

导流锥结构参数对燃气弹射筒内压力 冲击平滑效果影响研究^{*}

程洪杰, 赵 谢, 赵 媛, 高 蕾

(火箭军工程大学 兵器发射理论与技术国家重点学科实验室, 陕西 西安 710025)

摘 要: 针对导流锥结构参数对内弹道流场耦合影响问题, 基于动态分层动网格技术, 构建了含导弹运动和二次燃烧的内弹道数值模型, 并验证了模型可靠性。解耦分析了导流锥半径、高度及冲击高度对内弹道流场特性和载荷的影响。结果表明: 导流锥的结构直接决定燃气飞溅现象的产生和流场结构的紊乱程度, 导流锥的半径、高度和冲击高度的改变会对燃气反射点的位置、二次燃烧的区域以及剧烈程度产生影响; 结构优化后的导流锥, 较大程度地缓解了冲击现象, 获得了较好的平滑效果, 筒底压力较实验装置降低了24.5%。

关键词: 燃气弹射; 内弹道; 导流锥; 结构参数; 冲击平滑

中图分类号: TJ768

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2019) 11-2444-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 180724

Influence of Structural Parameters of Diversion Cone on Smooth Effect of Gas Ejection Bottom Pressure Impact

CHENG Hong-jie, ZHAO Xie, ZHAO Yuan, GAO Lei

(Laboratory of Armament Launch Theory & Technology, State Key Discipline, Rocket Forces University of Engineering,
Xi'an 710025, China)

Abstract: For the problem of the effects of the structure parameters of the diversion cone on the internal ballistic flow field coupling, dynamic layered dynamic grid technology are used to establish the internal ballistic numerical model coupling missile movement and secondary combustion, its reliability is verified by the experiment. Based on the theory model, it is decoupling analyzed the effects of three structure parameters on the flow field characteristics and the interior ballistic load, which are the radius, height and impact height of the diversion cone. The results show that the structure of the diversion cone directly determines the generation of gas splash and the disorder of the flow field structure. The change of the radius, height and impact height of the diversion cone will change the position of the gas reflection point, the area of secondary combustion and the intensity. The structural optimization greatly alleviated the impact phenomenon and achieved the best smoothing effect. Bottom pressure compared to experimental device is reduced by 24.5%.

Key words: Gas ejection; Interior ballistics; Diversion cone; Structure parameters; Impact smoothing

^{*} 收稿日期: 2018-11-16; 修订日期: 2019-01-14。

基金项目: 国家自然科学基金 (51475462)。

通讯作者: 程洪杰, 博士, 副教授, 研究领域为导弹发射理论与技术。E-mail: hgdzhaoxie@163.com

引用格式: 程洪杰, 赵 谢, 赵 媛, 等. 导流锥结构参数对燃气弹射筒内压力冲击平滑效果影响研究[J]. 推进技术, 2019, 40(11):2444-2453. (CHENG Hong-jie, ZHAO Xie, ZHAO Yuan, et al. Influence of Structural Parameters of Diversion Cone on Smooth Effect of Gas Ejection Bottom Pressure Impact[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11):2444-2453.)

1 引言

燃气弹射作为导弹类武器发射的一个方向,具有结构简单、出筒速度快、导弹射程远等优点。作为一种冷发射技术,采用低燃温高燃速推进剂作为动力源是一种大趋势,相对于传统的发射流场环境,燃气弹射极大地改善了发射筒内的热环境,减小了热冲击效应。

导流锥作为燃气弹射装置中的重要组成部分,用于发射过程中对燃气流进行导流,通过改变燃气流的流动方向进而避免在筒底产生较大的冲击。唐洪^[1]通过采用数值仿真的方法对半球型和导流锥型两种导流形式的同心筒进行仿真对比试验,验证了导流锥型同心筒明显减小了发射筒底的压力和温度;胡晓磊等^[2]针对同心筒热发射燃气弹射二次燃烧冲击效应问题,分析了筒口导流板结构对弹体的影响;于勇等^[3]利用动量方程积分形式推导出附加弹射力的理论公式,数值分析了增力装置、导流锥等因素对同心筒式发射装置弹底弹射力的影响,验证了导流锥能有效降低筒底所受冲击力;苗佩云等^[4]通过对同心筒内超声速流场进行三维数值模拟,分析了流场的流动机理及参数分布;姜毅等^[5]通过对同心筒进行大量实验和研究,分析了筒口安装导流装置对燃气排导的影响;何朝勋等^[6]基于二方程紊流模型,通过对同心筒内流场的数值模拟,得到了优化的流场参数分布;冯民权等^[7]通过数值模拟和物理实验相结合的方法,得到了最优的导流板布置方式和导流效果。马艳丽等^[8]采用两相流计算模型和域动分层法,数值研究了不同结构参数的改变对湿式独立自排导垂直发射装置的影响,得出了底部增加导流锥对于降低后盖上的压力作用有明显效果。

现有研究指出了不同形式的导流锥装置对内弹道流场和载荷的分布影响^[9];但内弹道流场结构的紊乱程度,主要受导流锥结构参数的影响,如何寻求最优的参数组合,更大程度上降低筒底压力,具有重要意义。本文通过构建含二次燃烧的二维轴对称内弹道数值模型,解耦分析导流锥的半径、高度和冲击高度等结构参数对内弹道流场和载荷的影响,通过仿真试验得出最小的压力冲击效果。

2 二维轴对称数值模型构建

2.1 物理模型

如图1所示,燃气弹射系统主要包括高压室、导流锥、喷管、发射筒等关键部件。弹射过程,推进剂

(火药)在高压室内燃烧产生大量富燃气体,主要有CO和H₂等,经喷管流入低压室,燃气在低压室内膨胀做功,产生推力,此外,部分富燃气体与发射筒内空气掺混,发生二次燃烧反应^[10],对发射筒底部产生热冲击,形成压力,驱使导弹迅速弹射出筒。其中P点为实验和数值仿真的监测点。

