

旋转对固体火箭发动机两相流点火 过程影响仿真研究

覃生福, 李军伟, 张智慧, 贺 业, 王宁飞
(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 为研究高速旋转对内外燃管型装药固体火箭发动机凝聚相点火瞬态过程的影响规律,应用计算流体力学(CFD)流体计算软件,使用用户定义函数(UDF)编程接口建立固体火箭发动机点火模型,对旋转条件下发动机凝聚相点火过程进行模拟。将数值计算结果与地面旋转实验内弹道进行对比分析,验证数值模型的正确性。计算结果表明:①点火药燃气颗粒因旋转做离心运动,大量粒子聚集在燃烧室头部上端,部分粒子附着在发动机壁面,且停留时间较长。②点火药燃气颗粒占比从 20% 增加到 40%,点火压力峰值降低 3.93%,发动机转速的升高会造成内弹道平衡压力升高,但点火压力峰会逐渐降低,且峰值出现时间发生延迟,转速达到 15 000 r/min 时点火压力峰消失。③转速增大,点火颗粒与推进剂传热增大,火焰传播期减小,但燃气填充期和点火延迟增大,点火药燃气颗粒占比为 20% 时,转速为 15 000 r/min 较静止条件下点火延迟增加了 23.76%。

关 键 词: 固体火箭发动机; 旋转; 两相流; 点火颗粒; 点火延迟

中图分类号: V435

文献标志码: A

Simulation study on the influence of spin on ignition process of two-phase in solid rocket motor

QIN Shengfu, LI Junwei, ZHANG Zhihui, HE Ye, WANG Ningfei

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

Abstract: In order to study the influence law of high-speed spin on condensed phase ignition transient process of solid rocket motor with internal and external burning tubular propellants, the ignition model of solid rocket motor was established by the user defined function (UDF) of computational fluid dynamics (CFD) software, and the ignition process of condensed phase was simulated under the condition of spin. The correctness of the numerical model was verified by comparing the numerical results with the interior ballistics ground spin test results. The results showed that: (1) a large number of particles gathered at the front end of the combustion chamber due to the centrifugal motion of igniter gas particles, and some particles adhered to the solid rocket motor wall for a long time. (2) The particle ratio increased from 20% to 40%, and the ignition pressure peak decreased by 3.93%. The increase of solid rocket motor spin speed could lead to the increase of internal ballistic equilibrium pressure, but the ignition pressure peak gradually

收稿日期: 2021-06-26

作者简介: 覃生福(1994—),男,硕士生,主要从事旋转过载下固体火箭发动机点火特性研究。

通信作者: 李军伟(1978—),男,副教授、博士生导师,博士,主要从事固体火箭发动机不稳定燃烧、液体微尺度燃烧、固体火箭发动机设计与仿真研究。E-mail:davie78lee@sina.com

引用格式: 覃生福,李军伟,张智慧,等. 旋转对固体火箭发动机两相流点火过程影响仿真研究[J]. 航空动力学报,2022,37(7): 1503-1515. QIN Shengfu, LI Junwei, ZHANG Zhihui, et al. Simulation study on the influence of spin on ignition process of two-phase in solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(7): 1503-1515.

decreased, and the appearance time of pressure peak was delayed. When the spin speed reaching 15 000 r/min, the ignition pressure peak disappeared. (3) With the increase of spin speed, the heat transfer between ignition particles and propellant increased, the flame-spread period decreased, but the chamber-filling period and ignition delay increased. Compared with static condition the ignition delay increased by 23.76% at 15 000 r/min when the particle ratio was 20%.

Key words: solid rocket motor; spin; two-phase flow; ignition particles; ignition delay

由于固体导弹武器对高精度、高速度、高突防能力的需求,高速旋转过载、高加速等性能成为研究的热点。固体火箭发动机作为固体导弹武器的动力推进系统,高速旋转对其有重大影响,如壳体药柱变形,推进剂燃烧性能改变,燃烧室及喷管流动状态改变^[1-2]。这些变化将会影响内弹道性能,造成点火异常。点火器燃烧产物含有一定量的高温粒子,它们对药柱表面传热、流动存在影响^[3-4]。因此,正确预测高速旋转下固体火箭发动机两相流点火特性有助于理解旋转造成的点火异常,并可以深入优化其点火过程。

国内外学者对固体火箭发动机旋转过程进行了大量研究。Crowe^[5]与King^[6]提出固体火箭发动机旋转下的理论燃速模型。Fuchs等^[7]通过实验研究了加速条件下,铝含量、装药量和氧化剂粒子大小对推进剂燃速的影响。武晓松等^[8]分析高速旋转发动机实验数据,拟合出了动态燃速计算公式。Manda^[9]、Farquhar等^[10]和Mager^[11]认为在燃烧室总压相同的前提下,喷管质量流量的减小是喷管喉部有效面积的减小引起的,有效面积大小与转速相关。王革、刘平安等^[12-13]对旋转发动机内流场进行纯气相仿真,分析燃烧室内燃气的流动特点及药柱壁面质量流的注入对涡核结构的影响。张志峰、冯喜平等^[14-15]对旋转发动机进行两相流仿真,建立旋转下两相流仿真模型,比较了有无旋转时的粒子分布。

固体火箭发动机点火过程历时几十到几百毫秒之间,国内外学者对此也做了大量研究。在实验上主要通过冷流实验^[16]或采用缩比发动机^[17]模拟点火过程。发动机点火过程时间较短,开展详细实验较为困难,故发动机点火过程的研究主要集中在数值仿真上,如纯气相点火^[18-19]、点火过程流固耦合计算^[20-21]和少量的两相流点火^[22-23]。因旋转条件下发动机点火研究的复杂性,目前对发动机旋转点火过程研究较少^[24]。另外,因计算过程复杂,大多数数值模拟将点火器出口设为气体的质量流量出口^[25],忽略了点火药燃气颗粒对燃气

流动、推进剂传热等影响。因此有必要模拟固体火箭发动机在旋转条件下的两相流点火过程。

本文以内外燃装药固体火箭发动机为研究对象,使用商业软件Fluent与用户定义函数(UDF)代码相结合,建立发动机旋转模型、旋转点火药燃气及旋转推进剂燃气加质模型、点火燃气颗粒与推进剂传热模型、推进剂着火判定模型、旋转燃速模型,实现点火瞬态的数值模拟。通过改变旋转角速度(ω)和点火药燃气颗粒占比(下文简称为颗粒占比)研究旋转对发动机两相流点火瞬态过程性能的影响规律。

1 计算模型

1.1 物理模型

内外燃管型装药具有结构简单、固有恒面性等特点,常用于工作时间短、大推力的固体火箭发动机中,因此对其旋转条件下点火瞬态研究具有重要意义,图1为内外燃管型装药固体火箭发动机模型。该发动机由点火药盒、装药、喷管组成,推进剂装药两端截面包覆,在计算中按绝热表面考虑。旋转下发动机点火过程为:当点火指令发出后,点火药盒点燃,点火燃气及点火燃气颗粒在离心惯性力作用下注入燃烧室,燃气与颗粒传至推进剂表面并与推进剂发生传热,当推进剂表面达到着火温度后,推进剂被点燃,推进剂受旋转条件的影响,传热增强,燃速增大,推进剂燃气注入燃烧室,燃烧室开始建压,当燃烧室压力达到平衡压力,点火过程结束。

固体火箭发动机点火瞬态过程是一个复杂的

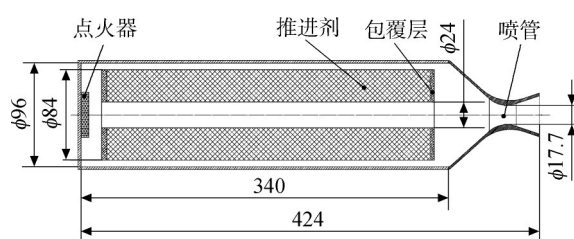


图1 固体火箭发动机模型(单位:mm)

Fig.1 Solid rocket motor model (unit:mm)

非定常过程,为了便于计算,对发动机点火数值模拟进行如下假设:

1) 只考虑点火药燃烧产物中的颗粒,且颗粒直径单一分布,不考虑推进剂燃烧产物中的颗粒,假设推进剂燃烧产物为纯气相。

2) 假设点火燃气颗粒内部温度分布均匀,不考虑粒子的燃烧、蒸发、相变过程,不考虑粒子与周围环境的辐射换热,仅考虑粒子与周围气相的对流换热过程。

3) 装药燃气与点火燃气物性参数相同。点火燃气及推进剂燃气服从理想气体状态方程。某推进剂和点火药(黑火药)、点火药燃气颗粒数和推进剂燃气相关参数^[26-27]如表 1 所示。

