

高等学校教材



导弹、航天器 结构分析与设计

陈集丰 主编

西北工业大学出版社

高等学校教材

导弹、航天器结构分析与设计

陈集丰 主编

陈集丰 王道锦 杨云 编著

西北工业大学出版社

1995年10月 西安

(陕)新登字 009 号

【内容简介】 本书阐述了飞行器(导弹、火箭、航天器)结构分析与设计的基本原理、方法。全书共 9 章:绪论、静载荷计算与传力分析、翼面、弹体舱段、推进剂贮箱、弹上机构、动载荷分析与结构动态设计、无人航天器(人造地球卫星、空间探测器)、载人航天器(宇宙飞船、航天站、航天飞机)。

本书可作为高等院校飞行器结构分析与设计专业的教材,也可供从事飞行器设计、制造、使用的工程技术人员与部队指战员参考。

飞行器结构分析与设计, 陈集丰

主编 陈集丰

责任编辑 刘国春 责任校对 郑刚

高等学校教材
导弹、航天器结构分析与设计

陈集丰 主编
责任编辑 刘国春
责任校对 郑刚

©1995 西北工业大学出版社出版
(710072 西安市友谊西路 127 号 电话 4253407)

陕西省新华书店发行
陕西西安丰华印刷厂印装
ISBN 7-5612-0755-7/V·17(课)

开本: 787×1092 毫米 1/16 印张: 16.625 字数: 398 千字
1995 年 10 月第 1 版 1995 年 10 月第 1 次印刷
印数: 1—1 000 册 定价: 12.90 元

购买本社出版的图书,如有缺页、错页的,本社发行部负责调换。

前 言

本书的前身是《有翼导弹结构设计原理》。自 1986 年以来,导弹火箭技术又有了突飞猛进的发展,新结构、新材料与新的设计方法有了进一步的发展。有些知识在航空航天各设计院、所和生产工厂的技术人员中已相当普及,如优化设计本身早已成为一门单独课程列入教学计划中,因而本书就不再编入“结构优化设计”这一章。随着对飞行器结构重量要求愈来愈严,要求结构设计由静态设计尽快过渡到动态设计,《有翼导弹结构设计原理》中“振动设计基础”一章曾起到了它应有的作用,但显然满足不了飞行器技术的发展需要,所以我们做了较大的修改与补充,引进了动载荷分析。另外,考虑到学生毕业后面向各类导弹与火箭技术部门、甚至空间技术设计院、所、飞行器的生产工厂和使用单位,因此,本书内容有必要从有翼导弹这个小范围扩展到包括运载火箭、海防导弹、战术导弹、航天飞行器在内的大范围。事实上,对上述各类飞行器进行设计都要满足重量、可靠性、成本、气动性、工艺、使用等方面的要求,都要进行构造分析与设计,进行强度、刚度、频率、疲劳、防热、气密等分析,以及操纵、分离、展开、收拢等机构设计。因此,从结构这个角度看,本书名应定为《导弹、航天器结构分析与设计》更为贴切。

本书共分 9 章,第一章由西北工业大学陈集丰与空军导弹学院杨云合写,第二、三章由杨云编写,第四、五、六章由第二炮兵工程学院王道锦编写,第七、八、九章由陈集丰编写,全书由陈集丰主编。由于编者的水平与经验有限,难免有缺点和错误,望读者批评指正。

本书在编写过程中,曾得到航空、航天工业总公司有关院、所、厂和西北工业大学出版社的帮助;王金根教授在百忙中抽空审阅了全稿,并提出了许多宝贵意见;在此一并表示衷心感谢。

编 者

1994 年 11 月

M 力矩,质量矩阵

M_u 马赫数

N 法向力,形函数矩阵

P 载荷,发动机推力

Q 剪力力

R 外置助力,半径

S 翼平面面积,静矩

T 温度,动能,周期,时间

U 内能,势能

V 体积

W 剖面系数,重量

角加速度,线应变,精度

目 录

本书主要符号

A	面积, 振幅	g	重力加速度
B	宽度	h	高度
C_x	全弹的升力系数	k	刚度, 应力比
D	弹体、器体直径	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	飞行器起飞重量	q	剪流, 速压头
H	高度	r	半径
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	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	Ω	立体角, 封闭剖面面积的两倍
Q	剪切力	Δt	时间间隔
R	外激励力, 半径	Φ	相位角, 固有振型
S	翼平面面积, 静矩	$\alpha, \beta, \gamma, \theta, \varphi$	角度
T	温度, 动能, 周期, 时间	β	频率比
U	内能, 势能	γ	剪应变
V	体积	δ	厚度, 位移
W	剖面系数, 重量	ϵ	角加速度, 线应变, 精度

