



飞机结构设计

南京航空航天大学翻印



2006027736

V221
1036-1

目 录

常用符号	1	5.1 机身的功用、要求与外载特点	174
第一章 绪论	3	5.2 典型机身结构	177
1.1 飞机研制过程概述	3	5.3 机身结构受力分析	180
1.2 飞机结构设计的原始条件	5	第六章 机身结构设计	194
1.3 飞机结构设计的基本要求 及其分析	7	6.1 机身部位安排与主要受力 构件布置	194
1.4 飞机结构设计的内容、特点、 步骤及其发展	9	6.2 加强框受力分析与设计	200
第二章 飞机的外载荷	13	6.3 开口区结构设计	213
2.1 平直飞行情况	13	6.4 机翼、机身的对接设计	221
2.2 典型飞行情况和过载	14	6.5 机身结构设计的特点	226
2.3 其它载荷情况	22	6.6 机身结构的防疲劳与 防断裂设计	227
2.4 飞机设计规范介绍	27	6.7 飞机维修性能与飞机结构设计 的关系	230
2.5 节点载荷的计算	31	第七章 起落架	235
第三章 机翼、尾翼结构的 受力分析	35	7.1 起落架的设计要求	235
3.1 机翼、尾翼的功用与要求	35	7.2 起落架的外载荷	236
3.2 机翼、尾翼的外载特点	36	7.3 起落架的配置形式	239
3.3 机翼、尾翼结构的典型元件与 传力分析的一般原理	39	7.4 起落架的结构型式和受力分析	240
3.4 机翼典型受力型式的传力分析	47	7.5 起落架的强度计算	249
3.5 机翼设计分离面对接处与机翼 连接区的传力分析	58	7.6 减震装置	251
3.6 几种典型机翼的结构分析	74	7.7 起落架的一些其它装置	267
3.7 结构上开口对传力的影响	86	7.8 多轮小车式起落架	278
第四章 机翼、尾翼的结构设计	97	7.9 起落架的疲劳与断裂设计	282
4.1 机翼结构设计的原始依据、 方法与步骤	97	附录	285
4.2 机翼的内部布置	102	参考文献	288
4.3 机翼受力型式的选择与机翼 主要受力构件的布置	105		
4.4 机翼结构的设计计算	122		
4.5 机翼典型元件的设计	129		
4.6 机翼机身连接处机翼接头的设计 与结构设计中的补偿问题	149		
4.7 机翼开口区结构设计	155		
4.8 机翼整体油箱的设计特点	158		
4.9 操纵面与全动尾翼的结构分析 和设计特点	163		
4.10 机翼、尾翼结构的防疲劳防断裂设计 与新材料、新结构的应用	171		
参考文献	173		
第五章 机身结构受力分析	174		



2006027736

常用符号

A ——截面面积
 A_r ——长桁截面积
 a ——板的长边, 加速度
 a_r ——法向加速度
 a_t ——切向加速度
 B ——翼箱宽度, 横向宽度, 轮距
 b ——板的短边, 弦长
 b_r ——根弦长
 C ——常数
 \bar{c} ——相对厚度
 $2c$ ——有效宽度
 E ——拉伸弹性模量, 能量
 F ——力, 内力, 摩擦力
 f ——安全系数, 油孔面积
 G ——重力, 全机重量
 H ——机翼高度
 \bar{H} ——翼盒平均高度
 H_{eff} ——结构有效高度
 $\bar{H}_{eff} = H_{eff}/H$ ——结构的有效高度比
 h ——腹板高度, 高度方向尺寸
 I_z ——绕 z 轴质量惯矩
 i ——惯性半径
 J ——截面的惯性矩
 K ——结构刚度, 系数
 K_s ——弹簧刚度
 $[K]$ ——全结构刚度矩阵
 $[k_i]$ —— i 元的刚度矩阵
 L ——参与段长度
 L_a ——气动力力臂
 l ——机翼展长, 展向长度
 l_i —— i 杆长度

