

“锥-柱-槽”药型固体火箭发动机点火过程仿真

瞿煌^{1,2}, 孙振生¹, 胡宇¹, 朱玉杰¹, 张寅¹

(1. 火箭军工程大学, 陕西 西安 710025;

2. 江西国科军工集团股份有限公司, 江西 南昌 330000)

摘要: 为了深入了解固体火箭发动机“锥-柱-槽”复杂结构药型点火瞬态过程中的性能变化规律, 以PC₃-1固体火箭发动机为研究对象, 通过药柱侧壁加质法模拟固体火箭发动机加质燃烧, 实现了对“锥-柱-槽”药型的固体火箭发动机点火过程数值仿真, 获得了发动机内流场特性及发动机压强随时间的变化规律。结果表明: “锥-柱-槽”药型固体火箭发动机在火焰传播期, 药柱头部存在压强振荡现象, 振幅超过平均压强的5%, 此时药柱燃烧为“粗暴燃烧”; 随着燃烧过程的不断进行, 前锥柱根部与药柱头部会被同时点燃, 在分布燃烧的作用下, 燃烧室内压强迅速上升, 药柱燃烧模式转换为“平稳燃烧”; 点火初期, 由于燃烧室内压强较高, 点火器产生的燃气动能不足以使燃气穿过堵盖, 燃烧室内会出现回流, 加剧燃烧室内压强振荡, 阻碍药柱燃面扩展, 使得固体火箭发动机点火时间延长。

关键词: 固体火箭发动机; 侧壁加质; 锥-柱-槽; 点火仿真

中图分类号: V231.25

文献标志码: A

文章编号: 2097-2741(2024)06-091-08

Simulation of Solid Rocket Motor Ignition Process with Conical Column-Groove Propellant

QU Huang^{1,2}, SUN Zhensheng¹, HU Yu¹,
ZHU Yujie¹, ZHANG Yin¹

(1. Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, Shaanxi;

2. Jiangxi GuoKe Defence Group Co., Ltd., Nanchang 330000, Jiangxi)

ABSTRACT: To explore the performance variations of the conical-column-groove propellant used in the solid rocket motor (SRM) during the transient ignition process, the numerical simulation of the ignition of the SRM with conical-column-groove propellant was conducted. Taking PC₃-1 SRM as the subject, the mass addition combustion of the SRM was simulated by grain sidewall refuelling technique. Thereby, characteristics of the internal flow field of the SRM and pressure variations of the SRM along with time were obtained. Results showed that the pressure oscillation occurs at the head of the column and the amplitude exceeds 5% over the average pressure. In this phase, the combustion of the grain is turbulent combustion. Along with the combus-

收稿日期: 2024-06-06

基金项目: 基础加强领域基金 (2021-JCJQ-JJ-0424); 陕西省自然科学基金基础研究计划 (2023-JC-QN-0052); 陕西省青年人才托举计划 (No.20230519); 博士后基金 (2023M734284)

第一作者: 瞿煌 (2001—), 男, 硕士研究生, 主要从事固体火箭发动机研究。E-mail: 18770058791@163.com

引用格式: 瞿煌, 孙振生, 胡宇, 等. “锥-柱-槽”药型固体火箭发动机点火过程仿真[J]. 火箭军工程大学学报, 2024, 38 (6): 91-98.

tion, the base of the conical and the head of the column are ignited simultaneously, while the pressure in the combustor increases rapidly because of the distributed combustion. The combustion of the grain is stable combustion. At initial ignition stage, the internal pressure of the combustor is relatively high and the kinetic energy of the gas generated by the ignitor is not adequate to make the gas through the plug cap. Consequently, the backflow occurs in the combustor, which intensifies the pressure oscillation within the combustor, impedes the expansion of the propellant column combustion surface, and delays ignition.

KEYWORDS: solid rocket motor; sidewall refuelling; conical-column-groove; ignition simulation

固体火箭发动机点火过程是发动机工作的重要组成部分, 点火性能直接影响固体火箭发动机的工作性能、效率、可靠性和安全性。固体火箭发动机点火过程是一个机理复杂的非定常过程, 包括药柱加热、局部点燃、火焰沿药柱表面传播和燃烧室增压等过程^[1]。点火瞬态过程若发生异常, 如出现大点火延迟、过高压强峰值、断续燃烧和熄火等, 会导致发动机工作失效和任务失败, 甚至可能造成更严重的后果^[2]。为提高装填密度、减少余药和应力集中, 近年来研制的大型战略导弹用固体火箭发动机广泛采用翼柱型、锥柱型等复杂结构装药设计, 但复杂结构装药设计引起了药柱通道内复杂的燃气流动问题^[3]。这种特殊设计的药柱导致固体火箭发动机的一般经验和研究结论在一定程度上难以通用, 需要对此类发动机点火瞬态过程进行专门研究和分析。

