

环境压力降低对底排二次燃烧影响的数值模拟

余文杰, 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: 为了揭示高空低压环境下底排减阻率减小的机理, 建立底排装置尾部流场的化学非平衡流数学物理模型。其中二次燃烧模型采用 10 组分 25 步反应的 H_2 -CO 燃烧模型, 运用统一算法的思路编程求解二维轴对称方程组, 对底排尾部流场进行数值模拟。模拟结果和实验进行对比验证, 基本吻合。在此基础上, 对底排尾部流场以及燃烧特性进行数值预测, 研究环境压力降低对底排尾部二次燃烧的影响。结果表明: 二次燃烧对底部加能的贡献是热排气的 6.4 倍, 是底排加能减阻的关键; 随着环境压力的降低, 模型尾部的环状回流区内 H_2 的燃烧效率逐渐降低, 中间产物 H 逐渐增多, 燃烧逐渐变得不充分, 导致底排减阻率明显下降。

关键词: 兵器科学与技术; 底部排气; 二次燃烧; 数值模拟; 尾部流场; 化学非平衡流

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-1093(2015)03-0443-08

DOI: 10.3969/j.issn.1000-1093.2015.03.010

Numerical Simulation on the Effect of Reduction in Ambient Pressure on the Secondary Combustion of Base Bleed

YU Wen-jie, YU Yong-gang

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

Abstract: In order to investigate the mechanism of the decrease in drag reduction rate of base bleed in the subatmospheric pressure, a mathematical and physical model about the base flow with chemical non-equilibrium of base bleed is established. H_2 -CO combustion model which consists of 10 components and 25 reactions is used for secondary combustion. Two-dimensional axisymmetric equations are programmatically computed using a set of uniform numerical process methods. The base flow field of base bleed is simulated. Simulation results are validated with experiment data. On this basis, the base flow field and combustion characteristics are numerically predicted. The results show that the added energy released from secondary combustion is 6.4 times of the added energy of hot base bleed. Secondary combustion is a key for energy increase and drag reduction. With the decrease of the ambient pressure, the combustion efficiency of H_2 decreases gradually in the annular recirculation zone of the tail of the model, meanwhile the intermediate product of H increases gradually. These make the secondary combustion become more and more insufficiency, resulting in decreasing significantly the drag reduction rate of base bleed.

Key words: ordnance science and technology; base bleed; secondary combustion; numerical simula-

收稿日期: 2014-06-04

基金项目: 国家自然科学基金项目(51176076)

作者简介: 余文杰(1986—), 男, 博士研究生。E-mail: spacecow@sina.com;

余永刚(1963—), 男, 教授, 博士生导师。E-mail: yyg801@njust.edu.cn

tion; base flow field; chemical non-equilibrium flow

0 引言

弹丸在超声速飞行时,会遇到较大的底部阻力。底排药剂燃烧产生负氧型高温气体,排入弹丸尾部后与空气中的氧气接触发生二次燃烧,燃烧释放的能量使底部下游较长的距离上保持高温,使底部压力显著提高,底部阻力大大减小^[1]。由于底排为亚声速排气,环境压力的降低将影响底排装置内部药剂的燃烧特性,进而影响底排装置外部的二次燃烧,并最终使底排减阻率减小。

文献[2-3]对底部冷排气的圆柱体模型的尾部流场进行实验研究,并对底排尾部流场进行了可视化。Bowman等^[4]对底部热排气的圆柱体模型的底部压力进行实验研究,发现排气温度即使高达5070 K,最佳底排减阻率也只有25%左右。丁则胜等^[5]利用部分预混合可燃气体为介质,对底部燃烧进行实验研究,能够反映尾迹区中的二次燃烧效应。发现底部燃烧时底排减阻率要比冷排气时高出一个量级,最佳底排减阻率达到70%~80%。可见尾部的二次燃烧是底排增压减阻的关键。丁则胜等^[6]实验研究了环境压力对底排性能的影响,发现随着环境压力下降,底排火焰温度显著降低。

数值模拟方面,Sahu等^[7]最先运用冷排气的方方法对底排尾部流场进行数值研究,发现随着排气参数的变化底压先增加再减小。Gibeling等^[8]针对底排燃烧问题提出一种12步化学反应的H₂-CO燃烧模型,对小排气参数 $I=0.0022$ 时的底排尾部流场进行了数值研究。Choir等^[9]根据端羟基聚丁二烯(HTPB)和高氯酸铵(AP)的燃烧特性,建立氢气和一氧化碳的燃烧模型,对复合型增程弹的全流场进行了数值研究。陆中兵等^[10]对底部排气弹三维湍流流场进行了数值模拟。陈新虹等^[11]采用热排气的方方法数值研究了排气能量对底排弹气动特性的影响。Shin等分别采用大涡模拟^[12]和直接模拟^[13]的方法对底排尾部流场进行了数值模拟,研究尾部回流区的大小和形状。关于环境压力对尾部二次燃烧影响的数值研究未见文献报道。

