固体燃料超燃冲压发动机燃烧室中PMMA自点火性能 数值研究^{*}

迟鸿伟,魏志军,王利和,李 彪,王宁飞

(北京理工大学 宇航学院,北京 100081)

摘 要:以PMMA为燃料对固体燃料超燃冲压发动机燃烧室的自点火性能进行了数值仿真研究。基于热解气体有限速率/涡耗散燃烧模型,通过求解装药壁面和内流场耦合的一维导热方程,得到稳态构型下的燃面退移率,数值结果和实验测量值吻合得较好。研究了进气流量、总温和燃烧室构型对自点火性能的影响,结果表明:成功自点火和未自点火的燃烧室内流场有明显差异。存在进气贫氧、进气富氧和进气总温自点火极限;提高进气总温有利于拓宽贫氧极限和富氧极限之间的范围。凹腔长度不足,即使增深凹腔也不能实现自点火;凹腔深度不足,即使加长凹腔也不能实现自点火;较长较深的凹腔能够实现自点火。平直段直径越大,越不利于自点火的实现。

关键词: 超声速; 固体燃料; 自点火; 数值模拟 中图分类号: V235.21 文献标志码: A 文章编号: 1001-4055 (2014) 06-0799-11 DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2014. 06. 012

Numerical Investigation on Self-Ignition of PMMA in Solid Fuel Scramjet

CHI Hong-wei, WEI Zhi-jun, WANG Li-he, LI Biao, WANG Ning-fei

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: The self-ignition performance of polymethylmethacrylate (PMMA) in solid fuel scramjet has been simulated numerically. Regression rate was obtained in steady state by means of solving one-dimensional heat conduction equation coupling the burning surface and the inner flow field, which was based on finite rate and eddy dissipation combustion model of pyrolysis gas. The simulation results were better consistent with the measured data. The effects of inflow air mass flux, total temperature and the configuration of chamber on self-ignition were studied. The results show that the internal flow field in the self-ignition chamber is significantly different with a chamber in which the ingition is not achieved. The PMMA has lean oxygen limit, rich oxygen limit and total temperature limit of self-ignition. Increasing the inflow total temperature contributes to broadening the scope of lean and rich oxygen limit. Self-ignition of PMMA in chamber can not be achieved with either rather short cavity or with a rather shallow cavity. A long and deep cavity is able to achieve self-ignition. The self-ignition is hard to be established with a large diameter of cylindrical section.

Key words: Supersonic; Solid fuel; Self-ignition; Numerical simulation

基金项目:国家自然科学基金(51276020)。

作者简介:迟鸿伟(1986—),男,博士生,研究领域为固体燃料超燃冲压发动机内流场。E-mail: zblchw@163.com

^{*} 收稿日期: 2013-06-06; 修订日期: 2013-09-06。

1 引 言

超燃冲压发动机是实现高超声速飞行的关键技术,国内外超燃冲压发动机技术研究多集中于液体燃料,但固体燃料超燃冲压发动机(SFSCRJ)的研究也在悄然兴起,以色列和美国在这一领域做了大量的工作^[1]。由于SFSCRJ工作马赫数高,气流的驻留时间一般在毫秒量级,给可靠点火带来较大困难,SF-SCRJ的点火主要分为辅助措施点火和自点火两种,如何在较短的驻留时间内实现点火并稳定燃烧是一项关键技术。

