

旋转固体发动机燃烧室燃气 湍流流动数值模拟*

高 波 叶定友 侯 晓

(陕西动力机械研究所, 西安, 710025)

摘 要: 采用贴体坐标系和 SIMPLE 法, 对固体发动机在旋转热试车条件下的燃烧室内流场进行了数值模拟。不同燃烧时刻的计算结果表明: 旋转对固体发动机燃烧室燃气流动结构的影响随着燃烧肉厚的退移而显著增强; 在发动机药柱的前翼燃烧消失后, 前封头开口区域的切向涡开始变得强烈; 切向涡的分布呈现 Rankine 涡的特点, 在发动机前开口区域涡的固核半径极小, 旋转速度极大, 这将严重影响该区域的热防护, 应引起有关设计人员的高度重视。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 旋转固体顶级, 燃烧产物, 湍流模型, 数值仿真

分类号: V 435. 11

NUMERICAL SIMULATION OF TURBULENT FLOW IN THE COMBUSTION CHAMBER OF A SPINNING SOLID ROCKET MOTOR

Gao Bo Ye Dingyou Hou Xiao

(Shaanxi Inst. of Power Machinery, Xi'an, 710025)

Abstract: Body-fitted grid system and SIMPLE method were adopted to numerically simulate chamber internal flow field of solid propellant rocket motor under spinning static firing test condition. The calculated results of every different time show that the effects of spinning on internal flow field of chamber become remarkable along with the regress of burning propellant web. The tangential vortex in the forward opening begins get strong after the forward fins of grain burned out. The distribution of tangential vortex possesses the features of Rankine, but the radius of vortex nucleus in the forward opening is very small, spinning rate of vortex nucleus is very high, these will seriously affect the thermal protection.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Spinning solid upper stage, Combustion product, Turbulence model, Numerical simulation

1 引 言

60年代美国研制的固体发动机在旋转试车时曾发生一系列重大事故。我国在研制运载火箭末级发动机时也出现过旋转导致热试车失败的事故。近年来近地点固体发动机在地面旋转热试车时, 因为前封头开口部位窜火而连续二次失败; 在远地点固体发动机的研制中, 同样出现了随着旋转角速度的增大而导致发动机壳体前封头绝热层烧蚀严重加剧的情况^[1, 2]。长期

* 收稿日期: 1998-11-21, 修回日期: 1999-02-08

以来,人们对固体发动机旋转效应的研究着重在对固体发动机内弹道性能的影响,对推进剂燃速的影响及对绝热层烧蚀性能的影响等方面,迄今为止,对旋转情况下固体发动机燃烧室燃气的流动结构的认识仍然较模糊。本文采用 CFD 法,对旋转条件下固体火箭发动机前封头区域燃气的湍流流动进行数值研究,以期使计算结果能够用于指导工程设计。

2 数学物理模型

本文在旋转相对柱坐标系下,建立了固体火箭发动机燃烧室燃气湍流流动的数学模型,模型暂时不考虑两相,并认为燃气不可压缩。

2.1 控制方程组

连续方程、动量方程、湍动能及湍能耗散率方程可以表示成如下的通用形式:

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial r \rho v \phi}{\partial r} = \frac{\partial}{\partial x} (\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \Gamma \frac{\partial \phi}{\partial r}) + R \phi(x, r) \quad (1)$$

