

燃烧室构型对固体燃料超燃冲压发动机 自点火的影响

迟鸿伟, 魏志军, 李彪, 王利和, 王宁飞
(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 数值研究了 PMMA(聚甲基丙烯酸甲酯)在带凹腔的固体燃料超燃冲压发动机燃烧室中的瞬态自点火机理以及燃烧室构型对自点火的影响. 基于求解非定常二维轴对称 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)方程建立数值模型, 湍流模型采用 SST(shear stress transport) $k-\omega$ 模型, 燃烧模型采用有限速率/涡耗散模型. 结果表明: 反应物在凹腔提供停留时间内, 产生的化学反应热能够持续积累并提高, 使得反应气体达到点火温度时, 燃烧室能够实现自点火. 凹腔长度、凹腔直径、收敛角和平直段直径是燃烧室构型中影响自点火的主要因素. 并提出了一种阶梯式凹腔构型, 用于增强自点火性能.

关 键 词: 固体燃料; 超声速燃烧; 超燃冲压发动机; 数值模拟; 自点火

中图分类号: V235.21

文献标志码: A

Influence of combustor shape on self-ignition in solid fuel scramjet

CHI Hong-wei, WEI Zhi-jun, LI Biao, WANG Li-he, WANG Ning-fei
(School of Aerospace, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: The transient self-ignition mechanism of PMMA (polymethylmethacrylate) and the effect of combustor shape on self-ignition in solid fuel scramjet with cavity were simulated numerically. An unsteady two-dimensional axisymmetric RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) equation, SST (shear stress transport) $k-\omega$ turbulent model, finite-rate/eddy dissipation reaction model were solved numerically. Main conclusions are as follows: the reactants reach the ignition temperature when the heat of reaction accumulates and increases continuously within the residual time provided by the cavity, so the self-ignition is permitted in solid fuel scramjet. The cavity length, cavity diameter, convergence angle and the cylindrical section diameter of the combustor are the main influential factors to the self-ignition. A step type cavity is suggested to enhance the self-ignition performance.

Key words: solid fuel; supersonic combustion; ramjet; numerical simulation; self-ignition

高超声速运载工具在未来军用和民用领域有巨大应用前景, 受到世界各国大量学者关注^[1]. 固体燃料超燃冲压发动机(SFSCRJ)由于其结构简单、成本低以及快速响应等特点, 在未来的军民

领域均有巨大应用潜力.

对于 SFSCRJ, 极短的气流停留时间及非常高的气流速度给可靠点火提出了很大的挑战. 与当前的液体燃料超燃冲压发动机及常规固体燃料

收稿日期: 2014-11-19

基金项目: 国家自然科学基金(51276020)

作者简介: 迟鸿伟(1986—), 男, 辽宁本溪人, 博士生, 主要从事固体燃料超燃冲压发动机研究.

亚燃冲压发动机(SFRJ)的研究相比,关于 SF-SCRJ 研究的文献报道较少,以色列和美国在这一领域的试验和理论方面作了大量工作.国内在该领域的研究也在悄然兴起.

试验研究方面,Witt^[2]和 Angus^[3]先后试验研究了 SFSCRJ 的工作特性,证实了其可行性. Ben-Yakar 等^[4]和 Cohen 等^[5]的试验证实了固体燃料在超声速横流中能够实现自点火. Saraf 等^[6]进一步的试验研究表明固体燃料在有无金属组分的情况下都实现了自点火. 杨向明等^[7]在国内首次进行了 SFSCRJ 的可行性试验研究. 理论研究方面, Jarymowycz 等^[8]和 Ben-Arosh 等^[9]数值研究了超声速横流中固体燃料的稳态燃烧现象. 南京理工大学^[10-11]、西安航天动力技术研究所^[12]以及北京理工大学的研究者们^[13-17]进行了 SFSCRJ 的数值研究和理论研究,初步研究了 SFSCRJ 整体性能及内流场分布. 迟鸿伟等对 SFSCRJ 燃烧室内自点火的理论方面做了初步的研究^[18],但缺乏瞬态条件下的自点火机理的认识,并且缺乏对构型影响下的自点火性能的全面研究及优化设计.

本文采用数值方法针对 PMMA 固体燃料在带凹腔的 SFSCRJ 燃烧室内的自点火机理进行了研究,并详细分析了燃烧室构型对自点火性能的影响. 基于对自点火机理的认识,提出了一种凹腔构型用于增强自点火性能.

1 物理模型

本文数值计算采用带凹腔结构的燃烧室,凹腔构型参数参照图 1. 凹腔内形成的低速回流区提高了气流的局部停留时间和气体温度,增强了该区域燃料和空气的掺混,发挥其固定点火源的作用,使得固体燃料发生热解和自燃.

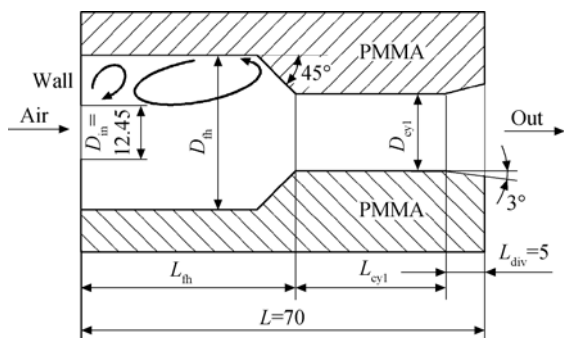


图 1 凹腔构型示意图(单位:mm)

Fig. 1 Configuration diagram of cavity (unit:mm)

2 数学模型

2.1 基本假设

为了便于数值计算,做出以下假设:①固体燃料型面在较短的点火过程中保持恒定;②固体燃料燃速由阿累尼乌斯公式确定;③燃面上的能量守恒符合一维导热;④C₅H₈O₂为PMMA的单一热解气体组分,其燃烧机理简化为一步总包不可逆反应;⑤燃烧室内气体满足理想气体假设.

