

H11-5/01

前 言

本课程是飞机制造专业必修的专业基础课之一。主要任务是介绍飞机构造与强度方面的基础知识，其内容有以下四个方面：

1. 飞机构造与强度的一般原则。如第一、二章。
2. 飞机结构力学基础。如第三、四、五、六章。
3. 飞机主要部件（机翼、尾翼和机身）的构造特点及受力分析。如第七、八章。
4. 飞机结构的刚度和振动问题。如第九章。

由于飞机构造与强度涉及的基础知识较广，加上学时有限，因此，本课程主要是介绍现代飞机上一些常见的典型构造及其强度知识。侧重于把飞机典型部件作为受力结构来分析。由于在理论力学和材料力学中，杆系结构的强度理论已学过，因此，本课程以此为基础，重点放在薄壁结构的构造特点和强度分析上。现代飞机结构的强度理论发展很快，但仍以静强度为基础，因此在构造受力分析中主要是静强度分析。其目的是为非设计专业学员在今后工作中，全面地理解产品设计要求、保证产品质量以及与有关专业人员共同探讨产品的设计科研技术问题打下必要的专业技术基础。

本书可作为飞机工艺专业的教科书，也可作为其他专业的教科书以及与本课程有关的教学参考书，还可供飞机工厂技术人员作参考。

参加原讲义编写的除本书编者外，还有王秉直同志。

张永顺同志为本书第九章提供了初稿。

南京航空学院魏志毅副教授审阅了本书全部内容，并提出了有益的建议。在此谨向上述诸同志表示衷心的感谢。

由于水平所限，不妥和错误之处在所难免，恳请读者批评指正。

编 者

1987年11月

目 录

第一章 绪论	1
§ 1-1 飞机的设计要求	1
§ 1-2 飞机构造设计的基本要求	1
第二章 飞机的外载荷与强度规范	4
§ 2-1 作用在飞机上的外力及其性质	4
§ 2-2 飞机的过载及其意义	6
§ 2-3 设计情况与强度规范	10
§ 2-4 载荷的类型与结构的几种破坏形式	13
§ 2-5 强度规范发展概况及其强度准则	15
第三章 板杆结构计算	19
§ 3-1 引言	19
§ 3-2 薄壁结构的基本假设和计算模型	20
§ 3-3 板杆结构几何不变性分析	21
§ 3-4 板杆结构元件的平衡	28
§ 3-5 静定平面板杆结构内力的求法	30
§ 3-6 静定平面板杆结构位移的求法	34
§ 3-7 静定空间板杆结构内力的求法	40
§ 3-8 静定空间板杆结构位移的求法	43
§ 3-9 静不定结构的解法——力法	45
§ 3-10 对称条件的应用	48
§ 3-11 静不定平面板杆结构的计算	49
§ 3-12 静不定空间板杆结构的计算	55
§ 3-13 静不定板杆结构位移的计算	59
第四章 许用应力与结构稳定	67
§ 4-1 板杆的临界应力	67
§ 4-2 薄壁杆的稳定性	75
§ 4-3 加劲板的稳定性	79
§ 4-4 受剪薄板失稳后的工作情况——张力场梁	82
§ 4-5 圆柱薄壳均匀轴压时的稳定性简述	84
第五章 工程梁理论——薄壁梁的自由弯曲和自由扭转	90
§ 5-1 引言	90
§ 5-2 基本假设	91
§ 5-3 自由弯曲正应力的求法	92
§ 5-4 开剖面自由弯曲时剪流的求法	99

§ 5-5	开剖面的弯心	110
§ 5-6	单闭室剖面剪流的求法	114
§ 5-7	单闭室结构剖面扭角的计算	121
§ 5-8	单闭室剖面的弯心	122
§ 5-9	多闭室剖面剪流的计算	127
第六章	有限元方法	141
§ 6-1	引言	141
§ 6-2	有限元方法的基本原理	142
第七章	机翼和尾翼	154
§ 7-1	机翼构造简介	154
§ 7-2	机翼承受载荷时的工作情况	155
§ 7-3	典型机翼构件和零件的受力和传力	157
§ 7-4	后掠机翼根部的受力和构造特点	162
§ 7-5	机尾翼主要结构元件的构造	169
§ 7-6	舵面的特点和全动尾翼	172
第八章	机身	178
§ 8-1	机身的载荷及传力	178
§ 8-2	加强隔框	181
§ 8-3	机身开洞的受力特点	184
§ 8-4	气密座舱的受力特点	187
第九章	飞机结构的刚度和振动问题	191
§ 9-1	引言	191
§ 9-2	副翼的反效	191
§ 9-3	结构振动及其减缓措施	192
§ 9-4	尾翼抖振	193
§ 9-5	翼面颤振现象	193
§ 9-6	前轮摆振	199

第一章 绪 论

§ 1-1 飞机的设计要求

飞机是一种现代化的武器装备或运输工具。通常总是为完成某种特定任务而设计的。按其任务或功用不同,设计要求分两类;即“战术技术要求”和“使用技术要求”。前者是对军用机而言,后者是对民用机而言,两者统称为设计要求。飞机设计要求通常是由使用单位(国防部和民用部门)提出或使用单位与研究单位协商,根据当前或预计未来的实际需要与科技水平而提出的。在确定设计要求之前,应做充分的调查研究和技术论证。如果要求过高,将达不到规定指标,如果要求过低,研制出来的飞机将没有生命力,两者都会导致研制工作的失败。设计要求如果确定下来,将以法定文件形式,作为整个飞机研制过程的基本依据和检验研制成败的标准。

飞机设计要求的主要内容有以下几个方面:

1. 飞机的功用和任务,其中包括:使用(作战)方式、使用条件(气象、地理环境等)、有效载重(空勤组、武器弹药或货物等)等。
2. 主要技术性能。其中包括:飞行品质和使用性能(操纵性、稳定性以及使用中的可靠性和抗损性等)、维修性能(有关维护、修理、检测的一些技术指标)等。
3. 飞机的使用寿命、经济性指标。
4. 其他。包括:研制周期、需要数量等。

