

# 有翼导弹结构设计原理

葛金玉 苗万容 陈集丰 管可长 余旭东 编著



国防工业出版社

# 有翼导弹结构设计原理

葛金玉 苗万容 陈集丰 编著  
管可长 余旭东

国防工业出版社

## 内 容 简 介

本书着重阐述有翼导弹结构设计的原理和方法。主要内容包括有翼导弹外载荷计算、结构传力分析、弹翼、弹身、充压容器、操纵机构、分离机构的构造与设计，振动设计基础，以及结构优化设计的基本概念。

本书可作为高等院校导弹设计专业的教材，也可供从事导弹设计、制造的工程技术人员和部队指战员参考。

### 有翼导弹结构设计原理

葛金玉 苗万容 陈集丰 编著  
管可长 余旭东

\*

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售  
国防工业出版社印刷厂印装

\*

787×1092<sup>1</sup>/<sub>16</sub> 印张25<sup>1</sup>/<sub>2</sub> 391千字

1986年6月第一版 1986年6月第一次印刷 印数：001—850册

统一书号：15034·3089 定价：4.15元

## 前 言

本书着重介绍有翼导弹的典型构造、结构设计的原理、方法及发展。

经验表明，初学者对导弹结构在载荷作用下的工作原理往往难以建立清晰的概念，为此本书编写了结构传力分析一章，以帮助读者从物理本质上弄清载荷在结构中的传递规律和传递方式。

随着导弹性能的日益提高，结构动力特性愈显重要。因此，本书还介绍了研究导弹结构动力特性设计所必需的基本知识。

近年来，在计算机技术、近代数学和力学等最新成就的基础上，结构设计理论和设计方法方面，出现了不少新的研究领域，如优化设计、有限元分析法、价值分析法、可靠性设计、计算机辅助设计、自动设计等。限于篇幅，本书仅介绍有关结构优化设计的基本原理、方法和应用。

由于本书为工程专业用书，书中所列数学公式，多引自各种工程设计手册或大专院校的先修课，一般不作严格的推导。

本书的第一、四章由葛金玉同志编写；第二、七、八章由苗万容同志编写；第三、五、十章由陈集丰同志编写；第六章由管可长同志编写；第九章由余旭东同志编写；全书由葛金玉同志统编。由于编者的水平和经验有限，难免有缺点和错误，望读者批评指正。

本书是在西北工业大学所编的《导弹结构设计原理》和北京航空学院编的《战术导弹弹体结构设计》两种讲义的基础上编写的。编写过程中，曾得到航天工业部、航空工业部有关厂、所的帮助；王金根同志审阅了全稿；门长华同志描绘了大部分图稿，在此表示衷心感谢。

# 目 录

第一章 绪论 .....	3
1.1 弹体的组成与分解 .....	3
1.2 弹体的结构形式与分类 .....	5
1.3 弹体的使用环境 .....	8
1.4 弹体结构设计任务 .....	9
1.5 部件结构设计的方法, 步骤 .....	10
1.6 弹体结构与设计的发展 .....	12
第二章 有翼导弹静载荷计算 .....	14
2.1 有翼导弹的外载荷 .....	14
一、导弹载荷的分类 .....	14
二、外载荷计算的假设与处理方法 .....	14
三、静载荷计算的任务 .....	15
2.2 过载系数的概念, 沿弹道过载系数的计算 .....	15
一、过载系数的概念 .....	15
二、沿弹道过载系数的计算 .....	21
2.3 导弹的设计情况 .....	29
一、空中飞行时设计情况的选择原则和方法 .....	30
二、地面使用时的设计情况 .....	32
2.4 空中飞行时导弹各部件的气动载荷 .....	35
一、机动段各部件的气动载荷 .....	35
二、非机动段各部件的气动载荷 .....	36
三、气动载荷在弹翼上的分布 .....	36
四、气动载荷沿弹身的分布 .....	41
2.5 弹体内力的确定 .....	44
一、翼面内力 .....	44
二、弹身内力 .....	45
2.6 使用载荷和设计载荷, 安全系数 .....	48
一、使用载荷和设计载荷 .....	48
二、安全系数 .....	49
2.7 舰艇、飞机运载时导弹设计情况的选择 .....	50
一、舰艇运载状态设计情况的选择 .....	50
二、飞机运载状态设计情况的选择 .....	51
第三章 结构的传力分析 .....	55
3.1 传力的基本概念 .....	55
3.2 结构元件参加传力的实质 .....	58
3.3 传力分析的基本原理和方法 .....	60
3.4 单梁式翼面的传力分析 .....	62
3.5 其它弹翼的传力分析 .....	71
3.6 弹身传力分析 .....	80

