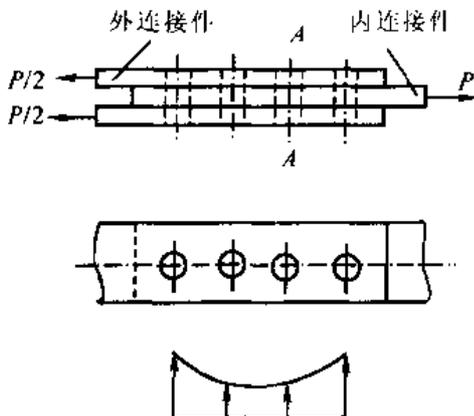


图 9-12 接头方案

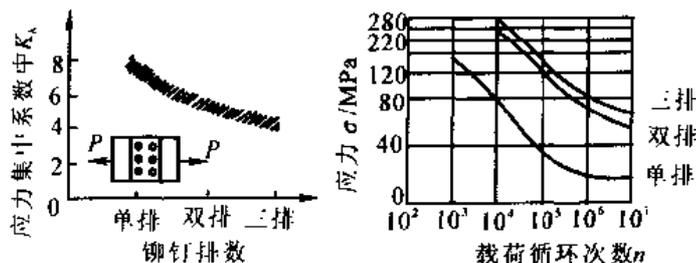


图 9-13 合理选择铆钉排列实例

(5) 对结构进行刚度控制:在某些载荷条件下(如空气动力波动载荷),增大结构刚度对疲劳强度有利。但有时在适当条件下,减小刚度能减小外载,从而可以提高疲劳特性。图 9-14 为一安装在水平安定面上的支架,更改设计减小刚度后,使构件所承受的连接件传来的惯性载荷减小,使寿命从 3 525 次增大到 10 500 次以上。

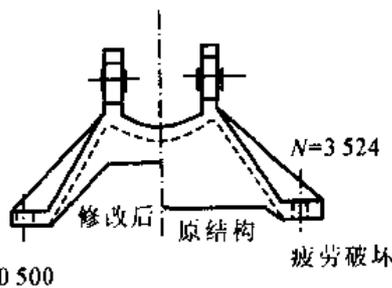


图 9-14 改变构件的刚度分布提高疲劳性能实例

(6) 改善和控制零件的表面质量,提高零件表面抗疲劳特性:疲劳裂纹常常从表面产生,因而提高零件表面质量、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。如采用零件表面强化工艺:喷丸、碾压、滚压、表面硬化(如渗碳、渗氮、氰化和表面高频淬火等)。此外,构件之间紧贴的表面间避免相互滑移以免擦伤也可提高表面疲劳性能。

以上所述安全寿命设计虽然有较大的可靠性,但因一般工程的实际结构不可避免存在缺陷,如划伤、焊接缺陷、夹砂等,因此即使以工作应力小于疲劳极限来设计,也不能保证其寿命是无限的。也就是说,疲劳设计不能确保绝对安全,实际上真正的无裂纹寿命比例较小。为此,应重视裂纹扩展寿命即损伤容限设计,也即飞机结构的使用寿命应由裂纹形成寿命和裂纹扩展寿命两部分组成。

### § 9-3 损伤容限设计

#### 一、概述

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

立、发展基础上,以设计规范形式确定下来的一种新的设计方法。

断裂力学是从零、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,对裂纹问题进行理论分析和实验研究的一门学科,其主要研究内容包括:在交变载荷作用下裂纹的发展规律;剩余强度与裂纹尺寸的关系;结构寿命与初始缺陷的关系;以及检查裂纹的周期等。

损伤容限设计方法,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。它包括以下设计、分析、试验和使用四个方面十大问题。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损伤容限与耐久性分析。IV 使用:⑩无损检验和裂纹跟踪。

我国现行设计规范规定,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与损伤容限分析。同时规定,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。鉴于目前我国损伤容限设计尚在研究之中,应用面较小,本节仅对损伤容限设计方法中设计方面的基本问题作一简要介绍。

## 二、几个名词解释

### 1. 损伤容限

结构在规定的未修使用周期内,抵抗由缺陷、裂纹或其他损伤而导致破坏的能力。具体地说,损伤容限就是允许结构存在缺陷和其他损伤,但要将这些缺陷或损伤限制在一定的范围内,并保证这些缺陷在下次检查之前不会扩展到使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、腐蚀、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,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  $a_c$  时所得的寿命。

### 5. 剩余强度

含裂纹结构的承载能力称为该结构的剩余强度。显然,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,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,无损检测能提高了,初始裂纹尺寸  $a_0$  就可定得小些。从裂纹扩展曲线(见图 9-2)可看出,小尺寸裂纹阶段裂纹扩展较慢,较小的初始裂纹尺寸差别将

引起裂纹扩展寿命的较大变化。因此,合理确定  $a_0$  之值十分重要。

#### 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时间间隔。

#### 9. 结构的可检查度

是飞机结构可检性的度量。可分为以下 6 种。

(1) 飞行明显可检:指飞行中出现的损伤的性质和大小可使飞行人员立即且无误地意识到飞机已有重大损伤,不应继续执行飞行任务。

(2) 地面明显可检:指损伤的性质和大小,无需特殊检查,即能使地勤人员迅速无误地明显觉察。

(3) 巡回可检:指损伤的性质和大小不会被结构目检人员漏检。目检人员的检查通常应不用特殊工具,不需移开检查口盖,对结构外表进行的目检。

(4) 特殊目测可检:指损伤的性质和大小在详细目检人员打开口盖舱门,使用简单助视器(镜子、放大镜)的情况下不会被漏检。

(5) 场站或基地水平可检:指损伤的性质和大小能用一种或多种选定的检验方法来检测。此种检查方法可包括渗入剂、X 射线、超声波等无损检测技术;被检结构的可达性可包括拆卸为此而设计的部件。

(6) 使用中不可检:当损伤尺寸和可达性在一次或多次上述检查中不可能被察觉,则结构为使用中不可检。

### 三、损伤容限设计的目标

承认结构中存在着一定程度的未被发现的初始缺陷、裂纹或其他损伤,然后通过损伤容限特性分析与试验,对可检结构给出检修周期,对不可检结构给出最大允许初始损伤,以保证结构在给定的使用寿命期限内,不至于因未被发现的初始缺陷、裂纹或其它损伤扩展而出现灾难性事故。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。就是说,要使因漏检缺陷或损伤引起的结构破坏概率减至最小。

### 四、损伤容限设计的主要步骤

- (1) 确定主要结构需进行断裂控制的关键部位和零构件。
- (2) 建立载荷谱。
- (3) 兼顾静、动强度和疲劳特性,选择抗断裂性能好的材料。
- (4) 对结构进行分类。
- (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) 确定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,并进行必要的试验验证。
- (7) 给出检修周期或允许的最大初始损伤。

### 五、损伤容限设计中几个主要问题的分析

#### 1. 结构材料的选择

应根据零、构件所处部位、使用环境、受力特点、寿命要求等因素,综合考虑进行选材。对

所选材料主要应满足以下要求:

(1) 满足静强度、刚度要求。

(2) 抗断裂性能好。指材质本身初始裂纹和初始缺陷尺寸足够小、韧度大、裂纹扩展速率小、临界裂纹尺寸较长、在应力腐蚀条件下的抗断裂性好等。上述性能还与工艺,如加工方法、热处理、表面处理等方法有关,与使用环境也有关。

### 2. 损伤容限危险部位的确定

危险部位的选定主要考虑零构件本身的重要性,其损伤会带来的危险程度。单路传力结构、局部应力高、应力集中系数高的部位、对疲劳和缺口较敏感的材料制造的零构件、所处环境有振动、湿热、高温、高压的部位、有腐蚀介质作用的部位、不可检查的部位、易出故障的部位、施工困难、工艺质量和表面质量不易保证的部位、试飞中发生过故障的部位等应均考虑为危险部位。

图9-15所示为F-111飞机通过试验、分析确定的危险部位。

### 3. 结构分类及相应的损伤容限设计要求

损伤容限设计把飞机结构分为两大类:①安全裂纹扩展结构(也叫缓慢裂纹扩展结构);②破损安全结构。破损安全结构又可分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)。这类结构设计成初始损伤以稳定、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、裂纹或其他损伤不至于扩展到临界裂纹尺寸。即飞行安全是靠裂纹的缓慢扩展来保证的。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,使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周期。

应通过断裂试验和分析来确定在规定的检修期内可能扩展到临界裂纹尺寸 $a_c$ 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。如果达不到此要求,只有改变材料或降低应力水平。

(2) 破损安全结构。对易于在飞机上检查的结构,可设计成当一个主要构件损坏(对于破损安全多路传力结构)或一个正在扩展的裂纹止裂(对于破损安全止裂结构)后,应仍然满足下述条件:①剩余结构仍能承受最大使用载荷(也有规定 $80\%$ 极限设计载荷);②在设计速度范围内仍可操纵飞机安全飞行;③在重复载荷作用下,剩余结构到下次检查前不会发生灾难性破坏。

这种结构应保证剩余结构的寿命(包括分散系数 $6.0\sim 4.0$ )应等于或大于规定的到下次检查的时间间隔。对此,又有下列两种情况:

① 破损安全多路传力结构 使结构具有两条或两条以上的传力路线来传递载荷,在其中一条传力路线的元件毁坏后,其他传力路线仍能传递破损安全载荷。如机翼、尾翼设计成多梁、多桁条结构。又如图9-16所示,波音-707飞机的平尾梁有三根缘条,当一根缘条断裂时,其余两根仍能受载;该机机翼-机身连接加强框设计成上下二半框,中间为地板,构成二个

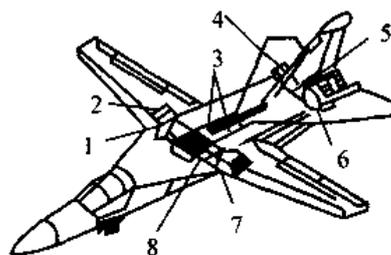


图9-15 F-111的关键件实例

- 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

闭室,二条传力路线,当一条路线破损时,另一条路线仍能传力。

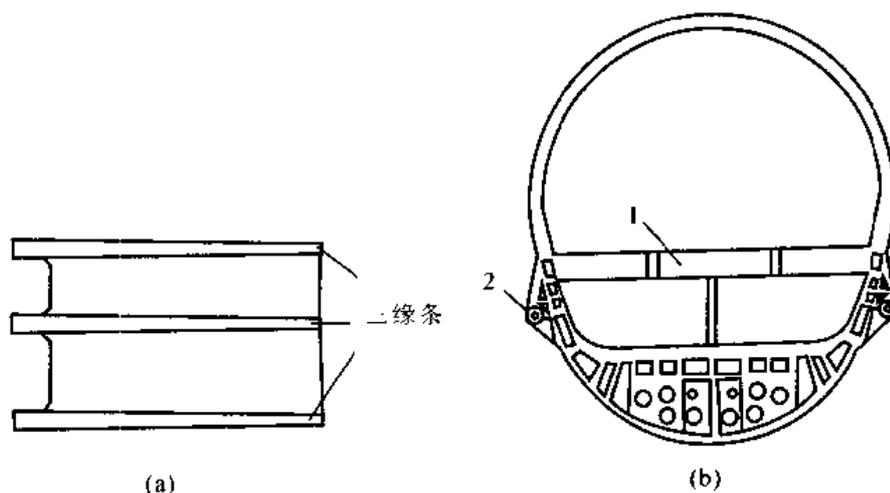


图 9-16 多路传力结构实例

(a) 平尾梁(二缘条) (b) 波音-707 机翼-机身连接框  
1—地板横梁 2—与机翼连接接头

另一种情况如图 9-17 所示的多重元件传力,即一个构件由几个元件组成,如一个梁缘条由几根型材组成,当某一元件破损后,其他元件仍能继续传力,而且裂纹不会立即扩展到另一元件上去,从而有利于破损安全。

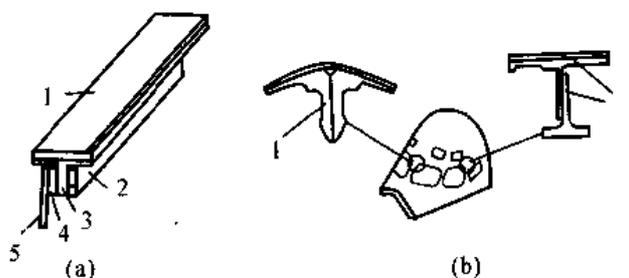


图 9-17 多重元件的构件实例

(a) 机翼梁缘条 1—蒙皮 2 铝条带 3 缘条 4—钢条带 5—腹板  
(b) 驾驶舱双重框架 1—窗框架

② 破损安全止裂结构 即采用止裂措施使裂纹停留在所设计的止裂区,使结构在规定的检修周期内,在使用载荷/环境谱作用下保证安全。如图 9-18 所示,通过加止裂带、蒙皮分块、开止裂缝、止裂孔等措施,使裂纹局限在小范围内,不再扩展。

图 9-19 表示了破损安全结构的几个实例,其中(b)为用止裂桁条或铆钉孔使裂纹停止扩展。图 9-20 所示的单块式翼盒结构,每根长桁有一个接头与机身连接,可看成是破损安全多路传力结构;如果蒙皮受拉,较大的拉应力要求设计成缓慢裂纹扩展结构。所以,应根据结构的具体条件来选择设计类型。

