

普通高等教育
兵工类规划教材

导弹结构 分析与设计

刘莉 喻秋利 编著

北京理工大学出版社

导弹结构分析与设计

刘莉 喻秋利 编著



北京理工大学出版社

内 容 简 介

本书是兵工高等院校火箭导弹技术专业系列教材之一。它详细阐述了导弹结构设计的原理和方法,系统介绍了设计各阶段的步骤和准则。内容包括导弹部件设计准则、导弹静强度分析与计算、导弹结构动力学特性分析与设计、弹翼的结构与设计、弹身的结构与设计以及操纵机构和分离机构的结构与设计等。

本书可作为高等院校飞行器设计专业的教材,也可供相关专业的工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

导弹结构分析与设计/刘莉,喻秋利编著. —北京:北京理工大学出版社,1999.6

统编教材

ISBN 7-81045-551-6

I. 导… II. ①刘… ②喻… III. ①导弹结构-结构分析-高等学校:军事院校-教材 ②导弹结构-结构设计-高等学校:军事院校-教材 IV. TJ760.3

中国版本图书馆 CIP 数据核字(1999)第 08850 号

责任印制:王 军 责任校对:陈玉梅

北京理工大学出版社出版发行

(北京市海淀区白石桥路 7 号)

邮政编码 100081 电话(010)68912824

各地新华书店经售

北京地质印刷厂印刷

*

787 毫米×1092 毫米 16 开本 8 印张 185 千字

1999 年 6 月第 1 版 1999 年 6 月第 1 次印刷

印数:1—1000 册 定价:15.00 元

※图书印装有误,可随时与我社退换※

前 言

自从“二战”期间导弹诞生以来,导弹武器系统有了长足发展,导弹结构分析与设计在导弹武器系统的设计工作中也变得日益重要。从事导弹系统总体设计的工程技术人员,不仅需要精通导弹系统总体设计的专业知识,而且还需掌握导弹结构设计的相关知识。本书正是为此目的而编写的。

本书首先介绍了导弹结构设计的基础知识及设计准则,然后阐述了导弹在静载荷和动载荷作用下的设计和计算。最后对导弹的主要结构部件——弹翼、弹身、操纵机构和分离机构的分析和设计方法进行了讨论。

刘莉同志担任本书的主编,并编写了第一、二、三、四章,喻秋利同志编写了第五、六、七章。由于编者的水平和经验有限,难免有不当之处,敬请同行不吝赐教。

本书由何庆芝教授、黄一鸣副教授担任主审,他们在审稿中提出很多宝贵意见;在本书编写过程中还得到了祁载康教授、余超志教授、王春利教授等的帮助,在此一并表示感谢。

本书在编写过程中参考了大量国内外书刊及教材,在此对原作者诚挚谢意。

出版说明

在 21 世纪即将来临之际,根据兵器工业科技与经济发展对于人才素质和质的要求,兵器工业总公司教育局组织兵工专业教学指导委员会制定了《兵器工业总公司“九五”教材编写与出版规划》。在制定规划的过程中,我们力求贯彻国家教委关于“抓重点,出精品”的教材建设方针,根据面向 21 世纪军工专业课程体系和教学内容改革的总体思路,本着“提高质量,保证重点”的原则,精心遴选了在学校使用两遍以上,教学效果良好的部分讲义列入教材规划,兵工专业教学指导委员会的有关专家对于这些规划教材的编写大纲都进行了严格的审定。可以预计,这批“九五”规划教材的出版将促进兵工类专业教育质量的提高、教学改革的深化和兵器科学与技术的发展。

