

第 1 章 绪 论

所谓“设计”是“技术文件”的拟定，是一种创造性的工作。技术文件包括图纸、设计报告、计算报告、试验报告、说明书等。

飞机是一种复杂的机器。飞机结构设计是将飞机机体构思变成产品实体的技术文件的拟定。完美的结构设计离不开科学性和创造性。结构设计的基本理论与方法是其科学性的体现，没有这些基本理论与方法的指导，现代结构设计无法进行。与分析计算不同，结构设计从其设计方案、结构布局到细节设计均不存在“唯一正确”的答案，体现着设计工作者的创造性劳动。结构设计过程是一个不断追求完美的过程，结构设计理论与方法的发展也随着结构设计的实践在不断发展。

1.1 飞机结构设计在飞机设计中的地位

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

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

1.1.1 飞机的研制过程

设计一种新型的飞机，从设计方案的提出到投入使用，需要经历很长的时间，是一项很复杂的系统工程。简单地可以将飞机的研制过程分成下述 4 个阶段。

一、拟订技术要求

飞机的技术要求通常确定了飞机的主要性能指标、主要使用条件、机载设备等。飞机技术要求可以由飞机设计单位或飞机订货单位拟订，但是由于飞机的技术要求是一组系统的且相互制约的技术指标，所以新飞机的技术要求通常由订货单位和飞机设计单位协商后共同拟订。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。

二、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。此时必须通过仔细地分析、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。

三、飞机制造过程

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

设计与制造是密切相关的。设计人员应了解工厂的生产条件、新工艺和新材料的发展情况，以设计出性能好而又结合工厂生产条件的飞机结构。工厂的技术人员应关心飞机性能的提高，与设计人员协作，制定出良好的工艺方案，以使设计人员设计出的结构能较好地投入生产。

四、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。尽管已做了大量的分析、计算、试验等研究工作，但还不能确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，方可由飞机制造工厂进行小批量生产。

1.1.2 飞机结构设计的地位

广义地讲，在整个飞机的研制过程中都涉及到飞机设计，因为飞机技术要求的拟订、飞机的制造、飞机的试飞和定型都离不开飞机设计人员的参与，飞机的研制过程也是一个产品不断完善的过程。狭义地讲，飞机设计通常是指飞机制造所需的技术文件拟定阶段，它一般可分为总体设计和结构设计两大阶段。总体设计主要包括概念设计和初步设计，结构设计主要是详细设计，参与初步设计，并涉及到原型机试制、试飞、生产工艺准备等（图 1-1）。

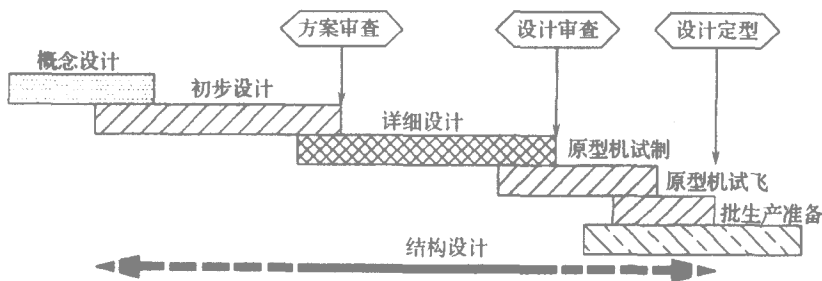


图 1-1 飞机设计的一般过程

一、飞机总体设计

(1) 确定战术技术要求或使用技术要求。这些要求可由使用单位提出，或使用单位

提出初步意见，再由使用单位与设计单位双方协商确定。对于民用飞机，则经常由设计单位根据发展需要提出。

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

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

(4) 在上述基础上 画出飞机的三面图(草图)

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

二、飞机结构设计

(1) 飞机部件的结构打样设计(或称为结构的初步设计)

(2) 飞机零构件设计。

(3) 完成部件的结构图纸。

在新飞机的研制过程中 需配合设计做很多试验 如风洞试验、全机强度试验等。

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的研究，例如飞机的选型问题、主要结构的抗疲劳设计或损伤容限设计等问题。

研制新飞机还与飞机的使用密切相关。在设计过程中既要利用已有的使用经验，又要在本飞机的使用过程中不断改进这种新飞机的设计。

1.2 飞机结构设计的原始条件

飞机结构设计的原始条件是指在进行结构设计之前结构设计人员应该知道的外部已知条件 或称之为约束条件 它们通常包括结构的形状协调、外载荷、受力特性、使用条件与生产条件。

1.2.1 结构的形状协调

飞机结构必须处理好与理论外形、内部装置和结构零构件之间连接关系这三方面的协调。理论外形要求必须满足，内部装置、零构件之间的协调应尽量满足。

准确的理论外形是实现飞机气动性能的保证，飞机外形影响飞机的气动性能。不同的部件对于外形准确度的要求是不同的，一般地对于机翼外形的准确度要求较高，而对于机身相对低一些。结构在外载作用下产生变形，在结构变形的状态下，外形的准确度必须要满足设计要求。

