

普通高等教育
兵工类规划教材

火箭导弹 发射动力学

姚昌仁 唐国梁 宋廷伦 编著

北京理工大学出版社

391018

火箭导弹发射动力学

姚昌仁 唐国梁 宋廷伦 编著



北京理工大学出版社

内 容 简 介

本书介绍火箭导弹发射动力学的基本理论和方法。内容反映了最近 30 多年国内外在发射动力学理论研究与设计实践方面的成就,范围涉及固定基础与活动基础的火箭(或导弹)-发射装置系统,重点研究火箭导弹发射过程的动力学现象与分析计算方法。全书共分六章,内容包括:发射动力学的基本概念、动力学模型的建立方法、振动激励因素分析与计算、典型弹-架系统(固定基础与活动基础、确定性激励与随机激励)的动力分析、设计灵敏度分析与动力修改技术等。

本书是高等学校火箭导弹发射技术与设备专业本科生教学用书,硕士研究生的教学参考书,也可供相关专业科技人员参考。

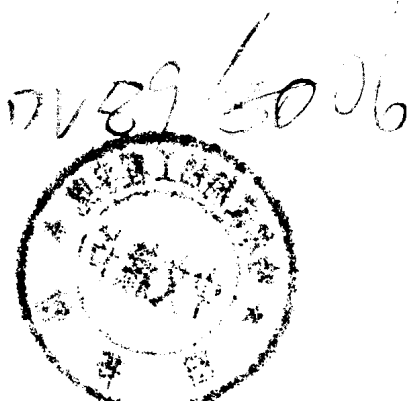
图书在版编目(CIP)数据

火箭导弹发射动力学/姚昌仁 等编著. —北京:北京理工大学出版社, 1996

ISBN 7-81045-110-3

I. 火… I. 姚… III. ①火箭发射-动力学②导弹发射-动力学 IV. ①TJ760
②V554

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (96) 第 02804 号



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 68422683

各地新华书店经售

北京国防科工委印刷厂印刷

*

787×1092 毫米 16 开本 17.5 印张 426 千字

1996 年 8 月第一版 1996 年 8 月第一次印刷

印数: 1—800 册 定价: 19.00 元

※ 图书印装有误, 可随时与我社退换 ※

出版说明

遵照国务院国发[1978]23号文件精神，中国兵器工业总公司承担全国高等学校兵工类专业教材的规划、编审、出版的组织工作。自1983年兵总教材编审室成立以来，在广大教师的积极支持和努力下；在国防工业出版社、兵器工业出版社和北京理工大学出版社的积极配合下，已完成两轮兵工类专业教材的规划、编审、出版任务。共出版教材211种。这批教材出版对解决兵工专业教材有无问题、稳定教学秩序、促进教学改革、提高教学质量都起到了积极作用。

为了使兵工类专业教材更好地适应社会主义现代化建设需要，特别是国防现代化培养人才的需要，反映国防科技的先进水平，达到打好基础、精选内容、逐步更新、利于提高教学质量的要求，我们以提高教材质量为主线，完善编审制度、建立质量标准、明确岗位责任，制订了由主审人审查、责任编委复审和教编室审定等5个文件。并根据兵工类专业的特点，成立了十个专业教学指导委员会，以更好地编制兵工类专业教材建设规划，加强对教材的评审和研究工作。

为贯彻国家教委提出的“抓好重点教材，全面提高质量，适当发展品种，力争系统配套，完善管理制度，加强组织领导”的“八五”教材建设方针。兵总教材编审室在总结前两轮教材编审出版工作的基础上，于1991年制订了1991~1995年兵工类专业教材编写出版规划。共列入教材220种。这些教材都是从学校使用两遍以上、实践证明是比较好的讲义中遴选的，专业教学指导委员会从兵工专业教材建设的整体考虑对编写大纲进行了审查，认为符合兵工专业培养人才要求，符合国家出版方针。这批教材的出版必将为兵工专业教材的系列配套，为教学质量的提高、培养国防现代化人才，为促进兵工类专业科学技术的发展，都将起到积极的作用。

