

导弹发射车起竖装置齿轮负载均衡鲁棒控制方法

郭迎辉

(西安交通工程学院 机械与电气工程学院, 西安 710300)

摘要: 导弹发射车起竖装置在执行任务时, 会面临负荷波动、风载作用等多种不同的外部环境干扰因素, 导致齿轮负载不均衡, 影响起竖过程的稳定性; 因此导弹发射车起竖装置齿轮负载均衡鲁棒控制方法展开研究; 分析起竖系统电驱动作用, 以求解系统多级连杆机构的动力学表达式, 进而完成恒功率下的导弹发射车起竖系统运动规划; 此时, 依据环境自动调整传动性能, 采用“前小后大”的齿轮设计原则, 构建负载调节模型优化角加速度特性; 在此基础上, 针对齿轮特性, 采用速度环模糊 PID 控制器动态调整控制策略, 提升系统对复杂工况的适应能力, 并通过计算负载均衡性裕度避免局部过载, 利用基于 H_{∞} 范数的鲁棒控制函数实现齿轮间力学负荷的均衡分配; 实验结果表明, 所提方法应用后发射车起竖倾角保持在 30° 以下; 齿轮负载压力和转动线速度的测量值与额定最大值更为接近, 可以保持基本稳定的变化态势; 说明所提方法同时实现了对发射车起竖倾角、齿轮负载压力、转动线速度的有效控制, 最大化避免了外部环境干扰对导弹发射车起竖系统的影响, 有助于更好地解决齿轮负载不均衡的问题。

关键词: 导弹发射车; 起竖装置; 齿轮负载; 均衡鲁棒控制; 电驱动作用; 模糊 PID 控制

Gear Load Balancing Robust Control Method for Missile Launch Vehicle Upright Devices

GUO Yinghui

(School of Mechanical & Electrical Engineering, Xi'an Traffic Engineering University, Xi'an 710300, China)

Abstract: The missile launcher elevation device faces various external environmental interference such as load fluctuations and wind loads during missions, leading to the distribution of unbalanced gear loads and affecting the stability of elevation process. Therefore, research is conducted on the robust control method for gear load balancing in missile launcher elevation devices. The effect of the electric driving on the elevation system is analyzed to derive the dynamic expressions of the multi-stage linkage mechanism, achieve the motion planning of the missile launcher elevation device under constant power, and automatically adjust the transmission performance according to environmental changes. A "small front, large rear" gear design principle is adopted to construct a load regulation model to optimize the characteristics of angular acceleration. On this basis, for the gear characteristics, a speed-loop fuzzy PID controller is used to dynamically adjust the control strategy, enhancing the ability of the system to adapt to complex working conditions. Additionally, the load balancing margin is calculated to avoid local overloads, and a robust control function based on the H_{∞} norm is used to achieve balanced mechanical load distribution among the gears. Experimental results show that after applying the proposed method, the elevation angle of the launcher remains below 30° ; The measured values of gear load pressure and rotational linear velocity are closer to the rated maximum values, maintaining a basically stable trend. This indicates that the proposed method effectively controls the elevation angle of the launcher, gear load pressure, and rotational linear velocity, maximally avoiding the impact of external environmental interference on the missile launcher elevation system and helping to better resolve unbalanced gear load.

Keywords: missile launch vehicle; vertical device; gear load; balanced robust control; electric driving effect; fuzzy PID control

收稿日期: 2025-06-10; 修回日期: 2025-07-18。

基金项目: 西安市科学技术局项目(2024JH-GXFW-0127)。

作者简介: 郭迎辉(1981-), 女, 硕士, 高级工程师。

引用格式: 郭迎辉. 导弹发射车起竖装置齿轮负载均衡鲁棒控制方法[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(12): 167-173, 188.

0 引言

起竖装置作为导弹发射车的关键组成部分,可用于完成导弹从水平状态到垂直状态的转换,从而为发射步骤做出充分准备^[1]。但导弹发射车在实际作战和部署过程中,面临着复杂多变的外部环境。强风、地面不平整、温度变化等自然因素,以及发射车自身的动态特性,都会对起竖装置的齿轮系统产生复杂且不确定的力学负载。例如,强风可能导致导弹在起竖过程中受到额外的侧向力,地面不平整会引起发射车倾斜,进而改变齿轮系统的受力分布。这些外部干扰因素使得齿轮负载具有高度的随机性和不确定性,容易导致齿轮负载不均衡,进而引发齿轮振动、磨损加剧、传动效率下降等问题,严重时甚至会导致起竖失败,影响导弹发射的时效性和准确性。由此可知齿轮对导弹发射车起竖装置的调节起到了重要影响作用,为此,众多学者从这个方面进行了研究。

