

文章编号:1006-9941(2025)08-0867-15

丁羟四组元推进剂细观异质结构燃烧响应理论模型

王茹瑶¹,李军伟¹,王小东²,曹俊维¹,李强¹,王宁飞¹

(1. 北京理工大学 空天科学与技术学院, 北京 100081; 2. 中国航天科工集团第六研究院四十一所, 内蒙古 呼和浩特 010010)

摘要: 为了优化固体推进剂的燃烧性能以改善发动机的燃烧稳定性,以异质结构准一维燃烧模型(HeQu1-D)为基础,考虑丁羟四组元推进剂细观异质结构及非稳态传热过程,建立了丁羟四组元推进剂细观异质结构燃烧响应理论模型,并基于T型燃烧器试验进行了验证。针对不同氧化剂粒度、AP级配及铝粉含量变化下的丁羟四组元推进剂配方,在工作压强为12 MPa,扰动频率为250~2000 Hz条件下进行了计算分析,探究了组分含量、粒径级配、外部环境等变化条件下推进剂燃烧响应特性的变化规律。结果表明,模型能有效预示丁羟四组元推进剂在不同扰动频率下的燃烧响应特性,计算结果与实验拟合曲线的误差值最大为5.34%。调节AP和NA的粒度能明显改变推进剂的燃烧响应特性,且小粒径AP与大粒径NA更有助于推进剂的稳定燃烧。在组分含量方面,10%的AP被替换为RDX后,压力耦合响应函数峰值增大0.15,峰值频率减小25 Hz;10%的AP被替换为HMX后,压力耦合响应函数峰值增大0.43,峰值频率减小85 Hz。

关键词: 不稳定燃烧;丁羟四组元推进剂;细观异质结构;压力耦合响应函数

中图分类号:TJ55;V435

文献标志码:A

DOI:10.11943/CJEM2025056

0 引言

随着航空航天领域的发展,固体动力技术也迎来了跨越式的突破。为进一步提高固体推进剂的能量特性,高能硝胺炸药(RDX/HMX)部分取代高氯酸铵(AP),形成了含有AP/RDX(HMX)/Al/HTPB的丁羟四组元复合推进剂,在空天动力中得到了广泛应用^[1-3]。然而,固体推进剂的高能化在大幅提升固体发动机比冲的同时,还带来了复杂的燃烧不稳定问题^[4]。近十多年来,国内几型采用该推进剂的固体发动机在飞行试验中出现了燃烧不稳定,弹体剧烈振动,甚至出现烧穿解体、发射失败等严重后果,极大地影响了我国先进动力系统的研制进程,引起了工业部门的高度重视^[5]。

燃烧不稳定的主要增益来源于固体推进剂的燃

过程^[6-7]。由于燃烧室本身可以视为声腔(声振系统),因此推进剂的不稳定热释放与声腔内声波之间的耦合会引起压强的波动,这种相互耦合的过程称为燃烧响应。当压强波动与燃速波动相位较为接近时,燃面向声腔的质量加入将持续放大声振能量,进而加剧燃烧不稳定现象。这就是燃烧响应增益的驱动原理,通常用压力耦合响应函数来表征^[8-9]。从丁羟四组元推进剂的细观异质结构来看,氧化剂颗粒在粘合剂基体中呈现多模态分布^[10],燃烧过程涉及不同组分之间的多相反应、传质传热及界面动力学等物理化学过程。因此,配方的微小改变都会引发微观尺度的燃烧机制变化,进一步导致推进剂燃速性能和燃烧响应等宏观性能的改变^[11-13]。

由上可见,可以通过调整氧化剂及金属添加剂的含量与粒度,尽可能使推进剂的压力耦合响应函数峰值更低,或避开发动机燃烧室固有频率范围,以减弱声波和固体推进剂不稳定热释放之间的耦合,提升固体发动机的燃烧稳定性^[5]。然而,目前的工程抑制方法依然存在很大的经验性与盲目性,相比之下理论分析方法基于其经济性强、能够精确地定量分析的优点,能够为推进剂配方的优化提供有效依据。针对异质推进

收稿日期:2025-04-01;修回日期:2025-05-26

网络出版日期:2025-07-24

基金项目:国家自然科学基金(22027811)

作者简介:王茹瑶(1996-),女,博士研究生,主要从事固体推进剂燃烧响应理论研究。e-mail:ruyao@163.com

通信联系人:李军伟(1978-),男,教授,主要从事火箭发动机理论和实验测试研究。e-mail:david78lee@gmail.com

引用本文:王茹瑶,李军伟,王小东,等.丁羟四组元推进剂细观异质结构燃烧响应理论模型[J].含能材料,2025,33(8):867-881.

WANG Ru-yao, LI Jun-wei, WANG Xiao-dong, et al. Theoretical Model of Combustion Response for Four-component Hydroxyl-terminated Polybutadiene

Propellant with Microcosmic Heterostructure[J]. Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao), 2025, 33(8):867-881.

剂的燃烧建模,国内外开展了大量工作。BDP(Beckstead-Derr-Price)多火焰模型是目前研究最广泛的燃烧模型^[14],其通过区分非均质结构形成的扩散火焰特征,有效考虑了异质推进剂燃烧过程的复杂性。在BDP模型基础上,Gross等^[15]建立了考虑多火焰结构的高精度数值模型,探究了燃烧室压力和AP颗粒大小对燃烧速度的影响。为了进一步考虑多级配氧化剂的影响,金秉宁^[16]参考了PEM单元火焰的思路,在BDP模型基础上构建了AP/HTPB多级配非线性压力建耦合响应模型,实现了不同颗粒配比、粒度级配下的压力建耦合响应函数计算。吕翔等^[17]通过数值建模考虑了AP/HTPB推进剂在压力脉冲激励下的瞬态燃烧过程,并基于传递函数实现了燃烧响应的预测与分析。然而,BDP模型也存在一定的局限性。Beakstead^[18-19]在研究中注意到BDP模型在处理不同类型推进剂时存在较大误差,这种误差是由于计算燃速时采用的空间平均假设导致的。由于仅考虑了氧化剂燃面的并行燃烧行为,忽略了沿燃烧路径进行的串行过程,因此计算中氧化剂表面积的偏差较大。从统计路径的角度,Varunkumar等^[20-21]针对AP/HTPB复合推进剂建立了异质结构准一维(HeQu1-D,Heterogeneous Quasi One-Dimensional)方法,通过对不同尺寸颗粒的细化处理,成功预测了推进剂燃速。该模型弥补了现有模型处理复杂粒径级配时计算量大的缺点,具有较大的开发潜力与工程应用价值。

上述模型主要是围绕AP/HTPB体系构建的。针对多组元异质配方体系,张炜等^[22-23]在二组元推进剂的基础上,提出了适用于高氯酸铵/硝胺复合推进剂的“双区”模型,实现了对多组元推进剂稳态燃烧性能的计算。初庆钊^[24]针对丁羟四组元推进剂使用深度神经网络模型开发了机器学习势函数,对四组元推进剂燃面各组分的热解过程、微观结构进行了精确模拟,为固体推进剂建模提供了新的方法。薛晓春等^[25]通过建立详细化学反应动力学机理,在铝基NEPE推进剂基础上考虑了AP和HMX的燃烧,并探究了压力振荡对燃烧响应的影响。上述工作较为充分的考虑了复合推进剂结构的异质性,但也存在对多级配的处理计算量大,建模复杂等问题。此外,受限于稳态模型的局限性,尚未形成适用于多组分、多粒度下的推进剂燃烧响应预估方法。因此,需要进一步针对多组元异质配方体系进行建模与分析,掌握推进剂细观异质结构下的燃烧响应特性,加强配方变化对燃烧响应影响机制的认识,从而进一步揭示推进剂配方调控对燃烧稳定性

的影响机理。

综上所述,本研究从丁羟四组元复合推进剂的细观异质结构角度出发,通过考虑不同氧化剂组分的细观燃烧过程及推进剂的统计燃烧路径,并结合凝聚相非稳态传热分析,建立了适用于多组分异质配方体系的丁羟四组元推进剂细观异质结构燃烧响应理论模型,开展了考虑组分含量、粒径级配等条件下复合推进剂燃烧响应特性的变化规律研究。通过深入分析推进剂的非稳态燃烧响应机理,有助于揭示高能推进剂对燃烧不稳定的影响机制,为燃烧不稳定的抑制提供理论支撑。

1 理论模型

1.1 四组元推进剂细观异质结构

从统计的角度而言,多组元复合推进剂的颗粒点火延迟时间较长,氧化剂颗粒会以不同速度呈交替层状燃烧。因此,当推进剂试样足够厚时,可以假设氧化剂/粘合剂的燃烧近似成直线方式,从而能在空间尺度考虑推进剂的燃烧路径。基于HeQu1-D模型^[21]的思路,可通过对不同尺寸颗粒的细化处理,以串联燃烧的方式构建推进剂的统计燃烧路径,并进一步扩展到多组元异质配方体系。基于上述方法,当前研究将四组元复合推进剂的燃烧过程等效为一种串联的燃烧几何,通过建立等效氧化剂的概念实现对燃烧过程的建模,整体模型如图1所示。为便于强调粒径的差异,在图1中采用了由大到小排布的串联几何对燃烧过程进行表示,在模型计算中不受表示形式的限制。

在计算中,四组元推进剂的组分包含氧化剂颗粒(AP,硝胺NA(RDX/HMX))、粘合剂和铝颗粒。其中,推进剂的燃速由氧化剂/包覆层组合而成的等效氧化

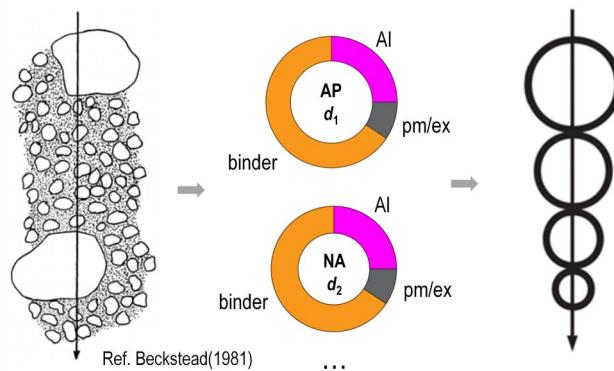


图1 异质结构细观燃烧模型示意图^[21]

