

文章编号:1006-9941(2019)08-0652-09

瞬态泄压过程中二次燃烧对底排装置尾部流场影响的数值分析

周书培,余永刚

(南京理工大学 能源与动力工程学院,江苏 南京 210094)

摘要: 为了研究瞬态泄压过程中二次燃烧对底排弹尾部加能的影响,建立了底排装置瞬态泄压过程中尾部化学非平衡流的数学物理模型。采用对流迎风矢量通量分裂格式(AUSM+)的改进格式、切应力运输湍流模型 SST $k-\omega$ 模型和 8 组分 12 步反应的 H_2-CO 反应动力学机理,运用统一算法的思路编程求解二维轴对称 Navier-Stokes 方程,对尾部流场进行数值模拟,得到泄压过程中底排燃烧室压力随时间的变化规律,模拟结果和文献实验结果基本吻合。在此基础上对泄压过程中有无二次燃烧两种条件下的尾部流场进行数值预测,分析了泄压过程中底排装置尾部流场特征参数随时间的变化规律。结果表明,泄压过程前期,二次燃烧对尾部流场影响较小。而在泄压中后期,二次燃烧对尾部流场影响较大,此时,尾部流场特征参数更快趋于稳定,且二次燃烧使尾部流场温度提高,加能效果显著,底压增大,底排弹底阻明显减小,减阻率比不含二次燃烧的减阻率提高了 75%。

关键词: 底部排气弹;瞬态泄压;二次燃烧;数值模拟

中图分类号: TJ55; V211.3

文献标志码: A

DOI:10.11943/CJEM2018275

1 引言

底排弹在离开膛口时会经历一个快速降压过程,燃烧室内压力急剧降低,这种强非稳态过程对底排装置排气造成强烈扰动,从而影响泄压过程中的减阻效率。底排药剂燃烧产生的高温负氧型气体与空气中的氧气接触后发生二次燃烧,二次燃烧释放的能量使减阻率显著提高^[1]。

目前,在底排弹瞬态泄压方面,国内外已有大量研究。实验方面, Jackson 等^[2]借助超声波技术实验测量了初始压力为 16.3 MPa 的瞬态泄压条件下,高氯酸铵(AP)/端羟基聚丁二烯(HTPB)复合推进剂的燃速变化; Yu 等^[3]和陆春义等^[4-6]采用半密闭爆发器模拟炮口工况,借助高速录像系统研究了 20~90 MPa 下高速降压下底排点火具的燃烧特性;赵宏立等^[7]实验研究

了一种双基发射药在瞬态降压下的燃烧行为,给出了不同初始压力段的双基发射药熄火临界特性曲线; Ye 等^[8]实验研究了快速降压条件下 AP/HTPB 底排推进剂的瞬时燃烧特性和燃烧不稳定性;曹永杰等^[9]采用可视化半密闭燃烧模拟实验系统研究了 3.15~7.24 MPa 下底排推进剂在瞬态泄压条件下的燃烧失稳特性。数值模拟方面,曹永杰等^[10]建立了 AP/HTPB 底排推进剂燃烧流场的二维轴对称非稳态模型,数值研究了底排模拟装置在瞬态泄压工况下的流场特性;曹颖等^[11]运用 fluent 软件对底排弹出膛口过程中近膛口以及底排装置内腔的流场进行了数值模拟; Zhuo 等^[12]采用高分辨率迎风格式 AUSMPW+ 格式编程模拟研究了底排弹出膛口过程。在底排装置尾部流场二次燃烧方面,近些年主要以数值模拟为主。Choi 等^[13]使用改进的两方程 $k-\omega$ SST 湍流模型,模拟了含二次燃烧条件下的底排弹的尾部流场流动和燃烧过程; Xue 等^[14]通过数值模拟对比研究了超音速下热排气的和有二次燃烧的底排装置底部流场;余文杰等^[15]通过编程模拟了不同排气温度下的底排装置二次燃烧尾部流场,发现排气温度在大于 1100 K 时二次燃烧更为充分。

在底排减阻中,加质的作用仅占 20%,而加能的

收稿日期: 2018-09-27; 修回日期: 2018-11-04

网络出版日期: 2019-02-28

基金项目: 国家自然科学基金项目(51176076)。

作者简介: 周书培(1993-),男,博士研究生,主要从事底排装置尾部流场数值模拟的研究。e-mail: zhou_shupeil@163.com

通信联系人: 余永刚(1963-),男,教授,主要从事含能材料燃烧推进理论与技术的研究。e-mail: yygnjust801@163.com

引用本文: 周书培,余永刚. 瞬态泄压过程中二次燃烧对底排装置尾部流场影响的数值分析[J]. 含能材料, 2019, 27(8):652-660.

ZHOU Shu-pei, YU Yong-gang. Numerical Analysis of the Effect of Post-combustion on the Tail Flow Field of Base Bleed Equipment in Transient Depressurization Process[J]. Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao), 2019, 27(8):652-660.

作用达到 80%^[16]。所加的能量来自于高温燃气的热能和尾部的二次燃烧所释放的热量,而二次燃烧所释放的热量远大于排气所释放的热量^[17]。有关底排弹瞬态泄压过程中二次燃烧对尾部流场的加能影响目前尚未见报道。为此,本研究在与陆春义^[6]实验对比验证数值模型的基础上,对泄压过程中有无二次燃烧两种条件下的尾部流场进行了数值模拟,研究了二次燃烧对底排装置泄压过程中尾部流场的影响,为研究底部排气减阻技术以及底部排气弹工程设计提供参考依据。

2 控制方程

假设尾部流场轴对称,湍流模型选用 SST^[18] 模型,则守恒形式的二维轴对称 Navier-Stokes^[19-20] 方程为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} - \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} - \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} = \mathbf{W} + \mathbf{Q} + \mathbf{S} \quad (1)$$

$$\mathbf{U} = [\rho, \rho u, \rho v, e, \rho k, \rho \omega, \rho_i] \quad (2)$$

$$\mathbf{F} = [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, (e+p)u, \rho ku, \rho \omega u, \rho_i u] \quad (3)$$

$$\mathbf{G} = [\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p(e+p)v, \rho kv, \rho \omega v, \rho_i v] \quad (4)$$

$$\mathbf{F}_v = \left[0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + q_x, (\mu_l + \mu_t \sigma_k) \frac{\partial k}{\partial x}, \right. \\ \left. (\mu_l + \mu_t \sigma_\omega) \frac{\partial \omega}{\partial x}, \rho D_i \frac{\partial Y_i}{\partial x} \right] \quad (5)$$

