

级间通道构型对双脉冲发动机燃烧室局部受热的影响^{*}

李映坤¹, 韩珺礼^{1,2}, 陈 雄¹, 刘 锐¹

(1. 南京理工大学机械工程学院, 江苏 南京 210094; 2. 北京机电研究所, 北京 100012)

摘 要: 为研究级间通道构型对双脉冲发动机一脉冲燃烧室气流再附着点的位置和对流换热系数的影响, 本文采用基于格心的迎风型有限体积法数值求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程组, 空间离散采用 AUSM-PW 矢量通量分裂格式, 时间推进采用 3 阶三步 TVD 型 Runge-Kutta 显式方法, 湍流模型采用适合模拟分离流动的改进 SST 湍流模型, 并通过经验公式计算再附着点处的对流换热系数。结果表明: 亚声速后台阶流动和固体火箭发动机燃烧室内流动的最大绝对误差分别为 8.9% 和 5.8%; 二脉冲工作的不同时刻, 当二脉冲装药内孔直径大于级间通道直径时, 级间孔直径每增大 9.1%, 气流再附着点位置平均减小 28.2%, 对流换热系数平均下降 9.6%; 其它条件相同时, 级间孔宽度增加对气流再附着点位置和对流换热的影响比较小; 级间孔角度变大使得气流再附着点的位置和对流换热系数分别平均下降 3.4% 和 3.1%。

关键词: 双脉冲发动机; 内流场; 数值分析

中图分类号: V435

文献标志码: A

文章编号: 1001-4055 (2014) 11-1503-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2014.11.010

Effects of Two-Stage Pulse Channel Configurations on Local Heat Transfer Characteristics in Combustion Chamber of Dual Pulse Motor

LI Ying-kun¹, HAN Jun-li^{1,2}, CHEN Xiong¹, LIU Rui¹

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. Beijing Institute of Electromechanical Technology, Beijing 100012, China)

Abstract: In order to study the effects of two-stage pulse channel configurations on reattachment location and relative convective heat transfer coefficient in combustion chamber of dual pulse motor, the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations were solved with three-order three-step Runge-Kutta iterative algorithm by cell center upwind finite volume method and AUSM-PW scheme were implemented for spatial discretization. Also, modified SST (shear-stress-transport) turbulence model that improved the capability of predicting separation was used to simulate the turbulence flow. The results show that the maximum absolute error of subsonic flow over backward facing step and solid rocket motor combustion chamber flow are within 8.9% and 5.8%, respectively. During the second pulse phase, when the inner diameter of the second grain larger than the one of the pulse channel, as the diameter of pulse channel increases by 9.1%, the reattachment location and relative convective heat transfer coefficient decrease by an average of 28.2% and 9.6%, respectively. When the other conditions are constant, as the channel angle increases, the reattachment location and relative convective heat transfer coefficient

^{*} 收稿日期: 2013-10-28; 修订日期: 2013-12-20。

作者简介: 李映坤 (1989—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: lyk1007@126.com

reduce by about 3.4% and 3.1% in average, respectively while the value varies slightly with increasing the pulse channel width.

Key words: Dual pulse motor; Inner flow field; Numerical analysis

1 引言

为提高现有导弹武器系统的射程、精度及隐身和机动能力,极大地扩展其在地域、空域和速域的应用范围,在现有固体火箭发动机的基础上,采用隔舱式(硬隔离)或隔层式(软隔离)隔离装置对发动机燃烧室进行分隔,以实现固体火箭发动机的多次关机和启动。在两种现有的隔离装置中,由于隔舱式结构简单、易于加工、承压以及密闭可靠性好等一系列优点,已逐渐发展形成非金属易碎、金属膜片、喷射棒等形式的隔舱式双脉冲发动机,并在国外多种空地、空空、地地、地空导弹中得到了应用^[1~3]。

国内研究展开的相对比较晚,但是近几年来也取得了一定的进展,其中北京航空航天大学刘亚冰^[4]、哈尔滨工程大学的朱卫兵^[5]、上海航天动力技术研究所的孙娜^[6]等对隔舱式双脉冲发动机内流场进行了数值模拟,分析了节流作用下燃气的流动规律及其对一脉冲燃烧室绝热层烧蚀影响;西北工业大学的王伟^[3]、北京航空航天大学王长辉^[7]、西安航天动力技术研究所的王春光^[8,9]等则分别设计了一种陶瓷舱盖、金属膜片及软质隔层结构隔离装置,并对其进行了数值模拟、理论分析和实验验证。

