

液氧甲烷发动机点火冲击特性研究^{*}

郑大勇^{1,2}, 胡 骏¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘要: 为研究液氧甲烷发动机燃烧室点火冲击特性及影响因素, 根据爆轰波产生的机理, 建立了甲烷推进剂液相蒸发数学模型, 采用C-J (Chapman-Jouguet) 爆轰理论, 计算和分析了不同混合比、初温及初压对爆轰参数的影响规律。结果表明, 爆轰波的强度与初压、初温及混合比密切相关。初压越高, 初温越低, 越接近化学当量混合比时, 爆轰压比、温度比和爆轰速度越大; 减小点火时刻推进剂积存量, 增强燃烧装置点火能力, 可降低爆轰波强度, 减少点火瞬态冲击。

关键词: 点火冲击; 液氧甲烷发动机; 推力室; 再生冷却; C-J爆轰波; 液滴蒸发模型

中图分类号: V434.14 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 07-1553-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190844

Ignition Shock of LOX/Methane Liquid Rocket Engine

ZHENG Da-yong^{1,2}, HU Jun¹

(1. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to study the ignition shock characteristics and influence factors in combustion chamber of LOX/Methane rocket engine, a liquid phase evaporation mathematical model of methane propellant was established based on the mechanism of detonation wave. The effects of different mixing ratio, initial temperature and initial pressure on detonation parameters were calculated and analyzed by using Chapman-Jouguet detonation theory. The results show that the intensity of detonation wave is closely related to initial pressure, initial temperature and mixing ratio. As the initial pressure increases and initial temperature decreases as well as the equivalence ratio becomes closer to the stoichiometric ratio, the detonation pressure ratio and temperature ratio as well as detonation velocity increase. Reducing the propellant accumulation at ignition time and enhancing the ignition ability of combustion device can reduce the detonation wave strength and reduce the transient impact of ignition.

Key words: Ignition shock; LOX/Methane rocket engine; Thrust combustion chamber; Regenerative cooling; Chapman-Jouguet detonation wave; Droplet evaporation model

1 引言

液氧甲烷发动机具有成本低、可重复使用、维护方便的特点, 近年来逐渐成为各国重复使用液体火箭发动机研究的重点^[1-4]。我国在“十一五、十二五”

期间开展了60吨级液氧甲烷发动机重复使用关键技术研究, 成功进行了2台发动机累计17次2173s热试车考核, 充分验证了液氧甲烷发动机优异的重复使用性能与能力^[5]。

甲烷与氧属于非自燃推进剂, 液氧甲烷发动机

^{*} 收稿日期: 2019-12-10; 修订日期: 2020-06-04。

基金项目: 国家“八六三”计划 (2015AA7023021)。

通讯作者: 郑大勇, 博士生, 研究领域为液体火箭发动机总体技术。E-mail: zhengxiaoyong2001@163.com

引用格式: 郑大勇, 胡 骏. 液氧甲烷发动机点火冲击特性研究[J]. 推进技术, 2021, 42(7): 1553-1560. (ZHENG Da-yong, HU Jun. Ignition Shock of LOX/Methane Liquid Rocket Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(07): 1553-1560.)

采用火药点火器点燃推力室内甲烷与氧的推进剂混合物。一般地按火焰锋在可燃混气中传播速度的大小,可将点火燃烧分为爆燃和爆轰。爆燃火焰锋以每秒几米的速度传播,化学反应发生在火焰锋内,燃烧反应后压力、温度等参数变化不剧烈,而爆轰火焰锋传播速度高达每秒几千米,燃烧反应后压力、温度等参数变化剧烈^[6]。在一定的初始条件和边界条件下,燃烧室内原来以低速亚声速传播的燃烧波将转变为爆轰波。爆轰波前后参数剧烈变化,可燃混气燃烧过程发生得更快,短时间内释放出巨大能量,并以超声速激波传播,在爆轰波与燃烧室内壁面的入射和反射过程中引起剧烈的点火冲击。这种过大的点火冲击会降低燃烧装置及发动机其他组件工作可靠性,甚至出现局部结构破坏,带来严重后果。如欧洲 HM-7 发动机点火过程就曾出现过极大的压力峰使得结构破坏,导致任务失败^[7-8]。

爆轰波的这种发展特性给存在可燃混合物气体的场所带来一定的安全隐患。国内很多学者从实验和仿真的角度对爆燃到爆轰转变的机理、爆轰波的传播特性及影响进行了相关研究。研究表明,不同的燃料、不同的初始条件以及不同的点火方式都对爆轰波的传播特性有很大影响,甚至决定爆燃转爆轰的转变过程^[9-12]。对采用液氢液氧作为推进剂的氢氧发动机爆轰波研究结果表明,点火时若发生爆轰,压强与温度将大幅增加^[13]。

