

第 1 章 概 述

1.1 导弹飞行特点

装有按反作用原理工作的火箭发动机或喷气发动机,依赖于内部或外部控制系统的操纵,把战斗部送到预定目标,完成一定战斗任务的飞行器称为导弹。换句话说,导弹是按反作用原理推进,并受控制系统控制,自动导向目标或沿预定空间轨道飞行,带有战斗部的无人驾驶飞行器。

按飞行弹道分类,导弹可分为弹道导弹和巡航导弹两大类。

弹道导弹是指在火箭发动机推力作用下按预定程序飞行,关机后按自由抛物体轨迹飞行的导弹。弹道导弹的任务是把带有战斗部的弹头运送到离发射点几百千米至几千千米,甚至超过 10 000 千米以外的目标区,从而摧毁目标。

弹道导弹整个弹道分为主动段和被动段。主动段弹道是指导弹在火箭发动机推力和制导系统作用下,从发射点起到火箭发动机关机时的飞行轨迹;被动段弹道是从火箭发动机关机点到弹头战斗部爆炸点,按照在主动段终点获得的速度和弹道倾角作惯性飞行的轨迹。

弹道导弹的主要特点是:

(1) 导弹沿着一条预定的弹道飞行,攻击地面固定目标。

(2) 通常采用垂直发射方式,使导弹平稳起飞上升,能缩短在大气层中飞行的距离,以最少的能量损失克服作用于导弹上的空气阻力和地心引力。

(3) 导弹大部分弹道处于稀薄大气层或外大气层。因此,它采用火箭发动机,自身携带氧化剂和燃烧剂,不依赖大气层中的氧气助燃。

(4) 火箭发动机推力大,能串联、并联使用,可将较重的弹头投向较远的距离。飞行速度快,飞行时间短。

(5) 弹体各级之间、弹头与弹体之间的连接通常采取分离式结构,当火箭发动机完成推进任务时,即行抛掉,最后只有弹头飞向目标。

(6) 弹头再入大气层时,产生强烈的气动加热,因而需要采取隔热措施。

(7) 有的弹道导弹弹头还带有末制导系统,用于机动飞行,准确攻击目标。

巡航导弹外形与飞机相似,是指依靠喷气发动机的推力和弹翼的气动升力,主要以巡航状态在稠密大气层内飞行的导弹。巡航状态即导弹在火箭助推器加速后,主发动机的推力与阻力平衡,弹翼的升力与重力平衡,以近于恒速、等高度飞行的状态。在这种状态下,单位航程的耗油量最少。

巡航导弹飞行弹道通常由起飞爬升段、巡航(水平飞行)段和俯冲段组成。从陆地、水面或水下发射的巡航导弹,由助推器推动导弹起飞,随后助推器脱落,主发动机(巡航发动机)启动,以巡航速度进行水平飞行;当接近目标区域时,由制导系统导引导弹,俯冲攻击目标。从空中发射的巡航导弹,投放后下滑一定时间,发动机启动,开始自控飞行,然后攻击目标。

巡航导弹体积小,飞行高度低,通常采用距海(地)面 10~100 m 的高度实施超低空飞行,可以按照预先编制好的程序实施机动规避飞行,还可以绕开敌方防空阵地,选择防御薄弱的地区飞行,使敌方不易察觉和防范,突防能力强。因此,巡航导弹与弹道导弹相比,具有较好的机动灵活性,更易实施突防攻击。值得一提的是,长时间以来,美、俄等军事大国一直在秘密发展弹道-巡航组合式导弹。基本设想是,将巡航导弹作为弹道导弹的弹头舱段或装于弹头舱内,再入大气层后使两者分离,巡航导弹启动并沿机动巡航飞行弹道自主攻击预定目标。这种以弹道导弹作为运载器,用巡航导弹作为有效载荷的组合式导弹将实现二者优势的互补,具有高的命中精度和攻击效能,现有防御手段又难以有效拦截。

1.2 导弹控制系统的基本功能

弹道导弹最基本的组成部分是弹头、发动机、控制系统及弹体。发动机提供足以使携带战斗部的弹头落到目标区的运载能力。携带不同威力战斗部的弹头是杀伤目标的手段。弹头威力越大,其杀伤半径也越大。当然,这一般要以增加运载能力为代价。但是,要摧毁目标,单纯增加弹头的威力是远远不够的,还必须使弹头命中目标,或者说,以足够的精度落到目标区。这后一任务主要是由导弹控制系统来完成的。所以,导弹控制系统的基本任务,就是通过对导弹飞行进行控制,使导弹弹头可靠地以允许的误差击中目标。

导弹命中精度可用圆概率偏差 CEP 表示。对于硬目标,对目标的毁伤概率 P_k 可表示为

$$P_k = 1 - \left(\frac{1}{2} \right) \left(\frac{R}{CEP} \right)^2 \quad (1.2-1)$$

可见,毁伤概率取决于导弹命中精度 CEP 和毁伤半径 R ,而毁伤半径 R 不仅与战斗部装药量有关,还取决于目标的坚固程度。增加装药量虽可增大毁伤半径,进而提高毁伤概率,但增大装药量受制约因素很多。显然,提高命中精度对于毁伤效果具有事半功倍的重要意义。

另外,导弹打击地下发射井类型的硬点目标的毁伤能力 K 可用下式表示

$$K = \frac{y^{2/3}}{CEP^2} \quad (1.2-2)$$

式中, y 为弹头的装药量。上式表明,提高导弹命中精度比增加装药量更能有效地提高对地下发射井的摧毁能力。

导弹控制系统的基本功能可归纳为:控制导弹质心运动,使导弹以一定的性能指标命中目标;控制导弹绕质心运动,使导弹主动段在各种干扰作用下能稳定飞行,同时接收制导系统的导引指令,实现对质心运动的控制。前一功能由导弹的制导子系统完成,而后一功能则由导弹的姿态控制子系统(也称姿态稳定子系统)实现。为简化叙述,在不引起歧义的情况下,导弹控制系统的各子系统一般不称“子系统”,而称“系统”。例如,制导子系统和姿态控制子系统分别称为制导系统和姿态控制系统。

弹道导弹和巡航导弹各有其飞行特点,控制系统亦各有其特点。本书主要研究弹道导弹控制原理,关于巡航控制飞行原理也将单独成章,单独叙述。

弹道导弹控制系统主要由控制导弹质心运动的制导系统和控制导弹绕质心运动姿态控制系统组成。二者从不同的方面研究导弹的控制问题,所用的数学物理的基本理论有较大不同,技术手段也有较大差异。本书主要研究导弹姿态控制问题。

1.2.1 制导系统的功能

制导系统是使导弹沿着适当弹道飞行,直至命中目标的系统,要解决的中心问题是导弹的射击精度问题。

在发射点和目标点坐标以及导弹参数给定的条件下,可以在发射前设计出一条标准弹道。导弹点火起飞后,若在预定发动机关机时刻,导弹的运动参数(位置矢量和速度矢量)与标准弹道关机点的相应参数相等,那么,导弹在发动机关机后沿标准的被动段弹道飞行,即可击中目标。事实上,每发导弹的实际结构参数、发动机参数与事先给定的标称值会有偏差(存在结构干扰和发动机燃烧特性偏差的干扰),导弹在飞行过程中又受到大气条件的随机干扰,因此导弹实际运动参数值与标准弹道相应的运动参数值总是存在一定的偏差。正是存在这种偏差,若仍按标准关机时间关机,导弹经被动段飞行,可能会在落区产生较大误差。引入制导系统的目的就是消除或减小因各种干扰产生的落点偏差。