号符要主并本

X	阻力	η	剩余强度系数, 阻尼系数
Y	升力	λ	频率比, 特征值
a	加速度, 音速	μ, ν	泊松比
b	宽度, 翼弦长	ξ	阻尼比, 组合应力比
b_A	平均气动力弦	ρ	密度
c	翼型最大厚度	σ	正应力
c_y	部件的升力系数	τ	剪应力
d	直径、相对密度	ω	角速度、圆频率
f	频率	M_K	扭矩
		下 标	
a	实际的	min	最小的
av	平均的	n	法向的
b	弹身的, 梁的	r	起反作用的, 舵面的
c	蒙皮的	s	安定面的
cen	中心的	sr	反安定面的
$comp$	压缩的	sta	稳定的
des	设计的	t	总的, 理想的, 尾部的
f	框的, 破坏的	τ	切向的
lim	极限的	w	弹翼的
max	最大的		

目 录

第一章 绪论	1
§ 1-1 弹体、器体的组成与功用	1
§ 1-2 运载器结构的使用环境	4
§ 1-3 结构设计中的基本准则	5
§ 1-4 材料与选用原则	6
§ 1-5 强度计算的基本概念	10
§ 1-6 结构设计的工艺因素	11
§ 1-7 部件结构设计的任务、方法和步骤	13
§ 1-8 弹体结构与设计的发展	15
思考题	16
第二章 静载荷计算与传力分析	17
§ 2-1 作用在导弹上的外载荷	17
§ 2-2 过载系数	18
§ 2-3 导弹的设计情况	23
§ 2-4 飞行时导弹各部件的气动载荷	24
§ 2-5 弹体内力的确定	28
§ 2-6 使用载荷、设计载荷和安全系数	30
§ 2-7 舰艇、飞机运载时导弹设计情况的选择	31
§ 2-8 结构传力分析的原理	36
§ 2-9 翼面传力分析	37
§ 2-10 弹身传力分析	46
§ 2-11 分离面典型接头的传力分析	52
思考题	55
第三章 翼面的结构分析与设计	57
§ 3-1 概述	57
§ 3-2 铆接翼面的结构设计	62
§ 3-3 小展弦比整体结构翼面设计特点	70
§ 3-4 夹层结构翼面设计特点	73
§ 3-5 弹翼与弹身的连接构造	76
§ 3-6 折叠弹翼	80
§ 3-7 操纵面的构造与设计	84
§ 3-8 空气动力加热的一般防护措施	88
思考题	89
第四章 弹体舱段结构分析与设计	90
§ 4-1 概述	90

§ 4-2	舱段的外型和结构形式	90
§ 4-3	舱段结构分析	95
§ 4-4	弹体舱段的连接偏差及连接形式	100
§ 4-5	舱段的强度设计	107
	思考题	112
第五章	推进剂贮箱	113
§ 5-1	贮箱的功用和要求	113
§ 5-2	贮箱的分类及结构形式	114
§ 5-3	受力式贮箱的结构分析	119
§ 5-4	贮箱容积和外形尺寸的确定	125
§ 5-5	贮箱体的强度分析	128
§ 5-6	贮箱的强度验算与试验	135
	思考题	136
第六章	弹上机构	137
§ 6-1	操纵机构的功用、组成、要求	137
§ 6-2	操纵机构的构造形式	140
§ 6-3	操纵机构的传动分析	143
§ 6-4	操纵机构的设计特点	145
§ 6-5	分离机构的功用、要求、分类	149
§ 6-6	分离机构的构造形式	152
§ 6-7	分离系统的设计特点	161
	思考题	165
第七章	结构动态设计	166
§ 7-1	静、动载荷作用下结构总内力的一般解法	166
§ 7-2	飞行器结构动载荷分析	169
§ 7-3	结构固有特性分析与设计	173
§ 7-4	结构动态响应数值分析与设计	180
§ 7-5	静气动弹性问题及其防止措施	183
§ 7-6	颤振及其防止措施	188
	思考题	195
第八章	无人航天器构造与设计	197
§ 8-1	人造地球卫星结构概述	197
§ 8-2	卫星结构的分类	200
§ 8-3	卫星结构的外形设计	201
§ 8-4	卫星结构分析与设计	202
§ 8-5	卫星结构常用材料	205

§ 8-6 卫星结构的研制.....	205
§ 8-7 卫星结构的未来.....	206
§ 8-8 空间探测器的构造特征.....	210
思考题.....	213

第九章 载人航天器构造分析..... 215

§ 9-1 载人飞船构造概述.....	215
§ 9-2 飞船外形选择和结构布局.....	220
§ 9-3 飞船的密封结构.....	223
§ 9-4 飞船的防热结构.....	227
§ 9-5 飞船舱段的连接与分离.....	239
§ 9-6 飞船座舱设计问题.....	243
§ 9-7 空间站构造特征.....	245
§ 9-8 航天飞机构造特征.....	251
思考题.....	254

