

水雾对火箭点火超压抑制效果的参数化研究

谢 建, 谢 政, 杜文正, 姚晓光, 李 良

(火箭军工程大学 兵器发射理论与技术军队重点实验室, 西安 710025)

摘 要: 为研究水雾对火箭点火超压的抑制效果,采用平面波跨介质传播理论分析水雾对点火超压的抑制机理,得到了影响水雾抑制点火超压效果的主要因子。进而,数值研究各因子对抑制效果的影响规律,分析了在满足火箭安全发射条件下各因子的取值范围。最后,利用均匀试验设计方法设计数值计算的参数水平,采用回归分析方法得到了抑制效果与影响因子之间的参数化模型,并进行了抑制效果的优化研究。结果表明影响点火超压抑制效果的主要因子有:水滴直径、水雾体积分数和水雾层厚度。受水滴直径影响,水雾对点火超压有 2 种不同的抑制机理。此外,当影响因子在一定阈值内变化时,点火超压抑制效果与影响因子之间存在参数化模型,且置信概率不小于 95%。

关 键 词: 火箭; 水雾; 点火超压抑制; 参数化模型; 均匀设计

中图分类号: V411.8

文献标志码: A

Parameteric investigation on ignition overpressure mitigation performance of rocket by water mist

XIE Jian, XIE Zheng, DU Wenzheng, YAO Xiaoguang, LI Liang

(Military Key Laboratory for Armament Launch Theory and Technology,
Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: To research the mitigation performance of rocket ignition overpressure by water mist layer, the theory of plane wave propagation in different medium was applied to explore the mechanism for ignition overpressure mitigation by water mist layer. And, main influential factors of ignition overpressure mitigation performance were obtained from theory analysis. Furthermore, the influence rules of the factors on the mitigation performance were studied by numerical computation and the proper value ranges of influential factor under the conditions of rocket safety launching were given. At last, the parameter levels of influential factors for numerical computation cases were arranged by the uniform design. Meanwhile, the parametric model of the influential factors to the mitigation performance was built by regression, and the mitigation efficiency was optimized. The numerical results show that the main influential factors include water droplets diameter, water mist volume fraction and water mist layer thickness. And, there are two different mitigation mechanisms between water droplet and ignition pressure pulse which are closely related to droplet diameter. In addition, there is a parametric model of the influential factors to the mitigation performance when the influential factors falls within some value ranges, and fiducially probability of the model is

收稿日期: 2017-10-30

基金项目: 国家自然科学基金(51475462)

作者简介: 谢建(1967—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事兵器发射理论与技术研究。

引用格式: 谢建,谢政,杜文正,等. 水雾对火箭点火超压抑制效果的参数化研究[J]. 航空动力学报,2018,33(11):2626-2634. XIE Jian, XIE Zheng, DU Wenzheng, et al. Parametric investigation on ignition overpressure mitigation performance of rocket by water mist[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11): 2626-2634.

not less than 95%.

Key words: rocket; water mist; ignition overpressure mitigation; parametric model; uniform design

点火超压是火箭、火炮等武器发射系统工程应用中常见的一种现象^[1-2]。点火超压是一类典型的冲击波,其幅值较大时可能会损伤箭体的蒙皮结构和箭体头部的精密仪器^[3]。尤其是在地下井内发射时,由于排焰道狭长、井内空间有限,压缩波在井内的叠加和反射作用更强,点火超压的幅值也越高。为保证发射安全,有必要采取一些措施抑制点火超压的幅值。NASA 针对航天飞机发射时遇到的点火超压问题开展了大量的研究,提出了向发动机尾焰注水的方法来抑制点火超压,并成功应用于 STS-2 的发射^[4-5]。Canabal 等研究了向发动机尾焰注入水雾抑制点火超压,并提出了一种高精度数值方法,数值研究了 11 种水雾注入结构对点火超压抑制效果的影响规律;研究认为注水可以有效抑制点火超压,针对给定的火箭,存在某一注水率可以得到最优的点火超压抑制效果^[6-7]。谢波等研制了水雾抑爆器,用于抑制地下巷道或坑道内可燃气体爆炸产生的冲击波,其研究认为水雾层厚度和体积分数会影响水雾对冲击波的抑制效率^[8]。Schwer 等数值研究了水雾层对爆炸冲击波的抑制效果,并开展了试验验证。其研究认为水雾层对冲击波的抑制作用主要是气相与水滴间的动量交换,而不是水滴吸热蒸发从气相带走能量^[9]。

以上文献为火箭点火超压抑制措施的研究提供了重要参考。文中结合地下井的结构特点,提出在点火超压传播到箭体的途径中增加一道水雾层来抑制点火超压的幅值,从而减弱点火超压对箭体的损伤。水雾与点火超压抑制效果与水雾层的参数密切相关,若从两者之间作用的物理机理出发,使用解析法计算水雾对点火超压抑制效果十分复杂,即使只考虑 2 个可控的因素(水雾层厚度和体积分数),要求解抑制效果并进行优化,涉及几十个复杂的微分方程。因此,文中采用平面波跨介质传播理论,首先将点火超压传播并穿过水雾层的物理现象进行简化分析,得到影响点火超压穿过水雾层系数的影响因子主要有水雾中水滴的直径、水雾体积分数和水雾层厚度。进而,采用数值计算方法分析各个因子对点火超压抑制效果的影响规律,并分析计算出适宜的水雾层参数范围使其能将点火超压峰值降低至满足火箭安全

发射条件下对应的点火超压幅值。最后,在适宜水雾参数范围内,利用均匀设计方法,基于多元非线性回归分析建立抑制效果与水滴的直径、水雾体积分数和水雾层厚度之间的代数关系,即水雾抑制点火超压效果的参数化模型,并进行点火超压抑制效果的优化研究。

