

翼柱型药柱内三维湍流流动仿真*

刘宇 何洪庆 吴心平 蔡体敏

(西北工业大学航天工程学院, 西安, 710072)

摘 要: 应用 Simple 方法进行了固体火箭发动机燃烧室中的三维流动仿真。所考虑的物理因素如下: 翼柱型药柱, 三维加质不可压湍流, 移动的燃面边界, 燃气的热辐射等。方程为: 三维连续、动量和能量方程, $k-\epsilon$ 湍流模型, 三维热辐射通量方程等。为了处理燃面移动边界, 提出了标记网格示踪技术。计算结果获得了固体火箭发动机燃烧室翼柱型药柱中三维流动的参数分布。同时, 揭示了某些新现象和新规律: 翼和柱通道间的几何匹配及其中的加质强度对流动参数有强烈的影响, 甚至可能发生反向流动和旋涡; 在一定条件下, 翼通道下游附近可能产生明显的周向旋涡。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 喷管气流, 三维流, 模拟

分类号: V435.11

SIMULATION OF 3-D TURBULENT FLOW IN PASSAGES OF FINOCYL GRAIN

Liu Yu He Hongqing Wu Xinping Cai Timin

(College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072)

Abstract: SIMPLE method is applied to finish 3-D flow simulation in chamber of SPRM. The considered physical factors are as follows: finocyl grain, 3-D mass addition and incompressible turbulent flow, moving boundaries of propellant burning surfaces, heat radiation of gas, and so on. Equations are: 3-D continuity, momentum and energy equations, $k-\epsilon$ equations of turbulent model, 3-D flux equations of heat radiation, and so on. In order to treat moving boundaries of burning surfaces, the tracking technique with marked grid is proposed.

The studied results indicate: 1) The distribution of 3-D flow parameters in the passages of finocyl grain of SPRM can be obtained by coupled solution for afore-

* 本文 1993 年 12 月 25 日收到, 本项目为国防科技预研基金资助项目。

mentioned equations. 2) Using the tracking technique with marked grid, automatic judgement and treatment can be realized by computer, and the problem of the complex 3-D burning boundaries moving may be solved better. 3) The geometry match between fin-canals and main passage, and intense degree of propellant mass addition will intensely influence the parameter distribution of flow field, even returning flow and eddy will occur. This 3-D flow field will lead to 3-D erosion combustion. However, no unchanged flow rule may be followed. Therefore, for concrete geometry design and burning rate, the particular calculation must be carried out, and the particular flow field can then be obtained. 4) In certain condition, near down stream of 3-D fin-canals mass-addition flow, the obvious circumferential eddy flow can be caused. When the fin-canals are designed at tail of combustion chamber, the 3-D flow condition will produce 3-D influence for flow, combustion and ablation of the back and throat of submerged nozzle.

Keywords: Solid propellant rocket engine, Nozzle gas flow, Three dimensional flow, Simulation

1 引言

固体火箭发动机燃烧室中的物理化学和流动过程很复杂,运行的时间很短,温度很高,难于测量。通过计算和冷模拟试验可以在一定程度上得到弥补。目前,药柱的设计大多是三维的。三维流场的计算非常困难。因此这项研究的成果还很少见。(Salvetat 曾用 Spalding 等的计算程序计算后端翼柱形药柱并有潜入喷管的三维层流流动。)然而,这项研究又很重要:它可以发现和解释某些新现象,这是一维和二维流动计算做不到的;可为更准确的发动机性能预估提供依据;为喷管的三维流动计算提供入口参数;作其它课题研究,例如燃烧、烧蚀等的基础……。

本文进行了燃烧室翼柱型药柱中的流动计算,所考虑的物理因素、方程和所得的结果如摘要所述。

2 燃气的控制方程

气相基本方程在圆柱坐标系中的形式为

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\beta\varphi) + \frac{1}{r} \left[\frac{\partial}{\partial x}(r\beta V_x\varphi) + \frac{\partial}{\partial r}(r\beta V_r\varphi) + \frac{\partial}{\partial \theta}(\beta V_\theta\varphi) \right] \\ &= \frac{1}{r} \left[\frac{\partial}{\partial x}(r\Gamma_\varphi \frac{\partial \varphi}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial r}(r\Gamma_\varphi \frac{1}{r} \frac{\partial \varphi}{\partial r}) + \frac{\partial}{\partial \theta}(\Gamma_\varphi \frac{1}{r} \frac{\partial \varphi}{\partial \theta}) \right] + S_\varphi + S_{k,\varphi} \end{aligned} \quad (1)$$