3.7 分离面典型接头传力分析 .....	90
<b>第四章 部件结构设计的一些基本原则</b> .....	<b>96</b>
4.1 部件结构设计的基本准则 .....	96
4.2 减小结构重量的构造措施 .....	97
4.3 材料与选用原则 .....	100
4.4 强度计算的基本概念 .....	107
4.5 结构设计的工艺因素 .....	115
<b>第五章 翼面的构造与设计</b> .....	<b>121</b>
5.1 概述 .....	121
5.2 铆接翼面的结构设计 .....	127
5.3 小展弦比整体结构翼面设计特点 .....	140
5.4 夹层结构翼面设计特点 .....	143
5.5 弹翼与弹身的连接构造 .....	149
5.6 折叠弹翼 .....	153
5.7 操纵面的构造与设计 .....	157
5.8 空气动力加热的一般防护措施 .....	163
<b>第六章 弹身的构造与设计</b> .....	<b>165</b>
6.1 概述 .....	165
6.2 弹身构造设计中的几个问题 .....	169
6.3 弹身舱段的连接问题 .....	178
6.4 设计计算与强度估算 .....	188
6.5 中小弹径弹身的结构特点及连接形式 .....	197
6.6 设备在弹身内的固定 搭铁设计 .....	199
<b>第七章 充压容器</b> .....	<b>205</b>
7.1 贮箱结构形式的分类 .....	205
7.2 受力式贮箱的结构设计 .....	210
一、对贮箱结构设计的特殊要求 .....	210
二、贮箱的载荷 .....	210
三、贮箱容积的确定 .....	211
四、贮箱外形尺寸的确定 .....	213
五、贮箱的构造设计 .....	213
六、强度验算 .....	235
七、贮箱的水击效应 .....	236
八、贮箱的试验 .....	238
7.3 气瓶的设计 .....	238
<b>第八章 操纵机构和分离机构</b> .....	<b>243</b>
8.1 操纵机构的功用、组成、设计要求及构造形式 .....	243
8.2 操纵机构的传动分析 .....	252
8.3 操纵机构的设计特点 .....	258
8.4 分离机构的功用、设计要求、分类及构造形式 .....	268
8.5 分离系统的设计特点 .....	279
<b>第九章 振动设计基础</b> .....	<b>289</b>
9.1 概述 .....	289
9.2 导弹固有特性的设计与计算 .....	290

一、动态分析模型及其拟定的原则	290
二、工程计算方法	293
三、全弹固有特性调整	312
9.3 导弹动态响应计算	314
一、导弹的动态响应	314
二、设备的动态响应	318
三、减小响应的一般措施	320
9.4 静气动弹性原理	323
一、升力面的发散	323
二、操纵面效率降低与反效	324
三、超音速飞行中的弯曲发散	326
9.5 颤振	329
一、引言	329
二、弯曲-扭转颤振发生的机理	331
三、颤振分析基本原理	332
四、防止颤振的措施	338
<b>第十章 结构优化设计</b>	<b>340</b>
10.1 概述	340
10.2 优化设计举例	342
10.3 优化设计的数学模型	344
10.4 优化设计问题的几何解释	350
10.5 结构优化设计的数学基础	352
10.6 黄金分割法	360
10.7 变尺度法	362
10.8 条件极值-拉格朗日乘子法	366
10.9 库恩-塔克 (Kuhn-Tucker) 条件	368
10.10 罚函数法 (SUMT)	370
10.11 准则法中的满应力的方法	377
10.12 满应力法 (改进的满应力法)	381
10.13 位移准则法	390
参考文献	398

## 主要符号

$A$	面积, 振幅	$g$	重力加速度
$B$	宽度	$h$	高度
$C, C_s$	全弹的升力系数	$k$	刚度, 应力比
$D$	导弹直径, 动力矩阵, 可行域	$l$	长度
$E$	弹性模量	$m$	质量
$F$	力, 柔度矩阵	$n$	过载系数
$G$	重量, 剪切模量	$p$	固有频率, 分布力
$G_0$	导弹起飞重量	$q$	剪流, 速压头
$H$	高度	$r$	半径, 罚因子
$I$	转动惯量	$s$	距离, 元件内力
$J$	剖面惯性矩	$t$	时间
$K$	刚度矩阵, 刚度	$u, v, w$	线位移
$L$	坐标转换矩阵, 长度	$v$	速度
$M$	力矩, 质量矩阵	$y$	挠度
$Ma$	马赫数	$OXYZ$	弹体坐标轴
$N$	轴向力, 形函数矩阵	$Oxyz$	速度坐标轴
$P$	载荷, 发动机推力	$\Omega$	立体角, 封闭剖面面积的两倍
$Q$	剪切力	$\Delta t$	时间间隔
$R$	外激励力, 半径	$\Phi$	相位角, 罚函数, 障碍函数
$S$	翼平面面积, 静矩	$\alpha$	搜索步长
$T$	温度, 动能, 周期, 时间	$\alpha, \beta, \gamma, \theta, \varphi$	角度
$U$	内能, 势能	$\beta$	频率比
$V$	体积	$\gamma$	剪应变
$W$	剖面系数, 重量	$\delta$	厚度, 位移
$X$	阻力	$\varepsilon$	角加速度, 线应变, 精度
$Y$	升力	$\eta$	剩余强度系数, 尺度矩阵, 松弛系数, 阻尼系数
$a$	加速度, 音速	$\lambda$	频率比, 特征值, 拉格朗日乘子
$b$	宽度, 翼弦长	$\mu, \nu$	泊松比
$b_x$	平均气动力弦	$\xi$	阻尼比, 组合应力比
$c$	翼型最大厚度	$\rho$	密度
$c_s$	部件的升力系数		
$d$	直径, 相对密度		
$f$	频率		