表 1 固体火箭发动机点火瞬态物理参数

Table 1 Physical parameters of ignition transient simulation in the solid rocket motor

参数	数值
推进剂密度 $\rho_p/(\text{kg}/\text{m}^3)$	1 680
推进剂比定压热容 $c_{p,p}/(\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K}))$	1 512
推进剂导热系数 $\lambda_p/(\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K}))$	0.24
推进剂着火温度 T_b/K	700
推进剂燃速压力指数 n	0.3
推进剂燃速系数 $a/(\text{m}/(\text{s}\cdot\text{MPa}^n))$	0.004 7
点火药比定压热容 $c_{p,ig}/(\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K}))$	1 378
点火药燃气颗粒半径 $R_d/\mu\text{m}$	30
点火药燃气温度 T_{ig}/K	2 590
燃气温度 T_g/K	2 800
燃气比定压热容 $c_{p,g}/(\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K}))$	1 680
燃气平均分子量 $M_g/(\text{g}/\text{mol})$	24.7

4) 由于点火过程时间短暂,不考虑推进剂燃面推移,假定推进剂反应为一步反应,不考虑化学反应过程,只考虑最后的结果,即生成高温燃气。

5) 不考虑燃气与推进剂辐射传热,燃气与装药燃面换热方式为热对流,考虑燃气与药柱表面之间的热固耦合。

1.2 控制方程

1.2.1 气相控制方程

固体火箭发动机在点火燃烧时,燃气在燃烧室内为复杂的湍流流动,因此采用目前工程应用最为广泛的标准 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型。由于发动机具为高度轴对称,在二维网格中使用旋转相对

柱坐标系下的可压缩 Navier-Stokes 方程:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial X}(\rho u \Phi) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r}(\rho r v \Phi) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial \theta}(\rho w \Phi) = \\ \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma \frac{\partial \Phi}{\partial x} \right) + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r} \left(\Gamma r \frac{\partial \Phi}{\partial r} \right) + \\ \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\Gamma \cdot \frac{\partial \Phi}{\partial \theta} \right) + S \end{aligned} \quad (1)$$

式中 $\Phi = [1, u, v, w, k, \epsilon]^T$; r 为径向坐标; θ 为切向坐标; ρ 为气体密度; u, v, w 分别为轴向、径向和切向速度; k 为湍流动能; ϵ 为湍能耗散率; Γ 为与气相相关的黏性量; S 为气体源项,模拟点火燃气和推进剂燃气时,通过 UDF 加入。

1.2.2 离散相控制方程

对于点火燃气颗粒的模拟,采用颗粒轨道模型,离散相计算中不考虑粒子之间的相互作用,粒子在气相中运动时,假设只受到气体的阻力。气相与离散相之间的质量、动量和能量交换通过相间耦合源项体现,离散相的运动方程为

$$\frac{d\mathbf{X}_{si}}{dt} = \mathbf{v}_{si} \quad (2)$$

$$\frac{d\mathbf{v}_{si}}{dt} = F_{\text{drag}}(\mathbf{v}_{gi} - \mathbf{v}_{si} + \mathbf{v}_{gi}') \quad (3)$$

式中 $\mathbf{X}_{si}$ 为颗粒在燃烧室中的位置分量; $\mathbf{v}_{gi}$ 为 i 方向气相的时均速度分量; $\mathbf{v}_{si}$ 为 i 方向颗粒相的瞬时速度; $\mathbf{v}_{gi}'$ 为 i 方向气相的脉动速度分量; F_{drag} 为颗粒所受阻力,其表达式为

$$F_{\text{drag}} = \frac{3\mu_g Re_d C_{\text{drag}}}{4\rho_d d_d^2} \quad (4)$$

颗粒传热方程为

$$m_d c_{p,d} \frac{dT_d}{dt} = \alpha_d A_d (T_{\text{gas}} - T_d) \quad (5)$$

式中 μ_g 为气体黏度; Re_d 为颗粒雷诺数; C_{drag} 为阻力系数; ρ_d 为颗粒密度; d_d 为颗粒直径; m_d 为颗粒质量; $c_{p,d}$ 为粒子比定压热容; T_d 为颗粒温度; α_d 为颗粒与周围气相的表面传热系数; A_d 为颗粒的面积; T_{gas} 为当地瞬时燃气温度。

1.2.3 固相(推进剂区域)控制方程

固相控制方程为非稳态导热方程,推进剂表面温度通过热固耦合方程式(6)~式(8)获得,式(6)左端第2项为旋转引起的对流传热。

$$\frac{\partial T_p}{\partial t} + \nabla \cdot (\mathbf{V}_p T_p) = \frac{\lambda_p}{\rho_p c_{p,p}} \nabla^2 T_p \quad (6)$$

$$-\lambda_p \left(\frac{\partial T_p}{\partial t} \right) = q \quad (7)$$

$$q = c_{p,p} (T_{\text{gas}} - T_w) \quad (8)$$

式中 T_p 为推进剂温度; V_p 为推进剂自旋速度; T_w 为推进剂耦合表面温度; q 为热流量。

1.3 数值模型

1.3.1 发动机旋转模型

图 2 为发动机旋转示意图, 点火药盒在数值模拟时为源项加质区域, 在旋转释放点火燃气及颗粒时存在切向速度 $v_{ig,t}$, 点火药盒区域静止释放燃气及颗粒时速度由 X 方向速度 $v_{ig,x}$ 和 Y 方向速度 $v_{ig,y}$ 合成, 两个速度公式为式(9)、式(10), v_{ig} 为旋转时点火药盒燃气及颗粒合速度(图 2(a))。推进剂被点燃释放燃气时除了由初始燃烧引起的法向速度 $v_{pr,r}$, 同时也有旋转引起的切向速度 $v_{pr,t}$, 推进剂内外燃面速度分别为 $v_{pr,in}$ 、 $v_{pr,out}$ 如图 2(b)。旋转切向速度 v_t 公式为式(11)。

$$v_{ig,x} = \frac{x}{H} v_{(ig,x)max} \quad (9)$$

$$v_{ig,y} = \frac{y}{b} v_{(ig,y)max} \quad (10)$$

$$v_t = \omega r_n \quad (11)$$

其中

$$\left. \begin{matrix} v_{(ig,x)max} \\ v_{(ig,y)max} \end{matrix} \right\} = q_m / (\rho_g A)$$

式中 x 、 y 分别为目标点到 Y 轴、 X 轴距离; H 、 b 分别为圆柱点火药盒高度和半径; $v_{(ig,x)max}$ 、 $v_{(ig,y)max}$ 分别为 X 、 Y 方向速度最大值; q_m 为点火燃气质量流量; ρ_g 为燃气密度; A 为点火药盒面积; ω 为旋转角速度; r_n 为目标点到旋转轴距离。

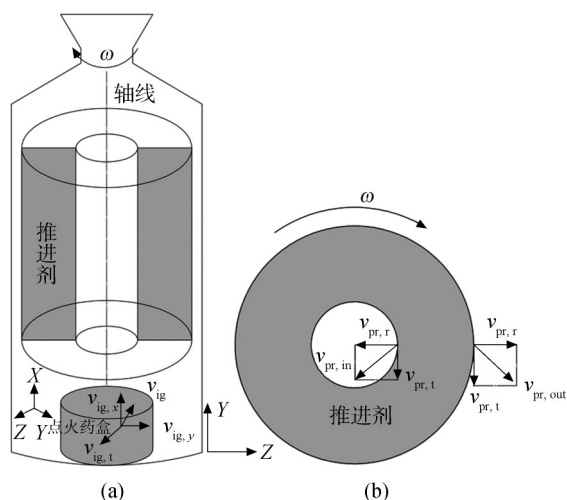


图 2 固体火箭发动机旋转点火药盒释放燃气和推进剂旋转释放燃气截面图

Fig.2 Schematic diagram of gases released from the igniter of spin solid rocket motor, cross-sectional released from the propellant

1.3.2 点火药燃气颗粒与推进剂传热模型

点火药盒区域不仅是点火燃气源项加质区域, 也是点火颗粒注入区域, 高温点火颗粒受到离心惯性力及燃气带动作用流入燃烧室, 并与推进剂发生传热。在固体火箭发动机点火过程中, 高温点火颗粒主要通过接触导热向推进剂表面传递热量^[3], 颗粒对壁面的接触导热热量 Q 为

$$Q = \frac{0.87(T_w - T_d)A_c t_c^{1/2}}{(\rho_d c_{p,d} \lambda_d)^{-1/2} + (\rho_d c_{p,p} \lambda_p)^{-1/2}} \quad (12)$$

