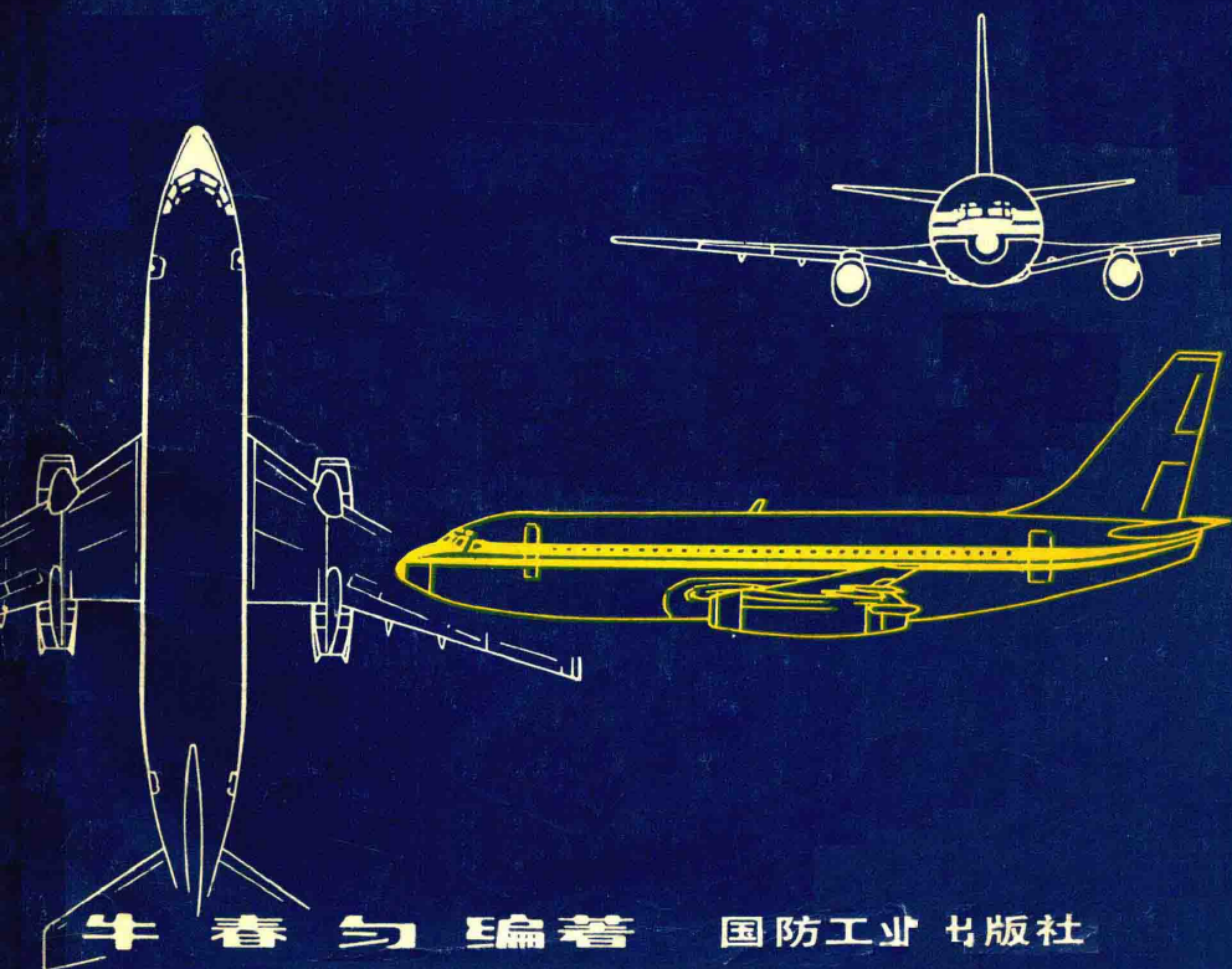


飞机结构设计

(下册)



牛春匀 编著

国防工业出版社

实用飞机结构设计

(下 册)

牛 春 匀 编著

国防工业出版社

内 容 简 介

本书分上下两册。上册包括：绪论、飞机载荷、飞机材料、结构的压屈及稳定性、开口和舱口的设计、结构的接头和紧固件、飞机的结构设计及其准则等七章。下册包括：机翼和尾翼设计、机身设计、起落架、发动机短舱和发动机安装、疲劳和破损-安全设计、复合材料结构和蜂窝结构、重量估计和控制、考虑制造的结构设计等八章。书中很多数据、曲线及图表可直接用于设计，还选择了一些例题说明其应用方法。

本书可供航空工程技术人员参考，亦可供高等院校作教学参考书用。

实用飞机结构设计

(下 册)

牛 春 勾 编著

*

国防工业出版社出版、发行

(北京市海淀区紫竹院南路23号)

【邮政代号100044】

新华书店

国防工业出版社印刷厂印装

787×1092 1/16 印张34 800字

1991年9月第一版 1991年9月第一次印刷 印数：0,001—1,000册

ISBN 7-118-00547-9/V·43 定价：20.60元

目 录

第八章 机翼和尾翼设计	1
§ 1 引言	1
§ 2 机翼设计	12
§ 3 尾翼设计	75
§ 4 机翼前缘和后缘的设计	102
参考文献	145
第九章 机身设计	148
§ 1 引言	148
§ 2 机身外形	154
§ 3 机身细节设计	160
§ 4 机翼和机身的连接	189
§ 5 尾翼和后机身的连接	201
§ 6 驾驶舱的设计	211
参考文献	230
第十章 起落架	232
§ 1 引言	232
§ 2 起落架的发展及其在飞机上的安排	246
§ 3 起落架的减震支柱和能量吸收	260
§ 4 起落架的细部设计	268
§ 5 起落架的试验	270
参考文献	273
第十一章 发动机短舱和发动机的安装	275
§ 1 引言	275
§ 2 螺旋桨推进式发动机	282
§ 3 喷气发动机进气口设计	286
§ 4 喷气发动机的翼下安装 (吊舱式)	297
§ 5 喷气发动机在后机身上的安装 (运输机)	307
§ 6 喷气发动机在机身内的安装 (战斗机)	310
参考文献	311
第十二章 疲劳和破损-安全设计	313
§ 1 引言	313
§ 2 疲劳性能和设计准则	327
§ 3 疲劳结构设计和细节设计	344
§ 4 声疲劳设计和预防	365
§ 5 疲劳试验	373
§ 6 破损-安全结构设计	384

