

陀螺与惯性制导¹⁾

陈俊衡

(华南师范大学物理系, 广州 510631)

摘要 介绍了一种完全自主的导航系统——惯性制导系统。它主要是利用陀螺的特性来建立相对惯性空间, 确定运载器的制导参数基准, 实现完全自主导航。随着新型陀螺的不断出现, 其测量精度也日益提高, 惯性制导系统已被广泛应用于现代导弹、宇航运载器等方面。

关键词 陀螺, 导航, 惯性制导

Abstract An entirely autonomous navigation system, the inertial guidance system, is described. Autonomous navigation is achieved through the use of gyroscopes to establish relative inertial space and basic guidance for the vehicle. With the development of new types of gyroscopic devices, the accuracy of this system has been constantly improved and it is now widely used in guided missiles and space vehicles.

Key words gyro, navigation, inertial guidance

航海、航空的运载器能从一个口岸准确地抵达另一个口岸, 导弹能打中目标等, 主要依靠导航。导航有天文导航、无线电导航、卫星导航等多种, 这些导航都要靠外界条件来进行的。下面介绍一种完全自主的导航系统——惯性制导系统^[1]。

惯性制导系统主要是利用陀螺的特性来建立相对惯性空间的人工参考坐标系, 通过精确的陀螺仪和加速度计测出运载器(包括火箭、导弹、潜艇、远程飞机、宇航飞行器等)的旋转运动和直线运动的信号, 经计算机综合计算, 并指令姿态控制系统和推进系统, 实现运载器的完全自主的导航。也就是说, 运载器可在一个完全与外界条件以及电磁波隔绝的“封闭”空间内, 实现精确的导航。

第二次世界大战德国 V-2 火箭, 是惯性制导技术的第一次应用。60 年代后, 美、苏争霸, 扩充军备, 大力发展惯性制导的研究, 现代导弹、宇航飞行器等多采用惯性制导的方法。我国 1970 年人造地球卫星发射成功, 其中也包括

了惯性制导技术的应用。90 年代, 在海湾战争中, 法国的 AS-30 激光制导空对地导弹命中率高达 95%, 美国的“拉斯姆”电视制导中程空对地导弹则创造了“百公里穿杨”的记录, 为攻击一座水电站, 一架 A-6 飞机在 116km 的距离上, 发射了一枚“拉斯姆”导弹进行攻击, 而附近另一架 A-7 飞机发射了第二枚导弹, 竟从第一枚导弹打开的墙洞中穿过去击中目标。

1 陀螺仪的特性

有三个自由度的陀螺也称双轴陀螺。当这种陀螺的转子高速旋转, 且轴承无摩擦时, 陀螺转子轴将保持其空间方向不变, 这种性质叫做陀螺仪的定轴性。如图 1(a), (b) 所示, 陀螺转子装在内环中, 内环可绕轴在外环中转动, 转动的外环装在基座上。当陀螺转子高速旋转时, 不管基座作何转动, 如绕外环轴转过 ϕ 角, 又绕

1) 1994 年 9 月 9 日收到初稿, 1994 年 11 月 16 日收到修改稿。

内环轴转过 θ 角, 但陀螺转子轴在空间的方向仍然保持不变。陀螺仪的定轴性可用动量矩守恒来解释。陀螺转子转动后, 仅受轴承和空气阻力矩的作用, 由于摩擦很小, 在不太长的时间内, 阻力冲量矩相对于陀螺转子的动量矩是很小的, 可以认为动量矩守恒, 即 $I\omega$ 为恒矢量。陀螺转子对轴的转动惯量 I 是恒量, 角速度 ω 的大小和方向不变, 而角速度矢量的方向就是转轴的方向, 故动量矩守恒表现为陀螺转子轴的方向不变。