其中

$$E = \frac{4/3}{(1 - \sigma_p^2)/E_p + (1 - \sigma_d^2)/E_d} \quad (13)$$

$$A_c = \pi(5m_d R_d^2 / 4E)^{2/5} U_{dn}^{4/5} \quad (14)$$

$$t_c = 2.94(5m_d / 4E)^{2/5} (R_d U_{dn}^{4/5}) \quad (15)$$

式中 σ_d 、 σ_p 分别为颗粒和推进剂壁面的泊松比; E_d 、 E_p 分别为颗粒和推进剂壁面的弹性模量, U_{dn} 为颗粒垂直壁面速度。

当高温点火颗粒接触推进剂表面时, 颗粒与推进剂发生传热, 传递的热量通过向该颗粒所在的推进剂表面相邻气相网格加入能量源项的方式给出, 如图 3 所示。能量源项形式如下:

$$s = \frac{Q}{V_{bi} \delta t} \quad (16)$$

式中 V_{bi} 为推进剂表面相邻气相第 1 层单元网格的体积, δt 为时间步长。

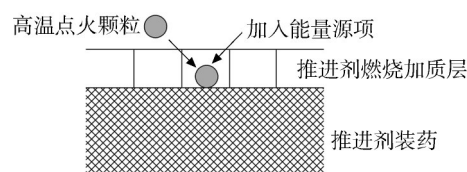


图 3 高温点火颗粒与推进剂传热示意图

Fig.3 Schematic diagram of heat transfer between high temperature of ignition particles and propellant

1.3.3 燃速模型

静止和旋转不同条件下推进剂燃烧状态不同, 因此采用两种燃速模型。在静止条件下, 因燃气通道较长, 燃气流速高, 因此考虑点火过程中的侵蚀效应, 引入侵蚀比 ϵ_e , 燃速公式^[28]为式(17)。当发动机旋转时, 燃速增大, 其原因为^[29]: 径向加速度产生的附加力源(离心惯性力), 一方面使得火焰前沿到推进剂表面的距离缩小, 传热量增大; 另一方面, 金属粒子受附加力源作用在推进剂表面凝聚形成凹坑, 形成附加热源。基于此, 采用 Greatrix 等提出的多参数旋转燃速模型^[29], 燃速公

式为式(18)。

静态燃速

$$r_e = \epsilon_e a p^n \quad (17)$$

旋转燃速

$$r_g = \frac{\beta(r_g + G_a/\rho_p)}{\exp[c_{p,g}\delta_0(\rho_p r_g + G_a)/\lambda_g] - 1} \quad (18)$$

其中

$$\delta_0 = \frac{\lambda_g}{\rho_p r_0 c_{p,g}} \cdot \ln \left[1 + \frac{c_{p,p}(T_{gas} - T_w)}{c_{p,p}(T_w - T_{p,i}) - \Delta H_s} \right]$$

$$G_a = \frac{a_g p}{r_g} \cdot \frac{\delta_0}{RT_{gas}} \cdot \frac{r_0}{r_g}$$

式中 δ_0 为燃烧区厚度; G_a 为加速度质量通量; r_g 为旋转燃速; r_e 为考虑侵蚀燃烧的静态燃速; r_0 为推进剂基础燃速, $r_0 = ap^n$; a_g 为旋转加速度; β 为热流系数; λ_g 为燃气导热系数; p 为参考压力; $T_{p,i}$ 为推进剂初温; ΔH_s 为净放热量; R 为气体常数。

图4为发动机在旋转加速度下,推进剂燃速比变化情况, g 为重力加速度。由图可知,随着旋转过载的增大,燃烧比逐渐增大,但斜率逐渐减小,说明随着旋转过载升高的燃速敏感性逐渐降低。

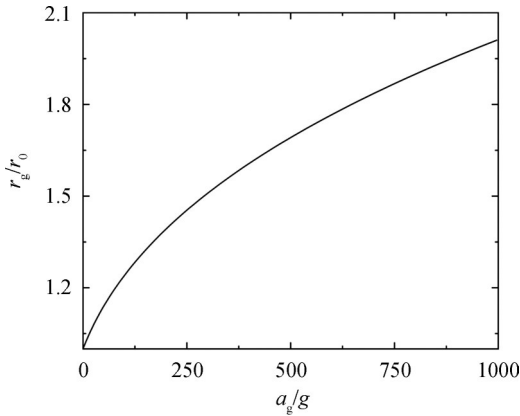


图4 燃速比随旋转过载的变化规律

Fig.4 Relation between burning rate and rotation overload

1.3.4 点火燃气和推进剂燃气源项

由于点火燃气流量难以确定,运用自由容积法^[30]简化点火燃气质量流量 q_m 随时间变化过程,点火燃气质量流量随时间变化关系式如式(19),点火药质量为 $m_{ig}=10\text{ g}$,假设完全燃烧产生燃气和颗粒,颗粒占比 γ_p ,气相质量 m_g 由式(20)决定。由于目前对点火药燃烧产物中颗粒所占比重没有一个确定的理论研究,为研究其对旋转点火过程的影响,取 $\gamma_p=20\%, 30\%, 40\%$ 进行研究,点火

药气相燃气质量流量曲线如图5所示。

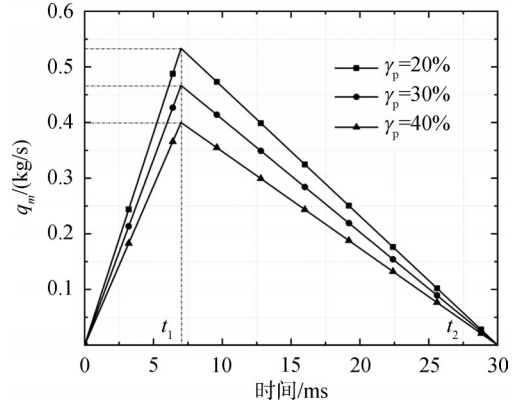


图5 点火药盒燃气质量流量曲线

Fig.5 Mass flow flux of igniter combustion gas curves

点火药盒燃烧产生高温燃气这一过程通过在点火药盒网格区域加入源项来简化模拟。虽然点火药盒区域为流体区域,但它与推进固体区域一致在模拟过程中旋转,通过参考坐标系旋转模拟切向速度,不需要加入切向动量源项,模拟点火药盒气相燃气的质量源项、动量源项(轴向动量源项、径向动量源项)和能量源项为式(21)、式(22)、式(23)。

$$q_m = \begin{cases} \frac{t}{t_1} \cdot 2m_g/t_e & t \leq t_s \\ \frac{t_e - t}{t_e - t_s} \cdot 2m_g/t_e & t_s < t < t_e \\ 0 & t \geq t_e \end{cases} \quad (19)$$

$$m_g = m_{ig}(1 - \gamma_p) \quad (20)$$

质量源项

$$\dot{m} = q_m/V_{ig} \quad (21)$$

动量源项

$$\begin{cases} \dot{m}v_{ig,x} = q_m v_{ig,x}/V_{ig} \\ \dot{m}v_{ig,y} = q_m v_{ig,y}/V_{ig} \end{cases} \quad (22)$$

能量源项

$$\dot{m}h_{ig} = q_m c_{p,g} T_{ig}/V_{ig} \quad (23)$$

其中 $v_{ig,x}$ 、 $v_{ig,y}$ 由式(9)、式(10)获取, V_{ig} 为点火药盒计算域体积, h_{ig} 为点火药燃气质量焓。

点火温度判据用于确定推进剂表面是否被点燃。根据固相点火理论^[18],当推进剂表面温度达到着火温度 T_b 时,认为推进剂被点燃,推进剂表面相邻气相网格(推进剂燃烧加质层)加质。由于加质区域属于流体域,为了模拟推进燃气存在初始旋转切向速度,加入切向动量源项。模拟推进燃气的质量源项、动量源项(径向动量源项、切向

动量源项)及能量源项为

质量源项

$$\dot{m} = \rho_p r_b A_{bi} / V_{bi} \quad (24)$$

动量源项

$$\begin{cases} \dot{m} v_{pr,r} = \rho_p r_b A_{bi} v_{pr,r} / V_{bi} \\ \dot{m} v_{pr,t} = \rho_p r_b A_{bi} v_{pr,t} / V_{bi} \end{cases} \quad (25)$$

能量源项

$$\dot{m} h_p = \rho_p r_b A_{bi} c_{p,g} T_g / V_{bi} \quad (26)$$

其中 h_p 是推进剂燃气的焓; r_b 为推进剂瞬时燃速, 当发动机静止时 $r_b = r_e$, 当发动机旋转时 $r_b = r_g$, 由质量守恒得 $v_{pr,r} = -r_b \rho_p / \rho_g v_{pr,t}$ 根据式(11)获取, A_{bi} 为加质单元格的面积。

