

高等学校教材

飞机结构的分析与先进 设计原理

冯元生 主编

30646502



西北工业大学出版社

30646502

V214.1
02

高等学校教材

飞机结构的分析与先进设计原理

主 编 冯元生

副主编 陶梅贞

冯元生 陶梅贞 羊 矜 编
谢德康 郑锦榕



西北工业大学出版社



C0001386

内 容 简 介

本书包括绪论、飞机的外载荷、机翼结构分析、机翼结构设计、机身结构分析与设计、起落架、飞机操纵系统、飞机结构的损伤容限设计、结构可靠性设计、复合材料结构设计等十章。

本书着重阐明飞机结构设计的基本概念，设计原理、原则、准则，设计方法。对于飞机结构设计的重要基础与基本手段——受力分析，作了较详细的论述。对于新结构、新设计方法给予了较详细的说明。

本书为高等学校飞机设计专业的教材，也可供从事飞机和其他种类飞行器设计及研究人员参考。

高等学校教材

飞机结构的分析与先进设计原理

主 编 冯元生

副 主 编 陶梅贞

责任编辑 王俊轩

责任校对 生 力

*

西北工业大学出版社出版

(西安市友谊西路 127 号)

陕西省新华书店发行

西北工业大学出版社印刷厂印装

ISBN7-5612-0293-8/V·13(课)

*

开本 787×1092 毫米 1/16 30 印张 733 千字

1991 年 6 月第 1 版 1991 年 6 月第 1 次印刷

印数 1—1400 册 定价 7.70 元

前 言

我们曾在1984年为国防工业出版社写过一本《飞机结构设计》教材，得到了较多单位的使用。这5年来，由于飞机结构设计已向损伤容限设计、可靠性设计、复合材料结构设计发展，故又新编了这一本教材，内容约作了60%以上的更新，写法上也更为精炼、实用。

本书主要阐明飞机部件与组件的结构设计。在结构设计中，主要讨论方案选择。本书除了较详细地阐明如何细致地定性分析结构方案的合理性及其优劣以外，还对某些方案作了一些初步定量分析和论证。这里所说的定量分析主要是从重量观点出发，对几种供选择的典型设计方案作较粗的重量估算。对于结构方案分析的重要基础，即受力分析，作了较详尽的叙述。

新加了三个专章，分别阐明损伤容限设计、结构可靠性设计、复合材料结构设计；这三章内容也可移至必修课或任选课中讲述。

本书由陶梅贞同志编写第三、四、五、八章，三、四、五章基本重新写过，第八章为新加；羊姪同志编写第十章，为新加；冯元生同志编写第一、九章及其他章若干小节，第一章为部分改写，第九章为新加；郑锦榕同志编写的第二章与第六章只有少量改写；谢德康同志编写的第七章也只有少量改写。

本书由冯元生同志任主编，陶梅贞同志任副主编。

对于书中的缺点和错误，敬请读者不吝指出，以便再版时修订。

编 者
1990年6月

常用符号表

<p>A 截面面积</p> <p>a 板的长边, 加速度</p> <p>B 翼箱宽度, 横向宽度, 轮距</p> <p>b 板的短边, 弦长</p> <p>C 常数</p> <p>\bar{c} 相对厚度</p> <p>E 拉伸弹性模量, 能量</p> <p>F 力</p> <p>f 安全系数, 油孔面积</p> <p>G 重力, 全机重量</p> <p>H 机翼高度</p> <p>K 结构刚度, 系数</p> <p>L 长度</p> <p>M 马赫数, 弯矩, 力矩</p> <p>m 质量</p> <p>N 轴向力, 惯性力</p> <p>n 传动比, 过载系数, 元件总数</p> <p>P 载荷</p> <p>P_d 设计载荷</p> <p>P_e 使用载何</p>	<p>Q 剪力</p> <p>q 速压, 分布载荷, 剪流</p> <p>R 强度, 反力</p> <p>S 机翼面积, 行程, 载荷</p> <p>S_i 第 i 个增量载荷</p> <p>T 温度</p> <p>V 速度, 体积</p> <p>W 结构重量</p> <p>α 迎角, 角加速度</p> <p>β 可靠指标</p> <p>γ 指数, 比重</p> <p>δ 厚度, 位移, 舵偏角</p> <p>η 剩余强度系数, 梯形比</p> <p>λ 展弦比</p> <p>ρ 材料密度, 相关系数</p> <p>σ 正应力, 标准差</p> <p>τ 剪应力</p> <p>μ 均值</p> <p>φ 传递系数, 减缩系数</p> <p>ω 角速度</p>
---	--