Fig.1 Combustion model sketch of microcosmic heterostructure structure^[21]

剂主导,其中假设每一个可以正常燃烧的氧化剂颗粒都由相同厚度的包覆层所包覆。包覆层以 ABM(Aluminized binder-matrix)表示,由粘合剂 HTPB、铝粉 Al 以及 pm/ex 颗粒(低于极限压力/温度时不参与燃烧的 AP 颗粒)共同组成。根据体积公式,包覆层厚度 t_{bm} 可由式(1)计算:

$$\frac{f_{HTPB}}{\rho_{HTPB}} + \frac{f_{pm} + f_{ex}}{\rho_{AP}} + \frac{f_{Al}}{\rho_{Al}} = \sum_{i=1}^n \frac{f_i \left[(1 + 2t_{bm}/d_i)^3 - 1 \right]}{\rho_{ox}} \quad (1)$$

式中, ρ 为密度, $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$, 下标 ox 表示对应的氧化剂; f 表示各组分在四组元推进剂中对应的质量分数, 其中, f_i 表示粒径为 d_i 的氧化剂在推进剂中对应的质量分数, $f_{HTPB}, f_{pm}, f_{ex}, f_{Al}$ 分别表示 HTPB, pm 颗粒, ex 颗粒和 Al 颗粒在推进剂中对应的质量分数。

1.2 稳态燃烧模型

氧化剂颗粒的燃烧过程可简化为稀薄的预混火焰将热量传递到燃烧表面的一维过程。燃面作为凝聚相和气相之间的交界面,其涉及的反应过程发生在较薄的凝聚相反应层和燃面上方的气相反应层中。根据 T.Kuwahara^[26] 的实验研究可知,硝胺/AP 推进剂的燃速特性和燃烧波结构处于硝胺和 AP 推进剂之间,氧化剂间的分解过程相互独立,但单元推进剂的火焰在燃烧过程中会相互影响。在目前的处理中,假设硝胺和 AP 独立燃烧,通过引入对火焰温度及反应动力学参数的修正^[21,27],实现对多组分燃烧过程的模拟。对于氧化剂颗粒(不考虑 ABM 包覆层),燃面的热平衡方程可表示为式(2):

$$\lambda_{ox} \left(\frac{dT}{dx} \right)_{0^-} = \lambda_g \left(\frac{dT}{dx} \right)_{0^+} + \rho_{ox} r_i H_s \quad (2)$$

式中, λ_{ox} 为氧化剂热导率, λ_g 为气相热导率, $\text{W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1}$; r_i 为粒径为 d_i 的单颗粒燃速, $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$; H_s 为反应焓变, $\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$; T 为温度, K ; x 为推进剂燃烧方向的距离, m , $x=0$ 处为燃烧表面, 负号代表凝聚相, 正号代表气相。

在凝聚相反应区, 温度受式(3)中的热传导方程和边界条件控制:

$$\lambda_{ox} \frac{d^2T}{dx^2} = \rho_{ox} r_i c_p \frac{dT}{dx}, \quad x = 0, T = T_s; \quad x = -\infty, T = T_0 \quad (3)$$

式中, c_p 为凝聚相定压比热容, $\text{J} \cdot (\text{kg} \cdot \text{K})^{-1}$; T_s 为燃烧表面温度, T_0 为推进剂初温, K 。

$$\rho_{ox} r_i(d_i) = \sqrt{\frac{\lambda_g}{c_{p,g}}} K_{r,eff,i} p^2 \ln \left(1 + \frac{c_{p,g}(T_{eff,i} - T_{s,i})}{c_p(T_{s,i} - T_0) - H_{s,i} - \gamma - \dot{q}_R / \rho_{ox} r_i(d_i)} \right) \quad (10)$$

在气相反应区, 能量方程可表示为式(4):

$$\lambda_g \frac{d^2T}{dx^2} - \rho_{ox} r_i c_{p,g} \frac{dT}{dx} = -W_g, \\ x = 0, T = T_s; \quad x = x^*, T = T_f \quad (4)$$

式中, $c_{p,g}$ 为气相定压比热容, $\text{J} \cdot (\text{kg} \cdot \text{K})^{-1}$; W_g 为气相反应放热, $\text{W} \cdot \text{m}^{-3}$; T_f 为火焰温度, K ; x^* 为火焰至燃面的距离, 即气相反应区厚度, m ; 根据 DBM 模型(Denison-Baum-Williams model)^[28], T_f 可根据式(5)计算:

$$T_f = T_0 + \frac{Q_c + Q_g}{C_{ox}} \quad (5)$$

式中, Q_c 凝聚相反应热, $\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$; Q_g 为气相反应热, $\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$ 。

联立式(2)至式(5), 忽略高阶影响, 可以得到燃速与火焰距离 x^* 之间的关系如式(6)所示:

$$\frac{\rho_{ox} r_i c_{p,g} X^*}{\lambda_g} \approx \ln \left(1 + \frac{c_{p,g}(T_f - T_s)}{c_p(T_s - T_0) - H_s - \gamma} \right), \\ \gamma = \frac{\lambda_g W_g}{\rho_{ox}^2 r_i^2 c_{p,g}} \quad (6)$$

联立一维预混火焰的反应物通量-化学反应速率平衡公式(7):

$$\rho_{ox} r_i = K_{r,ox} p^2 \cdot x^* \quad (7)$$

式中, 假设为二级反应, $K_{r,ox}$ 为平均气相反应速率, $\text{kg}^{-1} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{s}^3$ 。消去 x^* 得到单颗粒燃速的表达式(8)

$$\rho_{ox} r_i(d_i) = \sqrt{\frac{\lambda_g}{c_{p,g}}} K_{r,ox} p^2 \ln \left(1 + \frac{c_{p,g}(T_f - T_s)}{c_p(T_s - T_0) - H_s - \gamma} \right) \quad (8)$$

由于推进剂组分在表面发生了热解反应, 表面温度 T_s 由阿伦尼乌斯公式^[29]确定:

$$r_i(d_i) = A_s \exp(-E_s/RT_s) \quad (9)$$

式中, R 为气体常数, 取值为 $8.314 \text{ J} \cdot (\text{mol} \cdot \text{K})^{-1}$; A_s 为热解指数因子, s^{-1} ; E_s 为表面热解活化能, K 。通过对式(8)和式(9)的迭代计算, 能够得到确定的 T_s 值, 在该值下, 两式所计算得到的燃速相同, 即可确定粒径为 d_i 的单颗粒燃速。

需要注意的是, 式(8)是针对纯氧化剂颗粒求解的。为了考虑粘结剂基体包覆层的影响, 需要进行进一步的修正^[21], 形成适用于等效氧化剂单颗粒的燃烧模型。修正后的四组元推进剂中粒径 d_i 的等效氧化剂单颗粒燃速可表示为式(10):

式中, $K_{r,\text{eff}}$ 为有效反应速率, $\text{kg}^{-1}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{s}^{-3}$; T_{eff} 为有效火焰温度,K。对于四组元推进剂,在热平衡方程中考虑了亚微米级铝颗粒在气相中对等效氧化剂颗粒的辐射热流。在热辐射效应作用下,推进剂燃速会进一步加快。基于文献[30],辐射热流 \dot{q}_R 通过发射系数 ϵ' 与黑体总发射强度 I_b 计算,即:

$$\dot{q}_R = \epsilon' I_b = \epsilon' \sigma T_f^4 \quad (11)$$

式中, σ 为黑体辐射常数,取值 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-4}$;发射系数 ϵ' 通过消光系数 K 与辐射路径长度 Δs 乘积计算。针对铝颗粒,消光系数 K 为消光截面($C=\pi d_{\text{Al}}^2/4$)与单位体积内发射颗粒数($N_0=6\rho_g \cdot f_{\text{Al}}/\rho_{\text{Al}} \cdot \pi d_{\text{Al}}^3$)的乘积。式中, ρ_g 为气体密度, $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$, ρ_{Al} 和 f_{Al} 分别为铝颗粒密度及质量分数。因此,式(11)可以写为:

$$\begin{aligned} \dot{q}_R &= \epsilon' \sigma T_p^4 = K \Delta s \sigma T_p^4 \\ &= \left[\frac{3}{2} \pi \frac{\rho_g f_{\text{Al}}}{\rho_{\text{Al}} d_{\text{Al}}} \right] \Delta s \sigma T_p^4, \Delta s = C x^* \sqrt{\frac{p}{2}} \end{aligned} \quad (12)$$

式中, p 为压力, MPa ; C 为调整系数,通过对对其进行调整以匹配实验数据,取 C 为80,在该取值下能与文献数据[31]有较好的一致性。因此,在计算中,将采用同样的取值进行分析。

对所有粒径下的氧化剂颗粒进行求解后,根据串联燃烧的思路,采用路径平均方法对推进剂的整体平均燃速进行计算^[32]。对于粒径为 d_i 的氧化剂颗粒,通过线相交系数 l_i 确定其沿燃烧路径所占据的路径尺度,在此基础上对各颗粒的燃速进行统计加权,最终获得推进剂的整体平均燃速,如式(13)所示:

$$\begin{cases} r_{b,qs} = \left[\sum \left(\frac{l_i(d_i)}{r_i(d_i)} \right) \right]^{-1} \\ l_i(d_i) = \frac{f_i(1 + 2t_{bm}/d_i)}{\sum f_i(1 + 2t_{bm}/d_i)} \end{cases} \quad (13)$$

式中, $r_{b,qs}$ 为推进剂的稳态燃速, $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$; $l_i(d_i)$ 为线相交系数,与AP和NA颗粒的质量分数 f_i ,粒径 d_i ,以及包覆层厚度 t_{bm} 有关。

通过对所有粒径单颗粒的独立处理与加权分析,可充分考虑四组元推进剂中的粒径和级配,实现从微观角度的参数化分析。下面将在稳态计算的基础上,进一步考虑固体推进剂在非稳态条件下的燃烧响应过程。