以往研究表明:亚大气压下底排减阻率降低的本质原因是向底部区域加能的减小^[6]。所加的能量来自于高温排气的热能和尾部的二次燃烧所释放

的热量。为了揭示环境压力对底排增压减阻影响的机理,本文在和文献[5]中的实验对比的基础上,对底排装置尾部的化学非平衡流进行编程模拟,研究二次燃烧对加能的贡献以及环境压力对二次燃烧的影响。为进一步研究如何减小环境压力所带来的负面影响提供参考依据。

1 控制方程

假设模型尾部流场轴对称,微分形式的二维轴对称控制方程组如下:

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

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

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

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

$$F_v = \left[0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + q_x, (\mu_1 + \sigma_k \mu_1) \frac{\partial k}{\partial x}, \right. \\ \left. (\mu_1 + \sigma_\omega \mu_1) \frac{\partial \omega}{\partial x}, \rho D_i \frac{\partial Y_i}{\partial x} \right], \quad (5)$$

$$G_v = \left[0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + q_y, (\mu_1 + \sigma_k \mu_1) \frac{\partial k}{\partial y}, \right. \\ \left. (\mu_1 + \sigma_\omega \mu_1) \frac{\partial \omega}{\partial y}, \rho D_i \frac{\partial Y_i}{\partial y} \right], \quad (6)$$

$$W = [0, 0, 0, 0, S_k, S_\omega, 0], \quad (7)$$

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

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

式中: U 为守恒变量; F 、 G 为对流项通量; F_v 、 G_v 为扩散项通量; W 、 Q 、 S 分别为湍流源项、轴对称源项、化学反应源项; x 、 y 分别表示轴向和径向; u 、 v 分别为轴向速度和径向速度; ρ 为密度; p 为压力; k 为湍动能; ω 为湍动能耗散率; τ 为粘性应力; ρ_i 、 Y_i 、 D_i 、 h_i 分别为 i 组分的密度、质量分数、扩散系数、焓; λ 、 μ_1 、 μ_1 分别为热传导系数、层流粘性系数、湍流粘性系数; q_x 、 q_y 为导热热流, 形式为 $q_x = \lambda \frac{\partial T}{\partial x} + \rho \sum_{i=1}^I D_i h_i \frac{\partial Y_i}{\partial x}$, $q_y = \lambda \frac{\partial T}{\partial y} + \rho \sum_{i=1}^I D_i h_i \frac{\partial Y_i}{\partial y}$; e 为单位体积总能, 形式为 $e = \sum_{i=1}^I \rho_i h_i + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) - p$; σ_i 为 i 组分的化学反应质量产生率。湍流模型为 SST

模型,系数 σ_k 、 σ_ω 和湍流源项 S_k 、 S_ω 的给定参见文献[14]。

控制方程组中的轴对称源项 Q 为对流项的轴对称源项。以往的研究^[15-16] 中发现对流项的轴对称源项对控制方程的影响起主导作用,故忽略了粘性项的轴对称源项。

2 模拟方法

2.1 物理模型

如图 1 所示,模型为圆柱体结构(有船尾), x 、 y 分别表示轴向和径向, R 为模型最大半径,船尾长与模型最大半径值相同,船尾角为 5° , Ma_∞ 、 p_∞ 、 T_∞ 分别为来流马赫数、来流静压、来流静温, T_j 、 r_j 分别为排气温度、排气口半径。 I 为排气参数,形式为 $I = \dot{m}_j / (A_b \rho_\infty v_\infty)$ 。其中 \dot{m}_j 、 A_b 、 ρ_∞ 、 v_∞ 分别为质量流率、最大截面积、来流密度、来流速度。模拟的具体参数值在表 1 中给出。

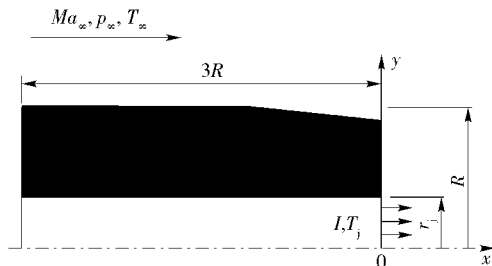


图 1 底排模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of base bleed model

表 1 模拟参数

Tab. 1 Simulation parameters

Ma_∞	p_∞ / Pa	T_∞ / K	T_j / K	I	R / m	r_j / R
2.0	31 500 ~ 101 325	293	1 550	0.010 7	0.034 2	0.375