本教材由航天工业总公司三院八三五九所吕佐臣主审，经中国兵器工业总公司飞行器工程专业教学指导委员会复查，兵总教材编审室审定。

限于水平和经验，这批教材的编审出版难免有缺点和不足之处，希望使用本教材的单位和广大读者批评指正。

中国兵器工业总公司教材编审室

1995年3月

前 言

发射装置的基本任务是载运与发射导弹。发射装置与导弹的设计质量直接影响导弹能否发射成功，精度是否满足要求，载体（舰艇、飞机、车辆）是否安全。这种设计是个反复过程，要经过多次设计与修改才能获得满意的结果。以往进行设计与修改时基本上是用经验类比法，按一定经验设计，按一定经验修改，是画图-加工-打靶-修改的简单重复。缺乏全面系统的理论分析及方案优选。设计修改过程所作的计算，基本上是以刚体动力学作为基础，或仅仅考虑了刚性系统在不稳定运动时的惯性力。没有考虑弹性系统振动的作用，更没有把导弹与发射装置作为一个系统，把弹在轨道上的运动与离轨后的运动作为一个整体全面地加以研究。选择设计参数时都作为定值，没有看作是多值随机现象，考虑参数散布的影响。显然，这样作设计有很大的盲目性，所作的计算往往与实际有较大的出入，设计出的产品性能难以保证。现代产品的设计过程是用动态优化设计法，在分析计算的基础上设计与修改。火箭导弹发射动力学为这一过程提供了理论基础与分析方法。

火箭导弹发射动力学以弹-架系统为对象，研究火箭导弹发射过程的动力学现象，解决发射精度与发射可靠性问题。研究影响发射精度的初始扰动现象，寻求控制扰动的方法；分析影响结构强度、刚度及发射装置稳定性的动载荷或过载，设法减小振动，提高抗振能力；计算弹架间可能的碰撞量，确定最小的安全让开距离。发射动力学的发展与应用，促使设计方法的重大变化，设计观点有了更新，产品设计的内在质量得到提高。发射动力学已成为现代发射技术的重要研究内容。

发射动力学是从事发射技术工作的科技人员和学生必须掌握的基本知识。为了能提供一本系统介绍发射动力学基本理论与方法的书，作为尝试，作者于1981年10月编写了《火箭与导弹发射装置动力学》讲义，作为有关专业学生的教材使用过多次。1985年11月，在此讲义的基础上改写成《火箭导弹发射动力学》，于1987年12月由北京工业学院出版社正式出版。本书是在前书的基础上重新编写的。本书吸收了前书长期使用的经验及近几年国内外研究工作的新进展。保留了原书的特点，补充了新的内容，重新安排全书的章节体系。使本书能较系统地反映长期理论研究工作与工程实践的成果，包括作者自己所作的大量研究成果，对解决工程实际问题具有指导意义。

本书是高等学校有关专业本科生的教科书，是有关专业硕士研究生的教学参考书，也可供相关专业的科技人员参考。通过本书的学习，读者可以掌握发射动力学的基本理论和方法，为从事弹-架系统动态设计打下基础。在阅读本书之前需掌握机械振动和导弹概论方面的知识。全书共分六章，根据以下指导思想来选材和安排章节体系：

(1) 根据弹-架系统动态优化设计的实际需要来选择内容。发射动力学是一门应用科学，要解决实际问题。所以本书选择工程实际所需的理论和方法，舍弃那些纯理论意义的内容。

(2) 重点介绍各种弹-架系统共同的基本理论与方法，适当介绍典型系统的应用特点。弹-架系统结构形式很多，差别也大，已发表的文献资料很丰富，不可能一一选用。本书在第一、二、三、六章集中介绍基本概念、建模方法、分析振动激励因素及灵敏度分析等内容，是全

书的重点。因为这些内容是各种不同系统分析计算的基础，是共同的。在第四、五两章介绍它们在具体系统中的应用。第四章是在固定基础、确定性激励的系统中的应用情况，第五章是在活动基础、随机激励或确定性激励的系统中的应用情况。这样编排，重点突出，避免重复。使读者既掌握基础知识，又学会具体应用。

(3) 反映发展动向，纳入新的设计观点及思考方法，引入新的数学工具及解题技巧。对一些尚未解决的问题，有争议的观点也加以介绍，让学生了解，以便推动发射动力学的发展。

