

不均匀喷注对火箭发动机点火过程的影响研究

徐唯栋, 金平, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘要: 高空点火瞬态过程是液氧/甲烷火箭发动机工作过程中流动非常复杂、燃烧很不稳定的阶段。为了验证喷注流量不均是否为导致点火压力峰升高的重要因素, 采用瞬态仿真对该过程进行数值模拟。在无喷注不均的情况下, 得到了推力室各特征截面的温度和压力分布的时序演化, 以及推力室侧壁及喷注器面上给定测点的压力分布时序, 揭示了高空点火过程中着火点的位置特征及压力波在喷注器面的振荡过程。接下来设置了喷注流量不均的多种工况, 发现喷注流量不均不会改变推力室侧壁最大压力峰值, 只是改变最大压力峰值位置, 但却明显增强了压力波对喷注器面的冲击, 尤其使以隔板为界的内圈喷嘴所受的平均最大压力峰值达到了推力室稳态压力的30倍, 从而验证了喷注流量不均是引起点火烧蚀的一个重要因素。

关键词: 喷注流量不均; 点火压力峰; 高空点火过程; 液氧/甲烷火箭发动机; 瞬态仿真

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2018)05-0021-11

Effect of inhomogeneous injection on ignition process of rocket engine

XU Weidong, JIN Ping, CAI Guobiao

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The transient ignition process of high altitude is a very complicated stage with complex flow and unstable combustion in LOX/CH₄ rocket engine. In order to verify whether the inhomogeneous injection is one of the most important reasons causing the increased high ignition pressure peak, the transient numerical method is used to simulate the process. Under the condition of homogeneous injection, the temporal evolutions of temperature and pressure distribution on each specified cross-section of the thrust chamber are obtained, as well as the temporal evolution of pressure at the given measuring points on the injection panel and the side-wall of thrust chamber. The position characteristics of ignition and the oscillation process of pressure wave on the injection panel are revealed during the high-altitude ignition process. Then, with different settings of inhomogeneous injection, it is found that the inhomogeneous injection does not change the maximum pressure peak on the side-wall of thrust chamber, but only changes its position. However, the impact of pressure wave on the injection panel is significantly enhanced. In particular, the average maximum pressure peak experienced by the inner ring nozzles bounded by the diaphragm reaches 30 times of steady pressure in the thrust chamber. Therefore, it is verified that the inho-

收稿日期: 2018-03-07; 修回日期: 2018-05-03

作者简介: 徐唯栋(1993—), 男, 硕士, 研究领域为液氧/甲烷火箭发动机燃烧仿真

homogeneous injection is an important factor causing the ignition ablation.

Keywords: inhomogeneous injection; ignition pressure peak; ignition process of high altitude; LOX/CH₄ rocket engine; transient simulation

0 引言

由于液氧/甲烷火箭发动机具有无毒无污染、高比冲、雾化性能好、蒸发快、燃烧效率高和积碳问题很轻等诸多优点,液氧/甲烷火箭发动机已成为各国争相研究的新一代火箭发动机^[1-6]。其中点火过程是液氧/甲烷发动机工作过程中流动非常复杂的过程,易激发燃烧不稳定。发动机的喷注器面容易在点火启动时发生烧蚀,燃烧室还可能因过高的点火压力峰而发生爆炸。因此,对点火过程的研究显得尤为重要。

近年来,针对液氧/甲烷火箭发动机点火过程的研究主要集中在下面几个方面:一是关于喷雾燃烧特性的试验和仿真,如通过冷热试验观察比较氢/氧和液氧/甲烷同轴剪切离心喷嘴的雾化和燃烧特性^[7];采用喷注器热试验的方法研究喷嘴结构参数对燃烧性能和流量特性的影响^[8];再如对液氧/甲烷同轴剪切式单喷嘴进行燃烧数值仿真,比较喷嘴结构参数和喷嘴个数对燃烧效率的影响^[9];还有文献对小推力液氧/甲烷发动机的不同喷注方案进行了试验、仿真的研究^[10]。另一方面关于火焰和燃烧稳定性的试验,如通过热试验对 14 kN 液氧/甲烷燃烧室进行研究,分析了喷射速度比对燃烧稳定性的影响^[11];对不同喷嘴结构进行试验,比较分析喷雾过程及其对燃烧稳定性的影响^[12];也有研究分析了外部声场对液氧/甲烷喷雾燃烧过程的影响^[13];还有研究对气氧/气甲烷点火器点火过程及燃烧传热过程开展试验和仿真,分析点火器的设计参数的合理性^[14],对液氧/甲烷燃气发生器的点火方案也有开展试验和仿真研究^[15-16],但都没有涉及推力室内的点火燃烧过程;另外,纯数值仿真方面还发展了高室压下液氧/甲烷推力室燃烧的数值仿真方法,分析了不同热化学模型假设对仿真结果的影响^[17-18]。这些研究大多针对的是稳态过程,并且着重考虑对性能和燃烧效率的影响,对导致点火烧蚀和点火压力峰过高的瞬态过程分析较少。

另外,值得注意的是,目前的试验和仿真主要

针对地面环境下进行的,已有文献指出,低温高空环境也可能导致发动机出现点火困难^[19]。如 HM-7 发动机在地面状态下试验时点火与启动均正常,但在 1977 年的第一次高空模拟试验时却出了严重的问题,事后发现这是由于高空状态下点火延迟时间增加,导致大量推进剂堆积,以至于点火瞬间产生了巨大的爆轰压力。另外,高空环境下推进剂容易处于三相点附近,影响点火可靠性,此时通常使一种推进剂提前进入推力室充填建压,使点火前推力室的压力高于推进剂的三相点压力,从而提高点火可靠性,如 RL-10 发动机就采用了点火前 8 s 氧先进入推力室建压的方法。关于高空点火时序对点火可靠性的研究在冲压发动机中也开展过类似试验研究^[20]。