M ——马赫数
 M ——弯矩, 力矩
 $M_{c.g.}$ ——绕重心力矩
 M_b —— Q_b 引起的弯矩
 M_f ——舵面铰链力矩
 M_K ——恢复力矩
 M_n —— Q_n 引起的弯矩
 M_t ——扭矩
 M_x, M_y, M_z ——矢量方向沿 x, y, z 轴的弯矩
 m ——质量
 N ——惯性力, 轴向力
 n ——传动比, 过载系数, 元件总数
 n_y ——转动过载系数
 n_x ——平移过载系数
 P ——载荷
 P_{cr} ——临界载荷
 P_d ——设计载荷
 P_e ——使用载荷
 Δp ——压力差
 $p = G/S$ ——翼载
 Q ——剪力
 Q_b —— x' 轴方向的剪力
 Q_n —— y' 轴方向的剪力
 q ——速压、分布载荷、剪流
 R ——反作用力
 R_c ——曲率半径
 R_m ——主起落架反力
 R_n ——前起落架反力
 S ——机翼面积, 行程
 S_0 ——自由行程
 T ——发动机推力, 大气温

度

- i —— 支柱或加筋条的板厚, 板厚, 时间, 机轮稳定距
- u —— 垂直突风速度
- V —— 飞行速度, 速度, 体积
- V_{cr} —— 临界速度
- W —— 截面系数, 结构重量
- X —— 阻力
- x, y, z —— 机体坐标系
- x', y', z' —— x' 在机翼弦平面内的正交坐标系
- Y —— 升力
- Y_w —— 机翼升力
- Y_{ie} —— 平尾平衡载荷
- Y_{im} —— 平尾机动载荷
- α —— 迎角, 角加速度
- α_z —— 绕 z 轴的角加速度
- γ —— 指数
- δ —— 板的厚度, 位移, 压缩量, 舵面偏角
- δ_i —— 结构在 i 处的位移
- $[\delta_i]$ —— 结构在 i 处的许可位

移

- η —— 梯形比, 剩余强度系数
- λ —— 展弦比, 拉格朗日乘子
- μ —— 油孔阻尼系数
- ρ —— 材料密度
- σ —— 正应力
- $[\sigma]$ —— 许可正应力
- $[\sigma_+]$ —— 受拉许可应力
- $[\sigma_-]$ —— 受压许可应力
- $\bar{\sigma} = \sigma / [\sigma]$ —— 应力比
- $\sigma_{0.2}$ —— 屈服极限
- σ_b —— 受拉强度极限
- σ_{cr} —— 失稳临界应力
- σ_E —— 总体失稳临界应力
- σ_l —— 局部失稳临界应力
- σ_p —— 比例极限
- τ —— 剪应力
- $[\tau]$ —— 许可剪应力
- τ_b —— 剪切强度极限
- φ —— 传递系数, 减缩系数
- ω —— 角速度
- $\dot{\omega}_z$ —— 俯仰角加速度

第一章 绪 论

1.1 飞机研制过程概述

一、飞机的功用与对飞机的要求

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

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

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

二、飞机设计的主要内容

飞机设计一般可分为总体设计和结构设计两大阶段。

1. 飞机总体设计

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

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

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

(4) 在上述基础上，画出飞机的三面图（草图）。

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

2. 飞机结构设计

(1) 飞机部件的结构打样设计（或称为结构的初步设计）。

- (2) 飞机零构件设计。
- (3) 完成部件的结构图纸。

三、飞机的研制过程

一种新飞机的投入使用，需经过下述四个阶段。

1. 拟订技术要求

通常可由飞机设计单位和订货单位协商后共同拟订新飞机的战术技术要求或使用技术要求，也可由飞机设计单位或订货单位的某一方为主，拟订出技术要求。技术要求通常确定了飞机的主要性能指标、主要使用条件和机载设备等。设计单位必须保证新飞机能达到这些技术要求，订货单位则根据这些要求来验收新飞机。因此，飞机的技术要求是飞机设计的基本依据，在新飞机的整个研制过程中，必须围绕这个中心进行考虑。