$\sigma$	正应力	$f$	框的, 破坏的
$\tau$	剪应力	lim	极限的
$\omega$	角速度, 圆频率	max	最大的
$M$	扭矩	min	最小的
下标		$n$	法向的
$a$	实际的	$r$	起反作用的, 舵面的
$av$	平均的	$s$	安定面的
$b$	弹身的, 梁的	sr	反安定面的
$c$	蒙皮的	sta	稳定的
cen	中心的	$t$	总的, 理想的, 尾部的
comp	压缩的	$\tau$	切向的
des	设计的	$w$	弹翼的

# 第一章 绪 论

导弹的弹体是导弹的重要组成部分，其功用是把导弹的战斗部系统、制导系统、燃料及动力系统等连成一个整体，并使导弹具有良好的空气动力外形，保证导弹完成预定的战斗任务。对弹体的设计 requirements 是使弹体满足给定的各项战术技术要求，包括对环境的适应能力、重量限制、成本和生产周期等要求。

由于弹体承受的载荷一般都比较大大，构造中的很大一部分都是为了合理承受载荷而布置的，因此，弹体构造中的受力部分（通常称为结构部分）的设计，在弹体构造设计中占有很重要的地位。本书主要讨论关于弹体结构方案设计的有关问题。

## 1.1 弹体的组成与分解

### 一、弹体的组成与功用

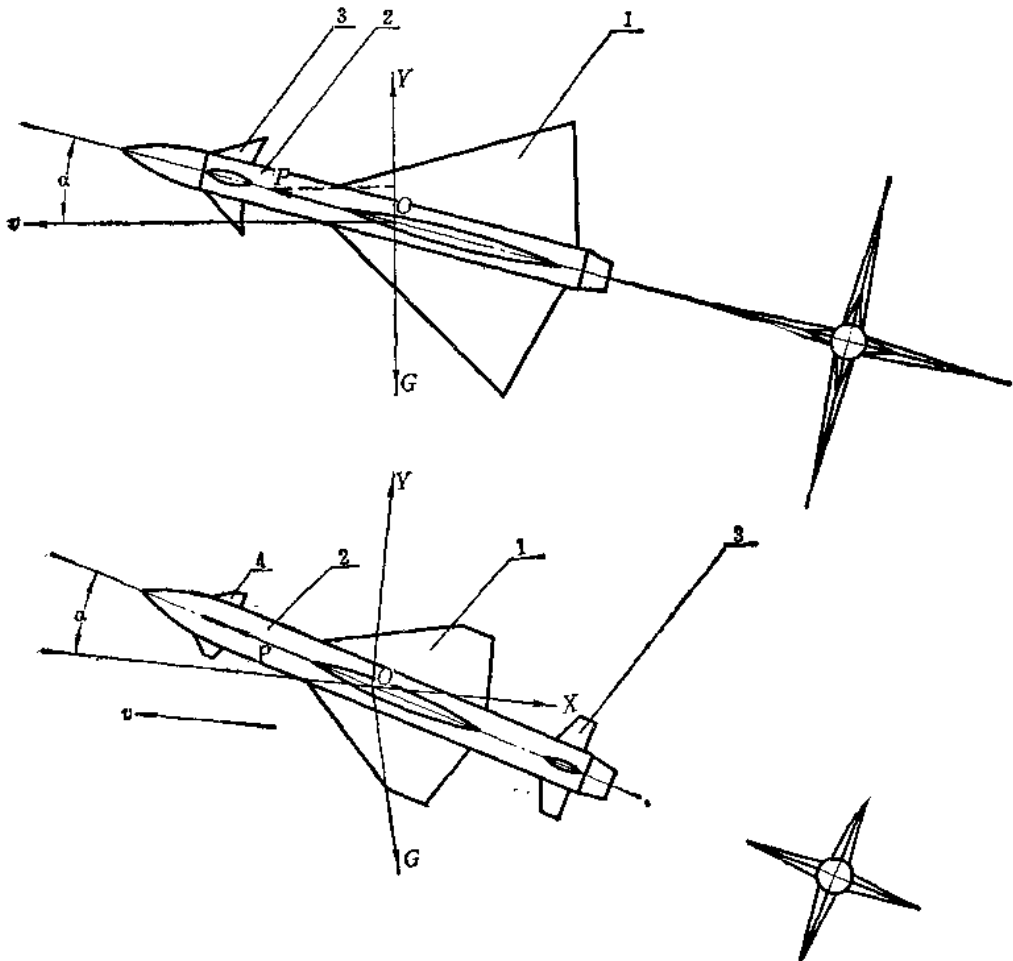


图1.1.1 有翼导弹的弹体

1—弹翼；2—弹身；3—操纵、稳定面；4—安装在头部的反安定面。

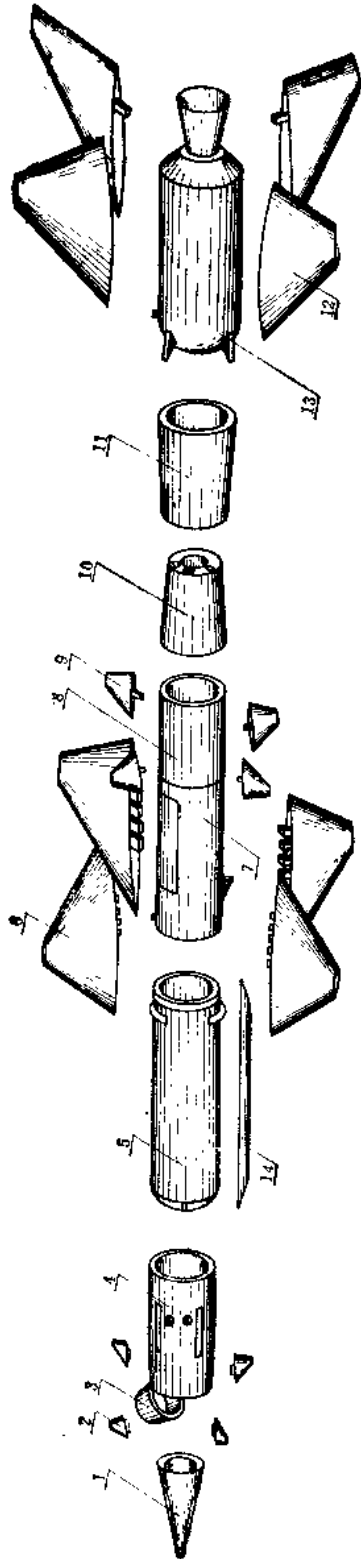


图1.1.2 “萨姆-2”弹体分解图