双脉冲发动机二脉冲燃烧期间典型内流场如图1所示,高温燃气通过级间通道后,以极高的速度流进一脉冲燃烧室,使完全暴露在高温燃气中的一脉冲燃烧室内绝热层受到严重的冲刷和烧蚀,文献[4]指出一脉冲燃烧室内涡流区域,特别是再附着点附近,对流换热系数的增加是造成该区烧蚀加重的主要因素;文献[6]表明由于级间通道的节流作用,使得燃气流在一脉冲燃烧室内出现后台阶流动,气流发生分离再附着过程,气流再附着点附近刚好为绝热层烧蚀较为剧烈的部位;另外文献[4,6]计算结果还表明,一脉冲燃烧室回流区内对流换热系数大于回流区下游的对流换热系数,回流区内烧蚀更加剧烈,而回流区下游的烧蚀较轻,因此在发动机的热防护中,回流区下游的绝热层厚度可以适当减小,以此来降低发动机的消极质量;文献[5]分析了级间孔直径对一脉冲燃烧室涡流区大小及轴线上压强、马赫

数、温度的影响,但并没有考虑其对绝热层局部烧蚀的影响。

为研究级间通道构型对一脉冲燃烧室气流再附着点的位置和对流换热系数的影响,本文采用基于格心的迎风型有限体积法数值求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程组,数值模拟了二脉冲工作的不同时刻双脉冲发动机燃烧室内流场,并通过经验公式计算再附着点处的对流换热系数,分析了级间通道构型对一脉冲燃烧室气流再附着点的位置和对流换热系数的影响,为一脉冲燃烧室壳体的热防护设计提供参考。

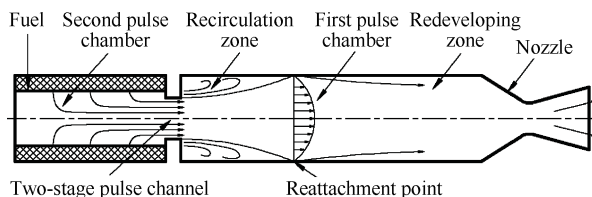


Fig. 1 Character of the flow in dual pulse motor

2 物理模型和计算方法

2.1 基本假设

双脉冲固体火箭发动机燃烧室内流场是一个三维非定常、多相、湍流流动,在其工作过程中,流动、燃烧及传热相互耦合,因此其内流场非常复杂,如图1所示,为了方便研究,做如下合理假设:

(1)燃烧室中的燃气为组分不变的气体,燃气遵循理想气体状态方程。

(2)发动机内燃气流动为二维轴对称准定常流动。

(3)不考虑侵蚀燃烧效应的影响。

(4)忽略辐射换热,不考虑重力等体积力的影响。

2.2 控制方程及离散方法

根据以上假设,积分形式的二维轴对称可压缩 Navier-Stokes 方程的形式如下

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_V U dV + \iint_S (F_c - F_v) \cdot n ds = \iint_V H dV \quad (1)$$

式中 U 为守恒变量; F_c 为无粘通量,并且

$F_c = Fi + Gj$, (i, j) 表示直角坐标系两个坐标方向 (x, y) 的单位矢量; F_v 为粘性通量, $F_v = F_v i + G_v j$; H 为轴对称几何源项, H 的具体形式如下所示

$$H = \frac{1}{y} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v u + \tau_{yx} \\ \rho v^2 + \tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} \\ (\rho E + p)v + k \frac{\partial T}{\partial y} + u \tau_{yx} + v \tau_{yy} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\tau_{ij} = -\frac{2}{3} \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{v}{y} \right) + 2\mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (3)$$

$$\tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} = 2\mu \left(\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{v}{y} \right) \quad (4)$$

式中 ρ 为气体的密度; u, v 为气体运动速度矢量的 2 个分量; T 为气体的温度; p 为气体的压力; E 为单位质量气体的总能量; τ 为气体的粘性应力, τ_{ij} 为其在 (i, j) 上的张量分量; μ 为气体动力粘性系数; δ_{ij} 为 Kronecker 符号。

