

# 飞机结构设计



南京航空航天大学  
飞机设计技术研究所

2005.9



# 一、本课程的特点

- 注重基础理论概念的实用化、感性化以及工程化
- 注重综合运用知识概念权衡复杂问题分析, 抓住主要矛盾寻找解决问题途径的基本设计理念
- 大量工程结构实例的剖析
- 注重培养自行分析、动手设计的主观能力以及工程实用化的实践能力



## 具体要求:

- 注意定性分析，要求概念清楚；
- 实践性强，要求常去机库观察实物；
- 理性推理较差，要求认真上课。



## 二、基本内容和基本要求

### 内容:

- 飞机的外载荷;
- 飞机结构分析与设计基础
- 不同类型飞机结构的分析;
- 飞机结构的传力分析;
- 飞机结构主要元构件设计原则;



## 内容要求:

①掌握飞机结构分析和设计的基本手段——传力分析;

②能够正确解释飞机结构元件的布置;

③能够正确地分析和设计飞机结构的主要元件。



# 第1章 绪论





- 飞机结构设计将飞机构思变为飞机的技术过程;
- 成功的结构设计离不开科学性与创造性;
- 结构设计有其自身的原理和规律, 不存在唯一正确答案, 需要不断的探索和完善。



# 1.1 飞机结构设计

## 在飞机设计中的位置

### 飞机功用及技术要求







## 技术要求

- 技术要求： $V_{\max}$ ，升限，航程/作战半径，起飞着陆距离，载重/起飞重量，机动性指标（加速，最小盘旋，爬升），使用寿命；
- 非定量要求：全天候，机场要求，维护要求；
- 趋势： $V \nearrow$ ， $H_{\max} \nearrow$ ，载重 $\nearrow$ ，航程 $\nearrow$ ；



苏-30



阵风



F-117



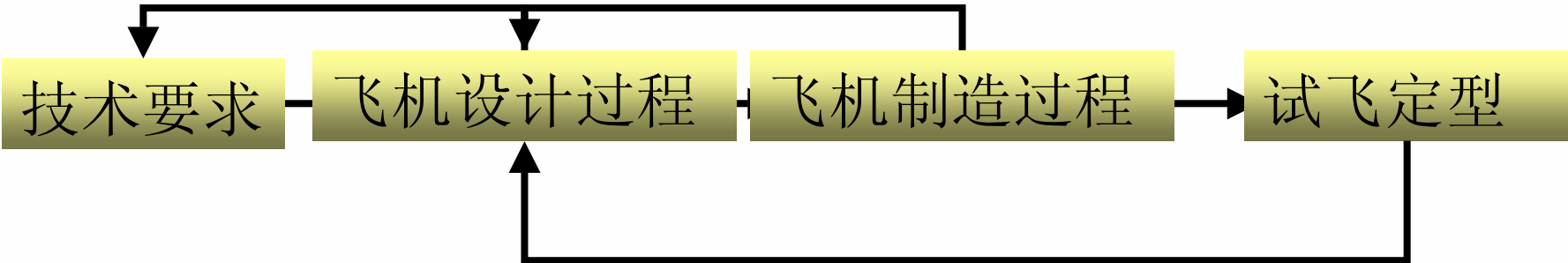
- 第四代战斗机(俄罗斯称之为第五代战斗机)更着重强调同时具备隐身技术、超音速巡航、过失速机动和推力矢量控制、近距起落和良好的维修性等性能。



- 由于各种飞机的用途和设计要求不同，会带来飞机气动布局和结构设计上的差别；
- 飞机设计的基本概念、设计原理和设计方法是一致的；
- 本课程将对典型结构型式进行分析的基础上，将主要介绍飞机设计的基本概念、设计原理和方法。