式中 φ 为气相场通用变量, Γ_φ 为 φ 的输运系数, S_φ 及 $S_{k,\varphi}$ 分别为气相及颗粒相所产生的源项。各参数的具体定义见附表。表中, $\mu_e = \mu_t + \mu_1$, μ_e 、 μ_t 、 μ_1 分别为有效、湍流、层流粘性;而 r 是推进剂的燃速,采用 $r = ap^n$ 。

在此需作两点说明:

(1) 假设燃烧室中为不可压流, $\text{div} \bar{V} = 0$ 。

(2) 对湍流运动, 流动参数使用时间平均值, 交换系数使用有效值。

$$\text{状态方程为} \quad \rho = p / \left[\left(\sum_j \frac{m_j}{M_j} \right)^{-1} R^0 T \right] \quad (2)$$

式中 R^0 为通用气体常数, M_j 为组分 j 的平均分子量, $m_j = e_j / \rho$ 为组分 j 的质量分数。

总焓为

$$\tilde{h} = h \frac{1}{2} (V_x^2 + V_r^2 + V_\theta^2) \quad (3)$$

其中忽略了湍流脉动动能对 $\tilde{h}$ 的贡献, 而

$$h = C_p T + m_{fu} H_{fu} \quad (4)$$

式中 m_{fu} 为燃烧剂的质量分数, H_{fu} 为燃烧热, 而

$$C_p = \sum_j m_j C_{p,j} \quad (5)$$

3 湍流模型

湍流采用 $k-\epsilon$ 模型

$$\left. \begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial x} (\rho V_x k) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \rho V_r k) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} (\rho V_\theta k) - \frac{\partial}{\partial x} (\Gamma_{k,e} \frac{\partial k}{\partial x}) \\ & - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \Gamma_{k,e} \frac{\partial k}{\partial r}) - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} (\Gamma_{k,e} \frac{\partial k}{\partial \theta}) = G_k - \rho \epsilon \\ & \frac{\partial}{\partial x} (\rho V_x \epsilon) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \rho V_r \epsilon) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} (\rho V_\theta \epsilon) - \frac{\partial}{\partial x} (\Gamma_{\epsilon,e} \frac{\partial \epsilon}{\partial x}) - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \Gamma_{\epsilon,e} \frac{\partial \epsilon}{\partial r}) \\ & - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} (\Gamma_{\epsilon,e} \frac{\partial \epsilon}{\partial \theta}) = (C_1 G_k - C_2 \rho \epsilon) \epsilon / k \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

式中湍流动能生成项

$$\begin{aligned} G_k = \mu_t \{ & 2 \left[\left(\frac{\partial V_x}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial V_r}{\partial r} \right)^2 + \left(\frac{1}{r} \frac{\partial V_\theta}{\partial \theta} + \frac{V_r}{r} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial V_\theta}{\partial x} + \frac{1}{r} \left(\frac{\partial V_x}{\partial \theta} \right)^2 \right. \\ & \left. + \left(\frac{\partial V_x}{\partial r} + \frac{\partial V_r}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial V_\theta}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial V_r}{\partial \theta} - \frac{V_\theta}{r} \right)^2 \right\} \end{aligned} \quad (7)$$

而 $\Gamma_{k,e}$ 和 $\Gamma_{\epsilon,e}$ 分别为 k 和 ϵ 的有效交换系数, $\Gamma_{k,e} = \mu_e / \sigma_{k,e}$, $\Gamma_{\epsilon,e} = \mu_e / \sigma_{\epsilon,e}$, $\sigma_{k,e}$ 和 $\sigma_{\epsilon,e}$ 分别为 k 和 ϵ 的有效 Schmit 数。湍流粘性 $\mu_t = C_D \rho k^2 / \epsilon$, 层流粘性 $\mu_l = C_1 \frac{T^{1.5}}{T + C_2}$, C_D , C_1 , C_2 为常数。

4 燃气热辐射通量模型

固体火箭发动机燃烧室中的高压燃气温度高达 3500K, 因此有必要在能量方程中考虑燃

气与推进剂表面的辐射换热。本文采用三维“六通量”模型。

设 I, J, K, L, M, N 分别表示 r, x, θ 座标正负两个方向的辐射通量。利用这六个通量参数可以推出六个微分关系,再定义 R_r, R_x 和 R_θ 三个组合辐射通量。

$$R_r = \frac{1}{2}(I + J), \quad R_x = \frac{1}{2}(K + L), \quad R_\theta = \frac{1}{2}(M + N) \quad (8)$$

