

固液发动机固体燃料瞬态退移速率^{*}

杨玉新, 胡春波, 秦 飞, 蔡体敏

(西北工业大学 航天学院 固体火箭发动机燃烧、热结构与内流场国防科技重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了研究固液混合火箭发动机中固体燃料退移速率在发动机工作过程中的变化特性, 基于固液混合火箭发动机的工作特点, 利用燃烧流动与固体区域传热耦合计算以及动网格技术, 建立了固液混合火箭发动机固体燃料瞬态退移速率预示的数值模型, 并对某带预燃室、补燃室以及扰流环结构的模型发动机进行了研究。计算结果表明, 固体燃料热解表面的温度以及退移速率随着发动机的工作逐渐降低; 在同一时刻沿发动机轴线燃料热解表面上各点的退移速率以及温度不同; 扰流环可以提高它后面局部区域固体燃料的退移速率以及表面温度。

关键词: 固液混合火箭; 瞬态退移速率⁺; 数值仿真; 动网格⁺

中图分类号: V436 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 05-0533-06

Study of instantaneous regression rate in hybrid rocket motor

YANG Yu-xin, HU Chun-bo, QIN Fei, CAI Ti-min

(Coll. of Astronautics/National Key Laboratory of Combustion, Flow and Thermo-Structure,
Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract In order to study the characteristics of the changes in regression rate of solid grain in hybrid rocket motor, a numerical model to indicate the instantaneous regression rate in hybrid rocket motor was developed based on the operational traits. The model was based on coupled simulation of gas-phase combustion and heat transfer in solid fuel, as well as dynamic mesh. An experimental motor with pre-combustion chamber, after-combustion chamber and diaphragm was then studied using the model. The temperature of the pyrolysis surface of solid grain decreases as the motor works, and so does the regression rate; at the same moment, the regression rates of the pyrolysis surface of solid grain differ along the axial direction, so does the temperature. Diaphragm is capable of raising the local regression rate and surface temperature of the solid grain just after the diaphragm.

Key words Hybrid rocket; Instantaneous regression rate⁺; Numerical simulation; Dynamic mesh⁺

1 引 言

固液混合火箭发动机中固体燃料的退移速率随工作时间变化, 而且受发动机的结构、工作条件的影响, 难以用一个统一的公式描述。用实验的方法获得固液混合火箭发动机中瞬态退移速率所需的实验系统复杂, 且实验成本昂贵, 因此用数值的方法是一个不错的选择, 国内外在此方面进行了大量的研究。

对混合火箭发动机中燃烧传统的分析方法^[1~3]是基于边界层假设的传热理论来确定向固体燃料表面的换热量及退移速率, 然而这种简化的假设考虑不

能考虑各种复杂的物理过程的交互作用, 因此需要用复杂的计算流体力学的模型来进行更加详细的研究来为设计提供指导。

目前具有代表性的研究成果为 Akyuzlu^[4,5]等人建立的数值模型, 利用该模型得到了不同时刻发动机中的流动状态以及固体燃料热解表面的位置和形状, 但是只对装药通道入口处一段进行了计算, 没有对混合火箭发动机整体进行计算。

本文综合考虑固液混合火箭发动机工作过程中燃料热解、湍流流动、扩散燃烧等物理过程, 将发动机中的流动燃烧与固体燃料表面的对流换热以及燃料

* 收稿日期: 2007-07-25; 修订日期: 2008-01-04。

作者简介: 杨玉新 (1982—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: Tdstudi@126.com

内部的导热等过程耦合计算,结合动网格技术模拟固体燃料热解表面的退移过程。

2 数值模型

混合火箭发动机中的燃烧流场耦合了燃烧、湍流、辐射、雾化、气化和燃料热解等复杂的物理过程。根据 N adir SER N^[6]的研究,辐射换热虽然占 7% 左右,但是对固体燃料的退移速率影响不大,为了简化计算,不考虑辐射换热的影响;此外,由于在固液混合火箭发动机中通常有气化室,液态氧化剂在进入燃料通道之前基本完成气化,因此文中也不考虑液滴的气化过程。