1 水雾层对点火超压抑制机理分析

假定水雾由均质的球形水滴组成,且水滴的体积分数较低,即水滴的体积分数较低,可以近似认为稀疏的气液两相流,同时水滴之间的碰撞可以忽略。由于水滴的密度显著大于周围气体的密度,所以在气液两相流的分析中水滴受到的 Bassets 力、虚拟质量力、Magnus 力、浮力和 Saffman 升力均可忽略^[10]。因此,在燃气流场中水滴的运动特征可由如下方程表示:

$$\frac{d\mathbf{u}_d}{dt} = \frac{\mathbf{u}_g - \mathbf{u}_d}{\tau} + \frac{\mathbf{g}(\rho_d - \rho_g)}{\rho_d} \tag{1}$$

式中 $\mathbf{u}_d$ 为水滴的速度矢量, $\mathbf{u}_g$ 为气相的速度矢量, $\mathbf{g}$ 为重力矢量, ρ_d 、 ρ_g 分别表示水滴和气相的密度, τ 为水滴松弛时间因子^[11]。

$$\tau = \frac{\rho_d \phi_d^2}{18\mu_g} \cdot \frac{24}{C_d Re} \tag{2}$$

式中 ϕ_d 为水滴的直径, μ_g 为气相的动力黏度, Re 为雷诺数, C_d 为水滴拽力系数。

$$\begin{cases} Re = \frac{\rho_g \phi_d |\mathbf{u}_g - \mathbf{u}_d|}{\mu_g} \\ C_d = \begin{cases} 0.424 & Re > 1000 \\ \frac{24}{Re} \left(1 + \frac{1}{6} Re^{2/3}\right) & Re \leq 1000 \end{cases} \end{cases}$$

假定点火超压的持续时间 t_{iop} 足够长,且在点火超压与水滴作用区域气相的速度为恒定值 $\mathbf{u}_{g0}$ 。在 t_{drag} 拖拽时间内,由于气相的作用,水滴获得与气相一样的速度 $\mathbf{u}_{g0}$,则水滴的特征拖拽时间 t_{drag} 可由下式计算:

$$\begin{cases} \frac{1}{u_{g0}} \cdot \frac{d|\mathbf{u}_r|}{dt} = -\frac{|\mathbf{u}_r|^2}{u_{g0}^2} \cdot \frac{1}{t(|\mathbf{u}_r|)} \\ t(|\mathbf{u}_r|) = \frac{4}{3C_d Re(|\mathbf{u}_r|)} \cdot \frac{\rho_d}{\rho_g} \cdot \frac{\phi_d}{u_{g0}} \\ t_{drag} = t(u_{g0}) \end{cases} \tag{3}$$

式中 $\mathbf{u}_r = \mathbf{u}_g - \mathbf{u}_d$ 为气相和水滴之间的相对速度。

水滴在拖拽时间 t_{drag} 内获得与气相一样的瞬时速度,表明点火超压与水雾作用时,水滴能够随气流被携走。水滴能够被携走的前提是点火超压的持续时间足够长,即 $t_{\text{iop}} > t_{\text{drag}}$ 。因此, $t_{\text{iop}} > t_{\text{drag}}$ 可作为判断点火超压与水雾作用时水滴能够随气流被携走的标准。根据式(3)可以推断,直径越小的水滴,对应的拖拽时间 t_{drag} 值越小,即较小直径的水滴在点火超压与水雾作用时,更容易被气流携走。反之,水滴直径越大,对应的 t_{drag} 越大,当 $t_{\text{drag}} > t_{\text{iop}}$ 时,由于点火超压的持续时间有限,水滴在 t_{iop} 内无法获得与气相一样的瞬时速度,即不能被气流携走。令 $t_{\text{drag}} = t_{\text{iop}}$,由式(3)可以推导出水滴能否被气流携走的临界直径 ϕ_d^c 。

$$\phi_d^c = \frac{3}{4} u_{g0} t_{\text{iop}} \frac{\rho_{g0}}{\rho_d} C_d Re \quad (4)$$

假定点火超压是一组平面波,且垂直入射到厚度为 L ,水滴体积分数为 φ_d 以及水滴直径为 ϕ_d 的水雾层,并定义水雾层对点火超压抑制效果的参数化指标为 T_m 。 T_m 为点火超压穿过水雾层后与入射到水雾层前幅值的比值,下文中简称为传递系数, $T_m \in [0, 1]$, T_m 的值越小,表示水雾层对点火超压的抑制效果越好。

当注入水雾的水滴直径 $\phi_d < \phi_d^c$,在点火超压与水雾作用过程中,水滴会被燃气流携走,可以将细水雾看作均匀同质介质,且水雾流体化的等效密度为 ρ_{mist} ,则传递系数如下所示^[12]:

$$T_m^{\text{fine}} = \left\{ \cos^2 \left[\frac{2\pi b L (1 - \varphi_d)}{\lambda_g} \right] + a^2 \sin^2 \left[\frac{2\pi b L (1 - \varphi_d)}{\lambda_g} \right] \right\}^{-1/2} \quad (5)$$

式中 λ_g 为点火超压在气相中的波长。

$$\begin{cases} k_{\text{mist}} = \frac{2\pi\sqrt{1-\varphi_d}}{\lambda_g} \left(\frac{\rho_{\text{mist}}}{\rho_g} \right)^{1/2} \\ a = \frac{b^2 + 1}{2b} \\ b = \frac{1}{\sqrt{1-\varphi_d}} \left(\frac{\rho_{\text{mist}}}{\rho_g} \right)^{1/2} \\ \rho_{\text{mist}} = \varphi_d \rho_d + (1 - \varphi_d) \rho_g \end{cases}$$