虽然在现代发射技术的研究中，火箭从定向器上滑离后，初始飞行阶段的运动特性也是发射动力学研究的重要内容，但它涉及到另一学科领域——外弹道学的内容，限于篇幅，本书不作介绍，读者可参阅有关专著。

本书由姚昌仁主编，唐国梁、宋廷伦参加了编写。由航天工业总公司三院八三五九所吕佐臣研究员主审，兵器工业教材编审室夏咸松副教授、北京理工大学赵承庆教授、王春利副教授、孙昌晏副教授参加了审稿会。各位专家教授们对书稿提出了许多改进意见，作者在此特致以深切的谢意。

由于作者水平有限，书中可能还有缺点和错误，衷心希望读者提出宝贵意见。

编者

1995. 2. 15

目 录

主要符号表	(1)
第一章 基本概念	(5)
§ 1.1 发射动力学的基本任务	(5)
§ 1.2 导弹的滑离方式与发射阶段	(6)
§ 1.3 弹-架系统的动载荷	(8)
§ 1.4 火箭的发射精度	(11)
§ 1.5 发射时的最小安全让开距离	(16)
§ 1.6 弹-架系统动态设计原理	(17)
§ 1.7 发射动力学的发展简况	(21)
第二章 弹-架系统的动力学模型	(23)
§ 2.1 动力学模型的类型	(23)
§ 2.2 建立动力学模型的方法	(24)
§ 2.3 弹-架系统的集中参数模型	(28)
§ 2.4 弹-架系统的分布参数模型	(40)
§ 2.5 弹-架系统的有限单元模型	(43)
§ 2.6 建立系统运动方程的基本定律	(48)
§ 2.7 动力学模型物理参数的试验确定法	(53)
§ 2.8 动力学模型参数识别法	(59)
§ 2.9 有限单元法建模	(67)
§ 2.10 时域参数识别法	(76)
第三章 弹-架系统振动的激励因素	(82)
§ 3.1 激励因素与描述方法	(82)
§ 3.2 导弹在发射导轨上运动时的载荷	(87)
§ 3.3 自旋导弹的不平衡载荷	(92)
§ 3.4 发动机推力	(96)
§ 3.5 燃气射流的扰动作用	(98)
§ 3.6 路面激励	(103)
§ 3.7 舰艇运动载荷	(106)
§ 3.8 风载荷	(113)
第四章 固定基础弹-架系统的动力分析	(118)
§ 4.1 阶跃激励的多联装弹-架系统的响应分析	(118)
§ 4.2 行载激励的二度弹-架系统的响应分析	(125)
§ 4.3 行载激励的三度弹-架系统的响应分析	(137)
§ 4.4 多度弹-架系统的响应分析	(146)
§ 4.5 弹性基础导弹系统的响应分析	(151)
§ 4.6 无重弹性梁系统的响应分析	(155)
§ 4.7 无重弹性梁-杆系统的响应分析	(161)

§ 4.8	行载激励的连续系统响应分析·····	(167)
§ 4.9	弹-架系统起竖过程的响应分析·····	(178)
§ 4.10	垂直发射台上导弹起飞运动分析·····	(181)
§ 4.11	被动控制发射装置的基本概念·····	(186)
§ 4.12	瞄准机的动载荷·····	(191)
第五章	活动基础弹-架系统动力分析·····	(196)
§ 5.1	概述·····	(196)
§ 5.2	确定性激励的舰载弹-架系统发射响应分析·····	(197)
§ 5.3	有限幅值随机激励的弹-架系统发射响应分析·····	(200)
§ 5.4	舰载弹架间最小安全让开距离的确定·····	(204)
§ 5.5	路面运输时弹-架系统响应分析·····	(208)
§ 5.6	基础运动时弹-架系统响应分析·····	(212)
§ 5.7	随机非线性系统响应统计分析·····	(215)
§ 5.8	发射装置随机疲劳寿命的可靠性分析·····	(226)
第六章	设计灵敏度分析与动力修改·····	(237)
§ 6.1	概述·····	(237)
§ 6.2	固有特性灵敏度分析的直接法·····	(238)
§ 6.3	固有特性灵敏度分析的矩阵摄动法·····	(242)
§ 6.4	确定性激励的响应灵敏度分析的摄动法·····	(245)
§ 6.5	简谐激励的响应灵敏度分析的直接法·····	(251)
§ 6.6	随机激励的响应灵敏度分析·····	(253)
§ 6.7	灵敏度分析在结构动力修改中的应用·····	(259)
§ 6.8	机械系统动态优化设计的灵敏度分析法·····	(263)
参考文献	·····	(269)