2.1 控制方程

2.1.1 气相控制方程

气相控制方程采用耦合了燃烧组分输运方程、湍流动能和耗散率的 Navier-Stokes 方程。方程的统一形式可以写为以下矢量的形式

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}_i}{\partial x_i} = \mathbf{H} + \frac{\partial \mathbf{V}_i}{\partial x_i} \quad (1)$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_j \\ e \\ \rho \kappa \\ \rho \varepsilon \\ \rho Y_m \end{bmatrix}, \mathbf{E}_i = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_j + p_i \delta_{ij} \\ (e + p_i) u_i \\ \rho u_i \kappa \\ \rho u_i \varepsilon \\ \rho u_i Y_m \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{V}_i = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{ij} \\ u_j \tau_{ij} + K \frac{\partial T}{\partial x_i} \\ \mu_k \frac{\partial \kappa}{\partial x_i} \\ \mu_\varepsilon \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \\ \rho_m \frac{\partial Y_m}{\partial x_i} \end{bmatrix}$$

$$m = 1, 2, \dots, N-1$$

式中 N 为化学组分的种类, Y_m 为第 m 种组分的质量分数, 压力 $p_i = p + \frac{2}{3} \rho \kappa$, $\mathbf{H}$ 包含扩散燃烧、湍流等物理过程引起的源项, 通过对应的物理子模型求解, 上述的方程组通过附加的状态方程封闭。

2.1.2 交界面及固相控制方程

固体燃料和气相之间的耦合通过交界面上的边

界条件实现, 其中交界面上的能量守恒包含气相一侧的对流换热、扩散和固相侧的扩散以及燃料热解潜热, 因此可以表达如下

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial y} + \rho_b h - \sum \rho_m \frac{\partial Y_i}{\partial y} h_m = -\lambda \left| \frac{\partial T}{\partial y} \right|_s - \rho_s r_b h_s \quad (2)$$

左侧第一项表示向壁面的对流换热, 后面两相分别代表燃料热解组分通过整体运动和扩散运动带走的焓值, 对流换热量通过气相流场计算的结果得到; 方程右侧的两项分别表示向固体燃料内部的导热和燃料热解的潜热。

根据固体燃料热解表面分解的固体燃料的质量等于生成的热解气体的质量可以得到

$$\rho_b = -\rho_s r_b$$

式中 r_b , ρ_s 分别代表固体燃料的退移速率和密度。

此外, 固体燃料内部的导热通过如下方程描述

$$\lambda \left| \frac{\partial T^2}{\partial x^2} + \frac{\partial T^2}{\partial y^2} \right| = \rho_s c_s \frac{\partial T}{\partial t} \quad (3)$$

2.2 物理子模型

除了上面的控制方程之外, 还需要附加的子模型来描述气相化学反应、湍流、以及固体燃料的热解和退移过程。

2.2.1 燃料热解模型

固体燃料的热解以半经验的形式来表达, 根据 A risawa 等人^[7]的研究, 热解速率随温度的变化关系可以表达为如下所示的阿累尼乌斯形式的公式

$$\rho_s r_b = A_s \exp(-E_a / R T_s) \quad (4)$$

式中 T_s 代表固体燃料热解表面的温度, E_a 代表燃料热解的活化能, A_s 代表燃料热解的指前因子。通过前面的交界面能量方程可以得到 T_s , 进而计算得到燃料的退移速率。模型中的常数通过热分解实验获得, 具体数值如表 1 所示。

Table 1 Pyrolysis model of solid-fuel

Parameter	$T_s > 715\text{K}$	$T_s < 715\text{K}$
$A_s / (\text{mm/s})$	11.04	3960
$E_a / (\text{kcal/mol})$	4.91	13.35