网格采用弧长法生成^[17]。图 2 为模型尾部区域网格图,网格总数为 29 000。远场采用无反射边界条件,固壁采用无滑移边界条件,中心轴线上采用对称边界条件,底排喷口的边界条件直接给定。

根据 Jachimowski^[18] 的 H_2 和空气的燃烧机理以及 Gardiner 的 CO 燃烧机理^[19],建立 10 组分 25 步反应的 H_2 - CO 燃烧模型,作为尾部的二次燃烧模型。底排装置排气口组分参数参照文献[8]。

2.2 数值计算格式

采用有限体积法编程求解方程组。根据刘君等^[20] 的统一算法的思路,对方程组中的总能 e 进行

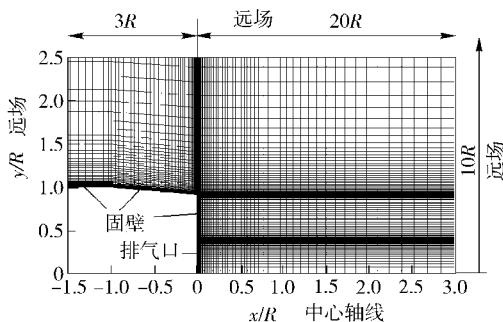


图 2 底排模型尾部区域网格

Fig. 2 Grid of base region of base bleed model

变换,然后将得到的新方程组分 3 个部分分别进行离散求解。其中,对流项通过改进的 AUSM + 格式加入 Van Leer 限制器离散^[21],具有 3 阶精度。扩散项采用 2 阶中心差分格式离散。时间项采用 LU-SGS 隐式时间推进方法^[22] 求解,具有 1 阶精度。时间离散中粘性项采用近似隐式处理,湍动能生成项显示处理,组分方程中的扩散项显示处理。化学反应源项采用 2 阶隐式梯形公式求解,以消除非平衡流动的刚性问题^[20]。最后求出守恒变量后,通过牛顿迭代法求解温度^[23],再通过分压定理求压强。和刘君等^[20] 的统一算法有些区别,这里的时间项通过 LU-SGS 隐式算法求解,并且湍流和 Navier-Stokes 方程之间采用全耦合方法求解。这使得计算的收敛速度加快,也更有利于程序由计算湍流改进到计算湍流化学非平衡流的编制。同时仍不失刘君等^[20] 的统一算法在计算化学非平衡流时的优点:对计算机内存要求低,程序编制较简单。

3 数值模拟结果与分析

3.1 数值模拟和实验结果的对比

选择丁则胜等^[5] 的底部燃烧实验进行对比。具体实验参数^[4-5] 如下:实验模型为圆柱体,直径为 34.2 mm,排气温度为 1 750 K,来流压力为一个标准大气压,来流马赫数为 2.0,排气口直径为 0.375 倍圆柱体直径,底排气体为氢气、氧化剂和稀释剂的预混气体。针对实验模型及条件进行数值模拟,和实验进行底压的对比。

数值模拟迭代 20 000 步左右收敛,在普通 PC 机上计算 10 h 左右。图 3 为底部平均压强随排气参数变化的对比图。从图 3 可以看出,在底压变化趋势上模拟结果和实验结果较吻合。在小排气参数时底压速增,在 $I = 0.009$ 附近底压达到峰值,然后

随排气参数的增加底压缓慢下降。在小排气参数时,模拟结果与实验结果较吻合,随排气参数的增大,模拟结果略低于实验值,最大误差在 5% 以内。

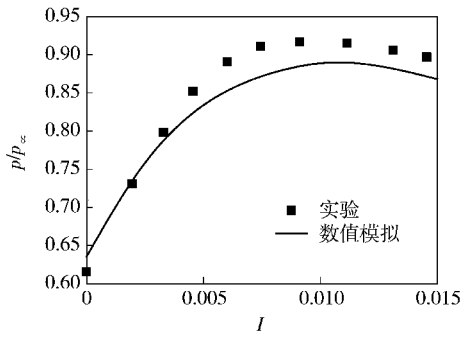


图 3 底部平均压强随排气参数变化曲线

Fig. 3 Area-averaged base pressure as function of exhaust parameter

3.2 二次燃烧对底排加能的影响

对底部热排气和底部二次燃烧模型的尾部温度场以及尾部单位体积内能分布进行比较,研究二次燃烧对底排加能的影响。

图 4 为底部热排气和底部二次燃烧时模型尾部温度分布图。图中可以看出:底部热排气时,排气出喷口后温度迅速下降,在下游 $x/R = 1.0$ 处温度已经降到 1000 K 左右。底部二次燃烧时,整个尾部区域充满高温,在下游 $x/R = 10.0$ 处,中轴线上的温度才开始低于排气温度。总的来说,二次燃烧使尾部的高温区域大大增加。