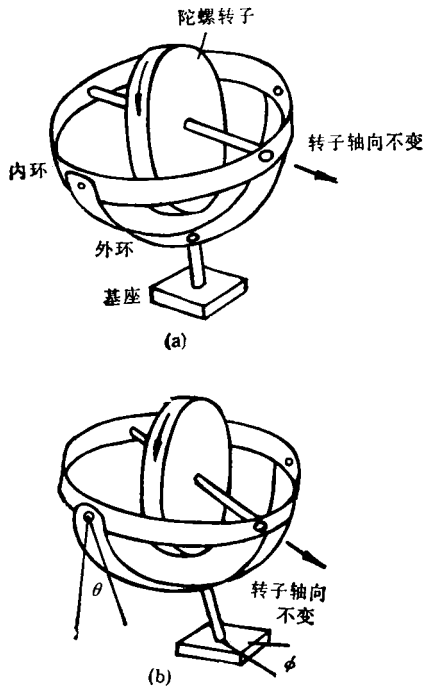


图 1

三个自由度陀螺还有另一特性, 如图 2 所示。当转子不转动时, 如果在内环一端挂一小重物, 陀螺将向这端倾倒; 当转子高速转动时, 加在内环边上的小重物, 不会使内环倾倒, 而是使整个陀螺绕外环轴转动, 这种现象叫陀螺进动, 也叫陀螺的回转效应。陀螺进动的方向总是把它的自转轴方向向外力矩方向靠拢。显然, 这时外力矩的冲量矩等于系统动量矩的变化量。即 $M\Delta t = I\Delta\omega$, M 是外力矩。陀螺的进动说明陀螺仪的内环轴(或外环轴)存在干扰

力矩(如摩擦力矩等)时, 将使陀螺仪的定轴性受到破坏, 这称为陀螺仪的漂移。

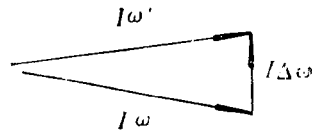


图 2

2 惯性参考坐标系的建立

惯性制导系统的基本功能之一是确定运载器的位置和速度。而位置、速度的测量必须有一个确定的参考空间, 以及在这空间中物体的定位方法。一般在地表面的制导, 用地表空间作为参考空间; 在宇航中则用星体空间作为参考空间, 并通称为惯性参考空间, 可用直角坐标表示物体的位置和速度。

惯性制导是完全自主式的, 运载器的位置、速度要靠本身的制导系统来测量, 因此, 必须在运载器内部建立一个人工的惯性参考空间。陀螺具有的定轴性, 使得在运载器上建立一个和运载器的运动隔离的, 但仍能保持给定坐标方向的人工惯性参考空间成为可能, 可利用陀螺的定轴性来稳定与转轴相垂直的两个轴, 如内、外环轴向, 从而建立惯性参考系的两个坐标轴, 另一个坐标轴需要引进另一个三自由度陀螺来实现。因此, 在一个惯导系统中要用两个三自由度陀螺(或三个二自由度陀螺), 才能建立一个完整的惯性参考坐标系。

由于陀螺仪的机械转动存在摩擦力矩, 必然引起陀螺仪的轴向漂移, 造成坐标轴间的偏差, 这就需要校准和补偿, 以消除它在制导误差中的影响。一般在发射运载器之前, 必须对坐标轴进行校准。若以发射场为坐标原点, 通过敏感重力矢量, 来确定一条铅垂线为坐标轴等(如图 3), 并可换算为以地球的经、纬度来定位的地理坐标。