2. 飞机设计过程

飞机设计单位根据已经拟订好的飞机技术要求，进行飞机的总体设计，即把飞机的主要参数、基本外形与部位安排确定下来。此时必须通过仔细的分析、计算和试验，以保证所确定的总体设计能满足飞机的技术要求。在飞机总体设计阶段以后进行的是结构设计阶段。结构设计阶段需绘制完成飞机结构的所有图纸，并使所设计的结构能满足总体设计的要求，当然也应与飞机的技术要求相协调。

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

3. 飞机制造过程

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

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

4. 飞机的试飞、定型过程

一种新飞机试制出来以后，是不能也不应马上投入使用的。尽管我们已做了大量的分析、计算、试验等研究工作，但还不能完全肯定这种飞机能否真正投入使用，还必须通过试飞来检验飞机能否确保安全，性能是否满足技术要求。若在试飞过程中发现有缺点或问题，则必须进一步更改设计或改进制造方法。当把试飞中出现的问题都排除完毕，则可把此时的设计图纸与制造方法确定下来，只有通过飞机的试飞过程把一种新飞机初步定型后，方可由飞机工厂进行小批量生产。

在新飞机的研制过程中，需配合做很多试验。譬如为了选择较好的飞机外形，需做风洞试验；为了保证有足够的强度与寿命，要做结构的强度试验与寿命试验。

在新飞机的研制过程中，往往还要进行相当数量的科研课题研究，例如飞机的选型问题、主要结构的疲劳设计或断裂设计等问题。

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

1.2 飞机结构设计的原始条件

在探讨飞机结构设计方案以前，必须先把结构设计的原始条件分析清楚。通常这些原始条件包括结构的形状协调、所受外载、受力特性、使用条件与生产条件。

一、飞机结构设计的形状协调

飞机结构的形状，通常并不是可以任意挑选的，它受到理论外形、内部装置以及这部分结构与那部分结构连接关系的限制或影响，因此需要在考虑这些因素的基础上进行结构的形状协调。

对于飞机的部件或组件结构，它的外侧边界的形状一般须与飞机的理论外形相协调；其内侧边界，则可能需与某个内部装载协调，也可能不需协调。例如机身某个加强框处，由于该段机身内布置有发动机，因此该加强框内侧尺寸就受到发动机外廓尺寸的限制，即此加强框结构各处的最大可能高度，已由外形与内形边界协调所决定。这里应注意两点：一是通常内部装载与结构间应保持一定的间隙；二是根据具体条件设计出的结构不一定占据整个最大可能高度（图 1.1）。机翼结构，由于内部装载（如整体油箱式机翼因内装燃油内侧尺寸不需协调）较少，一般只有外侧尺寸协调而无内侧尺寸协调。

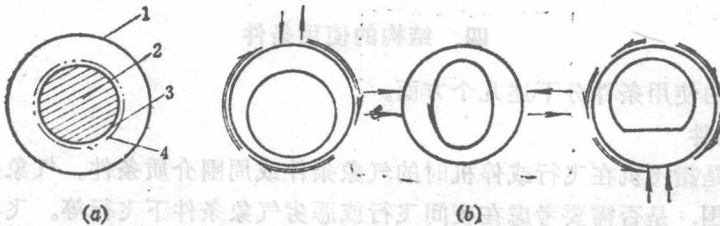


图 1.1 机身加强框的内外侧尺寸协调

(a) 内外侧尺寸限制，1—蒙皮内形即加强框外形；2—发动机；3—最小间隙；4—加强框内侧尺寸限。(b) 几种可能的加强框结构高度布置。

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

二、结构的外载

飞机结构必须保证有足够的强度、刚度与寿命，因此需作认真的应力分析与强度试验；但作上述工作之前必须要首先确定结构所受的外载，才能使计算与试验有所依据。在结构设计的方案选择阶段，也必须把所受外载和结构的可能尺寸作为确定方案的重要依据之一。