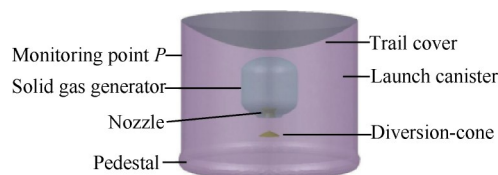


Fig. 1 3-D geometric model

2.2 计算模型构建

2.2.1 控制方程

针对燃气弹射装置具有高度轴对称的特点,数值求解采用二维轴对称多组分Navier-Stokes控制方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega(t)} Q d\Omega + \int_{\Gamma(t)} F d\Gamma + \int_{\Gamma(t)} G d\Gamma + \\ \frac{v}{y} \int_{\Gamma(t)} S d\Omega = \int_{\Omega(t)} W d\Omega \end{aligned} \quad (1)$$

其中

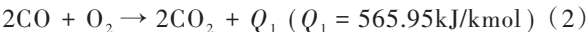
$$\begin{aligned} Q &= \begin{bmatrix} \rho_i \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, S = \begin{bmatrix} \rho_i \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E + p \end{bmatrix}, W = \begin{bmatrix} R_i \\ 0 \\ 0 \\ q \end{bmatrix} \\ F &= \begin{bmatrix} \rho_i(u - u_w) - D_i \frac{\partial \rho_i}{\partial x} \\ \rho u(u - u_w) + p - \tau_{xx} \\ \rho v(u - u_w) - \tau_{xy} \\ (\rho E + p)(u - u_w) - (u - u_w)\tau_{xx} + (v - v_w)\tau_{xy} - q_x \end{bmatrix} \\ G &= \begin{bmatrix} \rho_i(v - v_w) - D_i \frac{\partial \rho_i}{\partial y} \\ \rho u(v - v_w) - \tau_{yx} \\ \rho v(v - v_w) - \tau_{yy} \\ (\rho E + p)(v - v_w) - (u - u_w)\tau_{yx} + (v - v_w)\tau_{yy} - q_y \end{bmatrix} \\ q_x &= k \frac{\partial T}{\partial x} + \left(\sum_{i=1}^N D_i h_i \frac{\partial \rho_i}{\partial x} \right), q_y = k \frac{\partial T}{\partial y} + \left(\sum_{i=1}^N D_i h_i \frac{\partial \rho_i}{\partial y} \right) \end{aligned}$$

式中 $\Omega(t)$ 为体积可变控制体; $\Gamma(t)$ 为外表面, $i=1,2,\dots,N$; N 为混合气体的组合总数; ρ_i 为第*i*组分的密度; ρ 为混合物的密度; u 和 v 分别为流体在*x*和*y*方向上的速度; E 为混合物单位的总能; p 和 T 分别为混合物的压力和温度; R_i 为组分*i*的质量生成率; u_w 和 v_w 分

别为动网格在 x 和 y 方向上的速度; h_i 为组分 i 单位质量的焓值; τ 为粘性应力张量; D_i 为组分 i 的扩散系数^[11]。

2.2.2 化学反应模型和湍流模型

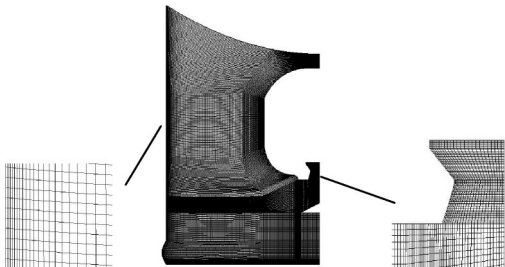
化学反应速率取决于化学动力学因素、反应系统的质量和能量输运特性,即燃气与空气的混合扩散速率。层流有限速率模型中的化学反应源项利用 Arrhenius 公式计算,本文暂不考虑湍流脉动的影响,燃气流的二次燃烧过程可运用组分输运模型和有限速率/涡耗散模型加以准确模拟,净反应速率 R_i 由有限速率/涡耗散模型中 Arrhenius 反应速率和涡耗散反应速率混合控制,取其中速率较小者^[12-14]。该模型能有效阻止反应在火焰稳定之前发生,延迟了计算中点火的开始时间,较为符合实际,被广泛应用于湍流扩散燃烧。文中气相组分燃烧模型均采用文献[15]中比较符合低燃温推进剂燃烧的 CO/H₂ 两步反应



由于富燃气体进入发射筒后与空气发生剧烈的混合掺混反应,考虑涡流漩涡,本文采用 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型^[16],对高应变率流动、中等强度旋流能较精确地预测,可有效模拟二次流、分离流以及射流的撞击现象,是一种适合高雷诺数的湍流模型^[17]。

2.2.3 网格模型及边界条件

本文的数值计算区域由喷管入口至出口,再到初容室的封闭空间组成,由于导弹尾罩的运动,计算区域呈现动态增加特性,所以采用动态分层网格技术。本文采用的网格质量均高达 0.9,图 2 所示为燃气弹射装置轴对称取一半的网格模型,在壁面和喷管处进行网格加密。



(a) Wall mesh (b) Symmetrical mesh (c) Nozzle mesh
Fig.2 Mesh model

喷管入口采用压力入口,总压曲线如图 3 所示^[14],各喷管入口组分及质量分数如表 1 所示。

2.3 数值求解

采用有限体积法^[18]对控制方程进行离散,选择

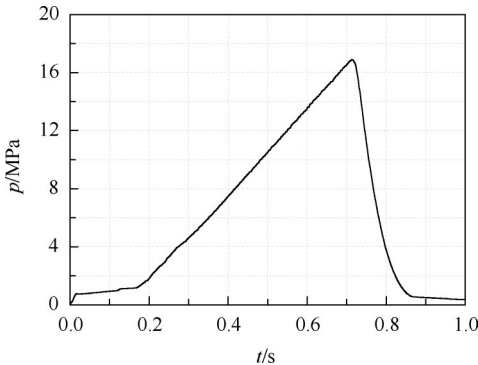


Fig. 3 Curve of total pressure

Table 1 Species and mass fraction of nozzle inlet

Species	H ₂ O	CO	H ₂	CO ₂	N ₂	HCl
Mass fraction	0.004	0.564	0.05	0.002	0.26	0.12

稳定性较好、计算速度较快的 SIMPLE 耦合形式,利用压强-速度耦合算法进行求解。压力梯度项采用二阶格式离散,动量方程的差分格式均采用二阶迎风格式,湍流输运方程的差分格式采用一阶迎风格式,各项残差收敛精度为 1×10^{-4} ,计算步长为 4×10^{-5} s。