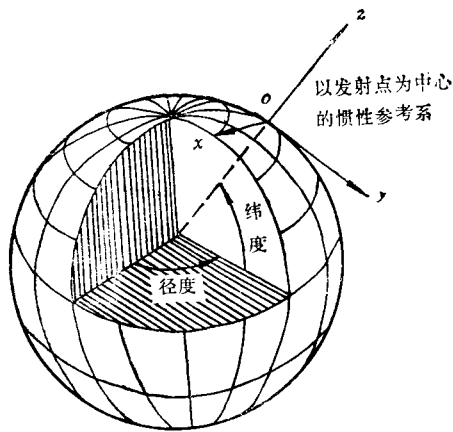


图 3

3 惯性测量系统

惯性测量系统包括由三个加速度计和两个三自由度陀螺(或三个二自由度陀螺)组成的稳定平台及辅助电子装置。它主要用来测量运载器相对于惯性空间的线运动和角运动。

三个加速度计的敏感轴互成 90° ，精确地与惯性参考坐标系一致，可测出运载器加速运动的所有分量，经计算机处理后，可确定运载器的速度和位置，供制导之用。图 4 是常见的加速度计，它是一个惯性摆。当运载器加速运动时，摆就向后偏转，离开零位，传感器就有信号输出，经放大后送到电磁力发生器，产生使摆锤返回零位的平衡力。这样，加速度越大，要产生平衡力的电流也越大，显然，流入电磁力发生器的电流值，可以表示加速度的大小。把这个信号送到第一个积分电路，就相当于加速度对时间的积分，输出就是运载器前进的速度。速度信号经第二个积分电路，就是速度对时间的积分，输出的便是运载器的飞行距离。再经计算机对三度空间的有关数据进行综合处理，便可

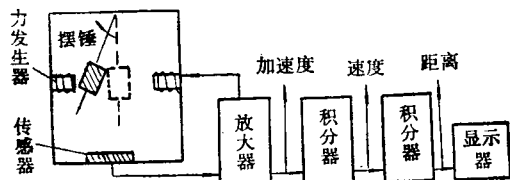


图 4

确定运载器任一时刻的位置和速度。

陀螺仪的作用是使稳定平台保持固定方位而不受运载器运动的影响，并为运载器的俯仰、偏航和横滚提供确切的信息。陀螺仪是怎样使稳定平台保持固定方位而不受运载器运动的影响呢？这可用二个三自由度陀螺(或三个二自由度陀螺)来实现。如由于外界的干扰，外环轴偏转 ϕ 角(如图 1)，则由于陀螺仪的定轴性，其转子轴将保持原来的方向不变，这样，平台和转子轴间出现相对运动，传感器立刻给出平台偏转的信号，该信号经放大后传给稳定电机，稳定电机产生一力矩，使干扰力矩消除，这一闭环过程就叫稳定。显然，只要有三个互成 90° 的稳定回路，就能保证稳定平台的空间方位始终保持不变。与此同时，传感器给出的平台偏转信号，也为运载器角运动提供了准确的信息。

4 导弹的惯性制导

惯性导航和惯性制导基本原理是一致的，同样用惯性器件(加速度计和陀螺等)对运载器的运动进行测量，但主要区别在于控制。惯性导航是指由人工操纵、控制运载器的运行，如远程飞机；惯性制导则指由运载器中的控制系统，直接控制运载器的运行，如导弹等。

导弹的飞行一般可分为动力飞行段、自由下落段和再入段(如图 5)^[2]。如美国潜地对地“北极星”型弹道导弹，在 12min 内飞行 1609km 的距离，其燃料正常燃烧的时间大约为 100s，燃烧完毕，发动机关车。制导、控制等都必须是在发动机关车之前完成。在发动机关车之后，导弹便进入非制导状态，沿弹道飞行。

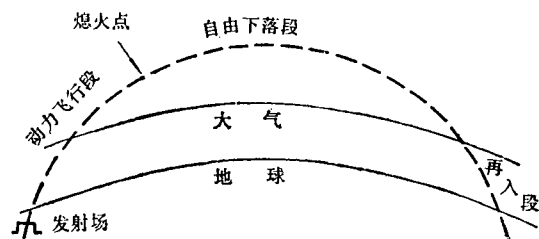


图 5

导弹的动力飞行阶段，也就是惯性制导的阶段。这时，计算机一方面要将加速度计的输出换算成速度和位置数值，并与预先编程的弹道所应具有数值进行比较，从而确定速度增量；另一方面要根据陀螺仪获得的信息，确定对导弹的俯仰、偏航和横滚的指令，以引导导弹具有正确的飞行姿态，并要给出导弹在熄火点时的准确位置和速度。

