

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2011.11.001

导弹起竖过程中的对地荷载研究

程洪杰¹, 钱志博¹, 赵媛², 李斌茂¹

(1. 西北工业大学航海学院, 西安 710072; 2. 第二炮兵工程学院基础部, 西安 710025)

摘要: 为提高导弹武器系统的生存能力和快速反应能力, 对导弹起竖过程中的对地荷载进行研究。分析在导弹起竖过程中发射场坪所荷载荷, 将发射车视为左右对称体, 在考虑风载荷影响的前提下, 计算出导弹起竖过程中的前后支腿对地压力, 为建立发射场坪的评估模型提供了载荷判据; 利用压力检测装置采集导弹起竖时的支腿对地压力, 得到了支腿压力随起竖角度的变化曲线, 并以现场实测进行数据采集结果分析。分析结果表明: 理论计算结果和压力幅值与变化趋势较为吻合, 计算结果合理, 可为导弹无依托发射的场坪选取和判断提供参考。

关键词: 无依托发射; 承载能力; 载荷分析

中图分类号: TJ760.3 **文献标志码:** A

Study on the Load to Ground on Missile Erection Process

Cheng Hongjie¹, Qian Zhibo¹, Zhao Yuan², Li Binmao¹

(1. College of Marine, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Dept. of Basic Theories, Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China)

Abstract: To enhance the survival capability and fast reaction capability of missile weapon system, study on the load to ground during the process of missile erection has been carried out. The bearing load of launching site is analyzed in missile erecting process with the hypothesis that the launching vehicle is bilateral symmetry object, and jack reaction force in erecting process is calculated while the influence of wind load is considered, which provides load criterion for building evaluation model of launching site. The running curve of jack reaction force related to erecting angle is yielded through using pressure data acquisition system, and the data acquisition result is analyzed with real measuring data. The analyzed result shows that amplitude and variation trend of jacks reaction force are in well match with theoretical calculation results, and the computation result is rational, which can offer references for selecting and judging intensity of missile launching site when unsupported random launching way is applied.

Keywords: unsupported random launching; bearing capacity; load analysis

0 引言

目前, 无依托随机发射方式已成为了陆基机动导弹的发展方向。但由于场坪工程性质的不确定性, 发射场坪能否承受导弹发射过程中的各种载荷, 成为关键的问题。要判断场坪强度是否达到发射导弹的要求, 就需分析在发射过程中, 车辆对地面的最大压力是否会造成场坪的变形破坏。对场坪强度的研究, 应严格按照其所承受的荷载历程来分析评估。大量研究表明, 应力路径对土体的本构关系影响很大^[1-2]。根据场坪强度评估理论, 要想快速检测出场坪变形情况, 必须先计算出场坪的应力情况, 建立其本构模型。

为了增强导弹发射车抗倾覆能力, 在底盘对称位置上设置 4 条液压千斤顶支腿, 以提高工作过程的稳定性。由于支腿对地荷载是决定地面强度是否满足发射要求的主要因素, 因此, 笔者采用解析方法对发射车起竖过程中的支腿对地载荷进行了解

算, 为判断发射场坪能否支撑导弹发射时的对地载荷提供理论判据。

1 导弹起竖过程中的受力分析

如图 1, 导弹起竖的整个流程可以分为 2 部分。首先将发射车 4 条液压千斤顶伸出, 形成可靠支撑, 在起竖油缸的作用下, 将导弹由近似水平的运输状态起竖到竖直状态; 然后将发射筒支腿伸出, 承受导弹弹射时的后坐力。当支腿伸出到位后, 车辆轮组基本处于离地状态, 不再承受车辆载荷, 此时整个上装部分、风载影响以及车辆底盘的自重都通过 4 条液压支腿传递到地面。

在导弹发射技术中, 将导弹由近似水平的运输状态转换到战斗(竖直)状态的过程称为起竖过程, 其逆过程称为回平。在对发射场坪强度进行快速评估与检测时, 选择了起竖过程作为分析对象, 以起竖过程中支腿的对地荷载为依据, 考察地面的支承

收稿日期: 2011-07-07; 修回日期: 2011-07-26

基金项目: 第二炮兵工程学院“创新性探索研究”重点资助项目(XY2009JJA03)

