DOI: 10.11883/1001-1455(2015)01-0094-07

二次燃烧对底排装置尾部流场影响的数值模拟*

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:为研究二次燃烧对底排尾部流场的影响,建立了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。数值模拟结果与实验结果较吻合。在此基础上,对尾部流场以及燃烧特性进行了数值预测,结果表明:二次燃烧所释放的热能远大于排气本身的热能,对增压减阻的贡献可达 78%。二次燃烧改变了尾部的温度分布规律,使温度峰值分布在两个回流区内。排气沿着两回流区间的狭缝流入剪切层发生燃烧。一部分混气回流入底部附近,其中氧气不充足,存在大量 CO 和少量 H_2 未直接反应。一部分混气沿着剪切层流入下游以及主回流区内,氧含量逐渐增多,H_2 和 CO 被反应殆尽。结果可为进一步研究底排增压减阻提供参考。

关键词:流体力学;二次燃烧;化学非平衡流;底部排气;尾部流场
中图分类号:O354;V211.3 **国标学科代码**:13025 **文献标志码**:A

弹箭在超音速飞行时,会遇到很大的底部阻力。向尾部低压区内排入少量高温气体,可以增大弹箭底部压力,有效减小底部阻力[1]。底排药剂燃烧产生的高温气体为负氧型气体,排入弹箭尾部后与空气中的氧气接触会发生二次燃烧。尾部二次燃烧释放的能量使底部下游在较长的距离上保持高温,减阻率显著提高[2]。

图 1 为底排装置尾部流场示意图。少量高温气体沿环状回流区和主回流区之间的夹缝进入剪切层,在剪切层中遇到氧气发生燃烧,放出大量能量,使分离流线变得平直,再压缩激波强度被大大削弱,底部压力增加。

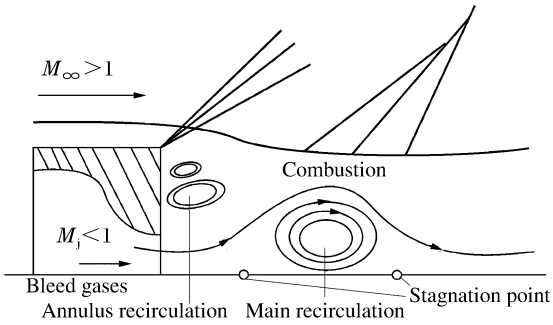

图 1 底排装置尾部流场示意图

Fig. 1 Schematic of base flow with mass bleed

早期 J. E. Bowman 等[3]对不同排气温度和排气参数下圆柱体模型的底部压力进行了实验研究,发现排气温度越高底排增压效果越好。但即使是 5 070 K的排气温度,最佳底排减阻率也只有 25% 左右,只比冷排气时的底排减阻率高了 1 倍。W. C. Strahle 等[4]对超音速环境下的底部燃烧进行了实验研究,发现底部燃烧能显著降低底阻。丁则胜等[5]用部分预混合可燃气体作介质,发现底部燃烧能够反映尾迹区中的二次燃烧效应。底部燃烧时底排减阻率比冷排气时高出 1 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。

J. Sahu 等[6]最先运用冷排气的方法对底排尾部流场进行数值研究,发现随排气参数的变化底压先增加再减小。之后 H. J. Gibeling 等[7]针对底排燃烧问题提出一种 12 步化学反应的 H_2-CO 燃烧模型,对小排气参数($I=0.002\ 2$)的底排尾部流场进行了数值研究。J. Y. Choi 等[8]根据 HTPB 和 AP (NH_4ClO_4)的燃烧特性,建立了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。陈新虹等[9]采用热排气的方法数值研究了排气能量对底排弹气动特性的影响。J. R. Shin 等分别

* **收稿日期**:2013-05-21;**修回日期**:2013-10-22
基金项目:国家自然科学基金项目(51176076)
第一作者:余文杰(1986—),男,博士研究生,spacecow@sina.com。