方程中通用项的具体表达式见表1。

Table 1 Physical meaning of every universal term in gas control equations

Equations	ϕ	$\Gamma \phi$	$S \phi$
Continuous	1	0	0
Axial momentum	u	μ	$-\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} (\mu \frac{\partial u}{\partial x}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (\mu r \frac{\partial v}{\partial r}) - \frac{\partial}{\partial x} (\rho \overline{u'u'}) - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (\rho r \overline{u'v'})$
Radial momentum	v	μ	$-\frac{\partial p}{\partial r} + \rho \omega^2 r + 2\rho \omega v + \frac{\partial}{\partial x} (\mu \frac{\partial u}{\partial x}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (\mu r \frac{\partial v}{\partial r}) - \frac{\partial}{\partial x} (\rho \overline{u'v'}) - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (\rho r \overline{v'v'}) - \frac{2\mu v}{r^2} + \frac{\rho w^2}{r} + \frac{\rho \overline{w'w'}}{r}$
Tangential momentum	w	μ	$-\frac{w}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} (r\mu) - \frac{\rho vw}{r} - 2\rho \omega v - \frac{\partial}{\partial x} (\rho \overline{u'w'}) - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (\rho r \overline{v'w'}) - \frac{\rho \overline{v'w'}}{r}$
Turbulent kinetic	k	$\frac{\mu_t}{\sigma_k}$	$G - \rho \epsilon$
Turbulent dissipation	ϵ	$\frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon}$	$\frac{\epsilon}{k} [c_{\epsilon 1} G - c_{\epsilon 2} \rho \epsilon]$

$$\mu_t = \mu + c_\mu \rho \frac{k^2}{\epsilon}, \quad G = -\rho (\overline{u'u'} \frac{\partial u}{\partial x} + \overline{u'v'} \frac{\partial u}{\partial r} + \overline{u'v'} \frac{\partial v}{\partial x} + \overline{v'v'} \frac{\partial v}{\partial r} + \overline{u'w'} \frac{\partial u}{\partial x} + \overline{v'w'} \frac{\partial v}{\partial r} + \overline{w'w'} \frac{\partial w}{\partial r} - \overline{v'w'} \frac{\partial w}{\partial x})$$

2.2 旋转流动的湍流模型

对于旋转角速度较高或燃气流动边界直径较大的固体发动机,燃烧室内形成的燃气涡流较强,呈现强旋特性;而当旋转角速度较低或燃气流动边界直径较小的固体发动机,燃烧室内形成的燃气涡流较弱,呈现弱旋特性。因此在建立旋转情况下固体发动机燃烧室燃气湍流流动的数学模型时,应根据不同的旋流强度采用不同的湍流模型。

2.2.1 强旋模型

文献 [3] 提出了一种在圆柱坐标系中模拟强旋湍流的新的代数 Reynolds 应力模型, 并给出了一组针对涡旋流动特点的简化公式, 该组简化公式同样适合于固体发动机燃烧室内燃气的强旋流动。

$$\overline{u'v'} = -v_{xr} \frac{\partial u}{\partial r} \quad (4)$$

$$\overline{v'w'} = -v_{r\theta} \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{w}{r} \right) \quad (5)$$

$$\overline{u'w'} = -\lambda \frac{k}{\epsilon} \overline{u'^2} \frac{\partial w}{\partial x} - \lambda \frac{k}{\epsilon} \left[\left(\frac{\partial w}{\partial r} + \beta \frac{w}{r} \right) \overline{u'v'} + \frac{\partial u}{\partial r} \overline{v'w'} \right] \quad (6)$$

$$\overline{u'^2} = \frac{2}{3}k + \frac{2}{3}\lambda \frac{k}{\epsilon} \left[-2 \frac{\partial u}{\partial r} \overline{u'v'} + r \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{w}{r} \right) \overline{v'w'} \right] \quad (7)$$

$$\overline{v'^2} = \frac{2}{3}k + \frac{2}{3}\lambda \frac{k}{\epsilon} \left\{ \frac{\partial u}{\partial r} \overline{u'v'} + \left[\frac{\partial w}{\partial r} + (2 + 3\beta) \frac{w}{r} \right] \overline{v'w'} \right\} \quad (8)$$

$$\overline{w'^2} = \frac{2}{3}k + \frac{2}{3}\lambda \frac{k}{\epsilon} \left\{ \frac{\partial u}{\partial r} \overline{u'v'} - \left[2 \frac{\partial w}{\partial r} + (1 + 3\beta) \frac{w}{r} \right] \overline{v'w'} \right\} \quad (9)$$

