

燃气喷射角度对含硼固体火箭超燃冲压 发动机补燃室燃烧效率的影响

凌 江¹, 徐义华¹, 孙海俊¹, 冯喜平²

(1. 南昌航空大学 飞行器工程学院 江西省微小航空发动机重点实验室, 江西 南昌 330063;

2. 西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要: 固体火箭燃气超燃冲压发动机具有高比冲、结构简单、流量易调节等优点, 然而在超音速空气流的补燃室中, 如何让燃料更好地与空气掺混, 增加颗粒停留时间, 在较短时间内释放出更多的燃烧焓成为目前研究的重点。采用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型, 单步涡团耗散模型, 在 King 的硼颗粒点火燃烧模型的基础上考虑了硼颗粒在高速气流当中的气动剥离效应, 利用龙格-库塔算法迭代计算硼颗粒点火燃烧过程, 对燃气进气方向与轴向夹角从 $45^\circ \sim 180^\circ$ 的 10 种进气方式下的补燃室进行了三维两相燃烧流动计算, 分析了各种进气角下的燃气燃烧效率、硼颗粒燃烧效率以及总燃烧效率。结果表明: 当一次燃气喷射角度与轴向夹角逐渐增加时, 燃气与颗粒燃烧效率逐渐增加, 并在 180° 时燃烧效率和比冲为最高。

关键词: 航天推进系统; 硼粉; 固体火箭; 超燃冲压; 两相流二次燃烧

中图分类号: V236 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2022)01-0069-07

Effect of gas injection angle on combustion efficiency of secondary combustion chamber for solid rocket scramjet containing boron

LING Jiang¹, XU Yihua¹, SUN Haijun¹, FENG Xiping²

(1. Jiangxi Key Laboratory of Micro Aero Engine, School of Aircraft Engineering,

Nanchang Aeronautical University, Nanchang 330063, China;

2. Key Laboratory of Combustion, Thermal Structure and Internal Flow Field,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Solid rocket gas-fired scramjet has the advantages of high specific impulse, simple structure and easy flow adjustment. However, in the secondary combustion chamber with supersonic air flow, how to make the fuel mixed with air better, increase the residence time of gas and particles, and release more combustion enthalpy in a short time has become the focus of current research. Based on King's ignition and combustion model of boron particles, reliable $k-\varepsilon$ turbulence model and single-step vortex dissipation model are adopted in this paper, and the aerodynamic stripping effect of boron particles in high-

收稿日期: 2020-11-12; 修回日期: 2021-02-04

基金项目: 国家自然科学基金(51666012)

作者简介: 凌江(1991—), 男, 硕士, 研究领域为固体火箭超燃冲压发动机燃烧流动。

通信作者: 徐义华(1971—), 男, 博士, 教授, 研究领域为发动机工作过程仿真。

speed airflow is considered. The Runge Kutta algorithm is used to iteratively calculate the ignition and combustion process of boron particles. The three-dimensional two-phase combustion flow in the secondary combustion chamber under 10 intake modes with the angle between gas inlet direction and axial direction from 45° to 180° is calculated. In addition, the gas combustion efficiency under various intake angles, the combustion efficiency of boron particles and the overall combustion efficiency are analyzed. The results show that when the angle between the injection angle of primary gas and the axial angle increases gradually, the combustion efficiency of fuel gas and particles increases gradually, and the combustion efficiency and the specific impulse reach the highest at 180° .

Keywords: aerospace propulsion system; boron powder; solid rocket; scramjet; secondary combustion of two-phase flow

0 引言

超燃冲压发动机目前是高超声速飞行器较为理想的动力装置,按燃料类型主要分为液体超燃冲压发动机与固体超燃冲压发动机。液体超燃冲压发动机具有流量易调节、燃烧效率高等优点^[1-3],而固体超燃冲压发动机则具有成本低、密度比冲较高、作战反应时间较短、安全性较好等优势^[4-5],固体超燃冲压发动机又分为固体燃料超燃冲压发动机和固体火箭超燃冲压发动机。