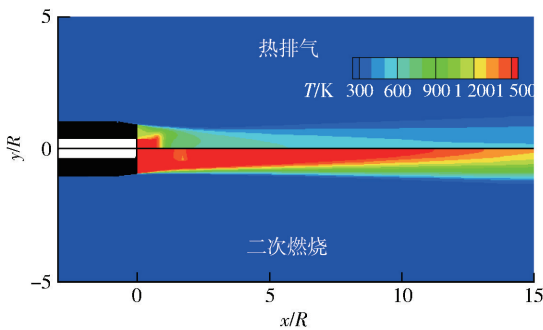


图 4 模型尾部区域温度分布($p_{\infty} = 101\ 325\ \text{Pa}$, $T_j = 1\ 550\ \text{K}$, $I = 0.010\ 7$)

Fig. 4 Temperature contour of base region($p_{\infty} = 101\ 325\ \text{Pa}$, $T_j = 1\ 550\ \text{K}$, $I = 0.010\ 7$)

图 5 为模型底部冷排气、热排气、二次燃烧时尾部单位体积内能分布,其中内能为无量纲值。无量纲的单位体积内能的参考值为无穷远处的来流值,可表示为

$$e_{\infty} = \sum_{i=1}^I \rho_{i\infty} h_{i\infty} - p_{\infty}, \quad (10)$$

式中: e_{∞} 、 $\rho_{i\infty}$ 、 $h_{i\infty}$ 、 p_{∞} 分别为无穷远处的单位体积内能、组分 i 的密度、组分 i 的焓、压力。从图 5 可以看出:冷排气时,底部有一个内能较低的区域;排气温度升高后,尾部内能较低的区域有所减小;底部存在二次燃烧时尾部出现一个内能较高的区域。对计算区域进行积分得到单位体积内能的平均值。底部冷排气、热排气、二次燃烧时的内能平均值分别为 1.003 89、1.005 07、1.012 59。热排气使内能平均值增加 0.001 18,在此基础上二次燃烧使内能平均值又增加 0.007 52,可见二次燃烧的加能效果是热排气的 6.4 倍。

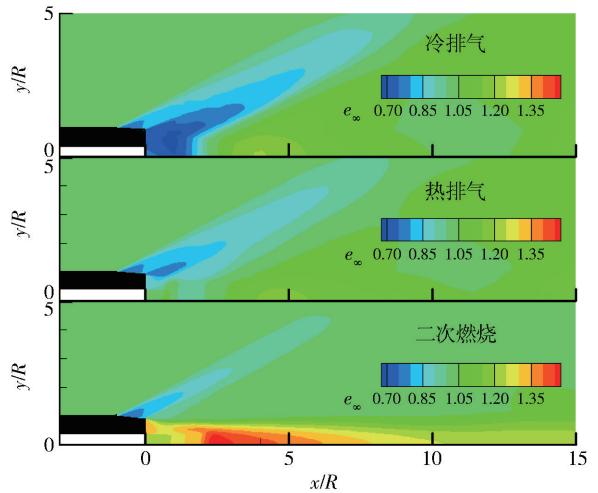


图 5 尾部单位体积内能分布($p_{\infty} = 101\ 325\ \text{Pa}$, $I = 0.010\ 7$,冷排气 $T_j = 293\ \text{K}$,热排气、二次燃烧 $T_j = 1\ 550\ \text{K}$)

Fig. 5 Internal energy contours per unit volume of base region ($p_{\infty} = 101\ 325\ \text{Pa}$, $I = 0.010\ 7$, $T_j = 293\ \text{K}$ for cold base bleed, $T_j = 1\ 550\ \text{K}$ for hot base bleed and secondary combustion)

3.3 环境压力降低对底排尾部流场的影响

图 6 为不考虑二次燃烧的情况下,不同来流压力时模型尾部区域无量纲密度场以及流线图。图 6 中密度的无量纲化参考值为各自的来流密度。由图 6 可知,在相同的排气参数下,亚大气压下的模型尾部无量纲化的密度场分布以及流线图和常压下基本相同。因为一方面,在来流温度 T_{∞} 以及来流组分不变的情况下,来流密度 ρ_{∞} 随来流压力 p_{∞} 的减小呈正比减小。根据公式 $I = \dot{m}_j / (A_j \rho_{\infty} v_{\infty})$,当来流速度 v_{∞} 和排气参数 I 不变时,来流密度 ρ_{∞} 和排气的质