飞机各部件所受的外载，可根据飞机的机种、总重、外形尺寸、使用要求等，借助于飞机强度规范[●]算出（参考第二章）。

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

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

三、结构的受力特性

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

对于旅客机和歼击机的结构设计，一般都必须要考虑寿命问题。这是因为现代喷气客机的设计寿命已达六万飞行小时，而现代歼击机，如美国的F-18，其设计寿命也已达六千飞行小时。

对于维持飞机气动力外形的结构，为了保证飞机有良好的气动外形，通常都将总体变形和局部鼓起限制在规定的范围内，这就要求结构有足够的总体刚度和局部刚度。

对于速度较高的飞机，其机翼、尾翼、机身等部件一般都需要考虑气动弹性问题。对于 $M > 2$ 的飞机的结构，以及处于发动机排气管附近的高温处结构，还需要考虑热应力、热刚度问题。

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

四、结构的使用条件

飞机结构的使用条件分下述几个方面。

1. 环境条件

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

2. 起飞着陆场所条件

飞机可以分为只在地面机场起飞着陆的陆上飞机和在水面上起飞着陆的水上飞机两大类。机场又可分为水泥跑道、土跑道，水泥跑道又可分为一级跑道或二级跑道，土跑道则是在普通土地上加压实、然后再简单的整修一下，土跑道有时又称为野外机场。

3. 维修条件

飞机结构在使用时的维修条件，包括维修周期与次数、维修能力、维修速度要求等。

不同机种的飞机、同一机种内性能不同的飞机，其使用条件也不相同，下面分别举一些典型机种阐明之。

前线歼击机要求在前线机场上使用，因此跑道条件较差，且要求能在土跑道上起飞着陆。拦截歼击机的任务是拦截敌方飞机以保护本国的重要城市或设施，因此其机场条件较好。机场条件的好坏与飞机结构受地面振动载荷、撞击载荷的大小与次数有关。歼

击机在使用时，希望它能很快的进入临战状态，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好。中、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。

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

五、结构的生产条件

结构的生产条件主要指结构的产量和工厂的加工能力。

飞机结构的产量与选取结构的工艺方案有很大关系，而结构的工艺方案又与结构的设计方案有关，因此结构的设计方案直接影响结构的产量。产量可大致分为大量生产、成批生产和有限件生产三种。当只生产几件零、构件时，一般不宜采用模锻件和精密铸造件，而以采用机械加工、钣金加焊、铆接等加工方法较好。当大量生产时，就可以考虑采用模锻、精密铸造等适合于大量生产的工艺方案。

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

1.3 飞机结构设计的基本要求及其分析

在飞机结构设计时，设计人员应当使所设计的结构，满足技术要求中规定的对结构的一些基本要求。在设计中，如何全面考虑这些要求设计出理想的结构，如何满足这些相互间既有矛盾，又有促进作用的下述四个基本要求，是结构设计人员的基本功。

一、气动要求

当结构与气动外形有关时，结构设计应使结构构造的外形能满足规定的外形准确度和表面质量要求。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份（包括装在飞机内的电子设备、燃油系统等各个重要设备和系统以及主要结构）能经常安全可靠地工作，需要在规定的周期，检查各个指定需要检查的地方，如发现损伤，则需要修理或更换。

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

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

四、工艺要求

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

五、对这些基本要求的分析

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

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

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

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

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

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

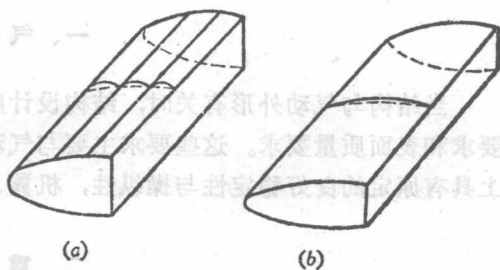


图1.2 前缘结构布置对变形后截面形状特性的影响（只示出上半部）

(a) 前缘布置有桁条时的情况；(b) 前缘不布置桁条的情况。

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

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

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

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

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

重量要求一般讲,是飞机结构设计的主要要求。

例如,对于一架现代喷气式旅客机,使用寿命一般为20 a,飞行小时可达60000 h。一架总重100 t的飞机其结构重量约为30 t,若结构设计人员使其重量减轻100 kg(只减轻了总结构重量的0.33%),而能多载乘客一名或货物100 kg。飞机速度设为900 km/h,吨-公里收入设为0.5元,则能多收益