# 1.1.1 飞机研制过程





## 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出新飞机的战术技术要求或使用技术要求。

## 2. 飞机设计过程

飞机设计单位根据拟订好的飞机技术要求进行飞机设计。飞机设计一般分为两大部分：总体设计和结构设计。





### 3. 飞机制造过程：

飞机制造工厂根据飞机设计单位提供的设计图纸和技术资料进行试制。试制出来的新飞机即可投入全机强度、疲劳和损伤容限的验证试验和试飞。

**趋势：**无图化制造

### 4. 飞机的试飞、定型过程

在通过全机静强度试验、某些必要的疲劳、损伤容限的早期验证试验、起落架试验和全机各系统试验后进行试飞。



# 1.1.2 飞机结构设计的地位

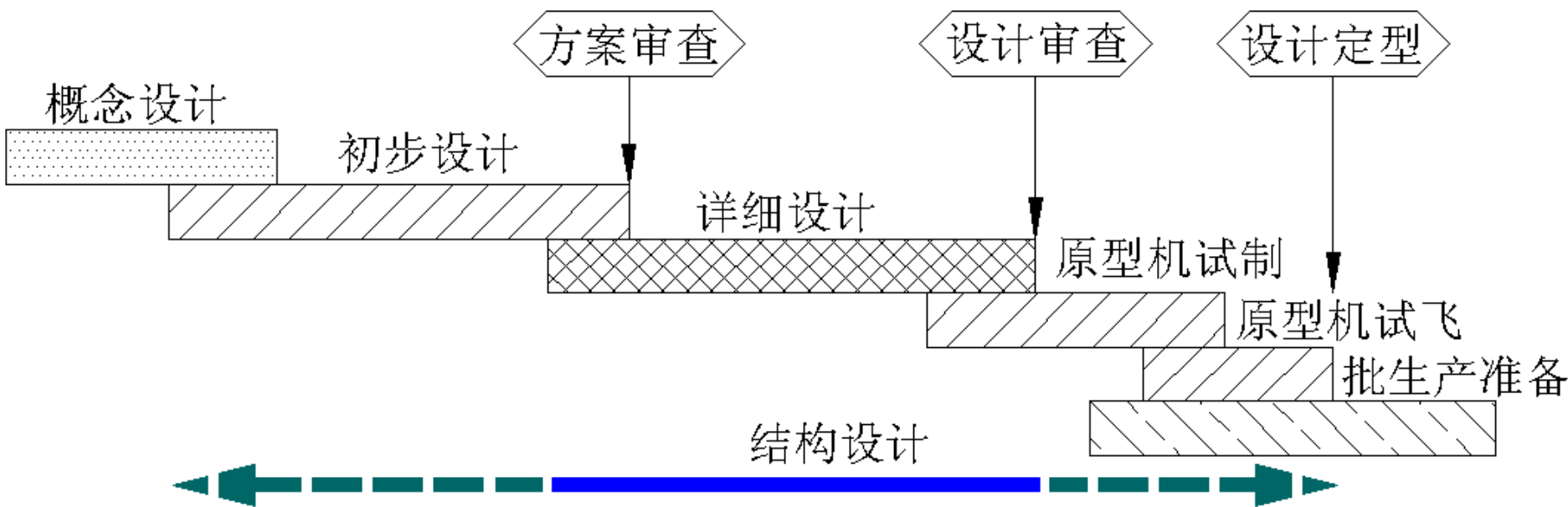


图1.1 飞机研制的一般过程



# 1. 概念性设计阶段

- 根据设计要求，全面构思，形成粗略的断语飞机设计方案的基本概念，并草拟一个或几个能满足设计要求的初步设计方案



## 工作内容:

- 初步选定飞机的形式, 进行气动外形布局
  - 初步选择飞机的基本参数
  - 选定发动机和主要的机载设备
  - 初步选择各主要部件的主要几何参数
  - 粗略绘制飞机的三面草图
  - 初步考虑飞机的总体布置方案, 初步的性能估算, 检查是否符合飞机设计所要求的性能指标
- \* 方案要具有足够的先进性且实际可行
- \* 花钱和耗时不多, 但非常重要



## 2 初步设计阶段

- 修改完善飞机的几何外形设计，给出完整的飞机三面图、理论外形；
- 全面布置安排各种机载设备、系统和有效载荷；
- 初步布置飞机结构的承力系统和主要的承力构件；
- 进行较为详细的重量计算和重心定位；
- 进行比较精确的气动力性能计算和操纵性、稳定性计算；
- 给出详细的飞机总体布置图。



### 3 详细设计阶段

- 结构设计（部件设计和零构件设计）
- 给出各个部件和各个系统的总图、装配图、零件图，详细的重量计算和强度计算报告
- 静强度试验、动强度试验、寿命试验和各系统的台架试验



- 试制原型机和进行地面试验，包括全机静、动力试验和各系统的地面试验
- 试飞
- 修改
- 设计定型
- 获得型号合格证书
- 批量生产



## ➤ 飞机研制的特点

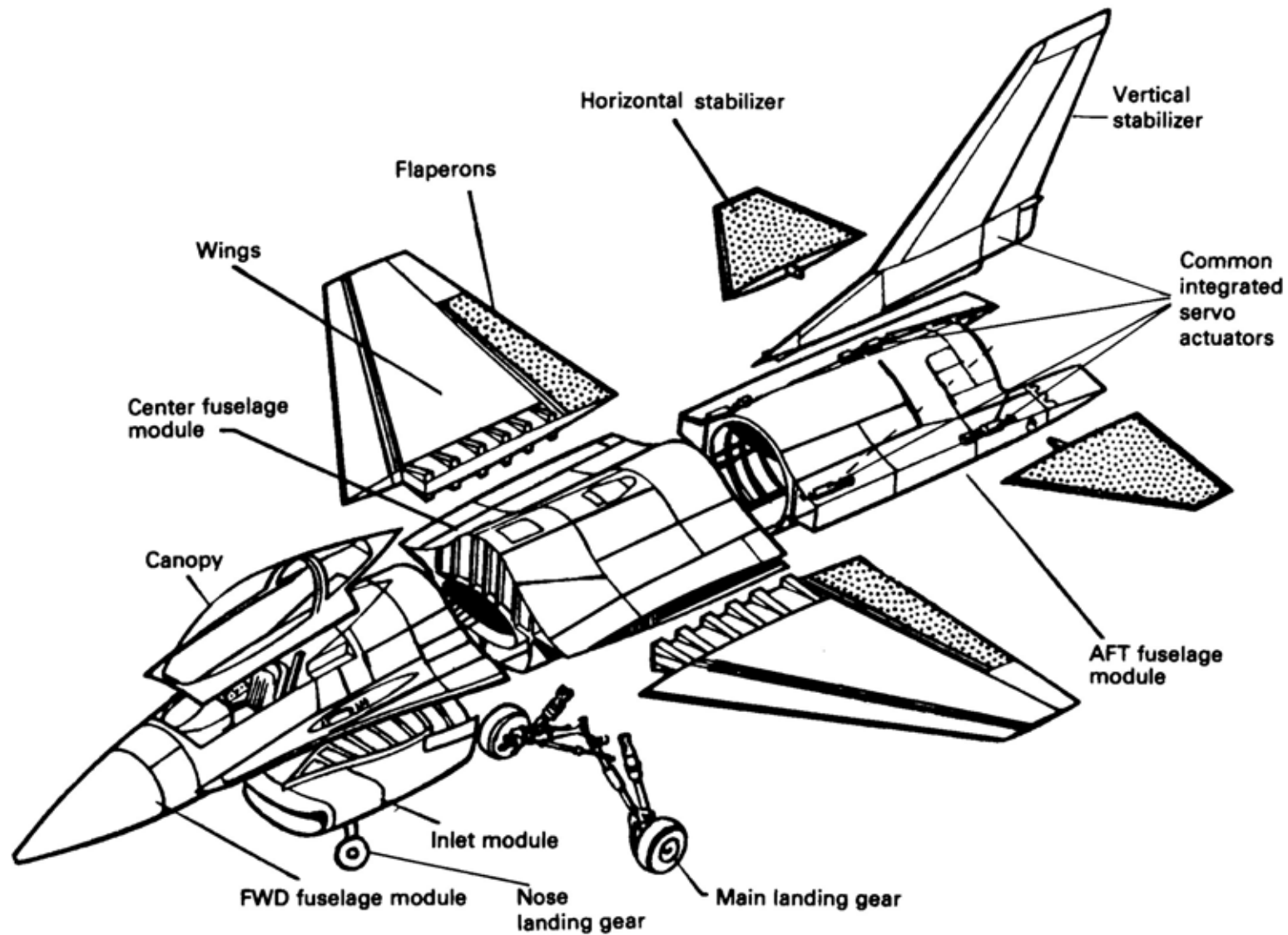
- 性能良好的飞机是先进科学技术和创造性劳动的产物
- 飞机研制工作是一个反复迭代、逐步逼近的过程
- 研制成功的飞机是多种专业综合和协调的最终结果