固体燃料超燃冲压发动机存在火焰稳定性差、流量较难调节、燃烧效率低等缺点^[6-7]。相较于固体燃料超燃冲压发动机而言,固体火箭超燃冲压发动机具有火焰稳定、燃烧效率高、掺混方式多样、流量易调节等优势^[8-11]。梁磊等设计了中心支板式固体火箭超燃冲压发动机燃烧室,并对其进行直连实验,验证了燃气发生器中产生的富燃燃气可以在超声速燃烧室中燃烧^[12]。高勇刚等应用数值计算方法研究了分流道与波瓣结构两种掺混增强方式对中心支板式固体火箭超燃冲压发动机补燃室燃烧特性的影响,结果证明,两种掺混增强方式明显提高了补燃室燃烧效率,所以合理的掺混增强方式可以提升高发动机性能^[13]。刘仔等通过数值模拟方法对固体火箭超燃冲压发动机补燃室内燃气与空气的掺混燃烧过程开展研究,分析了喷孔数量、燃气喷射角度等对补燃室性能的影响,通过结果得出结论,对补燃室燃烧性能影响最大的是燃气喷射角度的改变^[14]。迟雪等采用数值模拟方法针对固体火箭超燃冲压发动机不同燃气喷射角度的流场特性及燃气与来流空气的掺混效率进行了研究,总结

了不同燃气喷射角度下的燃烧室内流场特性,随着喷射角度的增加,喷射的燃气与空气混合形成的漩涡区域越大,掺混度越高^[15]。

综上所述,一些学者研究了提高燃气与空气掺混、增强燃气燃烧效率的方法,如一次燃气喷口采用分流道、波瓣结构以及不同的燃气喷射角度与喷口形状等,不过并未使用纯硼颗粒作为颗粒添加剂,相较于其他的颗粒添加剂,硼颗粒具有更高的体积和质量热值,是较理想的燃料添加剂。然而,固体火箭超燃冲压发动机补燃室内燃气流速高,并且硼颗粒表面有一层较难挥发的氧化层,这使得硼在超音速燃气中的燃烧效率大大降低,因此为了提高燃气与硼颗粒在补燃室的驻留时间,增强混合燃气、硼颗粒与空气掺混,提升燃气与硼颗粒的燃烧效率,本文拟研究侧向安装燃气发生器的含硼固体火箭超燃冲压发动机,不同的一次燃气喷射角度对超燃冲压发动机燃烧性能影响,为发动机设计提供参考。

1 物理模型

本文采用的物理模型如图 1 所示,补燃室扩张角为 1° ,一次燃气喷射方向与颗粒段出口来流空气方向的夹角为 θ ,4 个相同的燃气发生器按 90° 周向均匀分布,补燃室入口(隔离段出口)直径为 150 mm,一次燃气入口直径为 46 mm,补燃室整体长度为 1 372.8 mm。通过改变一次燃气喷射方向与空气进气方向的角度 θ ,利用 Fluent 数值模拟软件计算对比一次燃气喷射角度对补燃室燃烧的影响,各工况的燃气喷射角度如表 1 所示。

表1 各工况燃气喷射角度 θ Tab.1 Gas injection angle θ under various working conditions

工况 $\theta / (^{\circ})$	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4	Case 5	Case 6	Case 7	Case 8	Case 9	Case 10
	45	60	75	90	105	120	135	150	165	180

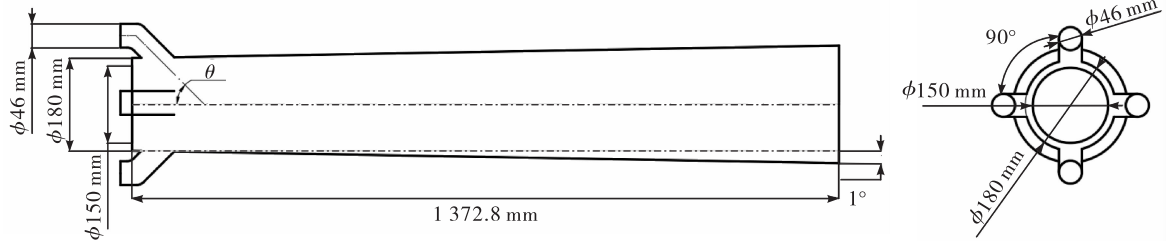


图1 物理模型

Fig.1 Physical model

为简化分析,降低计算难度,流场作如下简化假设:

1) 补燃室中的燃气为准定常流动,与外界无热交换。

2) 忽略燃气各组分之间的辐射作用,忽略体积力的影响。

3) 补燃室燃气为完全气体,服从完全气体状态方程。

2 计算模型

2.1 控制方程

依据上述假设,采用三维稳态可压缩的 N-S 方程组及组分守恒方程作为描述整个物理过程的控制方程组,控制方程形式为

$$\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}_v}{\partial z} + \mathbf{S}_\varphi \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (\rho E + p)u \\ \rho u Y_i \end{bmatrix}, \mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho E + p)v \\ \rho v Y_i \end{bmatrix}, \mathbf{H} = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (\rho E + p)w \\ \rho w Y_i \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + q_x + \sum_{i=1}^N \rho D_{im} h_i \frac{\partial Y_i}{\partial x} \\ \rho D_{im} \frac{\partial Y_i}{\partial x} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + q_y + \sum_{i=1}^N \rho D_{im} h_i \frac{\partial Y_i}{\partial y} \\ \rho D_{im} \frac{\partial Y_i}{\partial y} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{H}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} + q_z + \sum_{i=1}^N \rho D_{im} h_i \frac{\partial Y_i}{\partial z} \\ \rho D_{im} \frac{\partial Y_i}{\partial z} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{S}_\varphi = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \dot{\omega}_i \end{bmatrix}$$

式中: $i = 1, 2, \dots, N-1, N$ 是组分的种类数; u, v, w 是总速度分别在 x, y, z 方向上的分速度; ρ, p, Y_i 分别表示气体的密度、压力和组分的质量分数; $\dot{\omega}_i$ 是任意组分 i 的质量生成速率; D_{im}, h_i 分别是任意组分 i 的质量扩散系数与焓值; τ_{ij} 是流体所受剪应力的张量; q_i 是热传导引起的能量源项。为使控制方程组

计算封闭,还需要补充理想气体状态方程

$$p = \rho RT \quad (2)$$

式中 R 为燃气气体常数。

本次数值模拟选择的湍流模型是 Realizable $k - \varepsilon$ 。

2.2 硼颗粒点火燃烧模型

基于 King 模型,并考虑在高速气流中颗粒氧化层产生的气动剥离效应,利用 Fluent 中的 UDF 编辑功能建立硼颗粒点火燃烧模型^[16-20]:

King 的硼颗粒点火燃烧模型控制方程为

$$\frac{dr_p}{dt} = -\frac{R_B M_B}{4\pi r_p^2 \rho_B} \quad (3)$$

$$\frac{dx}{dt} = \frac{(R_B/2 - R_E - R_H) M_{B_2O_3}}{4\pi r_p^2 \rho_{B_2O_3}} +$$

$$\frac{\tau}{2\mu r_p} (x_1^2 \sin \theta_1 + x_2^2 \sin \theta_2) \frac{1}{\cos \theta_1 - \cos \theta_2} \quad (4)$$

$$\frac{dT_p}{dt} = -\frac{Q_1}{\frac{4}{3}\pi r_p^3 \rho_B C_{pB,s} + 4\pi r_p^2 x \rho_{B_2O_3} C_{pB_2O_3}},$$

$$T_p < 2450 \text{ K}, \omega_B = 1 \quad (5)$$

$$\frac{dT_p}{dt} = -\frac{Q_2}{\frac{4}{3}\pi r_p^3 \rho_B C_{pB,s} + 4\pi r_p^2 x \rho_{B_2O_3} C_{pB_2O_3}},$$

$$T_p > 2450 \text{ K}, \omega_B = 1 \quad (6)$$

$$\frac{d\omega_B}{dt} = \frac{Q_1}{\frac{4}{3}\pi r_p^3 \rho_B H_M} T_p = 2450 \text{ K}, 0 < \omega_B < 1 \quad (7)$$

$$Q_1 = R_B Q_{RX} - R_E H_{VAP} - R_H H_H + 4\pi r_p^2 [h(T_0 - T_p) + \sigma \varepsilon_B (T_{rad}^4 - T_p^4)] \quad (8)$$

$$Q_2 = R_B Q_{RX2} - R_E H_{VAP} - R_H H_H + 4\pi r_p^2 [h(T_0 - T_p) + \sigma \varepsilon_B (T_{rad}^4 - T_p^4)] \quad (9)$$

$$R_B = \frac{64.8 \times 10^{-8} (r_p + x)^2 T_p p_{O_2} e^{-22600/T_p}}{x} \quad (10)$$

$$R_E = \frac{1.005 \times 1010 (r_p + x)^2 a e^{-44000/T_p}}{T_p^{0.5} (1 + 4.5 \times 10^7 a p \frac{r_p + x}{T_p N_u})} \quad (11)$$

$$R_H = 9.15 \times 10^{-7} \frac{Nu}{p} (r_p + x) T_p^{0.5} \exp \left[18.1 \left(1 - \frac{200}{T_p} \right) \right] \times$$

$$\left\{ -0.15 + [0.0225 + p_{H_2O} \exp \left(-18.1 + \frac{38010}{T_p} \right)]^{0.5} \right\} \quad (12)$$