采用大涡模拟[10]和直接模拟[11]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。

以往研究表明：底排减阻中，加质的作用仅占 20%，而加能的作用达到 80%[5]。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。有关二次燃烧对尾部温度分布的影响以及尾部流场组分分布特性未见文献报道。本文中在与丁则胜等[5]实验对比的基础上，对底排装置尾部的化学非平衡流进行数值模拟。对含有二次燃烧和不含二次燃烧的两种情况进行比较，研究二次燃烧对尾部温度分布的影响以及二次燃烧的组分分布特性，以揭示底排增压减阻的机理。

1　控制方程

假设尾部流场轴向对称，有限差分形式的二维轴对称的总方程如下：

$$\frac{\partial U}{\partial t}+\frac{\partial F}{\partial x}+\frac{\partial G}{\partial y}-\frac{\partial F_{\mathrm{v}}}{\partial x}-\frac{\partial G_{\mathrm{v}}}{\partial y}=W+Q+S \tag{1}$$

$$U=[\rho,\rho u,\rho v,e,\rho k,\rho\omega,\rho_i] \tag{2}$$

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

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

$$F_{\mathrm{v}}=\left[0,\tau_{xx},\tau_{xy},u\tau_{xx}+v\tau_{xy}+q_x,(\mu_{\mathrm{l}}+\sigma_k\mu_{\mathrm{t}})\frac{\partial k}{\partial x},(\mu_{\mathrm{l}}+\sigma_\omega\mu_{\mathrm{t}})\frac{\partial\omega}{\partial x},\rho D_i\frac{\partial Y_i}{\partial x}\right] \tag{5}$$

$$G_{\mathrm{v}}=\left[0,\tau_{xy},\tau_{yy},u\tau_{xy}+v\tau_{yy}+q_y,(\mu_{\mathrm{l}}+\sigma_k\mu_{\mathrm{t}})\frac{\partial k}{\partial y},(\mu_{\mathrm{l}}+\sigma_\omega\mu_{\mathrm{t}})\frac{\partial\omega}{\partial y},\rho D_i\frac{\partial Y_i}{\partial y}\right] \tag{6}$$

$$W=[0,0,0,0,S_{\mathrm{k}},S_{\mathrm{w}},0],Q=-\frac{v}{y}[\rho,\rho u,\rho v,e+p,\rho k,\rho\omega,\rho_i],S=[0,0,0,0,0,0,\sigma_i] \tag{7}$$

式中：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、化学非平衡源项；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_{l}、μ_{t} 分别为热传导系数、层流黏性系数、湍流黏性系数；q_x、q_y 为导热热流，形式为 $q_x=\lambda\frac{\partial T}{\partial x}+\rho\sum_{i=1}^{I}D_ih_i\frac{\partial Y_i}{\partial x}$、$q_y=\lambda\frac{\partial T}{\partial y}+\rho\sum_{i=1}^{I}D_ih_i\frac{\partial Y_i}{\partial y}$；$e$ 为体积总能，形式为 $e=\sum_{i=1}^{I}\rho_ih_i+\frac{1}{2}\rho(u^2+v^2)-p$；$\sigma_i$ 为 i 组分的化学反应质量产生率。湍流模型为 SST 模型，湍流源项中 S_{k}、S_{w} 取值参见文献[12]。

2　模拟方法

2.1　模拟模型

数值模拟的模型如图 2 所示。图中模型为圆柱体结构(有船尾)，x、y 坐标方向分别表示轴向和径向，船尾长为 r_0，船尾角为 5°。Ma_0、p_0、T_0 分别为来流马赫数、来流静压、来流静温，T_{j} 为排气温度，r_0 为最大半径，r_{j} 为排气口半径。I 为排气参数，形式为：$I=\dot{m}_{\mathrm{j}}/(A_{\mathrm{b}}\rho_0U_0)$。其中 $\dot{m}_{\mathrm{j}}$、A_{b}、ρ_0、U_0 分别为质量流率、最大截面积、来流密度、来流速度。模拟的具体参数值为：$Ma_0=2.0$，$p_0=0.101\ 3$ MPa，$T_0=293$ K，$T_{\mathrm{j}}=1\ 573$ K，$r_0=0.034\ 2$ m，$r_{\mathrm{j}}=0.375r_0$，$I=0\sim0.015$。