制导系统根据实测的导弹运动参数进行导航计算,获得导弹的实际位置和速度值,同时制导系统对导弹按一定规律进行导引,并不断计算关机方程,满足关机条件时,立即发出关机指令,对发动机实施关机。图 1.2-1 示出了制导系统功能框图。这就是说,制导系统在导弹动力飞行段应具有以下功能。

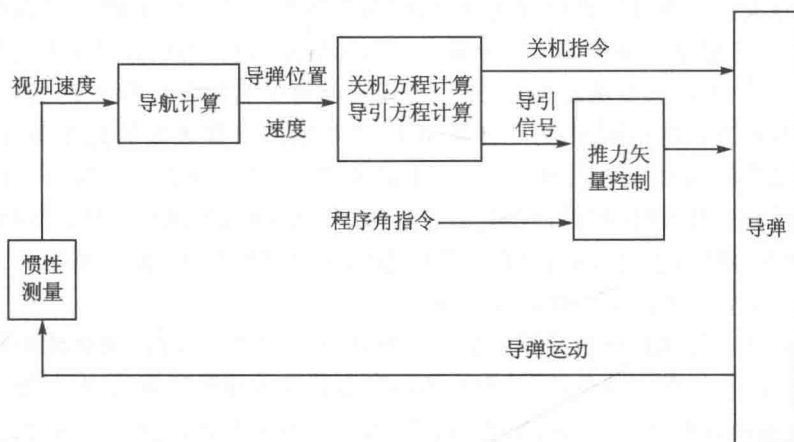


图 1.2-1 制导系统功能框图

1. 对导弹质心运动参数进行测量

导弹运动参数可以用雷达进行测量,且能达到很高的精度,但地面雷达站设备庞大,易受敌方袭击,同时无线电信号易受敌方干扰。现代弹道导弹一般用惯性器件测量导弹运动参数,这是因为惯性技术较成熟,其测量精度也已达到相当高的水平。更重要的是,惯性测量可以在导弹内部完成而不必依赖外部任何设备,因而可以避免外界的干扰。采用惯性测量手段的制导系统称为惯性制导系统。仅依靠弹上仪器完成对导弹运动参数的测量和计算的制导系统称为自主式制导系统。除弹上仪器外,还需要依靠其他仪器设备完成对导弹运动参数的测量和计算的制导系统称为非自主式制导系统。在整个导弹飞行过程中,两种或两种以上的测量手段复用,则称这种系统为复合制导系统。

2. 对测得的导弹运动参数进行导航计算

对惯性测量器件测得的参数(称为视加速度,即导弹的绝对加速度减去引力加速度)进行相应的计算,获得导弹质心的速度和位置信号,这就是导航计算。由于惯性加速度计测不到地球引力加速度,要得到导弹的绝对加速度(又叫真加速度,是导弹在惯性空间的加速度),需要用计算的方法算出地球引力加速度,再把它加到加速度计的信号中去。不过,在实际飞行弹道不严重偏离标准弹道条件下,对于近程弹道导弹,引力加速度项常做近似处理,从而可避免复杂的导航计算。

3. 按一定的规律对导弹进行导引

导引就是对导弹的质心运动进行控制,使其运动在一定意义上最佳地实现主动段的末端条件,也即在一定意义上最佳地实现命中条件。从数学观点看,导引规律问题属于受边界条件制约的相轨迹右端活动的边值问题。这里必须强调指出,导引规律是通过导弹制导系统具体实现的,它受到具体仪器实现、能量等因素的限制。因而,人们往往寻找近似最佳却又便于实现的导引规律。具体导引规律与制导系统采用的制导方法密切相关。制导方法通常可分为摄动制导和显式制导两大类。

当采用摄动制导时,在已知发射点和目标点坐标情况下,要求在射前设计一条满足一定性能指标的标准弹道,导引的目的是使导弹在标准弹道附近飞行。这种方法中的关机方程的表达式是标准弹道关机点附近泰勒级数展开式,而为了计算简化又常常略去了高阶项。在采用摄动制导时,不可能也不必要严格地把导弹导引到标准弹道上,使导弹实际飞行运动参数与标准弹道的参数一一相等,只要满足关机方程,导弹就能命中目标。尽管如此,仍然要求导弹不要严重偏离标准弹道。这是因为:为了计算简化,往往略去泰勒级数的高阶项,这在弹道偏差小的情况下是允许的,若弹道偏差大,就会带来显著误差,导致导弹落点偏差。摄动制导的具体导引方法可以有多种,纵向平面内(射面)常采用预定的时间程序角信号,使导弹逐渐向目标方向转弯,飞行在标准弹道附近;与射面垂直的方向采用横向导引,使导弹保持在射面内或在其附近飞行。视需要还可以加入法向导引信号。

摄动制导的突出优点是弹上计算简单。它的缺点是,要求射前在地面精确计算标准弹道及标准弹道关机时刻的各项偏导数,并把有关参数事先送入弹载计算机,临时更换一个目标点或发射点,又要重新计算和向弹载计算机重新输入上述有关参数,这对作战灵活性是不利的。

另一类方法为显式制导。这一类方法的特点为关机方程和导引指令形成的表达式都是以导弹运动参数的显函数形式给出的。导引信号则由弹载计算机根据导弹即时运动参数和目标点坐标按一定的性能指标进行实时计算而产生。闭路制导即为一种显式制导,这种方法的基本原理为:在前述导航计算的基础上,根据导弹即时运动参数和目标点坐标,按所要求的一定的性能指标,弹载计算机计算出需要的速度 $v_R(t)$ (如果导弹速度等于 $v_R(t)$, 导弹发动机此时立刻关机,导弹将命中目标,并满足一定的性能指标),而导弹此时的实际速度为 $v_m(t)$, 两者的差值为

$$v_g(t) = v_R(t) - v_m(t) \quad (1.2-3)$$

式中, v_g 为导弹应增加的速度,称为待增速度。导引的目的是让推力方向与 $v_g(t)$ 平行,当 $v_g(t)$ 小于允许值时即行关机。此处应该指出,当导弹起飞后在较稠密大气层飞行期间,为了不使导弹承受大的载荷,一般也采用预定的时间程序角信号,使导弹按小攻角条件向目标方向转弯。

显式制导的优点是,在射前无需对不同的目标点进行烦琐的标准弹道设计及其偏导数的计算和向弹载计算机输入相应参数。射前临时改变目标点,只要向弹载计算机输入新的目标点坐标即可。这对于作战运用是很重要的。一般情况下,显式制导的精度要高一些。当然,摄动制导也还可以提高制导精度。例如,在关机方程泰勒级数展开式中考虑更高阶的偏导数项等,但这要付出使摄动制导复杂化的代价。显式制导的主要缺点是弹上运算比较复杂,对弹载计算机的运算速度、精度以及容量的要求高。

4. 送出导引指令和实施关机

制导系统产生的导引指令,被送到姿态控制系统,以控制导弹推力方向,使导弹按所需状态飞行。从这个意义上讲,姿态控制系统是导引指令的一个执行系统。

在对导弹进行导引的过程中,弹载计算机不断地计算关机方程,一旦方程得到满足,即发出关机指令。对于固体导弹来说,在关机指令作用下,迅速打开固体发动机前端的反向喷管,使高压燃气迅速向前排出,产生反推力;同时,燃烧室压力骤然降低,正向推力下降,当反向推力等于或大于正向推力,即实现发动机关机。考虑从发出关机指令到实际关机有一定的时间延迟,所以关机指令应适当提前发出,以补偿由于关机执行过程时延所带来的落点偏差。