本教材由何庆芝教授、黄一鸣副教授主审。

殷切地希望广大读者和有关单位对本教材编审和出版中的缺点与不足给予批评指正。

一九九七年八月十七日

目 录

第一章 绪论	(1)
§ 1.1 导弹弹体的结构与功用	(1)
§ 1.2 导弹结构设计任务、方法及步骤.....	(2)
§ 1.3 导弹结构与设计的现状与趋势	(4)
第二章 导弹部件设计准则	(7)
§ 2.1 导弹部件设计的基本准则	(7)
§ 2.2 减轻结构重量的措施	(8)
§ 2.3 材料的选用原则	(10)
第三章 导弹静强度分析与计算	(17)
§ 3.1 导弹外载荷分析	(17)
§ 3.2 过载系数	(18)
§ 3.3 导弹的设计情况	(28)
§ 3.4 弹体内力的计算	(30)
§ 3.5 导弹静强度分析与计算	(33)
第四章 导弹结构动力学特性分析与设计	(41)
§ 4.1 导弹结构动态固有特性分析与设计	(41)
§ 4.2 导弹结构动态响应分析	(52)
§ 4.3 导弹的气动弹性问题	(56)
第五章 弹翼的结构与设计	(57)
§ 5.1 弹翼的功用与设计的要求	(57)
§ 5.2 弹翼的结构与传力分析	(58)
§ 5.3 骨架蒙皮式弹翼的设计	(69)
§ 5.4 其它结构弹翼的设计	(75)
§ 5.5 弹翼与弹身的连接	(82)
§ 5.6 气动加热及防护	(85)
第六章 弹身的结构与与设计	(88)
§ 6.1 弹身的功用与设计的要求	(88)
§ 6.2 弹身的构造和传力分析	(89)
§ 6.3 薄壁结构弹身的设计	(97)
§ 6.4 弹身舱段的设计与连接	(103)

第七章 操纵机构和分离机构的结构与设计	(112)
§ 7.1 操纵机构的功用与组成	(112)
§ 7.2 操纵机构的设计要求和构造形式	(113)
§ 7.3 分离机构的功用与设计的要求	(118)
§ 7.4 分离机构的分类和典型构造	(119)
参考文献	(122)

第一章 绪 论

弹体结构是导弹系统中的一个重要分系统,是导弹的基础组成部分。弹体将导弹其他系统连成一个整体,给出了导弹的外部形状,保持导弹所需的气动外形,在飞行时产生导弹所需的升力,同时弹体结构还是一个完整的承力系统,承受和传递着各种载荷。弹体是一个复杂的结构系统,全弹由成千上万个互相连接的零件构成一个整体,零件的设计、制造和安装具有非常大的难度。弹体结构的重量对导弹的性能及成本有很大的影响,一般结构重量为导弹起飞重量的16%~20%。由此可见,弹体结构在导弹系统中占有重要的地位,弹体结构设计的好坏,直接关系到导弹的性能与系统的经济性。本书主要讨论关于弹体结构分析与设计的有关问题。

§ 1.1 导弹弹体的结构与功用

弹体结构主要由弹身和翼面(弹翼、操纵面和稳定面)等部件组成,根据其形式的不同,通常还包括操纵机构、分离机构、折叠机构等(图1-1)。弹体结构的功用是把导弹的战斗部、制导系统、燃料系统及动力系统等连成一个整体,并使导弹具有良好的气动外形,保证导弹满足各项战术技术指标要求,完成预定的战斗任务。

弹体各部分的结构与功用:

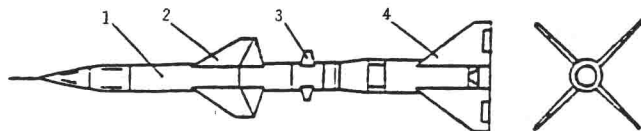


图1-1 弹体的组成

1—弹身;2—弹翼;3—舵面;4—尾翼

弹身:为了制造和装配的方便,弹身通常由数个舱段组成,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。弹身一般分为导引舱、仪器舱、战斗部舱、燃料舱、发动机舱等若干舱段。

弹翼:利用空气动力学原理产生导弹飞行时所需的升力和横向控制力。

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和姿态角。

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,以产生相对于导弹重心的操纵力矩,改变或维持导弹的飞行方位角和姿态角。

