

doi: 10.7690/bgzdh.2021.02.021

## 无人平台导弹行进间发射仿真分析

刘荣华<sup>1</sup>, 文云<sup>2</sup>, 卢林枫<sup>1</sup>, 谢云<sup>1</sup>, 易思龙<sup>1</sup>

(1. 武汉高德红外股份有限公司导弹研究院, 武汉 430073;

2. 中国兵器装备集团自动化研究所有限公司武器装备信息与控制中心, 四川 绵阳 621000)

**摘要:** 针对行进间导弹发射扰动量过大问题, 对无人平台导弹行进间发射开展动力学仿真计算。通过分析导致行进间发射扰动产生的主要原因, 建立武器站的刚柔耦合动力学仿真模型, 将发动机推力和伺服机构运动实测数据作为仿真输入, 配合动力学模型计算弹体扰动值。仿真结果表明: 改进后的火控流程可实现导弹行进间的可靠发射, 发射门限应根据弹体抗扰能力选取。该研究可为导弹行进间发射流程制定和门限选取提供参考依据。

**关键词:** 无人平台; 武器站; 导弹; 行进间发射; 刚柔耦合; 动力学仿真

**中图分类号:** TJ760.9 **文献标志码:** A

## Simulation Analysis of Unmanned Platform Missile Launching on the Move

Liu Ronghua<sup>1</sup>, Wen Yun<sup>2</sup>, Lu Linfeng<sup>1</sup>, Xie Yun<sup>1</sup>, Yi Silong<sup>1</sup>

(1. Missile Research Institute, Wuhan Guide Infrared Co., Ltd., Wuhan 430073, China;

2. Weapon Equipment Information & Control Center, Automation Research Institute Co., Ltd. of China South Industries Group Corporation, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** Aiming at the problem of excessive launching disturbance of missile launching on the move, the dynamic simulation of missile launching from unmanned platform is carried out. By analyzing the main causes of the launching disturbance on the move, the rigid-flexible coupling dynamic simulation model of the weapon station was established, using the measured data of engine thrust and servo mechanism movement as simulation input, and calculate the disturbance value of the projectile with the dynamic model. The calculation results show that the improved fire control process can achieve the reliable launching of missile on the move, the launching threshold should be selected according to the anti-disturbance ability of the missile. The research can provide a reference for drawing up missile launching process and the selection of launching threshold.

**Keywords:** unmanned platform; weapon station; missile; launch on the move; rigid-flexible coupling; dynamic simulation

### 0 引言

履带式无人底盘上装多用途武器站, 搭载装备包括大口径机枪、榴弹发射器以及反坦克导弹<sup>[1]</sup>。武器站具有行进间稳定功能<sup>[2-3]</sup>, 以满足自动武器和导弹的行进间锁定、发射要求, 但由于该武器站选装导弹为某图像制导导弹且采用射前截获的发射形式, 使得发射过程中必须满足弹体扰动要求, 否则会因为导引头丢失锁定的目标使发射失败。基于此, 笔者提出导致行进间导弹发射扰动量超标的可能原因和解决方法, 为火控系统发射流程的修改和发射门限选取提供参考。

### 1 行进间导弹发射试验分析

如图 1 所示, 在行进间导弹发射试验中, 火控系统采用全程陀螺空间稳定+图像跟踪的复合稳定

方式<sup>[4]</sup>。试验后, 通过读取导弹的惯性组件数据发现: 在弹体离筒到飞行控制系统启动的过程中, 俯仰、偏航以及滚转方向上的扰动数据均大于导弹飞行控制系统要求的标准值, 即判断武器站目前的行进间导弹发射火控流程<sup>[5-6]</sup>不满足使用要求。



图 1 行进间导弹发射试验

分析在火控流程方面, 导致行进间发射扰动较大的主要原因有:

收稿日期: 2020-09-17; 修回日期: 2020-10-10

作者简介: 刘荣华(1985—), 男, 重庆人, 硕士, 工程师, 从事分布式无人装备研究。E-mail: wq04171403@sina.com。

1) 缺少导弹发射门限<sup>[7]</sup>控制。

由于武器站本身具有陀螺稳定功能，而导弹的导引头控制系统也加装了陀螺惯性组件，构成了两级稳定平台，使得在相对严酷路面条件下的目标锁定效果依然很好。

图 2 为三级路面条件下导引头锁定效果。实际传递到弹体的激励比成像效果显现的要剧烈得多，火控系统并不能将其识别出来。

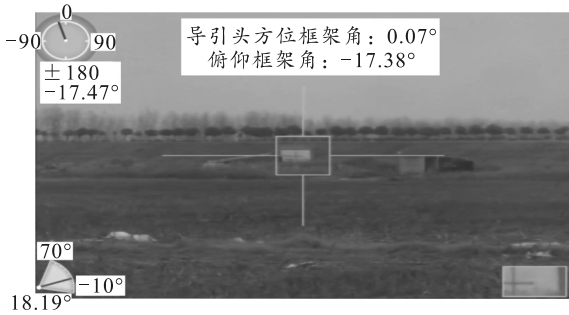


图 2 导引头行进间锁定效果

2) 导弹发射坐标系始终发生变化。

武器站火控系统采用陀螺稳定+图像跟踪的复合稳定方式。由于无人底盘的水平移动，导致光电系统在跟踪目标的过程使发射架产生水平转动，也使导弹点火瞬间建立基于大地的发射坐标系发生变化(主要针对导弹在筒内运动阶段)，对弹体产生额外的扰动。