刘瑞等人^[2]提出基于改进蜻蜓算法的控制技术,在算法寻优前期、中期、后期分别引入改进权重系数与 Tent 映射算法,并在适应度函数的基础上增加了具有超调作用的惩罚项参数,从而使收敛速度和控制精度得到提升。惩罚项参数计算容易因映射关系不明确而导致错误选定控制目标。在复杂的外部环境干扰下,负荷波动和风载作用会使系统的动态特性更加复杂,进一步加剧了惩罚项参数计算的难度。不明确映射关系下确定的惩罚项参数,可能无法准确反映系统在不同干扰情况下的实际需求。吴佳璐等人^[3]提出基于电子齿轮箱的误差补偿控制策略,利用数学算法演算齿轮啮合原理,并通过坐标变换的方式,定义齿面轮廓误差模型,进而设计完整的误差补偿控制器结构。外部环境干扰如风载等往往是快速变化的,而基于电子齿轮箱的误差补偿控制策略存在动态响应速度较慢的问题。李宜轩等人^[4]提出基于深度学习的控制算法,该方法利用神经网络处理实时采集到的输入数据,并从中筛选出目标负载参量,再通过对外负载信息的连续运算,定义与导弹发射车起竖装置相关的齿轮负载控制条件。神经网络泛化能力局限会使筛选出的目标负载参量不准确,进而导致定义的齿轮负载控制条件与实际情况不符。王保华等人^[5]提出了基于改进型前馈控制的控制策略,在火炮前馈控制模型的基础上,利用 ARMA 算法进行补偿运算,再根据给定的起竖装置随动位置指令,弥补车体姿态快速变化、时滞性因素所造成的控制效果不足的问题。由于起竖装置随动位置指令往往只存在单一空间象限内,所以在发生跨象限的导弹起竖行为时,该控制方法的准确性并不能得到有效保障。

为更好应对负荷波动等外界因素对导弹起竖稳定性

造成的影响,本文引入速度环模糊 PID 模型,设计导弹发射车起竖装置齿轮负载均衡鲁棒控制方法。与上述现有研究相比,在应对复杂环境干扰方面,而本文引入的速度环模糊 PID 控制器,通过模糊化规则和自整定机制,无需依赖固定映射关系即可实时调整控制参数^[6],能在风载、地面不平整等复杂工况下保持负载均衡,解决了传统算法对环境适应性不足的问题。在齿轮负载分配方面,提出“前小后大”的齿轮设计原则,构建负载调节模型,使齿轮力矩呈现均衡衰减趋势,避免了传统齿轮排列中因载荷骤降导致的负载失衡,同时结合角加速度特性分析,实现不同起竖阶段的负载动态分配,弥补了静态设计在复杂工况下的局限性。在控制框架上,通过整合恒功率约束下的运动规划、齿轮负载分配模型及基于 H_{∞} 范数的鲁棒控制函数,实现了起竖倾角、负载压力、转动线速度的多目标协同控制,解决了传统方法单一目标优化导致的系统整体性能妥协问题。

1 导弹发射车起竖系统运动规划

导弹发射车在起竖过程中,会受到风力、地面不平整等外部因素干扰。这些干扰具有随机性和不确定性,会直接作用在起竖装置上,影响齿轮负载的均衡。运动规划通过预先设计导弹起竖过程中各阶段的运动参数,如速度、加速度、姿态等,使系统在面对外部干扰时,能够以更稳定的状态运行,减少因干扰导致的负载突变,从而维持齿轮负载的相对均衡^[7]。

导弹发射车起竖系统的基础模型如图 1 所示。

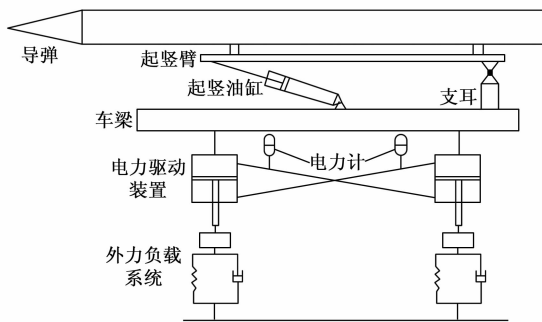


图 1 导弹发射车起竖系统的基础模型

导弹、起竖臂、起竖油缸与车梁之间有一个旋转自由度等级较高的支耳结构,在电力驱动装置向上级负载元件提供电信号时,支耳从竖直状态转换为水平状态。此时,导弹在起竖臂的支撑作用下竖起,进而切换至待发发射状态^[8]。受到重力作用的影响,发射车起竖系统液压缸的平均载荷通常超过 50 t,且由于液压缸行程较长,为保障导弹的稳定起竖,油缸所提供的力学作用就必须大于该数值。这就意味着电力驱动装置必须具有极强的供电能力,才能满足起竖系统的运行需求。