1.4 边界条件及计算流程

喷管出口为压力出口边界条件, 出口压力为 101 325 Pa, 出口温度为 300 K。燃烧室轴线为轴对称边界条件, 沿轴向上的法向速度为零, 各物理法向梯度均为零。发动机壁面及装药包覆层均为无滑移固体壁面绝热边界条件, 壁面边界处各变量的法向梯度均为零。点火药盒区域、固体推进剂区域及发动机壳体壁面为旋转区域或边界。由于点火过程时间较短, 推进剂传热只发生在近流体域附近, 为了减少不必要的计算资源, 只对靠近流体域的推进剂进行计算, 并在推进剂表面设置 3 个监测点, $P_1(34.4, 12)$ mm、 $P_2(173, 12)$ mm 和 $P_3(311.6, 12)$ mm, 发动机数值计算模型如图 6 所示。

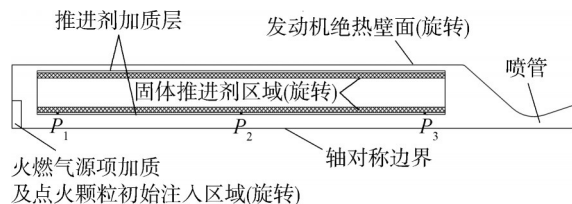


图 6 二维轴对称计算模型

Fig.6 Two-dimensional axisymmetric simulation model

2 模型验证

2.1 实验验证

图 7 为地面旋转点火发动机实验模型, 点火药盒放置燃烧室前端, 传感器安装于前封头, 用于测试燃烧室压力, 爆破装置安装于壳体中部, 为防止发动机旋转过程存在偏心质量, 采用两对爆破装置对称于壳体两侧, 推进剂采用双基药, 两端面包覆, 内外燃烧, 推进剂参数在表 2 中给出, 其余气相参数与表 1 相同。

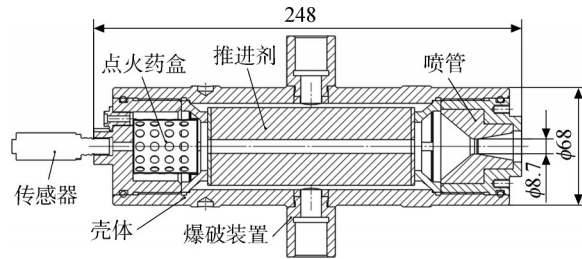


图 7 实验发动机模型(单位:mm)

Fig.7 Test solid rocket motor model (unit:mm)

表 2 实验发动机推进剂及点火药参数

Table2 Parameters of propellant and ignition powder in the test solid rocket motor

参数	数值
推进剂外径 D_p /mm	45
推进剂内径 d_p /mm	8
推进剂长度 L_p /mm	120
推进剂密度 ρ_p /(kg/m ³)	1 640
推进剂比定压热容 $c_{p,p}$ /(J/(kg·K))	1 276
推进剂导热系数 λ_p /(W/(m·K))	0.32
推进剂着火温度 T_b /K	682
燃气比定压热容 $c_{p,g}$ /(J/(kg·K))	1 516
燃气温度 T_g /K	2 860
推进剂燃速系数 a /(m/(s·MPa ⁿ))	0.008 3
推进剂燃速压力指数 n	0.26
点火药质量 m_{ig} /g	4

图 8 为旋转点火实验示意图, 发动机放置于旋转轴中, 变频器通过控制电动机使其带动旋转轴旋转, 从而模拟发动机旋转过程。点火信号和压力信号通过无线传输装置进行传输, 从而实现对发动机的点火以及压力信号采集。

图 9 为发动机转速为 1 000 r/min 时实验测得的压力曲线, 实验压力曲线与仿真压力曲线点火

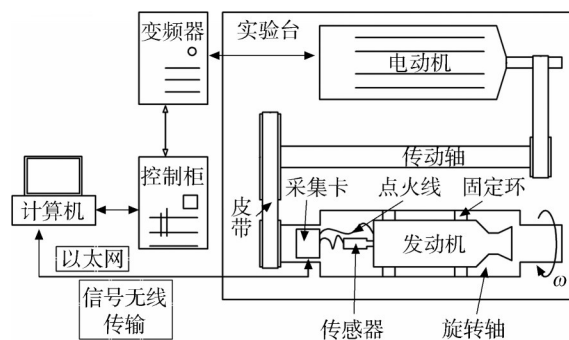


图 8 旋转点火实验示意图

Fig.8 Schematic diagram of spin ignition test

升压过程趋势基本一致,两条曲线吻合度较高,且两者最大误差也仅为4.3%,这说明所提出的数值计算方法是可靠的。

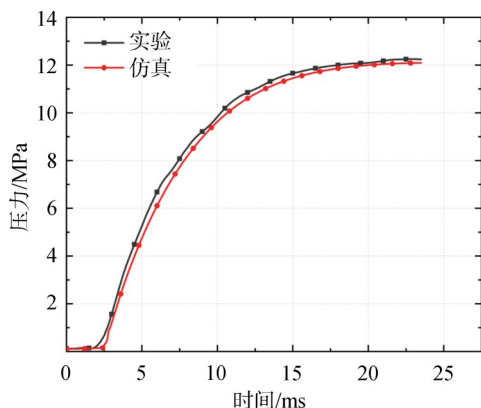


图9 实验与仿真压力曲线对比

Fig.9 Curves of the pressure for test data and numerical results

2.2 网格无关性验证

为了评估网格数量及推进剂表面气相第1层网格高度对计算结果的影响,分别取粗网格(56 654)、中等网格(124 273)、细网格(198 658)3种网格数量,这3种网格推进剂表面气相区域第1层网格高度分别为 5×10^{-4} 、 1×10^{-5} 、 5×10^{-6} m进行验证,计算结果如图10所示。从图上可以看出中等网格和细网格计算结果几乎重合,粗网格与中等网格虽然有一定差别但计算结果也接近吻合。为减少计算量,取中等网格进行计算,网格划分模型如图11所示,为了准确获取壁面物理现象,对近壁面网格进行加密。

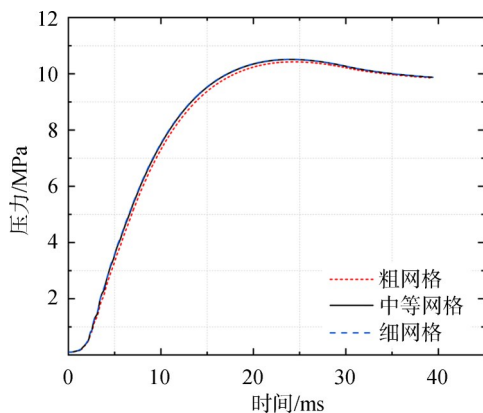


图10 不同网格数量压力变化

Fig.10 Curves of pressure for different grids

2.3 时间步长无关性验证

为评估瞬态计算中的时间步长对仿真计算结

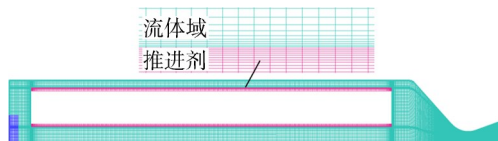


图11 发动机网格划分

Fig.11 Block and grid setup of solid rocket motor

果的影响,对中等网格进行瞬态计算,时间步长分别取 1×10^{-4} 、 1×10^{-5} 、 1×10^{-6} s,计算结果如图12所示。由图可知,3种时间步长计算的结果非常接近, 1×10^{-6} s与 1×10^{-5} s计算得到的内弹道重合度较好, 1×10^{-4} s虽然在点火压力上升段存在一定区别,但误差较小,为了减小计算资源,选取计算时间步长为 1×10^{-5} s进行计算。

