

第一章 绪论

§1-1 概述

我们把发射装置与导弹(或火箭)组成的机械系统称为弹-发射装置系统, 简称为弹-架系统。实际的弹-架系统是弹性系统, 作用在系统上的外力多为随时间变化的动载荷, 所以工作时要产生振动。和一般机械系统一样, 弹-架系统在外力激励下产生的振动, 根据它们的振动规律, 有可能为下列几种型式:

(1) 周期性振动。激振力可由简谐或周期函数来描述, 振动量是时间的周期性函数;

(2) 瞬态振动。激振力为任意的时间函数, 振动量是非周期性的函数。系统之间动能传递的时间短, 通常持续时间仅仅是系统的几个固有周期;

(3) 冲击。也是一种瞬态振动, 但动能传递的时间更短, 通常小于系统的固有周期;

(4) 随机振动。激振力为随机过程, 振动量不是确定性的, 只能用概率统计法来研究。

这些振动可能出现在系统的贮运过程、发射准备过程及导弹的发射飞行过程中。有可能影响导弹完成主要任务。我们知道, 导弹的主要任务归根到底是要使战斗部按预定精度击中目标, 因而导弹必须具有高的可靠性和精度。弹-架系统的振动有可能成为影响导弹或火箭的可靠性和发射精度的重要因素或决定性条件。

所谓可靠性是指产品在规定工作时间和使用条件下无故障工作的概率。不仅指导弹飞行阶段的可靠性，也包括地面的维护使用和发射阶段的可靠性。从事发射技术工作的读者主要是关心后者，关心所设计的发射装置能否保证可靠的发射。系统的振动可能使设备和机构的正常工作受到干扰，甚至因强度不够而破坏。由此引起的故障可分为两类：

其一是零部件整体性受到破坏引起的故障。例如，结构(特别是弹体)所受的载荷超出承载能力，引起不允许的变形或脆性破坏；导线在焊接处断开、拆断；密封件破坏等均属于这类故障。

其二是不发生明显破坏性的故障，但设备的正常功能受到影响。例如，结构(特别是导弹，包括固体燃料及其包覆层)的应力虽然未超出许可范围，但在该应力长时间周期性的作用下，损伤累积，导致疲劳裂纹的形成或发展；定向器端部产生过大的挠度，可能与滑离后出现下沉的导弹相碰；可拆件、紧固件松动；气密性受到破坏；继电器触点变动；导弹支于贮运箱中时，悬出部分在运输和发射中产生过大的挠度，有可能使导弹与箱壁相碰；……，这些均属该类故障。

所谓导弹精度，包括发射阶段与控制飞行阶段的精度。发射精度是指发射阶段(导弹起控前的无控飞行段)终点导弹的实际弹道与理想弹道之间的偏差。它直接影响总的弹着点的散布与偏差。

弹-架系统的振动对发射精度有较大的影响。例如，系统的振动有可能增大导弹的初始扰动，或增大多联装火箭发射装置每发弹初始扰动的散布；系统的振动有可能使导弹在定向器上产生较大的弯曲，导弹滑离后因弹性恢复而出现振

动，从而引起开始飞行段的扰动；某些发射装置，测角仪固联其上，当发射装置振动时，测角仪的瞄准基准随之振动，使受控飞行的导弹随基准变化而变化。

为了提高产品的可靠性和发射精度，在产品设计时应当控制系统的振动量，提高结构抵抗振动与冲击的能力。在现代导弹发射工程中，已把系统的振动问题作为重要的研究内容。早期的产品设计大都假设结构是刚性系统，以刚体静力学为基础，或者仅仅考虑刚性系统在不稳定运动时的惯性力；或者孤立地考虑导弹的局部振动问题。但是，在现在，人们已日益认识到这种设计方法往往不能设计出满足预定战术技术要求的产品。应当考虑到结构的弹性振动问题，把弹-架系统的动力分析和动态设计作为产品设计研究的重要一环。这方面的基本理论和方法正是发射动力学所要解决的问题。