## ➤ 飞机结构设计具体内容

- 飞机部件的结构打样设计（初步设计）
- 零构件设计
- 部件的结构图纸



飞机部件



## 设计师素质

- 设计师的第一要务是彻底熟悉飞机设计所依据的规则；
- 其次，设计师应熟悉每一代飞机的型号。



## 1.2 飞机结构设计的原始条件

### 1.2.1 结构的形状协调

1. 理论外形——由飞机的性能（特别是气动性能）、用途等确定。

例如： 气动性能需要翼身融合；  
飞行速度决定翼剖面



## 2.内部装置——由总体设计确定。

如：发动机 后机身的框；

油箱 梁、肋、框等；

操纵杆、导线等 翼肋



### 3.相互连接—各设计室、组、员之间协调

如：机翼与机身框；  
前机身与后机身；  
翼肋与翼梁；



## 注意:

- ① 内部装置与结构之间应有一定的间隙;
- ② 根据具体情况设计出的结构不一定占据整个最大高度和空间;
- ③ 某些协调关系在设计过程中可作一些调整。



## 1.2.2 结构的外载荷

### 及对结构受力特性的要求

- 飞机结构的强度、刚度、寿命、可靠性等与外载直接有关；
- 外载是设计结构尺寸的主要依据；
- 外载由飞机的机种、总重、外形尺寸、使用要求等条件根据飞机强度规范算出。





## 结构件的受力特性:

动载/刚度——有气动弹性要求的地方，如：  
操纵面、翼尖

静载/强度——飞机中最不重要的元件，如：  
普通长肋

静载/刚度——有变形要求的地方，如：普  
通肋、机翼后缘



寿命——飞机结构中的主要受力构件。如：  
主梁、下壁板、接头、气密舱

热强度——高温处，如：后机身、尾喷口、  
激波产生处

破损安全结构——重要部件设计成多路传力  
结构，如：中翼受力盒段

缓慢裂纹扩展结构——不可检处按安全寿命  
设计



## 1.2.3 结构的使用条件

- ✓ 气象条件（温度和湿度）、介质条件（海水、水汽等）；
- ✓ 机场条件（主要是跑道品质）；
- ✓ 维修条件（周期、次数、速度、能力）。



## 1.2.4 结构的生产条件

- ✓ 生产产量——决定工艺方案，是决定设计方案的重要依据之一
- ✓ 加工设备——现有设备，一般不考虑引进贵重设备和专用设备
- ✓ 人员素质
- ✓ 生产成本



# 1.3 飞机结构设计的 基本要求及其分析

- 一、气动要求
- 二、重量要求
- 三、使用维护要求
- 四、工艺要求



## 1.3.1 飞机结构设计的基本要求

### 一、气动要求

- 外形准确度—升力
- 表面质量—阻力
- 操纵面、翼尖等的变形量—操纵性、操纵效率、气动弹性



- 随着飞机设计向综合性和一体化发展，对结构设计提出了新的要求：
  - 隐身—结构一体化 (F117)
  - 翼—身融合技术 (Su-27)
  - 飞机—发动机一体化设计
  - 飞控—火控—结构一体化设计



## 二、结构完整性及最小重量要求

结构完整性是指关系到飞机安全使用、使用费用和功能的机体结构的强度、刚度、损伤容限及耐久性(或疲劳安全寿命)等飞机所要求的结构特性的总称。本要求就是指结构设计应保证结构在承受各种规定的载荷和环境条件下:





- 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，或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；
- 具有足够的寿命和损伤容限，以及高的可靠性；
- 在保证上述条件得到满足的前提下；使结构的重量尽可能轻。



## 三、使用维修要求

### 维修要求

- 开敞性——便于检查、维修作业
- 维修性——合理布置和设计各种分离面、开口、锁等



## 四、工艺要求

- 加工快、成本低
  - 结合产品的产量、机种、需要的迫切性与加工条件等综合考虑
- 复合材料等新材料，还应对材料、结构的制作和结构修理的工艺性予以重视。



## 五、经济性要求

- 全寿命周期费用(LCC)概念(也称全寿命成本):

