

火箭点火压力脉冲形成机理与影响因子分析^{*}

谢 建¹, 谢 政¹, 常正阳², 杜文正¹, 权 辉¹

(1. 火箭军工程大学 发射工程系, 陕西 西安 710025;

2. 火箭军工程设计研究院, 北京 100011)

摘 要: 为深入研究火箭点火瞬时压力脉冲形成机理, 以火箭在地下有限空间内发射为研究对象, 采用一维线性波理论分析了压力脉冲的形成机理和影响因子, 并对压力脉冲幅值进行了估算。同时, 采用计算流体力学方法, 建立了基于三维可压缩气体 Navier-Stokes 方程的火箭发射燃气流场模型, 详细揭示了压力脉冲在地下井内的幅值分布和演化规律。仿真结果表明, 发动机燃烧室建压速率越大, 井内的压力脉冲峰值越大, 峰值出现的时间越早; 燃气流密度越大, 压力脉冲峰值越小, 峰值出现的时间越晚; 井筒越深, 压力脉冲幅值越大。一维线性波理论分析和计算流体力学方法结果的压力脉冲峰值与试验结果比较, 相对误差均不大于14.2%, 表明这两种方法均能有效预示火箭点火压力脉冲幅值和分布规律。

关键词: 火箭; 点火压力脉冲; 燃气流场; 一维线性波; 数值计算

中图分类号: V411.8 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2018) 01-0152-08

DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2018. 01. 017

Generation Mechanism and Influence Factors Analysis of Rocket Ignition Pressure Pulse

XIE Jian¹, XIE Zheng¹, CHANG Zheng-yang², DU Wen-zheng¹, QUAN Hui¹

(1. Department of Lsunvh Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;

2. Rocket Force Engineering Design Institute, Beijing 100011, China)

Abstract: To take more research on rocket motor ignition pressure pulse generation mechanism, the rocket launch in confined underground space was taken as the research object. One-dimensional linear wave analysis method was applied to expose the physical cause and influence factors for the pressure pulse, and the pressure pulse's magnitude was estimated. Meanwhile, a rocket launch jet flow field's numerical model based on three-dimensional Navier-Stokes equation for compressible viscid gas was proposed to characterize basic features of the rocket motor exhaust plume discharging in silo. Then, the computational fluid dynamics method was used to solve the numerical model and reveal the details of jet flow field, such as pressure pulse distribution and evolution rule in silo. Simulation results demonstrate that pressure pulse peak is higher and peak time is more advanced with motor chamber pressurization slope increasing. However, pressure pulse peak and peak time present an inverse rule with exhaust plume density increasing. The deeper the silo is, the higher the pressure pulse peak is. Compared with the test result, the relative error of the pressure pulse peak obtained by one-dimensional linear wave analysis method and CFD numerical simulation is no larger than 14.2%, which indicates that both methods are effective to predict rocket motor ignition pressure pulse values and evolution rule.

Key words: Rocket; Ignition pressure pulse; Jet flow field; One dimensional linear wave; Numerical simulation

^{*} 收稿日期: 2017-02-15; 修订日期: 2017-03-30。

基金项目: 国家自然科学基金面上项目 (51475462)。

作者简介: 谢 建, 男, 博士, 教授, 研究领域为兵器发射理论与技术。E-mail: xiejian1967@126.com

1 引言

火箭发动机点火压力脉冲现象广泛存在于航天发射或武器系统发射的工程应用中,其成因复杂,影响因素众多,吸引了大量学者开展了相关的研究^[1,2]。Ariane5发射时,相关报道指出,由于发动机点火后,燃烧室内迅速建压,同时从发动机喷管喷出大量高温高速燃气流,瞬时发生很大的质量-体积变化,燃气流的动量和能量瞬时加入到周围静止的环境气体中。因此,在点火后 Ariane5 箭体经历很强的冲击波超压环境,严重影响火箭的安全发射^[3~5]。当火箭在地下发射,尤其是在井下发射时,井内空间有限,发动机燃烧室迅速建压过程,从喷管喷出的大量燃气在与周围环境气体接触面位置,类似活塞以超声速或临界声速压缩周围环境静止气体,构成压缩波波源。该波源引起地下井内环境气体介质瞬态响应,即压力脉冲。压力脉冲载荷幅值过大时,对箭体结构、箭上仪器以及发射设备等产生严重破坏或毁伤^[6,7]。