由于爆轰波的传播特性与实验测试设备现状,目前仍难以对其进行有效的捕捉与观测。特别是对于液体火箭发动机这种复杂的工程产品来说,对发动机点火起动过程中出现的点火爆轰发展规律及影响因素研究相对更少。液氧甲烷发动机是一种典型的低温液体火箭发动机,点火起动时需要采用外能源点燃甲烷与氧的推进剂混合物,可燃混合物在点火时刻容易出现爆轰,影响产品工作可靠性。

本文以 60 吨级液氧甲烷发动机为研究对象,在介绍并分析燃烧室点火压力峰原因的基础上,建立了发动机甲烷推进剂蒸发模型和甲烷/氧气 C-J (Chapman-Jouguet) 爆轰模型,通过仿真计算研究了液氧甲烷发动机燃烧室点火压力峰的敏感因素,以及甲烷与氧混合物的爆轰波传播特性,提出发动机抑制点火压力峰的优化方案并进行试验验证。

2 问题分析

2.1 点火冲击

60 吨级的液氧甲烷发动机采用燃气发生器动力

循环方式。发动机推力室组件主要由甲烷进口、液氧进口、冷却夹套与燃烧室组成。燃烧室采用火药点火器点火。推力室点火流路示意图见图 1。

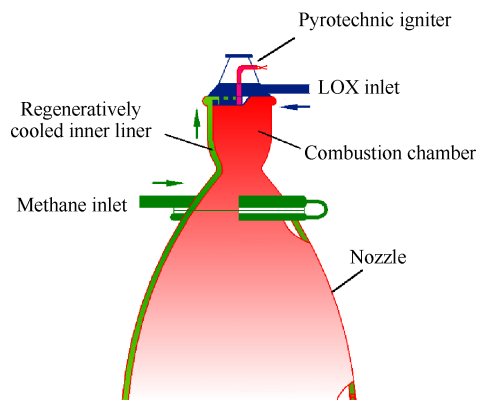


Fig. 1 Thrust chamber schematic diagram

发动机推力室点火流程为:液态甲烷首先通过推力室甲烷进口进入身部冷却夹套,与冷却夹套换热后经过甲烷喷嘴后进入燃烧室;之后火药点火器点火,火药燃气进入燃烧室;最后液氧从氧进口经氧喷嘴进入燃烧室,与之前进入燃烧室的甲烷混合并被火药点火器点燃。

在发动机地面试车过程中,多次出现燃烧室点火瞬间冲击大、振动剧烈的问题。由于压力传感器采样频率较低(1kHz),压力测量参数未能反应真实压力峰值。但振动传感器采样频率较高(50kHz),在燃烧室头部、身部安装的振动传感器均捕捉到剧烈的振动冲击信号。图 2 为某次试验燃烧室头部振动测量结果。从图中可以看出,燃烧室点火瞬间伴随着较大的点火冲击,燃烧室出现窄幅高频振动,最大综合加速度达 5000g,振动能量主要集中在 2kHz~5kHz 高频段,且燃烧室不同部位振动测点的振动能量频谱趋势一致。

2.2 原因分析

液氧甲烷发动机采用液态甲烷对推力室进行再生冷却。发动机点火起动时,为了避免推力室冷却夹套气阻影响起动过程,采用了甲烷先于氧进入燃烧室的富燃点火方式。即液态甲烷在贮箱压力下对推力室冷却夹套进行预先冷却,之后通过甲烷喷嘴进入燃烧室,并从燃烧室向外场排放。燃烧室点火前甲烷已在燃烧室内大量积存,在氧进入后形成大量可燃混合物。这些混合物在点火器火药燃气能量的作用下,混合物局部被加热到自然温度并引发火焰,在一定的初始条件和边界条件下,燃烧室内原来以低速亚声速传播的燃烧波将转变为爆轰波,宏观