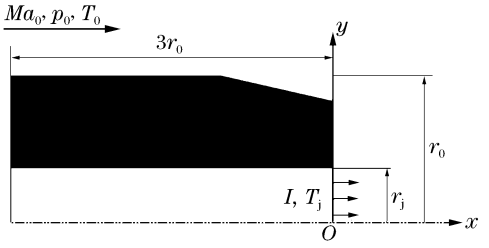

图 2　数值模拟模型

Fig. 2　Model for numerical simulation

网格采用弧长法生成[13]。图 3 为模型尾部区域网格图。图中壁面第 1 层网格处 $y+$ 控制在 2 以内，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 C. J. Jachimowski[14]的 H_2 和空气的燃烧机理以及 W. C. Gardiner[15]的 CO 燃烧机理，建立 10 组分 25 步反应的 H_2-CO 燃烧模型，作为尾部二次燃烧模型。底排装置排气口组分参数参见文献[7]。

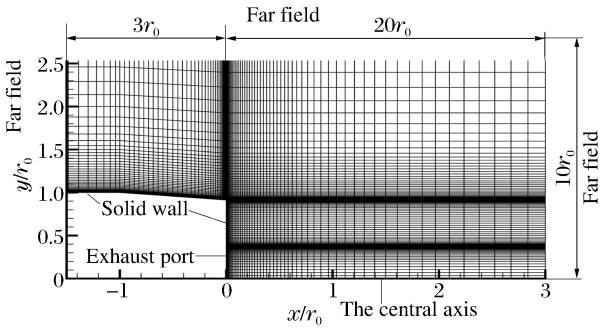

图 3 模型尾部区域网格

Fig. 3 Grids in the tail of the model

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[16]的统一算法思路，对方程组中的内能 e 进行变换，然后将得到的新方程组分成 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[17]，扩散项采用局部坐标变换处理。时间离散采用 LU-SGS 隐式时间推进方法[18]求解，黏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。化学反应源项采用二阶隐式梯形公式求解，以消除非平衡流动的刚性问题[16]。最后求出守恒变量后，通过牛顿迭代法求解温度[19]，再通过分压定理求压强。和刘君等[18]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。这样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[18]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 数值模拟和实验的对比

实验选择丁则胜等[5]的底部燃烧实验。实验模型为圆柱体结构，排气温度为 1 750 K，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了数值模拟，对底压进行了实验对比。

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 4 为底部面积平均压力随排气参数变化的对比图，从图中可以看出，在底压变化趋势上模拟结果与实验结果较吻合。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。在小排气参数时结果较吻合，随排气参数的增大，模拟结果略低于实验值。

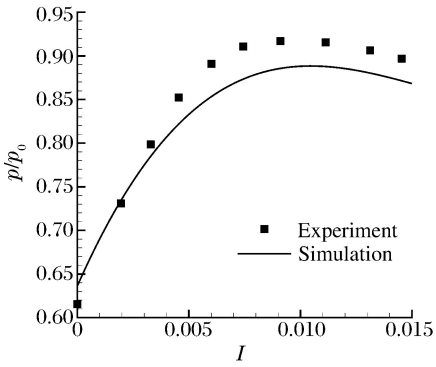

图 4 底部面积平均压力随排气参数变化曲线图

Fig. 4 Area-averaged base pressures with different injections

3.2 二次燃烧对底排尾部流场的影响

将尾部的二次燃烧记为 BB(base burn)。对含 BB 和不含 BB 的模型底部压力、尾部温度场以及尾部回流区分布进行比较，研究二次燃烧对底排尾部流场的影响。

图 5 为含 BB 和不含 BB 时模型底部压力随排气参数变化曲线对比图，从图中可以看出，含 BB 时底压明显增长更快，底压峰值远大于不含 BB 时的情况。$I=0.011$ 处含 BB 时的底压增长率约为不含 BB 时的底压增长率的 3.5 倍，也就是说二次燃烧对增压减阻的贡献达到 78%，而热排气只有 22%。