1—舱；2—前翼；3—二甲舱；4—二乙舱；5—三甲舱；6—弹翼；7—四甲舱；8—四乙舱；9—一乙舱；10—一甲舱；11—二乙舱；12—稳定面；13—稳定面；14—助推器。

有翼导弹的弹体指的是由弹身和各种空气动力面（弹翼、操纵面、稳定面等）组成的整体（图 1.1.1），其中还包括安装在它上面的一些特殊机构，如操纵机构，分离机构，折叠机构等。

弹体的各部分功用：

**弹身** 为弹上各种仪器设备提供装载条件；为各空气动力面和助推器提供连接和固定的条件。弹身常被分为导引舱、仪器舱、战斗部舱、燃料舱、发动机舱等若干舱段。

**弹翼** 利用空气动力产生导弹飞行时所需的升力或横向控制力。

**操纵面**（指可以操纵的空气动力面）和**稳定面**（主要是指安装在导弹尾部的固定空气动力面）产生相对于导弹重心的控制力矩，改变或维持导弹的飞行方位角。

**操纵机构** 将控制伺服机构传来的能量传递给操纵面，使操纵面作相应的偏转，以产生对导弹重心的控制力矩。

**分离机构** 在导弹飞行过程中，使需要与弹体分离的部分如头部、助推器、尾段等适时可靠地分离。

**折叠机构** 翼面折叠机构的功用在于可靠地实现翼面展向尺寸的缩短和恢复。

## 二、弹体的分解

弹体的各个部分，由于功用不同，构造也不尽相同。为简化设计和生产方便，设计上往往用分离面将弹体分为若干个部件。一个部件通常就是一个设计单元。为使生产方便，也常把部件设计成能单独进行装配（包括安装和测试设备）的装配单元。分离面之间一般用可拆卸的连接件进行连接。图 1.1.2 是苏联“萨姆-2”导弹弹体的分解情况。