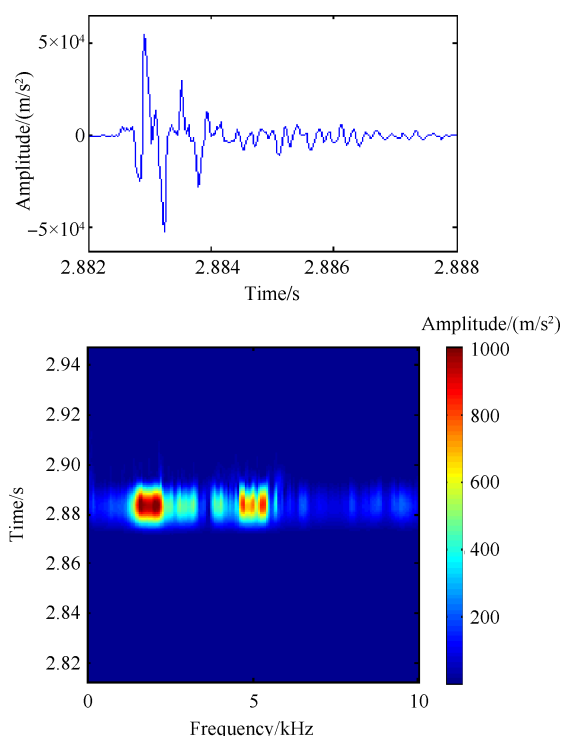


Fig. 2 Amplitude frequency spectrogram of chamber vibration

表现为剧烈的高频压力与振动冲击特征。

通过推力室点火过程分析可知,点火冲击(压力、振动冲击)是由于点火瞬间积存在燃烧装置内的推进剂因爆轰波在短时间内释放其化学能所致。受发动机推进剂类型、点火方式制约,这种点火前的推进剂积存难以避免。甲烷在贮箱压力下流经冷却夹套经甲烷喷嘴雾化后进入燃烧室的过程中,一方面吸收推力室自身携带的初始热量,另一方面吸收火药点火器的火焰能量,受热蒸发变为气态或气液两相流体,随着预冷时间增加,逐渐过渡至热平衡状态。在点火瞬间燃烧室内仍存在相当量的液相积存,点火时这些液态甲烷也将参与燃烧并释放其化学能,加剧点火冲击。因此,避免推进剂在燃烧室内大量堆积,减少点火前燃烧室内的推进剂液相积存量,将有利于抑制点火冲击。

3 计算方法

对于60吨级的液氧甲烷发动机来说,受发动机系统方案及点火起动方式限制,发动机采取了甲烷冷却推力室后先于氧进入燃烧室的点火起动方案,在燃烧室内积存。点火前燃烧室甲烷的积存情况与甲烷推进剂的液相破碎、雾化、扩散和蒸发过程有关,该过程决定了甲烷推进剂在发动机点火前的喷雾尺寸、蒸发速率和流强分布特征,并对点火过程有

很大影响。在燃烧室结构方案一定的条件下,甲烷推进剂液相的破碎、雾化特性不会有明显差异,但推进剂液相的扩散和蒸发过程则与推力室预冷时间、环境条件、点火方式等密切相关。

3.1 甲烷液滴蒸发模型

本文采用薄膜理论处理单个液滴蒸发过程。为简化分析,假设液滴周围只有Stefan流(对流)引起的球对称一维流动,球对称中心为球形液滴中心;气体流场准定常,流场中压力恒定;气体不溶于液滴;液滴仅含一种组分,其内部温度均匀且等于初始温度,表面处于两相平衡;气相刘易斯数 $Le = 1$,流场中的物性参数为常数^[14-15]。

推进剂通过夹套进入燃烧室内部,假设推进剂经过喷注器后雾化为均匀的理想液滴,其质量方程为

$$G = N \frac{4}{3} \pi \rho_s r_s^3 \quad (1)$$

式中 G 为进入燃烧室的推进剂总量, N 为液滴总个数, r 为半径, ρ 为液滴密度,下标 s 表示液滴表面。

根据质量守恒,通过 r 球面处的流量等于液滴蒸发流量,则有

$$\dot{m} = 4\pi r^2 \rho_g v = 4\pi r^2 \rho_{g,s} v_s \quad (2)$$

式中 $\dot{m}$ 为液滴蒸发速率, ρ_g 为半径 r 处混合气体密度, v 为速度。

液滴蒸发热量通过Stefan流传递,通过任一 r 球面总的热流恒定,则有

$$\lambda \frac{d}{dr} \left(r^2 \frac{dT}{dr} \right) = r^2 \rho_g v c_p \frac{dT}{dr} \quad (3)$$

式中 λ 为导热率, c_p 为混合气定压比热容, T 为混合气体温度。

在任一球面上通过的液滴蒸气量是恒定的,因此有

$$\rho_g D \frac{d}{dr} \left(r^2 \frac{dY_f}{dr} \right) = r^2 \rho_{g,s} v_s \frac{dY_f}{dr} \quad (4)$$

式中 Y_f 为液滴蒸气在混合气中的质量分数, D 为混合气扩散系数。

用 B 表示自由流和液滴表面之间的差值,分别定义传热数 B_T 和传质数 B_D 为

$$B_T = \frac{c_{p,g}(T_\infty - T_s)}{L + c_{p,l}(T_s - T_0)} \quad (5)$$

$$B_D = \frac{Y_{f,\infty} - Y_{f,s}}{Y_{f,s} - 1} \quad (6)$$

式中 T_∞ 为远端温度。

将式(5),(6)分别带入对式(3),(4),在 $[r, r_s]$ 上分别积分,分离变量后在 $[r_s, r_\infty]$ 上再次分别积分,则能量方程和组分方程分别为

$$v_s = \frac{\lambda}{\rho_s c_p} \frac{\ln(1 + B_T)}{r_s} \quad (7)$$

$$v_s = D_s \frac{\ln(1 + B_D)}{r_s} \quad (8)$$

液滴质量消耗量 $\dot{m}$ 为

$$\dot{m} = -4\pi r_s^2 \rho_1 \frac{dr_s}{dt} = -\frac{\pi}{4} d_s \rho_1 \frac{d(d_s^2)}{dt} \quad (9)$$