参考文献.....	256
-----------	-----

§ 1-1 弹体、器体构造与材料

从结构上看,导弹、运载火箭与航天飞机属于一类,它们都属于飞行器,是飞行器与航天器中的一类,而一类结构大致由弹身(箭身、机身)与翼面、尾翼等结构组成(运载火箭一般无翼面),飞行器大致由各舱室、太阳翼等部件组成(如卫星、飞船、展开、交会对接等机构)所组成(有些卫星为太阳翼等)。

导弹的弹体是导弹的重要组成部分,其功用是把导弹各部分连接成一个整体,并使导弹具有良好的空气动力外形,保证导弹在飞行过程中能正常工作,能承受各种载荷,使导弹能完成预定的任务。对弹体的设计要满足其性能指标,包括对环境的适应能力、重量限制、成本与生产情况等。

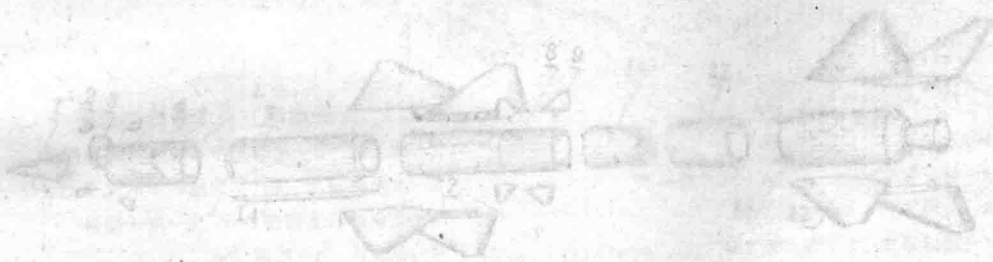


图 1-1 “雪枫-2”弹体分解图

- 1—舱 2—前翼 3—二甲胺 4—乙胺 5—空筒 6—弹头 7—弹翼 8—四乙胺
- 9—舵面 10—五号 11—六号 12—稳定筒 13—弹体连接器 14—雷击罩

图 1-1 是“雪枫-2”导弹弹体分解图,它由弹头、雷击罩、四乙胺(弹翼、前翼、舵面、稳定筒)。

第一章 绪 论

导弹(运载火箭、其他导弹)与航天器(人造地球卫星、载人飞船、空间探测器、空间站、航天飞机等)都属于飞行器,都与火箭技术密切相关。火箭可作为发射航天器的运载工具,也可作为投送战斗部的火箭武器或导弹。可见从结构角度看,运载火箭的箭体与导弹的弹体或者相同,或者相似。另外,航天飞机是多次性使用的航天运载器,它兼有火箭、有翼导弹、宇宙飞船与飞机的结构特点。这样,从结构上看,导弹、火箭与航天器有不少共同之处,它们都属于薄壁结构,它们都由各舱段(仪器舱、气密舱、燃料箱、过渡舱与动力舱等)与各机构(操纵、分离机构)所组成,特别是对二者的结构分析与设计原理方法都相同或相似。

由于导弹的弹体与航天器的器体要承受静、动、热、声、疲劳等各种载荷,弹体或器体构造中主要部分是为了合理承受载荷而布置的,因此称构造中的受力部分为结构。在弹体、器体构造设计中,其结构设计占有很重要的地位。

本书主要讨论弹体、器体的结构分析与设计的原理、准则、原则与方法。

§ 1-1 弹体、器体的组成与功用

从结构上看,导弹、运载火箭与航天飞机属于一类,而人造卫星、宇宙飞船、空间探测器与航天站等属于另一类。前一类结构大致由弹身(箭身、机身)各舱段、各翼面与各机构所组成(运载火箭一般无翼面),后一类结构大致由各舱室、太阳翼与各机构(操纵、分离、折叠、展开、交会对接等机构)所组成(有些卫星无太阳翼等)。

导弹的弹体是导弹的重要组成部分,其功用是把导弹战斗部系统、制导系统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,保证内部的各种仪器在良好的环境下工作,能承受各种载荷,使导弹能完成预定的任务。对弹体的设计要求是使其满足各项总体技术指标,包括对环境的适应能力、重量限制、成本与生产周期等。