制导对导弹在熄火点的位置和速度有严格的要求，因为这是决定导弹是否命中目标的关键。为了便于理解，我们把熄火点以后导弹的弹道飞行，近似地看成是由斜抛和平抛两部分构成，不计空气阻力。这时可应用斜抛体公式：

$$x_1 = \frac{v_0^2 \sin 2\theta}{g}, \text{ 式中 } v_0 \text{ 是熄火点处导弹的速度,}$$

θ 是 v_0 与水平线的交角， g 是重力加速度， x_1 便是水平射程，可见 v_0 的大小和方向都影响射程。我们还要借助平抛体公式：

$$x_2 = v \sqrt{\frac{2h}{g}}$$

(为简化略去速度的竖直分量)，其中 h 是熄火点处导弹的高度。显然， h 不同，射程 x_2 也不同。因此，熄火点处导弹的位置和速度是决定导弹能否命中目标的关键。经过严格计算，就速度的水平分量来说，熄火时，偏离正确速度(标称值为 $6.70 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$) 的误差为 $0.3 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ ，则导弹落地点偏离目标 1.8 km 。而要得到熄火点处导弹的准确位置和速度数值，关键在于提高惯性测量的精度。

5 提高惯性测量的精度

过去在飞机上用的机电陀螺仪，用滚珠轴承，摩擦力矩大，漂移误差一般为 $1-15^\circ/\text{h}$ ，这远不能满足惯性制导的精度要求。如何提高陀螺仪的测量精度呢？在长期的生产实践中总结出两个方向，一是设法减小框架支承的摩擦力矩；另一是寻找新型的陀螺。下面简介几种新型陀螺仪。

5.1 液浮陀螺仪

24 卷 (1995 年) 6 期

50 年代以后，为提高陀螺仪的精度，采用气浮、液浮技术，以减小支承的摩擦力矩。如单轴液浮陀螺仪是把转子和内环组成一浮筒组件，泡在浮液里，浮液的比重选得足够大，使浮力刚好和浮筒组件的重力相平衡，这样，内环轴上的负荷几乎为零，摩擦力矩很小，测量精度大大提高，最低的漂移误差可达 $0.01^\circ/\text{h}$ 。液浮陀螺仪已被大量采用。但液浮陀螺仪具有构造较为复杂，加工精度要求高，使用时还需对浮液加温等缺点。

5.2 挠性陀螺仪^[3]

机电陀螺仪由于框架支承的摩擦力矩严重影响测量精度，能否找到甩掉框架支承的陀螺呢？经过反复试验，在 60 年代初期，制成一种新型陀螺仪——挠性陀螺仪。图 6(a) 是挠性