上述表达式中的 v_{xr} , $v_{r\theta}$ 及 β 值等参变量见文献 [3]。

2.2.2 弱旋模型

对于弱旋和剪切应变 $\partial u / \partial r$ 较弱的情况下, 取 $\lambda = 0.135$, 令 $w = 0$, $\partial u / \partial r = 0$, 模型简化为标准的 $k-\epsilon$ 模型。对于直径较小的发动机, 在转速一定情况下, 其内部流场趋于局部平衡状况, 令 $\beta = 0$, 模型退化为基于 Rodi 近似的应力模型。

2.2.3 模型常数

模型常数的取值见表2。

Table 2 The constants of turbulent model

σ_k	σ_ϵ	$c_{\epsilon 1}$	$c_{\epsilon 2}$	c_μ	λ	E	β	K
1.0	1.22	1.44	1.92	0.09	0.135	9.793	0.8	0.4187

2.3 边界条件和数值解法

轴线上取对称条件; 前封头绝热层壁面上取无滑移条件, 近壁节点采用壁面函数法近似处理; 出口边界取充分发展的管流条件, 其中轴向速度 u 要满足质量守恒条件; 燃气加质壁面给出: 燃气加质法向速度 V_{add} , 切向速度 $w = 0$, 加质燃气的湍动能和耗散率的初始值。

固体发动机燃烧室内燃气的流动边界非常复杂, 本文采用 TTM 法生成非正交贴体网格, 并采用交错网格和 SIMPLE 算法对控制方程组进行数值求解, 收敛残差为 10^{-4} 。

3 计算结果和讨论

图1为发动机在旋转角速度 $\omega = 40 \text{ r/min}$ 的条件下, 工作时间分别为0 s 和40 s 时燃烧室内燃气流动速度的矢量分布图。从速度矢量分布图 (图1 (b), (c)) 中, 可以清楚地看到: 前封头区域的前翼后半部分燃面上的加质燃气在离心力和哥氏力的共同作用下, 流动呈螺旋状沿前封头壁面流向前开口, 并在前开口区域汇成一股主流, 经过90°的拐弯流向出口。这股主流的形成将显著地改变前开口区域三个方向的速度分布, 也是形成强烈切向涡的重要原因。