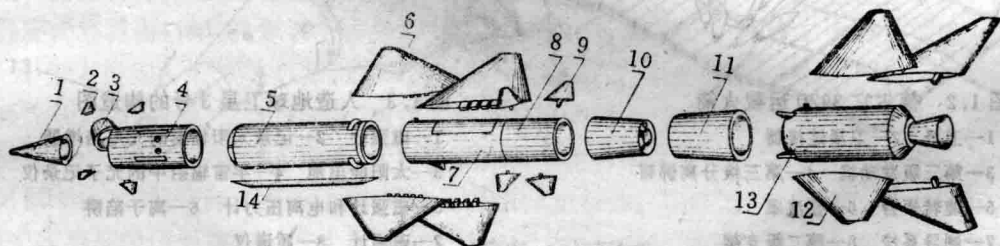


图 1.1 “萨姆-2”弹体分解图

- 1—舱 2—前翼 3—二甲舱 4—二乙舱 5—三舱 6—弹翼 7—四甲舱 8—四乙舱
9—舵面 10—五舱 11—六舱 12—稳定面 13—固体助推器 14—整流罩

图 1.1 是“萨姆-2”导弹弹体分解图,它由弹身、各种空气动力面(弹翼、前翼、舵面,稳定

面等)与弹上机构(分离、操纵机构等)所组成。各部分功用为:

弹身 由头部、战斗部舱、燃料舱、仪器舱、发动机舱、过渡舱、尾段等组成,各舱段用来安装战斗部系统、制导系统、动力系统与各空气动力面等。

弹翼 用来提供导弹飞行时所需升力。

前翼 起反安定面作用。

舵面 产生相对于导弹重心的控制力矩。

稳定面 使导弹具有适当的静稳定性。

操纵机构 将控制伺服机构传来的力传递给操纵面,使之偏转。

分离机构 在导弹飞行过程中,使需要与弹体分离的部分,如助推器等,适时可靠地分离。

对有些导弹,还有翼面折叠展开机构,它能实现翼面展向尺寸的缩短或恢复。

图 1.2 所示是德尔它 3920 运载火箭。它是三级火箭,箭体由整流罩、仪器舱、贮箱、级间舱段、尾部舱段和分离、操纵机构等组成。该箭体没有翼面,因火箭垂直发射,且很快穿过大气层而按程序飞行。在火箭头部整流罩内安装有人造卫星,各舱内还安装有制导系统、无线电测量系统和动力系统。对箭体结构设计要求与弹体的相同。

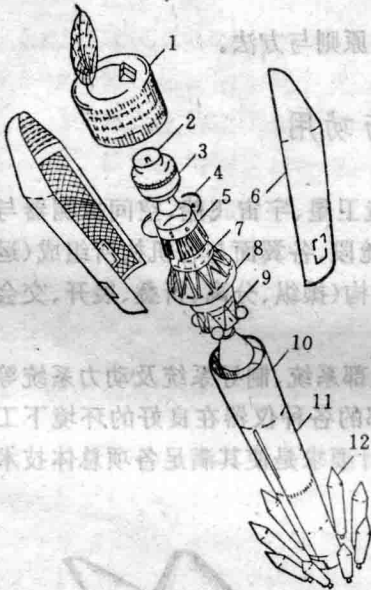


图 1.2 德尔它 3920 运载火箭

- 1—卫星 2—卫星连接器
- 3—第三级发动机 4—第三级分离绑带
- 5—旋转平台 6—整流罩
- 7—制导系统 8—第二级支架
- 9—第二级动力系统
- 10—级间段
- 11—第一级 12—固体助推器

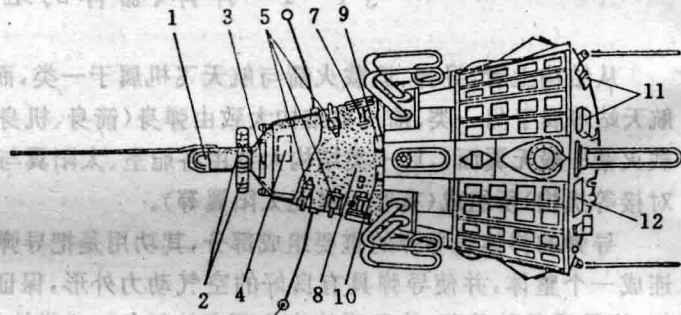


图 1.3 人造地球卫星 3 号的构造图

- 1—磁强计 2—记录太阳辐射的光电倍增器
- 3—太阳能电池 4—宇宙辐射中的光子记录仪
- 5—磁强计和电离压力计 6—离子陷阱
- 7—磁通计 8—质谱仪
- 9—宇宙辐射中的重核记录仪
- 10—基本宇宙辐射的强度测量仪
- 11—微流星探测装置 12—太阳能电池

图 1.3 为**人造地球卫星 3 号(苏)**,它是继 1957 年 10 月 4 日原苏联发射世界第一颗人造地球卫星 1 号后、于 1958 年发射的。它由星体及各系统组成。星体为圆锥形薄壁壳,其功用是