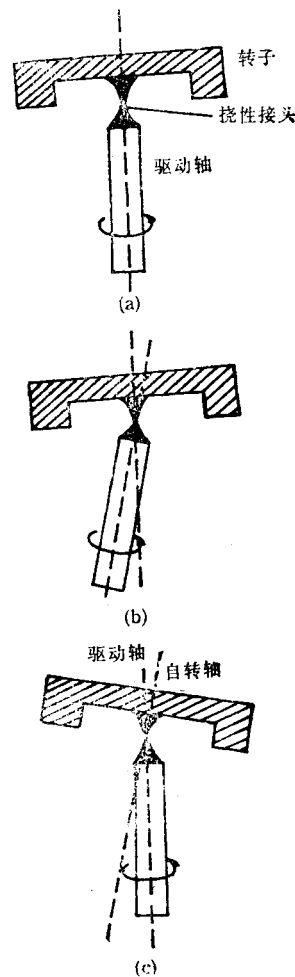


图 6

陀螺仪的原理图。驱动轴通过挠性接头和转子连成一体,挠性接头是个具有弹(挠)性的细颈,故称这种陀螺为细颈式挠性陀螺。转子通过挠性细颈相对转轴可以左右、前后有小角度的偏斜,像人的头部通过脖子相对于躯体,可以左右、前后偏斜一样。当驱动轴通过挠性接头带动转子高速旋转时,挠性接头起着万向支承框架的作用,保证壳体与转子分离。高速转子既具有定轴性,又使转子避免了框架支承的摩擦干扰。当运载器飞行姿态发生变化时,与运载器固连的驱动轴便相应偏转某一角度,而转子仍保持原方位不变。如图 6(b) 所示。当挠性接头弯曲时,如图 6(c) 所示,即转子轴线相对驱动轴偏离 θ 角时,会产生一个弯曲弹性力矩作用在转子上,使转子的自转轴发生进动,即引起陀螺漂移。为消除这种漂移,还须设有补偿机构。

细颈式挠性陀螺具有结构比较简单的优点,但它的测量精度低于动力调谐式挠性陀螺(简称动力调谐陀螺)。

5.3 动力调谐陀螺仪

动力调谐陀螺仪的驱动轴与转子间的挠性接头,是由相互垂直的内、外挠性杆和平衡环组成(如图 7)。它的作用与上述的细颈相同,用来支承转子和产生弹性约束力矩。它允许转子相对于内挠性杆轴和外挠性杆轴有小角度的偏转。当转子绕内挠性杆轴有转角时,转子通过外挠性杆带动平衡环一起绕内挠性杆轴偏转,这时内挠性杆将产生扭转弹性形变。当转子绕外挠性杆轴有偏角时,不会带动平衡环绕外挠性杆轴偏转,而是外挠性杆产生扭转弹性形变。由于内、外挠性杆的扭转变形,便会对转子产生弹性约束力矩。

但是动力调谐式接头与细颈式接头的工作原理却有较大的差别,当转子的自转轴与驱动轴出现相对偏角时,平衡环一方面随同转子一起高速旋转,另一方面又相对于转子以与偏角为振幅做复合摆运动,并产生与上述弹性约束力矩相反的惯性补偿力矩(或称惯性力矩),该惯性力矩作用在转子上,以消除弹性约束力矩。

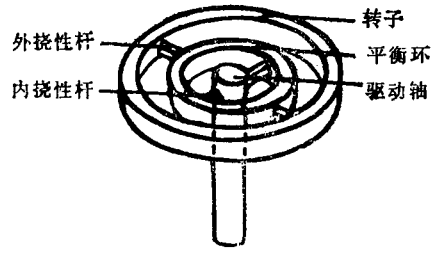


图 7

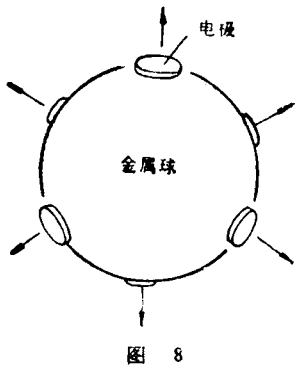
若弹性约束力矩与惯性力矩相平衡时,陀螺仪没有约束力矩作用在转子上,可以保持原来稳定状态,成为一个无约束的“自由转子式”陀螺,这种状态称为动力调谐状态。用这种补偿原理制成的挠性陀螺仪叫动力调谐陀螺仪。若弹性约束力矩大于惯性力矩,则称为欠调谐状态;若弹性约束力矩小于惯性力矩,则称为过调谐状态。严格的理论计算表明,调谐状态可以通过正确选择挠性杆的扭转弹性系数、平衡环的转动惯量和转速来实现。

动力调谐陀螺测量精度可与液浮陀螺相比拟,而体积、重量、电耗和造价却大大下降。人们将这种陀螺称为第三代惯性级精密陀螺,现阶段应用最多。

5.4 静电陀螺仪^[4]