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:对采用折叠式翼面的情况,需要使用翼面折叠机构,其功用在于可靠地实现翼面的折叠和恢复。

§ 1.2 导弹结构设计的任务、方法及步骤

一、导弹结构设计的任务

导弹结构与导弹武器系统其他部分(制导系统、战斗部系统、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,如导弹的三视图、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。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。它要求设计人员具备如结构力学、强度计算、空气动力学、飞行力学、结构动力学、导弹制造工艺、材料学以及控制和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。

二、传统的导弹结构设计的方法与步骤

传统的结构设计是以导弹总体方案为依据,对弹体结构进行细节设计,设计步骤如图 1.2-1 所示。

(1) 调查研究

分析、研究总体方案的全部图纸、文件和数据,搜集国内外有关资料,了解制造厂的技术水平和设备条件,然后进行综合分析,为拟定设计方案作准备。

(2) 方案设计

拟定若干个可行的结构设计方案,在方案论证时分析比较。方案的内容包括:结构形式、传力方案和主要承力构件的布置,部件之间的连接形式,零构件的材料、剖面形状、尺寸、连接形式,弹内设备的安装形式,密封、防热等措施,还要对各种机构的运动部件作运动协调分析,对部件和主要的承力构件进行强度、质量的估算,对零、部件的工艺性和成本进行分析评估,以便评估设计方案是否满足设计要求。

(3) 设计计算

设计计算是指根据给定载荷确定主要受力元件基本剖面尺寸的计算。为了方便迅速,设计

计算常根据强度条件,采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、半经验公式进行分析。通过设计计算可以对主要的构件进行尺寸设计,对不同方案绘制方案图。

(4) 方案论证

分析比较各个方案的优劣,择其优者,并吸取其他方案的优点,形成最佳方案。

(5) 细节设计

绘制部件和零件图纸,编制试验大纲和制造验收技术条件等。

(6) 强度分析

对整个部件和受力元件进行强度校核计算。强度校核计算是指对结构验证在外载荷作用下其强度的计算。所用的计算模型和计算方法一般较设计计算严格得多,包括静力、动力及受热状态下的强度、刚度、稳定性计算,对翼面及全弹分别进行固有振动特性计算和颤振计算,必要时还要对关键结构进行疲劳断裂分析等。分析计算应满足工程上的精度要求。

当计算结果不满足设计要求时,应对设计进行修改。

(7) 设计评审

由设计师系统组织设计评审,对设计的正确性、先进性、可靠性、合理性和经济性,技术资料完整性等作出评价,并对试验弹是否投产进行决策。

(8) 样弹制造

绘制零件技术图纸,编写技术文件,制造试验弹。进入试验弹的制造阶段,设计人员应深入车间,及时处理生产中暴露的问题,修改完善设计。

(9) 试验验证

导弹设计过程中的弹体结构试验验证通常包括两部分:地面试验和飞行试验。

地面试验是指对部件进行的各项强度试验。试验的内容根据部件的功用、结构形式及工作环境确定,主要有静力试验、振动试验、气密试验、动力试验及热强度试验等。有些部件还应作进一步的疲劳、断裂及可靠性试验等。通过试验验证产品是否满足设计要求,不符合要求的应修改设计、改制或重新生产试验件再进行试验,直至满足设计要求。

飞行试验是指选取不同状态的试验弹进行飞行,对弹体结构的功能、强度、刚度、颤振和工艺质量等进行综合考验,根据试验情况对设计作进一步的修改,直到试验结果全部满足设计要求。

(10) 设计定型

飞行试验完成并全部满足设计要求之后,即进入设计定型阶段。设计定型工作包括完善、整理设计图纸和技术文件,编制设计、试验总结报告和定型申请报告。经批准后,提交部件、零