由上可知,制导系统可以有效地控制导弹落点偏差,使射击精度满足导弹武器系统提出的要求。尽管如此,导弹仍不可避免地会存在一定的射击误差。这是因为:

(1)制导系统采用的各项数学表达式和数值计算公式总是在一定程度上作了某些简化,这会带来一定的射击误差,这种误差称为方法误差。随着计算机技术的发展和完善,这项误差可以减小到在总误差中不起显著作用的程度。

(2)制导系统中为测量导弹运动参数所用的测量仪器(在惯性制导中主要是惯性器件,如陀螺、加速度计和稳定平台等)有一定的测量误差,承担导航、导引和关机方程计算的弹载计算机及信号转换设备存在量化、计算延迟、信号转换误差等。这种由于测量、计算、信号转换等仪器性能不完善而产生的射击误差称为工具误差。在工具误差中,惯性器件的误差是最主要的。

(3)存在一些不直接与制导系统工作有关的误差。如发射点和目标点的坐标确定误差;导弹起飞前惯性测量基准与发射坐标系的初始对准误差;导弹飞行区实际引力与引力模型给出的值不等而引起的误差,即所谓引力异常引起的误差;对弹头再入大气层受大气层升阻力作用及弹头烧蚀等难以精确考虑而产生的再入误差;执行发动机关机指令不理想而产生的后效误差等。对近程或精度要求不很高的导弹,以上某些因素对射击精度影响可能并不重要,但对于远程、高精度弹道导弹,各项影响落点偏差的因素,都应进行细致的研究,并采取相应的措施予以处理。

为了进一步提高弹道导弹的射击精度,现代弹道导弹,除了改善主动段控制外,往往采用中段制导和(或)末制导,形成两种或多种制导形式并存的控制体制。

复合制导是进一步提高导弹命中精度的有效途径,新型号导弹中普遍采用以惯性制导为主的复合制导体制。

复合制导方法有多种,主要有以下几种。

(1)星光惯性制导。星光惯性制导是在主动段后期或自由飞行段,导弹在升到阴云以上时,通过弹上仪器观测天体目标的方法,获得导弹运动的数据,用跟踪星体的方法来修正惯导系统的积累误差,显著提高了命中精度。尤其采用机动发射方式的弹道导弹,确定发射点位置和发射方位的误差都比较大,采用星光制导可以弥补这一缺陷。这种方式已应用于三叉戟 I、

II 和 SS-N-8、SS-N-18 等导弹上。

星光制导系统由惯性测量装置、星光敏感器和弹载计算机组成。星光敏感器装在惯性平台上,由它测定坐标位置已知的星体与惯性平台之间的角分量,把此量送到弹载计算机。如果没有误差,则所测星体相对于平台的角分量,与预先计算的值相等,因为该值唯一取决于平台的预定指向和星体的坐标,从而说明平台指向是正确的。如果测量值与预期值有偏差,即为平台的指向误差,该误差可能是飞行中的陀螺漂移造成的,也可能是平台初始对准造成的。由于不同误差源造成的误差有不同的修正方法,所以首先要对误差性质加以识别,根据误差性质和误差量的大小,对弹道进行相应的修正。

导弹发射前,可以精确测定发射点的垂直线,如果有了对星体测量的时间和存贮的垂直线信息,再观察位置大约相差 90° 的两个星体,就可准确地确定发射点的位置。再考虑飞行中的加速度变化,就能算出该瞬时导弹的位置和速度,也能算出修正弹道所需要的修正量,这对于位置误差较大的潜地导弹和地面机动发射的导弹来说是很适宜的。

星光制导是自主式的,不受电磁波的干扰,也不辐射电磁波,隐蔽性好,误差不随时间积累,精度高。它用于主动段后期或中期制导,有助于消除主动段积累误差、头体分离误差和后效段误差;也可用于再入段的末制导,修正再入误差和风的影响。但是它结构复杂,星光敏感器小型化困难,在低空使用时,易受阴云等气象条件的影响。

(2)中制导。中制导即自由飞行段的制导。中制导仍然是修正落点偏差的辅助制导系统,包含有外部信息敏感器、根据外部信息估算落点偏差的弹载计算机、根据误差信号产生力的发动机以及导弹的姿态控制系统。

从制导方法来说,除星光惯性制导外,还可能是卫星导航、雷达探测和雷达高度表的定点测高等。

(3)末制导。末制导是导弹飞行末段的制导,有助于消除助推器分离误差,风的切变及大气特性变化引起的误差。末制导方案有许多种,目前已经得到成功应用的主要有惯性末制导、地形匹配末制导、景像匹配末制导和雷达寻的制导等。

1) 惯性末制导系统。惯性末制导系统与主动段惯性制导系统从原理上说是一致的,但在再入段对惯性器件有一些特殊的要求,比如惯性敏感元件必须能承受大的减速力而不致损坏或性能大幅下降;必须能承受大的结构载荷;能承受核辐射;要求小型化等。由于再入段时间很短,对敏感元件的精度要求比主动段低。目前美国已研制出在机动弹头上使用的小型平台,直径为 15 cm。

2) 地形匹配末制导系统。地形匹配是以陆地表面的高度随位置而变化这一事实为基础,通过弹头上的敏感器测量它下面地形的高度,并将测得的数据与预储的地形高度数据比较,据此拟定修正弹头飞行路径的指令。该系统由惯性测量装置、雷达高度表和弹载计算机组成。

地形匹配的基本原理是:①把选定的地形匹配定位区分成许多个小方格,每一方格内地面高度的平均值为一个数据,使得得到一个网络化的数字地图,并存入弹载计算机的存储器。②弹头飞到该地区上空时,用雷达高度表扫描提供弹头与地面之间的高度,同时由气压高度表提供弹头相对海平面的高度基准,两者相减就得到该地区的实际高度。③将实测地形数据与存储数据相比较,确定弹头偏离预定飞行路线的数值,以此拟定修正信号。

地形匹配技术目前已相当成熟,地形高度特性的数据稳定,不受气候和季节的影响。但是它只适宜于地形起伏比较明显的地区,不能用于平原地区,因此有人设想用景像匹配与地形匹

配相结合的组合系统,这种设想已被巡航导弹采用。

3) 景象匹配末制导系统。景象匹配制导又称为图像匹配制导,是一种高精度制导技术。它可以修正主动段的制导误差以及重力异常、发射点定位、后效冲量等引起的误差,命中精度很高,有“针尖”制导之誉。所谓景象匹配制导,就是预先将可测量的与时间无关的地形变量数值编成“数字化地图”存储在弹载计算机中,在弹头再入的末段,对弹头飞越地区的地形再次进行测量。若弹头飞行中所测得的“数字化地图”与原先测量编制好的“数字化地图”失配,则弹载计算机就会发出修正弹头再入弹道的指令,使弹头按正确的弹道再入;若弹头飞行中所测得的“数字化地图”与原先测量编制好的“数字化地图”相匹配,则弹头就保持正确的弹道再入,直到命中目标为止。

景象匹配末制导依据所使用的遥感器不同,又分为雷达区域相关、光学区域相关等类型。

① 雷达区域相关装置。它是用雷达摄取地面实时景象与预存的雷达图像进行比较取得信息。该系统已用于潘兴II导弹上,使它比不采用末制导的潘兴I的制导精度提高了一个数量级。