双脉冲发动机燃烧室内的燃气流动为典型的湍流流动, 本文采用 Menter F R 提出的 $k-\omega$ SST (shear-stress-transport) 剪切应力输运湍流模型^[10], 该模型通过混合函数 F_1 将 $k-\varepsilon$ 模型和 $k-\omega$ 模型结合起来, 这样充分发挥了 $k-\varepsilon$ 模型对自由流和 $k-\omega$ 模型对壁面受限流动的处理优势。然而, 由于两级燃烧室之间级间通道的存在, 燃气流经级间通道后截面积突然扩张, 燃气发生分离流动, 在一脉冲燃烧室内形成后台阶流动, 文献^[11]认为, 流动发生分离时, 原始 SST 湍流模型的平衡假设将不再适用, 可以通过调整 SST 湍流模型的生成项和耗散项之间的关系, 使其对分离流的敏感性增强, 具体修正如下^[11]

$$P_{rk\omega} = \frac{P_k}{\beta \rho k \omega} \quad (5)$$

$$f_5 = 4P_{rk\omega} - 5.0 \quad (6)$$

$$f_5 = \min(\max(f_5, 1.0), 12.0) \quad (7)$$

$$U = \sqrt{S_{ij} S_{ij} + \Omega_{ij} \Omega_{ij}} \quad (8)$$

$$r_d = \frac{\mu_T + \mu}{q U \kappa^2 d^2} \quad (9)$$

$$f_d = 1.0 - \tanh((8r_d)^3) \quad (10)$$

$$f_5 = f_5 f_d + (1.0 - f_d) \quad (11)$$

$$\bar{P}_\omega = f_5 P_\omega \quad (12)$$

式中 k 为湍动能; ω 为比耗散率; μ_t 为湍流粘性系数, P_k 为湍动能生成项, P_ω 为比耗散率生成项, 用

$\bar{P}_\omega$ 代替原模型中的 P_ω , 其它参数的具体形式见参考文献^[11]。

本文采用基于格心的多块结构网格迎风型有限体积法求解上述 Navier-Stokes 流动控制方程组, 对流项的离散采用具有保单调性的三阶 MUSCL (Monotone upstream centered schemes for conservation laws) 数值格式, 利用界面左右两侧 4 个点的物理量 (密度、速度、压力等) 计算出控制体界面处的物理量, 并使用 Van abada 限制器以避免间断处的非物理震荡。

单位时间内通过控制体边界的流通量利用界面处的物理量采用 AUSM-PW 通量技术^[12]计算, 以 i 方向上的通量 F 为例, $i+1/2$ 界面上的通量可写为

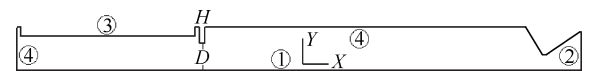
$$F = \bar{M}_{L, i+1/2}^+ \Phi_L + \bar{M}_{R, i+1/2}^- \Phi_R + (p_L^+|_{\alpha=3/16} p_L + p_R^-|_{\alpha=3/16} p_R) \quad (13)$$

式中 c 为单元界面声速, Φ 为守恒通量, p 为压力项。

粘性项采用 Jameson 中心差分法离散, 时间推进采用 3 阶三步 TVD 型 Runge-Kutta 显式方法, 此方法具有计算过程简单、内存需求小等特点, 但是受稳定性条件限制时间步长必须取得很小, 因此本文采用局部时间步长加速收敛技术来加快定常流场计算的收敛速度。

2.3 计算模型及边界条件

本文针对文献^[13]中的双脉冲发动机, 对内腔形状做了适当简化, 模型简图及边界条件如图 2 所示 (图中 Y 向尺寸放大了 2.5 倍), 燃烧室内径为 0.111 m, 喷管喉部直径为 40 mm, 此时一脉冲装药已经燃尽, 一脉冲燃烧室内绝热层完全暴露在高温燃气下。以级间孔直径、宽度、角度 (顺时针为正) 为依据, 计算了不同构型级间通道下的发动机内流场, 各种构型的具体尺寸如表 1 所示 (表中 D, H, α 分别表示级间孔的直径、宽度和角度)。



①Axis ②Pressure outlet ③Fuel inlet ④Wall

Fig. 2 Computational model

图 2 中: ①为轴对称边界; ②为压力出口边界, 根据马赫数判定, 当出口为超声速时, 此时所有物理量外推, 当出口为亚声速时, 给定环境反压 1.01×10^5 Pa, 其它参数由内向外插值; ④为无滑移固体壁面; ③为推进剂的燃烧表面 (入口边界), 燃气从垂直于