式中 ρ_1 为液滴密度。

在对流环境中,液滴的蒸发过程为有限边界层厚度的二维轴对称形式。将其转化为等效的、在一个球对称薄膜中的分子导热和扩散形式,式(9)可写为

$$\dot{m} = -4\pi r_s^2 \rho_1 \frac{dr_s}{dt} = -\frac{Nu_T^0}{2} \frac{\pi}{4} d_s \rho_1 \frac{d(d_s^2)}{dt} \quad (10)$$

式中 Nu_T^0 为无蒸发时的对流传质努塞尔系数,即

$$Nu_T^0 = 2 + 0.6Re^{0.5} Pr^{0.33} \quad (11)$$

式中 Re 为雷诺数, Pr 为普朗特数。

式(10)与在静止介质中液滴蒸发速度式(9)相比仅多了一个因子 $Nu_T^0/2$,即对流强度越大,蒸发速度越大。

根据液滴蒸发率等于消耗率,得

$$\frac{d(d_s^2)}{dt} = -\frac{8\rho_s D_s}{\rho_1} \ln(1 + B_T) = -K \quad (12)$$

式中 K 为蒸发常数。

对式(12)积分后,得到液滴直径 d_s 与蒸发时间 t 的关系为

$$d_s^2 = d_0^2 - Kt \quad (13)$$

式中 d_0 为液滴初始直径。

对于式(7)和(8),在常压或亚临界压下气相刘易斯系数常假定为1,可得

$$\frac{c_{p,s}(T_\infty - T_s)}{L + c_{p,l}(T_s - T_0)} = \frac{Y_{f,\infty} - Y_{f,s}}{Y_{f,s} - 1} \quad (14)$$

式(14)建立了液滴表面温度与浓度之间的关系。进一步根据同一物质的两相间(液滴表面液体与蒸汽之间)处于两相平衡,可将蒸汽分压与温度联系起来,即

$$Y_{f,s} = \frac{M_f}{\bar{M}} \frac{p_{\text{ref}}}{p} \exp \left[\frac{L}{R} \left(\frac{1}{T_{\text{ref}}} - \frac{1}{T_s} \right) \right] \quad (15)$$

式中 M_f 为蒸汽摩尔质量, $\bar{M}$ 为混合气的摩尔质量, p 为液滴周围混合气压力,下标 ref 表示参考值,当 p_{ref} 取一个大气压时, T_{ref} 为液体沸点。

通过式(14)和(15)求得 $Y_{f,s}$ 和 T_s ,代入式(2)得到液滴表面蒸发速率,代入式(13)得到液滴直径与时间的变化关系,代入式(7)和(8)即可得到蒸汽温度和蒸汽浓度分布。

3.2 爆轰波模型

爆轰波是一种在推进剂混合物中以超声速传播的化学阵面波,服从质量、动量和能量守恒原理,只是在能量方程中引入化学反应能。本文采用经典的C-J爆轰理论研究不同初始条件下爆轰波的影响规律与特性。

根据爆轰波前后的连续、动量、能量守恒关系,加上爆轰后气流速度等于当地声速和气体状态方程,可以将一维流体动力学守恒方程写成如下形式:

$$\frac{p_1}{p_2} = 1 + \gamma_{s,2} \left(\frac{\rho_2}{\rho_1} - 1 \right) \quad (16)$$

$$h_2 = h_1 + \frac{R\gamma_{s,2}T_2}{2Ma_2} \left[\left(\frac{\rho_2}{\rho_1} \right)^2 - 1 \right] \quad (17)$$

式中 p 为压力, T 为温度, ρ 为密度, h 为总焓, R 为气体常数, γ 为比热比,下标1表示波前参数,下标2表示波后参数。

将式(16),(17)等号右侧用总压比 p'' 和总焓 h'' 表示

$$p'' = \frac{p_1}{p_2} \quad (18)$$

$$h'' = h_2 \quad (19)$$

对爆轰波前后的压力比和温度比取对数并进行微分,略去高阶项,采用Newton-Raphson方法迭代求解,可得到迭代公式为

$$\frac{\partial \left(p'' - \frac{p_1}{p_2} \right)}{\partial \ln \frac{p_2}{p_1}} \Delta \ln \frac{p_2}{p_1} + \frac{\partial \left(p'' - \frac{p_1}{p_2} \right)}{\partial \ln \frac{T_2}{T_1}} \Delta \ln \frac{T_2}{T_1} = \frac{p_1}{p_2} - p'' \quad (20)$$

$$\frac{\partial \left(\frac{h'' - h_2}{R} \right)}{\partial \ln \frac{p_2}{p_1}} \Delta \ln \frac{p_2}{p_1} + \frac{\partial \left(\frac{h'' - h_2}{R} \right)}{\partial \ln \frac{T_2}{T_1}} \Delta \ln \frac{T_2}{T_1} = \frac{h_2 - h''}{R} \quad (21)$$

