带有中心钝体的固体燃料冲压发动机工作性能分析*

张 宁1, 史金光1, 王中原1, 马晔璇2

(1. 南京理工大学 能源与动力学院,江苏南京 210094;2. 北京动力机械研究所,北京 100074)

摘 要:为提高固体燃料冲压发动机的燃烧特性和工作性能,提出了带有中心钝体的固体燃料冲压 发动机方案,基于雷诺转捩和涡概念耗散方程建立了其湍流燃烧模型,并数值计算分析了其内流场、燃 面退移速率、推力与总压损失。结果表明:带有中心钝体的冲压发动机内部流动过程较为复杂,钝体后 部有四个漩涡,增强了发动机内来流空气与燃气的掺混; 钝体孔隙中的高速气流与两侧的小尺度漩涡保 证了钝体尾涡的稳定性; 与普通固体燃料冲压发动机相比,在燃烧室中增加中心钝体能增大燃烧室内高 温区面积,提高补燃室内温度,可使推进剂平均燃面退移速率提高36.5%,发动机推力提高22.1%,燃 烧效率提高8.9%。

关键词:固体燃料冲压发动机;涡旋燃烧;燃面退移速率;推力;燃烧效率 中图分类号:V435 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2022) 08-210159-08 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210159

Performance Analysis of Solid Fuel Ramjet with Central Bluff Body

ZHANG Ning¹, SHI Jin-guang¹, WANG Zhong-yuan¹, MA Ye-xuan²

(1. School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;2. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to improve the combustion characteristics and working performance of the solid fuel ramjet, a solid fuel ramjet with a central bluff body is proposed. Based on the Renault transition and Eddy–Dissipation equations, the turbulent combustion model is established, and the internal flow field of the ramjet, as well as the regression rate, thrust and total pressure loss, were numerically analyzed. The results show that the internal flow process of the ramjet with a central bluff body is more complex. There are four vortices at the rear of the bluff body, which enhances the mixing of air and gas in the engine. The high–speed airflow in the blunt body pores and the small–scale vortices on both sides ensure the stability of the blunt body wake. Compared with the typical ramjet, adding a central bluff body in the combustion chamber could increase the area of high temperature zone in the SFRJ chamber and improve the temperature in the afterburner, which can increase the average burning surface regression rate of propellant by 26.1%, the thrust of engine by 22.1% and the combustion efficiency by 8.9%.

Key words: Solid fuel ramjet; Vortex combustion; Burning surface regression rate; Thrust; Combustion efficiency

* 收稿日期: 2021-03-16;修订日期: 2021-06-22。

基金项目:国防预先研究项目(3020802010302)。

作者简介:张 宁,博士生,研究领域为弹箭推进增程理论与技术。

通讯作者: 史金光, 博士, 研究员, 研究领域为弹箭飞行理论与控制技术。

引用格式:张 宁,史金光,王中原,等.带有中心钝体的固体燃料冲压发动机工作性能分析[J].推进技术,2022,43(8):
 210159. (ZHANG Ning, SHI Jin-guang, WANG Zhong-yuan, et al. Performance Analysis of Solid Fuel Ramjet with Central Bluff Body[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(8):210159.)

1 引 言

固体燃料冲压发动机(SFRJ)具有结构简单、比 冲高、可靠性高、成本低等优点,在超声速巡航导弹 和增程弹等领域具有广阔的应用前景。然而,其所 使用的燃料大多是惰性聚合物材料,存在燃速低、难 以产生足够推力等缺点。同时,SFRJ燃烧室内为典 型的扩散燃烧,燃料表面附近为富燃料区,燃烧室轴 线附近则为富氧区,两者之间为扩散燃烧区,此特点 使燃料与空气混合燃烧速率较慢,燃烧效率较低。 加之发动机内较小的空间与较高的来流速度,减弱 了燃料混合效果,缩短了流动停留时间^[1],进一步降 低了发动机的性能。