目前, 国内外对发动机点火时内流场开展了大量数值分析。Ma 等^[4]进行了大长径比固体火箭发动机点火瞬态过程的数值模拟, 建立了二维模型来准确捕捉点火初期的动态特性, 但缺乏数值仿真模型的试验验证。余贞勇^[5]建立了翼柱型药柱发动机的点火升压数学模型并进行了试验验证。郜治等^[6]建立了长通道固体火箭发动机的点火瞬态过程的计算模型, 得到了管型药柱内外表面点燃规律, 但是未考虑内流场复杂流动特性以及对压强的定量分析。杨乐等^[7]对未考虑点火建压、燃面扩展的大长径比固体火箭发动机点火瞬态内流场特性进行研究, 得到了发动机内燃气的流动特性规律。西北工业大学刘佩进等^[8]综述了固体火箭发动机燃烧不稳定的研究, 分析了燃烧不稳定的原因以及抑制方法。

随着固体火箭发动机高装填比要求不断提高, “锥-柱-槽”复杂结构药型设计愈发受到重视, 而目前对该复杂药型点火瞬态过程性能变化规律的

认识还不清晰。因此, 本文围绕“锥-柱-槽”复杂药型结构的大型固体火箭发动机点火瞬态过程进行仿真研究, 通过网格标记和侧壁加质法, 对 Fluent 进行二次开发, 定义了特性点火器质量流率入口模型、温度相点火判据和推进剂燃气加质模型, 分析了内流场的流场分布规律和燃气的气动特性, 得到了燃烧室内压强振荡、燃气回流和分布燃烧等现象产生过程及其规律。研究仿真结果可为大型固体火箭发动机点火装置设计、点火特性分析及点火过程性能散布控制等实际问题提供参考。

1 物理模型

美国“海神 C3” (Poseidon C3 UGM-73A) 潜地弹道导弹第一级发动机采用的是 PC₃-1 固体火箭发动机^[9], 如图 1 所示。采用聚丁二烯丙烯酸丙烯腈 (Polybutadiene-Acrylonitrile, PBAN) 作为推进剂, 药柱装填比高达 0.925, 并且通过前锥中柱后翼槽结构, 以保证发动机工作过程中, 药柱燃面是递进的燃面, 确保推力性能稳定可控。

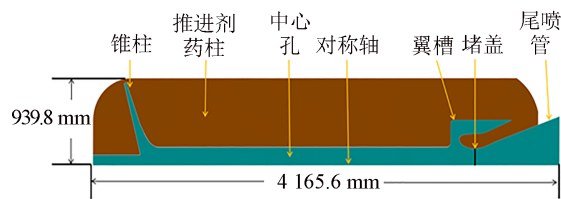


图 1 PC₃-1 固体火箭发动机模型

Fig. 1 PC₃-1 solid rocket motor model

2 计算模型

2.1 模型简化与假设

在不影响计算结果精度的条件下, 对模型进

行简化并做出如下假设^[10]:

- 1) 由于点火过程时间极短, 通常为几十到几百 ms, 药柱燃面径向位移极小, 因此在计算中忽略药柱燃面的径向位移;
- 2) 忽略侵蚀燃烧对推进剂燃速的影响;
- 3) 忽略推进剂燃烧及化学反应作用, 将生成的燃气视为纯气相气体;
- 4) 计算过程中忽略重力的作用。

根据上述假设, 设定计算模型的边界条件如表 1 所示。

表 1 边界条件设置

Tab. 1 Boundary condition settings

边界名称	类型	数值
入口	质量流率入口	用户自定义(kg/s)
出口	压力出口	101 325 Pa
壁面	绝热无滑移	—
轴线	对称轴	—

入口类型选择质量流率入口, 模拟点火器生成的高温燃气。为了使点火过程更加接近真实情况, 将整个计算分为两部分: 当堵盖压强低于 1.5 MPa 时, 将堵盖设置为 wall 壁面; 当堵盖压强大于 1.5 MPa 时, 将堵盖平面设置为 interior, 以此来模拟点火过程中堵盖被点火燃气冲开的过程。

