

燃烧室长度对固体燃料超燃冲压发动机 燃烧室性能的影响

陶欢, 魏志军, 迟鸿伟, 孙巍伟, 王宁飞
(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 基于国外研究者完成的固体燃料超燃冲压发动机的实验数据,通过分别改变燃烧室等直段长度和扩张段长度,对不同总长的燃烧室工作过程进行数值模拟.采用基于压力的2阶迎风差分数值方法,物理模型为轴对称结构,燃烧模型采用有限速率/涡耗散模型(finite-rate/eddy-dissipation),湍流模型采用SST(shear stress transport) $k-\omega$ 模型.聚甲基丙烯酸甲酯(PMMA)燃料进口边界由用户自定义函数的方式给定,分别分析了不同长度,即不同等直段长度或扩张段长度下超燃冲压发动机燃烧室内流场特性及其性能变化.结果表明:随着等直段长度的增大,燃烧室出口处燃烧效率逐渐减小,从72.74%降低至66.81%,而燃烧室内总压损失逐渐减小,燃烧室推力逐渐增大,可由85.83 N增加至108.55 N;改变扩张段长度,发现扩张段长度变化对燃烧室流场结构的影响较小,随着扩张段长度的增大,燃烧室出口燃烧效率和燃烧室推力都略微减小.在燃烧室长度的设计范围内,增大等直段的长度要比增大扩张段长度对提升燃烧室各项性能有帮助.

关 键 词: 固体燃料超燃冲压发动机; 燃烧室长度; 燃烧效率; 总压损失; 燃烧室推力

中图分类号: V235

文献标志码: A

Effects of combustor length on solid fuel scramjet combustor performance

TAO Huan, WEI Zhi-jun, CHI Hong-wei,
SUN Wei-wei, WANG Ning-fei

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

Abstract: Based on foreign researchers' experimental data about solid fuel scramjet's, the numerical simulations concerning about the characteristics of the flow field in the solid fuel scramjet and the combustor performance were described by changing the length of the cylindrical section and the length of the diverging section respectively. A second-order-upwind difference scheme and the pressure-based solver were used for simulating the dynamic flow associated with an axis symmetric physical model. The combustion model in the numerical simulations was finite-rate/eddy-dissipation and the turbulence model was the shear stress transport (SST) $k-\omega$ model. The boundary of polymethyl methacrylate (PMMA) solid fuel was defined by the user-defined function. Results indicate that as the length of the cylindrical section increases, the combustion efficiency at combustor outlet decreases from 72.74% to 66.81%, while the total pressure loss decreases, the thrust in the combustor increases from 85.83 N to 108.55 N. The variation of the length of diverging section makes rarely difference on the flowfield characteristics of the combustor, as the length of the diverging section increases, both the combustion efficiency at combustor outlet and the thrust

in the combustor slightly decrease. In the design range of combustor length, if the length of the combustor needs to be increased, it's better to increase the length of the cylindrical section rather than the length of the diverging section.

Key words: solid fuel scramjet; combustor length; combustion efficiency; total pressure loss; thrust in the combustor

近年来,临近空间的战略价值已逐渐引起各国的关注和重视,各种临近空间飞行器也因其潜在的军用价值和民用价值而成为研究发展热点.高超声速飞行器作为临近空间飞行器种类中一种,其研究进度快速发展,而决定高超声速飞行器性能与成败的核心是推进动力系统.高超声速飞行器迫切需要高效的冲压推进系统,针对该需求,比冲高、结构简单、安全性好以及作战反应时间短等特点的固体燃料超燃冲压发动机就具有十分广阔的应用前景^[1-2].

对于固体燃料超燃冲压发动机的研究,国外的研究者已从实验和数值模拟两方面开展了大量的工作.美国海军研究生院的 Witt 和 Angus 分别于 1989 和 1991 年进行了最初的实验研究^[3-4],研究中初步确定了固体燃料超燃冲压发动燃烧室的几何构型,测得当燃烧室入口气流马赫数为 1.5 时,其燃烧效率为 48%~87%,他们的实验中固体燃料不能在超声速气流中自点火,需要通入一定量的氢气来实现点火和维持稳定燃烧.以色列理工学院的 Ben-Yakar 等^[5-6]在 1994 年至 1998 年间也进行了一系列的实验研究,第一次实现了聚甲基丙烯酸甲酯(PMMA)推进剂在高温气流中的自点火及超声速来流条件下没有外部辅助手段的火焰维持.宾夕法尼亚州立大学的 Jarymowycz 等^[7]对固体燃料超燃冲压发动机进行了数值研究,通过数值模拟对端羟基聚丁二烯(HT-PB)推进剂在超声速燃烧情况下的燃速特性进行了计算分析.研究分析认为燃烧室入口温度和压强对推进剂燃速有很强的影响,并给出了流动参数对燃速的影响规律.以色列理工学院的 Ben-Arosh 等^[8-11]的数值计算是由 PHOENICS 计算程序进行,结合化学反应动力学程序 CHEMKIN 计算化学反应和组分生成率.

典型的固体燃料超燃冲压发动机燃烧室结构是由火焰稳定段/凹腔段、等直段及扩张段组成.火焰稳定段/凹腔段是用来维持火焰稳定同时可以产生回流增强混合;等直段收缩来流气体流通面积,可以防止气流过快加速;扩张段用来维持燃

烧室流动的超声速状态并使得气流继续加速,还可以避免因不断的热量和质量加入导致的气流壅塞^[12-13].燃烧室的长度是设计固体燃料超燃冲压发动机的重要参数之一,因此有必要研究燃烧室长度对超燃冲压发动机性能的影响^[14].本文分别对燃烧室等直段长度和扩张段长度进行改变,相当于从改变了整个燃烧室的长度,研究不同长度燃烧室内流场的变化规律,并分析燃烧室等直段长度和扩张段长度分别变化时对燃烧室各项性能的影响.