2.2 数值方法

应用 FLUENT 13.0 软件进行数值模拟研究,采用 unsteady 模型,应用 coupled 方法实现压力速度耦合求解,时间步进采用 2 阶隐式格式,对流项的空间离散采用 2 阶迎风格式. 湍流模型采用 SST $k-\omega$ 模型,壁面第 1 层网格尺度满足 $y^+ \in (1, 5)$.

C₅H₈O₂与O₂的化学反应机理为



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^[19]. 层流反应速率和湍流反应速率中的小值决定了燃烧过程是由化学动力学控制或者由湍流扩散控制. 两者的表达式如下^[20]:

$$\dot{\omega}_{\text{lam}} = A_r M_i \rho^2 \omega_{\text{C}_5\text{H}_8\text{O}_2} \omega_{\text{O}_2} \exp\left(\frac{-E_a}{R_a T}\right) \quad (2)$$

$$\dot{\omega}_{\text{tur}} = \min(\dot{\omega}_{\text{tur1}}, \dot{\omega}_{\text{tur2}}) \quad (3)$$

其中 $\dot{\omega}_{\text{lam}}$ 为层流反应速率, $\dot{\omega}_{\text{tur}}$ 为湍流反应速率, $A_r = 1.4 \times 10^8 \text{ kmol} \cdot \text{m}^3 / (\text{kg}^2 \cdot \text{s})$, M_i 为第 i 个组分的分子量, ρ 为密度, ω 为质量分数, $E_a = 142.2 \text{ kJ} / (\text{kg} \cdot \text{K})$, R_a 为通用气体常数, T 为温度.

$$\dot{\omega}_{\text{tur1}} = 0.4 \rho \frac{\epsilon}{k} \min\left(\frac{\omega_{\text{C}_5\text{H}_8\text{O}_2}}{M_{\text{C}_5\text{H}_8\text{O}_2}}, \frac{\omega_{\text{O}_2}}{6M_{\text{O}_2}}\right)$$

$$\dot{\omega}_{\text{tur2}} = 0.02 \rho \frac{\epsilon}{k} \cdot \frac{\omega_{\text{H}_2\text{O}} + \omega_{\text{CO}_2}}{4M_{\text{H}_2\text{O}} + 5M_{\text{CO}_2}}$$

其中 ϵ 为湍流耗散率, k 为湍动能.

2.3 边界条件及初场设定

燃烧室入口设定为具有恒定马赫数为 1.6 的压力入口,不同工况下改变进气总压和总温;燃烧室出口设定为常温常压;固壁边界(图 1 中的 wall)设定为无滑移绝热壁面.

固体燃面温度可变,在该边界上发生着气固之间的耦合传热和热解加质,其守恒方程如下.

质量守恒方程

$$\rho_g u_g|_+ = \rho_s \dot{r} \quad (4)$$

组分守恒方程

$$\rho_s \dot{r} w_i|_- = \rho_g u_g w_i|_+ - \rho_g D_{im} \frac{\partial w_i}{\partial y}|_+ \quad (5)$$

能量守恒方程

$$-\kappa_s \frac{\partial T}{\partial y}|_- + \rho_s \dot{r} \left(\int_{T_{ref}}^{T_w} c_{p,s} dT + h_{v,s}^0 \right) = -\kappa_g \frac{\partial T}{\partial y}|_+ - q_{rad} \quad (6)$$

其中 x 为燃烧室轴向坐标; y 为燃烧室径向坐标; 下标“+”, “-”, “g”和“s”分别代表与装药表面临近的气体侧和固体侧、气体和固体; κ 代表导热系数; T_w 代表壁面温度; c_p 代表比定压热容; T_{ref} 为常温; $h_{v,s}^0$ 代表 PMMA 的有效气化热; h_i 和 D_{im} 分别代表某一组分生成的比焓和扩散系数; u_g 代表热解气体注入速度; q_{rad} 代表气体与装药表面之间的辐射换热。装药燃面退移率 $\dot{r}$ 通过阿累尼乌斯表达式计算^[21]。燃面温度通过联立式(4)~式(6)牛顿迭代求出, 进而得到燃面退移率。

燃烧室内初始条件设定为常温常压, 即 $p_{ini} = 101325 \text{ Pa}$, $T_{ini} = 298 \text{ K}$; 固体装药的初温设定为常温 $T_{s,ini} = 298 \text{ K}$ 。

2.4 算例验证

选取 Ben-Yakar 等^[4]的某次 SFSCRJ 试验数据来验证本文数值模型。图 2 为试验中不同时刻燃面变化, R 为装药径向坐标, 对比分析了燃面退移率和燃面附近压力分布规律。

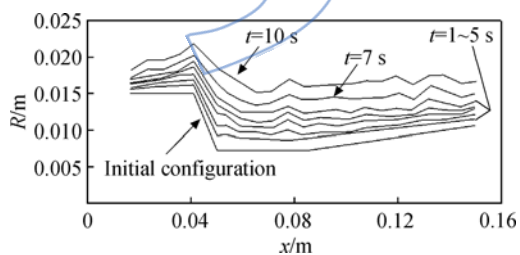


图2 不同时刻的装药构型

Fig. 2 Fuel port contours at different time

图 3 所示为初始构型下模型前部的网格划分。在燃面附近进行了网格加密, 以保证燃面附近的 $y^+ \in (1, 5)$ 。并对进口处进行了网格加密。文中其余算例的网格参照该方法划分。

图 4 所示为本文数值结果和试验测量值的对比。如图 4(a)所示, 燃面退移率($\dot{r}$)在整个燃面上总体上呈现了先增后减的趋势, 最大燃面退移率发生在凹腔尾壁面和平直段连接处。以上现象与试验观察到的一致。数值结果和试验数据在趋势

