

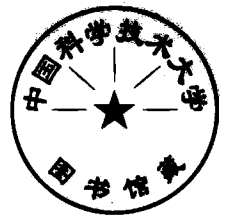
导弹总体分析与设计

刘新建 著

国防科技大学出版社

导弹总体分析与设计

刘新建 著



国防科技大学出版社
·长沙·

内 容 提 要

《导弹总体分析与设计》是高等院校导弹设计、推进系统、飞行力学、制导与控制、武器系统分析与仿真等学科专业的专业课程。本书汇聚了作者多年来教学与科学研究的成果,内容新颖,理论与数学模型具体详实,范例丰富,形象生动具体,体现了新知识、新成果,反映了最新导弹技术的发展,并与科研实例相结合;着重研究与讲述了导弹的总体设计原理与分析方法,包括导弹总体方案、总体参数、气动外形设计与分析、冲压发动机、姿态控制参数设计、比例导引与高级制导律、参数识别、反导反卫等,尤其加强了控制部分的教学与研究内容。这是一本崭新的能较好地适合研究生学习特点的教材或者导弹工程技术研发人员的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

导弹总体分析与设计/刘新建著. —长沙:国防科技大学出版社,2006.8

ISBN 7-81099-359-3

I.导… II.刘… III.①导弹—系统分析②导弹—系统设计 IV.TJ760.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2006)第 083405 号

国防科技大学出版社出版发行

电话:(0731)4572640 邮政编码:410073

<http://www.gfkdcbs.com>

责任编辑:石少平 责任校对:黄煌

新华书店总店北京发行所经销

国防科技大学印刷厂印装

*

开本:787×1092 1/16 印张:16.25 字数:385千

2006年8月第1版第1次印刷 印数:1-1500册

*

ISBN 7-81099-359-3/TJ·5

定价:35.00元

前 言

《导弹总体分析与设计》是高等院校导弹设计、推进系统、飞行力学、制导与控制、武器系统分析与仿真等学科专业的主干专业课程。在作者攻读研究生期间,就一直想找到一本能够较好地适合研究生学习或者科研技术研发人员参考的书,能体现这类人员学习与研究特点,包含理论性、系统性并反映导弹技术最新进展的读本。带着这个愿望,结合多年教学和科研的心得体会,历时四载,几经修改,初步探索完成本著,希望读者能够从中受益。

本书着重研究战术导弹的总体设计原理与分析方法,为体现学习的系统性,扩大知识面,也有弹道导弹的内容。导弹技术的发展,有翼式与弹道式,有时需要结合在一起。另外由于精确打击武器,控制与防御均与控制技术有关,所以在总体设计课程中加强了控制部分的教学与研究内容。第一章到第七章,适合于讲授研究生的总体设计课程。第八章到第十四章是提高部分,可作为研究生课外大作业或者学习研究的参考资料。

各章内容如下:

第一章:导弹与火箭技术概论。掌握一些基本概念和相关知识,对于初学者是必要的。

第二章:气动外形设计与分析,系统研究了战术导弹特别是小展弦比导弹的高超音速气动外形设计与分析,对于导弹设计是非常重要的内容之一。

第三章:导弹推进系统,重点研究了处于国内外热点研究的各种冲压导弹发动机的基本原理。

第四章:导弹总体参数设计,研究了导弹总体参数设计的基本方法,并结合实例分析加深对问题的理解和实践。

第五章:姿态控制参数设计,较为清晰地研究了寻的导弹姿态控制参数设计的原理和方法。

第六章:比例导引与先进制导律,介绍了比例导引的基本原理,并重点研究了导弹防御中拦截机动目标的扩展比例制导律和最优制导律。

第七章:卡尔曼滤波与寻的制导,研究了卡尔曼滤波在寻的制导回路中的应用,以及卡尔曼滤波对参数动态估计与识别的方法。

第八章:螺旋再入与反导拦截,研究了弹头螺旋再入机动控制方法以及对螺旋目标的拦截控制方法。

第九章:迭代制导方法,研究了一种基于航天飞机线性正切制导律的弹道迭代制导算法。

第十章:针对固体小运载发射小卫星需求,研究了固体小运载的一种制导方案与方

法。

第十一章:针对弹道导弹突防激光杀伤,研究了推力向量滚动飞行控制的概念和方法。

第十二章:反卫导弹与运载器的参数设计,重点研究了反卫导弹总体参数设计。

第十三章:自旋反卫拦截器能量特性与末制导,重点研究了自旋稳定拦截器的能量特性与初始偏差、质量、相对速度以及脉冲变轨比例导引之间的关系。

第十四章:就空间拦截的最优轨道设计与控制进行了研究。

一本书的写作,从内容到形式,均与作者在教学与科研上的体会和经历有关。其实每本书均有各自的出发点和阅读对象,侧重点也会不一样。本书在写作时,内容体系与组织有其特点,不同于国内的相关著作或教材,力求理论与数学模型具体详实,使总体设计与分析课程的教学内容告别科普和空洞;力求形象,图文并茂,生动具体;力求新知识、新成果,反映最新导弹技术的发展,并与科研实例相结合,不少内容还是首次公开;也力求尽可能系统性,为方便教学与系统地学习,其中部分内容取人之长,在此特别感谢相关的作者 Zarchan、Fleeman、甘楚雄、过崇伟等。