除了上述已经发现的对高空点火可靠性产生影响的重要因素之外,还存在着其他可能产生重要影响的因素。杨青真等人研究了因氧腔复杂流动过程引起的喷嘴出口总压和流量不均的现象^[21-23]。他们采用稳态全流场数值仿真对上述不均匀现象进行了定量分析,结果表明喷嘴出口处的流量不均匀性可达 10%。慕尼黑工业大学的 Ettner F 等人采用瞬态数值仿真和试验的方法对简单的矩形封闭流域中氢/空气的爆震转爆轰现象及自点火现象进行了研究^[24],发现在燃料空间分布存在浓度梯度和不均匀混合的情况下会产生比均匀分布工况高很多倍的点火压力峰值。在上述两个研究中,虽然后者的研究对象和点火方式与火箭发动机的特征并不完全相符,但综合上述研究结果后仍可以提出一个合理的假设:在给定的点火时序下,喷注流量不均可能是造成液氧/甲烷火箭发动机点火压力峰过高的一个重要因素。目前尚未见到有文献对此开展过研究。

1 仿真方法和边界条件

1.1 仿真对象与网格划分

仿真对象为上面级液氧/甲烷火箭发动机推力室,包括从喷嘴出口截面到喷管出口截面之间的流

体域。为减少仿真耗时,根据结构对称性选取了推力室的1/5,共包含相当于64.5个同轴离心式喷嘴出口,其中11个为隔板喷嘴。

采用Pointwise软件对上述仿真流域做了全结构化网格划分,并在喉部、壁面和喷嘴出口截面附近做了适当加密,整体网格如图1所示,网格数量为260万。

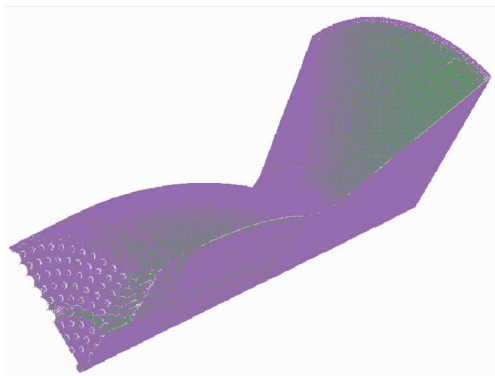


图1 仿真流域网格

Fig. 1 Grid of simulation

图2为喷嘴出口截面的网格示意图,局部进行了加密,可见网格质量较好,为后续顺利进行燃烧仿真提供了保证。由于隔板喷嘴与主喷嘴不在同一截面上,故图中并未显示隔板喷嘴出口。

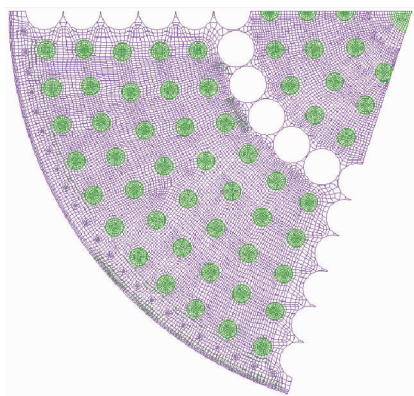


图2 喷嘴出口截面网格

Fig. 2 Grid of nozzle outlet section

1.2 仿真模型与边界条件

本文采用 $k-\omega$ SST 双方程模型对流场进行求解,燃烧模型采用组分输运方程,只考虑一步总包反应,反应机理为有限速率模型。仿真全程采用固

定时间步长,单步为 1×10^{-7} s。

仿真在喷管出口温度198.6 K,压力1 000 Pa的条件下进行。仿真过程中点火时序给定不变,甲烷、点火药和液氧依次先后进入推力室,三者的初始温度分别为132 K,3 000 K和96 K,推进剂混合比为3.59。其中,点火药组分包括质量分数为32.2%的 CO_2 和4.6%的 H_2O ,其余为不参与反应的 N_2 。另外,液氧在温度96 K、压力1 000 Pa的条件下是气态,故本文假设液氧进入推力室后在低压下瞬间气化,且不考虑气化过程对仿真结果的影响。

1.3 仿真变量设置

为了验证喷注流量不均是导致点火压力峰升高的重要因素这一假设,本文将64.5个喷嘴的流量分布作为仿真变量,对不同流量分布下的高空点火瞬态过程进行仿真,并对比分析不同工况下的相关结果,进而验证上述假设是否正确。

本文只考虑液氧的喷注流量不均,且假设点火时包括隔板喷嘴在内的所有喷嘴的液氧是同时喷入推力室中的,只存在流量大小差异,而无时序差异。另外,本文不考虑流量在周向分布的差异,只考虑径向分布的差异。综上,将喷嘴沿径向分为三段,每段的流量偏差各不相同,最高可达10%。据此,本文将所有的液氧喷嘴大致分为三个部分,如图3所示。

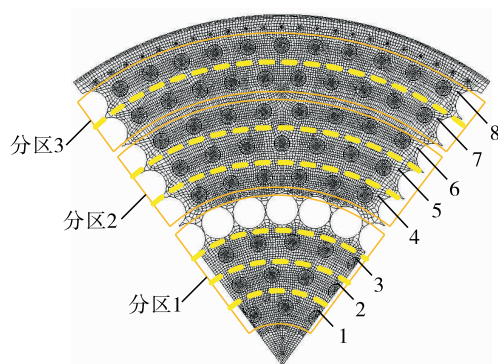


图3 液氧喷嘴分区

Fig. 3 Partition of LOX injectors

图3中的分区1的选取是以周向分布的隔板喷嘴为边界的,总共包含相当于10.5个主喷嘴和6个隔板喷嘴,以隔板为界则可以设置隔板内外的喷注流量差异,进而可以分析这样的流量差异给点火过

程造成的影响。分区 2 和分区 3 的选取则是考虑使这两部分的喷嘴数量基本相同,两者包含的主喷嘴数量均为 21 个,隔板喷嘴数量略有差异。三个分区进一步又细分为 8 圈喷嘴。