和数值上符合得较好。如图 4(b)所示, 不同时刻, 数值求解的壁面压力(p_w)分布和试验结果趋势一致, 数值上符合得较好, 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。

图 5 所示为初始构型下燃烧室内自点火建压过程的数值计算结果, 图上 P_1, P_2, P_3, P_4 为监测点, 其对应位置分别为凹腔中部、凹腔尾部、平直

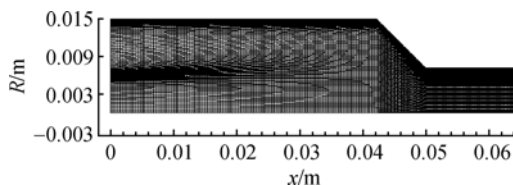
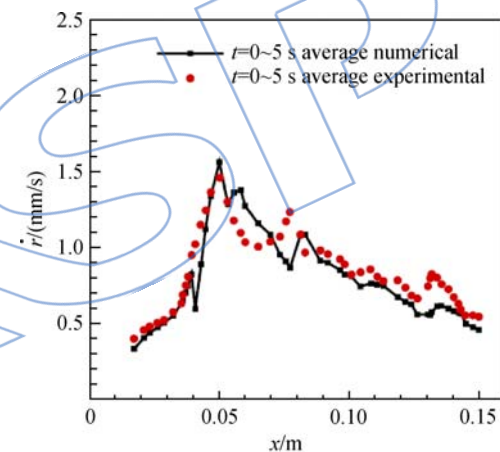
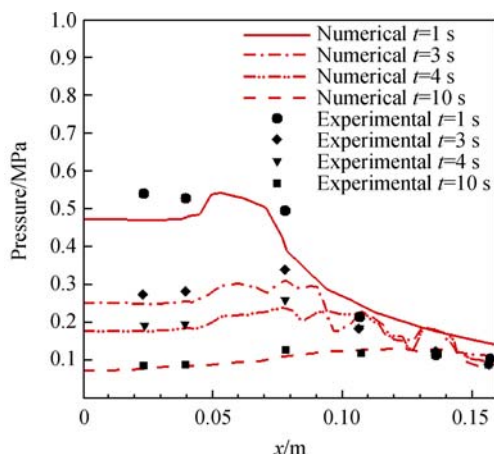


图3 初始构型采用的网格

Fig. 3 Mesh using in initial configuration



(a) 0~5 s内燃面退移率的对比



(b) 压力的对比

图4 燃面退移率和壁面压力在数值计算和试验数据上的对比

Fig. 4 Comparison of numerical and experimental results on regression rate and wall pressure

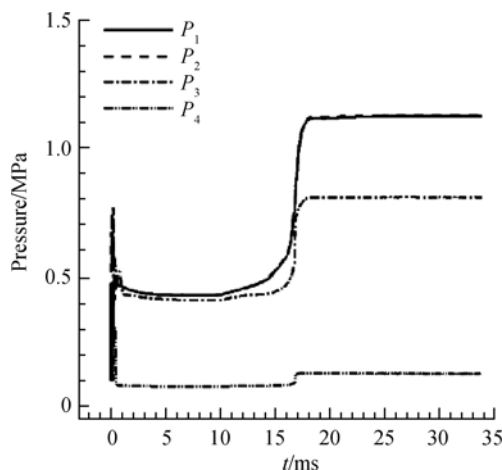


图5 自点火建压过程(初始构型)

Fig. 5 Pressurization process self-ignition
(initial configuration)

段以及出口附近. 建压过程说明了在该构型及进气条件下固体燃料能够自燃, 与试验结果相一致.

以上说明了本文数值模型适用于 SFSCRJ 内固体燃料的自点火及加质燃烧计算.

3 结果及分析

下文中为了叙述方便, 以“ $DaDbLc$ ”代表平直段直径 $D_{cyl} = a$ mm, 凹腔直径 $D_{th} = b$ mm, 凹腔长度 $L_{th} = c$ mm 的燃烧室构型.

3.1 自点火机理

以带凹腔的两个燃烧室 D16D32L50 和 D16D28L50 内自点火过程为例对比分析 SFSCRJ 燃烧室内的自点火机理. 其中 D16D32L50 实现了自点火, 而 D16D28L50 未实现自点火. 为了更加清晰地描述自点火过程, 首先对 SFSCRJ 燃烧室内的稳态流场进行分析. 如图 6 所示, 燃烧室 D16D32L50 的流动分为两部分: 凹腔内的低速流动区域和主流区内的高速流动区域. 凹腔内流动也分为两个部分: 占主要部分的主回流区和面积较小的小回流区. 主流区中的流线较平缓, 由于主流区内波系的传播和反射, 回流区和主流区之间的流线存在一定的波动. 下文的图例中以“MRZ”, “SRZ”, “CAV”和“COM”分别代表主回流区、小回流区、凹腔内部和整个燃烧室.