起竖系统电驱动作用涉及动力输出、精准控制、响应速度三方面内容。动力输出是指系统输出的电驱动作用提供了导弹起竖所需的全部速度和扭矩; 精准控制则是指电驱动作用可以通过闭环控制的方式调节起竖速度与角度, 以满足导弹发射前的定位精度要求; 响应速度是指电驱动作用通常具有较为迅速的响应能力。如果将导弹发射车起竖系统的电驱动作用简化为单自由度旋转模型, 则可以将其表达式定义为:

$$D = A \sin \alpha + S \cos \alpha + fg d \quad (1)$$

A 为起竖系统转动惯量, α 为导弹起竖角度, S 为阻尼系数^[9-10], f 为动态摩擦力矩, g 为重力力矩, d 为电驱动作用的输出力矩。在分析起竖系统电驱动作用时, 根据电力信号的总体布局情况设置力学负载条件, 才能够保障系统运动路径的稳定性与连续性。

在实际起竖过程中, 导弹负载的重力是起竖系统所承受的主要外力之一, 它会对系统的动力学行为产生显著影响。通过定义导弹负载重力作用与二力杆方向角之间的动力学关系, 能够更精确地描述导弹负载重力在起竖过程中如何作用于多级连杆机构。不同起竖角度下, 重力在连杆机构各部件上的分力大小和方向都会发生变化, 这种关系有助于准确计算各部件所承受的实际力, 为系统的力学分析和设计提供更可靠的基础。基于公式 (1), 可将导弹负载重力作用 G 与二力杆方向角 χ 之间的动力学表达式定义为:

$$F(D) = G \sqrt{L_1^2 + L_2^2} \cos \left[\chi + \text{Darctan} \left(\frac{L_2}{L_1} \right) \right] \quad (2)$$

L_1 表示起竖状态时, 导弹负载质心相对于连杆机构目标节点的水平距离 (m); L_2 表示起竖状态时, 导弹负载质心相对于连杆机构目标节点的竖直距离 (m)。对于导弹发射车起竖系统而言, 多级连杆机构通过铰链支护作用连接在一起, 形成闭式的运动链结构。将行军状态的导弹固定在运动链结构的末级连杆上, 再通过连续的电驱动作用就可以实现由行军状态到战斗状态的转换, 即完成导弹起竖。

在恒定功率的约束下, 系统可以在风力、地面不平整等外部因素干扰下更快地恢复到稳定的工作状态, 保证导弹起竖的顺利进行。发射车起竖系统恒定功率约束标准 P_0 的设定参考式 (3):

$$P_0 = \beta \cdot h \quad (3)$$

h 为导弹转换过程中的电机输出扭矩, β 为电机角速度。

实现恒功率下的发射车起竖系统运动规划, 通常采用直接扭矩控制^[11]或矢量控制的方式进行建模, 根据电机角速度的动态取值调节起竖系统的电压与电流数值, 以维持恒功率下的系统力学输出。系统运动规划过程中, 为避免发生电机过载的问题, 可以在电驱动回路

中设置超级电容等储能元件, 从而达到短暂吸收系统高峰功率谱的目的^[12]。联立公式 (2) 和 (3), 可将恒功率下的导弹发射车起竖系统运动规划表达式定义为:

$$J = \frac{F(D) \cdot P_0}{\delta H} (U_0 I_0 - \gamma j) \quad (4)$$

其中: \bar{H} 为恒功率下的电机扭矩均值, δ 为电机角速度的矢量控制系数, U_0 为恒功率下的起竖系统电压, I_0 为起竖系统电流, γ 为功率谱吸收参数, j 为起竖系统电机载荷的动态调节系数。

恒功率下导弹发射车起竖系统的运动规划通过对电驱动作用的按需调节, 满足起竖过程中的动力学约束条件, 从而实现对发射车起竖装置的最优控制。

2 起竖齿轮负载调节

在不同的作业环境下, 如强风、地面不平整等, 导弹发射车起竖系统所面临的负载情况会有很大差异。在运动规划时, 如果未能准确考虑这些负载变化, 会导致起竖系统的实际受力与规划情况不符, 影响起竖过程的平稳性和准确性。而齿轮负载调节可以根据实际环境条件, 自动调整齿轮的传动性能, 使系统能够适应各种复杂工况, 确保导弹起竖任务的顺利完成^[13]。

规定 G' 为导弹、发射装置、起竖装置、齿轮等物理构件的总质量, φ 为气动阻力系数, ΔL_1 为起竖臂表面的单位迎风面积, ΔL_2 为弹体表面的单位迎风面积, k 为导弹发射车起竖过程中的实时风速, φ 为风载作用、重力作用之间的物理夹角, 联立公式 (4), 推导导弹发射车起竖系统的液压缸起竖力计算式表示为:

$$K = \frac{G' \cdot \sin \varphi \cdot (\Delta L_1 + \Delta L_2)}{\sqrt{(J \epsilon_X \epsilon_Y)^2 + (\varphi k)^2}} \quad (5)$$

ϵ_X 为 X 轴方向上的发射车起竖系统调平参数, ϵ_Y 为 Y 轴方向上的发射车起竖系统调平参数。

在实际应用中, 为了简化数值运算流程, 人为将平行于地面的法线设置为 X 轴、垂直于地面的法线设置为 Y 轴, 忽略摩擦阻力对导弹起竖装置齿轮的影响, 并假设齿轮负载处于一种动态化的力学平衡状态。导弹发射车起竖装置的齿轮如图 2 所示。