式中: x 、 r_p 、 ω_B 、 T_p 、 T 、 T_{rad} 分别代表氧化层厚度、颗粒半径、液态硼质量分数、颗粒温度、环境温度、辐射温度; θ_1 、 θ_2 、 x_1 、 x_2 、 τ 、 μ 分别代表初始角度、发生气动剥离时的角度、初始 B_2O_3 厚度、发生气动剥离时的 B_2O_3 厚度、硼颗粒液态 B_2O_3 的表面切应力、液态 B_2O_3 的动力黏度; $\rho_{B_2O_3}$ 、 $C_{pB_2O_3}$ 、 $M_{B_2O_3}$ 分别为 B_2O_3 的密度、比热容、摩尔质量, ρ_B 、 $C_{pB,s}$ 、 M_B 分别为硼的颗粒密度、比热容、摩尔质量; R_E 、 R_B 、 R_H 分别为氧化硼的蒸发速率、通过液态氧化硼扩散至颗粒表面的氧气与颗粒表面的硼发生反应的反应速率、氧化硼与水发生反应的反应速率; σ 为玻尔兹曼常数。式(5)、式(6)分别是在硼颗粒熔化前后,硼颗粒温度与时间的函数变化关系。当 B_2O_3 挥发完全时,点火过程完成并开始进入纯净硼颗粒燃烧阶段。纯净硼颗粒的燃烧速率为

$$\dot{m} = 4\pi r_p \rho D \ln(1 + 0.676 \omega_{O_2,\infty}) \quad (13)$$

式中: D 、 ρ 分别为扩散系数与颗粒周围燃气密度; $\omega_{O_2,\infty}$ 为颗粒周围燃气当中氧气的质量分数。

2.3 边界条件

壁面采用无滑移绝热条件,隔离段出口的马赫数为 1.65,总压为 1.17 MPa,总温为 1160 K,隔离段出口的氧气质量分数为 23%;一次燃气由 CO 、 H_2 、 CO_2 、 H_2O 和 N_2 组成,质量百分比分别为 35%、15%、15%、5%、30%;颗粒的质量流量为 0.14 kg/s,颗粒与一次燃气初始总温为 1800 K,初始粒径为 1 μm 。

2.4 燃烧效率表征方法

喷管出口截面燃烧效率反映了补燃室结构、一次燃气进气、冲压空气进气对燃烧的综合影响。

任意截面硼粉燃烧效率 η_B 的表达式为

$$\eta_B = 1 - \frac{\int_A \dot{m}_B dA}{\dot{m}_{PB}} \quad (14)$$

式中: \dot{m}_{PB} 为燃气入口处硼颗粒的质量流率; \dot{m}_B 为该截面上硼颗粒残余质量流率。

任意截面总燃烧效率 η 的表达式为

$$\eta = \frac{(1 - \alpha) \sum_{j=1}^{N_c} (\omega_{j,g} / \sum_{j=1}^{N_c} \omega_{j,g}) \eta_{i,g} Q_{i,g} + \alpha \eta_B Q_B}{(1 - \alpha) \sum_{i=1}^{N_c} (\omega_{i,g} / \sum_{j=1}^{N_c} \omega_{j,g}) Q_{i,g} + \alpha Q_B} \quad (15)$$

式中: N_c 为燃气中可燃气体的组分种类数; α 为颗粒在一次燃气中的质量分数; Q_B 、 $Q_{i,g}$ 、 $\eta_{i,g}$ 分别为燃气中硼颗粒的燃烧焓、可燃气体的燃烧焓和各燃气组分燃烧效率,根据文献[1]可知, $Q_{H_2} = 1.208 \times 10^8$ J/kg, $Q_{CO} = 1.01 \times 10^7$ J/kg, $Q_B = 1.17 \times 10^8$ J/kg。