由式(5)可知,细水雾的抑制效果受水雾层厚度 L 、水雾体积分数 φ_d 和点火超压波长 λ_g 的影响,而与水滴的直径不相关。

当注入水雾的水滴直径 $\phi_d > \phi_d^c$,在点火超压与水雾作用时,水滴不会被燃气流携走,将粗水雾看作非均匀同质介质,则传递系数可以由以下方程计算得到^[5]。

$$T_m^{\text{coarse}} = \frac{1}{[1 + C_d \varphi_d L u_{g0} / (\pi \phi_d c_{\text{mist}})]} \quad (6)$$

式中 c_{mist} 为水雾层中的声速。

由式(6)可知,粗水雾的传递系数与水雾层参数 L 、 φ_d 和气相的特征速度 u_{g0} 密切相关,而不受入射波特性的影响。

对于给定的火箭模型,其点火超压的持续时间 t_{iop} 、波长 λ_g 以及点火超压与水雾作用区域气相的速度 u_{g0} 都为定值。联立式(5)和式(6)可知,影响传递系数,即水雾对点火超压抑制效果的影响因子主要有水滴的直径 ϕ_d 、水雾体积分数 φ_d 和水雾层厚度 L 。

2 数值计算模型和数值方法

2.1 几何模型和网格划分

图1所示为火箭地下发射时,井内流场几何模型的简化示意图^[3]。其中,监测点 $P_1 \sim P_3$ 位于箭体的头部,两点之间相间 70° 。考虑到水雾层能够有效地抑制点火超压传播到箭体,且点火初始时刻箭体的运动位移很小,可以忽略。因此,水雾层的注入位置设置在箭体的尾部。以 $P_1 \sim P_3$ 处监测到的点火超压数据来分析水雾对点火超压的抑制效果。

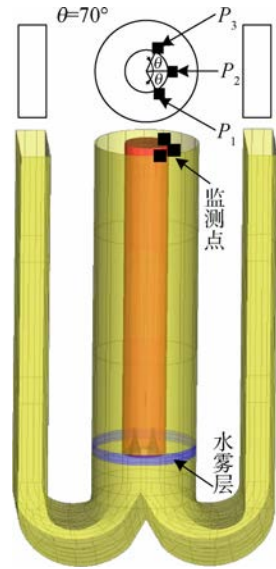


图 1 火箭发射平台结构示意图

Fig. 1 Schematic of rocket launching platform configuration

为降低流场边界效应对数值计算精度的影响,将井口周围一定范围内的空间也视为流场的计算域。地下井的结构具有对称性,为减小计算量,数值计算中取其 $1/2$ 圆周对称模型。同时,井

外流场也采用 1/2 圆周对称模型。计算域网格模型如图 2 所示,采用结构化网格进行划分,网格数量约为 453 万,近壁面网格采用 1.04 倍等比例加密方式。为满足壁面附近采用标准函数模拟低雷诺数湍流的需求,靠近喷管出口壁面第一层网格高度为 0.2 mm,壁面附近满足 $y^+ \in [30, 200]$ 。

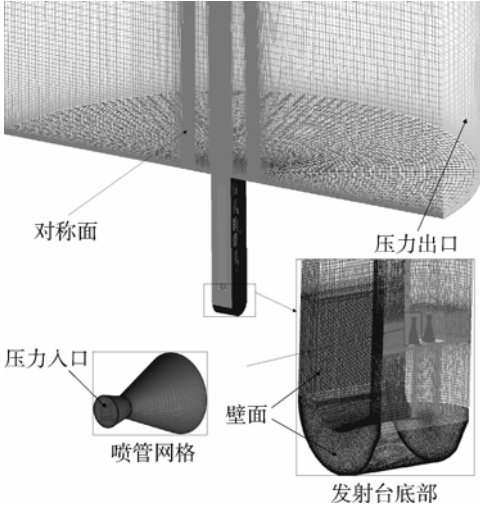


图 2 网格模型

Fig. 2 Mesh model

2.2 数值计算模型

该研究中的数值模型既要能表征点火超压的产生和传播过程,又要能表征点火超压与水雾间的相互作用。计算域中流体有气相和液相,其中气相组分包含:燃气流、空气和水蒸气;液相为水滴。气相的控制方程采用含组分输运项的三维 Navier-Stokes 方程表征,该方程考虑了气相与水滴之间的质量、动量和能量的传输作用^[13]。液相控制方程如下:

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho_{\text{mist}}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_{\text{mist}} \mathbf{u}_d) = S_m \\ \frac{\partial (\rho_{\text{mist}} \mathbf{u}_d)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_{\text{mist}} \mathbf{u}_d \mathbf{u}_d) = \mathbf{D}_{g,d} + S_m \mathbf{u}_d \\ \frac{\partial (\rho_{\text{mist}} e_{td})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_{\text{mist}} \mathbf{u}_d e_{td}) = S_m h_d - q_{g,d} \end{cases} \quad (7)$$

式中 S_m 为水雾的蒸发量; $\mathbf{D}_{g,d}$ 为气相对水滴的拖拽力; e_{td} 为单位体积水滴的内能; h_d 为水的潜化热, $q_{g,d}$ 表示气相向水滴传递的热量。

在点火超压与水雾作用过程中,水滴的蒸发主要考虑两个阶段。第 1 个阶段是水滴的温度高于蒸发温度且低于沸点时,水滴的蒸发以对流蒸发为主,其蒸发量可由下式计算得到^[14]:

$$S_m = N_d \frac{dm_d}{dt} = N_d k_c A_d \rho_g \ln(1 + B_m) \quad (8)$$

式中 k_c 为质量传递系数, A_d 为水滴的表面积, m_d 为水滴质量, B_m 为 Spalding 质量数, N_d 为单位体积内水滴的数量, $N_d = 3\varphi_d / (4\pi\phi_d^3)$ 。