#### 4. 损伤容限结构的检验

裂纹检验是控制断裂的关键之一。检验的主要问题是检验方法和检查周期的确定。

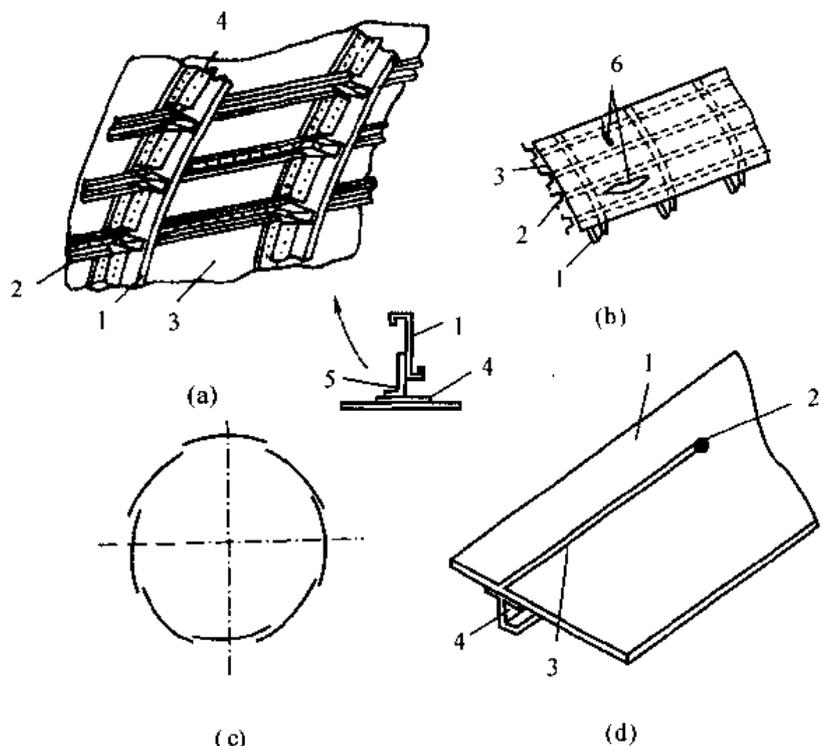


图 9-18 破损安全止裂结构实例

(a),(b)止裂带止裂 1—隔框 2·长桁 3-蒙皮 4—止裂带 5—补偿连接片 6—裂纹  
 (c)蒙皮分块 (d)止裂缝 1—蒙皮 2—止裂孔 3 止裂缝

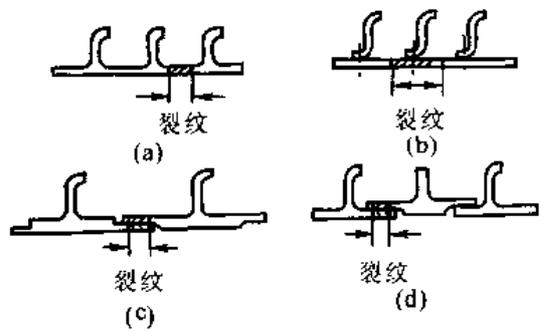


图 9-19 损伤容限设计结构类型实例  
 (a) 安全裂纹扩展结构 (b) 破损安全止裂结构  
 (c),(d) 破损安全多传力途径结构

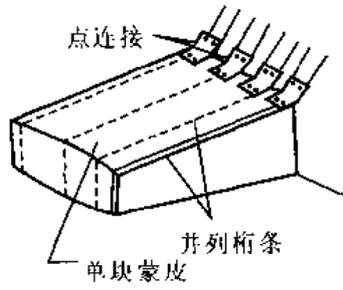


图 9-20 机翼翼盒实例

检验方法受到飞机结构开放性的限制。因飞机已经装配,某些仪器无法靠近或进去检查,而且必须是无损探伤;不同构件有不同的可检度(规定有六种),所以断裂控制是根据结构开敞性和可检度,按不同的分类要求、检查间隔、检查手段和精确度进行损伤检查。

飞机结构的检查手段对主要是目测,即肉眼检查。目测发现率为 100% 的最小尺寸为 1 mm。各种无损检测技术,如超声波、着色渗透、磁粉探伤等的发现率为 100% 的尺寸也在 0.6~0.8 mm 量级。若未知损伤位置而进行普查,则发现能力大为降低,最小尺寸仅为 5~8 mm。X 射线探测内部裂纹的发现能力稍差。涡流探伤仅用于表面裂纹。上述方法的检测灵

敏度见图 9-21 所示。

两次检查之间的时间间隔叫检查周期。原则上讲,应在裂纹扩展到临界尺寸之前检查发现它,即图 9-22 中的 AB 段。但是,为了有 100% 的把握检出可靠性,必须要考虑有一次或几次漏检的可能性,并由此来确定检查周期。这样,检查周期的长短由裂纹扩展速率和允许的漏检次数确定。检查周期愈短,安全性愈好,允许漏检的次数多,但检查工作量大,经济性不好。一般取 1/2 的裂纹扩展寿命为检查周期,如图 9-23 所示。

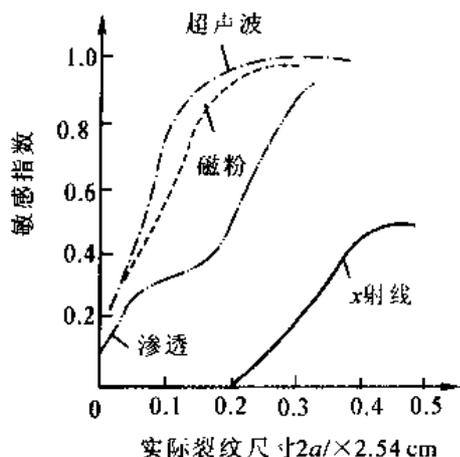


图 9-21 几种检测手段的灵敏度  
(敏感指数 = 察觉裂纹 / 存在裂纹)

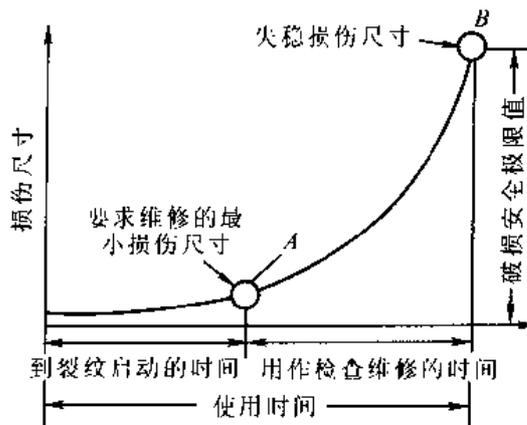


图 9-22 典型的裂纹扩展-时间关系曲线

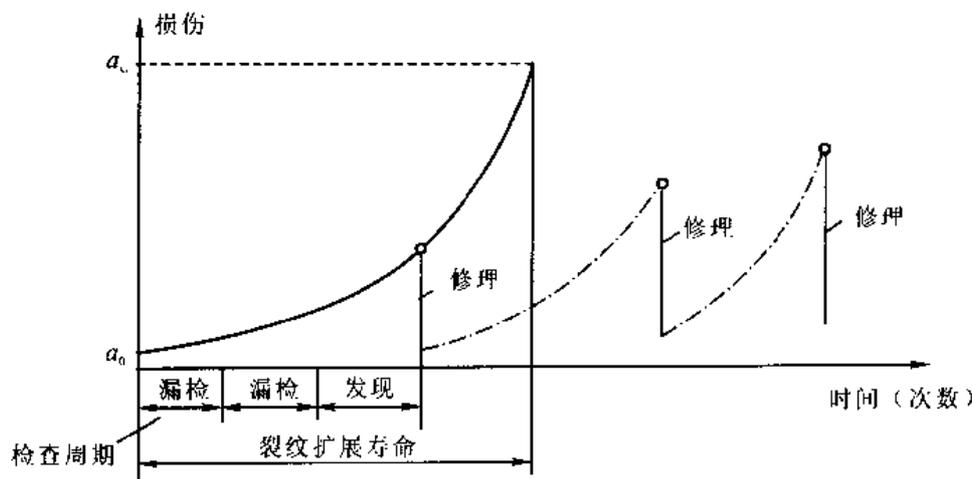


图 9-23 检查周期和维修间隔

检查间隔还应考虑不同的可检度来确定。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。把检查间隔乘一定倍数就得到最小维修使用时间。

当在检查周期中检查出结构的损伤,并经过修理和增强,可保证结构安全而继续使用,直到遍布损伤出现,要修理已不经济,不修理又影响使用时,飞机就达到了它的经济寿命,可以退役了。

### 5. 细节设计

为保证飞机在整个设计使用寿命内,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,在此不再赘述。

## 第 10 章 飞机起落装置

飞机起落装置是供飞机在地面或水面上起飞、降落、滑跑和停放时使用的一种机构,它主要由受力结构、减震器、机轮、刹车和收放机构组成,另外,也可以用起飞助推火箭、着陆阻力伞等装置来改善飞机的起降性能。

本章主要介绍起落架的安装形式、构造、收放形式、减震机构、机轮和刹车及一些起飞降落的新方法。

### § 10-1 起落架的安装形式

起落架是陆地飞机广泛使用的一种起落装置。除了应当满足重量轻、工艺性好等要求外,对它的特殊要求是:起落架必须保证飞机能在地面上自由滑行,要能平稳地吸收飞机着陆时的碰撞能量,同时要求在飞行中的阻力最小。

飞机最少要有三点支持才能不倒。目前小型飞机使用的起落架机轮安装形式如图 10-1 所示,有 3 种形式:

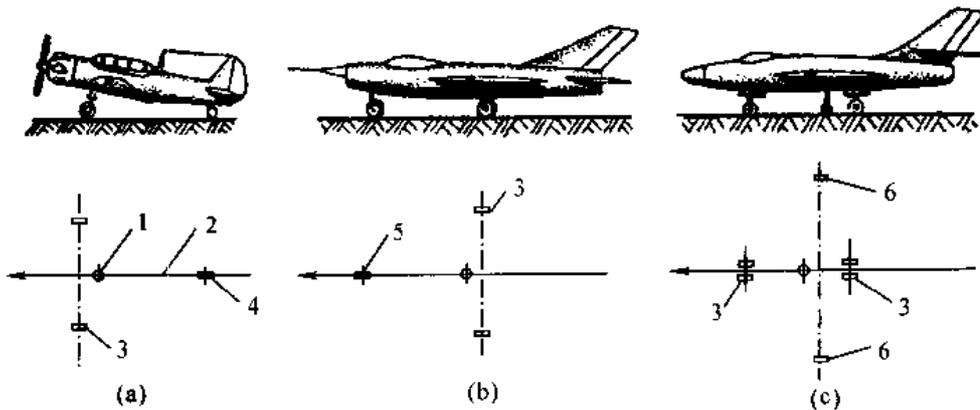


图 10-1 起落架机轮在飞机上的基本安排形式

(a) 后三点式 (b) 前三点式 (c) 自行车式

1—飞机重心 2—飞机纵轴 3—主轮 4—尾轮 5—前轮 6—辅助轮

(1) 后三点式:两个主轮在前面,一个小轮在后面,活塞式飞机用此形式的较多,特别是单发活塞式发动机飞机。

(2) 前三点式:两组主轮在后面,一组小轮在前面,这是目前喷气式飞机用得最多的一种形式,大型螺旋桨飞机亦多采用。与后三点式相比,这种布置的优点是可以缩短起降距离,刹车效率高,不会使飞机拿大顶;另外地面操纵性和滑行稳定性及驾驶员视界都好。其缺点是前轮较重并存在摆振问题,收藏较难。

(3) 自行车式:两组主轮安装在机身前后位置,机翼上装有两个辅助支持轮。这种形式主

要用在高速和重型飞机上。这是因为这种飞机机翼很薄,机轮不易收藏在机翼内。其缺点是低速时飞机容易向两侧倾倒。

## § 10-2 起落架的构造形式

现代飞机的起落架多是可收放的,因为在飞行中起落架完全无用,暴露在气流中会造成很大的阻力。高速飞行时起落架的阻力可达到飞机总阻力的一半,这是不能容忍的。因此,从30年代起,收放式起落架就逐渐得到推广,现已成为现代飞机的主要形式了。虽然收放式起落架构造复杂、重量大、成本高,但在提高飞行速度和经济性方面所获得的好处,仍然大于其缺点。

起落架的构造形式有以下几种:

(1) 张臂支柱式:图10-2所示为张臂支柱式起落架,多用在小型飞机上。它的主要组成部分如图10-2所示,减震支柱是将减震器和起落架支柱制成一体。而减震器的用途是吸收飞机着陆时的撞击能量,使其不能传到机翼或机身上去。这种减震器由一付套筒构成,筒内装有压缩空气和油液,当受到冲击时空气可以缓冲,而油液可以吸收冲击能量。扭力臂是减震支柱式起落架不可缺少的构件,其功用是不让机轮和支柱内筒一起相对于支柱外筒转动。机轮与汽车轮胎相似,只是飞机上用的更高级些,内部充的气压可高达2 MPa。机轮上装有灵活的具有防抱死功能的刹车装置,以便缩短着陆滑跑距离,增加飞机在地面的机动性。

(2) 撑杆支柱式:和张臂支柱式不同的是多了一个或几个撑杆,如图10-3所示。这种形式多用在中等飞机上。这时的支柱相当于一根双支点外伸梁。在收放式起落架上,撑杆还可以作为起落架的收放连杆,有时撑杆本身就是收放作动筒。

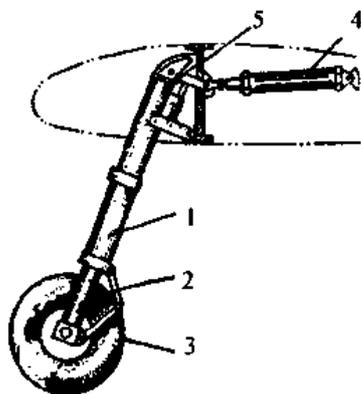


图 10-2 张臂支柱式起落架  
1—减震支柱 2—扭力臂 3—机轮  
4—收放作动筒 5—翼梁

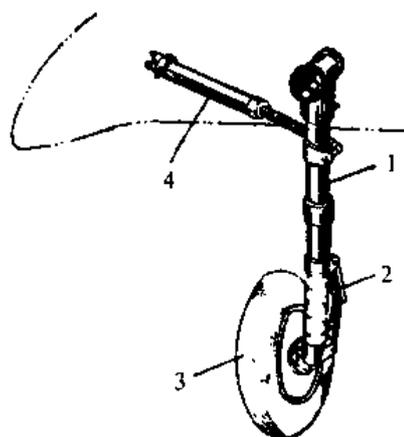


图 10-3 带撑杆的支柱式起落架  
1—减震支柱 2—扭力臂 3—机轮  
4—斜撑杆(兼作收放作动筒)