飞机有很多内部装置，飞机还要装载，所以飞机结构设计要与内部装置相协调。结构设计要尽量满足内部装置对于空间的要求，例如机身加强框的高度要满足发动机对于空间的要求。在考虑内部空间要求的协调时应注意两点：一是通常内部装载与结构间应保持一定的间隙；二是根据具体条件设计出的结构不一定占据整个最大可能空间。

飞机的零构件相互连接起来才组成飞机机体的整体，结构设计人员应在结构设计时明确本零件或构件与其他构件在连接位置和尺寸上的协调关系，设计人员之间要把形状协调好。

1.2.2 结构的外载荷

结构所受到的外载荷的大小和特性是结构布局与结构元件（零件与构件称为元件）尺寸设计的基本依据，强度、刚度和疲劳寿命是对飞机结构的基本要求。

飞机结构所受到的外载荷按照飞机强度规范的要求，通过风洞试验和分析计算给出，飞机结构各零部件的载荷主要由分析得到，飞机结构的载荷特性主要取决于飞机的使用情况、结构设计准则和强度要求。

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

1.2.3 结构的使用条件

飞机结构的使用条件分下述几个方面。

一、环境条件

环境条件是指飞机在飞行或停机时的气象条件或周围介质条件。气象条件是指温度和湿度变化范围，是否需要考虑在夜间飞行或恶劣气象条件下飞行等。飞机若能在恶劣气候条件下飞行，则称为全天候飞机。周围介质条件是指是否需要考虑海水腐蚀、湿度条件等。

二、起飞着陆场所条件

飞机可以分为只在地面机场起飞着陆的陆上飞机和在水上起飞着陆的水上飞机两大类。机场又可分为水泥跑道、土跑道，水泥跑道又可分为一级跑道和二级跑道；土跑道则是在普通土地上加压实，然后再简单地整修一下，土跑道有时又称为野外机场。

不同机种的飞机、同一机种内性能不同的飞机，其使用条件也不相同。如：前线歼击机要求在前线机场上使用，因此跑道条件较差，且要求能在土跑道上起飞着陆；拦击歼击机的任务是拦击敌方飞机以保护本国的重要城市或设施，因此其机场条件较好。机场条件的好坏与飞机结构受地面振动载荷、撞击载荷的大小与次数有关。

舰载飞机要在航空母舰的甲板上起落，为了缩短起飞和着陆的滑跑距离，一般要安装起飞助推器和着陆增阻装置，因此飞机结构上要受到一些额外的载荷。

三、维修条件

飞机结构在使用时的维修条件 包括维修周期与次数、维修能力、维修速度要求等。

歼击机在使用时，希望能很快地进入临战状态，因此要求维修速度很快，这就要求结构有很好的开敞性以便于进行维修。歼击机通常要求能全天候飞行。

旅客机的机场条件一般很好，机场的维修能力也较强。中型、大型旅客机一般都要求进行全天候飞行。

军用运输机的机场条件较差。要求飞机结构能便于在野外机场维修。

对于水上飞机，需特别注意结构的防海水和盐雾腐蚀问题。

1.2.4 结构的生产条件

结构的生产条件主要指结构的产量和工厂的加工能力。

飞机结构的产量与所选取的结构工艺方案有很大关系，而结构的工艺方案又与结构的设计方案有关，因此结构的设计方案直接影响结构的产量。产量可大致分为大量生产、成批生产和有限件生产 3 种。当只生产几件零构件时，一般不宜采用模锻件和精密铸造件，而采用机械加工、钣金加焊、铆接等加工方法。当大量生产时，就可以考虑采用模锻、精密铸造等适合于大量生产的工艺方案。

加工能力是指飞机制造工厂所具有的设备，工艺员和工人的技术水平与加工经验，以及有可能采用的新工艺。飞机结构的设计人员应对生产厂的情况很熟悉，这样才能设计出具有良好工艺性的结构。

1.3 飞机结构设计的基本要求及其分析

1.3.1 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。这些基本要求可概括为：气动要求、重量要求、使用维护要求和工艺要求。在结构设计中，如何全面考虑这些要求设计出理想的结构，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）-重量要求，也可简称为最小重量要求，或简称为重量要求。

三、使用维护要求

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

对于军用飞机，则更需要缩短维护及修理工作的时间，以保证飞机及时地处于临战状态。

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

四、工艺要求

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

1.3.2 对基本要求的分析

上述 4 个基本要求之间是互相联系、互相制约的，有些还是相互矛盾的。当然在处理得好时，在某些情况下也会相互促进。因此需要分析这些要求之间的相互关系，分清主次 综合考虑。

(1) 气动要求是一种“前提性”要求。即设计出的结构必须满足气动要求，并在满足气动条件的前提下，要求结构重量尽量轻、使用方便、工艺性良好等。但对于结构设计人员来讲，在此方面需要考虑的工作量并不多，在考虑结构方案时照顾到这一点，使其能够满足要求即可，不是设计人员的主要精力所在。