$$\mathbf{G}_v = \left[0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + q_y, (\mu_l + \mu_t \sigma_k) \frac{\partial k}{\partial y}, \right. \\ \left. (\mu_l + \mu_t \sigma_\omega) \frac{\partial \omega}{\partial y}, \rho D_i \frac{\partial Y_i}{\partial y} \right] \quad (6)$$

$$\mathbf{W} = [0, 0, 0, 0, S_k, S_w, 0] \quad (7)$$

$$\mathbf{Q} = -\frac{v}{y} [\rho, \rho u, \rho v, e + p, \rho k, \rho \omega, \rho_i] \quad (8)$$

$$\mathbf{S} = [0, 0, 0, 0, 0, 0, \sigma_i] \quad (9)$$

式中, \mathbf{U} 为守恒向量; \mathbf{F}, \mathbf{G} 为对流矢量通量; $\mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v$ 为粘性矢量通量; \mathbf{Q} 为轴对称源项; \mathbf{W} 为湍流源项; \mathbf{S} 为化学反应源项; x, y 分别代表轴向和径向长度, m; u, v 分别为轴向速度和径向速度, $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$; ω 为湍动能耗散率, $\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-3}$; k 为湍动能, $\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-2}$; ρ 为密度, $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$; p 为压力, $\text{N} \cdot \text{m}^{-2}$; τ 为粘性应力, $\text{N} \cdot \text{m}^{-2}$; ρ_i, Y_i, D_i, h_i 分别为 i 组分的密度 ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)、质量分数、扩散系数 ($\text{m}^2 \cdot \text{s}$)、焓

($\text{kJ} \cdot \text{kg}$); λ 为热传导系数 ($\text{W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1}$); μ_l, μ_t 分别为层流黏性系数和湍流黏性系数, $\text{kg} \cdot (\text{m} \cdot \text{s})^{-1}$; q_x, q_y 分别为轴向和径向的导热热流, $\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$; 其形式为:

$$q_x = \lambda \frac{\partial T}{\partial x} + \rho \sum_{i=1}^i D_i h_i \frac{\partial Y_i}{\partial x}, q_y = \lambda \frac{\partial T}{\partial y} + \rho \sum_{i=1}^i D_i h_i \frac{\partial Y_i}{\partial y} \quad (10)$$

e 为单位体积总能, $\text{kJ} \cdot \text{m}^{-3}$; 形式为:

$$e = \sum_{i=1}^i \rho_i h_i + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) - p \quad (11)$$

σ_i 为 i 组分的化学反应质量生产率。湍流源项中的 S_k, S_w 的给定参见文献^[18]。不含二次燃烧条件下的模型去掉了化学反应源项 \mathbf{S} , 排出气体为空气。

3 模拟方法

3.1 计算模型

底排模型的径向截面如图 1 所示: 模型为圆柱体结构(有船尾), x, r 分别表示轴向和径向; R 为模型最大半径; 船尾长和模型最大半径相同, 船尾角为 5° ; T_j, r_j 分别为排气温、排气口半径; L 为燃烧室长度, L_s 为排气口处壁厚厚度, v_j 为排气速度。具体参数值在表 1 中给出, $Ma_\infty, p_\infty, T_\infty, \rho_0, T_0$ 分别为来流马赫数、来流静

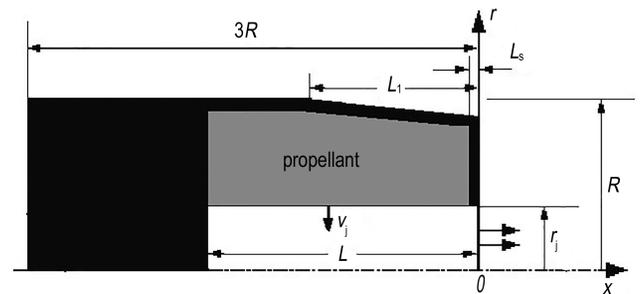


图 1 瞬态泄压底排装置模型

Fig. 1 Model of base bleed equipment under transient depressurization

表 1 瞬态泄压数值模拟参数

Table 1 Parameters of numerical simulation under transient depressurization

parameter	value	parameter	value
Ma_∞	2.0	p_∞/Pa	101325
R/m	0.05	r_j/R	0.375
L_s/m	0.005	p_0/MPa	36
T_∞/K	293	L/m	0.07
T_0/K	1812		

Note: Ma_∞ is the free stream Mach number, p_∞ is the free stream pressure, T_∞ is the free stream temperature, R is the radius of axisymmetric body, r_j is the radius of circular jet, L is the length of combustion chamber, L_s is the wall thickness of jet, p_0 is the initial pressure of combustion chamber, T_0 is the initial temperature of combustion chamber.

压、来流静温、燃烧室初始压力、燃烧室初始温度。

底排模型尾部区域网格采用弧长法生成^[21]。壁面第一层网格处 y^+ 控制在2以内,网格数目35000,远场采用基于一维Riemann不变量的无反射边界条件,固壁采用无滑移、绝热、压力梯度为零的边界条件,中心轴线上采用对称边界条件。燃烧室内初始时刻没有轴向流动,燃面处径向速度 v_r 给定参见文献[22]。

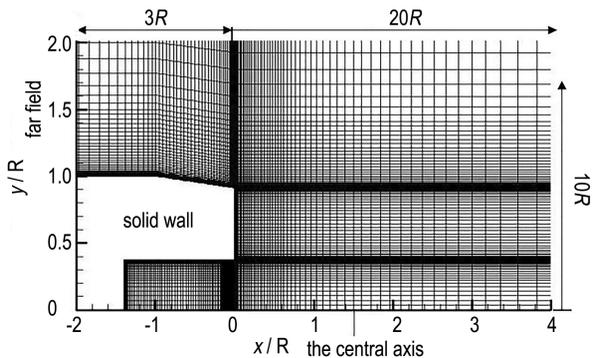


图2 底排装置内部及尾部区域网格图

Fig.2 Grid diagram of the inner and tail regions of base bleed equipment

3.2 燃烧模型

含二次燃烧情况下底排药剂燃面燃气各组分的质量分数参照文献[22],有无二次燃烧两种条件都考虑降压速率对底排推进剂燃速的影响,采用线性燃速修正公式^[23]:

$$\dot{r} = \dot{r}_0 \left(1 + \frac{\varphi n \alpha}{\dot{r}_0^2 p} \frac{dp}{dt} \right) \quad (12)$$