Broadwell等根据线性波理论建立了Titan和民兵导弹井下发射时一维流场模型。结合试验数据,他们对该模型中的经验常数进行了修正,利用该模型估算得到的压力脉冲幅值与试验结果吻合较好,但该模型忽略了压力波在井内的反射和传播^[8~10]。在早期关于点火压力脉冲的研究主要采用理论分析和试验测量等手段,随着计算机发展,许多学者开始尝试使用CFD方法对该问题开展研究,Seiji等基于非稳态雷诺平均 Navier-Stokes 方程,采用二阶离散格式,数值模拟 H-IIB 火箭发射时的点火超压,得到的数值结果与发射试验结果吻合较好,表明数值计算方法能够有效模拟点火超压^[11]。Troyes等采用 One-ra CEDRE 程序对 Ariane5 的 1/35 的缩比模型的点火压力脉冲开展了数值模拟,分析了发动机尾焰二次燃烧对压力脉冲的影响,结果表明考虑尾焰复燃能更精准的捕捉到点火压力脉冲的第一个峰值,但由于燃烧机理的不确定性,导致考虑复燃因素的数值结果压力脉冲峰值要明显大于试验值,且数值计算代价很大^[12,13]。徐强等利用光学流场显示和冲击波超压测量的方法对起始冲击波场进行了研究,认识了燃气射流起始冲击波形成机理和发展特点^[14]。姜毅、傅德彬等对发射箱内燃气流产生的初始冲击波流场进行研究,分析了冲击波在发射箱内的传播过程,并利用冲击波超压来完成发射箱开盖动作^[15,16]。针对压力脉冲这类冲击波问题,刘朝阳采用高阶

WENO 数值格式很好地捕捉到流场中的冲击波间断结构^[17]。

公开报道主要针对火箭发动机点火瞬时压力脉冲的估算方法或模拟方法开展了大量研究,没有系统的分析压力脉冲形成原因及其影响因素。本文以火箭在 W 型地下井内点火为基本模型,利用一维线性波理论方法探究了火箭点火压力脉冲的形成机理和影响因素。基于一维线性波理论分析得到的结论,采用 CFD 数值方法并分析了发动机燃烧室建压速率、燃气流气体密度和井筒深度 3 个主要影响因素对压力脉冲的影响,验证了一维线性波理论分析结果的准确性。

2 一维线性波理论分析

火箭点火后燃烧室内迅速建压,从发动机喷管喷出的燃气体积增加速率也随之提高。喷出的燃气与周围空气的交界面,类似两个活塞,以临界声速或超声速分别向左右运动引起压缩波,并在井内传播。为简化分析,对复杂的地下井发射环境作如下简化假设。

(1)将地下井简化为两端开口的半封闭空间,如图 1 所示,假定井内燃气流与井壁平行,井筒与排焰道有效截面积相等,且空气和燃气均为理想气体;

(2)假定喷管出口量速率 $\dot{m}_e$ 随时间的变化与发动机燃烧室压力 $p_c(t)$ 的变化相同,忽略控制区域 S 内的质量密度变化,不考虑燃气流与空气混合后复燃的影响;

(3)假设井底混合区域长度为零,气体介质间断面在发动机喷管出口平面处;

(4)假定点火压力脉冲波向排焰道出口方向传播是高温声速,向井口方向为常温声速,并且在发射井与排焰道出口端面上附加有效通道长度 $\pi D/8$ 。

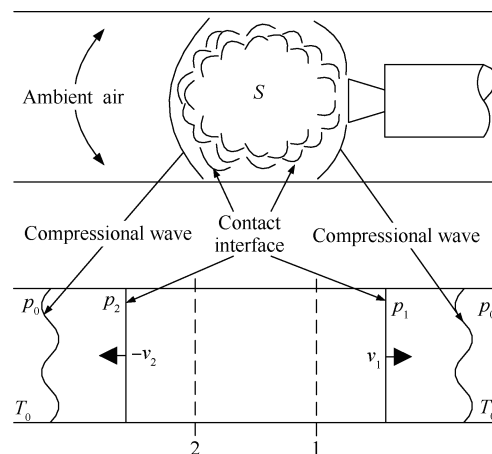


Fig. 1 Schematic of silo flow field

发动机喷出的燃气流突然注入波源区 S , 构成了 S 区域的质量、能量和动量源, 则控制区域 S 的质量、动量和能量守恒方程为

$$\begin{cases} \rho_2 v_2 - \rho_1 v_1 + \dot{m}_c / A = 0 \\ p_2 - p_1 + \rho_2 v_2^2 - \rho_1 v_1^2 - \dot{m}_c v_c / A = 0 \\ c_p T_i + u_i^2 / 2 = c_p T_c \quad (i=1, 2) \end{cases} \quad (1)$$

由于控制区域 S 两端面处的马赫数较小, 可以认为端面处的总温相等, 即 $T_1 = T_2 = T_c$ 。同理, 对式(1)简化得到

$$p_2 - p_1 = \dot{m}_c v_c / A \quad (2)$$

在井筒与排焰通道开口端面的反射波没有发生之前, S 两端面上的压力速度与周围环境的压力 p_0 和温度 T_0 有如下边界条件方程

$$f(p_i, v_i, p_0, v_0) = 0 \quad (i=1, 2) \quad (3)$$

气体的状态方程

$$p_i = \rho_i R T \quad (i=1, 2) \quad (4)$$

由上述八个方程, 可确定八个未知量 ρ_i, p_i, v_i, T_i ($i=1, 2$)。

在发射井的单位面积上的质量流和推力很小, 为简化计算, 在保证压力脉冲波源解计算精度下对式(1)~(4)进行线性化处理, 令

$$\begin{cases} p_i = p_0 + p'_i \\ v_i = v'_i \\ \rho_i = \rho_{c0} + \rho'_i \end{cases} \quad (i=1, 2) \quad (5)$$