研究者为改善此问题采用的方法大致可分为以 下三类:一是设计复杂的药型来增加燃面,文献[2] 设计了一种星形药型,可使燃烧表面积上升约 200%,平均燃速提高60%左右。文献[3]采用了螺 纹状的药型设计,可使平均燃速提高了75%左右,文 献[4]则采用了前段为单孔、后段为三孔的药型设 计,可使平均燃速提高约20%。虽然此方法可以大幅 提高燃速,但可能会存在装药不完全燃烧的问题。 二是向燃料中添加石蜡和金属颗粒等材料。其中, 文献 [5] 向燃料中加入30%石蜡, 使燃速提高约 33%,但发现若其比重过大,则可能会降低发动机的 燃烧效率。文献[6-8]则向燃料中添加了硼、铝、镁 等金属颗粒,它们均可大幅提高推进剂的燃速,但可 能会加剧发动机喷管烧蚀。三是在燃烧室内安装旋 流器[9-14]。其产生的旋转流在燃烧室内部形成回流 区,延长了燃气在燃烧室内的停留时间,增强了燃料 与空气的掺混效果,提高了发动机的燃速与推力。 但旋流器多采用翼片或斜孔式设计,增加了冲压发 动机的结构复杂度,使其难以适应某些较为严格的 结构限制。

因此,本文提出了用中心钝体代替旋流器来提 高燃速的方案,并采用雷诺转捩(SST)模型和涡耗 散概念模型,建立带有中心钝体的固体燃料冲压发 动机湍流燃烧模型,与文献[15]中的实验数据对 比,验证该计算模型的可行性。在此基础上,重点 对带有中心钝体的固体燃料冲压发动机的内流场 结构、燃烧特性与工作性能进行计算与分析,为带 有中心钝体的固体燃料冲压发动机的应用提供 参考。

2 物理模型与网格划分

2.1 物理模型

本文以某冲压增程弹为研究对象,其常采用的 冲压发动机物理模型如图1(a)所示,其中,进气道入 口截面,直径为35mm;燃烧室的长度为260mm;补燃 室的长度为265mm;尾喷管的喉部直径为24mm。基 于此结构,设计了带有中心钝体的冲压发动机方案, 钝体为带有8mm中心开孔的半球形钝体,如图1(b) 所示。钝体的中心孔隙有利于降低阻力损失^[16]与抑 制尾涡脱落^[17]。



2.2 网格划分

采用结构网格对流场区域进行划分,如图2所示。为保证近壁面处参数的准确性,在近壁面处对 网格进行加密。设定发动机入口为质量入口,总温 540K,总压0.78MPa,来流空气质量流率0.4kg/s,02质 量分数为23%,以模拟马赫数为2.2的海平面飞行工 况。喷管出口边界条件为压力出口;壁面为绝热壁; 对称轴设定为对称边界。



Fig. 2 Mesh of simulation cases

3 数值模拟方法

3.1 基本假设

固体燃料冲压发动机内流场的流动十分复杂, 包括热传导、辐射换热和对流换热等热量传递,化学 反应发生在气相、固相和气固相之间,因此为简化仿 真过程,获得内流场的主要特性,作如下假设:

(1)发动机内气体为理想气体,满足理想气体状态方程;

(2)固体燃料内表面为流固耦合传热交界面,固 体燃料外表面和其他壁面为绝热壁面,整个流场与 外界无热交换;