量流率 \dot{m}_j 呈正比。所以排气的质量流率 \dot{m}_j 应随来流压力 p_∞ 的减小呈正比减小。另一方面,由于底排为亚声速排气,来流压力的减小会影响到底排装置内部,使得排气的压力相应减小,因为排气温度不变,所以排气的密度也相应减小。在图 6 中,不同来流压力下,底排模型尾部的 ρ/ρ_∞ 场基本相同,可见底排模型尾部区域的密度基本随来流密度的减小呈正比减小,即排气的密度基本随来流压力的减小呈正比减小。由于底排的质量流率和排气密度基本都随来流压力的减小呈正比减小,使得排气的初速度随来流压力的减小基本不变。所以不同来流压力下,工作在相同排气参数下的模型尾部流线图也基本一样。

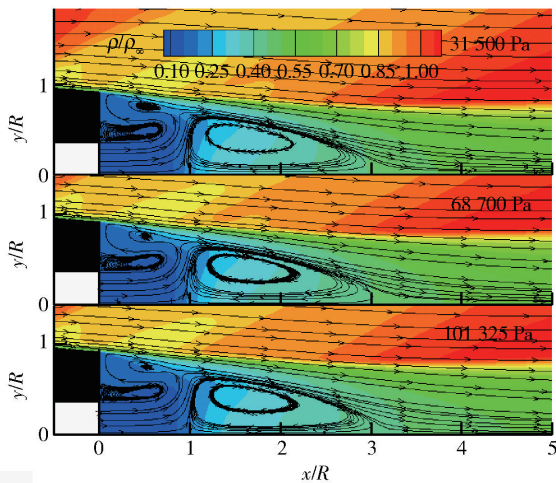


图 6 底排模型尾部区域无量纲密度场以及流线图 ($T_j = 1\ 550\ \text{K}, I = 0.010\ 7$)

Fig. 6 Density contour and streamline chart of base region ($T_j = 1\ 550\ \text{K}, I = 0.010\ 7$)

表 2 为不考虑二次燃烧的情况下,不同来流压力 p_∞ 下的底排减阻率 R_{CDB} . 由表 2 可见,在相同的排气参数下,亚大气压下的底排减阻率和常压下相差很小。来流压力由常压降到 31 500 Pa,底排减阻率只下降了 2.8%。说明相同排气参数下,不考虑

表 2 不考虑二次燃烧时的底排减阻率 ($T_j = 1\ 550\ \text{K}, I = 0.010\ 7$)

Tab. 2 Drag reduction rate of base bleed without secondary combustion ($T_j = 1\ 550\ \text{K}, I = 0.010\ 7$)

p_∞ / Pa	$R_{\text{CDB}} / \%$
31 500	17.5
68 700	18.7
101 325	20.3

二次燃烧时,来流压力的减小对底排增压减阻的影响很小,即只要保持排气参数相同,排气的质量流率不同所带来的影响很小。

图 7 为不同来流压力 p_∞ 时,模型尾部区域温度场以及流线图。图 7 中上半部分为考虑二次燃烧的情况,下半部分为不考虑二次燃烧的情况。由图 7 可见:不考虑二次燃烧时,来流压力的变化对模型尾部的温度场基本没有影响。模型尾部的温度分布规律为:排气口附近温度最高,下游温度逐渐降低,在环状回流区内温度降到 1 100 K 左右,在主回流区内温度降到 750 K 左右。考虑二次燃烧后,来流压力的变化对模型尾部的温度场以及回流区大小和位置影响很大。来流压力为 101 325 Pa 时,两个回流区内以及下游部分区域的温度都升高到 2 000 K 以上,