2.2.2 湍流模型

在固体燃料表面存在着不均匀的质量和能量的输运, 以传统的 $k-\varepsilon$ 湍流模型附加壁面函数法来计算存在着比较大的误差, 本文使用考虑近壁面效应的低雷诺数 $k-\varepsilon$ 湍流模型^[8]进行研究, 从而湍流输运引入的源项可以表达如下

$$H_k = \mu_1 S - \frac{2}{3} \rho k D - \rho \varepsilon - (2\mu k / n^2) \quad (5)$$

$$H_\varepsilon = C_1 \mu_1 (\varepsilon / k) S - \frac{2}{3} C_1 \rho k D - C_2 f_2 (\rho \varepsilon^2 / k) - (2f_1 \mu \varepsilon / n^2) \quad (6)$$

式中 $\mu_1 = C_\mu f_\mu \rho k^2 / \varepsilon$ 其中 S 和 D 定义为

$$S = \left| \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right| \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (7)$$

$$D = \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \quad (8)$$

方程中的常数 $C_\mu = 0.09$ $C_1 = 1.35$ $C_2 = 1.8$

2.2.3 气相化学反应模型

由于固液混合火箭发动机中的燃烧属于扩散燃烧,反应的进行受气体的扩散过程控制,因此化学反应模拟采用 Magnussen 等提出的涡耗散化学反应模型,反应速率取下面两式中较小一个。

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_i A \rho \frac{\varepsilon}{k} \min \left[\frac{Y_R}{v'_{R,r} M_R} \right] \quad (9)$$

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_i A B \rho \frac{\varepsilon}{k} \frac{\sum_p Y_p}{\sum_j v'_{j,r} M_j} \quad (10)$$

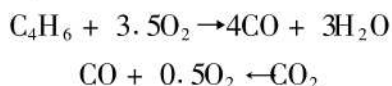
式中 Y_p , Y_R 分别为燃烧产物 P 和反应物 R 的质量分数, M_i 是第 i 种物质的分子量, $v'_{i,r}$ 是反应 r 中反应物 i 的化学计量系数。

组分输运方程中的源项通过将各元素在所有的反应中生成或者消耗量相加得到

$$H_m = w_m^{\rightarrow} = M_m \sum_{k=1}^{NR} (c_m^{\rightarrow})_k \quad (11)$$

NR 代表反应的总数量, $(c_m^{\rightarrow})_k$ 为组分 m 在反应 k 中的摩尔生成率。

根据热解实验中对热解组分分析的结果得知,在混合火箭发动机的工作环境下,固体燃料的热解气体的主要成分是 C_4H_6 , 用简化的两步总包反应来模拟气相化学反应,反应方程式如下



2.3 动网格守恒方程及网格更新

为了动态地模拟固液混合火箭发动机工作过程中固体燃料装药燃面的退移过程,计算中需要用动态网格技术,根据燃面的退移速率实时地对网格进行更新和重构。

2.3.1 动网格守恒方程

在变形区域的任意一个控制体 V 中,广义标量 ϕ

的积分守恒方程为

$$\frac{d}{dt} \int_V \phi dV + \oint_V \rho \phi (\mathbf{u} - \mathbf{u}_g) \cdot d\mathbf{A} = \oint_V \Gamma \cdot \nabla \phi \cdot d\mathbf{A} + S_\phi \quad (12)$$

式中 ρ 为流体密度, $\mathbf{u}$ 为速度矢量, $\mathbf{u}_g$ 为移动网格的移动速度, Γ 为扩散系数, S_ϕ 为源项, ∂V 代表控制体 V 的边界。

2.3.2 动网格更新方法

动态网格的更新方法通常有弹簧光顺法、动态分层法以及局部网格重划法。由于在固液混合火箭发动机固体燃料燃面的退移过程中,燃面上各点的移动速度都可能不同,变形后的燃面形状复杂,因此本文计算初始网格的划分采用非结构三角形网格,网格更新方法采用弹簧光顺法和局部网格重划法。当移动边界位移较小,仅仅依靠网格的变形就能适应边界的运动,采用弹簧光顺法对网格进行更新;当动边界位移较大时,网格随着边界的运动而变形,会出现严重扭曲的网格单元,影响计算精度,则采用局部网格重划的方法重新生成该区域的网格。