装载星上各分系统的仪器设备,并合理地组成一个整体。仪器设备包括有电离压力计、磁强计、高频质谱仪、离子陷阱、切尔科夫计数器、辉光计、宇宙射线计数器、流量计、验电器等。它们用来测量大气成分、密度、正离子浓度、地球电磁场强度、太阳微粒辐射强度、宇宙射线的成分、光子、重核、微粒流的分布密度、卫星本身的静电荷量、内外部温度等。

图 1.4 为“宇宙-1443”飞船,船体由返回固体助推器、返回飞船、仪器舱、设备舱、太阳翼以及折叠展开、分离操纵、交会对接等机构组成。飞船的船体是飞船的主体,其功用是居住航天员,安装飞船的温控系统、姿控系统、能源系统、跟踪系统、遥测系统、遥控系统、通信系统、轨控系统、天线系统、回收与生命保障系统等,并承受各种环境下的静、动、热、疲劳等载荷的作用,以及起防流星、防辐射作用。船体的返回飞船(即返回舱)是需要再入大气层的,返回飞船外形在气动上应是稳定的、具有低气动加热特性的,且具有所要求的升阻比。当然,它是一个气密、防热结构。座舱是返回飞船的核心部分,供航天员工作与生活用。太阳翼又叫太阳能电池帆板,它将太阳能转换成电能,以给各系统供电和给蓄电池充电。折叠展开机构使太阳翼在运载火箭头部内处于折叠状态,入轨后又处于展开工作状态。交会对接机构能使宇宙飞船与航天站对接。

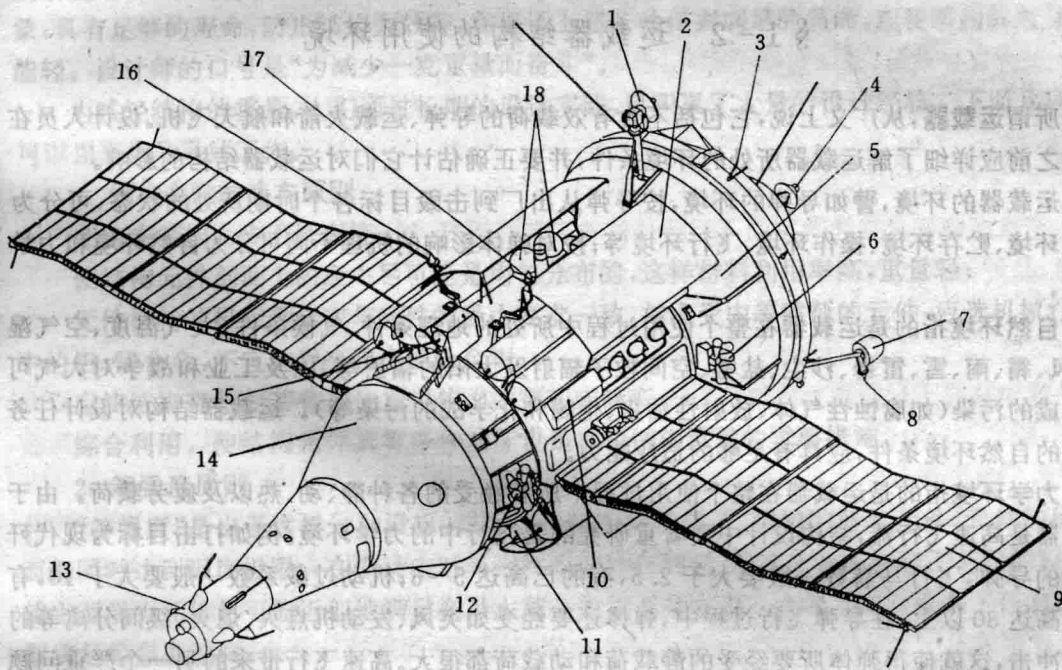


图 1.4 “宇宙-1443”飞船。

- 1—对接用控制天线 2—外冷却器 3—比率通信天线 4—对接件 5—功能、轴节舱 6—系留、稳定发动机
- 7—对接用天线 8—对接用大距离探测天线 9—太阳能电池 10—热控装置 11—推进剂箱
- 12—系留、稳定发动机 13—返回固体助推器 14—返回飞船 15—调整、交会发动机
- 16—对接用大距离探测天线 17—指令无线电天线 18—贮箱增压气并