实验研究方面,Witt^[2]首次对SFSCRJ进行了实 验研究,使用PMMA和HTPB作为燃料,模拟飞行马 赫数4,燃烧室进气总温为880~1100K,进气中加入 质量分数0.08%的H2助燃实现了点火。Angus^[3]进一 步的研究了 SFSCRJ 的工作性能,在燃烧室进气总温 为800K的条件下,使用H2助燃的方式实现了SF-SCRJ中PMMA的点火燃烧。Ben-Yakar^[4]首次实现 了 SFSCRJ 中 PMMA 固体燃料的自点火,模拟飞行马 赫数5~6,燃烧室进气总温为1033~1410K,研究了 燃烧室的退移燃烧过程及火焰维持性能。Cohen^[5]对 不同入口条件下 SFSCRJ 的工作性能作了测试,模拟 飞行马赫数 5.5, 燃烧室进气总温为 1033~1364K, 在 没有辅助措施的情况下实现了PMMA燃料的自点 火。Saraf⁶¹实验研究了添加金属组分对SFSCRJ工作 性能的影响,模拟飞行马赫数5~5.5,燃烧室入口总 温为1100~1570K, HTPB在有无金属组分的情况下 都实现了自点火。杨向明^[7]使用引火棒点火方式,燃 烧室进口总温为900K,使用PMMA和HTPB+AP作为 燃料,在国内首次开展了SFSCRJ的原理性实验。理 论研究方面, Jarymowycz^[8]采用雷诺平均方法求解包 含组分输运方程在内的轴对称 N-S方程,全面的数 值分析了超声速横流中固体燃料的燃烧。控制方程 的数值求解使用矢通量分裂 LU-SSOR 技术,湍流模 型采用 Baldwin-Lomax 代数模型,细致的研究了进气 参数对HTPB燃烧的影响,认为平均燃速随着压力的 升高先增后减。Ben-Arosh^[9]理论研究了超声速横流 中乙烯燃料的燃烧,数值求解了轴对称控制方程,湍 流模型采用 $\kappa - \varepsilon$ 模型,采用两步 6 组分化学反应机 理,获得的燃烧效率达到70%~90%。Simone^[10]研 究了LiH作为燃料在超声速流动中的燃烧,认为LiH 是 SFSCRJ 的理想燃料。孙波^[11]、刘伟凯^[12]、杨明^[13]、 裴鑫岩^[14]等进行了SFSCRJ的数值研究,初步研究了

SFSCRJ的燃烧内流场分布情况。以上理论研究主要 关注 SFSCRJ燃烧室内的燃烧现象,点火方面的理论 研究还未见公开报道。

在SFSCRJ燃烧室中,为了增加反应物驻留时间 并增强反应物掺混,在燃烧室装药壁面加入凹腔以 获得低速高温回流区。燃烧室内,凹腔构型的选择、 流动、传热传质、化学反应动力学及燃烧湍流的相互 作用都有可能影响点火性能¹⁵³,增加了SFSCRJ发动 机设计的复杂性。在SFSCRJ的高总焓进气条件下, 燃烧室可能实现自点火,可以降低发动机结构的复 杂性,开展SFSCRJ自点火性能的研究,对指导发动 机设计,进一步研究火焰维持有重要意义。本文在 对数值方法进行验证的基础上,针对PMMA固体燃 料,研究了SFSCRJ燃烧室内的自点火特性,并分析 了进气流量、进气总温和构型对SFSCRJ燃烧室自点 火性能的影响。

2 物理模型

参照 Ben-Yakar^[4]的实验,本文的 SFSCRJ燃烧室 采用如图 1 所示的轴对称构型。由带倾斜尾壁面的 凹腔、平直段和扩张段组成。加入凹腔是为了实现 自点火和稳定火焰。进口的高速气流经过前壁面的 突扩后在凹腔中产生低速、高温的漩涡回流区,增强 反应物的掺混,提高反应物驻留时间。反应物在回 流区内进行着强烈的化学反应,燃烧后的高温产物 所携带的热量通过对流与扩散输给新鲜混气和主流 空气,使之预热并着火燃烧,起到持续点火源并稳定 火焰的作用。凹腔尾部的倾斜壁面用来减少剪切层 和凹腔尾壁面相撞带来的不稳定与总压损失,平直 段为主要通道,燃气在扩张段中膨胀加速在出口产 生推力。



Fig. 1 Schematic of SFSCRJ chamber configuration

燃烧室构型保持进口直径、凹腔后壁倾角、扩张 段长度、扩张角不变。改变平直段直径、凹腔直径和 凹腔长度研究构型对自点火的影响,以"D16D36L50" 代表平直段直径 D_{evl}=16,凹腔直径 D_{fh}=36,凹腔长 度 L_{fh}=50的燃烧室,其他凹腔构型参照此定义。

3 数学模型

3.1 基本假设

为了便于数值计算,做出以下假设:

①认为构型固定。

②燃面上的能量守恒符合一维导热。

③燃面退移率由阿累尼乌斯公式确定。

④固体燃料 PMMA 热解产物恒定,全部是气体 C₅H₈O₂。

⑤C₅H₈O₂气体的化学反应机理为一步总包不可 逆反应。

⑥混合气体为理想气体。

3.2 数值方法

对于固体燃料超燃冲压发动机燃烧室内流动、 传质传热、化学反应内流场,气体控制方程的通用形 式为

$$\frac{\partial(\rho u\phi)}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial(r\rho v\phi)}{\partial r} =$$

$$\frac{\partial}{\partial x} \left[\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial r} \left[r\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial r} \right] + S_{\phi}$$
(1)