(3)HTPB的热解产物为1.3-丁二烯单质(C₄H₆)。

3.2 计算模型

3.2.1 气相控制方程

控制方程选用定常带化学反应的轴对称雷诺时均 Navier-Stokes 方程,如下所示

$$\begin{aligned} \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial r} + \frac{G}{r} - \frac{H}{r} &= 0 \end{aligned} (1) \\ F = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u^2 - \sigma_{xx} \\ \rho uv - \tau_{xr} \\ \rho uv + \dot{q}_x - \sigma_{xx} u - \tau_{xr} v \\ \rho um_j - \varepsilon_x \end{bmatrix}, \\ G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv - \tau_{xr} \\ \rho v^2 - \sigma_{xx} \\ \rho ue + \dot{q}_r - \sigma_r v - \tau_{xr} u \\ \rho vm_j - \varepsilon_r \end{bmatrix}, \\ H = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\sigma_i \\ 0 \\ R_j r \end{bmatrix}, \\ \sigma_{xx} &= -p - \frac{2}{3} (\mu + \mu_i) \nabla \cdot U + 2(\mu + \mu_i) \frac{\partial u}{\partial x}, \\ \sigma_r &= -p - \frac{2}{3} (\mu + \mu_i) \nabla \cdot U + 2(\mu + \mu_i) \frac{\partial u}{\partial r}, \\ \sigma_i &= -p - \frac{2}{3} (\mu + \mu_i) \nabla \cdot U + 2(\mu + \mu_i) \frac{\partial u}{\partial r}, \\ \sigma_i &= -p - \frac{2}{3} (\mu + \mu_i) \nabla \cdot U + 2(\mu + \mu_i) \frac{v}{r}, \\ \nabla \cdot U &= \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial r} - \frac{v}{r}, \\ \tau_{xr} &= (\mu + \mu_i) (\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x}), \\ \dot{q}_x &= -C_p \left(\frac{\mu}{P_r} + \frac{\mu_i}{P_{r_i}}\right) \frac{\partial T}{\partial x}, \\ \dot{q}_r &= -C_p \left(\frac{\mu}{P_r} + \frac{\mu_i}{P_{r_i}}\right) \frac{\partial T}{\partial r} \\ e &= C_r T + \frac{1}{2} (u_2 + v_2), \\ \varepsilon_x &= D_j \frac{\partial m_j}{\partial x}, \end{aligned}$$

$$\varepsilon_r = D_j \frac{\partial m_j}{\partial r}$$

式中x为轴向坐标,r为径向坐标,u为轴向速度,v为 径向速度, μ 为分子粘性系数, μ_i 为湍流粘性系数,Pr为普朗特数, m_j 为组分质量分数, R_j 为化学反应速率, D_j 为组分扩散速率。

3.2.2 湍流模型

由于冲压发动机的内部流场中包含由不连续尖锐几何形状引起的转捩流动区域^[18],因此湍流模型 选择适用于大速度梯度与近壁面气体转捩流动的间 歇性转捩模型,其输运方程为

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + u_{j}\frac{\partial(\rho v_{j}\gamma)}{\partial x_{j}} = P_{\gamma} - E_{\gamma} + \frac{\partial}{\partial x_{j}}\left[\left(\mu + \frac{\mu_{\iota}}{\sigma_{\gamma}}\right)\frac{\partial\gamma}{\partial x_{j}}\right]$$
(2)
$$\frac{\partial(\rho\widetilde{Re}_{\theta\iota})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_{j}\widetilde{Re}_{\theta\iota})}{\partial x_{j}} = P_{\theta\iota} + \frac{\partial}{\partial x_{j}}\left[\sigma_{\theta\iota}(\mu + \mu_{\iota})\frac{\partial\widetilde{Re}_{\theta\iota}}{\partial x_{j}}\right]$$
(3)

式中, γ 为间歇因子, \widehat{Re}_{θ} 为当地转捩动量厚度雷诺数,t为时间, u_j 为速度,j为流动维数, x_j 为坐标位置, P_{γ} 与 P_{θ} 为湍流模型的生成项, E_{γ} 为耗散项, μ 为分子动力黏性系数, μ_1 为湍流粘性系数, σ_{γ} , σ_{θ} 为扩散项 系数。

3.2.3 辐射模型

发动机工作过程中传热方式主要有对流传热和 辐射传热两种。因此为准确描述发动机中的传热状况,本文选用离散坐标辐射(DO)模型^[19]来模拟发动 机中的辐射传热。

3.2.4 燃烧模型

空气进入燃烧室后与C₄H₆发生燃烧反应,采用 如下反应模型^[20-21],即

 $C_4H_6 + 2O_2 \rightarrow 4CO + 3H_2$ $C_4H_6 + 4H_2O \rightarrow 4CO + 7H_2$ $CO + H_2O \leftrightarrow CO_2 + H_2$ $H_2 + 0.5O_2 \leftrightarrow H_2O$

