

典型海上热发射动力学效应及影响因素分析

何丽, 张博宇, 陈世业, 张永阔, 张云巧

(北京航天发射技术研究所, 北京 100076)

摘要: 考虑海上发射环境特殊性, 分析了发射船承受的典型海浪以及风环境, 针对陆基发射时运载火箭直接坐落在发射台上的裸箭热发射方式, 分析了该支撑形式在海上动态环境下的射前稳定性, 获得海上裸箭热发射方式的承受晃动极限。为解决陆基热发射支撑方式不满足三级海况发射稳定性的问题, 提出运载火箭的框架式扶稳措施, 通过框架内的柔性支撑保证运载火箭的射前稳定性。构建由火箭、等效甲板、导向框架、导轨、柔性支撑、发射台等组成的发射系统动力学仿真模型, 开展复杂海况条件下的发射动力学分析, 获得了框架式热发射方式在典型海况条件下, 不同因素对火箭出框过程飞行姿态、安全间隙等影响规律, 可为运载火箭框架式热发射的海上动基座发射动力学安全性评估提供技术支持, 并用于框架式热发射方式的海上动基座环境适应性的综合评价。

关键词: 运载火箭; 热发射; 动基座; 稳定性; 发射动力学

中图分类号: V19

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2024) 02-0053-06

Analysis of Dynamic Effects and Influencing Factors for Typical Maritime Thermal Launch

HE Li, ZHANG Boyu, CHEN Shiye, ZHANG Yongkuo, ZHANG Yunqiao

(Beijing Institute of Space Launch Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Considering the environmental particularity of the launch at sea, the paper analyzes the typical wave and wind environment of the launch ship. Aiming at the launch vehicle directly on the launch pad for land-based launch, the stability of this support form in the sea dynamic environment is analyzed, and the rocking limit of the launch vehicle is obtained. In order to solve the problem that the land-based thermal launch support method does not satisfy the three-stage sea launch stability, a frame stability support measure of carrier rocket is proposed, which ensures the pre-launch stability of carrier rocket through the flexible support in the frame. In this paper, a launch system dynamics simulation model composed of rocket, equivalent deck, guide frame, guide rail, flexible support and launch pad is constructed. Launch dynamics analysis under complex sea conditions is carried out. Through the analysis, the frame-type thermal launch mode is obtained under typical sea conditions. The influence laws of different factors on flight attitude and safety clearance of rocket during frame launch can provide technical support for the launch dynamic safety evaluation of sea mobile base for frame thermal launch of carrier rocket, and can be used for the comprehensive evaluation of environmental adaptability of sea mobile base for frame thermal launch.

Key words: Launch vehicle; Thermal emission; Moving base; Stability; Launch dynamics

收稿日期: 2023-12-18; 修订日期: 2024-02-21

作者简介: 何丽 (1984—), 女, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为虚拟试验与仿真。

0 引言

运载火箭海上发射是一种新型、高效、灵活、经济的发射模式，可以灵活选择发射点和航落区，满足各种轨道的有效载荷发射需求^[1]。

我国海上发射技术发展遵循“由简到难，由小到大，由固及液，由近及远”的原则，最终实现远海发射^[2]。固体运载火箭多采用冷发射的方式，随着运载火箭运载能力以及整体规模需求的变化，需要探索新型发射方式以适应用户需求。

与陆基发射相比，海上发射呈现出动基座特性，受海浪影响而引起的发射船摇摆运动对火箭的射前稳定性及发射动力学性能具有一定的影响^[3-16]。文中面向运载火箭热发射方式，针对海上动基座环境进行分析，基于运载火箭的传统陆基裸箭热发射方式，开展动基座环境下的稳定性及适应极限进行分析，给出该传统发射方式在海上环境的适应极限及稳定性结论。为提升运载火箭在海上动基座环境下的射前稳定性，提出了一种运载火箭框架式热发射方式，作为运载火箭海上发射方式的扩充。火箭发射离框姿态是影响框架式热发射安全性以及飞行试验成功的非常重要初始参数，为了充分分析并识别发射过程中影响飞行安全性的因素，开展海上动基座发射动力学分析，着重研究典型三级海况环境下的多种外部以及内部因素对火箭姿态以及安全间隙的影响，为发射系统设计以及安全性评估提供支撑。