由此可以看出,对飞机的设计要求是多种多样的。当然,飞机的任务或功用不同,各项要求的重要程度也不同。例如,现代歼击机强调具有持续急剧机动性能(六十年代以前,主要强调速度、高度性能);现代轰炸机强调航程和突防能力;民用机一般都强调安全、经济效能。

飞机的各项设计要求往往是相互矛盾的。例如,在总重(起飞重量)一定的条件,要求有效载重量大,则飞机的航程(取决于装载的燃油重量),就不能要求太高。

飞机设计的任务就是:综合地应用现有有关科技成果,解决各种各样的矛盾,寻求最合理的飞机外形,主要参数、内部布置和各部件的构造,来最大限度地满足设计要求。

§ 1-2 飞机构造设计的基本要求

现代飞机设计是一项复杂的系统工程。它与其它工程设计一样,是在统一的设计思想(最大限度地满足设计要求)指导下,在总体规划(总体设计或初步设计)的基础上,分工协作进行的。构造设计是设计工作的一部分,其他还有气动力设计、强度设计、工艺性设计、维修性设计,动力装置以及各种系统设计等等,从不同的方面来保证实现共同的设计要求。这些设计都不是孤立进行的,而是互相联系、互相制约、并且在构造设计中统一协调起来。因此,构造设计是一种综合性的设计。而飞机构造可以说是设计要求中各种内在矛盾的统

一体。一般地说。合理的构造设计都应满足下列四项基本要求：

1. 保证飞机具有合理的气动外形以及必要的外形准确度和表面质量。简称气动力要求。

现代飞机有各式各样的气动外形，就机翼来说，有平直机翼，后掠机翼、三角形机翼，机身有流线旋成体机身，蜂腰形机身等等。飞机的气动外形主要是根据飞机飞行性能要求和飞行品质（操纵性、稳定性）要求决定的。但它又要受到结构强度等要求的制约。

飞机外形准确度和表面质量对飞行性能和飞行品质也有很大的影响。特别是高速飞机，如果构造设计中达不到必要的气动力要求，就不能获得预期的气动特性，将会导致飞行阻力增加，升力降低，飞行性能和飞行品质变坏。但飞行外形及其准确度和表面质量又要受到制造工艺性要求的制约。

因此，飞机气动力要求不仅是构造设计的基本要求之一，而且是促进飞机构造（特别是外形和结构型式）和飞机强度，工艺发展的重要因素之一。

2. 保证在足够的强度，刚度条件下，结构重量最轻。简称重量要求。

飞机在使用中，要承受各种载荷。强度是指结构承受外载荷的能力。刚度是指在外载荷作用下，结构抵抗变形的能力。强度不够，会引起结构破坏。刚度不足，不仅会使气动特性变坏，影响其他设备系统正常工作，而且在一定的飞行速度下发生很危险振动——颤振、抖振等现象。两者都是为确保飞机安全和可靠使用而提出的。飞机结构重量要求，相对于其他地面工程设计来说，有其特殊的重要意义。因为空机重量的增加，在总重量不变的情况下，就意味着有效载重的减少，或飞机性能（例如航程等）的降低，而有效载重和飞行性能正是飞机战斗力或运载效能的主要因素，因此，结构重量（其他重量，如动力装置重量、设备重量也是如此）与飞机战斗力或运载效能有直接的“等价”关系。

一般地说，结构的强度、刚度要求与其重量要求是相互矛盾的。两者要在构造设计统一起来考虑。因此，这一要求的含意是在满足“飞机强度规范”所规定的强度、刚度和结构寿命的前提下，其剩余强度最小，即结构重量最轻。在飞机构造发展中，这一要求是促进飞机结构型式、强度理论、航空材料和工艺发展的重要因素之一。

在飞机构造设计中，减轻结构重量并不是很容易的事情。由于飞机是由成千上万个零构件组成，如果设计或制造不当。每一个零构件稍超重一点，积少成多就会使整机超重很多，这可能导致设计的失败或产品报废。因此在飞机整个研制过程中，都要进行严格的重量控制。总之，比之其他工程构造设计而言，更要强调“精心设计，精心施工”。

3. 便于使用、维护、修理，简称使用维护要求。

飞机在使用过程中，必须确保各部分有很高的可靠性。为了安全、可靠、高效率地执行飞行任务，除了在设计上采取技术措施之外，还必须经常地、定期地进行维护、检修工作。

飞机维修的对象和内容包括很广，它包括动力装置、机体、各种设备和系统的安装、拆卸、检查、修理、运输、飞行前的准备（仪表的校正、机构调整、故障排除、充电、充气、充液、装弹等）以及飞行后的检测等等。

由于现代飞机上技术装备日趋复杂，机上拥有大量的设备、各种系统的导管、线路、传动机构分布在全机各处，使机内空间很紧张，维修的可达性不良。因此，在构造设计中，对于全机分离面的安排、开口的位置、大小以及内部装载的布置等，要结合实际使用的地面设备情况，给予细致地考虑，妥善地安排。

这里应当着重指出，飞机维修不仅是完成飞行任务不可少的技术保障，而且是航空兵战

斗力（再次出动能力）和民用生产力（运输效能）的重要组成部分。因此，飞机使用的可靠性、维修性要求已成为重要的设计要求之一，是飞机战术性能的组成部分。

目前世界各先进工业国家，基于长期使用维修经验，对改善飞机的可靠性、维修性提出了一系列的要求，制定了“飞机可靠性、维修规范”，在飞机构造设计中，必须认真地体现这些要求，力求以最短的时间、最少的人力和设备，多、快、好、省地进行维修工作。

4. 构造的工艺性、制造成本和经济性要求。

构造工艺性的好坏，应以能使航空工厂多快好省地进行生产为原则来评定，脱离具体生产条件、现有工艺技术水平、原材料及半成品供应情况等实际情况的设计是徒劳无益的。在选择构造的工艺方案时，还应考虑批量生产的大小。对于单件或小批量生产，就工厂现有工艺装备来考虑，大批生产则可以采用工艺装备较复杂而生产效率较高的工艺方案。良好的工艺性主要表现在：成批生产的工艺成本低；结构中广泛采用标准化、规律化的零件；便于使用先进的工艺方法制造零件、组装构件和部件；零部件的互换性，便于修理等方面。