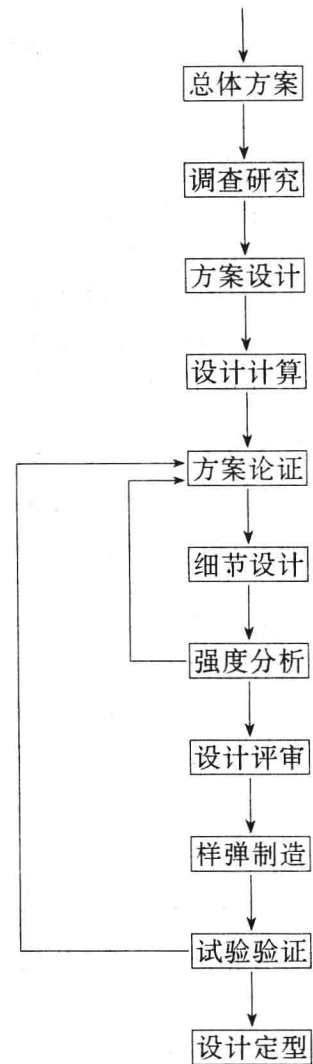


图 1-2 导弹结构设计步骤

件生产图纸,投入正式生产。

上述步骤往往是反复交叉进行的,设计中应视实际情况灵活掌握。

§ 1.3 导弹结构与设计的发发展现状与趋势

导弹结构设计与其它工程结构设计一样,经历了漫长的发展过程,随着对结构设计要求的不断提高,设计方法也在不断地更新。目前已由传统的设计方法逐渐转向新的更有效的设计方法。当前,结构设计和强度分析正面临着三大技术转变:由静态设计向动态设计转变;由校核计算向优化设计转变;由传统的安全系数法向可靠性设计转变。同时,由于计算机的发展和广泛应用,计算机的参与领域不断增加,形成了计算机辅助设计(CAD)、计算机辅助分析(CAA)、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一体化计算机辅助工程(CAE)系统。

一、导弹结构的现状与发展趋势

随着科学技术的不断发展,导弹结构要求的不断提高、设计手段的不断增多、新材料的不断研制成功,都为导弹弹体结构的发展提供了必要的条件。目前,导弹弹体结构正向以下几个方面发展:

- ①弹体结构的标准化、系列化,增加其可维护性和经济性;
- ②弹体结构的整体化程度不断提高,夹层结构、蜂窝结构应用比例增多;
- ③为适应箱式运输、发射的需要,广泛采用折叠弹翼。
- ④研究应用主动控制结构,减小飞行过程中的动态载荷。

二、结构设计方法的发展趋势

1. 结构动态设计的方法与步骤

导弹使用过程中承受的载荷一般都是随时间变化的动载荷。传统的设计方法中,设计时以保证静强度为主,设计完成后才对动强度及颤振等动力学问题进行强度校核或试验验证。由于飞行速度和机动性要求的提高,导弹飞行中所受的动载荷和动力学环境愈来愈恶劣,小型化和降低飞行阻力的要求又使结构刚度及固有频率降低,结构振动与控制系统耦合及发生颤振的危险性大大增加,导致传统的按满足静强度要求设计的弹体结构,往往不能通过结构动力学的校核,造成设计返工甚至设计方案反复,因此,必须改变传统的设计方法,实行动态设计。动态设计即按结构动力学的要求进行结构设计。动态设计的方法与步骤与图 1-2 基本相同,只是在设计计算和校核计算中应直接考虑动力学要求。

2. 结构优化设计的方法与步骤

在传统的设计方法中,结构设计工作是一步一步进行的,设计人员对不同阶段的设计、校核计算结果进行分析,并根据结果对设计进行修改。分析工作不直接介入设计,而是待修改完成后再分析。这种做法效率低,修改次数有限,修改决策往往受到设计人员工作经验和判断能力的限制,一般得不到最优的设计方案。

优化设计是近年来迅速发展起来的一门学科,从数学上讲,优化设计就是求解以设计变量为自变量的目标函数的极值问题。此问题的数学模型为:

求设计变量 x_0, x_1, \dots, x_n , 使

$$\min S = f(x_0, x_1, \dots, x_n) \quad (1.3-1)$$

满足约束条件:

$$g_j(x_0, x_1, \dots, x_n) \leq 0, \quad j=1, 2, \dots, m$$

$$h_k(x_0, x_1, \dots, x_n) = 0, \quad k=1, 2, \dots, l$$

合理选取目标函数、设计变量和约束条件,是结构优化设计的前提条件,也是得到合理优化结构的基础。对导弹结构设计,目标函数通常为结构的总质量(M),设计变量一般包括结构的布局和尺寸(x_0, x_1, \dots, x_n),约束条件一般为在规定的载荷和环境条件下,结构应满足的结构强度、刚度、动力学特性、几何关系、工艺或其他因素等。其数学模型如下:

求设计变量 x_0, x_1, \dots, x_n , 使

$$\min M = \sum_{k=1}^k M_k(x_0, x_1, \dots, x_n) \quad (1.3-2)$$

满足约束条件:

$$g_j(x_0, x_1, \dots, x_n) \leq 0, \quad j=1, 2, \dots, m$$

$$h_k(x_0, x_1, \dots, x_n) = 0, \quad k=1, 2, \dots, l$$

结构优化设计的计算方法目前很多,如线性规划和非线性规划方法等,可以根据实际情况采用不同方法进行求解。由于计算工作量较大,多采用计算机辅助设计,图 1-3 为结构优化设计步骤的框图。

3. 结构可靠性设计的方法与步骤

影响结构强度的多种因素中,如载荷、环境、材料性能等,都是非确定性参数,即为服从一定分布规律的随机变量。在传统的结构设计过程中,通常不考虑这种参数的随机性,这种不确定因素的影响则采用安全系数的方法来保证系统的安全。安全系数的选取具有很大的经验性,为了保证结构的安全,安全系数往往选的较大,使得设计的结构比较笨重。随着分析、设计手段的提高,传统的安全系数设计方法已经不能满足现代设计的需要了,必须建立一套相应的结构可靠性设计方法。

可靠性设计是以概率论和数理统计为基础发展起来的一种设计方法。一般将载荷、材料性能、环境等视为服从一定分布规律的统计量,计算出结构的非破坏概率(可靠度)与设计要求的可靠度进行比较,从而定量地表达结构的可靠性指标是否满足设计要求。

现行的可靠性设计方法有概率设计法、可靠性安全系数法、失效树分析及失效模式、影响及致命度分析等类型。对于结构设计,常用概率设计法和可靠性安全系数法。图 1-4 为可靠性结构设计方法的主要工作内容和步骤。