基于上述液氧喷嘴分区,并参考文献[21-23]中的液氧喷嘴流量偏差最高可到 10% 的仿真结果,本文设置了表 1 所示的三种仿真工况。

表 1 不同工况下各分区的质量流量百分比

Tab. 1 Mass flow rate (percentage) of each part under different working conditions

	流量百分比/%		
	分区 1	分区 2	分区 3
均匀工况	23.7	38.6	37.7
非均匀工况 1	21.3	34.8	43.9
非均匀工况 2	31.3	34.8	33.9

表 1 所示的三种工况的总流量相同,其中非均匀工况 1 和非均匀工况 2 分别是流量向喷嘴最外圈和最内圈集中时的不均匀喷注工况。为了使喷注不均匀程度最大化,使各工况差异更明显,两个非均匀工况的设置方式皆为取其中两个分区的 10%

的流量补充到剩余的分区中去。

2 仿真结果与分析

采用上述方法、模型和变量设置在 Fluent 软件中进行瞬态仿真,本文得到了定性和定量的仿真结果,下面对结果进行分析。

2.1 高空点火过程

下面将通过温度分布和压力分布的时序演化过程来刻画高空点火过程的相关特征。由于三种工况下的温度、压力分布时序演化特征基本相同,这里只给出均匀工况下的演化过程。

首先是高空点火过程的温度分布时序演化,如图 4 所示。图示截面为仿真域的轴向对称面,时间用无量纲参数 t/t_s 表示。其中 t 从液氧喷入时开始计算, t_s 为液氧喷入到仿真中测点数据刚达到稳态时所经历的时长,可能此时推力室内的流动尚未完全达到稳态,但点火压力峰早已消失。仿真结果表明三种工况的 t_s 几乎相同,约为 2.3 ms。图中最高温度可达 5 000 K,远高于实际的甲烷燃烧温度最高值,这是因为较为简单的一步总包反应机理使得仿真中反应速率较高,故使其得到了较高的反应温度。

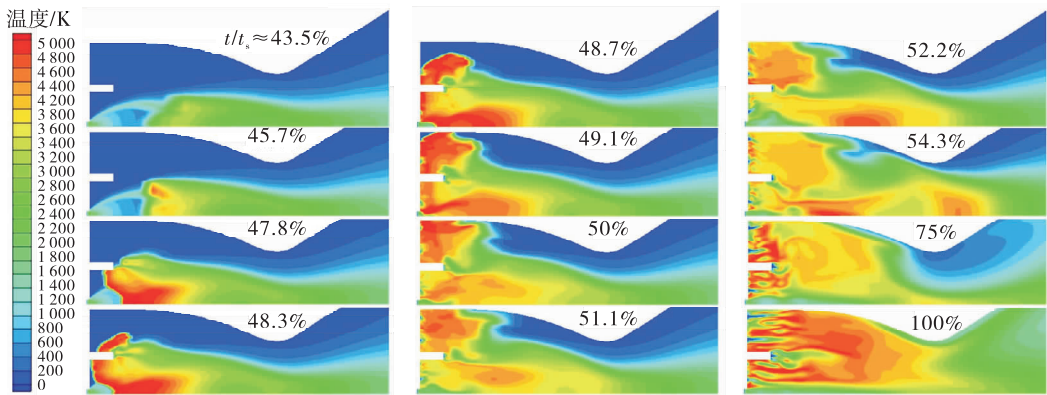


图 4 温度分布时序图(轴向)

Fig. 4 Temporal evolution of temperature distribution (axial)

图中 43.5% 时刻为刚着火时的温度分布,之前时刻的温度分布与之几乎没有差异。从 45.7% 到 48.3% 可以看到,燃烧波主要沿轴向向上游的喷注器面传播,在 48.3% 时刻燃烧波刚接触到喷注器面。在 48.3% 到 54.3% 中,燃烧波撞击喷注器面后便开始逐渐沿径向向推力室侧壁传播,直至撞击到

侧壁,又沿侧壁向推力室下游传播。最后在 54.3% 到 100% 的过程中,推力室的燃烧和流动逐渐达到稳定,喷嘴出口处形成明显的燃烧剪切层。

高空点火过程的一个特征是其着火点的位置处于推力室的中下游。未着火时的温度分布与 43.5% 几乎没有差异,图中可见点火药出口处形成

了一个很大的膨胀波,该区域实际上是一个降温加速区域。膨胀波后紧接一个压缩波,它们实际上是激波串的一部分,而流体经过该激波串的第一个压缩波时静压静温都会大幅升高^[25-26],着火点正处在第一个压缩波后的高压高温区域。本文设置背压为1 000 Pa,着火点的位置就已经处于推力室中下游,若进一步降低背压,可以预计点火药出口处的膨胀波会更大,形成强烈压缩波所需的加速过程更长,着火点的位置会更靠后。

低背压推后了着火点的位置,也就使得燃烧波沿轴向向上游喷注器面传播的路程更长,而这段路程中是布满了推进剂的,燃烧波所到之处都会发生反应来提供使燃烧波加速的能量,因而路程越长,加速过程也越长,最后对推力室头部的冲击也越强。

图5给出了48.7%时刻的三个径向截面的温度分布,该时刻燃烧波已经撞击了喷注器面正沿径向向推力室侧壁传播,此时的径向分布特征比较明显。图中 $a = 25\text{ mm}$, a 和 $3a$ 位置的截面分别表示以隔板喷嘴出口为界的轴向上下游的温度分布, $6.6a$ 则表示刚进入收敛段时的温度分布。可以看到径向截面上的温度分布基本对称,一些微小的偏