式中 p'_i, ρ'_i 和 v'_i 分别表示周围环境静止气体的压力、密度和速度的扰动量。

将式(5)所述扰动量带入式(1)~(4), 并忽略高阶量, 得

$$\begin{cases} v'_1 - v'_2 = \dot{m}_c / (p_{c0} A) \\ T'_1 = T'_c \\ p'_2 - p'_1 = \dot{m}_c v_c / A \\ v'_1 = a_0 p'_1 / (\gamma p_0) \\ v'_2 = -a_0 p'_2 / (\gamma p_0) \end{cases} \quad (6)$$

式中 a_0 表示环境空气声速, γ 表示比热比。

由式(6)线性方程组求解可得如下压力脉冲波源表达式

$$\begin{cases} \frac{p'_1}{p_0} = \frac{\dot{m}_c}{2A} \left(\frac{\gamma}{a_0 \rho_{c0}} - \frac{v_c}{p_0} \right) \\ \frac{p'_2}{p_0} = \frac{\dot{m}_c}{2A} \left(\frac{\gamma}{a_0 \rho_{c0}} + \frac{v_c}{p_0} \right) \end{cases} \quad (7)$$

从式(7)可以看出压力脉冲波源主要包含两个部分: 质量源项 $\gamma / a_0 \rho_{c0}$ 和动量源项 v_c / p_0 。由试验测量结果得到, 动量源项与质量源项的比值一般小于 0.1^[8]。考虑燃气流对井底导流锥的冲击和井内箭体支撑装置对燃气流的阻挡, 燃气流的动量损失较

大。同时, 考虑火箭点火后燃气与空气混合有燃烧效应, 增加了质量体积源项对压力脉冲波源的影响。这样一减一增, 动量源项与质量源项的比值进一步减小, 所以忽略动量源项对压力脉冲波源的影响后, 得到压力脉冲波源。

$$\frac{p'_1}{p_0} = \frac{p'_2}{p_0} = \frac{\dot{m}_c \gamma}{2A a_0 \rho_{c0}} \quad (8)$$

由喷管出口量速率 $\dot{m}_c$ 随时间的变化与发动机燃烧室压力 $p_c(t)$ 的变化相同, 得

$$\dot{m}_c = \dot{m}_{c0} p_c(t) / p_{cs} \quad (9)$$

式中 $\dot{m}_{c0}$ 表示发动机的稳态流量; p_{cs} 表示燃烧室内的稳态压力。

联立式(8)~(9), 压力脉冲波源可表示为

$$p'_1 = p'_2 = \gamma \dot{m}_{c0} p_0 p_c(t) / (2A a_0 \rho_{c0} p_{cs}) \quad (10)$$

式(10)给出了点火瞬时压力脉冲波源, 该波源产生的压力波在井内传播。一方面压力波 d, f 通过井的开口界面向井外传播, 另一方面由井外大气界面向井内部反射一个强度相同、方向相反的波 e, g 。在发动机喷管出口处的混合区域认为是间断面, 其厚度为零。如图2所示, 在间断面处, 向右的入射波 a 和向左的反射波 b 在气体介质 E 中传播, 向右的传递波 c 在介质 L 传播。

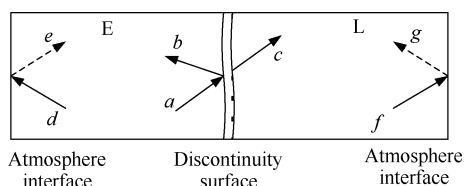


Fig. 2 Schematic of pressure wave reflection and transmission

传递波、反射波与入射波的比值关系

$$\begin{cases} \frac{p_c}{p_a} = \gamma_E = \frac{2}{1 + \gamma_E a_{L0} / (\gamma_L a_{E0})} \\ \frac{p_b}{p_a} = \gamma_E - 1 \end{cases} \quad (11)$$

式中 γ_E, γ_L 分别表示排焰道内和内井井筒内气体的比热比。

根据线性波的反射与传递规律, 得到由单位阶跃波源引起的压力波在井内传播简化图, 如图3所示, 图中 a_E, a_L 为单位压缩波; b_E 为 a_E 的反射波; b_L 为 a_L 的反射波; c_E 为 b_E 的反射波; c_L 为 b_E 的入射波; d_E 为 b_L 的入射波; d_L 为 b_L 的反射波; c_E 为 c_E 的反射波; e_L 为 c_L 的反射波; f_E 为 e_E 的反射波; f_L 为 e_E 的入射波; g_E 为 d_E 的反射波; g_L 为 d_L 的反射波; h_E 为 g_E 的反射波; h_L 为 g_E 的入射波; i_E 为 e_L 的入射