化学反应速率模型采用涡耗散概念模型。C₄H₆ 由药柱表面的热解反应产生,因此在数值模拟过程 中,需要在药柱表面与流体域交界面的第一层网格 上进行加质。HTPB的热解速率与燃料表面的温度 有关,服从Arrhenius公式为

$$\dot{r} = A e^{-E_a/(RT_w)} \tag{4}$$

式中,A为指前因子, E_a 为活化能, T_w 为固体燃料表面温度.可由气固分界面上的能量平衡方程求解^[22]

$$-k\left(\frac{\partial T}{\partial r}\right)_{w} = \rho_{s}\dot{r}\left[C_{s}(T_{w} - T_{0}) + h_{v}\right]$$
(5)

210159-3

式中k为气相传热系数, $(\partial T/\partial r)_{w}$ 为分界面气相一侧的温度梯度, C_s 为固相比热, T_0 为固相初温, h_v 为固体燃料气化热。仿真过程中通过式(4)和式(5)迭代计算,即可计算得到燃速r及燃料壁面温度 T_w 。HTPB的主要物性参数及热解特性如表 1 所示^[23-24]。

Table 1	Main	parameters	of HTPB
---------	------	------------	---------

Parameter	Value
$\rho/(\mathrm{kg/m}^3)$	927
<i>A</i> /(m/s)	3.964(<i>T</i> <722K)
	0.011(<i>T</i> ≥722K)
$E_a/(\mathrm{J/mol})$	55803(<i>T</i> <722K)
	20523(<i>T</i> ≥722K)

3.2.5 推力、总压损失与燃烧效率模型

由动量定理,固体燃料冲压发动机的推力为喷 管出口射流与迎面气流的富裕冲量差,即

$$F = \dot{m}_{e}u_{e} - \dot{m}_{a}u_{a} + (p_{e} - p_{a})S_{e}$$
(6)

式中, \dot{m}_a 为空气流率, u_a 为空气速度; u_e 为喷管出口排 气速度; p_e 为喷管出口压强; p_a 为环境压强; $\dot{m}_e = \dot{m}_a + \dot{m}_t$, \dot{m}_t 为入口燃料流率; S_e 为发动机喷管出口面积。

总压损失也称为压力能损失,是描述一定区域 内的压力能损失百分比的物理量。文中发动机总压 损失计算式可表示为

$$\eta = 1 - p_{\rm e}/p_{\rm in} \tag{7}$$

根据文献[25],燃烧效率可用实际总温变化与 理论总温变化之比表示,为

$$\eta = \frac{T_{\rm r} - T_0}{T_{\rm ideal} - T_0} \tag{8}$$

式中,*T*_r为出口截面的质量平均总温;*T*₀为入口截面 的质量平均总温;*T*_{ideal}为相同条件下,当量比为1的绝 热火焰温度,其可用化学反应平衡常数法求得。

3.3 收敛性分析

为验证网格数量收敛性,本文设计了4套网格来 计算普通和带有中心钝体的冲压发动机平均燃速*ī*_y, *ī*_{eb},网格总数分别为14万、18万、22万、26万,结果如 表2所示。

Table 2 Grid convergence analysis

N	1.4×10 ⁵	1.8×10 ⁵	2.2×10 ⁵	2.6×10 ⁵
$\overline{\dot{r}}_{ty}/(\mathrm{mm}\cdot\mathrm{s}^{-1})$	0.376	0.386	0.395	0.401
$\overline{\dot{r}}_{\rm cb}/({\rm mm}\cdot{\rm s}^{-1})$	0.466	0.483	0.495	0.506

将14万、18万、22万网格与26万网格相比,普通 发动机的偏差为6.23%,3.74%,1.50%;带有中心钝体 的冲压发动机偏差为7.90%,4.54%,2.17%。综合考 虑计算精度与效率,选择22万网格来进行计算。它 们的y⁺如图3所示,满足文献[13](几何参数相似)中 y⁺<1的要求,可以保证近壁面相关参数的准确性。