差是由喷嘴的非完全对称分布引起的。

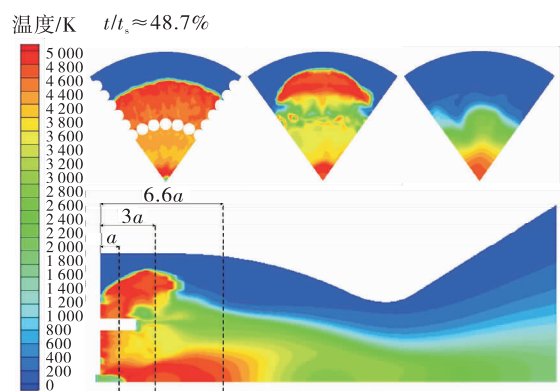


图5 横断截面的温度分布(径向)

Fig. 5 Temperature distribution on cross-section (radial)

图6所示是压力分布的时序演化过程。图中径向截面为喷注器面,轴向截面只显示了收敛段之前的部分。同理,压力用无量纲参数 p/p_s 表示, p_s 为推力室达到统计稳态时的压力值,仿真结果表明不同工况下的 p_s 大致相同,约为0.38 MPa。为清晰表示各层次压力值,将 p/p_s 标尺上限定为10。

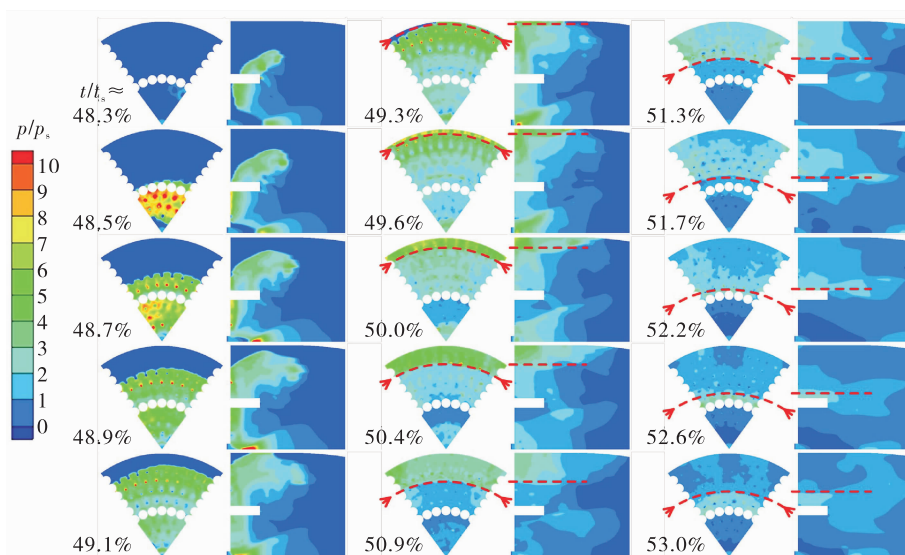


图6 压力分布时序图(径向/轴向)

Fig. 6 Temporal evolution of pressure distribution (radial/axial)

图中48.3%是压力波刚接触到喷注器面的时刻,与图4一致。从48.3%到49.3%可以看到,压力波撞击喷注器面后便开始沿径向向推力室侧壁传播,形成了其对喷注器面的第一次扫掠,在49.3%时刻,隔板外侧的压力波第一次触到侧壁。

而49.3%到52.2%则显示了隔板外侧压力波在第一次撞击推力室侧壁并反弹后在喷注器面上的第二次扫掠过程,图中用红色虚线指示了压力波前沿。52.2%到53.0%则显示了隔板外侧压力波撞击到隔板并反弹后开始了其对喷注器面的第三次

扫掠。上述过程中,隔板内侧压力波也有反弹扫掠过程,这里不再详述。另外,比较图 6 的压力分布与图 4、图 5 的温度分布演化,发现两个过程中压力波(燃烧波)的输运特征几乎是一致的,这与其高温高压的物理特征是相符的。

从压力分布时序中可以发现点火过程的第二个特征,即压力波在喷注器面上会经历振荡衰减的过程。如前所述,压力波在喷注器面的隔板内外侧发生多次反弹扫掠过程,且明显的,其压力峰值衰减得非常快,在第二次反弹之前,其峰值已经从稳态室压的 10 倍以上衰减到不足 3 倍。因此,粗略地说,前两个压力波的扫掠过程才是导致喷注器面点火时烧蚀的主要因素,后面将在不同工况下对此过程进行定量分析。

从 48.5% 到 49.3% 可以看到,压力波在喷注器面扫掠时,喷嘴出口位置承受的压力最高。另外,分析图 4 时已经指出,压力波在接触喷注器面之后便开始沿径向向推力室侧壁传播,而隔板明显阻碍了其内侧压力波沿径向的传播,进而发生了隔板内侧的压力波反弹,如 48.5% 所示。而该隔板内侧空间本身较为狭小,且着火位置就处在隔板内侧的轴线上,因而在隔板内侧形成的压力波反弹实际上是一个明显的憋压过程,故该区域的喷嘴所承受的压力应该是各喷嘴分区中最大的。

2.2 喷注流量不均对推力室侧壁压力峰值的影响

本节将对三种不同工况下推力室侧壁所受压力的变化情况。推力室侧壁上设置了 5 个压力(静压)监测点,位置在 a 到 $5a$ 之间等距分布, a 位于隔板喷嘴出口径向截面的上游, $2a$ 正好位于该截面, $3a$ 到 $5a$ 则位于该截面下游。这样的分布基本

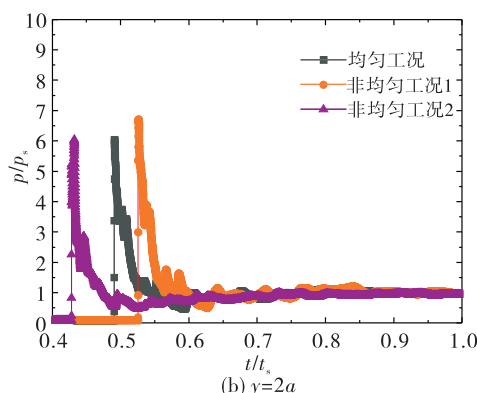
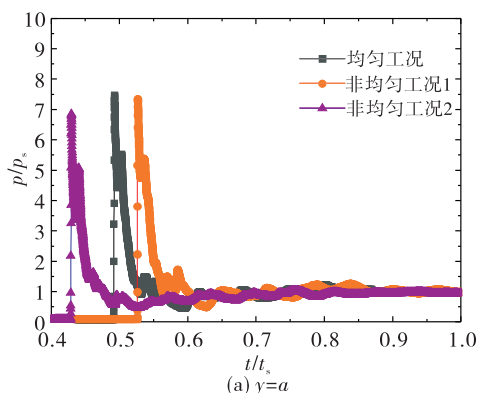
覆盖了收敛段以前的推力室侧壁。