主要符号表

符 号	意 义
A	振幅；横截面积
a	加速度
a'	切向加速度
a''	法向加速度
$B_c(x)$	弯曲刚度
b_i^U	设计变量上限
b_i^V	设计变量下限
C	粘性阻尼系数
c_r	r 阶模态阻尼系数
D_B	火箭定心部直径
E	拉压弹性模量
E_x	距离散布
E_z	方向散布
e	推力偏心距
$F(t)$	激振力
F_n	法向力
F_t	切向力
F_μ	摩擦力
F_{SP}	火箭自旋力
$f(t, t_0)$	单位阶跃函数
G	剪切弹性模量，动量矩
G^I	对 o_I 点的动量矩
G_R	火箭弹的动量矩
G_L	发射装置动量矩
$H(\omega)$	传递矩阵
h	导轨不平度的波高
$I(x_1)$	相对横轴的惯性矩
$I_p(x_1)$	横截面的极惯性矩
$I_m(x_1)$	结构绕纵轴的转动惯量
i	传动比
J_i	零件 i 的转动惯量
J^R	导弹的惯性张量

J^L	发射装置的惯性张量
J	惯性张量的等效矩阵
J_z^R	火箭极转动惯量
$J_{z_1}^R$	火箭赤道转动惯量
$J_{x_1 y_1}^R$	火箭的惯性积
K	刚度系数
k_r	r 阶模态刚度系数
k_n	特征值
l	结构长度; 灵敏度系数
l_0	两定向钮之间的距离
l_1, l_2	前、后定向钮到质心的距离
l_3	定向钮到弹纵轴的高度
$M(x_1, t)$	断面 x_1 的弯矩
$M_K(x_1, t)$	断面 x_1 的扭矩
M_s	不平衡力矩
M_o	推力偏心力矩
M_w	导轨不平引起的惯性力
M_{SP}	火箭自旋力矩
$m(x_1)$	单位长度的质量
m_R	火箭质量
M_r	r 阶模态质量
$N(x_1, t)$	断面 x_1 的纵向力
N_1, N_2	定向钮载荷
n	过载系数
n_0	振动衰减系数
$P(t)$	理想推力
$P_i(t)$	真实推力
Δp	推力波动分量
P_e	平衡推力
P_s	不平衡力
p	压强
Q	闭锁力; 燃气冲击力
Q_i	广义力
$Q(x_1, t)$	断面 x_1 的剪力
q	广义坐标
q_0	风压平均值
$q(h, t)$	高度为 h 处的风压
R_s	静不平衡度

$R_i(t)$	燃气流冲击力
S_i	导轨滑离长
S_R	火箭质心相对定向器的位移
$S(\omega)$	功率谱密度
$S_q(\omega)$	路面不平的功率谱密度
T	动能; 转置, 周期
t_i	火箭滑离时间
U	位能
$u(x_1, t)$	断面 x_1 的纵向位移
$u(h, t)$	高度 h 处的风速
v	火箭质心的纵向速度
v_i	火箭滑离速度
W	重力; 特征向量
W_R	火箭重力
W_L	发射装置重力
y_f	导弹下沉量
$x_R \cdot y_R$	火箭质心坐标
$x_L \cdot y_L$	发射装置质心坐标
$Y_n(x)$	振型函数
α	火箭攻角; 风的常数因子
β_0	方向瞄准角
β_D	动不平衡角
γ	火箭自旋角; 舰艇横摇角
δ	δ 函数; 对数衰减率
δ_P	推力偏心角
δ_i	安全让开距离
δ_{ij}	柔度系数
ε	螺旋导轨的螺距; 小参数
ε_V	舰艇摇摆角加速度
ζ_r	r 阶模态阻尼比
η	传动效率; 位移
θ	舰艇纵摇角
θ_d	扰动角
θ_i	广义坐标
λ	导轨不平度波长
λ_r	r 阶特征值
μ	动力系数; 摩擦系数
$\mu_p(t)$	均值