### 1.2 弹体的结构形式与分类

一般地说，弹体是由骨架元件（纵向骨架元件、横向骨架元件）和蒙皮构成的薄壁结构（如图 1.2.1(a)，(b)）。这种结构的特点是：容易形成流线形的气动外形，从力

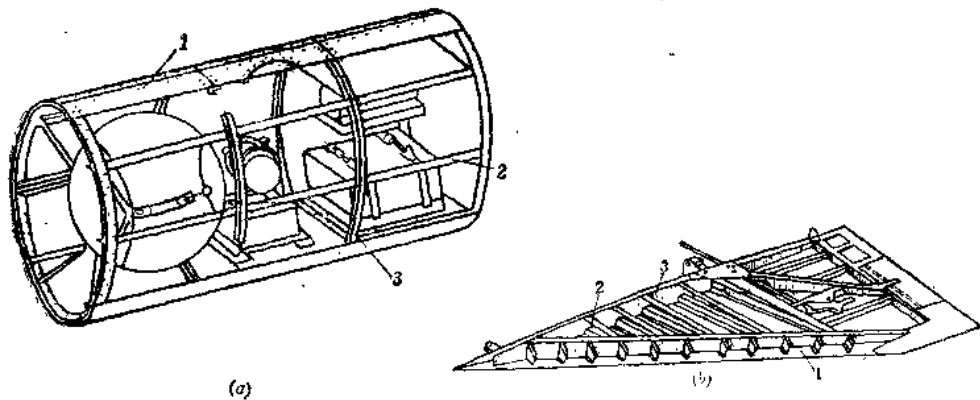


图1.2.1 蒙皮骨架型薄壁结构

(a) 弹身舱段：1—蒙皮；2—纵向骨架；3—横向骨架。(b) 弹翼。

学角度看是高次静不定结构，生存力强，局部开孔一般不影响结构的承载能力；由于材料大致沿结构剖面的外缘分布，刚度大，重量轻。这种结构形式在飞行器结构中应用最广泛。

弹体的各种结构形式，可以按加工方法和承受弹体载荷的主要受力元件进行分类。

### 一、按不同的加工方法可分为装配式结构和整体结构

#### 1. 装配式结构

蒙皮、骨架元件单独制造，而后通过一定的连接（铆接、焊接、螺接、胶接等）方法装配成一个整体。因此，按装配方法的不同，又可分为铆接结构、焊接结构、胶接结构等。

装配式结构的蒙皮通常是一些金属薄板，骨架元件一般是一些剖面形状和尺寸大小不同的型材（图 1.2.2）。

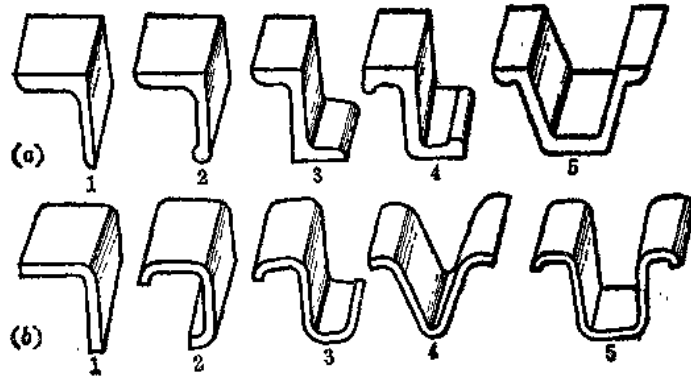


图 1.2.2  
(a) 挤压型材；(b) 板弯型材。

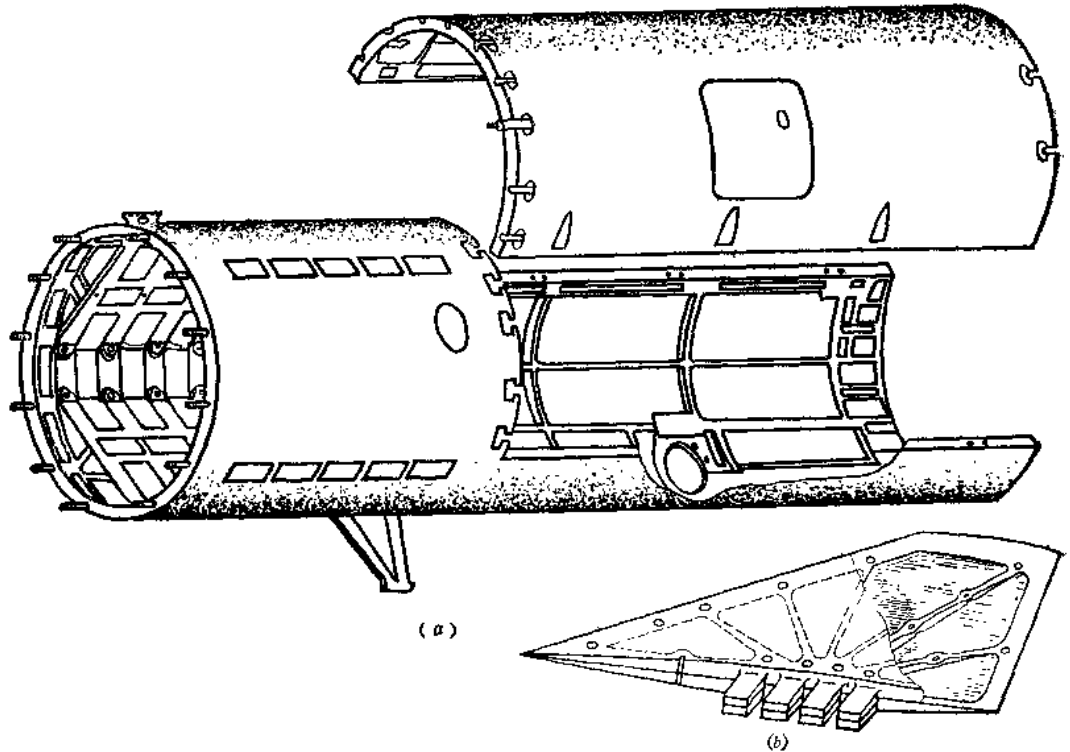


图 1.2.3  
(a) 整体结构舱段；(b) 整体结构弹翼。

装配式结构的装配工作量大，生产周期长，为了保证装配精度，需要用较多的工艺装备。

## 2. 整体式结构

这种结构的特点是蒙皮和骨架（加强筋）加工成一体。整体件可以用机械加工、铸造、化学铣切、模锻、挤压、玻璃纤维缠绕等方法加工。弹体整体结构如图 1.2.3 所示。整体结构加筋的方向如图 1.2.4。