2.4 网格无关性检验

非定常瞬态流场的网格质量和网格数量对研究结果都会造成较大的影响,因此有必要对网格进行无关性检验。现选取 2.19 万、5.95 万和 9.97 万三种网格密度进行弹射过程的数值模拟,采用无量纲法,将监测点压力、温度以及筒底压力、温度进行归一化处理, p_0, p_1, T_0 和 T_1 均为归一化处理的转换数值,如图 4 所示。

由图 4 和表 2 可得三种网格数量下 P 点的压力和温度的曲线走势大致相同,相对误差不超过 1%,在误差极小的情况下,考虑计算效率,故选择 2.19 万为最适合计算网格数量。其中 p 和 p_3 分别表示监测点压力和燃气临界压力, T 和 T_3 分别表示监测点温度和燃气临界温度。

Table 2 Two moments of extraction

Types	0.1 t_0		0.5 t_0	
	$ p-p_3 /p_3$	$ T-T_3 /T_3$	$ p-p_3 /p_3$	$ T-T_3 /T_3$
Condition 1	0.96%	1.0%	0.34%	0.19%
Condition 2	0.69%	0.44%	0.15%	0.08%

3 仿真结果与分析

3.1 导流锥结构参数对内弹道的影响

导流锥型面采用圆锥形,其结构参数主要包括导流锥的半径 R 、高度 h 以及冲击高度 H (锥角距离喷管

出口的垂直距离),图5为各结构参数示意图。为分析导流锥结构参数对内弹道流场和载荷的影响,本文以构建模型为基准,对3个结构参数进行解耦分析。

3.1.1 导流锥半径的影响分析

假设 R 为实验装置的导流锥半径, ΔR 为导流锥

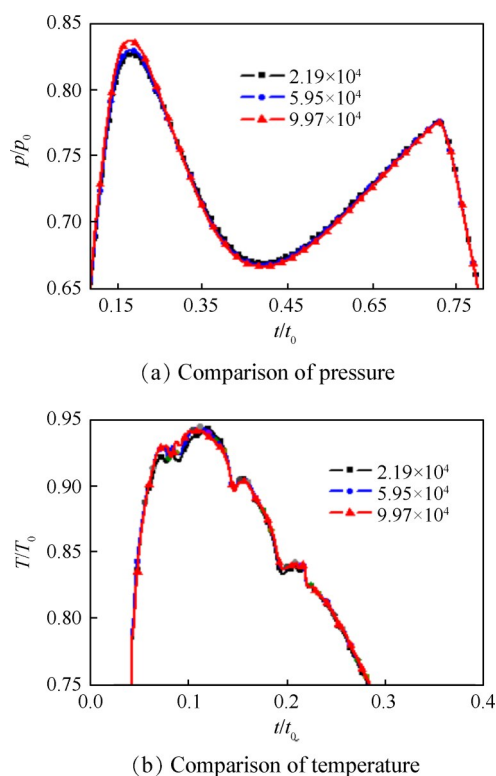


Fig. 4 Grid independence test

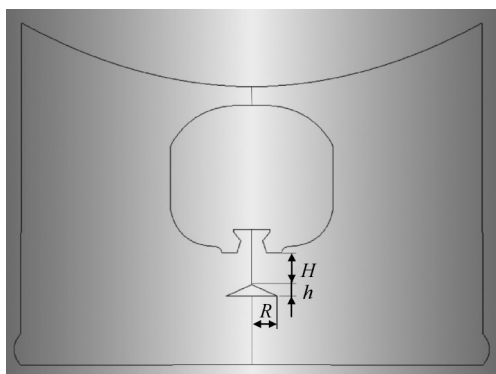


Fig. 5 Schematic diagram of the structure of the diversion cone structure

半径变化量,负为减小,正为增加, N_1 为导流锥半径的变化比例, $N_1=\Delta R/R$ 。图6,图7和图8分别为在 $0.1t_0$ 时刻,四种导流锥半径算例下发射筒内流线图、 O_2 质量分数云图和温度云图。

由图6可见,导流锥半径变化对筒内流场结构改变极大,在燃气射流经过导流锥后,一小部分会在导流锥下方形成顺时针的涡流,大部分燃气经筒底反射后,沿筒壁面呈贴壁射流状向尾罩方向运动,形成一个较大的顺时针漩涡。但是随着 ΔR 的增加,导流锥下方的涡流由两个变为一个,后又增加至两个,涡流的形状也在发生着改变。在 ΔR 为 -50mm , 0mm 和 50mm ,燃气反射点位于筒底面,当 ΔR 增加至 100mm 时,导流锥锥角变小导致燃气入射角度变小,反射点转移至筒壁面。

结合对图6的流场分析,由图7和8可见,导流锥半径对氧气的空间分布有较大影响。由 $\Delta R=-50\text{mm}$ 工况可见,由于导流锥半径较小,燃气未得到充分导流,在进入发射筒内的过程中产生一定波动,在 ΔR 为 -50mm 时筒内氧气消耗速率是高于 0mm 和 50mm 时的,二次燃烧的区域也相对比较大。当 ΔR 为 100mm 时,大部分燃气直接射流到筒壁面,二次燃烧区域转移至筒底,所以筒底氧气最快被耗尽,但是在导流锥下方会形成一个富氧区域;一小部分燃气也会在发射筒上部区域形成大的回流区,同时“卷吸”氧气进行二次燃烧。

图9和图10分别为四种导流锥半径工况下 P 点和筒底的载荷曲线。由图9(a)可见,当 ΔR 为 -50mm , 0mm 和 50mm 时,监测点的压力曲线偏差较小,当 ΔR 为 100mm 时,二次压力的峰值增加至 $0.9872p_0$,相对于其他3种工况上升了 17.2% 。这主要是因为在此工况下,大量燃气直接导流至发射筒壁,随着导弹的运动和燃气总压的上升,燃气受到“吸引”和“助推”,反射点进一步上移,导致监测点的压力冲击上升。由图9(b)可见,四种工况的温度峰值走向基本一致,其中, $\Delta R=-50\text{mm}$ 工况的温度呈现一定波动,这与图8(a)的燃气射流脉动有关; $\Delta R=100\text{mm}$ 工况的温度曲