第 2 个阶段是水滴的温度达到沸点,水滴的蒸发以受热蒸发为主,其蒸发量可由下式计算得到:

$$\begin{cases} S_m = N_d h A_d (T_g - T_d) / h_d \\ h = \kappa_g Nu / \phi_d \\ Nu = 2.0 + 0.6 Re^{1/2} Pr^{1/3} \end{cases} \quad (9)$$

式中 T_g 、 T_d 分别表示气相和水滴的温度, h 为传热系数, κ_g 为气相的导热系数, Nu 为 Nusselt 数, Pr 为气相的 Prandtl 数。

在点火超压与水雾作用过程中,若水滴的直径较大,水滴会发生破碎。文中采用 TAB (Taylor analogy breakup) 模型模拟水滴破碎,根据该模型,当水滴的变形量 $y > 1$ 时,水滴就会发生破碎, y 受以下方程约束^[15]:

$$y(t) = \frac{We}{12} + \exp(-t/t_d) \cdot$$

$$\left[-\frac{We}{12} \cos(\omega t) + \frac{1}{\omega} \left(\dot{y}_0 - \frac{We}{12t_d} \right) \sin(\omega t) \right] \quad (10)$$

式中 We 为韦伯数, $\dot{y}_0$ 为水滴的变形率,且中间变量 t_d 和水滴振荡频率 ω 如下式表示:

$$\begin{cases} t_d = \rho_d \phi_d^2 / 10 \mu_d \\ \omega^2 = 64 \sigma / (\rho_d \phi_d^3) - 1/t_d^2 \end{cases} \quad (11)$$

2.3 边界条件和数值方法

入口为发动机喷管入口,采用压力入口边界条件,输入设置为燃烧室的总温、总压。井外流场出口为静止大气环境,采用压力出口边界条件,环境压力和温度分别设置为 101 325 Pa、300 K;其余边界均为光滑绝热壁面。水雾的注入速度为 5 m/s,温度为 300 K。流场初始化为环境压力和温度,水雾注入口与箭体壁面间隙区域初始化为水雾层。

对流场的数值模型,采用基于雷诺平均方程的有限体积法进行求解计算。对数值模型中无黏通量项采用 2 阶精度格式离散;对黏性通量项采用中心差分格式进行离散;为避免高阶精度格式下解在间断附近出现的非物理振荡,选用连续型 TVD (total variation diminishing) 限制器,时间推进采用 2 阶向后差分隐式方法进行处理,各项残差收敛精度为 10^{-4} ,时间步长为 10^{-5} s。为封闭

雷诺平均方程的雷诺应力项和输运项,文中采用realizable $k-\epsilon$ 湍流模型^[16]。数值计算在浪潮天梭系列服务器上开展,每个算例调用 112 个核心。

2.4 数值模型和网格无关性校验

为检验文中数值方法的有效性,采用上述方法对文献中水雾抑制激波的激波管试验进行了数值模拟,监测点的布置与文献[17]中相同。图 3 所示为文中数值计算结果与文献中试验数据的比较。结果表明,数值计算有效捕捉到了点火超压 Δp 的峰值出现时间和幅值,且峰值的相对误差小于 8.35%,表明本文采用的数学模型和数值方法能有效地模拟水雾抑制点火超压问题。

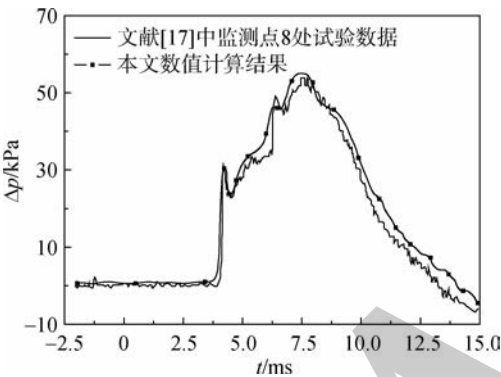


图 3 数值方法验证

Fig. 3 Numerical method verification

为验证网格尺寸的无关性,分别对网格数为 215 万、453 万和 782 万 3 种网格模型进行计算分析,获得燃气流动典型区域——箭体和井筒间隙中的压强分布如图 4 所示。从图 4 可以看出,453 万网格和 782 万网格模型的结果差异小于 5%,而 215 万网格模型的结果与其他两种差异大于 15%,为保证计算精度,同时有效减少计算