② 光学区域相关装置。该装置是用黑白底片把目标区的景象预存在弹上,当导弹飞临目标上空时,弹上照相摄取目标区域的实际景象,两者比较获得制导信息。该装置已用于战斧巡航导弹上,战斧巡航导弹采用惯性制导+地形匹配+景象匹配制导,使巡航导弹获得很高的制导精度。

4) 雷达寻的制导。雷达寻的制导又称雷达自动导引,分为主动式雷达导引、半主动式雷达导引和被动式雷达导引三种,其工作原理如图 1.2-2 所示。

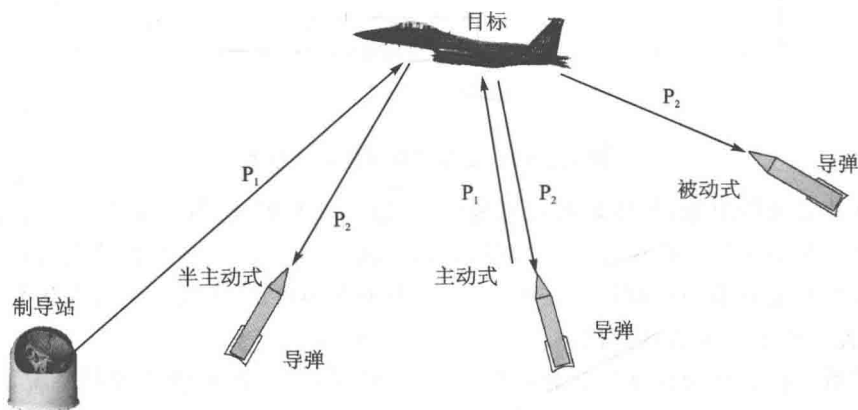


图 1.2-2 雷达寻的制导原理

① 主动式雷达导引系统。其发射机和接收机都装在导弹上。主动式雷达导引头发射照射目标的电磁波并接收从目标反射的回波,导引头内的跟踪装置根据回波信号使导引头跟踪目标,同时这个回波信号还形成控制导弹的信号,通过制导系统控制导弹飞向目标。

② 半主动式雷达导引系统。其雷达发射机装在地面、飞机或舰船上,向目标发出辐射波,导弹导引头接收从目标反射的回波。导引头根据回波信号跟踪目标,制导系统根据回波信号形成控制信号,控制导弹飞向目标。半主动式雷达寻的制导的优点是导弹上系统简单、质量轻、成本低和作用距离大,缺点是需要地面制导站。

③ 被动式雷达导引系统。导弹上只装有接收机,接收目标的辐射能量。导引头自身不发射电磁信号,只接收和处理目标辐射的无线电信号,根据这个信号跟踪目标并控制导弹飞向目标。被动式雷达导引头主要包括跟踪干扰源、反雷达辐射、辐射计等被动雷达导引头。

1.2.2 姿态控制系统的功能

姿态控制系统首先要稳定导弹绕质心的运动,即导弹的姿态角运动,使导弹在动力飞行段,在各种干扰作用下,能较快地恢复到给定的姿态角位置,并有一定的稳定裕度。同时姿态控制系统要及时响应制导系统产生的导引指令,按指令精确控制姿态,从而改变推力方向,使导弹按所要求的弹道飞行。必须强调指出,导弹稳定飞行是实现导弹全程飞行和对导弹质心运动控制的前提。而姿态控制系统的静态精度和系统过渡过程品质,特别是在关机点附近,对制导精度有重要影响。

图 1.2-3 是姿态控制系统的功能框图。系统具有对角运动敏感测量、信号变换与处理、放大以及控制信号执行的功能,是一个典型的闭环自动控制系统。

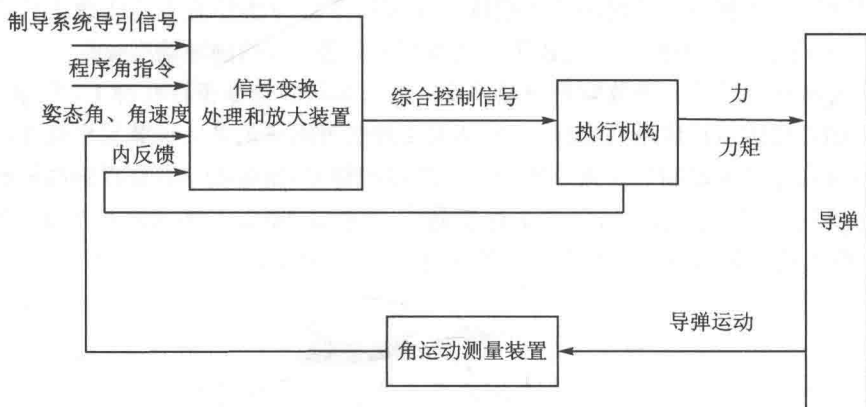


图 1.2-3 姿态控制系统功能框图

导弹弹体是被控对象,敏感装置是测量仪器,包括角度测量、角速度测量和加速度测量,执行机构用以控制动力装置产生控制力和控制力矩,这在图 1.2-3 中可以清楚看出。而自动控制系统中包含给定环节和比较环节在图 1.2-3 中未明确给出,事实上包含在信号变换处理装置中,该装置一般是指弹载计算机。

现代弹道导弹的气动特性具有静不稳定性,也就是说,若没有姿态控制系统,导弹不能稳定飞行,很小的干扰,就会使导弹翻转。要使这种导弹稳定飞行,必须有相应的姿态控制系统。同时,该控制系统要能经得住各种干扰和扰动,如弹体发动机制造方面的结构干扰、发动机比冲秒耗量等参数偏差产生的干扰、风干扰以及飞行过程中某些状态的突变扰动(级间分离、导引信号突然接入等等)。对潜地固体导弹来说,导弹出水时的角位置和角速度的初始扰动是很大的,姿态控制系统必须能克服这种初始大扰动。随着导弹在飞行中推进剂的燃烧和喷气以及飞行中的结构变化(如抛掉前级发动机等),它的质量和转动惯量随时间不断变化;导弹动力学方程各通道间(俯仰、偏航和滚动)存在着交连影响,并具有明显的非线性特性;弹上控制仪器和设备也存在某些非线性特性。所有这一切都说明导弹姿态控制系统是一个非常复杂的系统,是一个不断受到各种随机干扰,参数时变的非线性系统。

由于导弹弹体实际上不是理想的弹体,而是弹性体。这使得状态控制系统问题变得更为复杂。弹性问题是姿态控制系统设计中重要的,也是很困难的问题之一,这种弹性振动信号是通过敏感测量元件馈入到系统的。敏感测量元件装在沿弹体纵轴的不同位置,所得到的弹性

振动信号也不同,因而调整敏感测量元件的安装位置是处理弹性问题的有效途径之一。当弹性基本振型频率与刚体固有频率之比大于 $3\sim 4$ 时,则采用适当滤波技术能有效地抑制弹性振动的影响。

液体导弹在飞行中出现的燃烧剂和氧化剂在贮箱里的晃动以及摇摆发动机产生“摇尾”效应对控制系统均有重要影响,但固体导弹并不存在液体晃动和整个发动机摆动问题。

如前所述,导弹姿态控制系统是一个非常复杂的、闭环的自动控制系统。分析和综合这个系统,需要用到一系列数学工具和控制理论,但要设计一个成功的姿态控制系统,远不是一个简单的数学问题和理论问题。这是因为无论姿态控制系统所用的弹上仪器或是作为被控对象的导弹本身都受到设备精度及功率、弹体结构制造等方面的一定限制。例如,在控制过程中,不能允许因风干扰引起的攻角过大。因为攻角大,气动力矩就大,而控制力矩是有限的。又如,若固体导弹推力矢量控制通常采用摆动喷管实现,则最大喷管摆角是严格受限制的,若最大控制力矩小于干扰力矩,导弹就会失控;另一方面,过大的攻角会产生过大的法向过载,若超过导弹的许用过载,弹体就会损坏解体。