IV

§ 7 腐蚀的防止和控制	392
参考文献	396
第十三章 先进的复合材料结构和蜂窝结构	400
§ 1 引言	402
§ 2 材料性能	411
§ 3 层压板强度设计	419
§ 4 层压板的组成	425
§ 5 连接设计	428
§ 6 蜂窝结构	433
参考文献	457
第十四章 重量估计和控制	459
§ 1 引言	459
§ 2 重量估计	467
§ 3 性能和飞机构形的影响	482
§ 4 平衡和载重能力	486
参考文献	495
第十五章 考虑制造的结构设计	498
§ 1 引言	498
§ 2 工艺装备设计	507
§ 3 生产设计	515
§ 4 维修设计	535
参考文献	540

第八章 机翼和尾翼设计

§ 1 引言

1-1 机翼结构

本节的目的是阐述机翼设计的基本原理。这些原理适用于任何一种常规飞机，尤其是现代运输机。任何一种机翼都需要有纵向（沿机翼纵向）加强构件来承受弯曲应力，这些弯曲应力在飞行中和着陆时最大，对于通常采用悬臂翼的那种性能较好的飞机来说更是这样。轻型飞机机翼通常有外部撑杆，见图 8-1-1。无外部撑杆的悬臂翼之内部结构形式如图 8-1-2 及 8-1-3 所示。

机翼的外形，不管是从平面或横截面来看都必须与能够承受机翼上载荷的结构形式相适应。机翼的基本形状一经决定，便应画出机翼结构的初步设计图。经过进一步推敲和仔细设计之后，可望所设计的机翼不但有足够的强度和刚度，并且重量轻，易于制造。

现代高速飞机基本上有三种不同类型的机翼结构：适用于大展弦比机翼的盒形梁结构（由二或三根翼梁构成，见图 8-1-2）；适用于小展弦比机翼的多梁式结构。一般来说，盒形梁结构适用于运输机的厚翼，而多梁式结构则适用于军用战斗机很薄的机翼。第三种机翼结构是既适用于运输机又适用于战斗机的三角形机翼，这种机翼结构有两种设



图8-1-1 带外部撑杆的SD3-30和双发奥托式飞机

(a) SD3-30短程运输机；(b) 双发奥托短程运输机。

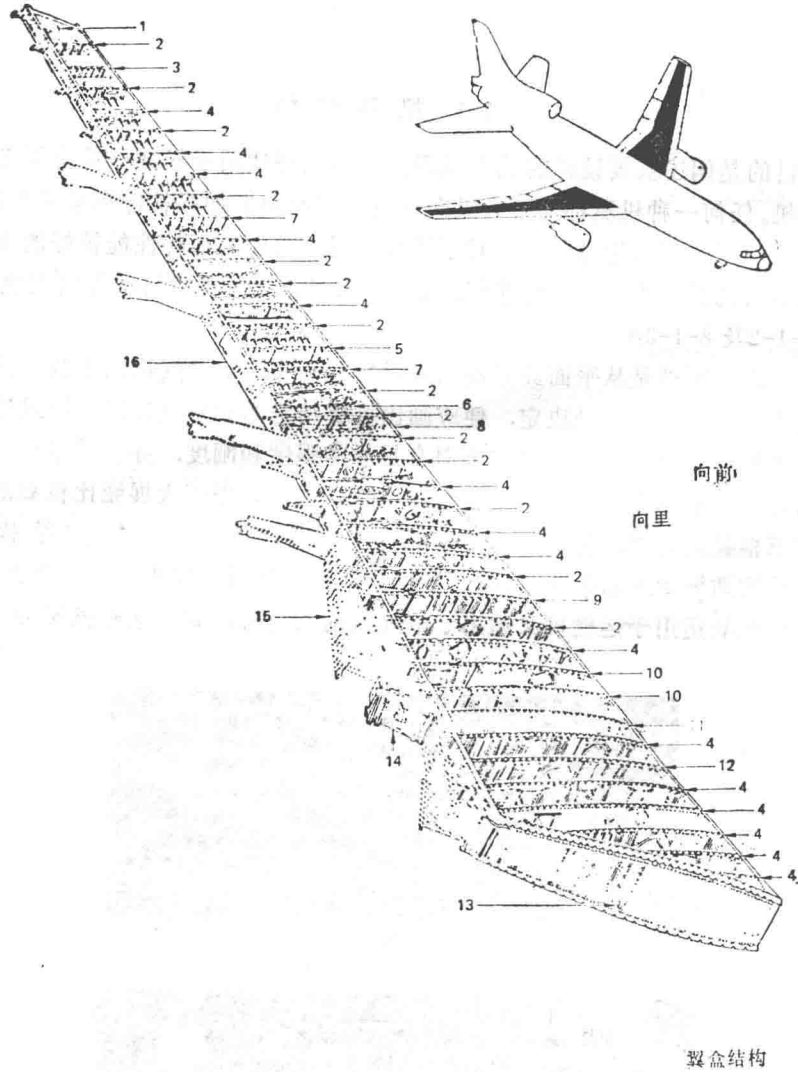


图8-1-2 典型的运输机翼结构件

1—翼尖翼肋；2—辅助翼肋；3—外翼油箱隔板翼肋；4—中间翼肋；5—油箱分隔翼肋；
6—桁条（上、下表面都有）；7—襟翼作动筒翼肋；8—前梁；9—油箱分隔和辅助翼肋；
10—主起落架辅助翼肋；11—主起落架辅助翼肋和燃料缓冲翼肋；12—前梁辅助翼肋；13—内
翼油箱隔板；14—主起落架盒形翼梁结构；15—后缘结构；16—后梁。