图 7 所示为两个燃烧室内不同区域的平均温度变化过程, 纵坐标为当地平均温度和进气总温的比值 (T_1/T_0). 在燃烧室 D16D28L50 中, 流体流过燃烧室后, 温度有所上升, 之后始终维持在较低温度, 低于进气总温, 未实现自点火. 在燃烧室 D16D32L50 中, 在 40 ms 之前, 燃烧室内各个位

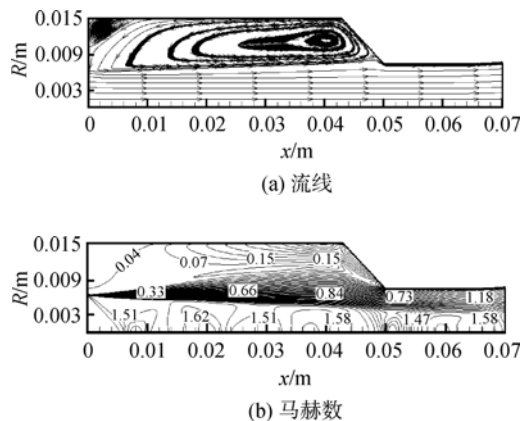


图6 燃烧室内的流场分布

Fig. 6 Distribution of flow field in combustor

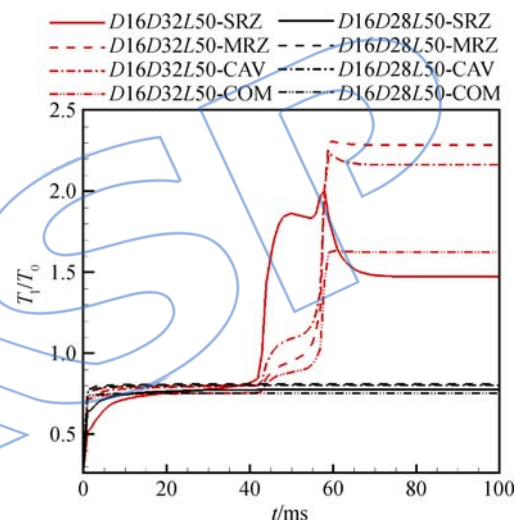


图7 两个燃烧室内不同区域平均温度变化过程

Fig. 7 Variations of averaged temperature at different
positions of two combustors

置温度缓慢升高, 在 41.8 ms 左右, 小回流区内温度先于其余位置开始大幅升高, 在很短的时间内实现了自点火, 而后作为点火源, 将热量逐步传递给主回流区, 在 41.8~55 ms 之间, 主回流区内温度升高速率增大, 在 55 ms 后发生突升, 整个凹腔内实现自点火, 紧接着整个燃烧室内的固体燃料都实现了自点火, 与进口相比, 凹腔内和燃烧室内的平均温度都维持在较高温度, 凹腔内的温度高于主流区. 由于受到主流区和主回流区的冷却作用, 小回流区内温度在刚刚实现自点火后有所降低. 随着主流区逐渐被点燃, 小回流区温度又有所上升. 随着整个燃烧室的点燃, 小回流区内温度又降低, 这是由于通过剪切层输运进凹腔内的新鲜空气在主回流区内大量消耗, 小回流区内不能及时补充氧化剂, 化学反应强度降低, 温度下降.

图 8 所示为热解气体 $C_5H_8O_2$ 在燃烧室内分布的变化过程,纵坐标代表燃烧室内 $C_5H_8O_2$ 的质量分数 ($w_{C_5H_8O_2}$),在 40 ms 之前,D16D28L50 和 D16D32L50 内的 $C_5H_8O_2$ 都在缓慢增加,主要在小回流区中积累,在 41.8 ms 之后,D16D32L50 内小回流区实现自点火,温度突升,促使更多的燃料热解, $C_5H_8O_2$ 的质量分数突升.紧接着主回流区逐渐被点燃,凹腔内的 $C_5H_8O_2$ 的质量分数逐渐升高.在 55 ms 左右, $C_2H_8O_2$ 的质量分数突升,整个凹腔内的固体燃料都发生大量热解.在主回流区点火初期,受到主流和主回流区的冷却作用,小回流区内温度降低, $C_5H_8O_2$ 的质量分数降低.当整个燃烧室都被点燃后,氧化剂不能及时补充,化学反应强度降低, $C_5H_8O_2$ 的消耗量降低,在小回流区内累积,质量分数又升高,稳定燃烧后, $C_5H_8O_2$ 的质量分数最高的部分处在小回流区中.D16D28L50 内未实现自点火, $C_5H_8O_2$ 的质量分数稳定在一个非常低的水平上.

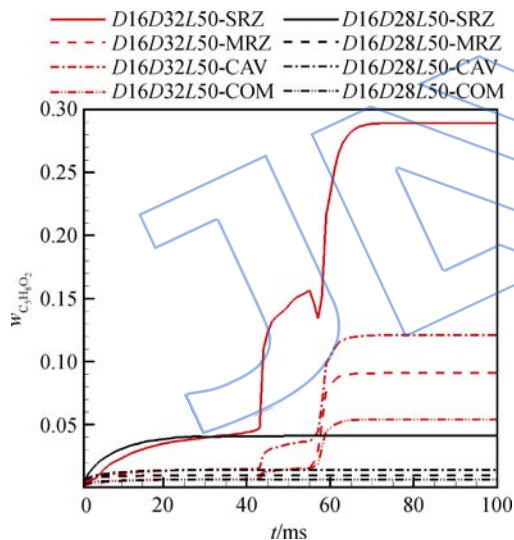


图 8 两个燃烧室内不同区域 $C_5H_8O_2$ 质量分数分布变化过程

Fig. 8 Variations of mass fraction of $C_5H_8O_2$ at different positions of two combustors

图 9 所示为化学反应热产物 CO_2 在燃烧室内分布的变化过程,其中红色线条代表 D16D32L50 内的 CO_2 质量分数分布,对应左侧纵坐标,黑色线条代表 D16D28L50 内的 CO_2 质量分数分布,对应右侧纵坐标。 CO_2 的质量分数的变化趋势和温度变化是一致的.在 D16D32L50 内,稳定燃烧后,主回流区内的 CO_2 的质量分数最高.在 D16D28L50 内,燃烧室内参数在非常低

的化学反应强度下平衡, CO_2 的质量分数非常低.