便可以转化为三个用于计算的二阶常微分方程

$$\left. \begin{aligned} \frac{d}{dx} \left(\frac{1}{a+S} \frac{dR_x}{dx} \right) &= - \left[a(R_x - E) + \frac{S}{3}(2R_x - R_r - R_\theta) \right] \\ \frac{d}{dr} \left(\frac{1}{a+s+\frac{1}{r}} \frac{dR_r}{dr} \right) &= - r \left[a(R_r - E) + \frac{S}{3}(2R_r - R_x - R_\theta) \right] \\ \frac{1}{r} \frac{d}{d\theta} \left(\frac{1}{a+S} \frac{1}{r} \frac{dR_\theta}{d\theta} \right) &= - \left[a(R_\theta - E) + \frac{S}{3}(2R_\theta - R_x - R_r) \right] \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

式中 a, S 分别为燃气的吸收和散射系数, $E = \sigma T_g^4$ 为黑体辐射力, σ 为 Stefan-Boltzman 常数。一旦 R_x, R_r 和 R_θ 被计算出来,就可按下式分别计算出轴向、径向和周向的净辐射热通量。

$$\left. \begin{aligned} Q_x &= K - L = - \frac{2}{a+S} \frac{dR_x}{dx} \\ Q_r &= I - J = \frac{2}{a+S+\frac{1}{r}} \frac{dR_r}{dr} \\ Q_\theta &= M - N = \frac{2}{a+S} \frac{1}{r} \frac{dR_\theta}{d\theta} \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

辐射通量方程组通过 R_x, R_r, R_θ 在源项中出现而与能量方程中的滞止焓 $\tilde{h}$ 直接耦合,通过黑体辐射力 E 中的温度 T 和系数 a, S 与其它方程间接耦合。

辐射通量对滞止焓源项的贡献由下式给出

$$(S_{\tilde{h}})_{\text{辐射}} = 2a(R_x + R_r + R_\theta - 3E) \quad (11)$$

5 移动边界的网格示踪技术

为了在流场计算中处理推进剂燃烧表面边界移动的问题,首先要输入药柱设计的几何图形,其次要在整个燃烧室范围内,包括药柱和燃气流动空间划分基本网格,然后建立燃面退移的示踪方法。

标记网格示踪技术,首先要对于诸如内流场,燃面边界,推进剂,燃烧室壳体壁,壳体以外等五种不同性质的网格点加注不同的标记,其次要让计算机自动地判别这些不同性质的网格点在燃面燃烧退移过程中各自性质的变化,然后再计算每一个网格点经每一时刻的移动距离。如图1所示,任一网格点B的移动距离由相邻的六个网格点所构成的三个阴影三角形

的移动方向和数值确定。通过判别和计算,每一个网格点性质的变化和移动后的新位置可以确定。以上的处理都是三维的。因此,在三维流场计算中,由于燃面退移产生的流场边界移动问题可以通过标记网格示踪技术顺利地得到圆满解决。

关于标记网格示踪技术的详细论述,见文献 [2]。

6 边界和初始条件

边界条件很复杂,由篇幅的限制,不能详细说明,简单来说,有下面几种:

(1) 燃气边界条件

给定推进剂燃烧表面,壳体壁面,对称平面,进出口等边界条件。

(2) 压力校正方程的边界条件

一般取适当的边界压力为零作为相对参考值。类似地,在求解压力校正方程之前,可取所有各点校正压力为零作为试探,而在边界点的校正压力值将保持为零。

(3) 气相辐射边界条件

一般处理方法是令边界处的差分方程系数为零,即认为在边界网格区域表面满足零梯度条件。其它各种边界条件可通过源项的修正来处理。

此外,要给定对称平面辐射边界条件,非反射边界条件,固体壁面边界条件。

(4) 边界条件的特殊处理

当实际计算网格的边界与非规则物理边界不吻合时,一般需对边界条件进行特殊处理。本文采用大值修正,相关系数置零,附加源项等措施进行处理。

(5) 近壁湍流的壁面函数

在近壁处,用代数关系取代 $k-\epsilon$ 方程^[3]。

(6) 初场的给定

取前一时刻的收敛结果作为下一时刻的初场,而第一步的初场根据实际经验给定。

7 算例及结果

本文的程序经经典的三维方穴驱动流动和轴对称管状药柱燃面退移流动计算的考核,计算精确。然后用于三维翼柱燃面的加质流动计算。

固体火箭发动机燃烧室三维翼柱型药柱的简化图如图 2 所示,其通道形状,一种按实线,一种按虚线。网格点数 $N_x \times N_r \times N_\theta = I \times J \times K = 20 \times 12 \times 9$ 。