下面进一步阐述发射动力学的主要任务。发射动力学是以导弹(或火箭)-发射装置系统为对象，研究该系统的动力分析和动态设计的基本理论和方法，以满足系统的动态可靠性和发射精度要求。也就是说，要用经济有效的方法，解决系统在工作过程中由于动载作用所产生的问题，以便得到具有预定性能指标的结构。根据产品研制的不同情况，其任务可具体化为如下两方面的内容：

(1) 对正在使用或正在研制中的产品，主要是解决使用或试验中过大的振动带来的问题，以提高产品的性能。例如，解决发射时弹在定向器上的跳动、掉弹、失控、散布过大、零件出现裂纹或有残余变形、发射装置倾翻等等问题。

在这种情况下，可用试验与理论相结合的方法进行动力分析，找出薄弱环节，提出改进措施(注意这时的措施受到原

有产品的限制)。或制订合理的使用规则(例如发射顺序与发射速度)及制造试验技术条件。

(2) 对新设计的产品, 要进行系统动态优化设计, 寻求弹-架系统动态性能最优的结构。例如, 使弹的发射精度最好。在满足结构强度和支承稳定性条件下, 使发射装置重量最轻等等。

在这种情况下, 主要是按照初拟的设计图纸建立动力学模型, 用此模型进行计算, 边分析、边改进、边设计。有时需要作实物模型(原尺寸或缩小比例), 进行动态试验, 以验证理论模型的正确性。

本书将系统地介绍弹-架系统的动力分析与动态设计的基本理论和方法。

§1-2 弹性振动和冲击引起的动载荷

结构的强度和变形是检验弹-架系统可靠性的重要依据。而这二者是由外载作用于结构上时所产生的内力来确定的。系统在动载作用下要产生振动, 因而结构的实际变形与同样大小的静载作用下的变形不同, 各截面上的实际内力与静力计算所得的内力不同, 系统动力计算的内容之一就是要考虑振动条件下结构受的动载荷。

一、结构内力的计算方法

对线性变形系统, 有两种方法来计算结构的内力, 即位移法和过载法。位移法引出动力系数的概念, 过载法引出过载系数的概念。

1. **位移法** 该方法是由变形来确定内力,利用材料力学中的公式,建立起任意断面 x_1 的纵向力 $N(x_1, t)$ 、弯矩 $M(x_1, t)$ 、剪力 $Q(x_1, t)$ 及扭矩 $M_k(x_1, t)$ 与断面参数及变形之间的关系,即

$$\left. \begin{aligned} N(x_1, t) &= -E(x_1)A(x_1) \frac{\partial u(x_1, t)}{\partial x_1} \\ Q(x_1, t) &= \frac{\partial M(x_1, t)}{\partial x_1} \\ M(x_1, t) &= E(x_1)I(x_1) \frac{\partial^2 y_1(x_1, t)}{\partial x_1^2} \\ M_k(x_1, t) &= -G(x_1)I_p(x_1) \frac{\partial \varphi(x_1, t)}{\partial x_1} \end{aligned} \right\} (1-1)$$

式中 E ——材料的拉压弹性模量;
 G ——材料的剪切弹性模量;
 A ——结构的横截面积;
 $I(x_1)$ ——横截面相对横轴的惯性矩;
 $I_p(x_1)$ ——横截面的极惯性矩;
 $u(x_1)$ ——横截面的纵向弹性位移;
 $y_1(x_1, t)$ ——纵轴上各点的挠度;
 $\varphi(x_1, t)$ ——横截面 x_1 处的扭转角。

为了计算振动条件下相邻部件之间(例如,导弹的定向钮、定向器的耳轴、高低机主齿轮等)的约束反力,除了考虑外载荷之外,还应考虑振动引起的附加动力分量,即振动惯性力。两部分载荷的总和叫作振动载荷,它与振动引起的动变形相对应。为便于计算,通常是将静载荷(包括刚体不稳定运动时的惯性力)乘以一个大于1的系数 μ ,用此来表示振动载荷。这个系数叫动力系数。其定义是:动力系数是结构在动载荷作用下的最大变形(y_d)与在静载荷(其数值等于