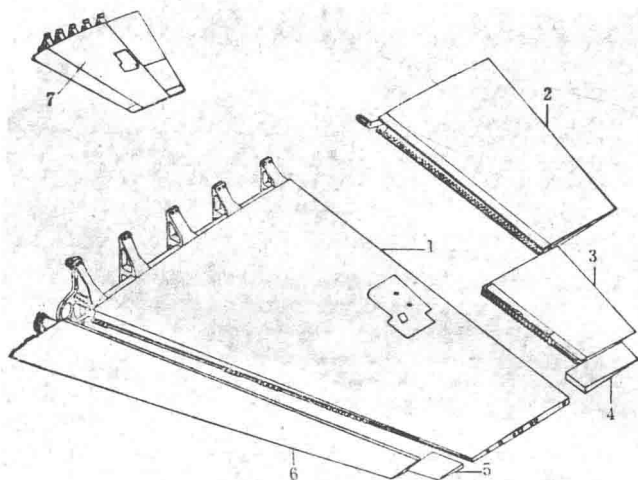


图8-1-3 洛克西德 F-104战斗机的机翼配置 (特薄翼型)

1—翼盒段；2—后缘襟翼；3—副翼；4—后缘整流包皮；
5—前缘整流包皮；6—前缘襟翼；7—完整的机翼部件。

计形式 (见图 8-1-4)，即多翼梁设计 (见图 8-1-5) 和多翼梁-翼肋设计 (见图 8-1-6、8-1-7 及 8-1-8)。

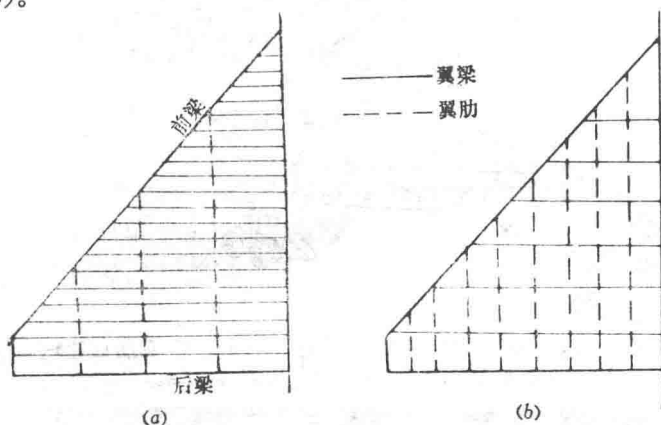


图8-1-4 三角形机翼设计

(a) 多翼梁设计；(b) 多翼梁-翼肋设计。

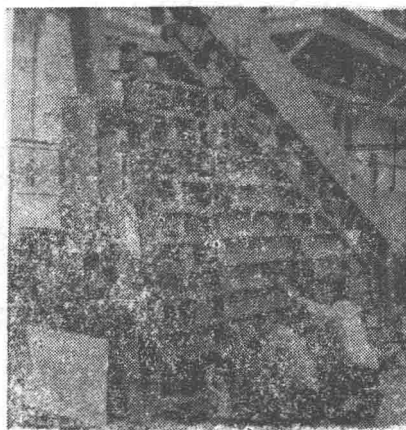
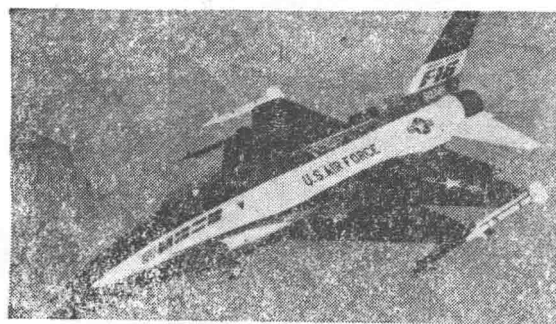


图8-1-5 F-16A 式战斗机的机翼是一种比较简单的结构，其11根翼梁及许多锻件和铸件被整块的上蒙皮和下蒙皮所复盖，并主要是用带螺纹的钢制和钛制紧固件固定在结构上 (多翼梁设计)

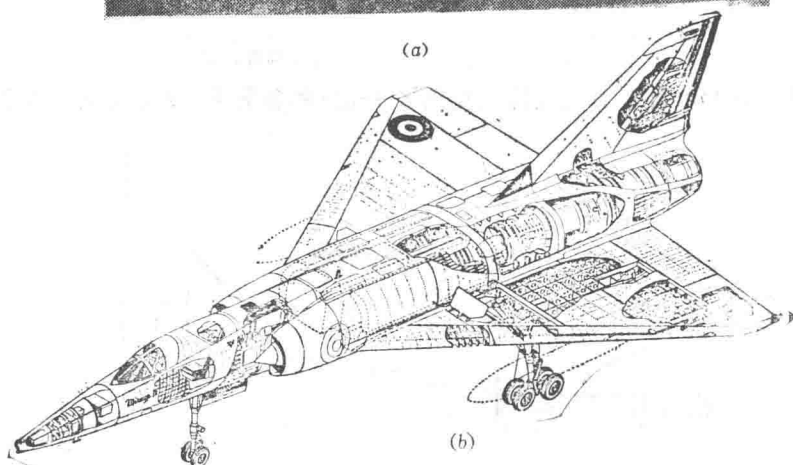
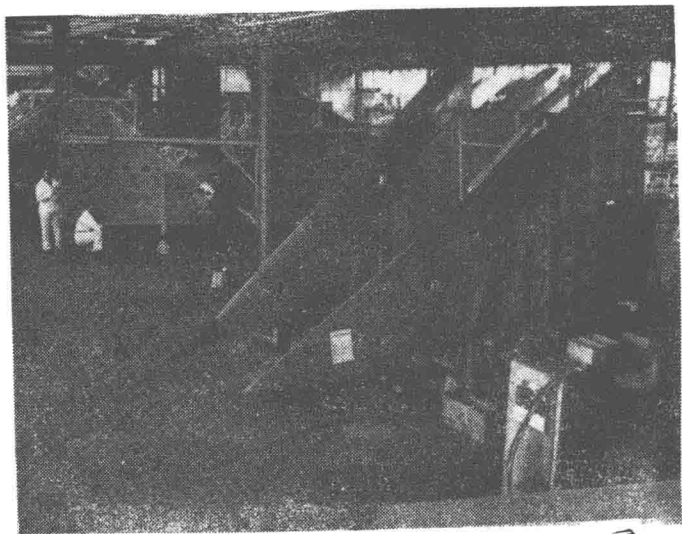