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型

参考 Ben-Yakar 等^[5]的实验中采用 PMMA 为固体燃料的超燃冲压发动机燃烧室的结构,本文研究的固体燃料超燃冲压发动机燃烧室结构如图 1 所示,具体结构尺寸如表 1 所示.

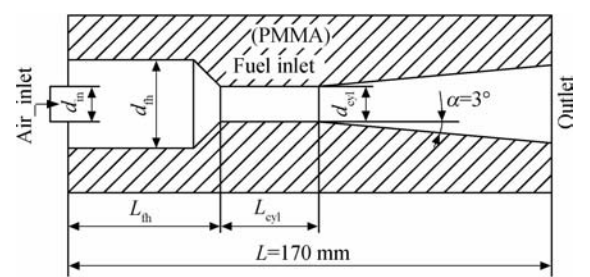


图 1 固体燃料超燃冲压发动机燃烧室结构
Fig.1 Structure of solid fuel scramjet combustor

表 1 固体燃料超燃冲压发动机燃烧室结构尺寸
Table 1 Size of solid fuel scramjet combustor

参数	数值	参数	数值
d_{in}/mm	12.45	L_{cyl}/mm	35
d_{fh}/mm	30	L/mm	170
d_{cyl}/mm	14.5	$\alpha/(\text{^\circ})$	3
L_{fh}/mm	50		

注:下标 in 表示燃烧室入口 (air inlet), fh 表示火焰稳定段/凹腔段 (flame holding section), cyl 表示等直段 (cylindrical section), α 表示扩张半角.

在 Ben-Yakar 等^[5-6]的实验中,图 1 中所示为初始时刻燃烧室的结构尺寸,而在实验中燃烧室燃烧的初始阶段由于燃料加质和等直段过细,燃烧室处于壅塞状态.在燃烧室工作一段时间后,随着等直段直径变大,燃烧室壅塞状态消失.故基于该结构尺寸,本文研究的物理模型中在燃烧室结构参数中适当的增大等直段直径,保证燃烧室处于非壅塞状态下,再改变等直段的长度或扩张段的长度,以观察不同结构下燃烧室内流场特性变化.为了表达简明,将等直段直径参数无量纲化为参数偏移比率 OR (offset ratio, 量符号记为 R_o)^[15]. 偏移比率的定义为:火焰稳定段/凹腔段前缘深度 D_u 与其后缘深度 D_d 之比,即 $R_o = D_u/D_d$,凹腔前、后缘深度如图 2 所示.

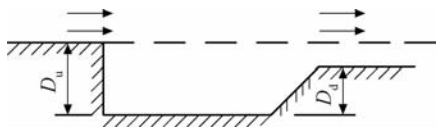


图 2 凹腔结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of cavity

本文中所有燃烧室物理模型的等直段直径均为 $d_{cyl} = 16.5 \text{ mm}$, 即 $R_o = 1.3$. 在两组物理模型结构中,在改变其中一个结构参数的尺寸时,即等直段长度变化或扩张段长度变化时,其他所有结构尺寸保持不变,均与 Ben-Yakar 等^[5]实验中固体燃料超燃冲压发动机的燃烧室结构尺寸相同.

1.2 数值计算方法及网格划分

控制方程采用稳态二维轴对称可压的 Navier-Stokes 方程

$$\frac{\partial(\rho_u \phi)}{\partial x} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial(r \rho_v \phi)}{\partial r} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left(r \Gamma \frac{\partial \phi}{\partial r} \right) + S_\phi \quad (1)$$

控制方程的离散化方法有限体积法,离散格式 2 阶迎风差分格式. 燃料采用 PMMA,其在固体燃料冲压发动机燃烧室中主要的热解产物是 $C_5H_8O_2$ 和 CH_4 ,其中 $C_5H_8O_2$ 占绝大多数.对化学反应模型进行简化,假设 PMMA 的热解产物只有 $C_5H_8O_2$, $C_5H_8O_2$ 与来流气体中氧气的燃烧反应为一步总包反应,即



本文研究的固体燃料超燃冲压发动机燃烧室

中,固体燃料表面上形成湍流边界层,在边界层内形成湍流扩散火焰,发动机中的燃烧主要为湍流扩散燃烧,反应速率受气体扩散过程控制,故湍流燃烧模型选用有限速率/涡耗散模型(finite-rate/eddy-dissipation).

燃烧室中是超声速流动的情况,湍流模型选择为自适应的 SST $k-\omega$ 模型.

燃烧室的物理模型为轴对称结构,在数值模拟计算中取对称轴的一半区域进行计算.计算网格采用结构化网格,在壁面附近对计算网格进行了边界层加密,壁面处理为标准壁面函数.

1.3 边界条件

本文仅研究超燃冲压发动机燃烧室内的流场变化,其中各项边界条件的参数设定如下所示:

1) 来流气体入口(air inlet)

燃烧室入口为来流气体入口,采用压力进口边界条件.入口参数为:入口马赫数 $Ma_{in} = 1.6$,总温 $T_0 = 1156 \text{ K}$,入口总压 $p_0 = 1.69 \text{ MPa}$.