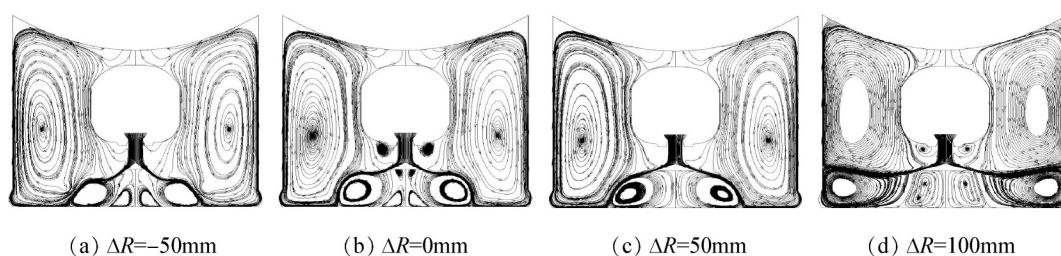


Fig. 6 Flow diagram of four kinds of diversion cone at $0.1t_0$

线呈现先上升再下降,后上升再下降的规律,这与直接射流至发射筒壁面还有二次燃烧现象有关。

由图 10(a)可见,在 $0.2t_0$ 时段之前,四种工况下的筒底压力大致相同。随着 ΔR 的增加,筒底压力逐渐减小,其中, $\Delta R=-50\text{mm}$ 工况的筒底压力峰值为 $0.6399p_1$,且在 $0.2t_0\sim 0.4t_0$ 时段有较大的压力震荡, $\Delta R=$

100mm 工况的筒底压力峰值为 $0.3311p_1$,这表明导流锥的半径对筒底压力峰值有较大影响。由图 10(b)可见,当 ΔR 为 -50mm , 0mm 和 50mm 时,压力曲线走势和峰值基本一致, $\Delta R=-50\text{mm}$ 工况的筒底温度曲线存在小幅度波动;当 ΔR 为 100mm 时,由于导流锥下方存在较大部分的富氧区域,未发生反应,筒底温度

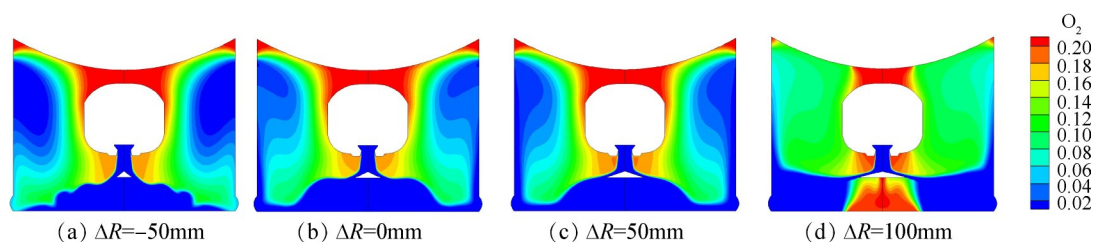


Fig. 7 O_2 mass fraction cloud diagram at four kinds of diversion cone at $0.1t_0$

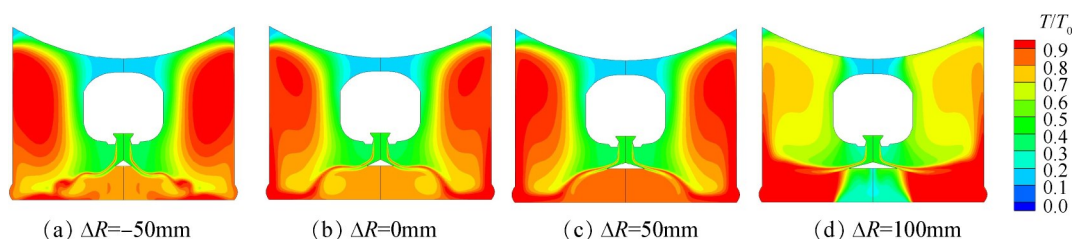


Fig. 8 Temperature cloud at four kinds of diversion cone at $0.1t_0$

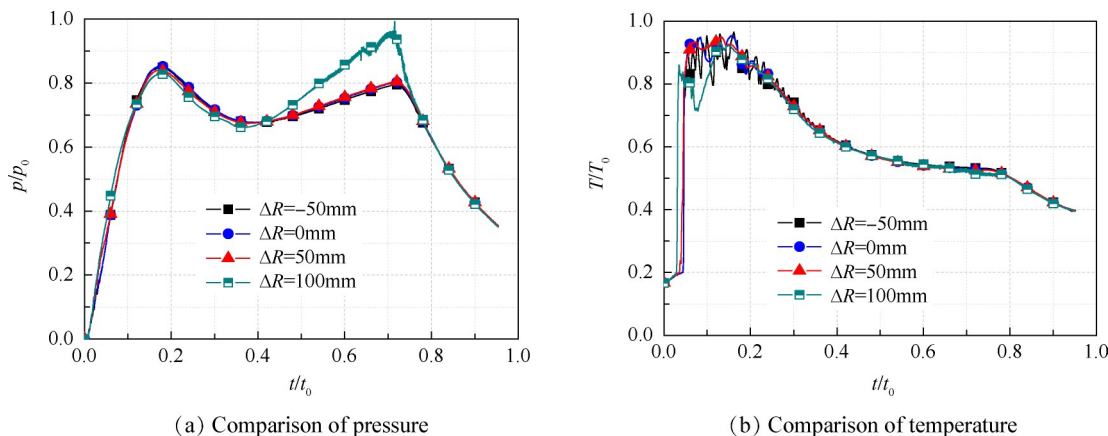


Fig. 9 Comparative P point load curve radius of four kinds of diversion cone

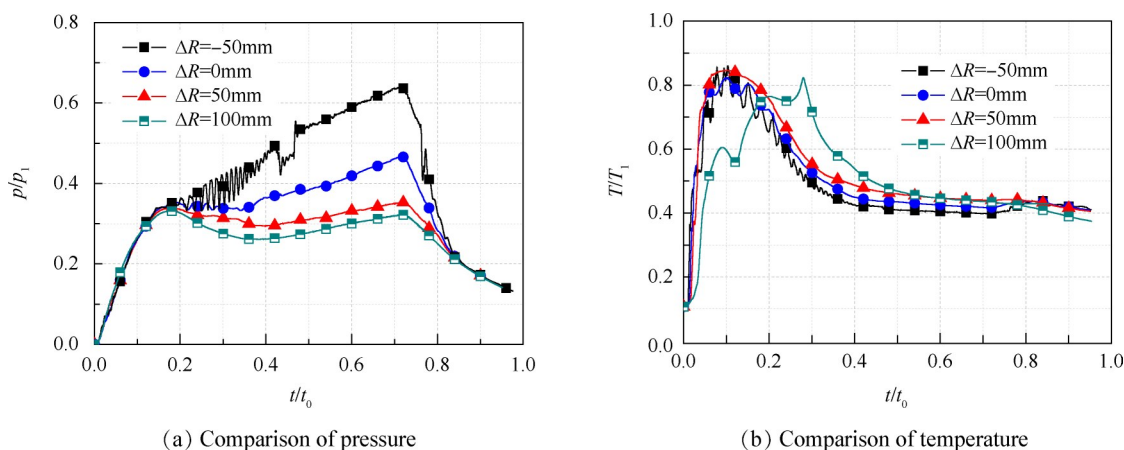


Fig. 10 Comparison of the load curves of the bottom of four kinds of diversion cone