作者简介: 程洪杰(1978—), 男, 山东人, 硕士, 讲师, 从事兵器发射理论与技术研究。

强度问题。

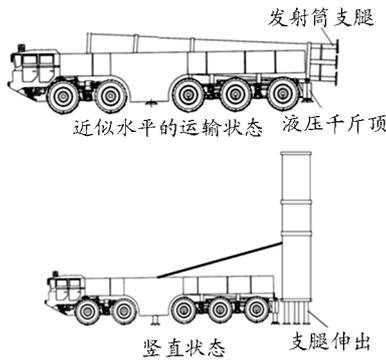


图 1 导弹发射工作流程

采用三铰点式起竖机构的某型发射车，在导弹起竖过程中，作用在车辆底盘上的力主要包括：车底盘的自重、起竖重量通过起竖油缸传递的压力、起竖重量通过后铰点传递的压力以及风载荷形成的作用力。

1.1 起竖油缸传递的压力载荷

如图 2，在运输状态时，导弹装填到发射筒内，起竖油缸一端 (O_2) 连接到发射筒上，另一端 (O_1) 和发射车车架铰接；发射筒的尾部通过枢轴 (O) 和车架铰接。在进入发射阵地起竖导弹时，起竖油缸的伸出或缩回带动发射筒(导弹)的起竖和回平。

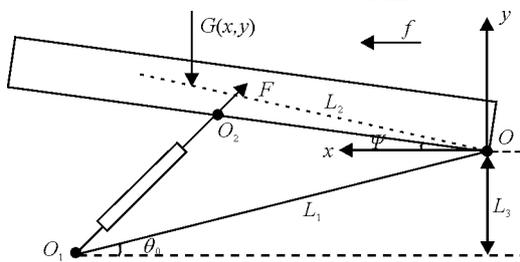


图 2 上装部分受力分析示意图

为改善起竖油缸的受力环境，在初始状态时，发射车的回转平面与水平面存在一微小夹角为 ψ ，起竖油缸下铰点 O_1 到回转中心 O 水平线的距离为 L_3 。设 $\overline{OO_1} = L_1$ ， $\overline{OO_2} = L_2$ ， $\overline{O_1O_2} = L$ ，其中 L 随着油缸的伸出不断发生变化； G 为上装部分总重力，其质心坐标为 $G(x,y)$ ，并且随着起竖角度的变化而不断改变； F 为液压油缸的起竖力； f 为风载荷。

该导弹发射车采用单缸起竖模式，即在底盘中心位置用一个液压油缸将导弹发射筒顶起或收回，在工作时，起竖力 F 相对回转中心 O 的力臂 l 为：

$$l = L_2 \sin(180^\circ - \angle O_1O_2O) \quad (1)$$

在 $\triangle O_1O_2O$ 中，利用正弦定理可得：

$$\frac{L_1}{\sin \angle O_1O_2O} = \frac{L}{\sin(\theta_0 + \psi + \theta(t))} \quad (2)$$

其中： $\theta(t)$ 为发射筒的起竖角度，随着油缸的伸出不断发生变化，在初始位置时， $\theta(t) = 0$ ，当导弹起竖到竖直位置时， $\theta(t) = 90^\circ - \psi$ 。

同样在 $\triangle O_1O_2O$ 中，利用余弦定理可得：

$$L = \sqrt{L_1^2 + L_2^2 - 2L_1L_2 \cos(\theta_0 + \psi + \theta(t))} \quad (3)$$

将式 (2) 和式 (3) 代入到式 (1) 中可得：

$$l = \frac{L_1L_2 \sin(\theta_0 + \psi + \theta(t))}{\sqrt{L_1^2 + L_2^2 - 2L_1L_2 \cos(\theta_0 + \psi + \theta(t))}} \quad (4)$$