图8-1-6 法国幻影Ⅲ式战斗机的机翼结构（多翼梁-翼肋设计）
 (a) 幻影Ⅲ式战斗机机翼的总装；(b) 剖视图。

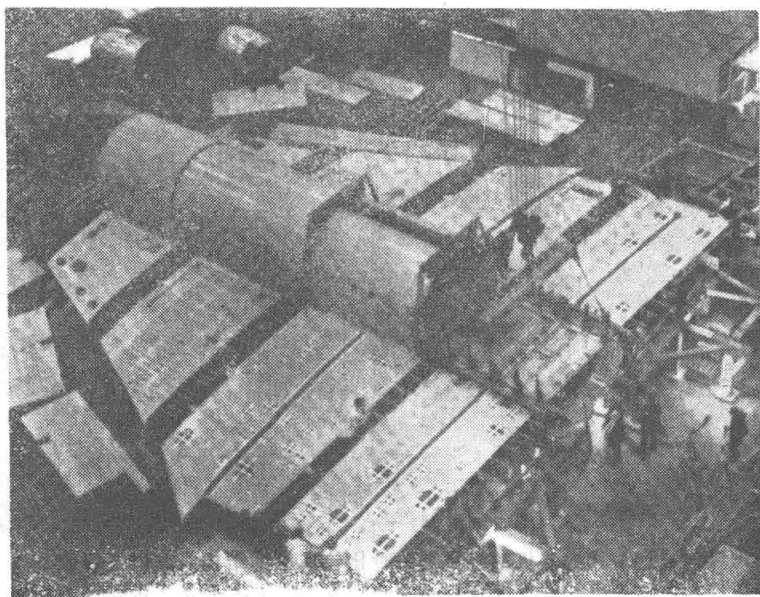


图8-1-7 协和式飞机机翼（多翼梁-翼肋设计）

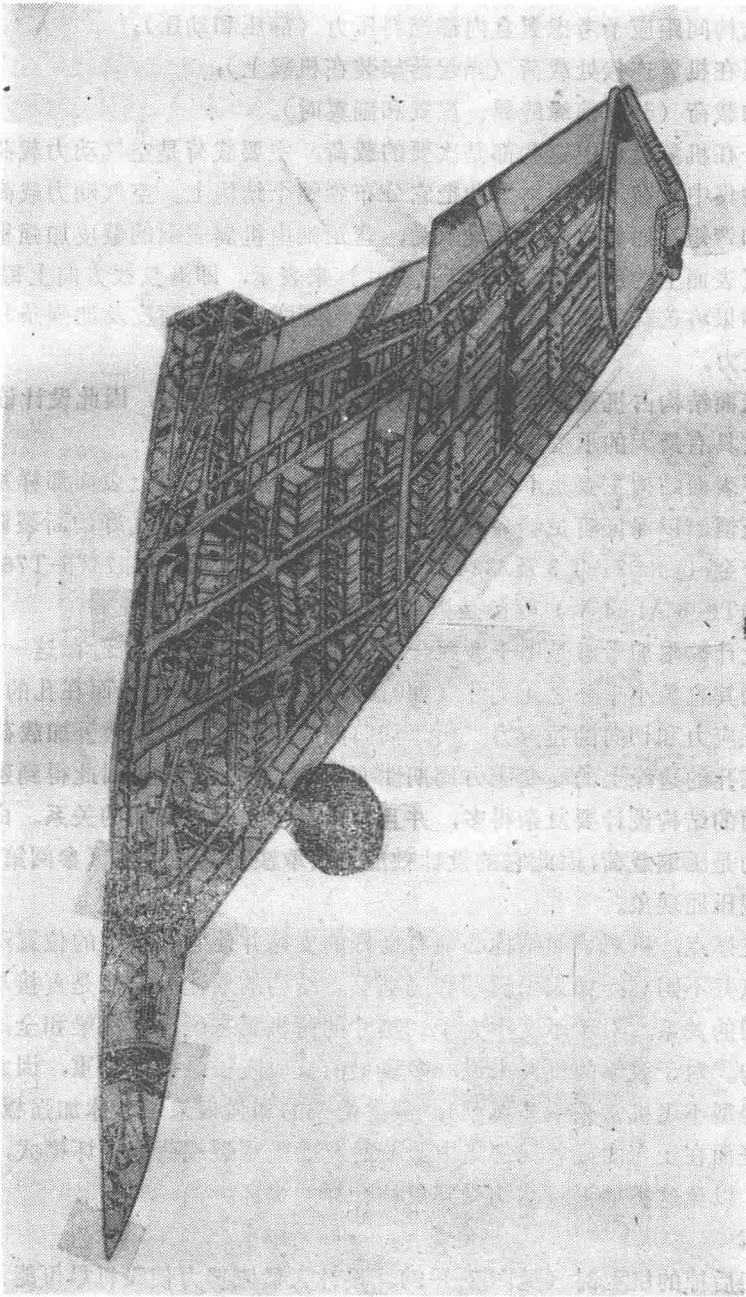


图8-1-8 F-15式战斗机的机翼结构图

机翼实际上是一根梁，它集中了所有的空气动力载荷并将这些载荷传递到机身。为了初步确定结构尺寸和载荷，通常假定机翼的总载荷等于飞机重量乘以适当的载荷因数再乘以1.5的安全系数（最理想的载荷是沿全翼展压力分布为椭圆形）。除了空气动力载荷之外，可能作用在机翼上面的其它载荷包括：