1.3 非稳态燃烧模型

为了研究复杂组分、粒径级配、外部环境等变化条件下丁羟四组元推进剂燃烧响应特性的变化规律,将

稳态燃速结果作为输入参数,考虑凝聚相预热效应和非稳态传热过程,建立了多组元推进剂的燃烧响应理论模型。

在非稳态条件下,凝聚相的瞬态热传导方程可写为:

$$\rho_p c_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho_p c_p r_b(t) \frac{\partial T}{\partial x} = \lambda_p \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \quad (14)$$

式中, ρ_p 为推进剂密度, $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$; c_p 为推进剂定压比热, $\text{J}\cdot(\text{kg}\cdot\text{K})^{-1}$; $r_b(t)$ 为推进剂瞬态燃速, $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$; λ_p 为推进剂热导率, $\text{W}\cdot(\text{m}\cdot\text{K})^{-1}$; T 为固相温度,K; x 为推进剂内部点与燃面的距离,m,其中从燃面指向推进剂内部方向为正; t 为时间,s。

在固体推进剂瞬变燃烧研究中,Zeldovich-Novozhilov(Z-N)方法^[33]被认为是处理固体推进剂瞬态燃烧特性的有效方法。该方法利用稳态燃烧特性,如燃速、温度敏感系数、表面温度等来推导瞬态响应,避免了计算复杂的化学反应动力学过程,因此在处理固体推进剂瞬态燃烧中被广泛使用。根据文献[33-34]可知,通过使用推进剂的总体平均物理参数,考虑非定常热反馈与压强振荡的耦合系数,可以在宏观尺度上为复合推进剂提供合理的预测结果。因此,本研究采用Z-N方法^[33],建立了瞬态燃速与稳态燃速、表面温度梯度的联系,从而能够方便地获得的压强瞬变下固体推进剂的燃烧响应变化。根据Z-N凝聚相能量守恒方程,固体推进剂在瞬变条件下的燃速可表示为式(15):

$$r_b^* = r_{b,qs} - \frac{1}{(T_s - T_0 - \Delta H_s/C_p)} \frac{\partial}{\partial t} \int_{-\infty}^0 \Delta T dx \quad (15)$$

式中, r_b^* 是标称无约束燃速, $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$,通过对凝聚相热穿透区的温度分布进行数值积分,在每个时间步后求解更新; $r_{b,qs}$ 为准稳态燃速, $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$; $\Delta T = T(x,t) - T_0$ 为 t 时刻下凝聚相内部 x 位置处的温度与推进剂初温 T_0 的温差,K; ΔH_s 为推进剂表面净反应热, $\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}$ 。

由于标称无约束燃速的发散性,需要附加的方程来限制瞬时燃速随时间的变化过程,以物理地约束该模型。采取的经验方法如式(16):

$$\frac{dr_b}{dt} = K_b(r_b^* - r_b) \quad (16)$$

式中, K_b 为燃速约束系数, s^{-1} 。

在凝聚相中,温度分布调整到与对应压强相适应的稳态温度分布之前,会产生预热效应,这一效应影响了凝聚相中的温度分布,将一部分推进剂加热。当这部分推进剂到达燃烧表面时,由于燃面热通量的连续

性,推进剂燃速将趋于增大。此外,由于推进剂燃烧产物不断地离开燃烧表面,因此也带走了一部分热量,这种吹离效应会影响推进剂的表面温度梯度以及火焰区对燃面的热反馈量,最终造成瞬态燃速与准稳态燃速的差异。当稳定状态下,温度积分变化率为零,推进剂的瞬态燃速将与准稳态燃速保持一致。

1.4 压力耦合响应函数计算

压力耦合响应函数以无量纲形式被定义为气体离开燃面的质量流量波动与施加的任一压力的波动之比,其表达式如下:

$$R_p = \frac{\dot{m}' / \bar{m}}{p' / \bar{p}} \quad (17)$$

其中,外部强迫压力波动由下式表示:

$$p = \bar{p} + p', p' = mag \times \sin(2\pi ft) \quad (18)$$

式中, \dot{m} 为燃面质量流率, $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$; \dot{m}' 为平均质量流率, \bar{m} 为波动质量流率, $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$; p 为燃烧室压力,Pa, \bar{p} 为平均压力; p' 为波动压力,mag表示波动量的幅值,在计算中取平均压力的10%; f 为振荡频率,Hz。

利用圣罗伯特-维耶里(Saint-Robert Vieille)公式^[29],将质量变化率与压力变化率用燃烧速率的形式替换,最终压力耦合响应函数的实部 $R_p^{(r)}$ 可以通过式(19)计算:

$$\operatorname{Re}\{R_p\} = \left[\frac{r_{b,\text{peak}}}{r_{b,0}} - 1 \right] \left[\left(\frac{r_{b,\text{qs,peak}}}{r_{b,0}} \right)^{\frac{1}{n}} - 1 \right]^{-1} \quad (19)$$

式中, $r_{b,\text{peak}}$ 为瞬态燃速峰值, $r_{b,\text{qs,peak}}$ 为准稳态燃速峰值, $r_{b,0}$ 为 $t=0$ 时刻的初始燃速。

图2为模型的计算流程。在计算中,采用有限差分格式对凝聚相瞬态热传导方程进行求解以获得凝聚相的温度分布。首先,根据稳态燃烧模型求解给定推进剂配方及压强条件下的燃速-压强的变化关系,并通过数据拟合获取不同压强段下的燃速系数和压强指数,作为非稳态计算的输入条件。随后,在给定压强扰动条件下,通过迭代求解凝聚相瞬态热传导方程以获得温度分布规律,并利用式(15)和式(16)建立瞬态燃速 $r_{b,t}(t)$ 和准稳态燃速 $r_{b,\text{qs}}$ 的关系。基于扰动压强下时变的瞬态燃速响应,可依据式(19)计算推进剂的压力耦合响应函数。

基于上述方法,模型能够深入分析配方变化对推进剂燃烧稳定性的影响机理,考虑不同级配、氧化剂粒径分布、氧化剂类型、铝粉含量等成分变化对丁羟四组元推进剂压力耦合响应函数的影响规律,以形成有效的配方改进方法。计算所用的热物性参数值详见表1^[35-40]。

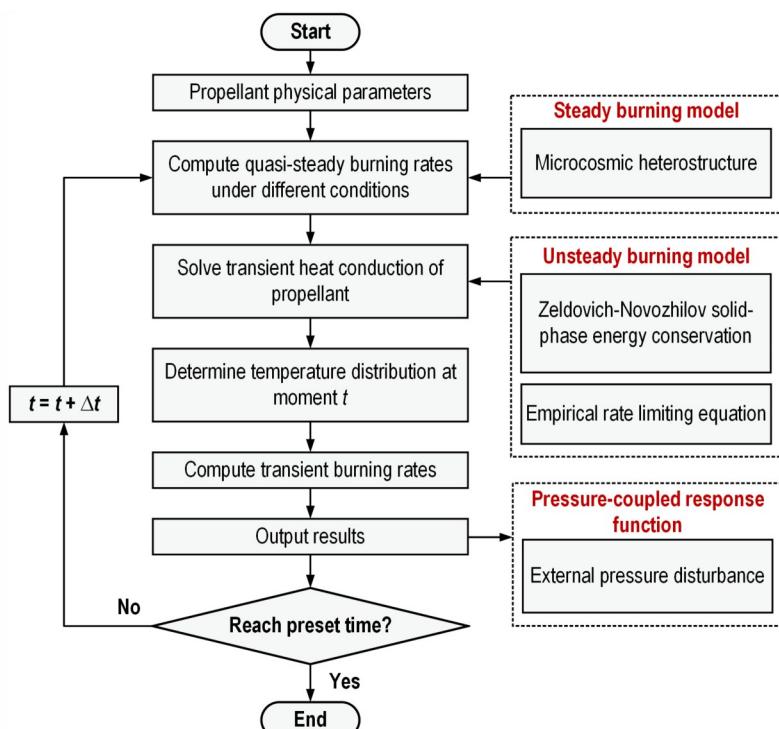


图2 模型计算流程图

Fig.2 Computational flow chart for the mathematical model

表1 计算中所用的参数^[35-40]Table 1 Property parameters in the calculation^[35-40]

properties	value	properties	value
$E_s/R / K$	6500	$H_{AP} / kJ \cdot kg^{-1}$	$0.6P(atm) + 500$
A_s / s^{-1}	5800	$H_{RDX} / kJ \cdot kg^{-1}$	707
$c_p / J \cdot kg^{-1} \cdot s^{-1}$	1.15	$H_{HMX} / kJ \cdot kg^{-1}$	161.13
$\lambda_p / W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$	0.6	$Q_{c,AP} / kJ \cdot kg^{-1}$	-100
$\sigma / W \cdot m^{-2} \cdot K^{-4}$	5.67×10^{-8}	$Q_{g,AP} / kJ \cdot kg^{-1}$	2127
$R / J \cdot kmol^{-1}$	8.314	$Q_{c,RDX} / kJ \cdot kg^{-1}$	109
$K_r / kg^{-1} \cdot m^{-1} \cdot s^3$	1000	$Q_{g,RDX} / kJ \cdot kg^{-1}$	3827
T_0 / K	294	$Q_{c,HMX} / kJ \cdot kg^{-1}$	400
$T_{s,AP} / K$	870	$Q_{g,HMX} / kJ \cdot kg^{-1}$	3018

2 模型验证与配方工况

2.1 稳态燃速验证

针对粒径大小的判定方式,基于文献[41]中的定义,将粒度分布划分为I类(40-60目)、II类(60-100目)、III类(100-140目)、细粒度和超细粒度,对应的粒径分布为250~420,150~250,106~150,5~12 μm和1~3 μm。通过名义粒径对配方粒度进行了表征,结果如图3所示。图3a展示了各名义粒径对应的氧化剂颗粒质量分数的累计分布图(CDF)。与此同时,为了有效表示粒径对概率密度的贡献权重,图3b绘制了名义粒径下的加权概率密度函数(Weighted PDF)。从图中可以看出,尽管粒径存在一定的分布范围,但是名义粒径依然占据主导作用。因此,为了便于对比计算,本研究参考文献[16]的处理,忽略粒径的分布范围,直接采用名义粒径开展计算。