$$60000 \times 900 \times 0.1 \times 0.5 = 2700000 \text{元}$$

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

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

1.4 飞机结构设计的内容、特点、步骤及其发展

一、结构与结构设计的含意

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

一架飞机的整个结构,通常包含机翼、尾翼、机身、发动机短舱、起落架、操纵系统及其他系统的受力结构等部件结构或组件结构。

机身这样一个大结构，通常称为部件结构。机身又可沿纵向分成几个大段，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。图1.3为L-1011旅客机的结构分解图。图中既示出了设计分离面（即使用分离面），又示出了工艺分离面。

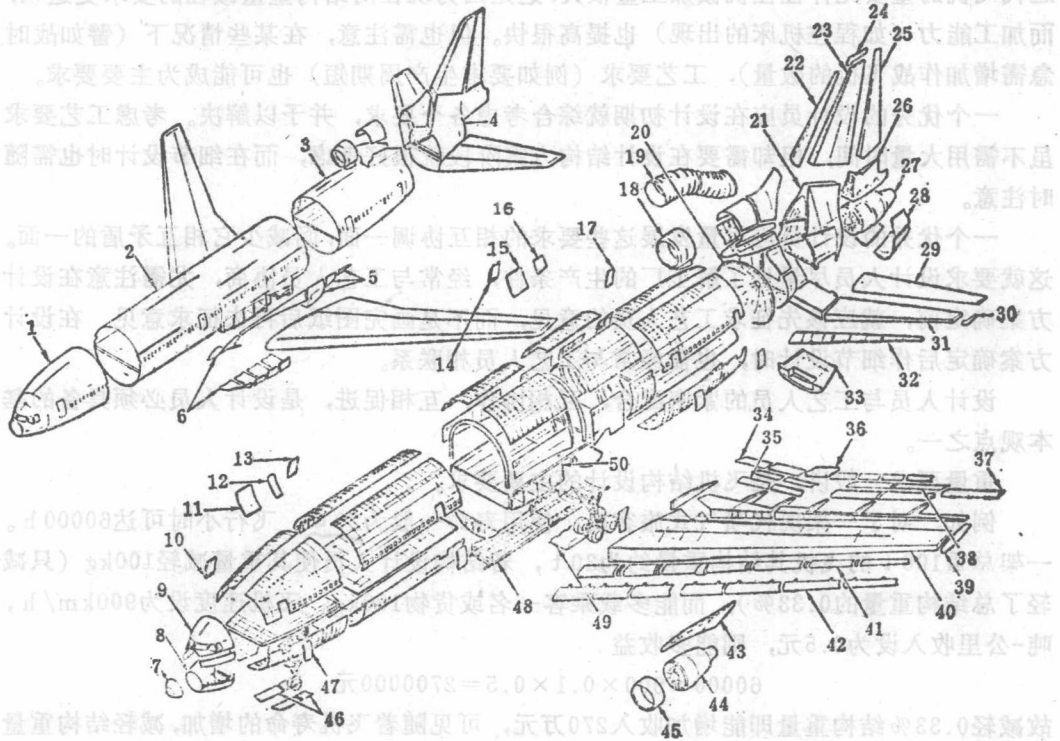


图1.3 L-1011旅客机结构分解图

1—前机身，2—中机身，3—后机身，4—尾段，5—整流罩，6—整流罩，7—雷达天线罩，8—乘员舱下部组件，9—乘员舱上部组件，10—客舱舱门<1>，11—前货舱舱门<1>，12—厨房舱门<1>，13—客舱舱门<2>，14—客舱舱门<3>，15—中货舱舱门<2>，16—后货舱舱门<3>，17—应急出口舱门<5>，18—发动机进气口，19—S形进气道，20—气密框，21—机身尾段结构，22—垂直安定面前缘，23—垂直安定面翼盒，24—垂直安定面翼尖，25—方向舵，26—中发动机（即2号发动机）支持结构，27—2号发动机，28—2号发动机整流罩，29—升降舵，30—水平安定面翼尖，31—水平安定面翼盒，32—水平安定面前缘，33—辅助动力装置舱门，34—机翼扰流板（6块），35—襟翼的缝翼（4块），36—内副翼，37—外副翼，38—襟翼（4块），39—机翼翼尖，40—机翼受力翼盒，41—机翼前缘，42—前缘缝翼（7块），43—1号发动机吊架，44—1号发动机，45—1号发动机整流罩，46—前起落架舱门，47—客舱舱门<4>，48—机身龙骨梁组件，49—主起落架舱门，50—机翼中央翼盒。

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

结构设计的图纸有打样图、协调图、装配图、零件图之分。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。

二、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。机体结构通常包含机翼结构、尾翼结构、机身结构、发动机舱结构与起落架结构。