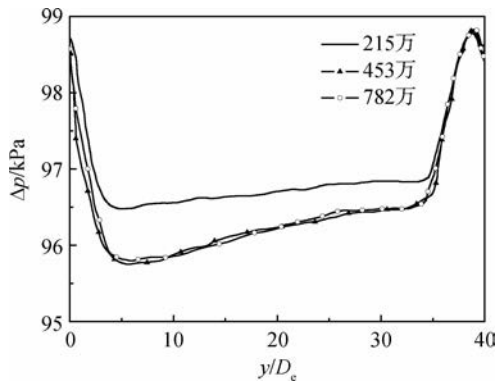


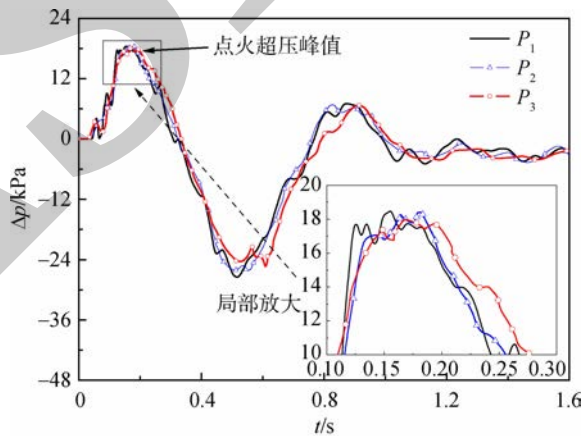
图 4 网格无关性检验

Fig. 4 Mesh independence verification

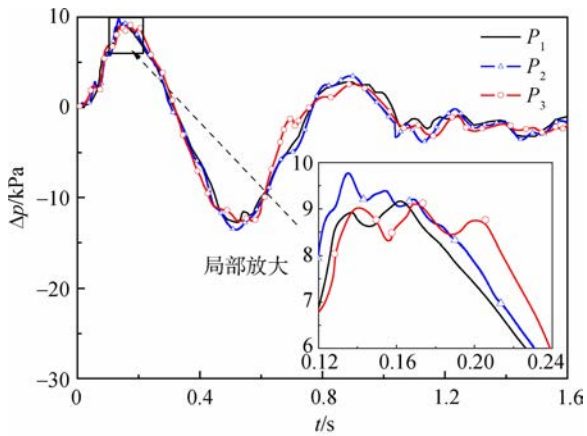
量,文中采用 453 万网格模型对应的网格尺度作为网格模型划分方案,图中 D_e 为发动机喷管出口直径。

3 点火超压抑制效果的影响因子分析

根据第 2 节中的数值模型和方法,本节采用单因素分析的方法,分别研究了水滴直径、水雾体积分数和水雾层厚度对点火超压抑制效果的影响规律。未注入水雾时,监测点 $P_1 \sim P_3$ 处的点火超压如图 5(a)所示,监测点 $P_1 \sim P_3$ 处的点火超压(Δp)峰值分别为 18.031、18.163、17.691 kPa,三者之间的相对差异小于 3.15%。注入的水雾后,水雾参数 $\phi_d=0.1\text{ mm}$, $\varphi_d=0.08$, $L=0.2\text{ m}$,则监测点 $P_1 \sim P_3$ 处的点火超压数据图 5(b)所示, $P_1 \sim P_3$ 处点火超压的峰值分别为 9.119、9.777、9.228 kPa,三者之间的相对差异小于 6.73%。由以上结果分析可知,注入水雾可以有



(a) 未注入水雾



(b) 注入水雾

图 5 监测点 $P_1 \sim P_3$ 处点火超压

Fig. 5 Ignition overpressure at monitor points $P_1 \sim P_3$

效抑制点火超压,且点火超压峰值沿箭体周向分布上差异很小,可以忽略。为简化分析,且保证火箭发射安全,在后续研究中,取 3 个监测点处点火超压数据的最大值来计算水雾对点火超压抑制效果的参数化指标 T_m 。

3.1 水滴直径

数值计算中水滴的直径 ϕ_d 分别设置为 0.01、0.04、0.1、0.4、1、3、6 mm,水雾的体积分数和水雾层厚度保持不变, $\varphi_d=0.1,L=0.2$ m。注入不同水滴直径的水雾时,监测点处的点火超压数据如图 6 所示。注入上述 7 种不同水滴直径的水雾后,监测点处的点火超压峰值分别为 8.642、8.896、9.119、10.446、12.505、14.503、16.557 kPa,则注入水雾与未注入水雾时点火超压幅值的比值,即点火超压抑制效果的参数化指标 T_m 分别为 0.475 8、0.489 8、0.502 1、0.575 1、0.688 5、0.798 5、0.911 6。由上述结果得到点火超压抑制效果随水滴直径的变化规律如图 7 所示,由该图可以看出,水滴直径的变化影响水雾对点火超压的抑制效果。当水滴直径大于 0.4 mm 时,随着水滴直径的增大点火超压的抑制效果逐渐降低,如水滴直径由 1 mm 增加到 6 mm, T_m 的变化率大于 32.40%。当水滴直径由 0.1 mm 减小至 0.01 mm, T_m 的变化率小于 4.31%;考虑到数值计算误差的影响,该结果表明当水滴直径小于某临界值时,可以忽略水滴直径变化对点火超压的抑制效果的影响。以上结果也印证了由式(5)和式(6)理论分析得到的结论。

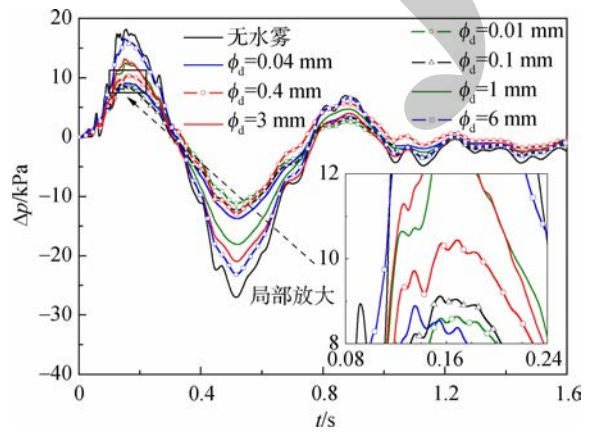


图 6 注入不同水雾时监测点处的点火超压
Fig. 6 Ignition overpressure at monitor points for different water mist