其中

$$\begin{cases} \left(\Delta \ln \frac{p_2}{p_1} \right)_k = \ln \left(\frac{p_2}{p_1} \right)_{k+1} - \ln \left(\frac{p_2}{p_1} \right)_k \\ \left(\Delta \ln \frac{T_2}{T_1} \right)_k = \ln \left(\frac{T_2}{T_1} \right)_{k+1} - \ln \left(\frac{T_2}{T_1} \right)_k \end{cases} \quad (22)$$

式中 k 为迭代次数。详细推导和求解过程见文献^[16-17]。

4 结果讨论

4.1 液滴蒸发速率和燃烧室液相积存量

液态甲烷推进剂进入燃烧室后逐渐与环境交换热量蒸发,为分析环境温度、初始液滴直径、推进剂初始温度以及不同对流换热系数对甲烷液滴蒸发速率的影响,分别计算了不同条件下单个液滴蒸发的速率和燃烧内液相积存量的变化。

图3为不同环境温度下的甲烷液滴直径以及液相质量随时间的变化情况。设定甲烷初始温度125K,总质量3.0kg,初始液滴直径1mm。计算结果表明,环境温度对甲烷液滴蒸发过程影响明显,环境温度越高甲烷液滴蒸发速度越快,燃烧室内液相的积存总量也越小。

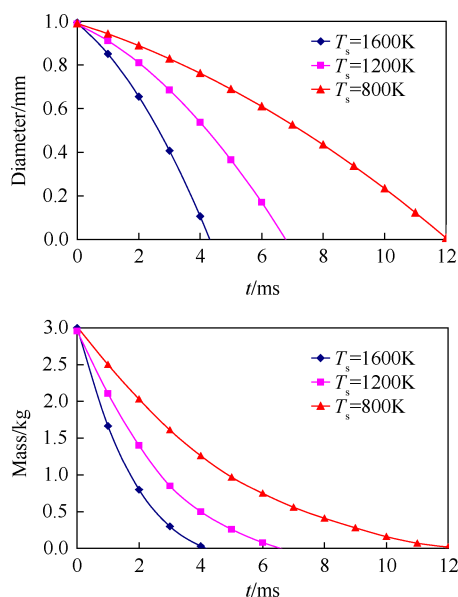


Fig. 3 Variation of diameter and mass with condition temperature

图4为不同液滴初始直径下的甲烷液滴直径及液相质量随时间的变化情况。设定甲烷初始温度125K,总质量3.0kg,环境温度1000K。计算结果表明,液滴直径对其蒸发过程影响非常明显。初始液滴直径小,整个蒸发时间明显缩短,同时由于液滴体积小,能够很快从过冷态升温至饱和态,蒸发速率比

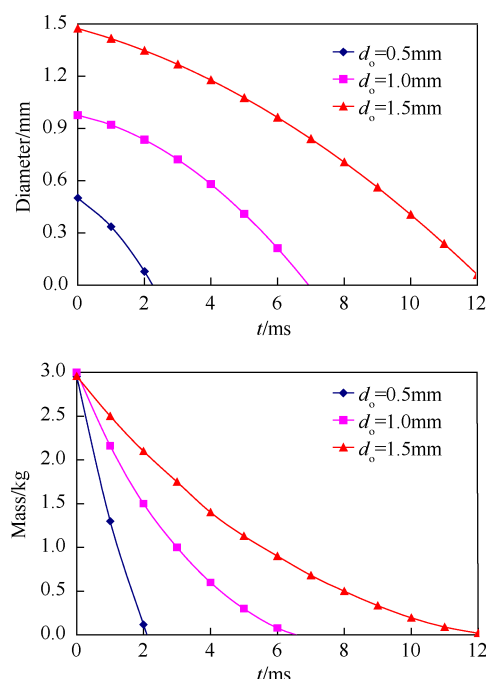


Fig. 4 Variation of diameter and mass with initial diameter

大直径的液滴更快。

图5为燃烧室甲烷头腔不同初始温度下的单个甲烷液滴直径和燃烧室内液相甲烷质量随时间变化趋势。设定甲烷总质量3.0kg,环境温度1000K,初始液滴直径1mm。计算结果表明,燃烧室头腔内甲烷在过冷状态条件下,不同的初始温度对液滴蒸发没有明显影响。该计算结果是在设定甲烷质量与初始直径下得到的。但在实际情况中,改变液相甲烷初温将给推进剂雾化、蒸发带来大的间接影响。提高燃烧室甲烷初温是通过缩短冷却夹套预冷时间实现的,较短的预冷时间使得推力室点火时刻冷却夹套内亚临界气阻比较明显,减小进入燃烧室内的甲烷量,从而降低推进剂积存量。