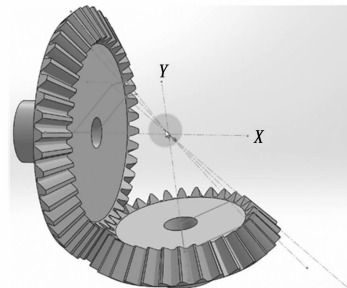


图 2 导弹发射车起竖装置的齿轮

在此坐标系下, 对导弹起竖力的计算主要基于风载

力矩与发射车物理构件重力矩之间的平衡关系。具体而言,是依据液压缸起竖力来分配导弹发射车起竖装置齿轮所承受的力学负载。在设计时,遵循“前小后大”的原则对目标齿轮结构进行递增排列,以此避免力学作用出现不合理的分配状况。起竖初期导弹从水平状态开始起竖时,需要克服巨大的初始惯性力矩和重力矩,此时系统需要较高的起竖加速度以快速脱离静止状态。较小的前级齿轮有利于系统快速响应,获得较高的初始角加速度,满足快速启动的需求。起竖后期随着起竖角度增大,重力矩在起竖方向的分量逐渐减小,但维持起竖运动所需的力矩以及精确控制角速度的需求增强。较大的后级齿轮能够提供更大的传动比和扭矩放大能力,更有效地将电机输出扭矩传递到负载端,满足后期稳定、大扭矩输出的需求,同时有助于更精细地控制角速度。针对不同质量的导弹型号,可通过调整齿轮直径比维持负载均衡。

对于图 2 所示的发射车起竖装置齿轮而言,随着导弹传动系统力学载荷强度的逐渐递减,力矩数值不断增大^[14-15]。但受到力学负荷特征的影响,齿轮传动前期的力矩增幅必然小于传动后期,且在经过长时间的消耗后逐渐趋于数值稳定状态,这种力学表现极易使导弹起竖过程发生过量偏离的问题。而通过“前小后大”的齿轮设计原则可以避免力学载荷强度出现过于明显的逐级递减情况,从而使力矩趋于较为平衡的衰减状态,进而保障齿轮负载的相对稳定态势^[16]。

设 l_1 为小齿轮的传动距离, ϵ_1 为小齿轮目标传动方向与 X 轴的夹角, l_2 为大齿轮的传动距离, ϵ_2 为大齿轮目标传动方向与 Y 轴的夹角, Δt 为导弹发射车起竖装置齿轮的单位传动周期,利用上述物理量,可将齿轮负载分配表达式定义为:

$$Q = K \cdot \frac{l_1 \cos \epsilon_1 + l_2 \cos \epsilon_2}{l \cdot \sin \epsilon} \cdot \bar{q} \cdot \Delta t \quad (6)$$

$\bar{\epsilon}$ 为 ϵ_1 与 ϵ_2 的平均值, \bar{l} 为小齿轮传动距离与大齿轮传动距离的平均值, \bar{q} 为齿轮传动力矩的平均增幅。

分配齿轮负载的过程中,需要确保导弹发射车起竖装置的稳定性,既包括减小齿轮振动、避免齿轮过载等问题,也应该参考液压缸起竖力的实时数值水平,提高齿轮传动效率。因此,构建导弹发射车起竖装置齿轮的负载调节模型。根据齿轮结构的力学负载分配情况,分析角加速度特征,从而通过数学运算的方式,确定二者之间的数值制约关系。角加速度描述了发射车起竖装置齿轮在单位时间内的角速度变化情况,其取值和方向共同决定了齿轮转动状态^[17]。在完成导弹起竖的过程中,对于齿轮角加速度的描述如图 3 所示。

基于力学负载分配条件构建导弹发射车起竖装置齿轮的负载调节模型,需要在限定角加速度取值的同时,

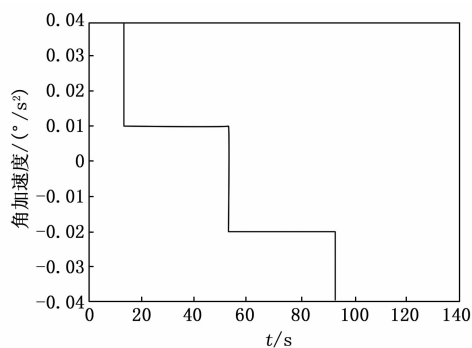


图 3 起竖装置齿轮的角加速度变化规律

判断齿轮实时转速。一个完整的起竖周期内,角加速度的数值会出现多次变化,且其负荷方向受到力学负载作用的直接影响,所以在建模计算的过程中,应根据角加速度参数的方向定义情况,完善具体的数学运算原则^[18]。基于公式 (6),推导起竖齿轮负载调节模型的定义式如下:

$$W = \begin{cases} \left(\frac{\lambda \omega}{Q} + a^2 e \right), a > 0 \\ \lambda a e - \left| \frac{\omega}{Q} \right|^2, a < 0 \end{cases} \quad (7)$$

a 为起竖装置齿轮的角加速度, e 为齿轮转动过程中的实时角速度, λ 为齿轮模数, ω 为齿轮半径。通过负载调节模型可以更好调节导弹发射车起竖装置齿轮的驱动力作用和力学负载情况,从而优化齿轮的角加速度特性,使其适应不同工况下的导弹起竖需求。