动载荷的最大值)作用下产生的变形(y_s)之比, 即

$$\mu = \frac{y_d}{y_s} \quad (1-2)$$

利用理论和实验方法求得 y_d 及 y_s 之后就可算出动力系数。

2. 过载法 该方法是通过外力来确定内力, 而这些外力分别按静态力和动态力进行计算。静态力由结构视为刚体时的动力平衡条件得到(包括不稳定运动的惯性力); 动态力由结构弹性振动引起的动力过载得到。由前者计算内力的静力分量(注“s”者), 由后者计算内力的动力分量(注“d”者)。两者之和即总的内力, 即

$$\left. \begin{aligned} N(x_1, t) &= N_s(x_1, t) + N_d(x_1, t) \\ Q(x_1, t) &= Q_s(x_1, t) + Q_d(x_1, t) \\ M(x_1, t) &= M_s(x_1, t) + M_d(x_1, t) \\ M_K(x_1, t) &= M_{Ks}(x_1, t) + M_{Kd}(x_1, t) \end{aligned} \right\} \quad (1-3)$$

其中动力分量由振动惯性力来确定:

$$\left. \begin{aligned} N_d(x_1, t) &= - \int_0^{x_1} m(x_1) \frac{\partial^2 u(x_1, t)}{\partial t^2} dx_1 \\ Q_d(x_1, t) &= - \int_0^{x_1} m(x_1) \frac{\partial^2 y_1(x_1, t)}{\partial t^2} dx_1 \\ M_d(x_1, t) &= \int_0^{x_1} Q_d(x_1, t) dx_1 \\ M_{Kd}(x_1, t) &= - \int_0^{x_1} I_m(x_1) \frac{\partial^2 \varphi(x_1, t)}{\partial t^2} dx_1 \end{aligned} \right\} \quad (1-3a)$$

式中 $m(x_1)$ ——结构单位长度的质量;

$I_m(x_1)$ ——结构绕纵轴的转动惯量, 对导弹而言即弹体横截面的极转动惯量。

通常结合结构的重量来考虑惯性力, 即用过载系数或者

简称过载来表征总的惯性力。过载系数是一向量，它等于总的加速度与重力加速度之比，其方向与总的加速度方向相反。即

$$\bar{n} = - \frac{\bar{a}}{g} \quad (1-4)$$

若横向振动的加速度为 \ddot{y}_1 ，则横向振动过载的附加分量为

$$n_y = - \frac{\ddot{y}_1}{g} \quad (1-4a)$$

若通过计算或实测得到结构加速度之后就可算出过载系数。

二、弹-架系统工作时的载荷情况

根据系统工作过程中结构的工作条件，结构的承载情况可以分成若干特征状态，即所谓载荷情况。系统要在多种载荷情况下工作，但在每一特定情况下，结构所受的外力和所处的环境条件是完全确定的，而每一结构元件的较大内力只出现在一种载荷情况之中。所以要根据具体零件的强度和变形要求，分别在不同载荷情况下作动载分析。弹-架系统的载荷情况可分成三类。

1. **运输情况** 指的是系统在陆上、水上和空中运输与吊装过程中结构所承受载荷的情况。其形式可以是导弹-发射装置系统、导弹-贮运箱系统、导弹-拖车系统等。研究这种情况主要是解决导弹运输时的减振问题，运行体的设计问题等等。

2. **发射准备情况** 包括放列、撤收、瞄准(或起竖)及其它勤务操作等工作过程中结构所承受载荷的情况，也包括导弹处于待发状态的环境条件中结构所承受载荷的情况。

3. **发射情况** 指的是从发动机点火到导弹滑离这一过程中结构所承受载荷的情况。运输和发射准备时的载荷情

况，与一般机械传动及运输工具相似，但发射情况则因系统的动态特性、激励因素及研究目的的不同，而有自己的特点。是发射动力学的研究重点，也是本书介绍的主要内容。

§1-3 发射精度

一、基本概念

导弹的发射过程一般要经历四个阶段，即：

(1) 闭锁阶段。导弹与发射装置之间无相对运动，用闭锁挡弹器来限制导弹的运动；

(2) 导向阶段。导弹在推力作用下相对发射装置运动，但运动方向受定向器限制；

(3) 滑离阶段。导弹的前定向钮滑离后，后定向钮仍在导轨上运动，有头部下沉现象出现。若前后定向件同时滑离，则无此段，导向阶段一结束即进入无控飞行阶段；

(4) 无控飞行阶段。导弹在空中自由飞行，一直到某一特征位置为止。这一特征位置，对导弹而言，是控制系统的起控点，对无控火箭而言，则有不同的定义法。有的人定为发动机燃料燃烧終了时的位置〔3〕，有的人定为弹的飞行速度增加到气动力对稳定飞行能起主要作用时的位置。