在宇宙航行中,对陀螺仪的精度要求更高,漂移误差约为 $0.001^\circ/\text{h}$ 或更高。静电陀螺仪是能够满足这样精度要求的新型陀螺仪之一。

静电陀螺仪是利用静电引力使金属球形转子悬浮起来的,它是一种自由转子陀螺,其基本结构是一只金属球形转子,加上两只碗形电极壳体,壳体外壁用陶瓷制成,内壁上固定六块金属电极,将球形转子放在对称密封壳体内而成陀螺组件。如图 8 所示。给电极充电后,只要沿空间相互垂直三个方向的静电引力的合力,能与转子本身的重力和惯性力相平衡,转子就能悬浮起来。静电悬浮必须在超真空 ($1.33 \times 10^5 - 10^{-7} \text{Pa}$) 环境下才有可能实现,否则会击穿放电,破坏静电支承力。超真空当然会使气体阻力矩减小到最低限度,这样,起动后就能靠惯性长期运转下去,可以运转几个月,甚至几年。



静电陀螺的支承系统可以给出转子相对壳体的位移信号，这就有可能使陀螺兼起三个方向的加速度计的作用，灵敏度为 $10^{-3} \sim 10^{-7}g$ 。这种多功能陀螺，也只有静电陀螺才能实现。

5.5 激光陀螺仪^[4]

激光陀螺仪已成为新一代惯性导航系统的理想部件。它的结构、工作原理和特性与机电陀螺仪完全不同。它是利用光学中的 Sagnac 效应来测量运载器的旋转运动的。说它是陀螺，只是它的功能与机电陀螺相同而已。

Sagnac 效应是 1913 年在研究转动的环形干涉仪时提出来的。在环形光路中，沿顺、逆时针方向传播的两光束，当环形光路相对惯性空间不转动时，顺、逆时针的光程长度相同；当环形光路相对惯性空间有一转动角速度 ω 时，顺、逆光程就有差异，其光程差 ΔL 正比于转动角速度值 ω 。即

$$\Delta L = \frac{4S}{c} \omega, \quad (1)$$

式中 S 是环形光路所包围的面积， c 是光速。上式称为 Sagnac 效应。这样，只要测出 ΔL ，就可以知道环形光路相对于惯性空间的转动角速度。但该式应用于环形干涉仪时， ΔL 很微小，难于测准。

直到 60 年代以后有了激光，构成环形激光器，才极大地提高了转动测量的灵敏度。

激光陀螺仪是用高稳定性陶瓷玻璃三角块构成的，如图 9 所示。三角块中钻有一条细小的空腔，腔中充满氦氖混合气体，并装有电极，三角形三个顶角装有三面反射镜，形成一个环

形闭合光路。给电极通电后，气体放电就激发出两束方向相反连续激光。当环形光路相对惯性空间静止时，顺、逆时针方向的两束激光以同样的时间传播一圈，光程和频率相同；当环形光路在惯性空间以顺时针方向旋转时，顺、逆时针的激光行波的频率决定于环腔的顺、逆闭合腔长(即光程)，这时有

$$\left. \begin{aligned} \nu_{\text{顺}} &= \frac{c}{L_{\text{顺}}}, \\ \nu_{\text{逆}} &= \frac{c}{L_{\text{逆}}}. \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

显然，顺时针方向的光束的光程变长，频率减小，而逆时针方向的光束的光程变短，频率增加。它们之间出现光程差和频率差，把光程差转化为频率差，并将(1)式代入(2)式，则可表示为

$$\Delta \nu = \left(\frac{\nu}{L} \right) \Delta L = \frac{\nu}{L} \frac{4S}{c} \omega = \frac{4S}{\lambda L} \omega, \quad (3)$$

其中 λ 为激光波长， L 为环腔腔长，上式就是激光陀螺的原理公式。公式表明只要测出顺、逆激光行波的频差，就可以测出陀螺仪的转动角速度。由于激光陀螺仪是与运载器固连的，因而也就知道运载器的转动角速度。