3 结果分析

3.1 各工况温度、马赫数与颗粒粒径分布云图

图2为各计算工况壁面温度云图,由图可见在燃气喷射角度从 45° 增加为 165° 后,壁面高温区明显增多,且逐渐往补燃室头部汇集,壁面温度有较为明显的增加。将喷管设计在补燃室内部,喷射角度为 180° 时,补燃室头部高温区消失,燃气喷管后部区域高温区分布均匀。

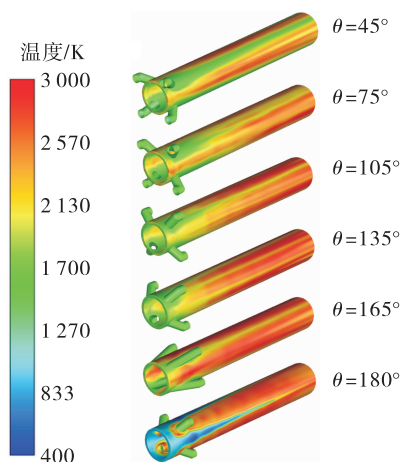


图2 各工况壁面温度分布云图

Fig. 2 Cloud image of wall temperature distribution under various working conditions

图3显示的是各工况补燃室内部截面温度分布云图,在燃气喷射角度从 45° 增加为 165° 后,同样可以观察到与壁面温度相同的趋势,在增加燃气喷射角度后,补燃室内部温度也有所增加,高温区逐渐往补燃室头部移动,并同样在角度为 165° 时达到最佳,所以可以说明随着燃气喷射角度的增加,补燃室燃气的燃烧效率也随之增加。将喷管设置在补燃室内部、喷射角度为 180° 后,补燃室头部高温区消失,不过喷管后端高温区有较多增加。

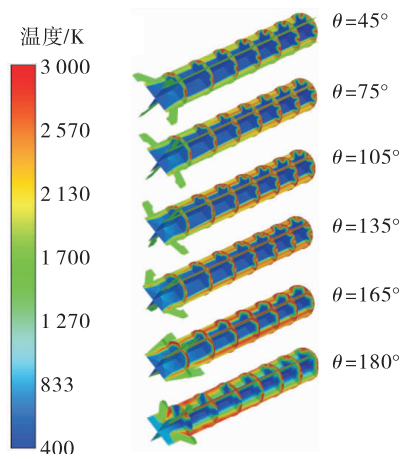


图3 中心截面与沿轴向界面温度分布云图

Fig. 3 Cloud image of temperature distribution at central section and axial interface

图4给出了各工况补燃室头部马赫数分布云图,由图可见在喷射角度从 45° 改为 165° 的过程中,燃气与空气进行掺混的区域,低速区域增加,并逐渐往补燃室头部移动,所以在增加了燃气喷射角度后,可以降低掺混区域混合燃气的速度,增加燃气在补燃室的停留时间,从而提升燃气与颗粒的燃烧效率。将喷管设置在补燃室内部后,只在补燃室头部出现较多的低速区域,补燃室后端低速区域消失。

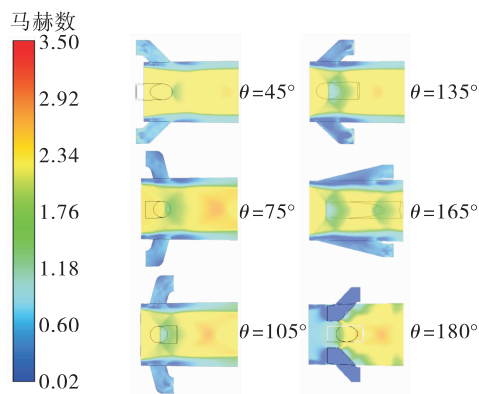


图4 补燃室头部马赫数分布云图

Fig. 4 Cloud image of Mach number distribution at the head of secondary combustion chamber