按照现代系统设计观点，我们把上述四个阶段统称为发射阶段，把导弹在这个阶段的运动轨迹称为发射弹道。在进行发射精度研究时，不但把弹-架系统作为一个整体来研究，而且把导弹在发射过程四个阶段的运动特性作为整体来研究。导弹发射时，弹的实际飞行弹道不可避免地将要偏离理想弹道，发射精度指的是导弹在特征位置偏离理想弹道的程度和偏离性质。理想弹道是导弹无干扰时的弹道，是理论

值，它将穿过特征平面的某一点，这个点是理论上的交点。由于各种因素的干扰，导弹并不沿此理想弹道飞行，在特征平面上将偏离理论上的交点，即产生位置偏差。在同样条件下，对同一目标发射一组弹，每一发弹的实际弹道也不重复，不可避免地有弹道散布。实际弹道在特征面上的交点，分布在散布中心的周围。一组弹道的平均值叫平均弹道，平均弹道与特征平面的交点就是散布中心。散布中心相对理想交点的偏差是系统误差所引起的。发射条件不变，只有系统误差时，每发弹将沿平均弹道运动，在特征平面的交点与散布中心重合。可用修正的办法减少这个值。而散布则是由随机扰动误差所引起的，偏差的大小和方向事先并不知道。发射精度用弹在特征平面上散布规律的数字特征进行评价，即用散布中心的偏移量和相对散布中心的散布来衡量。

弹通过特征平面之后，还要继续飞行，所以在研究发射精度时除对弹道偏移量和散布有一定要求之外，还对弹道飞行角有一定要求。

这里所说的发射精度，对无控火箭弹而言，直接表明了战斗部能否按预定精度击中目标，是火箭弹的基本工作效能。所以提高发射精度是无控火箭-发射装置系统动力学研究的重要内容。但是，对导弹而言，发射精度并不是直接决定击中目标的最关键因素。因为导弹能否击中目标，还要取决于控制系统的工作情况。虽然如此，由于以下的一些原因，大多数导弹对发射精度仍有一定的要求：

(1) 如果导弹滑离时的初始偏差过大，有可能影响导弹的正常飞行，使它未进入控制飞行即告失败。

(2) 如果导弹起控点处的偏差过大，制导系统可能截获不到导弹而造成损失，即使能截获到导弹，由于偏差过大，

导弹进入射入段以后弹道的瞬态变化大，要经过较长的射入段才能使瞬态变化减小。过渡到引导段。因而限制了导弹杀伤区的近界，减小了杀伤区的远界。图1-1所示为雷达跟踪无线电指令制导导弹的发射情况。整个弹道可以分成三段；射入段 OA ；引导段 AB ；制导段。射入段是导弹发射后作无控飞行的一段弹道，在这一段，导弹达到一定的飞行速度，以便有可能对导弹进行有效的控制。在无控飞行段的终点 A ，导弹可能偏离理想弹道，因而要求一引导段，以便消除起始误差，直到偏离量不大于给定的值。显然， A 点的偏差过大，跟踪雷达要经过一定的时间才能找到并且截获导弹。导弹被截获之后，要经过较长的引导段才能过渡到制导段。导弹进入制导段之后才有可能杀伤目标。