式中 ϕ 代表广义变量, Γ 代表输运系数, S_{ϕ} 代表源项,具体参见文献[8]。应用FLUENT 13.0软件进行数值模拟研究,采用有限体积法离散控制方程,应用 Coupled 方法实现压力速度耦合求解,对流项的空间离散采用二阶迎风格式。湍流模型采用适用于超音速流动的 SST $k-\omega$ 模型,近壁采用低雷诺数修 正壁面函数^[16]。

热解气体与氧气的化学反应机理采用一步总包 不可逆反应,一步总包反应可用于点火性能研究^[17], 化学反应式为

$$C_5H_8O_2 + 6O_2 \rightarrow 5CO_2 + 4H_2O$$
 (2)

化学动力学(Arrhenius)模型是在超声速流动中 经常被应用的燃烧模型^[18],Antonella Ingenito^[19]证实 了在超声速燃烧流动中化学动力学有限速率模型的 适用性。本文燃烧模型采用有限速率/涡耗散燃烧模 型。Arrhenius反应速率 ω_{kin} 和涡耗散反应速率 ω_{mix} 的表达式分别参见文献[20]和[21]。

3.3 边界条件

空气进口设定为压力入口,进口马赫数设定为 1.6,入口总压、总温条件在具体研究内容中给出;出 口设定为压力出口,为常压常温;固壁边界设定为无 滑移绝热壁面。

固体燃料表面为变温度边界条件。其守恒方程

为 质量守恒方程

$$\rho_{\rm s} r_{\rm b} = \rho_{\rm g} v_{\rm g} |_{+} \tag{3}$$

组分守恒方程

$$\rho_{\rm s} r_{\rm b} Y_i |_{-} = \rho_{\rm g} v_{\rm g} Y_i |_{+} - \rho_{\rm g} D_{\rm im} \frac{\partial Y_i}{\partial y} |_{+} \qquad (4)$$

能量守恒方程

$$-k_{s}\frac{\partial T}{\partial y}\Big|_{-} + \rho_{s}r_{b}\Big(\int_{T_{rd}}^{T_{v}}C_{p,s}dT + h_{v,s}^{0}\Big) = -k_{s}\frac{\partial T}{\partial y}\Big|_{+} - q_{rad}$$
(5)

式中下标"+"、"-"、"g"和"s"分别代表与装药表面临近的气体侧和固体侧、气体和装药参数,下标 "b"和"i"分别代表燃烧退移和第i个组分。k代表导 热系数, T_{ref} 为常温, $h_{v,s}^0$ 代表 PMMA的有效汽化热, 具体数值参见文献[22], v_g 代表热解气体注入速度, q_{red} 代表气体与装药表面之间的辐射换热。装药燃面 退移率通过阿累尼乌斯表达式计算^[22]:

$$r_{\rm b} = 72.1 \times 10^{-3} \cdot \exp\left(-\frac{6385.2}{T_{\rm w}}\right)$$
 (6)

燃面温度通过联立方程(3)-(6)牛顿迭代求出, 进而求得燃面退移率,燃料热解注入的质量流量通 过向壁面附近第一层非常薄的单元网格内加入源相 实现。

4 算法验证

本文主要研究 SFSCRJ 能否实现自点火,不关注 自点火的火焰传播过程,为了节约计算成本,以基于 求解稳态控制方程的流场分布来表征自点火性能, 为了验证本文方法可取,进行了燃烧室内的非稳态 自点火建压过程的数值计算,对比建压稳定后的流 场和稳态计算的结果。如图2所示,为D14.5D30L50 和D16D32L40两燃烧室的压力变化过程,前者实现 了自点火建压,后者未自点火建压。两者的入口参 数相同: p₀=1.69MPa, T₀=1156K。