指飞机的概念设计、方案论证、全面研制、生产、使用与保障五个阶段直到退役或报废期间所付出的一切费用之和。



## 1.3.2 对基本要求分析

上述基本要求是相互关系、相互制约的，有的是相互矛盾的。



■ 气动要求是一种前提性的要求，即设计出的结构必须满足。

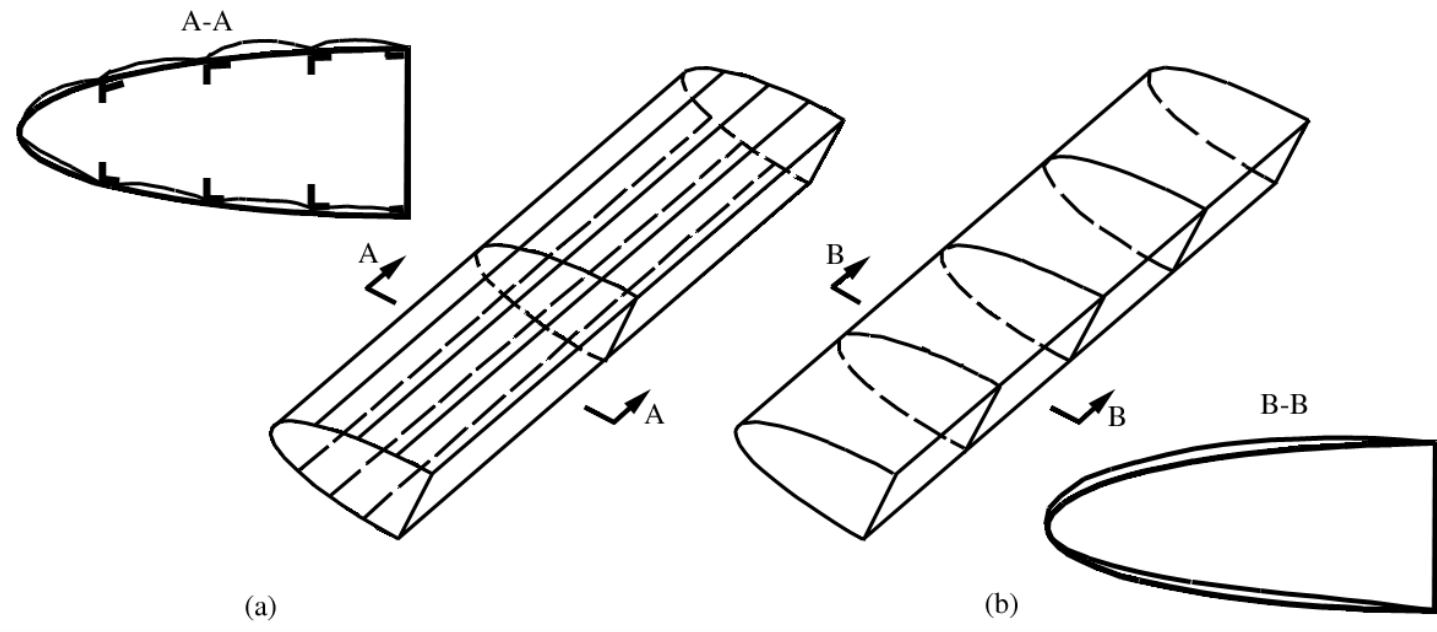


图1.2 翼面前缘变形



- 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。



- 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”是指对产品数量和加工条件。

- 重量要求是飞机结构设计的主要要求。





例：一架民用飞机总重100吨，结构重约30吨，如果减轻结构重量100kg(只占结构重量的0.33%)，则可获收益：

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

其中：60,000 — 20年寿命60000飞行小时

900 — 巡航速度900km/hour

0.1 — 减重100kg

0.5 — 费用/吨公里



# 1.4 飞机结构设计思想

## 1.4.1 飞机结构设计思想的演变

- 飞机结构设计思想的演变跟随科学技术的发展
- 飞机结构设计思想的演变来源于飞机使用的实践
- 随着航空科技的发展，才形成完整的飞机结构设计准则



# 一、静强度设计

$$\sigma_{sj} = f\sigma_{sy} \leq [\sigma]$$

30年代初以前：  
设计准则的表达式

$$P_u \geq P_d$$

$$P_d = f P_e$$

安全系数 $f$ 由强度规范给出，飞机结构设计必须通过整机静强度试验。



## 二、静强度和刚度设计

- 气动弹性问题：速度和战术技术性能要求的提高，采用阻力系数较小的薄翼型
- 设计准则： $\delta \leq [\delta]$ ； $f V_{\max} \leq V_{\text{cr}}$ 。

式中： $\delta$ —结构在设计载荷下的变形量；

$[\delta]$ —结构容许的变形量；

$$V_{\text{cr}} = \max(f_f V_f, f_s V_s, f_a V_a)$$

$V_f, V_s, V_a$ —颤振速度、机翼发散速度与副翼失效速度。



- 1932年，英国空海军飞机设计要求《AP-970》中已有防喘振要求
- 1975年出现了ACT技术，从原理上讲可以放宽这一要求

### 三、静强度、刚度和安全寿命设计

- 设计准则  $N_e \leq N_s \leq N_{ex}/n_f$

$N_e$ —飞机的使用寿命;

$N_s$ —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。

- 50年代中期起重视安全寿命设计

- 安全寿命设计准则美国使用到70年代初, 其它国家至今仍不同程度地沿用。



## 4、静强度、刚度、损伤容限和耐久性

年份	飞机	破坏情况	使用到破坏时间	疲劳验证试验寿命
1969	F-111	机翼枢轴接头板断裂	~100小时	>40000小时
1970	F-5A	机翼中部切面断裂	~1000小时	~16000小时
1973	F-4	机翼机身接合处机翼下耳片断裂	1200小时	>11800小时



## ■ 原因分析:

- 因为它没有考虑到实际上结构在使用之前, 由于材料、生产制造和装配过程中已存在有不可避免的漏检的初始缺陷和损伤
- 当时使用的高强度或超高强度合金的断裂韧性降低等原因
- 这些缺陷、损伤于使用过程中在重复载荷作用下将不断扩展, 直至扩展失控造成结构破坏和灾难性事故。





## ■ 解决措施

- 美国空军于1971年提出了安全寿命 / 破损安全设计思想作为过渡性措施，曾得到广泛应用。
- 1974 ~ 1975年美国颁布了第一部损伤容限设计规范。



## 损伤容限设计概念

- 承认结构在使用前就带有初始缺陷；
- 但必须把这些缺陷或损伤在规定的未修使用期内的增长控制在一定的范围内；
- 在此期间，受损结构应满足规定的剩余强度要求，以保证飞机结构的安全性和可靠性，同时不致使飞机结构过重；
- 在规定的未修理使用周期内，抵抗由缺陷、裂纹、其他损伤而导致破坏的能力。



根据结构是否可以检查分为：

\* 可检查结构——破损安全结构；

\* 不可检查——缓慢裂纹扩展结构



## 破损安全结构

$$\eta_{fa} \geq \eta_e = \eta_d / f$$

$$N_{ex,fa} / 4 \geq H$$

\* 式中  $\eta_{fa}$  为含损伤结构的剩余强度系数； $\eta_e$  为使用强度系数； $\eta_d$  为设计强度系数； $f$  为强度安全系数； $N_{ex,fa}$  为疲劳试验寿命， $H$  为检查周期。



## 缓慢裂纹扩展结构

$$N_{a_0 \rightarrow a_{cr}} \geq N_e = N_{ex} / n$$

- $N_{a_0 \rightarrow a_{cr}}$  为裂纹从  $a_0$  扩展到  $a_{cr}$  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； $N_{ex}$  为疲劳损伤容限试验寿命； $n$  为损伤容限疲劳分散系数，一般取2。

$a_0$ —为初始裂纹长度，与检测手段有关，通常在0.01~0.05之间；

$a_{cr}$ —为临界裂纹长度，与材料、结构、外载等有关，由  $K_{1c}$  求出。



## 经济寿命

- 到80年代末美国逐步放弃了安全寿命概念，而用按耐久性考虑的经济寿命取代安全寿命。
- 所谓经济寿命是指出现某种损伤使进行修复反而是不经济的时限。

$$N_{jj} = N_{sy} \geq N_{ex}^{nj} / n$$



- 目前耐久性设计概念仍是一种较新的方法，还有待于在今后的实践中进一步发展和完善。
- 根据我国具体情况，新机设计可有两种典型配套方案：
  - 安全寿命(疲劳) / 损伤容限设计；
  - 损伤容限 / 经济寿命(耐久性)设计。
- 从而形成了包括结构强度(静、动强度)、刚度、损伤容限、安全寿命(疲劳)或经济寿命(耐久性)的结构完整性设计要求。



## 5.结构可靠性设计

准则:

$R_s$  — 结构体系的可靠度

$R_s^*$  — 结构体系的可靠性要求





## 美国军用规范更新一览表

年代	代号	名称	说明
1938	X-1803-A	应力分析规范	规定了各类飞机的过载，规定了安全系数为1.5
1957	MIL-S-5700	有人驾驶飞机的结构规范	
1960	MIL-A-8860A	飞机强度与刚度	除强度刚度外还规定了《可靠性要求，重复载荷和疲劳》
1971.3	MIL-A-008866A	飞机强度与刚度/ 重复载荷和疲劳	增加了破损安全和安全裂纹扩展的原则性要求