例如，在机翼与尾翼的前缘，一般不布置桁条而只布置翼肋，这是因为前缘形状对气动阻力和升力的影响较大。加上桁条后，前缘在受到气动力作用发生变形后截面的形状特性较差(图 1-2)。

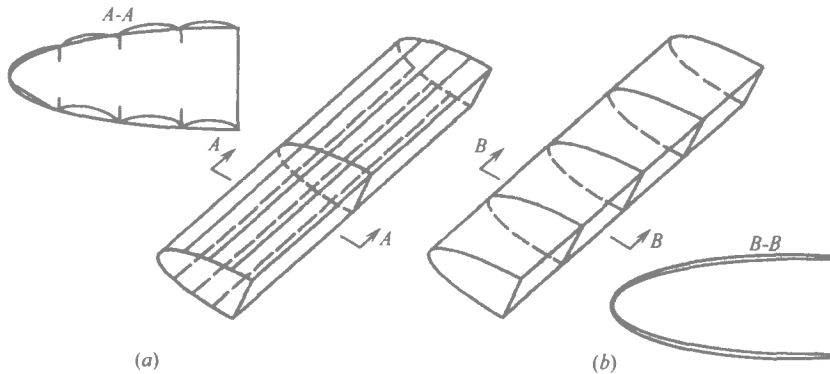


图 1-2 翼面前缘变形

(2) 使用要求也是一种前提性要求。即根据飞机的机种、使用特点规定了使用、维护要求。因此 要求结构有与之相应的“开敞性”即在结构上必须有相应的设计分离面和开口，以保证维护人员有接近内部的装载或内部结构的通道，并使相应结构的拆装迅速可靠。

由于这些分离面和开口存在，结构重量要有所增加。对于结构设计人员来讲，在结构设计时需要综合考虑分离面和开口的位置、大小和形状。

(3) 工艺要求是一种“条件性和发展性”要求。“条件性”是说结构的工艺性好坏要结合飞机生产的条件 如产品数量、产品工期、加工条件等；“发展性”是针对产品数量和加工条件。某些加工工艺适合小批量生产，某些加工工艺适合大批量生产，某些加工工艺在设计时还不具备，但在生产时可实现。因此对于结构设计人员来说，在工艺性方面要求设计人员熟悉本产品的加工条件和了解加工工艺的发展趋势就可以了，要做的具体工作不多。

当然，需要强调指出，虽然考虑气动要求、使用要求和工艺要求在整个结构设计中过程所占的时间不多，但它们还是很重要的，必须认真对待，而且应该在开始考虑方案时就加以重视 把它们处理好。

一个优秀的设计员应在设计初期就综合考虑各方面的要求，并予以解决。设计人员应尽量发挥这些要求的相互协调一面，而减少它们相互矛盾的一面；应尽量了解工厂的生

产条件经常与工艺人员协商，特别要注意在设计方案确定前，就应该先征求工艺人员的意见。设计人员与工艺人员的紧密配合，相互协作，相互促进，是设计人员必须具备的基本素质之一。

(4) 重量要求是飞机结构设计的主要要求。例如，对于一架现代喷气式旅客机，使用寿命一般为 20 年，飞行小时可达 60000h。一架总重 100t 的飞机其结构重量约为 30t 若结构设计人员使其重量减轻 100kg (只减轻了总结构重量的 0.33%) 则能多载一名乘客或 100kg 货物。飞机速度设为 900km/h 吨·千米收入设为 0.5 元 则能多收益

$$0.5 \times 900 \times 60000 \times 0.1 = 270(\text{万元})$$

故减轻 0.33% 结构重量即能增加收入 270 万元。由此可见 随着飞机寿命的增加 减轻结构重量的经济利益越来越大。

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

1.4 飞机结构设计思想

1.4.1 飞机结构设计思想的演变

飞机结构设计思想是保证飞机结构安全的指导思想，它来源于飞机的使用实践，同时受当时科技水平和生产力水平的制约。飞机结构设计思想的演变过程可大致分为下述 5 个阶段。

一、静强度设计

从开始至今，飞机结构设计一直按照静强度设计。飞机结构设计采用设计载荷法，设计载荷为使用载荷乘以安全系数。静强度设计准则为结构的强度 P_u 大于此结构所受的载荷时 结构安全 反之此结构失效。此准则的表达式为

$$P_u \geq P_d \quad (1-1)$$

式中 P_d ——结构的设计载荷 有

$$P_d = fP_e$$

式中 P_e ——结构的使用载荷；

f ——安全系数。

对于飞机结构各部件、零件，其安全系数可能是不同的。

二、静强度和刚度设计

随着飞机飞行速度和战术技术性能要求的提高，飞机机翼采用薄翼型和后掠翼，使气动弹性问题变得突出起来。因此要求飞机结构不仅要有足够的静强度，而且还应有足够的刚度，不仅要避免结构处于共振点附近，而且要保证结构不出现过大的变形而影响飞机的性能。结构刚度设计准则为