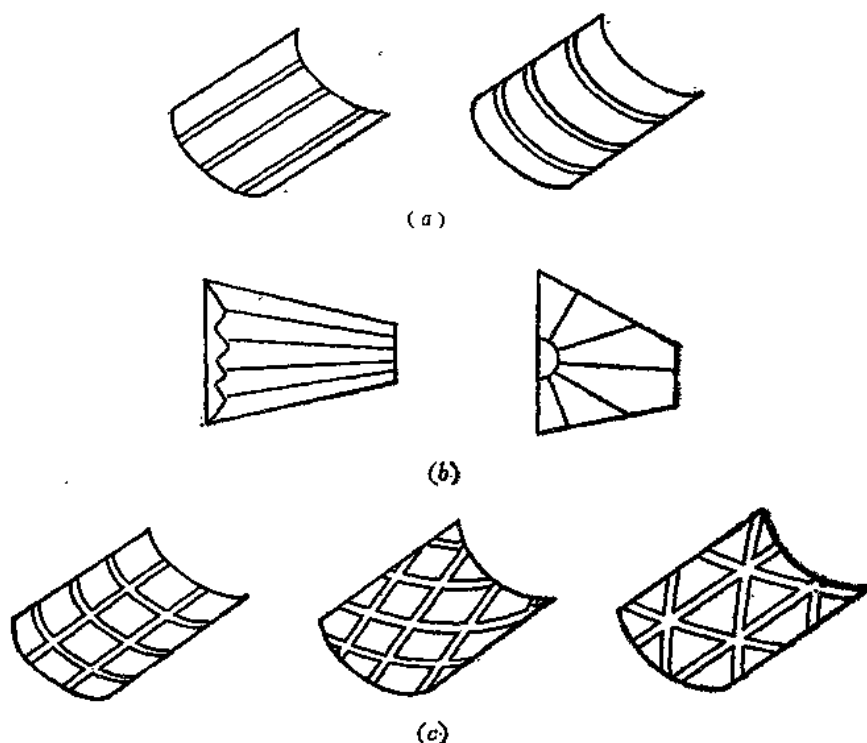


图1.2.4 整体结构加筋的方向  
(a) 平行类；(b) 辐射类；(c) 网格类。

整体结构的特点是：装配工作量少，材料可以合理分布，固定设备的支座可以根据需要布置。

## 二、按承受弹体载荷（弯矩和轴向力）的主要受力元件不同，可分为梁式、桁条式、硬壳式等

1. **梁式**（图1.2.5(a)）这种结构的特点是：蒙皮较薄，弹体的弯矩和轴向力主要由剖面面积较大的纵向元件（习惯上称为梁）来承受。

2. **桁条式**（半硬壳式，如图 1.2.5(b)）结构由蒙皮和剖面面积较小、布置较密的纵向元件（称为桁条）构成。蒙皮在众多的桁条支持下能够和桁条一起承受弹体载荷。

3. **硬壳式**（图1.2.5(c)）结构中没有纵向元件，弹体载荷全部由厚度较大的蒙皮承受。硬壳式结构的蒙皮，可以是金属板，也可以是各种夹芯结构（如蜂窝夹芯结构等）。