静压作为影响化学反应速率的重要因素,对补燃室颗粒与燃气的燃烧效率有着重要的影响,由图5工况的压力分布云图可知,随着燃气喷射角度

的逐渐增加,凹腔头部静压高压区域逐渐增多,而高压区的增加对硼颗粒与气相燃气的燃烧效率提升有着较好的增益效果。

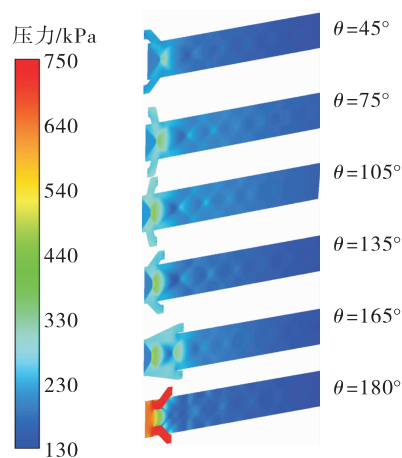


图5 压力分布云图

Fig. 5 Cloud image of pressure distribution

图6为各工况颗粒粒径分布云图,可以观察到随着喷射角度增加,在 $45^\circ \sim 165^\circ$ 时颗粒路径有所增加,补燃室头部颗粒紊乱度明显增加,增强了颗粒与空气掺混,增加了颗粒在补燃室内停留时间,对颗粒燃烧效率的提升有较好的增益效果。将喷管设置在补燃室内部后,补燃室头部硼颗粒紊乱程度与颗粒路径有所减小,不过颗粒消耗并未减弱,可以认为,补燃室头部燃气与空气掺混区域静温、低速区域与静压有所增加,对颗粒消耗有一定的增益效果,可是不十分明显。

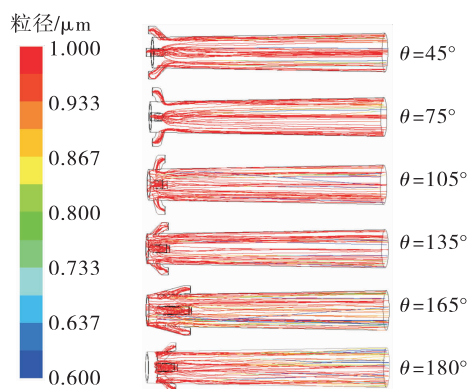


图6 颗粒粒径分布云图

Fig. 6 Cloud image of particle size distribution

3.2 各工况燃烧效率、总压恢复系数与比冲分析

图7为各个工况硼颗粒燃烧效率、燃气燃烧效率与总燃烧效率的分布趋势,由图7可知,燃烧效率随着角度的增加而逐渐增加,在燃气喷射角度为 180° 时,补燃室的燃气与颗粒的燃烧效率达到最高,由此可以判断增加燃气喷射角度,可以起到增强燃气与空气掺混,增加补燃室燃气与颗粒的停留时间,提高燃气与颗粒的燃烧效率的作用。

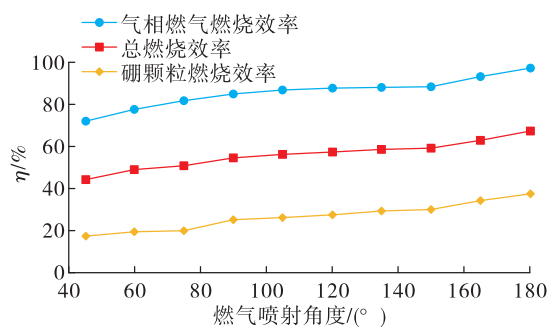


图7 燃烧效率

Fig. 7 Combustion efficiency

表2为各工况的比冲、总压恢复系数数值以及相对值,通过观察表2可以得出,当喷射角度为 180° 时,发动机比冲为最高,而总压恢复系数在 $45^\circ \sim 165^\circ$ 时,随着喷射角度的增加,补燃室头部马赫数降低,静温、静压增加,一次燃气与空气掺混增强,总压损失也逐渐增加。当喷管设置在补燃室内部后,总压恢复系数则有所提升,与之前的工况不同的是,4个补燃室内部的喷管可以视为钝体,燃气与空气掺混反应的区域主要集中在喷管后部的高温高压低速区域内,因此该工况的掺混方式有不小的改变。由马赫数云图可知,当喷管设置在补燃室内部后,补燃室后端接近壁面处的低速区域消失,而在 $45^\circ \sim 165^\circ$ 时,接近壁面处的低速区域随着喷射角度的增加而逐渐增加,根据此结果可以说明当喷管设置在补燃室内部后,喷管后部的马赫数并未有明显降低。图8为沿轴向 $150 \sim 1350$ mm 截面上的 165° 与 180° 马赫数对比图,由图可以直观地观察到 180° 工况的马赫数要略高于 165° 的工况。图9为 165° 与 180° 总压对比图,由此图可以观察到, 180° 造成的总压损失整体小于 165° ,尤其在靠近补燃室入口处较为明显。