表（续）

1971.3	MIL-A-008867A	地面试验	增加了损伤容限试验和安全裂纹扩展的原则性要求
1972.9	MIL-STD-1530	飞机结构完整性大纲	增加了裂纹分析和损伤容限分析，相应的疲劳试验和损伤容限试验等要求
1974.7	MIL-A-83444	飞机损伤容限要求	同MIL-A-008866B MIL-A-008867B MIL-STD-1530结合使用
1975.8	MIL-A-008866B	飞机结构强度与刚度、可靠性要求，重复载荷和疲劳	经济寿命取代安全寿命



表 (续2)

1975.8	MIL-A-008867B	飞机结构强度与刚度、地面试验	耐久性试验和损伤容限试验取代疲劳试验 分散系数由4降为2
1975.12	MIL-STD-1530B	飞机结构完整性大纲	去掉疲劳分析和疲劳试验 突出损伤容限分析和耐久性分析,明确规定损伤容限试验和耐久性试验



## 1.4.2 飞机结构设计的

### 现代理论与先进技术

- 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)



# 结构有限元分析以及

## 在飞机结构设计中的应用

- 结构设计中应力和变形分析十分重要
  - 它是分析和评估结构承载能力、使用寿命、可靠性和进行优化设计的基础
  - 又是修改设计和制定试验方案的依据。
  - 特别对按疲劳、损伤容限设计的关键件，其应力和变形的分析精度要求更高，需要有合适的模型和计算方法才能满足要求。
  - 计算模型关系到分析结果的准确性，而计算方法则影响到分析结果的精确度



## ■ 有限元法的基本概念

有限元法是求解复杂工程问题的一种近似数值分析方法，其基本概念是将一个形状复杂的连续体(如整个结构)的求解区域离散化，分解为有限个形状简单的子区域(单元)，即将一个连续体简化为由若干个单元组成的等效组合体。然后求得位移、应力、应变的近似数值解。解的近似程度取决于所采用的单元模型、数量以及对单元的插值函数。