(1) 基于弹簧模型的网格更新方法

在基于弹簧模型的网格更新方法中,任意两个网格节点之间的边都被理想化为互相连接的弹簧。边界移动之前的初始形状构成了网格的平衡状态,某一节点运动后,与此节点相连的所有边上,将产生正比于边长变化的力。可将作用于网格节点上的力写成虎克定律的形式

$$\mathbf{F}_i = \sum_j^{n_i} k_{ij} (\Delta \mathbf{x}_j - \Delta \mathbf{x}_i) \quad (13)$$

式中 $\Delta \mathbf{x}_i$ 和 $\Delta \mathbf{x}_j$ 是节点 i 与其相邻的节点 j 的位移, n_i 是与节点 i 相邻的节点数, k_{ij} 是节点 i 与其相邻节点 j 之间的弹簧因子,定义为 $k_{ij} = \frac{1}{\sqrt{|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j|}}$ 。

在平衡状态下作用于某一节点上的合力应该为 0 由此条件可以得到如下导出公式

$$\Delta \mathbf{x}_i^{n+1} = \frac{\sum_j^{n_i} k_{ij} \Delta \mathbf{x}_j^m}{\sum_j^{n_i} k_{ij}} \quad (14)$$

因为边界位移已知(边界节点位置更新后),可以通过对内部节点的 Jacobi 扫描对方程进行求解。当方程收敛则可以按下式更新节点位置

$$\mathbf{x}_i^{n+1} = \mathbf{x}_i^n + \Delta \mathbf{x}_i^{m, \text{converged}}$$

式中 $n+1$ 和 n 分别用来表示处于下一时刻和当前时

刻的节点位置。

(2)局部网格重划

在使用基于弹簧模型的网格更新方法时,当边界位移相比于当地网格尺寸较大时,网格质量会降低或者网格发生退化,会在求解下一时间步时产生收敛性问题。要解决这个问题,可以将不符合斜率或尺寸标准的网格聚集在一起并进行局部重构生成新的网格。如果新网格满足斜率和尺寸标准,就用新网格对网格进行局部更新(对旧网格进行插值运算),否则放弃新网格。

2.4 模型校验

为了验证所建立的计算模型的正确性,对文献[8]中实验发动机进行了计算,边界条件根据文献[8]中的第九次实验的工作参数设置,计算结果和实验结果的对比如图1所示,可以看出计算结果和实验结果基本上吻合,由此证明本文建立的数值模型适用于固液混合火箭发动机固体燃料退移速率的计算。

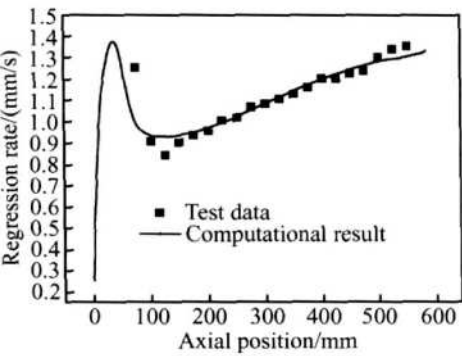


Fig. 1 Comparison between test data and computational results

3 计算结果与讨论

3.1 物理模型

图2为某试验用固液混合火箭发动机结构简图。其中固体燃料药柱的初始通道直径为40 mm,药柱的长度为600 mm,发动机头部处的预燃室的长度为35 mm,补燃室的长度为40 mm,为了稳定火焰,在预燃室与固体燃料药柱之间有扰流环,扰流环的通道直径

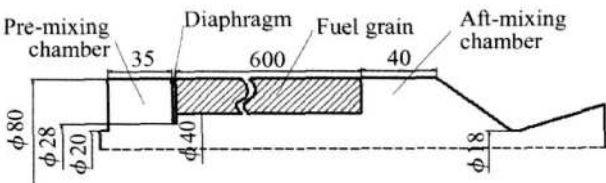


Fig. 2 Sketch of hybrid rocket motor

为28 mm,喷管的喉部直径为18 mm。

3.2 计算参数

氧化剂采用HNO₃,质量流量为0.2 kg/s,计算中假定氧化剂在预燃室中全部气化、分解,生成NO₂, O₂和H₂O;固体燃料采用某固体燃料。燃料的物理参数如表2所示。

