

导弹



现代结构设计

DAODAN XIANDAI JIEGOU SHEJI

余旭东 葛金玉 段德高 倪健 编著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

内 容 简 介

本书系统地介绍了导弹现代结构设计的原始条件、基本要求、基本原理和方法。主要内容包括导弹设计的基本要求,导弹的外载荷与强度,结构的传力分析,结构的总体方案设计,翼面、弹身、贮箱与充压容器的构造与设计,导弹的机构及其设计。同时,设专门章节介绍了反映现代结构设计技术的导弹复合材料结构设计、结构动态设计、结构可靠性设计、结构优化设计及结构数字化设计等内容。

本书为高等院校飞行器设计类专业本科生和研究生的教材,也可供从事导弹设计和研究的工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

导弹现代结构设计/余旭东等编著. —北京:国防工业出版社,2007.2

ISBN 7-118-04738-4

I. 导... II. 余... III. 导弹—结构设计
IV. TJ760.3

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2006)第 100676 号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100044)

涿中印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 39¼ 字数 929 千字

2007 年 2 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 70.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422

发行邮购:(010)68414474

发行传真:(010)68411535

发行业务:(010)68472764

前 言

在导弹研制这一庞大而复杂的系统工程中,结构设计是一项贯穿始终的工作。不仅优秀的总体方案要靠结构设计来保证,而且先进的结构设计可以提高导弹的总体性能、缩短导弹的研制周期、节约导弹全寿命周期的费用。因此,导弹结构设计在导弹的研制过程中具有非常重要的地位和作用。为了适应培养优秀导弹结构设计人才的要求,反映现代导弹结构设计技术的发展,我们在《有翼导弹结构设计原理》等教材的基础上,编写了本教材。本书对导弹结构设计的原始依据、设计要求、设计原理、结构分析等基础内容的介绍力求系统、深入、概念清晰,对导弹总体结构与各组成部分结构的设计原理、方法的介绍力求体现先进性、综合性和实用性,并注重与实际工程设计的结合。

本书在介绍导弹结构总体设计的基础上,主要阐明导弹金属材料 and 复合材料结构的设计。第1章~第4章叙述导弹结构设计的原始依据、基本要求、基本方法、外载荷与强度、受力传力分析等内容,第5章介绍导弹结构总体方案的设计,着重阐明导弹结构的总体方案及总体协调设计,导弹的材料及其选择原则和全弹的电磁兼容设计。第6章~第8章介绍导弹的翼面、弹身、贮箱与充压容器的结构设计,着重阐明各自的构造、设计原理和方法。第9章介绍导弹的机构及其设计,阐明弹上各种机构的设计要求、基本组成和设计特点。为了反映导弹设计的现代方法,本书在第10章~第14章依次介绍了导弹的复合材料结构设计、结构动态设计、结构可靠性设计、结构优化设计及结构数字化设计,着重阐明各自的设计原理和基本设计方法。

本书第1章~第9章作为飞行器设计类专业的本科生教学用。

本书第2、3、5、8、9、10、11章由余旭东编写,第1、6、7章由葛金玉编写,第4、13章由段德高编写,倪健负责编写第12、14章。本书由余旭东主编。

承蒙北京理工大学刘莉教授审阅了全稿,并提出了宝贵意见。根据审阅意见,我们对原稿一一进行了修改,在此表示衷心的感谢。中航第一飞机设计研究院王哲研究员对本书的第14章提出了许多重要的修改意见,在此表示衷心的感谢。在本书的编写的过程中,得到了航空、航天方面的研究院所和生产厂的许多同行专家、教授的大力帮助,在此一并致谢。

由于本书涉及面广,加上我们的水平有限和时间的限制,难免有缺点和错误,敬请读者和专家批评、指正,以便再版时修正。

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 概述	1
1.2 弹体的组成与分解	1
1.3 弹体的使用环境	3
1.4 导弹弹体设计	4
1.5 “设计”的发展	6
1.6 设计思想、设计准则与设计规范(标准)	10
1.7 导弹结构的发展趋势.....	11
1.8 结构设计人员应具备的知识和能力.....	12
习题与思考题	12
第 2 章 导弹结构设计要求	13
2.1 空气动力要求.....	13
2.2 强度、刚度与可靠性要求	15
2.3 质量特性要求.....	16
2.4 工艺性要求.....	19
2.5 使用维护要求.....	23
2.6 经济性要求.....	23
2.7 环境适应性等特殊要求.....	24
习题与思考题	26
第 3 章 导弹的外载荷与强度	27
3.1 导弹的外载荷与过载系数.....	27
3.2 导弹的设计情况.....	39
3.3 导弹的静载荷计算.....	58
3.4 导弹载荷的综合设计.....	66
3.5 使用载荷、设计载荷、安全系数.....	68
3.6 结构分析的内容与方法.....	74
3.7 强度设计与剩余强度系数.....	84
习题与思考题	90