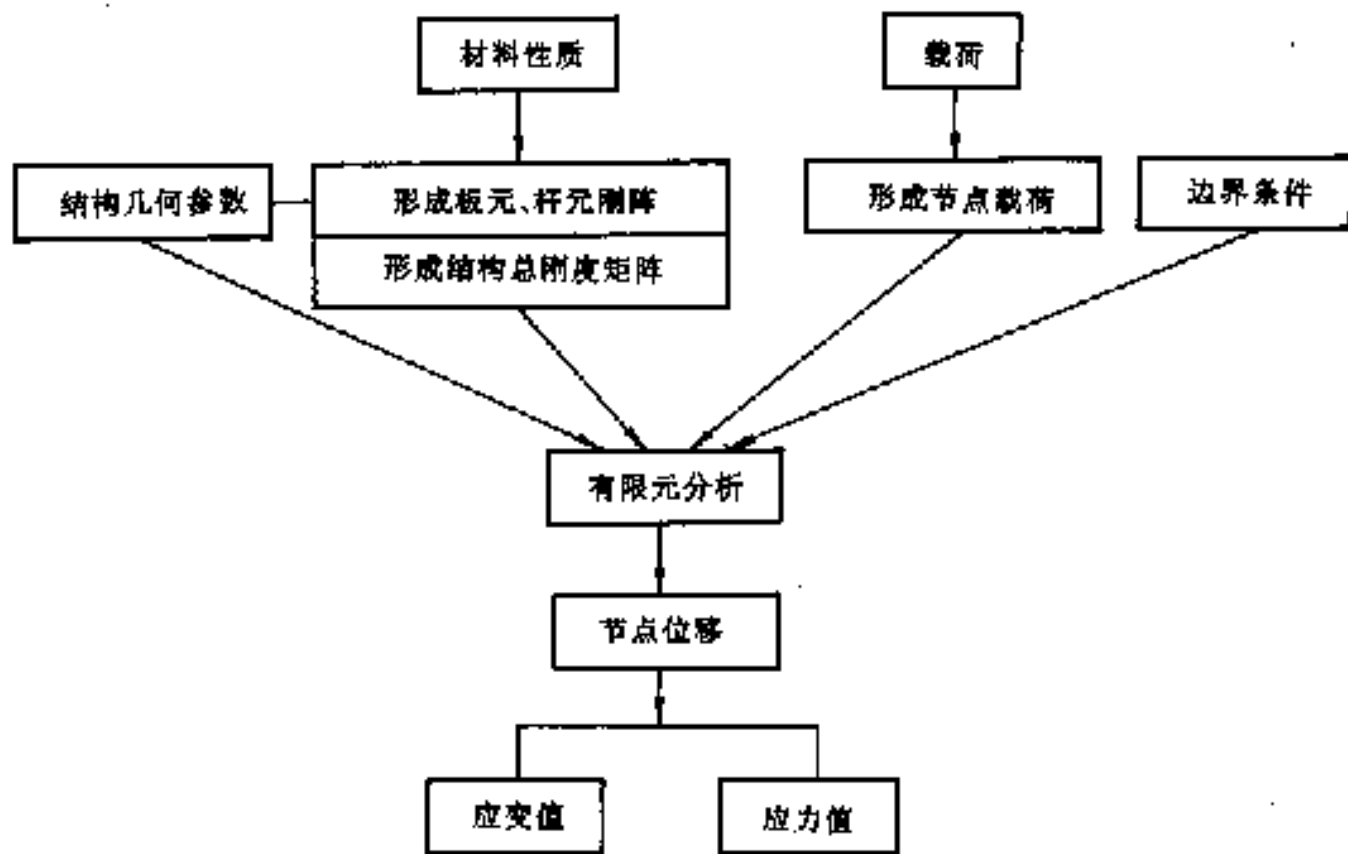


■ 建立模型主要有三个方面：

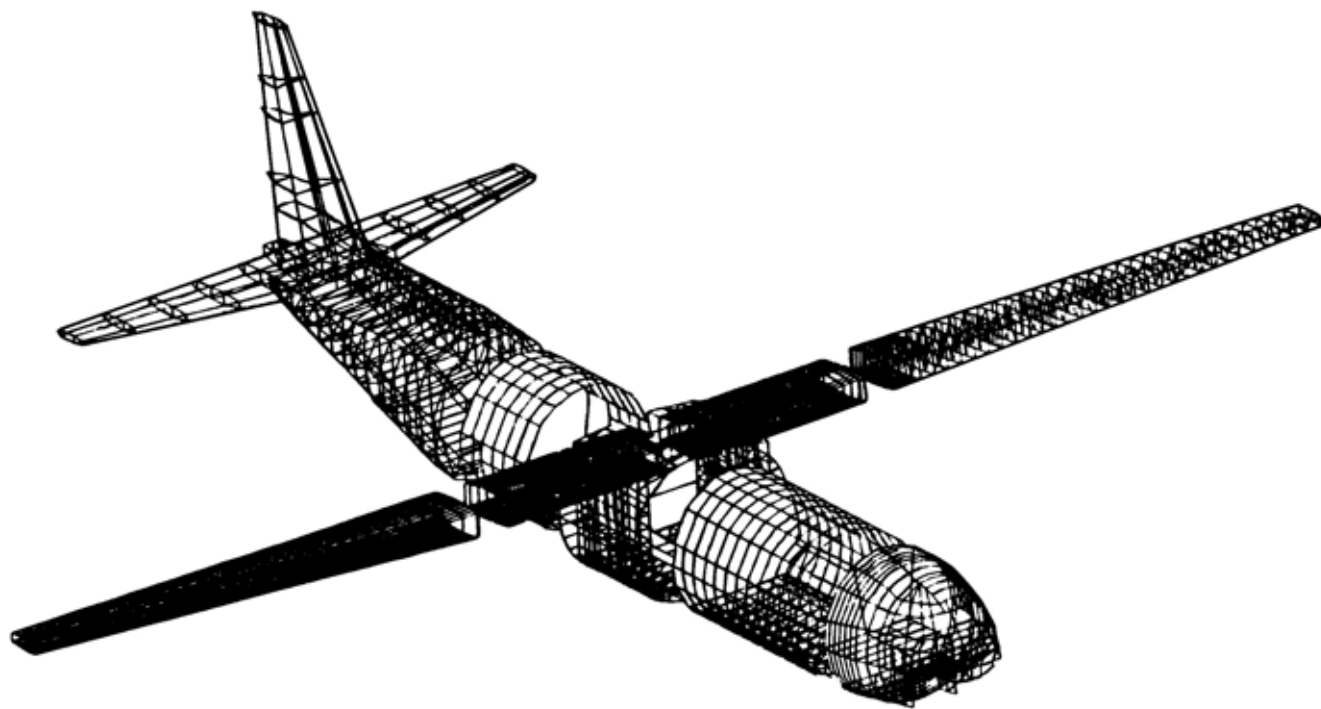
① 抓住结构的力学特征给以模型化，选取合适的单元；

② 载荷模拟；

③ 支承模拟，它在计算中反映为边界条件，是求解的重要基础。







飞机有限元模型

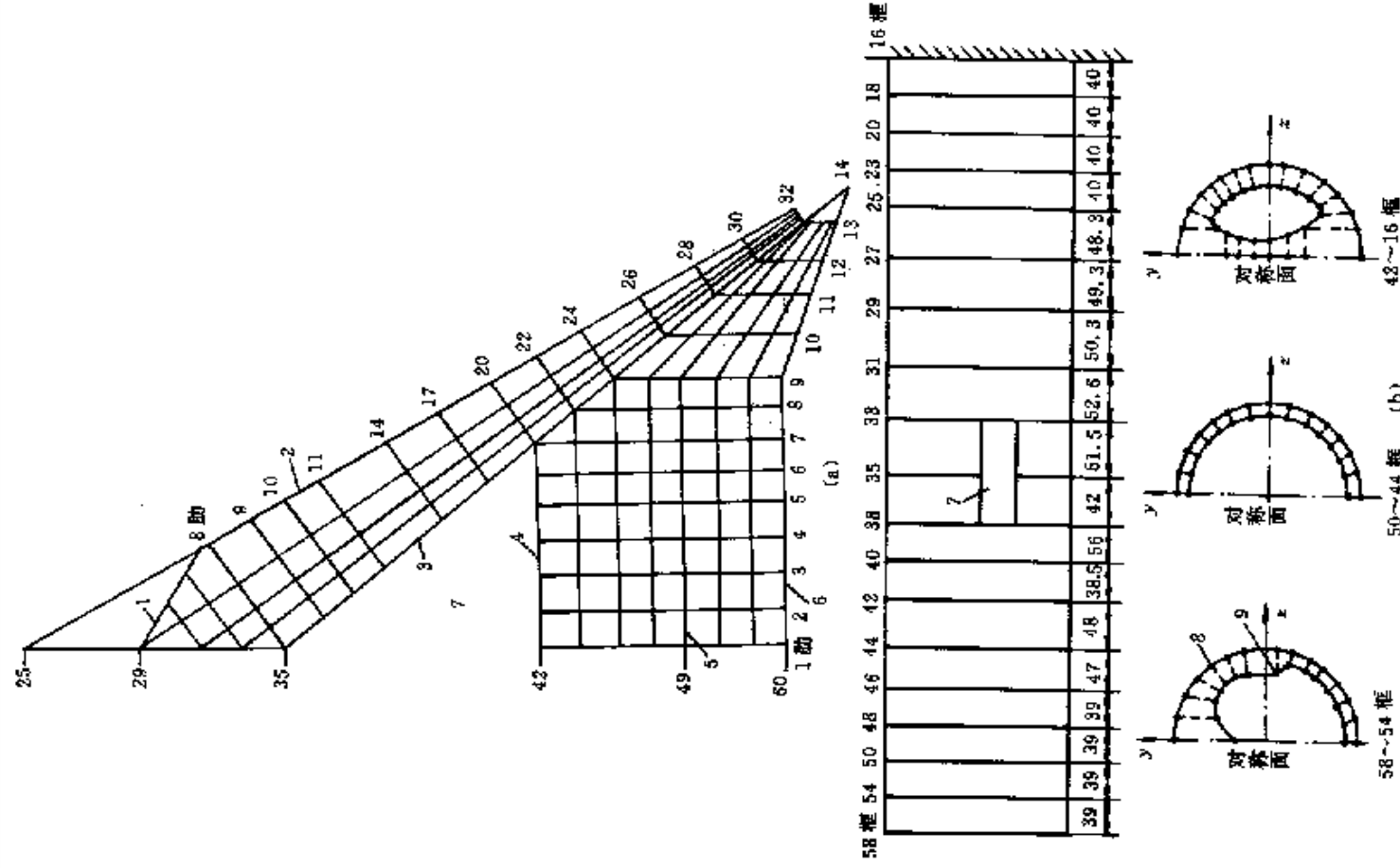


图 1.7 直升机机翼-机身联合求解模型图  
 1. 小梁, 2. 前缘, 3. 前梁, 4. 工梁, 5~6. 后梁, 7. 后缘, 8. 尾梁, 9. 尾梁后缘  
 10. 表示此点纵向位置, 11. 表示此点纵向位置, 12. 表示此点纵向位置, 13. 表示此点纵向位置, 14. 表示此点纵向位置