为了验证理论模型的正确性,利用模型计算了文献[13]提供的丁羟四组元推进剂(AP/HTPB/Al/RDX)配方在不同压力下的稳态燃烧速度。3组配方HTPB含量均为14%,Al含量为18%(13 μm)。氧化剂为AP和RDX,其中AP为三级配,存在3种名义粒径,分别为1,127.5 μm和250 μm;RDX为单级配,粒径为85 μm。3组配方粒径一致,主要差异为RDX的含量。其中,推进剂配方1(H1)中,RDX含量为0,AP级配为250 μm/127.5 μm/1 μm(40:23:5);推进剂配方2(H2)中,RDX含量为6%,AP级配为250 μm/127.5 μm/1 μm(40:17:5);推进剂配方3(H3)中,RDX含量为12%,AP级配为250 μm/127.5 μm/1 μm(40:11:5)。使用模型计算相同工况下四组元推进剂在不同压力下的平均燃速,并与实验数据[13]进行了对比,结果如图4所示。从图4可知,3种推进剂配方的计算结果与实验数

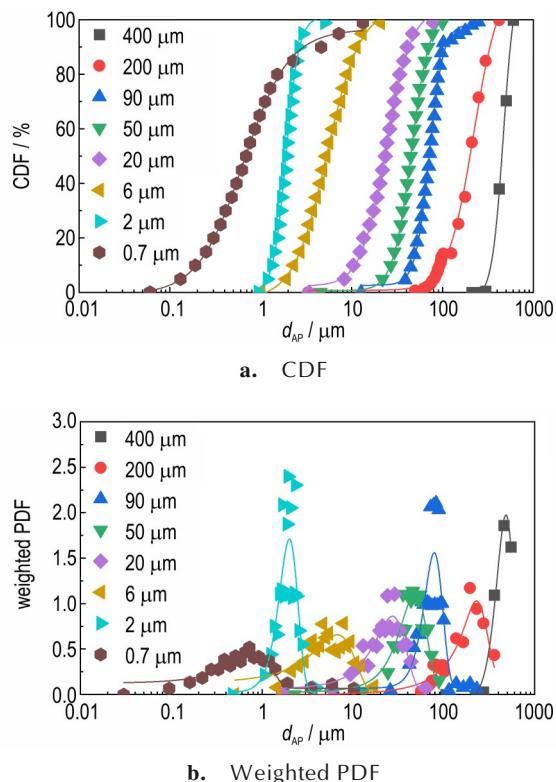
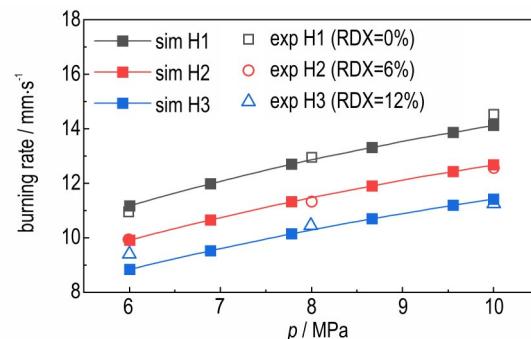


图3 氧化剂颗粒名义粒径下的质量分布

Fig.3 Mass distribution of nominal particle size

图4 丁羟四组元推进剂燃速的模拟数值与实验数值^[13]Fig.4 Comparison between theoretical and experimental results^[13] of burning rates for four-component hydroxyl-terminated polybutadiene propellant

据的误差均小于10%,且不同配方下的变化趋势与实验结果吻合良好,可以有效预示多级配四组元推进剂在较宽压力范围内的平均燃速。因此,这有效证明了四组元推进剂细观异质结构稳态燃烧模型的可靠性。

2.2 燃烧响应验证

为了验证非稳态燃烧响应模型的有效性,基于T型燃烧器试验系统开展了丁羟四组元推进剂压力耦合响应函数测量实验。实验装置的整体组成如图5所示。

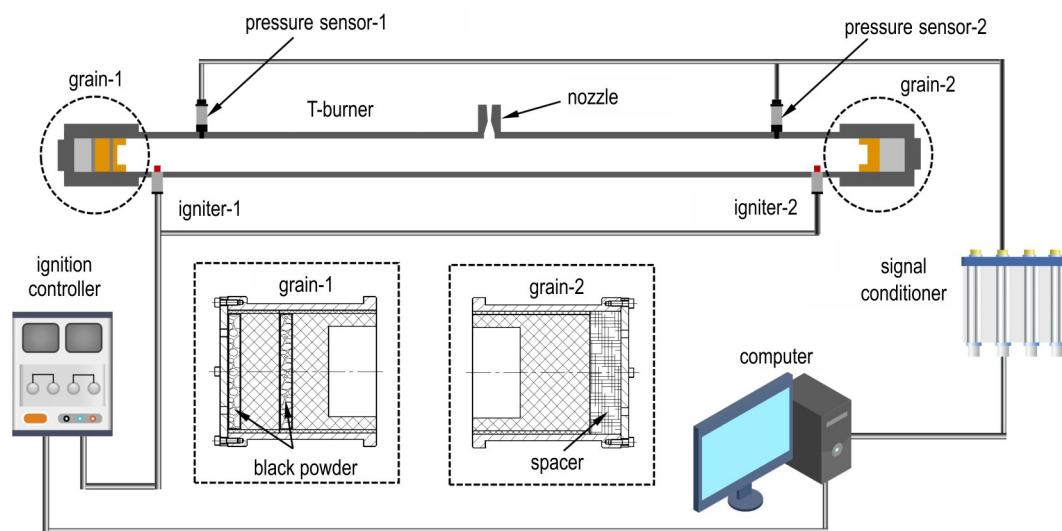


图 5 实验装置图

Fig.5 Schematic of experimental device

T型燃烧器的特殊结构能够有效地反射声波,形成声振荡。在点火后对压强信号进行实时记录。杯型装药被置于燃烧室两端,一端装药包含两次脉冲激励,在装药燃烧过程及燃尽时刻触发压强振荡。经点火系统控制点火后,燃烧室迅速建压达到设计平衡压强。随后待装药燃烧至设计位置后,脉冲药盒引燃并激励形成两次压强振荡信号。燃烧器侧壁面安装有高频压力传感器,由数据采集系统对压强信号实时记录。获得压强-时间曲线后,基于二次脉冲法对两次压强衰减信号进行处理,最终实现压力耦合响应函数的测量^[42]。

实验在常温环境下进行。实验前,推进剂被置于20 °C保温箱中进行保温,以保证初始温度的一致性。所测推进剂为丁羟四组元推进剂,推进剂配方为AP(61%)/Al(18%)/RDX(10%)/HTPB(11%),12 MPa下的稳态燃速为6.86 mm·s⁻¹,压强指数为0.3,密度为1750 kg·m⁻³,燃气温度为3000 K。利用T型燃烧器对目标四组元推进剂在12 MPa下的压力耦合响应函数进行了测量。实验时,每组工况下进行了3次测试。通过替换T型燃烧器延长段,保证燃烧器有效长度分别为1.5,3 m和5 m,对应频率范围为100~330 Hz。采用理论模型在相同的条件下进行了预估计算。通过对实验点进行拟合获得压力耦合响应函数曲线,根据式(20)计算模型计算结果与实验拟合结果的压力耦合响应函数误差:

$$\delta = \frac{|R_p^{(r)}_{\text{exp}} - R_p^{(r)}_{\text{sim}}|}{R_p^{(r)}_{\text{exp}}} \quad (20)$$

式中, δ 为对比误差, %; $R_p^{(r)}_{\text{exp}}$ 为压力耦合响应实验测量值, $R_p^{(r)}_{\text{sim}}$ 为压力耦合响应理论计算值。

实验测量值与理论计算值的对比结果如图6所示。在100~350 Hz频率下,模型计算结果与试验拟合曲线吻合良好,误差值最大为5.34%。因此,本研究所建立的方法可用于开展丁羟四组元推进剂细观异质结构燃烧响应的研究。

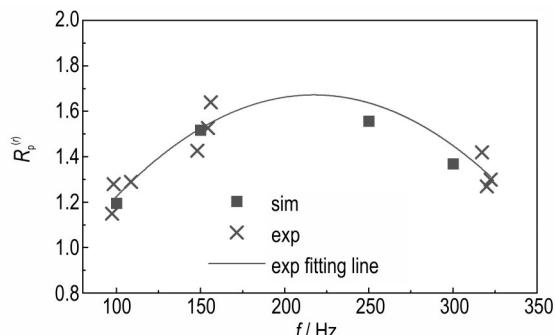


图 6 压力耦合响应函数误差对比结果

Fig.6 Comparison between theoretical and experimental results of pressure-coupled response function

2.3 配方计算工况

为了探究高能异质推进剂配方变化对燃烧响应的影响,本研究基于文献[41]中的SD-III-17推进剂配方,将高氯酸铵颗粒部分替换为硝胺炸药和铝粉,设计了包含17种配方的丁羟四组元推进剂,计算配方如表2所示。其中,考虑了两种AP级配,配比统一为36.15:63.85。此外,考虑了150 μm、90 μm和30 μm下3种硝胺粒径,质量分数由10%变化至20%。计算配方汇总如表2所示:

表2 计算配方汇总

Table 2 Summary of calculated propellant formulations

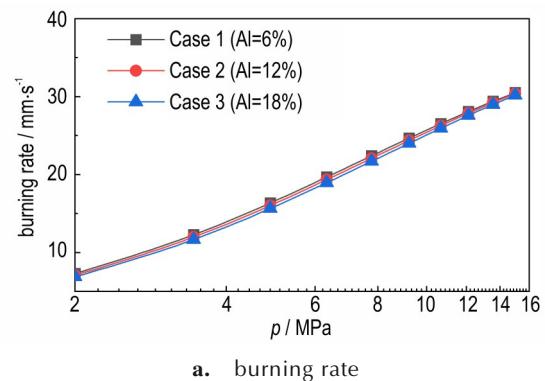
No.	f_{AP} / %		f_{RDX} / %			f_{HMX} / %			f_{Al} / %		f_{HTPB} / %
	90 μm / 20 μm	200 μm / 20 μm	150 μm	90 μm	30 μm	150 μm	90 μm	30 μm	6 μm		
Base	87.4	-	-	-	-	-	-	-	-	-	12.6
Case 1	75.4	-	-	-	-	-	-	-	6	18.6	
Case 2	75.4	-	-	-	-	-	-	-	12	12.6	
Case 3	75.4	-	-	-	-	-	-	-	18	6.6	
Case 4	-	75.4	-	-	-	-	-	-	12	12.6	
Case 5	-	70.4	-	-	-	-	-	-	12	17.6	
Case 6	70.4	-	-	-	-	-	-	-	12	17.6	
Case 7	65.4	-	-	-	-	-	-	-	12	22.6	
Case 8	65.4	-	10	-	-	-	-	-	12	12.6	
Case 9	65.4	-	-	10	-	-	-	-	12	12.6	
Case 10	65.4	-	-	-	10	-	-	-	12	12.6	
Case 11	60.4	-	15	-	-	-	-	-	12	12.6	
Case 12	55.4	-	20	-	-	-	-	-	12	12.6	
Case 13	65.4	-	-	-	-	10	-	-	12	12.6	
Case 14	65.4	-	-	-	-	-	10	-	12	12.6	
Case 15	65.4	-	-	-	-	-	-	10	12	12.6	
Case 16	60.4	-	-	-	-	15	-	-	12	12.6	
Case 17	55.4	-	-	-	-	20	-	-	12	12.6	

Note: f_{AP} is content of AP. f_{RDX} is content of RDX. f_{HMX} is content of HMX. f_{Al} is content of Al. f_{HTPB} is content of HTPB

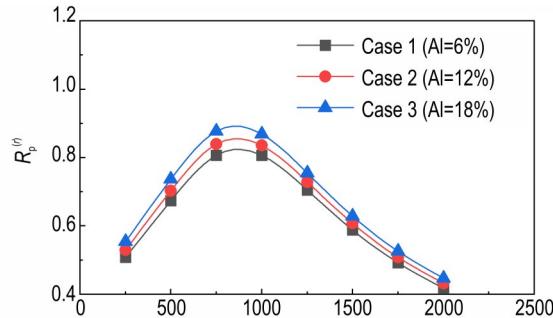
3 结果与讨论

3.1 Al含量对压力耦合响应函数的影响

为了探究四组元推进剂中Al粉含量对压力耦合响应函数的影响,选择3种配方Case 1-3,计算在不同压强下的稳态燃速和不同频率下的压力耦合响应函数,结果如图7所示。图7a展示了Case 1-3在2~15 MPa下的稳态燃速变化规律。随着Al粉含量的增大,推进剂整体燃速变化微弱,但压强指数变化较为明显。根据Case 1和Case 3在12 MPa下的燃速结果,Al粉含量由6%增大为18%时,燃速由 $26.55 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$ 变化至 $25.96 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$,压强指数由0.43增大至0.46。较高的压强指数会加剧燃速的敏感性,进一步导致压力耦合响应函数的改变。图7b展示了工作压强为12 MPa下Case 1-3在250~2000 Hz范围的压力耦合响应函数。当Al粉含量由6%增大至12%时,Case 1和Case 3的压力耦合响应函数峰值由0.83增大至0.91,峰值频率则没有显著变化。这一现象源于铝粉对燃面的热反馈增强,导致凝聚相温度分布对外界扰动的响应更加敏感。此外,较高的Al含量提高了推进剂的压强指数,进而增强了燃速对压强的敏感性,导致压力耦合响应



a. burning rate



b. pressure-coupled response function

图7 不同铝粉含量下的燃速特性及压力耦合响应函数

Fig. 7 Burning rate and pressure-coupled response function under different contents of Al

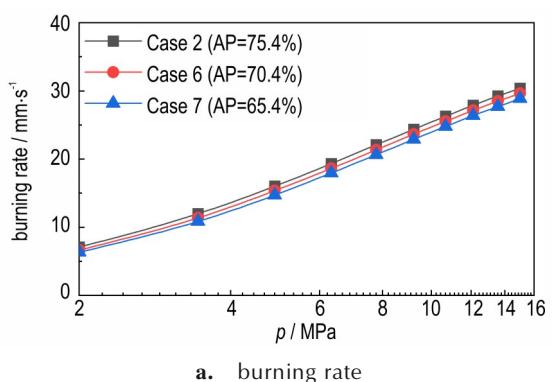
函数的增大。由此可见,在相同工作条件下,低铝含量配方表现出更好的燃烧稳定性。

3.2 AP对压力耦合响应函数的影响

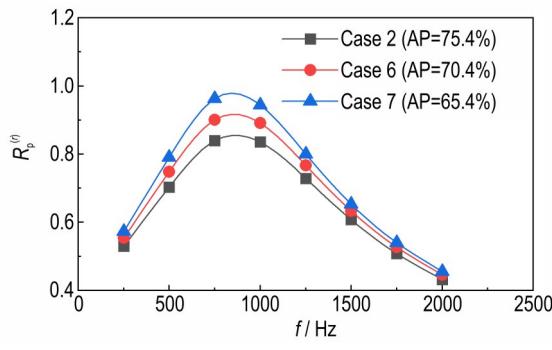
为了探究四组元推进剂中AP含量对压力耦合响应函数的影响,选择3种配方Case 2、Case 6-7,计算在不同压强下的稳态燃速和不同频率下的压力耦合响应函数,结果如图8所示。图8a展示了Case 2、Case 6-7在2~15 MPa下的稳态燃速变化规律。随着AP质量分数从75.4%降低至65.4%,推进剂的燃速在各压强范围内呈现整体下降的趋势。图8b展示了工作压强为12 MPa下Case 2、Case 6-7在250~2000 Hz范围的压力耦合响应函数。当工作压强相同且氧化剂粒径一致的条件下,随着AP含量的不断降低,压力耦合响应函数在较宽的频率范围内均有明显的升高。当AP含量由75.4%降低至65.4%时,Case 2和Case 7的压力耦合响应函数峰值由0.85增大至0.98。从能量角度而言,AP相对含量的增大能够显著提升复合推进剂的能量特性。在常规认知中,高能推进剂的稳定性裕度更低,容易引发不稳定燃烧问题^[5]。而在推进剂配方角度,当颗粒粒径一致时,AP相对含量的提升会引起推进剂燃速

在各压强范围内的整体增大。在较高的基准燃速下,凝聚相温度梯度变陡,燃面净吹离效应增强,对压力扰动的响应过程减弱。因此,尽管瞬态燃速在同样压强扰动下有更高的幅值,但无量纲压力耦合响应呈减小趋势。这一规律与Blomshield等^[43]的实验结果是一致的。

为了探究四组元推进剂中AP粒径对压力耦合响应函数的影响,选择4种配方Case 2、Case 4-6,计算在不同压强下的稳态燃速和不同频率下的压力耦合响应函数,结果如图9所示。其中,组分含量及相对配比保持固定,将二级配中大粒径颗粒由90 μm替换为200 μm。图9a展示了Case 2、Case 4-6在2~15 MPa下的稳态燃速变化规律。随着AP粒径增大,推进剂整体燃速降低。根据Case 2和Case 4在12 MPa下的燃速结果,当固定组分含量不变时,90 μm颗粒替换为200 μm颗粒后燃速降低0.74 mm·s⁻¹,压强指数由0.45变化为0.52。这一规律在低AP含量下也成立,如Case 5-6所示。图9b展示了工作压强为12 MPa下4组配方在250~2000 Hz范围的压力耦合响应函数。在相同的工作压强下,压力耦合响应函数呈单峰分布。随着AP粒径的增大,响应函数的峰值显著增大,



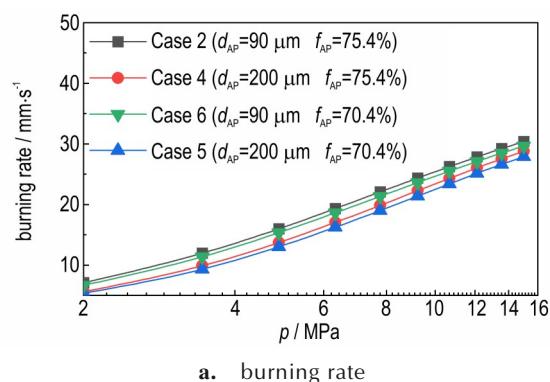
a. burning rate



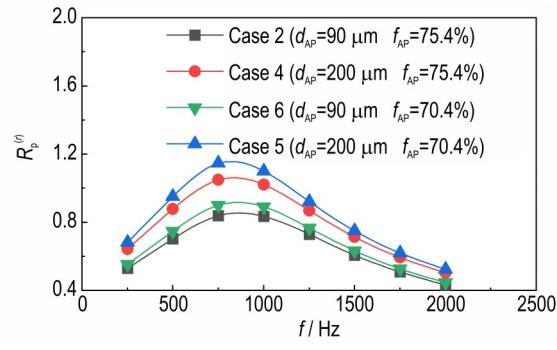
b. pressure-coupled response function

图8 不同AP含量下的燃速特性及压力耦合响应函数

Fig.8 Burning rate and pressure-coupled response function under different contents of AP



a. burning rate



b. pressure-coupled response function

图9 不同AP粒径下的燃速特性及压力耦合响应函数

Fig.9 Burning rate and pressure-coupled response function under different particle sizes of AP

且峰值频率也逐渐向低频移动。当AP粒径由90 μm增大为200 μm时,Case 2和Case 4的压力耦合响应函数峰值由0.89增大至1.06。这是由于大粒径AP颗粒火焰结构明显,对压力扰动的响应更加敏感。这与二组元丁羟推进剂的规律是一致的。

3.3 RDX对压力耦合响应函数的影响

为了探究四组元推进剂中RDX含量对压力耦合响应函数的影响,选择3种配方Case 8、Case 11-12,计算在不同压强下的稳态燃速和不同频率下的压力耦合响应函数,结果如图10所示。其中,HTPB和Al含量保持不变,在基准配方的基础上将部分AP替换为RDX,并调整RDX含量为10%、15%和20%。图10a展示了Case 8、Case 11-12在2~15 MPa下的稳态燃速变化规律。随着RDX成分的质量分数从10%提高至20%,推进剂燃速在各压强范围内有明显下降。根据Case 8和Case 12,当RDX含量增大一倍时,推进剂燃速由23.63 mm·s⁻¹降低至20.41 mm·s⁻¹,压强指数由0.52增大至0.59。图10b展示了工作压强为12 MPa下Case 8、Case 11-12在250~2000 Hz范围内的压力耦合响应函数。随着RDX相对含量的增大,压力耦合响应函数在较宽的频率范围内均有明显的提升。当RDX