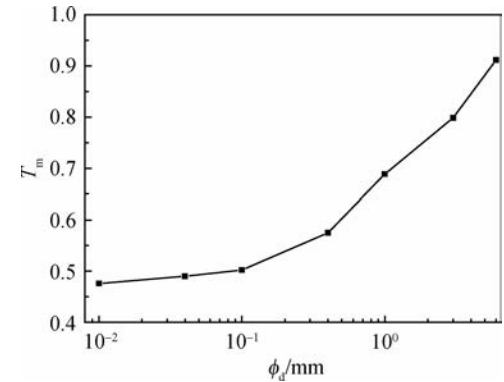


图 7 水滴直径对火超压抑制效果的影响规律
Fig. 7 Influence rules of water droplet diameter on ignition overpressure mitigation performance

3.2 水雾体积分数

文中研究了 7 种不同体积分数 $\varphi_d=0.02, 0.05, 0.08, 0.1, 0.15, 0.2, 0.25$ 水雾的点火超压抑制效果,7 种水雾的水滴直径 $\phi_d=0.1$ mm,水雾层厚度 $L=0.2$ m 设置均相同。如图 8 所示为水雾体积分数对点火超压抑制效果的影响。结果表明,水雾的体积分数越高,水雾对点火超压的抑制效果越好。当水雾的体积分数 $\varphi_d=0.1$ 时, T_m 为 0.502 1;当水雾体积分数 $\varphi_d=0.25$ 时, T_m 为 0.476 3。比较两者的抑制效果可知,水雾体积分数增加了 150%,而传递系数的变化率小于 5.40%,即抑制效率相对提高了 5.40%。由上述分析可知,当水雾体积分数大于 0.1 后,继续增加水雾体积分数,点火超压的抑制效果变化较小,为了减小水的注入量,水雾体积分数宜设置在 $[0.08, 0.15]$ 范围内。

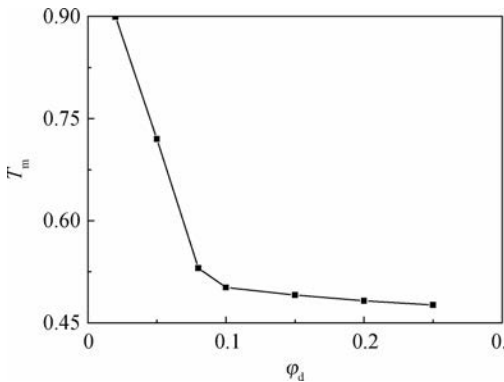


图 8 水雾体积分数对火超压抑制效果的影响规律
Fig. 8 Influence rules of water mist volume fraction on ignition overpressure mitigation performance

3.3 水雾层厚度

如图 9 所示为水雾层厚度对火超压抑制效果影响规律。水雾层厚 $L=0.05, 0.1, 0.15, 0.2, 0.25, 0.3, 0.4\text{ m}$ 时,点火超压的穿过水雾层传递系数分别为 $0.811\ 2, 0.676\ 8, 0.563\ 5, 0.502\ 1, 0.509\ 3, 0.517\ 9, 0.519\ 8$ 。该结果表明,传递系数与水雾层厚度之间呈类似抛物线关系,当水雾层厚度在 0.2 m 附近时,水雾对点火超压有最优的抑制效果。当水雾层厚度增大或减小时,水雾对点火超压的抑制效率都会降低。因此,该研究中水雾层的厚度宜设置在 0.2 m 左右。

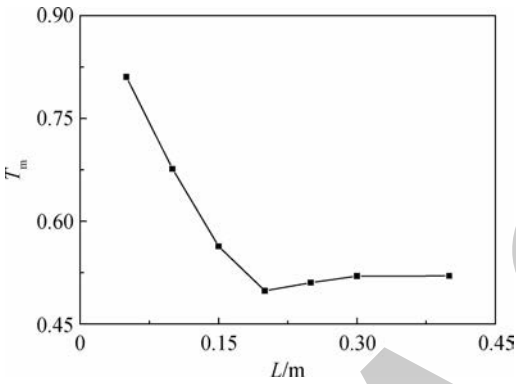


图 9 水雾层厚度对火超压抑制效果的影响规律

Fig. 9 Influence rules of water mist layer thickness on ignition overpressure mitigation performance

火箭安全发射时要求箭体头部点火压力超压峰值不大于 0.013 MPa ,则设计水雾层对点火超压的抑制效果参数 T_m 要小于 0.7153 。在满足火箭安全发射要求下,尽可能的降低水的注入量,从而降低对井内燃气流排导通畅性的影响。根据上述计算结果,得到水雾体积分数和水雾层厚度的适宜取值范围分别为 $\varphi_d \in [0.08, 0.15], L \in [0.1, 0.25]\text{ m}$ 。考虑到获得较小水滴直径的水雾要消耗更多能量,而当水滴直径小于 0.1 mm ,水滴直径的变化对点火超压的抑制效果的影响可以忽略。因此,研究中水滴直径 ϕ_d 取值宜在 $[0.1, 1]\text{ mm}$ 。

4 点火超压抑制效果的参数化模型

4.1 均匀试验设计与参数化模型回归分析

水滴直径、水雾体积分数和水雾层厚度 3 个参数中改变任意一个量都会影响水雾对点火超压的抑制效果,且参数间耦合作用对抑制效果的影响未知。若采用回归分析方法,研究水雾层对点

火超压抑制效果与水雾参数之间的代数关系,需要对 3 个参数 s 个水平下的 3^s 组合工况进行数值计算分析,且随着参数水平 s 的增加,对应的组合数呈指数倍增长。对应的数值计算量巨大,难以完成。采用均匀设计方法能很好地解决该类多参数多水平组合优化问题^[18-20]。其思路:首先将 3 个水雾参数在其合适的取值范围内分成多个水平,根据均匀设计给出 n 组水雾参数组合;然后,根据该 n 组水雾参数组合开展数值计算,得到点火超压的抑制效果;最后,利用回归分析,建立点火超压的抑制效果与水雾 3 个参数间的代数关系,即点火超压抑制效果对水滴直径、水雾体积分数和水雾层厚度的参数化模型。进而,根据该参数化模型计算最优抑制效果时匹配的水雾参数。