$$\delta \leq [\delta] \quad (1-2)$$

式中 δ ——结构在设计载荷下的变形量；

$[\delta]$ ——结构容许的变形量。

对于气动弹性问题提出的刚度要求 其表达式为

$$fV_{\max} \leq V_{cr} \quad (1-3)$$

式中 V_{\max} ——飞机的最大飞行速度；
 V_{cr} ——飞机结构的临界颤振速度；
 f ——安全系数。

三、静强度、刚度和安全寿命设计

在第二次世界大战后的十多年中，世界各国的军用和民用飞机相继出现了因疲劳破坏而造成的灾难性事故，尤其是 1945 年英国的“彗星号”客机连续两次坠入大海引人注目。事后的大量分析和研究表明，只按静强度和刚度设计并不能保障飞机结构的安全。由于飞机设计寿命的增加、高强度材料的使用、结构强度分析水平的提高，使得疲劳问题日益突出，为此提出了安全寿命设计的思想。其设计准则为

$$N_e \leq N_s = N_{ex}/n_f \quad (1-4)$$

式中 N_e ——飞机的实际使用寿命；
 N_s ——飞机结构的安全寿命；
 N_{ex} ——结构的疲劳试验寿命；
 n_f ——疲劳分散系数，一般取 4。

四、静强度、刚度和损伤容限与经济寿命设计

在 20 世纪 60 年代末和 70 年代初的几年中，按照疲劳安全寿命设计的多种美国空军的飞机出现了某些疲劳断裂事故，如表 1-1 所列。

表 1-1 典型的飞机结构疲劳断裂事故

年	机型	疲劳破坏情况	试验寿命/h	使用破坏寿命/h
1969	F-111	机翼枢轴接头板断裂	> 40000	约 100
1970	F-5A	机翼中部切面断裂	约 16000	约 1000
1972	KC-135	机翼蒙皮壁板断裂	—	—
1973	F-4	机翼机身连接接头下耳片断裂	> 11800	1200

事实表明，按照安全寿命设计准则设计的飞机结构并不能保证其在安全期内的安全，因为这一准则没有考虑到结构在使用之前实际上已经存在的缺陷。这些缺陷是在材料本身、生产制造、运输和装配过程中不可避免地存在或产生的。尽管这些缺陷十分微小，但大大降低了高强度或超高强度合金的断裂韧性。在重复载荷作用下，这些缺陷不断扩展，直至失稳扩展而造成结构断裂。因此美国空军于 1971 年的军用规范中提出了安全寿命/破损安全的结构设计思想作为过渡性措施，1975 年颁发了第一部损伤容限设计规范。

损伤容限设计思想承认结构在未使用之前就存在一定程度的未被发现的初始缺陷、裂纹或其他损伤，通过损伤容限特性分析与试验，对于不可检查结构给出最大允许的初始缺陷，对于可检查结构给出检查周期。

将可检查结构设计成破损安全结构，其设计准则为

$$\begin{aligned} \eta_{fa} &\geq \eta_c = \eta_d/f \\ N_{ex,fa}/4 &\geq H \end{aligned} \quad (1-5)$$

式中 η_{fa} ——含损伤结构的剩余强度系数；

- η_e ——使用剩余强度系数；
 η_d ——设计剩余强度系数；
 f ——强度安全系数；
 $N_{ex, fa}$ ——疲劳试验寿命；
 H ——检查周期。

将不可检查结构设计成缓慢裂纹扩展结构，其设计准则为

$$N_{a_0 \rightarrow a_{cr}} \geq N_e = N_{ex}/n \quad (1-6)$$

式中 $N_{a_0 \rightarrow a_{cr}}$ ——裂纹从 a_0 扩展到 a_{cr} 时的疲劳寿命 其中 a_0 为初始裂纹长度, a_{cr} 为临界裂纹长度；

- N_{ex} ——疲劳损伤容限试验寿命；
 n ——损伤容限疲劳分散系数，一般取 2。

到 20 世纪 80 年代末，美国的飞机结构设计放弃了安全寿命的设计思想而采用经济寿命设计思想。

五、可靠性设计

结构可靠性设计思想将各种设计变量看作随机变量，将各种设计准则转换为随机设计准则，目前这一准则尚处于研究阶段。其设计准则为

$$R_S \geq R_S^* \quad (1-7)$$

式中 R_S ——结构系统的可靠度；

R_S^* ——结构系统的可靠性指标。

1.4.2 飞机结构设计的现代理论与先进技术

飞机结构设计思想的演变和飞机结构设计理论与技术的发展密切相关。飞机结构的现代设计理论包括结构优化设计、结构抗疲劳设计、结构防断裂设计和结构可靠性设计，先进设计技术主要包括计算机结构辅助分析 (CAE) 和计算机辅助设计 (CAD)。由于这方面的内容十分丰富，各专题都有其相应的课程，因此本书不作介绍。