表 2 各工况比冲与总压恢复系数

Tab. 2 Specific impulse and total pressure recovery coefficient under various working conditions

工况	比冲/ ($\text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{kg}^{-1}$)	相对比冲/ ($\text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{kg}^{-1}$)	总压恢复 系数	相对总压 恢复系数
45°	7 875	0	0.62	0
60°	8 025	150	0.613 4	-0.006 6
75°	8 147	272	0.608 1	-0.011 9
90°	8 262	387	0.607	-0.013
105°	8 266	391	0.606 8	-0.013 2
120°	8 372	497	0.603	-0.017
135°	8 389	514	0.601	-0.019
150°	8 401	526	0.600 7	-0.019 3
165°	8 873	998	0.598	-0.022
180°	9 425	1 550	0.604	-0.016

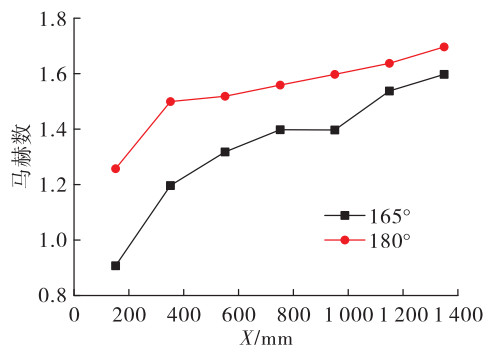


图 8 165°与 180°的马赫数对比曲线图

Fig. 8 Mach number comparison curve at 165° and 180°

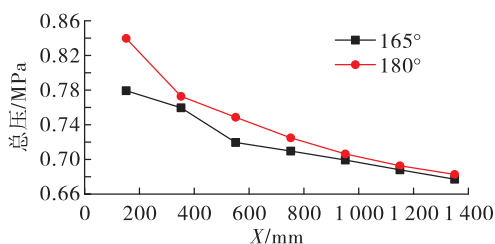


图 9 165°与 180°总压曲线图

Fig. 9 Curve of total pressure at 165° and 180°

4 结论

采用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型,在 King 点火燃烧模型的基础上编写考虑硼颗粒在高速气流当中的气动剥离效应的点火燃烧模型的 UDF 程序,利用四

阶龙格-库塔算法对点火燃烧模型进行迭代计算,利用 Fluent 对 10 个工况进行数值模拟,分析了一次燃气喷射角度对燃气、硼颗粒的燃烧效率,以及比冲和总压恢复系数的影响,得出结论如下:随着一次燃气喷射角度增加,掺混燃气速度降低,燃气与颗粒停留时间增加;燃气与空气掺混增强;燃气与颗粒燃烧效率增加;发动机比冲增大;而总压恢复系数在 45°~165°逐渐减小,当喷管设置在补燃室内部、喷射角度为 180°时又再次提升。

参考文献:

- [1] NAKAYA S,HIKICHI Y,NAKAZAWA Y,et al. Ignition and supersonic combustion behavior of liquid ethanol in a scramjet model combustor with cavity flame holder[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35 (2): 2091-2099.
- [2] SHARMA V,ESWARAN V,CHAKRABORTY D. Effect of location of a transverse sonic jet on shock augmented mixing in a SCRAMJET engine[J]. Aerospace Science and Technology,2020,96:105535.
- [3] SELEZNEV R K,SURZHIKOV S T,SHANG J S. A review of the scramjet experimental data base[J]. Progress in Aerospace Sciences,2019,106:43-70.
- [4] 任全彬,胡建新,王英红. 固体火箭冲压发动机燃烧基础[M]. 北京:国防工业出版社,2016.
- [5] 胡建新. 含硼推进剂固体火箭冲压发动机补燃室工作过程研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2006.
- [6] 韩万之,魏志军,杨光,等. 固体组合式超燃冲压发动机燃烧室组合构型研究[C]//中国航天第三专业信息网第四十届技术交流会暨第四届空天动力联合会议论文集. [S.l.]:中国航天第三专业信息网,2019.
- [7] 鲍福廷,黄熙君,张振鹏,等. 固体火箭冲压组合发动机[M]. 北京:中国宇航出版社,2006.
- [8] 刘洋,高勇刚,余晓京,等. 固体火箭燃气超燃冲压发动机概念分析(I):全流道一体化设计[J]. 固体火箭技术,2018,41(4):403-413.
- [9] BEN-YAKAR A,GANY A. Experimental study of a solid fuel scramjet[C]//30th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston,Virginia:AIAA,1994.
- [10] KUO K. Solid fuel ignition and combustion characteristics under high-speed crossflows[C]//26th Joint Propulsion Conference. Reston,Virginia:AIAA,1990.