含量从10%提高至20%时,Case 8和Case 12的压力耦合响应函数峰值由1.13增大至1.39。这主要与硝胺的高压强指数有关,且伴随相对应的AP含量的降低,在较低的基础燃速条件下,燃烧响应的增幅更为显著。综上所述,对于四组元推进剂而言,减少RDX的相对含量更有助于降低推进剂的压力耦合响应函数。

为了探究四组元推进剂中RDX粒径对压力耦合响应函数的影响,选择3种配方Case 8-10,计算在不同压强下的稳态燃速和不同频率下的压力耦合响应函数,结果如图11所示。其中,固定RDX含量为10%,分别调整RDX粒径为150 μm、90 μm以及30 μm。图11a展示了Case 8-10在2~15 MPa下的稳态燃速变化规律。当RDX粒径减小时,推进剂燃速有降低趋势,这与AP呈现相反的结果。其原因主要在于硝胺颗粒在推进剂燃烧过程中处于吸热融化状态。粒径的减小促进了凝聚相的吸热反应,降低了凝聚相反应热,影响了燃面燃气的反应与扩散过程,最终导致燃速的下降。根据Case 8和Case 10在12 MPa下的燃速结果,当组分含量不变时,150 μm颗粒替换为30 μm颗粒会使燃速降低1.71 mm·s⁻¹。图11b展示了工作压强为12 MPa下3组配方在250~2000 Hz范围内的压力耦

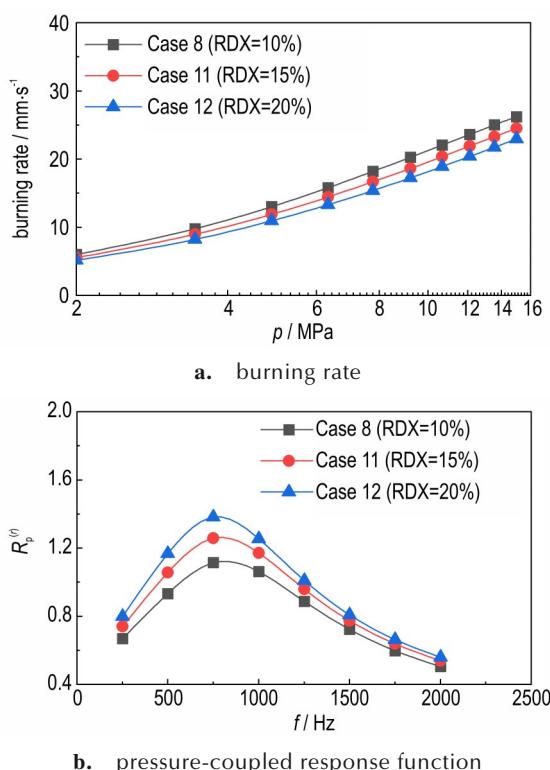


图10 不同RDX含量下的燃速特性及压力耦合响应函数
Fig.10 Burning rate and pressure-coupled response function under different contents of RDX

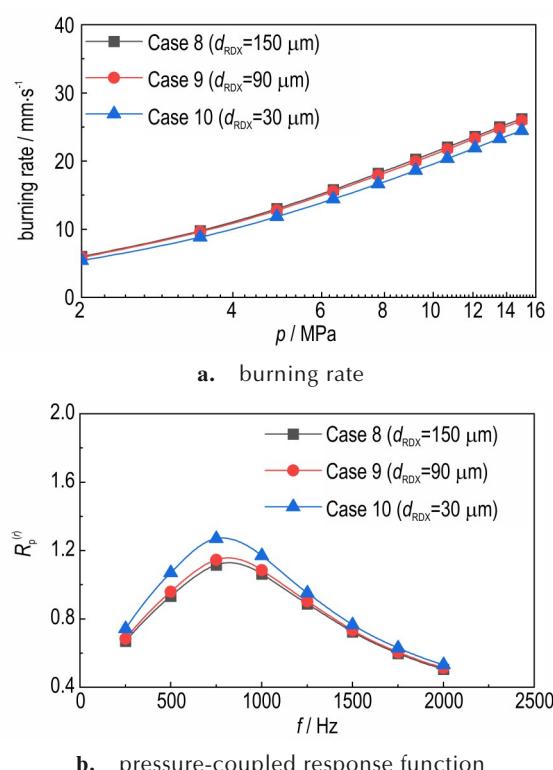


图11 不同RDX粒径下的燃速特性及压力耦合响应函数
Fig.11 Burning rate and pressure-coupled response function under different particle sizes of RDX

合响应函数。相同的压强条件下,随着RDX粒径的增大,在较高的燃速和低凝聚相反应热的共同作用下,压力耦合响应函在较宽的频率范围内均有一定的下降。根据Case 8和Case 10的计算结果,当RDX粒径由30 μm增大至150 μm时,压力耦合响应函数由1.27降低至1.12。综上所述,大粒径RDX更有助于提升推进剂的稳定燃烧性能。

3.4 HMX对压力耦合响应函数的影响

为了探究四组元推进剂中HMX含量对压力耦合响应函数的影响,选择3种配方Case 13、Case 16-17,计算在不同压强下的稳态燃速和不同频率下的压力耦合响应函数,结果如图12所示。其中,HTPB和Al含量保持不变,在基准配方的基础上将部分AP替换为HMX,并调整HMX含量为10%、15%和20%。图12a展示了Case 13、Case 16-17在2~15 MPa下的稳态燃速变化规律。随着HMX成分的质量分数从10%提高至20%,推进剂的燃速逐渐降低,压强指数显著增大,这与RDX的规律保持一致。根据Case 13和Case 17在12 MPa下的结果,当HMX含量增大一倍时,推进剂燃速由22.10 mm·s⁻¹降低至18.24 mm·s⁻¹,压强指

数由0.56增大至0.63。此外,在相同压强条件下,含RDX的四组元推进剂配方燃速较HMX更高。图12b展示了工作压强为12 MPa下Case 13、Case 16-17在250~2000 Hz范围的压力耦合响应函数。在氧化剂粒径一致的条件下,随着HMX含量的不断提升,响应函数的峰值显著增大。根据Case 13和Case 17的压力耦合响应计算结果,当HMX含量由10%增大至20%时,AP含量相对降低,响应函数由1.27增大至1.67。综上所述,在当前的频率范围内,低HMX含量的配方具有更低的响应函数,在稳定性方面更具优势。

为了探究四组元推进剂中HMX粒径对压力耦合响应函数的影响,选择3种配方Case 13-15,计算在不同压强下的稳态燃速和不同频率下的压力耦合响应函数,结果如图13所示。其中,固定HMX含量为10%,分别调整HMX粒径为150,90 μm以及30 μm。图13a展示了Case 13-15在2~15 MPa下的稳态燃速变化规律。当HMX粒径增大时,推进剂整体燃速呈增大趋势,这一现象与RDX变化类似。根据Case 13和Case 15在12 MPa下的燃速结果,当组分含量不变时,150 μm颗粒替换为30 μm颗粒会使燃速降低1.41 mm·s⁻¹。

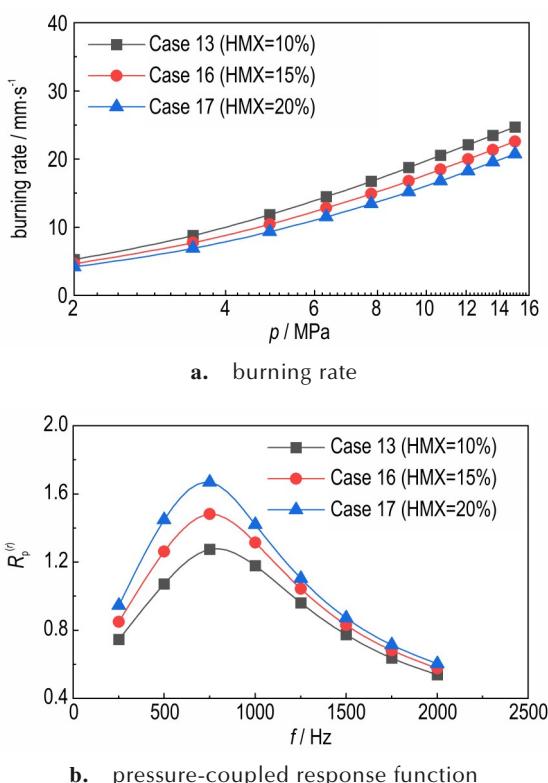


图12 不同HMX含量下的燃速特性及压力耦合响应函数
Fig.12 Burning rate and pressure-coupled response function under different contents of HMX

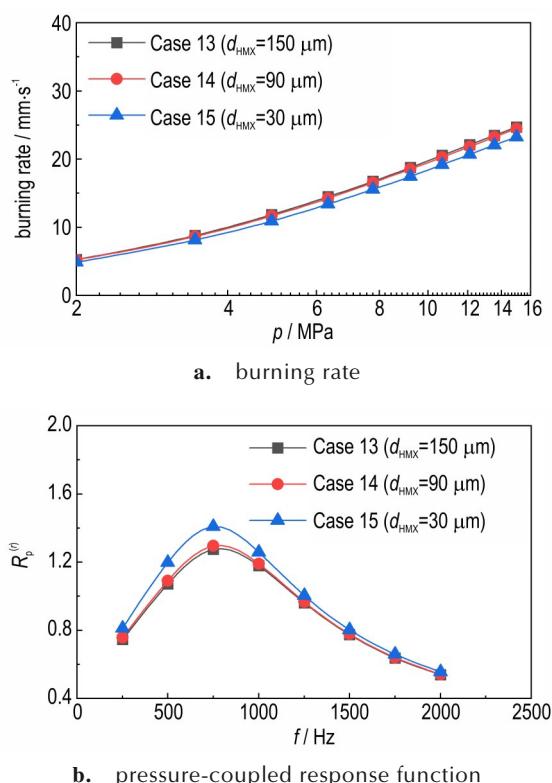


图13 不同HMX粒径下的燃速特性及压力耦合响应函数
Fig.13 Burning rate and pressure-coupled response function under different article sizes of HMX