以上两种支柱式起落架虽有体积小、易收放的优点,但也有缺点,主要是当它受到来自正面的水平撞击时,减震支柱不能很好地起减震作用。另外,在飞机着陆滑行时,起落架上的载荷通常不通过支柱轴线,这时支柱须承受弯矩,使活塞和外筒接触处产生很大的力。因此,不仅减震支柱的密封装置易受磨损,而且减震作用也受到很大的影响。

(3) 摇臂式:如图 10-4 所示,这种形式的起落架支柱和减震器是单独的两个整体,起落架的着陆冲击经过摇臂绕 A 点转动传给了减震器。其优点是因其减震器不承受弯矩,只承受轴向力,所以密封性能较好,不易漏油而且摩擦也较小;另外此形式吸收正面冲击的性能较好,这一点对滑跑速度较高的高速飞机特别有利。其缺点是构造复杂、重量增加,不适用于大飞机,现在多用于喷气式歼击机上。

(4) 小车式起落架:飞机重量的不断增加和速度的不断提高,使这种起落架在重量和收藏方面都变得更为有利,故广泛用于重型高速飞机上,如图 10-5 所示。这种起落架降低了机轮对跑道的压力,另外还可减小在机体内的收藏空间。轮架与支柱的连接必须采用铰接而不能采用固接。而且轮架后部也应能绕支柱转动。

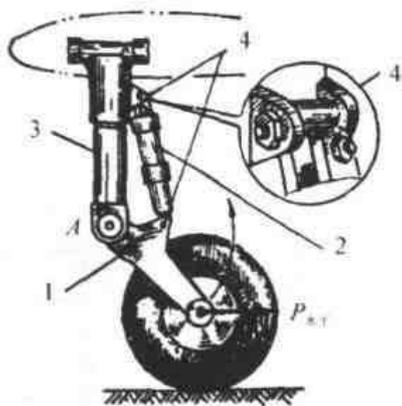


图 10-4 摇臂式起落架受正面冲击时减震器的作用  
1—摇臂 2—减震器  
3—支柱 4—万向接头

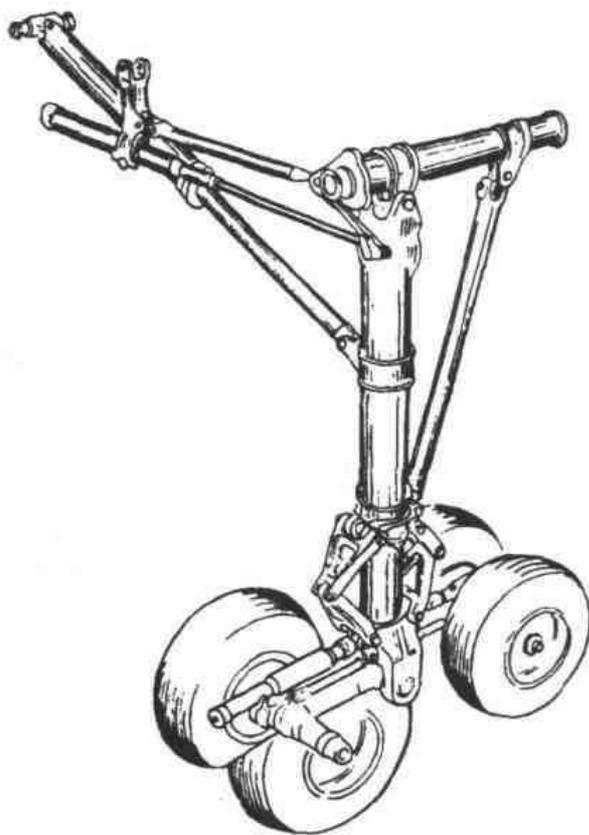


图 10-5 小车式起落架

### § 10-3 起落架的收放形式

起落架的收放方向和收藏位置是随着飞机型别不同而不同,大致可以分为两类。

#### 1. 沿翼弦方向收放

这种方式多用在大型多发动机飞机上,因为这时可将起落架收藏在发动机舱内或专用轮舱内,如图 10-6 所示。这种类型的优点是不增加飞机正面的迎风面积,因而对减小飞机阻力有利。

## 2. 沿翼展方向收放

一般都向内收,因为翼根部分空间较大,如图 10-7(a),(c)所示,也有向外收放的(见图 10-7(b))。

起落架收放所用的动力有以下几种形式。

(1) 机械式:靠人力通过摇摆臂等机械机构来直接驱动。这种方法已很少采用,因为消耗人力太大且动作太慢。

(2) 液压式:如图 10-7(a)所示。用高压油通入液压收放作动筒内,推动起落架支柱绕转轴 3 旋转达到收放的目的。这种方式用得最广泛。

(3) 气压式:和液压式相似,只是用压缩空气代替高压油。在小飞机上用得较多,也常用作起落架的应急收放系统。

(4) 电动式:用电机来驱动,使起落架绕一个轴转动而收上或放下。

起落架收放是否到位,应有信号显示。

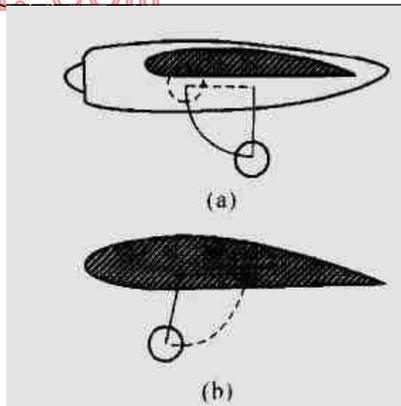


图 10-6 起落架沿翼弦方向的收放

(a) 沿翼弦向前收入发动机矩舱内

(b) 沿翼弦向后收入并旋转 20°

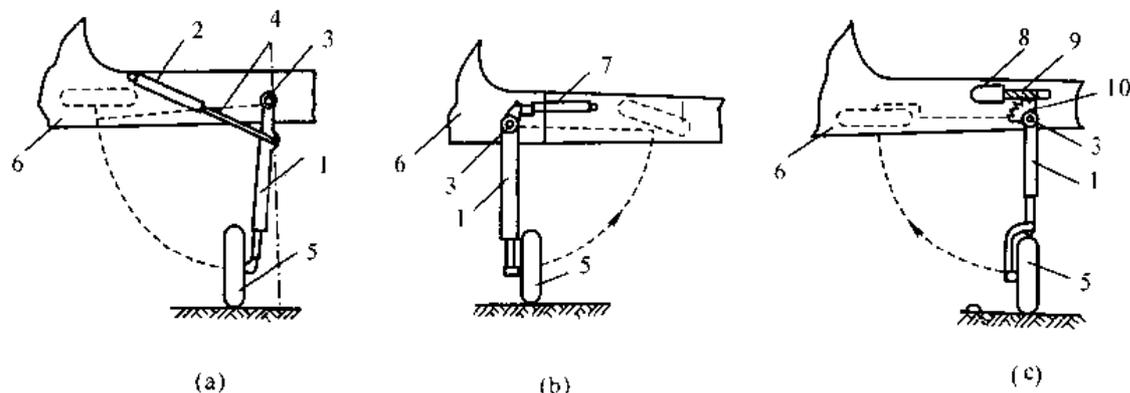


图 10-7 起落架沿翼展方向的收放

(a) 用液压系统向内收 (b) 用冷气系统向外收 (c) 用电动系统向内收

1—减震支柱 2—液压收放作动筒 3—转轴 4—液压作动筒活塞杆

5—机轮 6—翼根 7—气动收放作动筒 8—电动机 9—螺杆 10—扇形齿轮

## § 10-4 起落架的减震机构

现代飞机上应用的减震机构是油气式减震器和全油液式减震器(液体减震器)。

### 一、油气式减震器

这种减震器主要依靠压缩空气受压时的变形来吸收撞击功能,并利用油液高速流过小孔产生的摩擦发热来消耗动能,因此吸收能量大而反跳小。其工作原理如图 10-8 所示。

油气式减震器主要由外筒、活塞、活塞杆、限制活门、密封装置等部件组成。当飞机着陆与地面发生撞击时,飞机继续下沉而压缩减震器使活塞杆上移。这叫作“正行程”或“压缩行程”,见图 10-8(a)。活塞上面,外筒中的油液被迫冲开制动活门向下以高速流过几个小孔。油液

与小孔发生剧烈摩擦所产生的热量经过活塞杆和外筒而消散。同时,外筒中的油液被压缩而升高,使得冷气的体积缩小,气压增大,吸收了撞击动能。

当冷气被压缩到最小体积,活塞上升到顶点时,飞机便停止下沉而向上运动。冷气作为弹性体开始膨胀,活塞杆向下滑动,这叫作“反行程”或“伸展行程”。这时活塞中的油液将制动活门关闭,油液以更高速度通过小孔向上流动。油液与小孔发生更剧烈的摩擦,消散了更多的动能。这样一正一反两个行程,完成了一个循环。经过若干个循环就可将全部撞击动能逐步转化为热能而消散,使飞机平稳下来。

## 二、液体减震器

液体减震器减震效率高、尺寸小、重量轻,如图 10-9 所示。其工作原理是利用某些液体在高压下产生微小的压缩变形来吸收撞击能量,同时利用液体高速流过小孔产生剧烈摩擦发热来消耗能量。它的工作原理与油气式减震器相似。

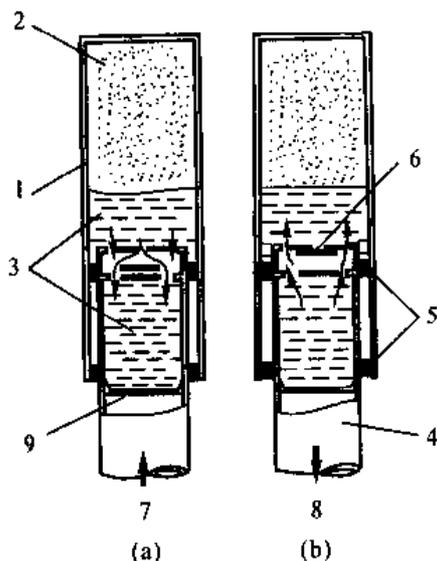


图 10-8 油气减震器的工作原理简图

(a) 正行程(减震器压缩) (b) 反行程(减震器伸展)

1—外筒(上接飞机骨架) 2—冷气 3—油液

4—活塞杆(下接机轮) 5—密封装置 6—制动活门

7—箭头表示活塞杆向上(正行程)

8—箭头表示活塞杆向下(反行程)

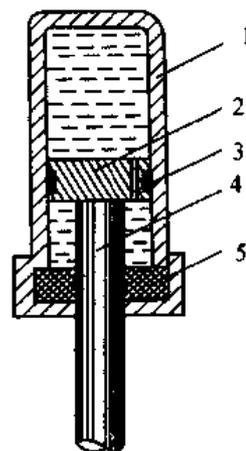


图 10-9 液体减震器工作原理简图

1—外筒 2—活塞 3—通油小孔

4—活塞杆 5—密封装置

## § 10-5 起落架的机轮和刹车

起落架机轮的功用是减小飞机在地面运动的阻力,并吸收撞击动能,还可安装刹车机构。机轮构造如图 10-10 所示。为了便于拆装轮胎,轮毂上装有可拆卸的活动半轮缘,并有防转销以防止半轮缘转动。两个半轮缘在接耳处用螺栓固定,轮毂由铝合金或镁合金制造。机轮每边装有刹车盘。机轮内装有锥形滚柱轴承,轴承外侧装有挡油装置。机轮置于轮轴上,机轮各部分按一定顺序安装,并由螺帽固定。

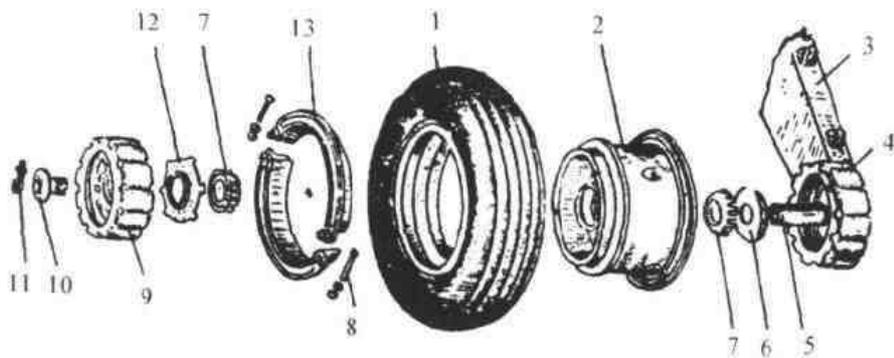


图 10-10 机轮构造的分解

1—轮胎 2—轮毂主体 3—轮臂 4—外侧刹车盘 5—轮轴 6—外侧挡油盘 7 轴承  
8—螺栓 9—内侧刹车盘 10—机轮固定螺帽 11—刹车短管 12—内侧挡油盘 13—活动半轮缘

### 1. 轮胎

轮胎包括内胎和外胎。轮胎内部充气后可以压缩,具有减震作用。不同的轮胎在压缩过程中吸收能量的多少不同。“低压轮胎”吸收的能量约占起落架减震装置吸收总能量的 30%~40%以上。而“高压轮胎”吸收的能量仅占 15%~20%。

航空轮胎按其内部充气压力的高低,可分为“低压轮胎”(充气压力约为 $(2\sim3)\times 10^5\text{ Pa}$ )、“中压轮胎”( $(3\sim5)\times 10^5\text{ Pa}$ )、“高压轮胎”( $(6\sim10)\times 10^5\text{ Pa}$ )和“超高压轮胎”(大于 1 MPa)。它们的直径和宽度的比值也不同。一般说来,当直径相等时,低压轮胎最宽,如图 10-11 所示。

低压轮胎受压时,压缩量较大,吸收能量多。而且它对地面的压强小,在较软的土跑道上滑跑时不易陷入地面。但它较宽,不便收入高速飞机的薄机翼,所以多用于低速轻型飞机。高压轮胎与低压轮胎相反,大多用于高速飞机。中压轮胎的工作性能介于二者之间,它通常用在起落速度不太大的飞机上。超高压轮胎宽度很小,适用于机翼很薄的超音速飞机。它的压力很大,只能在很硬的跑道上使用。