1.5 飞机结构设计的内容与方法

“结构”是一个常用的术语，飞机设计中“结构”一词的含义为由若干个零件相互连接的结合体，它能承受指定的外载并满足规定的强度、刚度、寿命等要求。本文所指的结构是受力结构，它不包括用以维持外形或仅供装饰用的元件，例如旅客机客舱内的装饰板。

一架飞机的整个结构通常包括机翼、尾翼、机身、发动机短舱、起落架、操纵系统和其他系统的受力结构等。

像机身这样一个大结构被称为部件结构。机身又可沿纵向分成几个大段，这样的一大段结构常称为组件结构。组件结构还可以分为小组件、构件等结构。零件为不需装配的基本单位，构件由很少几个零件装配而成，零件与构件、零构件常称为元件。

“结构设计”是指根据结构设计的原始条件，结合结构设计的基本要求，提出合理的设计方案以及进行具体细节考虑，绘制出结构图纸，在需要时还需写出相应的技术文件，以

使生产单位能根据这些图纸和技术文件进行生产。

结构设计的图纸分为打样图、协调图、零件图、装配图等。

结构打样图也就是部件或组件的结构设计草图。部件打样图需把部件的结构方案、协调关系与装配关系确定下来。在结构打样阶段，常常还需画一些协调图以明确重要部件、复杂部件的协调关系。结构打样图与协调图是不与生产单位见面的，它是设计员在进一步具体设计时所需要的中间过程图纸。

零件图应表示出生产该零件所需的一切依据。装配图应示出零件间（或构件间、组件间、部件间）的装配关系。当然，在需要时还可辅助以技术文件。零件图与装配图是生产图纸，供生产单位生产使用。

1.5.1 飞机结构设计的基本内容

飞机结构设计主要指机体结构设计。机体结构通常包括机翼结构、尾翼结构、机身结构、发动机舱结构与起落架结构。

通常先经过部件的结构打样设计（画出部件打样图）再经过组件的打样设计（画出组件打样图）零构件设计（画出零件图纸）组件结构设计（画出组件装配图）部件结构设计（画出部件装配图）

现以部件结构打样设计为例，给出设计过程中的各个典型阶段：

- (1) 了解结构的使用条件，生产条件和协调关系；
- (2) 通过计算或试验 或计算加试验 确定外载 确定安全系数；
- (3) 选定结构设计方案；
- (4) 初步确定结构的内部协调与装配关系；
- (5) 做一定的细节考虑，为组件打样做好准备；
- (6) 进行粗略的估算、或结合经验、或参考原准机、或者结合起来初步确定部件结构的一些基本尺寸；
- (7) 画出打样图；
- (8) 对基本尺寸进行强度校核 若强度不够 则修改尺寸后再校核 再修改图纸。

1.5.2 飞机结构设计的方法

飞机结构设计方法的发展与科学技术的进展同步，是采用最先进设计技术的先行。飞机结构设计方法可大致分为 定性设计、定量设计和智能设计。

一、定性设计

在 20 世纪 50 年代以前，飞机结构设计与其他民用结构设计一样，也是处于定性设计阶段。即结构设计人员 根据所设计对象的具体要求、条件 结合已有经验与设计原理、知识进行定性分析，选出合理的设计方案；再根据已有的经验与设计原理、知识进行粗略估算所选择主要截面尺寸能否保证安全。如果满足强度要求，即认为设计完毕；当强度不够，或设计人员认为剩余强度太大、想进一步改进设计以减轻结构重量（突出重量要求是飞机结构设计与其他民用结构设计的不同处），则进行改进设计，即设计员通过定性分析与粗略估算修改主要尺寸，然后再进行强度校核。定性设计的基本特点是，结构方案在定性选择后是不再修改的；元件主要截面尺寸是根据粗略估算确定的。结构强度的粗略估

算方法主要是基于工程梁理论，元件的估算方法主要是基于材料力学。采用这一方法设计的结构，其优劣主要取决于设计者的经验。

二、定量设计

随着飞机飞行速度的提高，三角机翼、小展弦比机翼日益得到广泛应用。随着飞机总重的增加，机身隔框尺寸随之增大，因此就必须考虑其弹性变形对内力计算的影响。由于机翼、机身外形出现了上述变化，故长期用于计算大展弦比直机翼与小尺寸机身的工程梁理论，就不能再应用于上述外形的结构了，这就使得通过估算确定截面尺寸出现了困难。

20 世纪 60 年代以后，由于计算机的出现和结构有限元素法的发展，使飞机结构设计从定性设计发展到定量设计。

用有限元素法可以进行任意复杂形状与边界的结构应力分析，但其计算工作量很大。有了计算机，就能高效地进行计算，使这种方法有了实际计算的可能。定量设计的基本特点是，结构方案的选取基本上是定性的，但可借助于精确的定量分析评价和选取最佳方案，结构元件的尺寸是根据精确计算确定的。