式中, $\dot{r}_0 = b p^n$, b 、 n 分别为燃速系数和压力指数; φ 为瞬态燃速修正系数; α 为底排药剂热扩散系数。

根据Gibeling^[22]等建立的8组分12步基元反应的 H_2 -CO反应动力学机理以及有限速率化学模型,模拟底排装置尾部流场的二次燃烧过程。

3.3 数值计算格式

根据刘君等^[24]的统一算法的思路,采用有限体积法编程求解方程组多组分Navier-Stokes方程。对流项通过结合改进的AUSM+格式和MUSCL格式,并加入Van Leer限制器离散^[25],从而提高计算精度。黏性项采用局部坐标变换法来消除中心差分格式中奇偶失连现象。化学反应源项采用二阶隐式梯形公式求解,以消除非平衡流动的刚性问题^[24]。时间项采用双时间步LU-SGS方法^[26]求解。求出守恒变量之后,再通过牛顿迭代法求解温度,压强可由分压定理求出。

4 数值模拟结果与分析

4.1 数值验证

选择陆春义等^[6]的底排瞬态泄压实验结果与数值计算结果对比。底排瞬态泄压实验模型为圆柱形结构,燃烧室自由容积为550 mL,喷口直径为14 mm,破膜压力为56 MPa。燃烧室压力随时间变化的实验结果如图3所示。针对该实验模型及条件,利用本文数值方法进行模拟,得到底排燃烧室内压力随时间变化曲线,并与实验结果进行对比,结果如图3所示。由图3可见,燃烧室内压力随时间逐渐减小,模拟结果和实验结果^[6]吻合较好。

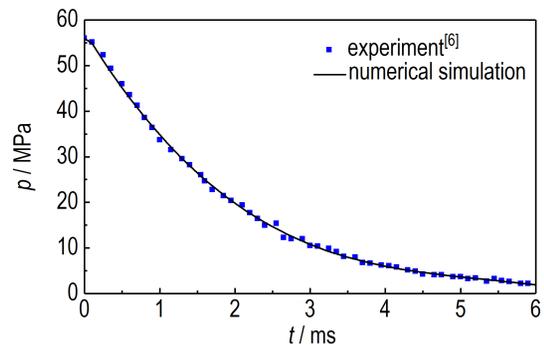


图3 燃烧室内压力随时间变化曲线

Fig.3 Change curve of pressure in combustion chamber with time

4.2 二次燃烧对尾部压力的影响

图4为有无二次燃烧两种条件下不同时刻底排装置尾部区域的压力分布云图。单幅云图上半部分为含二次燃烧情况,下半部分为不含二次燃烧情况。由图4a和图4b可见, $0.1 \text{ ms} \leq t \leq 0.3 \text{ ms}$ 时,含二次燃烧和不含二次燃烧两种情况的结果相似,高压燃气喷出底排装置之后都迅速膨胀,在0.3ms时排气口下游均出现明显的低压区。由图4b~图4d所见, $0.3 \text{ ms} < t \leq 1.0 \text{ ms}$ 时,两种情况下燃烧室内压力都逐渐降低。0.7 ms时,排气口附近压力降至来流压力值,底排装置底部低压区都逐渐减小,燃气经过低压区后压力升高,这是因为入射激波在中心轴线上相遇反射,形成反射倾斜激波。1.0 ms时,含二次燃烧的情况下,底排燃烧室内压力降至最低,压力值约为 $0.75 p_\infty$,尾部低压区消失,而不含二次燃烧的情况下,尾部压力略有升高,但仅达到 $0.45 p_\infty$ 左右,且低压区有了扩大的趋势。由图4d~图4f所见, $1.0 \text{ ms} < t \leq 3.0 \text{ ms}$ 时,含二次燃烧的情况下,燃烧室内压力先逐渐回升至 $0.9 p_\infty$,之

后基本不变,尾部压力场逐渐成型。底部压力先升高再略微降低,下游再压缩激波略为增强,并形成一个高压区。不含二次燃烧的情况下,燃烧室压力逐渐回升至 $0.74 p_{\infty}$,之后基本不变,下游再压缩激波显