的峰值相对其他三种工况会有所延迟。

综合上述对4种导流锥半径工况的流场和载荷分析可见,当 ΔR 为-50mm,0mm和50mm时,监测点压力和温度载荷以及筒底温度载荷变化较小,筒底压力逐渐减小;当 ΔR 为100mm时,监测点压力上升17.2%,筒底压力相对于50mm工况下降幅度较小。所以实验装置导流锥半径增加50mm,即 $N_1=40\%$ 为最优方案。

3.1.2 导流锥高度的影响分析

图11,图12和图13分别为在 $0.1t_0$ 时刻,四种导流锥高度算例下发射筒内流线图、 O_2 质量分数云图和温度云图。假设 h 为实验装置的导流锥半径, Δh 为导流锥高度变化量,负为减小,正为增加, N_2 为导流锥高度的变化比例, $N_2=\Delta h/h$ 。由图10可见导流锥高度主要影响燃气在筒底面的反射点位置以及导流锥下方逆时针漩涡的大小。随着 Δh 的增加,燃气反射点不断向筒轴线靠近,逆时针漩涡由一个增加至两个,而后又减至一个,涡不断变小。

由图12和13可见,随着 Δh 的增加,导流锥下方氧气消耗殆尽区域不断变小,二次燃烧高温区域也在不断变小,温度不断下降,这表明流入导流锥下部区域的燃气量在不断减少;在发射筒上部空间,4种

工况的氧气消耗速率以及二次燃烧高温区域的空间扩散速率基本一致。

图14和图15分别为四种导流锥半径工况下 P 点和筒底的载荷曲线。由图14可见,导流锥高度变化对监测点压力基本上没有影响,监测点温度曲线走势基本一致, Δh 每增加20mm,监测点温度峰值下降约 $0.05T_0$ 。

由图15可见,导流锥高度变化对筒底压力有较大影响,而对筒底温度影响较小,基本可以忽略。随着 Δh 的增加,筒底压力载荷逐渐增大,其中,当 Δh 为-20mm时,压力峰值达到 $0.4054p_1$,当 Δh 为50mm时,压力峰值达到 $0.6041p_1$ 。

综合上述对4种导流锥高度工况的流场和载荷分析可见,导流锥高度变化对监测点温度和筒底压力影响较大,随着 Δh 的增加,筒底压力逐渐增大,监测点温度逐渐减小。综合考虑可知导流锥高度变化量 $\Delta h=0$ mm,即保持原有高度时为最优方案。

3.1.3 冲击高度的影响分析

图16,图17和图18分别为在 $0.1t_0$ 时刻,四种冲击高度算例下发射筒内流线图、 O_2 质量分数云图和温度云图。假设 H 为实验装置的冲击高度, ΔH 为冲

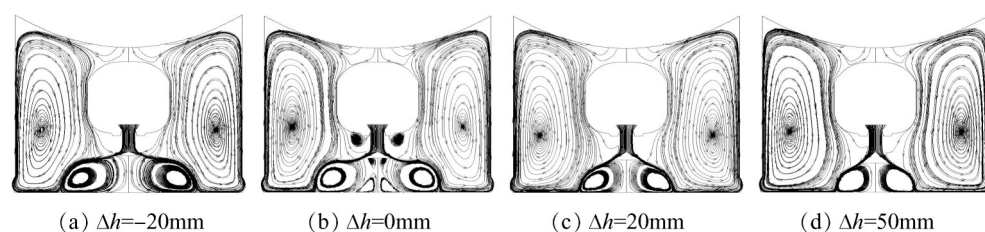


Fig. 11 Flow diagram of the inner tube at the height of four diversion cones at $0.1t_0$

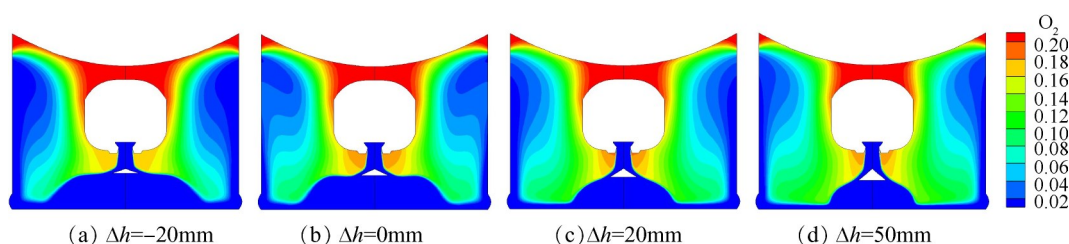


Fig. 12 O_2 mass fraction cloud map at the height of four kinds of diversion cones at $0.1t_0$

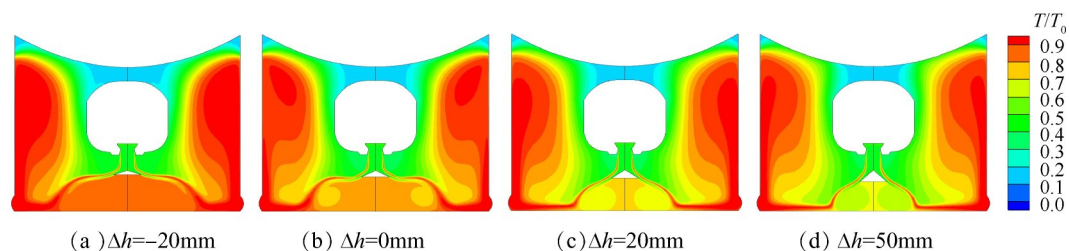


Fig. 13 Temperature cloud map at the height of four kinds of diversion cones at $0.1t_0$