### 2. 刹车装置

其功用主要是缩短飞机着陆滑跑距离。有的飞机可缩短 50%。另一个功用是在地面上可以利用两个机轮不同的刹车力矩,使飞机在地面上转弯,提高地面机动性。

在正常工作时,两个机轮的刹车作用应相等。刹车的作用力应均匀,还不能卡住。刹车还应很快起作用。通常在 2 s 内应使刹车从最松转到最紧。完全放松不超过 1 s。

刹车的基本工作原理如图 10-12 所示。平时刹车片同刹车套之间留有间隙(见图 10-12(a))。如驾驶员操纵刹车使冷气或高压油液进入固定在轮轴上的刹车盘,推动其上的刹车片,使它紧压在轮毂内的刹车套上(见图 10-12(b))。由于接触面之间的摩擦作用,便可提高阻止机轮滚动的力矩,从而使机轮受到的地面摩擦力显著增大,飞机着陆滑跑速度便跟着降低,滑跑距离也因而缩短。

刹车时,地面摩擦力的增大有一定的限度,当刹车力增大,地面摩擦力跟着增大到某一最大值时,纵然再增大刹车力,它也不会继续增大。这时机轮在地面上出现“打滑”现象,即机轮阻滞不转,而与地面发生了相对滑动,这样不仅不能有效地缩短滑跑距离,而且会使轮胎磨损

加快和不匀,导致缩短使用寿命,所以驾驶员在操纵刹车时必须注意避免发生这种现象。

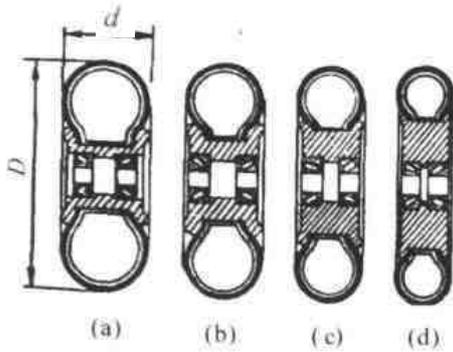


图 10-11 轮胎的不同类型

(a) 低压轮胎 (b) 中压轮胎  
(c) 高压轮胎 (d) 超高压轮胎

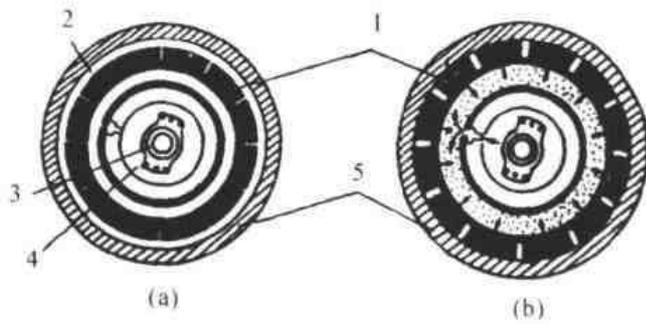


图 10-12 刹车的工作原理

(a) 未刹车 (b) 刹车

1-刹车片 2-间隙 3-轮轴 4-刹车盘 5-刹车套

为了防止机轮“打滑”和提高刹车效能,现代飞机上常装有一种自动器,使机轮能自动进行刹车动作。在刹车时,对冷气或油液施加压力的大小,不由驾驶员凭感觉和体力来控制,而由自动器控制。一旦“打滑”时,刹车就放松,“打滑”消除后,刹车又起作用,这样就大大提高了刹车的效率。

## § 10-6 起飞降落的一些新方法

由于飞行速度不断提高,起飞和降落成为一个极其重要的问题;又因为飞行速度的增加使起飞和降落滑跑距离显著增长,这样将使机场的修建很昂贵并且复杂。这种情况不仅在经济上带来恶果,更严重的是使空军部队作战机动性受到很大的影响;此外,还使飞机起落时发生危险的可能性增加。由于这些情况,飞机设计师们在飞机的起飞和降落方面,展开了大规模的科学研究和实验工作,目的是想办法降低飞机对机场的要求和依赖。

(1) 缩短起飞滑跑距离的装置:在飞机上装有火箭起飞加速器,可以缩短飞机起飞滑跑距离的40%~60%。图10-13所示为一装有起飞加速器的轰炸机。起飞弹射装置、起飞加速车和斜台发射装置都是常用的改善起飞性能的装置。

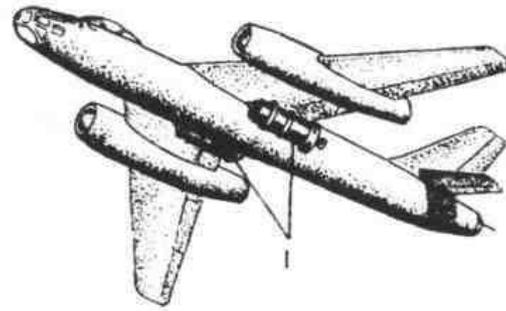


图 10-13 装有起飞加速器的轰炸机

1-起飞加速器

(2) 缩短飞机着陆滑跑距离的装置:这种装置的作用是,不断减小飞机的着陆速度,以缩短着陆滑跑距离。常用的有减速伞、阻力板、拦网装置和钢索减速装置;如图10-14~图10-19所示。

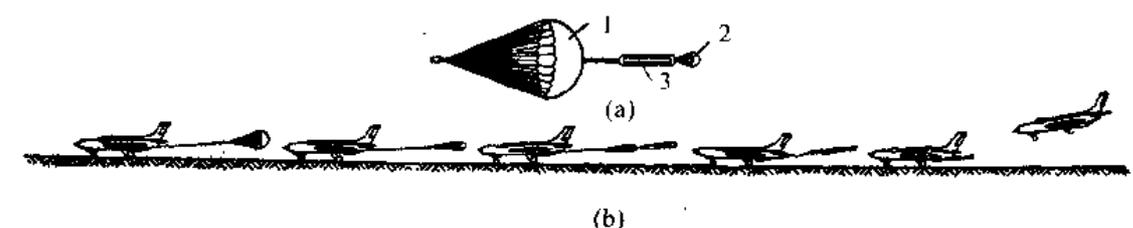


图 10-14 阻力伞着陆时的工作情况  
 (a) 主伞打开 (b) 着陆滑跑过程  
 1—主伞 2—引导伞 3—伞袋

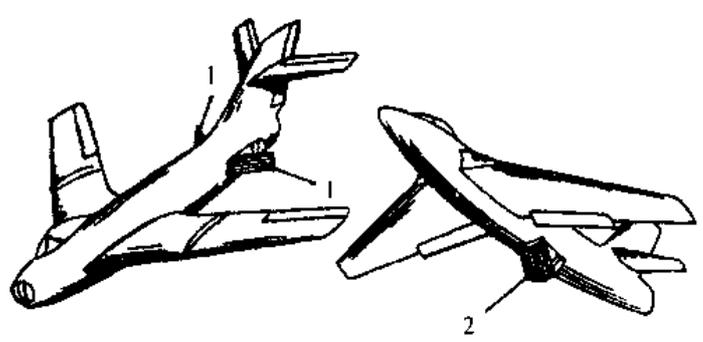


图 10-15 机身上的阻力板  
 1—机身两侧的阻力板 2—机身下部的阻力板

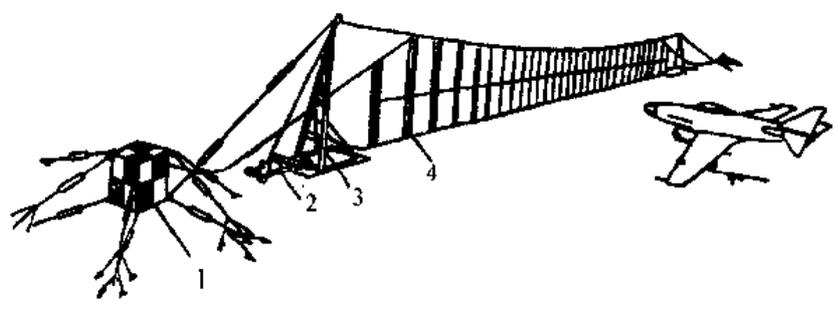


图 10-16 拦网减速装置  
 1—重物 2—液压作动筒 3—金属支架 4—拦网

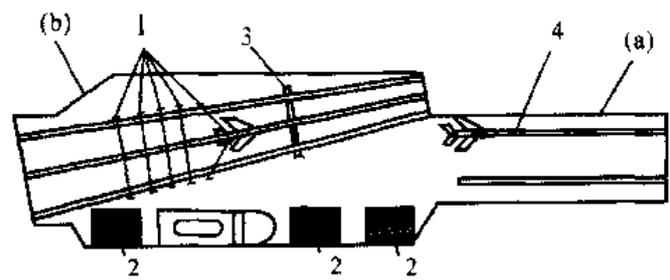


图 10-17 航空母舰的起飞和着陆甲板  
 (a) 起飞矩形甲板 (b) 着陆斜甲板  
 1—着陆钢索 2—升降机 3—应急拦网 4—弹射装置

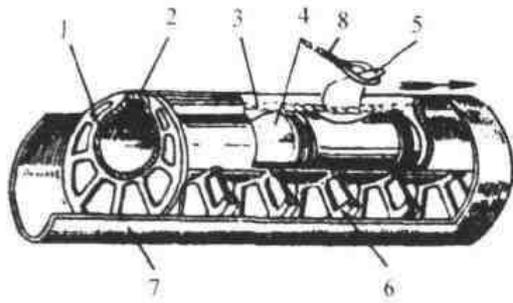


图 10-18 蒸汽式弹射装置

1—作动筒 2—窄槽 3—钢索 4—活塞  
5—牵引钩 6—加强隔板 7—外筒 8—圆环和钢索

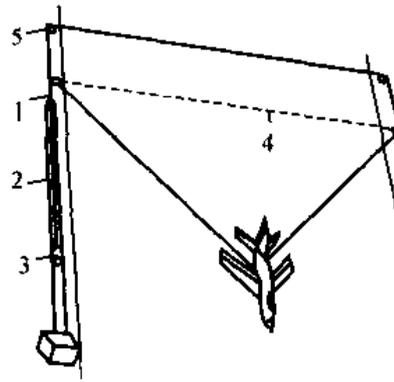


图 10-19 钢索减速装置

1—钢索 2—液压作动筒  
3—活塞 4—钢索的原始位置 5—滑轮

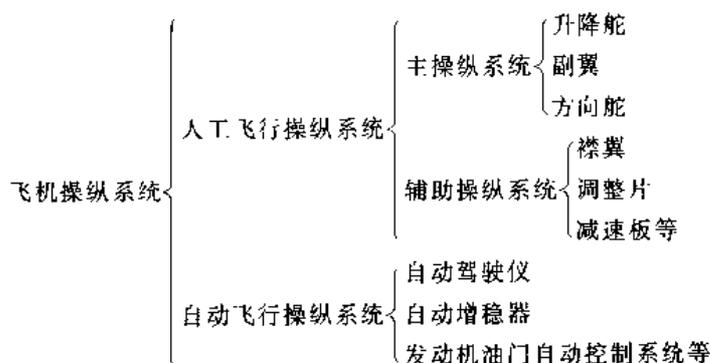
## 第 11 章 飞机操纵系统

在第 5 章里曾经讨论了飞机的操纵问题,而要实现飞机的操纵就要靠飞机操纵系统来完成。飞机操纵系统是飞机的重要部分之一,其工作性能的好坏将直接影响着飞机的飞行性能和安全性。

本章将对飞机操纵系统的分类,飞机主操纵系统、飞机辅助操纵系统和自动驾驶仪的组成、功用及工作原理作概要介绍。

### § 11-1 飞机操纵系统的分类

飞机操纵系统的分类如下:



飞机操纵系统按操纵信号的来源不同可分为人工飞行操纵系统(其信号由驾驶员发出)和自动飞行操纵系统(其操纵信号由飞机操纵系统本身产生)。在人工飞行操纵系统中又分为主操纵系统和辅助操纵系统。自动飞行操纵系统由自动驾驶仪、自动增稳器等部件组成。

### § 11-2 飞机主操纵系统

飞机飞行状态的改变是靠驾驶员偏转升降舵或全动平尾、方向舵和副翼来实现的。驾驶员用来操纵上述舵面的一套机构,叫飞机主操纵系统。

主操纵系统包括手、脚操纵两部分。手操纵是操纵副翼和升降舵,脚操纵是操纵方向舵。

手操纵和脚操纵由驾驶舱的操纵机构和到各舵面的传动机构组成,可以是硬式的或软式的,也可以是混合式的。图 11-1 所示为硬式的飞机主操纵系统,其传动机构包括:驾驶杆或脚蹬、传递操纵力的拉杆及一些摇臂支架。

硬式操纵的优点是:操纵敏捷,生存力强。缺点是:比软式操纵系统重,构造复杂和难于绕过内部结构。在高速飞机上,为了保证飞机具有灵敏的操纵性和较高的生存力,广泛采用硬式操纵。

软式操纵由驾驶杆或脚蹬、只承受张力的钢索及用以改变钢索方向的滑轮和其支架组成。它的优缺点与硬式的相反。软式操纵多用在速度较低的飞机上,也广泛地用在脚操纵上。

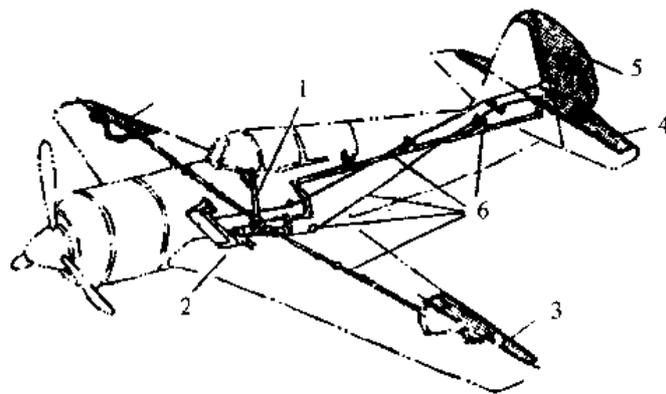


图 11-1 飞机主操纵系统示意图

1—驾驶杆 2—脚蹬 3—副翼 4—升降舵  
5—方向舵 6—传动机构

混合式操纵系统是指在操纵系统中同时采用硬式和软式两种传动机构形式。

不论是软式或硬式操纵系统,在所有转动或滑动的地方都要求摩擦最小,以保证操纵的轻便灵活。另外对接头间隙和系统的弹性变形也要加以限制。

随着飞机飞行速度的提高和飞机尺寸的增大,作用在操纵面上的气动力越来越大,使操纵飞机时,手和脚的作用力也在不断增加,而驾驶员的力量是有限的。为了使驾驶员能较轻松地操纵飞机,必须使其所用的操纵力保持在合适的范围内。为了达到这一目的,在高速飞机的操纵系统中使用了助力器,使作用在驾驶员手、脚上的力大小适当。