图 3 所示为非稳态计算稳定后的流场温度和稳态计算得到的温度分布对比,温度采用进气总温无量纲化。对比图 3(a)和 3(b),在实现了自点火的 D14.5D30L50燃烧室中,非稳态计算稳定后的 22ms 时刻,凹腔内及近壁区域存在大量高温区,与稳态计 算得到的流场分布一致。对比图 3(c)和 3(d),在未 自点火的 D16D32L40 燃烧室中,非稳态计算稳定后的22ms时刻,燃烧室内温度与进气参数相似,与稳态 计算得到的流场分布一致。以上说明,稳态计算得 到的流场和非稳态计算稳定后流场一致,可以用来 表征燃烧室能否自点火。

为验证本文数值模型在 SFSCRJ 燃烧室中的适 用性,选取 Ben-Yakar^[4]的实验模型进行数值研究。 Ben-Yakar进行了 SFSCRJ 在飞行马赫数 5 下的地面 实验,燃料采用透明的 PMMA,通过加热器实现 SF-SCRJ 进口的热流条件,在没有辅助点火装置的情况 下实现了燃烧室内的自点火和火焰维持,通过摄像 机记录了 PMMA 在时间和空间上的退移过程。某次 实验中燃烧室装药表面形状变化如图 4 所示,应用本 文数值模型,研究了图中几个时刻下燃烧室中的化 学反应内流场,并对燃面退移率和装药表面压强分 布进行了详细的分析。

针对不同的算例均进行了网格无关性的验证, 以图 4 中的初始构型为例进行说明。如图 5 所示,分 别研究了网格节点数 280×55、366×78 和 600×100 下 装药表面压强分布。当网格节点由 280×55 变化到 366×78,装药表面压强有一定的增加,当网格节点由 366×78增加到 600×100 时,装药表面压力差别平均 值小于 1%,继续加密网格对计算结果影响很小,为 节约时间成本,采用 366×78 的网格。其他算例均采 用该比例的网格。



Fig. 2 The variation of cavity pressure of *D*14.5*D*30*L*50 and *D*16*D*32*L*40 with time



(a) The distribution of temperature in *D*14.5*D*30*L*50 at 22ms with unsteady simulation



(b) The distribution of temperature in D14.5D30L50 with steady



(c) The distribution of temperature in D16D32L40 at 22ms with



(d) The distribution of temperature in *D*16*D*32*L*40 with steady simulation

Fig. 3 The comparison of stable flow field of unsteady simulation and steady simulation results



Fig. 4 The fuel port contours at different time



Fig. 5 Comparison of pressure along the fuel surface in initial geometry with different grid numbers

如图6所示,为本文数值研究结果和实验测量值[4]

理。

的对比。如图 6(a) 所示, 在数值研究结果中, 1s构型 下, 凹腔中的退移率较低, 在收敛段逐渐上升, 在平 直段和扩张段逐渐降低, 最大退移率发生在凹腔尾 壁面和扩张段连接处; 3s和 5s构型下, 退移率随着燃 面的凹凸变得不平整, 与1s构型相比, 最高退移率位 置发生改变; 从1s至 5s, 燃烧室通道扩大, 燃面整体 退移速率逐渐降低, 以上现象与实验观察到的一 致。本文数值求解的燃面平均退移率与实验结果进 行比较, 在个别地方有差别, 但趋势和数值在大多数 地方符合的很好。如图 6(b) 所示, 不同构型下, 数值 求解的壁面压力分布和实验结果趋势一致, 数值上 符合的较好, 凹腔内和平直段压力均匀, 收敛段压力 升高, 扩张段压力降低。以上说明本文数值模型合



(a) The comparison of regression rate during 0~5s



(b) The comparison of pressure

Fig. 6 Comparison of regression rate and pressure along the fuel surface between computational results and experimental data

5 结果及分析

本文研究中,进气流量变化范围为 mair =60~

1500g/s,进气总温变化范围为 T_0 =956~1256K。

5.1 燃烧室自点火特性

以 D16D36L40 和 D16D36L50 两燃烧室为例,对 比两者在燃面退移率和化学反应内流场分布上的差 别,进而分析燃烧室的自点火特性。两者的入口参 数相同: $p_0 = 1.69$ MPa, $T_0 = 1156$ K。