波; i_L 为 e_L 的反射波; j_E 为 f_E 的反射波; j_L 为 f_L 的反射波; k_E 为 g_L 的入射波; k_L 为 g_L 的反射波; l_E 为 j_E 的反射波; l_L 为 j_E 的入射波; m_E 为 i_E 和 h_E 的反射波; m_L 为 i_L 和 h_L 的反射波; n_E 为 m_E 的反射波; n_L 为 j_L 的反射波; o_E 为 j_L 的入射波; o_L 为 m_E 的入射波; p_E 为 k_E 的反射波; p_L 为 k_L 的反射波; q_E 为 l_E 的反射波; q_L 为 l_L 的反射波。

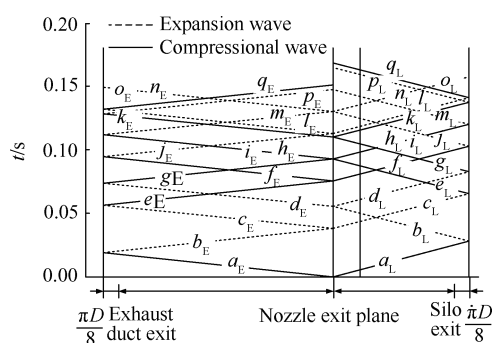


Fig. 3 Schematic of pressure wave in silo

结合上述单位波源引起的压力波在地下井内的传播过程,从压力脉冲波源式(10)可以看出,压力脉冲的幅值与发动机的建压速率、燃气流的密度和地下井的结构参数密切相关。同时,根据井内单位阶跃波源引起的压力波传播简化图,对井内某点的反射波与传递波的幅值和作用时间进行叠加,即可计算得到如图4所示在井内某点位置处,单位阶跃压力脉冲波源引起的压力脉冲响应曲线。

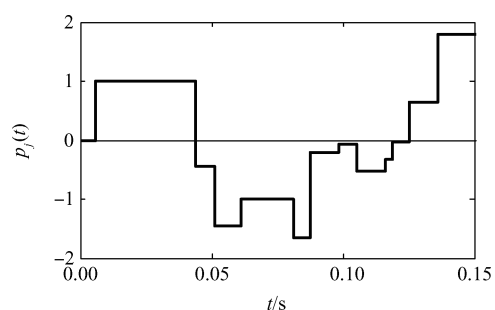


Fig. 4 Pressure pulse response curve at observation point

运用数字信号处理领域中线性时不变系统求响应的迭加积分法,把压力脉冲波源信号函数 $p'(t)$ 分解为一系列阶跃函数。先求出系统对单位阶跃信号的响应 $h(t)$,再把各个阶跃函数响应进行迭加就得到压力脉冲波源 $p'(t)$ 作用下的井内压力脉冲响应。依据叠加原理,使用 Duhamel 积分公式,井内压力脉冲响应表示为

$$H(t) = \int_0^t h(t-\tau) p'(\tau) d\tau = h(t) p'(t) \quad (12)$$

一维线性波理论估算结果的压力脉冲正向峰值

出现在 0.078s 时刻,幅值为 19.21kPa;反向峰值出现在 0.129s 时刻,幅值为 -8.99kPa;试验结果的压力脉冲的正向峰值出现在 0.058s 时刻,幅值为 16.82kPa;反向峰值出现在 0.132s 时刻,幅值为 -9.62kPa。一维线性波的理论估算与试验测量的压力脉冲幅值和变化规律基本一致,也表明一维线性波理论分析,揭示了井内压力脉冲的形成过程,估算结果可以有效预示井内压力脉冲的幅值和变化规律。一维线性波理论估算和试验结果存在差异,主要是由于一维线性波理论估算时作了大量假设,并忽略了燃气流与周围环境气体的混合以及复燃的影响,所以理论估算的压力脉冲峰值出现时间晚于试验结果。同时,一维理论估算时,假设地下井内壁为理想的光滑壁面,不考虑井内气体的黏性和可压缩性,且忽略壁面、井内支撑装置和箭体对压力波传播的阻挡作用。因此,理论估算的压力脉冲峰值高于试验结果。

3 三维数值计算分析

3.1 计算模型与求解方法

地下井的结构具有对称性,为减小计算量,数值计算中取其 1/4 圆周对称模型。同时,井外流场也采用 1/4 圆周对称模型,计算域网格模型如图 5 所示。计算域采用结构化网格进行划分,近壁面网格采用 1.03 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,靠近壁面第一层网格高度为 0.4mm,壁面附近满足 $y^+ \in [30, 200]$ 。