图 13b 展示了工作压强为 12 MPa 下 Case 13-15 在 250~2000 Hz 范围的压力耦合响应函数。当压强条件相同时,随着 HMX 粒径的减小,在基准燃速降低的影响下,压力耦合响应函数在较宽的频率范围内均有一定的增大。根据 Case 13 和 Case 15 的压力耦合响应计算结果,响应函数峰值由 1.27 增大至 1.40。综上所述,对于四组元推进剂而言,硝胺的添加对于压力耦合响应函数的影响较为显著。在配方调控方面,调整氧化剂的粒度能明显改变推进剂的燃烧响应特性,且小粒径 AP 与大粒径硝胺更有助于推进剂的稳定燃烧。此外,增大 AP 的相对含量更有助于降低推进剂的压力耦合响应函数。因此,需要注意推进剂配比的合理选取。

3.5 推进剂类型对压力耦合响应函数的影响

为了探究组分类型对压力耦合响应函数的影响,选择 3 种不同类型推进剂配方 Case 2、Case 8 和 Case 13,计算在不同压强下的稳态燃速和不同频率下的压力耦合响应函数,结果如图 14 所示。其中,Case 2 对应于三组元丁羟推进剂,AP 含量为 75.4%,Case 8 和 Case 13 对应于四组元丁羟推进剂,分别将 10% AP 替换为 RDX 和 HMX。除组分类型存在差异外,氧化剂的粒

径与级配均保持一致。从图 14a 可以看出,丁羟三组元推进剂燃速最高,含 HMX 的推进剂配方最低。这主要受到 AP 含量降低的影响。富氧的 AP 为燃烧提供主要的氧元素,促进推进剂的燃烧反应,因此推进剂对 AP 组分更加敏感。而替换部分 AP 为硝胺后,尽管能有效提升推进剂能量特性,但也将降低燃烧速度。这不利于提升推进剂的燃速稳定性。从图 14b 也可以观察到,随着氧化剂组分的变化,压力耦合响应函数有明显区别。其中,三组元推进剂配方占有优势,具有最低的压力耦合响应峰值;10% 的 AP 被替换为 RDX 后,压力耦合响应函数峰值增大 0.15,峰值频率减小 25 Hz;10% 的 AP 被替换为 HMX 后,压力耦合响应函数峰值增大 0.43,峰值频率减小 85 Hz。从声振系统增益的角度而言,这不利于发动机的稳定燃烧状态。

3.6 样品参数对压力耦合响应函数的影响

在实际应用中,压力耦合响应函数的测量结果存在一定的分散性。为了考虑推进剂样品差异对计算结果的影响,以 Case 8 配方为基准,对推进剂的热导率以及环境初温两种主要影响因素进行了分析。

图 15a 对比了不同初温下的压力耦合响应函数计

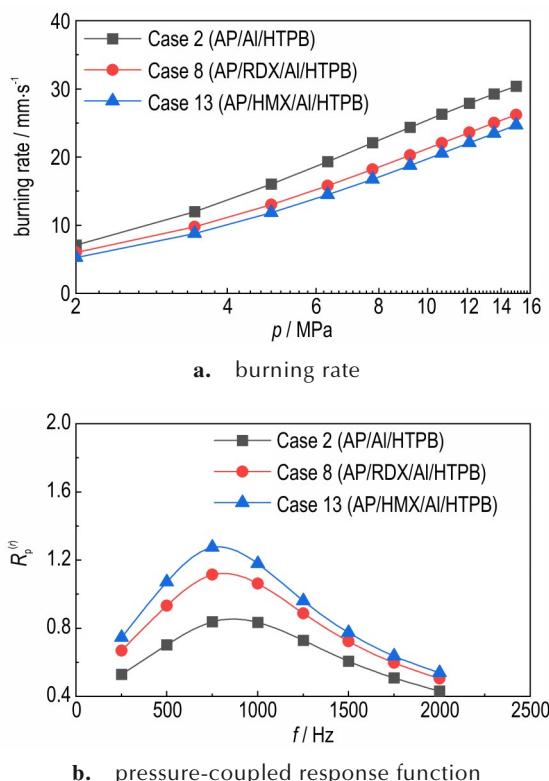


图 14 不同类型推进剂的燃速特性及响应函数

Fig.14 Burning rate and pressure-coupled response function under different types of propellant

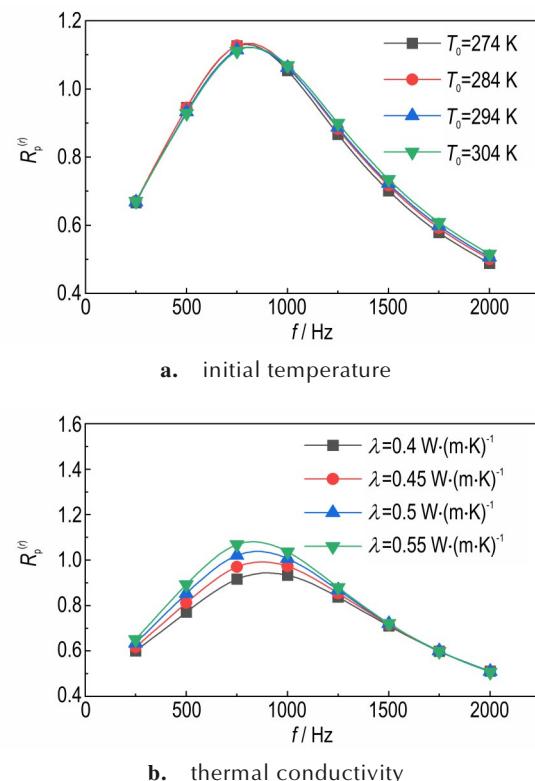


图 15 样品参数对压力耦合响应函数的影响

Fig. 15 Pressure-coupled response function under different sample properties

算结果。随着初温的增大,响应峰值逐渐减小,而峰值频率则逐渐向高频移动。在低频条件下初温对燃烧响应的影响并不显著,当扰动频率逐渐增大时,高温下推进剂的压力耦合响应函数有显著提升。这主要是由于初温的提升引起凝聚相热渗透层进一步变薄,温度分布响应的特征时间减小,故而对高频的压力扰动更加敏感。此外,推进剂中颗粒的随机堆叠形式会造成导热系数的差异。图15b中对比了不同导热系数 λ 下的压力耦合响应函数。可以发现,随着 λ 由 $0.4 \text{ W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1}$ 增大至 $0.55 \text{ W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1}$,响应函数峰值由0.94增大至1.08。较大的导热系数提高了推进剂固相储热及放热的效率,使温度变化更加敏感随外部环境变化。因此,燃速难以维持稳定状态,易于随扰动更剧烈的波动。

4 结论

本研究以异质结构准一维燃烧模型(HeQu1-D)为基础,从丁羟四组元推进剂细观异质结构出发,通过考虑不同氧化剂组分的细观燃烧过程及推进剂的统计燃烧路径,并结合凝聚相非稳态传热分析,建立了适用于多组分异质配方体系的丁羟四组元推进剂细观异质结构燃烧响应理论模型,对不同组分含量、粒径级配等配方条件下丁羟复合推进剂的压力耦合响应函数变化规律进行了分析。主要结论如下:

(1)当前模型能够有效量化多组分、多粒度推进剂配方变化对稳态燃速特性的影响,弥补了现有模型中求解过程繁琐、计算量大的缺点,为非稳态分析提供了有效的输入参数。通过与实验结果进行对比,模型可以有效预示多级配四组元推进剂在较宽压力范围内的平均燃速,且压力耦合响应函数预示误差为5.34%。

(2)基于SD-III-17推进剂配方进行了分析。对于丁羟复合推进剂而言,调节AP和硝胺的粒度能明显改变推进剂的压力耦合响应函数,且小粒径AP与大粒径硝胺更有助于推进剂的稳定燃烧,但需要注意低压下颗粒的极限粒径范围,否则会造成相反的效果。

(3)在组分含量方面,增大AP的相对含量更有助于降低推进剂的压力耦合响应函数,且低铝粉含量下的配方表现出更好的稳定性。在相同的压强和粒径下,随着硝胺含量的不断增大,响应函数的峰值显著增大。其中,10%的AP替换为RDX后,压力耦合响应函数峰值增大0.15,峰值频率减小25 Hz;替换为HMX后,压力耦合响应函数峰值增大0.43,峰值频率减小

85 Hz。从声振系统增益的角度而言,四组元推进剂配方不利于发动机的稳定燃烧状态。

参考文献:

- [1] 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 Pei-jin, WEI Shao-juan, WANG Zhuo-pu, et al. Advances and prospects of combustion instability in solid rocket motors[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(9): 1921-1935.
- [2] 王宁飞,张峤,李军伟,等.固体火箭发动机不稳定燃烧研究进展[J].航空动力学报,2011,26(6):1405-1414.
WANG Ning-fei, ZHANG Qiao, LI Jun-wei, et al. Progress of investigation on combustion instability of solid rocket motors[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(6): 1405-1414.
- [3] 刘佩进,金秉宁,李强.战术导弹固体发动机燃烧不稳定研究概述[J].固体火箭技术,2012,35(4):446-449.
LIU Pei-jin, JIN Bing-ning, LI Qiang. A survey of combustion instability in tactical SRM[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2012, 35(4): 446-449.
- [4] 刘佩进,何伟.新型推进剂的制备与能量调控[J].含能材料,2023,31(9):859-861.
LIU Pei-jin, HE Wei. Preparation and Energy Release Control of New Propellants[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2023, 31(9): 859-861.
- [5] 李军伟,王茹瑶,宋岸忱,等.丁羟四组元复合推进剂燃烧稳定性机理研究综述[J].火炸药学报,2021,44(3):284-294.
LI Jun-wei, WANG Ru-yao, SONG An-chen, et al. Review on combustion stability mechanism of four-component HTPB propellant[J]. *Chinese Journal of Explosives & Propellants*, 2021, 44(3): 284-294.
- [6] SIRIGNANO W A. Driving mechanisms for combustion instability[J]. *Combustion Science and Technology*, 2015, 187(1-2): 162-205.
- [7] 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*, 2017, 135: 161-171.
- [8] BLOMSHIELD F S. Pressure-coupled response of solid propellants[J]. *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, 2011, 10(2): 85-105.
- [9] WANG Y, SOHN C H, BAE J, et al. Prediction of combustion instability by combining transfer functions in a model rocket combustor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 119: 107202.
- [10] 余天昊,闫亚宾,王晓媛.复合固体推进剂界面多尺度数值模拟研究进展[J].含能材料,2024,32(5):554-569.
YU Tian-hao, YAN Ya-bin, WANG Xiao-yuan, et al. Advancements in multiscale numerical simulation of composite solid propellant interfaces[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2024, 32(5): 554-569.
- [11] XIAO L, FAN X, LI J, et al. Effect of Al content and particle size on the combustion of HMX-CMDB propellant[J]. *Combustion and Flame*, 2020, 214: 80-89.
- [12] KALAL R K, JANGID S K, SHEKHAR H, et al. Thermo-physical properties and combustion wave aspects of RDX-containing low aluminium composite propellant[J]. *Combustion and Flame*, 2020, 218: 12-17.
- [13] HUAN L, WEN A, QIWEI H, et al. Effect of RDX content on