如图 7(a)所示,为两个燃烧室内燃面退移率对 比。D16D36L40的燃面退移率接近0;D16D36L50的 燃面退移率分布在0.1~3.1mm/s之间,凹腔内的退移 率逐渐升高,在凹腔尾壁面与底壁面的交点处发生 了突降,在收敛段逐渐升高,在平直段和扩张段逐渐 降低。如图 7(b)所示,D16D36L50燃烧室的燃面退 移率的突降,原因是该点附近形成了局部小回流区, 氧气难以补充进来参加化学反应,燃面受到热解气 体C_sH_sO₂冷却,温度下降导致退移率降低。



(b) Local distribution of streamline near the cavity back wall in D16D36L50



如图 8 所示,在燃烧室轴向上,分别在凹腔前部、 中部和后部以及出口附近截取四个截面,研究组分 及温度分布的差别,其中 *R*/*R*_n=0代表中心线,*T*/*T*_{max} 代表无量纲温度。如图 8(a)所示,在 *D*16*D*36*L*40燃 烧室内,四个截面上 0₂分布与进气状态基本相同;凹 腔前部和中部的燃面附近有少量 C₅H₈O₂,核心流中、



(b) Species and temperature in *D*16*D*36*L*50

Fig. 8 Comparison of species and temperature in the two chambers

凹腔后部和出口附近没有 C₅H₈O₂; H₂O 和 CO₂质量分 数基本为零,最高温度低于1000K。如图8(b)所示, 在 D16D36L50 燃烧室内, 在凹腔的前、中、后三个截 面上,02质量分数在核心流中与进气状态相同,在剪 切层中逐渐降低,在凹腔内部降为0;C₅H₈O₂质量分 数从中心线到燃面由最低的0逐渐升高到燃面附近 的0.4,其在凹腔前部的质量分数大于凹腔后部;H2O 和CO2在凹腔中大量存在,质量分数从中心线到燃面 先增加后降低,在剪切层中达到最大,其在凹腔后部 大于前部, CO₂和H₂O的最高质量分数分别高于0.2 和0.07;从中心线到燃面,温度在核心流中基本稳定, 在剪切层中逐渐升高并达到最高值后逐渐降低。在 出口附近,02质量分数从中心线到燃面逐渐由0.233 降低为0;C5H8O2仅存在于燃面附近;H2O和CO2质量 分数以及温度从中心线到燃面先增加后降低,在剪 切层中达到最大。N2质量分数在燃烧室内的变化趋 势与O₂大致相同。结合图7(a)和图(8),两个燃烧室 中只有 D16D36L50 实现了自点火。

图9所示为两个燃烧室内的温度分布云图,以进口总温无量纲化。从图中看出,D16D36L40内温度均低于进气总温,凹腔内温度高于核心流温度; D16D36L50内凹腔中以及平直段、扩张段的壁面附近分布着高温区,凹腔后部温度高于凹腔前部,凹腔内温度远高于核心流空气温度。



Fig. 9 The distribution of temperature in the two chambers

图 10显示了两燃烧室内的流线和马赫数分布, 凹腔内存在两个回流区,主回流区位于凹腔后部,覆 盖大部分凹腔,小回流区处在凹腔前壁面附近。如 图 10(a)所示,D16D36L40燃烧室中,空气进入燃烧 室后突扩,流线向凹腔内部弯曲,撞击到凹腔后壁 面,在撞击点上方的主流区横截面形成一道弱的正 激波,增加了总压损失。如图 10(b)所示, D16D36L50燃烧室在实现自点火后,回流区内压力 升高,高于主流压力,回流区膨胀,主流通道面积变 小,凹腔上部核心流流线几乎成为直线;核心流空气 受到回流区内高温混气加热,与D16D36L40燃烧室 比较,马赫数低。



(a) The distribution of streamline and mach number in D16D36L40



(b) The distribution of streamline and mach number in D16D36L50Fig. 10 Comparison of streamline and mach number in the two chambers

基于以上分析,燃烧室自点火后,燃面退移率较高,凹腔内有较多的热解气体及化学反应热产物,并 分布着高温区,回流区面积较大;燃烧室未自点火时,燃面退移率接近零,燃烧室内只有少量的热解气体,有极少量的化学反应热产物,凹腔内温度接近进 气温度。

文献[23]和文献[24]中的研究表明,当火焰发 生吹熄时,与火焰稳定的情况相比,燃烧室平均温度 发生突变,可以把该突变温度作为火焰稳定极限。 参照此方法并结合本节上文分析,在进气参数或燃 烧室构型变化过程中,凹腔平均温度发生突变处即 为燃烧室的自点火极限。下面分别研究进气流量、 进气总温和燃烧室构型对燃烧室自点火性能的影响。