设计翼肋结构间距应予考虑翼盒内部燃料压力（静压和动压）；

起落架作用在机翼连接处载荷（当起落架装在机翼上）；

前后缘上的载荷（装有前缘缝翼、襟翼和副翼时）。

一般来说，在机翼设计中这些都是次要的载荷，主要载荷是空气动力载荷。但是有些载荷是局部的集中载荷，必须用翼肋把它分布到整个结构上。空气动力载荷导致翼根有很大的剪力和弯矩，而剪力是由翼梁承受，弯矩则由机翼表面的蒙皮加强板承受。后者一般是用机翼表面上的载荷强度 N_x （磅/英寸）来表示，即沿弦线方向上每一英寸宽的载荷强度。如果将这载荷除以表面结构上的平均厚度（含有蒙皮及加强条），便得到在该处的平均应力。

由于机翼表面结构占机翼结构重量的百分之五十至七十左右，因此设计该类结构时必须尽可能使它具有最大的承受载荷的效能。

由于机翼下表面结构主要是承受拉力，因此它在设计上不象上表面那样复杂，但材料的选择必须谨慎，以保证有足够高的拉伸强度及密度比，并有良好的断裂韧性和疲劳寿命。某些铝合金（如2024-T3及2324-T3等）和较新的合金（如7475-T76）以及大多数钛合金（如Ti-6Al-4V）等都是极好的适用材料。

张力结构设计的附加考虑是用干涉配合紧固件来改进其疲劳强度。在这一过程中，紧固件被安装在比其直径小千分之几英寸（如0.003英寸）的孔中，从而在孔的边缘上产生径向的剩余压应力和切向的拉应力。由于切向的拉应力比由大多数外加载荷所产生的应力都大，而在孔的边缘上的交变应力周期性变化小，疲劳寿命则因此得到延长。

机翼上表面的结构设计要复杂得多，并且与构造形式有更密切的关系。由于机翼上表面主要承受的是压缩载荷，因此它的设计效能主要取决于其稳定性（参阅第四章），也就是要避免出现屈压现象。

为了加强支撑点，机翼表面结构必须有良好的支撑并使它在特定的位置不能上下移动。做到这一点并不困难：如采用翼肋和隔框等。结构的最佳稳定性是直接与被选择的结构配置有密切的关系。对于厚度不大于12英寸的薄机翼来说，多翼梁和全蜂窝结构可能是最轻的结构。对于较厚的机翼来说，多翼梁的抗剪腹板显得很笨重，因此改用二或三翼梁（一般轻型小飞机常采用单翼梁），蒙皮桁条的加强板采用整体加强板结构。但要注意其上下表面在受弯曲或者局部集中载荷时翼肋受压裂载荷的损坏模式，因此翼肋必须相隔很近，以免这类加强板结构受到象柱一样的损坏。

变后掠机翼

选择一种变后掠的机翼时（见图8-1-9），设计人员应努力使飞机尽可能适应超音速飞行时可能遇到的各种气流状态。考虑这类飞机的空气动力时，运输机应兼顾以马赫数2~3作巡航飞行的经济性和起飞、着陆阶段低速飞行的要求。为了获得相当满意的低速飞行特性，在机翼结构上可配置各种提高升力的装置，如减速板或扰流片。图8-1-10所示的是外翼旋转至最前位置的B-1式轰炸机（前缘缝翼和后缘襟翼均在放下位置）。

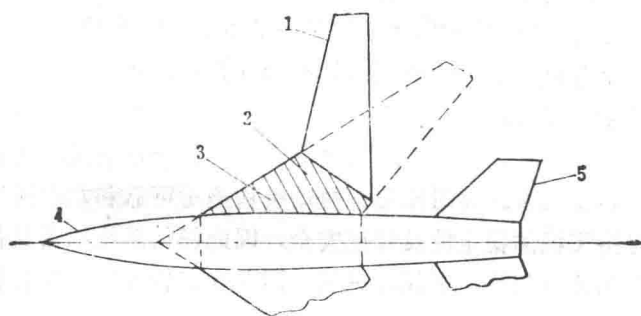


图8-1-9 变后掠机翼的布局

1—可变翼，2—枢轴，3—刚性根段翼，4—机身，5—尾翼。

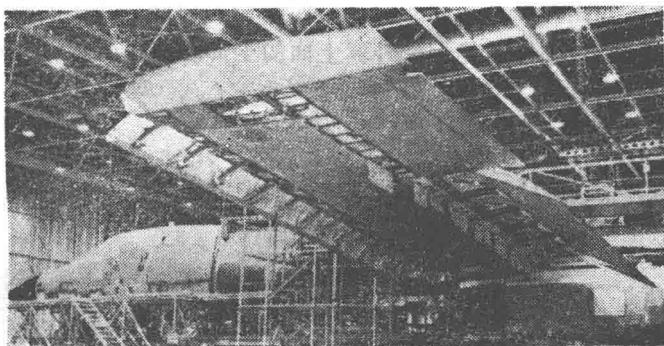


图8-1-10 外翼处于最靠前位置的变后掠B-1式轰炸机



图8-1-11 B-1式轰炸机的变掠机翼和其机身相连接处枢轴销子装配情形

枢轴设计和制造的技术要求都非常高，如B-1飞机的变后掠机翼的根部框轴销子采用长度为38英寸、直径为18英寸的钛合金材料接合到B-1飞机的机身上（每一个机翼一个销子，如图8-1-11所示）。接合前先将销子放在华氏零下320度的液态氮中浸泡三小时，以便实施冷缩配合。贯穿机身部分的机翼结构是用钛合金制成的。

从结构强度的观点来看，变后掠机翼的设计有其不足之处。翼根处力和力矩的传递要求转动枢轴的设计很细致，而且由于重量增大和占据一定空间，尤其可用作翼盒的体积的减小，使燃料容量减少。同时还要求转动机构绝对可靠和左右同步操作；在整个飞行速度范围内应保持飞机的稳定性及保证安全。因此任何系统都需具备有破损安全的功能。由于外翼内大部分空间被用来储存燃料，因此在布置飞机操纵机构的连杆、钢索和燃料管路时也遇到一些困难。