构造工艺性的改善，不仅可以提高产品质量，改善飞机的气动特性。降低制造成本，提高飞机的使用寿命，可靠性和经济性（减少维修费用），而且有重大的军事意义，它意味着用相同的物资消耗工时，可以生产出更多更好的飞机。

以上是对飞机各部分构造共同的基本要求。当然，对于不同的飞机，不同的部件，由于其功用不同，还会有一些特殊要求，也是构造设计应该考虑的，而且各项要求的重要程度也有所不同。因此，我们在构造设计或构造分析中，一定要根据具体情况具体地分析，而不能千篇一律地对待。

由于飞机构造设计是一种综合性的工程设计，各种各样的要求都应给以适当的满足，而且这些要求之间又是互相联系、互相制约的。有些还是互相矛盾的。这就要求设计人员不但要有正确的设计思想、丰富的设计知识和经验，而且还要有气动工程师、强度工程师、重量控制工程师、工艺工程师、使用维修工程师等有关技术人员共同参予设计，才能创造出良好的飞机构造来。

思考题

- 一、飞机设计的基本依据是什么？
- 二、飞机构造设计的基本要求是什么？

第二章 飞机的外载荷与强度规范

飞机的外载荷是指飞机在起飞、飞行、着陆和地面滑行等使用过程中，作用在机体各部件上的气动力、重力和地面反力等外力的总称，外载荷的大小取决于飞机的重量、飞行性能、外形的气动力特性、起落架的减振特性以及使用情况等许多因素。在飞机构造设计中，选定各构件的剖面尺寸时，设计内力要由设计情况的外载荷来决定。而设计情况的外载荷是按强度规范确定的，因此，飞机的外载荷及强度规范是构造设计、强度计算和强度试验的重要依据。

飞机的外载荷按使用情况不同，分为两类：

1. 飞行时的外载荷；
2. 起飞、着陆时的外载荷。

飞机的强度规范按载荷的种类和结构的破坏形式不同，有静强度规范、动强度规范、疲劳断裂强度规范等。

本章的主要内容是讨论各种外力的性质；过载的概念及其意义；载荷的种类及其强度条件。其中重点介绍静载荷和静强度规范的情况。

§ 2-1 作用在飞机上的外力及其性质

飞机在使用过程中，究竟受那些力？下面我们取几种典型情况来讨论。

1. 水平等速直线飞行。如图2-1所示，此时作用在飞机上的力有：气动总升力 Y 和总阻力 Q ，发动机推力 T 和飞机本身的重力 G 。

2. 飞机在垂直平面内的曲线飞行。如图2-2所示，除了气动总升力 Y 和总阻力 Q ，发动机推力 T 和飞机重力 G 之外，还有法向惯性力 N_n 和切向惯性力 N_t 。由理论力学可知：

$$N_n = \frac{G}{g} \frac{V^2}{R}$$

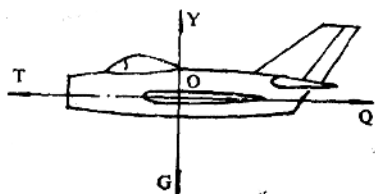


图 2-1

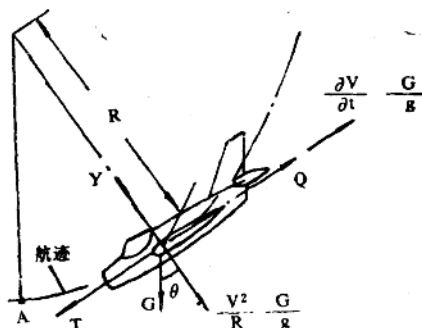


图 2-2

$$N_t = \frac{G \partial V}{g \partial t}$$

式中： g 是重力加速度； V 是飞行速度； R 是航迹的曲率半径； t 是时间； $\frac{\partial V}{\partial t}$ 是切向加

速度 a_t ； $\frac{V^2}{R}$ 是法向加速度 a_n 。

一般情况下，飞机的切向加速度 a_t 比法向加速度 a_n 小得多，因此 N_t 可略去不计。但使用刹车板或加速器时， a_t 较大， N_t 就不能忽略。

3. 横侧、滚转等机动飞行情况，这时与上述情况所不同的是：两边机翼升力不等（由两边副翼相互反向偏转造成），立尾上有侧向升力（由方向舵偏转造成）。飞行中还有侧向惯性力（或叫离心力）和绕 o_x 、 o_y 轴的惯性力矩。图2-3表示了这情况下，所增加的气动力。

4. 着陆和滑行刹车情况。此时除有升力 Y 、阻力 Q 和重力 G 之外，还有如图2-4所示的地面反力 N_R 和地面摩擦力 N_F 。

由此可见，飞机在使用中，作用在飞机上的外力是很多的。如果把各部件拆开来看，各部件相互之间的作用力和反作用力也是外力。虽然外力很多，但按力的性质来看，可以分为两大类：

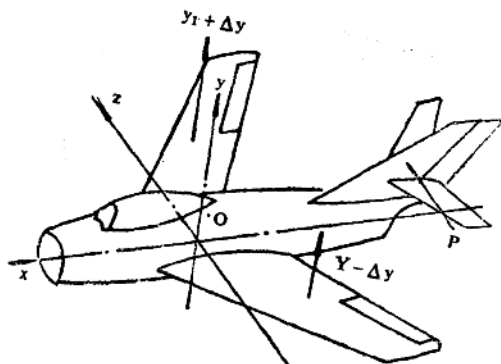


图 2-3

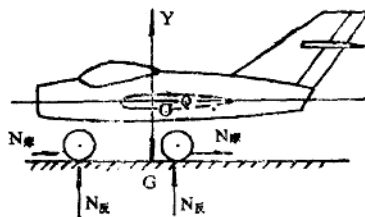


图 2-4

一类是与飞机质量和加速度有关的力，如重力、惯性力等，称为质量力。

二类是由物体之间直接接触作用而产生的作用在飞机表面上的力，如气动力、发动机的推力、地面反力等，称为表面力。

所谓飞机的外载荷就是质量力和表面力的总称。由于我们已应用了惯性力的概念，按理论力学的动静法原理（达朗贝尔原理），显然，在任何使用情况下，不论是以全机或其中某一部件为研究对象，把所有外力（分布的和集中的）作为一个力系看。其质量力与表面力总是互相平衡的。飞机结构的作用就是：传递这些表面力和质量力，维持两者之间的平衡，并且在传力过程中自身受力。