图 10 所示为燃烧室内化学反应热生成率的分布变化规律,其中红色线条代表 D16D32L50 内的化学反应热,对应左侧纵坐标,黑色线条代表 D16D28L50 内的反应热,对应右侧纵坐标.在 D16D28L50 内,小回流区内的化学反应热一直处在较低水平,化学反应在较低的温度下达到平衡,受冷却作用的影响,在混气的停留时间内,热量不

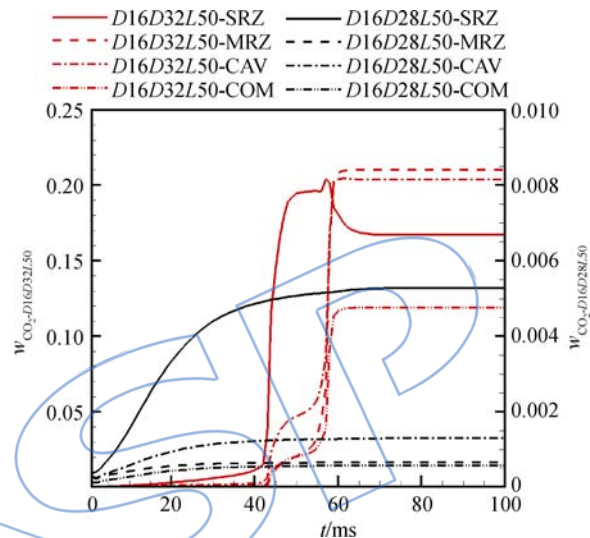


图 9 两个燃烧室内不同区域 CO_2 质量分数分布变化过程

Fig. 9 Variations of mass fraction of CO_2 at different positions of two combustors

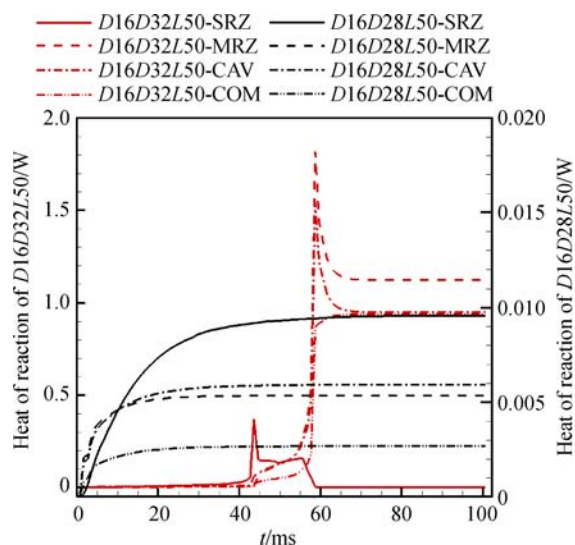


图 10 两个燃烧室内不同区域化学反应热生成率变化过程

Fig. 10 Variations of heat of reaction at different positions of two combustors

能一直持续的积累升高,未能实现自点火.在D16D32L50内,未点火之前,化学反应热在小回流区内逐渐提高,在41.8 ms时刻,温度达到临界点火温度,在化学反应热继续增加的扰动作用下,根据点火的单向不稳定性,温度和化学反应热实现大幅上升,整个小回流区内的燃料大量热解,之后,主回流区从小回流区吸收大量热量,小回流区内的化学反应强度降低,化学反应热降低.在主回流区、平直段和扩张段被逐渐点燃的过程中,主回流区和整个燃烧室内的化学反应热大幅提高.在稳定燃烧阶段,小回流区内化学反应强度降低,化学反应热较低.受到富燃气体的冷却作用,凹腔内化学反应热与点火时刻相比有所降低.点火结束后化学反应在较高的温度水平下达到平衡.

在40 ms之前,两个燃烧室内的热解气体量大致相同,但是由于D16D28L50提供的停留时间低于D16D32L50,并且后者提供更大的小回流区及主回流区面积,热解气体和热量更易累积,受到主回流区、主流区和燃面的冷却作用,热量在前者的小回流区内不能持续增加,化学反应只能在较低的温度水平下达到平衡,温度不能上升到气体的点火温度.对比两个燃烧室自点火过程,推知SFSCRJ燃烧室内的自点火条件为:进流空气提供给燃料足够的加热量以及足够的化学反应强度(满足一定条件的进气流量 $\dot{m}_{\text{air}}$ 及进气总温 T_0),凹腔提供足够的停留时间及回流区面积,使得热量在小回流区内能够持续的积累,达到气相的点火温度后(本例中的点火温度为 $0.84 T_0$),首先实现小回流区的自点火,之后逐步点燃主回流区、平直段和扩张段中的燃面.

3.2 燃烧室构型对自点火的影响

对燃烧室构型对自点火的影响进行分析,进气条件为:进口流量 $\dot{m}_{\text{air}}=183\text{ g/s}$,进口总温 $T_0=1156\text{ K}$.

3.2.1 凹腔长度和深度

根据3.1节内容,可以用流场稳定后凹腔内平均温度来表征是否实现自点火.表1为不同凹腔长度和深度对固体燃料自点火性能的影响,平直段直径为14.5 mm,扩张段长度为5 mm,扩张段角度为 3° ,收敛角为 45° .当凹腔较短或较浅时,如凹腔长度 $L_{\text{th}} < 40\text{ mm}$ 或者凹腔直径 $D_{\text{th}} < 20\text{ mm}$ 时,固体燃料不能实现自点火.凹腔较短时,由于剪切层面积较小,通过剪切层质量交换进入凹腔中的空气量较少,对燃面的加热量不足,难

以实现自点火.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,且停留时间短,热量不易积累,难以实现自点火.

表1 凹腔长度和深度对自点火性能的影响

Table 1 Influence of cavity length and cavity depth on self-ignition

凹腔直径/mm	凹腔长度/mm			
	20	30	40	50
16	○(0.78)	○(0.79)	○(0.81)	○(0.82)
20	○(0.75)	○(0.76)	○(0.87)	●(2.41)
24	○(0.75)	○(0.75)	●(2.19)	●(2.20)
28	○(0.74)	○(0.75)	●(2.14)	●(2.13)
32	○(0.73)	○(0.74)	●(2.11)	●(2.07)

注:表中“●”代表能够自点火,“○”代表不能自点火,括号“()”中的值代表凹腔内平均温度和进气总温之比($T_{\text{av,th}}/T_0$),下文同.