此外,虽然姿态控制系统非常复杂,但在工程设计时,往往在设计初期,可先对导弹动力学方程进行简化,采用小扰动、线性化方法,并在标准弹道的若干点(称为特征点)将参数固化,建立单通道线性常系数方程组,以便在此基础上对系统进行分析 and 综合,初步确定系统参数,评估系统性能。在此之后,在计算机上进行多通道的、时变的非线性系统的仿真,以修正系统参数,全面评定系统性能。而在导弹飞行试验前,还要进行控制系统仪器和设备接入仿真系统的所谓半实物仿真试验,全面验证控制系统性能。

以上分别叙述了导弹控制系统的两个基本功能(控制导弹质心运动和控制导弹绕质心运动)以及相应的两个子系统(制导系统和姿态控制系统)的一般工作原理。必须强调指出,导弹质心运动和导弹绕质心运动是导弹运动的两个方面,它们是紧密联系的,但在一定条件下,常常可以分别研究和设计。尽管如此,仍然要求注意研究两个系统的相互影响,经常协调两个系统的参数,最后,还要在计算机上用仿真方法对整个控制系统的性能进行全面的检验和评定。

1.3 导弹控制系统的组成

对现代弹道导弹普遍采用的自主式惯性控制而言,导弹控制系统的各种基本功能是靠弹上控制系统的仪器、设备及相应的软件来实现的。

一般情况下,导弹制导系统应具有对质心运动参数的测量,导航计算,按一定规律产生导引指令和关机指令,以及实施导引和关机几个方面的功能。对质心运动参数的测量,在惯性制导体制中,几乎无一例外地采用各种加速度计来实现。为了给惯性测量仪表在惯性空间提供一个基准坐标系,人们广泛地使用了稳定平台。稳定平台是由装有加速度计和陀螺仪的平台台体和支承它的框架系统组成。陀螺仪的作用是将平台稳定在惯性空间,在导弹飞行过程中,当平台系统受干扰力矩作用,平台台体姿态要发生变化时,安装在台体上的陀螺仪将输出信号,通过伺服回路驱动力矩马达,将力矩加在框架轴或台体轴上,抵消干扰力矩的作用,从而使平台台体姿态保持不变。制导系统的导航计算、导引指令计算和输出、关机方程计算及关机指令输出均由弹载计算机完成。关机指令一般通过继电器转接,使控制固体发动机反向喷管开启的电爆管起爆,从而实施发动机关机。而导引指令则输出给姿态控制系统,由它去控制推力

矢量。

在有稳定平台的控制系统中,姿态控制系统,往往利用平台框架角传感器输出的信号经坐标变换获得相应的角位置(姿态角)。这种坐标变换,在做某种简化处理后,也可以直接由装在稳定平台框架轴上的分解器实现。在一般情况下,这种变换可以由弹载计算机完成。姿态控制系统所需的角速度信号通过速率陀螺获取,它直接安装在弹体上,具体安装位置取决于抑制弹体弹性振动影响的需要。在解决弹性问题允许不把较大噪声引入系统的情况下,也可以通过对角位置信号进行微分获得角速度信号。在模拟式姿态控制系统中,通常由以集成化的运算放大器为主体的变换综合放大器实现姿态控制系统中的信号变换、放大及处理(校正网络)。在计算机技术高速发展的今天,已经有许多导弹的姿态控制系统实现了数字化,即系统所要求的信号处理、校正网络由弹载计算机完成,甚至一些信号变换和放大功能也可以由弹载计算机作为输入输出电路的一部分一并实现。导弹控制系统越来越广泛地采用数字技术具有重要的意义。它不仅适应了现代导弹对控制系统提出的日益复杂和苛刻的要求,也为控制系统采用新技术开辟了广泛途径,而且对提高控制系统的可靠性,简化弹上仪器配置和电路,提高系统的灵活性均有显著作用。姿态控制系统的执行机构可以是电动的、气动的或是液动的。电动和气动的执行机构通常只用在某些小型导弹上。液动的执行机构通常称作电液伺服机构,由于具有高的效率/质量比和转矩/惯量比、良好的动态特性(时间常数小)、精确的定位精度等一系列优点,在弹道导弹上获得了广泛的应用。这种伺服机构所用的液压能源,通常由电机或燃气涡轮带动液压泵获得。

图 1.3-1 是由装有加速度计的稳定平台、弹载计算机及电液伺服机构等组成的控制系统原理框图。

惯性测量系统采用稳定平台不是唯一的选择,也可采用捷联式惯性测量系统。在这种系统里,加速度计和陀螺仪直接固联在导弹弹体上,而用弹载计算机及其软件实现测量基准坐标系——数学平台。具体说,利用在弹体坐标系测得的导弹视加速度分量及角速度分量,通过实时计算的方法,获得在测量基准坐标系内的视加速度分量和相对测量基准坐标系的姿态角,从而完成与稳定平台同样的功能。与稳定平台系统相比,捷联式系统具有设备结构简单、体积小、质量轻、可靠性高(由于易于采用多敏感测量元件配置,实现冗余技术,可靠性更加提高)和成本低等优点。捷联式系统的敏感测量元件直接装在弹体上,工作在比较恶劣的力学环境中,其动态误差显著大于稳定平台系统。此外,捷联式系统的敏感测量元件装在弹体上后,难于再进行误差标定。从总体上看,捷联式系统的误差大于稳定平台系统,这是捷联式系统迄今没有用在精度要求高的战略导弹上的重要原因。

弹上控制系统除了制导系统和姿态控制系统外,还有一些辅助系统,如为弹上仪器供电、实现时序控制和条件逻辑控制的电源配电系统等。

给弹上仪器供电的电源分为一次电源和二次电源。前者一般采用化学电池,在导弹发射前激活。二次电源将一次电源转换成各种直流稳压电源或一定频率的交流稳压电源,满足弹上仪器的用电需求。

在导弹飞行过程中,必须实现各级发动机点火和多次结构分离,多级火箭的转级控制,姿态控制系统开环增益变化,导引信号接入或退出,发动机关机以及头部和弹体分离等一系列的时间程序控制和条件逻辑控制。这些控制信号,除一部分由弹载计算机产生和发出外,分别由程序配电器、点火控制器、压力继电器等产生和发出。最后,由弹上电缆网(包括连接器)把制