第 4 章 结构的传力分析	91
4.1 传力的基本概念	91
4.2 结构元件参加传力的实质	93
4.3 传力分析的基本原理和方法	95
4.4 单梁式弹翼的传力分析	97
4.5 其它弹翼的传力分析	106
4.6 弹身的传力分析	113
4.7 分离面典型接头的传力分析	123
习题与思考题	128
第 5 章 导弹结构总体设计	129
5.1 概述	129
5.2 结构总体方案选择与设计	131
5.3 导弹结构总体协调与设计	141
5.4 导弹结构材料及其选用原则	156
5.5 导弹的电磁兼容设计和雷击防护	177
习题与思考题	182
第 6 章 翼面的构造与设计	184
6.1 概述	184
6.2 翼面结构形式	186
6.3 铆接翼面的结构设计	190
6.4 小展弦比整体结构翼面设计特点	200
6.5 空气动力加热对翼面结构的影响	203
6.6 弹翼与弹身的连接构造	208
6.7 操纵面的构造与设计	212
6.8 折叠弹翼	218
6.9 栅格翼	226
习题与思考题	235
第 7 章 弹身的结构与 设计	236
7.1 概述	236
7.2 弹身的结构形式及承力元件	237
7.3 弹身结构设计中的几个问题	245
7.4 弹身设计计算与强度估算	252
7.5 弹身舱段间的连接	262
7.6 中小弹径弹身的连接形式	265
7.7 吊挂与发射支撑的构造	270

7.8 弹体的密封	276
7.9 设备的安装	281
7.10 典型舱段结构设计.....	289
习题与思考题.....	311
第 8 章 贮箱与充压容器设计.....	313
8.1 概述	313
8.2 受力式贮箱的结构设计	320
8.3 贮箱的防晃设计	334
8.4 贮箱的防漩和防塌设计	338
8.5 贮箱的强度验算	339
8.6 贮箱的试验	340
8.7 高压气瓶设计	341
习题与思考题.....	345
第 9 章 导弹的机构及其设计.....	347
9.1 导弹机构的分类与功用	347
9.2 操纵机构设计	348
9.3 操纵机构的特性试验	368
9.4 导弹的连接与分离设计	369
习题与思考题.....	385
第 10 章 复合材料结构设计	387
10.1 概述.....	387
10.2 设计选材与设计许用值确定.....	398
10.3 层合板与层合件设计.....	403
10.4 夹层结构设计.....	418
10.5 结构连接设计.....	425
10.6 复合材料弹/箭结构	430
习题与思考题.....	440
第 11 章 结构动态设计基础	442
11.1 概述.....	442
11.2 结构动态固有特性的设计与分析.....	444
11.3 导弹动态响应的分析与设计.....	449
11.4 弹内设备的隔振设计.....	459
11.5 导弹的气动弹性设计.....	475
习题与思考题.....	491

第 12 章 结构可靠性设计	492
12.1 概述.....	492
12.2 结构可靠性的基本理论.....	493
12.3 导弹结构元件的可靠性.....	522
12.4 舱段结构可靠性.....	529
12.5 弹身结构可靠性.....	532
12.6 弹翼结构可靠性.....	534
12.7 导弹机构可靠性.....	539
12.8 系统可靠性.....	540
12.9 可靠性分配.....	543
12.10 故障树的概念	544
12.11 可靠性的设计方法	547
12.12 可靠性试验	549
习题与思考题.....	549
第 13 章 导弹结构优化设计	552
13.1 概述.....	552
13.2 设计变量、约束条件、目标函数及优化设计方法的选择.....	554
13.3 数学规划法.....	559
13.4 准则法.....	569
13.5 基于可靠性、模糊性的结构优化设计	584
13.6 大型结构优化设计程序系统.....	589
习题与思考题.....	590
第 14 章 弹体结构的数字化设计	591
14.1 概述.....	591
14.2 计算机辅助设计(CAD).....	594
14.3 计算机辅助设计与制造一体化系统.....	602
14.4 数字化设计制造标准规范.....	609
14.5 数字样机设计基础.....	611
14.6 产品数据管理(PDM)	617
14.7 并行工程.....	622
习题与思考题.....	624
参考文献	626

第 1 章 绪 论

1.1 概 述

导弹是装有动力装置、能控制飞行弹道并带有战斗部的无人驾驶飞行器。导弹的弹体是导弹的重要组成部分,对保证导弹任务的完成起很重要的作用,其主要作用有:①将有效载荷、动力装置、控制系统等连接成一个整体;②为导弹提供良好的气动外形;③承受地面运输、操作和飞行中的各种载荷;④保护弹体内各种装载,并为它们提供必要的工作环境,保证导弹完成预定的任务。导弹弹体设计质量的优劣直接影响导弹的总体性能、制造成本和生产周期。弹体结构的创新设计,如受力式贮箱、折叠弹翼、弹体结构一体化等的出现,对导弹技术的发展都有重大的推动作用。