部分计算结果如图 3~9 所示。由计算结果的分析可知:

(1) 三维翼柱型药柱燃烧室中的流动具有明显的三维性,从而将产生三维的侵蚀效应,造成喷管流场的三维性。

(2) 翼槽与主通道的几何匹配以及加质的强弱将强烈影响流场的参数分布,甚至会发生反向流动和旋涡。

(3) 在三维翼柱药柱的下游, 可能会出现明显的周向运动。当翼槽设计位于喷管入口附近时, 可能会对潜入喷管背壁推进剂的燃烧、喷管的烧蚀等产生影响。

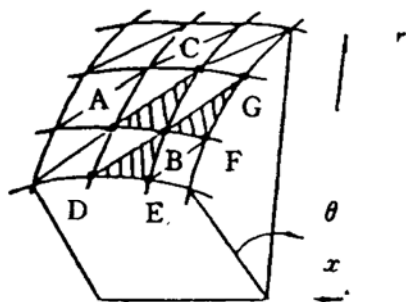


图 1 网格图

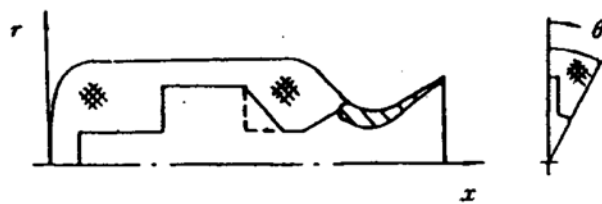
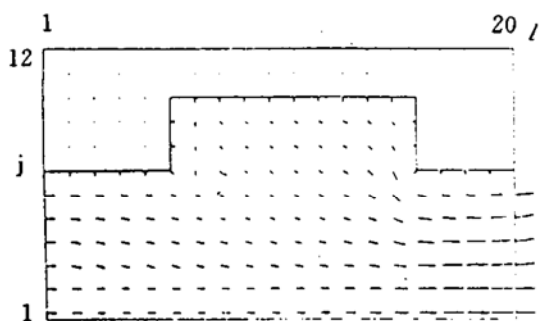


图 2 发动机断面图



(k=3)