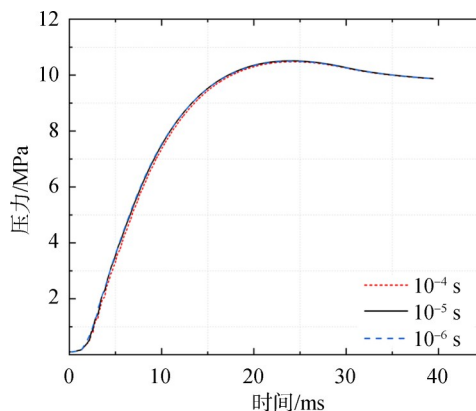


图12 不同时间步长压力变化

Fig.12 Pressure variation with different time steps

3 数值计算结果分析

为分析固体火箭发动机点火特性,通常将发动机点火过程分为以下几个阶段^[30],点火滞后期(Δt_1):点火药点燃到推进剂表面首次被点燃;火焰传播期(Δt_2):推进剂表面首次被点燃到推进剂表面全面点燃;燃气填充期(Δt_3):推进剂表面全面点燃到燃烧室压力达到工作压力的80%。如图13所示,发动机点火延迟($\Delta t = \Delta t_1 + \Delta t_2 + \Delta t_3$)为点火药点燃到燃烧室压力达到工作压力80%。为方便分析定义几个参数, t_4 为点火压力波峰最大 $p_{\max}$ 对应时间。为了分析旋转及点火颗粒对固体火箭发动机的影响,如表3所示,转速(ω)取0、5 000、10 000、15 000 r/min,颗粒占比取20%、30%和40%,采用控制变量法,计算 4×3 个算例,研究旋转对固体火箭发动机两相流点火过程影响($\Delta t_1, \Delta t_2, \Delta t_3, \Delta t, p_{\max}$)。

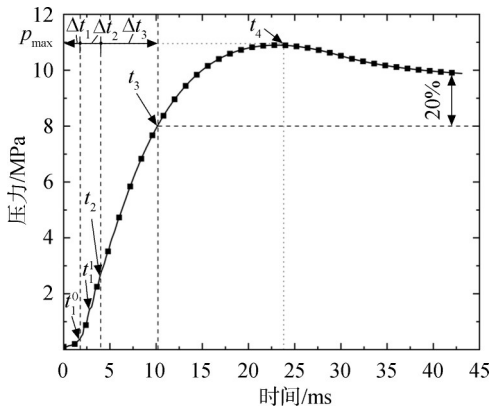


图 13 点火过程特性参数定义
Fig.13 Definitions of ignition process parameters

表 3 ω, γ_p 值

Table 3 ω and γ_p values

$\omega/(r/min)$	0	5 000	10 000	15 000
$\gamma_p/\%(m_{ig}=10\text{ g})$	20	30	40	

3.1 点火过程两相流动分析

3.1.1 燃烧室温度云图

图 14 为静止条件下,颗粒占比为 20% 时 ($\gamma_p=20\%$) 发动机点火过程不同时刻温度云图,可以看出点火燃气从点火药盒开始燃烧到装药表面点燃再到高温燃气充满整个燃烧室点火过程。 $t=0.4\text{ ms}$ 处于点火滞后期,点火燃气刚从点火药盒喷出,推进剂还未被点燃。 $t=1\text{ ms}$ 和 $t=2\text{ ms}$ 处于火焰传播期,此时推进剂表面已经被点燃,外表面点燃滞后于内表面。 $t=3\text{ ms}$ 和 $t=5\text{ ms}$ 处于燃气填充期,推进剂已经完全燃烧,大量燃气填充,温度逐渐趋于平衡,且点火药盒区域附近温度低于内外通道温度。

图 15 为 $t=10\text{ ms}$ 不同转速下的发动机内部温度云图。由图可知,随着转速的增加,发动机内部温度逐渐升高,高温区域沿燃烧室往下游方向逐渐缩短,内通道温度小于外通道温度,内外通道温差逐渐变大。

3.1.2 燃烧室点火颗粒分布

图 16 为静止条件下,颗粒占比为 20% 时 ($\gamma_p=20\%$) 发动机点火过程点火颗粒运动分布图,图中对颗粒数的显示做了一定缩减。 $t=0.4\text{ ms}$ 时点火颗粒刚从点火药盒喷出; $t=1\text{ ms}$ 时开始沿装药内外通道传播; $t=2,3\text{ ms}$ 时点火颗粒在发动机头部上端大量聚集,内外通道颗粒较少,外通道颗粒停留时间较长,这是由于装药外通道较小,推进剂燃气大量生成,对流入的点火颗粒具有

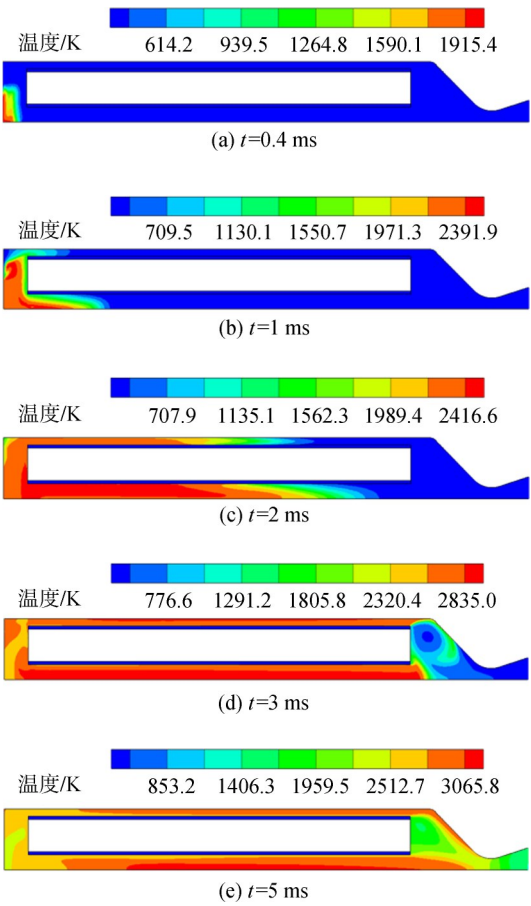


图 14 不同时刻发动机内部温度云图
Fig.14 Temperature contour at different times in solid rocket motor

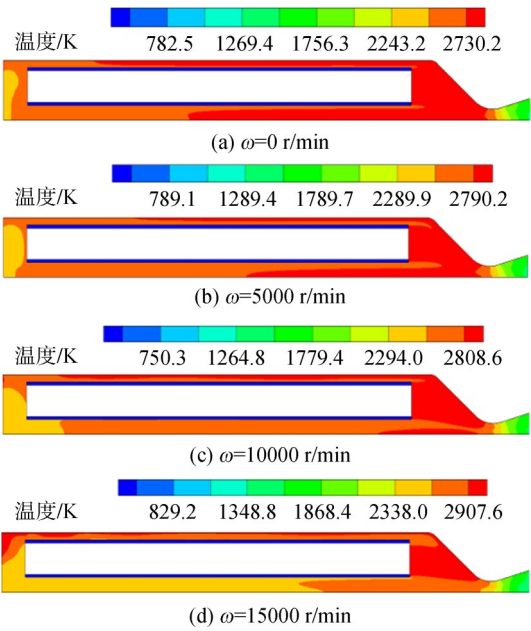


图 15 10 ms 时刻不同转速下发动机内部温度云图
Fig.15 Temperature contour of solid rocket motor at different spin speeds at 10 ms

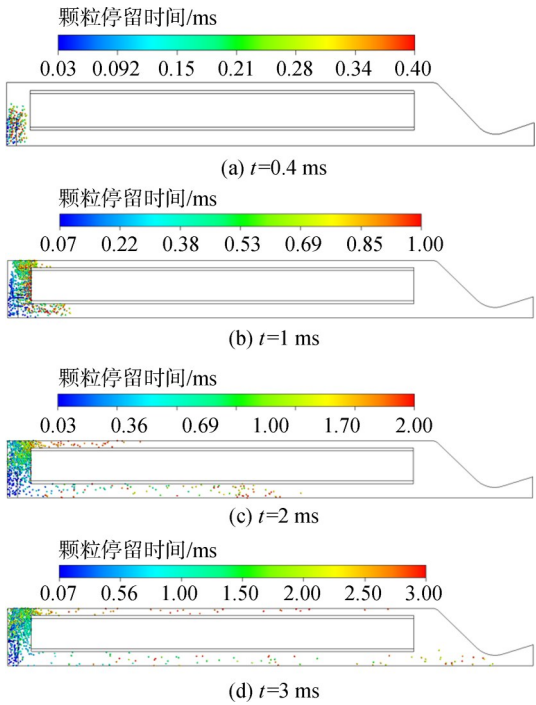


图 16 点火过程颗粒运动分布
Fig.16 Particle distribution at different times

一定阻碍作用。

图 17 为 $t=5\text{ ms}$ 时不同转速下的颗粒分布。由图可知,随着转速增加,点火颗粒受到的离心力增大,沿径向往外运动,内通道点火颗粒往推进剂表面方向运动,外通道点火颗粒往发动机壁面运动,且在发动机壁面停留时间较长,容易使壳体温