1. 弹体结构

广义地说,导弹弹体构造中每个有形的零件都是结构。由于导弹弹体构造中很大部分是为了承受和传递各种载荷而布置的,因此,本书中所谓“结构”指的是受力结构,是指能承受和传递载荷、并能保持一定刚度和尺寸稳定性的零、部件的总称。其中相互间不产生相对运动的受力部分,称为结构系统;而有些除了参与总体受力外,还要完成各种规定的动作和运动的机械组件,则称为机构系统。结构和机构在弹体设计中占有很重要的地位。为叙述方便,结构设计和机构设计在本书中统称为结构设计。

2. 弹体结构设计

根据弹体总体设计下达的结构设计任务书,构思和拟定出满足各项要求的结构方案,进行全部零部件的设计、分析、试验,最终提交全套可供生产的图纸和相应的技术文件的全过程称为弹体结构设计。弹体结构设计的实质就是将对弹体的构思“物化”为产品的实体的全过程,其间离不开科学性和创造性。结构设计的基本理论和方法是其科学性的体现,没有这些基本理论和方法的指导,现代结构设计就无法进行。结构设计从设计方案、结构布置到细节设计都不存在“唯一正确”的答案,如何在各种约束条件下找到最合理的设计,体现着设计者的创造性。结构设计的过程是一个不断追求完美的过程,结构设计的理论与方法的发展,是随着设计者的实践和科学技术的发展而不断发展的。

已有的各种导弹的结构和设计思想,都积累着前人不断解决导弹结构设计问题的经验。当前现代战争已进入以信息化为基础的高科技战争时代,弹体结构也必然要适应这些发展,弹体结构设计的新思想、新方法、新技术、新材料、新工艺正在不断出现并被越来越广泛地应用。所有这些都是应该密切关注、努力学习、借鉴和引用的。

1.2 弹体的组成与分解

1.2.1 弹体的组成与功用

导弹的弹体是指由弹身、气动力面(弹翼、操纵面、稳定面等)、弹上机构(分离机构、操

纵机构、折叠机构等)及一些零、组、部件连接组合而成的具有良好气动外形的壳体。对于不同类型的导弹,弹体的组成可根据需要确定。例如弹道导弹不设置弹翼;采用燃气舵或推力矢量控制时,则不用空气动力操纵面;稳定面根据需要可设置,也可不设置。

弹体各组成部分的功用如下。

(1) 弹身:为弹上各种仪器设备提供装载条件,为各种气动力面、助推器、弹上机构和弹上电源提供连接和固定的条件。为了使导弹具有良好的气动外形,弹身多采用细长旋成体。弹身常按内部装载设备的不同被分为若干功能舱段,如导引舱、仪器舱、战斗部舱、燃料舱、发动机舱、箱间段、级间段、过渡舱段等。

(2) 弹翼:利用空气动力产生导弹飞行时所需的升力和横向控制力。

(3) 操纵面:也称舵面。指可以产生操纵力的气动力面,如空气动力面、燃气动力面或利用其它气体的气动力面。

(4) 稳定面:主要指安装在导弹头部或尾部,使导弹具有一定静稳定度的固定翼面。为使导弹具有足够的恢复力矩和阻尼力矩,稳定面常安置在距导弹重心较远处的尾部,称为尾翼。为减小导弹的静稳定度而安置在弹身头部的固定翼面,称为反安定面。

(5) 操纵机构:指的是由导弹控制回路的执行元件到操纵元件之间的机械传动机构。执行元件称为舵机,操纵元件可能是舵面、副翼或摆动发动机等。执行元件按控制回路给出的指令输出位移信号,使操纵元件作相应的偏转,产生对导弹重心的控制力或控制力矩。操纵机构主要由连杆、转轴、摇臂、支座等构件组成。

(6) 分离机构:在导弹飞行过程中,将需要与弹体分离的部分,如头部、整流罩、助推器、尾段等,适时可靠地分离。分离面之间的连接和分离的装置总称为分离机构。

(7) 折叠机构:如翼面折叠机构。其功用在于可靠地实现翼面展向尺寸的缩短和恢复。

1.2.2 弹体的分解

弹体的各个部分由于内部装载设备的不同,构造上也不尽相同。为简化设计、方便生产、满足使用维护的需要以及从火工品的安全考虑,设计上往往用分离面将导弹弹体分为若干部分。常见的分离面有级间分离面,弹身各舱段之间的分离面,弹翼与弹身、固定翼与折叠翼、舱盖与舱口之间的分离面,它们的设置是在总体设计时确定的,称为设计分离面。设计分离面之间常用可拆卸连接件连接,导弹弹体则可分解为数个相对独立的部件。各部件常常是独立的设计单元,也可以是独立的装配单元。图 1.2.1 为苏联“萨姆-2”地-空导弹弹体的分解图,图 1.2.2 为某液体燃料弹道导弹弹体的分解情况。