三、智能设计

由于飞机结构是一个高度静不定系统，系统中各元件的内力与元件的刚度有关，因此仅采用有限元做应力和位移的分析，不能确定结构的元件尺寸而使结构获得最优解。所谓的智能设计是采用 CAE 和 CAD 技术进行结构设计。CAE 主要包括结构有限元分析、结构优化设计、结构疲劳寿命分析、结构损伤容限分析、结构可靠性分析等。CAD 主要进行结构的几何和运动设计。结构智能设计的最初级阶段是对于结构方案通过有限元分析和结构优化设计自动给出元件的几何尺寸，结构智能设计的最高级阶段是对给定的设计条件和设计要求，自动给出结构的方案与尺寸，给出结构的二维图纸和三维图纸，并完成加工所需的数模文件。目前结构智能设计尚处于初级阶段，最高级的智能设计还需要相当长的时间才能实现。

结构设计的内容十分广泛，它包含了很多新技术和新方法，因此不可能在本书中全面阐述。本书主要阐明飞机结构设计的基本理论与方法，主要包括以下内容：

- (1) 结构的传力分析，这是结构方案分析和设计的基础；
- (2) 结构定性设计方法，主要讨论结构方案的合理性与优劣的评价原则与方法；
- (3) 部件与组件的结构设计，也包括一些重要的构件设计；
- (4) 飞机结构典型元件的定量设计方法；
- (5) 飞机结构设计的一些重要原理、理论与准则。

的所有力 包括惯性力 根据达朗伯原理 在这些力的作用下,飞机应处于平衡状态 并且表面力的合力应等于质量力的合力,即

$$R_f = - R_m \quad (2-1)$$

对于飞机的任一部件 i 有

$$R_{fi} = - R_{mi}$$

2.1.1 过载的概念

在讨论作用在飞机及其部件上的载荷大小时,通常用一个无量纲值——过载或过载系数 n 来表示。飞机的过载系数 n 定义为作用在飞机上的表面力的合力 R_f 与飞机的重力 G 之比 即

$$n = \frac{R_f}{G} \quad (2-2)$$

在飞行中

$$n = (R_a + P)/G$$

在着陆 起飞 时

$$n = (R_a + P + P_k)/G$$

式中 R_a ——空气动力 X, Y, Z 的合力。

过载系数 n 是向量,并且在一般情况下同速度坐标轴方向不一致。因此 通常采用过载系数在这些坐标轴上的投影—— n_x, n_y, n_z 式中

$$n_x = \frac{R_{xf}}{G}; n_y = \frac{R_{yf}}{G}; n_z = \frac{R_{zf}}{G}$$

$$|n| = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2}$$

它们被分别称为纵向、法向和侧向过载。 R_{xf}, R_{yf}, R_{zf} 是 R_f 在 OX, OY, OZ 上的投影, n 为飞机质心的总过载系数。飞机在垂直面内运动时,可以由运动方程确定其过载,在速度坐标系下有

$$\begin{aligned} P \cos(\alpha + \varphi) - X &= G \sin \theta + m a_\tau; & a_\tau &= dV/dt \\ Y + P \sin(\alpha + \varphi) &= G \cos \theta + m a_n; & a_n &= V^2/R \end{aligned} \quad (2-4)$$

式中 R ——飞机运动轨迹的曲率半径。

将式 (2-4) 中的两边各除以 G 得

$$\begin{aligned} n_x &= \frac{P \cos(\alpha + \varphi) - X}{G} = \sin \theta + \frac{1}{g} \cdot \frac{dV}{dt} \\ n_y &= \frac{Y + P \sin(\alpha + \varphi)}{G} = \cos \theta + \frac{1}{g} \cdot \frac{V^2}{R} \end{aligned} \quad (2-5)$$

式中 g ——重力加速度。

当 α 和 φ 很小时,过载沿各轴的分量可以表示为

$$n_y = \frac{Y}{G}; n_x = \frac{P - X}{G}; n_z = \frac{Z}{G} \quad (2-6)$$

如果已知作用在飞机上的力,或者已知飞机的运动参数 V, R 和 θ 就可以利用式

(2-5) 和式 (2-6) 求出过载系数 n_x 、 n_y 和 n_z 的值。过载 n_x 决定了沿轨迹方向的加速度 a_τ 它不会超过飞机的推重比 P/G 因为 $n_x = [(P - X)/G] < (P/G)$ (现代机动飞机的最大值 P/G 为 1.2~1.4)。过载 n_x 也可能是负的, 比如当使用反推力和放出减速板时。过载 n_y 决定了飞机的机动性, 即在 XOY 平面内做曲线运动的法向加速度 $a_n = V^2/R$ (下面所述的 XOY 平面也是同样的) 一般来说, 飞机在使用过程中的 n_y 比 n_x 大一个数量级。过载 n_z 决定了飞机在 YOZ 平面内飞机运动轨迹改变时的加速度 当 $Z=0$ 时, n_z 等于零, 而在侧滑时, $n_z > 0$ 。

在大多数情况下, 航空结构的强度和刚度是由升力值 $Y = n_y G$ 的大小来决定的 或者说 在一定的 G 值时 是由 3 个过载系数中的最大分量 n_y 决定的。因此, 经常说的过载系数 是指过载 n_y 这时 就省去了下标 y 。