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

现以部件结构打样设计为例，给出设计过程中的各个典型阶段。

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

三、飞机结构设计的典型方法

在二十世纪五十年代以前，飞机结构设计与其他民用结构设计一样，也是处于定性设计阶段。即结构设计人员，根据所设计对象的具体要求、条件，结合已有经验与设计原理、知识进行定性分析，选出合理的设计方案；再根据已有的经验与设计原理、设计知识进行粗略估算以选择主要截面尺寸，再进行强度校核（强度校核是一专门术语，可包括强度、刚度、寿命等校核）以验算截面尺寸能否保证安全。如果满足强度要求，即认为设计完毕；当强度不够，或设计人员认为剩余强度太大、想进一步改进设计以减轻结构重量（突出重量要求是飞机结构设计与其他民用结构设计的不同处），则进行改设计，即设计员通过定性分析与粗略估算修改主要截面尺寸，然后再进行强度校核；一般重复1~2次即认为满意，当然，最终设计还是应满足强度校核要求。

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

随着飞机飞行速度的提高，三角机翼、小展弦比机翼日益得到广泛应用。随着飞机总重的增加，机身隔框尺寸随着增大，因此就必需考虑其弹性变形对计算内力时的影响。由于机翼、机身外形出现了上述变化，故长期用于计算大展弦比直机翼与小尺寸机身的

工程梁理论, 就不能再应用于上述外形的结构了, 这就使通过估算确定截面尺寸出现了困难。

六十年代以后, 由于出现了电子计算机、应力分析的有限元素法以及优化数学, 使飞机结构设计从定性设计向前发展了。

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

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

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

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

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

四、本书的主要内容

由于结构优化设计、飞机零构件设计、飞机制造工艺、使用和维护都有专门的著作, 因此本书主要阐明以下几个内容:

- (1) 部件与组件的结构设计, 也包括一些重要的构件设计;
- (2) 在结构设计中, 主要讨论方案选择, 本书将详尽阐明如何较细致地定性分析结构方案的合理性及其优劣, 并在某些典型结构上, 对方案作一些初步的定量分析;
- (3) 结构的传力分析, 这是结构方案分析的基础;
- (4) 一些重要的设计原理、理论与准则。