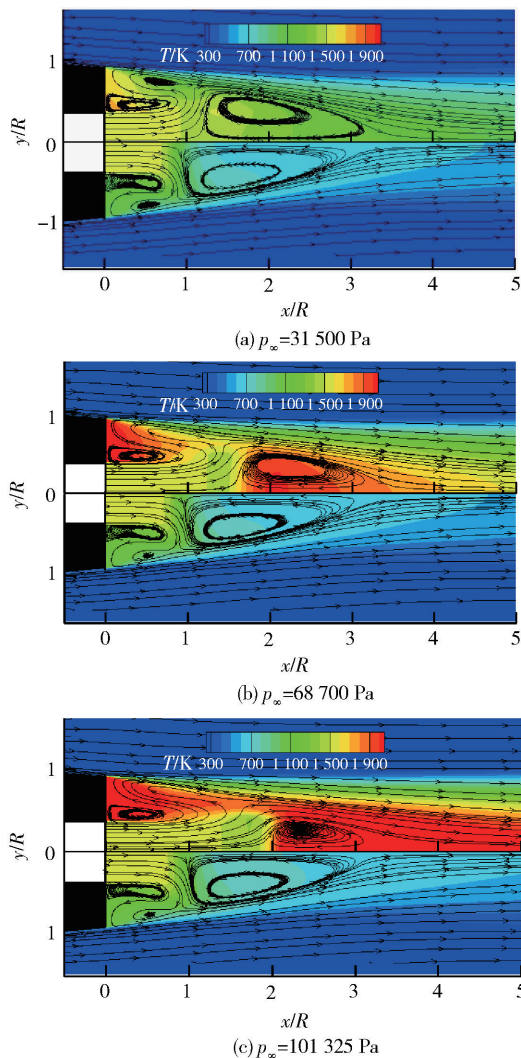


图 7 模型尾部区域温度场以及流线图 ($T_j = 1\ 550\ \text{K}, I = 0.010\ 7$)

Fig. 7 Temperature contours and streamline charts of the base region ($T_j = 1\ 550\ \text{K}, I = 0.010\ 7$)

主回流区变得很小。当来流压力降到 68 700 Pa 时,尾部区域的温度明显降低,2 000 K 左右的高温区域只集中在两个回流区内,且主回流区逐渐变大。当来流压力降到 31 500 Pa 时,只在底部固壁附近温度略微升高,下游温度缓慢降低,主回流区内温度只有 1 350 K 左右,且主回流区和无二次燃烧时相比基本一样大,只是略微前移。总的来说,二次燃烧释放的热量使尾部温度升高。但是随着来流压力的减小,尾部区域温度的升高程度逐渐减小。

表 3 为考虑二次燃烧的情况下,不同来流压力 p_∞ 下的底排减阻率 R_{CDB} 。对比表 3 和表 2 可看出:来流压力分别为 101 325 Pa、68 700 Pa、31 500 Pa 时,二次燃烧尽管使底排减阻率分别升高了 54.2%、46.1%、30.4%,但是随着来流压力的降低,二次燃烧对底排增压减阻的贡献却逐渐变小。

表 3 考虑二次燃烧时的底排减阻率 ($T_j = 1\ 550\ \text{K}$, $I = 0.010\ 7$)

Tab. 3 Drag reduction rate of base bleed with secondary combustion ($T_j = 1\ 550\ \text{K}$, $I = 0.010\ 7$)

p_∞ / Pa	$R_{\text{CDB}} / \%$
31 500	47.9
68 700	64.8
101 325	74.5

图 8 为不同来流压力 p_∞ 时,模型尾部区域 H_2 质量分数分布图。图 8 中上半部分为考虑二次燃烧的情况,下半部分为不考虑二次燃烧的情况。由图 8 可见:不考虑二次燃烧时,随着来流压力的减小,模型尾部区域的 H_2 质量分数分布变化很小。考虑二次燃烧后,在底部固壁附近以及下游主回流区内, H_2 质量分数明显减小,且随着来流压力的减小,底部固壁附近的 H_2 质量分数的减小程度逐渐被削弱。说明在主回流区和环状回流区内均存在 H_2 的燃烧,但是随着来流压力的减小,环状回流区内 H_2 质量消耗率降低,其燃烧效率逐渐降低。

图 9 为不同来流压力 p_∞ 时,模型尾部区域 H 质量分数分布图。由图 9 可见:随着来流压力的减小,模型尾部的 H 质量分数峰值逐渐增大,且逐渐向环状回流区靠近。说明随着来流压力的减小,混合气体在环状回流区附近燃烧不充分,导致中间产物增多,这与图 8 结果一致。并且从图 5 还可看出,常压下,底排气体排出后先沿着主回流区和环状回流区