- the agglomeration, combustion and condensed combustion products of an aluminized HTPB propellant[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 170: 198–205.
- [14] BECKSTEAD M W, DERR R L, PRICE C F. A model of composite solid-propellant combustion based on multiple flames [J]. *AIAA Journal*, 1970, 8(12): 2200–2207.
- [15] GROSS M L, BECKSTEAD M W. Steady-state combustion mechanisms of ammonium perchlorate composite propellants [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(5): 1064–1078.
- [16] 金秉宁, 刘佩进, 徐冠宇. AP多粒度级配固体推进剂非稳态燃烧响应模型[J]. 含能材料, 2020, 28(4): 298–306.
- JIN Bing-ning, LIU Pei-jin, XU Guan-yu. Unsteady combustion response model for AP-based polydisperse solid propellants[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials(Hanneng Cailiao)*, 2020, 28(4): 298–306.
- [17] LV X, ZHANG M, AO W, et al. AP/HTPB combustion response simulation with a new equivalent linear system method [J]. *Combustion and Flame*, 2023, 247: 112486.
- [18] BECKSTEAD M. Modeling calculations for HMX composite propellants[J]. *AIAA Journal*, 1982, 20(1): 106–115.
- [19] BECKSTEAD M. A model for solid propellant combustion [C]// 18th Symposium (International) on Combustion. 1981: 175–185.
- [20] VARUNKUMAR S, MUKUNDA H S. Aluminized composite propellant combustion modeling with Heterogeneous Quasi-One-Dimensional (HeQu1-D) approach [J]. *Combustion and Flame*, 2018, 192: 59–70.
- [21] VARUNKUMAR S, ZAVED M, MUKUNDA H, et al. A novel approach to composite propellant combustion modeling with a new heterogeneous quasi one-dimensional (HeQu1-D) framework[J]. *Combustion and Flame*, 2016, 173: 411–424.
- [22] 张炜, 朱慧, 刘文元. AP/RDX/HTPB 复合推进剂燃速特性计算研究[J]. 推进技术, 1997, (4): 75–79.
- ZHANG Wei, ZHU Hui, LIU Wen-yuan. Calculation study on burning rate characteristics of AP/RDX/HTPB composite propellant [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1997, (4): 75–79.
- [23] 朱慧, 张炜, 张仁. HMX/AP/AI/HTPB 推进剂燃速模拟计算[J]. 火炸药, 1992, (2): 27–32+36.
- ZHU Hui, ZHANG Wei, ZHANG Ren. Simulation of burning rate for HMX/AP/AI/HTPB propellant[J]. *Explosives & Propellants*, 1992, (2): 27–32+36.
- [24] 初庆钊, 付小龙, 郑学明, 等. HTPB/AI/AP/RDX 推进剂初始燃烧的分子模拟[J]. 火炸药学报, 2024, 47(3): 254–261.
- CHU Qing-zhao, FU Xiao-long, ZHENG Xue-ming, et al. Molecular simulation of initial combustion of HTPB/AI/AP/RDX propellant [J]. *Chinese Journal of Explosives & Propellants*, 2024, 47(3): 254–261.
- [25] CHEN K, YE Z, XUE X, et al. Investigation of oscillatory behavior of high-energy solid propellants under various operational conditions in rocket motors[J]. *Combustion and Flame*, 2025, 273: 113975.
- [26] KUWAHARA T, KUBOTA N. Combustion of RDX/AP composite propellants at low pressures [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1984, 21(5): 502–507.
- [27] 彭培根, 刘德辉. Combustion model of Ammonium Perchlorate/Nitramine Propellants [J]. 推进技术, 1990, (4): 63–70+79.
- PENG pei-geng, LIU de-hui. Numerical simulation of burning rate for high-energy solid propellants[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1990, (4): 63–70+79.
- [28] WILLIAMS F A. Quasi-steady gas-phase flame theory in unsteady burning of a homogeneous solid propellant [J]. *AIAA Journal*, 1973, 11(9): 1328–1330.
- [29] KUO K K, SUMMERFIELD M. Fundamentals of solid-propellant combustion [M]. New York: Progress in Astronautics and Aeronautics, 1984.
- [30] BREWSTER M. Q. Thermal radiative transfer and properties [M]. John Wiley & Sons, 1992: 218–224.
- [31] DOKHAN A, PRICE E, SEITZMAN J, SIGMAN R. The effects of bimodal aluminum with ultrafine aluminum on the burning rates of solid propellants[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2022, 29(2): 2939–2946.
- [32] ARVIND I, BALAMURALI N R, VARUNKUMAR S. Random packing of multi-modal spheres in a cubic box—a model for understanding AP/HTPB based composite solid propellants [C]//International Autumn Seminar on Propellants, Explosives and Pyrotechnics. 2015.
- [33] GREATRIX D R. Influence of initial propellant temperature on solid rocket internal ballistics [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(4): 869–875.
- [34] SHUSSER M, CULICK F E C, COHEN N S. Analytical solution for pressure-coupled combustion response functions of composite solid propellants [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(5): 1058–1067.
- [35] BECKSTEAD M W, PUDUPPAKKAM K, THAKRE P, et al. Modeling of combustion and ignition of solid-propellant ingredients[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2007, 33(6): 497–551.
- [36] SHI Y, GONG J, HU X, et al. Comparative investigation on the thermostability, sensitivity, and mechanical performance of RDX/HMX energetic cocrystal and its mixture[J]. *Journal of Molecular Modeling*, 2020, 26(7): 176.
- [37] LEE J S, HSU C K, CHANG C L. A study on the thermal decomposition behaviors of PETN, RDX, HNS and HMX [J]. *Thermochimica Acta*, 2002, 392(2): 173–176.
- [38] WHITSON L B, SON S F. Comparison of simplified models for nitramine propellant combustion [J]. *Combustion Theory & Modelling*, 2016, 20(1): 1–19.
- [39] GROSS M L, MEREDITH K V, BECKSTEAD M W. Fast cook-off modeling of HMX[J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162(9): 3307–3315.
- [40] MASSA L, BUCKMASTER J, JACKSON T L. New kinetics for a model of heterogeneous propellant combustion [J]. *Journal of Propulsion & Power*, 2005, 15(10): 654–660.
- [41] MILLER R. Effects of particle size on reduced smoke propellant ballistics [C]//18th Joint Propulsion Conference. Cleveland: AIAA, 1982: 1096.
- [42] WANG R, LI J, WANG B, et al. Theoretical and experimental study on combustion response of aluminized solid propellant under acceleration effects[J]. *Acta Astronautica*, 2024, 225: 186–202.
- [43] BECKSTEAD M W, MEREDITH K V. Examples of Unsteady Combustion in Non-Metallized Propellants [C]//AIAA 2000-3696, 2000.

Theoretical Model of Combustion Response for Four-component Hydroxyl-terminated Polybutadiene Propellant with Microcosmic Heterostructure

WANG Ru-yao¹, LI Jun-wei¹, WANG Xiao-dong², CAO Jun-wei¹, LI Qiang¹, WANG Ning-fei¹

(1. School of Aerospace engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China; 2. The 41st Institute of the Sixth Academy of China Aerospace Science & Industry Corp, Huhhot 010010, China)

Abstract: To optimize the combustion performance of solid propellants and enhance the combustion stability of solid rocket motors (SRMs), an integrated combustion response model for four-component hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB) propellant with microcosmic heterostructure is established. The improved combustion model that considers the microstructure of four-component propellants is developed based on the heterogeneous quasi one-dimensional (HeQu1-D) framework, incorporating both the micro-scale heterogeneous structure and the unsteady heat transfer process. The model is well verified against experimental data from T-burner tests, with a maximum error of 5.34% in combustion response. Furthermore, the effects of component content distribution, particle sizes, and external environmental conditions are investigated under a working pressure of 12 MPa and excitation frequencies ranging from 250 to 2000 Hz. The results demonstrate that adjusting the particle sizes of AP and NA can significantly alter the propellant's combustion response characteristics, where smaller AP particles combined with larger NA particles are more conducive to stable combustion. Regarding component content, increasing the relative proportion of AP helps reduce the pressure-coupled response function of propellant. When 10% of AP is replaced with RDX, the pressure-coupled response function exhibits a peak-value increase of 0.15 accompanied by a 25 Hz reduction in peak frequency. More pronounced effects are observed with HMX, where the same 10% of AP replacement leads to a greater peak value enhancement of 0.43 and a more substantial peak frequency decrease of 85 Hz. This work contributes to understanding the mechanism of combustion instability and provides guidance for efficient optimization of propellant formulations.

Key words: combustion instability; four-component hydroxyl-terminated polybutadiene propellant; microcosmic heterostructure; pressure-coupled response function

CLC number: TJ55;V435

Document code: A

DOI: 10.11943/CJEM2025056

Grant support: National Natural Science Foundation of China (No. 22027811)

(责编:姜梅)