图 1.5 所示是两级多次性使用的航天飞机。它由轨道飞机、固体助推器与可投放的燃料箱

及连接分离机构组成。从结构上看,该航天飞机仅是固体火箭发动机、燃料贮箱与飞机捆绑式结合。

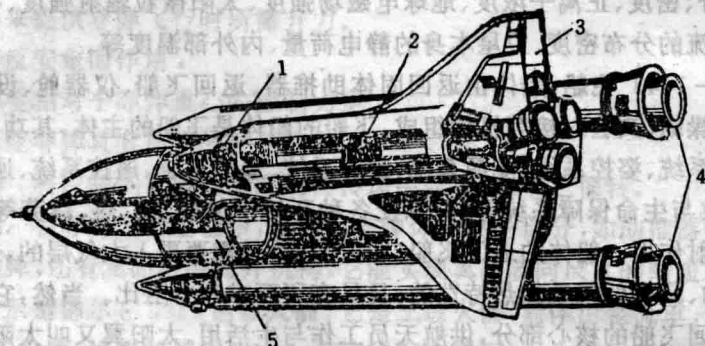


图 1.5 航天飞机(两级多次性使用航天器)

1—乘员舱 2—有效载荷舱 3—轨道飞机 4—加速级 5—可投放的燃料箱

§ 1-2 运载器结构的使用环境

所谓运载器,从广义上说,它包括不含有有效载荷的导弹、运载火箭和航天飞机。设计人员在设计之前应详细了解运载器所处的环境条件,并要正确估计它们对运载器结构的影响。

运载器的环境,譬如导弹的环境,按导弹从出厂到击毁目标各个时期所处的状态,可分为运载环境、贮存环境、操作环境、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。

自然环境指的是运载器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、空间粒子辐射及太阳的辐射等)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)。运载器结构对设计任务规定的自然环境条件,应具有足够的适应能力。

力学环境指的是运载器在整个使用过程中所要经受的各种静、动、热以及疲劳载荷。由于运载器是高速飞行器,结构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,有的已高达 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、级间分离等的瞬间冲击,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°C 增加到 800°C 以上。特别要指出的是宇宙飞船、航天飞机及卫星从外层空间返回进入大气层时会产生剧烈的气动加热。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)。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,这就是所谓热冲击现象。此外,装卸运输中产生的颠簸、摇摆、振动以及机载导弹在重复带飞的情况下可能发生的“疲劳”现象,也都需要仔细考虑。运载器结构对各种力学环境应具有足够的

强度、刚度和稳定性、并满足各项动力性能要求。

§ 1-3 结构设计中的基本准则

结构设计要综合考虑各种因素,运载器各个部件的功用不同,设计的要求也不尽相同,但共同的设计目标是保证运载器有最好的性能。因此,设计各个部件时,都必须遵守一些共同的基本准则。

一、最小质量准则

对于飞行器来说,结构重量的减少,就意味着有效载荷、飞行速度、飞行距离的增加。所以,使结构重量最轻,始终是飞行器结构设计所追求的目标。对导弹来讲,结构重量的增加,不仅要影响导弹的性能,而且还要影响整个武器系统的性能。据统计,机载导弹的质量每增加 1kg,运载飞机的质量就要增加 7~10kg。此外,还要为此付出人力、物力和资金方面的消耗。

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;具有足够的刚度并采取其它措施,以避免出现不能容许的气动弹性现象与共振现象;具有足够的寿命,防止结构失效等。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。设计师的口号是“为减少一克重量而奋斗”。

为减轻结构的重量,人们通过长期的设计实践,已积累了大量的设计经验。下面几项原则可以用来指导设计工作。

1. 结构力学的基本原则

使力在结构上传递最直接;
使结构元件剖面上的应力尽可能是均匀分布的,这样材料利用率高,重量轻;
元件材料的机械性能应与元件的受力要求一致,如承受中等载荷的元件,应选机械性能适中的铝、镁合金,不宜选用高强度的合金钢;

应使结构避免在某些部位发生传力的突变或畸变;

综合利用。使结构元件具有多种功能也是减轻结构重量的重要措施。

2. 等强度原则

“等强度”是出于这样一种设想:即在设计载荷的作用下,结构的所有元件、元件的所有剖面都同时达到强度极限。在设计中对等强度原则的应用是,在充分考虑制造工艺性的前提下,使主要受力元件尽可能近似地满足在最大载荷作用下等强度。直观上可以采取下列的措施近似满足等强度原则:

按载荷分布规律来改变结构和元件的剖面尺寸;
受力元件剖面上的材料尽量分布在应力最大的区域;
去掉不参加受力的材料。

需要指出,等强度原则只适用于按强度设计的情况,不适用于按刚度设计的情况。

3. 提高结构刚度

用不显著增加结构重量的办法提高结构刚度。如用夹芯结构,用制作翻边,凸梗等。

4. 提高空间利用率

提高弹体内部空间的充满程度,以此减少弹体外廓尺寸,来达到减轻结构重量的目的。

二、气动力准则

导弹是在稠密大气层飞行的高速飞行器,宇宙飞船、航天飞机及运载火箭都要经大气层内飞行。当结构与气动外形有关时,结构设计应使构造外形能满足规定的外准确度要求和表面质量要求,使气动特性良好。