在导弹起竖过程中，作用在起竖机构上的力矩主要包括导弹和发射筒的重力矩 M_G ，作用在发射筒表面的风载力矩 M_w 以及起竖油缸伸出时产生的力矩 T 。需要指出的是，在起竖过程中，出于安全系数的考虑，通常以最不利的极端情况来考虑风载的影响。另外，此处没有考虑液压油缸伸出时的摩擦力，因为它比较小。同样惯性力也未予以考虑，因为假定导弹的起竖过程是非常平稳的。因此，对回转中心 O 取矩可得：

$$T = M_G + M_w \quad (5)$$

其中，

$$M_G = G \cdot \sqrt{x^2 + y^2} \cos(\psi' + \theta(t)) \quad (6)$$

$$M_w = k \cdot qS \cdot h \cdot \sin^2(\psi + \theta(t)) \quad [3-4] \quad (7)$$

式中： ψ' 是指在初始位置时，起竖质量重心和回转中心连线与水平线之间的夹角； k 为载有导弹的发射筒的迎面气动阻力系数； q 为风的动压； S 为发射筒在垂直位置时的风阻面积； h 为风载压力中心到起竖回转中心的距离。

联立式 (4)~(7) 可得：

$$F \cdot \frac{L_1L_2 \sin(\theta_0 + \psi + \theta(t))}{\sqrt{L_1^2 + L_2^2 - 2L_1L_2 \cos(\theta_0 + \psi + \theta(t))}} = G \cdot \sqrt{x^2 + y^2} \cos(\psi' + \theta(t)) + k \cdot qS \cdot h \cdot \sin^2(\psi + \theta(t))$$

解得：

$$F = \frac{[G \cdot \sqrt{x^2 + y^2} \cos(\psi' + \theta(t)) + k \cdot qS \cdot h \cdot \sin^2(\psi + \theta(t))]}{L_1L_2 \sin(\theta_0 + \psi + \theta(t)) \sqrt{L_1^2 + L_2^2 - 2L_1L_2 \cos(\theta_0 + \psi + \theta(t))}} \quad (8)$$

起竖油缸作用在铰接点 O_1 的竖向分量 R_{O_1} 为：

$$R_{O_1} = F \cdot \sin(\angle O_2O_1O + \theta_0) = F \cdot \frac{L_3 + L_2 \sin(\psi + \theta(t))}{\sqrt{L_1^2 + L_2^2 - 2L_1L_2 \cos(\theta_0 + \psi + \theta(t))}} \quad (9)$$

1.2 后铰点传递的压力载荷

将液压油缸的起竖力计算出来以后, 以发射筒作为研究对象, 分析后铰点处的受力情况。根据发射装置的实际结构, 发射筒和车架的铰接点有 2 个, 对称地分布在车底盘中心线的两侧, 因而在竖向分量上, 铰接点处的支反力分为大小相等的 2 部分, 设一端铰接点处的竖向分力为 R_{O_y} , 则有:

$$R_{O_1} + 2R_{O_y} = G$$

则

$$R_{O_y} = \frac{G - R_{O_1}}{2} = \frac{G}{2} - F \cdot \frac{L_3 + L_2 \sin(\psi + \theta(t))}{2\sqrt{L_1^2 + L_2^2} - 2L_1 L_2 \cos(\theta_0 + \psi + \theta(t))} \quad (10)$$

2 支腿载荷分析

发射车底盘主要由大梁、前后轮组和 4 个液压支腿等部分组成, 根据发射车起竖过程的实际工况, 前后轮组基本离地, 不再承受负载, 支撑力全部由 4 个液压支腿来提供。

以车底盘作为研究对象, 分析计算支腿的竖向反力。车辆底盘所承受的竖向载荷主要有底盘的自重 G_c , 上装部分重量以及风载荷通过起竖油缸和后铰点传递的作用力分量, 其受力情况如图 3。

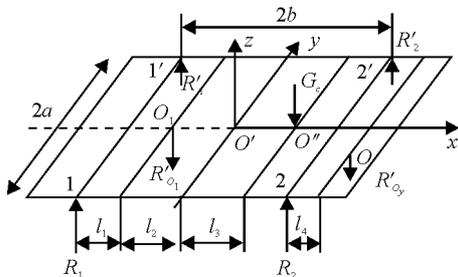


图 3 底盘承受载荷示意图

图中, 底盘横向跨距为 $2a$; 支腿纵向跨距为 $2b$; O' 为四支腿几何中心; O'' 为底盘自重质心; R_1 、 R_2 分别为前、后支腿支反力; R'_{O_1} 为油缸推力竖向分量 R_{O_1} 反作用力; R'_{O_y} 为后铰点压力竖向分量 R_{O_y} 的反作用力; l_1 为前支腿至起竖油缸下铰点水平线距离; l_2 为铰点 O_1 至底盘自重质心 O'' 距离; l_3 为几何中心至 O'' 距离; l_4 为后支腿至回转中心水平线距离。