ρ	质量密度
σ^2	方差
$[\sigma]_q$	等效许用应力
τ	时间间隔
φ	俯仰瞄准角
φ_d	发射装置扰动角
ϕ	相位角
$\varphi(x, t)$	断面 x 的扭转角
ψ	火箭偏角；舰艇偏摇角
ω	频率；角速度
ω_ψ	舰艇摇摆角速度
Ω	空间频率
常用矩阵符号表	
$[C], C$	阻尼矩阵
$[K], K$	刚度矩阵
$[M], M$	质量矩阵
W_r	r 阶特征向量
W_i	矩阵 W 对设计变量 b_i 的一阶灵敏度
$[I], I$	单位矩阵
$[\delta], \delta$	柔度矩阵
λ	反对称张量
$\dot{\omega}_L$	矢量 ω 在基底 $\bar{e}^{(L)}$ 中对时间导数的矩阵
$\dot{\Omega}_R$	矢量 Ω 在基底 $\bar{e}^{(R)}$ 中对时间导数的矩阵

第一章 基本概念

§ 1.1 发射动力学的基本任务

导弹或火箭的主要用途是使战斗部按预定要求击中目标，因而发射时应有高的可靠性和精度。导弹-发射装置系统（简称弹-架系统）是弹性系统，发射时作用在系统上的力多为随时间变化的动载荷，所以工作时会产生振动。弹-架系统的振动有可能成为影响导弹或火箭发射的可靠性和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地发射导弹。系统的振动可能使仪器和构件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、折断；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；可拆件及紧固件松动；气密性受到破坏；继电器触点变动；……这些均属于该类故障。

所谓导弹发射精度是指发射阶段终点，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和偏差。这是发射动力学研究的重要内容。

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弯曲，导弹滑离后弯曲恢复而继续振动，从而引起开始飞行段的扰动；某些将测角仪按装在其上的发射装置，系统振动引起测角仪的瞄准基准振动，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，在弹-架系统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，把系统的动态优化设计作为重要研究内容。因而可以这样定义：发射动力学是研究弹-架系统动态优化设计的基本理论和方法，其目的在于寻求合理和实用的计算方法，以保证动载作用下结构的安全、经济及使用性能，使导弹的发射精度和可靠性符合要求。发射动力学研究的基本问题是：

- (1) 确定火箭滑离时的初始扰动，寻求控制初始扰动的方法；
- (2) 确定发射时作用在导弹上的过载；
- (3) 确定发射装置各部件的内力与动反力，以及相应的动强度与动变形；

(4) 确定导弹发射时的最小安全让开距离。

根据产品研制的不同情况，所要解决的问题和使用的方法是不同的：

(1) 对正在使用或正在试验中的产品，主要是解决使用或试验中不恰当的振动带来的问题，以提高产品的性能。例如，解决发射时跳弹（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、弹架相碰、发射装置倾翻等等问题。

在这种情况下，可用理论与试验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（例如选择最优的发射顺序与发射速度）及制造验收技术条件。

(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，使火箭的散布最小；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。

§ 1.2 导弹的滑离方式与发射阶段

火箭和导弹的结构与用途不同，发射所用的发射装置的差异也很大，但是发射动力学的基本理论是相同的，用这些理论可以解决任何弹-架系统的设计问题。当然在具体研究时还应考虑不同的滑离方式及在不同发射阶段的特点。本节介绍这方面的有关知识。

1. 导弹滑离方式

导弹从定向器上滑离的形式有三种，即不同时滑离、同时滑离及瞬时滑离。它们充分反映了导弹与定向器的相互关系。

不同时滑离 导弹前后定向钮先后脱离定向器导轨，前定向钮滑行长 l_1 ，后定向钮滑行长 l_2 ($l_2 > l_1$) (见图 1.1a)。这种方式的优点是定向器结构简单，长度尺寸较短。但在不同时滑离阶段有头部下沉。导弹前定向钮滑离后绕受定向器约束的后定向钮转动，这种现象叫头部下沉。导弹头部下沉及定向器振动对后定向钮的扰动，使导弹滑离时初始扰动增大。为了减少