§ 2-2 飞机的过载及其意义

飞机外载荷的大小如何确定呢？显然，飞机的设计要求不同，使用情况不同，构造不同，其外载荷的大小、方向和分布情况也必然不同，因此，这一节里，我们讨论决定外载荷大小的重要参数——飞机的过载及其意义。

1. 过载的概念及其意义

飞机的质量力除了重力之外就是惯性力，我们知道，惯性力是因质点有加速度引起的，没有加速度就没有惯性力。

在等速直线平时，飞机的质量力就是重力，而飞机的升力只要求与重力相平衡。这时飞机结构的作用是传递气动力与重力而维持其平衡。即

$$Y_0 = G \quad (2-1)$$

式中， Y 的注脚 0 表示等速直线平时的升力。

但在曲线飞行时，情况就不同了。如图2-2、图2-3，飞机上不仅有法向加速度 a_n 和切向加速度 a_t ，而且还有角加速度 ϵ 。根据刚体力学的原理，可以把飞机的曲线运动分解为飞机重心（质点）的运动和绕其重心的转动（刚体）来研究。这里我们着重分析重心运动，并略去不计切向惯性力。由图2-2可以看出，飞机重心的法向加速度 $a_n = \left(\frac{V^2}{R}\right)$ 是由法向分力 $(Y - G\cos\theta)$ （其中 θ 是飞机俯仰角）而产生的。由动力学第二定律可知：

$$Y - G\cos\theta = \frac{G}{g} a_n$$

把上式改写成：

$$Y = G\cos\theta + \frac{G}{g} a_n = G \left(\cos\theta + \frac{V^2}{gR} \right) \quad (2-2)$$

上式左边的升力 Y 表示曲线飞行时 Y 向的表面力，右边的两项表示与飞机质量和加速度有关的 Y 向质量力。

现在我们把(2-2)式与(2-1)式进行比较，可以看出，飞机在曲线飞行时，其升力并不等于重力 G ，而是等于 G 的 $\left(\cos\theta + \frac{V^2}{gR}\right)$ 倍。即曲线飞行的升力等于平飞升力 $Y_0 (=G)$

乘以一个系数 $\left(\cos\theta + \frac{V^2}{gR}\right)$ 。在飞机结构强度中，把这个系数称为飞机的“过载系数”，简称“过载”，习惯用符号 n 表示。具体地说，称为飞机“ Y 方向过载”即 n_y 。这样(2-2)式可写成为：

$$n_y = \frac{Y}{G} = \left(\cos\theta + \frac{V^2}{gR} \right) \quad (2-3)$$

或

$$Y = n_y G \quad (2-4)$$

由于飞机主要是在对称平面（见图2-3， xoy 平面）内运动，因此，飞机结构的强度主要决定于 n_y 所确定的载荷。其他两个方向的过载 n_x 和 n_z 的载荷，一般只是对某些局部结构强度需加考虑。所以飞机 y 方向的过载 n_y 就成了飞机结构强度的主要指标之一。通常所说的飞机过载 n 就是指 n_y ，而不再指明为 Y 方向。当然 n_y 也就写成 n 。即

$$Y = nG \quad (2-4')$$

由于上式等号两边包含有两种不同性质的力。因此，过载 n 的概念里，包含有这样两个含意：一、表示飞机表面力与飞机重力的比例关系；二、表示飞机质量力与飞机重力的比例关系。由此可知，如果过载 n 确定了，则飞机上的载荷大小也就确定了。

过载的概念在工程设计中很重要。对飞机设计来说，其意义有下列两点：

一、由(2-4')式可看出，过载 n 越大，飞机结构所受的载荷也越大，结构的变形和内力亦越大。结构设计时要保证能承受 n 所确定的载荷。在使用时，不能超过所规定的 n 值，否则飞机就不安全。

二、由(2-3)式可看出，过载值还表明飞机机动性的好坏。过载 n 愈大，说明一定的飞行速度时，结构强度所允许的飞行曲率半径 R 可愈小；也就是允许的向心加速度 a_n 可愈大（ R 和 a_n 是飞机机动性的重要指标之一），飞机这方面的机动性也好。现代歼击机特别强调机动性能，因此要求有较大的飞机过载，一般 $n_{max} \approx 8$ 。

这里也许会产生这样的疑问，为什么现代歼击机 n_{max} 取8左右，而不取更大些呢？其原因在于： n 愈大，则结构要越强，结构重量也相应地要增加，从而引起飞机总重量 G 增加，这将会导致飞机机动性的降低，以致有可能使飞机在实际飞行时，达不到设计所予定的 n_{max} 值，另一方面 n_{max} 还要受飞行人员的生理限制。人已习惯于在加速度为 9.81 米/秒²的引力场环境中生活和工作。在更大加速度的环境中，人的生理机能就会因不适应而感到不舒服，严重时会发生头痛、眼花、昏迷，甚至死亡。根据人的生理情况，在很短促的时间内，人能忍受的最大过载 $n_{max} = 8$ （参见图2-5），最小过载 $n_{min} \approx -4$ 。所以，对于要求机动性很高的歼击机，其最大过载一般都取8左右。

2. 飞机各部位的局部过载

上面我们所讨论的都是飞机重心处的过载。在飞机的其他部位，当飞机有绕重心的角加速度 ϵ_z 时，其过载值就有改变。例如，图2-6的飞机绕重心有 ϵ_z （抬头为正），在机身上某