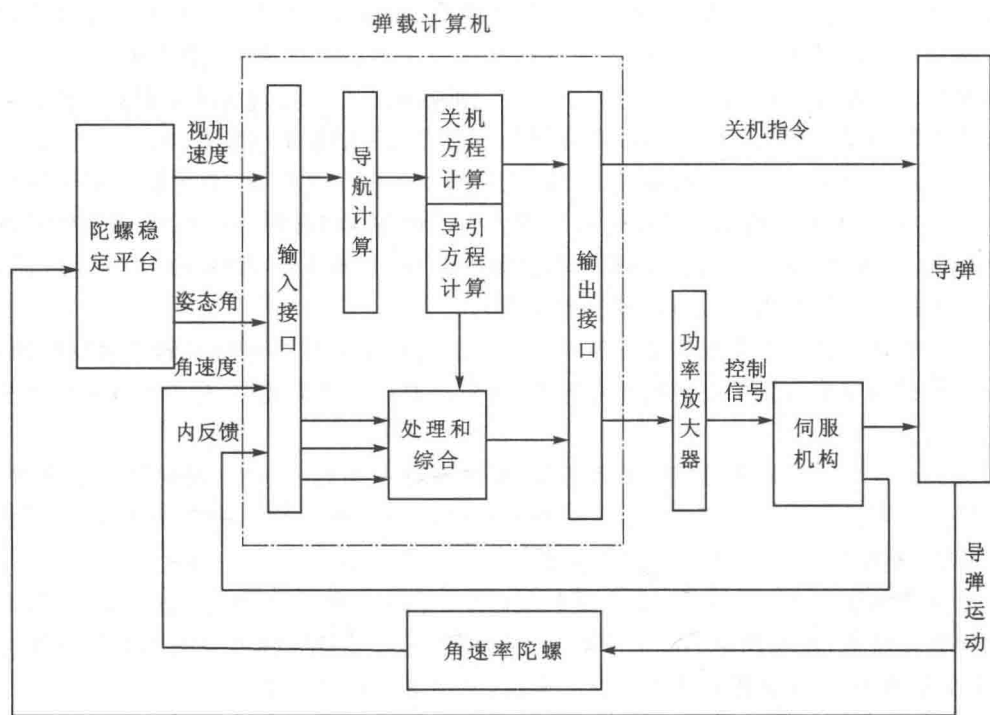


图 1.3-1 带有稳定平台的惯性控制系统原理框图

导系统和姿态控制系统的弹上仪器,以及电源、配电器等所有控制系统弹上仪器连接成一个完整的系统。电缆网担负着电源和用电仪器之间的电能传送以及各仪器之间的信息和指令的传送。控制系统弹上电缆网还同与控制系统有关系的别的系统(安全系统、遥测系统等)的部分仪器有连接关系。在导弹发射前,它通过脱落连接器与地面测发控设备发生联系。

一般情况下,可以认为导弹控制系统由制导系统、姿态控制系统和电源配电系统三个子系统组成。而不同功能的、为数众多的弹上控制系统仪器按其工作特点可以分为四大类:

- (1) 敏感测量仪器:稳定平台、加速度计、陀螺仪等;
- (2) 信号变换、处理和放大仪器:弹载计算机、信号变换器、放大器等;
- (3) 执行机构:伺服机构等;
- (4) 电源配电设备:一、二次电源,各种配电器、时序控制和条件逻辑控制的仪器设备、弹上电缆网等。

1.4 导弹控制系统的发展

1.4.1 导弹武器的发展趋势

火箭、导弹现已成为保障国家安全的重要武器。现在核武器大国,除改进、完善已有的导弹性能外,还积极研制新一代的机动性好、生存力强、突防能力强、命中精度高和打击能力大的陆基和海基发射的战略导弹。

作为空间战略力量组成部分的弹道式战略导弹主要有陆基型和海基型。陆基战略导弹的

发展重点是:车载机动、快速发射、多弹头或机动弹头、高精度并具有一定抗核辐射能力的固体导弹。在缩短机动导弹的反应时间上,采取提高导弹武器系统可靠性、快速初始对准措施,从而使陆基机动战略导弹的发射准备时间达到几分钟甚至更短。这种快速发射对于提高陆基机动导弹生存能力是有意义的。海基战略导弹的发射方式是潜艇机动发射,自动初始对准、多发连射、高精度、高可靠性是其发展重点。潜艇发射导弹时的艇速测量、艇位标定对导弹初始定位有直接影响,同时对导弹命中精度也有影响。为了提高战略导弹命中精度,采用惯性制导与其他制导(如星光、图像匹配末制导)相结合的复合制导,并追求达到“针尖”命中精度,即攻击点目标为主的命中精度为 10 m 级(圆概率偏差)。

战略进攻武器将愈来愈受到对方进攻武器的报复打击和战略防御武器技术发展的挑战,因而战略导弹的发展将集中在提高生存能力、突防能力和以弹头威力、命中精度综合考虑的摧毁能力方面。

短程弹道式导弹虽然不是战略威慑力量,却是一种军事打击手段,是用于国土周边战争、保卫国家的重要武器。它的运用主要是陆基车载机动。它操作简便,非核弹头居多,因此要求它应是小型、精度高、作战反应快,同时造价低,适于大量使用。

巡航导弹由于其飞行高度低,雷达反射截面小,突防能力强,射程远,命中精度高,发射方式灵活等突出特点,在现代局部战争中被广泛使用。随着巡航导弹性能的不断提高和逐步完善,在未来战争中,它将会得到更加广泛的运用,发挥更加重要的作用。

1.4.2 导弹控制系统发展前景

控制系统是保证导弹系统性能的重要组成部分。控制系统具有灵活、适应变化快、操纵方便等特点。从导弹和航天运载器的发展趋势和特点来分析,今后战略导弹的发展将是固体推进剂、机动、可靠、快速发射、精度高、打击能力大、能承受环境强辐射(第一次核打击和空间核爆拦截)的武器。固体导弹的控制系统在实现武器性能的前提下,必须承受大过载,并具有弹上控制装置体积小和质量小等特点。

制导、控制技术是不断发展的先进工程技术。随着微电子技术、人工智能技术、系统辨识方法、可靠性措施和新型结构材料的应用,控制系统将发展成为具有专家智能、功能灵活、使用可靠、精度高、结构轻小的系统,并将向高度电子化、自动化、智能化的方向发展。

随着电子技术的发展,特别是电子计算机的不断更新,未来战争中的导弹飞行速度、射程、命中精度、机动性和反拦截能力等战术性能将大大提高,战斗的突然性、快速性将迫使指挥决策果断迅速,因此,控制系统要有快速反应、准确判断、可靠决策的能力,并且有灵活的机动能力和更高精度。

随着飞行任务的复杂化,设计控制系统的难度也随之增加,一些已经成熟的古典设计方法,已难以实现全面性能指标要求。例如,导弹飞行过程中的模型不确定性、快速变轨道机动、有人参与操纵的多回路复合控制、各种环境应力的反复作用等因素,使导弹整体特性变化,影响导航、制导和控制精度。因此,必须采用先进的设计技术和试验方法,保证控制系统达到先进水平。由于控制系统设计内容的扩大和评定品质指标的增多,将需要采用先进的技术手段进行研制,如计算机辅助设计、辅助加工、数据库、信息技术、全系统仿真等。

控制系统执行功能较多,组成比较复杂。高精度、高可靠性、控制装置轻小型化、快速反应,将是导弹对控制系统要求的重点。为此,控制系统应更多地采用现代控制技术、智能技术、

微电子化和其他一些单项先进技术,进行综合工程设计,保持系统性能具有先进实用水平,满足和适应导弹的综合性能及发展的需要。

1.4.3 导弹控制系统发展方向和途径

1. 提高制导精度

提高导弹的射击精度无疑是人们追求的战术技术指标之一。在机动导弹日趋小型、弹头核装量减少,而且追求打击点目标的情况下,提高射击精度远比增加弹头威力的打击效果大。

提高制导精度的主要技术途径是减少制导方法误差和提高制导器件精度,这是制导软科学和制导硬件研制的主要内容。

制导方法是制导系统软件研究的重要内容,主要工作是研究制导规律,产生制导指令方法,以保证导弹和航天运载器在大干扰作用甚至是事先未预料的一些扰动情况下,达到准确制导或某些其他指标要求(如推进剂耗量少、选择最佳飞行路线、保证过载限值等)。