3 齿轮负载均衡鲁棒控制

通过优化齿轮的负载分配,负载调节可以扩大系统的稳定运行区域,提高控制精度和稳定性边界。这意味着在更广泛的工况范围内,鲁棒控制系统都能够有效地控制导弹发射车起竖装置的运行,保证系统的性能指标满足要求。但导弹发射车起竖装置齿轮具有多变量耦合与强非线性特点,传统 PID 控制器难以适应参数的变化趋势,导致控制效应受阻。速度环模糊 PID 控制器通过模糊化运算与模糊推理原则,能够根据齿轮负载参数的变化动态调整控制策略,更好地应对齿轮的复杂特性,从而提高齿轮负载均衡鲁棒控制对复杂工况的适应能力。因此,结合发射车起竖装置齿轮力学负载特性的数学分析表达式,构建模糊 PID 控制的速度环结构,从而在求解齿轮负载均衡性裕度标准的同时,推导鲁棒控制函数,实现对导弹起竖全行为过程的有效控制。

速度环模糊 PID 控制器以导弹发射车起竖装置齿轮负载参数作为输入,通过设置模糊化运算与模糊推理原则,推导速度环控制标准,形成具有自整定能力的 PID 控制器结构模型。完整的速度环模糊 PID 控制器建模结构如图 4 所示。

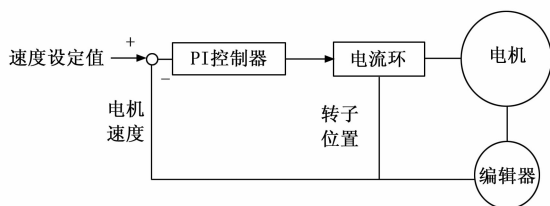


图 4 速度环模糊 PID 控制器的原理框图

速度环模糊 PID 控制器关键参数的确定与优化过程如下: 首先, 选择导弹发射车起竖装置齿轮的线速度误差和误差变化率作为输入变量, 并将其划分为负大、负中、负小、零、正小、正中、正大共 7 个模糊集合, 以充分覆盖输入变量的范围并保证推理精度; 在此基础上, 基于专家经验和系统特性构建包含 49 条规则的模糊规则库, 确保规则的一致性、完备性和连续性。采用高斯型隶属函数描述模糊集合中元素的隶属程度, 优化其中心参数 c 和宽度参数 σ , 同时设计 50% 的重叠度以保证模糊推理的平滑性。通过 Mamdani 模糊推理方法进行规则推理, 并通过重心法解模糊化, 将模糊输出转换为精确的控制量, 从而确保速度环模糊 PID 控制器在复杂工况下实现高精度、强鲁棒性的动态调节。相较于其他控制对象, 导弹发射车起竖装置齿轮存在多变量耦合与强非线性特点。如果单次基于齿轮的力学负载特性进行运算, 可能导致 PID 控制器难以适应参数的变化趋势, 从而导致控制效应受阻的问题^[19]。速度环模糊 PID 控制根据模糊 PID 指数的取值, 进一步运算齿轮负载参数, 再将线速度误差和误差变化率作为控制器输入, 确定 PID 参数的单向增量水平^[20]。规定 κ 为变量耦合参数, r 为齿轮线速度, u_{κ} 为基于参数 κ 的齿轮线速度误差, i_{κ} 为误差变化率, μ 为 PID 参数增量, R 为模糊化运算过程中速度环 PID 控制器的比例增益值, 联立公式 (7), 可将面向导弹起竖装置齿轮力学负载特性的模糊 PID 指数计算式表示为:

$$E = \frac{r \cdot \sum_{\kappa=1}^{+\infty} u_{\kappa} \mu(i_{\kappa})}{R \times W} \quad (8)$$

通过对模糊 PID 指数的计算, 可以完善 PID 元件对导弹发射车起竖装置齿轮的控制能力, 进而使齿轮线速度在速度环模型中保持较为稳定的数值分布状态。

此时, 基于自整定原则定义模糊控制标准, 旨在更为有效的控制导弹发射车起竖装置齿轮负载, 在弥补模糊 PID 指数运算误差的同时, 使齿轮表面的力学作用表现出更为均匀的分布状态。速度环模糊 PID 结构通过双闭环模型控制齿轮负载, 其中外部速度环的控制对象为齿轮线速度, 内部速度环的控制对象为驱动导弹发射车起竖装置的电流信号^[21]。自整定通过模糊化规则和隶属函数参数对 PID 指数进行继续运算, 一方面解