随着变后掠机翼向后转动，不仅飞机的重心向后移动，而且空气动力中心也跟着后移，由于飞机重心与空气动力中心的移动所产生的纵向力矩一部分互相抵消。然而，随着马赫数的增加空气动力中心移动比飞机重心移动大，因此对这俯仰力矩的差（在最终的纵向力矩中，由于马赫数所产生的占很大比例）必须加以配平。对各种不同机翼的转动枢轴部分的设计，如图8-1-12至图8-1-15所示。毫无疑问，其中最主要的设计工作之一是机翼根部的枢轴。枢轴必须能承受外翼上面的全部载荷：阻力、弯矩和扭矩。

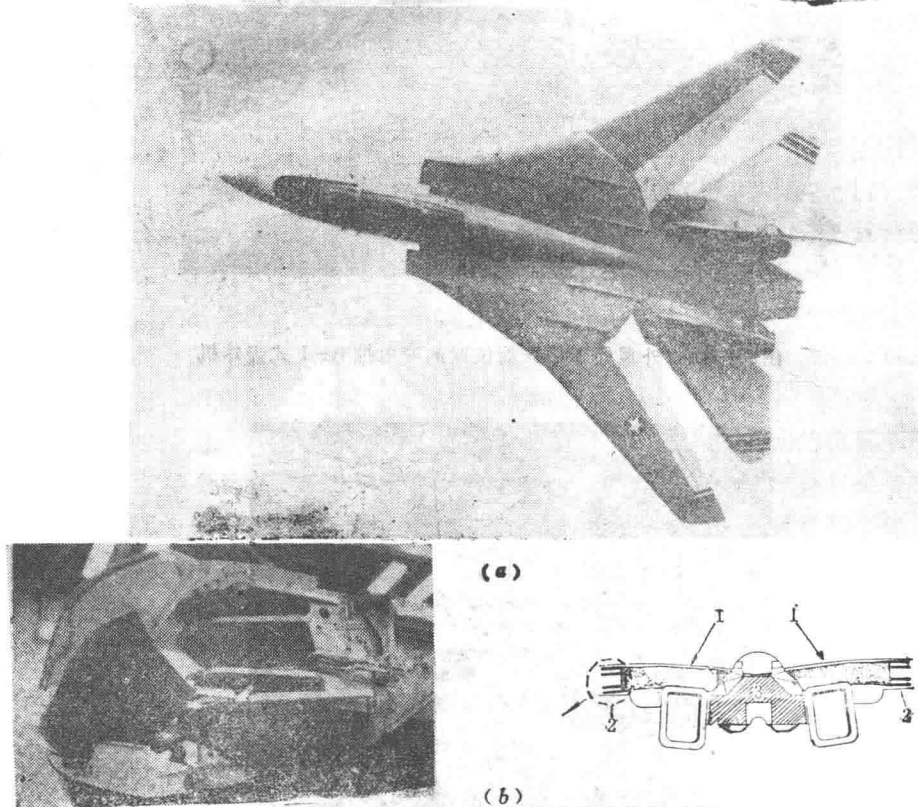


图8-1-12 F-14式战斗机及机翼枢轴图

(a) F-14式战斗机；(b) F-14式战斗机机翼枢轴。

1—根翼；2—枢轴；3—燃料。

注：枢轴是由两组（每组用两个凸耳）轴承组成，四个凸耳都用对接焊焊到梁上，任何一对凸耳损坏都不至危及飞机的安全。

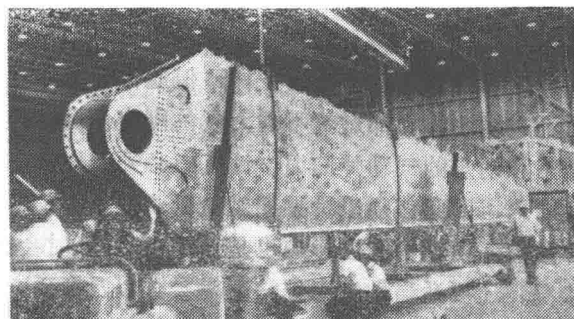


图8-1-13 B-1式轰炸机机翼转动部分翼盒结构及其枢轴

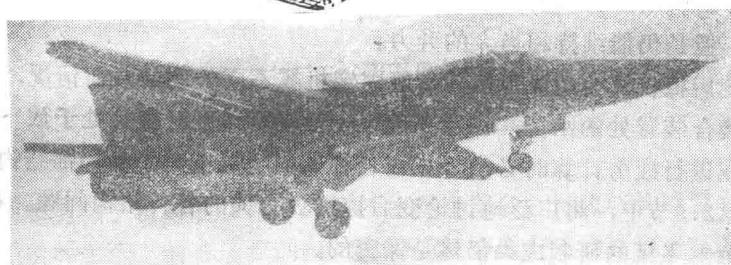
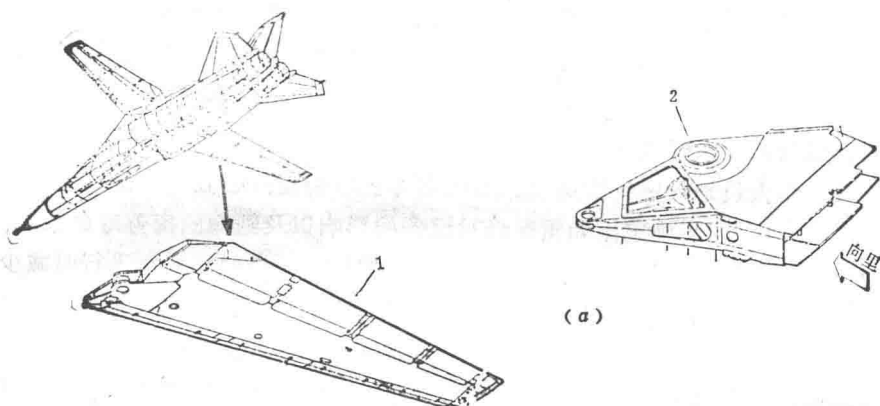