这 5 个测点在三种工况下的压力时序分别如图 7 中 7(a)到 7(e) 所示。可以看到,同一种工况下,压力波几乎是一瞬间就掠过了这 5 个测点,如非均匀工况 2 下 5 个测点几乎都在 43% 左右测到压力峰信号。而对比不同工况,无论在哪个测点,非均匀工况 2 下的压力波都是最先到达壁面,非均匀工况 1 下的压力波都是最后到达壁面。另外,对比同一种工况下各测点的压力时序,发现其最大压力峰值会随测点位置发生变化,如非均匀工况 2 的最大压力峰值是在 $y = 3a$ 位置实现的。

侧壁压力分布的第一个特征便是:喷注流量不均会影响压力波到达侧壁的时刻。各工况下压力波到达壁面的时刻有差异,实际上仿真结果表明该差异也即是各工况着火时刻的差异。可以推断,因为非均匀工况 2 下,液氧流量在隔板内侧更大,因而充分混合达到最佳混合比所需的时间也越短,故该工况最先着火,同理可解释其余工况。因而,上述特征又可叙述为,喷注流量不均会影响着火时刻,或者说影响了点火延迟时间。

侧壁压力分布的第二个特征是:喷注流量不均会改变最大压力峰位置。如前所述,不同工况下最大压力峰位置不同,均匀工况在 $4a$ 附近,非均匀工况 1 和非均匀工况 2 分别在 $5a$ 和 $3a$ 附近,也即喷注流量越向隔板内侧集中,最大压力峰位置越靠近上游。

侧壁压力分布的第三个特征,也是最重要的特征,即喷注流量不均对最大压力峰的影响较小。从图 7(c)到图 7(e)可以看到,各工况的最大压力峰值都在 8.5 左右,并无明显变化。因而可以说,喷注流量不均不会使侧壁承受更高的点火压力峰。