5.2 进气流量对燃烧室自点火性能的影响

燃烧室采用 D14.5D30L50 构型,进气总压为 p_0 = 1.69MPa,进气总温为 T_0 = 1156K。

图 11 显示了进气流量对燃面退移率 r_b 和凹腔内 平均温度 T_{ave fn} 的影响。如图 11(a) 所示,当进气流量 不足时,如mair=60g/s时,燃面退移率接近零;当进气 流量适中时,如mair=100~1080g/s时,燃面退移率较 大,退移率随着 mai 的增加而增加;当进气流量过大 时,如m_{air}≥1200g/s时,燃面在小回流区中有一定的 退移率,其他位置退移率接近零。当进气流量不足 时,空气对燃料表面的加热量不足,热解气体量少, 化学反应强度低,难以实现自点火;随着流量的增 加,向燃面的加热量增加,热解气体量增加,在凹腔 中与氧气发生化学反应释放热量,提高凹腔内的温 度,利于实现自点火;当进气流量过大时,在凹腔小 回流区中积聚的大量热解气体可以和氧气发生较强 的化学反应,释放一定的热量,使得小回流区附近有 一定的退移率,但是在凹腔主回流区内空气的冷却 作用下,限制了小回流区的点火源作用,难以实现自 点火。如图 11(b)所示,回流区平均温度 $T_{\text{ave fb}}$ 在 m_{air} = 100g/s 和 main = 1080g/s处发生突变。以上说明进气流 量不足或过大时燃烧室未自点火。本文认为SFSCRJ 燃烧室的自点火存在进气贫氧和富氧极限。当进气



(b) The distribution of average temperature of recirculation zone Fig. 11 The effect of inlet flow rate on self-ignition performance of chamber

流量低于贫氧极限或高于富氧极限时不能自点火。 本文的构型和进口条件下,贫氧极限在 m_{air} =100g/s 处,富氧极限在 m_{air} =1080g/s处。

5.3 进气总温对燃烧室自点火性能的影响 燃烧室采用 D14.5D30L50构型。

如图 12 所示,在不同流量下,进气总温低于某值 后, *T*_{ave_fh}发生突降。当进气总温较低时,对燃面的加 热量低,不利于热解气体的产生,并且凹腔内温度 低,化学反应速率较低,在驻留时间内不易实现自点 火。当 *m*_{air} =190g/s时, *T*_{ave_fh}在1106K处发生突变;当 *m*_{air} =60g/s时, *T*_{ave_fh}在1206K处发生突变,这是贫氧 的不利影响。基于以上分析,认为SFSCRJ燃烧室的 自点火存在进气总温极限,当进气总温小于总温极 限后不能实现自点火。

如图 13 所示,进气总温的改变影响着贫氧和富 氧极限。在本文研究的流量范围内,当*T*₀=1056K时, 不同进气流量下都不能实现自点火。当进气总温 *T*₀=1156K时,在5.2节的贫氧和富氧极限中已做讨论。 当进气总温*T*₀=1256K时,不同进气流量下都能实现



Fig. 12 The effect of inlet total temperature on self-ignition with different air flow