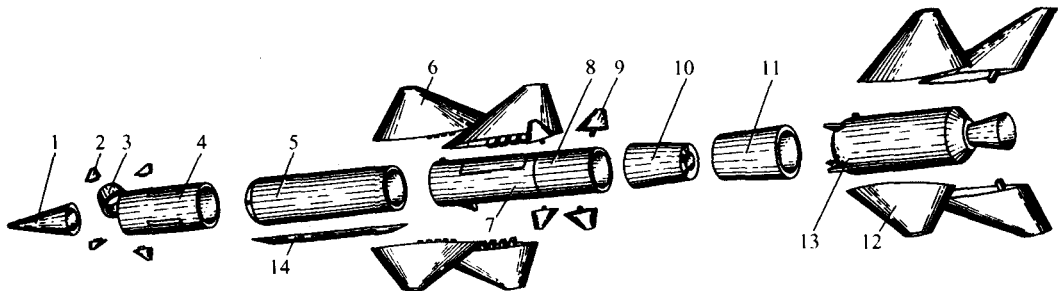


图 1.2.1 “萨姆-2”防空导弹弹体分解图

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。

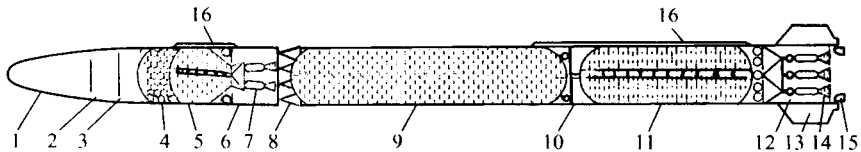


图 1.2.2 弹道式导弹弹体结构示意图

- 1—战斗部；2—稳定裙；3—控制测量仪器舱；4—二子级燃料舱；5—二子级氧化剂舱；6—二子级尾段；
7—二子级液体火箭发动机；8—杆系(级间段)；9—一子级氧化剂箱；10—箱间段；11—一子级燃料箱；
12—一子级尾段；13—尾翼；14—一子级液体火箭发动机；15—燃气舱；16—燃料输送管。

还有一种分离面称为工艺分离面,它们只出现在生产过程中,是为了生产方便、提高结构工艺性而设置的,在结构设计时确定。工艺分离面常用不可拆卸连接件连接,一般是不可分解的。

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各种环境条件,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,可分为储存环境、运输(车载、机载、舰载)环境、操作环境、发射环境、飞行环境等;按对导弹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、放射性沾染、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,并应对内部结构材料(金属材料、非金属材料)、仪器设备起可靠的防护作用。

所谓力学环境,指导弹在整个使用过程中所要经受的各种载荷,包括静力的、动力的以及热和疲劳导致的载荷。由于导弹是高速飞行器,弹体设计应着重研究的是飞行中的力学环境。例如打击的目标为现代歼击机(飞行马赫数一般都大于2),导弹飞行的最大马赫数一般要大于2.5,有的要高到5~6,最大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,弹体还要受到突风、发动机点火熄火、级间分离时产生的瞬时冲击,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。随飞行速度的增加,空气动力加热急剧增加,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)。如果导弹在几秒钟之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,弹体上各受热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,导弹在装卸运输中产生的颠簸、摇摆、振动,机载导弹在重复带飞情况下可能发生的“疲劳”现象,也都是需要仔细考虑的。我们把发生在车载、机载、舰载情况下,导弹所经受的各种载荷分别称为运输力学环境、机载力学环境、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,并应满足各项动力学性能的要求。

1.4 导弹弹体设计

导弹弹体作为导弹武器系统的一个分系统,和其它分系统一样,研制过程一般都要经过四个阶段,如图 1.4.1 所示。

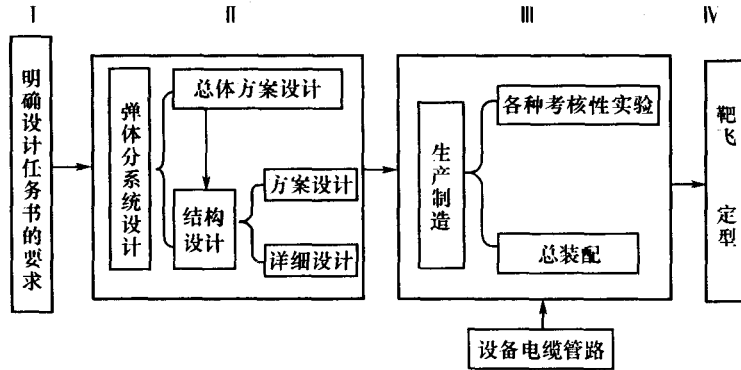


图 1.4.1 弹体研制流程图

1.4.1 导弹弹体分系统设计

弹体分系统设计,首先要明确设计任务。设计任务书中包括导弹的用途,武器系统的主要战术技术指标,如目标特性、作战空域、发射方式、使用环境条件、经费预算等。总体设计人员在调查研究的基础上提出多个方案进行可行性论证,对每个方案的工程技术和经济方面进行分析比较和评审,最后优选出一个可行的总体技术方案。当总体技术方案完成之后就可以向结构设计下达设计任务书,即对具体结构提出技术指标和技术要求。结构设计人员经过必要的分析比较、多方协调后,提出修改意见,再经过总体的进一步分析与协调,最后得到总体和结构都认可的设计任务书。