质量流率入口通过 Define-Profile 宏对入口边界进行自定义, 流率按如下公式计算:

$$\dot{m} = \begin{cases} 0.03t, & 0 \leq t \leq 10 \\ 3, & t > 10 \end{cases}$$

2.2 推进剂加质源项

通过建立源项区域来模拟推进剂点燃后燃气质量添加的过程, 具体为将推进剂表面第一层网格区域设定为源项区, 并将其视为放热源。模拟过程中, 省略了详细的化学反应过程及其所需时间。当达到点火条件时, 根据燃速公式, 将质量、动量和能量源项设定为与压强相关的函数, 具体形式如下: 药柱点燃前, 质量源项、动量源项和能量源项均为零; 药柱点燃后, 质量源项为

$$\dot{m} = \rho_{\text{pel}} r A$$

动量源项为

$$\dot{m} v = \rho_{\text{pel}} r A v$$

能量源项为

$$\dot{m} h = \rho_{\text{pel}} r A c_p T_g$$

式中: $\dot{m}$ 为燃气质量流率; ρ_{pel} 为推进剂密度; r 为燃速, $r = a p^n$, a 为燃速系数, n 为燃速压力指数,

p 为燃烧室内气体压强; A 为推进剂点燃面积; v 为燃气速度, $v = -r \frac{\rho_{\text{pel}}}{\rho_g}$, ρ_g 为燃气密度; h 为气体焓值; c_p 为燃气定压比热; T_g 为燃气温度。

将以上的质量源项、动量源项和能量源项编写成用户自定义函数, 再通过 Visual Studio 将其编译连接, 挂载到 Fluent 相应的源项加载区域中。

2.3 控制方程与湍流模型

将推进剂燃气流动视为二维可压黏性流动, 其质量守恒方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0$$

动量守恒方程为

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j) + \frac{\partial p}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \tau_{ij}$$

能量守恒方程为

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} [(\rho E + p) u_i] = \frac{\partial}{\partial x_i} (q_i + u_j \tau_{ij})$$

式中:

$$E = c_v T + \frac{1}{2} u_i^2$$

$$q_i = \eta \frac{\partial T}{\partial x_i}$$

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \delta_{ij} \left(\frac{\partial \mu_k}{\partial x_k} \right)$$

$$p = \rho R T$$

式中: ρ 为气体密度; u_i 为气体速度分量; x_i 、 x_j 、 x_k 为空间中点坐标分量; E 为能量; q_i 为热流量; τ_{ij} 为切应力分量; c_v 为定容比热容; μ 为黏性系数; μ_k 为动力黏性系数。

固体火箭发动机点火燃气流来自于点火器燃烧喷射, 在燃烧室中心孔内流动为高雷诺数流动, 因此, 湍流模型采用 Renormalization Group (RNG) $k-\varepsilon$ 两方程模型^[11], 其中湍流能量输运方程和能量耗散输运方程为

$$\frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho u_j \frac{\partial k}{\partial x_j} - \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) =$$

$$\tau_{ij} S_{ij} - \rho \varepsilon + 2\mu \left(\frac{\partial \sqrt{k}}{\partial y} \right)^2$$

$$\frac{\partial (\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho u_j \varepsilon - \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) =$$

$$c_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \tau_{ij} S_{ij} - c_{\varepsilon 2} f_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + 2\mu \frac{\mu_t}{\rho} \left(\frac{\partial^2 \mu_s}{\partial y^2} \right)$$

式中: μ_t 为涡黏性; S_{ij} 为平均速度应变率张量; k 为湍动能; ε 为湍流耗散率; τ_{ij} 为雷诺应力。

在进行流场求解时,采用有限体积法离散 Navier-Stokes (N-S) 方程^[12],并使用 SIMPLE 算法进行求解,对流体区域边界层采用局部加密的办法进行结构化网格划分,并对边界层进行网格加密处理。空间离散采用二阶迎风格式,时间推进采用四阶龙格-库塔方法。

2.4 网格无关性验证

为了对流场网格进行无关性检验,本文对其进行了网格划分,获得了 4 种不同疏密程度的网格,它们的网格节点数分别约为 5 万、10 万、20 万和 40 万。通过对发动机模型进行瞬态仿真,获得了头部在不同网格数量下迭代 100 时间步的压强曲线,如图 2 所示。网络无关性验证结果如表 2 所示。其中:用加密后网格计算压强与加密前网格计算压强的差值,除以加密前网格计算压强,得到相对误差。