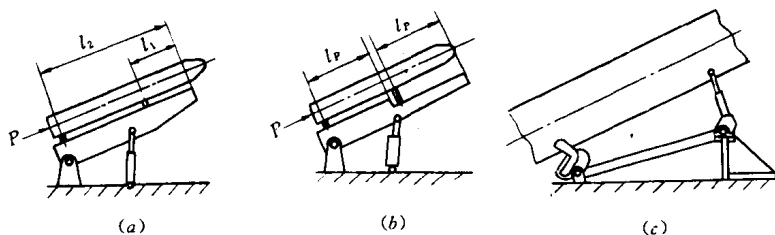


图 1.1 导弹滑离方式

(a) 不同时滑离；(b) 同时滑离；(c) 瞬时滑离

这类扰动的影响，设计时应使滑离速度增加，或使不同时滑离段的长度缩短。某些细长的远程火箭及机载导弹有三个定向钮就出于这种考虑。前、后两定向钮使导弹的支承长度较长，滑离前的支承稳定性好。中间增加的定向钮使不同时滑离段的长度缩短，因为 $(l_3 - l_1) > (l_3 -$

l₂)。

同时滑离 导弹前后定向钮同时从定向器上脱离(见图 1.1b)。这种滑离方式的优点是导弹滑离时不出现头部下沉,可减小初始扰动。但是,在设计同时滑离的定向器时需要注意:

(1) 为保证导弹有足够的滑离速度,同时滑离的定向器一般较长,导弹滑离后要在定向器上空飞行较长时间,所以下沉量大,弹与定向器有可能相碰。必须留有足够的让开距离,或设计专门的让开机构,以免二者发生撞击。

(2) 对箱式(或管式)定向器,分析导弹的初始扰动时,应当考虑导弹已滑离但仍在箱中飞行时,不对称气流对扰动的影晌。

瞬时滑离 导弹的推力刚刚等于锁紧力及重量分力即从定向器上脱离(图 1.1c)。导弹的滑离长度为零,故又称零长式定向器。这种滑离方式的优点是发射装置结构简单、重量轻、外廓小。主要用于允许较大散布的弹-架系统或发射制导性能好的导弹。在分析计算导弹初始扰动时,应当考虑导弹推力及闭锁器的锁紧力等参数散布度的影响,即应当分析这些参数的变化特征。由于导弹滑离后的速度很小,倾斜发射时的下沉量大,增大了导弹和发射装置相碰的概率。

2. 导弹发射阶段

导弹的发射过程一般要经历四个阶段:

(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。从瞬时滑离的定向器上发射时只有这个阶段。

这个阶段描述的是发动机点火到导弹开始移动前弹-架系统的状态。这里有两种情况:一是系统静止,这时系统的初始条件为零;另一是系统运动,例如,在运动载体上发射,或发射时考虑风的作用等,这时的初始条件不为零。闭锁挡弹器在这个阶段有特殊作用,应当根据实际结构描述它对发射的影响。

(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的约束,称为约束期。

(3) 滑离阶段 导弹从定向器上脱离的过程。对不同时滑离的定向器,弹的前(或中)定向钮先脱离约束,后定向钮仍在其上运动,有头部下沉现象出现,称为半约束期,对同时滑离的定向器,则无此阶段,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。有人定为发动机燃烧终了时的位置^[5],有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。

对箱式定向器,导弹滑离后到飞出发射箱前,虽然不受定向器的约束,但是它受箱中不对称气流的作用,和在箱外飞行的情况不一样,应当专门考虑。所以有人把这一段归入过渡段,由机械约束过渡到空气约束。称为准半约束期。

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,在进行发射精度的研究时,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。