推进剂的燃面注入,注入燃气速度采用下式计算

$$v_n = \left(\frac{\rho_p}{\rho_g} - 1\right) r_b \quad (14)$$

式中 $r_b = ap^n$, ρ_g , ρ_p 分别为燃气和推进剂的密度 (kg/m^3); r_b , a , n 分别为推进剂的燃烧速率 (m/s)、燃速系数 ($\text{m}/(\text{s} \cdot \text{Pa}^n)$) 和压强指数; p 为作用在推进剂表面的压强 (Pa)。其中 $\rho_p = 1770 \text{kg/m}^3$; $a = 8.21 \times 10^{-6} \text{m}/(\text{s} \cdot \text{Pa}^n)$; $n = 0.4587$; 燃气的比热比 $\gamma = 1.19$, 气体常数 $R = 323.6 \text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 。

Table 1 Computational configurations

Case	D/mm	H/mm	$\alpha/(\circ)$
A	1#	50	0
	2#	60	
	3#	70	
	4#	80	
	5#	90	
B	1#	15	0
	2#	70	
	3#	25	
C	1#	70	0
	2#		5
	3#		10

文献[14]的计算结果表明,入口处湍动能 k 和湍动能比扩散率 ω 的取值对计算结果有很大的影响,因此本文根据文献[15]的方法,采用下式计算入口处的 k 和 ω

$$k_{\text{inj}} = \sigma_v^2 u_{\text{inj}}^2, \omega_{\text{inj}} = \sqrt{k_{\text{inj}}} / l_w$$

式中 $\sigma_v = 2.5 \times 10^{-6}$; $l_w = 1.0$

2.4 对流传热计算

双脉冲发动机二脉冲工作时,高温高压燃气经过级间通道进入一脉冲燃烧室,由于截面积的突然扩张,在一脉冲燃烧室前端形成一个涡流区,实验及仿真结果表明此处的对流传热系数剧烈波动^[4,6]。

本文虽然通过数值模拟得到了详细的流场分布,但是还需要与二脉冲燃烧室壁面进行耦合传热才能计算出壁面上的对流传热系数。为了便于工程应用,本文利用数值模拟得到的流场分布,采用文献[16]中的实验关联式计算再附着点处的对流传热系数,根据文献[16],受回流区影响的一脉冲燃烧室壁面对流传热关系采用下式计算^[16]

$$St_R = 1.443 \theta_{\text{OR}} Pr^{-2/3} Re_H^{-1/2} \tilde{x}^{1/2} \quad (15)$$

式中 St_R 为回流区斯坦顿数; $\tilde{x} = x/x_R$, x_R 为再附着长度 (m); Re_H 为基于入口台阶高度的雷诺数; θ_{OR} 为与附着点处的温度和附着点边界层外侧温度相关的系数。

根据 St_R 的定义,对流传热系数为

$$h = St_R \cdot \rho c_p V \quad (16)$$

式中 h 为对流传热系数; c_p 为定压比热容; V 为气体的速度。

结合式(15)、(16),在再附着点处对流传热系数达到最大值,回流区内的对流传热效果随离开台阶扩台阶的距离增加而升高。

3 算例验证

3.1 亚声速后台阶流动

为了安装级间隔板,双脉冲发动机两级燃烧室之间不可避免的存在台阶,准确模拟双脉冲发动机的内流场,后台阶流动模拟的准确性尤为重要。本文对文献[17]的后台阶实验进行了数值模拟,并将数值模拟结果与实验值进行了对比,如图3所示,图中所示的是下壁面表面摩擦系数的分布,从图中可以看出,本文计算的结果与实验值符合得非常好,最大绝对误差(ICFD结果 - 实验值)/CFD结果,下同)为8.9%,说明本文的计算程序能够较为准确模拟亚声速后台阶流动。

3.2 固体火箭发动机冷流实验

为了验证本文计算方法模拟固体火箭发动机内流场的能力,选择 Dunlap R 的圆柱冷流实验^[18]作为对比,并将本文的数值计算结果与实验数据进行了比较,如图4所示,当 x/D 小于7.5时,本文计算的结果