目 录

第一章 绪 论	1
1.1 飞机研制过程概述	1
1.2 飞机结构设计的原始条件	3
1.3 飞机结构设计的基本要求及其分析	5
1.4 飞机结构设计的内容、特点与步骤	7
1.5 飞机结构设计的发展	10
第二章 飞机的外载荷	14
2.1 平直飞行情况	14
2.2 典型飞行情况和过载	15
2.3 其他载荷情况	23
2.4 飞机设计规范介绍	28
2.5 节点载荷的计算	32
第三章 机翼、尾翼结构分析	36
3.1 机翼、尾翼的功用与要求	36
3.2 机翼、尾翼的外载特点	37
3.3 机翼结构的典型元件与典型受力型式	40
3.4 机翼典型受力型式的传力分析	44
3.5 机翼设计分离面对接处以及机翼、机身对接区的传力分析	60
3.6 后掠机翼和三角机翼的传力分析	67
3.7 结构上开口对传力的影响	82
附录 梁架式后掠机翼根部传力定量分析	91
第四章 机翼、尾翼的结构设计	97
4.1 机翼结构设计方法简介	97
4.2 机翼布置及机翼结构设计的原始依据	99
4.3 机翼受力型式选择与机翼主要受力构件布置	102
4.4 机翼结构的设计计算	116
4.5 机翼典型元件的设计	121
4.6 板杆结构中集中力扩散件设计与结构局部传力设计合理性分析	137
4.7 机翼整体油箱的设计特点与机翼开口区结构设计	143
4.8 机翼、机身连接接头设计与结构设计中的补偿问题	150
4.9 机翼结构的刚度设计要求与气动弹性问题概述	157

4.10 机翼前、后缘增升装置简介和尾翼、操纵面的结构设计特点	167
第五章 机身结构分析与设计	181
5.1 机身的功用、内部布置和设计要求	181
5.2 机身的外载和受力特点	183
5.3 机身典型结构型式的传力分析	184
5.4 机身结构元件的设计与布置	190
5.5 机身加强框的设计	195
5.6 集中力作用处的构件布置	206
5.7 增压座舱的结构设计特点	212
5.8 机身开口区的设计	218
5.9 机翼、机身对接设计及机身设计分离面的对接设计	221
第六章 起落架	228
6.1 起落架的设计要求	228
6.2 起落架的外载荷	229
6.3 起落架的配置形式	232
6.4 起落架的结构型式和受力分析	233
6.5 起落架的强度计算	242
6.6 减震装置	244
6.7 起落架的一些其它装置	261
6.8 多轮小车式起落架	272
6.9 起落架的疲劳与断裂设计	277
附录 起落架几何位置的确定	280
第七章 飞机操纵系统	282
7.1 对飞机操纵系统的要求	282
7.2 机械操纵系统	283
7.3 不可逆助力操纵系统	297
7.4 含有自动增稳器的操纵系统	318
7.5 飞机操纵系统动态品质的评定	325
附录	328
第八章 疲劳、损伤容限设计	332
8.1 概论	332
8.2 疲劳设计	334
8.3 断裂力学有关的基本理论	348
8.4 损伤容限设计	358
小结	372

第九章 结构体系可靠性分析与设计	374
9.1 概论	374
9.2 结构元件可靠性分析	376
9.3 结构体系可靠性分析	402
9.4 结构可靠性设计	432
第十章 复合材料结构设计	442
10.1 概述	442
10.2 材料设计	447
10.3 结构设计	459
参考文献	468

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、机动性愈来愈高。现代歼击机的最大速度通常为音速的两倍多，即 $M > 2$ ；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。