经过总体设计得出的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,总体方案的气动系数、外载荷、气动加热等数据,以及重量重心的限制等。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、导弹支撑吊挂图、气动力计算报告、外载荷计算报告、气动力加热计算报告等。所有这些都是弹体结构设计的原始依据。

1.4.2 弹体结构的研制程序与设计内容

弹体结构的研制程序如图 1.4.2 所示。图中表明,在方案论证和初样阶段,应完成结构的详细设计和分析。设计和分析是两项紧密相关的工作。实际上,整个设计过程往往是设计和分析工作反复迭代的过程。由于分析计算的专业性、复杂性及在整个设计过程中的重要性,所以在图 1.4.2 中把设计和分析分开表示。

1. 方案论证阶段

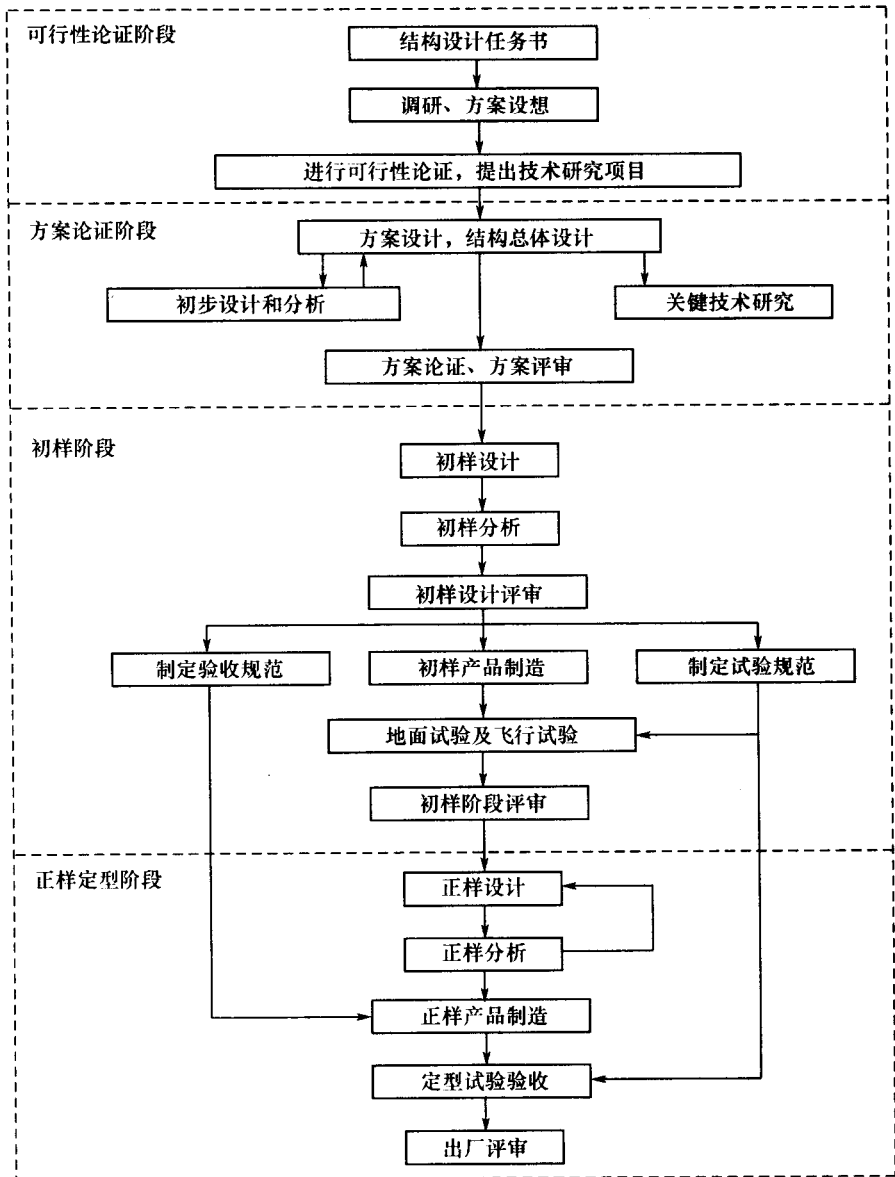


图 1.4.2 导弹结构的研制程序

本阶段的主要工作是根据导弹总体设计下达的结构设计任务书,首先进行导弹弹体结构总体设计,完成弹体各部段结构方案设计、部段之间的受力协调及仪器设备、电缆、管路的安装铺设方案的设计,分析、比较后,选择最佳设计方案和试验验证项目,提出方案论证报告,经评审通过之后,方可进入初样阶段。

方案论证时必须考虑方案对结构技术要求的满足程度,以及技术继承性、经济性、可靠性和是否积极地采用新材料、新工艺、新技术等因素。

2. 初样阶段

本阶段的主要任务是设计出符合外载荷要求、使用要求及系统安装协调要求的产品

(提交设计文件)。与此同时,进行弹体结构分析和强度校核,制定弹体结构试验规范(大纲)。设计评审通过后,进行初样生产及初样产品的试验。试验内容主要有静动力试验、全弹振动试验、分离试验、联合试车和模装协调,最终提交初样设计报告。评审通过后,转入正样阶段。显然,弹体结构设计工作的主要内容是在初样阶段完成的。一般来说,后续阶段主要是进行一些适应性修改。