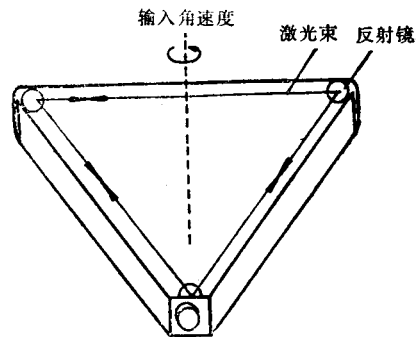


图 9

实验表明，用激光频差来感测转动角速度比用光程差的干涉测量，灵敏度提高 5 个数量级。激光陀螺仪的随机漂移率也已达 $0.001^\circ/h$ 。其突出的优点是：起动时间短，一般只需千分之几秒(机电陀螺需 4min 才进入工作状态)；寿命长，可达 $(2 \sim 5) \times 10^4 h$ (机电陀螺使用 600h 后就要进行检查)。

陀螺仪的发展过程,说明人类认识自然是无限的,是逐步深入的;同时也反映事物从简到繁,从繁到简的辩证发展关系。

参 考 文 献

[1] 任思聪,惯性导航系统,航空知识, No. 9 (1979), 28.

- [2] [美]哈尔·赫尔曼著,叶锡琳等译,导弹是怎样飞向目标,新时代出版社,(1982),36.
- [3] 林士谔等编著,动力调谐陀螺仪,国防工业出版社:(1983),27.
- [4] [美] R.H. 弗雷泽等著,廖朝佩等译,磁悬浮和电悬浮,国防工业出版社,(1982),101.
- [5] 姜亚南编著,环形激光陀螺,清华大学出版社,(1985),1.

物理学与精确制导技术¹⁾

陈 心 中 徐 润 君

(中国人民解放军汽车管理学院,蚌埠 233011)

摘要 从物理学的观点出发,介绍现代高技术战争中精确制导技术的基本原理,分析目前常用的几种精确制导技术(如微波雷达制导、红外制导、激光制导、惯性制导、电视制导等)在应用过程中显露出来的优缺点,从而论证物理学是精确制导技术的重要理论基础。

关键词 物理学,精确制导

精确制导武器是按照特定的基准选择飞行路线,采用高精度制导系统控制和导引弹头对目标进行有效攻击的武器。例如导弹、制导炮弹、制导炸弹、制导鱼雷和制导地雷等武器都属精确制导武器。精确制导武器通常采用非核弹头,用于攻击对方的兵器装备,破坏重要的战略目标和其他军事设施。

精确制导武器具有命中精度高、有自主制导能力、摧毁力大、效费比高等特点,具有较强的全天候作战能力、抗干扰能力和机动作战能力。

在70年代以来爆发的一些局部战争中,精确制导武器显示了超常的作战效能。很多国家都已把精确制导武器列为常规武器的发展重点。

精确制导武器一般由制导系统、战斗部与引爆装置、推进动力装置和伺服控制执行机构等四大部分组成。其中制导系统是实现精确制导的关键部分。

精确制导武器的制导技术很多,但是无论哪一种精确制导武器都是在一定的物理学理论的基础上,通过某种技术手段随时测定它与目

标之间的相对位置和相对运动,根据偏差的大小和运动的状况形成控制信号,控制制导武器的运动轨道,使之最终命中目标。

1 微波雷达制导

19世纪以来,物理学家创建的电磁学理论,促成了军用雷达的诞生。随着军事科学技术的不断发展,雷达不仅用于探测军事目标,而且广泛用于武器的精确制导。

微波通常是指分米波和厘米波,相应的频率范围是300—30000MHz。目前用微波雷达捕捉目标信息的技术比较成熟,其特点是作用距离远、全天候能力强,但其制导精度不如光电制导系统和毫米波制导系统。

微波雷达制导方式有:驾束制导、指令制导、主动寻的制导、半主动寻的制导和被动寻的制导等。

1.1 驾束制导

驾束制导系统由指挥站和精确制导武器上

1) 1994年8月25日收到初稿,1994年10月13日收到修改稿。