惯性制导即使采用最佳制导方法和高精度惯性器件,导弹的命中精度也是有限的。其极限精度等于非制导误差。产生非制导误差的主要因素有主发动机推力后效偏差、导弹发射点及目标点测量定位误差、地球物理因素影响(地球引力场模型不准确及重力异常)、发射初始对准误差以及弹头再入误差等。尽管采取各种办法努力减少非制导误差,但有一定限度,而且非制导误差在射击总误差中所占的比重随着制导精度的提高将越来越大。

要想依靠惯性制导大幅度提高导弹射击精度,将要付出很大的代价和遇到更多的困难。因此,复合制导越来越被人们重视并不断扩大它的应用范围。采用复合制导,在不提高惯性器件精度的情况下就可以得到高精度制导效果。所以,它不仅被用于海基战略导弹,也用于陆基战略导弹和地地战术导弹。复合制导可以有多种形式,如以惯性制导为基础,将星光跟踪器件与惯性器件相组合而成为惯性星光复合制导;应用 GPS 信息修正惯性制导误差的惯性 GPS 复合制导;采用地面图形匹配信息修正惯性制导误差并捕获目标的惯性地形匹配复合制导或惯性地图匹配复合制导等。复合制导在弹道的某些飞行段可以是复合形式,也可以是接力形式,如在弹道初始段和中段采用惯性星光复合制导,并在再入段采用地图匹配末制导,这些不同形式的制导构成了全程复合制导。应用地图匹配末制导技术,不但可以消除大部分非制导误差,而且还能修正初始段和中段制导误差对导弹落点偏差的影响,因而允许放宽惯性器件的精度指标。可以在飞行弹道的任一段,利用 GPS 信息测算飞行器速度、位置,根据某一飞行段的测算速度、位置能够修正前一段飞行弹道误差或惯性制导误差,获得复合制导效果。

提高制导精度除采取硬件和系统组合的措施外,利用软件技术进行误差补偿也是一种有效方法。制导误差补偿技术应用于惯性制导系统是提高制导精度的一种可行途径,应用误差补偿技术的前提是确定惯性器件误差模型、分离误差系数和系统性误差的先验估值。因此,开展惯性器件误差模型研究、误差数据的统计、试验和评估是有意义的。制导误差补偿技术与误差模型分析相结合,应用于惯性制导系统将获得较好的效果。

制导误差补偿有飞行中实时补偿和射前装定修正两种方式。实时补偿的效果好,应尽量采用。无论采用哪种方式进行误差补偿,其基本条件是:误差模型准确、误差系数值稳定。所以,保证惯性器件测试后的参数稳定性非常重要,因为参数稳定情况下的系统性误差值接近最大系统性误差,实行补偿的效果更大。因此,从误差补偿角度看,利用惯性器件长期稳定性参数不如短期稳定性参数有利。

2. 加强可靠性

导弹作战任务的完成与控制系统的可靠性联系紧密。由于飞行控制系统的工作时间较长、环境条件恶劣和组成复杂等原因,其失效率往往较高。统计资料表明,控制系统的故障数占导弹总故障数的40%以上。控制系统可靠性包含系统、单机在运输、贮存、外场使用、发射准备、动力飞行等过程中无故障完成规定动作并保证规定的寿命和可维修性。

控制系统是以电子、机电产品的硬件和一些软件构成的复杂系统。因此,应同时注重系统和单机的可靠性,分别提出可靠性指标要求,并采取不同途径加强可靠性。提高系统、单机可靠性的关键在于线路、结构和软件设计,严格控制研制过程质量。系统可靠性的基础是单机,提高单机可靠性是保证系统可靠性的基本环节。

可靠性设计的基本准则是“简单就是可靠”。但是,在不能全部采用高可靠零件,而又要求设备和系统可靠性很高的情况下,为提高任务可靠性,往往采取冗余的方法。引入冗余的最简单方法是结构重复技术。除结构冗余外,还可以采用状态冗余、参数冗余、功能冗余等方法。对于以电子设备为主的控制系统来说,通过软件、硬件或软硬件结合来实现冗余度是比较方便的。但是,采取硬件重复(备份)技术虽然提高了任务可靠性,却使基本可靠性下降。

可靠性增长是保持和促使系统、单机达到预计可靠性指标的必要措施,是工程研制中防止可靠性退化和保证设计可靠性的一种方法。可靠性增长试验是贯穿于设计、制造、试验和使用等全过程的一项重要工作,作用是激发薄弱环节、缺陷、失误对可靠性的影响,暴露和检验引起可靠性降低的因素与环节,并有针对性地采取改进措施。

控制系统可靠性与其在规定的任务时间内的各种环境条件密切相关。必须根据环境的性质和特点,分析环境造成的影响,进行模拟这些环境影响的地面试验,进行系统和控制装置、设备的耐环境设计,必要时应进行环境防护和局部环境控制。控制系统应适应常态环境(力学、自然、贮存)、电磁环境和辐射环境的条件,因而需采取温度防护、湿气防护、盐雾和腐蚀防护、低气压防护、冲击、振动和噪声的防护,电磁干扰、核辐射的防护和核电磁脉冲的防护,以及必要的局部环境控制(温度、湿度、振动、噪声等)。控制系统的电气及电子设备分布于弹头部分、弹体和地面,这三个部分的环境条件是不相同的,所以对于不同部位的控制装置,设备的环境防护和加固应重点突出,本着均衡可靠、均衡加固的原则对系统、单机、元件等分级采取措施,综合实现可靠性、抗辐射加固、电磁兼容性指标。

电磁兼容性和抗辐射加固是加强可靠性的一个前提,必须重视。弹载控制装置在导弹主动段飞行过程中主要是受电磁脉冲影响,而导弹处于发射场环境则遭受周围电磁、雷电干扰和敌方来袭弹头核爆产生的电磁脉冲辐射干扰及核辐射。因此弹载控制装置和地面测试发射控制设备对这两类干扰都需要采取防护措施。一个可靠的系统,在规定的条件下工作时间内,必须保持电磁兼容。

软件可靠性与硬件可靠性相比同样占有重要地位,例如数控系统的完善性、可靠性就受软件的制约。由于软件设计工作主要是个体劳动,因而其可靠性更为复杂。软件可靠性取决于设计,软件结构设计是软件可靠性的关键。

3. 控制装置轻小型化

随着导弹性能的提高,在新技术发展推动下,弹载控制装置将向着综合化、多功能和轻小化方向发展。

多级导弹的末级结构质量的大小对导弹的发射(起飞)质量和成本影响很大。对于某一种

射程来说,如果导弹的发射质量保持不变,增加末级质量就要相应地减少弹头质量。或者发射质量和弹头质量不变,当增加末级结构质量就要减小射程。弹载控制装置大部分在导弹末修级,所以控制装置质量大小对导弹特性影响较大。两级(带末修舱)液体远程导弹,装在末修级控制装置质量每增加1 kg,就减少射程约7 km。对于机动导弹来说,导弹起飞质量增加的同时还要引起地面导弹运输设备尺寸和质量的增加。除要求控制装置减少质量外,同时还要求缩小体积尺寸。追求控制装置设备小型化、轻型化是导弹武器发展的必须要求。控制装置设备小型化也有利于单机和系统采取冗余技术提高系统的可靠性和精度。