2) 燃料边界(fuel inlet)

固体燃料沿整个燃烧室壁面加质,故整个燃烧室壁面均为燃料边界.燃料边界结合壁面条件和自定义函数的形式进行设定,固体燃料在燃烧室壁面上固相与气相的传热和传质满足以下守恒条件:

质量守恒

$$\rho_s r_b = \rho_g v_g \Big|_+ \quad (3)$$

组分质量分数守恒

$$\rho_s r_b w_i \Big|_- = \rho_g v_g w_i \Big|_+ - \rho_g D_{im} \frac{\partial w_i}{\partial y} \Big|_+ \quad (4)$$

能量守恒

$$-k_g \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_+ + \rho_g \sum_{i=1}^N w_i h_i \left(v_g - \frac{D_{im}}{w_i} \cdot \frac{\partial w_i}{\partial y} \right) \Big|_+ - q_{rad} \quad (5)$$

火焰向固体燃料辐射的热量为

$$q_{rad} = \sigma \epsilon_w \epsilon_g (T_{fl}^4 - T_{su}^4) \quad (6)$$

固体燃料燃速采用阿累尼乌斯公式

$$r_b = \frac{A_s}{\rho_s} \exp \left(\frac{-E_a}{R_u T_{su}} \right) \quad (7)$$

式中+, - 分别表示壁面之上和壁面之下,下标 s, g 分别表示燃料壁面上的固相和气相, w_i 为气体组分 i 的质量分数, D_{im} 为组分 i 的扩散系数, k_s, k_g 分别为固相和气相的导热系数. σ 为 Stefan-Boltzmann 常数, ϵ_w 为固体燃料吸收系数, e_g 为角系数,对于 PMMA 可取 $\epsilon_w = 0.5, e_g = 1, T_{fl}$ 为

火焰温度, T_{su} 为固体燃料壁面温度. A_s 为指前因子, E_a 为活化能, ρ_s 为燃料密度. 参考文献[16]中的数据可知各系数为 $A_s/\rho_s=6.3\text{ m/s}$, $E_a=83\,600\text{ J/mol}$.

联立式(2)~式(6)可利用牛顿迭代法求得固体燃料壁面温度 T_{su} , 进而求出固体燃料退移速率 r_b (下文简称燃速). 需要指出的是, 上述燃速模型是采用计算流体动力学软件 FLUENT 的用户自定义函数 (user defined functions) 进行了二次开发.

3) 燃烧室出口 (outlet)

燃烧室中气流以超声速流动, 所有的流动参数都由内部外推得到, 故燃烧室出口的边界条件选择为压力出口.

4) 壁面 (wall)

壁面采用无滑移壁面、绝热和零压力梯度条件, 湍流脉动为零.

5) 燃烧室的对称边界 (symmetry)

燃烧室物理模型的结构是轴对称, 故燃烧室的中心轴线为物理模型的对称边界.

1.4 数值计算方法验证

在 Ben-Yakar 等^[5]的实验结果中选用 $t=0, 1, 2, 3, 4\text{ s}$ 时刻下燃烧室的结构尺寸, 使用本文的数值模拟方法, 对这 5 个时刻下燃烧室的物理模型进行稳态的数值模拟计算, 将得到的数值计算结果与实验测量结果进行对比, 以此验证本文的数值方法. 图 3(a)所示为沿轴向燃料壁面的压力分布的计算结果与实验测量结果的对比, 除了在燃烧室工作的初始时刻 $t=0\text{ s}$ 时, 实验数据与数值模拟结果差距较大, 分析原因是: 在初始时刻, 加热器开始工作燃烧室内流场不稳定, 而且燃烧室处于壅塞状态, 对流场中流动参数的影响较大, 使得数值计算结果与实验测量结果差别较大. 之后燃烧室处于非壅塞状态, 其他时刻下沿轴向燃料壁面压力分布的计算结果与实验结果基本相符. 图 3(b)所示为燃速的计算结果与实验中 $t=0\sim5\text{ s}$ 内燃速的平均测量结果的对比, $t=2, 3, 4\text{ s}$ 时刻下燃速的计算结果中虽然与实验测量结果有一定差异, 但是整个燃速分布规律与实验测量值近似, 且计算所得的 3 个时刻下燃速曲线都在实验曲线附近上下浮动, 可以认为燃速的数值计算结果与实验测量结果较为吻合, 综上说明本文的数值模拟方法适用于有化学反应时的固体燃料超声速燃烧室流场.

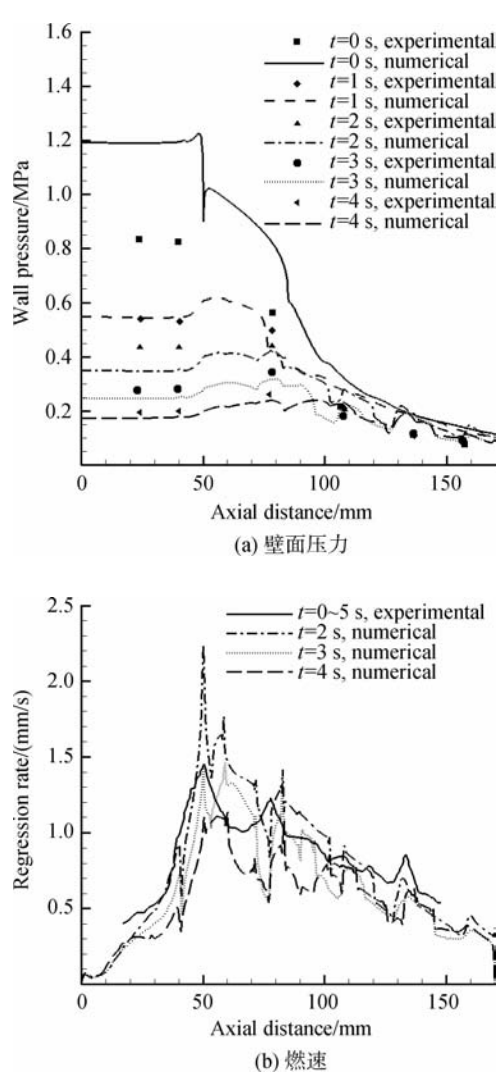


图3 实验数据与数值模拟结果对比
Fig. 3 Comparison of experimental data and numerical simulation results