图 6 为含 BB 和不含 BB 时模型尾部温度分布图，从图中可以看出：不含 BB 时，排气出喷口后温度迅速下降，在下游 $x/r_0=1.0$ 处温度已经降到 1 000 K 左右；含 BB 时，整个尾部充满高温，在下游 $x/r_0=10.0$ 处，中轴线上的温度才开始低于排气温度。总的来说，底部燃烧使尾部的高温区域大大增加。

图 7 为含 BB 和不含 BB 时模型尾部附近的温度分布以及流体微团的迹线图，从图中可以看出，尾部的二次燃烧对流动规律的影响较明显：尾部燃烧使环状回流区增大，使主回流区变小并向下游移动。

二次燃烧对尾部附近的温度分布影响很大：不含 BB 时，排气出喷口后温度速降，固壁附近温度在 1 100 K左右，主回流区内温度降到 700 K 左右。含 BB 时，排气出喷口后温度升高，温度峰值分布在两个回流区内。固壁附近靠排气口端和主回流区后端温度高达 2 500 K 左右。

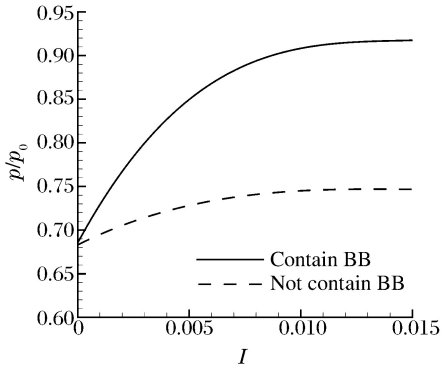

图 5 底部面积平均压力随排气参数变化曲线图

Fig. 5 Area-averaged base pressures with different injections

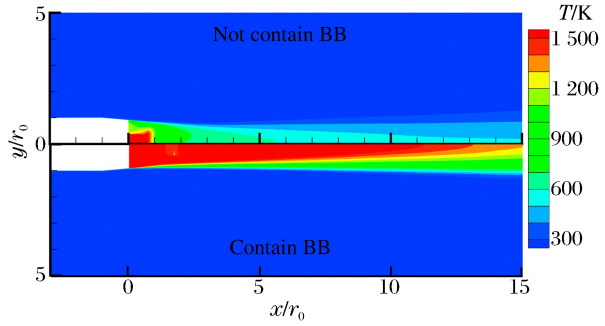

图 6 温度分布(I=0.010 7)

Fig. 6 Temperature contours(I=0.010 7)

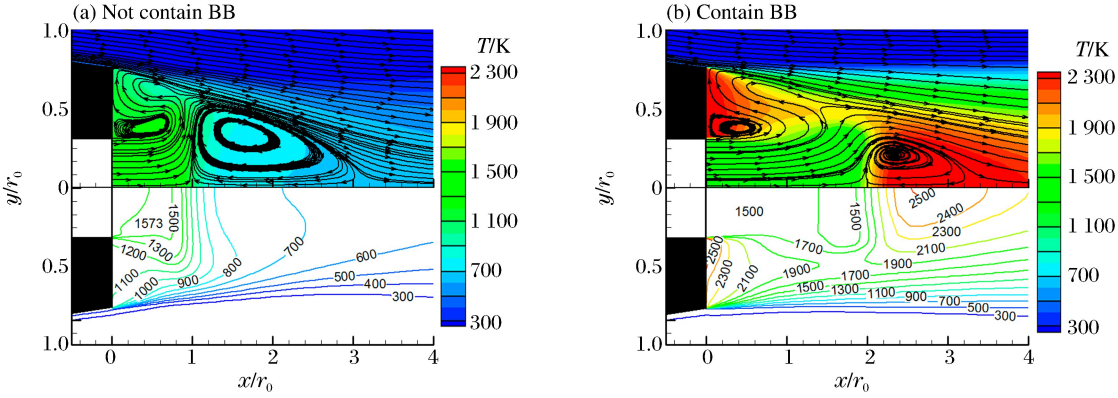

图 7 尾部附近温度分布图(I=0.010 7)

Fig. 7 Temperature contours in base region(I=0.010 7)

3.3 底排尾部的二次燃烧规律

底排气体出排气口后沿着两回流区之间的夹缝流入剪切层，由上面的温度分布可知，排气流入剪切层时温度升高，然后在两个回流区内温度达到峰值。这里对含 BB 和不含 BB 时尾部流场中各组分质量分数的变化情况进行分析，研究尾部的二次燃烧规律。