3. 正样定型阶段

该阶段也称为正样阶段。根据总体试样设计要求和初样确定的技术状态,对弹体结构原则上不作大的改动,只进行适应性修改设计,给出全套正样设计文件和图纸,提供给工厂进行正样生产,用于地面试验及飞行试验考核。此阶段主要考核导弹总体方案的正确性,检验是否满足战术技术指标要求。如果预定次数的飞行试验成功,则提出正样设计报告,经评审通过后,转入定型试验。

4. 定型试验

弹体结构为正样状态产品,原则上不作变动,主要是进行定型性的大型地面试验和定型飞行试验的考核。

定型期间,结构设计的工作主要是使图纸和技术文件更加完整地反映出实际结构情况,使图纸到文件内容更符合标准化要求。总之,定型设计是使弹体结构稳定在一个切实可行的状态,方便工厂顺利地进行批量生产。

1.5 “设计”的发展

1.5.1 设计类型与设计方法概述

1. 设计的类型

通观各种产品的设计,按其性质大致可分为3种类型。

1) 创新设计

创新设计是在国内外尚无类似产品或结构,亦或设计原理、设计方案都未知的情况下,只根据产品、结构的总功能和约束条件,进行全新的创造。

2) 适应性设计

适应性设计是在总方案和原理不变的条件下,对已有产品、结构或性能进行局部的改进更新,以适应新的需求。

3) 变参数设计

变参数设计是在总体结构形式、工作原理不变的条件下,仅对结构的布置、参数或尺寸的大小加以改变以提高性能。这在系列产品设计中常用。

2. 设计方法

1) 设计方法的发展

“设计方法”可以理解为设计的一般过程及解决具体问题的手段,不同时期的设计必然反映着当时的生产力和技术水平。如果把设计方法的发展进行概括,大致可以分成:

- 17世纪前的“直觉设计阶段”;
- 17世纪后的“经验设计阶段”及其后形成的“传统设计阶段”;

- 目前的“现代设计阶段”。

最早的设计是由经验丰富、技术熟练的手工艺人,凭直觉进行的。由于生产力和技术水平的限制,设计出来的产品比较简单。产品的制造方法是根据设计者本人的经验或其头脑中构思出来的,因此设计和制造无法公开。随着生产的发展,产品逐渐复杂起来,设计者们在丰富的设计实践的基础上,利用类比作为依据,并使用经验数学公式进行必要的计算,逐渐形成了所谓的“经验设计”、“半经验半理论”设计。在 20 世纪 50 年代后期形成,至今仍被广泛采用的称为“传统设计”的方法,是在经验的基础上,经过一定的科学总结和提高而形成的。运用这种方法由多人协作,运用系统的、成套的图纸和设计、分析资料表达设计意图,可以满足许多人同时参加制造的需要,还可用图纸对产品进行分析和改进,推动了设计工作的发展,从而使设计工作具有了相对独立的性质。到了 20 世纪后期,科学技术有了新的发展,新材料、新工艺、新技术不断出现,尤其是计算机技术迅速发展,人们对产品的功能、可靠性和效益都提出更为严格的要求,产品更新换代的周期日益缩短,传统设计方法在设计科学性和周期上都显得十分不足,于是提出了设计现代化的需求。

现代设计,概括地讲,它运用了系统工程,实行人-机-环境系统一体化设计,使设计思想、设计进程、设计组织更趋合理;大力采用动态分析方法,使问题分析动态化;对设计进程、设计战略、设计方案和数据选择进行广义优化;计算、绘图等计算机化。所以有人以动态、优化、计算机化概括为现代设计法的核心。

2) 现代设计与传统设计的关系

(1) 继承。现代设计方法和技术是在传统设计方法基础上发展起来的,它继承了传统设计方法中的精华,如设计的一般原则和步骤、价值分析、类比原则和方法、相似理论和分析、调查研究、冗余原则、积木式组合设计法等。因此,在应用某些现代设计方法和技术时,不应片面夸大成为玄而又玄的法宝,应当认识到它们的许多内容是传统设计法的继承、延伸和发展。

(2) 共存与突破。从直觉设计发展到经验设计以至现代设计,都有着时序性、继承性和两种方法在一定时期内共存的关系。而当前的现代设计方法和技术还远未达到成熟完善的阶段,许多方法的自身理论的建立及其可行性、适用性等还有待深入研究;一些成熟的内容也仍有掌握和推广的过程。因此,现在正处于旧方法不断改善和新方法不断创建的共荣共存的历史时期,这也体现着量变与质变的辩证关系。当然,随着现代设计方法和技术的完善,新的导弹产品必将有新的突破。