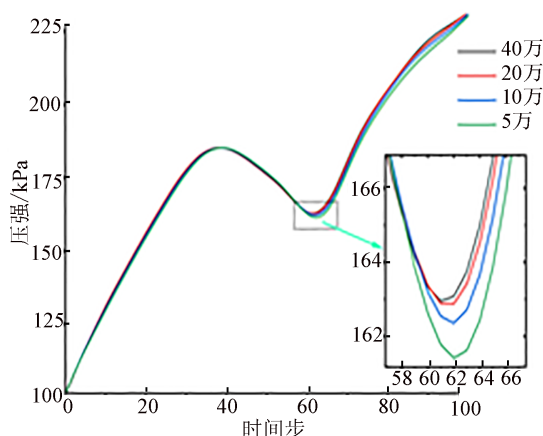


图 2 不同网格数量下头部压强曲线

Fig. 2 Head pressure curves with different number of grids

表 2 网格无关性验证结果

Tab. 2 Grid independence verification results

网格数目	压强极值/kPa	相对误差/%
5 万	161.415	—
10 万	162.358	0.58
20 万	162.878	0.32
40 万	163.079	0.12

由图 2 可知,随着网格数增加,压强曲线呈现收敛趋势。结合表 2 中的头部压强极小值,可以看出,网格数目 20 万与网格数目 40 万的压强极值相差甚小,网格数目 40 万的相对误差仅为 0.12%,可以认为网格量为 20 万时,结果接近收敛状态。为减少计算量,本文选取 20 万网格进行计算。

3 计算结果与分析

3.1 模型验证

为验证该数值方法的正确性,通过某型固体火箭发动机的地面热试车数据,与该发动机的数值仿真结果进行对比,结果如图 3 所示。

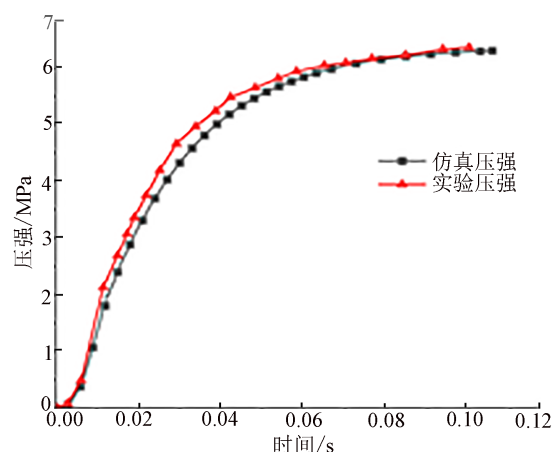


图 3 实验与仿真压强曲线对比

Fig. 3 Comparison of experimental and simulated pressure curves

从图 3 可以看出,实验压强曲线与仿真压强曲线的上升趋势基本一致,仿真结果与实验结果吻合良好,最大误差不超过 5.2%,有效验证了本文数值计算方法的准确性。

3.2 燃烧室压强特性分析

燃烧室压强变化主要由点火器的燃气和推进剂药柱生成的燃气两部分引起。在发动机点火建压过程中,发动机头部、中部和尾部 3 个监测点压强随时间变化曲线如图 4 所示。

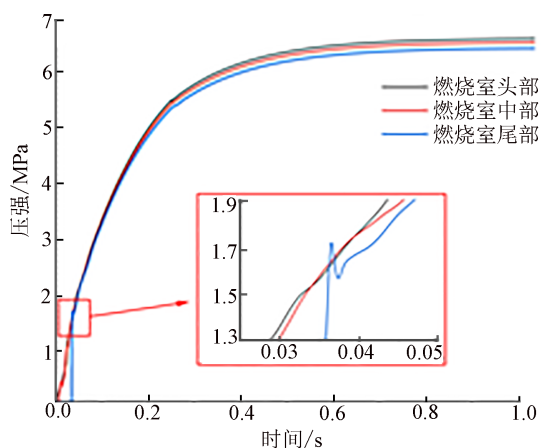


图 4 点火建压过程升压曲线

Fig. 4 Pressure increase curves during ignition and pressure building

可以看出:在主装药点燃前,燃烧室内压强上升较为缓慢;在主装药点燃后,升压速率迅速增加,直到尾喷管堵盖被打开。由于尾喷管堵盖打开的泄压作用,导致升压速率减小,燃烧室内压强缓慢达到平衡压强。在此之后,燃烧室内头部压强保持最大,中部压强次之,堵盖处压强最小。整个点火过程,点火延迟期(从给出点火指令到发动机燃烧室压强达到额定工作压强的75%~80%被称为点火延迟期)不到200 ms,符合实际的发动机点火延迟要求。