图8-1-14 通用动力公司F-111式战斗机

(a) F-111式战斗机的变后掠机翼及其枢轴；(b) 处于最靠前位置时的机翼。
1—变后掠的机翼；2—机翼枢轴。

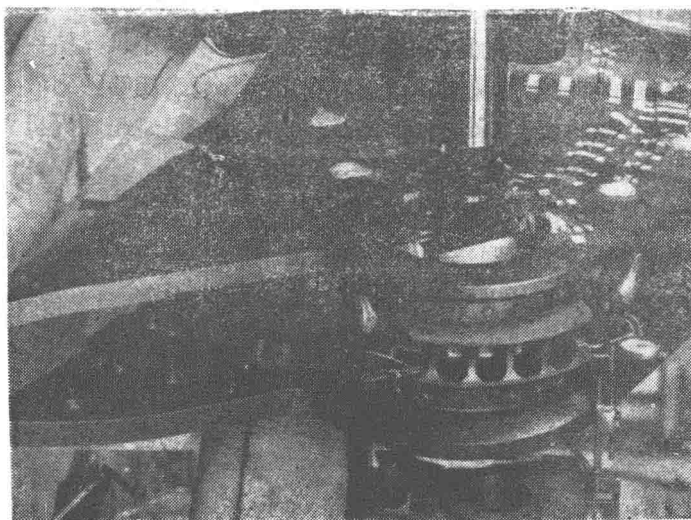


图8-1-15 欧洲的多用途旋风式战斗机机翼枢轴

枢轴的结构强度计算和普通的计算方法一样，但通常计算刚度的方法不适用于这种结构。这和强度方面不连续性的局部影响不同，它的刚度像翼根连接的刚度一样影响整个机翼的偏转，在静态和动态的气动弹性力学计算中必须予以考虑。大型的结合装置的刚度常常不易算得很准确，因此必须进行早期试验以获得该数值。通常计算颤振的各种重要参数中都是这样做的，枢轴的刚度影响也是如此。在计算时会涉及到不同的马赫数、速度、武器和燃料状况。还要适当地考虑结构频率参数以及在后一阶段动力控制和阻尼匹配，所有这些都需要强大的计算设备。到目前为止变后掠机翼的发展趋势有点类似于“典型的”大展弦比机翼，而枢轴的非线性对机翼结构并不构成什么问题。

目前采用的作法要求在初始阶段不仅检查颤振速度而且还应检查阻尼模态，特别是当飞行条件均于飞行包线以内时衰减率的确定更重要。设计内容一经确定，即可在实际的频率范围内重新估计整架飞机对于因湍流引起的加速度方面的响应。在作上述估计时，不仅需要检查机组人员是否感到舒适（如B-1轰炸机在初期作超低空飞行时遇到这问题后加以改进），而且进一步确定振动频率谱对设备的影响以及结构的疲劳寿命。

为了使飞机具有多用途的性能，可以采用较小的机翼，以便在高速飞行时减少机翼上的阻力。此外，还可采用前面提到的高升力装置来解决大机翼载荷的问题，补偿由于小机翼而引起的升力减小，并使飞机具有良好的起飞、进场和着陆特性。在中速飞行时，机翼尚未向后转动，但又需要很大前进飞行加速度，这时可把高升力装置收回一部分以减少阻力，但是仍能维持相当大的升力。

这种变后掠机翼会造成很多与一般固定机翼不同的新的载荷情况，例如颤振的计算必须考虑接合装置处的刚度，以及在大于一般飞行速度时襟翼处于放下位置引起的允许的变形。在进行疲劳计算时必须考虑在各种使用情况下对于各局部结构的影响。

在本章2.9节中，将广泛地讨论变后掠机翼有关的各种结构问题。在许多国家内，有关可变后掠翼飞机的研制成果仍然是保密的。

先进翼型的研究

先进飞机的技术研究表明：在巡航马赫数相同的情况下，通过增加翼剖面的厚度和（或）减小机翼的后掠角，超临界翼型(Supercritical Airfoil)可具有较大的优越性，而不减低巡航速度。虽然单独增加机翼的厚度约15%可以减小机翼结构的重量，但现已肯定，将增大机翼厚度与减小后掠角和增大展弦比接合起来能够得到最大的益处。常规机翼和超临界机翼两者的翼剖面的区别如图8-1-16所示。但是超临界机翼也有其缺点，列举如下：

1. 后缘下部急剧尖削，与襟翼不协调。
2. 为了保持翼面层流，制造时的公差应很小。
3. 比常规的翼剖面有较大的俯仰力矩，增加配平阻力。

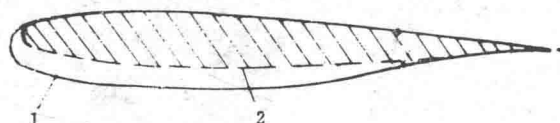


图8-1-16 常规机翼剖面 and 超临界机翼剖面的比较

1—超临界机翼剖面；2—常规机翼剖面。

美国航空和宇宙航行局 (NASA) 及欧洲一些国家正在研究另外一种特别翼型, 即挠性机翼。这种机翼剖面在任何飞行情况下, 都能被调至最佳状态以适合空气动力方面的要求。例如, 机翼的剖面能增加翼型弧高获得高升力, 适用于起飞和着陆。飞机升空后, 由机翼上的空气动力控制机械操纵, 自动地改变机翼形状。使其最适合于阻力小的巡航飞行。采用这种机翼后可取消或者部分地取消机械操纵的襟翼、前缘缝翼、扰流片等增升装置。法国的幻影2000空中优势式战斗机 (见图8-1-17) 就采用了这种独特的机翼设计。