1.5.2 传统的结构设计方法

用传统的设计方法设计导弹结构,一般是根据设计任务与原始条件,根据经验,参考原准弹,运用设计原理和设计知识,构思出结构方案。然后以工程梁理论和结构静力学为基础,进行初步设计计算,以确定结构主要元件的尺寸。接下来进行以静力分析为主的静强度、刚度校核,如果满足要求,即认为设计合理;如果强度不够,或者设计人员认为剩余强度太大时,则修改设计,重新进行设计计算,继而再进行强度校核,直到满足强度、刚度要求为止。

传统结构设计方法的基本思想是在结构设计的过程中,基本上采用静力分析进行设计计算。在进行强度与刚度校核时,再进行必要的结构动力学和可靠性分析。因此,在设

计中通常采用设计载荷法。设计载荷为使用载荷乘以安全系数,简单表达如下

$$P_{\text{des}} = fP_{\text{lim}}$$

强度要求为

$$P_u \geq P_{\text{des}} \quad \text{或} \quad [\sigma] \geq \sigma_d$$

刚度要求为

$$[\delta]_i \geq \delta_i$$

式中 P_{des} ——设计载荷;

P_{lim} ——使用载荷;

f ——安全系数;

P_u ——材料的极限载荷(或称材料的极限承载能力);

$[\sigma]$ ——元件的极限应力;当元件受拉时,为元件材料的抗拉强度 σ_b ,当元件受压时,为元件的抗压临界应力;

σ_d ——由设计载荷产生的元件应力;

$[\delta]_i$ ——结构在 i 位置点的允许位移;

δ_i ——结构在 i 位置点的变形位移。

在传统的设计方法中,除以静力校核为主外,还要在不同程度上进行结构动力学校核。在设计过程中,基本上采用的是单个部段孤立设计的模式。

结构动力学校核的主要内容是:

- 结构的动力学固有特性分析,即固有频率、主振型和振型阻尼分析;
- 结构的动态载荷分析及动响应分析;
- 颤振分析。

传统设计方法的优点是方法简便易行,但经验设计的成分较大。对动态载荷往往用经验的动载荷系数转化为静载荷进行设计,分析精度低。尤其是,只有到了校核计算时才重点进行结构动力学分析,因此,往往在动力学校核时造成返工,甚至造成设计方案的大更改。

1.5.3 现代设计法与并行设计简介

1. 目前常用的现代设计法

随着科学技术的发展,导弹结构设计的方法也在不断进步。20世纪60年代以后,由于计算机的出现,分析技术和计算技术逐渐完善起来,成功地发展了适用于复杂结构设计与分析的有限元法、结构优化设计方法和可靠性设计方法。以致20世纪80年代以来,结构设计与分析面临着三大现代设计技术转变,即:由静态设计向动态设计转变;由校核计算、综合设计向优化设计转变;由传统的安全系数法向可靠性设计转变。同时,由于计算机的高度发展和广泛应用,计算机的参与不断增加,形成了计算机辅助设计(CAD)、计算机辅助工程(CAE)、计算机辅助试验(CAT)、计算机辅助制造(CAM)等新领域,并进一步发展成为包括上述各项内容的数字化设计技术。数字化设计技术的应用使得用虚拟样机替代实物样机成为可能,从而显著地缩短了产品的研制周期,降低了成本。另外,数字化设计技术也使并行作业成为可能。

2. 并行设计法

上面所列的有限元法、优化设计、可靠性设计、动态设计、计算机辅助设计,目前已形成单独学科,其理论正在不断创建,一些较成熟的内容还有个应用推广的过程,有些内容的适用性和可行性还有待深入研究。这里仅对目前正在大力推广采用的一种研制管理模式——并行设计方法做简单介绍。

传统设计的模式是串行设计,各个阶段的工作是按既定顺序进行的,一个阶段的工作完成后,转向下一阶段,下一阶段的工作才开始,各个阶段依次排列。每个阶段都有自己的输入输出,如图 1.4.1 和图 1.4.2 所示。设计任务书提交给产品设计小组,由设计小组独自设计,直至完成全套设计图纸。全套设计图纸交给工艺部门后工艺人员编制生产工艺,然后再送到生产车间安排生产。由于设计部门独立于生产过程,对制造状况分析不足,设计的产品很少能一次性投入生产,因而导致多次设计的更改,带来很高的成本费用。设计错误往往要在设计的后期甚至在制造阶段才被发现,这样就形成了设计-制造-修改设计-重新制造的大循环。而且设计中的分析计算经常要花费较长时间,常常延误设计周期。由于串行设计存在大量的反复设计修改,各阶段互相影响,导致研制周期长、成本高等问题。尽管现在串行设计也普遍采用了计算机辅助工具,如 CAD、CAM 等,但它只是使各个阶段的设计、生产过程自动化,减少该阶段所用的时间,并没有改变其固有的顺序开发模式。