图6为不同对流换热效率下的单个甲烷液滴直径及燃烧室内液相甲烷质量随时间的变化趋势。设定甲烷总质量3.0kg,环境温度1200K,初始液滴直径1mm。选取不同的对流换热系数计算不同换热效率下的液滴蒸发特性。结果表明,点火器对流换热能力对甲烷液滴蒸发过程有明显影响,提高点火器对流换热能力,如将单喷孔点火器改为多喷孔点火器,提高火药对甲烷推进剂雾滴的穿透和热对流交换作用,可以减小点火时刻推力室内液相甲烷的积存总量。随着对流换热效率的不断提高,甲烷液滴蒸发速率和推力室内液相积存总量的减小幅度逐渐减小。

以上分析表明,提高推力室点火时刻环境温度、

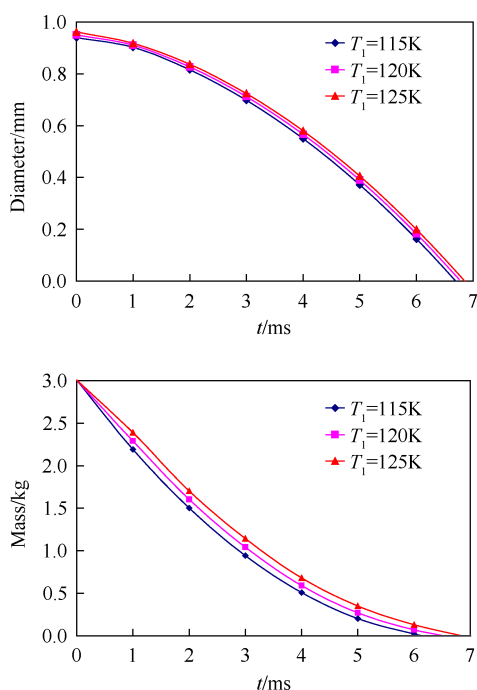


Fig. 5 Variation of diameter and mass with original temperature

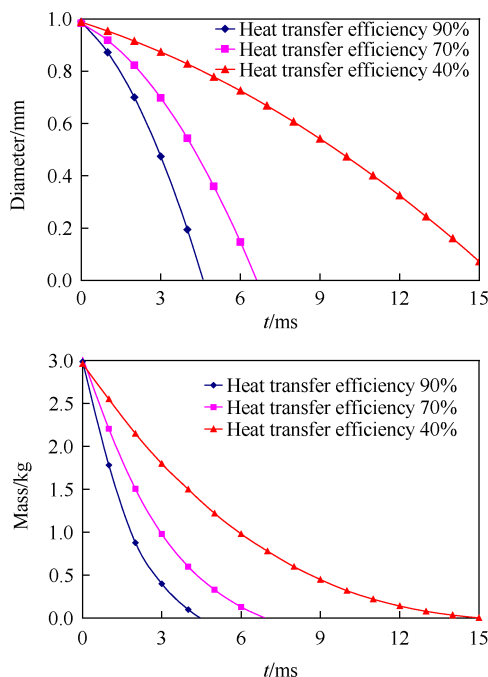


Fig. 6 Variation of diameter and mass with convective heat transfer

减小初始液滴直径、增加点火器火焰对流换热效率以及提高推进剂初始温度均能够有效减少点火时刻的液相积存。前三个措施是直接增加液滴蒸发速率,而提高推进剂初始温度间接减小了推进剂总量和初始液滴直径。

4.2 混合比、初压、初温对爆轰参数的影响

根据C-J爆轰理论,影响爆轰强度的主要因素是

混合比、初压 p_1 和初温 T_1 。根据上游贮箱压力和推力室夹套预冷情况,设定初始条件,计算不同初始条件下的爆轰波特性。

图7为初温145K条件下,爆轰参数随燃烧室混合比和初压变化的关系。计算结果表明,爆轰前后压比、温度比随混合比的变化规律一致,随着混合比增加,压比和温度比快速增大,在接近混合物化学当量混合比时达到最大值,随后缓慢下降。随着初压 p_1 的增大,爆轰前后压比和温度比增大,压比最大可达54,温度比最大可达44。爆轰速度随混合比增大逐渐降低,且初压越大,爆轰速度越高,最高可达2500m/s。