Table 2 Physical parameter of fuel-fuel	
Parameter	Value
Thermal conductivity/(W/m·K)	0.325
Specific heat/(J/kg·K)	1384
Density/(kg/m ³)	1260
Latent heat of pyrolysis/(kJ/kg)	1250

3.3 结果分析

3.0 s时刻发动机中的速度变化以及流线的分布如图3所示。由此可以看到,在装药通道前面的突扩段内、通道后面的补燃室内以及通道入口处的扰流环的后面形成了旋涡,旋涡的形成将在一定程度上强化氧化剂和燃料热解气体的掺混强度、延长气流在燃烧室内的停留时间,这有利于扩散燃烧的进行;此外,扰流环后面的旋涡还将强化气流对固体燃料热解表面的换热,这将会有利于提高局部的燃面退移速率。此外,发动机中固体燃料装药通道内的速度沿轴向有较大的增加,速度的增加是由通道内扩散燃烧以及燃料的热解引起的。

不同时刻通道内轴线上的速度变化曲线如图4所示,随着发动机的工作,通道截面积逐渐增大,通道出口处的速度逐渐降低,在0.2 s时刻,速度为82 m/s到5 s时刻,通道出口处轴线上的速度仅为42 m/s,由于氧化剂质量流率保持不变,因此入口处的速度基本维持在28 m/s。

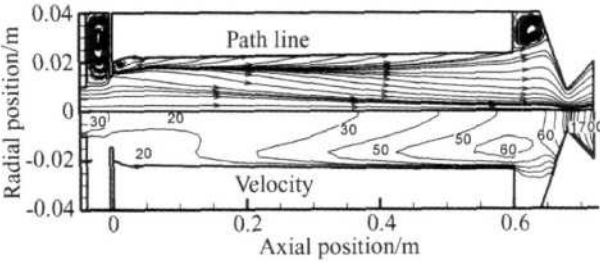


Fig. 3 Velocity and path-line in the motor

为了直观地表达燃料或氧化剂在燃烧室中的分布以及富余程度,引入局部组分当量比函数 $\varphi = \lg(Y_{\text{oxid}}/Y_{\text{fuel}}/\varphi_0)$ 。其中 Y_{oxid} , Y_{fuel} 分别为局部氧化剂和燃料的摩尔分数, φ_0 为氧化剂和燃料的摩尔恰当

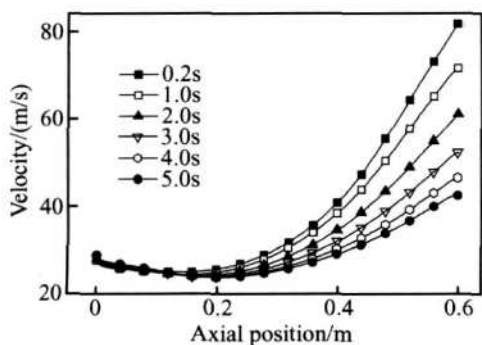


Fig. 4 Curves of velocity along the axis in the passage of the fuel grain at different time

比。在 φ 为 0 的区域, 氧化剂和燃料完全反应; φ 为负的区域, 燃料剩余; φ 为正的, 氧化剂剩余。

图 5 为 3.0 s 时刻发动机中的局部当量比函数的分布和温度的分布图, 由此图可以看出发动机中的燃烧主要发生在固体燃料热解表面和轴线之间一个区域内, 区域内的最高温度为 2 760 K, 该区域内的当量比函数介于 -2~2 之间, 沿着轴线向后, 由于氧化剂气体的消耗, 这个燃烧区域逐渐扩散至轴线上。在此区域之外, 氧燃比偏离反应的恰当比较远, 几乎无燃烧发生。