§ 1.3 弹-架系统的动载荷

1.3.1 约束条件

弹-架系统设计时,需要确定发射时作用在导弹上的过载,确定发射装置结构元素间的动反力及相应的动应力和动变形,使弹-架系统能安全可靠的工作。

发射时,弹-架系统所受的动载荷不应超过许用值。为避免导弹控制系统失灵,或使发射装置结构发生不可恢复的变形,或支承稳定性破坏产生倾翻和水平移动,在设计时要计算结构在随机扰动下的动载荷,它应满足下列关系,即

$$f_i[(\ddot{y}_{kj})_n] \leq Q_i \quad (i = 1, 2, \dots, \nu) \quad (1.1)$$

式中 Q_i ——作用在某构件一系列点上的许用载荷;

$(y_{kj})_n$ —— t_k 时刻系统总的扰动矢量,即随机扰动矢量和确定性扰动矢量之和。

此外,设计发射装置时还必须计算发射时结构单元内的动反力 N_i 和与之相对应的应力 σ_j ,它们应当满足下列关系,即

$$f_j(N_1, N_2, \dots, N_\nu) = f_{ij}(\sigma_j) \leq [\sigma]_q \quad (j = 1, 2, \dots, \rho) \quad (1.2)$$

式中 f_j 、 f_{ij} ——动反力和动应力函数;

$[\sigma]_q$ ——等效应力的许用值。

发射时的动反力是由确定性的力和随机性的力组成,是导弹和发射装置的强度和刚度计算所必需的。确定动反力最方便的作法是取各部件为自由体,作用在它上面的主动力、约束反力及惯性力处于平衡,解方程而得到未知的动反力。

1.3.2 计算结构内力的位移法与过载法

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。位移法结合变形求内力,引出动力系数的概念。过载法结合重量求内力,引出过载系数的概念。

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

$$\left. \begin{aligned} N(x_1, t) &= -E(x_1)A(x_1) \frac{\partial u(x_1, t)}{\partial x_1} \\ Q(x_1, t) &= \frac{\partial M(x_1, t)}{\partial x_1} \\ M(x_1, t) &= E(x_1)I(x_1) \frac{\partial^2 y_1(x_1, t)}{\partial x_1^2} \\ M_k(x_1, t) &= -G(x_1)I_p(x_1) \frac{\partial \phi(x_1, t)}{\partial x_1} \end{aligned} \right\} \quad (1.3)$$

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；
 $y(x_1, t)$ ——纵轴上各点的挠度；
 $\phi(x_1, t)$ ——横截面 x_1 处的扭转角。

为了计算振动条件下相邻部件（例如，导弹定向钮、定向器耳轴、高低机主齿轮等）之间的约束反力，除了考虑外载荷的作用之外，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

$$\mu = \frac{y_d}{y_s} \quad (1.4)$$

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。地面工程机械一般都使用动力系数求动荷值。

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

$$\left. \begin{aligned} N(x_1, t) &= N_s(x_1, t) + N_d(x_1, t) \\ Q(x_1, t) &= Q_s(x_1, t) + Q_d(x_1, t) \\ M(x_1, t) &= M_s(x_1, t) + M_d(x_1, t) \\ M_k(x_1, t) &= M_{ks}(x_1, t) + M_{kd}(x_1, t) \end{aligned} \right\} \quad (1.5)$$

其中动力分量由振动惯性力来确定：

$$\left. \begin{aligned} N_d(x_1, t) &= - \int_0^{x_1} m(x_1) \frac{\partial^2 u(x_1, t)}{\partial t^2} dx_1 \\ Q_d(x_1, t) &= - \int_0^{x_1} m(x_1) \frac{\partial^2 y_1(x_1, t)}{\partial t^2} dx_1 \\ M_d(x_1, t) &= \int_0^{x_1} Q_d(x_1, t) dx_1 \\ M_{kd}(x_1, t) &= - \int_0^{x_1} J_m(x_1) \frac{\partial^2 \phi(x_1, t)}{\partial t^2} dx_1 \end{aligned} \right\} \quad (1.6)$$

式中 $m(x_1)$ ——结构单位长度的质量；

$J_m(x_1)$ ——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。

通常结合结构的重力来考虑惯性力，即用过载系数或简称过载来表征总的惯性力。过载系数是个向量，它等于作用于物体上除重力外所有外力的总和与其重力之比，即

$$n = - \frac{\sum F_i}{W} \quad (1.7)$$

式中 n ——过载系数；

$\sum F_i$ ——作用在物体上除自重外所有外力之和；