图 11-2 所示为有回力的助力器工作原理图。它是由液压作动筒 1 及分配活门 2 组成的。当驾驶员将力  $P_1$  作用在杠杆 3 的下端时,通过连杆拉动活门 2 的活塞,使其向左移动。于是进油管与作动筒 1 的管路 A 接通,高压油液迫使作动筒活塞 5 向左移动,这时活塞左边的油液经管路 B 回流至分配活门,并进入回油管。作动筒活塞 5 向左移动的同时,将油液作用在活塞上的力量  $P_2$  加在杠杆 3 的上端,杠杆是在 O 点支持在舵面摇臂 4 上的,因此,舵面摇臂的 O 点作用着  $P_1$  和  $P_2$  的合力  $P$ 。此合力  $P$  就是克服舵面铰链力矩的操纵力。可以看出,来自驾驶员的力  $P_1$  只是总操纵力  $P$  的一部分。而且只要合理设计杠杆的尺寸  $a$  和  $b$ ,就可以得到  $P_1$  和  $P_2$  的合理比值,使驾驶员只用很小的力量就可以操纵舵面。

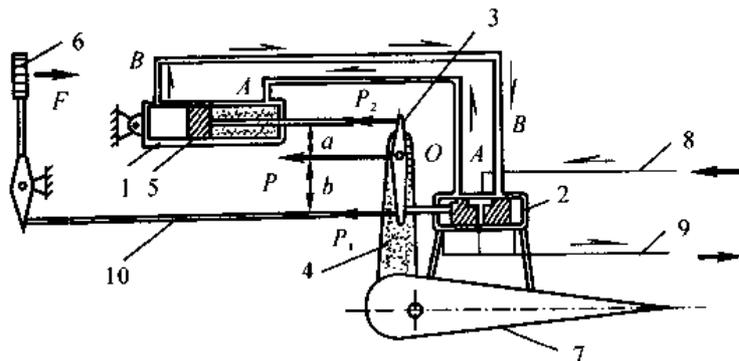


图 11-2 有回力的液压助力器工作示意图

1—液压作动筒 2—分配活门 3—杠杆 4—舵面摇臂 5—作动筒活塞  
6—驾驶员杆 7—舵面 8—进油管 9—回油管 10—传动杆

因为  $P = P_1 + P_2$ , 而  $P_1 \times b = P_2 \times a$ , 所以

$$P_2 = \frac{b}{a} P_1$$

因此得

$$P_1 = \frac{a}{a+b} P$$

这种形式之所以称为有回力助力器, 就是因为驾驶员的力  $P_1$  是克服舵面铰链力矩的力的一部分, 也就是说舵面上的气动力可以按一定的比例回传给驾驶员。

如果让图 11-2 中的  $a$  等于零, 也就是说, 让驾驶员的作用力  $p_1$  直接作用在分配活门 2 上,  $P_2$  通过杠杆 3 的支点  $O$ , 这样, 克服舵面铰链力矩的只有液压作动筒的力  $P_2$ , 而驾驶员施加的力  $P_1$  只不过用来带动分配活门中的活塞。同理可知, 舵面上的气动力不能传给驾驶员, 因此, 这种形式的助力器称为无回力助力器。它广泛用于超音速飞机, 因为舵面的压力中心位置由亚音速到超音速后移很大, 相对于舵面转轴会造成操纵力的反向, 使驾驶员产生错误的感觉。图 11-3 表明了一全动平尾气动力随飞行  $Ma$  数变化的情况。

为了使驾驶员在操纵驾驶杆时仍然有力的感觉, 在无回力助力器中广泛采用了“载荷感觉器”。它和其他附件配合工作, 能使驾驶杆力随舵面偏角、飞行速度、高度、飞行过载等的变化而变化, 给驾驶员以应有的操纵力的感觉, 使他不致由于感觉错误而发生错误的操纵。

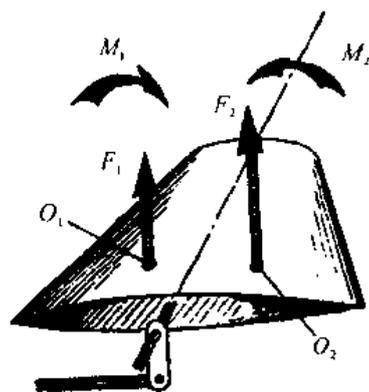


图 11-3 全动尾翼气动力  $F$  和铰链力矩  $Ma$  的变化

$O_1, F_1, M_1$  和  $O_2, F_2, M_2$  分别代表在亚音速及超音速情况下的压力中心、气动力和铰链力矩

### § 11-3 飞机辅助操纵系统

飞机的襟翼、调整片、减速板等的操纵系统是飞机辅助操纵系统。飞机辅助操纵系统与主操纵系统不同, 它不必给驾驶员以操纵力和位移的感觉, 但必须让驾驶员知道辅助操纵面的位置, 故需有位置指示器。主要的辅助操纵面有以下几种:

#### 1. 襟翼

襟翼是用来改变飞机升力的装置, 可分为增升襟翼、机动襟翼、前缘襟翼等。

增升襟翼是飞机增加升力的装置, 也叫增升装置。其应用目的, 一是为了降低起飞着陆速度, 二是为了缩短起飞和着陆滑跑距离。其操纵系统有机械式的, 也有电气式的。在起飞着陆时, 襟翼放下某一角度, 既增大机翼面积, 也使翼型弯度增大, 从而起到增加升力的作用。

机动襟翼是为了改善飞机的机动飞行性能而采用的增升装置。它与增升襟翼的区别就在于它能按给它的控制规律, 自动地随机翼迎角和飞行  $Ma$  数的变化连续地改变它的偏度。

前缘襟翼是为了改善小展弦比薄机翼大迎角时的前缘气流分离特性而采用的一种装置。现代歼击机多采用小展弦比的薄机翼, 翼型前缘半径很小, 极易造成气流在机翼前缘分离, 发生抖振, 这样不仅限制了飞机的过载能力, 而且还会引起失速偏离现象, 降低追逐目标的能力。因此, 前缘襟翼也要像机动襟翼那样, 按给定的控制规律自动地随机翼迎角和飞行  $Ma$  数的变

化而偏转。为了保证飞机的力矩特性不被恶化,可以将机动襟翼和前缘襟翼的控制交连起来。

前缘缝翼也是增升装置,它利用机翼大迎角时的前缘吸力使其自动张开或伸出,以增大机翼的升力,多用于农业飞机上,以保证它在近地面作业时的操纵性和安全性。

### 2. 调整片

调整片是用来减小舵面铰链力矩,从而减小操纵力的一种装置。飞机在作长时间等速平飞时,为了减轻驾驶员的疲劳,希望操纵力为零。因此,在升降舵、方向舵和副翼上均装有调整片。对于大型运输机也可调整水平安定面的安装角,以使飞机在等速平飞中获得纵向平衡,同时使纵向操纵杆力为零。

### 3. 减速板

减速板是飞机的增阻装置。当它张开时,能在很短的时间内降低飞行速度;收上时,又能加快飞行速度。减速板由液压作动筒操纵。当减速板张开或收上时,不应使航迹发生变化,因此,通常有 2~4 块减速板对称地布置在机身或机翼上。

## § 11-4 自动驾驶仪的组成、功用及工作原理

### 一、自动驾驶仪的组成

自动驾驶仪由敏感元件(传感器)、变换放大元件和执行元件三大部分组成,如图 11-4 所示。另外还有一些辅助装置,如能源(电源、气源或液压源)等。

若用自动驾驶仪驾驶飞机飞行,则必须满足以下两个条件:

(1)应能判别出飞机偏离预定姿态的情况,并按偏离方向使舵面作相反方向的偏转;

(2)使舵面偏转的大小与飞机偏离的大小成一定比例关系。

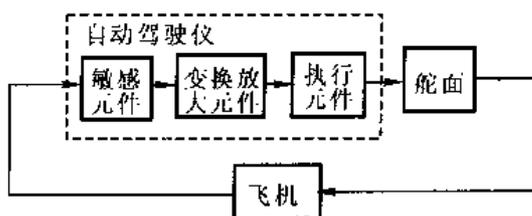


图 11-4 用自动驾驶仪替代驾驶员的示意图

### 二、自动驾驶仪的功用

(1)按照驾驶员的意图稳定飞机飞行状态。例如,在远程巡航平飞时,驾驶员借助驾驶仪来保持飞机的稳定状态,这样可以节省驾驶员的体力。

(2)执行来自驾驶仪操纵台的各种指令信号。由于驾驶仪与机械杆系并联,所以当驾驶仪工作时,驾驶员不能扳动驾驶杆或脚蹬。此时驾驶员要想操纵飞机,就必须拨动驾驶仪中操纵台的旋钮,向驾驶仪发出指令信号(见图 11-5)。此信号与旋钮转角成比例,并与敏感元件的输出信号极性相反,以其差值加在放大元件的输入端,再经过放大元件和舵机操纵舵面偏转,使飞机作各种动作。例如,按选定的俯仰角爬升或下滑;按选定的航向角或倾斜角转弯等。

(3)与其他装置配合后,可自动地执行一定的飞行任务。例如接收地面指挥台或机上雷达信号引导,可操纵飞机(必须有发动机油门杆自动控制装置配合)起飞、着陆、追踪敌机和返航等任务;又如与轰炸瞄准具配合进行轰炸等。

由于自动驾驶仪能稳定或改变飞机飞行状态,所以被广泛用于各类飞机上。

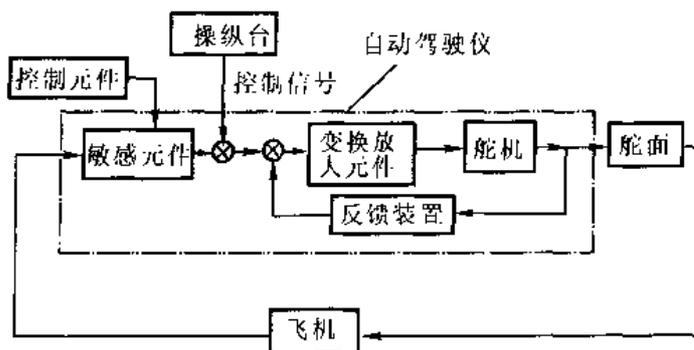


图 11-5 驾驶仪与控制信号的联系图

### 三、自动驾驶仪的工作原理

飞机有升降舵、方向舵和副翼 3 个主要操纵面，所以，驾驶仪也有与其相应的纵向、航向和横向 3 个通道，而且每个通道只控制一个操纵面。凡具有一个、两个或 3 个通道的驾驶仪，则分别称为单轴、双轴或三轴自动驾驶仪。现代飞机上通常安装三轴驾驶仪，而且航向和横向通道间常有信号交联。驾驶仪与飞机组成一个闭环系统，这种系统称为飞机-驾驶仪系统，是一种自动飞行控制系统。在每个通道中都要有一个姿态角反馈信号，也可以有其他反馈信号。例如，角速度、角加速度和高度等反馈信号，以改进系统的性能。下面着重介绍俯仰通道驾驶仪的工作原理。

(1) 驾驶仪处于稳定姿态时的情况。因只讨论稳定状态，故设操纵台来的指令信号为零或为常数，并设飞机以预定的零俯仰角或某个数值等速平飞。当飞机对准航向平飞时，敏感元件地平仪无输出信号，故升降舵处于某起始平衡位置  $\delta_{00}$ （见图 11-6）。由于某种扰动，使飞机抬头偏离原姿态，这种变化被地平仪感受到，并输出一个与此偏离的极性和大小相应的电信号。实际上，它是预定的俯仰角  $\theta_0$  与当时的俯仰角  $\theta$  的差值 ( $\Delta\theta = \theta - \theta_0$ )。该信号经放大器和舵机使升降舵向下偏转一个角度  $\Delta\delta_e$ ，由此产生一个低头力矩，使飞机逐渐返回原姿态。与此同时，反馈电位计中的电刷由舵机带动输出一个负反馈信号，经加法机构“ $\otimes$ ”与来自地平仪的偏差信号相加。因它俩的极性相反，故起到减小控制信号的作用，使舵面提前收回，从而使飞机能平稳地返回原姿态。当飞机恢复到平飞时，地平仪无信号输出，舵机及与其相联的舵面也返回原位，此时飞机又保持预定的姿态平飞了。这就是驾驶仪稳定俯仰角的工作原理。

另外，驾驶仪也能对预定的高度、速度进行稳定。例如，在驾驶仪中安装有能感受高度、速度变化的敏感元件，用它们来测量出飞机当时的高度、速度，并与预定值进行比较，按其差值去控制飞机的舵面和发动机油门杆，从而达到稳定高度和速度的目的。

同时，航向和横向通道自动驾驶仪也能对预定的航向和倾斜角（滚转角）保持稳定。

(2) 驾驶仪处于执行控制指令的情况。设飞机在某高度等速平飞，且  $\theta_0$  为某常数。若驾驶员想以某俯仰角爬升，此时他只要转动操纵台上的上俯旋钮，就会有一个指令信号输出（见图 11-5）。此信号与原信号综合，其差值输入放大器，经舵机使舵面向上偏转一个角度，由此产生抬头力矩，使俯仰角增加。在舵面转动同时，反馈装置有一个反馈信号输至放大器输入端，并减小控制指令信号，使飞机转动减慢。与此同时，敏感元件感受和测量出当时的俯仰角，并输出一个与控制指令极性相反的信号。由于它也是加在放大器的输入端，故总的输入信号