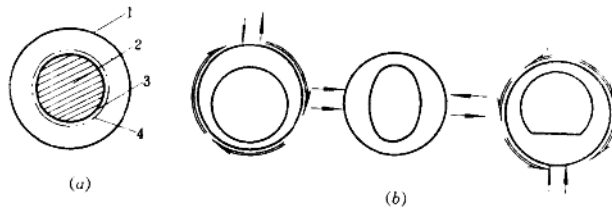


图 1.1 机身加强框的内外侧尺寸协调

(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^①算出 (参考第二章)。

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地给出。

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 60 000 飞行小时,而现代歼击机,如美国的 F-18,其设计寿命也已达 6 000 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压实,然后再简单地整修一下,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。格斗用歼击机要求高机动性、低机场要求。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,希望它能很快地进入临战状态,因此要

^①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。

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能进行全天候飞行。

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、结构的产生条件

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的工艺性的结构。

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稳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，具有足够的寿命以及高的可靠性等。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，考虑使用要求所需化费的工作量也不多，只要在考虑结构方案时结合考虑即可。

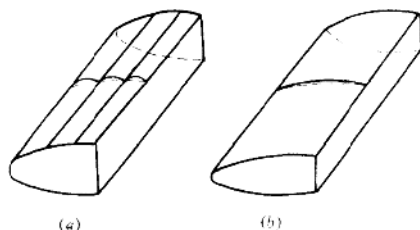


图 1.2 前缘结构布置对变形后截面形状特性的影响(只示出上半部)

- (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长时间，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 年，飞行小时可达 60 000h，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%），而能多载乘客一名或货物 100kg。飞机速度设为 900km/h，吨-公里收入设为 0.5 元，则能多收益

$$60\,000 \times 900 \times 0.1 \times 0.5 = 2\,700\,000 \text{ 元}$$

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、特点与步骤

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、可靠性等要求。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，故不看作为结构元件；至于旅客机客舱内的装饰板，当然也不能看作为结构元件。

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。

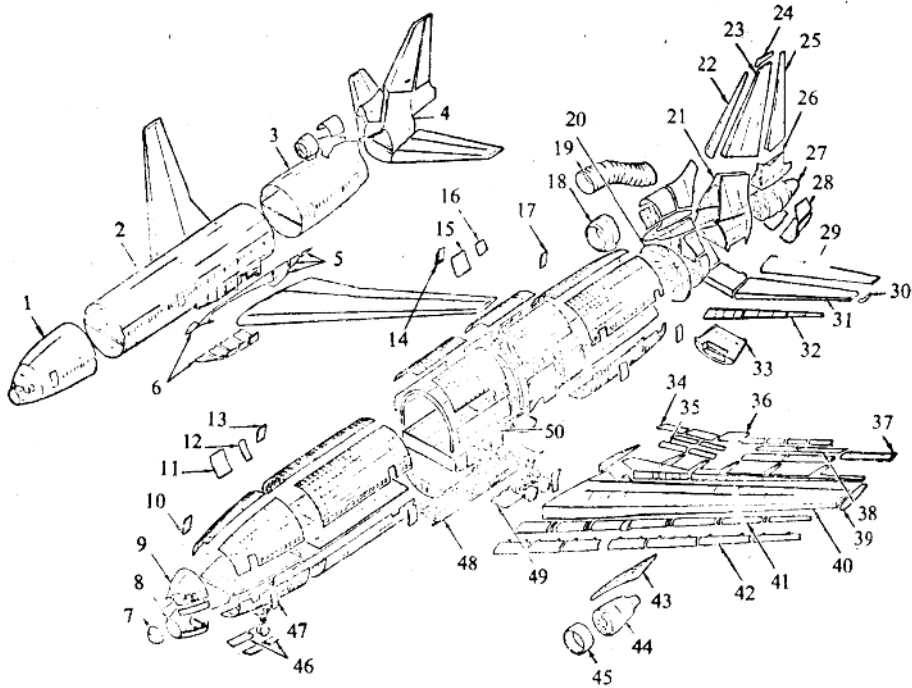


图 1.3 L-1011 旅客机结构分解图

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型进气道;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 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、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，因此就必须考虑其弹性变形对计算内力时的影响。由于机