3.2.2 收敛角

在保证剪切层面积不变的情况下,研究凹腔收敛角($30^\circ \sim 90^\circ$)对自点火性能的影响,构型变化示于图11中.

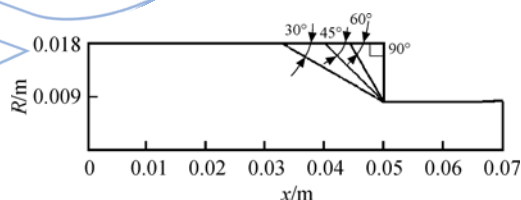


图11 不同后缘收敛角的凹腔构型

Fig. 11 Shape of cavity with different convergence angles

表2列出了随着凹腔收敛角的变化,燃烧室内凹腔内平均温度($T_{\text{av,th}}$)变化.收敛角为 30° 时, $T_{\text{av,th}}$ 接近进气状态,但是增加该收敛角至 45° 或者大于 45° 后, $T_{\text{av,th}}$ 均大于进气总温.说明了固体

表2 凹腔收敛角对自点火性能的影响

Table 2 Influence of cavity convergence angle on self-ignition performance

收敛角/ $^\circ$	自点火性能	$T_{\text{av,th}}/T_0$
30	○	0.75
45	●	1.83
60	●	1.84
90	●	1.83

燃料在较小的收敛角情况下不能实现自点火. 随着收敛角的降低, 由于回流区面积的降低, 导致自点火困难.

3.2.3 平直段长度和直径

表 3 为扩张段角度为 3° , 收敛角为 45° 时不同平直段长度和直径对固体燃料自点火性能的影响

如表 3 所示, 平直段直径越大, 固体燃料越不容易被点燃. 当平直段直径由 14.5 mm 增加到 16 mm 时, 需要更深更长的凹腔来实现自点火. 继续增加平直段直径到 18 mm 时, 本文所研究的燃烧室长度范围内的不同构型的凹腔都未能实现自点火. 平直段直径的增加, 导致主流气体在凹腔区域主流区的膨胀加速, 增大了对流马赫数, 减弱了通过剪切层的质量交换. 对固体燃料的加热量降低不利于热解及反应气体化学反应速率的提升, 增大了自点火所需回流区面积.

在不能自点火的 D14.5D20L40 中, 改变平直段长度, 分别研究了平直段长度为 5, 15, 25, 35 mm 时的自点火性能. 考虑到自点火主要受凹腔内部的热量积累作用影响, 主流区中超声速下游区域的流场分布在燃烧室未壅塞的情况下不影响上游, 而下游边界层中亚声速区域对上游的影响有限, 故而平直段的长度参数对固体燃料的自点火性能没有影响.

3.2.4 扩张段长度和角度

在不能实现自点火的燃烧室构型 D14.5D20L40 基础上, 改变扩张段长度和扩张段角度, 分析扩张段构型对自点火的影响. 如表 4 所示, 扩张段长度和扩张段角度的改变没有影响自点火性能. 与平直段长度对自点火的影响类似, 热量积累和良好的燃气掺混主要发生在凹腔内, 扩张段对自点火性能也没有影响.

表 3 平直段参数对自点火性能的影响
Table 3 Influence of cylindrical section parameters on self-ignition

平直段 直径/ mm	平直段 长度/ mm	凹腔 直径/ mm	凹腔 长度/ mm	自点火 性能	平直段 直径/ mm	平直段 长度/ mm	凹腔 直径/ mm	凹腔 长度/ mm	自点火 性能
14.5	25	20	40	○	18	5	32	60	○
14.5	25	24	40	●	18	15	48	50	○
14.5	25	28	40	●	18	5	48	60	○
16	15	32	50	○	14.5	5	20	40	○
16	5	32	60	●	14.5	15	20	40	○
16	15	36	50	●	14.5	35	20	40	○

表 4 扩张段参数对自点火的影响
Table 4 Influence of expansion section parameters on self-ignition

平直段 直径/mm	平直段 长度/mm	凹腔 直径/mm	凹腔 长度/mm	扩张段 长度/mm	扩张段 角度/ $(^\circ)$	自点火 性能
14.5	25	20	40	5	3	○
14.5	25	20	40	5	7	○
14.5	25	20	40	5	11	○
14.5	25	20	40	10	3	○
14.5	25	20	40	20	3	○
14.5	25	20	40	30	3	○

3.3 凹腔构型对升压过程的影响

对比 D14.5D30L50, D14.5D35L50 和 D14.5D30L60 内自点火建压过程, 分析构型对升

压过程的影响. D14.5D30L50 燃烧室内的自点火建压过程如图 12 所示, 纵坐标为当地静压与进口总压的比值 (p_1/p_0). 选取凹腔中部、凹腔尾部、平

直段以及出口附近的 4 个点 (P_1, P_2, P_3, P_4) 监测压力的变化. 在热量积累的前 5 ms 中, 由于激波和膨胀波在超声速流场中传播, 压力有很大的波动. 随着流体逐渐通过燃烧室, 流动逐渐趋于稳定, 波动幅度降低. 在 5~8 ms 之间, 压力几乎保持恒定. 在小回流区自点火阶段, 在 8~12 ms 之间, 压力逐渐升高, 凹腔内的压力梯度比平直段和出口附近稍大. 在火焰传播阶段, 所有监测点的压力梯度在 15 ms 之前逐渐升高, 随后压力突升到一个较高的水平, 之后压力趋于稳定. 最终, 随着自点火的完成, 燃烧室的压力保持在一个较高的水平上. 本文的研究中, 自点火延迟定义为压力突升的时刻. 例如, 在 D14.5D30L50 燃烧室内的自点火延迟时间为 15 ms.