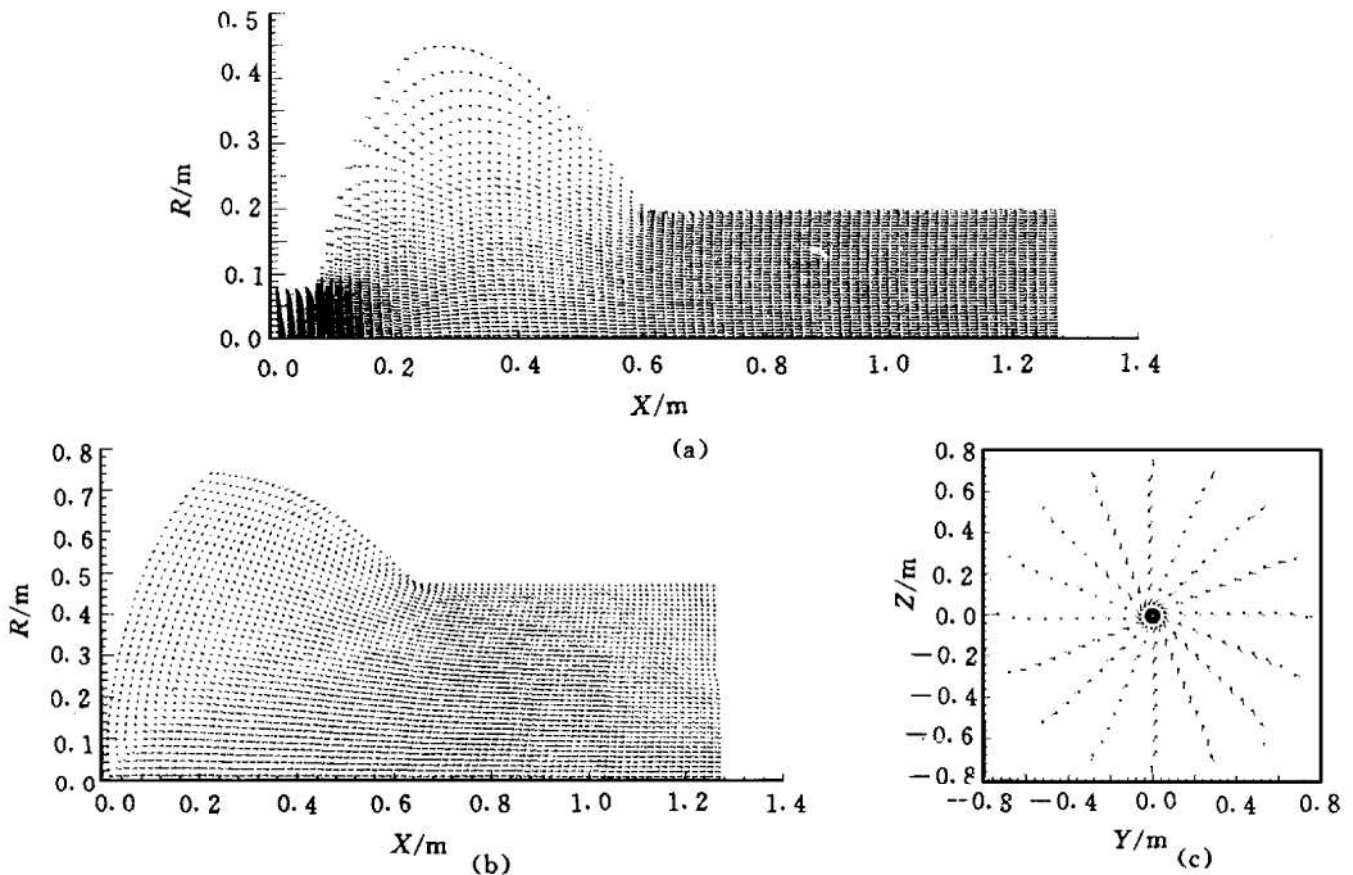


Fig. 1 Velocity vector distribution of combustion gas under spinning condition

- (a) u, v velocity vector distribution at $t=0$ s
 (b) u, v velocity vector distribution at $t=40$ s
 (c) v, w velocity vector distribution at $t=40$ s

图2~4是发动机在旋转角速度 $\omega=40$ r/min 的条件下, 工作时间分别为0 s, 20 s 和40 s 时燃烧室内燃气轴向、径向和切向速度沿径向的分布曲线, 图中的不同 i 值代表轴向不同的位置, $i=2$ 表示轴向网格序号为2的网格曲线, 即发动机前封头的型面曲线; $i=3$ 表示网格序号为3的网格曲线, 其余类推。图中曲线表达了三个速度矢量 u, v, w 在轴向网格序号为 i 的网格曲线上的数值变化关系, 从这些曲线中可以清楚地看出: 随着燃烧肉厚的增加, 旋转对燃气流动产生的影响越来越严重, 前开口部位的三个方向速度, 特别是切向速度迅速增加 ($i=2$ 网格线上 w 速度最大值从 $t=0$ s 的0.25 m/s 变化到 $t=40$ s 的27 m/s), 会造成该部位的烧蚀环境严重恶化, 应引起发动机设计者的高度重视。从图3, 4还可以发现: 切向涡的分布呈现出固核加位涡结构的 Rankine 涡分布特点, 在前封头开口区域, 由于旋转、药柱型面及加质等因素的影响, 使得该区域的切向涡强度较高, 涡核的半径极小, 旋转速度极高, 非常不利于前开口部位的热防护。随着轴向位置的右移, 切向涡的分布呈现出较标准的 Rankine 涡的分布特点, 涡核半径有所加大, 速度峰值有所减小, 但在临近出口, 切向涡又变为强烈。