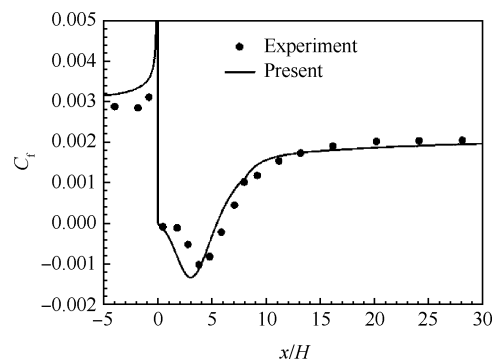


Fig. 3 Comparison of computed and experimental skin friction distribution

与实验值吻合得非常好;当 x/D 超过7.5时,计算结果与实验值稍有差异,最大绝对误差为5.8%,但是总体趋势还是一致的。

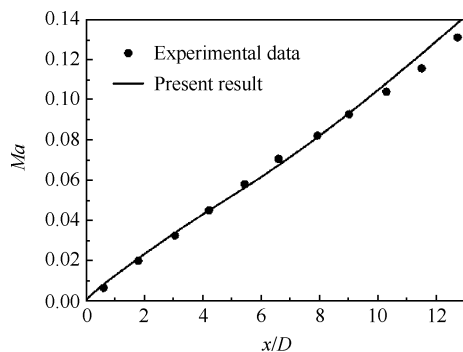


Fig. 4 Comparison of computed and experimental axial Mach number

4 数值模拟结果及分析

采用上述数值计算方法及物理模型,对二脉冲工作至 $t=0.4s$, $t=0.8s$ 及 $t=1.2s$ 三个时刻(二脉冲装药燃烧表面按平行层燃烧的规律逐层燃烧,此时对应的二脉冲内孔直径分别为73.6mm,87.2mm,100.8mm),不同构型级间通道(表1所示)的双脉冲发动机内流场进行了数值模拟。

4.1 级间孔直径的影响

双脉冲发动机二脉冲工作时,由于级间通道的存在,一脉冲燃烧室内形成了后台阶流动,使得燃气流产生流动分离与再附着过程,在级间通道下游,一脉冲燃烧室前端形成涡流,如图5所示(图中 Y 向尺寸放大了2.5倍),图中由于级间通道的“聚拢”作用,亚声速燃气流流经级间通道,流通面积减小流速增加,在级间通道下游流速达到最大,在流入一脉冲燃烧室一段距离后速度逐渐降低至 $0.1Ma$ 之下^[6]。

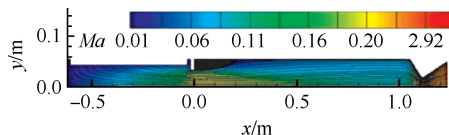


Fig. 5 Mach number distribution and path lines in case A3# at $t=0.8s$

图6所示的是二脉冲工作至 $t=0.4s$, $t=0.8s$ 及 $t=1.2s$ 三个时刻,级间孔直径对气流再附着点位置(壁面附近轴向速度为零的位置,下同)及其对流换热的影响,其中 x_R 为相对于一脉冲燃烧室前端($x=0$)的距

离, h_R 为再附着点处的对流换热系数(计算中涉及到的物理量均采用轴线上的值,下同)。由图可见,再附着点处的对流换热系数 h_R 随级间孔直径的增大,在三个不同时刻其总的变化趋势是减小的, $t=0.4s$ 达最大减幅(1构型1结果-构型2结果/构型1结果,下同)为16.5%,且级间孔直径每增大9.1%(相对于燃烧室直径),对流换热平均减小9.6%,然而 $t=0.4s$ 时刻 case A4#,A5#与 $t=0.8s$ 时刻 case A5#对应的对流换热系数有所升高。这是由于此时刻 case A4#,A5#对应的级间孔直径大于二脉冲装药内孔直径,如图7所示,与图7(a)、7(b)相比,图7(c)中级间孔直径大于二脉冲装药内孔直径,燃气流经级间通道时,气流没有被“聚拢”,流速并没有增大,级间通道轴线附近的流动速度取决于二脉冲装药内孔直径。

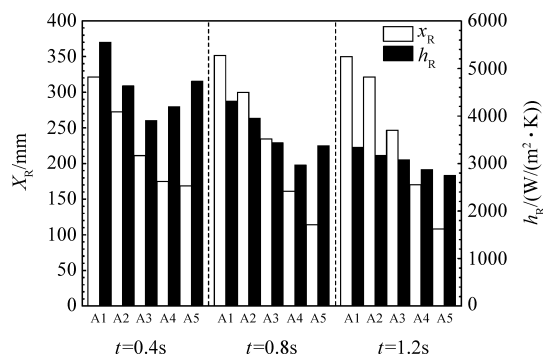


Fig. 6 Effects of the channel diameter on reattachment location and convective heat transfer coefficient at different times