## 结构优化设计方法

- 有限元法虽然大大提高了应力、应变分析的精度，但面对得到的大量计算结果，在需要对结构参数进行调整、修改时，往往由设计人员凭直观判断、调整，“人为”的因素很大，与设计人员本人的设计经验和设计水平关系很大，很难取得满意的结果，而且由于设计过程周期长，效率低。
- 结构优化设计方法通常从任意一组设计变量的初始值开始，按一定的规律，逐步趋向优化解。



- (1) 将要调整确定的结构参数，如杆元截面积、板的厚度等尺寸，作为设计变量，它可以有 $i$ 个。
- (2) 将结构在外力作用下必须满足的一系列条件：如变形协调方程以及对强度、刚度、寿命的限制作为约束条件。



(3) 将反映结构最重要性能的指标，如重量最小或成本最低，作为目标函数。优化设计即是在所要求的约束条件下，确定出能满足目标函数的设计变量值。例如最常见的结构优化问题，即在应力、位移和最小尺寸限约束下的结构最小重量设计，就可用以下数学公式表达：

目标函数： $\min W =$



## ■ 求解有约束的优化问题

(1) 数学规划法。第一种方法可用解析法直接求解。但由于结构设计问题的复杂性，一般不可能用解析方法处理。第二种是用数值解，或称迭代解，即根据当前设计方案提供的信息，按照某些规定的步骤进行搜索，一步一步逼近优化点。



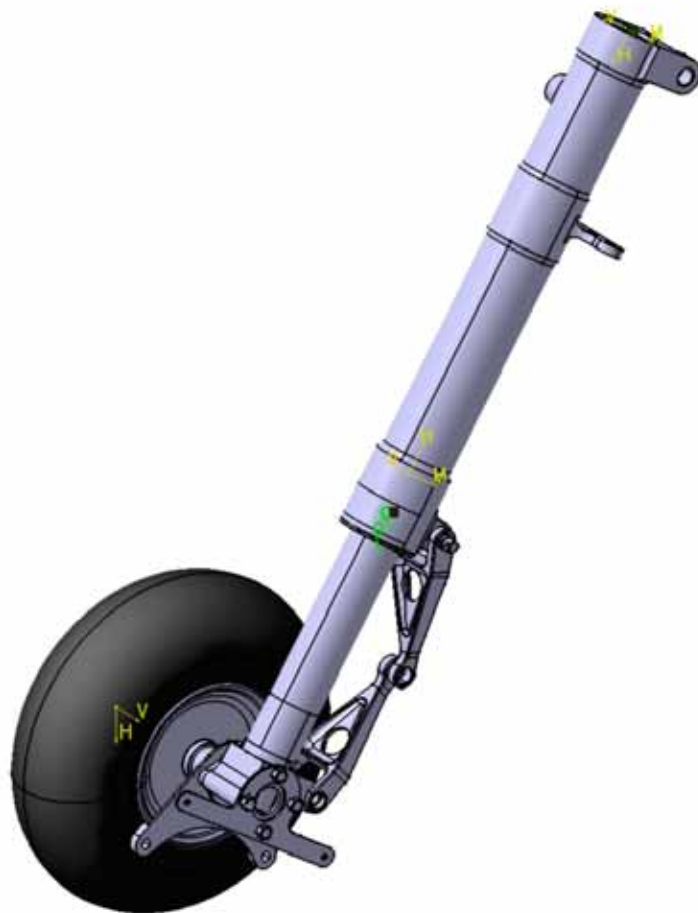
(2) 优化准则法。其要点是对规定的某类设计条件建立起相应的准则和使这些准则能够得到满足的一组迭代式，按这组迭代式修改设计，直到收敛。目前已导出了应力、位移、失稳、屈曲等约束条件下的结构优化准则。满应力设计准则是解应力约束优化问题用得较多的一种最直观的优化准则。即认为所有元件的设计变量若满足强度约束条件时，则重量为最轻。