在计算液压支腿受力时, 将车辆底盘看作是左右对称的规则体, 根据对称结构在对称载荷作用下, 只产生对称压力的原理^[5], 因而在对称载荷作用下,

左右支腿的支反力是相等的, 即 $R_1 = R'_1$ 、 $R_2 = R'_2$ 。

在 1-1', 由力的平衡方程可得:

$$\begin{cases} \sum m_{11'}(F) = 0 \\ R_2 \cdot 2b = \frac{1}{2} R'_{O_1} \cdot l_1 + \frac{1}{2} G_c (b + l_3) + R'_{O_y} (2b + l_4) \end{cases} \quad (11)$$

同理, 在 2-2' 由力的平衡方程可得:

$$\begin{cases} \sum m_{22'}(F) = 0 \\ R_1 \cdot 2b = \frac{1}{2} R'_{O_1} \cdot (2b - l_1) + \frac{1}{2} G_c (b - l_3) - R'_{O_y} l_4 \end{cases} \quad (12)$$

联立式 (11)、(12), 可解得:

$$R_1 = \frac{1}{4b} R'_{O_1} \cdot (2b - l_1) + \frac{1}{4b} G_c (b - l_3) - \frac{R'_{O_y} l_4}{2b} \quad (13)$$

$$R_2 = \frac{1}{4b} R'_{O_1} \cdot l_1 + \frac{1}{4b} G_c (b + l_3) + R'_{O_y} (1 + \frac{l_4}{2b}) \quad (14)$$

联立式 (9)、(10) 可求解出前、后支腿的工作压力为:

$$R_1 = \frac{b - l_3}{4b} G_c - \frac{l_4 G}{4b} + \frac{(2b - l_1 + l_4)[L_3 + L_2 \sin(\psi + \theta(t))]}{4b} \cdot \frac{[G\sqrt{x^2 + y^2} \cos(\psi' + \theta(t)) + kqSh \sin^2(\psi + \theta(t))]}{L_1 L_2 \sin(\theta_0 + \psi + \theta(t))} \quad (15)$$

$$R_2 = \frac{b + l_3}{4b} G_c + \frac{(2b + l_4)G}{4b} + \frac{(l_1 - 2b - l_4)[L_3 + L_2 \sin(\psi + \theta(t))]}{4b} \cdot \frac{[G\sqrt{x^2 + y^2} \cos(\psi' + \theta(t)) + k \cdot q \cdot S \cdot h \cdot \sin^2(\psi + \theta(t))]}{L_1 L_2 \sin(\theta_0 + \psi + \theta(t))} \quad (16)$$

式 (15)、(16) 中, 只有 $\theta(t)$ 为未知参量, 通过上述公式, 便可解算出液压支腿对发射场坪的瞬时压力值, 很明显它是时变量, 随着起竖角度 $\theta(t)$ 的变化而变化。利用 Matlab 工具, 做出上述公式的曲线, 如图 4。从图中可以看出, 液压支腿对地载荷不是一个恒定不变的值, 随着导弹的起竖, 起竖重量质心不断向后移动, 致使前支腿对地压力不断变小, 后支腿对地压力不断增加。

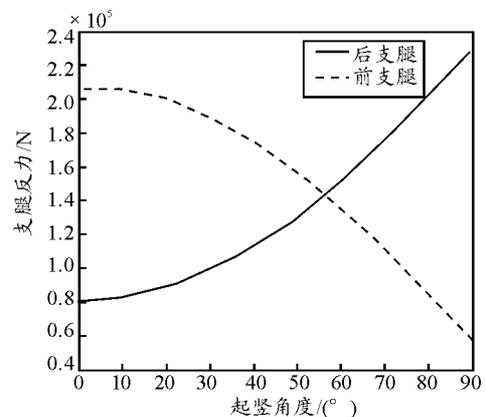


图 4 支腿垂直反力与起竖角度的关系