著增强。总的来说,两种情况在泄压前期,压力场变化相似,泄压中后期差距明显,含二次燃烧的条件下底部压力高于不含二次燃烧的情况,减阻效果更为明显。

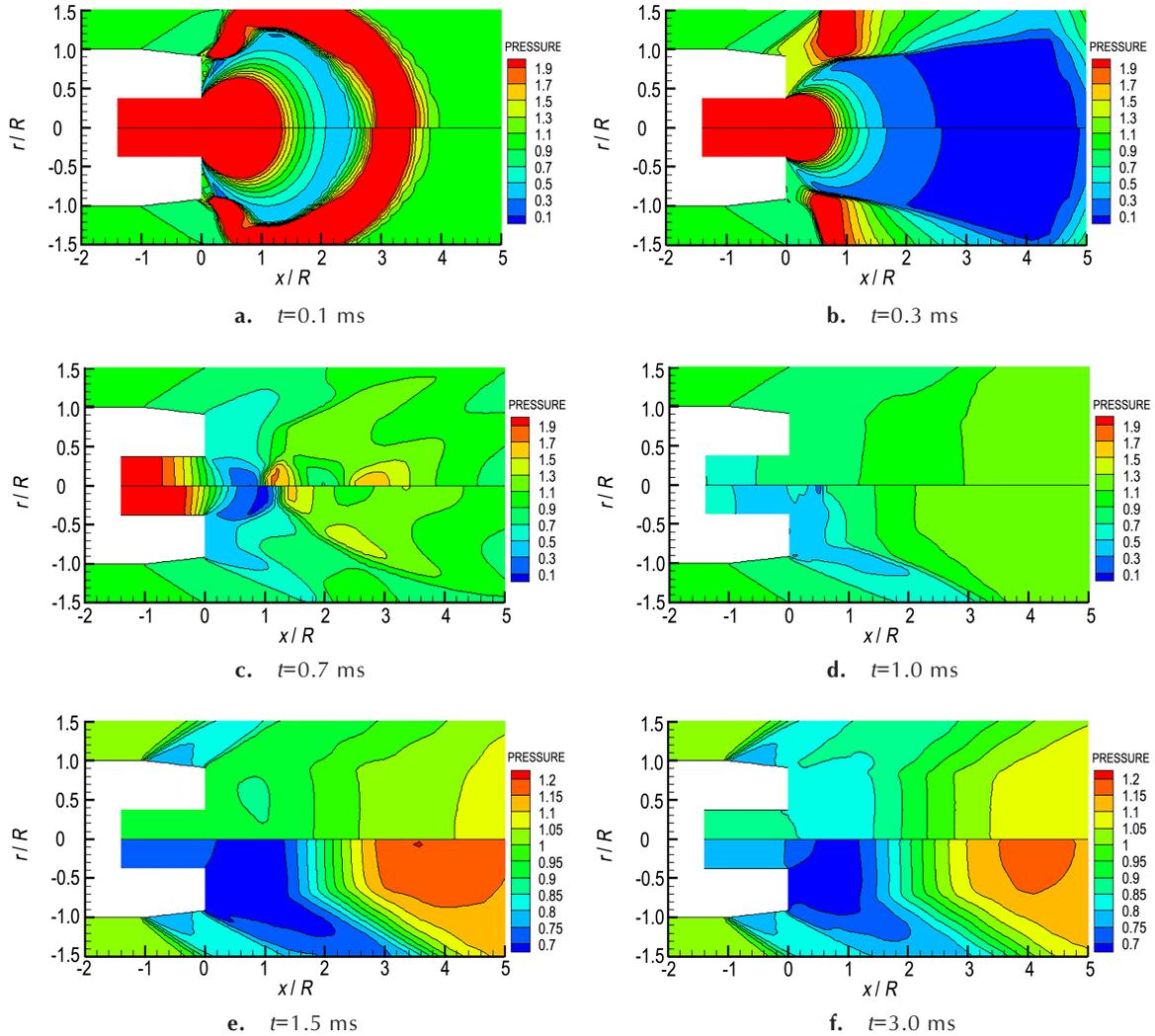


图4 不同时刻底排尾部压力分布云图(上半图:有二次燃烧;下半图:无二次燃烧)

Fig.4 Pressure distribution nephograms at the tail of base bleed at different times (Upper part of the figure: with post-combustion; lower part of the figure: without post-combustion)

图5为有无二次燃烧两种条件下不同时刻的装置底部平均压力曲线图。将含二次燃烧情况记为PC(Post-Combustion),不含二次燃烧记为NPC(Non Post-Combustion)。由图5可见,含二次燃烧情况下,底压先迅速增加到峰值 $1.78 p_{\infty}$,之后再迅速降低到最低值 $0.55 p_{\infty}$,然后逐渐回升到 $0.9 p_{\infty}$,随后变化较小,3.0 ms时缓慢降至 $0.82 p_{\infty}$ 。不含二次燃烧情况下,0.1 ms时,底压略有升高,随后迅速降低,0.8 ms时达到最低 $0.32 p_{\infty}$,然后逐渐回升到 $0.62 p_{\infty}$,随后变化很小,在3.0 ms时缓慢升至 $0.69 p_{\infty}$ 。由此可见,降压过程中,

含二次燃烧的底部压力一直高于不含二次燃烧的底部压力,且含二次燃烧的底部压力更快地接近末态压力。

图6为相对减阻率随时间的变化曲线,相对减阻率的计算公式为:

$$R_B = \frac{C_1 - C_2}{C_1} = \frac{p_2 - p_1}{p_{\infty} - p_1} \quad (13)$$

式中, C_1 、 C_2 分别为不含二次燃烧时的底阻和含二次燃烧时的底阻; p_1 、 p_2 、 p_{∞} 分别为不含二次燃烧时的底压、含二次燃烧时的底压、来流压力。由于0.3 ms内底部压力大于常压,泄压气体主要起推进作用,而本研究主

要考虑泄压中底部排气状态,故 R_b 从 0.4 ms 开始取值。

由图 6 可见,泄压前期 R_b 从 1.4 急剧减小到 0.28,然后在 1.3 ms 时增加到 0.75,泄压后期随后逐渐减小到 0.43。在整个泄压过程中,相对减阻率都在 0.28 以上,泄压中后期相对减阻率最高达 0.75。

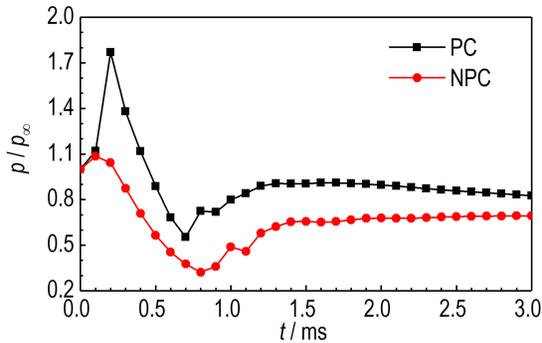


图 5 底部平均压力随时间变化曲线

Fig.5 Change curves of averaged base pressure with time

4.3 二次燃烧对尾部温度的影响

图 7 为有无二次燃烧两种条件下不同时刻底排装置尾部区域的温度分布云图。单幅云图上半部分为有二次燃烧情况,下半部分为无二次燃烧情况。由图 7a 所见,0.1 ms 时,两种情况结果类似。燃烧室出口处