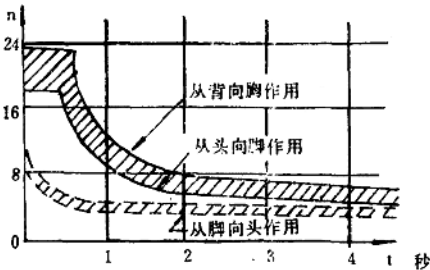


图 2-5

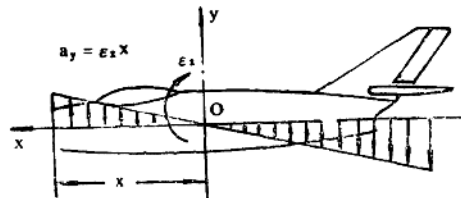


图 2-6

点*i*处,产生一线加速度 $(a_y)_i = \epsilon_z x_i$ 。这里 x_i 是*i*点离重心的距离。这个附加的线加速度 $(a_y)_i$ 就产生一个附加过载 Δn_i 即:

$$\Delta n_i = \frac{(a_y)_i}{g} = \epsilon_z \frac{x_i}{g} \quad (2-5)$$

由于飞机冲角 α 许用范围在 $\pm 15^\circ$ 内,即 $\cos \alpha \approx 1$,近似地认为升力 Y 垂直于机身轴线,因此*i*点处的局部过载 n_i 为:

$$n_i = n + \Delta n_i = n + \epsilon_z \frac{x_i}{g} \quad (2-6)$$

它比重心处的过载多了一个 Δn_i 。只有在飞机的 $\epsilon_z = 0$ 时,飞机上各处的过载才都相等,也就是飞机重心处过载。从结构受力考虑,希望重物尽量放置在重心附近,这样可以减小由附加过载引起的质量力。

例1. 某一飞机,要求能在高度差 $\Delta H = 2500$ 米范围内,由垂直俯冲转到水平飞行,退出俯冲时飞行速度为1500公里/小时,并规定退出俯冲过程中作圆弧运动,求其最大过载 n_{max} 。参看图2-7。

解: 由图可知,飞行的曲率半径 R 为:

$$R = \Delta H = 2500 \text{ 米}$$

在刚退出俯冲,转到平飞时, $\theta = 0, \cos \theta = 1$,由2-3式得:

$$n = 1 + \frac{V^2}{Rg} = 1 + \frac{\left(\frac{1500}{3.6}\right)^2}{2500 \times 9.8} = 1 + 7.1 = 8.1$$

例2. 在设计某一飞机时,设计要求该机能以 $V = 1400$ 公里/小时的速度,作半径 $R = 2.8$ 公里的水平正常转弯(即不失高度,无侧滑的转弯),求这时飞机过载 n 及飞机倾斜角 γ 是多少?参看图2-8。

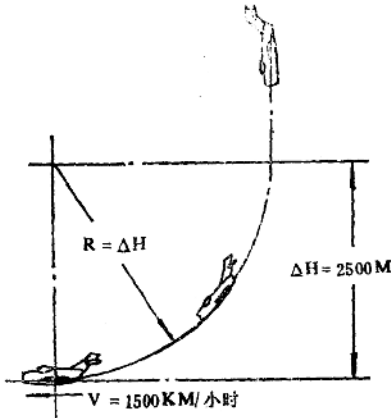


图 2-7

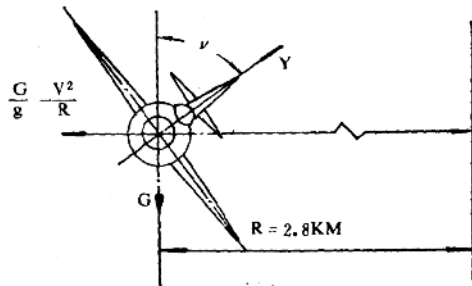


图 2-8

解: 由图2-8可以看出,重力 G 是永远向下的,水平转弯的圆周飞行的法向惯性力(即离心力)一定在水平方向,而且向外,即 $N_s = \frac{GV^2}{gR}$ 。按动静法原理,飞机的重力 G 与 N_s 合力(质

量力)一定与飞机的升力 Y (表面力)平衡(即大小相等,方向相反,作用在同一直线上)。由于飞机升力是在飞机对称面中,因此飞机必须倾斜一个 γ 角。此时飞机的升力是:

$$Y = \left[G^2 + N_z^2 \right]^{\frac{1}{2}} = \left[G^2 + \left(-\frac{G}{g} \frac{V^2}{R} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} = G \left[1 + \left(\frac{V^2}{gR} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$

它的过载 n 为:

$$n = \frac{Y}{G} = \left[1 + \left(\frac{V^2}{gR} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} = \left[1 + \left(\frac{(1400)^2}{9.8 \times 2800} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} = 5.6$$

这时飞机的倾斜角 γ 为:

$$Y \cos \gamma = G$$

$$\cos \gamma = \frac{G}{Y} = \frac{1}{Y/G} = \frac{1}{n} = \frac{1}{5.6} = 0.179$$

$$\gamma = 79^\circ 47'$$

3. 飞机着陆时的过载

飞机降落的情况如下:飞机进入机场后,放下起落架和襟翼,对准跑道下滑接近地面,在距地面尚有一段高度(约0.5~1米)时飞机就拉平,拉平后,仍保持一定的平飞速度维持 $Y_0 = G$,为了减小着陆速度,逐渐增大冲角,一直到 $c_y = c_{y,max}$,然后由于速度继续减小, $Y < G$,飞机飘落至地面滑行。

在触地的瞬间,飞机具有一定的垂直速度 V_z , V_z 将在较短时间内消失而趋于零。因此,在着陆时,由于地面反力,飞机受到垂直向上的速度 a_z ,对应于 a_z 有惯性力 N_{in} (见图2-9)