1.5 燃烧室物理模型结构参数设定

文中采用两组燃烧室物理模型, 第 1 组物理模型取不同等直段长度的燃烧室结构进行对比研究. 在相同燃烧室总长的前提下, 第 2 组物理模型取不同扩张段长度的燃烧室结构进行对比研究. 本文燃烧室等直段直径 $d_{\text{cyl}}=16.5\text{ mm}$ ($R_o=1.3$), 为了表述方便, 假设燃烧室等直段直径 $d_{\text{cyl}}=a\text{ mm}$, 相对应的偏移比率 $R_o=A$, 在第 1 组变化等直段长度的模型中, 若等直段长度 $L_{\text{cyl}}=b\text{ mm}$ 时, 则该算例由代号 ORALcyb 来表示. 在第 2 组变化扩张段长度的模型中, 若扩张段长度 $L_{\text{div}}=c\text{ mm}$ 时, 则该算例由代号 ORALvc 来表示. 本文研究的两组一共 8 种算例的燃烧室物理模型的结构尺寸参数如表 2 所示.

表 2 燃烧室物理模型结构参数汇总

Table 2 Structural parameters of physical model
in combustor

编号	名称	d_{cyl}/mm	L_{cyl}/mm	L_{div}/mm	L/mm
1	OR1.3Lcy20	16.5	20	85	155
2	OR1.3Lcy30	16.5	30	85	165
3	OR1.3Lcy35	16.5	35	85	170
4	OR1.3Lcy40	16.5	40	85	175
5	OR1.3Lcy50	16.5	50	85	185
6	OR1.3Lcy65	16.5	65	85	200
7	OR1.3Lv100	16.5	35	100	185
8	OR1.3Lv115	16.5	35	115	200

2 计算结果与分析

2.1 等直段长度对燃烧室性能的影响

2.1.1 燃烧室流动分布情况

图 4 所示为 Ben-Yakar 等实验中 $t=0\text{ s}$ 时刻燃烧室(此时 $d_{\text{cyl}}=14.5\text{ mm}$, $R_o=1.13$, 其算例代号为 OR1.13Lcy35)流场马赫数分布云图与本文算例 3(OR1.3Lcy35)燃烧室流场马赫数分布云图对比. 两个燃烧室结构中除了等直段直径不同以外, 其他结构尺寸均相同. 由图 4(a)可以明显看到从燃烧室入口至等直段结束处流场均处于亚声速流动状态, 这是由于此时燃烧室等直段的直径太细, 使流场出现了壅塞状态. 而燃烧室的壅塞状态会引起发动机进气道阻力过大, 从而影响到发动机的整体性能, 应该尽量避免超燃冲压发动机燃烧室处于壅塞状态. 图 4(b)所示算例 3(OR1.3Lcy35)的燃烧室主流均处于超声速流动状态. 说明增大等直段直径, 燃烧室的壅塞状态会消失. 同时在图 4(b)中可见燃烧室流场中发生了复杂的波系变化, 出现了一系列的压缩波和膨胀波.

图 5 所示为不同等直段长度燃烧室中心轴线上马赫数分布曲线. 由图 5 可知, 来流气体以超声速进入燃烧室后, 在入口处形成一道压缩波. 燃烧室内波系变化复杂, 有一连串的压缩波及膨胀波. 在燃烧室扩张段, 超声速来流随着逐渐扩大的通道横截面积, 马赫数沿轴线距离逐渐增大. 由算例 1(OR1.3Lcy20)~算例 6(OR1.3Lcy65)变化可知, 随着等直段长度的增加, 中心轴线上马赫数逐渐减小, 且马赫数分布曲线波动的幅值逐渐减小,

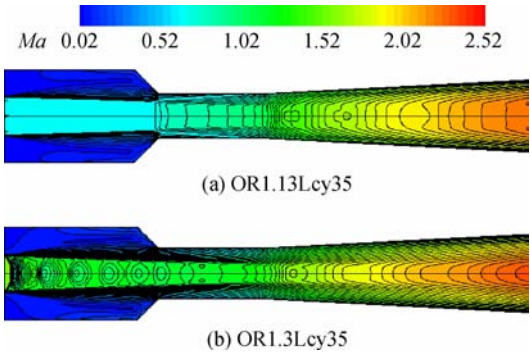


图 4 算例 OR1.13Lcy35 和算例 OR1.3Lcy35 的燃烧室内马赫数分布云图

Fig. 4 Mach number contours in combustor of OR1.13Lcy35 case and OR1.3Lcy35 case

波系强度逐渐减弱. 这是由于等直段长度增加, 相当于整个燃烧室长度增加, 更多的燃料沿壁面加质进入燃烧室, 一方面产生更大的摩擦力使得流速减小; 另一方面更多的燃料进行化学反应而产生更多的热量, 导致流场马赫数减小. 并且可以观察到, 算例 6 中从燃烧室入口到凹腔段后缘附近, 中心轴线上马赫数接近于 1, 如果继续增加等直段的长度, 主流马赫数会继续减小至亚声速, 这是由于过多的燃料加质会导致燃烧室变为壅塞状态.