采用均匀设计方法研究点火超压抑制效果对水滴直径、水雾体积分数和水雾层厚度的参数化模型,如对计算结果采用二阶模型回归分析,且考虑因素之间的交互效应,则试验次数最少为 $2+3+0.5\times 3\times (3+1)=11$ 次。考虑需要检测模型的预测能力,试验次数取值应为 1.5 倍的最小试验次数,根据均匀设计表 $U_{18}^*(18^{11})$,建立 3 因素 18 水平的试验设计表如表 1 所示。试验设计表的均匀性设计偏差 $D=0.1394$,表明试验点分布均匀,利于试验结果揭示水雾参数与抑制效果之间的代数关系。采用第 3 节中数值模型得到计算结果 T_m 如表 1 所示。

采用 2 阶 3 元多项式逐步回归分析方法将抑制效果 T_m 对水雾参数进行回归处理,显著性水平 $\alpha=0.05$ 。回归模型逐步计算时引入变量和剔除变量的置信水平皆为 $\alpha=0.1$,经计算得到回归模型如式(12)所示。模型的复相关系数 $R=0.9800$,决定系数 $R^2=0.9605$,修正的决定系数 $R^{2a}=0.9520$ 。上述 3 个系数的值越趋于 1 代表性能参数回归模型对样本数据的逼近程度越好。可见式(12)回归模型能够反映水雾参数对点火超压抑制效果的影响规律。

$$T_m = 0.6206 + 0.6492\phi_d - 0.2099\phi_d^2 - 2.08\phi_d\varphi_d - 3.385L^2 \quad (12)$$

回归模型的方差分析表如表 2 所示,试验表中样本容量 $N=18$,假设参数化模型的显著性水平 $\alpha=0.05$,样本的检验值 $F_1=77.89$ 大于临界值 $F(0.05, 4, 13)=3.179$,表明回归模型显著。通过该回归模型表达式还可以看出,模型中存在交互项的 $\phi_d\varphi_d$,且在回归模型中是显著的,表明水雾参数对点火超压抑制效果的影响

规律不能只观测单因素的变化来决定。同时,还需要指出的是,该回归模型的适用范围仅限于 3 个水雾参数试验设计时的取值范围,而不能随意外推。将式(12)模型对 3 个水雾参数分别求偏导数可知,在 $\phi_d \in [0.1, 1] \text{ mm} \cup \varphi_d \in [0.08, 0.15] \cup L \in [0.1, 0.25] \text{ m}$ 时,点火超压的抑制效果与 φ_d 、 L 呈正相关,与 ϕ_d 呈负相关。因此,当 $\varphi_d=0.15, L=0.25 \text{ m}$ 且 $\phi_d=0.1 \text{ mm}$ 时, T_m 有最小值 0.4406。

表 1 因素水平与计算结果

Table 1 Factor levels and computation results

序号	水雾参数			T_m
	ϕ_d/mm	φ_d	L/m	
1	0.1000	0.09647	0.1706	0.5833
2	0.1529	0.1171	0.2500	0.4700
3	0.2059	0.1376	0.1618	0.5930
4	0.2588	0.0800	0.2412	0.5255
5	0.3118	0.1006	0.1529	0.6238
6	0.3647	0.1212	0.2324	0.5462
7	0.4176	0.1418	0.1441	0.6513
8	0.4706	0.08412	0.2235	0.6733
9	0.5235	0.1047	0.1353	0.7344
10	0.5765	0.1253	0.2147	0.6088
11	0.6294	0.1459	0.1265	0.7041
12	0.6824	0.08824	0.2059	0.7053
13	0.7353	0.1088	0.1176	0.7689
14	0.7882	0.1294	0.1971	0.6434
15	0.8412	0.1500	0.1088	0.7398
16	0.8941	0.09235	0.1882	0.7255
17	0.9471	0.1129	0.1	0.7945
18	1.0000	0.1335	0.1794	0.6690

表 2 方差分析表

Table 2 Variance analysis

参数	平方和	自由度	均方	F_i
回归值	0.1262	4	3.155×10^{-2}	78.99
剩余值	5.193×10^{-3}	13	3.994×10^{-4}	
总和	0.1314	17		

注:总和=回归值+剩余值。

4.2 回归模型验证

表 3 所示为数值计算结果与式(12)回归模型预测结果的对比,相对误差最大值小于 10%。该结果表明,在设定的水雾参数范围,回归模型能够有效表征点火超压抑制效果与水雾参数之间的物理关系,可以为工程人员设计提供计算参考。

表 3 数值计算结果与回归模型预测结果的对比
Table 3 Results comparison between numerical computation and regression model

水雾参数			T_m		相对误差/%
ϕ_d/mm	φ_d	L/mm	计算值	回归值	
0.1	0.1	0.2	0.5021	0.5272	4.74
0.4	0.1	0.2	0.5751	0.6281	8.44
0.1	0.15	0.2	0.4901	0.5168	7.10
0.1	0.1	0.15	0.5635	0.5864	3.91
0.1	0.15	0.25	0.4821	0.4406	-8.61