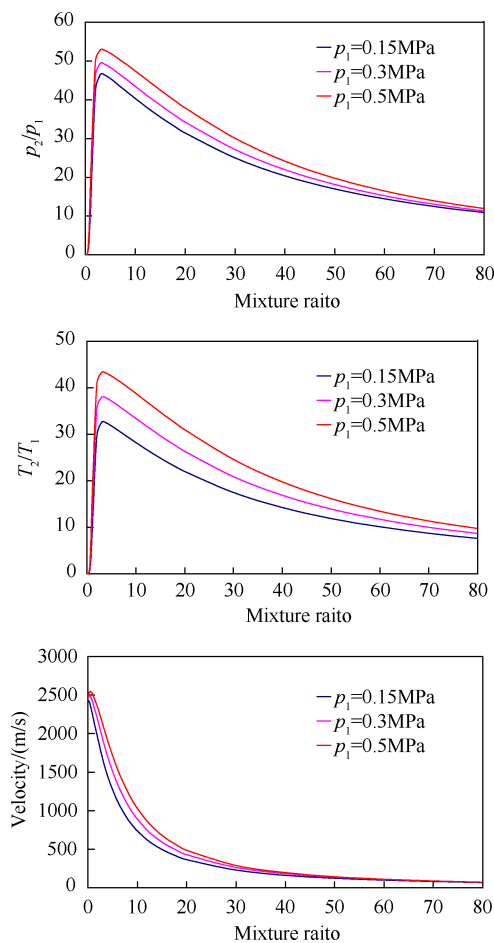


Fig. 7 Variation of detonation parameters with mixing ratio and initial pressure

图8为化学当量混合比下,爆轰参数随燃烧室初温和初压变化的关系。计算结果表明,爆轰前后压比、温度比随初温的变化规律一致,随着初温增加,压比和温度比均快速下降。 T_1 从125K增加到300K时,最大压比从225降至10,最大温度比从140降至10。爆轰速度随初温的变化不明显,随着初温

增加,爆轰速度略有降低,且初压 p_1 越大,爆轰速度越高。

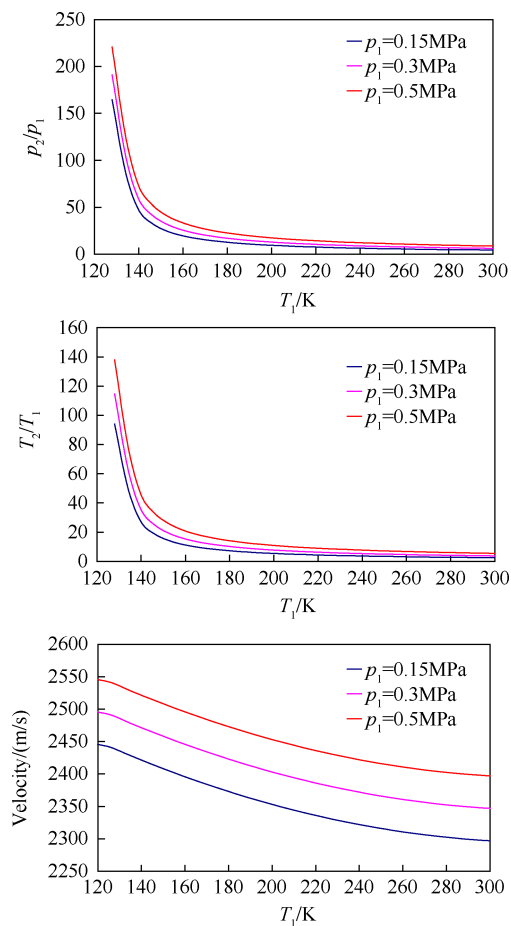


Fig. 8 Variation of detonation parameters with initial temperature and initial pressure

分析结果表明,爆轰强度与初始压力、初始温度密切相关。初压越高,初温越低,爆轰压比、温度比和爆轰速度越大。爆轰参数在富燃混合比下变化迅速,富氧混合比下变化缓慢,爆轰压比和温度比在接近混合物化学当量混合比时最大,压比最大可达 54,温度比最大可达 44,最高速度可达 2500m/s。

4.3 试验验证

通过以上分析,由爆轰波导致点火冲击是由于点火瞬间积存在燃烧室内推进剂短时间内释放其化学能所致。受液相蒸发以及夹套预冷等因素的影响,这种点火前的推进剂积存与富燃点火状态无法回避。但通过提高点火时刻推进剂初始及环境温度、对流换热能力等措施可有效减少点火时刻的甲烷推进剂的积存量,从而降低点火冲击。

对 60 吨级液氧甲烷发动机开展了不同推力室预冷时间以及不同点火器状态的点火特性试验研究。较短的推力室预冷时间可以减少燃烧室甲烷积存

量,同时有利于提高点火初温;采用双孔点火器相对单喷孔点火器可以加强甲烷推进剂热交换能力,同时提高点火初温,从而减小液相积存量,有利于降低爆轰波强度,减少点火冲击。

表 1 为不同试车状态下的测量结果,图 9 为不同推力室夹套预冷时间与不同结构形式点火器状态下的点火振动冲击与点火延迟对比情况。图中横坐标表示点火器换热能力,纵坐标表示夹套预冷时间。从图中可以看出,发动机推力室富燃点火振动冲击强度和点火延迟时间随着夹套预冷时间增加而增加;采用双孔点火器的点火振动冲击强度和点火延迟会低于单喷孔点火器。