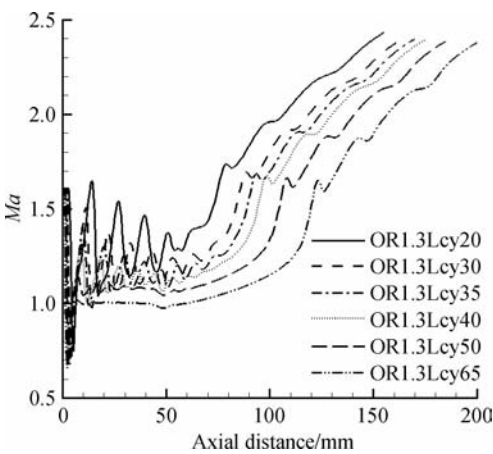


图 5 燃烧室中心轴线上马赫数分布曲线 (算例 1~算例 6)

Fig. 5 Mach number distribution curves along the central axis in combustor (case 1—case 6)

表 3 所示为 6 种不同等直段长度燃烧室出口截面上的静压值. 由算例 1(OR1.3Lcy20)~算例 6(OR1.3Lcy65), 随着等直段长度的增加, 燃烧室出口处静压 p_e 略微增大, 但都基本保持在一个大气压(1.013 25 MPa)左右, 非常接近于完全膨胀状态.

表 3 燃烧室出口处静压

Table 3 Static pressure at combustor outlet

编号	名称	d_{cyl}/mm	L_{cyl}/mm	L/mm	p_e/MPa
1	OR1.3Lcy20	16.5	20	155	0.102
2	OR1.3Lcy30	16.5	30	165	0.103
3	OR1.3Lcy35	16.5	35	170	0.104
4	OR1.3Lcy40	16.5	40	175	0.104
5	OR1.3Lcy50	16.5	50	185	0.105
6	OR1.3Lcy65	16.5	65	200	0.105

图 6 所示为不同等直段长度燃烧室中燃料壁面上燃速变化曲线。由图 6 可知,燃料在凹腔段上燃速较低,沿流向逐渐增大并在在凹腔后缘至等直段上燃速达到最大值,之后在扩张段上燃速降低。这可能是由于在燃烧室的凹腔段上产生亚声速回流区,燃速较小使得不同等直段长度的燃烧室中凹腔段燃速之间差别不大。而由于凹腔后缘与等直段连接处的燃烧室流通面积突减,会产生较强的激波与边界层的相互作用,导致产生较高的流场温度,固相与气相的热传导加剧,表面传热系数增大,导致燃速较高。随着等直段长度的增加,燃速是逐渐增大的,特别是在等直段和扩张段上,算例 1~算例 6 的燃烧室中燃速之间的差别较明显。这是由于随着等直段长度增加,更多的燃料沿壁面加质进入燃烧室进行化学反应而产生更多的热量,使得燃烧室温度增加,表面传热系数随着气流温度的增大而增大,固体燃料热解速度增大,导致燃速的增大。可以看出,整个燃烧室中燃

速较高的区域位于等直段,故在固体燃料超燃冲压发动机工作过程中,等直段上固体燃料的型面变化最大。

2.1.2 燃烧效率

由于本文研究中的燃烧反应已简化为总包反应,因此燃烧效率可定义为已燃烧掉的燃料流量与燃料总流量的比值^[17]。

$$Z = \frac{\int \rho w_{\text{C}_5\text{H}_8\text{O}_2} \cdot u dA}{M_{\text{C}_5\text{H}_8\text{O}_2}}$$
$$Y = \frac{\int \rho w_{\text{C}_5\text{H}_8\text{O}_2} \cdot u dA}{M_{\text{C}_5\text{H}_8\text{O}_2}} + \frac{1}{2} \left[\frac{\int \rho w_{\text{CO}_2} \cdot u dA}{5M_{\text{CO}_2}} + \frac{\int \rho w_{\text{H}_2\text{O}} \cdot u dA}{4M_{\text{H}_2\text{O}}} \right]$$

则燃烧效率表示为

$$\eta_c = 1 - Z/Y \tag{8}$$

其中 ρ, u 分别是出口截面上混合气体的总密度和轴向速度; dA 为面积微分; $w_{\text{C}_5\text{H}_8\text{O}_2}, w_{\text{CO}_2}, w_{\text{H}_2\text{O}}$ 分别为 $\text{C}_5\text{H}_8\text{O}_2, \text{CO}_2, \text{H}_2\text{O}$ 的质量分数; $M_{\text{C}_5\text{H}_8\text{O}_2}, M_{\text{CO}_2}, M_{\text{H}_2\text{O}}$ 分别为 $\text{C}_5\text{H}_8\text{O}_2, \text{CO}_2, \text{H}_2\text{O}$ 的摩尔质量。

表 4 所示为不同等直段长度燃烧室出口截面上的燃烧效率。由算例 1(OR1.3Lcy20)~算例 6(OR1.3Lcy65),可以看出随着等直段长度的增加,燃烧室出口处燃烧效率是逐渐减小的,不过各算例之间燃烧效率的差别不是很大。原因可能是随着等直段长度的增大,整个燃烧室流场参数都发生了变化,如图 5 所示的燃烧室中心轴线上马赫数分布曲线可知,等直段之前的马赫数分布曲线波动幅值逐渐减小,说明不同波系与边界层之间的相互作用逐渐减弱,导致燃料沿流向发展缓慢,一方面不能很好地与来流空气接触混合发生

表 4 燃烧室出口处燃烧效率

Table 4 Combustion efficiency at combustor outlet

编号	名称	d_{cyl}/mm	L_{cyl}/mm	L/mm	$\eta_c/\%$
1	OR1.3Lcy20	16.5	20	155	72.74
2	OR1.3Lcy30	16.5	30	165	71.70
3	OR1.3Lcy35	16.5	35	170	71.03
4	OR1.3Lcy40	16.5	40	175	70.40
5	OR1.3Lcy50	16.5	50	185	69.06
6	OR1.3Lcy65	16.5	65	200	66.81