另外,从图6中还可以看出,当二脉冲装药内孔直径大于级间通道直径时,随级间孔直径增大,三个时刻 x_R 不断减小, $t=1.2s$ 减幅达到了36.2%,且级间孔直径每增大9.1%,气流再附着点位置平均减小28.2%,这意味着气流再附着点位置随级间孔的增大而不断靠近级间通道,即涡流区长度逐渐缩小。这是因为级间孔直径增大,一方面使得台阶的高度降低了,另一方面级间通道对流经气流的“聚拢”作用有所减小,使得一脉冲入口处的速度降低。

由图6进一步分析可知,当级间孔直径小于二脉冲装药内孔直径时,保持级间孔直径不变,随着二脉冲工作时间的推进,再附着点位置 x_R 逐渐增大,这是由于二脉冲燃面不断增大,使得工作压强不断增加所致;而对流换热系数 h_R 逐渐减小,将经验公式式(15)代入式(16)可知,影响再附着点处对流换热的主要参数为入口台阶处的密度、速度和粘性系数,随

着二脉冲工作时间的推进,装药燃烧表面不断退移,内孔直径不断扩大,入口台阶处的速度、密度增加(分别平均升高2.1%和20.7%),而粘性系数减小(平均减幅达25.8%),因此总的结果是使得再附着点处的对流换热 h_R 减小。

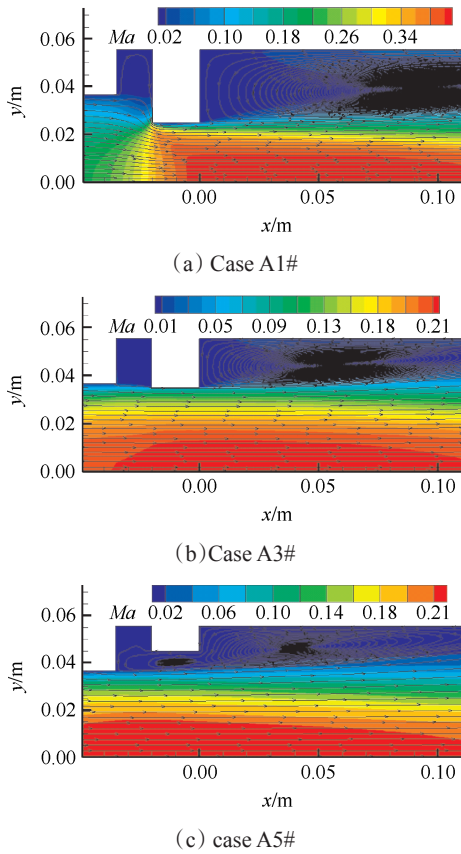


Fig. 7 Mach number distribution and path lines at $t=0.4s$

4.2 级间孔宽度的影响

三个时刻级间孔宽度对再附着点出现位置及对流换热的影响,如图8所示,从图中可以看出,三个时刻级间孔宽度的改变对 x_R 和 h_R 影响明显小于级间孔直径的变化,随着宽度的增加气流再附着点位置逐渐向上游移动, $t=0.8s$ 时刻的减幅最明显为2.5%,平均减幅为1.7%,而 $t=0.4s, 1.2s$ 的减幅比较小;对流换热 h_R 在三个时刻都有所下降,但下降幅度比较小,平均降幅仅为1.3%。由于级间孔直径保持不变,即台阶高度一定,而级间通道宽度变化对入口台阶处的物理量影响又比较小,所以导致其变化趋势较小。另外,随二脉冲工作时间的推进,再附着点长度 x_R 增大,而对流换热系数 h_R 变小了,这是因为入口