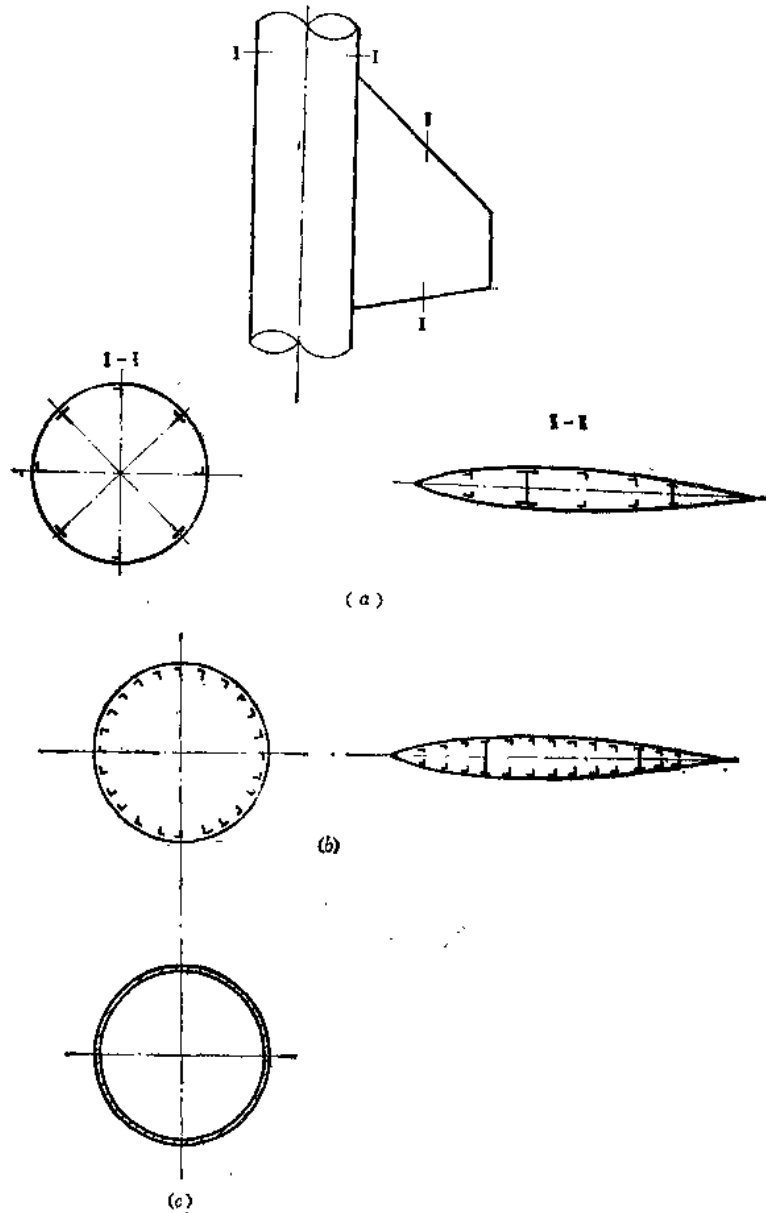


图 1.2.5

(a) 梁式; (b) 桁条式; (c) 硬壳式。

### 1.3 弹体的使用环境

设计人员在设计之前应详细了解导弹所处的环境条件，并要正确估计它们对弹体结构的影响。

导弹的环境，按导弹从出厂到击毁目标各个时期所处的状态，可分为运输环境、贮存环境、操作环境、发射环境、飞行环境等；按对弹体影响的机理不同可分为自然环境和力学环境。

所谓**自然环境**指的是导弹在整个使用过程中所处的地理条件、气候条件(大气温度、

空气湿度、风、霜、雨、雪、雷暴、沙尘、盐雾等)以及工业和战争对大气可能造成的污染(如腐蚀性气体、放射性污染、生物和化学战的污染等)。弹体对设计任务规定的自然环境条件,应具有足够的适应能力,即在各种使用状态下本身不腐蚀、不霉烂,并应对内部结构、仪器设备起可靠的防护作用。

所谓**力学环境**,指的是导弹在整个使用过程中所要经受的各种静、动、热以及疲劳载荷。由于导弹是高速飞行器,弹体设计中要着重研究的是飞行中的力学环境。例如打击目标为现代歼击机的导弹,飞行马赫数一般要大于2.5,有的已高到5~6;机动过载系数一般要大于10,有的已高达30以上;在导弹飞行过程中,弹体还要经受如突风、发动机点火、熄火、级间分离等的瞬时冲击,这就使得弹体所要经受的静载荷和动载荷都很大。高速飞行带来的另一个严重问题是空气动力加热。空气动力加热随飞行速度的增加而急剧增加,例如,飞行马赫数由2增加到6时,导弹头部和弹翼前缘的温度可由200℃增加到800℃以上。由于一般工程材料的机械性能都要随温度的升高而降低。空气动力加热愈严重,结构的承载能力愈低,并将引起严重的结构问题(如热应力、颤振等)。例如,导弹如果在几秒钟内被加速到马赫数接近5时,由于空气动力加热是在极短时间内产生的,弹体上各点的温度来不及向周围和结构内部传递,因而产生很大的局部应力,结构有可能因此而遭到破坏,这就是所谓的热冲击现象。除飞行力学环境外,装卸运输中产生的颠簸、摇摆、振动;机载导弹在重复带飞的情况下可能发生的“疲劳”现象,也都是需要仔细考虑的。我们把发生在运输、机载、舰载情况下,导弹所经受的力学环境称为运输力学环境、机械力学环境和舰载力学环境。弹体对导弹的各种力学环境应具有足够的强度、刚度、稳定性,并应满足各项动力性能要求。

#### 1.4 弹体结构设计任务

弹体设计与导弹武器系统其他部分(战斗部系统、制导系统、动力系统等)的设计一样,都要经过总体设计和部件设计两个设计阶段。这两个阶段的主要任务如下:

**总体设计** 根据导弹的战术技术要求,结合当前的生产技术水平,以及材料、成品供应等具体情况,设计出全面满足各项战术技术要求的最合理的总体方案。弹体总体方案的内容包括:导弹的气动外形及尺寸,总体布局,承力结构方案,以及总体方案的气动系数、外载荷、气动加热等数据,重量限制等。对这些内容的表达方式是一些图纸、计算报告和指令性文件,如导弹的三面图、部位安排图、气动计算报告、外载荷计算报告、气动加热计算报告等。所有这些都是下一步部件设计的原始依据。