2.1.2 过载与加速度的关系

将式 (2-2) 中的分子和分母除以飞机的质量 m 就得到

$$n = \frac{R_f/m}{G/m} = \frac{a}{g}$$

由此, 过载可以按表面力的合力所产生的加速度与重力加速度之比来确定。

从式 (2-5) 可以得到过载分量 n_x 、 n_y 与切向和法向加速度的关系为

$$\begin{cases} n_x = \sin\theta + \frac{a_\tau}{g}; a_\tau = g(n_x - \sin\theta) \\ n_y = \cos\theta + \frac{a_n}{g}; a_n = g(n_y - \cos\theta) \end{cases} \quad (2-7)$$

2.2 不同飞行状态下的过载

2.2.1 水平面内的匀速直线飞行

图 2-2 表示在平飞状态下作用在飞机上的外载荷, 由匀速、水平、直线飞行的条件, 有: $P = X, Y = G, Z = 0$ 。于是, 由式 (2-6) 得

$$n_x = \frac{P - X}{G} = 0; n_y = \frac{Y}{G} = 1; n_z = 0$$

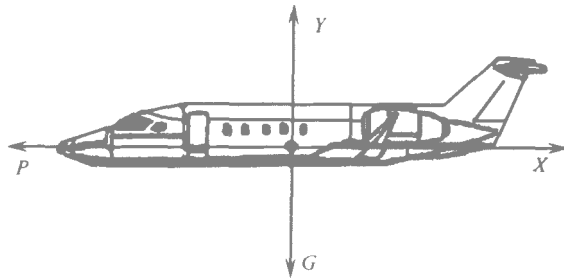


图 2-2 匀速水平飞行

2.2.2 垂直平面内的曲线飞行

在图 2-1 上表示了当飞机在垂直平面内作曲线飞行时作用在飞机上的力。由式 (2-4) 可得

$$\begin{cases} n_x = \sin\theta + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} \\ n_y = \cos\theta + \frac{1}{g} \frac{V^2}{R} \end{cases} \quad (2-8)$$

显然在 $\theta=0$ 时即轨迹的最下点处得到对应于该 V 和 R 的最大过载值

$$n_y = 1 + \frac{1}{g} \frac{V^2}{R} = n_{y\max}$$

2.2.3 水平面内的曲线飞行 (正常布局)

由于飞机倾斜升力 Y 的水平分量为 $Y\sin\gamma$ 它使飞机运动轨迹发生改变 (图 2-3)。在无侧滑 ($Z=0$)、无升降 ($H=\text{const}$) 并以恒定速度 $P=X$ 正常盘旋时过载 n_z 和 n_x 等于 0。由条件 $Y\cos\gamma = G$ 和 $n_y = Y/G$ 就可得

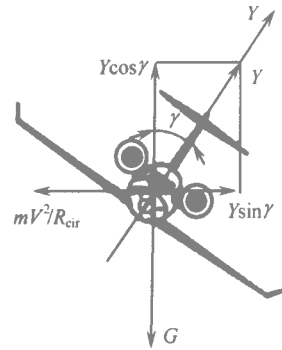
$$n_y = 1/\cos\gamma \quad (2-9)$$

式中 γ ——盘旋角。

盘旋时的向心力 mV^2/R_{cir} 等于升力分量 $Y\sin\gamma$ 其中 R_{cir} 为盘旋半径。用 $\cos\gamma$ 和过载 n_y 来表示 $\sin\gamma$ 可得到

$$R_{\text{cir}} = \frac{V^2}{g\sqrt{n_y^2 - 1}} \quad (2-10)$$

显然盘旋时的过载值 n_y 越大在 $V=\text{const}$ 时的盘旋半径 R_{cir} 就越小并且转弯角速度值 $\omega = V/R_{\text{cir}}$ 就越大。也就是说, 图 2.3 水平盘旋飞机的机动性能就越好。然而随着 n_y 的增大, 飞机的质量也随之增加。



2.2.4 最大过载 $n_{y\max}$

理论上讲, Y 轴方向上的最大过载值 $n_{y\max}$ 由 Y_{\max} 确定即

$$\begin{aligned} n_{y\max} &= \frac{Y_{\max}}{G} \\ &= c_{y\max} \frac{\rho V_{\max}^2}{2} \cdot \frac{1}{G/S} \\ &= c_{y\max} \frac{\rho_H a^2 M_{\max}^2}{2} \cdot \frac{1}{p} \\ &= f(c_{y\max}, H, M_{\max}, \frac{1}{p}) \end{aligned} \quad (2-11)$$