Table 1 Tests results of vibration and ignition delay characteristics

Case	Chill-down duration/s	Igniters	Vibration/g	Ignition delay/ms
Test 1	4.0	Dual-port	1454	240
Test 2	3.5	Dual-port	1431	211
Test 3	2.5	Dual-port	1245	185
Test 4	2.0	Dual-port	920	181
Test 5	3.0	Single-port	1644	190
Test 6	2.5	Single-port	1500	170

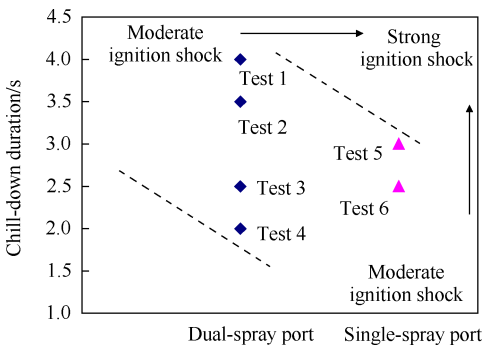


Fig. 9 Tests result on ignition shock

5 结论

本文通过仿真分析与试验,研究了液氧甲烷发动机推力室点火冲击特性及影响因素,得到以下结论:

- (1) 提高推力室点火时刻环境温度、减小初始液滴直径、增加点火器火焰对流换热能力以及提高推进剂初始温度,有利于减少点火时刻的推进剂液相积存量。
- (2) 爆轰波的强度与推力室内初始压力、初始温度及混合比密切相关。初压越高,初温越低,越接近化学当量混合比时,爆轰压比、温度比和爆轰速度

越大。

(3)控制推力室夹套预冷时间,减小推进剂积存量,增强燃烧装置点火能力,有利于控制爆轰波强度,减少点火瞬态冲击。

致 谢:感谢国家“八六三”计划的资助。

参考文献

- [1] 果琳丽,刘竹生,朱维增,等. 未来运载火箭重复使用的途径选择及方案设想[J]. 导弹与航天运载技术, 1998, (6): 1-7.
- [2] 杨 勇,王小军,唐一华,等. 重复使用运载器发展趋势及特点[J]. 导弹与航天运载技术, 2002(5): 15-19.
- [3] Edwards T, Meyer M L. Propellant Requirements for Future Aerospace Propulsion Systems[R]. AIAA 2002-3870.
- [4] Pascal Pempie, Thomas Frohlich, Hilda Vermin. LOX/Methane and LOX/Kerosene High Thrust Engine Trade-Off[R]. AIAA 2001-3542.
- [5] 郑大勇,颜 勇,孙纪国. 液氧甲烷发动机重复使用关键技术发展研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2018 (2): 31-35.
- [6] 袁生学,黄志澄. 管内爆燃转爆轰的热力学原理[J]. 燃烧科学与技术, 1998, 4(4): 403-409.
- [7] 朱森元. HM-7 氢氧发动机[J]. 导弹与宇航, 1978 (3): 88-108.
- [8] 谢晓亮. 阿里安火箭5次发射失败简况[J]. 中国航天, 1990(6): 25.
- [9] 曲忠伟,林谋金. 不同初始条件下预混气体爆轰波传播研究[J]. 安徽理工大学学报(自然科学版), 2013, 33(3): 58-62.
- [10] 康 杨,白桥栋,翁春生. 不同点火因素对爆轰波传播影响的数值模拟[J]. 南通大学学报(自然科学版), 2015, 14(1): 8-15.
- [11] 何立明,严传俊,范 玮,等. 混合气体燃烧中爆轰波传播机理研究[J]. 推进技术, 1997, 18(2): 40-43. (HE Li-ming, YAN Chuan-jun, FAN Wei, et al. A Study on Mechanism of Propagation Detonation Wave in Cobustion of Blend Gasse[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1997, 18(2): 40-43.)
- [12] 赵焕娟, Lee J H S, 张英华,等. 边界条件对甲烷预混气爆轰特性的影响[J]. 爆炸与冲击, 2017, 37(2): 202-207.
- [13] 姜 凯,何允钦,梁国柱. 氢氧发动机中激波与爆轰波热力参数计算分析[J]. 火箭推进, 2017, 43(6): 14-26.
- [14] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.
- [15] 苏凌宇,聂万胜,刘卫东. 低频压力振荡环境下运动液滴蒸发过程的准稳态模型[J]. 推进技术, 2011, 32 (5): 670-675. (SU Ling-yu, NIE Wan-sheng, LIU Wei-dong. Quasi-Steady Model of Moving Droplet Evaporation Process under Low Frequency Pressure Oscillation [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32 (5): 670-675.)
- [16] Gordon S, McBride B J. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, Part 1: Analysis[R]. NASA-RP-1311.
- [17] Gordon S, McBride B J. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations[R]. NASA-SP-273.

(编辑:朱立影)