图 8、9、10 分别为模型尾部的 H_2、CO、O_2 的质量分数分布图。其中图 8(b)、9(b)为排气在两回流区之间某处的质量分数沿径向的分布(含 BB：x/r_0=1.85，不含 BB：x/r_0=0.85)，反应排气在流入剪切层时的燃烧情况。

从图 8(a)可以看出：含 BB 时 H_2 减少得很快，底部固壁附近 H_2 含量明显减少，下游主回流区前端 H_2 已经耗尽。从图 8(b)可以看出：含 BB 时，H_2 流到 y/r_0=0.4 处质量分数开始迅速下降，降得明显比不含 BB 时快。说明 H_2 在流入剪切层的过程中发生剧烈燃烧，被大量消耗。从图 8(c)看出：两条曲线基本平行，但相隔很远。说明含 BB 时 H_2 在固壁附近，即环状回流区内含量很少，且燃烧得很慢。

从图 9(a)可以看出：含 BB 时，底部固壁附近 CO 的含量没有明显减少，但在下游主回流区内部以及之后 CO 减小得较明显。由图 9(b)看出：两条曲线的分布相差较小，说明 CO 在流入剪切层的过程中没有 H_2 燃烧得那么剧烈，没有被大量消耗。由图 9(c)看出：含 BB 时 CO 分布曲线更倾斜，说明固壁附近，即环状回流区内存在 CO 的燃烧。

从图 10(a)可以看出：二次燃烧时，底部附近的 O_2 被大量消耗，在主回流区内 O_2 才逐渐多起来。由图 10(b)看出：二次燃烧时，固壁附近 O_2 含量很少，说明底排气体排入剪切层时和空气中的 O_2 发生

剧烈反应。当混气回流入底部附近时,其中的 O_2 基本被耗尽,燃气还有剩余,混气为负氧型气体。由图 10(c)看出:尾部主回流区的前驻点附近 O_2 含量速增。因为前驻点之前为排气,其中不含 O_2,前驻点之后为主回流区,其中含有大量由剪切层混入的 O_2。在主回流区内 O_2 充足,之前没有反应的排气在其中发生燃烧。另外不含 BB 时,主回流区内的 O_2 含量迅速恢复到来流水平。而含 BB 时,出了主回流区直至 $x/r_0=15.0$ 处 O_2 含量仍未恢复到来流水平。说明底部燃烧时,在尾部的主回流区之后仍存在化学反应。

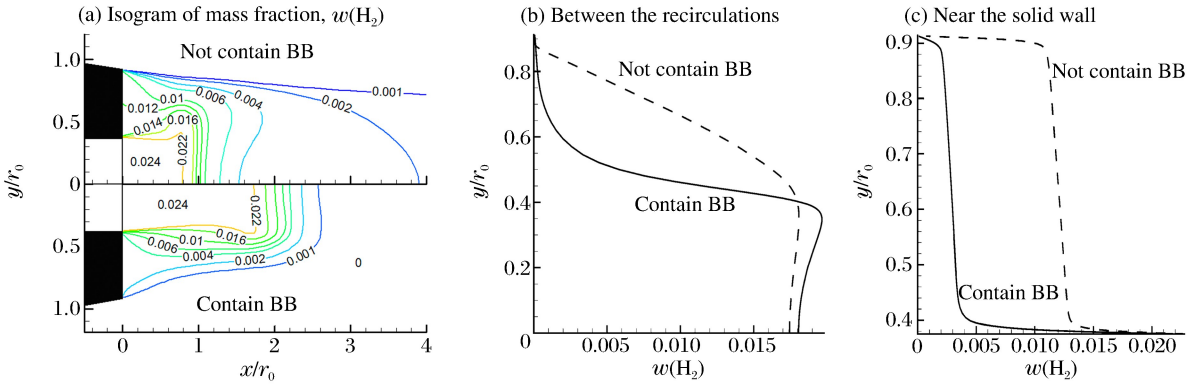

图 8 尾部 H_2 质量分数分布图($I=0.0107$)