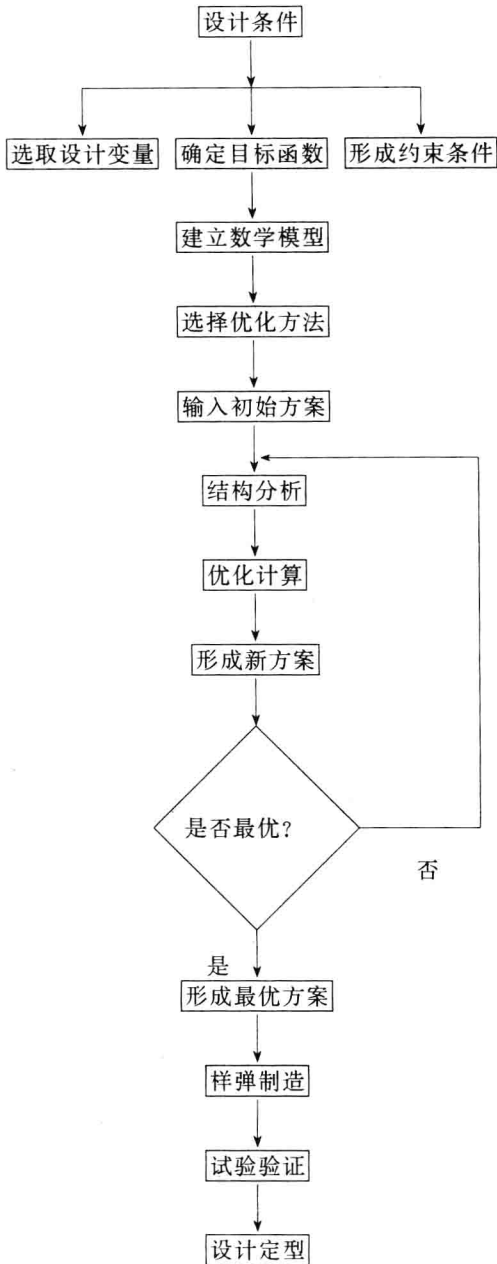


图 1-3 结构优化设计步骤

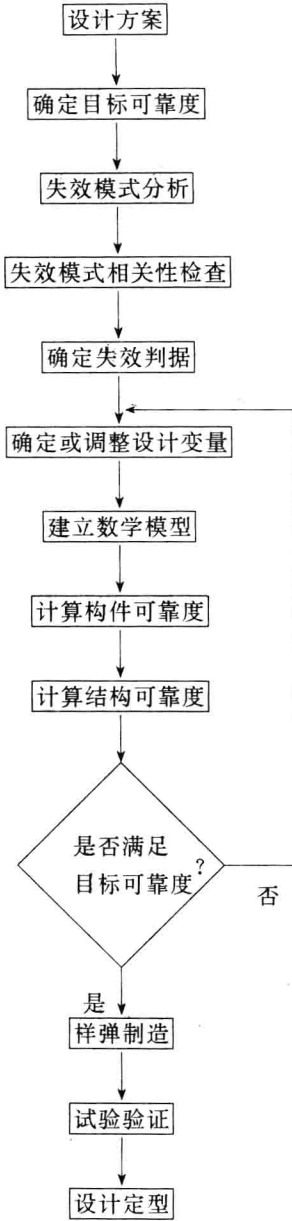


图 1-4 结构化设计步骤框图

第二章 导弹部件设计准则

§ 2.1 导弹部件设计的基本准则

结构设计要综合考虑各种因素,弹体各个部分的功用不同,设计的要求也不尽相同,但是共同的目标是要保证导弹有最好的性能。因此,设计各个部件时,都必须遵守一些共同的基本准则。

(1)重量准则

对于飞行器,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。重量是导弹的重要指标之一,也是部件设计的重要要求之一。使结构的重量最轻,始终是飞行器结构设计所追求的目标。在飞行器结构优化设计中,通常选取重量最小为目标函数,而将其他要求列为约束条件。

(2)气动力准则

战术导弹是在稠密的大气层内飞行的高速飞行器,良好的气动性能是良好飞行性能的保证。气动性能好主要是指导弹的升阻比大,且具有良好的操纵性和必要的稳定性。气动性能的好坏虽然主要取决于总体设计时的气动布局,但在部件设计时,应尽量不采用可能导致增加阻力和减小升力的气动外形,尽可能提高空气动力表面的光洁度,对理论外形的误差越小越好。

(3)可靠性准则

可靠性是导弹设计最重要的设计目标之一。所谓可靠性是指产品在规定时期内,在规定的条件下,完成规定任务的可靠程度或能够正常完成任务的概率。对弹体结构来说,保证可靠性最主要的是保证结构在整个使用期内,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。

传统的安全系数回答不了结构的非破坏概率,要科学地解决导弹的可靠性,从设计角度来说,应该采用可靠性设计。应用可靠性设计时,设计者将载荷、材料性能及元件、部件的实际尺寸都看成是属于某种分布规律的统计量,应用概率论、数理统计及强度理论,预测在给定条件下所设计结构的不破坏概率,从而在设计中把结构的破坏概率限制在一定小的范围内。

(4)工艺性准则

工艺性要求是指在一定的生产规模、生产条件和质量要求下,能够使用最合理、最有效的加工和安装方法,最小的生产准备时间和加工工时,最少的工艺装备、最低的材料消耗和不要有熟练技术工人,高效率 and 低成本的生产制造出合格产品。