4 数值模拟结果与分析

4.1 数值方法验证

为保证数值方法的可靠性,进行了如下验证:首 先,针对文中的流动和几何参数开展非稳态计算,以 验证钝体尾流的稳定性与采用定常模型的合理性; 其次,与SFRJ燃烧实验^[15]相对比,以检验数值模型的 计算精度。

图 4 为冷流条件下, 钝体尾迹随时间的变化情况。由图可得, 随着时间的推移, 钝体后部涡皆被抑制, 尾流逐渐趋于稳定, 此过程约有 0.25s, 远小于发动机的工作时间, 因此采用定常模型计算是合理的。

对人口直径为23.4mm,装药内孔直径为44.5mm,固体燃料长度为202mm的冲压发动机进行数值模拟,得到该算例的平均燃面退移速率随进气流量*G*_{ex}与进气总温*T*_{ex}变化的值,与实验结果^[16]对比如表3所示。计算数据*ī*_{eal}与实验数据*ī*_{ref}的绝对误差平均值为1.45%,表明本文所用的数值方法合理可行。

4.2 固体燃料冲压发动机内流场分析

图 5 给出了普通冲压发动机和带有中心钝体冲 压发动机的温度云图。图 6 给出了在燃烧室不同轴 向位置处,氧气质量分数ω₀沿径向r的分布情况。由 两者的温度云图对比可知,相较前者,后者的燃烧室 下游和补燃室轴线附近温度较高,高温区面积也较 大,火焰表面温度均在 2200K以上,剪切层附近和附 着点附近温度在 2500K以上,并且更贴近燃料表面。 结合图 6 可知,这可能是由于钝体的阻碍和其尾迹处 的切向速度,使燃料表面附近空气含量增加造成的。 同时带有中心钝体冲压发动机的燃烧流场下游 O₂分 布较为均匀,且质量分数逐渐减小,而普通发动机则



Fig. 4 Change of bluff body wake with time

无明显变化,说明增加钝体可提高燃烧室下游的燃料与来流空气的掺混效果与燃烧效率。

图 7 给出了普通冲压发动机和带有中心钝体冲 压发动机燃烧室内 C₄H₆, CO₂和 CO 的分布情况。相 较于前者,后者由于燃料表面附近的空气含量较高,

experimental results							
C	Condition		Result				
Case	$G_{\rm ox}/({\rm kg}\cdot{\rm m}^{-2})$	$\overline{(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^{-2}\cdot\mathrm{s}^{-1})}$ $T_{\mathrm{ox}}/\mathrm{K}$ $\overline{\dot{r}}_{\mathrm{ref}}/(\mathrm{mm}\cdot\mathrm{s}^{-1})$		$\mathbf{n} \cdot \mathbf{s}^{-1}$)	$\bar{\dot{r}}_{\rm cal}/({\rm mm}\cdot{\rm s}^{-1})$	1)	
1	0.293		624	0.57	74	0.598	
2	0.308		615	0.58	32	0.607	
_	<i>t</i> /K 500	900	1300	1700	2100	2500	
(a) Typical SFRJ							
(b) SFRJ with the central bluff body						1	

 Table 3
 Comparison between the calculated results and the

Fig. 5 Temperature nephogram

因此,其C₄H₆含量下降,仅在附着涡处含量较大。同时,由于钝体的阻碍和切向速度作用,在燃烧室入口 至钝体尾迹结束处,火焰面被压向壁面,因此CO₂,CO 质量分数在靠近轴线处较小,而后随着火焰的发展, 在燃烧室下游逐渐增大。

从图 8 可以看出,中心钝体后部有四个旋涡,即 在上、下侧各有两个分离点。钝体缝隙中的冲击射 流推迟了钝体顶部负剪切层和壁面边界层对钝体底 部正涡的夹带和吞噬。从孔隙上下两侧分离的小尺 度旋涡在一定程度上抑制了底部正涡和顶部负涡的 上下运动。同时由文献[26]可知,当钝体底部吹气 的质量通量参数 C_q(C_q=U₀B,其中 B 为间隙高度与钝 体直径的比值, U₀为底部吹气速度与进气速度的比 值)大于 0.3 时,其后部涡街可被抑制,尾迹变为定 常。本文 C_q约为 0.54,因此钝体后部的漩涡较为 稳定。