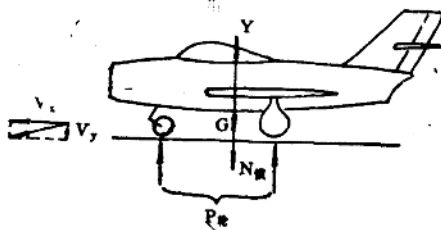


图 2-9

$$N_{in} = \frac{G}{g} a_z$$

触地时,通过起落架作用在飞机上总的地面反力(机翼上的升力略去不计)是 $(G + N_{in})$ 。

与飞行时的过载一样,着陆时飞机上所受的表面力(作用在起落架上)与质量力 $(G + N_{in})$ 是平衡的。即:

$$P_{in} = G + N_{in}$$

着陆过载

$$n = \frac{P_{in}}{G} = \frac{G + N_{in}}{G} = 1 + \frac{a_z}{g}$$

现代飞机着陆时的最大过载 $n_{max} \approx 2.6 \sim 3.5$ 。飞机的起落架及其连接部分结构的外载荷

大小是由着陆过载决定的。

4. 暴风情况的过载

飞机在不平静气流中飞行，由于暴风使气流冲角增加，从而引起飞机升力增加，所以也要引起过载，这叫暴风过载。暴风过载是由飞行环境变化引起的，不是人为的，因此它具有随机性，时大时小。对歼击机而言，机动飞行过载较大，其最大载荷按此而定。对不作机动飞行的大型飞机而言，情况就不同了，它的最大载荷是由暴风过载大小来确定。暴风过载与飞行高度、速度、翼载荷(G/S 其中 S 是机翼面积)、垂直风速和飞机的气动特性、几何特性等许多因素有关，这里不详述了。

关于垂直风速 u 的数值，在强度规范中都有规定。一般取 $u=10\sim 20$ 米/秒的范围内。最大暴风过载 n_{max} 通常为 $3\sim 4$ 。

§ 2-3 设计情况与强度规范

我们知道：一个受力分布载荷的悬臂梁，它的任一剖面内力（弯矩、剪力）的大小取决于外载荷的大小和分布状况。同样，飞机外载荷的大小和分布状况，决定了飞机结构的内力，因此，确定飞机外载荷的大小和分布是分析飞机结构强度的基础。飞机外载荷的大小和分布状况是按设计情况和强度规范决定的。

下面先讨论决定质量力和气动力大小和分布的参数。

关于质量力的大小和分布，质量力分布在结构元件的体积内，并与其材料的密度成正比（因此又叫体积力）。即取决于飞机的质量分布。质量力的大小取决于全机过载 n 的大小和重心的角加速度 e 的大小。因此决定质量力大小和分布的参数就是 G 、 n 和 e 。

影响气动力大小和分布的因素就比较复杂，涉及许多空气动力学问题，这不是本课程要解决的任务。我们只要求在“航空概论”中所学的飞行原理的基础上，加以了解就可以了。飞机在一定高度上飞行，它的气动力大小和分布，除了与 G 、 n 和 e 有关外，还与飞机的外形、飞行速度 V 以及由飞行冲角 α 所确定的升力系数 c ，等各种气动系数有关。图2-10表示空气动力在机身、机翼上的分布状况。

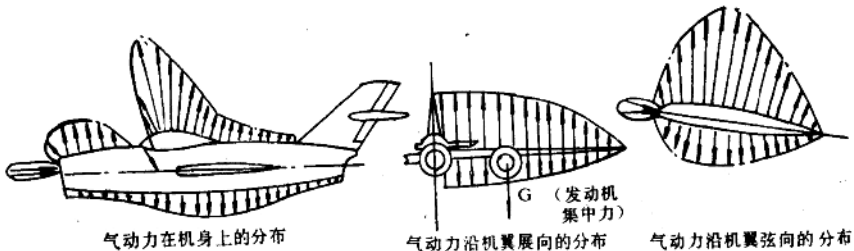


图 2-10

在上节中，我们已知质量力与气动力是相互平衡的，即它们的合力是大小相等，方向相

反，在同一条直线上。但质量力与气动力的分布是各不相同的，气动力主要是升力，大部分作用在机翼上，机身上则很小。而质量力却大部分在机身上。因此，所谓质量力与气动力平衡，是指把这些力分别简化到飞机重心上，它们的合力和合力矩相互平衡。

所以，对外形一定的飞机来说，在一定高度飞行，当我们给定了飞行速度 V 、全机过载 n 及绕重心的角加速度 e 后，也就完全确定了这架飞机外载荷的大小和分布。因此， V 、 n 、 e 是飞机飞行外载荷的基本参数。

从强度计算所需的外载荷来看，一架飞机从滑跑起飞，在空中作各种机动飞行，到返回机场着陆等使用过程中，其中决定载荷的基本参数将有许多组合情况，千变万化。在设计中逐一加以分析是不可能的，也是不必要的。为此，应从各种可能出现的使用情况中，总结归纳出一些具有代表性的最严重的情况。这些最严重的情况称之为设计情况。在设计时，只需对这些设计情况进行计算和试验。如果在这些情况下结构强度足够，那么在正常使用中所出现的其他情况下，结构强度也将是足够的。这样就使设计工作大为简化了。

全机及其它部分的设计情况如何规定呢？这是强度规范的主要内容之一。下面我们简略地介绍一些强度规范的基本知识。

“飞机强度规范”是新机研制和验收的指令性文件之一。为了保证满足飞机的设计要求和使用中安全可靠，要对飞机（及其外挂物）结构的飞行载荷、着陆载荷、地面载荷、静强度、动强度、疲劳强度、断裂强度以及热强度等诸方面，提出必须满足的一系列条件和要求。这些凝聚了丰富的设计、使用经验并经过充分的科学研究和广泛协商而制订的条款，经汇编形成规范文本。由有关当局审批后，作为飞机结构设计、制造、试验、验收、使用和维修的通用性技术文件，这就是我们通常所称的飞机强度规范。一般而言，飞机类型不同，其强度要求的特点各异。常见的有军用有人驾驶固定翼飞机的强度规范。旋翼飞行器（直升机）强度规范。民用运输机的强度规范多半部分编入民用飞机适航条例之中。