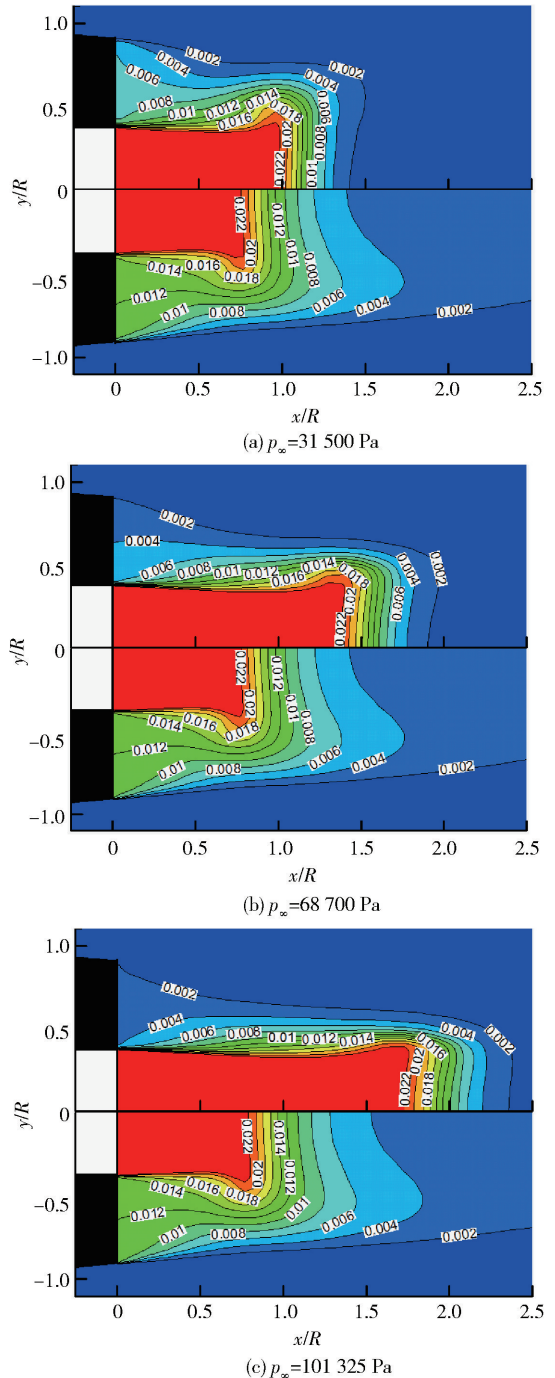


图 8 模型尾部区域 H_2 质量分数分布图 ($T_j = 1\ 550\ \text{K}$, $I = 0.010\ 7$)

Fig. 8 Mass fraction of hydrogen in base region ($T_j = 1\ 550\ \text{K}$, $I = 0.010\ 7$)

之间的夹缝流入剪切层, H_2 和 O_2 在剪切层中开始反应,反应中的混合气体在流入两个回流区以及下游的过程中继续燃烧直至燃完。所以在剪切层中中间产物最多,在两个回流区以及下游区域逐渐变小。

综上所述,底排燃气排出后沿着两个回流区之

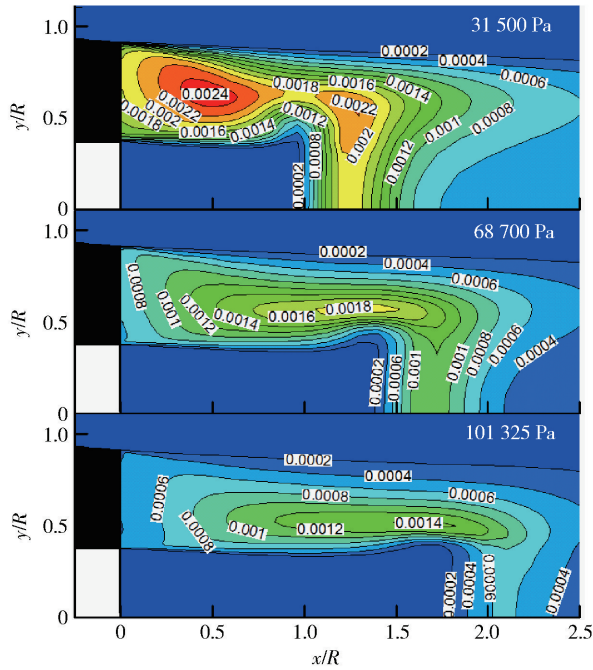


图9 模型尾部区域H质量分数分布图($T_j = 1\ 550\ \text{K}$, $I = 0.010\ 7$)

Fig. 9 Mass fraction of hydrogen atom in base region ($T_j = 1\ 550\ \text{K}$, $I = 0.010\ 7$)

间的夹缝流入剪切层,在剪切层中遇到 O_2 开始反应,反应中的混合气体在流入两个回流区以及下游的过程中继续燃烧。随着来流压力的减小,环状回流区内 H_2 的燃烧效率逐渐降低,中间产物 H 逐渐增多,燃烧逐渐变得不充分,导致底排减阻率明显降低。

4 结论

1) 二次燃烧使模型尾部的高温区域剧增,对尾部区域加能的贡献是热排气的 6.4 倍,是底排加能减阻的关键。

2) 在相同排气参数下,不考虑二次燃烧时,来流压力的减小对模型尾部流场以及底排减阻率的影响很小。考虑二次燃烧后,模型尾部的温度升高,但是随着来流压力的减小,尾部区域温度的升高程度逐渐减小,且随着来流压力的减小,二次燃烧对底排增压减阻的贡献也逐渐变小。