1 动基座环境分析

1.1 振荡运动参数

与陆基发射方式相比，海上发射除受发射系统自身特性的影响外，还受发射船的摇摆和位移而产生的过载影响^[3]。发射船在海面上的振荡运动可分为平动和角摇荡，其中平动包括横荡、纵荡和垂荡，角摇荡包括横摇、纵摇和首摇^[4]，如图1所示。

海浪按波形可分为规则波和不规则波^[5-6]。规则波为简谐波，有着固定的周期与幅值；不规则波可以看成由许多不同频率、不同波幅和随机相位的单位波叠加而成，合成后表现为幅值与周期不固定。在工程实践中，不规则波一般用波浪能量谱来表示海浪中所包含的所有频率及其对应的能量。应用较广泛的为JONSWAP谱^[7-9]，具体形式如下

$$S(\omega) = \alpha g^2 \omega^{-5} \exp\left[-\frac{5}{4} \left(\frac{\omega}{\omega_p}\right)^{-4}\right] \gamma^{\exp\left[-\frac{(\omega/\omega_p - 1)^2}{2\sigma^2}\right]} \quad (1)$$

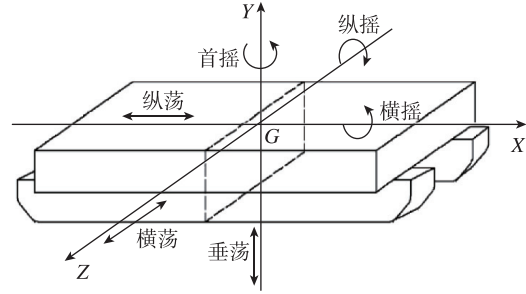


图1 海上平台运动示意图

Fig. 1 Offshore platform motion

式中， α 为能量尺度参数， ω_p 为谱峰频率，即 $S(\omega)$ 取得最大值时波浪谱中对应的频率值， σ 为峰形参数， γ 为谱峰升高因子。

以三级海况为典型工况以及发射船遭受横向海浪为例^[2]，开展发射系统的动基座环境分析。针对三级海况，有义波高为 1.25 m，谱峰周期为 4.0 s，谱峰升高因子为 3.3。通过水动力学分析，获发射船在海浪环境条件下的最大横摇角约为 2.2° ，最大横荡幅值约为 500 mm。

1.2 风载荷

不同的海况均伴随有相应的风力等级，对于常规发射，水平风是影响其飞行姿态、发射装置稳定性的重要因素，在进行火箭飞行姿态分析时，同样需要考虑风载荷的影响，并分析其影响程度。

风载荷一般通过计算风压来表示，其计算公式为

$$P = q_0 C_x R_H \beta \quad (2)$$

式中， q_0 为额定风压， C_x 为体型系数， R_H 为风压高度系数， β 为风振系数。

额定风压的计算公式为

$$q_0 = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (3)$$

式中， ρ 为特定温度下的空气密度， v 为计算风速。

风载荷作用于压心，可由式(4)计算

$$F_f = PA \quad (4)$$

式中， A 为火箭迎风面积。

2 海上发射稳定性分析

地面发射时，火箭直接坐落在发射台上，影响其稳定性的因素主要是风载荷。由于运载火箭吨位大，在风载荷作用下不会出现失稳现象。但海上发射平台在特定海域作业或航行的过程中，必然会遭受风、浪、流等因素的联合作用，从而会产生诸如升沉和摇摆运动，影响稳定性的因素