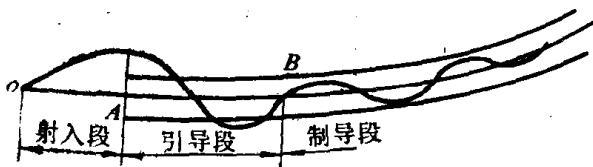


图1-1 雷达跟踪无线电指令制导导弹发射情况

(3) 有些红外跟踪的反坦克导弹，其制导用的红外线测角仪装在发射装置上，系统的振动影响测角仪基准的稳定性，使输出的控制信号不稳定，因而也影响导弹的精度。

当然，采用不同的制导方法，对发射精度的要求也不同，有的要求较严，有的要求较宽。

二、初始扰动对发射精度的影响

导弹在发射阶段的弹道偏差受两部分因素的影响，即初始扰动与飞行扰动。

前述发射过程的1至3阶段是导弹在导轨上的运动阶段。在这一段，导弹或发射装置的许多因素使两者相互作用而导致弹-架系统的振动，从而使导弹的运动受到扰动。导弹在滑离瞬间的弹道偏差叫初始扰动。初始扰动包括导弹纵轴及质心的速度向量与理想方向之间的夹角及角速度，还包括横向振动的频率。火箭质心位移的影响是不重要的。图1-2描述了导弹滑离后在一平面内的扰动情况。 x 为基准射向，是定向器的轴线。 $\Delta\varphi$ 叫偏角，是质心的速度矢量 v 与基准射向之间的夹角。 θ 叫扰动角，是弹轴与基准射向之间的夹角。 α 叫攻角，是弹轴与速度矢量之间的夹角。显然

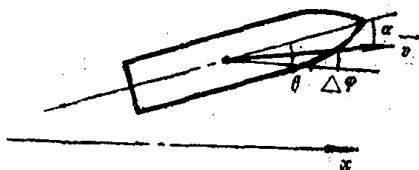


图1-2 初始扰动

$$\theta = \alpha + \Delta\varphi \quad (1-5)$$

初始扰动指的是弹滑离时的偏角 $\Delta\varphi_0$ ，扰动角 θ_0 及扰动角速度 $\dot{\theta}_0$ 等。它们是无控飞行弹道的起始条件，直接影响发射精度，特别是扰动角速度。

影响初始扰动的因素有以下几个方面：

1. **初始瞄准误差** 初始瞄准误差是指导弹实际瞄准线与理想瞄准线之间的偏差。瞄准角的变化(角转动)可以延伸成重要的弹道偏差，引起初始瞄准误差的影响因素很多，主要有：

(1) 目标跟踪雷达、指挥仪和发射装置的标定误差，以

及雷达和发射装置的调平误差：

(2) 指挥仪的计算误差及随动系统的动态误差；

(3) 定向导轨各导向面的平直度和平行性，导弹定向钮与导轨导向面间的配合间隙；

(4) 瞄准机的空回量；

(5) 作用于发射装置上的载荷不平衡造成瞄准线的变化。

2. 弹-架系统发射过程的振动 弹-架系统的振动将使弹产生非零的横向角度和角速度，是造成火箭导弹散布的重要原因。许多学者曾用不同的动力学模型和分析方法对系统进行了大量的研究，有效地揭示了影响振动的各种因素，这些因素对振动影响的基本规律是相同的。当然对不同的分析对象和条件具体数据是不同的。这些因素是：

(1) 发射间隔和次序的影响。在多联发射装置中，改变火箭连续发射的间隔和次序，可以把散布控制在一定范围之内。合理的发射间隔与弹-架系统的固有频率有关，应避开出现共振的区间。即要考虑发射间隔与弹-架系统固有周期的相容性。

在第四章§4-1节的计算实例里，示出了发射间隔对扰动角速度的影响(见图4-4, 4-6)〔4〕。图中用“0”表示一组火箭弹扰动角速度的平均值，“ Φ ”表示相对平均值的方差的范围。由图可以看出，当发射间隔接近系统固有周期的一半时，方差范围小，每发火箭弹以接近平均值的角速度离轨，因而散布小。发射间隔在固有周期范围内或是它的整倍数时，方差的范围较大，散布也大。