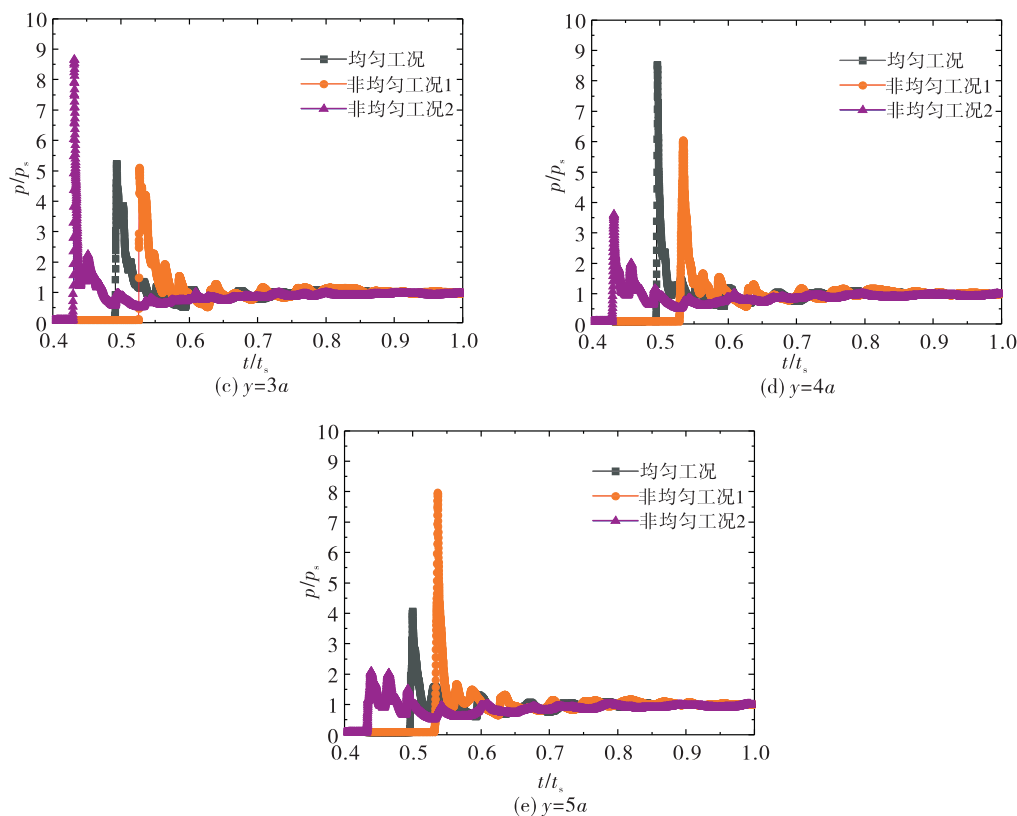


图7 推力室侧壁压力时序

Fig. 7 Time evolution of pressure on side – wall of thrust chamber

为了更清晰地描述上述现象,图8给出了各工况监测到推力室侧壁最大压力峰值时的温度和压力分布云图,图中可以看到不同工况下最大压力峰位置有明显变化。

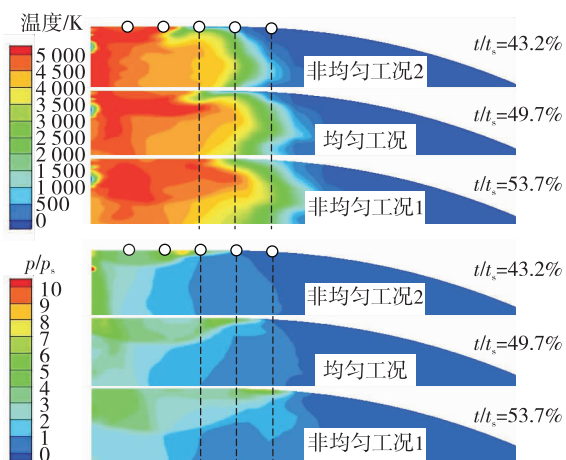


图8 推力室侧壁最大压力峰位置

Fig. 8 Position of maximum pressure peak on the side – wall of thrust chamber

2.3 喷注流量不均对喷注器面压力分布的影响

本节分析不同工况下喷注器面压力分布演化的差异,分析喷注流量不均对喷注器面所受点火压力的影响。

从图6中的48.5%时刻可以看到,喷注器面受压力最大的区域是喷嘴出口附近,故只记录了每个时刻下各喷嘴出口附近的压力值。另外,从图6中可见压力波波峰形状与喷嘴的周向圆弧几乎一致,该圆弧上的压力值基本不变,因此细分了如图3所示的8圈周向喷嘴(不包含隔板喷嘴)。

图9、图10和图11测量得到了三种工况下分区1、分区2和分区3的压力均值及8圈周向喷嘴的压力均值的时序演化。如图6所分析的,压力峰振荡衰减得非常快,因此,图中只记录下了前两个压力峰的扫掠过程。另外,图12记录了三种工况下各分区在各时刻下所受的最大压力值,测量时已经排除奇点值的可能。

喷注器面压力分布的第一个特征:喷注流量不均会升高整个喷注器面所受压力。图9、图10与图11所示的三个分区的受力分布在两种非均匀工况

下均有不同程度的升高。由此可见,喷注流量不均确实会升高整个喷注器面所受压力。推测导致该现象的物理过程是:喷注流量不均使得进入推力室中的液氧有比均匀工况下更高的局部浓度,高浓度区域会发生更加剧烈的燃烧反应,因而产生更强的压力波。

喷注器面压力分布的第二个特征:喷注流量不均对分区 1 受力分布的影响最大,分区 3 次之,分区 2 最小。从图 9 中可以看到,两种非均匀工况均使分区 1 所受压力均值相比均匀工况明显升高,涨幅最高可达 100%,其中第二圈喷嘴压力均值上升更为明显,涨幅最高可达 200%。再如图 11 所示,相比之下非均匀工况对分区 3 受力分布的影响略小,分区 3 受力均值涨幅最高只有 85%,但第 8 圈喷嘴受力均值的涨幅也达到了 200%。最后如图 10 所示,非均匀工况对分区 2 的影响最小,分区 2 受力均

值涨幅最高只有 30%,各圈喷嘴涨幅最高的是第 6 圈,达到了 93%。

上述特征与着火点及隔板位置有关。如前所述,非均匀工况下会产生更强的压力波,而着火点处于分区 1 下游,如图 4 分析那样,着火后这些增强的压力波沿轴向向喷注器面传播,首先撞击的就是分区 1,加上该区有隔板作为边界障碍,因而在分区 1 形成了一个憋压区,所以该区受压最高。而传播到隔板外侧的压力波起先并没有障碍阻挡,因而能量可以沿径向向推力室侧壁扩散,故分区 2 的压力升高并不明显。最后压力波撞击到推力室侧壁,又一次形成憋压区,但能量在输运到该区的路程中已有不少被耗散掉,因而分区 3 受压虽有升高,却也不及分区 1 的变化。

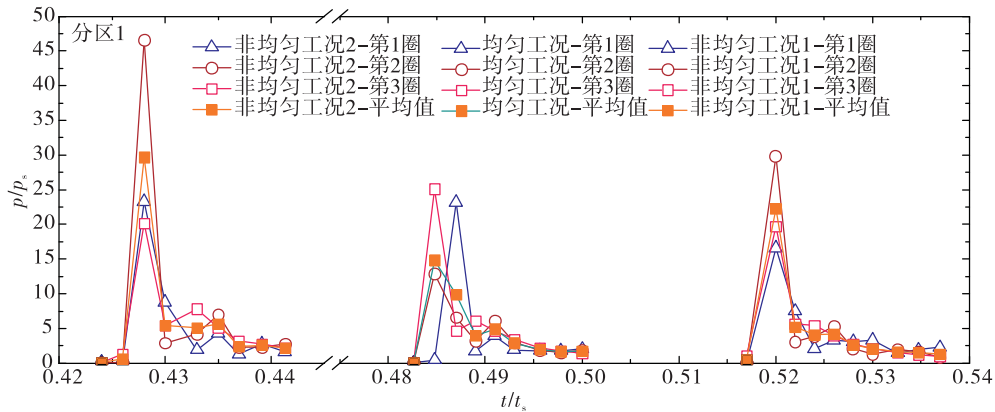


图 9 不同工况下分区 1 及其各圈所受均压的时序变化

Fig. 9 Temporal evolution of average pressure for part -1 and its subareas under different working conditions

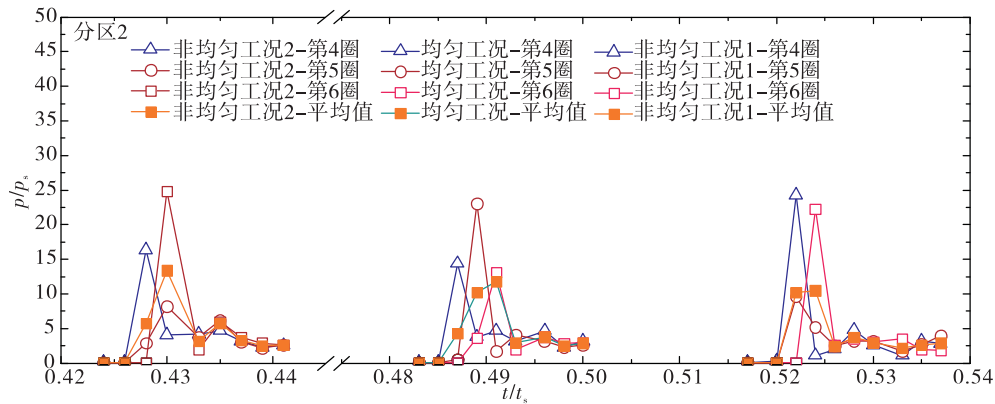


图 10 不同工况下分区 2 及其各圈所受均压的时序变化

Fig. 10 Temporal evolution of average pressure for part -2 and its subareas under different working conditions