整个点火建压过程中,燃烧室压强分别在火焰诱导期和堵盖泄压时存在压强振荡现象。当堵盖泄压时,堵盖处压强迅速下降,但是随着燃烧室内高压燃气填充进入尾喷管,压强迅速回升,如图4局部放大图所示,堵盖处的压强呈现出振荡上升的趋势。虽然振荡时间相对较短,但是振荡还是向燃烧室头部方向传播,并且引起了头部和中部的压强振荡,在10 ms时间内振荡即因被抑制而消失。堵盖打开前的火焰诱导期,燃烧室压强也存在严重震荡现象,如图5所示。

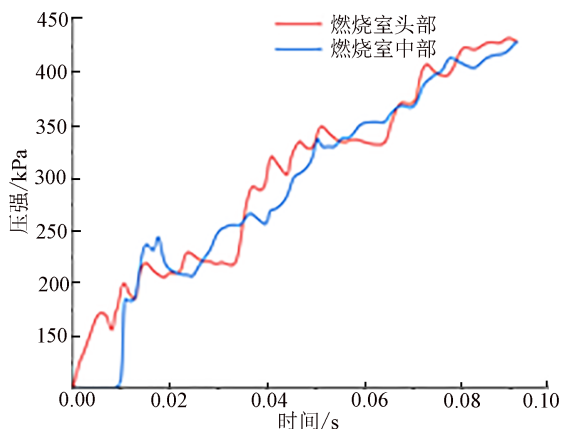


图5 点火建压初期燃烧室内压强时程曲线

Fig. 5 Pressure history curves of the combustor during the initial of ignition and pressure building

从图5可以看出,压强振幅不超过平衡压强的5%,此时燃烧室内由“粗暴燃烧”转变为“平稳燃烧”,且压强近似周期性振荡,并且波浪式升高。在 $t = 5$ ms处,药柱前锥柱根部被点燃,此时燃面由单一出口处扩展,转变为药柱头部与前锥柱根部同时作为点火源,药柱处于分布燃烧状态,压强震荡幅度大为减小,与文献[13-15]所提出的观点一致,即分布燃烧有利于减小压强震荡。

通过对压强振荡诱因进行分析发现,速度耦合响应和压力耦合响应是压强振荡的主要原因^[3]。

在火焰诱导期,燃气流动速度对推进剂燃面处燃烧过程具有增益或衰减作用,此时燃烧室内压强相对较低,较低的压强振幅就可以造成相对较大的振荡幅度。堵盖泄压时的压强振荡相较于火焰诱导期时间更短,振幅更小,因此对点火建压的影响也更小。在固体火箭发动机设计的初始阶段应该重点考虑火焰诱导期的压强振荡,通过对点火器流量、药柱结构、推进剂配方等进行整体优化设计来抑制压强振荡的产生。

3.3 燃烧室温度特性分析

在主装药点燃前,燃烧室内热源主要是点火器燃气。在排除热辐射的前提下,其热量的传递主要依靠热对流,其次是热传导。堵盖打开前后,燃烧室温度变化规律如图6和图7所示。

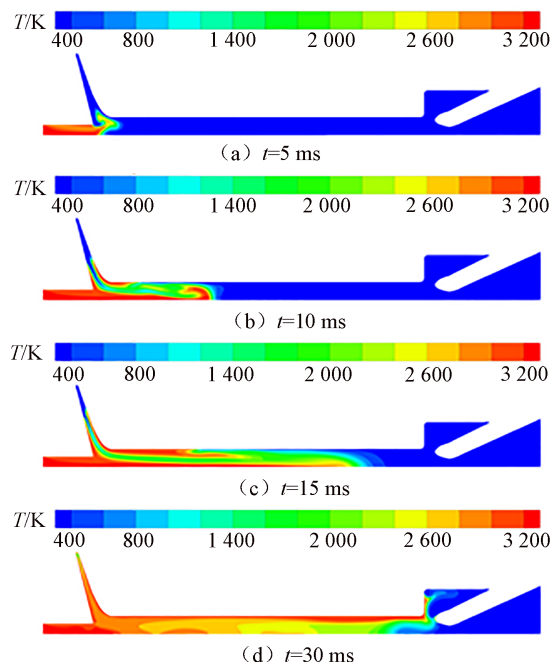


图6 堵盖打开前燃烧室静温云图

Fig. 6 Static temperature cloud images of the combustor with closed plug cap

点火器燃气进入燃烧室后,会先将内部的冷空气向尾部和锥柱尖方向压缩,燃气流分为两股,一股沿药柱中心通道向尾喷管传播,另一股气流向锥柱尖传播,如图6(a)所示。在点火燃气的推动作用下,高温燃气撞击前锥柱根部,并引燃此处的药柱,前锥柱与药柱根部同时作为点火源如图6(b)所示。由于处于分布燃烧状态,燃面扩展速度迅速增大,燃烧室内压强快速升高。当 $t = 30$ ms时,前锥柱几乎被完全点燃,后翼槽药柱根部区域也被点燃。此时,堵盖已经达到破裂