决齿轮超调的问题, 另一方面使齿轮负载作用保持均匀的梯度下降状态。此外, 在设置模糊控制规则时, 还应考虑模糊 PID 指数的循环次数, 避免出现齿轮负载值与 PID 模型控制能力不匹配的问题^[22]。在公式 (8) 的基础上, 推导基于自整定的 PID 模型模糊控制规则定义式如下:

$$U = \min_{o \rightarrow \infty} \left[\frac{\|I_E - I_o\|^2}{E(p_E - p_o)} \right]^{1/o} \quad (9)$$

其中: o 为齿轮超调量, I_E 为 PID 指数下的电流信号, I_o 为超调量 o 下的电流信号, p_E 为 PID 指数下的齿轮负载作用下降梯度, p_o 为超调量 o 下的齿轮负载作用下降梯度。基于自整定的模糊控制规则通过对 PID 指数的动态优化, 提升了导弹发射车起竖系统对齿轮装置速度环的控制性能, 使所设计方法对导弹起竖行为的控制效果得到保障。

对于导弹发射车起竖装置而言, 齿轮负载的均衡性裕度可以理解为齿轮结构在承受力学负载作用时, 各个轮齿与各个齿面之间理想均匀分布态势与实际负载分布态势之间的安全裕量关系。基于速度环模糊 PID 控制标准求解齿轮负载的均衡性裕度, 能够避免因局部过载导致轮齿断裂或齿面疲劳的问题, 可以大幅优化导弹发射车起竖装置的传动效率^[23]。对于齿轮负载均衡性裕度条件的求解参考如下表达式:

$$Y = \int_z^{+\infty} (M_z - M_c) N_z \cdot \frac{1}{U} P_z(v_z) dM_z \quad (10)$$

z 为齿轮负载的真实态势值, M_z 为 z 态势下的裕量条件, M_c 为 c 态势下的裕量条件, c 是 $(z, +\infty)$ 区间内的随机物理量, N_z 为 M_z 裕量条件下的负载均衡系数, P_z 为 z 态势下的起竖装置传动效率, v_z 为 P_z 效率下的齿轮传动速度。均衡性裕度是一种理想化的齿轮负载状态, 在实际应用过程中, 其计算结果只有无限趋近于理论值, 才能实现对齿轮负载的有效控制^[24]。

导弹发射车起竖装置通常由多个齿轮组成, 齿轮之间的力学负荷分配需要保持均衡, 以确保整个系统的正常运行。然而, 由于齿轮负载的不确定性, 力学负荷分配可能会出现不均衡的情况。基于 H_{∞} 范数的鲁棒控制函数可以根据齿轮负载的实时变化, 动态调节各齿轮的驱动扭矩或负载分配比例, 使力学负荷在齿轮之间实现均衡分配。此时, 导弹发射车起竖装置齿轮负载均衡鲁棒控制函数可以表示为:

$$B = \sup_{\vartheta} x_{\max} [V^2(\vartheta Y)] \quad (11)$$

V 为 H_{∞} 范数, x_{\max} 为频率参量的最大界限值, ϑ 为鲁棒控制奇异值, ϑ 为齿轮负载控制参数。导弹发射车起竖装置齿轮负载均衡的鲁棒控制方法综合考虑了外部干扰、非线性负荷等因素, 通过速度环模糊 PID 控制器以保障导弹起竖的稳定性。

4 实验与分析

导弹发射车齿轮在执行起竖任务时，同时受到风力载荷、电力载荷等多种不同外部环境因素的干扰，不但影响导弹的起竖稳定性，还有可能导致齿轮负载不均衡的问题。为更好地解决上述问题，设计如下实验进行对比，选择基于改进蜻蜓算法的控制技术（实验组 1）^[25]，该方法通过引入 Tent 映射、改进权重系数、差分优化及惩罚项改进了蜻蜓算法（IDA），用于自整定双闭环 PI 控制器参数。基于电子齿轮箱的误差补偿控制策略（实验组 2）^[26]，该方法针对内啮合强力珩齿加工精度问题，通过建立电子齿轮箱模型将多轴运动同步误差映射为齿轮加工偏差，并设计了同步误差补偿控制模型。根据发射车起竖倾角、负载压力、转动线速度的数值情况，判断不同方法对齿轮的控制效果，进而分析所应用实验方法的有效性。

搭建导弹发射车起竖装置的实验平台，包括传感器、齿轮系统、电控回路等。安装高精度的传感器，以用于监测齿轮转速以及压力负载变化，从而为控制实验的实施提供反馈信息。实验过程中，对于导弹发射车的准备以及相关齿轮参数的测量参考图 5。