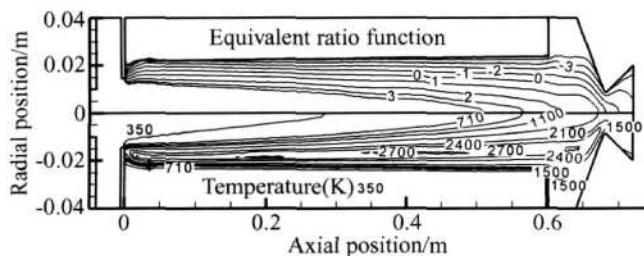


Fig. 5 Contours of temperature and equivalent ratio function

图 6 为不同时刻, 固体燃料通道内轴线上温度的变化曲线, 结合图 5 可以看出, 在发动机的前端, 由于氧化剂比较富裕, 燃料热解气体未扩散至轴线处即被消耗, 因此轴线处温度基本上等于氧化剂来流的温度; 沿着轴线向后, 随着氧化剂的消耗, 燃料热解气体与氧化剂在越来越靠近轴线的区域相遇并发生扩散燃烧。

此外, 可以看到随着发动机工作, 轴线上的温度逐渐降低。在 0.2 s 时刻, 通道出口处轴线上的温度为 1 486 K; 而在 5 s 时刻, 此处温度仅为 875 K。

图 7 为不同时刻固体燃料退移速率的变化曲线, 由于热解表面的温度和退移速率之间符合前面所述的阿累尼乌斯形式的热解速率公式, 因此具有相类似

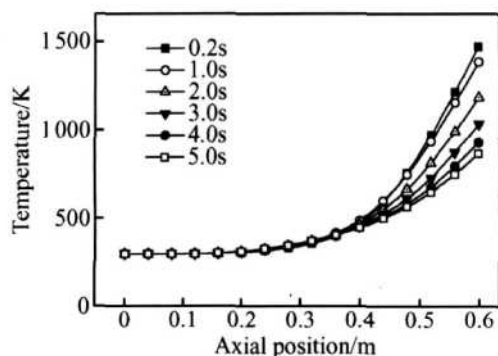


Fig. 6 Curves of temperature along the axis in the passage of the solid fuel grain

的变化趋势。

紧靠扰流环的后面存在一个流动的滞止点, 燃料的热解气体无法与氧化剂相遇发生扩散燃烧, 造成此处局部燃料绝对富裕 (当量比函数为 -5 左右), 因此燃料热解表面的温度以及退移速率很低, 分别为 520 K, 0.07 mm/s 左右; 在此滞止点后面, 旋涡的产生强化了氧化剂和燃料热解气体的掺混以及燃气向固体燃料热解表面的换热, 因此使得温度以及退移速率的曲线在此处形成一个峰值点, 在 0.2 s 时刻此处的峰值分别达到 830 K 和 0.78 mm/s, 峰值之后迅速降低到无旋涡影响的正常水平, 沿轴向继续向后, 由于通道内速度的增加, 强化了向固体燃料热解表面的对流换热, 因此沿轴线向后, 固体燃料热解表面的温度和退移速率有逐渐上升的趋势; 在靠近通道出口处, 随着氧化剂的消耗, 扩散火焰区向轴线靠近, 固体燃料热解表面的对流换热减弱, 因而温度和退移速率的上升逐渐趋于平缓或者稍稍降低。

对于不同时刻, 固体燃料热解表面的温度和退移速率随着发动机工作时间的增长逐渐降低, 这是由通道面积增大引起的。在 0.2 s 时刻, 固体燃料热解表面上温度以及退移速率的瞬时面积平均值为 872 K 和 0.99 mm/s, 最大值分别为 945 K 和 1.34 mm/s; 而到 5 s 时刻, 这一平均值分别为 789 K 和 0.61 mm/s, 最大值分别为 862 K 和 0.92 mm/s。

由此图还可以看出, 随着发动机的工作, 在固体燃料热解表面温度以及退移速率的变化曲线上由旋涡引起的峰值的位置逐渐向后移动。

图 8 描述了不同时刻固体燃料热解表面的位置以及其形状。在该模型发动机开始工作之后, 固体燃料的通道大体上呈现出前细后粗的喇叭筒状。在扰流环的后面会形成一个凹坑, 凹坑的位置会随着发动机的工作向后扩展。