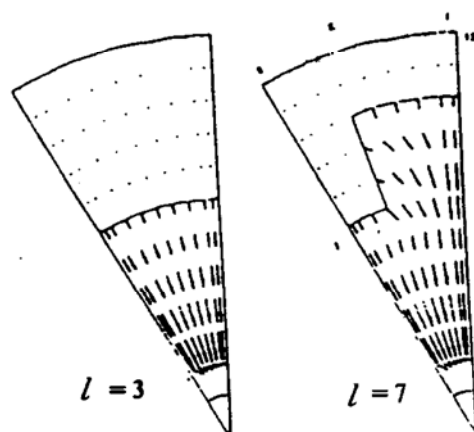


图 3 流量矢量图

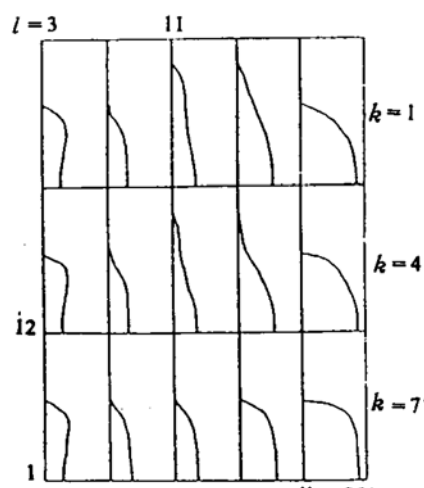


图 4 速度 (u) 图

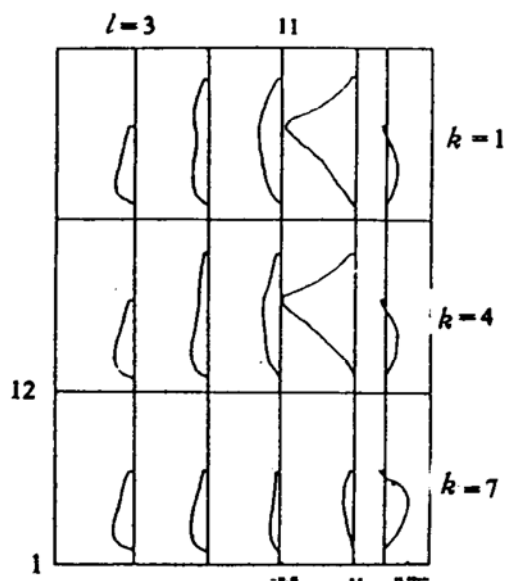


图 5 速度 (v) 图

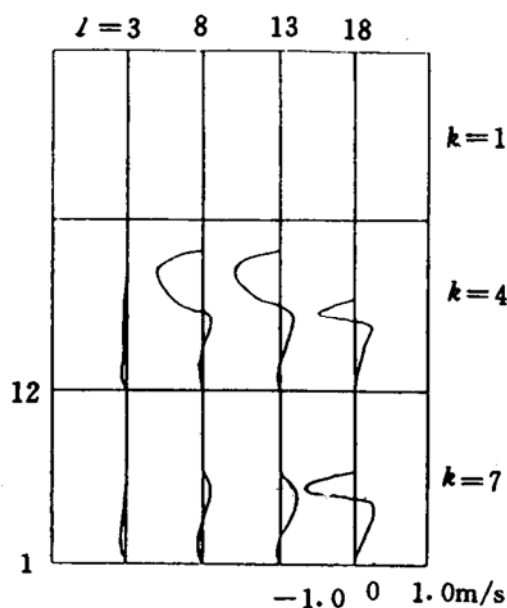
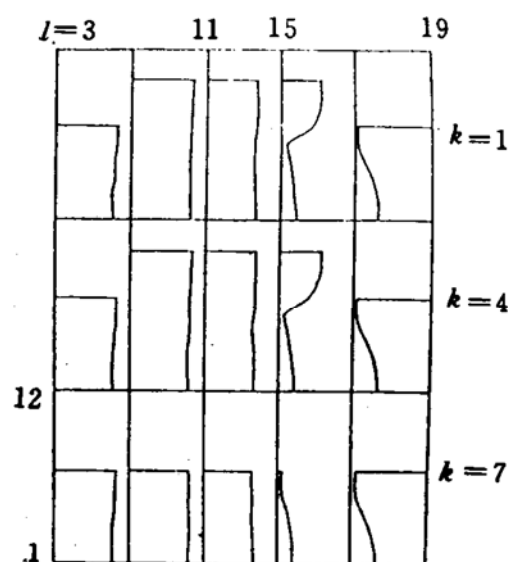
图6 速度 (w) 图

图7 压强图

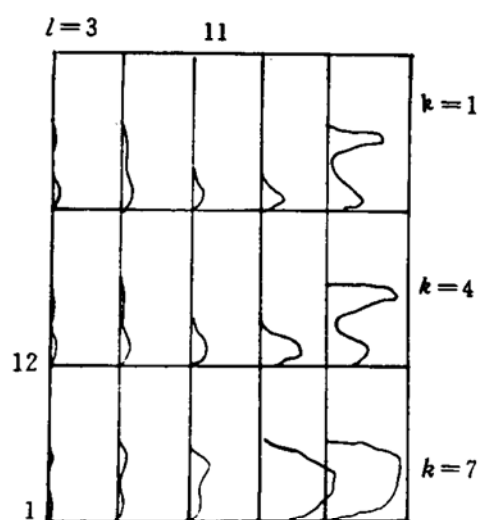


图8 湍流动能图

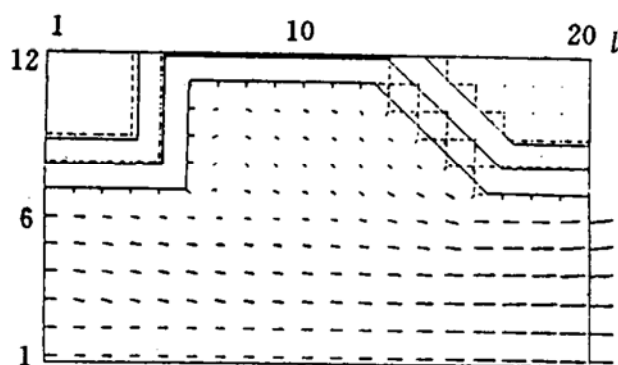


图9 燃面退移计算结果

参 考 文 献

- [1] Salvatat B. Analysis of Gas Flow in Three Dimensional Solid Propellant Grains. AIAA 84-1357
- [2] 刘宇等. 三维燃烧移动边界计算网格示踪技术. 推进技术, 1993 (1)
- [3] Lockwood F C, Spalding D B. Prediction of a Turbulent Duck Flow with Significant Radiation. Proc Thermodynamics Colloquium, 1971