台阶处的速度、密度增大、粘性系数减小所致。

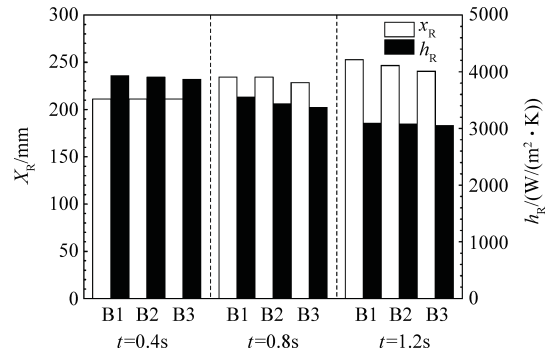


Fig. 8 Effects of the channel width on reattachment location and relative convective heat transfer coefficient at different times

4.3 级间孔角度的影响

级间孔角度的改变对 x_R 及 h_R 的影响如图9所示,由图可见,同一时刻随着级间孔角度的增加 x_R 和 h_R 都逐渐减小,平均降幅分别为3.4%,3.1%, $t=1.2s$ 时刻降幅最大。同一时刻在级间通道后端,由于几何结构的突变,燃气流在后端台阶处($x=0$)发生分离,然而随着级间孔角度的增大,气流发生分离的位置发生了改变,图10中所示的为不同角度下级间通道壁面附近轴向速度分布,负值表明气流速度与主流速度相反,从图中可以看出,case C3#中 $x=-0.010mm$ 处轴向速度开始变为负值,说明燃气流在此处发生了分离,产生了涡流,并且随着二脉冲的工作,在 $t=0.8s, 1.2s$ 时燃气轴向流速均小于零,气体在级间通道入口处($x=-0.02mm$)就已经发生了分离,可以认为此处即为入口台阶,如图11所示,图中气流在级间通道入口处流动分离,产生了涡流。

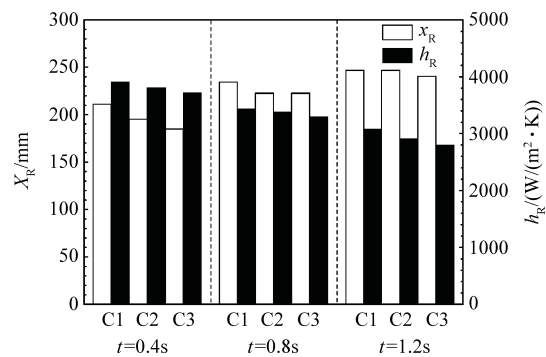


Fig. 9 Effects of the channel angle on reattachment locations and relative convective heat transfer coefficient at different times

由图9进一步分析可知,在级间孔角度一定的情况下,随着时间的推移再附着点 x_R 在增加,对流换热系数 h_R 的值不断减小,这是因为随着时间的推移,二脉冲装药燃面不断扩大,使得入口台阶处的速度、密度增大、粘性系数减小所致。

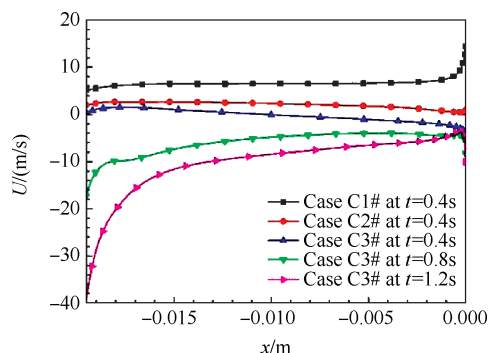


Fig. 10 Axial velocity distribution close to pulse 1 chamber wall at different configurations

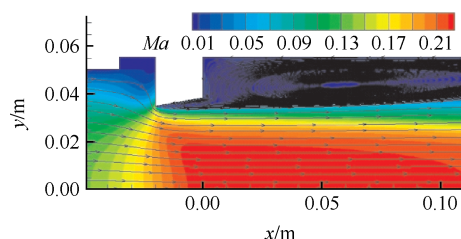


Fig. 11 Mach number distribution and path lines in case C3# at $t=1.2s$

5 结 论

通过本文的数值模拟及研究,得到如下结论:

(1) 文中所采用的数值计算方法及适合模拟分离流动的改进 SST 湍流模型能够较为准确地计算亚声速后台阶流动和固体火箭发动机燃烧室内流动,最大绝对误差分别为 8.9% 和 5.8%。

(2) 二脉冲工作的不同时刻,当二脉冲装药内孔直径大于级间孔直径时,随级间孔直径的增大,气流再附着点位置逐渐向上游移动,对流换热强度不断减小,且级间孔直径每增大 9.1%,气流再附着点位置平均减小 28.2%,对流换热系数平均下降 9.6%。