压强,如图6(d)所示。

当堵盖处压强达到 1.5 MPa 之后,堵盖被冲开,此时积压在堵盖处的气体通过拉瓦尔喷管向外喷出。由于喷管内外压强相差巨大,绝大部分燃气通过堵盖向外喷出,只有极少部分燃气进入翼槽内,故而从堵盖打开 30~37.9 ms 内,燃烧室内温度变化仍旧不明显,但是尾喷管出口温度变化剧烈,如图 7(a)所示。随着燃面不断扩展,燃烧室内燃气速率不断增大,最终在 $t=54.7$ ms 时,药柱全部被点燃,点火建压进入燃气填充期。此时,燃烧室内存在部分保护气体,这类气体温度为 300 K,在药柱后翼槽内形成一团低温区域,如图 7(b)所示。在高温燃气的对流传热作用下,低温区不断缩减,最终在 $t=65.9$ ms 时,燃烧室内低温区完全消失,如图 7(c)所示。最终稳定后的温度分布如图 7(d)所示。

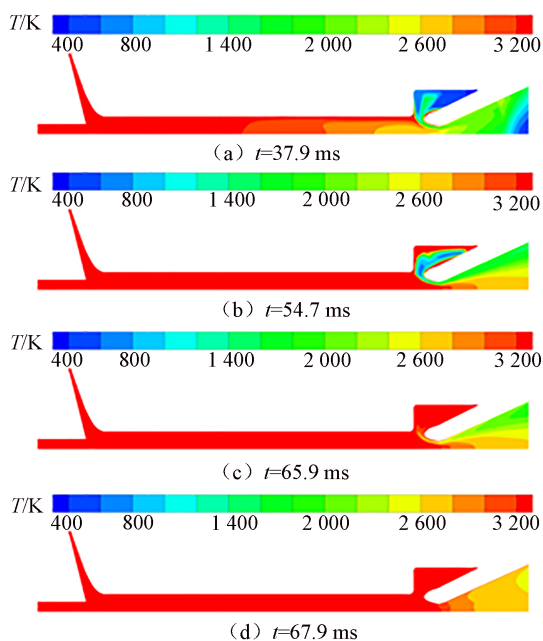


图 7 堵盖打开后燃烧室静温云图

Fig. 7 Static temperature cloud images of the combustor with open plug cap

通过点火过程温度变化规律可以看出,该复杂结构药柱在点火燃气喷入主通道的第一时间即可引燃锥柱根部药柱,形成分布燃烧。这样的设计不仅可以极大缩短燃面扩展时间,提高发动机点火性能,还可为设计大推力、高装填比的固体火箭发动机提供技术支持。