增多，必须要对其在动基座环境下的稳定性进行分析，提出其扶稳需求。

各类变量定义如下： θ_0 为船体晃摆的最大角度， θ 为晃摆角度， ω 为晃摆角速度， α 为晃摆角加速度， T 为晃摆周期， φ 为初始相位角， L_0 为船体晃动的最大位移， L 为晃动位移， v 为晃动速度， a 为晃动加速度， H_g 为质心距支撑面的高度， R 为火箭半径， F_f 为风载荷， H_f 为风载荷距支撑面高度， H 为火箭质心距坐标原点的垂向距离， μ 为火箭与支撑面的摩擦系数， m 为火箭质量， g 为重力加速度。

2.1 动基座运动规律分析

发射船在海浪的影响下也呈现出往复运动的特性，船体摇摆及平动可近似为简谐运动^[4]，运动幅值取最大幅值。对于摇摆运动规律有如下公式可表示

$$\theta = \theta_0 \sin\left(\frac{2\pi}{T}t + \varphi\right) \quad (5)$$

$$\omega = \theta_0 \frac{2\pi}{T} \cos\left(\frac{2\pi}{T}t + \varphi\right) \quad (6)$$

$$\alpha = -\theta_0 \left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 \sin\left(\frac{2\pi}{T}t + \varphi\right) \quad (7)$$

对于平动运动规律有如下公式可表示

$$L = L_0 \sin\left(\frac{2\pi}{T}t + \varphi\right) \quad (8)$$

$$v = L_0 \frac{2\pi}{T} \cos\left(\frac{2\pi}{T}t + \varphi\right) \quad (9)$$

$$a = -L_0 \left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 \sin\left(\frac{2\pi}{T}t + \varphi\right) \quad (10)$$

从摇摆和平动的运动规律的表达式可以看出：

- 1) 在波峰位置，角度、位移最大，角速度、速度为 0，角加速度、加速度反向最大；
- 2) 惯性力方向与加速度方向相反，惯性力方向与（角）位移方向一致；
- 3) 在中位时，角度、位移为 0，角速度、速度最大，角加速度、加速度为 0；
- 4) 在最大角度与最大位移一定的情况下，周期越大，角速度、速度、角加速度、加速度越小。

2.2 失稳模式分析

当运载火箭直接置于发射台上、无额外扶稳措施时，其失稳模式包括倾覆和滑移两种，分析时假设摇摆与平动周期相同、相位相同，考虑最恶劣状态的叠加作用。

2.2.1 倾覆

当船体摆动到最大角度时，倾覆的可能性最大。整个发射系统的倾覆力矩由风载荷力矩、重力分量力矩和惯性力矩组成，如表 1 所示。由于导向框架为非密封装置，火箭在飞行前就存在风载荷作用，因此在分析时假定火箭飞行过程中仍保持风载荷大小与方向不变。

表 1 倾覆力矩与稳定力矩

Tab. 1 Overturning moment and stabilizing moment

	风载荷力矩 M_f	$F_f H_f$
倾覆力矩	重力分量力矩 M_{g-f}	$mg \cdot \sin\theta \cdot H_g$
	惯性力矩 M_I	$m \cdot a' \cdot H_g$
稳定力矩	重力分量力矩 M_{g-w}	$mg \cdot \cos\theta \cdot R$

当 $M_{g-w} > M_f + M_{g-f} + M_I$ 时，火箭不会发生倾覆。其中 a' 为横摇与横荡带来的质心合成加速度， $a' = aH + a$ 。

2.2.2 滑移

滑移产生于运载火箭与其支撑面之间，受力示意图如图 2 所示。滑动力由重力分量、惯性力和风载荷组成，如表 2 所示。由于摇摆角与平动位移主要带来横向加速度，其带来的垂向加速度可忽略。