由于钝体与燃烧室壁面距离较近,其尾流与壁 面边界层相互作用,在钝体下游2倍直径处产生了附 着涡,但由于壁面阻碍了剪切层与外侧流动的相互 作用,抑制了层内涡量的增大,使其未能充分发展, 又因为壁湍流的作用,并有部分破碎,与文献[27]现 象一致。同时由于中心钝体的阻碍,燃烧室入口处 压强约提高了0.15MPa,会使进气道内的正激波向上 游移动少许。

4.3 燃面退移速率分析

图 9 给出了两种发动机沿药柱表面的燃面退移 速率变化曲线。普通冲压发动机平均燃速约为 0.4890mm/s,带有中心钝体的冲压发动机的平均燃速 约为 0.6677mm/s,较前者提高 36.5%。

普通冲压发动机的燃速在回流区内快速增大,











Fig. 8 Wake behind the central bluff body

直至附着点处达到最大值,随后在再发展区逐渐下降,并在燃烧室末端迅速降低。由于空气入口通道 内径小于燃烧室内径,因此入口附近的氧气及形成 的火焰层均离燃料壁面较远,燃速较低;但随着轴向 距离的增加,火焰层外移至燃料壁面附近,传至燃料



壁面的热量迅速增加,燃速也快速增加,并在附着点 处达到最大。在附着点后,燃速变化趋于平缓,因为 在附着点后为边界层燃烧,火焰层在离燃料壁面较 近的薄层内,因此传热量变化不大,且随着与入口距 离的增加,边界层充分发展,燃速变化逐渐平缓。但 在到达补燃室附近时,受隔板的扰流作用,火焰层向 通道迅速内缩,燃速急剧降低,简图如图10所示。



带有中心钝体的冲压发动机的燃速则在钝体前 部快速增大,直至钝体结尾处(附着点)达到最大值, 随后受到壁面附着涡的影响,火焰层远离燃料壁面, 燃速减小。其后部情况与普通冲压发动机一致,即 随着轴向距离增大,火焰层又快速外移至燃料壁面 附近,传至燃料壁面的热量迅速增大,燃速增加,并 在再附着点处达到最大值。但由于结构长度的限 5

制,发展区相对较小,而受隔板的扰流作用,火焰层向通道迅速内缩,燃速急剧降低,简图如图11所示。



Fig. 11 Internal flow field of SFRJ with a central bluff body

4.4 推力、总压损失和燃烧效率分析

表4给出了普通冲压发动机和带有中心钝体冲 压发动机的推力与总压损失。由表可知,后者的推 力较前者约大22.1%,总压损失提高4.1%。结合图9 可知,后者推力增大主要是由于燃料局部燃速的提 高,因此在一定时间内可维持较高的推力。但若 长时间工作,该处可能会提前燃尽或因通道面积 扩大而降低燃速,使发动机的推力性能与平稳性 下降。普通冲压发动机的比冲约为7731.6N · s/kg, 带有中心钝体冲压发动机的比冲较前者约降低了 5.3%,为7321.8N · s/kg。气体流经钝体时出现了较 大的转折,加剧了气体分子之间的相互影响,增大了 总压损失。同时,仍有部分气流直接从钝体空隙内 流过,在一定程度上减少了因增添中心钝体带来的 总压损失。

Table 4 Thrust and total pressure loss of two ramjets

Ramjet	F/N	ϑ/%
Typical SFRJ	221.78	9.94
SFRJ with bluff body	270.84	14.02

表 5 中列出了普通冲压发动机和带有中心钝体 的冲压发动机燃烧室出口和喷管出口处的燃烧效率 η₁和η₂。由表可知,带有中心钝体的冲压发动机燃烧 效率较普通冲压发动机约提高 8.9%,尤其是在燃烧 室出口处更为显著,说明增加钝体可提高燃烧室内 的燃料与来流空气的掺混效果与燃烧效率。