(2) 结构刚度的影响。几乎所有的分析都指出，适当增加结构的刚度可以减小初始扰动，例如图1-3〔5〕表示了四

种情况下的计算曲线：

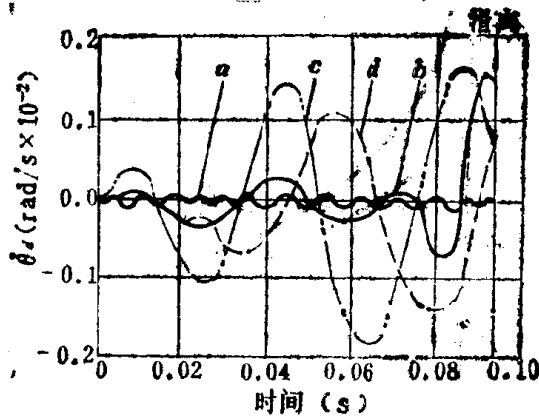


图1-3 结构刚度对初始扰动的影响

(a) 刚性火箭、刚性发射装置、弹性定向件；(b) 弹性火箭、刚性发射装置、弹性定向件；(c) 刚性火箭、弹性发射装置、弹性定向件；(d) 弹性火箭、弹性发射装置、弹性定向件。显然，考虑弹性后的扰动角速度比不考虑弹性的结果大，图中第一种情况的初始扰动最小。

图1-4〔6〕及表1-1〔7〕也表明，增加结构的刚度，初始扰动角速度减小。当然这样作往往要使结构的重量增加，这一点在结构设计时是要注意的。即要考虑结构刚度与重量指标的相容性。

(3) 定向器的滑离长度的影响。当要尽量减小初始扰动角速度时，滑离长度可作为重要参数来考虑。可选择适当的长度，以达到较高的精度〔5〕。图1-5〔7〕及图1-6〔8〕都表明滑离长度的增长，将使初始扰动角速度增加。但增大到一定长度后，扰动角速度开始减小，或变化缓慢。在不同的滑离长度下，一组火箭(导弹)中的每一发弹的散布范围是不同的，有一散布最小的滑离长度存在(见图1-5中的1524mm)。

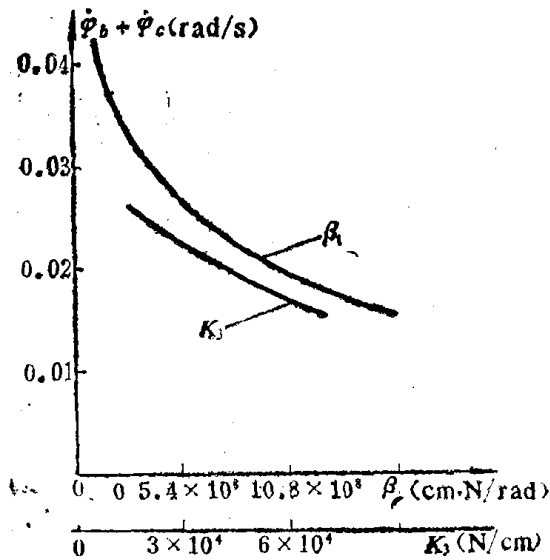


图1-4 结构刚度与初始扰动的关系

结构刚度与初始扰动的关系

表 1-1

名称	刚度系数	扰动速度(ml/s)
起落部分	1.96×10^8 (m·N/rad)	-1.1
	1.96×10^7 (m·N/rad)	-6.6
	1.96×10^6 (m·N/rad)	-42.3
基座	1.75×10^8 (N/m)	-0.94
	1.75×10^7 (N/m)	-1.7
	1.75×10^6 (N/m)	-6.6