Fig. 8 Mass fraction of hydrogen in base region($I=0.0107$)

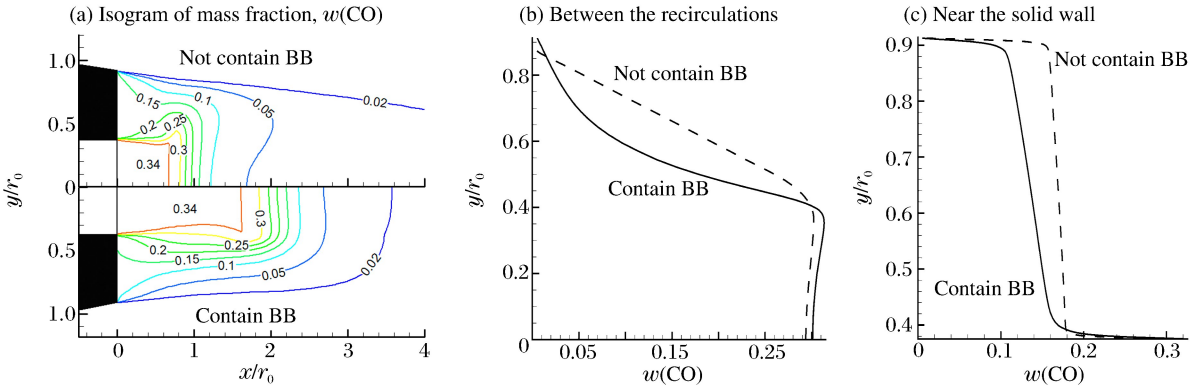

图 9 尾部 CO 质量分数分布图($I=0.0107$)

Fig. 9 Mass fraction of carbon monoxide in base region($I=0.0107$)

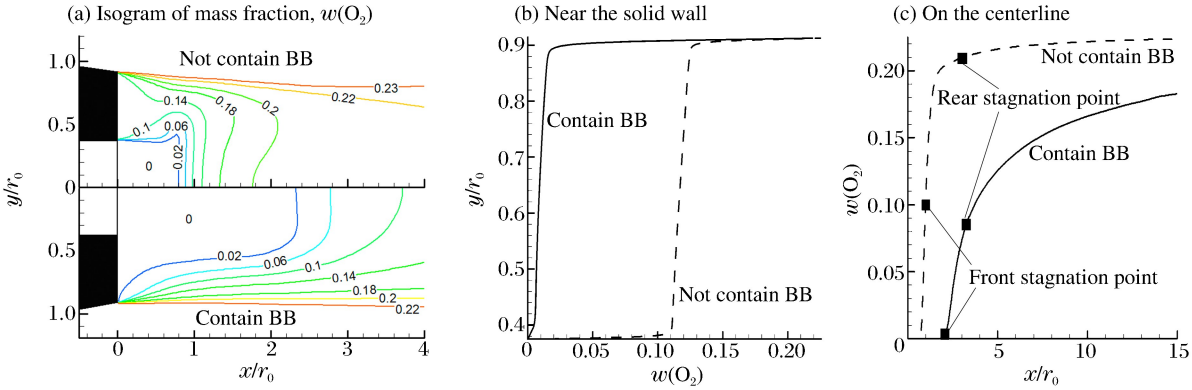

图 10 尾部 O_2 质量分数分布图($I=0.0107$)

Fig. 10 Mass fraction of oxygen in base region($I=0.0107$)

总的来说：底排气体排入剪切层时与空气中的 O_2 发生剧烈反应，H_2 被大量消耗。在固壁附近 O_2 含量非常少，混气中含有大量的 CO 和少量的 H_2，其中存在 CO 的燃烧。主回流区内 O_2 含量速增，剩余的少量 H_2 在主回流区前端燃尽，CO 在主回流区内以及之后基本被燃尽。在下游较远处仍存在化学反应。

二次燃烧时，流入底部的 O_2 不充足，导致固壁附近还存在大量 CO 和少量 H_2 未直接反应。如果能让外界空气大量流入底部，让排气在固壁附近或者在流入剪切层时就发生完全燃烧，那么底排增压减阻的效果可能更好。