结构设计人员必须保证设计的部件既具有先进性,又有良好的工艺性。

(5)经济性准则

导弹是一种技术复杂、发展快、耗资大、一次性使用的产品。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、储存、维护,直到性能落后而被迫退役的整个寿命周期中的全部费用),使导弹获得最佳功能。

目前,常使用的反映经济性指标的有效费比等。效费比是指所得效益与所用费用之比:

$$(C-E) = \frac{E}{C} \quad (2.1-1)$$

其中 C 为所用费用(cost); E 为所得的经济效益(efficiency)。

通过对其进行效费比分析,就可以对其经济性有所认识了。

(6)使用性准则

导弹是长期储存一次性使用的武器,设计过程中应该考虑使之能在各种恶劣的自然环境下长期储存,对危险部位应有保证地面操作安全的措施,应使维护、作战反应时间减小到最少。

以上六项基本原则,孤立地看都是应该满足的,而实际上它们之间是相互联系、相互制约的。因此,作为一个设计人员,不仅要有满足单项设计要求的能力,而且还要有能把多种因素联合在一起进行综合分析的能力,也就是应该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,得出最合理有利的优化设计方案。

§ 2.2 减轻结构重量的措施

在飞行器结构设计中,重量最轻始终是设计者追求的目标之一。在结构设计的过程中,遵循以下几项原则将有助于设计人员设计出最轻的结构方案。

一、结构力学的基本原则

(1)合理布置受力元件,使力在结构中的传递路线最短

图 2-1 为某全动式舵面的两种形式,其中结构形式(a)为辐射梁式结构,气动载荷通过蒙皮传给辐射梁,并由辐射梁直接传给舵轴,传力路线短,结构重量轻;结构形式(b)则为单梁式骨架蒙皮结构,气动力先由蒙皮传给翼肋,再由翼肋传给翼梁,最后传给舵轴,传力路线长,结构重量大。

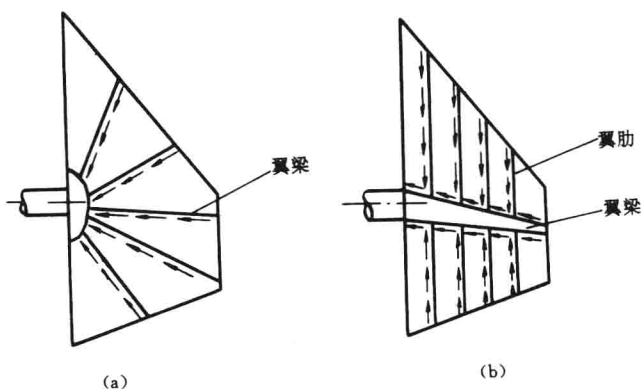


图 2-1 某全动式舵面的两种形式

(2)元件材料的力学性能应与元件的受力要求一致

在结构设计过程中,应分析结构元件在使用过程中的受力状况,并根据实际情况选用合适的材料。如承受中等载荷的元件,应选用机械性能适中的铝、镁合金等材料。



图 2-2 减小应力集中的措施

(3)避免传力突变或畸变,减小应力集中

在有应力集中的部分,应采用结构上的措施,减小应力集中。如图 2-2 为避免结构开口处、剖面突变处的应力集中,在尖角的连接部位应采用

圆角过度。

(4)综合利用受力构件,使其具有多种功能

如受力式储箱,就利用了箱内增压压力与弹体的轴向压力之间的相互抵消的作用,使储箱壁具有两种受力功能,即作为储箱壁承受内压力,作为弹体的外壳参与弹体的外载荷,这与早期的悬挂式储箱相比,结构重量显著减小了。

二、等强度(满应力)准则

“等强度”是出于这样一种设想:即在设计载荷作用下,结构的所有元件、元件的所有剖面都能同时达到强度极限。符合这种理想的结构,材料利用最充分、结构重量最轻。这也是通常说的满应力设计准则。