击高度变化量,负为减小,正为增加, N_3 为导流锥冲击高度的变化比例, $N_3=\Delta H/H$ 。由图 16 可见冲击高度主要影响燃气在筒底面的反射点位置以及导流锥下方逆时针漩涡的大小。随着 ΔH 的增加,燃气反射点不断向筒轴线靠近,逆时针漩涡由两个减至一个,涡不断变小。

由图 17 和图 18 可见,随着 ΔH 的增加,导流锥下方氧气消耗殆尽区域不断变小,二次燃烧高温区域也在不断变小,温度不断下降,这表明流入导流锥下部区域的燃气量在不断减少。在发射筒上部空间,4 种工况的氧气消耗速率以及二次燃烧高温区域的空间扩散速率基本一致。结合前面的分析可见,导流

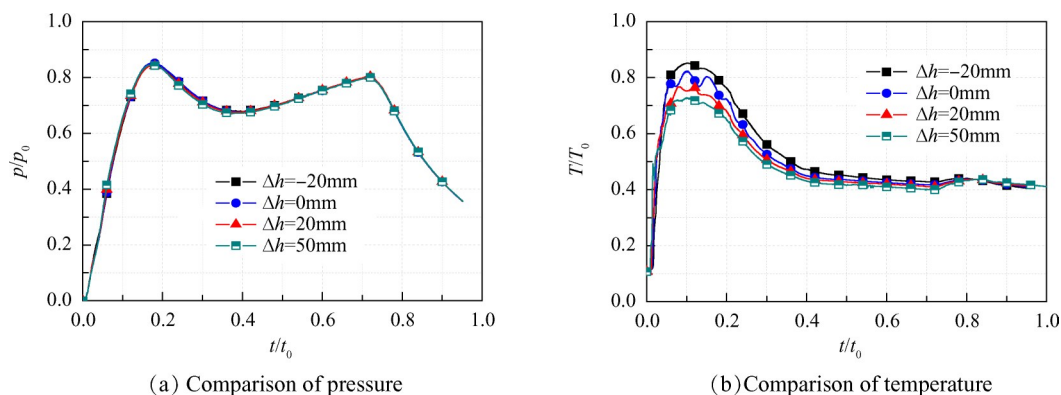


Fig.14 Comparison of P point load curves for four kinds of diversion cone heights

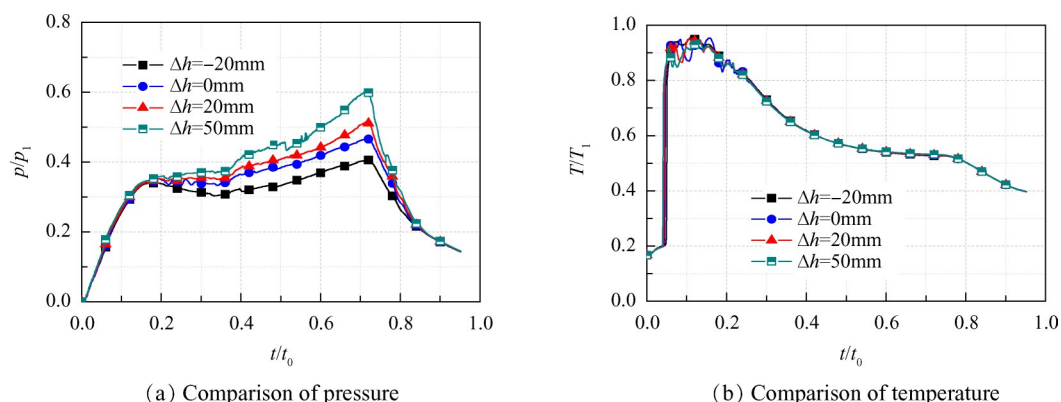


Fig. 15 Comparison of the bottom load curves for four kinds of diversion cone heights

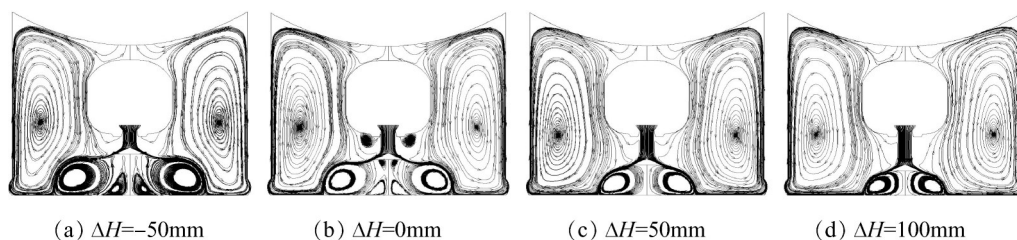


Fig. 16 Flow diagram of the tube at four impact heights at $0.1t_0$

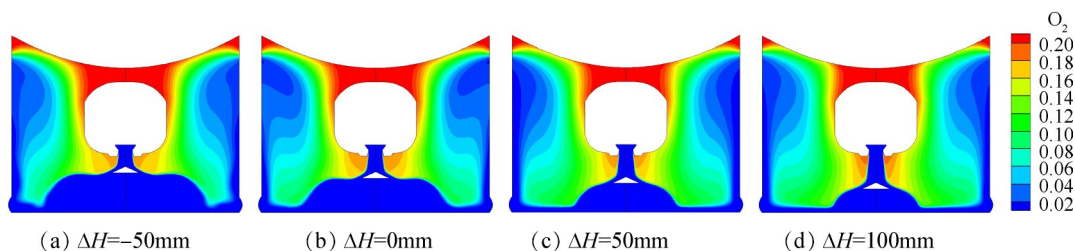


Fig. 17 O_2 mass fraction cloud map at four impact heights at $0.1t_0$

锥的高度和冲击高度共同决定燃气的反射点和下方逆时针漩涡大小。

图19和图20分别为四种冲击高度工况下 P 点和筒底的载荷曲线。由图19可见,冲击高度的变化对监测点的压力和温度载荷基本上没有影响,微小偏差可以忽略不计。由图20可见,冲击高度的变化对筒底压力和温度载荷影响较大,随着 ΔH 的增加,燃气射流更容易冲击筒底,导致筒底压力不断上升,筒底的温度不断下降。其中,当 ΔH 为100mm时,筒底压力峰值附近出现较大的震荡,不利于发射场坪的均匀受力。