是上述 3 个信号的代数和。当飞机转到要求的俯仰角时,敏感元件的输出信号正好与控制指令值大小相等极性相反,此时舵面处于中立位置。这样飞机就以给定的俯仰角爬升了。

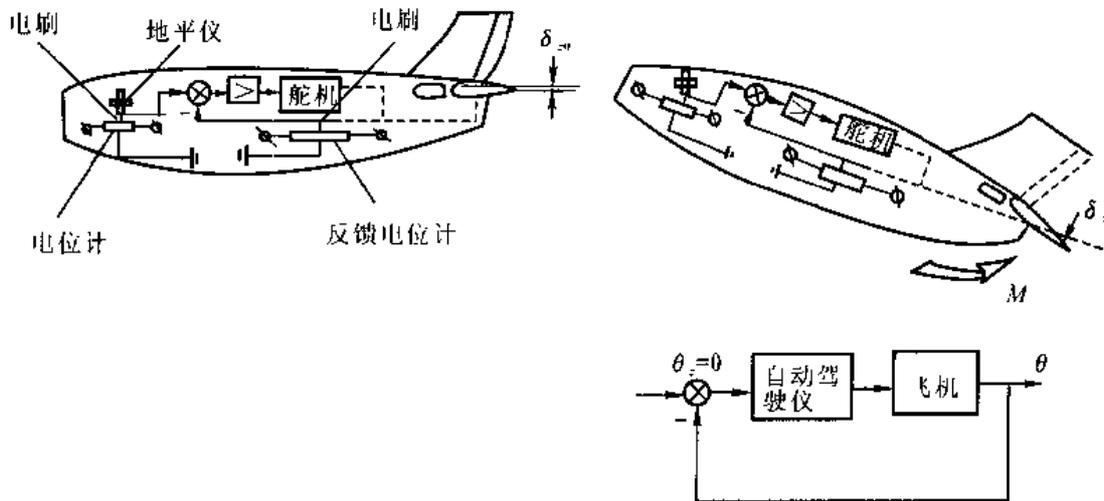


图 11-6 驾驶仪稳定俯仰角情况

同理,若驾驶员要改变航向时,就要转动操纵台中的转弯旋钮,于是就有两个按一定比例的指令信号输入到航向、横向通道驾驶仪中,使方向舵和副翼同时偏转相应角度。这就使飞机无侧滑地改变航向,直到机头对准要求的航向时,驾驶员把转弯旋钮返零,此时飞机改平。然后,驾驶仪把飞机稳定在新的航向上。

(3) 当驾驶仪与其他装置配合时的情况。现讨论飞机自动下滑着陆时的情况。为了保证安全着陆,必须使飞机在着陆前沿一条预定的下滑轨迹下滑到预定高度,然后拉平。这时飞机仍不断下降,最后以某个允许的下降速度着地。为保证飞机沿预定下滑轨迹飞行,在机场指挥台中有一套无线电装置,以便在跑道上空形成一条下滑航迹。在飞机上安装了相应的无线电接收机。当飞机处于预定下滑航迹上时,接收机输出信号为零;当飞机偏离下滑航迹时,接收机将输出相应极性和幅值的信号,如图 11-7 所示。如果飞机处于下滑航迹的上方,此时接收机输出相应极性信号,经驾驶仪使升降舵向下偏转,产生低头控制力矩,使飞机飞向下滑航迹。当飞回到下滑航迹上时,接收机输出为零,舵面回中,这样飞机保持在下滑航迹上,在发动机油门杆自动控制器配合下,飞机沿预定航迹安全着陆。

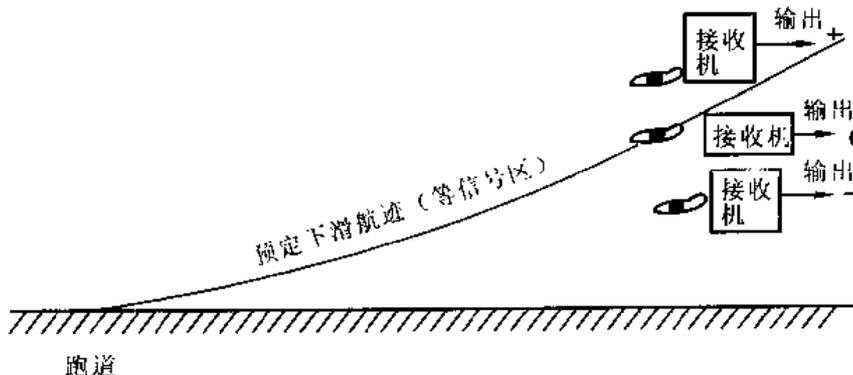


图 11-7 飞机自动下滑着陆时的情况

由此可知,驾驶仪是通过控制飞机角运动来控制飞机重心运动。所以,通常是采用这种方式来控制飞机重心运动的。

图 11-8 是上述情况的原理方块图。它由稳定回路加上测量飞机重心位置信息元件(装在飞机上的无线电接收机)和运动学环节(表征飞机空间位置几何关系的环节)组成的大回路,此回路称为制导回路。

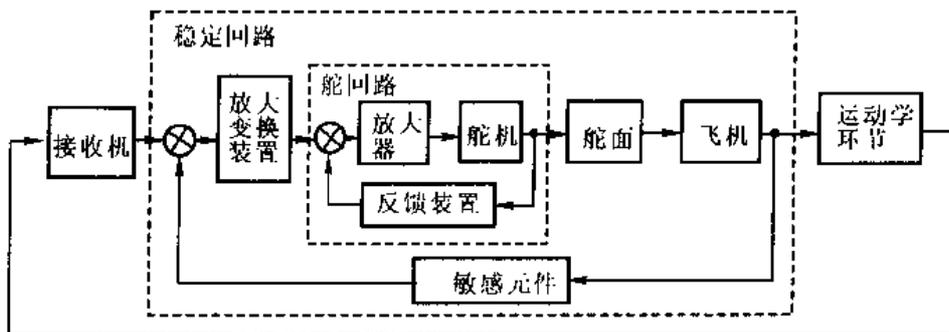


图 11-8 制导(或控制)回路方块图

## 第 12 章 飞机总体设计概述

飞机设计是航空系统工程中一门独立的综合性学科,它须综合应用各门有关学科的知识与各项先进的航空科学技术。飞机总体设计一般是指从战术技术指标论证开始到总体方案设计、技术设计及评审等几个过程。新机研制中一些影响全局的技术决策将在总体设计阶段确定。有资料说,一种飞机总体方案确定之后,这种飞机的寿命周期费用(或称全寿命费用)的 70% 往往就已确定。因此,飞机总体设计是飞机设计的重要组成部分,是飞机研制工程理论的核心环节。

飞机总体设计的任务是:

(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能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。

### § 12-1 作战飞机的战术技术要求

无论是设计新的飞机或是对现有飞机进行改型,均需要有具体的(细化)、明确的(量化)、完整的战术技术指标和使用要求。飞机的战术技术指标是使用方向研制方提出的重要技术文件。它不仅是飞机总体方案设计工作的出发点和直接依据,也是评审研制方案最直接的衡量尺度。

#### 一、制定战术技术要求的主要依据

制定战术技术要求的主要依据是:航空武器装备体制系列中长期发展计划,航空武器装备主要作战使用性能,按规定批准的有关文件及主管部门提出的具体要求,本国航空工业基础,航空技术发展水平、经费、进度控制目标等。

每一种新飞机的研制都是为了完成一定使命和任务而提出的。在现代高技术条件下的局部战争,将是“空地一体战”。地面作战已不是陆军的单一行动,而是陆、海、空三军联合作战。

在未来作战中,空军可能遂行以下主要任务。

(1) 参加要地防空作战:国家的政治经济中心、首脑机关、军事要地、交通枢纽和工业基地

等重要地方,历来是敌人空袭的主要对象。要地防空是空军经常遂行的主要任务。

(2) 夺取空中优势:夺取空中优势,是空军一项经常性的任务。争夺空中优势的主要方法是突击敌机场,破坏其飞机及保障措施;摧毁和压制地面防空兵器;通过空战消灭敌机于空中。

(3) 进行航空火力支援:航空火力支援,是空军联合陆军、海军作战时经常进行的任务之一。空军进行航空火力支援的主要方法是战场的直接火力支援和隔离作战区域,防敌增援。

(4) 摧毁、破坏敌后方重要目标:敌后方重要目标,包括军事工业基地、海军基地、空军基地、导弹基地以及交通枢纽等。对敌后方目标的突击,是一种战略任务。是否能突击敌后方目标,是一个国家军事力量强弱的标志之一。这种能力的存在,对敌国是一种威胁。

(5) 其它:参加反空降斗争,实施航空侦察,实施空运、空投和空中救护等。

## 二、战术技术要求的内在联系

任何战术技术要求都要以一定质量为代价来实现,有的如装载质量直接以质量形式出现;有的如机动性能要求,则通过推进系统、总体布局等形式出现,最后也表现为一定的质量,即推进系统质量、燃油质量以及附加的结构质量。本节以飞行性能要求为例,通过飞机总质量的分析,用质量平衡的概念,并转换成系数,来说明飞机的战术技术要求指标之间的内在联系。

### 1. 质量平衡方程

飞机起飞时的全机质量,称为起飞质量,以  $m_0$  表示。飞机的起飞质量分类,多按需要划分。在总体设计论证阶段,一般分为下列部分:结构质量  $m_{\text{结构}}$ 、推进系统质量  $m_{\text{推进}}$ 、设备质量  $m_{\text{设备}}$ 、燃油质量  $m_{\text{燃油}}$ 、有效载荷质量  $m_{\text{载荷}}$ ,即

$$m_0 = m_{\text{结构}} + m_{\text{推进}} + m_{\text{设备}} + m_{\text{燃油}} + m_{\text{载荷}} \quad (12-1)$$

其中  $m_{\text{结构}}$ ——飞机主要结构部件如机翼、机身、尾翼、起落架等的质量;

$m_{\text{推进}}$ ——包括了发动机主体质量( $m_{\text{发}}$ )以及有关系统附件如发动机固定装置、进排气系统、燃油系统、滑油系统以及安全防火系统的质量;

$m_{\text{设备}}$ ——飞机上所装各种设备(如下控、液压、冷气、电子、仪表、防冰等系统设备)的质量;

$m_{\text{燃油}}$ ——装载的燃油质量;

$m_{\text{载荷}}$ ——包括飞行员及其装备、武器装备以及其他必需的装备的质量(不包括燃油质量)。

### 2. 质量系数

在提出战术技术要求时,飞机总质量还未确定,平衡方程可以写成系数形式,即

$$1 = \bar{m}_{\text{结构}} + \bar{m}_{\text{推进}} + \bar{m}_{\text{设备}} + \bar{m}_{\text{燃油}} + \bar{m}_{\text{载荷}} \quad (12-2)$$

式中  $\bar{m}_{\text{结构}} = m_{\text{结构}}/m_0$ ,称为结构质量系数;

$\bar{m}_{\text{推进}} = m_{\text{推进}}/m_0$ ,称为推进系统质量系数;

$\bar{m}_{\text{设备}} = m_{\text{设备}}/m_0$ ,称为设备质量系数;

$\bar{m}_{\text{燃油}} = m_{\text{燃油}}/m_0$ ,称为燃油质量系数;

$\bar{m}_{\text{载荷}} = m_{\text{载荷}}/m_0$ ,称为有效载荷质量系数。

从上式可知,各部分质量系数之和必须等于1,各个质量系数值  $\bar{m}_i$  代表着一定战术技术要求中的一部分。在一定的工业技术水平下,一定的  $\bar{m}_i$  就代表一定水平的某些战术技术要求。所以全部战术技术要求是否现实,就要看各  $\bar{m}_i$  之总和能否小于等于1。

## 3. 飞行性能要求与推进系统质量系数及燃油质量系数间的关系

为了便于分析,可将飞行性能要求分为 3 类:

A 类性能 对飞机的推力值起决定影响的性能,将决定  $\bar{m}_{\text{推进}}$  值的大小。如最大平飞速度、最大爬升率、升限、加速性、机动性等;

B 类性能 对飞机的燃油装载量起决定影响的性能,将影响  $\bar{m}_{\text{燃油}}$  值。例如,最大活动半径、最大航程、最大续航时间等。

C 类性能 对  $\bar{m}_{\text{推进}}$  及  $\bar{m}_{\text{燃油}}$  都不起决定影响的性能,如着陆速度、着陆滑跑距离等。

(1) A 类性能对  $\bar{m}_{\text{推进}}$  的影响:

已知 推进系统质量系数

$$\bar{m}_{\text{推进}} = \frac{m_{\text{推进}}}{m_0} \quad (12-3)$$

发动机推重比

$$\bar{t}_{0\text{发}} = \frac{P_0}{m_{\text{发}} g} \quad (12-4)$$

飞机起飞推重比

$$t_0 = \frac{P_0}{m_0 g} \quad (12-5)$$

式中  $P_0$ ——发动机地面静推力(N);

$m_{\text{发}}$ ——发动机质量(kg)。

令  $K_r = m_{\text{推进}}/m_{\text{发}}$ ,并将式(12-4)、(12-5)代入式(12-3),整理后可得

$$\bar{m}_{\text{推进}} = t_0 \frac{K_r}{t_{0\text{发}}} \quad (12-6)$$

由上式可以看出,推进系统质量系数与飞机推重比成正比,而与发动机推重比成反比。

设计飞机时,应尽可能选用推重比大的推进系统。目前国外正在研制的高推重比发动机,其  $\bar{t}_{0\text{发}}$  值已达 10。飞机的推重比则按性能要求选择。

下面以最大平飞速度  $v_{\text{max}}$  对飞机起飞推重比  $t_0$  的影响为例,分析 A 类性能对  $\bar{m}_{\text{推进}}$  的影响。

当飞机以最大速度平飞时,由推力( $P$ )与阻力( $X$ )平衡条件可推得飞机推重比表达式为

$$\bar{t}_0 = \frac{P}{mg} = \frac{X}{mg} = q_{\text{max}} C_x / (p_0) \quad (12-7)$$

其中  $q_{\text{max}}$ ——最大速压( $q_{\text{max}} = \frac{1}{2} \rho v_{\text{max}}^2$ );

$C_x$ ——阻力系数(取决于飞机型式、气动外形及  $Ma$  数);