式中 $p = G/S$ —— 翼载荷；

$c_{y\max}$ —— 最大升力系数；

ρ_H —— 在高度 H 处的空气密度；

a —— 当地声速；

M_{\max} —— 最大飞行马赫数, $M_{\max} = V_{\max}/a$ 。

从式(2-11)可以看出,随着 H 及 p 的减小和 V_{\max} 的增加, $n_{y\max}$ 将增加。在 $p = 3000\text{Pa}$, $c_{y\max} = 1$ 和 $M = 1$ 时 过载值能达到 25。但实际上这样的过载值是达不到的,因为 $c_{y\max}$ 不是突然达到的,而是随着在飞行速度降低的过渡时间内发生的。显然,飞机过渡到 $c_{y\max}$ 越快 可能达到的过载值就越大。所以 对于机动飞机 应当降低纵向稳定性和惯性(质量相对于 Z 轴的分量)提高升降舵、全动平尾的效率(增加它们的面积、偏转角度和偏转速度)。

最大过载值还受飞行员的身体条件所限制。人承受过载的能力取决于过载的大小和方向、持续的时间、作用的频率、人体器官的状态等。图 2-4 表示了人能承受的过载与时

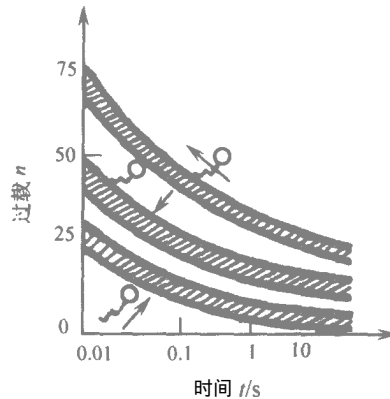


图 2-4 飞行员承受过载的能力与过载方向和时间关系

间的关系。改变飞行员在飞机座舱内的姿态 或采用抗荷服(图 2-5) 可以提高飞行员承受过载的能力。飞行员能承受的最大过载是在背—胸方向上。因此,为了以有效的姿态来承受过载,已设计出了沿垂直方向倾斜 30° 的飞行员座椅(图 2-6)。

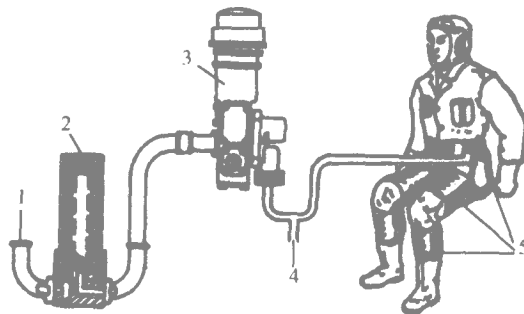


图 2-5 抗过载服系统

1—发动机引来的压缩空气；2—气滤；3—调压器；4—通信信号灯；5—胶囊

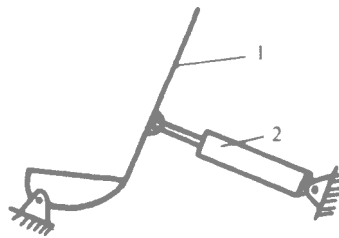


图 2-6 高过载座舱内的座椅
1—可倾斜座椅；2—后撑弹簧筒。

2.2.5 局部过载

如果飞机相对于质心以角速度 ω_z 和角加速度 ϵ_z 转动(图 2-7) 则飞机上各点的线加速度不同, 因而过载也将不同。在距飞机质心 x 处 过载值等于质心的过载 n_{x0} 和 n_{y0}

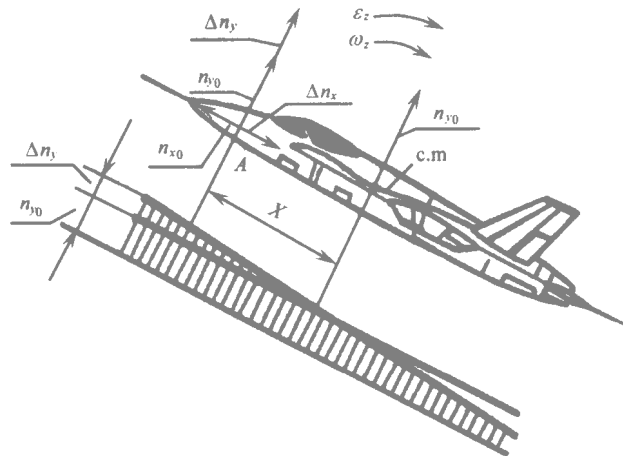


图 2-7 非质心处零部件的过载

加上由相对于质心运动的加速度 Δa_y 和 Δa_x 而产生的附加过载 Δn_y 和 Δn_x 即

$$\Delta n_x = \pm \Delta a_x / g$$

$$\Delta n_y = \pm \Delta a_y / g$$

$$\Delta a_x = V_c^2 / x = \omega_z^2 x$$

$$\Delta a_y = \epsilon_z x$$

如果 Δn_y 和 Δn_x 的指向与 n_{x0} 和 n_{y0} 一致 则符号为“正”如果相反 则符号为“负”。这样 与质心相距 x 处的过载计算式为

$$\begin{aligned} n_y &= n_{y0} \pm \frac{\epsilon_z x}{g} \\ n_x &= n_{x0} \pm \frac{\omega_z^2 x}{g} \end{aligned} \quad (2-12)$$