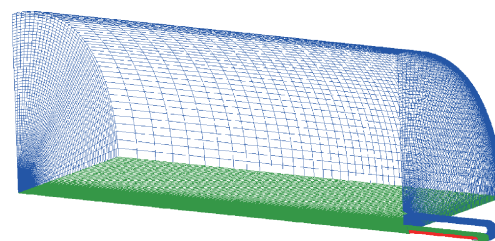


Fig. 5 Computational mesh

针对上述流场模型,采用基于雷诺平均方程的有限体积法进行求解计算。数值计算采用 CFD++ 软件,对无粘通量项采用二阶迎风 TVD 格式进行离散,对粘性通量项采用中心差分格式进行离散,时间推进采用二阶向后差分隐式方法进行处理,各项残差收敛精度为 1×10^{-4} ,时间步长为 1ms。为封闭雷诺平均方程的雷诺应力项和输运项,文中采用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型。入口边界条件为发动机喷管入口,采用燃烧室总温、总压作为入口条件,井外流场出口边界为静止大气环境,其余边界均为光滑绝热壁面。

计算域中气体由两种气体组分:燃气流和空气。初始时计算域内为静止大气条件。根据图6所示的发动机燃烧室的建压曲线,燃烧室内的建压时间较短,箭体的位移很小,因此在分析井内压力脉冲时,忽略箭体的运动。

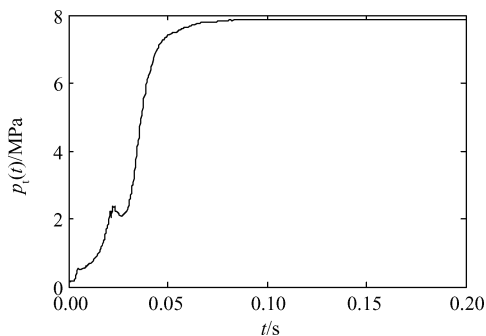


Fig. 6 Measured motor pressure histories

为验证计算网格的无关性,分别对110万、233万和370万3种网格模型进行计算分析,获得燃气流动典型区域——箭体与井筒间隙的压强分布如图7所示。从图7可以看出,233万网格和370万网格模型的结果差异小于5%,而110万网格模型的结果与其他两种差异大于25%。为保证计算精度,同时有效减少计算量,文中采用233万网格模型对应的网格尺度作为网格划分方案。

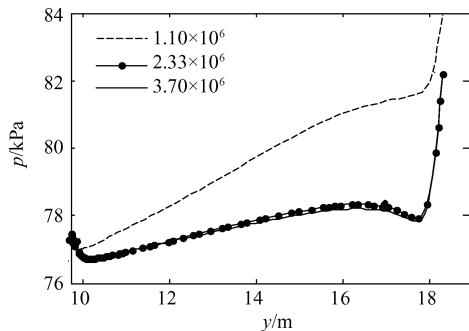


Fig. 7 Gridding model independent validation

为校验文中数值方法的有效性,采用该方法对民兵导弹发射井燃气流场进行了数值仿真^[2],得到弹体尾部的冲击波超压变化曲线,如图8所示。在整个过程中,除发射初期外,其他时间范围内的计算结果与试验结果差值相对冲击压强峰值的误差小于6.9%,表明本文采用的数值模型能够有效模拟发射过程的地下井内部压强状态,其他区域的流动也具有较高的置信度。

3.2 计算结果与分析

图9所示为两个不同时刻在 $y=0$ 对称面上的压

力脉冲与马赫数云图,从该云图可以看出,压力脉冲云图中的红色区域早于马赫数云图中的红色区域与井内环境空气接触。该现象表明,压力脉冲实质是冲击波超压,其作用于周围环境气体要早于发动机喷出的燃气流。这也印证了一维线性波分析的结论,发动机喷出的燃气流与周围静止气体的接触面类似两个活塞,以接近声速或超声速压缩周围环境气体,并在接触面之前产生压缩波。