(3) 其它条件相同时,级间孔宽度增加对气流再附着点的位置和对流换热系数的影响比较小;级间孔角度变大使得气流再附着点的位置和对流换热强度分别平均下降 3.4% 和 3.1%,建议在工程上可以考

虑让级间孔具有一定的角度,减小发动机燃烧室内绝热层厚度,降低发动机的消极质量。

参考文献:

- [1] 叶定友,王敬超. 固体发动机多次启动技术及应用[J]. 推进技术, 1989, 10(4): 71-74. (YE Ding-you, WANG Jing-chao. Investigation and Application Analysis of Multi-Start Technology in Solid Rocket Motor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1989, 10(4): 71-74.)
- [2] Naumann K W, Stadler L. Double-Pulse Solid Rocket Motor Technology-Applications and Technical Solutions [R]. AIAA 2010-6754.
- [3] 王伟,李江,王春光,等. 隔舱式双脉冲发动机金属膜片设计与实验研究[J]. 推进技术, 2013, 34(8): 1115-1120. (WANG Wei, LI Jiang, WANG Chun-guang, et al. Study on Metal Diaphragm of Pulse Separation Device in Dual-Pulse Solid Rocket Motor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(8): 1115-1120.)
- [4] 刘亚冰,王长辉,刘宇. 双脉冲发动机燃烧室局部烧蚀特性分析[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(4): 453-456.
- [5] 朱卫兵,张永飞,陈宏,等. 双脉冲发动机内流场研究[J]. 弹箭与制导学报, 2012, 32(1): 114-118.
- [6] 孙娜,姜永春,孙长宏,等. 某双脉冲发动机燃烧室两相流场数值分析[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(3): 335-338.
- [7] Chang-Hui Wang, Yu Liu, Ya-Bing Liu. Design and Experimental Studies on Ceramic Port Cover for Dual Pulse Motor [J]. *Acta Astronautica*, 2011, 68(11): 1881-1890.
- [8] 王春光,田维平,杨德敏,等. 脉冲发动机中隔层传热炭化模型[J]. 推进技术, 2012, 33(2): 259-262. (WANG Chun-guang, TIAN Wei-ping, YANG De-min, et al. Charring Model of Heat Transfer for Pulse Separation Device of Pulse Motor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(2): 259-262.)
- [9] 王春光,田维平,任全彬,等. 脉冲发动机中隔层工作过程的数值分析及试验[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 790-794. (WANG Chun-guang, TIAN Wei-ping, REN Quan-bin, et al. Numerical Analysis and Test on Work Process of Pulse Separation Device in Pulse Motor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(5): 790-794.)

- [10] Menter F R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(08):1598-1605.
- [11] 甘文彪, 周 洲, 许晓平, 等. 基于改进 SST 模型的分离流动数值模拟[J]. 推进技术, 2013, 34(5): 595-602. (GAN Wen-biao, ZHOU Zhou, XU Xiao-ping, et al. Investigation on Improving the Capability of Predicting Separation in Modified SST Turbulence Model [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(5): 595-602.)
- [12] Meng Sing Liou. Methods for the Accurate Computations of Hypersonic Flows [J]. *Journal of Computational Physics*, 2001, 174(01):38-80.
- [13] Schilling S, Trouillot P, Weigand A. On the Development and Testing of a 120mm Caliber Double Pulse Motor [R]. *AIAA* 2004-3387.
- [14] Arabshahi A, Webster R S, Briley W R, et al. Numerical Analysis of Solid Propellant Rocket Motor Internal Flows[R]. *AIAA* 2006-5114.
- [15] Sachdev J S. Parallel Solution-Adaptive Method for Predicting Solid Propellant Rocket Motor Core Flows [D]. *Toronto: University of Toronto*, 2007.
- [16] Shisnov E V, Roganov P S, Grabarnik S I, et al. Heat Transfer in the Recirculating Region Formed by a Backward-Facing Step [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1988, 31(8):1557-1562.
- [17] Driver D M, Seegmiller H L. Features of a Reattaching Turbulent Shear Layer in Divergent Channel Flow [J]. *AIAA Journal*, 1985, 23(2):163-171.
- [18] Dunlap R, Blackner A M, Waugh R C, et al. Internal Flow Field Studies in a Simulated Cylindrical Port Rocket Chamber [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1990, 6(6): 690-704.

(编辑:梅 瑛)