作者鸣谢教育部出国留学基金的资助,使我在国外留学期间有业余时间和精力查阅文献,受其启迪与感悟,并且能够排除外界干扰完成了本书的绝大部分写作。还要感谢国防科技大学学科建设经费对本书出版的资助以及本书编辑付出的辛勤劳动。另外,非常感谢袁天保博士所做的工作。特别深深致谢我的妻子,本书的完成离不开她的支持和关爱。

由于作者知识水平、时间以及经验的局限,本书的写作、出版难免有缺点和不足,恳请广大读者批评指正。

刘新建

2006.8

目 录

第一章 导弹与火箭技术概论

- 1.1 国外先进导弹武器技术的发展 (1)
- 1.2 导弹与运载火箭的组成、功能 (6)
- 1.3 导弹与火箭的研制程序和设计内容 (11)
- 1.4 导弹与火箭的总体方案概念分析 (13)
- 1.5 弹道设计、制导与稳定之间的关系 (23)

第二章 气动外形设计与分析

- 2.1 导弹直径 (25)
- 2.2 头 罩 (29)
- 2.3 尾 锥 (32)
- 2.4 升力体与轴对称体 (33)
- 2.5 有翼与无翼 (36)
- 2.6 气动面的法向力预测 (37)
- 2.7 弹翼的空气动力中心(压心)预估 (38)
- 2.8 弹翼的阻力预测 (39)
- 2.9 翼面几何形状的选择 (41)
- 2.10 飞行控制选择 (42)
- 2.11 机动方式选择 (51)
- 2.12 舵的偏摆方向 (52)
- 2.13 静稳定与动稳定 (53)
- 2.14 尾翼面积的确定 (55)
- 2.15 稳定性与控制的概念设计准则 (56)

第三章 先进导弹推进系统

- 3.1 固体火箭发动机与固液混合发动机 (58)
- 3.2 冲压发动机 (62)
- 3.3 理想的冲压飞行马赫数和温度技术的限制 (66)
- 3.4 冲压发动机的比冲预测 (69)
- 3.5 冲压发动机的推力预测 (70)
- 3.6 冲压发动机与助推器的集成 (71)
- 3.7 冲压发动机进气口方式 (73)
- 3.8 冲压发动机的进气口溢出 (75)

3.9	膏体推进剂火箭发动机	(78)
第四章	导弹总体设计参数与选择	
4.1	导弹总体设计参数	(81)
4.2	有翼导弹的无因次参数运动方程组	(83)
4.3	推重比的设计	(84)
4.4	翼载的设计	(86)
4.5	有翼导弹参数设计方法与设计步骤	(89)
4.6	有翼导弹推进剂质量系数 μ_p 的近似计算式	(92)
4.7	真空段横向大机动变轨导弹的方案设计与参数分析实例	(95)
4.8	分离参数设计计算	(100)
4.9	多级导弹逐级参数优化设计方法	(104)
第五章	姿态控制参数设计	
5.1	法向力和法向力矩方程	(110)
5.2	动力学模型线性化	(112)
5.3	姿态动力学模型线性化数值举例	(114)
5.4	寻的导弹三回路自动驾驶仪	(115)
5.5	闭环回路的控制参数设计	(118)
5.6	仿真算例分析及其驱动器对控制性能的影响	(120)
第六章	比例导引与高级制导律	
6.1	比例导引	(124)
6.2	仿真模型线性化	(126)
6.3	比例导引与预测脱靶量	(127)
6.4	比例导引与影响脱靶量的因素	(128)
6.5	扩展比例导引律	(136)
6.6	扩展比例导引律与最优控制律的关系	(137)
6.7	延迟系统的最优制导律	(139)
第七章	数字卡尔曼滤波与寻的制导	
7.1	数字平滑滤波器	(141)
7.2	基本的卡尔曼滤波方程	(143)
7.3	卡尔曼滤波与寻的制导	(144)
7.4	目标机动加速度的估计与寻的制导仿真算例	(146)
7.5	导弹防御中的再入弹道系数估计	(149)
第八章	螺旋再入机动与反导拦截	
8.1	再入弹头的螺旋机动方法	(152)
8.2	螺旋拦截制导方法	(156)
8.3	目标螺旋机动的卡尔曼滤波	(158)
第九章	航天飞机 LTG 迭代制导	
9.1	速度增益制导	(165)