$p_0$ ——翼载荷( $p_0 = mg/S$ ,单位是  $\text{N}/\text{m}^2$ )。

飞机以最大速度飞行时,所需推力中零升阻力占主要成分。 $v_{\text{max}}$  越大,需要的推力或推重比越大,由式(12-6)可知,也就需要较大的  $\bar{m}_{\text{推进}}$  值。

(2) B 类性能对  $\bar{m}_{\text{燃油}}$  的影响:

设飞机消耗于巡航段的燃油为  $m'_{\text{燃油}}$ 。对于远程飞机,近似地可略去起飞、上升及下滑着陆的耗油量,取  $m_{\text{燃油}} \approx m'_{\text{燃油}}$ ;对于近程飞机,起飞、上升及作战消耗燃油量占总载油量的比例较大,应予计算,但其出航和返航阶段也是一般的巡航状态。

下面以续航时间  $T$  对  $m_{燃油}$  的影响为例,说明 B 类性能对  $\bar{m}_{燃油}$  的影响。

飞机巡航阶段的耗油量可表示为

$$m_{燃油} = P_{巡} \cdot C_r \cdot T \quad (12-8)$$

式中  $P_{巡}$ ——巡航飞行中的推力 ( $P_{巡} = q_{巡} \cdot S \cdot C_x$ );

$C_r$ ——发动机在巡航状态时的耗油率,其单位是  $\text{kg}/(\text{N} \cdot \text{h})$ ;  $T$  为航时(h)。

由此可得亚音速巡航时的燃油质量系数为

$$\bar{m}_{燃油} = C_r \frac{q_{巡}}{\rho_0} S \cdot C_x \cdot T \quad (12-9)$$

分析式(12-9)可知,对于 B 类性能如航时  $T$  或航程  $L$  越长,则  $\bar{m}_{燃油}$  越大。

(3) 各质量系数对有效载荷质量系数的影响:

由统计资料的分析结果来看,对于不同的机种,在采用常规的结构材料(高强度合金除外)的条件下,  $\bar{m}_{结构}$  有较稳定的数量范围。如歼击机  $m_{结构} = 0.28 \sim 0.32$  (详见表 12-1)。初步分析时,可将其看作常数。主要目的是为避免飞行性能要求不同对结构质量变化引起的复杂影响。

现代飞机,采用复合材料,并应用主动控制技术后,  $\bar{m}_{结构}$  小于上述统计范围值,需作专门分析。但在初步分析时,仍可将  $\bar{m}_{结构}$  作为常值处理,以简化分析。

表 12-1 飞机重量系数统计值

飞机种类		$\bar{m}_{结构}$	$\bar{m}_{推进}$	$\bar{m}_{设备}$	$\bar{m}_{燃油}$
歼击机		0.28~0.32	0.18~0.22	0.12~0.14	0.25~0.30
轰炸机	轻型	0.26~0.28	0.10~0.12	0.10~0.12	0.35~0.40
	中型	0.22~0.24	0.08~0.10	0.07~0.10	0.45~0.50
	重型	0.18~0.20	0.06~0.08	0.06~0.08	0.55~0.60
军用运输机 及货机	轻型	0.30~0.32	0.12~0.14	0.16~0.18	0.20~0.25
	中型	0.26~0.28	0.10~0.12	0.12~0.14	0.25~0.30
	重型	0.28~0.32	0.08~0.10	0.06~0.08	0.30~0.35

由式(12-2)可知,

$$\bar{m}_{载荷} = (1 - \bar{m}_{结构} - \bar{m}_{设备}) - (\bar{m}_{推进} + \bar{m}_{燃油}) \quad (12-10)$$

当  $\bar{m}_{结构}$ ,  $\bar{m}_{设备}$  一定时,如 A 类、B 类性能要求都较高,例如要求飞机同时具有高速、高空性能和大的作战半径,  $(\bar{m}_{推进} + \bar{m}_{燃油})$  项数值较大,就可能导致  $\bar{m}_{载荷}$  值很小。也就是说,当  $\bar{m}_{载荷}$  一定时,就要增大飞机的起飞总质量。

(4) A 类性能要求与 B 类性能要求间的关系:

分析式(12-10)可知,当要保证一定的  $\bar{m}_{载荷}$  值,并取  $\bar{m}_{结构}$  为常值时,如  $\bar{m}_{推进}$  增大,则  $\bar{m}_{燃油}$  应相应减小。也就是说, A 类性能与 B 类性能有矛盾, A 类性能提高时,应使 B 类性能要求相应降低;反之也一样。因此,提出性能要求,要权衡处理,规定先后顺序。

在一般情况下, C 类性能在设计要求中处于从属地位,但也将反映为一定的质量要求。例如,为满足对着陆滑跑距离  $L_{着陆}$  的要求,需要相应的增升装置,结构质量系数必须增加  $\Delta \bar{m}_{结构}$ 。

在特殊情况下, C类性能可能转化为主导因素。例如, 对于短距起落或垂直起落飞机, 起落性能要求应优先满足。

## § 12-2 飞机全机质量的估算

在进行飞机总体方案设计时, 开始不可能精确地求出飞机的全机质量  $m_0$  值, 而只能进行初步的估算。飞机质量的估算方法有许多种, 繁简和准确程度也很不一样, 但在飞机方案设计阶段所用的方法, 在原理上都是利用统计资料和一些近似计算公式, 按逐步逼近的方法求解  $m_0$  的近似解。

### 一、全机质量的含义

通常在飞机设计过程中经常遇到的全机质量有以下几种。

#### 1. 空机质量

飞机的空机质量是指除去有效载荷、消耗性载荷及在飞行前后需进行拆装的各种装备和设施以后的飞机质量。它等于结构质量、设备质量与推进系统质量三者之和。

#### 2. 起飞质量

(1) 正常起飞质量( $m_0$ ): 根据飞机的战术技术要求, 能够达到最大技术航程的飞机质量。通常不计外挂的副油箱及其中燃油的质量。

(2) 最大起飞质量: 由飞机设计部门根据飞机的结构强度和起飞安全条件所规定的最大飞机质量; 通常包括副油箱等外挂物的质量。

#### 3. 飞行质量

(1) 正常飞行质量: 指飞机有一定数量(例如 50%) 余油的质量。在计算飞行性能时常用此质量。

(2) 最大飞行质量: 指结构强度和飞行安全所能允许的最大飞机质量。飞机在空中加油时要受此质量的限制。

#### 4. 着陆质量

(1) 正常着陆质量: 通常是指飞机在有 20% 的余油、50% 的弹药时的质量。

(2) 最大着陆质量: 受结构强度限制, 能保证安全着陆的最大飞机质量。

在飞机总体设计阶段, 首先要确定的是飞机的正常起飞质量, 在进行分析计算时也要用到正常飞行质量和正常着陆质量。

### 二、飞机质量的分类及近似计算

飞机的构造复杂, 由众多的零构件和设备组成。对飞机质量进行精确的计算, 理应从每一个零件和每一种设备入手。但在总体方案设计阶段, 这是根本不可能的, 也是不必要的。为了分析研究和计算方便, 通常是将飞机的质量划分成若干个组成部分, 或者叫做分类。这种划分可粗可细。例如, 可将飞机分为结构、推进系统、设备、燃油、有效载荷等几部分, 分别计算各部分的质量(见 § 12-1)。照此分类, 飞机的全机质量(通常是指飞机的正常起飞质量或起飞总质量), 可用下式表述:

$$m_0 = m_{\text{结构}} + m_{\text{推进}} + m_{\text{设备}} + m_{\text{燃油}} + m_{\text{载荷}} \quad (12-11)$$

此式表明,如果飞机各部分质量是已知的,则可以很容易地直接求出全机的质量。但实际上这是不可能的,因为飞机各部分的质量取决于全机质量的大小。因此,不知道全机质量就无法确定其各组成部分的质量;而各部分的质量未定时,也就无法用上式对全机质量进行计算。换言之,就是因为飞机的全机质量与飞机各部分的质量互为因果,故无法直接进行计算。因此,通常不得不采用逐次逼近的迭代方法来求解飞机的全机质量;同时为了节省设计时间,开始总是用粗略的近似方法,然后再用越来越精确的计算方法和公式。

为了减弱飞机各部分的质量对全机质量  $m_0$  的依赖关系,将式(12-11)中各项除以  $m_0$ ,得

$$1 = \bar{m}_{\text{结构}} + \bar{m}_{\text{推进}} + \bar{m}_{\text{设备}} + \bar{m}_{\text{燃油}} + \bar{m}_{\text{载荷}} \quad (12-12)$$

同 §12-1 一样,上式中的各项  $\bar{m}$ , 称为质量系数。表 12-1 给出了各类飞机质量系数的统计数据。

质量系数在方案设计中很有用,在计算飞机质量和评价飞机设计方案的优劣时,经常要用到它。

利用质量系数的统计数据,对飞机的全机质量可以简便直接地进行第一轮近似计算。一种最简单的方法是在飞机各组成部分的质量中,把那些不随  $m_0$  变化的固定质量单独划分出来,以  $m_{\text{固定}}$  表示。 $m_{\text{固定}}$  通常是指由飞机战术技术要求给定的有效载荷质量,和那些在战术技术要求中直接指定的或是通过对飞机战术技术要求的综合分析和论证由飞机设计部门所确定的专用设备和装备的质量。

将式(12-12)改写,得到

$$1 = \bar{m}_{\text{结构}} + \bar{m}_{\text{推进}} + \bar{m}_{\text{设备}} + \bar{m}_{\text{燃油}} + \frac{m_{\text{固定}}}{m_0}$$

$$m_0 = \frac{m_{\text{固定}}}{1 - \bar{m}_{\text{结构}} - \bar{m}_{\text{推进}} - \bar{m}_{\text{设备}} - \bar{m}_{\text{燃油}}} \quad (12-13)$$

此式即可用来对飞机的全机质量进行第一轮近似计算。其中,  $m_{\text{固定}}$  可直接确定,  $\bar{m}_{\text{结构}}, \bar{m}_{\text{推进}}, \bar{m}_{\text{设备}}, \bar{m}_{\text{燃油}}$  则按统计数据选取。

用上述方法对全机质量进行第一轮近似计算所得到的  $m_0$  值不可能很准确,这与各部分相对质量统计数据的选取有关。

在进行飞机总体方案的初步设计过程中,也可以用迭代的方法对  $m_0$  进行第二轮的较准确的近似计算。迭代法的基本思路是:首先根据(12-11)式,给定一个  $m_0$  值或直接用第一轮计算所得的  $m_0$  值,作为开始迭代计算的初值。在飞机各部件的设计参数值初步选定和飞行性能给定后,用比较准确的质量计算公式,逐项地计算出(12-11)式中右侧各项的质量,并且相加求出  $m_0$  的第一次计算值  $(m_0)_1$ , 然后与  $m_0$  的初值相比较,计算出它们之间的差值  $m_0 - (m_0)_1$ , 如果差值过大,调整计算的初值,再重复前面的计算,反复迭代,直到差值小到所允许的范围之内。例如,  $m_0 - (m_0)_i < 0.01m_0$  为止,此时的  $(m_0)_i$  即为  $m_0$  的第二轮计算解得的全机质量。

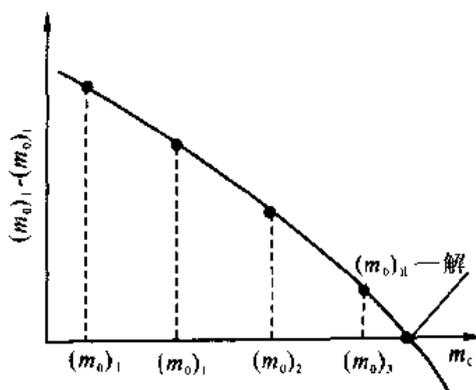


图 12-1 计算  $m_0$  的迭代法

如果所选用的方法合适,用计算机进行迭

代计算,可以很快得出准确的计算结果。图 12-1 给出了进行三次迭代后画出的曲线,说明了迭代计算的过程和得出的全机质量  $m_0$  的计算结果。

用迭代法计算全机质量的关键,是要有能较准确地计算飞机各部分质量的近似公式,这在一些专门文献资料中可以查到。

算出  $m_0$  以后,即可根据选定的推重比和翼载荷,求出发动机在海平面的静推力  $P_0$  和飞机的机翼面积  $S$ 。

### § 12-3 飞机的型式与参数

飞机的型式一般是指机翼的平面形状(如梯形机翼、后掠翼及三角翼等,见图 2-7)、机翼相对机身的位置(上、中、下单翼,见图 12-2)、平尾特点(正常式低平尾、正常式高置平尾、无尾及鸭式等,见图 12-3)、对飞行性能、部位安排及操纵稳定性有重大影响的布局等等。不过对飞机的飞行性能来说,影响最大的是飞机的两个相对参数即推重比  $\bar{i}_0$  和翼载荷  $p_0$ ,其次是机翼参数中的展弦比  $\lambda$ 、相对厚度  $\bar{c}$  和后掠角  $\chi$ 。而这些参数又与飞机形式有关。

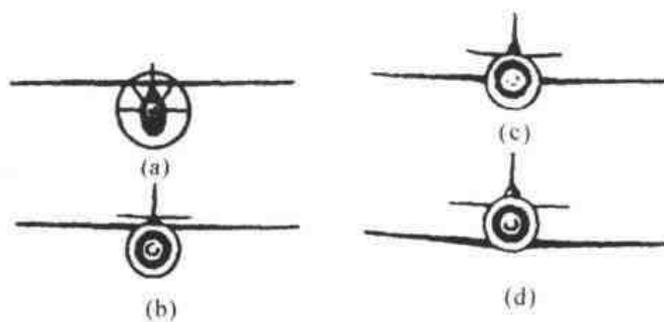


图 12-2 不同的张臂式单翼机

(a) 伞式单翼机 (b) 上单翼 (c) 中单翼 (d) 下单翼

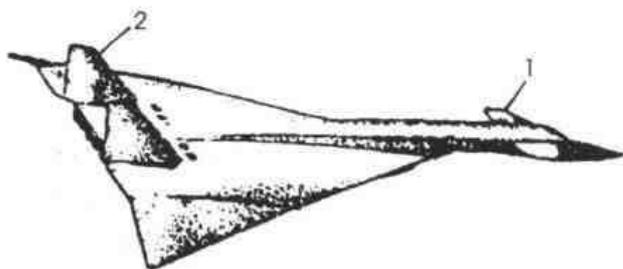


图 12-3 鸭式飞机(美国 B-70)