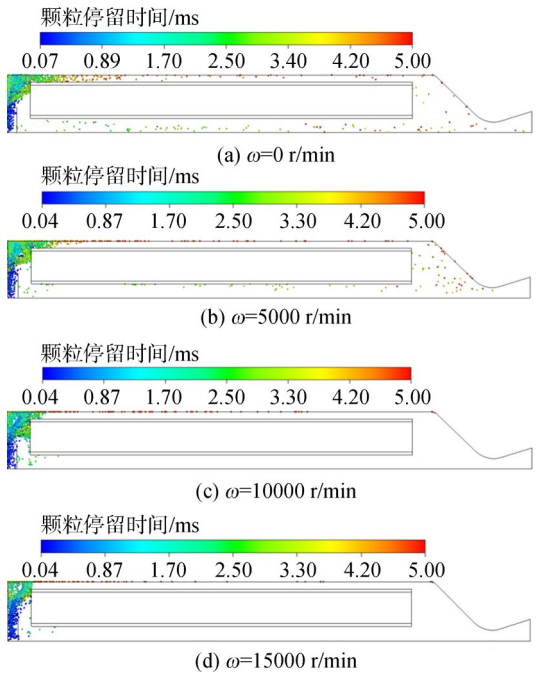


图 17 5 ms 时刻不同转速下颗粒运动分布
Fig.17 Particle distribution at different spin speeds at 5 ms

度过高而导致壳体被烧蚀的可能,应做好热防护。

3.2 旋转对发动机点火性能的影响

3.2.1 推进剂表面温度变化分析

图 18 为监测点温度变化,越靠近点火药盒位置的推进剂表面越容易着火。装药表面越往后端的监测点位置燃烧稳定后温度越高,这是由于前端推进剂被点燃后,加入的燃气冲刷推进剂后表面,提高后端推进剂表面热传递,致使温度升高。

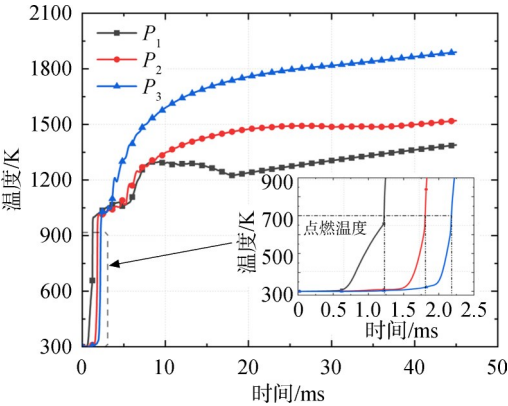


图 18 $\omega=0\text{ r/min}$, $\gamma_p=20\%$ 工况推进剂表面监测点 P_1 、 P_2 、 P_3 三点温度随时间变化曲线

Fig.18 Temperature histories of three monitoring points P_1 , P_2 and P_3 on propellant surface under the conditions of $\omega=0\text{ r/min}$ and $\gamma_p=20\%$

根据图 19,比较 $\omega=0\text{ r/min}$, $\gamma_p=20\%$ 和 $\omega=5000\text{ r/min}$, $\gamma_p=20\%$, 两种工况下推进剂表面 P_1 、 P_2 、 P_3 这 3 点点燃时刻可知, P_1 (1.23 ms , 0 r/min , 20%) 与 P_1 (1.34 ms , 5000 r/min , 20%) 点燃时刻分别为 1.23 ms 与 1.34 ms , 两者相差 0.11 ms , 到推进剂后端表面 P_3 (2.18 ms , 0 r/min , 20%) 与 P_3 (2.16 ms , 5000 r/min , 20%) 两者相

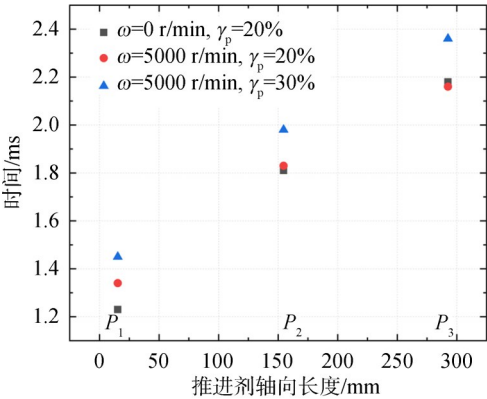


图 19 不同工况下推进剂表面监测点 P_1 、 P_2 、 P_3 点燃时刻
Fig.19 Ignition time of monitoring points P_1 , P_2 and P_3 on propellant surface under different conditions

差 -0.02 ms。这说明沿推进剂表面向后端,转速的增加缩短了推进后端的点燃时间。比较 $\omega=5\,000$ r/min, $\gamma_p=20\%$ 和 $\omega=5\,000$ r/min, $\gamma_p=30\%$, 两种工况下推进剂表面 P_1 、 P_2 、 P_3 点燃时刻可知,颗粒占比的增多并不能有效地缩短推进剂的点燃时间,相反点燃时间存在小幅度增长的现象。对比颗粒占比 P_3 (2.16 ms, $5\,000$ r/min, 20%) 与 (2.36 ms, $5\,000$ r/min, 30%), 两者点燃时刻差值较 P_1 点对应相同工况下的差值增长了 0.9% 。

3.2.2 点火过程燃烧室压力变化分析

图 20 显示了静态条件下不同颗粒占比的发动机压力上升段内弹道曲线。压力曲线出现点火波峰,其原因为装药完全点燃在 3 ms 以内,点火药盒工作释放燃气时间为 30 ms,燃烧室短时间内燃气质量过高容易产生点火压力波峰^[31]。在不同颗粒占比(γ_p)下,压力曲线平衡压力相同; γ_p 越大点火压力波峰越小, γ_p 从 20% 增加到 40% ,点火压力峰值降低 3.93% ,这是由于凝聚相颗粒不做膨胀功,在流动中对压力贡献较小,同时 γ_p 的增大导致点火燃气质量的减小。图中箭头表示点火压力波峰出现的位置,颗粒占比(γ_p)越小,点火压力波峰出现时刻越提前。

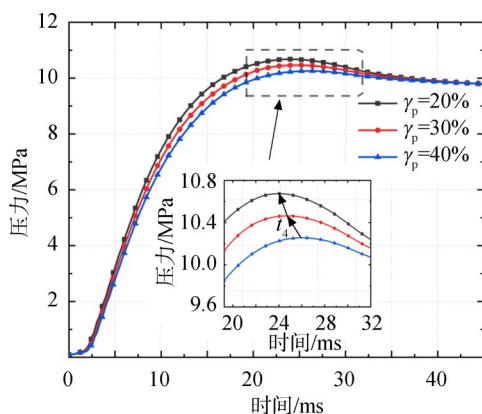


图 20 静态下不同颗粒占比内弹道曲线
($\omega=0$ r/min)

Fig.20 Internal ballistic curves of different particle ratios in static state ($\omega=0$ r/min)

图 21 显示了相同颗粒占比下不同转速条件的发动机压力上升段内弹道曲线。工况 1 下点火压力波峰与平衡压力差值 ($\Delta p_{\max}$) 和平衡压力 (p_{case1}) 的比值为 9% , 工况 2 下比值减少为 5.8% , 随着发动机转速的升高 $\Delta p_{\max}/p_{\text{case1}}$ 逐渐减小,且点火压力波峰出现时间逐渐增大,当发动机转速达到 $15\,000$ r/min 时,压力曲线已经不再出现点火

波峰。转速的增加同时也使得平衡压力增大,由局部放大图(图 22)可知 $\omega=5\,000$ r/min 平衡压力相对于 $\omega=0$ r/min 增加了 21.6% ,平衡压力的增加量随转速的增加呈现先增大后减小的现象。点火压力波峰的变化趋势表明了旋转导致燃速加速效应,推进剂燃气流量增大弥补点火药量过多及燃烧时间过长而产生点火压力波峰的问题,同时燃速的加速度敏感性(如图 4)也使得平衡压力存在升高的变化趋势。

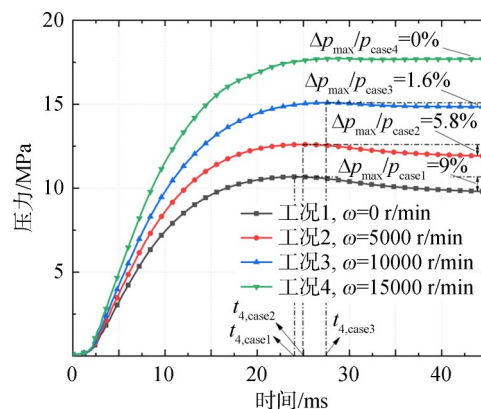


图 21 不同转速内弹道曲线 ($\gamma_p=20\%$)

Fig.21 Internal ballistic curve of different spin speeds
($\gamma_p=20\%$)