9.2	航天飞机 LTG 制导律	(167)
9.3	迭代制导算法	(170)
第十章	固体小运载的制导方案设计	
10.1	引言	(176)
10.2	制导方案设计与探讨	(176)
10.3	预估方程	(180)
10.4	仿真算例	(182)
第十一章	弹道导弹反激光的滚动飞行控制	
11.1	引言	(184)
11.2	滚动弹道导弹的动力学方程	(184)
11.3	导弹滚动弹体的扰动运动模型	(193)
11.4	滚动飞行控制仿真	(195)
第十二章	反卫导弹与运载器的参数设计	
12.1	直接上升式反卫作战过程描述	(200)
12.2	反卫导弹运载子系统设计概要	(203)
12.3	推进剂、药形与材料选择	(204)
12.4	反卫导弹的设计参数选择	(205)
12.5	导弹与固体火箭发动机参数一体化设计	(207)
12.6	导弹各部分质量模型	(214)
第十三章	自旋反卫拦截器能量特性与未制导	
13.1	引言	(220)
13.2	拦截器制导的数学模型	(220)
13.3	脉冲变轨比例导引	(222)
13.4	数值仿真	(224)
第十四章	空间拦截器的最优轨道设计与控制	
14.1	相对运动动力学模型	(232)
14.2	最优控制方向矢量及关机点与拦截点时间的分析	(234)
14.3	拦截数值仿真结果及分析	(239)
14.4	大机动变轨拦截的仿真及分析	(244)
14.5	空间机动拦截的自适应制导概念	(247)
参考文献	(249)

第一章 导弹与火箭技术概论

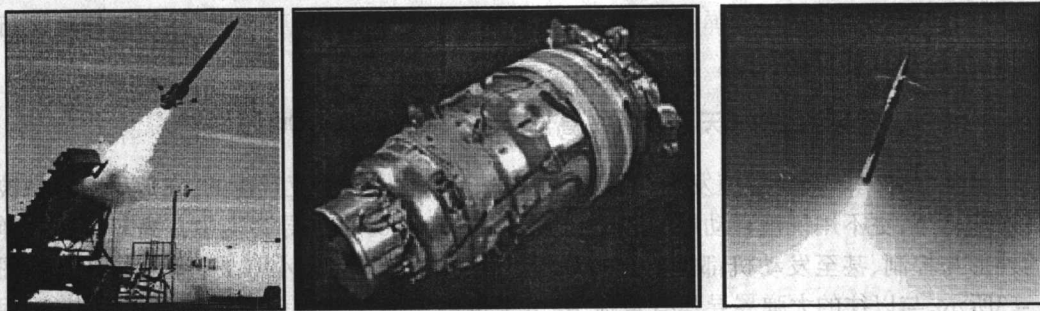
1.1 国外先进导弹武器技术的发展

当今导弹武器技术发展的特点概括起来,一是朝着高智能、大机动,并继续朝着高精尖精确打击方向发展,二是加强导弹突防与防御,三是高超音速大范围打击,四是围绕空间攻防对抗主题。国外在导弹和火箭技术的这些领域,提出和研发了一系列新概念导弹武器,其中动能拦截器就是典型代表之一。另外,经典技术与创新技术有机地结合起来,比如过去弹道导弹技术与有翼导弹技术似乎不相关,可空射飞马运载火箭却是集有翼导弹技术与火箭弹道技术于一身的典范。各种冲压发动机的发展,使导弹不再是单纯以火箭为动力了,冲压导弹采用压缩空气方法取得空气中的氧进行混合燃烧,从而得到更大的比冲和远得多的巡航飞行距离。

1.1.1 动能拦截器与反导反卫

动能拦截器是动能武器的核心部分,它采用高级自动寻的技术,实现高精度自主探测、制导、控制,利用高速飞行的动能,直接碰撞摧毁目标。

动能拦截器包括三轴稳定控制与自旋脉冲控制两类。三轴稳定控制动能拦截器如图 1-1 所示的美国爱国者 PAC-3、海基动能拦截器 SM-3、陆基高空导弹防御 THAAD,小型自旋脉冲控制方式的动能拦截器如图 1-2 所示。



(a)爱国者 PAC-3

(b)海基动能拦截器 SM-3

(c)陆基高空导弹防御 THAAD

图 1-1 美国先进动能拦截器

小型自旋动能拦截器为圆柱体,该拦截器长仅为 33cm,直径 30cm,重 15kg,末制导采

用长波红外自动寻的。它装有 8 个微型红外望远镜,把目标的红外辐射集中到位于拦截器中央的长波红外传感器上,由此提供目标与拦截器的视角信息,通过激光陀螺仪的惯性基准和微处理机计算,从而得到制导指令。它控制外侧圆周上的 64 台固体燃料姿控发动机,适时脉冲点火,在与拦截器飞行方向垂直的方向喷气,提供为命中目标作机动飞行时所需的横向推力。拦截器结构见图 1-2 所示。

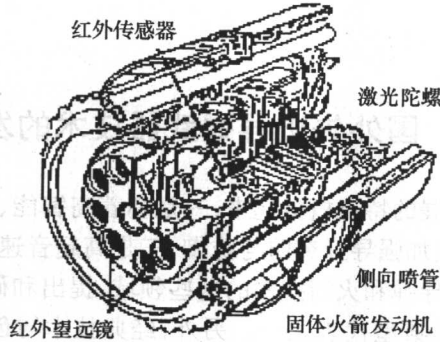


图 1-2 小型反卫星自旋拦截器

该拦截器的作战高度在 1000km 以下,接近目标的相对速度为 10~14km/s。反卫星导弹与美国空间监视系统以及位于科罗拉多州夏延山的北美空军航天司令部空间防御作战指挥中心协同作战。其作战过程如下:

装载反卫星导弹的 F-15 战斗机接到攻击命令后,由地面支援装备装订目标数据,在预先装定程序的指引下,在预定时间进入发射区域后加速,然后转入陡直爬升飞行。当爬升到 10~15km 时,导弹飞离母机,靠第一级火箭推升至大气层外缘,待火箭燃料燃尽后,再用第二级助推火箭推进至目标。根据卫星的不同轨道,飞机可处于水平直线、亚音速飞行状态下发射导弹,也可在爬升、加速到超音速状态下发射。发射后导弹自主飞行,当第二级发动机关机,抛掉整流罩盖后,姿控发动机控制拦截器以 20rad/s 的速度旋转稳定姿态。冷却装置使红外传感器处于超低温工作状态,以保证其灵敏度。当红外成像探测器捕获到目标后,拦截器与导弹的第二级火箭分离,由激光陀螺导引飞行,并不断修正飞行弹道,直至与目标直接相撞。

1.1.2 高超音速航天运载器、高超音速导弹和超燃冲压导弹

目前导弹向着高超音速发展,比如美国的战斧巡航导弹是亚音速的,在战争中容易被高射炮打下,更不用说被自动寻的和速度快几倍的 S-300 防空导弹击中。高超音速导弹的外形与控制、甚至发动机都需要进行研究。高超音速导弹是小弹翼甚至无翼的,如图 1-3 所示,与以往的大弹翼导弹有差别,导引头也由单模发展成多模探测方式,尤其采用了高精度凝视成像器件。控制方式由气动控制变成直接力、推力向量或者二者的组合控制。

2005 年,一架 B-52 轰炸机将 X-43A 和飞马火箭带到高空中释放,然后由飞马火箭将 X-43A 加速到 7 倍音速,如图 1-4 所示。此次飞行是第一次在处于飞行过程中的航

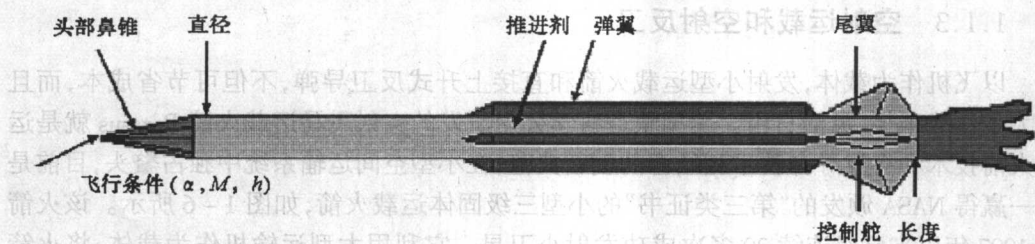


图 1-3 高超音速导弹

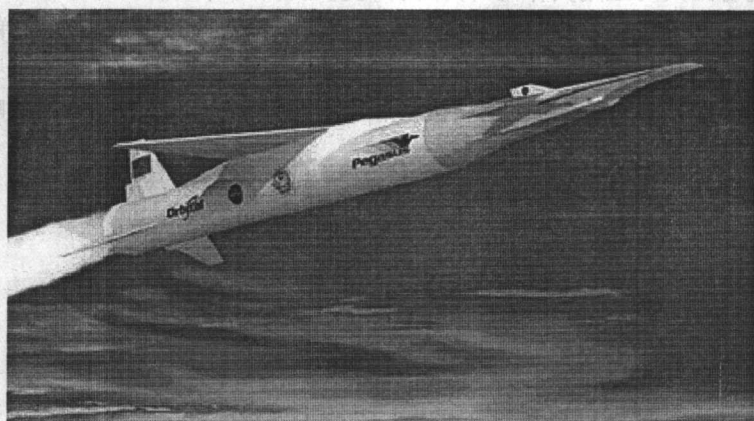


图 1-4 X-43A 高超音速航天飞行试验

空器上验证“吸气式”发动机技术。“吸气式”冲压发动机技术有可能实现更廉价地进入太空的方法,并由此可进一步研发空天作战飞行器和高超音速全球打击武器。

美国战斧巡航导弹在海湾战争中的突出表现让各国竞相研发冲压导弹技术,由于各类冲压发动机压缩空气进入燃烧室与携带的燃料混合燃烧,提供比火箭发动机更高的比冲,更长的巡航时间,因此可研制各种不同功能、不同射程的巡航精确打击导弹,包括涡轮喷气、涡轮涡扇、液体冲压、固体冲压、火箭冲压、超燃冲压等形式。目前亚音速燃烧的冲压推进技术比较成熟,而超燃冲压推进技术正处于研发阶段。图 1-5 所示的是超音速燃烧冲压发动机导弹。