(下转第 89 页)

- 71-79.
- [9] 姜韶峰,杨威启,庄汀生. 新型关节轴承寿命试验机及关节轴承寿命判断准则[J]. 轴承,1996(6):30-33.
- [10] 吕新圃,白金石. E06-12型自润滑杆端关节轴承试验机[J]. 轴承,1997(3):29-32.
- [11] 洪富岳,王云,陈民生,等. 大中型关节轴承摩擦力矩试验机[J]. 轴承,1997(9):24-27.
- [12] 邸世勇. 一种关节轴承试验机设计与重要零部件结构优化[D]. 秦皇岛:燕山大学,2014.
- [13] 宋云峰,郭强,罗唯力. PTFE/铜网复合材料衬垫自润滑关节轴承的试验研究[J]. 机械工程材料,2003,27(6):14-15.
- [14] 李斌,张小平,高玉闪. 我国可重复使用液体火箭发动机发展的思考[J]. 火箭推进,2017,43(1):1-7.
LI B,ZHANG X P,GAO Y S. Consideration on development of reusable liquid rocket engine in China[J]. Journal of Rocket Propulsion,2017,43(1):1-7.
- [15] 张相盟,陈晖,高玉闪,等. 500吨级液氧煤油发动机结构动态特性[J]. 火箭推进,2020,46(2):44-49.
ZHANG X M,CHEN H,GAO Y S,et al. Research on structural dynamic characteristics of the 500-ton LOX/kerosene rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion,2020,46(2):44-49.
- [16] 陈守芳,樊根民. 双向摇摆发动机摇摆软管设计方法的探讨[J]. 火箭推进,2001,27(4):8-12.
CHEN S F,FAN G M. Exploration of design process of flexible hose assembly for two-way gimbaled rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion,2001,27(4):8-12.
- [17] 毛凯,苗旭升,陈晖,等. 液体火箭发动机涡轮泵用轴承寿命试验研究[J]. 火箭推进,2016,42(5):24-27.
MAO K,MIAO X S,CHEN H,et al. Experimental research on bearing life of turbopump in liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion,2016,42(5):24-27.
- [18] 刘国平,方建敏. 金属膜盘联轴器用关节轴承磨损特性研究[J]. 航空发动机,2017,43(2):1-5.

(上接第75页)

- [11] 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.
- [12] 梁磊,秦飞,石磊,等. 固体火箭超燃冲压发动机燃烧室实验研究[C]//中国航天第三专业信息网第三十九届技术交流会暨第三届空天动力联合会议论文集.[S.l.]:中国航天第三专业信息网,2018.
- [13] 高勇刚,刘洋,余晓京,等. 固体火箭燃气超燃冲压发动机燃烧组织技术研究[J]. 推进技术,2019,40(1):140-150.
- [14] 刘仔,陈林泉,褚佑彪,等. 燃气喷射方式对固体火箭超燃冲压发动机性能的影响[J]. 固体火箭技术,2018,41(6):710-714.
- [15] 迟雪,张淋清,白玉冰,等. 固体火箭超燃冲压发动机燃气喷射角度对超声速流动的影响[C]//中国航天第三专业信息网第三十八届技术交流会暨第二届空天动力联合会议论文集.[S.l.]:中国航天第三专业信息网,2017.
- [16] KING M K. Boron particle ignition in hot gas streams[J]. Combustion Science and Technology,1973,8(5/6):255-273.
- [17] 胡旭. 涡旋掺混对硼颗粒点火燃烧影响的数值仿真研究[D]. 南昌:南昌航空大学,2015.
- [18] 王洪远,徐义华,胡旭,等. 空气旋转进气对含硼固体冲压发动机二次燃烧性能影响的研究[J]. 兵工学报,2015,36(4):619-625.
- [19] 胡旭,徐义华,王洪远,等. 进气道结构对含硼固冲发动机二次燃烧性能影响分析[J]. 四川兵工学报,2014,35(12):133-137.
- [20] 严传俊,范玮. 燃烧学[M]. 3版. 西安:西北工业大学出版社,2016.