三、使用维护准则

为了确保导弹的各个部位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。为了保证维护、检修工作的高质量、高速度运行,在结构上需要布置合理的分离面与各种开口。

四、可靠性准则

可靠性是导弹设计与其它空间飞行器设计中最重要设计目标。要保证导弹及空间飞行器达到要求的可靠性指标,必须在设计、生产、使用等每个环节来考虑实现预期的可靠性。其中设计是最重要的一环。

对弹体结构来说,保证可靠性最重要的是保证结构在整个使用期间内具有足够的强度和刚度来承受各种载荷,使结构既不破坏,也不产生不允许的变形。

要科学地解决导弹的可靠性,从设计的角度来说,应该采用可靠性设计。

五、结构的工艺性准则

工艺性准则要求导弹及空间飞行器结构的工艺性要好、制造成本要低等。这些需结合产品的产量、品种、需求迫切性与加工条件等综合考虑。

六、最小成本准则

导弹和空间飞行器是一种技术复杂、发展快、耗资大的产品。设计中进行功能成本分析尤为重要,即应该用最低的寿命周期费用(包括设计、生产、试验、贮存、维护、使用,直到性能落后而被退役的整个寿命周期中的费用)使导弹获得最佳的功能。

上述六项基本准则,孤立地看都是应该满足的,实际上它们之间是相互联系、相互制约的。例如为了能得到最轻重量的结构,希望结构元件的所有材料都能发挥作用,不留多余的材料,这样又往往使结构元件的剖面形状复杂化,工艺性变差。因此作为一个设计师,不仅要有满足单项设计要求的分析能力,而且还要有把许多因素综合在一起进行综合分析的能力,也就是要在一定的技术条件和物质条件下,恰当地处理好各项准则之间的矛盾,得出最合理最有利的设计方案。

§ 1-4 材料与选用原则

一、材料的分类

弹体所用材料品种繁多,性能各异。按材料的性质,可分为金属材料、非金属材料 and 复合材

料;按材料在弹体构造中的作用,可分为结构和功能性材料。

结构材料主要用来承受载荷,保证结构的强度和刚度。它们常常是一些机械性能较高的金属材料,如铝合金、镁合金、合金钢和钛合金等。

功能性材料,主要是指在比重、导电、透无线电波、耐磨、绝热、防锈、耐腐、弹性、吸震、粘结、涂敷、密封等方面有独特性能的材料。这些材料常常是各种非金属材料,如高温陶瓷、各种橡胶、塑料等。它们在飞行器中的用量虽然不如结构材料那么大,但却是飞行器材料中不可缺少的重要组成部分。

二、材料的选用原则

弹体结构所用的材料,希望它轻而强。轻即比重小,强即强度高、刚度大。通常用比强度、比刚度来表示结构材料的这种综合性能,即:

抗拉比强度 σ_b/d ; 抗剪比强度 τ_s/d ; 抗弯比强度 $\sigma_b^{2/3}/d$; 压杆抗纵弯曲比刚度 $E^{1/2}/d$; 薄板稳定性比刚度 $E^{1/3}/d$ 。其中 d 为材料密度与水的密度之比,即相对密度(无量纲)。

表 1.1 常用材料的各种比强度值

材料	相对密度 d	弹性模量 E (MPa)	强度极限 σ_b (MPa)	比强度			抗纵向 弯曲 (MPa) ^{1/2}
				抗拉压 (MPa)	抗剪 (MPa)	抗弯 (MPa) ^{2/3}	
45号钢	7.85	196 000	588	75.0	45.1	8.9	56.4
30 CrMnSiA	7.85	196 000	1 078	137.2	82.3	13.4	56.4
LY12 铝合金	2.78	70 560	421	151.9	91.1	20.2	95.5
MB8 镁合金	1.78	40 180	235	132.3	79.4	21.4	112.6
TC4 钛合金	4.53	110 740	931	205.8	123.5	21.0	73.5
玻璃钢	1.70		294	172.5	98.0	26.0	

由于比强度、比刚度综合表示了材料强度的大小和轻重,所以它们是衡量弹体结构材料性能好坏的一个重要指标。当然,一般是希望它们的值愈大愈好。然而,结构材料的选用还有其它一些因素要考虑,如材料受温度的影响程度、足够的断裂韧性、较好的环境稳定性、良好的工艺性,价格低廉和资源丰富等。所以选用材料也是一个需要综合考虑的问题。选用的主要原则是要求重量轻、足够的断裂韧性;具有良好的环境稳定性、加工性和经济性等。