对行进间导弹发射的火控流程做出调整。在导弹点火前，对导引头跟踪框脱靶量设置门限，只有在脱靶量低于该值时，才能实施导弹的解保击发；在导弹点火后，武器站光电系统对目标处于解锁状态，此时武器站只进行陀螺空间稳定。笔者主要通过实测不同导引头脱靶量下的伺服机构空间稳定的角速度(此过程中光电系统处于目标解锁状态)，将其作为武器站的输入激励量，通过刚柔耦合动力学仿真确定弹体扰动值，为火控系统的行进间导弹发射门限值设定提供依据。

## 2 武器站仿真建模

### 2.1 多刚体模型的建立

如图 3 所示，武器站包括伺服机构、发射架、导弹、机枪、榴弹发射器以及光电系统等。根据各部分的实际尺寸及相应的技术参数，用 3 维软件进行实体建模，在保证武器站仿真研究主体力学特性的前提下，其余部件只需满足实物的质量、质心即可，并且对零部件做适当的简化处理，便于提高仿真运算速度。

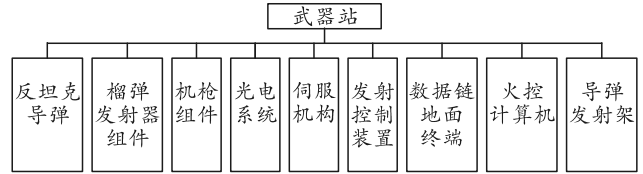


图 3 武器站系统结构

在 3 维软件中将模型转换为 Parasolid 格式后，导入动力学仿真软件 ADAMS<sup>[8-9]</sup>，根据实际武器站部件间的运动关系定义模型约束，完成武器站多刚体动力学模型如图 4 所示。

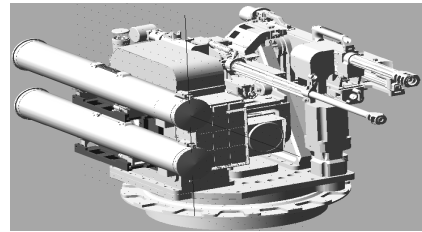


图 4 武器站多刚体动力学模型

### 2.2 柔性体建模

#### 2.2.1 柔性体选取

导弹发射筒的筒体组件包括筒体、前筒口圈、拔销器安装座、前导轨、后导轨以及后筒口圈等，筒体主要采用碳纤维丝缠绕而成，主体部分壁厚约 2 mm，具有很强的抗拉性能，但抗弯和抗剪性能一般。在导弹行进间发射过程中，筒体将承受发动机推力(具有一定推力偏心)和弹体运动产生的弯矩，以及行进间的冲击力等，导致筒体产生弹性变形，引起导弹发射扰动增加。笔者将发射筒通过有限元软件生成模态中性文件(modal neutral file, MNF)，在动力学软件中利用模态叠加法计算其变形响应。

#### 2.2.2 刚柔耦合模型生成

实际发射筒与导弹发射架采用前后支脚连接，而刚性支脚与柔性筒体通过弧面相粘接，认为该相互作用的粘接区域网格单元不发生形变。笔者采用蜘蛛网法在外联点处建立节点，使用命令流依次建立 BEAM188 梁单元，并在多刚体仿真模型中替换原刚体发射筒为发射筒 MNF 文件，得到如图 5 所示的武器站刚柔耦合仿真模型。

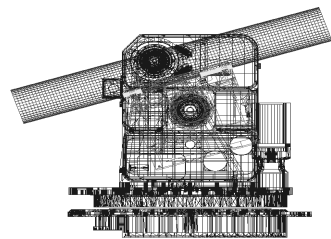


图 5 刚柔耦合仿真模型

### 3 仿真数据输入

#### 1) 导弹发动机推力。

如图 6 所示，反坦克导弹在发射过程中，发动机尾焰冲破发射筒后密封膜后，推动弹体沿发射筒运动，由发动机推力试验台测得该发动机的轴向主推力。根据经验，其径向偏心推力为 6 N。