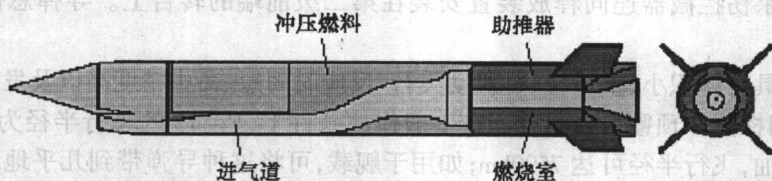


图 1-5 超音速燃烧冲压发动机导弹

1.1.3 空射运载和空射反卫

以飞机为载体,发射小型运载火箭和直接上升式反卫导弹,不但可节省成本,而且增大了作战半径,灵活自由。美国轨道科学公司研发的空射飞马运载火箭 Pegasus 就是运载火箭技术和有翼导弹技术相结合的创新典范,在小型空间运输系统中独占鳌头,目前是唯一赢得 NASA 颁发的“第三类证书”的小型三级固体运载火箭,如图 1-6 所示。该火箭自 1997 年以来已经连续 20 多次成功发射小卫星。它利用大型运输机作为载体,将火箭在 10km 高度释放,然后水平飞行点火并利用空气舵完成姿态控制,用 GPS 完成初始对准。第一级还有巨大的三角翼作为升力部件,提供所需的升阻比爬升。第二级、第三级就是经典的火箭发射卫星技术。目前美国正在研究将飞马火箭改造成国家导弹防御系统中的靶弹,代替民兵导弹,以大大节省防御试验的成本。另外在此基础上进一步研发,有可能携带一定的小型核弹头,成为比车载机动和潜射机动能力更强的全方位战略进攻武器。

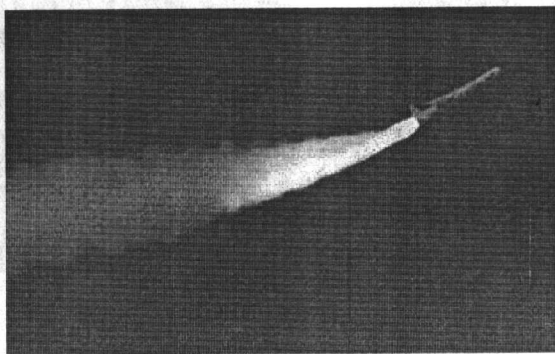


图 1-6 空射飞马运载火箭

美国的直接上升式反卫导弹如图 1-7 所示,它是美国进行了实弹演练并且取得成功的反卫导弹之一,末制导采用小型自旋 KKV。该导弹由两级固体火箭和动能杀伤拦截器组成,弹长 5.43m,弹径 0.5m,翼展 0.75m,制导体制为惯导 + 红外自动寻的。动力装置的第一级采用波音公司近程攻击导弹(SRAM)固体发动机的改型,重 782kg,推力 33kN,工作时间 33s,装有三片固定翼和两片控制翼;第二级采用沃特公司的牵牛星 III 型(Altair-III)固体发动机,重 445kg,推力 26.9kN,工作时间 27s,装有惯性制导系统和旋转平台。沃特公司的动能杀伤拦截器连同释放装置安装在第二级前端的转台上。导弹总体布局如图 1-7 所示。

该导弹具有体积小、重量轻、可机动飞行、反应时间短、命中精度高以及发射费用低等特点,给早期探测和预警带来困难。在一般作战条件下,F-15 的飞行半径为 2500km;如进行空中加油,飞行半径可达 7500km;如用于舰载,可将这种导弹带到几乎地球的任何地方,为适时选择目标、发射时机和地点提供便利,因此该弹的生存力高。