4　结　论

(1)采用统一算法的思路，对单个离散算子采用 LU-SGS 隐式算法求解，编程模拟化学非平衡流。发现收敛速度较快，对内存需求不大，模拟结果与实验数据较吻合。

(2)二次燃烧所释放的热能远大于排气本身的热能，对增压减阻的贡献能达 78%，而热排气本身的贡献只有 22%。二次燃烧使环状回流区增大，使主回流区变小并向下游移动。二次燃烧改变了尾部的温度分布规律，使尾部燃气温度升高，温度峰值分布在两个回流区内。

(3)排气沿着两回流区间的狭缝流入剪切层时发生燃烧，H_2 被大量消耗。一部分混气回流入底部附近，其中 O_2 稀少，存在大量 CO 和少量 H_2 未直接燃烧。一部分混气沿着剪切层流入下游以及主回流区内，其中 O_2 迅速增多，H_2 在主回流区前端燃尽，CO 在主回流区内以及之后基本燃尽。

参考文献：

[1] 郭锡福. 底部排气弹外弹道学[M]. 北京：国防工业出版社，1995.

[2] 丁则胜，邱光纯，刘亚飞，等. 固体燃料底部排气空气动力研究[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.

[3] Bowman J E，Clayden W A. Cylindrical afterbodies at $M=2$ with hot gas ejection[J]. AIAA Journal，1968，6(12)：2429-2431.

[4] Strahle W C，Hubbartt J E，Walterick R. Base burning performance at mach 3[J]. AIAA Journal，1982，20(7)：986-991.

[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 peduction by base burning[J]. Journal of Ballistics，1996，8(4)：79-83.

[6] 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.

[7] Gibeling H J，Buggeln R C. Projectile base bleed technology part 1：Analysis and results[R]. AD-A258 459，1992.

[8] Choi J Y，Shin E，Kim C K. Numerical study of base-bleed projectile with external combustion[C]// AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit. Tucson，Arizona：AIAA，2005.

[9] 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.

[10] Shin J R，Cho D R，Won S H，et al. Hybrid RANS/LES study of base-bleed flows in supersonic mainstream[C]// AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Dayton，Ohio：AIAA，2008.

[11] Shin J R，Choi J Y. DES study of base and base-bleed flows with dynamic formulation of DES constant[C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting. Orlando，Florida：AIAA，2011.

[12] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering application[J]. AIAA Journal，1994，

32(8):1598-1605.

[13] 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.

[14] Jachimowski C J. An analytical study of the hydrogen-air reaction mechanism with application to scramjet combustion[R]. NASA-TP-2791, 1988.

[15] Gardiner W C. Combustion chemistry[M]. New York: Springer-Verlag, 1984.

[16] 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.

[17] 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.

[18] Yoon S, Jameson A. Lower-upper symmetric-gauss-seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations[J]. AIAA Journal, 1988,26:1025-1026.

[19] 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.

Numerical simulation of secondary combustion affecting base flow of base bleed equipment

Yu Wen-jie, Yu Yong-gang

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

Abstract: In order to investigate the influence of secondary combustion for base flow field, a mathematical and physical model about base flow with chemical non-equilibrium for base bleed equipment is conducted. H_2-CO combustion model which consists 10 components and 25 reactions is used for secondary combustion. Two-dimensional axisymmetric equations are solved using a set of uniform numerical process methods. Simulation results agree with experiment data well. based on this, base flow field and combustion characteristics are numerically predicted. The results show that heat energy released from secondary combustion is far more than heat energy from bleed gases. Secondary combustion has a huge contribution to increase base pressure. It changes the temperature distribution of base region. Bleed gases flow into the shear layer, then combustion occurs. Some mixed gases which flow into the bottom region burn incomplete, because the oxygen is not sufficient near the bottom. Some mixed gases which flow into the downstream and main recirculation zone burn complete, because the oxygen is sufficient. The results can be used as reference for further improvement of the base bleed.

Key words: fluid mechanics; secondary combustion; chemical non-equilibrium flow; base bleed; base flow field

(责任编辑 曾月蓉)