结合图10可以看出,由 $t=58\text{ms}$ 时刻,压力脉冲

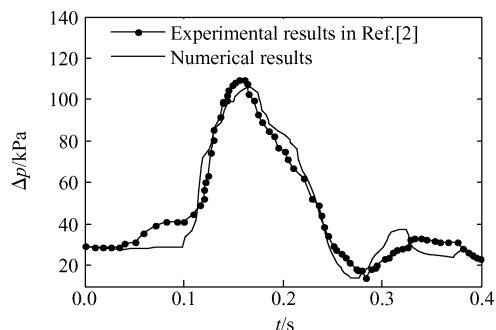


Fig. 8 Comparison of numerical and experimental results

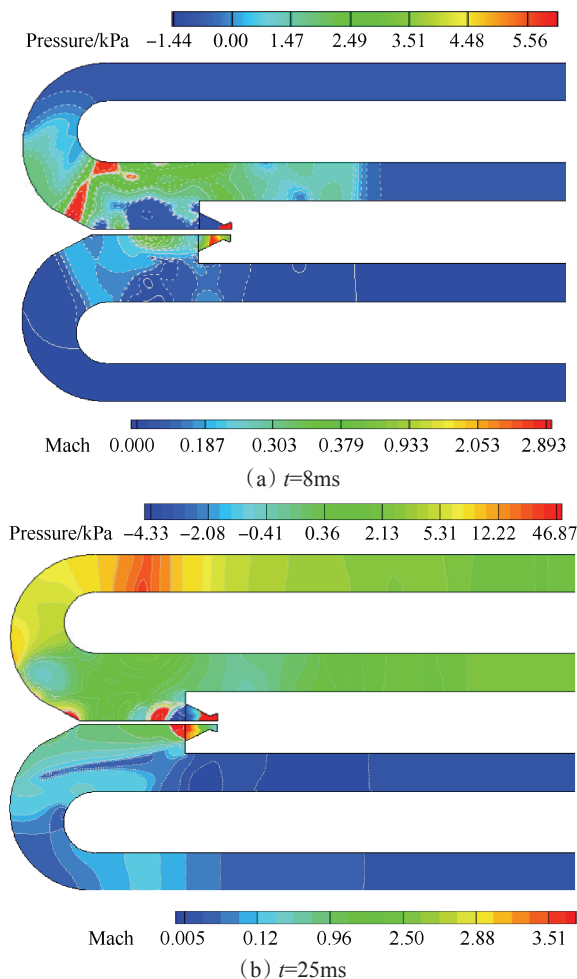


Fig. 9 Pressure pulse contour and Mach number contour on $y=0$ symmetry plane

云图中红色区域由发动机喷管出口平面处向井口和井底排焰道出口方向蔓延,即两道类似平面压缩波分别向井口和排焰道方向传播,压缩波作用后的区域,静压升高,井筒底部压力大于井口环境压力,使得部分燃气流经井筒与箭体壁面的间隙由井口排出,如图中燃气流场流线所示,即出现“回火”现象。在 $t=154\text{ms}$ 时刻,井筒与箭体的间隙有稳定的引流作用,即井外冷空气由井口经井筒与箭体的间隙吸入井底,并与高温高速燃气流混合经排焰道排出井外。出现该现象的主要原因是,随着发动机燃烧室内压力稳定,且发动机喷出的燃气流经排焰道和内井筒顺利排导,井内压缩波源消失。同时,随着井内燃气流排导逐渐顺畅,发动机喷出的燃气通过排焰道迅速排出,且气流速度很大,最终使得井底和井筒压力小于井口外界压力。在负压作用下,井筒内出现了稳定“引射”现象,即稳定引流阶段,如图10(b)所示,井筒内燃气流流线方向从井口指向井底。

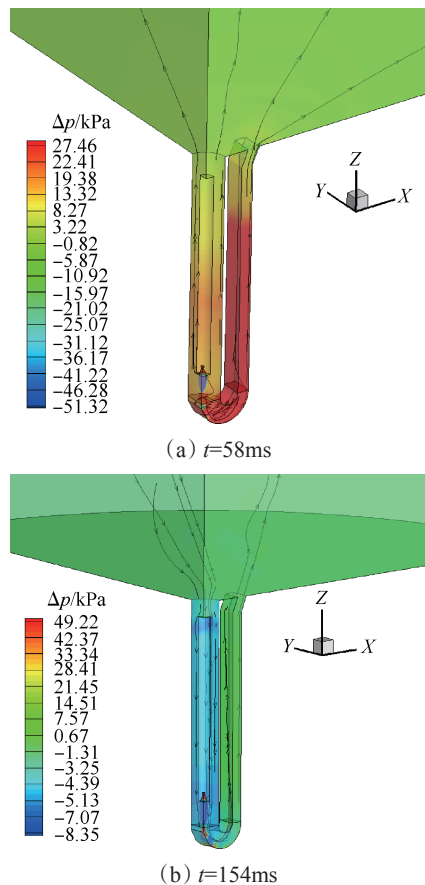


Fig. 10 Pressure pulse contour and streamlines

图11给出监测点处的压力脉冲变化曲线。试验结果在监测点处压力脉冲的正向峰值出现在58ms时刻,幅值为16.82kPa;反向峰值出现在132ms时刻,幅值为-9.62kPa。数值计算结果在监测点处压力脉冲

的正向峰值出现在67.5ms时刻,幅值为18.48kPa;反向峰值出现在159ms时刻,幅值为-8.79kPa。忽略试验数据中的噪声波动,数值计算结果与试验结果幅值和变化规律吻合的都较好。数值结果和试验结果的差异主要是由于忽略了燃气流与空气混合后复燃和井内发射装置阻挡等因素的影响。数值结果和一维线性波的理论估算结果的差异主要是由于在一维线性波理论分析时,假定了点火压力脉冲波向排焰道出口方向和井口方向以恒定速度传播,且排焰道内和井筒内气体的比热比为常值,忽略了燃气流与井内空气实际混合过程。从图11还可以看到,在129ms后,一维线性波理论估算的结果与数值计算结果和试验结果存在很大的差异。这种现象主要是由于一维线性波理论估算只考虑了井内点火压力脉冲波在井内的反射和传递,未考虑井内燃气流动的情况。而实际物理过程是在该时刻后,井筒内逐渐出现“引射”现象。