1.1.4 突防与防御

美国的导弹防御(MD)预警系统将逐渐被先进的“天基红外系统”(SBIRS)取代,用于

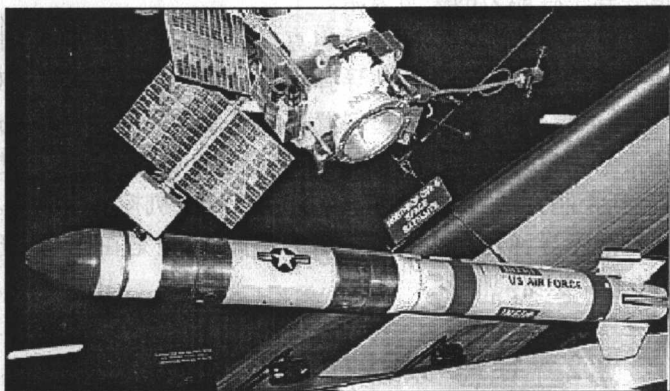


图 1-7 美国空射反卫星导弹

连续不断地监视全球的弹道导弹发射,并及时发布导弹攻击预警信息。美国的天基预警系统不仅用于支持国家导弹防御,也用于支持战区导弹防御。SBIRS 系统将由高轨和低轨两部分组成。高轨部分包括 5 颗地球同步轨道卫星(其中 1 颗备用)和 2 颗大椭圆轨道卫星,低轨部分包括约 30 颗卫星。一旦 SBIRS 建成,低轨卫星的定位精度将到达几米的量级,其精度完全可以指示目标进入制导雷达波束。当弹道导弹一发射,同步高轨卫星就可以发现目标,马上转入低轨卫星(LEO)进行跟踪,此时弹道导弹还在主动段。LEO 卫星高精度测定导弹位置,观测弹头分离以及诱饵释放过程,直接形成对弹头和假目标的三维景象图,传给地基雷达(GBR),GBR 同时形成三维景象图,装订至导弹。导弹飞行中,GBR 雷达的三维景象图和 LEO 三维景象图通过接力上传导弹,GBI 成像导引头与之匹配融合,从而可解决 NMD 系统中至关重要的大气层外真假目标识别问题。

突防与防御是导弹技术研究中永恒的主题,也是目前导弹设计与控制领域的中心研究课题,释放诱饵、多弹头分导或者霰弹式子母弹是重要的经典突防手段。还有机动变轨,例如弹道导弹如果在真空自由飞行的中段能够突然声东击西,实施横向大机动变轨改变弹道平面,比如 500~1000km 的横程,就使敌方难以在更短的时间内识别弹道与组织起有效拦截,从而增强了中段突防能力。在大气再入段,如果再入弹头不对称自旋或者控制末制导机动弹头在再入过程中做螺旋式运动,即以一定的频率做周期性的迂回绕进或者正弦运动,称为螺旋再入。这种新型方式也是一种十分有效的末段突防手段,堪称单个弹头求生存的突防杀手锏。相反,如何有效拦截这类机动导弹就成为了目前导弹设计、控制与防御领域的重要研究课题之一。

对弹道导弹实施助推段拦截是美国导弹防御计划的一个重要部分,对助推段拦截的应用研究已经发展到了一个新的阶段。助推段防御部分主要是引入助推段拦截系统,用于在敌国导弹刚刚发射的助推段将其击毁。ABL 是美国助推段拦截计划的初步方案,现正在研究天基(空间)激光器的防御系统(SBL)。针对这种利用激光进行助推段拦截的防御系统,有必要开展相应工作以提高导弹在助推段的突防能力,如改变尾焰光谱技术研究;速燃助推器研究;主动段自旋控制技术研究;高反射涂层研究;杀伤机理与加固技术研究;贮箱生存能力研究。其中的主动段自旋或滚摆飞行可以大大分散激光的驻点能量,是

一种有效提高弹道导弹生存能力的突防策略。

目前国内外的自旋导弹主要是小型的反坦克导弹和攻击低空目标的地空导弹,在飞行中以一定的转速绕弹体纵轴旋转。这些导弹由于体积小,一般只用一对空气舵控制纵向和侧向运动,实现单通道控制,导弹通过斜置尾翼或弧翼获得一定的滚速。

但弹道导弹通常采用推力矢量控制,不同于单通道自旋的反坦克和防空导弹,有一系列问题有待研究,包括控制方法、耦合机理、姿态测量、伺服机构的响应等。滚动弹道导弹与单通道控制的小型战术导弹在模型上有一定的相似性,但是在控制机理和控制机构上有很大的不同,相对来说要复杂得多。

1.2 导弹与运载火箭的组成、功能

导弹与运载火箭一般由以下分系统组成:有效载荷、弹(箭)体结构、动力系统、控制系统、初始对准系统、安全系统、遥测系统、外弹道测量系统等。

1.2.1 有效载荷

有效载荷是导弹和运载火箭的运载对象。运载火箭的运载对象是航天器,把航天器送入预定的轨道;导弹的对象是战斗部(弹头),把弹头送至预定的目标区,并摧毁目标或者拦截目标。

弹头包括壳体、装药及引信等仪器设备。战术、战役导弹的弹头有普通装药弹头、核弹头和化学弹头,战略导弹通常使用核弹头,导弹弹头上一般无控制系统。分导式多弹头由母舱控制系统控制,而机动弹头本身装有控制和动力系统,能在再入后作变轨飞行。

战略导弹弹头系统复杂、工作条件恶劣,要满足防热效果好、精度高、质量小、威力大和突防能力强的要求。

1.2.2 弹体(箭体)结构

弹体结构是导弹(火箭)各个受力和支撑构成的总称,它把导弹上的有效载荷、控制系统和动力系统等联结成一个整体,形成流线形的光滑外壳,保护弹体内安装的设备,因此又俗称为壳体。

1. 功用

- (1)形成表面光滑的流线形箭体外壳,使火箭具有良好的空气动力外形和飞行性能;
- (2)承受地面操作、运输和飞行中的各种外载荷,保护仪器设备;
- (3)对液体运载火箭构成推进剂贮箱,贮存飞行中使用的推进剂;
- (4)安装连接有效载荷、仪器设备、动力装置,使火箭构成一个完整的整体。