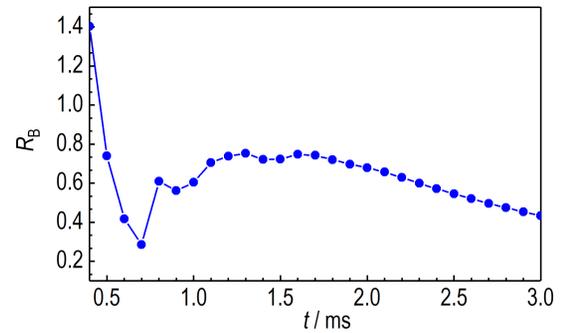


图 6 相对减阻率随时间的变化曲线

Fig.6 Change curve of relative drag reduction rate with times

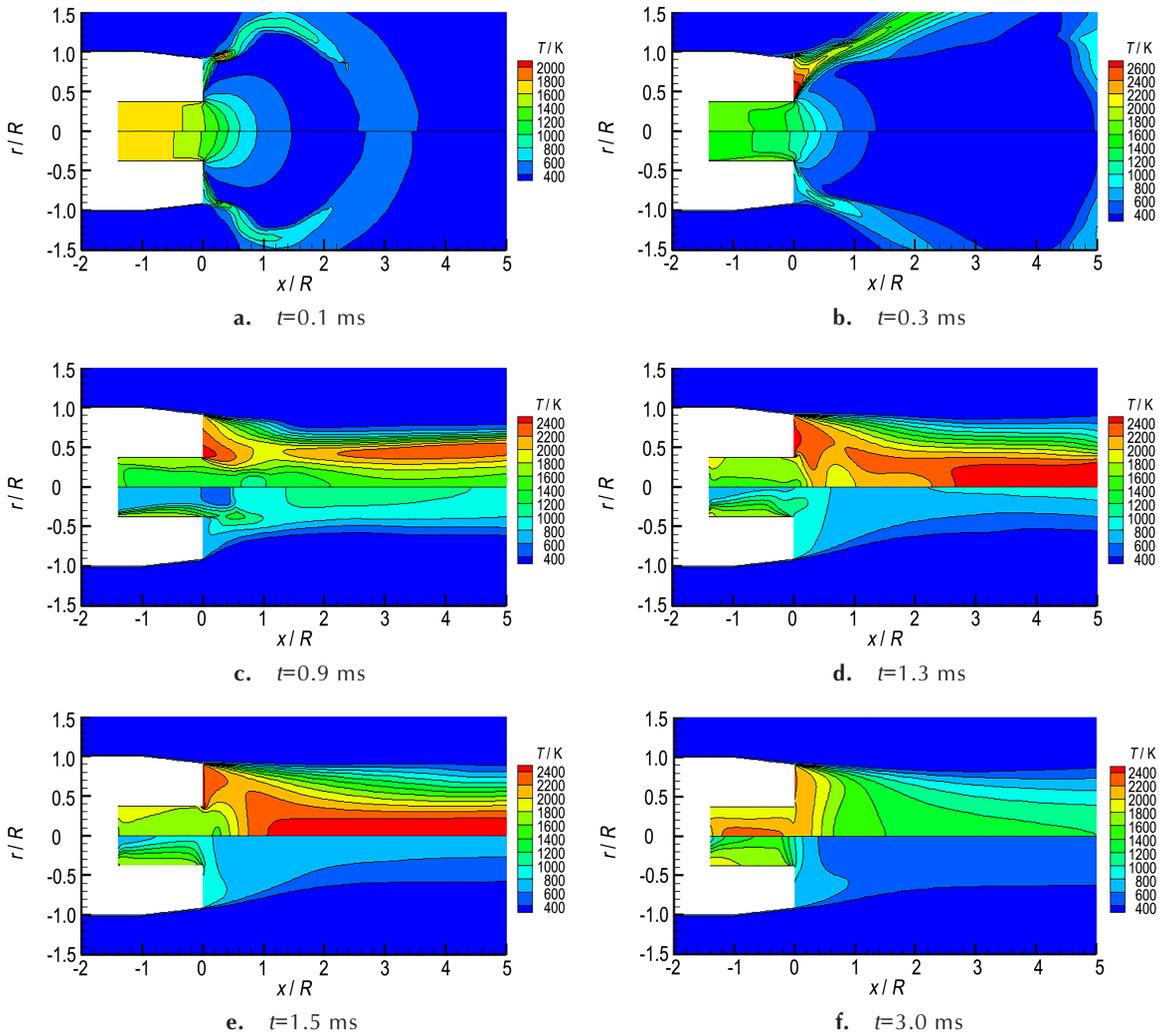


图 7 不同时刻底排尾部温度分布云图(上半图:有二次燃烧;下半图:无二次燃烧)

Fig.7 Temperature distribution nephograms at the tail of base bleed at different times (Upper part of the figure: with post-combustion; lower part of the figure: without post-combustion)

温度略有降低,底部固壁附近温度还未明显升高。由图 7b 所见,0.3 ms 时,含二次燃烧模型底排装置底部固壁回流区燃气速度较慢,同时因为回流混入了来流空气,燃烧反应更为充分,温度明显升高,达到 2400 K 以上,剪切层中有部分燃气与空气直接接触发生反应使温度升高;不含二次燃烧模型装置底部固壁处因混入来流空气温度降低。两种情况底排燃烧室出口燃气温度降低,中轴线部分气体未与来流空气直接接触,温度分布相似。由图 7a~图 7c 所见,0.1 ms \leq t \leq 0.9 ms 时,两种情况下,除了底排药剂部分,燃烧室内温度都因流速较快而降低。含二次燃烧模型的固壁处由于回流区扩大,高温区扩大,剪切层中也形成明显高温区,轴线部分温度也因此升高。不含二次燃烧的模型燃烧室内温度明显降低,底部固壁处温度略有降低,0.9 ms 时因燃烧室内气体流出膨胀从而在出口附近有明显的低温区。由图 7c 和图 7d 所见,0.9 ms $<$ t \leq 1.3 ms,两种条件燃烧室内流速减慢,燃烧室内温度都逐渐升高。含二次燃烧条件下排气装置底部固壁处高温区扩大至中心轴线,下游二次燃烧生成的高温区扩大。不含二次燃烧条件下排气装置底部固壁处温度略有升高,分布逐渐均匀,下游温度降低。由图 7d~图 7f 所见,1.3 ms $<$ t \leq 3.0 ms 时,两种情况下燃烧室温度都逐渐升高。燃烧室内因燃气挤压作用,中心轴线处温度较高,这种现象在含二次燃烧条件下更为明显。含二次燃烧条件下底排装置底部固壁处温度略有降低,但分布逐渐均匀,燃烧室温度升高,由于此时排气质量流率基本稳定,且在回流区内反应殆尽,下游温度逐渐降低达到稳定。不含二次燃烧条件下装置底部温度逐渐降低,下游区域温度逐渐降低。总的来说,在泄压前期,有无二次燃烧对温度场的影响不明显,但随时间推移,两种条件下的温度场差别越来越大,含二次燃烧模型在装置底部出现二次燃烧区域使温度升高,加能效果明显。

图 8 为有无二次燃烧两种条件下不同时刻 $x=0.01R$ 处径向温度分布曲线。由图 8a 可知,含二次燃烧条件下在泄压前期和中期,燃烧室出口拐角处 ($y=0.375R$) 由于燃气二次燃烧温度显著升高,在泄压后期,燃烧室出口流速较慢,整个底部温度分布均匀。由图 8b 可知,不含二次燃烧条件下燃烧室出口拐角处 ($y=0.375R$) 由于膨胀温度降低,在径向上温度先在 0.3R 处升到最高然后降低,图中 1.5 ms 时因为燃烧室内部分燃气贴着壁面流出造成 0.4R 处温度也较高。整体来看,含二次燃烧条件下底部 $x=0.01R$ 处径向温度显著高于不含二次燃烧的条件。