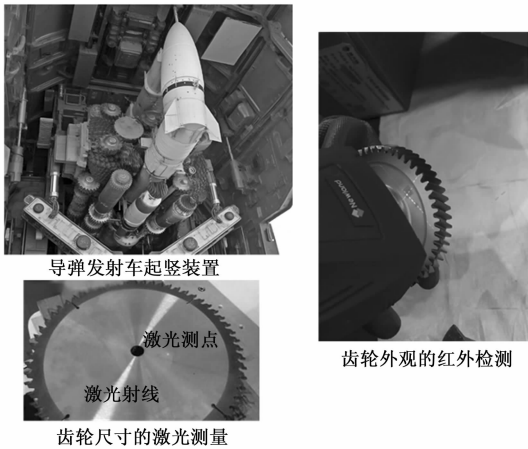


图 5 导弹发射车准备与齿轮参数的测量

以行军状态下的齿轮所在位置为原点，测量起竖时连杆机构质心所在位置，并参考其数值调节电动缸、变压器、驱动器等实验设备。详细的实验系统参考取值如表 1 所示。

编写控制算法程序，以实现导弹发射车的鲁棒控制。重复进行实验测试，直至获得实验所需数据。分析齿轮系统在不同工况下的负载分布情况，评估鲁棒控制器对负载均衡性的改善效果，进而总结实验规律。为实现对实验误差的有效控制，每测得一组数据，都要对连杆机构、驱动器、电动缸等实验设备进行复原处理。由于实验变压器元件的容量水平较高，所以随着电动缸行程的增大，驱动器效率并不会出现明显下降的变化情况，

表 1 导弹发射车起竖系统参数表

序号	名称	数值
1	连杆机构质心位置	4 600 mm
2	电动缸导程	27 mm
3	电动缸行程	1 840 mm
4	电动缸效率	75 %
5	电动缸减速比	37.8
6	变压器容量	1 MVA
7	驱动器效率	72 %
8	摩擦系数	$10^{-3} \text{ N} \cdot \text{m}/(\text{r}/\text{min})$
9	转动惯量	$271.1 \times 10^{-4} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
10	频率下垂系数	2.5×10^{-6}

这也进一步保障了实验结果的准确性。

对于所应用实验方法控制有效性的分析主要表现在发射车起竖倾角、齿轮负载压力、转动线速度 3 方面，在外力载荷水平保持恒定的情况下，只有上述 3 项物理量的实验结果均不超过额定最大值，才表示所应用实验方法对于齿轮负载的控制较为有效。

实验过程中，发射车起竖倾角、齿轮负载压力、转动线速度的具体数值变化情况如图 6~8 所示。

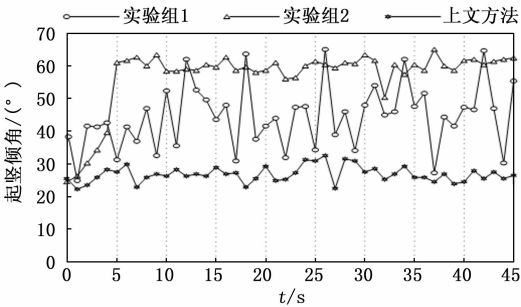


图 6 发射车起竖倾角控制

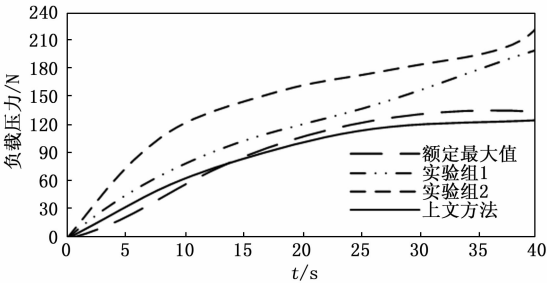


图 7 齿轮负载压力控制

通常情况下，导弹发射车所允许的最大起竖倾角为 50°。分析图 6 可知，实验过程中发射车起竖倾角始终保持不断波动的数值变化态势。实验前期，实验组 2 的数值水平较低，但随着实验时间的延长，其数值水平不断增大，且其超过额定最大值的实验结果相对较多。实验组 1 起竖倾角的波动幅度明显大于实验组 2，其最多实验结果也超过了额定最大值。上文方法可以将发射车

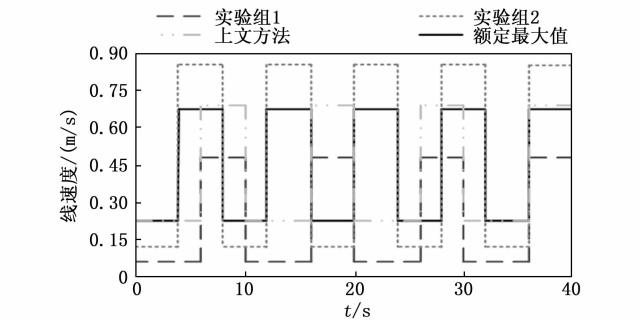


图 8 齿轮转动线速度控制

起竖倾角控制在 30°以下，作用更为突出，起竖倾角的均值水平远小于实验组 1 与实验组 2。

分析图 7 可知，上文所设计方法的测量值与额定最大值更为接近，均在 130 N 以下，且在 35~40 s 的实验时间内，这两组数值均保持基本稳定的变化态势。实验组 1、实验组 2 的实验值水平则相对较高，整个实验过程中这两组均未表现出较为平衡的数值变化态势。