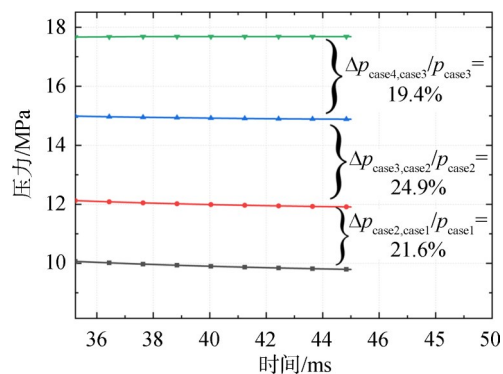


图 22 压力变化曲线局部放大图 ($t=35\sim 45$ ms)

Fig.22 Partial enlarged view of pressure-time curve
($t=35\sim 45$ ms)

3.2.3 点火特性参数分析

图 23 为点火过程的点火滞后期,不同颗粒占比(γ_p)条件下,点火滞后期(Δt_1)随转速增大均呈现先升高后降低的趋势,其中 $\gamma_p=40\%$ 的点火滞后期受转速影响变化较小, $\gamma_p=20\%$ 的点火滞后期受转速的影响变化较大。对于同一颗粒占比下,当 $\omega=5\,000$ r/min 时,点火滞后期最大,当 $\omega=15\,000$ r/min 时,点火滞后期最小。推进剂表面被传递的热量由燃气对流传热和点火颗粒碰撞

传热(图3)一起提供,高转速时颗粒与点火燃气受到离心力作用,增强点火药盒推进剂表面附近热流量,推进剂首次点燃时间减小。

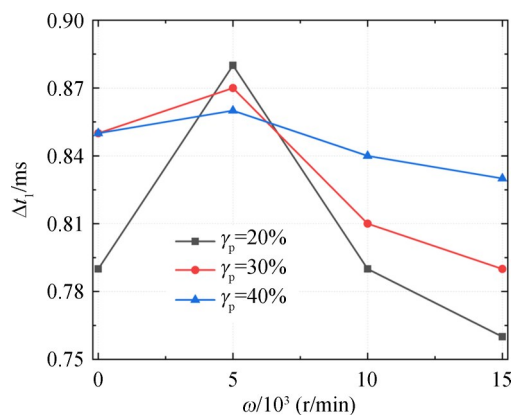


图23 点火滞后期随转速变化情况

Fig.23 Variation of ignition lag with spin speed

图24为点火过程的火焰传播期,发动机在旋转时将会缩短推进剂表面的火焰传播时间, $\omega = 15\,000\text{ r/min}$ ($\gamma_p = 20\%$) 相对 $\omega = 0\text{ r/min}$ ($\gamma_p = 20\%$) 火焰传播期(Δt_2)缩短了18.9%。在区域1、3中,颗粒占比增大,火焰传播期也随着增大,其中 $\gamma_p = 30\%$ 较 $\gamma_p = 20\%$ 火焰传播期增长幅度较小;在区域2中,则 $\gamma_p = 30\%$ 火焰传播期最小。这表明当颗粒占比不变时,发动机转速增加导致点火颗粒与推进剂表面碰撞增多,特别是推进剂内表面,传热增大,推进剂点燃时间缩短,因此随着转速的增大火焰传播期减小。当发动机转速不变时,点火颗粒占比增加超过一定值后,火焰传播期存在明显的增长,颗粒的增多虽然加强了与推进剂的传热,但一定程度上气相点火燃气质量减少导致燃气与推进剂热对流减少,当颗粒占比较大

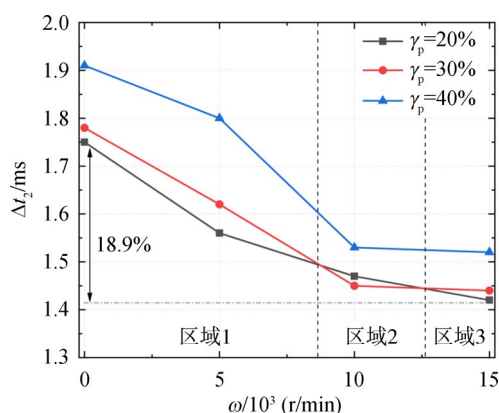


图24 火焰传播期随转速变化情况

Fig.24 Variation of flame-spread with spin speed

时导致火焰传播期大幅增长,如区域1中的 $\gamma_p = 40\%$ 。

图25显示了不同颗粒占比在不同转速下的发动机燃气填充期曲线,当 $\omega = 0\text{ r/min}$ ($\gamma_p = 20\%$) 时燃气填充期(Δt_3)为8.15 ms,当 $\omega = 15\,000\text{ r/min}$ ($\gamma_p = 20\%$) 燃气填充期增长到11.05 ms,相对于静态工况下增长了35.58%。燃气填充期随转速的增大而增大,其主要原因是旋转导致推进剂燃速增加效应,燃烧室平衡压力增大(图22)。当 $\omega = 0\text{ r/min}$ ($\gamma_p = 20\%$) 与 $\omega = 0\text{ r/min}$ ($\gamma_p = 30\%$) 比较,燃气填充期增长了13.98%,点火颗粒占比的增大燃气填充期也随着增大,这是由于一方面颗粒不做膨胀功,不参与燃烧室建压过程;另一方面颗粒占比的增多导致气相点火燃气的减少,以至于气相点火燃气对燃烧室建压的贡献减少。

图26显示了不同颗粒占比在不同转速下发动机点火延迟曲线,根据前面定义点火延迟(Δt)是 Δt_1 、 Δt_2 和 Δt_3 相互耦合的叠加结果。点火延

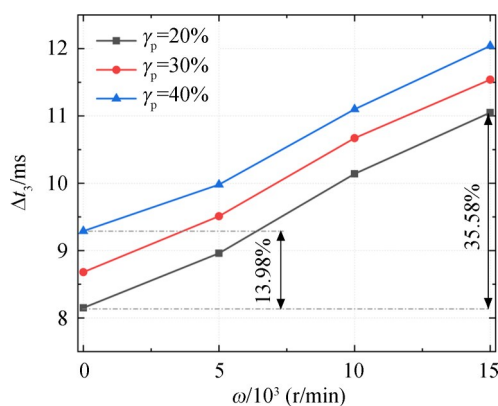


图25 燃气填充期随转速变化情况

Fig.25 Variation of chamber-filling with spin speed

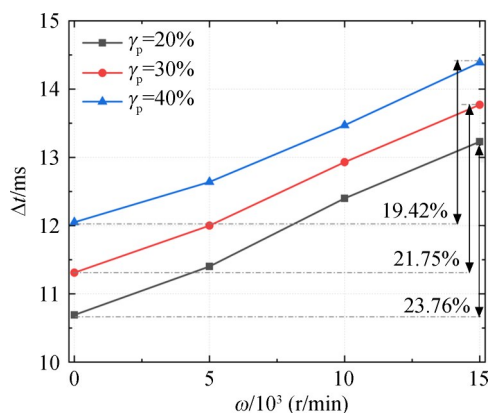


图26 点火延迟随转速变化情况

Fig.26 Variation of ignition delay with spin speed

迟随着转速的增大而逐渐增大,随着颗粒占比的增多也增大。出现这种趋势是因为虽然点火滞后期和火焰传播期随着转速的增加所用时间减少,但是燃气填充期所用时间增大,而燃气填充期在整个点火延迟中占的时间比重最大,起主导作用,因此点火延迟随着转速增大而增大。但随着转速的增加,颗粒占比的增加量对点火延迟影响的略有减少,转速从 0 r/min 增到 15 000 r/min 时, $\gamma_p=20\%$ 到 $\gamma_p=40\%$ 点火延迟增加量依次递减,分别为 23.76%、21.75% 和 19.42%,这说明高转速对点火燃气中颗粒占比较高的点火延迟敏感性较小。

4 结 论

通过 CFD 流体计算软件对内外燃管型装药固体火箭发动机在旋转条件下的凝聚相点火过程进行研究。

1) 建立旋转条件下发动机凝聚相点火模型,通过实验对比验证点火模型的正确性,分析颗粒占比和转速对点火过程的影响规律和机制。

2) 发动机旋转过程点火使得点火药燃气颗粒做离心运动,大量粒子聚集在燃烧室头部上端,发动机外通道粒子受到较大离心力,大量粒子附着在发动机壳体壁面,且停留时间较长,容易造成壳体温度过高,应做好热防护,如增加绝热层厚度。

3) 颗粒占比(γ_p)和旋转速度(ω)对发动机内弹道存在不同程度的影响。颗粒占比(γ_p)的增多使得点火压力峰值降低,这是有利的。受到推进剂燃速加速效应的影响,转速增大,平衡压力增大,但转速的增加使得点火压力峰值减小并消失,且点火压力峰值出现的时间延长。

4) 点火延迟随着发动机转速的增大而升高,点火延迟(Δt)是 3 个点火周期耦合叠加的结果。计算结果表明,旋转下点火颗粒与推进剂表面接触增多,传热增大,火焰点火滞后期(Δt_1)和火焰传播期(Δt_2)均减少,受到燃速增大影响燃气填充期(Δt_3)增大,在整个点火延迟中燃气填充期所占时间较长,起到主导作用。

参考文献:

[1] 蔡国飙,田辉.旋转对固体火箭发动机的影响[J].推进技术,1999,20(1):12-16.
CAI Guobiao, TIAN Hui. Spinning effect on solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(1):12-16.