并行工程是 20 世纪 90 年代出现的一种以产品生命周期为目标的设计管理方法,这种方法把时间作为关键因素,从传统的分阶段串行的产品开发流程转化为集成的、并行的产品开发过程。并行工程是从产品设计到产品报废的整个产品生命周期,全方位地解决所用时间的设计管理过程。并行工程师集成地、并行地设计产品及其相关各过程(包括制造和保障过程)。这种方法要求开发人员在设计一开始就考虑产品全寿命周期(从概念形成到产品报废)期间的所有因素,包括质量、成本、进度计划及用户要求等。

并行设计是并行工程的核心。并行设计要求产品设计及其相关过程实施并行、一体化、系统化的工作模式,力图使产品研制从设计一开始就考虑到产品的生命周期。并行设计时将后面环节的可靠性、技术、生产条件等作为约束条件,以避免或减少产品到研制晚期才发现错误,再返回到设计初期进行修改。并行设计工作模式是在产品设计的同时考虑其相关过程,包括加工工艺、装配、检验、质量保证、维护等。在并行设计中,产品研制过程的各个阶段工作交叉进行。这样可以在产品设计初期及早发现与其相关过程不匹配的地方,及时评估、决策,以达到缩短产品研制周期、提高质量、降低成本的目的。并行设计也将产品研制周期分解成许多阶段,每个阶段都有自己的时间段。虽然在产品研制过程中并非所有步骤都可以平行进行,但根据对产品研制过程的信息流分析,可以通过一些步骤的平行,即相互重叠交叉,来缩短产品研制时间,如图 1.5.1 所示。重叠部分代表过程同时进行。一般情况下相邻两个阶段可以相互重叠。图 1.5.1 中方案分析和论证,属于相邻两个阶段相互重叠,设计反馈和加工反馈属于三个阶段重叠。在这些相互重叠的阶段间实行并行设计。

显然并行设计首先要求信息集成和相互间的通信能力;其次要求以团队方式工作,这些团队不仅包括与这些设计阶段相关的人员,还包括参与产品生产、试验、检验等相关人员。

就目前看,并行设计的实施还没有固定的模式,它的体系、关键技术和理论还有待进一步发展。美国、欧洲各飞机公司实施并行工程的主要方法和技术也不尽相同,但总的说

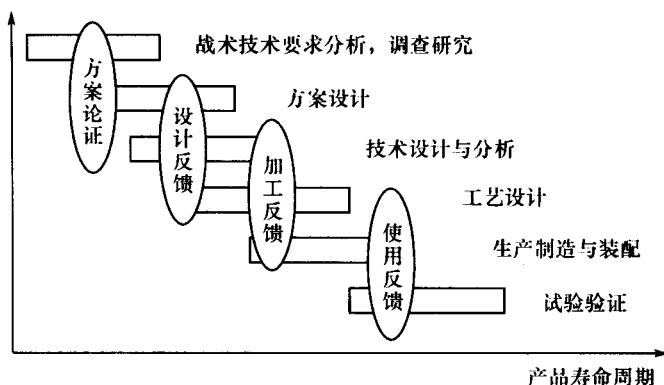


图 1.5.1 并行设计模式

有以下几个方面是需要改革和发展的：

- (1) 要建立适合并行工程的管理体制、机构和科学的管理方法；
- (2) 适用于多专业人员协同工作的环境和工作方法；
- (3) 不断发展相关的支持技术。

美国的波音公司和洛克希德公司已在波音 - 777 和 F - 22 等飞机的开发研制中实际应用了并行工程,取得了显著效益。波音 - 777 飞机的整个计划和相应的工程活动创造出 100% 的并行工程环境,是世界上第一个用 CAD 设计并完成了整架飞机的数字化预装配的飞机,大大降低了零部件的偏差和返工率,比波音 - 767 的返工率降低了 50%。F - 22 应用并行工程使后期的设计更改工作量减少了 50%。

美国防御分析研究所研究表明,并行工程的效益如下:①提高设计质量,使早期生产中的修改可减少 50% 以上。②因设计与相关过程并行进行,开发周期缩短 40% ~ 60%。③降低全寿命周期费用,仅生产费用就可降低 30% ~ 40%。④优化开发过程,使产品报废和返工减少 75%。

我国航空航天部门正在努力推广使用并行工程,某些设计院所已将并行设计法成功应用于产品设计。

1.6 设计思想、设计准则与设计规范(标准)

结构设计的指导思想称为设计思想。这个思想要一直贯穿在结构的设计、生产和试验的所有行为中。各种导弹的具体情况不一样,其设计思想可能也有差别,但结构简单、重量轻、成本低、可靠性和安全性高、研制周期短等,往往是结构设计通用的指导思想。

设计思想通常可以具体化为若干设计准则,有关设计准则将在第 2 章叙述。

为了保证产品的研制质量、加快研制速度、减少研制成本、少走弯路,各国都在以往成功经验的基础上,编制出各种设计手册、设计指南以及设计规范(标准),并使之成为结构设计、生产制造、试验、验收、使用和维修的通用性指令性文件。在贯彻所有设计准则时都应遵循相应的设计规范(标准)。

标准一般分国际性和国家内部性的两大级别。