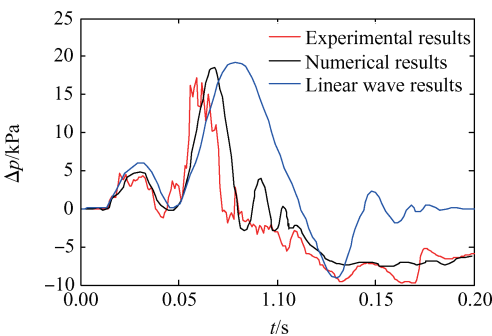


Fig. 11 Experimental results and simulation results

3.3 压力脉冲影响因子分析

根据一维线性波分析的结论,采用表1所示工况,分析了发动机燃烧室的建压速率 r 、燃气摩尔质量数 w 和井筒深度 H 对压力脉冲的影响。

Table 1 Cases condition

No.	r/m	$w/(\text{g/mol})$	H/m
1	$1.4r_0$	w_0	H_0
2	r_0	w_0	H_0
3	$0.7r_0$	w_0	H_0
4	r_0	$0.8w_0$	H_0
5	r_0	$1.2w_0$	H_0
6	r_0	w_0	$1.2H_0$
7	r_0	w_0	$1.5H_0$

7种工况下,监测点处的压力脉冲数值仿真结果分别如图12所示。图12(a)给出了不同燃烧室建压

速率下,监测点处的压力脉冲幅值。建压速率为 $1.4r_0$ 时,压力脉冲正向峰值出现在49ms时刻,幅值为18.91kPa;建压速率为 r_0 时,压力脉冲正向峰值出现在67ms时刻,幅值为16.64kPa;建压速率为 $0.7r_0$ 时,压力脉冲正向峰值出现在76ms时刻,幅值为13.38kPa。该结果表明压力脉冲峰值与发动机燃烧室的建压速率密切相关,建压速率越大,井内的压力脉冲峰值越大,且峰值出现的时间也越早。图12(b)给出了不同燃气摩尔质量数时,监测点处的压力脉冲幅值。燃气摩尔质量数为 $0.8w_0$ 时,压力脉冲正向峰值出现在55ms时刻,幅值为19.39kPa;燃气摩尔质量数为 w_0 时,压力脉冲正向峰值出现在67ms时刻,幅值为16.64kPa;燃气摩尔质量数为 $1.2w_0$ 时,压力脉冲正向峰值出现在78ms时刻,幅值为15.01kPa。这三种工况在数值计算时,只改变燃气流的摩尔质量数,气体参数其余设置均相同。由气体物理性质可

知,气体的密度与摩尔质量数成线性比例关系。图12(b)的结果表明燃气流摩尔质量越大,即燃气流密度越大,压力脉冲峰值越小,且峰值出现的时间也越晚。前5种工况下的数值结果得到的结论与一维线性波理论分析得到的压力脉冲波源表达式(10)相吻合,即压力脉冲幅值,与发动机建压速率成正比,与燃气密度成反比。

图12(c)给出了不同井筒深度时,监测点处的压力脉冲幅值。井筒深为 H_0 时,压力脉冲正向峰值为16.64kPa;井筒深为 $1.2H_0$ 时,压力脉冲正向峰值为16.99kPa;井筒深为 $1.5H_0$ 时,压力脉冲正向峰值为20.13kPa。该结果明,井筒越深,压力脉冲幅值越大,压力脉冲变化的周期也越大,即图12(c)中第一个正向压力峰值的时间跨度越大。从一维线性波理论分析可知,井筒深度主要影响压力波在井内的反射与传播时间,即影响图4中所示压力脉冲响应曲线随时间的分布规律,进而影响压力脉冲幅值和作用时间。

4 结 论

采用一维线性波理论分析和CFD数值计算方法开展了火箭发动机点火压力脉冲问题的研究,得到以下结论:

(1)点火压力脉冲的影响因子主要包括:发动机建压速率、燃气流密度和井筒深度;一维线性波理论分析与CFD数值计算方法都能够准确预示火箭点火压力脉冲的幅值和分布规律;与试验结果比较,一维线性波理论结果的压力脉冲峰值相对误差为14.2%,CFD数值计算结果的压力脉冲峰值相对误差为9.87%,CFD数值计算结果的精度较高。

(2)工程设计中,为保证发射安全,根据井内压力脉冲的预示结果,一方面可以提高火箭和井内设施的抗力水平;另一方面根据压力脉冲的影响因子,可采取一些措施抑制压力脉冲,如降低燃烧室建压速率或多台发动机先后点火启动、增大燃气流的密度、减小井筒深度。

(3)压力脉冲作用于周围环境气体在发动机喷出的燃气流与周围环境气体接触之前,其实质是一类冲击波超压,数值求解时需要控制方程的无粘通量项采用二阶或二阶以上精度的离散格式。