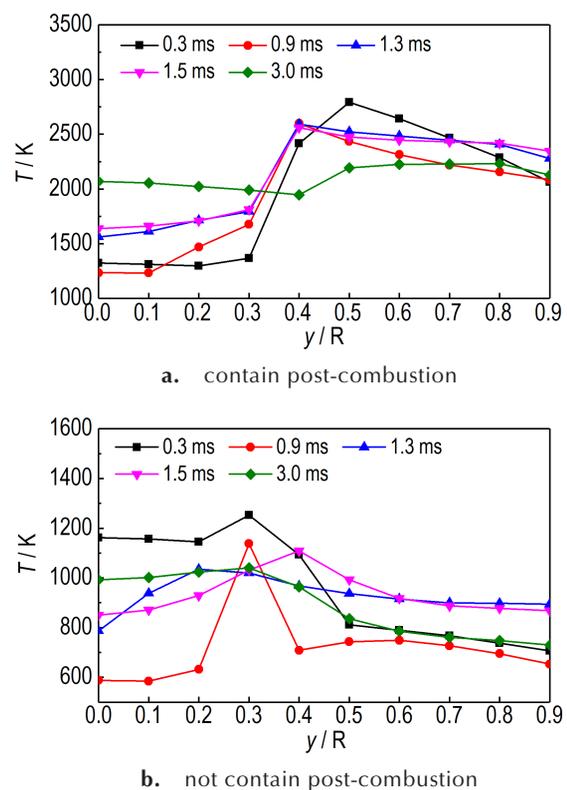


图 8 不同时刻 $x=0.01R$ 处径向温度分布曲线

Fig. 8 Radial temperature distribution curves at different times in $x=0.01R$

4.4 二次燃烧对尾部马赫数的影响

图 9 有无二次燃烧两种条件下不同时刻底排装置尾部区域的马赫数分布云图。单幅云图上半部分为有二次燃烧情况,下半部分为无二次燃烧情况。由图 9a~图 9c 所见,0.1 ms \leq t \leq 0.7 ms 时,底排燃气出排气口后迅速向外膨胀,速度逐渐增大,峰值都达到 6 Ma 左右。随后由于燃烧室内压力逐渐减小,燃气出排气口后膨胀程度逐渐减小,装置尾部区域的速度峰值逐渐减小,在 0.7 ms 时两者排气口处的马赫数都维持在当当地声速。由图 9c~图 9e 所见,0.7 ms $<$ t \leq 1.3 ms 时,随着燃烧室内压力逐渐降低,1.0 ms 时含二次燃烧条件下排气口边缘处有少量气体回流到燃烧室中,1.3 ms 时回流消失。底排装置尾部的主回流区逐渐增大,回流区数量先在 1.0 ms 时增加到四个,然后在 1.3 ms 时减少到一个。而不含二次燃烧条件下底部主回流区逐渐增大,但燃烧室内压力降低较慢,在 1.3 ms 时才有气体回流。由于气体从燃烧室出口冲出生成膨胀波,在出口中心轴线处存在高速区,随着燃烧室内压力降低而缩小。由图 9e~图 9g 所见,1.3 ms $<$ t \leq 3.0 ms 时,含二次燃烧条件下马赫数分布基本成型。不含二次燃烧

条件下燃烧室内气体回流现象消失, 马赫数分布基本成型。总的来说, 两种情况下的速度场在泄压前期和泄压后期分布相似, 而在泄压中期, 不含二次燃烧的速度场变化滞后于含二次燃烧的速度场。