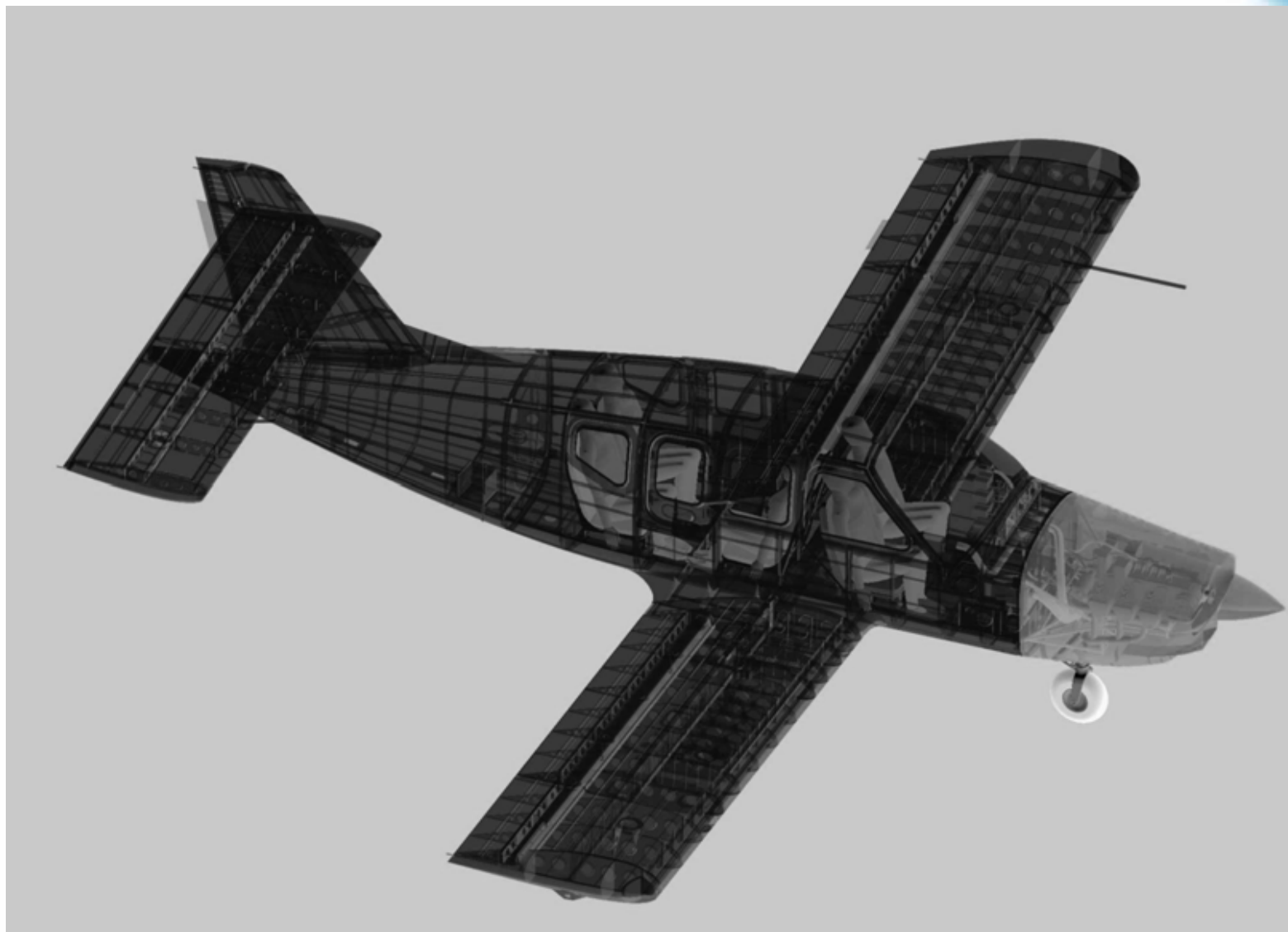


- 上述优化方法应用于确定构件的截面尺寸等比较成熟，但对于布局方案优化尚不很成熟。
- 正在发展的优化方法还有遗传算法和神经网络法
- 多目标优化设计
- 结构模糊优化设计
- 多学科优化



# 计算机辅助设计







## 1.5 飞机结构设计的内容与方法

- 结构——指受力结构。由几个或几千个零件结合在一起所构成，能承受规定的载荷，满足规定的强度、刚度、寿命、可靠性要求。
- 飞机结构设计——主要指机体结构设计。机体结构包含机翼结构、尾翼结构、机身结构、发动机舱结构、起落架结构等。



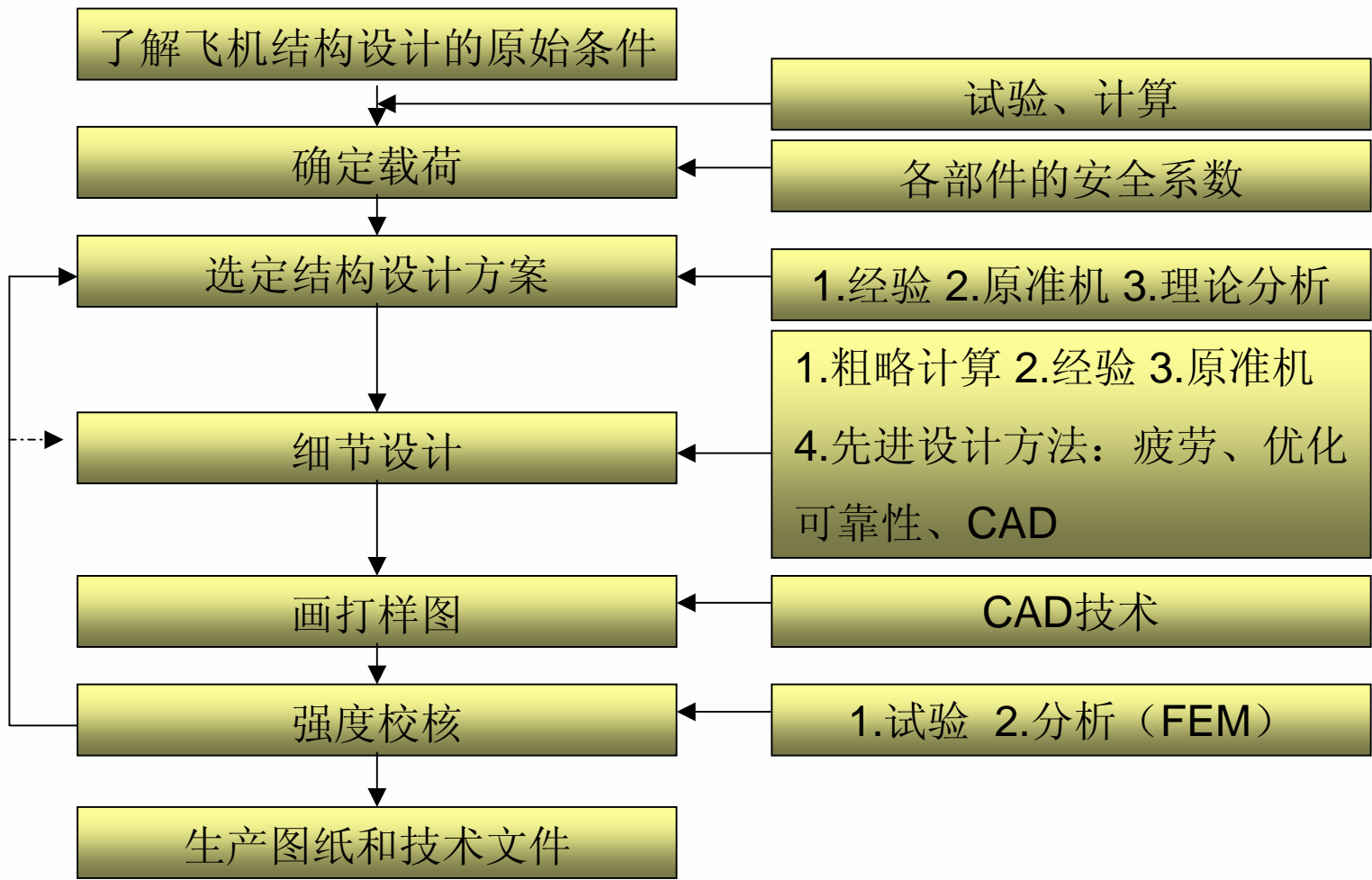
## 1.5.1 飞机结构设计的基本内容

1. 主要是机体结构设计，主要内容有：

- ✓ 部件结构打样设计（画出部件打样图）；
- ✓ 组件打样设计（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）。



# 2.飞机结构设计过程





## 1.5.2 飞机结构设计的方法

- 定性设计  
定性分析 + 粗略估算 + 强度校核
- 定量设计  
定性选取结构方案，精确计算元件尺寸
- 智能设计  
采用CAD和CAM技术进行结构设计



## 定性设计

- 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；
- 粗略估算
- 强度校核
- 结构强度的粗略估算方法主要是工程梁理论，元件的估算方法主要是材料力学。



## 定量设计

- 工程梁理论，就不能再应用于三角机翼、小展弦比的结构
- 结构有限元素法





# 智能设计

- 有限元作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
- 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
- 结构智能设计尚处于初级阶段