参考文献:

- [1] 姜毅,史少岩,牛钰森,等. 发射气体动力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2015.
- [2] Salita M, Glatt L. Modeling of Ignition Overpressure in

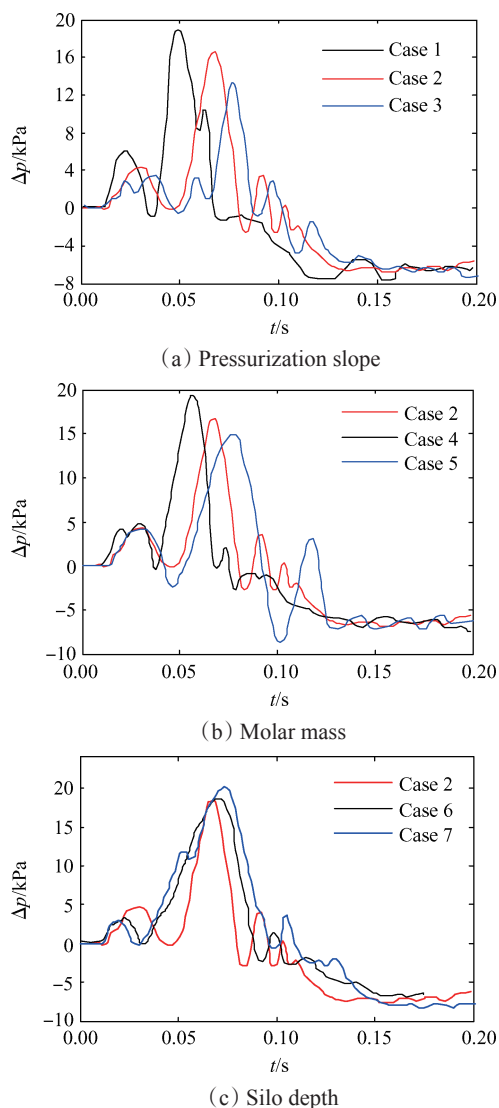


Fig. 12 Influence factors analysis of pressure pulse

- Minuteman Silos[R]. *AIAA* 97-2720.
- [3] Ikawa H, Laspesa F S. Ignition/Duct Overpressure Induced by Space Shuttle Solid Rocket Motor Ignition[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1985, 22(4): 481-488.
- [4] Walsh E J, Hart P M. Liftoff Ignition Overpressure a Correlation [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1981, 19(6): 550-556.
- [5] Casiano M J, Alvord D A, McDaniels D M. Ares I Scale Model Acoustic Test Overpressure Results [R]. *NASA TM-2011-217452*, 2011.
- [6] Troclet B, Alestra S, Terrasse I, et al. Identification of Overpressure Sources at Launch Vehicle Liftoff Using an Inverse Method [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(3): 597-606.
- [7] 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.
- [8] Broadwell J E, Tsu C N. Transient Pressure Caused by Rocket Start and Shutdown in Ducted Launchers [J]. *Journal of Spacecraft*, 1967, 4(10): 1323-1328.
- [9] 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.
- [10] Canabal F. Suppression of the Ignition Overpressure Generated by Launch Vehicles[D]. *Huntsville, AL: University of Alabama*, 2004.
- [11] Seiji T, Ryoji T. Numerical Analysis of Ignition Overpressure Effect on H-IIB Launch Vehicle [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, 51(3): 893-899.
- [12] Troyes J, Vuillot F, Varnier J, et al. Numerical Simulations of Rocket Solid Motor Engine Ignition and Duct Overpressure Waves at Reduced Scale [C]. *Denver: 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2009: 4981.
- [13] Fukuda K, Tsutsumi S, Fujii K, et al. Acoustic Measurement and Prediction of Solid Rockets in Static Firing Tests [C]. *Miami: 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2009: 3368.
- [14] 徐 强, 李 军. 燃气射流起始冲击波形成机理的实验研究[J]. *推进技术*, 2000, 21(3): 16-18. (XU Qiang, LI Jun. Experimental Study on Mechanism of Initial Shock Wave in Jet Flow [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(3): 16-18.)
- [15] 牛钰森, 姜 毅, 史少岩, 等. 与燃气射流耦合的易裂后盖开启过程数值分析[J]. *兵工学报*, 2015, 36(1): 87-93.
- [16] 刘 琦, 傅德彬, 姜 毅. 贮运发射箱内燃气射流的非定常冲击流场数值模拟[J]. *弹箭与制导学报*, 2005, 25(2): 382-384.
- [17] 刘朝阳, 王振国, 孙明波, 等. 一种求解激波问题的中心差分-WENO混合方法研究[J]. *推进技术*, 2016, 37(8): 1522-1528. (LIU Zhao-yang, WANG Zhen-guo, SUN Ming-bo, et al. Investigation of a Hybrid Central Difference-WENO Method for Shock Wave Problems [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(8): 1522-1528.)

(编辑:朱立影)