控制装置、设备有两种类型,机电装置和电子设备,前者主要包括惯性器件和伺服机构,后者是电子系统硬件。电子设备小型化、轻型化的出路在于电子设备结构与电子线路同时采取措施。单机的电子线路应充分利用微电子、光电技术成果,更多地采用大规模集成电路和二次集成电路、光电接口、功能块及微组装技术。二次电源(电源变换器)是功率耗损大的电路,采用先进铁磁材料、提高电能变换效率。弹上一次电源是控制系统的主要能源,一般采用化学电池,锌银电池的效果好,但是其质量、体积较大。今后弹上电池研制的主要方向应是比能高、比功率大、贮存寿命长、结构牢固、使用可靠、维护简单或不需维护。

电缆网、电连接器在控制系统硬件质量中占的比例较大。过去研制的导弹飞行控制系统的电缆、电连接器质量约占弹载控制装置总质量的 $1/3\sim 1/4$ 。随着控制装置小型化、轻型化,电缆网质量大的问题将越来越突出。因此,减少传输线的数量和质量将是控制系统轻型化的一条重要出路。数据干线传输方案在导弹上应用,将能更多地减少电缆导线、接点数目。所以选用轻电缆、小型电连接器、缩短各控制装置之间的传输线长度将是不容轻视的一个轻型化措施。

地面测试发控设备实现小型化的基本途径有两条,一是充分利用以计算机为中心的综合功能,减少检测、监控、通信和控制之间功能的重复,减少硬件的不合理重复设置与结构分散;二是应用弹测方案,减少地面设备测试任务。

综上所述,控制系统电子设备的发展方向是体积小、质量小、功耗低、强度高和维护简单。

4. 扩大适应性

控制系统组成复杂、研制周期长,在导弹武器系统费用中所占比重较大。控制系统采用适应性好的技术和方案,对于实现效能高的目标是有意义的。

航天电子技术新成就与应用先进控制技术相联系,将为控制系统采用先进技术、扩大灵活性和提高性能开辟新道路。计算机是控制系统扩大适应性的基本物质条件。在性能优越的通用计算机的支持下,控制系统在采用增稳控制、自适应技术、系统辨识技术和智能化等方面将加快发展步伐,扩大出路。

多(层次)计算机体系结构更易于发挥计算机的功能,具有灵活、可扩充和性能价格比高等优点,因而,将扩大在控制系统中的应用。为控制系统扩大应用范围的需要,弹载计算机应在输入、输出端口上扩充功能。

系列化、通用化、规范化是控制系统扩大适应能力的重要措施,在硬、软件发展中应予以重视。

5. 研制手段的现代化

仿真和计算机辅助技术是优化设计、合理预估、分配指标要求、缩短研制周期、减少飞行试验次数、节约费用等的途径和手段,对于研制新型飞行器、新工程有重大价值。

地面试验是检验导弹性能和可靠性的方法,系统仿真试验则是检验系统设计科学性、正确性和有效性的合适手段。它可以模拟导弹飞行控制状态和性能,也可模拟故障情况,为控制系统的设计、研究和评估带来很大的方便。因此,没有先进的仿真技术来保证充分的地面系统试验,要发展更为复杂的导弹是非常困难的。

仿真系统运行的支柱是仿真硬件、软件和专用设备(环境模拟设备、力作动设备等)。为促进仿真技术进展,硬、软件发展需同步进行。

实物仿真独具航天工程特色,对于仿真的保真性具有重大意义。应进一步开拓实物(半实物)仿真范围和内容、扩大仿真应用领域。仿真技术发展和功能扩大可以与系统综合试验兼容,充分发挥仿真试验的作用。

计算机辅助技术发展快,它虽然不是自动化辅助技术,但辅助功能越来越强,应用范围日益扩大,分支也越来越多,使用规模从中、小型计算机到微计算机并走向综合通用。而仿真技术的发展,已从设计验证、产品验证应用扩展到设计辅助。仿真技术与计算机辅助设计技术开始融合,可能发展成为二者兼容的系统。随着计算机网络的发展,计算机辅助设计将与仿真系统、信息系统网络联结而成为计算机系统的组成诸元,借助微机智能终端而共享数据库的资源,提高研制工作效率。

第 2 章 姿态控制技术基础

导弹在飞行过程中,不可避免地受到各种内部干扰(弹体结构误差、控制仪器误差、发动机推力误差等)和外部干扰(气流、风等气象条件的变化)的影响,使导弹的飞行姿态发生变化而偏离预定要求值,除了影响飞行弹道外,严重时还可能造成飞行失败。根据姿态变化大小,自动进行纠正,使导弹飞行姿态保持稳定的技术,称为姿态控制技术。姿态控制技术在导弹上的具体应用,实现导弹自动稳定和控制导弹绕质心运动的整套装置,称为姿态控制系统。

姿态控制系统是导弹控制系统的一个重要组成部分,其功能是稳定和控制导弹绕其质心的角运动。姿态控制系统的稳定作用在于克服各种干扰,使导弹的姿态角相对预定姿态角的偏差控制在允许的范围内。其控制作用是控制导系统发出的指令,控制弹体的姿态角,从而改变推力方向,实现要求的运动状态。

由于各类导弹所执行的任务不同,它们的运动方程和固有特性差异很大,所以不同类型导弹的姿态控制系统各有其特点。

大型弹道导弹姿态控制系统特点为:①大型弹道导弹多无尾翼,多是静不稳定体,而且静不稳定度比较大,需要大的控制力矩。②不能把细长的弹体看作刚体,而应看作弹性体。弹上敏感装置所测得的姿态角并不是弹体的真实姿态角,而是加上了弹体的弹性变形(弹性振动)的影响。大型导弹多为薄壳结构,弹性振动频率很低,接近姿态控制系统的固有频率。减低或消除弹体弹性振动影响的方法主要是把敏感装置安装在导弹上弹性振动影响不大的位置,或者在系统中引入合适的滤波器,例如用延迟网络来减弱弹体低频振动的影响,而用双陷滤波器来抑制或滤去高频弹性振动。③液体燃料导弹因液体晃动而产生的晃动力会影响导弹飞行的稳定性。只依赖姿态控制系统不能完全解决导弹飞行的稳定性问题,还应对燃料贮箱形状采取适当设计或增加防晃板,对液体的晃动产生阻尼作用。④弹道导弹的飞行环境变化很大,易受大风干扰,多级导弹在分离时有较大的分离干扰,姿态控制系统必须能适应这些干扰和大范围的参数变化。对于水下发射的导弹,还有出水的稳定和控制问题。

战术导弹常用于攻击快速活动目标,对姿态控制系统的动态品质要求较高,尤其要求具有反应迅速和能使导弹产生所需较大过载(横向和法向加速度)的性能。这类导弹往往只要求稳定滚转角,而偏航角和俯仰角则由制导指令来控制,以完成飞行轨迹的调整。姿态控制系统的滚转通道用位置陀螺仪作为敏感装置;俯仰和偏航通道用速率陀螺仪作为敏感装置,对弹体的角振荡产生阻尼作用;用加速度计作为输出反馈装置来获得良好的动态品质。这类系统对惯性器件的精度要求不高,但要求测量范围大和能快速启动。

巡航导弹姿态控制系统与飞机自动驾驶仪性质相似,主要问题是各通道之间的耦合和弹体的结构颤振。

从技术层面看,姿态控制系统就是一个典型的闭环自动控制系统,包括闭环自动控制系统的全部环节:给定环节、比较环节、反馈环节(测量环节)、中间环节、执行机构和被控对象。对于导弹姿态控制系统来说,被控对象就是弹体。中间环节完成信号的变换、计算、综合和放大功能,是姿态控制系统设计的重要部分,一般叫中间装置,通常包括控制计算装置和放大装置。