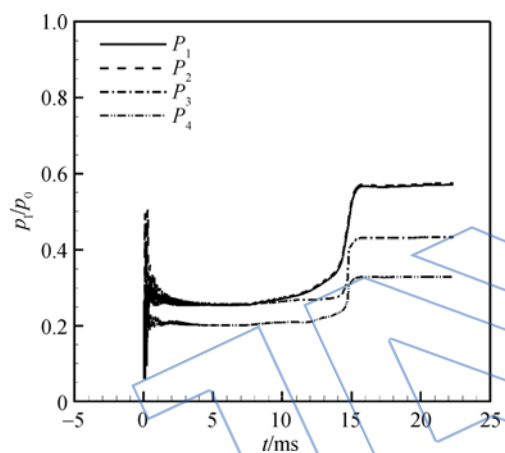
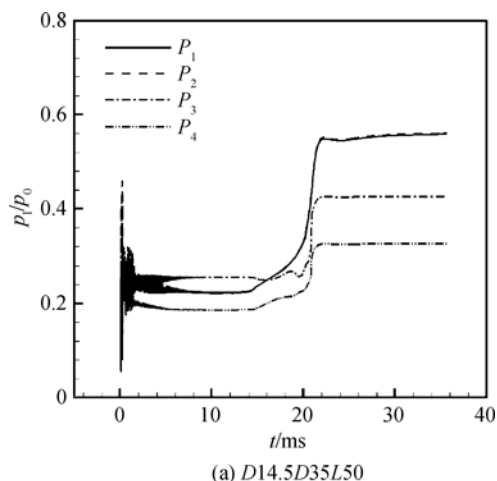
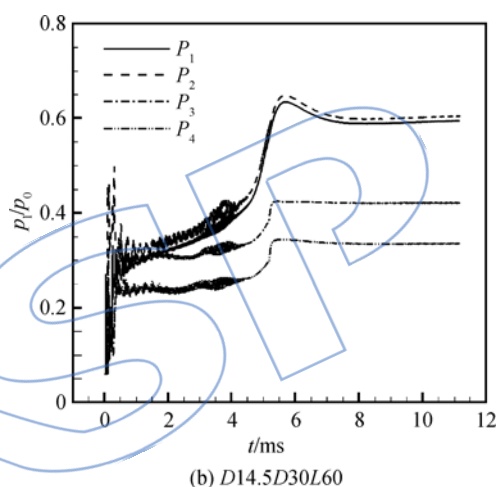


图 12 自点火过程中的建压过程 (D14.5D30L50)
Fig. 12 Pressurization process during self-ignition (D14.5D30L50)

如图 13 所示, 和燃烧室 D14.5D30L50 相比较, 凹腔加深 (D14.5D35L50) 和增长 (D14.5D30L60) 后都实现了自点火建压, 但是自点火延迟时间有所不同. 3 个燃烧室内的压力监测点均在轴线上相同位置的燃面上. 如图 13(a) 所示, 当凹腔加深后, 自点火延迟时间从 15 ms 增加到了 22 ms. 随着凹腔的加深, 凹腔内燃料装药表面积增加了, 但是剪切层面积没有增加, 回流区面积的增大使得夹带进的空气质量只有少量增加, 空气向燃面的传热量减少, 需要更长的热量积累阶段, 点火延迟时间增长. 如图 13(b) 所示, 随着凹腔的增长, 点火延迟时间从 15 ms 降低为 5 ms. 剪切层面积显著增大, 夹带进凹腔更多的空气, 从而向燃面的加热量增加了, 热量积累阶段缩短, 点火延迟时间降低.



(a) D14.5D35L50



(b) D14.5D30L60

图 13 凹腔构型对自点火延迟时间的影响

Fig. 13 Influence of cavity shape on self-ignition delay

3.4 阶梯式凹腔

在前人的研究中, 通常采用如图 1 所示的凹腔构型来增强自点火性能. 但是, 本文的研究结果表明小回流区在自点火过程中扮演着点火源这一重要的角色. 因此, 本文提出了一种构型, 如图 14 所示的台阶式凹腔, 用以增大小回流区面积, 进而提高自点火性能. 以“D16D36L20D32L30”代表燃烧室的构型参数如下: $D_{\text{cyl}} = 16 \text{ mm}$, $D_{\text{d, fh}} = 36$

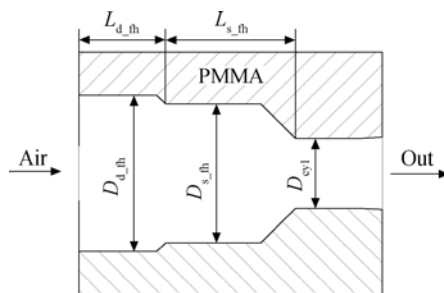


图 14 台阶式凹腔构型示意图

Fig. 14 Schematic diagram of step type cavity

mm, $L_{d_fh} = 20$ mm, $D_{s_fh} = 32$ mm, $L_{s_fh} = 30$ mm.

如表5所示, D16D32L50燃烧室不能实现自点火, 加深凹腔至 D16D36L50时才能自点火, 而仅在凹腔前部20 mm范围内加深凹腔直径至36 mm, 即 D16D36L20D32L30, 同样能实现自点火. 阶梯式凹腔与传统凹腔相比, 人为地提高了小回流区的面积, 利于自点火; 第2级阶梯的燃面减小, 缩短了点火延迟时间; 提高了装药量, 增强了燃烧室的整体性能. D16D40L20D28L30燃烧室实现了自点火, 说明当第1级凹腔直径由36 mm增加到40 mm时, 完成自点火的第2级凹腔直径可以由32 mm降为28 mm, 第1级凹腔较深时, 可以采用相对较浅的第2级凹腔.