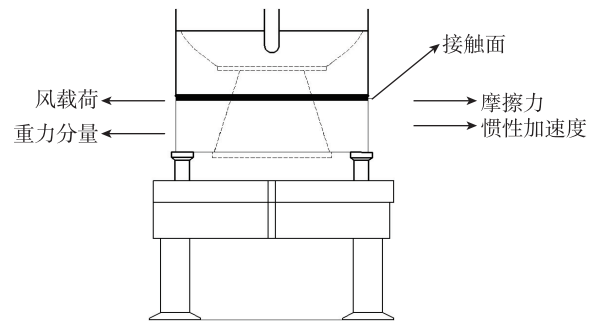


图 2 火箭支撑面受力示意图

Fig. 2 Forces on rocket support surface

表 2 滑动力与摩擦阻力

Tab. 2 Sliding force and friction

滑动力	重力分量 F_1	$mg \cdot \sin\theta$
	惯性力 F_2	$m \cdot a'$
	风载荷 F_f	$P \cdot A$
摩擦阻力	摩擦力 F_{mc}	$\mu mg \cdot \cos\theta$

当 $F_{mc} > F_1 + F_2 + F_f$ 时，不会发生滑移现象。

2.3 失稳边界分析

以横摇、横荡复合运动为例，对动态海浪环境下的失稳边界进行分析，结果如表 3 所示。

表3 横摇、横荡复合运动失稳边界

Tab. 3 Instability boundary of rolling and waying

摩擦系数	失效模式	失稳边界
0.1 (<0.135)	滑移>倾覆	1.5°、350 mm
=0.135	滑移=倾覆	2.0°、480 mm
0.15 (>0.135)	倾覆>滑移	2.0°、480 mm

通过分析结果可知,在三级海况条件下,运载火箭在横向不满足稳定性要求,必须开展扶稳措施设计。下文重点针对框架式扶稳手段开展详细分析。

3 框架式热发射方式设想

框架式热发射方式的发射装置包括发射台、导向框架、柔性支撑结构以及其他辅助装置。在发射船到达指定海域抛锚后,火箭完成发射前的准备以及由水平至竖直的技术状态转换。火箭起飞前,箭体质量通过发射台支撑,利用柔性支撑部件和导向框架限制火箭左右和前后方向的运动。火箭点火后,依靠自身推力向上飞行,柔性支撑随火箭飞行出导向框后,自动与火箭脱离,并依靠自身质量掉落在船体上或海水里。初步设想柔性支撑为3道,分别位于导向框架的上、中、下部。框架式热发射示意图如图3所示。

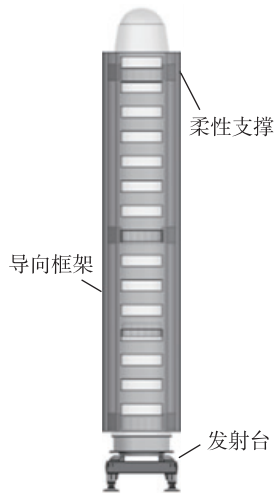


图3 框架式热发射示意图

Fig. 3 Frame type thermal emission

4 发射动力学分析

4.1 动力学分析方法

由于热发射过程涉及柔性支撑材料非线性、接触非线性等问题,整个过程不涉及强烈的冲击碰撞,且海浪环境的动态周期以低频为主,因此文章采用隐式动力学分析方法开展海上热发射过程的动力学

效应分析。在进行非线性方程组求解时,采用Newmark时间积分算法,该方法允许采用较大的时间步长以节省计算时间,同时较大的时间步长还可滤掉高阶不精确特征值对系统响应的影响。

将方程中的加速度用不同时间步的位移表示,最终方程中的未知数仅剩位移,然后通过求解位移来更新速度和加速度。非线性动力学分析求解的基本方程如下

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku = P \quad (11)$$

式中, M 为质量矩阵, C 为阻尼矩阵, K 为刚度矩阵, P 为外部激励作用, \ddot{u} 为节点加速度矢量, \dot{u} 为节点速度矢量, u 为节点位移矢量。