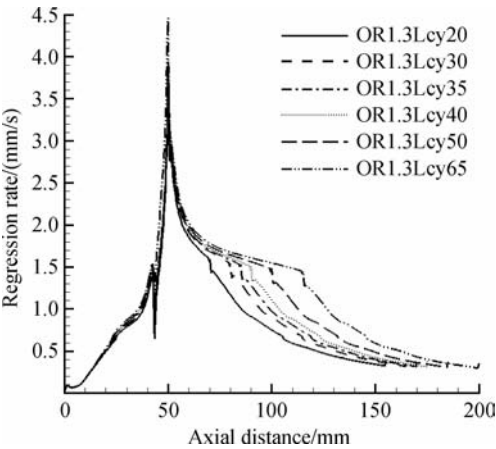


图 6 燃烧室中沿壁面燃料燃速变化曲线
(算例 1~算例 6)

Fig. 6 Variation curve of the fuel regression rate
along in combustor (case 1—case 6)

化学反应,使得燃烧效率有所降低.而另一方面由图 6 可知,燃烧室中燃速增大,更多固体燃料热解进入燃烧室,但由于超声速来流空气在燃烧室中驻留时间过短,过多的燃料并不能很好地与来流空气充分混合燃烧,富燃的状态导致了燃烧效率略微下降.

2.1.3 总压损失

总压损失是衡量冲压发动机性能的一个重要参数,总压损失越大,说明发动机做工能力越弱,所以在设计中应尽量减少燃烧室内的总压损失.燃烧室流场中的总压损失主要是由流动、燃料加质引起的.在固体燃料超燃冲压发动机中,燃烧室内流场流动复杂,形成多个压缩波或膨胀波,会加大燃烧室的总压损失.同时,固体燃料作为燃烧室壁面不断向燃烧室内加质形成的摩擦会增大燃烧室的总压损失,燃烧室中的化学反应燃烧放热也会增大总压损失.

图 7 所示为不同等直段长度燃烧室从等直段($x=50\text{ mm}$)至燃烧室出口处,沿流向的总压损失.由图 7 可知,由算例 1~算例 6,燃烧室的总压损失逐渐减小.在算例 1(OR1.3Lcy20)时,燃烧室的总压损失最大,在燃烧室出口处最大达到 40.6%.结合图 5 的分析可知,随着等直段长度的增加,中心轴线上马赫数分布曲线的波动幅值逐渐减小,流场中流动和激波引起的总压损失逐渐减小.同时结合表 4 可知,算例 1(OR1.3Lcy20)~算例 6(OR1.3Lcy65)中,燃烧室出口处燃烧效率是逐渐减小的,燃烧所产生的加热量逐渐减小,由其引起的燃烧室总压损失也在减小.

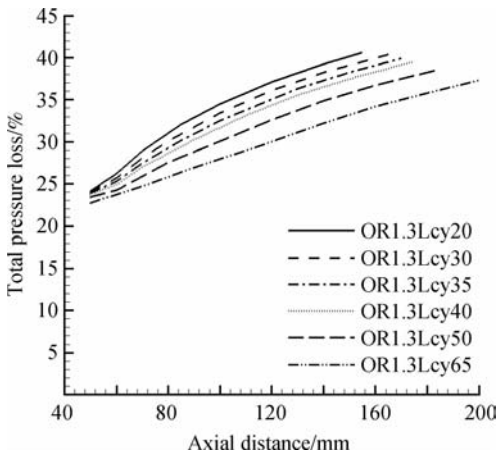


图 7 燃烧室沿流向上总压损失(算例 1~算例 6)
Fig. 7 Total pressure loss distribution along the flow direction in combustor
(case 1—case 6)

2.1.4 燃烧室推力

本文主要研究燃烧室内流场的各项特性,故燃烧室推力仅表征从燃烧室入口至燃烧室出口段产生的推力大小.则燃烧室推力 F_c 计算公式^[5]为

$$F_c = (\dot{m}_e u_e - \dot{m}_{in} u_{in}) + (p_e - p_a) A_e \quad (9)$$

其中 $\dot{m}_{in}, \dot{m}_e$ 分别为燃烧室入口处和出口处气流的流量; u_{in}, u_e 分别为燃烧室入口处和出口处气流的速度; p_e, A_e 分别为燃烧室出口处静压和出口横截面积.

表 5 所示为不同等直段长度燃烧室中推力值.由算例 1(OR1.3Lcy20)~算例 6(OR1.3Lcy65),燃烧室推力逐渐增大.主要是由于随着等直段长度的增加,更多的燃料加入燃烧室中,根据质量守恒,燃料出口的流量也就跟着增大,导致燃烧室的推力增大.而另一方面观察到,燃烧室出口处的静压也是随着等直段长度的增加而略微增大的,由于膨胀不完全而产生了较大的燃烧室推力.说明在工程设计时应避免发动机处于壅塞状态,并在一定燃烧室总长范围内,等直段长度越长,燃烧室获得的推力值越大.

表 5 燃烧室推力
Table 5 Thrust in the combustor

编号	名称	d_{cyl}/mm	L_{cyl}/mm	L/mm	F_c/N
1	OR1.3Lcy20	16.5	20	155	85.83
2	OR1.3Lcy30	16.5	30	165	92.71
3	OR1.3Lcy35	16.5	35	170	95.53
4	OR1.3Lcy40	16.5	40	175	98.17
5	OR1.3Lcy50	16.5	50	185	103.04
6	OR1.3Lcy65	16.5	65	200	108.55

2.2 扩张段长度对燃烧室性能的影响

上文讨论了在保持凹腔段长度和扩张段长度不变的前提下,增大等直段长度对固体燃料超燃冲压发动机燃烧室各项性能的影响.接下来保持凹腔段长度和等直段长度不变,仅改变扩张段长度以观察其对燃烧室性能的影响.