**部件设计** 它的任务是对弹体总体方案进行细节设计。即以部件为设计单元,把部件的构造,外形尺寸,元件的材料,剖面尺寸、加工精度以及整个部件的重量等都最后确定下来,同时还要解决好部件与部件之间、部件内部的结构之间、部件与内部装载之间的各种协调问题;最后得出一整套从部件到零件的生产图纸。

弹体结构设计是一项很复杂的工作,要涉及许多专门知识和特殊问题。它要求设计人员应具备如结构力学、强度计算、飞行力学、结构动力学、导弹制造工艺、材料学以及控制、发动机等许多专业基础知识,并应具有丰富的构造知识和设计经验,善于应用最新的科学技术去探索创造新的结构,善于用辩证的观点解决设计中的各种矛盾。它还要求设计人员对国际上现有的武器及发展趋势非常熟悉,并有正确的认识和科学的估计,对我



们国家发展导弹武器的战略思想、战术原则、现有装备、技术水平和资源情况尽可能有一透彻的了解，才能使设计既有先进性又有现实性，才能高效率、高质量地完成设计任务。

现有的各种导弹构造和设计原理都积累着前人不断解决导弹构造设计问题的经验，应该有分析地进行学习和借鉴。

## 1.5 部件结构设计的方法, 步骤

部件结构设计的步骤如图 1.5.1 所示。

### 一、调查研究

了解全部设计依据，收集资料，了解设计、生产单位的技术力量和设备等，进行综合分析研究，为能拟订出既先进又现实的最合理的设计方案做准备。

### 二、方案设计，绘制方案图

方案设计中，一般应拟订几个可行的结构方案，以便方案论证时进行分析比较。

方案的内容应包括：结构形式，承力方案、主要受力元件的布置、材料、基本剖面的形状尺寸，元件间的连接形式，与相邻舱段的连接形式，内部装载的布置、固定方法以及满足各项特殊要求（如密封性、气动加热防护）的构造措施等。以上内容都应反映在方案图中。

根据给定载荷确定主要受力元件基本剖面尺寸的计算，通常称为设计计算。为计算方便迅速，设计计算常可根据强度条件，引用弹性范围内的拉伸、弯曲、剪切、扭转公式，复合应力公式或经验、半经验公式进行计算。

对所拟订的设计方案是否满足设计要求都应作相应的估计，如对部件外形、内部空间的利用、强度、重量及工艺性等作出估计。这些估计中任何一项分析不能满足设计要求时，设计应进行修改，直到满足要求为止。

### 三、方案论证

分析论证各个设计方案，择其最优者作为选定方案。

### 四、细节设计，绘制部件总图，工艺性审查

### 五、强度校核计算

对整个部件和各个受力元件进行强度校核计算，包括静力、动力、热状态下的强度、

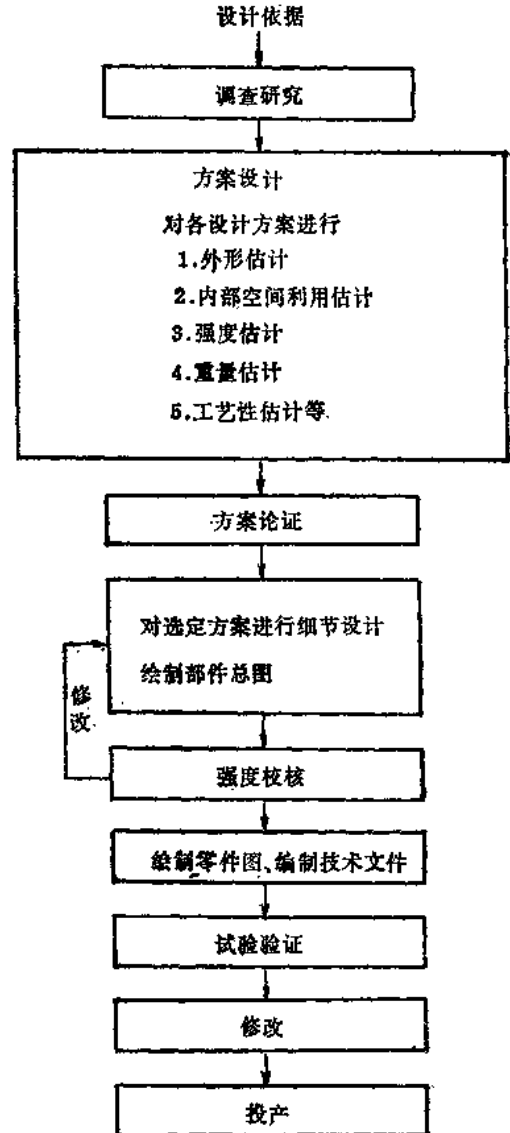


图1.5.1 部件结构设计的步骤