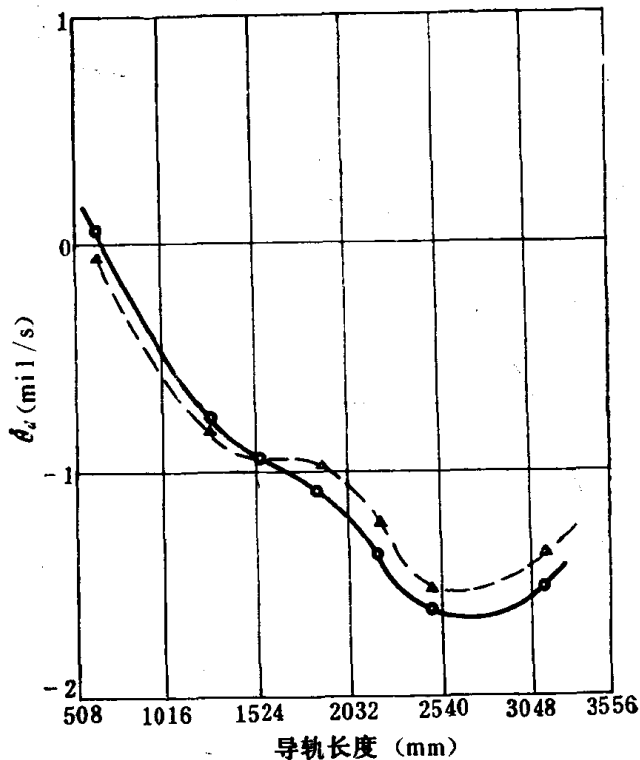


图1-5 滑离长度与初始扰动的关系

(4) 弹在定向器上运动时跳动的影响。火箭导弹发射时，如果在定向器上出现跳动现象。系统的振动就要增大，初始扰动也要增大。出现跳动的可能性与系统的刚度、导轨导向面的不平直度、闭锁器切断时闭锁力的大小有关〔9、10、11〕。

(5) 导轨导向面的不平直度、闭锁力大小、自旋导弹的质量分布不均匀，使导弹自旋的方法及发动机工作时自身的振动等均可引起系统振动，产生附加误差。

(6) 燃气流的作用。发动机喷出的燃气射流，将引起发

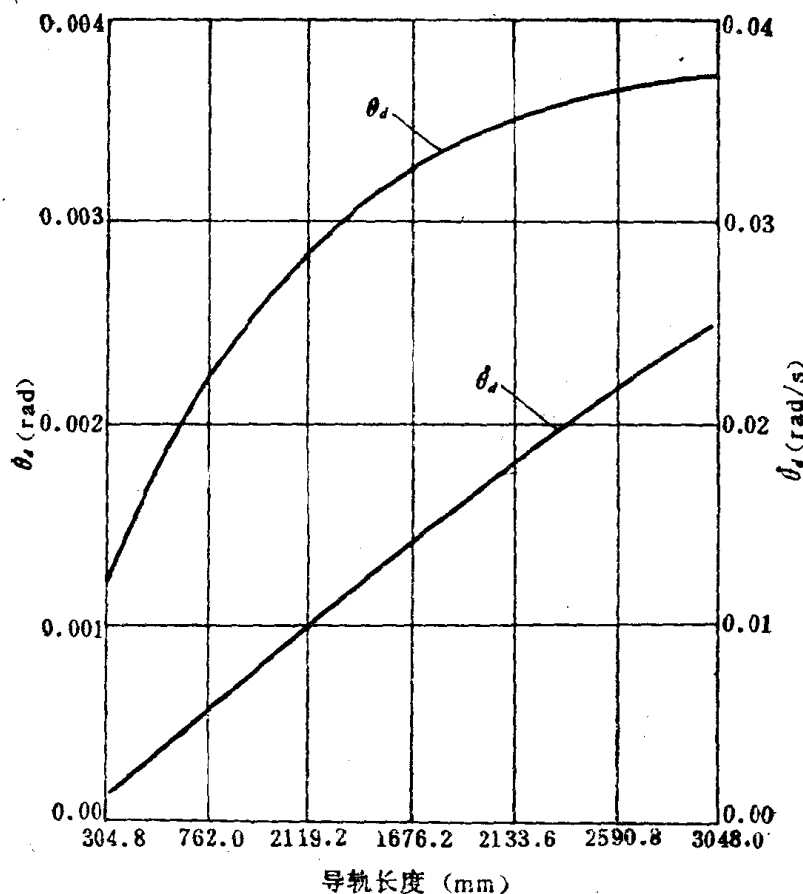


图1-6 滑离长度与初始扰动的关系

射装置的振动，增大初始扰动。在多联发射装置中它是非常重要的影响散布的因素。此外，在筒式(或箱式)定向器中，不对称的燃气流作用于导弹上也给予附加扰动。

3. 定向器的结构型式 导弹从不同时滑离的定向器上发射时，将出现头部下沉现象，使导弹产生一个横向角度和角速度。而从同时滑离的定向器上发射时则无此现象。