注:相对误差=(回归值-计算值)/计算值×100%。

5 结 论

文中基于数值计算方法研究了水雾对火箭点火超压的抑制效果,建立了水雾层对点火超压抑制效果的参数化模型,并得到以下结论。

1) 从点火超压传播途径上设置水雾层可以有效抑制点火超压,影响水雾对点火超压抑制效果的主要因子有水雾体积分数、水雾层厚度和水雾的水滴直径。

2) 水雾对点火超压有 2 种不同的抑制机理,当水滴直径大于临界直径时,水雾对点火超压的抑制效率随水滴直径增大而降低;当水滴直径小于临界直径时,水滴直径变化对抑制效率的影响可以忽略。

3) 水雾体积分数越高,水雾对点火超压的抑制效果越好,当水雾体积分数大于 0.1 后,继续增加水雾体积分数,点火超压的抑制效果变化较小。

4) 当水雾体积分数、水雾层厚度和水雾中的水滴直径在一定阈值内时,可以由回归分析得到水雾层对点火超压抑制效果与水雾参数之间的参数化模型,方便工程设计使用;针对文中火箭模型,当 $\phi_d \in [0.1, 1] \text{ mm} \cup \varphi_d \in [0.08, 0.15] \cup L \in [0.1, 0.25] \text{ m}$ 时,计算得到水雾对点火超压抑制效果的参数化模型如式(12)所示,其置信概率为 95%。水雾对点火超压的抑制效果与 φ_d 、 L 呈

正相关,与水滴直径呈负相关。

参考文献:

[1] DARGAUD J B,TROYES J,LAMET J M,et al. Numerical study of solid-rocket motor ignition overpressure wave including infrared radiation[J]. Journal of Propulsion and Power,2013,30(1):164-174.

[2] 徐悦,周旭,张志成,等. 发动机燃气射流喷水降噪研究[J]. 航空动力学报,2010,25(4):816-820.

XU Yue,ZHOU Xu,ZHANG Zhicheng,et al. Reduction of rocket engine jet noise by water injection[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(4):816-820. (in Chinese)

[3] 黄怀德. 振动工程[M]. 北京:宇航出版社,1993.

[4] BUELL J. Three-dimensional simulation of STS ignition overpressure[R]. AIAA 84-1629,1984.

[5] VIATCHESLAV O,MICHAEL K,HALYNA H. Mitigation of solid booster ignition over pressure by water aerosol sprays[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2015,50(3):928-942.

[6] CANABAL F,FRENDI A. Study of the ignition overpressure suppression technique by water addition[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2006,43(4):853-865.

[7] CANABAL F. Suppression of ignition overpressure generated by launch vehicles[D]. Huntsville, Alabama: The University of Alabama,2004.

[8] 谢波,范宝春,夏自柱,等. 大型通道中主动式水雾抑爆现象的实验研究[J]. 爆炸与冲击,2003,23(2):151-156.

XIE Bo,FAN Baochun,XIA Zizhu,et al. Experimental study of explosion suppression by active water sprays in large-scale duct[J]. Explosion and Shock Waves,2003,23(2):151-156. (in Chinese)

[9] SCHWER D,KAILASANTE K. Blast mitigation by water mist (3):mitigation of confined and unconfined blasts[R]. NRL/MR/6410-06-8976,2006.

[10] RODRIGUES C,BARATA J,SILVA A. Modeling of evaporating sprays impinging onto solid surfaces[J]. Journal of Thermo Physics and Heat Transfer,2017,31(1):109-119.

[11] PARK G,YEOM G S,HONG Y K,et al. Experimental study of time-dependent evolution of water droplet breakup in high-speed air flows[J]. International Journal of

Aeronautical and Space Sciences,2017,18(1):38-47.

[12] BREKHOVSKIKH L. Waves in layered media[M]. Amsterdam,Netherland:Elsevier Press,2012.

[13] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安:西安交通大学出版社,1998.

[14] MILLER R S,HARSTAD K,BELLAN J. Evaluation of equilibrium and non-equilibrium evaporation models for many droplet gas-liquid flow simulations[J]. International Journal of Multiphase Flow,1998,24(6):1025-1055.

[15] O'ROURKE P J,AMSDEN A A. The TAB method for numerical calculation of spray droplet breakup[R]. Los Alamos:Los Alamos National Laboratory,872089,1987.

[16] 蔡红华,聂万胜,侯志勇. 液体火箭发动机尾焰对发射平台冲击效应[J]. 航空动力学报,2016,31(8):1995-2001.

CAI Honghua,NIE Wansheng,HOU Zhiyong. Impact of effect of liquid rocket motor exhaust plume on launching platform[J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(8):1995-2001. (in Chinese)

[17] JOURDAN G,BIAMINO L,MARIANI C,et al. Attenuation of a shock wave passing through a cloud of water droplets[J]. Shock Waves,2010,20(4):285-296.

[18] 汪治全,王豫,严仲明,等. 基于均匀设计的单级多极矩电磁推进器结构参数优化[J]. 兵工学报,2016,37(4):744-750.

WANG Zhiqian,WANG Yu,YAN Zhongming,et al. Research on structural parameters of single-stage multiple field launcher based on uniform design approach[J]. Acta Armanentarii,2016,37(4):744-750. (in Chinese)

[19] 李登万,陈洪涛,冯锦春,等. 基于均匀设计法的精密车削参数优化[J]. 机械工程学报,2015,51(3):206-212.

LI Dengwan,CHEN Hongtao,FENG Jinchun,et al. Precision cutting parameters optimization based on uniform design method[J]. Journal of Mechanical Engineering,2015,51(3):206-212. (in Chinese)

[20] 张文电,王一白,刘宇,等. 超燃冲压发动机尾喷管性能对型面参数的回归研究[J]. 航空动力学报,2013,28(9):2029-2036.

ZHANG Wendian,WANG Yibai,LIU Yu,et al. Regression study of scramjet nozzle performance on contour parameters[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(9):2029-2036. (in Chinese)

(编辑:陈 越)