(in Chinese)

- [2] BASTRESS E K. Interior ballistics of spinning solid propellant rockets[J]. Journal of Spacecraft and Rocket, 1965, 2(3): 455-457.
- [3] 周海清,尤政,张平.颗粒传热增强对微型脉冲推力器点火过程的影响[J].固体火箭技术,2006,29(1):31-34.
ZHOU Haiqing, YOU Zheng, ZHANG Ping. Effect of particle heat transfer enhancement on ignition process of miniature impulse thruster[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2006, 29(1):31-34. (in Chinese)
- [4] 唐金兰,樊建龙,李进贤,等.SRM 点火瞬态凝相粒子对火焰传播过程的影响[J].宇航学报,2008,29(5):142-146.
TANG Jinlan, FAN Jianlong, LI Jinxian, et al. Effect of transient condensed phase particles on flame propagation in SRM ignition[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(5):142-146. (in Chinese)
- [5] CROWE C T. A unified model for the acceleration-produced burning rate augmentation of metalized solid propellants[J]. Combustion Science and Technology, 1972, 5(1):55-60.
- [6] KING M K. Critical review: modeling of acceleration effects on solid propellant combustion[J]. AIAA Journal, 1976, 14(1):18-25.
- [7] FUCHS M, PERETZ A, TIMNAT Y. A parametric study of the effect of acceleration on the burning rate of metalized solid propellants[R]. AIAA-1981-1584, 1981.
- [8] 武晓松,王栋余.高速旋转固体火箭发动机的动态燃速特性研究[J].弹道学报,2005,17(2):5-11.
WU Xiaosong, WANG Dongyu. Study on dynamic burning rate characteristics of high speed rotating solid rocket motor[J]. Journal of Ballistics, 2005, 17(2):5-11. (in Chinese)
- [9] MANDA L J. Spin effects on rocket nozzle performance[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(11):1695-1696.
- [10] FARQUHAR B W, HOFFMAN J D, NORTON D J. An analytical and experimental investigation of swirling flow in nozzle[J]. AIAA Journal, 1969, 7(10):1992-2000.
- [11] MAGER A. Approximate solution of isentropic swirling flow through a nozzle[J]. ARS Journal, 31(8):1140-1148.
- [12] 王革,陈亮,郜冶,等.旋转对固体火箭发动机燃烧室燃气流动的影响[J].空气动力学学报,2008,26(2):208-211.
WANG Ge, CHEN Liang, GAO Ye, et al. Effect of rotation on gas flow in solid rocket motor combustor[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(2):208-211. (in Chinese)
- [13] 刘平安,王革,郜冶.旋转固体火箭发动机燃烧室内流场分析解[J].固体火箭技术,2012,35(5):597-601.
LIU Pingan, WANG Ge, GAO Ye. Analytical solution of combustion chamber flow field for rotating solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(5):597-601. (in Chinese)
- [14] 张志峰,蔡体敏.旋转条件下固体火箭发动机三维内流场数值模拟[J].固体火箭技术,2007,30(4):302-305.
ZHANG Zhifeng, CAI Timin. Numerical simulation on 3D internal flow field of SRM under spinning condition[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(4):302-305. (in

- Chinese)
- [15] 冯喜平,赵胜海,曹琪.旋转固体发动机燃烧室-喷管两相流数值仿真[J].计算机仿真,2011,28(7):95-99.
FENG Xiping, ZHAO Haisheng, CAO Qi. Numerical simulation on two-phase flow for spinning solid rocket motor chamber-nozzle[J]. Journal of Computer Simulation, 2011, 28(7):95-99. (in Chinese)
- [16] WAESCHE R, SARGENT W H, MARCHMAN I. Space Shuttle solid rocket motor aft-end internal flows[J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(6):650-656.
- [17] CIUCCI A, FOSTER W A. Experimental investigation of the flow field in the head-end star slot section of a solid rocket motor[R]. AIAA-1992-3048, 1992.
- [18] 白涛涛,张泽远,邢国强,等.带侵蚀效应的三维双燃速装药固体火箭发动机点火过程[J].航空动力学报,2018,33(5):241-247.
BAI Taotao, ZHANG Zeyuan, XING Guoqiang, et al. Ignition process of 3-D dual-burning rate solid rocket motor with erosive burning[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5):241-247. (in Chinese)
- [19] 徐学文,王连生,牟俊林.某固体火箭发动机点火启动过程三维流场一体化仿真[J].固体火箭技术,2008,31(1):8-13.
XU Xuewen, WANG Liansheng, MU Junlin. Integrated simulation on 3D flow field during ignition start-up of SRM[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(1):8-13. (in Chinese)
- [20] 高双武,强洪夫,周伟,等.基于子循环-预测校正的三维SRM点火瞬态流固耦合数值模拟[J].计算力学学报,2011,28(4):84-89.
GAO Shuangwu, QIANG Hongfu, ZHOU Wei, et al. Three dimensional transient fluid structure coupling numerical simulation of SRM ignition based on subcycle predictive correction[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2011, 28(4):84-89. (in Chinese)
- [21] LI Q, LIU P, HE G. Fluid-solid coupled simulation of the ignition transient of solid rocket motor[J]. Acta Astronautica, 2015, 110:180-190.
- [22] EMELYANOV V N, TETERINA I V, VOLKOV K N, et al. Pressure oscillations and instability of working processes in the combustion chambers of solid rocket motors[J]. Acta Astronautica, 2016, 135:161-171.
- [23] 丁鸿铭,卓长飞,陈浩田,等.基于点火药颗粒的固体火箭发动机点火瞬态过程数值研究[J].北京理工大学学报, 2020, 40(8):818-825.
- DING Hongming, ZHUO Changfei, CHEN Haotian, et al. Numerical study on ignition transient process of solid rocket motor based on ignition particle[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2020, 40(8):818-825. (in Chinese)
- [24] GUAN D, LI S, SUI X, et al. Mechanism of influence of high-speed self-spin on ignition transients for a solid rocket motor: a numerical simulation[J]. Propellants Explosives Pyrotechnics, 2020, 45(7):1040-1055.
- [25] 唐必顺,陈军,封锋,等.固体火箭发动机点火过程中点火具破膜过程的数值模拟[J].固体火箭技术,2013,36(6):753-757.
TANG Bishun, CHEN Jun, FENG Feng, et al. Numerical simulation of diaphragm rupture process of igniter in ignition process of solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(6):753-757. (in Chinese)
- [26] 邵治,刘平安,胡伟.长通道固体火箭发动机点火瞬态数值分析[J].哈尔滨工程大学学报,2011,32(8):988-991.
GAO Ye, LIU Pingan, HU Wei. Numerical analysis of long passage SRM at ignition transient[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2011, 32(8):988-991. (in Chinese)
- [27] 孟亮飞.阶梯装药固体火箭发动机点火瞬态内流场特性研究[D].南京:南京理工大学,2011.
MENG Liangfei. Study on transient internal flow field characteristics of stepped charge solid rocket motor[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2011. (in Chinese)
- [28] PERETZ A, KUO K K, CAVENY L H, et al. The starting transient of solid-propellant rocket motors with high internal gas velocities[R]. AIAA-1972-1119, 1972.
- [29] GREATRIX D R, GOTTLIEB J. Model for prediction of normal acceleration augmentation of composite propellant combustion[J]. Mental Retardation, 1987, 7(2):3-6.
- [30] 樊超.尾部点火双推力发动机点火过程研究[D].长沙:国防科学技术大学,2010.
FAN Chao. Investigation of ignition transient in dual-thrust rocket motors with aft-end igniter[D]. Changsha: National Defense Science and Technology University, 2010. (in Chinese)
- [31] 张为华,雷碧文.固体火箭发动机点火器的工程设计和流量估算[J].推进技术,1991(5):71-80.
ZHANG Weihua, LEI Biwen. The engineering design and mass flow rate estimation of igniter in SRM[J]. Journal of Propulsion Technology, 1991(5):71-80. (in Chinese)

(编辑:陈越)