(附表见下页)

附表 方程 (1) 中参数的表达式

方程	φ	Γ_{φ}	β	S_{φ}	$S_{k,\varphi}$
连续	1	0	ρ	0	$S_{k,m}$
轴向动量	v_x	μ_e	ρ	$-\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} (\mu_e \frac{\partial v_x}{\partial x}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \mu_e \frac{\partial v_r}{\partial x}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} (\mu_e \frac{\partial v_{\theta}}{\partial x})$	$S_{k,x}$
径向动量	v_r	μ_e	ρ	$-\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{\partial}{\partial x} (\mu_e \frac{\partial v_x}{\partial r}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \mu_e \frac{\partial v_r}{\partial r}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} [\mu_e (\frac{\partial v_{\theta}}{\partial r} - \frac{v_{\theta}}{r})] + \frac{\rho v_{\theta}^2}{r} - \frac{2\mu_e}{r} (\frac{1}{r} \frac{\partial v_{\theta}}{\partial \theta} + \frac{v_r}{r})$	$S_{k,r}$
周向动量	v_{θ}	μ_e	ρ	$-\frac{1}{r} \frac{\partial p}{\partial \theta} + \frac{\partial}{\partial x} (\frac{\mu_e}{r} \frac{\partial v_x}{\partial \theta}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} [r \mu_e (\frac{1}{r} \frac{\partial v_r}{\partial \theta} - \frac{v_{\theta}}{r})] - \frac{\rho v_r v_{\theta}}{r} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} [\frac{\mu_e}{r} (\frac{\partial v_{\theta}}{\partial \theta} + 2v_r)] + \frac{\mu_e}{r} (\frac{\partial v_{\theta}}{\partial r} + \frac{\partial v_r}{r \partial \theta} - \frac{v_{\theta}}{r})$	$S_{k,\theta}$
湍流动能	k	$\frac{\mu_e}{\sigma_k}$	ρ	$G_k - \rho \epsilon$	0
湍流消失	ϵ	$\frac{\mu_e}{\sigma_{\epsilon}}$	ρ	$(C_1 G_k - C_2 \rho \epsilon) \cdot \epsilon / k$	0
能量	$\tilde{h}$	$\frac{\mu_e}{\sigma_h}$	ρ	0 不考虑辐射 $2a (R_x + R_r + R_{\theta} - 3E)$ 考虑辐射	$S_{k,R}$
燃料组分	m_{fu}	$\frac{\mu_e}{\sigma_{fu}}$	ρ	R_{fu}	0
组合分数	f	$\frac{\mu}{\sigma_f}$	ρ	0	0
x 方向辐射	R_x	$\frac{1}{a+S}$	0	$-\frac{1}{r} [\frac{\partial}{\partial r} (\frac{r}{a+S} \frac{\partial R_x}{\partial r}) + \frac{\partial}{\partial \theta} (\frac{1}{a+S} \frac{\partial R_x}{r \partial \theta})] - [a (R_x - E) + \frac{S}{3} (2R_x - R_r - R_{\theta})]$	$S_{k,R}$
r 方向辐射	R_r	$\frac{1}{a+S+\frac{1}{r}}$	0	$-\frac{\partial}{\partial x} (\frac{1}{a+S+\frac{1}{r}} \frac{\partial R_r}{\partial x}) - \frac{\partial}{\partial \theta} (\frac{1}{a+S+\frac{1}{r}} \frac{\partial R_r}{r \partial \theta}) - [a (R_r - E) + \frac{S}{3} (2R_r - R_x - R_{\theta})]$	$S_{k,R}$
θ 方向辐射	R_{θ}	$\frac{1}{a+S}$	0	$-\frac{\partial}{\partial x} (\frac{1}{a+S} \frac{\partial R_{\theta}}{\partial x}) - \frac{2}{r \partial r} (\frac{r}{a+S}) \frac{\partial R_{\theta}}{\partial r} - [a (R_{\theta} - E) + \frac{S}{3} (2R_{\theta} - R_x - R_r)]$	$S_{k,R}$