综合上述对4种冲击高度工况的流场和载荷分析可见,冲击高度变化对筒底压力和温度影响较大,随着 ΔH 的增加,筒底压力不断上升,筒底的温度不

断下降。综合考虑可知冲击高度变化量 $\Delta H=0\text{mm}$,即保持原有冲击高度时为最优方案。

3.2 优选参数下内弹道性能分析

通过对结构参数解耦分析可知,导流锥半径、高度和冲击高度相对于实验装置变化比例分别为40%,0%和0%时,内弹道载荷最优,现就该结构参数组合进行导弹弹射过程的内弹道分析。图21(a)~(d)分别为最优导流锥结构参数与实验装置的导弹加速度、速度、位移以及筒底压力随时间变化曲线对比。如图21(a)~(c)所示,改进导流锥结构参数后,导弹的弹道曲线与实验装置基本一致,其中最大加速度为 $0.8921a_0$,出筒速度为 $0.9324v_0$,出筒时间为 $0.8847t_0$ 。由图21(d)可见,在导弹弹道曲线不变的情况下,通过改变导流锥结构参数,筒底压力由实验装置的 $0.4664p_1$ 下降至 $0.3519p_1$,降低了24.5%,具有重

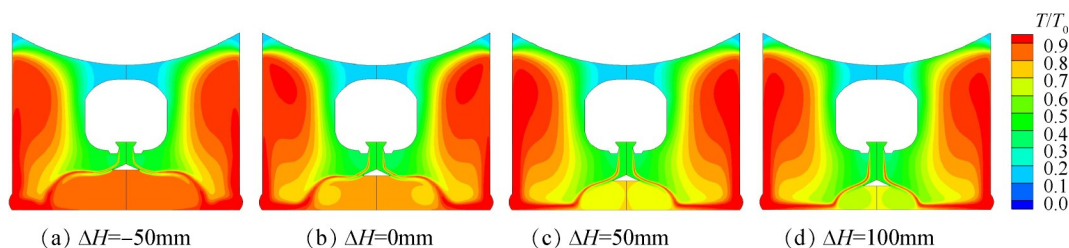


Fig. 18 Temperature cloud at four impact heights at $0.1t_0$

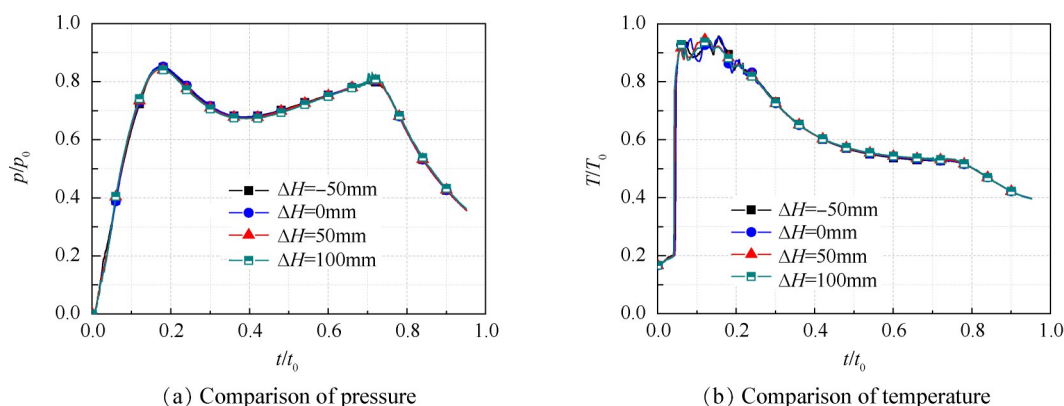


Fig. 19 Comparison of P point load curves at four impact heights

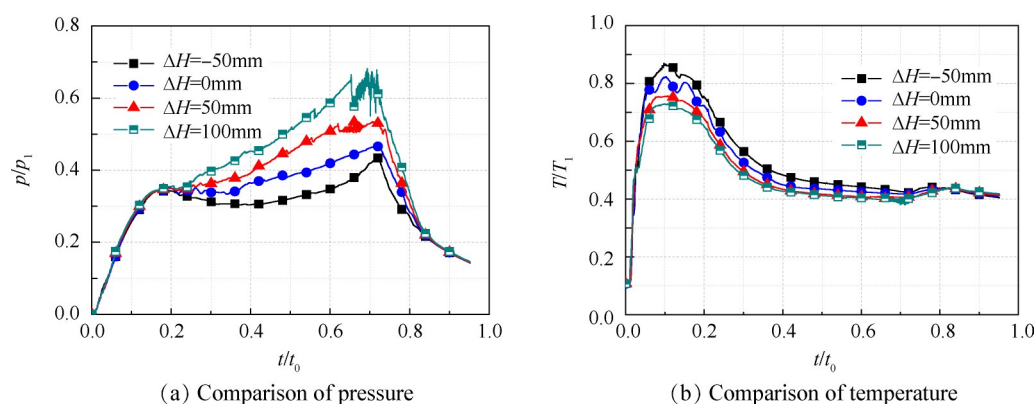


Fig. 20 Comparison of bottom load curves at four impact heights

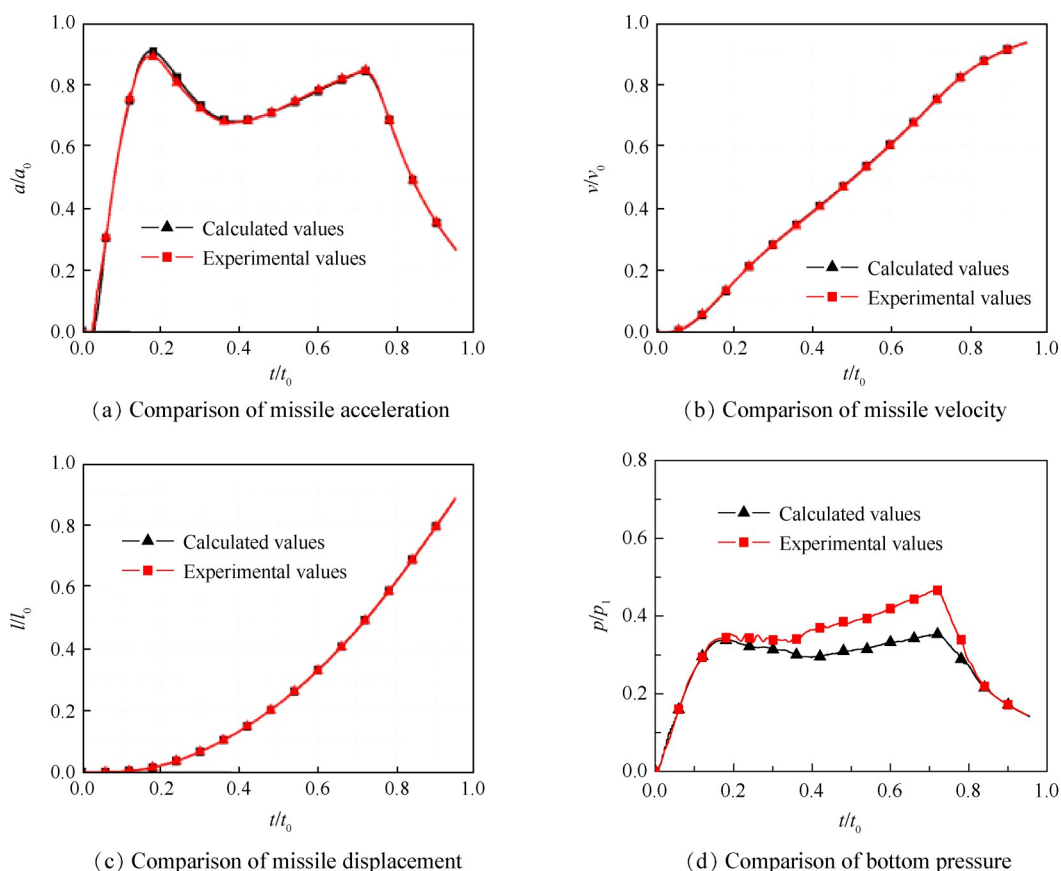


Fig. 21 Internal ballistic contrast curves

要的工程意义。

4 结 论

本文建立了包含运动边界的低燃温弹射二次燃烧数值模型,确定了最佳参数组合,实现了压力冲击的最优平滑效果。主要结论如下:

(1)当 ΔR 为 -50mm , 0mm 和 50mm 时,监测点压力和温度载荷以及筒底温度载荷变化较小,筒底压力逐渐减小;当 ΔR 为 100mm 时,监测点压力上升 17.2% ,筒底压力相对于 50mm 工况下降幅度较小。因此,实验装置导流锥半径增长比例为 40% 时为最优方案。

(2)导流锥高度变化对监测点温度和筒底压力影响较大,随着 Δh 的增加,筒底压力逐渐增大,监测点温度逐渐下降。综合考虑,可知导流锥高度保持原有高度为最优方案。

(3)冲击高度变化对筒底压力和温度影响较大,随着 ΔH 的增加,筒底压力不断上升,筒底的温度不断下降。综合考虑,可知冲击高度保持原有高度时为最优方案。

(4)综上所述,导流锥半径增加 40% ,导流锥高度保持不变,冲击高度保持不变时,筒底压力由实验装

置的 $0.4664p_1$ 下降至 $0.3519p_1$,降低了 24.5% 。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献:

- [1] 唐 洪. 同心筒发射装置燃气流场数值模拟及排导结构改进设计[D]. 南京:南京理工大学, 2013.
- [2] 胡晓磊, 王 辉, 乐贵高, 等. 二次燃烧对燃气弹射载荷和内弹道影响数值研究[J]. 固体火箭技术, 2015, 38(6): 776-781.
- [3] 于 勇, 母云涛. 同心筒式发射装置附加弹射力影响因素分析[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 980-986.