表5 台阶型凹腔对自点火性能的影响

Table 5 Influence of step type cavity on self-ignition

燃烧室构型	自点火性能	T_{av_fh}/T_0
D16D28L50	○	0.80
D16D32L50	○	0.89
D16D36L50	●	2.18
D16D40L50	●	2.16
D16D36L20D28L30	○	0.84
D16D36L20D32L30	●	2.15
D16D40L20D28L30	●	2.10
D16D40L20D36L30	●	2.06

4 结 论

本文采用数值方法研究了SFSCRJ燃烧室内固体燃料的自点火机理, 并详尽地分析了燃烧室构型对自点火的影响, 结论如下:

1) 在SFSCRJ中, 自点火能实现的条件是: 进流空气能够保证对燃料足够的加热量并提供足够的化学反应强度, 凹腔提供足够的停留时间和回流区面积, 使得热量在小回流区内能够持续的积累, 达到气相的点火温度后, 首先实现小回流区的自点火, 之后逐步点燃主回流区、平直段和扩张段中的燃面.

2) 凹腔长度、凹腔直径、收敛角以及平直段直径是影响自点火的主要因素, 而平直段长度、扩张段长度和扩张段角度几乎没有影响. 在能够保证工作特性的前提下, 为保证正常点火, 应该尽量增长加深凹腔, 降低平直段直径, 增大收敛角.

3) 提出的台阶式凹腔提高了小回流区的面

积, 能够提高自点火性能并增加装药量.

下一步的主要工作将致力于通过大量的数值计算, 从SFSCRJ自点火影响因素中得到设计准则, 用于指导SFSCRJ燃烧室设计.

参考文献:

- [1] 陈军. 超声速流场中凹腔火焰稳定器的点火和稳焰研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2006.
- [2] Witt M A. Investigation into the feasibility of using solid fuel ramjets for high supersonic/low hypersonic tactical missiles[D]. Monterey, USA: Naval Postgraduate School, 1989.
- [3] Angus W J. An investigation into the performance characteristics of a solid fuel scramjet propulsion device[D]. Monterey, USA: Naval Postgraduate School, 1989.
- [4] Ben-Yakar A, Natan B, Gany A. Investigation of a solid fuel scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(4): 447-455.
- [5] Cohen A, Natan B. Experimental investigation of a supersonic combustion solid fuel ramjet[R]. AIAA 97-3237, 1997.
- [6] Saraf S, Gany A. Testing metallized solid fuel scramjet combustor[R]. ISABE Paper 2007-1176, 2007.
- [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. YANG Xiangming, LIU Weikai, CHEN Linquan, et al. Experiment study on the principle of solid fuel scramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(3): 319-324. (in Chinese)
- [8] Jarymowycz T A, Yang V, Kuo K K. Numerical study of solid-fuel combustion under supersonic crossflows [J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(2): 346-353.
- [9] Ben-Arosh R, Natan B, Spiegler E, et al. Theoretical study of a solid fuel scramjet combustor[J]. Acta Astronautica, 1999, 45(3): 155-166.
- [10] 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. YANG Ming, SUN Bo. Numerical simulation of a solid fuel scramjet combustors[J]. Journal of Ordnance Industry Automation, 2012, 31(1): 37-41. (in Chinese)
- [11] 杨明. 固体燃料超燃冲压发动机内流场研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2012.
- [12] 刘伟凯, 陈林泉, 杨向明. 固体燃料超燃冲压发动机燃烧室掺混燃烧数值研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(4): 457-462. LIU Weikai, CHEN Linquan, YANG Xiangming. Numerical study of mixing flows in a solid fuel scramjet combustor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(4): 457-462. (in Chinese)
- [13] PEI Xinyan, WU Zhiwen, WEI Zhijun, et al. Numerical investigation on cavity length for solid fuel scramjet[R]. AIAA-2012-3830, 2012.
- [14] TAO Huan, WEI Zhijun. Numerical investigation on the

- effects of cavity in solid fuel scramjet[R]. AIAA-2013-3974, 2013.
- [15] LI Biao, WEI Zhijun, CHI Hongwei. Numerical analysis of solid fuel scramjet operating at Mach 4 to 6[R]. AIAA-2013-3695, 2013.
- [16] 王利和, 武志文, 迟鸿伟, 等. 固体燃料超燃冲压发动机燃烧室流场准一维计算方法研究[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(6): 742-747.
- WANG Lihe, WU Zhiwen, CHI Hongwei, et al. A method of quasi-one dimensional numerical analysis for solid fuel scramjet combustor performance [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(6): 742-747. (in Chinese)
- [17] 王利和, 武志文, 刘昶秀, 等. 入口气流参数对固体燃料超燃冲压发动机燃烧室性能的影响分析[J]. 兵工学报, 2014, 35(5): 691-696.
- WANG Lihe, WU Zhiwen, LIU Changxiu, et al. The effect of entrance airflow parameters on solid fuel scramjet combustor performance[J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(5): 691-696. (in Chinese)
- [18] 迟鸿伟, 魏志军, 王利和, 等. 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[J]. 推进技术, 2014, 35(6): 799-808.
- CHI Hongwei, WEI Zhijun, WANG Lihe, et al. Numerical investigation on self-ignition of PMMA in solid fuel scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(6): 799-808. (in Chinese)
- [19] Ingenito A, Bruno C. 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(7): 1755-1778.
- [21] Tsai T H, Li M J, Shih I Y. Experimental and numerical study of auto-ignition and pilot ignition of PMMA plates in a cone calorimeter[J]. Combustion and Flame, 2001, 124(3): 466-480.

(编辑: 陈 越)