Table 5 Combustion efficiency of two ramjets

Ramjet	$\eta_{_1}$ /%	η_2 /%
Typical SFRJ	10.75	62.12
SFRJ with bluff body	33.72	71.03

5 结 论

本文采用雷诺转捩和涡概念耗散方程,建立了 带有中心钝体的固体燃料冲压发动机湍流燃烧模型,数值计算获得了发动机的内部流场和工作性能, 通过分析得到以下结论:

(1)HTPB固体燃料的平均燃速仿真结果与相同 工况下实验数据的绝对误差平均值为1.45%,吻合度 较好,表明采用文中所述模型,可较好地模拟固体燃 料冲压发动机内的燃烧与流动过程。

(2)与普通冲压发动机相比,带有中心钝体的冲 压发动机的内部流动过程较为复杂。中心钝体后部 有四个涡,孔隙两侧的小尺度涡在一定程度上抑制 了底部正涡和顶部负涡的上下运动,保持了钝体后 部漩涡一定的稳定性。同时,钝体尾流与壁面边界 层相互作用,在圆柱下游1.5倍直径处产生了未充分 发展但有部分破碎的附着涡。

(3)与普通冲压发动机相比,在燃烧室中增加中 心钝体能够增强发动机内来流空气与燃气的掺混, 增大燃烧室内高温区面积,提高补燃室温度,可使推 进剂平均燃面退移速率提高36.5%,发动机推力提高 22.1%。但由于气体流经钝体时出现了较大的转折, 会使总压损失增加4.1%。但随着时间的推移,其推 力性能与平稳性可能会减弱。

(4)与普通冲压发动机相比,在燃烧室中增加中 心钝体能够增强发动机内氧气分布的均匀程度,提 高来流空气与燃料的掺混效果,可使燃烧效率提高 约8.9%。

致 谢:感谢国防预先研究项目的资助。

参考文献

- Mcdonald B, Rice J. Solid Fuel Ramjet Fuel Optimization for Maximum Impulse-Density with Respect to Air to Fuel Ratio and Relative Fuel Regression Rates Derived from Thermogravimetric Analysis [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 86(5): 478-486.
- Zhang S, Hu F, Zhang W. Numerical Investigation on the Regression Rate of Hybrid Rocket Motor with Star Swirl Fuel Grain [J]. Acta Astronautica, 2016, 127 (10): 384-393.
- [3] Whitmore S A, Walker S D. Engineering Model for Hybrid Fuel Regression Rate Amplification Using Helical Ports [J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32 (2): 1-10.
- [4] Tian H, Guo Y, Wang P. Combustion Characteristics of

Hybrid Rocket Motor with Segmented Grain [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 46 (10) : 537– 547.