1—鸭式小翼 2—垂直尾翼(两只)

#### 一、形式比较的前提

飞机的形式很多,选择的参数也不尽相同,加之各国的技术水平和风格的差异,所以要笼统地对现有飞机进行比较,不一定能说明问题。本节,从不同的要求出发,仅分析 3 种械翼的

平面形状对飞机飞行性能的影响。

从几何条件来看,梯形机翼的展弦比最大,三角翼(一般前缘后掠角在  $60^\circ$ 左右)最小。从强度的观点来看,三角翼可采用最小的相对厚度,梯形翼次之,大后掠翼的较大。从着陆性能要求的观点来看,三角翼的升力线斜率最小,因此在护尾角相同的条件下,它的  $C_{y_{max_{落地}}}$  最小,故要求有较大的机翼面积;梯形翼的升力线斜率最大,可选用较小的机翼面积。换言之,即梯形翼的翼载最大,大后掠翼次之,三角翼的最小。由此可总结出机翼的平面形状对(飞机形式的一种体现)和主要参数之间存在的关系,见表 12-2。

表 12-2 飞机形式与主要参数的关系

飞机形式	主要参数			
	$\rho_0$	$\lambda$	$\bar{c}$	$\chi$
梯形翼	大	大	中	小
后掠翼	中	中	大	大
三角翼	小	小	小	中

## 二、飞机形式对飞行性能的影响

从总体设计的观点分析,对不同的机翼形式,可以得出以下结论。

### 1. 梯形机翼

梯形机翼低空的爬升速度最快;亚音速加速性好,但跨音速加速性最差;亚音速升限高,巡航效率高,航程远。

### 2. 三角机翼

三角翼飞机中、低空的爬升速度最小;但它的跨音速和超音速性能都比较好。

### 3. 大后掠机翼

大后掠机翼的亚音速性能居中,跨音速性能良好,但超音速性能较差。在新设计的飞机中,这种形式已难得见到,一般都改用小后掠( $\chi = 30^\circ$ )机翼,其性能介于大后掠翼和梯形翼之间。

### 4. 变后掠机翼

要改善飞机的亚音速性能关键在于增加展弦比。而要获得良好的跨音速性能就必须选用大后掠角,要降低超音速飞行时的阻力又必须减小相对厚度  $\bar{c}$ ;同时满足这些要求对机翼的刚度和重量是不利的。要较好地解决这些矛盾,可以采用变后掠机翼(见图 12-4)。

变后掠机翼根据需要可以变换 4 个角度。

(1) 起飞着陆状态:起飞着陆时,机翼转到最前位置,此时  $\lambda$  最大, $\chi$  最小,因此升力线斜率较大,对起飞着陆有利。

(2) 巡航状态:要提高巡航速度,就必须提高机翼的临界  $Ma$  数,一般  $\chi \approx 30^\circ$  时对航程有利。

(3) 超音速飞行状态:超音速飞行时已不再需要大展弦比,此时将机翼往后转动,不但能增大后掠角而改善其跨音速性能,而且顺气流的相对厚度也减小一半以上,因而使超音速波阻大大减小。有时,为了减小突风过载,低空亚音速也可以使用大后掠角。

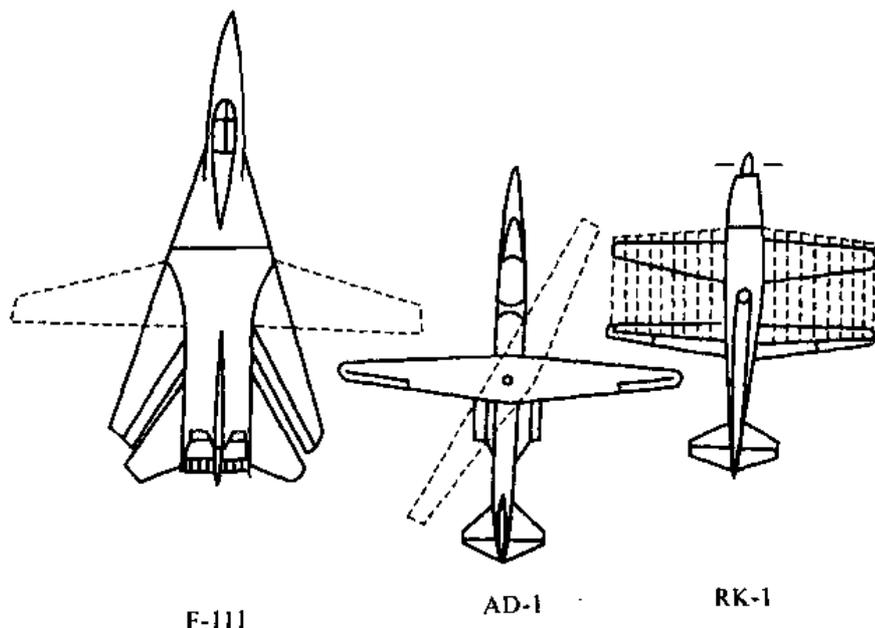


图 12-4 可变机翼

(4) 舰载状态:对于舰载飞机为了节约停机面积,有的把机翼收得更紧,后掠角达  $72^\circ$  以上。

变后掠翼飞机在相同的设计要求下,动力装置质量系数和燃油质量系数的总和比固定机翼的飞机小;但由于构造上相当复杂,必然会使结构质量系数增加。最终是否有利,还要根据具体情况来分析。

## § 12-4 飞机的部位安排

当飞机的形式和参数初步选定后,就可进行飞机的部位安排,又称为飞机的总体布置。

### 一、部位安排的任务

飞机部位安排的具体任务是:对全机的几何外形进行协调和修正;具体安排飞机内部的各种装载和设备;合理布置飞机各部件的结构承力系统;对飞机的质量中心进行定位。

### 二、部位安排的步骤

(1) 一般是采用尽可能大的比例画出飞机的两面(侧视、俯视)投影图,画出主要结构件如发动机、燃油箱、起落架、增升装置、减速板、座舱盖等。

(2) 在飞机内部布置空勤组、装载(主要有乘员、有效载重、设备附件等)、仪表等,按比例尽可能都画出;而且必须保证飞机重心定位要求,保证其使用过程中重心始终在允许的重心前限和后限范围内(见图 12-5,图 8-1)。

(3) 画出各部件及构件受力形式及各部件之间的连接方式。为此,要经过初步估算,画出主要受力构件的大致尺寸。

### 三、部位安排时应注意的问题

(1) 油箱的位置要求靠近重心或对称于重心,以免燃油消耗时重心移动过大而使飞机的稳定性变化。炸弹也应布置在重心附近。

(2) 飞机上的各种仪表、设备都有工作条件的要求,如雷达天线要求有非金属外罩;有的设备要求恒温恒压,要有增压加温舱;有些设备要求经常维护检查及迅速更换,应布置在易接近的位置,并有快卸口盖,等等。

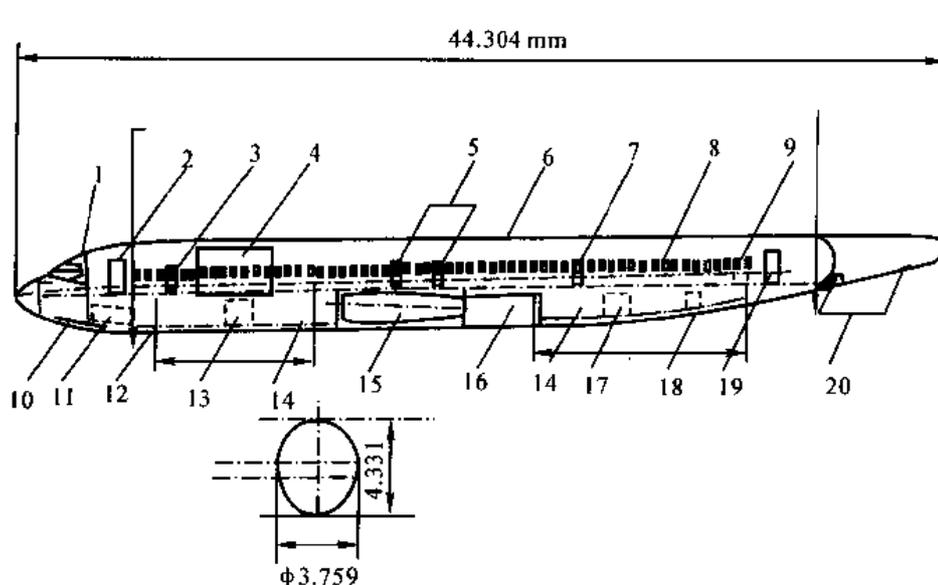


图 12-5 某旅客机的部位安排图

- 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

(3) 空勤人员和旅客进出、货物装卸、炸弹投放等需在机身上开大舱门,因而需要布置相应的加强受力构件。

(4) 机炮要便于维修检查,弹药装填要方便,炮口应在发动机进气道口的而后,避免开炮时炮口的脉动气流及排出的废气进入进气道而影响发动机的正常工作。

导弹可外挂在机翼或机身上。若为了减小阻力或隐身而放在机内,则要求有合适的位置,使它能在超音速飞行追击,快速开闭导弹舱门和快速发射,并尽量减小对飞机操纵稳定性的影响。

(5) 旅客舱的布置应综合考虑受力、隔音隔热层和装饰层的墙壁厚度要求。

(6) 对旅客舱的布置,应考虑应急救援设施能够正常打开。不论在起落架放下或收上位置,或只有一侧的起落架在收上位置时,都能够在不超过 90 s 时间内将全部旅客和乘员应急疏散到地面;当飞机在水而迫降时,可使全部乘员应急登上充气的舟筏等船形浮动设备。因此,要布置必需的应急窗口。

(7) 在停机状态,起落架的位置应符合:①主轮着地点应位于飞机重心之后,并保证防倒

立角  $\beta_{前}$  比护尾角  $\beta_{后}$  大  $3^\circ$  左右(见图 12-6)。过大的  $\beta_{前}$  将增加起飞抬头的困难。②前轮到飞机重心的距离  $L_{前}$  应为主轮到重心的距离  $L_{主}$  的 3 倍左右,以便于地面滑行。③要求在摩擦系数较大的跑道上起飞时,应选用  $2^\circ \sim 4^\circ$  的停机角  $\beta_{停}$ 。

(8) 在部位安排初步完成后,必须再一次估计飞机使用重心的变化范围,看是否在允许的范围之内。首先,应求出机翼的平均气动力弦,梯形机翼的平均气动力弦可用求梯形面积形心的方法,即如图 12-7 所示的作图法求出。然后,计算出飞机重心相对平均气动弦的位置,一般直机翼飞机的重心应在平均气动弦的  $20\% \sim 25\%$ ,后掠角为  $35^\circ \sim 40^\circ$  的后掠翼应在  $26\% \sim 30\%$ ,后掠角为  $40^\circ \sim 50^\circ$  的后掠翼飞机应在  $30\% \sim 34\%$ ,小展弦比三角翼飞机应在  $32\% \sim 36\%$ 。如果重心不在这些范围内,部位安排的工作还需重新调整。

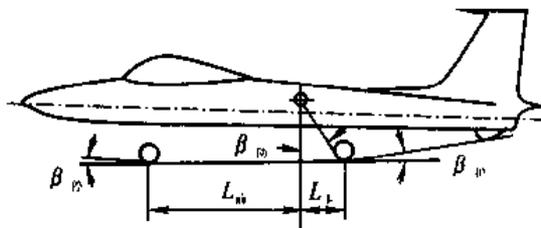


图 12-6 机轮的位置要求

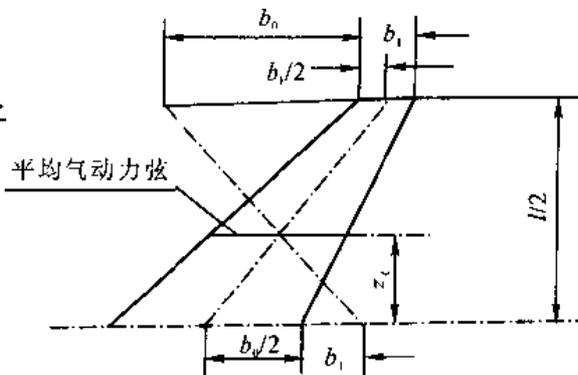


图 12-7 求平均气动力弦的作图法

## 参 考 文 献

- 1 中国大百科全书编辑委员会《航空航天》编辑委员会编. 中国大百科全书·航空航天. 北京:中国大百科全书出版社,1985
- 2 陶梅贞主编. 现代飞机结构设计. 西安:西北工业大学出版社,1997
- 3 朱明,方乃矿,王和平编. 飞行器原理与工艺. 西安:西北工业大学出版社,1995
- 4 王生楠主编. 飞行器结构力学. 西安:西北工业大学出版社,1998
- 5 金长江,范立钦编. 飞行动力学——飞机飞行性能计算(修订本). 北京:国防工业出版社,1990
- 6 范立钦,周鼎义编. 飞机空气动力学. 西安:西北工业大学出版社,1989
- 7 陈再新,刘福长,鲍国华编. 空气动力学. 北京:航空工业出版社,1993
- 8 牛春匀编著. 实用飞机结构设计. 北京:国防工业出版社,1983
- 9 杨景佐,曹名编. 飞机总体设计. 北京:航空工业出版社,1991
- 10 胡兆丰主编. 人机系统和飞行品质. 北京:北京航空航天大学出版社,1994
- 11 史超礼编. 航空概论. 北京:国防工业出版社,1978
- 12 叶格尔 C M 等著. 飞机设计. 杨景佐等译. 北京:航空工业出版社,1986
- 13 Daniel P Raymer. Aircraft Design: A Conceptal Approach. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astroautics, 1989
- 14 Nicolai L M. Fundamentals of Airceraft Design. Aerospace Engineering University of Dayton, 1975
- 15 Wilkinson R. Aircraft Structures & Systems, Addison Wesley Longman Limited, 1996