(1) 充分利用材料的机械性能和物理性能使结构重量最轻。为满足这一要求,对有强度要求的元件,可选用比强度大的材料。由表 1.1 可看出高强度合金钢、铝合金和镁合金的比强度大致差不多,而钛合金的比强度最大。要求不失稳的元件,应选比刚度大的材料。对非受力元件,由于它们的剖面尺寸一般是由构造要求或工艺要求来决定的,要减轻它们的重量,则应选用密度最小的材料,如镁合金。

(2) 所选材料应具有足够的环境稳定性,也就是要求材料在规定的使用环境条件有保持正常的机械、物理、化学性能的能力。例如耐腐蚀与不易脆化的能力等。对镁合金、铝合金、低合金钢一般应采用表面保护措施,以防止它们的表面被腐蚀。由于镁合金是一种活性金属,经

过热处理和表面保护处理可以提高表面的耐腐蚀性,但在盐雾和海水中仍易腐蚀,所以它的应用是受到严格限制的。高强度合金钢在氢气包围中易产生氢脆现象,为了改善高强度合金钢的抗氢脆能力,可以用改性处理。

(3) 材料应有足够的断裂韧性。特别是对充压容器、焊接结构选择材料时,当选用高强度材料以及热处理、低温下工作易产生裂纹和脆裂的材料时,必须考虑材料的断裂韧性。

(4) 所选材料应具有良好的加工性。例如对冷压加工,要求材料的塑性好;机械加工要求材料的切削性好;焊接材料应具有可焊性;锻件要求材料有热塑性;铸件要有热流动性等。显然,材料的加工性能如何,会影响产品的生产成本和生产周期。

(5) 所选用材料的成本要低,来源要充足、供应要方便。应尽量选用国家已制定标准、已规格化的材料。同一产品中选用的材料品种不宜过多。导弹是耗资大一次使用的武器,应避免选用稀有的贵重材料。

三、弹体常用材料及特殊材料

选用材料时,常要和现用的材料性能相比较来选用。

1. 常用材料

(1) 镁合金 优点是比重小,比强度高,机械加工性能好,能承受较大的冲击载荷;特别注意的是镁合金抗腐蚀性差,选用时要慎重。

常用镁合金有变形镁合金、铸造镁合金。

(2) 铝合金 铝合金的优点是强度、比强度较高,机械性能、抗腐蚀性能较好,能用多种方法加工,它是飞行器中最广泛应用的材料。

常用的铝合金有防锈铝合金、硬铝、超硬铝、耐热硬铝、锻铝、耐热锻铝等。

(3) 钛合金 优点是比强度高,具有良好的抗腐蚀性,工作温度可达 500°C ,缺点是弹性模量低,对应力集中较敏感,性脆,加工工艺复杂,成本高。随着导弹性能的提高,钛合金的应用比例正在增加,主要用作重要的受力件及高温部位的蒙皮。常用的有TA7、TC4、TC10等。

(4) 高强度合金钢 优点是强度高,耐腐蚀,耐高温,缺点是比重大。一般用作受力较大的元件和重要连接接头、高温部位的受力元件和贮存腐蚀性燃料的容器等。弹体上应用较广的是30CrMnSi, 30CrMnSiA等,近年来又研制成功了强度更高的40CrMnSiA。

2. 特殊材料

特殊材料包括复合材料和非金属材料等。复合材料是由两种以上性能不同的材料所构成的。玻璃钢是一种复合材料,它是用玻璃丝(玻璃纤维)边缠绕边用树脂粘结起来,或者先用玻璃丝织成玻璃布,然后再用树脂一层层地粘接而成。目前使用的玻璃钢大都用聚酯树脂、环氧树脂、有机硅树脂与玻璃丝或玻璃布复合而成。由于相对比重小,只有 $1.8\sim 2.0$,比强度可与高强度合金钢相比美,且成型工艺简单。故广泛用来制造弹体、夹层结构的翼面和雷达导引头外罩等。玻璃钢的缺点是弹性模量低,刚度太小,在应用时做成夹层结构以改善刚度。

除玻璃钢外,还有用碳纤维、石墨纤维或硼纤维与环氧树脂复合而成的另一类复合材料,其强度和刚度比玻璃钢要高得多。为了克服树脂本身不能承受高温的缺点,人们用金属代替了树脂,制成了硼—铝复合材料,使用温度可达 $250\sim 500^{\circ}\text{C}$ 。此外,还有一些用合金纤维与金属材料复合制成的复合材料,这种材料不仅高温性能更好,而且比强度和比刚度也有显著的提高。总之,复合材料是一种多相材料,它具有单一材料无法达到的性能。近年来,在复合材料的