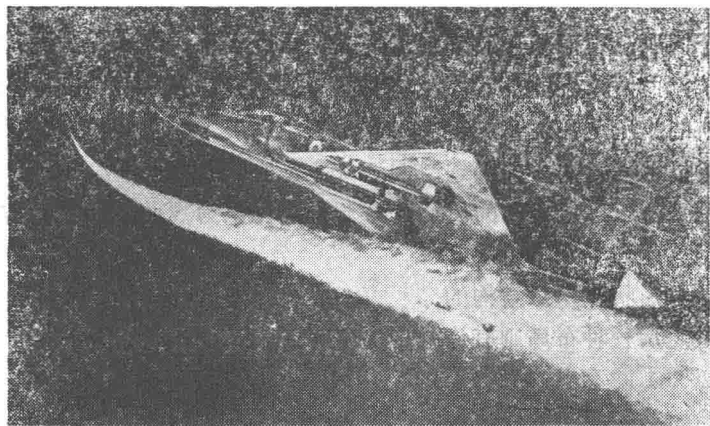


图8-1-17 法国幻影2000空中优势式战斗机

1-2 尾翼结构

飞机的尾翼结构类似于机翼的结构, 只是尺寸要小得多。尾翼结构通常包括一根或几根主梁和连接在这些主梁上的若干翼肋。从结构上看, 垂直安定面可以是机身的一个组成部分, 或是一个既能调整又能拆下的分离构件。飞机的水平安定面、垂直安定面、升降舵和方向舵, 通常称为“尾翼”。

水平安定面通常是指水平尾翼的前部, 升降舵是水平尾翼的后部。它们的翼型一般是对称翼型, 也就是说, 其上下表面的曲度相同 (目前一些运输机已逐渐采用不对称的翼剖面)。大型喷气式飞机的水平安定面的构造将在本章后面详细讨论。正如这些图 上所标示的, 水平安定面的主要构件是前梁、后梁和翼肋, 表面由加强板 (蒙皮-桁条加强板、机械加工的整体板或者只是一层厚蒙皮) 覆盖, 使强度增加。根部有连接装置, 以便把水平安定面紧固在机身尾锥处。

飞机的垂直安定面及方向舵称为“垂直尾翼”。垂直安定面的构造和水平安定面十分相似。垂直安定面的后部有铰链, 用来连接方向舵。

1-3 操纵面

飞机的操纵面是指副翼、方向舵和升降舵 (参阅本章 3-3 节)。这些构件的作用已在上文作过介绍。操纵面的构造和安定面类似, 只是在结构上活动舵面一般较安定面轻。在舵面前部一般装有一根梁, 以保证其刚度, 梁与肋和蒙皮相互连结在一起。用作连接的

铰链也固定在梁上。调整片和操纵面后缘相连接处结构需加强，以便将调整片的载荷传递给操纵面。

§2 机翼设计

机翼结构设计方面需要解决的主要问题是结构的布局问题。首先是承力部位问题，即机翼弯曲力矩完全由翼梁承受呢？还是由表面加强板承受大部分弯矩？其次是基本翼肋的走向问题，即翼肋沿飞行方向安放呢？还是象常规的矩形机翼的翼肋一样，垂直于前梁或后梁呢？

关于第一个问题，很明显应该利用机翼表面承受大部分弯矩。这是因为现代的高速机翼需要有高抗扭刚度，因此要求蒙皮材料要厚。厚蒙皮可以同时用作主要抗弯曲材料。为了使这种材料的抗压屈强度达到最大，需要缩小翼展方向加强桁条的间距。

关于双翼梁机翼翼肋的方向问题，图 8-2-1 (a) 所示的是常规结构；图 8-2-1 (b) 所示的是平行于飞行方向的翼肋。有一种意见认为翼肋应和飞行方向平行，以保证翼梁间（假定这是一种双梁机翼）有平滑的空气动力形状。但从结构的坚固可靠性来看，后一种布局则有许多缺点。从图 8-2-1 中看出，平行于飞行方向的翼肋的总长度和常规结构的翼肋的总长度相比将增加 28%，不但结构的重量亦将相应地增大，而且由于翼面加强条及翼梁对翼肋不垂直相交，制造及装配的成本将提高。关于运输机上常用的翼肋排列情形，可参阅本章 2.5 节。

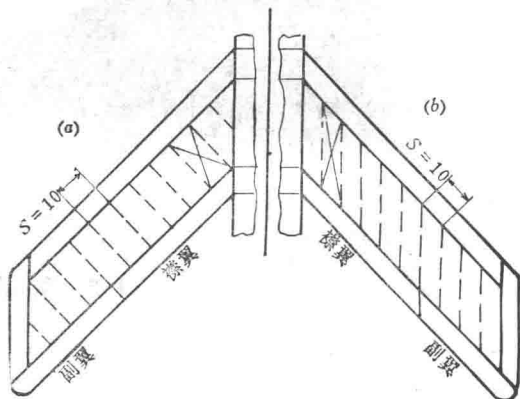


图 8-2-1 翼肋方向的比较

(a) 翼肋长度 = 100%，在抗拉伸中抗拉材料的长度 = 100%；(b) 翼肋长度 = 128%，在抗拉伸中抗拉材料的长度 = 131%。

图 8-2-1 (b) 设计不容易搞清的另一个问题是，机翼上初始弯矩会引起翼肋突缘上产生应力，这是因为翼肋不垂直于弯曲方向的原因。

由于使翼肋垂直于翼梁能够形成有效的结构，因此有必要仔细地研究一下这种结构。图 8-2-2 所示的三角形部分“A”属于超静定结构区域。在这区域内若没有蒙皮，则属于静定结构，其扭转、剪切和弯曲是易于分析出来的。假如只有蒙皮来承受扭转载荷也是静定结构。因此，如果这两种形式的结构结合，便需要用超静定结构变形一致条件来确定每一结构上所承受的扭矩的百分比。

虽然这种分析是可以做到的，假如没有电子计算机帮助分析，那么就会出现重叠的假设，因为不易预测结构的变形特性。似乎开始时先作重叠的假设为宜，然后再作结构变形协调分析（这种问题在目前的结构分析中都采用电子计算机来协助解决，并且准确性很高）。

图 8-2-2 中翼根三角形部分“A”因有蒙皮加强板存在，在翼梁突缘处由弯矩产生 P_F 及 P_R 载荷，并且 $a-c$ 段材料由于受到 P_F 载荷而缩短，其中一部分载荷便要经过