利用Newmark方法得到 $t + \Delta t$ 时刻的位移和速度矢量可表示为

$$u_{t+\Delta t} = u_t + \Delta t \cdot \dot{u}_t + \Delta t^2 \left[\left(\frac{1}{2} - \beta \right) \cdot \ddot{u}_t + \beta \ddot{u}_{t+\Delta t} \right] \quad (12)$$

$$\dot{u}_{t+\Delta t} = \dot{u}_t + \Delta t \cdot [(1 - \gamma) \cdot \ddot{u}_t + \gamma \ddot{u}_{t+\Delta t}] \quad (13)$$

其中权重因子 $\beta \in \left(0, \frac{1}{2}\right)$, $\gamma \in (0, 1]$ 。权重 β , γ 的取值决定了Newmark时间积分方法的收敛稳定性及精度水平。

4.2 系统动力学建模

建立发射系统动力学模型,仿真重点关注船体晃动作用下火箭框内飞行段的动态响应,获取出筒过程的火箭姿态、箭框间隙等参数,建立由导向框架、导轨、柔性支撑、火箭、发射台、等效甲板组成的仿真系统。模型坐标原点位于摇心处, X 轴为船体纵向,船尾指向船头为正; Z 轴为垂向,指向天空为正; Y 轴由右手定则确定。考虑柔性支撑与导轨、火箭与发射台之间的接触支撑关系,摩擦系数均取为0.1。仿真系统拓扑结构如图4所示,所有结构设置瑞利质量阻尼系数,按经验暂定为0.03,综合反映阻尼对系统响应的影响。

动基座激励通过在等效船体摇心处,分别施加横向海浪激励带来的横摇、横荡等动态效应,通过绕 X 轴的转动和沿 Y 轴的平动来模拟船体晃动,晃摆周期为7s,横浪激励周期如图5所示,暂不考虑横摇与横荡之间的相位差。

4.3 仿真工况设计

发射动力学分析重点关注两方面的内容:一是发射安全性,即火箭在导向框架内飞行过程中,

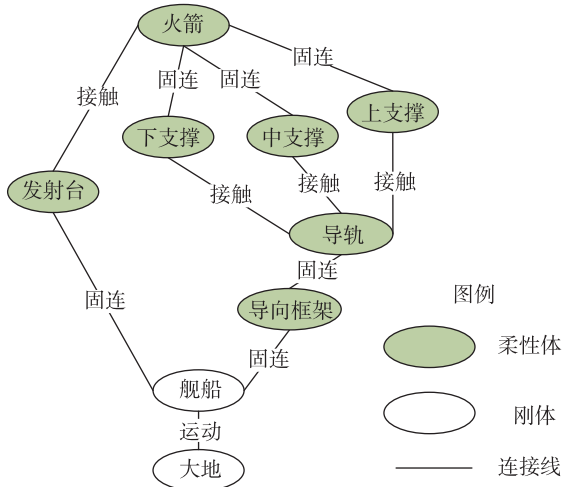


图 4 系统拓扑结构
Fig. 4 System topology

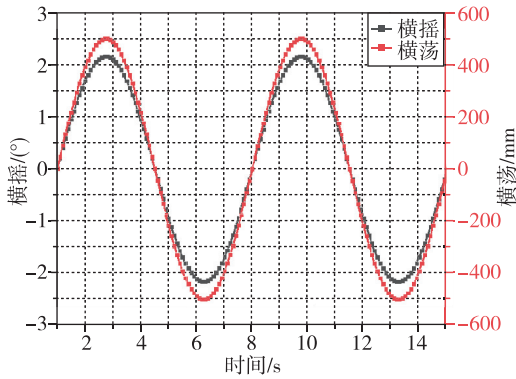


图 5 横浪激励
Fig. 5 Beam wave excitation

不能与其他固定发射装置发生碰撞，需保证足够适应火箭姿态变化的安全间隙；二是火箭的离框飞行姿态需满足起控要求^[17-18]。而这两方面关注内容的主要因素包括环境因素（动基座环境、风环境）、加工装配因素（质心位置偏差、转动惯量偏差）、不确定因素（推力偏心偏斜、发射点火时刻）等几方面。针对各类影响因素设计仿真分析工况如表 4 所示，其中转动惯量偏差难以估算，暂不考虑。