飞机强度规范的研究工作，是一项重要的航空基础研究和应用研究工作。其先进与否，将直接影响新机的研制水平。因此，航空工业发达的国家都非常重视“规范”的研究和发展，并设置专门的研究机构从事这项工作。我国在过去的飞机设计中，基本上采用苏联的强度规范，有时也参考美、英的强度规范。从七十年代后期起，我国已有自己的“强度规范”（试用本）了。今后还会不断补充、修改、完善。下面我们根据我国的“规范”（试用本）简略地介绍介绍一下静强度、刚度规范的内容。然后介绍一些发展概况。

一、静强度规范

静强度规范给出了：飞机及各部件的设计情况，决定飞行、着陆等使用情况外载荷大小和分布的基本参数（如 V 、 n 、 e 等）和安全系数等。

载荷大小是由使用过载 n_g （即 n_f ）规定。 n_g 又是根据飞机的用途、重量 G 和最大平飞速度 V_{max} 来决定。与这些相应的“规范”把飞机分为三类：1类——机动飞机（如歼击机）。2类——半机动飞机（如轻型轰炸机）。3类——非机动飞机（如运输机和重型轰炸机）。对每一类飞机，规范给出了 n_g 的选取范围。

机动飞行的设计情况是按飞机的飞行速度与全机过载 n 的变动范围——“飞行包线”来决定。

如图2-11，以 n 为纵坐标， V 为横坐标，由 $V = V_{max} \dots$ （通常是把使用最大速度 V_{max} 加上

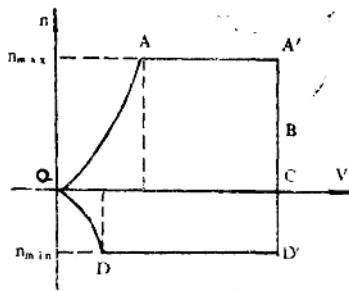


图 2-11

100~200公里/小时, 作为结构强度允许的最大速度 $V_{max\ max}$ 画出一直线 $A'D'$, 由 $n = n_{max}$ 和 $n = n_{min}$ (通常 $n_{min} = -\frac{1}{2}n_{max}$)画出 AA' 和 DD' 两条水平线, 又因为 $n = \frac{Y}{G}$, 而 $Y = \frac{1}{2}\rho v^2 c_s$ (其中 ρ 是空气密度, S 是机翼面积)所以 $n = \frac{1}{2} \rho \gamma^2 \frac{S}{G} C_z$, 其中 c_z 与冲角 α 有关, 按 α 的临界值, c_z 有一个最大值 $c_{z,max}$ 和一个最小值 $c_{z,min}$, 相应地有一个 $nc_{z,max} \left(= \frac{1}{2} \rho c_{z,max} \frac{S}{G} V^2 \right)$ 和 $nc_{z,min} \left(\frac{1}{2} \rho c_{z,min} \frac{S}{G} V^2 \right)$, 按 $nc_{z,max}$ 和 $nc_{z,min}$ 与 V 的关系画出两条曲线 OA 和 OD , 这就构成了飞机的飞行包线。飞机实际飞行情况都被限制在这飞行包线之内。在这个限制范围内, 选择一些有代表性的典型状态, 如图2-11中的 A 、 A' 、 B 、 C 、 D' 、 D 各点就是“规范”中规定的对称机动飞行设计情况。

在“规范”中还给出了非对称的飞行情况和起飞、着陆等设计情况, 其内容见规范, 这里不再列举了。每一种设计情况下, 气动载荷的分布规律和安全系数 f 的大小, 也在规范中有具体的规定。

气动载荷的分布规律是由该设计情况的 c_z 和速压 $q \left(= \frac{1}{2} \rho V^2 \right)$ 来决定。

安全系数 f 的定义是: 设计载荷比最大使用载荷大多少倍。即:

$$f = \frac{\text{设计载荷}}{\text{最大使用载荷}} = \frac{Y_{\#}}{Y_{\#}}$$

所谓最大使用载荷, 是指实际使用中对应于某一设计情况的外载荷, 对于飞机结构的某一部分, 它是极限载荷, 并称之为最大使用载荷, 或简称使用载荷。在这使用载荷作用下, 结构的变形应该不妨碍飞机结构或系统的正常工作, 也不能影响飞机的气动力特性, 当然更不容许引起飞机结构的破坏。在使用载荷卸掉后, 结构应该没有剩余的永久变形。

所谓设计载荷, 是指在结构设计中, 为了保证结构在使用载荷下不破坏, 并无永久变形等技术要求, 我们就要把使用载荷放大一些。这放大了载荷, 应刚好使结构达到破坏或接近破坏。所以设计载荷又称为“破坏载荷”。因此,

$$Y_{\#} = f Y_{\#} = f n_{\#} \cdot G \quad (2-7)$$

上式中安全系数 f 与使用过载 $n_{\#}$ 的乘积 $f n_{\#}$, 叫做设计过载 $n_{\#}$,

即 $n_{\#} = f n_{\#}$

飞机的安全系数总是大于1的。但也不宜过大，不然会造成结构重量增大，影响飞机性能。在强度规范中，规定 f 值一般在1.5~2.0之间。个别零部件，也有取2.5或1.25的情况。如整体油箱的局部强度 $f = 2.5$ 。弹射座椅、外挂副油箱等一次使用的零部件， $f = 1.25$ 。

如美国规范中， f 一般都取为1.5。对强度、刚度使用寿命有特殊要求的结构将另行考虑。

安全系数为什么一般不低于1.5呢？这是因为航空结构材料（钢和铝合金）的机械性能所决定的，即它们的破坏应力和比例极限应力之比值，近似为1.5。为了保证在使用载荷作用下，结构应力不进入塑性区，所以就不得低于1.5。