分析图 8 可知，实验过程中，额定最大值曲线的上限值为 0.68 m/s、下限值为 0.23 m/s。上文方法所测得的上限值为 0.69 m/s、下限值为 0.23 m/s，与额定最大值曲线较为接近。实验组 1 所测得的上限值为 0.48 m/s、下限值为 0.07 m/s，实验组 2 所测得的上限值为 0.83 m/s、下限值为 0.14 m/s，与额定曲线上下限之间的差值相对较大。

综上可知，上文所设计方法在发射车起竖倾角、齿轮负载压力、转动线速度方面均表现出了较为出色的控制能力，相较于选择基于改进蜻蜓算法的控制技术、基于电子齿轮箱的误差补偿控制策略，所设计方法的应用更有助于解决齿轮负载不均衡的问题。

为全面评估所提方法的鲁棒性与适应性，在原有实验基础上增设多工况测试：1) 风速变化：模拟 0 m/s (无风)、10 m/s (5 级风)、20 m/s (8 级风) 3 种风速条件；2) 负载扰动：在额定负载基础上设置±20%的阶跃突变；3) 复合工况：组合高风速 (20 m/s) 与负载突变 (+20%) 的最恶劣场景。实验对比指标包括控制精度：1) 起竖倾角稳态误差；2) 响应速度：负载压力调节时间；3) 稳定性：转动线速度波动率。对比实验结果如表 2 所示。

由表 2 可知，所提方法在控制精度、响应速度和稳定性 3 方面均表现出显著优势：1) 在 10 m/s 风速工况下，其起竖倾角稳态误差仅 0.8°，负载压力调节时间 1.2 s，转动线速度波动率 3.5%，分别优于实验组；2) 在负载+20%阶跃突变时，所提方法的倾角误差、调节时间和波动率仍保持优异性能，而实验组 1 和实验组 2 的误差与调节时间均超过所提方法的 3 倍以上，波动率更是高达 18.3%和 22.6%；3) 在最恶劣的 20 m/s

表 2 不用工况下对比方法应用效果

实验工况	方法	倾角误差/(°)	压力调节时间/s	线速度波动率/%
10 m/s 风速	所提方法	0.8	1.2	3.5
	实验组 1	2.5	3.8	12.1
	实验组 2	3.1	4.5	15.7
负载+20% 突变	所提方法	1.1	1.5	4.2
	实验组 1	4.3	5.2	18.3
	实验组 2	5.0	6.0	22.6
20 m/s 风速+负载 突变	所提方法	1.5	1.8	5.0
	实验组 1	6.2	16	31.5
	实验组 2	7.4	10	38.9

风速+负载突变复合工况下，所提方法的倾角误差仅增至 1.5°，调节时间 1.8 s，波动率 5.0%，系统仍能稳定运行，而实验组 1 出现超调 (调节时间>10 s)，实验组 2 甚至发散，线速度波动率分别达 31.5%和 38.9%。这是因为所提方法通过速度环模糊 PID 控制器的动态调节与鲁棒控制函数的负载均衡分配，有效抵御了风速变化、负载突变及复合干扰的影响，在复杂工况下仍能保证高精度、快速响应和强稳定性，优于基于对比方法，充分验证了其鲁棒性与适应性。

5 结束语

对于导弹发射车起竖装置而言，设计齿轮负载均衡鲁棒控制方法，有助于提升发射系统的运行平稳性与响应快速性。该方法根据电驱动作用的总体布局情况，规划导弹发射车起竖系统运动路径，从而在构建齿轮负载模型的同时，实施均衡鲁棒控制。相较于其他控制方法，上述研究所提出方法针对发射车起竖倾角、齿轮负载压力、转动线速度均能获得较为理想的控制效果，在复杂工况下仍能保持齿轮系统的均衡负载特性。实际应用过程中，该方法虽然实现了对不同程度齿轮负载的同步控制，但却没有解决对起竖角轨迹的跟踪解耦问题，故其协同性能相对有限。未来，相关组织机构可以结合更优异的控制模型对该算法进行改进，进而为复杂环境下的导弹发射车快速部署提供技术支持。

参考文献：

[1] 牛兆羽, 苏成谦, 高鹏飞. 基于液压缸性能模型的起竖装置一体化设计方法 [J]. 现代防御技术, 2025, 53 (1): 154-163.

[2] 刘 瑞, 朱姿娜, 赖磊捷, 等. 基于改进蜻蜓算法的磁齿轮复合电机控制研究 [J]. 工程设计学报, 2024, 31 (4): 502-510.

[3] 吴佳璐, 夏 链, 韩 江, 等. 基于电子齿轮箱的内齿珩轮强力珩齿轮廓误差补偿控制研究 [J]. 合肥工业大学学报 (自然科学版), 2023, 46 (3): 303-307.

(下转第 188 页)