4.4 仿真结果分析

在横浪环境引起的动基座简谐往复运动的条件下，针对上述 7 种仿真工况开展仿真分析，结果如表 5 所示，并据此开展各因素对飞行姿态及安全性的影响进行分析。

在没有海浪环境以及各类影响因素作用时，火箭垂直发射姿态可认为处于理想状态，即火箭出框过程无姿态变化。通过对比各因素影响下的

表 4 仿真工况设计

Tab. 4 Conditions definition

工况	描述	分析问题
1	海浪波峰点火	
2	海浪零位点火	动基座环境的影响
3	中部支撑在波峰位置离框	
4	海浪波峰点火，考虑风	风载荷的影响
5	海浪波峰点火，考虑质心横向位置偏差	加工装配因素影响
6	海浪波峰点火，考虑推力偏心偏斜	推力因素影响
7	海浪波峰点火，同时考虑质量质心位置、风、推力偏心偏斜	综合影响分析

表 5 仿真结果

Tab. 5 Simulation results

工况	火箭离框瞬时姿态				箭框间隙变化量/mm
	偏转角/ (°)	滚转角/ (°)	偏转角 速度/ (°/s)	滚转角 速度/ (°/s)	
1	6.07	0.09	7.28	0.01	89
2	2.51	0.05	2.94	0.05	59
3	6.67	0.09	8.36	0.01	101
4	6.08	0.09	7.90	0.01	91
5	6.19	4.16	8.31	2.25	95
6	6.13	0.07	7.45	0.04	91
7	6.13	5.6	7.85	0.62	91

火箭姿态结果可以看出以下 5 点。

1) 所有因素中，海浪环境对火箭偏转、滚转姿态以及箭框间隙的影响最明显。海浪晃摆周期越小、极值越大，带来的晃摆速度和加速度越大，对火箭姿态角及间隙变化量的影响越大。

2) 当中部支撑飞离导轨后，箭框间隙出现急剧变化。在所有分析工况中，箭框最小间隙均出现在中部支撑与下部支撑中段。火箭出框飞行过程间隙简化曲线如图 6 所示。

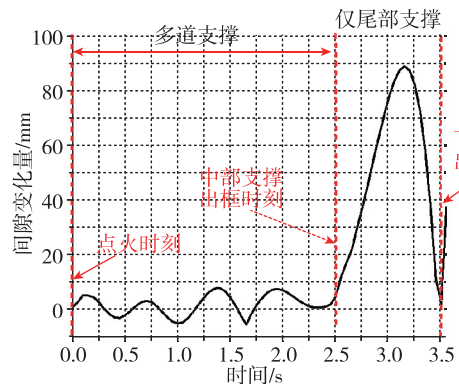


图 6 火箭飞行过程间隙变化曲线
Fig. 6 Gap change curve during rocket flight

3) 发射时刻对火箭离框姿态以及间隙变化量影响较大。主要因为点火时刻影响中部适配器出框时对应的海浪条件,当火箭中部支撑在波峰位置飞离框架时呈现出最大的偏转角和间隙变化量。主要是因为中部支撑离框后,呈现出火箭自身运动方向与下部支撑运动方向相反,从而加速了火箭姿态的变化。

4) 质心偏差因素对偏转角的影响不大,对滚转姿态有明显影响。因为当质量偏离轴线后,在海浪横向晃动带来的横向加速度作用下,存在绕火箭轴线的转矩。当火箭飞离支撑面、柔性支撑的环向摩擦力不足以抵御转矩时发生滚转。