2. 箭体结构组成

- (1)有效载荷
- (2)整流罩

在大气层内飞行时,整流罩保护有效载荷,承受气动力和气动加热作用。整个整流罩一般制成沿其纵向分离面可以分开的两瓣结构,当火箭飞行到一定高度(通常为 40 ~

80km)时,整流罩按箭上指令抛开。要求具有良好的无线电波穿透性、足够的刚度,通常采用半硬壳式结构或复合材料整体结构。

(3)推进剂贮箱

推进剂贮箱占火箭壳体的大部分,除用于贮存推进剂外,还是火箭的主要承力物件。

(4)仪器舱

仪器舱是用来安装控制系统主要仪器设备和其它箭上试验装置的专用舱段,通常位于末级火箭的上部,有效载荷的下部。仪器舱开有较大舱口,结构材料为普通硬铝合金、复合材料或钛合金,涂有隔热涂层。

(5)级间段

级间段是多级火箭各系统之间的连接结构,其结构形式与分离方式有关。采用冷分离方式,为半硬壳式结构;采用热分离方式,多为合金钢管焊成的杆系结构,以便上面级发动机的燃气流畅排出,也可以采用排气口的半硬壳式或网络结构,例如“长二丙”为杆系结构。“长二E”为开有排气口的半硬壳式结构,这种结构的扭转刚度高,有利于火箭的飞行稳定性。

(6)发动机推力结构

发动机推力结构用于安装液体火箭发动机并把推力传给箭体的承力构件。大型运载火箭的推力结构多为杆系或半硬壳式结构。

(7)尾舱

尾舱位于火箭的尾部,是竖立在发射台上火箭的支撑构件,也是发动机装置的保护罩,又称尾段。舱内需要操作的开关、阀门较多,因此开有各种舱口,一般选用半硬壳式结构。材料多选用普通硬铝或超硬铝,隔热措施为选用耐热玻璃钢、硅橡胶和复合材料。

例如,“长二丙”火箭的箭体结构由整流罩、搭载舱、仪器舱,一级和二级的氧化剂箱、箱间段、燃烧剂贮箱、级间段(由壳段和杆段两部分组成)、过渡段、尾段以及导管活门等组成。主要材料是高强度铝铜合金 LD10,整流罩为铝蜂窝和玻璃钢蜂窝结构,搭载舱、仪器舱、箱间段、级间壳段和尾段均为桁条蒙皮结构,一级后过渡段及箱体为整体壁板铣焊而成。

1.2.3 分离机构

1. 分离机构的功用和分类

火箭在整个飞行过程中要按照预定的飞行程序把已完成工作使命的部件如助推器、整流罩、下面级火箭等抛掉,以减小结构质量。在火箭上兼有连接、解锁或分离功能的机构统称为分离—连接装置,简称分离机构。根据连接与分离的对象分为星箭分离机构、级间分离机构和抛罩机构。根据分离力作用方向分为纵向分离和横向分离。例如,“长二E”火箭助推器的分离、抛罩分离均为横向分离,“长二丙”一、二级分离为纵向分离。

2. 星箭分离机构

卫星或航天器与末级火箭的分离,一般采用两种方式。一种是用弹簧或气动作动器将卫星或航天器弹出;另一种是用制动火箭使末级火箭减速飞行,实现可靠分离。

弹射分离机构主要由爆炸螺栓、分离弹簧或气动作动器组成。在火箭飞行过程中,航

天器通常用爆炸螺栓与末级火箭可靠地连接在一起,分离弹簧(或气动动作器)处于压缩(或待发)状态,当控制系统按预定程序发出分离指令时,引爆爆炸螺栓,星箭连接状态破坏,同时分离弹簧释放出分离力,把航天器弹射出去,实现与末级火箭分离。

制动火箭分离机构主要由爆炸螺栓与反推火箭组成。爆炸螺栓解锁时,点燃反推火箭,下面级减速,逐渐加大航天器与末级火箭的距离,实现星箭可靠分离。

3. 级间分离

多级火箭的级间分离有两种分离方式:热分离和冷分离。

热分离是依靠上面级发动机喷出的燃气流的作用力把二级火箭分开。其分离过程是:下面级火箭按预定程序关机,推力随之衰减到一定值时,上面级火箭按预定程序启动,上面级火箭发动机推力增加到一定值时,按预定程序引爆连接两级火箭的爆炸螺栓或爆炸索,使两级火箭在上面级强大燃气流作用下逐渐分离。热分离力大,上面级失控时间短,分离可靠性高;但是分离产生的干扰大,级间结构比较复杂,结构质量较大。

冷分离是借助上面级辅助动力火箭和下面级反推火箭的推力实现分离。采用这种分离方式,上面级主发动机在两级分离以后才按程序启动,因此称为冷分离。其分离过程的干扰小,级间结构比较简单,质量小;但是上面级的失控时间较长,初始干扰较大。