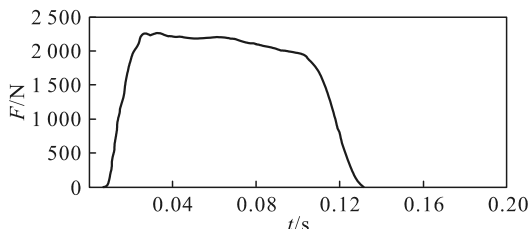
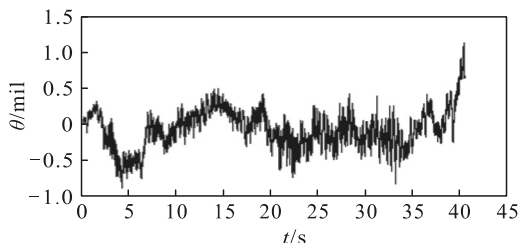


图 6 发动机轴向主推力数据

#### 2) 伺服机构空间稳定角速度。

通过试验获取行进间伺服机构运动参数，各测



(a) 方位残余扰动量

试设备连接如图 7 所示，记录设备直接搭载于无人平台并通过有线进行数据传输，远程操控终端通过无线设备与无人平台进行指令传输和视频监控。试验过程中武器站开启陀螺空间稳定，工况①的条件是导引头锁定目标后的输出脱靶量不大于 4 个像素；工况②的条件是导引头锁定目标后的输出脱靶量大于 4 个像素小于 6 个像素。得到伺服机构补偿运动残余扰动量如图 8 所示。

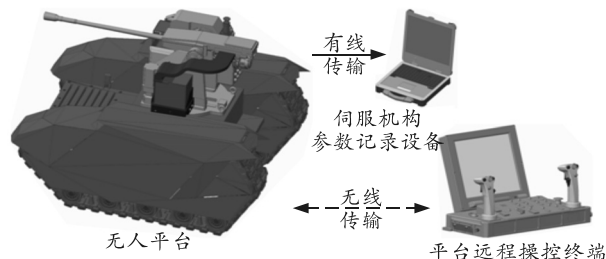
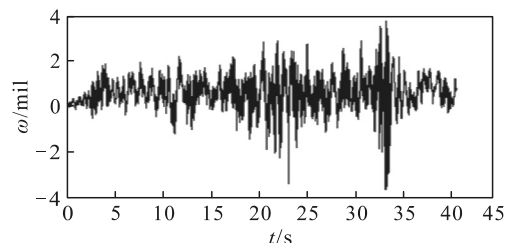


图 7 伺服参数测试试验



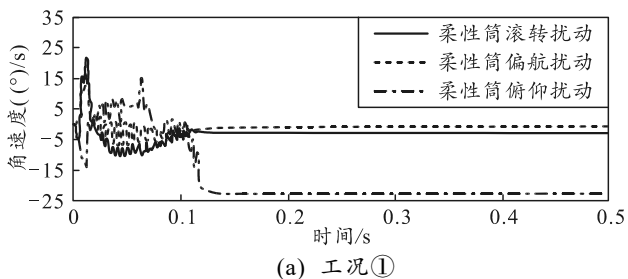
(b) 俯仰残余扰动量

图 8 伺服机构补偿运动残余扰动量

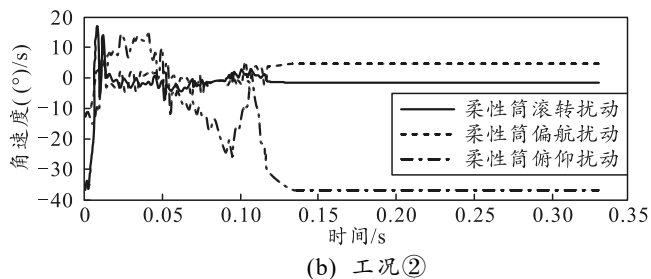
在武器站开启陀螺稳定状态后，行进间地盘传递到发射系统的方位、俯仰扰动量，将通过伺服运动机构进行补偿，试验中测得工况①的残余扰动角速度如图 8 所示，同理可得到工况②的残余扰动角速度。在后续的仿真计算中，残余扰动角速度将作为导弹发射扰动参数，考核其在对应工况下能否满足导弹的初始扰动要求。

### 4 仿真结果分析

根据导弹实际发射工况，发动机点火后弹体沿发射筒运动时间约 0.15 s，导弹出筒后约 0.3 s 启动飞行控制系统，在进行弹体姿态的有效控制之前，弹体扰动完全是由发射系统刚强度和发射载体运动状态决定的，只需计算弹体出筒到导弹飞控系统启动的扰动量级，仿真得到弹体扰动如图 9 所示。



(a) 工况①



(b) 工况②

图 9 弹体扰动仿真

仿真得到 2 种工况下的弹体扰动量如表 1 所示。导弹飞行控制系统对弹体扰动要求滚转角速度不大于 15 (°)/s、偏航角速度不大于 16 (°)/s 以及俯仰角速度不大于 32 (°)/s；对于射前锁定的图像制导类导弹，必须保证导弹从出筒到飞控系统启动时，导引

头跟踪框始终是锁定目标且弹体滚转角度产生的导引头图像畸变不能超过跟踪算法要求。上述扰动数据是通过多次固定地面发射试验测得的实际扰动边界条件。