4 结 论

- (1) 旋转对固体发动机燃烧室燃气流动产生的影响随燃烧肉厚的退移而加剧。
- (2) 在发动机药柱前翼燃烧消失后, 前封头开口区域的切向涡开始变得强烈。

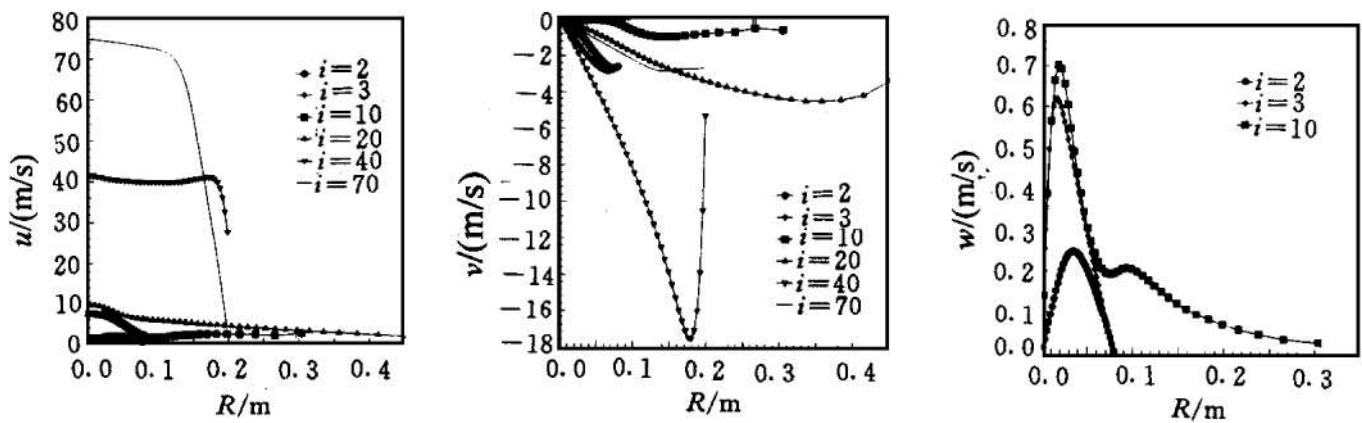


Fig. 2 Velocity distribution curves of u , v , w along the radius at $t = 0$ s

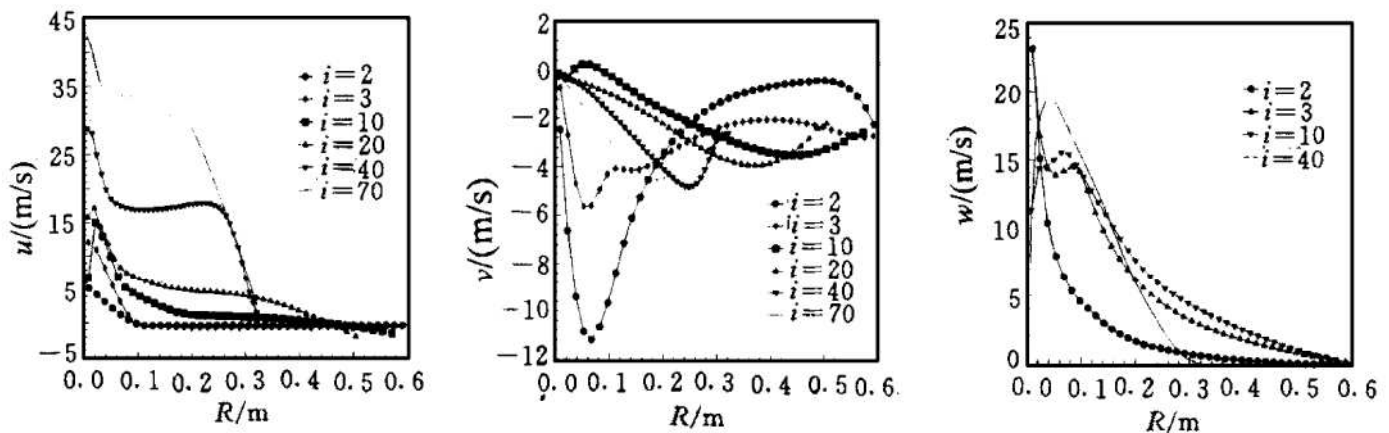


Fig. 3 Velocity distribution curves of u , v , w along the radius at $t = 20$ s

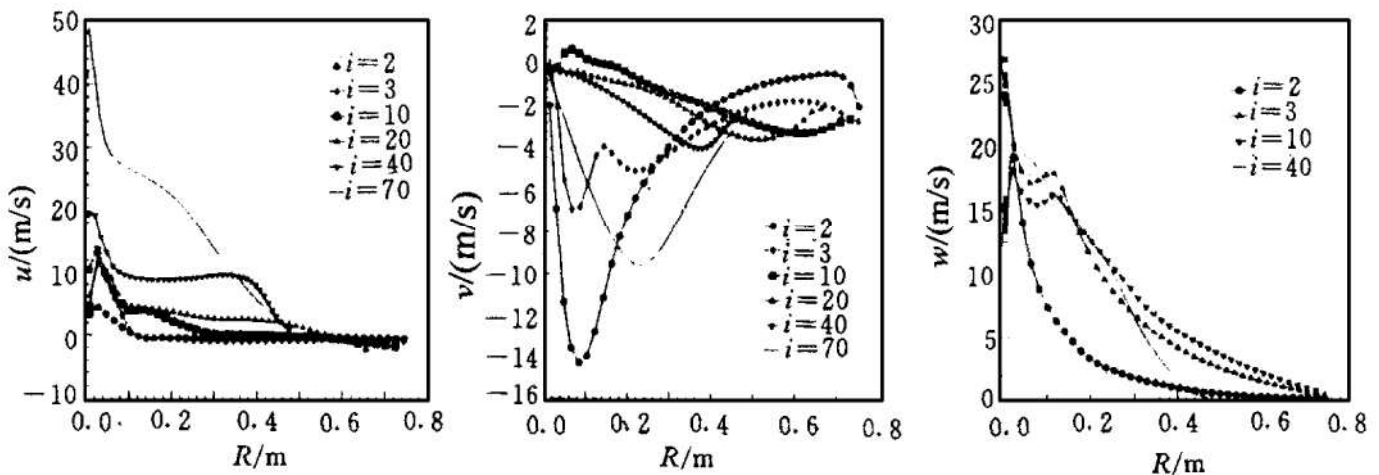


Fig. 4 Velocity distribution curves of u , v , w along the radius at $t = 40$ s

(3) 切向涡的分布呈现 Rankine 涡的特点, 在发动机前开口部位, 切向涡的固核半径极小, 旋转速度极大, 将严重影响该区域的热防护, 应引起固体发动机设计者的足够重视。

参 考 文 献

- 1 邵爱民. 大型固体发动机旋转试车头部热防护工程分析. 固体火箭技术, 1998 (3)
- 2 蔡国飙, 田 辉. 旋转对固体火箭发动机的影响. 推进技术, 1999, 20 (1)
- 3 张 健, 周力行. 强旋湍流流动和煤粉燃烧的模拟: [学位论文]. 北京: 清华大学, 1992.
- 4 陶文栓. 数值传热学. 西安: 西安交通大学出版社, 1988.