- [4] 苗佩云, 袁曾凤. 同心筒式发射时筒内流场机理及内外筒间隙的影响[J]. 战术导弹技术, 2006, 29(1): 8-13.
- [5] 姜 毅, 郝继光, 刘 群. 同心筒垂直发射装置排导燃气的改进[J]. 北京理工大学学报, 2007, 27(2): 95-99.
- [6] 何朝勋, 戴宗妙. 同心筒式发射装置燃气排导研究[J]. 舰船科学技术, 2007, 29(1): 71-75.
- [7] 冯民权, 范术芳. 导流板的布置方式及其导流效果[J]. 武汉大学学报(工学版), 2009, 42(1): 87-91.
- [8] 马艳丽, 姜 毅, 王伟臣, 等. 湿式独立自排导垂直发射技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2011, (2): 29-33.
- [9] 程洪杰, 陈 力, 赵 媛, 等. 导流锥与环形隔板空

- 间位置匹配优化数值研究[J]. 科学技术与工程, 2018, 18(5): 56-63.
- [10] 胡晓磊, 乐贵高, 马大为, 等. 同心筒发射燃气流二次燃烧数值研究及导流板结构改进[J]. 兵工学报, 2014, 35(1): 62-69.
- [11] 李仁凤, 乐贵高, 马大为, 等. 壁面障碍物对燃气弹射流场和内弹道的影响[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(3): 444-450.
- [12] 李 洁, 冯喜平, 李进贤, 等. 二次进气角度对固冲发动机掺混燃烧的影响[J]. 科学技术与工程, 2013, 13(16): 4757-4760.
- [13] Guessab A, Aris A, Bounif A. Simulation of Turbulent Piloted Methane Non-Premixed Flame Based on Combination of Finite-Rate/Eddy-Dissipation Model[J]. *Mechanika*, 2013, 19(6): 657-664.
- [14] Luan Y T, Chyou Y P, Wang T. Numerical Analysis of Gasification Performance via Finite-Rate Model in a Cross-Type Two-Stage Gasifier[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2013, 57(2): 558-566.
- [15] 冯喜平, 李海波, 唐金兰, 等. 采用不同气相燃烧模型模拟含硼燃气扩散燃烧过程[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(4): 474-480.
- [16] Yakhot C, Orszag S A. Development of Turbulence Models for Shear Flows by a Double Expansion Technique[J]. *Physics of Fluids A*, 1992, 4(7): 1510-1520.
- [17] Shi T H. A New $k-\varepsilon$ Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows-Model Development and Validation[J]. *Computers & Fluids*, 1995, 24(3): 227-238.
- [18] 陈二云, 马大为, 乐贵高, 等. 间断有限元方法在弹尾超音速喷流计算中的应用[J]. 计算物理, 2008, (6): 705-710.

(编辑:梅 瑛)