3.4 燃烧室速度特性分析

发动机燃烧室在点火建压过程中存在复杂的

燃气流动现象,图 8 为堵盖打开前不同时刻燃烧室内速度迹线。

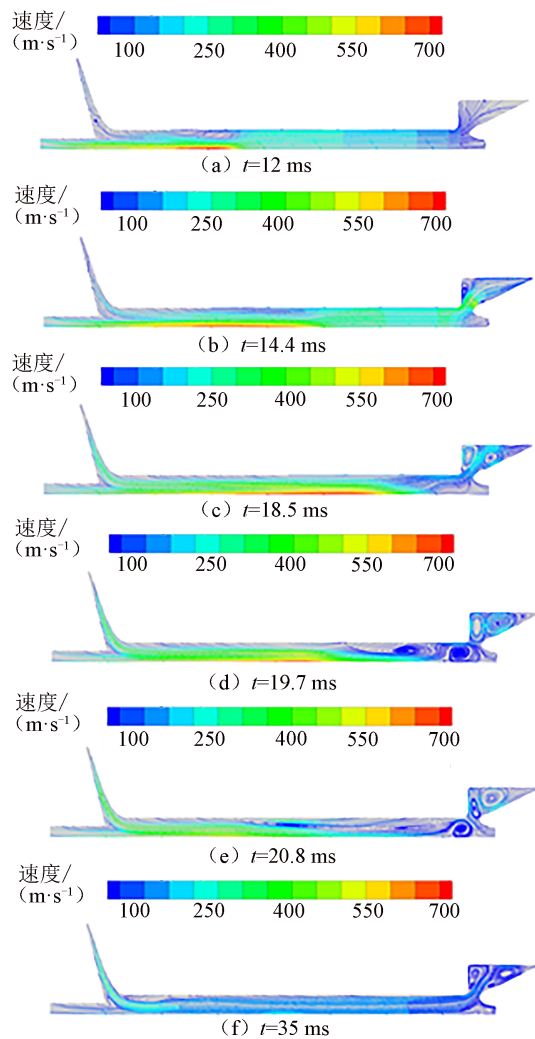


图 8 堵盖打开前燃烧室速度迹线

Fig. 8 Velocity traces of combustor with closed plug cap

堵盖打开前,燃烧室内会出现燃气倒流,并且会有大量的漩涡形成与融合。在点火初始阶段,由于药柱结构的影响,流动通道面积变大,欠膨胀点火燃气在此处膨胀加速,同时不断压缩燃烧室内静止的冷空气。之后受到前锥柱根部的阻碍,部分燃气在此处滞止,另有部分气体在此处分叉,分成两股气流分别流向前锥柱和主通道。此时会在前锥柱根部形成涡旋,该涡旋会随着点火燃气一起向前运动,并逐渐与点火燃气融合,在 $t=12$ ms 左右,该涡旋与主流完全融合,如图 8(a)所示。随着点火燃气向尾喷管出口运动,在 $t=14.4$ ms 时,靠近尾喷管出口处的后翼槽根部首先被点燃,生成高温燃气,如图 8(b)所示。在药柱壁面加质的作用下,壁面附近流域处的燃气速

度相较于燃烧室内的平均速度更大。燃气流速度相对较大, 后翼槽内空气的速度相对较小。在速度梯度的作用下, 后翼槽内也会形成多个漩涡。由于点火装置喷射的燃气动量不足以克服燃烧室内的压强, 不能直接冲开堵盖, 此时燃烧室会发生倒流, 如图 8 (d)、(e)、(f) 所示。燃气回流过程中在燃烧室内形成复杂漩涡, 并引起燃烧室内压强振荡, 阻碍了燃面的进一步扩展, 最终导致点火延迟时间变长, 发动机点火性能下降。因此, 在设计固体火箭发动机时, 应充分评估回流现象对点火建压造成的影响, 并对点火器采取适当的优化设计, 避免燃气回流。堵盖打开之后, 燃烧室内不同时刻的速度迹线如图 9 所示。

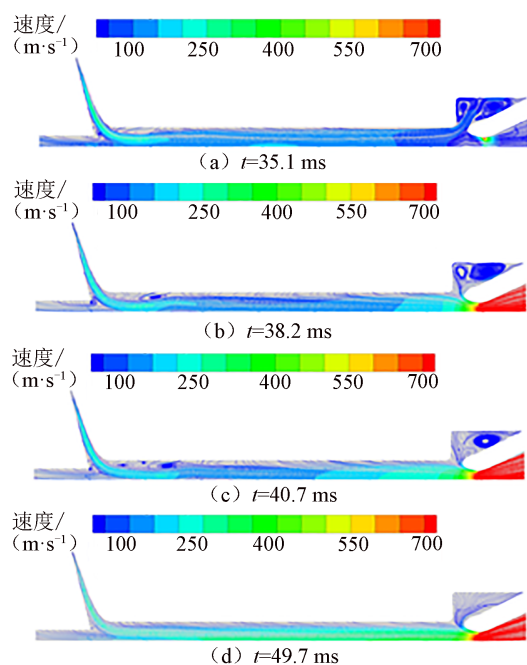


图 9 堵盖打开后燃烧室速度迹线

Fig. 9 Velocity traces of combustor with open plug cap

可以看出: 燃烧室从闭口系转化为开口系, 在压强差的推动下, 翼槽前积聚的气体迅速通过尾喷管向外排出; 后翼槽内的气体由于相距尾喷管距离较长, 被滞留在后翼槽内, 并在加质燃气和主通道燃气的双重压缩作用下, 翼槽内形成漩涡, 直到 $t = 49.7$ ms 时漩涡彻底融合, 燃烧室内流动迹线平稳有序。

4 结论

本文通过网格标记法和模拟侧壁加质法, 对

Fluent 软件进行二次开发, 实现了对“锥-柱-槽”复杂药型固体火箭发动机点火建压全过程数值计算。主要结论如下。

1) 燃烧室点火初期, 压强出现周期性振荡、波浪式上升现象。随着压强的不断上升, 压强振幅与平均压强的比值越来越小。药柱燃烧从“粗暴燃烧”转变为“平稳燃烧”。在固体火箭发动机研制中, 应该考虑火焰传播期由于压强震荡引起点火延迟时间加长和药柱燃烧不稳定等问题。