从(2-6)式可以看到，飞机载荷的大小也取决于飞机的重量。但飞机的重量在飞行中是变化的。燃油的消耗和弹药的投放等都使飞机重量不断减小。因此，外载荷计算用的飞机重量，必须通过对设计要求的分析与规范规定的条件来确定。如一般歼击机，规范规定：飞行外载荷计算重量为正常起飞重量扣除爬升到迎战高度的燃油重量。估算有困难时，可扣除30~40%燃油重量作为计算重量，而不能用起飞重量。

以上是静强度规范的情况。

二、刚度规范简况

飞机结构应具有足够的刚度，在使用载荷作用下，其结构变形不得妨碍结构和系统的正常工作。此外，还不允许发生颤振、抖振等自激振动现象，即要满足抗振强度条件（关于振动问题，见第九章）。为此，从40年代中期开始，在静强度规范的基础上，增添了刚度要求。其中规定了：飞机结构变形的允许值、舵面效率以及翼面（机翼、尾翼）颤振的临界速度等。

飞机各部分的局部刚度、应由这些部分的工作条件来规定。例如，炸弹舱门、起落架、刹车阻力板等刚度，应保证在收起时与锁闭机构协调一致，不能因空气吸力的作用而产生过大的缝隙。必须保证武器的固定接头、操纵传动系统等有足够的刚度。

因此，现代飞机上有些结构及零构件的剖面尺寸和材料选择，往往不是按静强度要求，而是按刚度要求来决定。

§ 2-4 载荷的类型与结构的几种破坏形式

经验表明：当载荷作用的速度不同，周次（周期、频率、次数）不同时，受载结构的受力情况，破坏载荷的大小以及破坏的形式都是不同的。飞机在实际使用中，可能出现的几种主要破坏形式和相应地载荷特征，简略地介绍如下：

一、静力载荷与静力破坏

飞机由静止开始，经过地面滑行而离地起飞、爬升、巡航等使用过程中，由于其飞行速度是由小到大，作用在飞机上的载荷也是逐渐增大的。在正常的机动飞行中，由舵面偏转而引起的气动力的变化，一般要1~2秒钟才能增至最大值，也是比较慢的。正常的着陆载荷也是这样，由于有起落架减振器和机轮的缓冲作用，作用在机体上的地面支反力也是渐变的。因此，上节由过载所确定的外载荷，都是静力载荷。

静力载荷的特征是：载荷增加较慢，结构的变形随载荷的增加而增加的也较慢，此时结构的全部零件和质量由于变形而引起的位移加速度相当小，相应于位移加速度的结构质量

的惯性力也很小,可以忽略不计。因此,认为位移加速度而产生的惯性力对结构中的内力应力分布实际上没有任何影响。结构中所有内力都根据静力平衡(静平衡)条件来确定。

由材料力学可知,静力载荷达到一定值时,结构中某些受力元件的应力可能首先达到破坏应力而破坏,进而引起整个飞机结构破坏。静力载荷引起结构元件破坏的形式,有以下几种:

1. 在最大载荷作用下,受拉元件的最大拉应力达到所用材料的破坏应力(屈服极限应力)而引起断裂,导致飞机结构的破坏。

2. 受剪切作用的壁板,由于剪切作用而使壁板撕裂引起结构破坏。

3. 受压杆件和受压(或受剪)壁板在外载荷作用下失去稳定性,使杆或板失去继续承载的能力,因而引起整个结构破坏。所谓稳定性是当载荷在一定限度内,结构维持一定平衡形状的能力。由于飞机结构主要是由薄壁杆、板元件组成,其失稳临界应力比材料的破坏应力小得多。因此,这种破坏形式,在飞机结构中往往是静力破坏的主要形式。

二、动力载荷和动力破坏

飞机在使用中,结构上受到的动力载荷有两种:一种是冲击载荷,另一种是振动载荷。

动力载荷的特征是:与静力载荷相比,载荷是非常迅速地加在结构上,往往在分之一秒时间内由零增加到最大值。那么结构所有各点和其质量由于变形而引起的移动,同样也是非常快的,并且具有很大的位移加速度。相应地会出现很大惯性力,它“参与”结构及其所有部分和质点的力的平衡。这里已不能称之为静力平衡,而应称之为动力平衡(动平衡)。它不仅包括外部主动力(气动力、质量力)、接头的支反力和结构变形(位移)而产生的内部弹性力,而且还有位移加速度而引起的惯性力并且相互作用。此时,结构的变形和应力的分布较之静力情况有很大的变化。结构整个受力情况、破坏载荷的大小及破坏形式都是不同的。

冲击载荷的特点是撞击中心处有变形和应力的集中,其破坏形式往往是结构的局部压缩与挤压变形过大,或碎裂而破坏。

通常机动飞行中,作用在飞机上的载荷不具有冲击载荷的特点,因此把它当作静力载荷看待。但应注意到飞机在使用中还会碰到冲击载荷。例如,粗暴着陆时起落架接头处的载荷,机炮射击时的后座力,猛烈操纵舵面接头及集中配重的局部区域会受到冲击载荷。不过这些冲击载荷除了机炮后座力之外,其他都属非正常使用情况,而且对结构受力的影响都是局部性的。在强度上可用加大安全系数的方法考虑其影响。因此,一般说来,飞机上的动力载荷主要不是冲击载荷,而是振动载荷。

飞机在使用中,由于各种原因,各部分可能要经受振动。振动是以很高的频率进行的(每秒振动几十次以上)。因此,各振动部分的变形是以很大的速度和加速度增减着,相应地也具有很大的惯性力。也就是说,对应于各振动部分的变形和应力分布具有动力载荷的特征。

多次重复和高频交变是振动载荷的特点。(虽然静力载荷也有多次反复的特性。但它不具有动力载荷的特征)。因此它是一种新的载荷型式。对高速飞机来说,最危险的是机尾翼的颤振。

由理论力学我们知道,结构的振动与其刚度和质量组合有关。由材料力学可知,振动零件或部件的应力与振动时相应的变形成正比,其最大应力由最大振幅来确定。如果振幅达到一定值,其对应的应力达到材料的静强度破坏应力,则很明显,这种振动会很快地引起结构断