实际上,这种设想是很难完全实现的,其原因是结构在使用中要承受的载荷是多种多样的,载荷的性质、大小、方向都是时间的函数,因此使结构元件对所有载荷都是等强度是不易做到的。此外,若完全按等强度要求设计,元件的剖面形状可能会变得十分复杂,以致为加工造成很大的困难,在生产上难以实现。即使如此,等强度仍是减轻结构重量的重要原则。设计中对应强度原则的应用是,在充分考虑构造工艺性的前提下,使主要受力元件尽可能近似地满足在最大载荷作用时结构等强度。

常采用的一些措施有:

①按载荷分布规律来设计结构和元件的剖面尺寸。如图 2-3 所示的单梁式弹翼,其弹翼上的弯矩如图 2-3(a)所示,在设计弹翼剖面的高度和梁的剖面尺寸时,应根据弯矩变化规律而使其尺寸变化如图 2-3(b)。

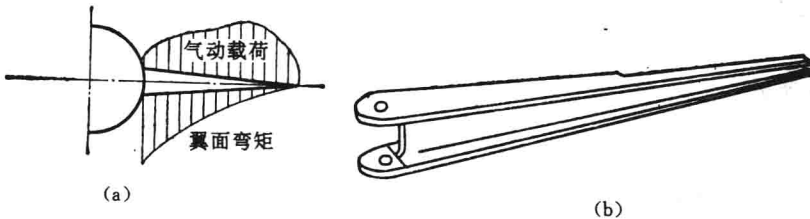


图 2-3 按载荷分布规律设计的单梁式弹翼

②受力元件剖面上的材料应尽量分布在应力最大的区域。如承弯的梁剖面,应尽可能使材料远离中性轴,如图 2-4(a)所示的工字形剖面的承弯能力较好,而闭合剖面(如图 2-4(b)所示的圆环形)的承扭能力较好。



图 2-4 工字形剖面和圆环形剖面

③尽量去掉不参加受力的材料。如采用开孔减重的办法等(图 2-5)。

需要指出的是,等强度设计原则仅适用于按强度设计的情况,不适用于按刚度设计的情况。

三、最小挠度原则

对于某些受载较大、本身刚度比较小,而对变形要求却很严的元件,如按照等强度原则设计,不一定能满足结构的刚度要求。此时,往往按最小挠度原则设计,如弹翼大梁等。

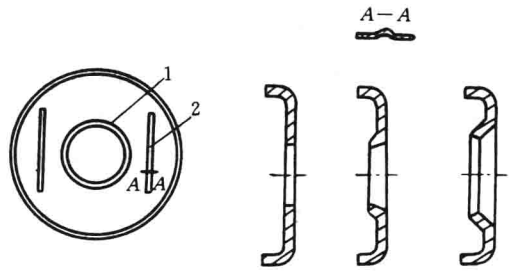


图 2-5 开孔减重的办法

四、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。如采用夹芯结构,制作翻边、凸梗提高腹板的刚度等(如图 2-5 中的 A-A 剖面)等。

五、提高空间利用率

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

§ 2.3 材料的选用原则

结构设计一直受到材料发展的限制,结构设计的要求不断地激发了新材料的研制,而新材料的诞生又会引起结构设计的革命。弹体结构的设计也是如此,作为设计工作者必须对现有材料的性能全面了解,并随时注意材料科学领域的新发展。本书仅介绍一些与弹体结构设计相关的材料科学基础。

一、材料的分类

1. 按材料的性质分

- (1)金属材料,如钢、铝、镁合金等。
- (2)非金属材料,如橡胶、塑料等。
- (3)复合材料。

2. 按材料在弹体构造中的作用分

(1)结构材料

主要是指用来承受外载荷,保证结构强度、刚度的材料。他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、钛合金等。

(2)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、弹性、吸振、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。

二、材料的性能

选择弹体结构材料时,常要涉及到以下一些材料性能。