2) 采用“锥-柱-槽”药型的发动机燃烧室在堵盖打开之前, 点火器动量不足以冲破堵盖, 此时燃气流会向上游回流, 导致在燃烧室内形成大量的漩涡, 引起燃烧室内压强振荡, 并会阻碍燃面进一步扩展, 严重可能会造成点火失败。因此, 发动机点火器应该与发动机堵盖泄压进行一体化设计, 使得点火器压强恰好能够打开堵盖, 又不产生回流, 以此提高发动机点火性能。

3) 在燃面拓展期间, 前锥柱由于点火燃气冲击翼槽根部, 翼槽根部两侧燃面同时被点燃, 燃烧室内会形成两个点火源的分布燃烧现象。这种分布燃烧加速了燃面拓展, 缩短了点火延迟时间, 同时减弱了燃烧室内压强振荡, 为发动机抑制压强振荡提供了有效的方法。

参考文献:

- [1] 王栋, 封锋, 陈军. 固体火箭发动机基础[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2016: 2-7.
- [2] 钟涛. 大长径比固体火箭发动机点火瞬态过程研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2005: 16-25.
ZHONG T. Investigation of the ignition transient in large aspect ratio solid rocket motors[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005: 16-25.
- [3] 田维平, 王春光, 王伟. 固体火箭发动机设计理论与仿真技术[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2021: 27-40.
- [4] MA Y J, ZHAN M M, BAO F T, et al. Numerical simulation of ignition transient for solid rocket motors with large aspect ratio[C]//2021 12th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE). Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2021: 66-71.
- [5] 余贞勇. 翼柱型装药发动机点火升压过程计算[J]. 固体火箭技术, 2000, 23(3): 1-6.
YU Z Y. Calculation of the ignition pressurization course of solid motors with a finocyl grain[J].

- Journal of Solid Rocket Technology, 2000, 23(3): 1-6.
- [6] 郜冶, 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, 1011.
- GAO Y, LIU P A, HU W. Numerical analysis of long passage SRM at ignition transient[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2011, 32(8): 988-991, 1011.
- [7] 杨乐, 余贞勇, 何景轩. 大长径比固体火箭发动机点火瞬态内流场特性分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(4): 33-36.
- YANG L, YU Z Y, HE J X. Analysis of inner flow characteristic if ignition transient for large aspect ration solid rocket motor[J]. Missiles and Space Vehicles, 2018(4): 33-36.
- [8] 刘佩进, 魏少娟, 王琢璞, 等. 固体火箭发动机燃烧不稳定研究进展与展望[J]. 推进技术, 2021, 42(9): 1921-1935.
- LIU P J, WEI S J, WANG Z P, et al. Advances and prospects of combustion instability in solid rocket motors[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(9): 1921-1935.
- [9] 中国航天工业总公司《世界导弹与航天发动机大全》编辑委员会. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999: 444-445.
- [10] 杨乐, 余贞勇, 何景轩. 基于FLUENT的固体火箭发动机点火瞬态内流场仿真影响因素分析[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(4): 474-477.
- YANG L, YU Z Y, HE J X. A FLUENT analysis of influencing factors for SRM inner flow field simulation at ignition[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(4): 474-477.
- [11] KHALAJI NASIRI M, KOCA A, KOTCIOGLU I. Investigation of numerical analysis velocity contours model of RNG, standard and realizable turbulence for different geometries[J]. International Journal of Innovative Research and Reviews, 2019, 3(2): 29-34.
- [12] KLAJ C M, VUIK C. SIMPLE-type preconditioners for cell-centered, colocated finite volume discretization of incompressible Reynolds-averaged Navier-Stokes equations[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2013, 71(7): 830-849.
- [13] 刘迎宾, 李卓, 江晓瑞. 基于Ansys-Workbench EPKM点火过程流固耦合仿真分析[J]. 固体火箭技术, 2022, 45(2): 200-206.
- LIU Y B, LI Z, JIANG X R. Simulation analysis of fluid-structure interaction in EPKM ignition process based on Ansys-Workbench[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2022, 45(2): 200-206.
- [14] 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 S F, LI J W, ZHANG Z H, 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.
- [15] 李军伟, 王宁飞. 固体火箭发动机燃烧不稳定产生机理及评估方法[M]. 杭州: 浙江大学出版社, 2021: 69-84.