- [5] Li W, Chen X, Su Y, et al. Combustion Characteristics of Paraffin-Polyethylene Blends Fuel for Solid Fuel Ramjet[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2020, 33(4): 1-13.
- Yogeshkumar V, Rathi N, Ramakrishna P A. Solid Fuel Rich Propellant Development for Use in a Ramjet to Propel an Artillery Shell [J]. Defence Science Journal, 2020, 70(3): 329-335.
- [7] Huang Si-di, Hong Sungwook, SuYing-chun, et al. Enhancing Combustion Performance of Nano-Al/PVDF Composites with β-PVDF[J]. Combustion and Flame, 2020, 219(9), 467-477.
- [8] Hashim S A, Karmakar S, Roy A. Effects of Ti and Mg Particles on Combustion Characteristics of Boron-HTPB-Based Solid Fuels for Hybrid Gas Generator in Ducted Rocket Applications [J]. Acta Astronautica, 2019, 160 (7): 125-137.
- [9] Rhode D, Lilley D, McLaughlin D. On the Prediction of Swirling Flow Fields Found in Axisymmetric Combustor Geometries [J]. Journal of Fluids Engineering, 1982, 104(3): 378-384.
- [10] Lilley Samples D J, Rhode D. Prediction of Swirling Reacting Flow in Ramjet Combustors [C]. Colorado: 17th Joint Propulsion Conference, 1981.
- [11] 刘 巍,杨 涛,胡建新,等.固体燃料冲压发动机 旋流燃烧特性试验[J].推进技术,2009,30(1):5-8.
 (LIU Wei, YANG Tao, HU Jian-xin, et al. Numerical Study on the Swirl Flow Combustion Characteristics of Solid Fuel Ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(1): 5-8.)
- [12] 刘 巍,杨 涛.固体燃料冲压发动机旋流燃烧特性数值研究[J].推进技术,2011,32(4):504-508.
 (LIU Wei, YANG Tao. Numerical Study on the Swirl Flow Combustion Characteristics of Solid Fuel Ramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(4):504-508.)
- [13] 李唯暄,杨海涛,陈 雄,等.旋流与炭黑对聚乙烯 固体燃料冲压发动机工作性能的影响[J].推进技术, 2020,41(6):1296-1304. (LI Wei-xuan, YANG Haitao, CHEN Xiong, et al. Effects of Addition of Carbon Black and Swirl Flow on Combustion Performance of Polyethylene Fueled Solid Fuel Ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(6): 1296-1304.)

- [14] Musa O, Chen X, Zhou C S. Experimental and Numerical Investigation on the Ignition and Combustion Stability in Solid Fuel Ramjet with Swirling Flow [J]. Acta Astronautica, 2017, 137(8): 157-167.
- [15] Campbell W H, Ko B N, Lowe S R, et al. Solid Fuel Ramjet Fuel Regression Rate/Thrust Modulation [J]. Winged Missiles Journal, 1993, 8(3): 624-629.
- [16] Bearman P W. On Vortex Street Wakes [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1967, 28(4): 625-641.
- [17] Hannemann K, Oertel H J. Numerical Simulation of the Absolutely and Convectively Unstable Wake[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2006, 199(1): 55-88.
- [18] 张 宁, 史金光, 马晔璇. 冲压增程制导炮弹气动特性研究[J]. 兵工学报, 2020, 41(3): 460-470.
- [19] 胡好生,蔡文祥,赵坚行,等.回流燃烧室燃烧过程的三维数值模拟[J].航空动力学报,2008,23(3):454-459.
- [20] Goldaniga A, Faravelli T, Ranzi E. The Kinetic Modeling of Soot Precursors in a Butadiene Flame [J]. Combustion and Flame, 2000, 122(3): 350-358.
- [21] Antonio M J, Hermida Q J. Evaluation of Reduced-Order Kinetic Models for HTPB-Oxygen Combustion Using LES [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 58 (9): 358-368.
- [22] 彭灯辉,王丹丹,杨 涛,等.固体燃料冲压发动机 燃烧效率建模与数值分析[J].推进技术,2014,35
 (2):251-256. (PENG Deng-hui, WANG Dan-dan, YANG Tao, et al. Modeling and Numerical Analysis on Combustion Efficiency of Solid Fuel Ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(2):251-256.)
- [23] Gascoin N, Gillard P, Mangeot A, et al. Literature Survey for a First Choice of a Fuel-Oxidizers Couple for Hybrid Propulsion Based on Kinetic Justifications [J]. Journal of Analytical and Applied Pyrolysis, 2012, 94(5): 1-9.
- [24] 李新田,卢 鑫,李延成,等.HTPB固体燃料冲压发动机流场仿真与燃速分析[J].航空动力学报,2016, 31(6):1504-1510.
- [25] 范作民,傅巽权. 热力过程计算与燃气表[M]. 北京: 国防工业出版社, 1987.
- [26] Arcas D R, Redekopp L G. Aspects of Wake Vortex Control Through Base Blowing/Suction [J]. Physics of Fluids, 2004, 16(2): 452-456.
- [27] Sarkar S. Vortex Dynamics of a Cylinder Wake in Proximity to a Wall[J]. Journal of Fluids and Structures, 2010, 26(1): 19-40.

(编辑:梅 瑛)