度场变化滞后于含二次燃烧的速度场。

图 10 给出了有无二次燃烧条件下不同时刻 $x=0.01R$ 处径向马赫数分布。由图可知含二次燃烧条件

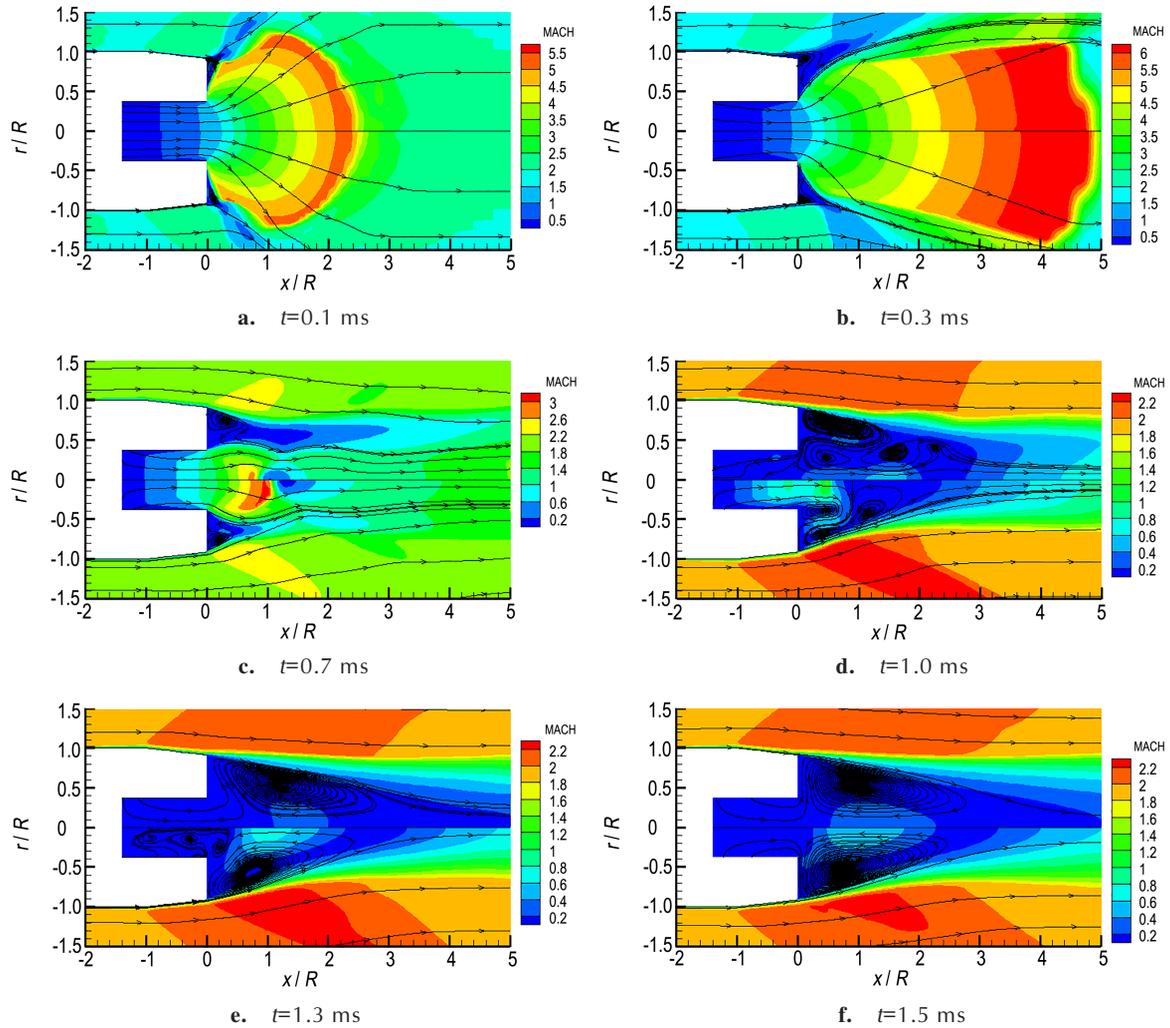


图 9 不同时刻底排尾部马赫数分布云图(上半图:有二次燃烧;下半图:无二次燃烧)

Fig.9 Mach number distribution nephograms at the tail of base bleed at different times (upper part of the figure: with post-combustion; lower part of the figure: without post-combustion)

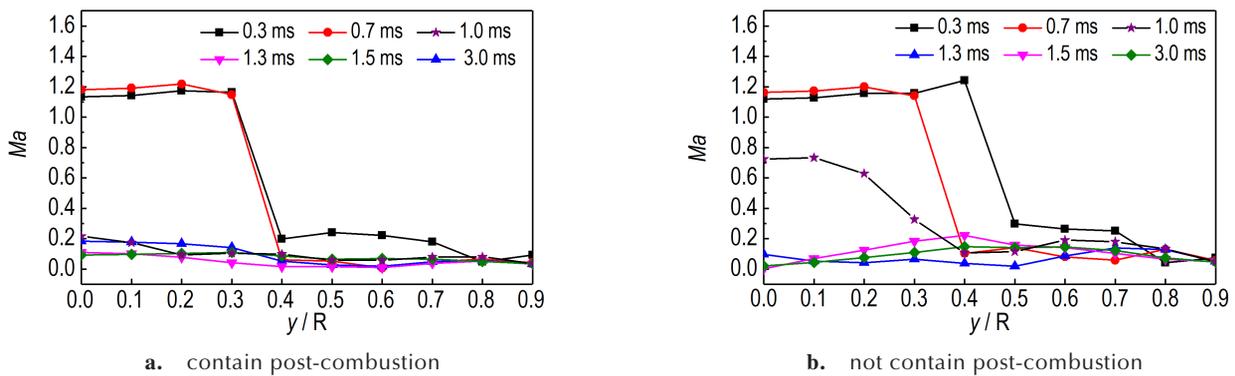


图 10 不同时刻 $x=0.01R$ 处径向马赫数分布曲线

Fig.10 Radial Mach number distribution curves at different times in $x=0.01R$

下在 1.0 ms 时速度场就趋于稳定,而不含二次燃烧条件下在 1.3 ms 速度场才趋于稳定,且在泄压后期,含二次燃烧条件下的径向速度波动更为明显。

5 结论

(1) 在底排装置泄压过程中,二次燃烧对燃烧室和尾部流场的影响很大,且主要体现在泄压中后期后期($t \geq 0.3$ ms)。1.0 ms 时,含二次燃烧条件下的燃烧室内外压力分布较为均匀,在 $x=0.01R$ 处径向马赫数分布比较稳定。而此时不含二次燃烧条件下燃烧室内外压力相差较大,在 $x=0.01R$ 处,径向马赫数依然受到燃烧室出口的影响。说明含二次燃烧条件下泄压过程流场更快趋于稳定。

(2) 二次燃烧显著改变了泄压过程中温度场分布,底排装置底部温度明显升高,泄压前期与中期,流场下游部分二次燃烧充分,全过程流场整体温度高于不含二次燃烧的情况,加能效果明显。

(3) 二次燃烧使底排装置底部压力明显升高,压力分布更加均匀,在泄压中后期其减阻率相比不含二次燃烧的减阻率提高了 75%。

参考文献:

- [1] 丁则胜,邱光纯,刘亚飞,等. 固体燃料底部排气空气动力学研究[J]. 空气动力学学报, 1991, 9(3): 300-307
DING Ze-sheng, QIU Guang-chun, LIU Ya-fei, et al. An aerodynamic investigation of base bleed by solid fuel [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1991, 9(3): 300-307
- [2] Jackson D E, Linn C A B, Moser M D. Ultrasonic burn rate testing of bi-plateau propellants under decreasing pressure conditions[C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Tucson, AZ, USA, 2005, AIAA2005-4164.
- [3] Yu Y, Zhou Y, Lu C, et al. Study on unsteady combustion behaviors of AP/HTPB base bleed propellants under transient depressurization conditions[J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 2014, 39(4): 511-517.
- [4] 陆春义,周彦煌,余永刚. 高降压速率下复合底排药剂瞬变燃烧特性研究[J]. 含能材料, 2007, 15(6): 587-591.
LU Chun-yi, ZHOU Yan-huang, YU Yong-gang. Combustion of composite base bleed charge under rapid depressurization [J]. *Chinese Journal of Energetic Materials(Hanneng Cailiao)*, 2007, 15(6): 587-591.
- [5] 陆春义,周彦煌,余永刚. 底排点火具在高降压速率下瞬态燃烧特性的实验研究[J]. 含能材料, 2008, 16(5): 629-632.
LU Chun-yi, ZHOU Yan-huang, YU Yong-gang. Transient combustion performance of igniter for base bleed unit under rapid depressurization [J]. *Chinese Journal of Energetic Materials(Hanneng Cailiao)*, 2008, 16(5): 629-632.
- [6] 陆春义. 底排装置强非稳态燃烧特性研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2009.
LU Chun-yi. Study on characteristics of unstable combustion of base bleed unit [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2009.
- [7] 赵宏立,刘来东,靳建伟,等. 压力下降条件下一种双基发射药的瞬态燃烧特性[J]. 火炸药学报, 2012, 35(1): 64-68.
ZHAO Hong-li, LIU Lai-dong, JIN Jian-wei, et al. Transient combustion performance of gun propellant under depressurization condition [J]. *Chinese Journal of Explosive & Propellants*, 2012, 35(1): 64-68.
- [8] Ye R, Yu Y, Cao Y. Experimental study of transient combustion characteristics of AP/HTPB base bleed propellant under rapid pressure drop [J]. *Combustion Science & Technology*, 2015, 187(3): 445-457.
- [9] 曹永杰,余永刚,张明安,等. 底排推进剂瞬态泄压工况下的燃烧失稳特性[J]. 燃烧科学与技术, 2015(05): 421-427.
CAO Yong-jie, YU Yong-gang, ZHANG Ming-an, et al. Combustion instability characteristics of base bleed propellant under transient depressurization [J]. *Journal Combustion Science and Technology*, 2015(05): 421-427.
- [10] 曹永杰,余永刚,叶锐,等. 底排推进剂瞬态泄压工况下燃烧流场特性的数值模拟[J]. 含能材料, 2013(4): 464-468.
CAO Yong-jie, YU Yong-gang, YE Rui, et al. Numerical simulation of combustion flow field characteristics of base bleed propellant under transient pressure-release [J]. *Chinese Journal of Energetic Materials(Hanneng Cailiao)*, 2013(4): 464-468.
- [11] 曹颖,王栋,武晓松. 底排装置瞬态泄压过程数值模拟[J]. 四川兵工学报, 2014, 35(5): 43-46.
CAO Ying, WANG Dong, WU Xiao-song. Numerical simulation of transient depressurization process of base bleed [J]. *Sichuan Acta Armamentarii*, 2014, 35(5): 43-46.
- [12] Zhuo C, Feng F, Wu X, et al. Numerical simulation of the muzzle flows with base bleed projectile based on dynamic overlapped grids [J]. *Computers & Fluids*, 2014, 105: 307-320.
- [13] Choi J Y, Shin E, Kim C K. Numerical study of Base-Bleed projectile with external combustion [R]. AIAA 2005-4352, 2005.
- [14] Xue X, Yu Y. An improvement of the base bleed unit on base drag reduction and heat energy addition as well as mass addition [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 109: 238-250.
- [15] 余文杰,余永刚. 底排装置尾部化学非平衡流的数值模拟[J]. 推进技术, 2015, 36(11): 1610-1615.
YU Wen-jie, YU Yong-gang. Numerical simulation of base flow with chemical non-equilibrium for base bleed equipment [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(11): 1610-1615.
- [16] 丁则胜,罗荣,陈少松,等. 底部燃烧减阻性能的若干参数影响研究[J]. 弹道学报, 1996, 8(4): 79-83.
DING Ze-sheng, LUO Rong, CHEN Shao-song, et al. A study of some parameters influence on performance of drag reduction by base burning [J]. *Journal of Ballistics*, 1996, 8(4): 79-83.
- [17] 余文杰,余永刚. 二次燃烧对底排装置尾部流场影响的数值模拟[J]. 爆炸与冲击, 2015, 35(1): 94-100.
YU Wen-jie, YU Yong-gang. Numerical simulation of secondary combustion affecting base flow of base bleed equipment [J]. *Explosion & Shock Waves*, 2015, 35(1): 94-100.
- [18] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8):

- 1598-1605.
- [19] 朱自强. 应用计算流体力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1998: 43-44.
ZHU Zi-qiang. Applied Computational Fluid Dynamics [M]. Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998: 43-44.
- [20] 吴子牛. 计算流体力学基本原理[M]. 北京:科学出版社, 2001: 48-50.
WU Zi-Niu. Basic Principles of Computational Fluid Dynamics [M]. Beijing: Science China Press, 2001: 48-50.
- [21] 武频, 赵润祥, 郭锡福. 弧长网格生成法及其应用[J]. 南京理工大学学报, 2002, 26(5): 482-485.
WU Pin, ZHAO Run-xiang, GUO Xi-fu. Arc length method of grid generation and its application[J]. *Journal of Nanjing University of Science and Technology*, 2002, 26(5): 482-485.
- [22] Gibeling H J, Buggeln R C. Reacting flow models for Navier-Stokes analysis of projectile Base Combustion[R]. AIAA 91-2077, 1991.
- [23] Kuo K K, Summerfield M. Fundamentals of solid-propellant combustion [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1994.
- [24] 刘君, 张涵信, 高树椿. 一种新型的计算化学非平衡流动的解耦方法[J]. 国防科技大学学报, 2000, 22(5): 19-22
LIU Jun, ZHANG Han-xin, GAO Shu-chun. A new uncoupled method for numerical simulation of nonequilibrium flow [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2000, 22(5): 19-22.
- [25] 梁德旺, 王可. AUSM+格式的改进[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(4): 404-409.
LIANG De-wang, WANG Ke. Improvement of AUSM+ scheme [J]. *Acta Aerodynamic Sinica*, 2004, 22(4): 404-409.
- [26] Pulliam T H. Time Accuracy and the use of Implicit Methods [R]. AIAA 93-3360, 1993.

Numerical Analysis of the Effect of Post-combustion on the Tail Flow Field of Base Bleed Equipment in Transient Depressurization Process

ZHOU Shu-pei, YU Yong-gang

(School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: To investigate the effect of post-combustion on the energy addition at tail of base bleed projectile in the transient depressurization process, a mathematical and physical model of the chemical non-equilibrium flow at tail in the transient depressurization process for base bleed equipment was established. Two-dimensional axial symmetric Navier-Stokes equations were solved by idea programming of uniform algorithm using the improved format of convective upwind vector flux splitting format (AUSM+), the shear stress transport turbulence model SST $k-\omega$ and the H_2 -CO reaction kinetic mechanism of 12-step reaction of 8 components. The numerical simulation of tail flow field was performed, the change rule of pressure in base bleed combustion chamber in the transient depressurization process with time was obtained. The simulated results were basically in agreement with the experimental ones in the literature. Base this basis, the tail flow field under the condition of with and without post-combustion in the transient depressurization process were numerically predicted, and the change rule of characteristic parameters for the tail flow field of base bleed equipment with time in the transient depressurization process were analyzed. The results show that the post-combustion has a little effect on the tail flow field in the early stage of transient depressurization process, while in the middle and late stage, the post-combustion has a great effect on the tail flow field. At this time, the characteristic parameters of tail flow field more quickly tend to be stable, and the post-combustion makes the temperature of tail flow field increase and the energy addition effect remarkable, the bottom pressure increase, the bottom drag of base bleed projectile decrease significantly and the drag reduction rate increases by 75% compared with that without post-combustion.

Key words: base bleed projectile; transient depressurization; post-combustion; numerical simulation

CLC number: TJ55; V211.3

Document code: A

DOI: 10.11943/CJEM2018275

(责编:王艳秀)