5) 与大吨位火箭的自重、海况偏角带来的载荷偏差相比,推力偏心、偏斜因素以及风载荷的载荷量级较小,对火箭飞行姿态偏转影响不大。

5 结论

针对运载火箭的陆基裸箭热发射方式,分析了其在海上动基座环境下的射前稳定性分析。针对该支撑方式不满足三级海况下的稳定性需求,提出框架式热发射模式以提升运载火箭的射前稳定性。同时针对该发射方式带来的火箭离框安全性的新问题、典型海况环境,开展不同海浪环境、火箭制造偏差、飞行随机偏差等多种因素,进行火箭飞行姿态影响分析,获得了火箭飞行姿态对各因素的敏感性。通过分析得出如下结论。

1) 海浪带来的平台摇摆角度、平移量以及火箭点火时刻对发射姿态有着最明显的影响,是安全性分析时需重点考虑的环境因素。

2) 火箭生产制造带来的质心横向位置偏差对火箭飞行过程中的滚转姿态影响较大。

3) 对于百吨级以上的运载火箭,风载荷、火箭制造偏差、飞行随机偏差对火箭飞行的偏转姿态影响较小,分析时可不作为重点考虑因素。

参考文献

[1] 宋永生,邵旭东,李铎,等.固体运载火箭海上发射需求及应用前景分析[J].中国航天,2019(6):13-16.

- [2] 李同玉,彭昆雅.中国首次海上发射技术试验综述[J].中国航天,2019(6):6-12.
- [3] 孙化东,王敏毅.舰船摇摆下的舰载火箭弹初始扰动可能域[J].舰船科学技术,2007,29(6):83-85.
- [4] 刘广,王琳娜,张保刚,等.舰船摇摆对导弹发射出筒姿态的影响[J].装备环境工程,2019,16(8):39-44.
- [5] 李积德.船舶耐波性[M].哈尔滨:哈尔滨工程大学出版社,2007.
- [6] 俞俊,程小明,范垂中,等.海上发射平台对冲击载荷的运动响应研究[J].中国造船,2021,62(3):139-148.
- [7] 徐德伦.由 JONSWAP 谱和 PM 谱计算的风浪波高之间的关系[J].海洋湖沼通报,1987(1):1-4.
- [8] 傅显华.关于 JONSWAP 谱参数优化的理论研究[J].水动力学研究与进展(A辑),1992,7(S1):637-642.
- [9] 付显华.有效波高、平均周期和峰频率确定的 JONSWAP 谱[J].中国海上油气(工程),1994,6(1):45-47.
- [10] 盛振邦,刘应中.船舶原理[M].上海:上海交通大学出版社,2004.
- [11] 李翔,陈小庆,孟令涛,等.舰船摇摆对舰载垂直热发射导弹出筒影响分析[J].导弹与航天运载技术,2014(5):19-21.
- [12] 李翔,毕世华,陈阵.舰船摇摆对舰载火箭初始扰动影响的多因素分析[J].北京理工大学学报,2011,31(3):253-257.
- [13] 朱利锋,鲍其莲.船舶摇摆运动对船载炮射击的影响[J].火力与指挥控制,2005,30(2):91-94.
- [14] 李翔,毕世华,陈阵.舰船摇摆下舰载火箭弹初始扰动可能域研究[J].舰船科学技术,2011,33(12):89-92.
- [15] 余戌瞳,吴玲,卢发兴.舰艇摇摆下射界动态变化对武器目标分配的影响[J].兵工学报,2015,36(9):1819-1824.
- [16] 张平.某舰安全射界设计综述[J].舰船科学技术,1996,18(2):13-17.
- [17] 姚昌仁.火箭导弹发射动力学[M].北京:北京理工大学出版社,1996.
- [18] 徐悦,田爱梅,张振鹏,等.基于虚拟样机技术的导弹垂直发射过程仿真[J].兵工学报,2007,28(4):491-494.

引用格式:何丽,张博宇,陈世业,等.典型海上热发射动力学效应及影响因素分析[J].宇航总体技术,2024,8(2):53-58.

Citation: He L, Zhang B Y, Chen S Y, et al. Analysis of dynamic effects and influencing factors for typical maritime thermal launch [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2024,8(2):53-58.