例如,“长二丙”的一、二级采用热分离方案。级间分离爆炸螺栓共有 12 个,安装在一、二级火箭的分离面。根据某发火箭精确弹道计算结果,一级发动机副系统关机时间为 127s,主系统关机时间为 128s;二级涡轮泵启动时间为 127.8s,到 128.5s 级间分离爆炸螺栓引爆,使火箭一、二级分离,即在一级发动机和副系统关机 1.5s 后实施一、二级分离。

星箭分离是由爆炸螺栓和反推火箭完成的。共有 4 个爆炸螺栓安装在星箭分离上,4 个反推力火箭安装在二级燃料贮箱后端壳。在爆炸螺栓解锁时,同时点燃 4 个反推火箭。例如某发火箭游动发动机和理论关机时间为 477.4203s,爆炸螺栓和反推火箭点火时间为 480.420s,即在游动发动机关机 3s 后实施星箭分离。

1.2.4 动力系统

动力系统的功能是产生动力,推动火箭向前运动,包括液体火箭发动机、固体火箭发动机和冲压发动机。发动机是运载火箭、导弹、飞船和航天器等飞行器的动力装置。

动力系统的主要工作参数如下:

①推力——推进剂在推力室中燃烧产生的高温高压燃气经喷管加速向后喷射而产生的反作用力,单位为牛顿(N),或千牛(kN);

②比冲——单位推进剂质量所产生的推力值,单位为 $N \cdot s/kg(m/s)$,也可直接用秒作单位,如 240s,实际为 $240s \times 9.8m/s^2 = 2356m/s$;

③工作时间——火箭飞行时发动机产生推力的时间;

④总冲量——发动机推力与工作时间的乘积,单位为 $N \cdot s$;

⑤混合比——氧化剂流量与燃烧剂流量之比。

液体发动机一般由推力室、燃料贮箱以及推进剂输送管路等所组成。推力室是发动机产生推力的组件,它由头部喷注器、燃烧室和喷管组成。头部喷注器按其喷注方式不同可分为直流式、离心式和同轴式三种。燃烧室通常为圆柱形,一般与喷注器头部和喷管焊

成一体。燃烧室内外壁构成各种类型的冷却头套,形成再生冷却。喷管为收缩—扩张型拉瓦尔喷管,主要结构参数为出口面积与喉部截面积之比。

推进剂输送管路系统是将液体推进剂从贮箱输入推力室的系统。输送系统按其工作方式可分为挤压式和泵压式两类。

(1) 挤压式

贮存在气瓶中的高压气体(如空气、氮、氨)经过减压器后进入贮箱,将推进剂从贮箱挤压到推力室。推进剂的流量由减压器所调整的压力控制。这种方式结构简单,但贮箱承受较高压力,结构质量大,只用于小推力、低燃烧室压力或需多次启动的发动机上。

(2) 泵压式

推进剂是由泵输送到推力室的。泵压式输送系统是现代液体火箭推进剂的主要输送方式。泵压式输送系统由泵、涡轮、传动机构以及涡轮动力源等组成。涡轮泵是液体火箭发动机的“心脏”。涡轮是靠高温、高压燃气吹动叶片转动而为泵提供动力的。

1.2.5 控制系统

运载火箭控制系统的功能是确保火箭成功地发射,按预定轨道飞行,保持火箭姿态稳定,实施正确关机并使航天器进入各种预定轨道。拦截导弹的弹道依赖于目标的运动,通常不能事先预估。

广义控制系统包括纠正弹道偏差的姿态指令和横向法向导引指令的制导系统、实现姿态指令的姿态伺服控制系统、电源配电系统、飞行程序指令系统和测试发控系统。

制导系统的主要任务是产生控制指令,保证飞行精度,将载荷送入预定轨道或者按弹着点要求关机,对于拦截导弹是使脱靶量最小命中目标。制导系统的水平一定程度上代表着控制系统的水平。惯性制导(INS)是常采用的经典控制技术,包括平台计算机制导、位置捷联制导和速率捷联制导。但惯性器件存在陀螺漂移,INS与GPS组合制导可提高制导控制精度。

位置捷联:用角位置陀螺测量火箭的姿态,用加速度表测量运动加速度,它们都与箭体固联安装。

速率捷联:应用速率陀螺仪作为惯性制导的测量仪表,也与箭体固联,与加速度陀螺仪一起测得火箭全部运动的姿态角速率及加速度信号。

这两种方案所得信号都是相对箭体坐标系的,除完成制导方程计算之外,还要完成坐标转换计算。一般地说,惯性仪表含3个速率陀螺和3个加速度,把它们组合在一起称为惯测组合。

惯测组合提供的6个信号都是箭体坐标系的分量,经四元数坐标变换计算得到惯性坐标系的分量,然后进行制导方程运算,得出导引和关机指令。

平台计算机制导方案:使用陀螺稳定平台,在台体上放置了3个敏感轴方向相互垂直的加速度表。平台提供了一个平移坐标系,通过3个加速度表测量视加速度可计算得到火箭质心运动的加速度数值,这就为制导方程的计算提供了方便,加速度表测得的加速度信号直接传到箭上计算机,不需坐标转换,经导引方程和关机方程计算后发出导引指令和关机指令。