改变扩张段长度的燃烧室物理模型结构参数为表 1 中所示的算例 7(OR1.3Lv100)和算例 8(OR1.3Lv115).在第 1 组改变等直段长度的 6 个算例中,算例 3(OR1.3Lcy35)的等直段长度与算例 7、算例 8 相同($L_{cyl}=35\text{ mm}$),故在第 2 组改变扩张段长度的对比中,算例 3 的新代号名称为 OR1.3Lv85.

2.2.1 燃烧室流动特性

图 8 所示为不同扩张段长度燃烧室中心轴线上马赫数分布曲线. 由图可知, 算例 3 (OR1.3Lv85)、算例 7 (OR1.3Lv100) 和算例 8 (OR1.3Lv115) 中燃烧室中心轴线上马赫数分布几乎没有差别. 随着扩张段长度的增加, 燃烧室出口处马赫数随之增大, 这也是由于在超声速来流下, 马赫数随着扩张段逐渐增大的横截面积而增大. 说明扩张段长度的增加会影响到燃烧室出口处的马赫数.

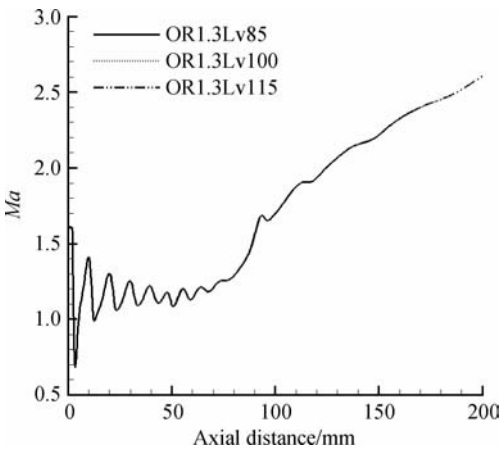


图 8 燃烧室中心轴线上马赫数分布曲线
(算例 3, 算例 7 和算例 8)

Fig. 8 Mach number distribution curves along the central axis in combustor
(case 3, case 7 and case 8)

图 9 所示为不同扩张段长度燃烧室中燃料壁面上燃速变化曲线. 由图可知, 不同扩张段长度的

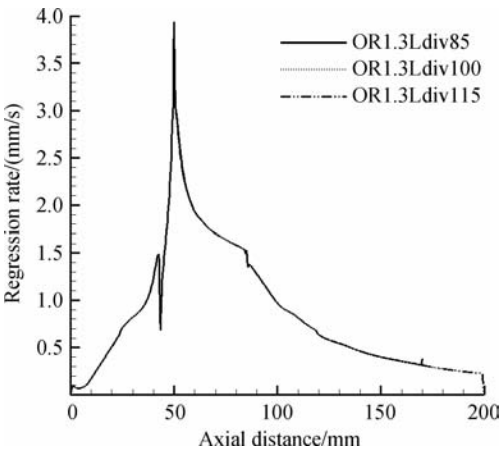


图 9 燃烧室中沿壁面燃料燃速变化曲线
(算例 3, 算例 7 和算例 8)

Fig. 9 Variation curve of the fuel regression rate along the wall in combustor (case 3, case 7 and case 8)

燃烧室中燃速之间的区别也不大, 几乎一样. 结合图 8 的结果可知, 改变燃烧室扩张段长度对燃烧室流场结构的影响较小.

2.2.2 燃烧室性能

图 10 所示为不同扩张段长度燃烧室中从等直段 ($x=50\text{ mm}$) 至燃烧室出口处, 沿轴线方向上的总压损失. 由图可知, 所有算例中沿轴向上燃烧室的总压损失均是逐渐增大的. 对比算例 3、算例 7 和算例 8 的燃烧室之间的总压损失差别不大, 仅在出口处有所差别, 燃烧室越长, 出口处总压损失越大.

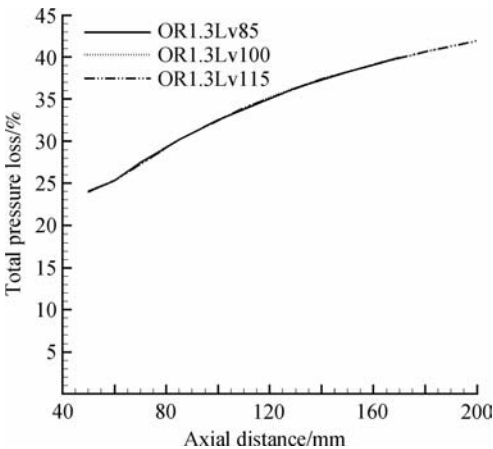


图 10 燃烧室沿流向上总压损失
(算例 3, 算例 7 和算例 8)

Fig. 10 Total pressure loss distribution curves along the flow direction in combustor
(case 3, case 7 and case 8)

表 6 所示为算例 3、算例 7 和算例 8 中燃烧室各项性能, 分别是燃烧室出口静压、出口处燃烧效率以及燃烧室推力值. 可以看出, 随着扩张段长度的增加, 燃烧室出口处静压逐渐减小, 渐变为过膨胀状态. 出口处的燃烧效率和燃烧室推力也逐渐减小.