Fig. 13 The effect of inlet total temperature on lean and rich oxygen limits

自点火。随着进气总温的提高,对燃面的加热量提高,热解气体增多,并且凹腔中气体温度升高,提升 化学反应速率,拓宽了贫氧和富氧自点火极限之间 的流量范围。

5.4 燃烧室构型对其自点火性能的影响

5.4.1 凹腔构型对燃烧室自点火性能的影响

进气条件为: p_0 =1.69MPa, T_0 =1156K, m_{air} = 190g/s。

图 14 所示为 D_{evl} = 16mm 下凹腔构型改变对燃烧 室自点火性能的影响。当凹腔深度不足时,如 D_n < 32mm,即使加长凹腔也不能实现自点火。凹腔较浅 时,装药表面积小,热解气体注入量少,反应速率较 低,且驻留时间短,不易实现自点火,即使继续加长 凹腔,主流有可能重附在凹腔内部,回流区变小,自 点火性能进一步降低。当凹腔长度不足时,如La< 50mm,即使增深凹腔也不能实现自点火。凹腔较短 时,增深凹腔能有限的提升掺混效率,但剪切层面积 较小,质量交换进入凹腔中的空气量少,对燃面的加 热量不足,难以实现自点火。当凹腔深度满足一定 值时,如D_{fb}≥32mm,在较长的凹腔下能够实现自点 火。当凹腔深度一定,加长凹腔,增大了回流区面 积,混气驻留时间加长,利于掺混和热量积累;并且 增大了剪切层面积,更多的空气进入凹腔,增大了对 燃面的加热量,利于自点火。当凹腔长度满足一定 值时,如L_h≥50mm,在较深的凹腔下能够实现自点 火。当凹腔长度一定,加深凹腔增加了燃面表面积, 燃料注入量增大,并且回流区面积增大,驻留时间增 加,利于掺混、热量积累和提高反应速率,利于实现 自点火。



Fig. 14 The effect of cavity configuration on self-ignition performance of chamber with cylindrical diameter equal to 16mm

驻留时间、剪切层质量交换和回流区掺混对自 点火有重要影响。主流空气被剪切层夹带进凹腔 中,装药壁面受热分解释放气体 C₅H₈O₂,与凹腔内的 氧气掺混并发生化学反应,释放热量,提高凹腔内的 温度,热量在凹腔内逐渐积累,化学反应速率和混气 温度相互提升。当剪切层夹带进凹腔适量的、较高 温度的空气,在回流区和热解气体得到较好的掺混, 促进化学反应速率升高到一定值,在驻留时间内,使 混气温度高于点火温度,根据点火的单向稳定性,凹 腔内温度在较高值稳定,实现自点火。

 5.4.2 平直段直径对贫氧和富氧自点火极限的影响 进气条件: p₀=1.69MPa, T₀=1156K, m_{air}=190g/s;
 凹腔构型采用 D14.5D30L50和 D16D30L50。

如图 15 所示,增加燃烧室平直段直径后,改变进 气流量不能使燃烧室实现自点火。平直段直径增 加,回流区面积减小,混气驻留时间降低,掺混减弱; 主流气体在凹腔上方的膨胀增强,对流马赫数提高, 剪切层的质量交换减弱,进入凹腔内空气减少,加热 量降低,并且凹腔内密度降低,不利于化学反应速率 的提升。以上不利因素导致平直段直径增加后燃烧 室自点火性能降低。



Fig. 15 The effect of cylindrical section diameter on lean and rich oxygen limits

6 结 论

本文基于固体装药热解气体的有限速率/涡耗散 燃烧模型,以PMMA为燃料对固体燃料超燃冲压发 动机燃烧室的自点火性能进行了数值研究,认为进 口空气流量、总温和燃烧室构型对自点火性能有重 要影响,在本文的研究参数范围内,得出以下结论:

(1)燃烧室实现自点火后,燃面退移率较大,有 较多的热解燃气注入,凹腔内分布着高温区和大量 化学反应热产物;燃烧室未实现自点火时,燃面退移 率接近零,有极少量的热解气体注入,凹腔内温度和 氧气质量分数接近进气参数,有极少量的化学反应 热产物。各横截面上最高温度分布在凹腔前部贴近 主流剪切层、凹腔后部主回流区中、平直段及扩张段 贴近燃面的剪切层内。

(2)在本文的进气条件和燃烧室构型下,存在进 气贫氧、进气富氧和进气总温自点火极限;提高进气 总温利于拓宽贫氧和富氧极限之间的范围。合适的 进气流量利于降低进气总温自点火极限。

(3)凹腔长度不足,即使增深凹腔中也不能实现 自点火;凹腔深度不足,即使加长凹腔也不能实现自 点火;较长较深的凹腔能够实现自点火;驻留时间、 质量交换和回流区掺混对自点火有重要影响。平直 段直径越大,越不利于自点火的实现。

参考文献:

- [1] 赵庆华, 刘建全, 王莉莉, 等. 固体燃料的超声速燃烧 研究进展[J]. 飞航导弹, 2009, (10):59-63.
- [2] Witt M A. Investigation into the Feasibility of Using Solid Fuel Ramjets for High Supersonic/low Hypersonic Tactical Missiles [D]. USA: Naval Postgraduate School, 1989.
- [3] Angus W J. An Investigation into the Performance Characteristics of a Solid Fuel Scramjet Propulsion Device [D]. USA: Naval Postgraduate School, 1989.
- [4] Adela Ben-Yakar, Benveniste Natan, Alon Gany. Investigation of a Solid Fuel Scramjet Combustor [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(4): 447-455.
- [5] Abraham Cohen, Benveniste Natan. Experimental Investigation of a Supersonic Combustion Solid Fuel Ramjet [R]. AIAA 97-3237.
- [6] Shimon Saraf, Alon Gany. Testing Metallized Solid Fuel Scramjet Combustor R]. ISABE 2007-1176.
- [7] 杨向明,刘伟凯,陈林泉,等.固体燃料超燃冲压发动机 原理性试验研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(3):319-324.
- [8] Jarymowycz T A, Yang V, Kuo K K. Numerical Study of Solid-Fuel Combustion Under Supersonic Cross Flows [J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(2): 346-353.
- [9] Rachel Ben-Arosh, Benveniste Natan. Theoretical Study of a Solid Fuel Scramjet Combustor [J]. Acta Astronautica, 1999, 45(3): 155-166.
- [10] Simone D, Bruno C. Preliminary Investigation on Lithium Hydride as Fuel for Solid-Fueled Scramjet Engines [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(4): 875-884.
- [11] 杨 明,孙 波.固体燃料超燃冲压发动机燃烧室的数

值仿真[J]. 兵工自动化, 2012, 31(1): 37-41.

- 刘伟凯,陈林泉,杨向明.固体燃料超燃冲压发动机燃烧 [12] 室掺混燃烧数值研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(4): 457-462.
- 杨 明. 固体燃料超燃冲压发动机内流场研究[D]. 南 [13] 京:南京理工大学,2012.
- [14] Xinyan Pei, Zhiwen Wu, Zhijun Wei, et al. Numerical Investigation on Cavity Length for Solid Fuel Scramjet [R]. AIAA 2012-3830.
- [15] Tong-MiinLiou, Po-Wen Hwang. Flame Stability Analysis of Turbulent Non-Premixed Reacting Flow in a Simulated Solid-Fuel Ramjet Combustor [J]. The Chinese Journal of Mechanics-Series A, 2002, 18(1): 43-51.
- 迟鸿伟,魏志军,李 彪.超声速后向台阶流中湍流模型 [16] 的比较研究[C]. 湖南常德: 中国航空学会航空动力分会 火箭发动机专业委员会2012年火箭推进技术学术年会, 2012.
- [17] Im H G, Chao B H. Analysis of Thermal Ignition in the Supersonic Mixing Layer[J]. AIAA Journal, 1994, 32(2).
- [18] Berglund M, Fedina E, Fureby C, et al. Finite Rate Chemistry Large-Eddy Simulation of Self-Ignition in a Supersonic Combustion Ramjet [J]. AIAA Journal, 2010, 48(3): 540-549.
- [19] Antonella Ingenito, Claudio Bruno. Physics and Regimes of Supersonic Combustion [J]. AIAA Journal, 2010, 48(3): 515-525.
- [20] Seshadri K, Williams F A. Structure and Extinction of Counter Flow Diffusion Flames Above Condensed Fuels: Comparison Between Ploy (methyl- methacrylate) and its Liquid Monomer, both Burning in Nitrogen-Air Mixtures [J]. Journal of Polymer Science: Polymer chemistry edition, 1978, (16): 1755-1778.
- Magnussen B F, Hjertager B H. On Mathematical Models of [21] Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combustion [D]. Cambridge, Massachusetts: The Massachusetts Institute of Technology, 16th Symp. (Int 1.) on Combustion. The Combustion Institute, 1976.
- [22] Wilde J P de. Fuel Pyrolysis Effect on Hybrid Rocket and Solid Fuel Ramjet Combustor Performance [D]. The Netherlands, Delft: Delft University of Technology, 1991.
- [23] Elands R, Dijkstra F, Zandbergen B. Experimental and Computational Flammability Limits in a Solid Fuel Ramjet [R]. AIAA 90–1964.
- [24] Gokulakrishnan P, Pal S, Klassen M S, et al. Supersonic Combustion Simulation of Savity-Stabilized Hydrocarbon Flames using Ethylene Reduced Kinetic Mechanism [R]. AIAA 2006-5092.

(编辑:张荣莉)