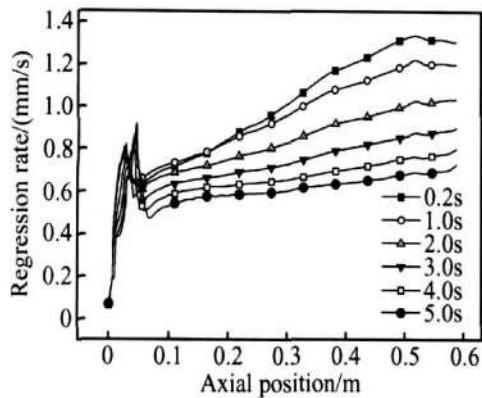


Fig. 7 Curves of regression rate of the solid fuel grain at different time

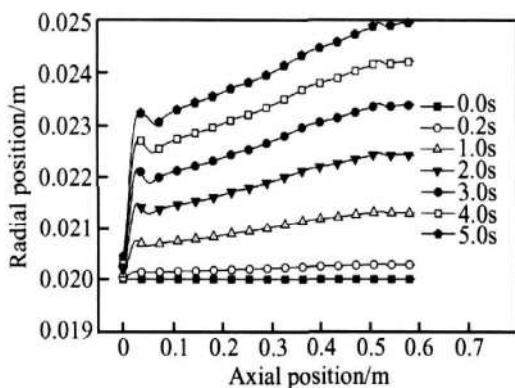


Fig. 8 Shapes and positions of the pyrolysis surface at different time

4 结 论

利用燃烧流动和固体传热耦合计算以及动网格技术,建立了固液混合火箭发动机固体燃料瞬态退移速率预示的数值模型,并对某带预燃室、补燃室以及扰流环结构的模型发动机进行了研究,研究结果总结如下:

(1) 扰流环可以在一定程度上提高扰流环后面局部区域的退移速率,在燃料的表面烧出一凹坑;随发动机的工作,凹坑的位置逐渐向后扩展。

(2) 在通道的入口处,固体燃料热解表面的温度以及退移速率很低,之后在扰流环的作用下,迅速升高并达到一个峰值,峰值之后迅速降低到无旋涡影响

的正常水平,之后沿轴线呈逐渐升高的趋势,直到通道出口的前端,逐渐趋于恒定或者稍稍降低。

(3) 随着发动机的工作,固体燃料热解表面的温度以及退移速率逐渐降低。

参考文献:

- [1] Maxman G A, Woodbridge C E, Muzzy R J. Fundamentals of hybrid boundary layer combustion[M]. *Heterogeneous Combustion, Progress in Astronautics and Aeronautics* AAA, 1964
- [2] Maxman G A. Combustion in the turbulence boundary layer on a vaporizing surface[C]. *Proceedings of the Tenth Symposium on Combustion*, 1965
- [3] 田 辉, 蔡国飙, 王慧玉, 等. 固液混合火箭发动机固体燃料的燃速计算[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(6).
- [4] Akyuzlu K M, Antoniou A, Martin M W. A physics based mathematical model to predict the regression rate in an ablating hybrid rocket solid fuel[R]. AAA 2001-3242
- [5] Akyuzlu K M, Antoniou A, Martin M W. Determination of regression rate in an ablating hybrid rocket solid fuel using a physics-based comprehensive mathematical model[R]. AAA 2002-3577.
- [6] Serin N, Gogus Y A. Navier-Stokes investigation on reacting flow field of HTPB/O₂ hybrid motor and regression rate evaluation[R]. AAA 2003-4747.
- [7] Arisawa H, Brill T B. Flash pyrolysis of hydroxyl terminated poly-butadiene(HTPB). iv: Implications of kinetics to combustion of organic polymers[J]. *Combustion and Flame*, 1996, 106(1~2).
- [8] Chien K. Predictions of channel and boundary layer flows with a low-Reynolds number turbulence model[J]. *AAA Journal*, 1982, 20(1).

(编辑: 刘萝威)