表 6 燃烧室各项性能 (算例 3, 算例 7 和算例 8)
Table 6 Combustor performances
(cases 3, case 7 and case 8)

编号	名称	L/mm	p_e/MPa	$\eta_c/\%$	F_c/N
3	OR1.3Lv85	170	0.104	71.03	95.53
7	OR1.3Lv100	185	0.088	69.80	93.95
8	OR1.3Lv115	200	0.076	68.7	90.54

2.3 燃烧室总长的影响

可以观察到在分别改变等直段长度和扩张段

长度的这两组算例中,算例 5(OR1. 3Lcy50)与算例 7(OR1. 3Lv100)的燃烧室总长相同,均为 $L=185\text{ mm}$,而算例 6(OR1. 3Lcy65)与算例 8(OR1. 3Lv115)的燃烧室总长相同,均为 $L=200\text{ mm}$.表 7 所示为这 4 个算例中表征燃烧室性能的各项参数,燃烧室出口处静压和总压损失($\eta_{\text{tp}\cdot\text{e}}$),以及燃烧室推力的对比.可以看出,在相同的燃烧室长度下,不同的等直段和扩张段长度的分配,也会影响到燃烧室的各项性能.对比算例 5(OR1. 3Lcy50)与算例 7(OR1. 3Lv100),算例 5 燃烧室出口的膨胀状态较接近于一个大气压(1.01325 MPa)的完全膨胀状态,在出口处的总压损失小于算例 7 的值,而且其燃烧室推力也比算例 7 的推力大.同样的,算例 6(OR1. 3Lcy65)与算例 8(OR1. 3Lv115)的对比结果与算例 5、算例 7 的对比情况一致.这说明在燃烧室长度的变化范围内,增大等直段长度要比增大扩张段长度对提升燃烧室的各项性能有帮助.

表 7 相同总长下不同燃烧室的性能对比
Table 7 Comparison among the cases with the same whole length

编号	名称	L/mm	p_{e}/MPa	$\eta_{\text{tp}\cdot\text{e}}/\%$	F_{c}/N
5	OR1. 3Lcy50	185	0.105	38.66	103.04
7	OR1. 3Lv100	185	0.088	40.96	93.95
6	OR1. 3Lcy65	200	0.105	37.30	108.55
8	OR1. 3Lv115	200	0.076	41.94	90.54

3 结 论

1) 在燃烧室处于非壅塞状态的某一等直段直径条件下($d_{\text{cyl}}=16.5\text{ mm}$),燃烧室其他结构尺寸保持不变时,随着等直段长度的增加,燃烧室主流速度逐渐减小,燃烧室内流场中波系变化强度逐渐减弱.燃烧室出口处燃烧效率略微减小,从 72.74%降低至 66.81%,而燃烧室内总压损失逐渐减小,燃烧室推力逐渐增大,可由 85.83 N 增加至 108.55 N.

2) 在燃烧室其他结构尺寸保持不变前提下,在超声速流动中燃烧室扩张段长度的改变对凹腔段和等直段的流场结构几乎没有影响.燃烧室出口处燃烧效率和燃烧室推力均有所减小,扩张段长度对燃烧室流场的影响较小.

3) 在非壅塞状态下的固体燃料超燃冲压发动机燃烧室中,为获得较低的总压损失和较高的

燃烧室推力,可以把燃烧室等直段设计得又细又长.但带来的缺点是,较长的等直段会使得燃烧效率有所下降.而在燃烧室长度的设计范围内,增大等直段长度要比增大扩张段长度对提升燃烧室各项性能有帮助.

燃烧室长度对整个固体燃料超燃冲压发动机的性能有显著的影响,其合理的结构设计尺寸会使得发动机的各项性能处于较好的状态.

参考文献:

[1] 马岩,赵庆华,刘建全. 固体燃料的超声速燃烧研究进展[J]. 飞航导弹,2009(10):59-63.

[2] 刘萝威. 一种新型高能密度燃料在高速气流中的点火性能[J]. 飞航导弹,1997(10):35-42.

[3] 沈剑,王伟. 国外高超声速飞行器研制计划[J]. 飞航导弹,2006(8):1-9.

[4] 刘洋. 固体燃料的超音速燃烧[J]. 飞航导弹,1994(10):44-45.

[5] 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.

[6] Ben-Yakar A, Gany A. Experimental study of a solid fuel scramjet[R]. AIAA 94-2815, 1994.

[7] Jarymowycz T A, Yang V, Kuo K. Numerical study of solid fuel combustion under supersonic crossflows[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(2):346-353.

[8] Ben-Arosh R, Natan B, Spiegler E, et al. Mixing of supersonic airflow with fuel added along the wall in a sudden expansion chamber[R]. AIAA 97-3241, 1997.

[9] Ben-Arosh R, Natan B, Spiegler E, et al. Fuel-air mixing in solid fuel scramjet combustors[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1998, 15(3):223-234.

[10] Ben-Arosh R, Natan B, Spiegler E, et al. The reacting flowfield within a supersonic combustion solid fuel ramjet[R]. AIAA 97-3119, 1997.

[11] 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.

[12] SUN Bo, WU Xiaosong, XIA Qiang, et al. Numerical analysis of solid fuel scramjet combustors[R]. Computational Intelligence and Software Engineering, CISE 2009-5363946, 2009.

[13] Shimon S, Gany A. Testing metalized solid fuel scramjet combustion[R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE 2007-1176, 2007.

[14] 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)

[15] Gruber M R,Baurle R A,Mathur T,et al. Fundamental-studies of cavity-based flameholder concepts for supersonic combustors[J]. Journal of Propulsion and Power,2001,17 (1):146-153.

[16] Tzunghang T,Maojeng L,Iyou S,et al. Experimental and numerical study of autoignition and pilot ignition of PM-MA plates in a cone calorimeter [J]. Combustion and Flame,2001,124(3):466-480.

[17] 潘余,王振国,刘卫东. 超燃冲压发动机燃烧效率测量方法简介[J]. 实验流体力学,2007,21(2):68-73.

PAN Yu,WANG Zhenguo,LIU Weidong. Introduction of scramjet combustion efficiencies measurement methods [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2007,21 (2):68-73. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)