3) 排气排出后沿着两个回流区之间的夹缝流入剪切层,在剪切层中遇到 O_2 开始反应,反应中的混合气体在流入两个回流区以及下游的过程中继续燃烧。随着来流压力的减小,环状回流区内 H_2 的燃烧逐渐变得不充分,导致底排减阻率明显降低。

参考文献 (References)

- [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. (in Chinese)
- [2] Mathur T, Dutton J C. Velocity and turbulence measurements in a supersonic base flow with mass bleed[J]. AIAA Journal, 1996, 34(6): 1153-1159.
- [3] Bourdon C J, Dutton J C. Visualization of a central bleed jet in an axisymmetric compressible base flow[J]. Physics of Fluids, 2003, 15(2): 499-510.
- [4] Bowman J E, Clayden W A. Cylindrical afterbodies at $M=2$ with hot gas ejection[J]. AIAA Journal, 1968, 6(12): 2429-2431.
- [5] 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. (in Chinese)
- [6] 丁则胜, 陈少松, 刘亚飞, 等. 底排性能的环境压力效应[J]. 弹道学报, 2002, 14(1): 88-92.
DING Ze-sheng, CHEN Shao-song, LIU Ya-fei, et al. Influence of ambient pressure on base bleed[J]. Journal of Ballistics, 2002, 14(1): 88-92. (in Chinese)
- [7] Sahu J, Nietubicz C J, Steger J L. Navier-Stokes computations of projectile base flow with and without base injection[J]. AIAA Journal, 1985, 23(9): 1348-1355.
- [8] Gibeling H J, Buggeln R C. Projectile base bleed technology part 1: analysis and results, AD-A258459[R]. Glastonbury, CT: Scientific Research Associates, 1992.
- [9] Jachimowski C J. An analytical study of the hydrogen-air reaction mechanism with application to scramjet combustion, NASA-TP-2791[R]. Hampton, VA: Langley Research Center, 1988.
- [10] 陆中兵, 丁珏, 周彦煌, 等. 超声速飞行底部排气弹三维湍流流场数值模拟[J]. 南京理工大学学报, 2007, 31(1): 27-30.
LU Zhong-bing, DING Jue, ZHOU Yan-huang, et al. Numerical investigation of 3-D turbulent flow fields for supersonic flying base bleed projectile[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2007, 31(1): 27-30. (in Chinese)
- [11] 陈新虹, 黄华, 周志超, 等. 排气能量对底部排气弹气动特性影响的数值模拟[J]. 兵工学报, 2010, 31(4): 447-452.
CHEN Xin-hong, HUANG Hua, ZHOU Zhi-chao, et al. Numerical simulation of base bleed energy affecting aerodynamic performance of base bleed projectiles[J]. Acta Armamentarii, 2010, 31(4): 447-452. (in Chinese)
- [12] Shin J R, Cho D R, Won S H, et al. Hybrid RANS/LES study of base-bleed flows in supersonic mainstream[C] // 15th AIAA

- International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Dayton, Ohio; AIAA, 2008.
- [13] Shin J R, Choi J Y. DES study of base and base-bleed flows with dynamic formulation of DES constant[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida; AIAA, 2011.
- [14] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering application[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8):1598 - 1605.
- [15] 余文杰, 余永刚, 倪彬. 底部排气圆柱体模型尾部流场的数值模拟[J]. 弹道学报, 2014, 26(1):7 - 12.
YU Wen-jie, YU Yong-gang, NI Bin. Numerical simulation of base flow field over a cylindrical model with base bleed[J]. Journal of Ballistics, 2014, 26(1):7 - 12. (in Chinese)
- [16] 代淑兰, 许厚谦, 王兵. 含高速运动弹丸的膛口二次燃烧并行数值模拟[J]. 弹道学报, 2009, 21(1):83 - 86.
DAI Shu-lan, XU Hou-qian, WANG Bing. Numerical simulation of secondary muzzle flash including high-speed projectile using parallel computation method[J]. Journal of Ballistics, 2009, 21(1):83 - 86. (in Chinese)
- [17] 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. (in Chinese)
- [18] Jachimowski C J. An analytical study of the hydrogen-air reaction mechanism with application to scramjet combustion, NASA-TP-2791[R]. Washington, DC; NASA, 1988.
- [19] Gardiner W C. Combustion chemistry[M]. New York: Springer-Verlag, 1984.
- [20] 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. (in Chinese)
- [21] 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 Aerodynamica Sinica, 2004, 22(4):404 - 409. (in Chinese)
- [22] Yoon S, Jameson A. Lower-upper symmetric Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations[J]. AIAA Journal, 1988, 26(9):1025 - 1026.
- [23] 刘晨. 复杂燃烧流场数值模拟方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
LIU Chen. Numerical methods for complex combustion flow fields[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)