喷注器面压力分布的第三个特征:两种非均匀工况下分区1受压升高最明显,其中非均匀工况2对分区1的影响更为显著。如图9所示,非均匀工况2使得分区1所受均压接近 p_s 的30倍,其中第2

圈喷嘴的压力均值甚至达到了47倍,并且从图12可以发现非均匀工况2下分区1所受压力的最大值已经超过了 p_s 的60倍。非均匀工况1虽然也使分区1的均压升高,但仍不及非均匀工况1带来的影响。

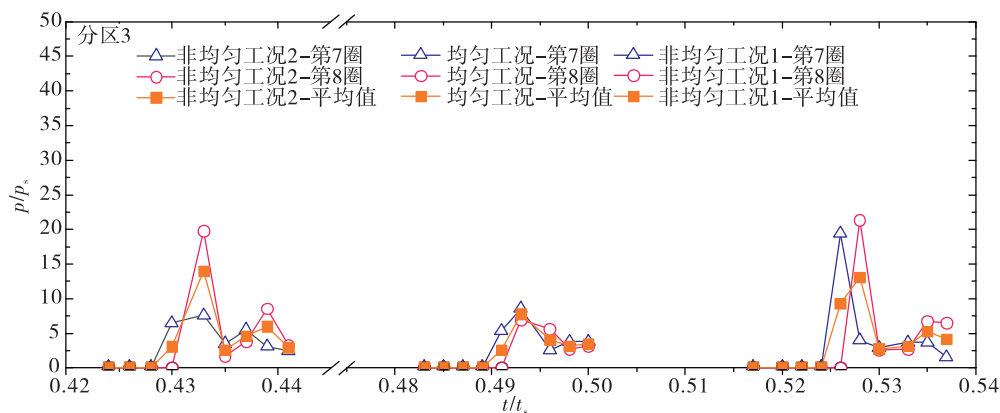


图11 不同工况下分区3及其各圈所受均压的时序变化

Fig. 11 Temporal evolution of average pressure for part-3 and its subareas under different working conditions

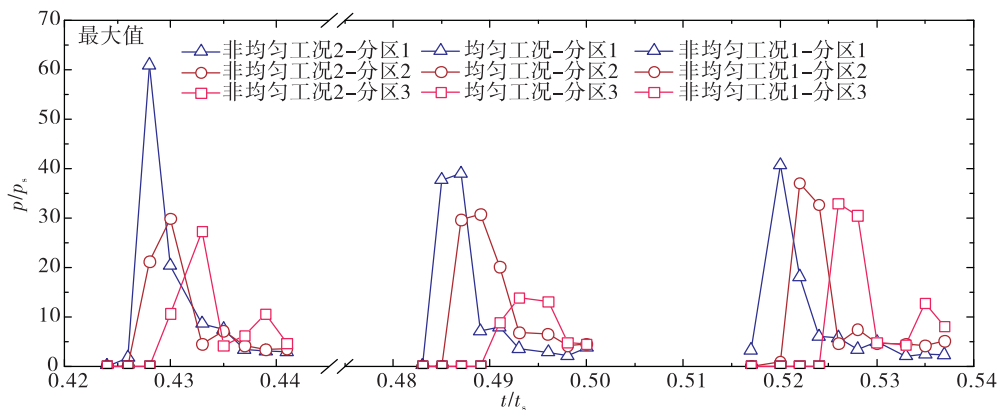


图12 不同工况下各分区所受的最大压力的时序变化

Fig. 12 Temporal evolution of maximum pressure for each part under different working conditions

根据第三个特征的描述,分区1显然已经不能承受这么高的压力,该区的喷嘴必将在点火时烧损。因此,可以得到另一个重要结论:喷注流量向隔板内侧喷嘴集中时是极可能造成内侧喷嘴烧坏的一种作用方式。

图12表示不同工况下各分区所受的最大压力。显而易见,非均匀工况2主要升高了分区1的最大值,非均匀工况1则主要升高了分区3的最大值,分区2在两种工况下的变化并不大。最大值的变化特

征与前述关于各部分均值变化的特征相符。

3 结论

主要研究了液氧/甲烷火箭发动机推力室的高空点火瞬态过程。采用瞬态数值仿真对上述过程开展研究。分析了喷注流量不均对推力室侧壁压力和喷注器面压力分布的影响,并捕捉到了高空点火过程的相关特征。

首先,在给定的混合比和喷注时序下,验证了

喷注流量不均可能是造成点火压力峰过高的一个重要因素这一假设,并且发现受到点火冲击最大的区域是以隔板为界的内侧喷嘴。当喷注流量向隔板内侧集中时,内侧喷嘴所受平均压力上升至稳态室压的 30 倍,远高于均匀工况下的 15 倍。

其次,发现喷注流量不均对推力室侧壁最大压力峰值的影响可以忽略不计。不同的流量分布工况主要改变推力室侧壁的最大压力峰位置。

最后,揭示了高空点火过程的相关特征。发现着火点位于点火药出口第一个压缩波后的高温高压区域。并捕捉到了喷注器面上压力波的振荡衰减过程,发现只有第一次压力波扫掠才对喷嘴造成实质性损伤。

参考文献:

- [1] 禹天福,李亚裕.液氧/甲烷发动机的应用前景[J].航天制造技术,2007(2):1-7+10.
- [2] 孙宏明.液氧/甲烷发动机评述[J].推进技术,2006,32(2):23-31.
- [3] 仲伟聪.液氧/甲烷发动机燃烧研究最新进展[J].火箭推进,2004,30(1):52-57+64.
ZHONG Weicong. Recent advances on LOX/methane combustion for liquid rocket engine [J]. Journal of rocket propulsion, 2004, 30(1):52-57+64.
- [4] 王维彬,孙纪国.航天动力发展的生力军-液氧甲烷火箭发动机[J].航天制造技术,2011(2):3-6.
- [5] 孙阳,丰松江,聂万胜.液氧/甲烷火箭发动机燃烧稳定性影响规律分析[J].导弹与航天运载技术,2012(5):39-42.
- [6] 王珺,张卫红,石文靓,等.60t级液氧/甲烷发动机启动过程建模与仿真[J].火箭推进,2013,39(5):16-22.
WANG Jun, ZHANG Weihong, SHI Wenjing, et. al. Modeling and simulation of start-up process of 60t class LOX/methane liquid rocket engine [J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(5):16-22.
- [7] YANG B, CUOCO F, OSCHWAID M. Atomization and flames in LOX/H₂ - and LOX/CH₄ - spray combustion [J]. Journal of propulsion and power, 2007,23(4):763-771.
- [8] 李丹琳,栾叶君,孙纪国.液氧/甲烷气液喷注器试验研究[J].火箭推进,2010,36(4):59-62.
LI Danlin, LUAN Yejun, SUN Jiguo. Experimental investigation on LOX/CH₄ subscale thrust chamber [J]. Journal of rocket propulsion, 2010, 36(4):59-62.
- [9] 刘红珍,田原,孙纪国.液氧/甲烷单喷嘴燃烧性能数值仿真研究[J].火箭推进,2014,40(1):56-59.
LIU Hongzhen, TIAN Yuan, SUN Jiguo. Numerical simulation of combustion performance of LOX/methane single nozzle [J]. Journal of rocket propulsion, 2014, 40(1):56-59.
- [10] 吴栋.小推力液氧/甲烷发动机喷雾燃烧特性研究[D].长沙:国防科学技术大学,2014.
- [11] 李小平.液氧/甲烷火箭发动机燃烧室稳定特性的实验研究[J].火箭推进,1997(1):22-34.
LI Xiaoping. Experimental study on stability characteristics of liquid oxygen/methane rocket engine combustion chamber [J]. Journal of rocket propulsion, 1997(1):22-34.
- [12] 洪流, Fusetti A, Rosa M D, 等.液氧/甲烷火焰和燃烧不稳定性试验[J].推进技术,2007,28(2):127-131.
- [13] SLIPHORST M, GROENING S, KNAPP B, et. al. Combustion instability coupling mechanisms between acoustics and LOx/CH₄ spray flames [C]//49th AIAA Aerospace Science Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Florida: AIAA, 2011.
- [14] 蔡震宇,王铁岩,曹红娟.一种气氧/气甲烷火炬式电点火器方案研究[J].载人航天,2016,22(3):338-342.
- [15] 李春红,张小平,马冬英,等.液氧/甲烷燃气发生器点火方案研究[J].火箭推进,2010,36(5):7-12.
LI Chunhong, ZHANG Xiaoping, MA Dongying, et. al. Ignition scheme of LOX/methane gas generator [J]. Journal of rocket propulsion, 2010, 36(5):7-12.
- [16] 马冬英,卢钢,张小平,等.液氧/甲烷燃气发生器试验研究[J].火箭推进,2013,39(3):21-26.
MA Dongying, LU Gang, ZHANG Xiaoping, et. al. Research on hot tests of LOX/methane gas generator [J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(3):21-26.
- [17] CUTRONE L, BATTISTA F, RANUZZI G. A CFD method for simulation of mixing and combustion in high-pressure

- LOX/methane rocket engines [C]// 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Nevada: AIAA, 2008.
- [18] CUTRONE L, BATTISTA F, RANUZZI G. Supercritical high pressure combustion simulation for LOX/CH₄ rocket propulsion systems [C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Hartford CT: AIAA/ASME/SAE/ASEE, 2008.
- [19] 郑大勇, 陶瑞峰, 胡骏. 氢氧发动机真空点火及高空模拟试验[J]. 导弹与航天运载技术, 2014(5):38-43.
- [20] 雷向东, 余协正, 杨京军, 等. 氧气/煤油点火装置高空点火试验研究[J]. 火箭推进, 2014, 40(6):37-43.
- LEI Xiangdong, YU Xiezheng, YANG Jingjun, et. al. High-altitude ignition tests of oxygen/kerosene ignition system[J]. Journal of rocket propulsion, 2014, 40(6):37-43.
- [21] 杨青真, 王红梅, 张银波, 等. 液体火箭发动机氧腔流动分析及均流板设计研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(6):698-701.
- [22] 王晓丽. 燃气发生器氢腔均流改进设计及试验研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(2):38-42.
- WANG Xiaoli. Improved current-sharing design and experimental investigation for hydrogen chamber of gas generator [J]. Journal of rocket propulsion, 2011, 37(2):38-42.
- [23] 石晓波, 刘占一, 郭灿琳. 燃气发生器喷注器内氧腔三维流动分析[J]. 火箭推进, 2013, 39(2):6-11.
- SHI Xiaobo, LIU Zhanyi, GUO Canlin. Analysis of three-dimensional flow in oxygen chamber in injector of gas generator [J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(2):6-11.
- [24] ETTNER F, VOLLMER K G, SATTELMAYER T. Numerical simulation of the deflagration-to-detonation transition in inhomogeneous mixtures [J]. Journal of combustion, 2014, 2014(1-6):1-15.
- [25] 杨永阳. 考虑激波串的超声速流动燃烧模型[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- [26] MATSUO K, MIYAZATO Y, KIM H D. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows [J]. Progress in aerospace sciences, 1999, 35(1):33-100.

(编辑:陈红霞)