第二章 飞机的外载荷

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

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

飞机总重 G 和惯性力 N 均与飞机本身质量 m 有关，故称之为质量力。

飞机在空中飞行时的受载情况可简化成图2.1 (a)。此时飞机既有平移运动，又有

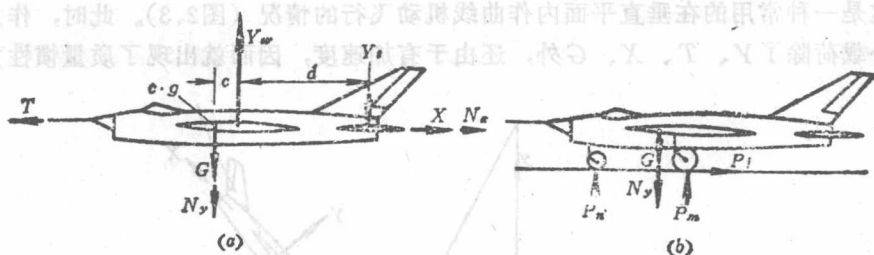


图2.1 飞机的外载荷

(a) 空中飞行情况；(b) 地面运动情况。

旋转运动，总的平衡关系如下：

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

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

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

式中 Y_w ——机翼升力；

Y_t ——尾翼升力；

a_x, a_y —— x, y 方向的加速度；

N_x, N_y —— x, y 方向的惯性力；

(2.3) I_z ——飞机绕 Z 轴的质量惯性矩；

α_z ——飞机绕 Z 轴的角加速度。

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

2.1 平直飞行情况

飞机作水平直线等速飞行时的外载情况可简化如下（图2.2）：

此时 $Y = G, \quad T = X \quad (2.4)$

飞机在这种飞行情况下，所受载荷处于静平衡状态，因此飞机无任何方向的加速度。

人坐在飞机里,如不看窗外景物的相对运动,就感觉不出在飞行。这种情况的外载特点是:

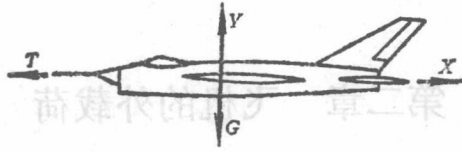


图2.2 平直飞行时的受载情况

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

2.2 典型飞行情况和过载

一、俯冲攻击后拉起的情况

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

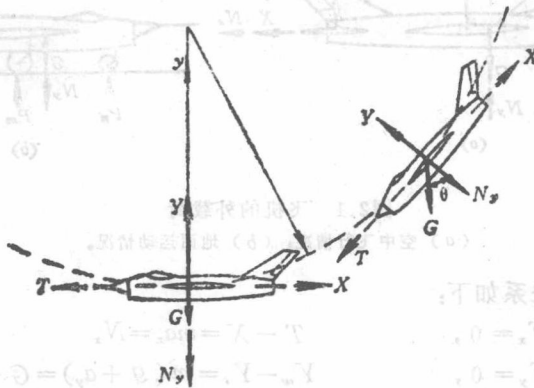


图2.3 俯冲攻击后拉起时的受载情况

设飞机的速度为 V ,航线的曲率半径为 r ,则法向(y 向)加速度为

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

离心惯性力为

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

将这些力投影到升力的方向上,得出动平衡方程式为

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

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

由此可见, $Y/G \neq 1$,飞机所需的升力不等于重力,而是等于重力乘以一个系数,这个系数就是该升力与重力之比(它与飞机的飞行状态参数有关),并称为过载系数(简称“过载”)。升力方向的过载系数用符号 n_y 表示,即

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

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

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

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

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

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

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

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

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

(2) 如限定 $n_{y\max} \leq 8$, 则

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

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

二、过载系数的概念

1. 过载系数的定义

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

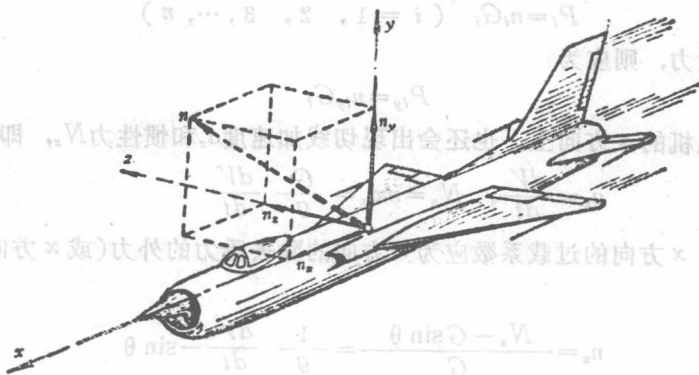


图2.4 飞机的坐标轴方向