

文章编号:1000-8055(2011)05-1003-08

折流燃烧室两相喷雾燃烧流场数值模拟

颜应文¹, 宋双文², 胡好生², 王倚阳²,
雷雨冰¹, 赵坚行¹, 林志勇¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 在任意曲线坐标系下对折流燃烧室两相喷雾燃烧流场进行数值模拟, 采用偏微分方程法生成三维贴体网格, 采用 $k-\epsilon$ 双方程模型模拟湍流黏性, 分别采用 EBU(eddy break-up)-Arrhenius 燃烧模型、EDC(eddy dissipation concept)燃烧模型以及二阶矩(second-order-moment, 简称 SOM)燃烧模型模拟化学反应速率, 在非交错网格下, 采用欧拉-拉格朗日方法模拟气液两相喷雾燃烧过程, 气液之间相互耦合采用 PSIC(particle-source-in-cell)算法求解. 数值分析不同湍流燃烧模型对折流燃烧室两相喷雾燃烧流场的影响, 计算结果与试验数据比较, 表明采用不同湍流燃烧模型所得的两相喷雾燃烧流场有所不同, 其中 SOM 燃烧模型和 EBU 燃烧模型都能较好地数值模拟折流燃烧室两相喷雾燃烧过程.

关 键 词: 任意曲线坐标系; 折流燃烧室; 两相喷雾燃烧; 欧拉-拉格朗日方法; 燃烧模型
中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

Numerical investigations of two-phase spray combustion flow fields in slinger annular combustor

YAN Ying-wen¹, SONG Shuang-wen², HU Hao-sheng², WANG Yi-yang²,
LEI Yu-bing¹, ZHAO Jian-xing¹, LIN Zhi-yong¹

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: In arbitrary curvilinear coordinates, numerical investigations of three-dimensional two-phase spray combustion flow fields for a slinger annular combustor were carried out. Three-dimensional body-fitted grids were generated by TTM (Thompson-Thames-Martin) method, $k-\epsilon$ model was used to simulate the turbulent viscosity; EBU (eddy break-up)-Arrhenius combustion model, EDC (eddy dissipation concept) combustion model and SOM (second-order-moment) combustion model were applied to predict turbulent combustion rate. The gas and liquid phases were treated with Eulerian-Lagrangian method and the gas-liquid coupling was calculated with PSIC (particle-source-in-cell) arithmetic. The effects of different combustion models on two-phase spray combustion flow fields were studied. The numerical results are in good agreement with the experimental data. It shows that all of the combustion models are used to simulate the combustion process in slinger annular combustor.

收稿日期:2010-04-22; 修订日期:2010-07-05

基金项目:中国博士后科学基金(20090461115); 江苏省博士后科研资助计划(0901033C)

作者简介:颜应文(1978-),男,湖南衡山人,副教授,博士,研究方向为发动机燃烧室设计、数值仿真及试验测量.

tor, but the SOM combustion model and EBU combustion model are better than EDC combustion model for simulation of two-phase spray combustion flow fields in the slinger annular combustor.

Key words: arbitrary curvilinear coordinates; slinger annular combustor; two-phase spray combustion; Eulerian-Lagrangian method; combustion model

离心甩油盘折流燃烧室充分利用了中小型发动机的高转速特点,借助其离心力产生的特别高的当量燃油压差,获得良好的燃油雾化性能,从而提高燃烧效率,而且燃油雾化性能与飞行高度无关,使发动机具有较好的高空性能;同时折流燃烧室径向尺寸刚好与离心压气机相匹配,缩短了燃烧室轴向长度.因此甩油盘折流燃烧室在中小型航空发动机上得到了广泛的应用,如法国 TM (Turbomeca)公司先后生产了多种离心甩油盘折流燃烧室发动机,我国某些在役涡轴发动机也基本上采用了这种结构的燃烧室.

目前国内外发表的有关折流燃烧室的相关文献比较少.文献[1]对某离心甩油盘折流燃烧室进行了试验研究,研究不同甩油盘转速对燃烧性能(包括总压恢复系数、燃烧效率、出口温度分布以及贫油熄火边界等)的影响,研究结果可为折流燃烧室的设计提供有益参考.文献[2]通过自编程序对折流燃烧室冷态流场进行了数值模拟,所得流场结果可为折流燃烧室的改进设计提供基础.文献[3]对甩油盘折流燃烧室点火特性和燃烧性能进行了试验研究,研究表明,甩油盘旋转速度和空气流量这两个主要参数影响点火性能,测量了油珠直径分布,并进行了燃油雾化的可视化研究,分析了甩油盘旋转速度对出口燃气温度和污染物分布的影响.文献[4]针对微型涡喷发动机选用离心甩油盘环形折流燃烧室,对折流燃烧室气动热力学参数和几何参数进行了设计,并通过试验研究验证该参数设计的合理性.

随着计算流体力学和计算燃烧学的快速发展,航空发动机燃烧室数值模拟技术具有较低的研制费用、缩短燃烧室研制周期等优点,已经成为航空发动机燃烧室设计与研制的一种有效手段.文献[5]在三维任意曲线坐标系下对回流环形燃烧室两相喷雾燃烧流场进行了数值模拟,数值计算结果与试验结果进行了对比分析,表明该文采用的数值计算方法可靠,可为回流燃烧室的设计与研制提供依据.文献[6-8]在三维任意曲线坐标

系下采用大涡模拟方法对模型燃烧室两相瞬态喷雾燃烧过程进行大涡模拟研究,表明该大涡模拟软件可指导燃烧室的设计与研制.因此本文在三维任意曲线坐标系下对折流燃烧室火焰筒两相喷雾燃烧流场进行数值模拟,研究不同的燃烧模型对燃烧流场的影响.

1 计算对象

本文所研究的折流燃烧室在火焰筒前后壁面上分别开有进气斗、大量小进气孔等,从离心压气机流出的气体分别从火焰筒前后壁面上的小孔和缝隙进入火焰筒参与燃烧和冷却,燃烧室的掺混空气从进气斗进入火焰筒,从而调节火焰筒出口温度分布.选取环形折流燃烧室扇形部分作为计算区域,为了更好地模拟实际燃烧室,采用 TTM (Thompson-Thames-Martin)方法生成折流燃烧室火焰筒三维贴体网格,如图1所示.

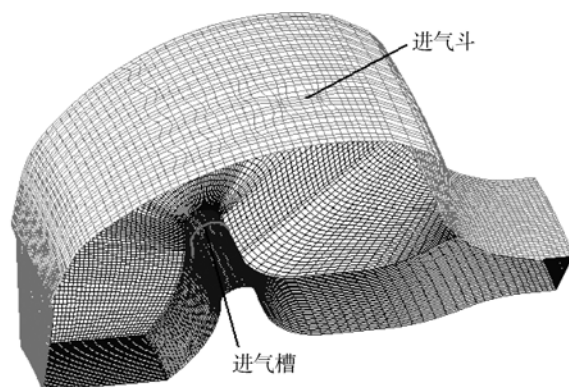


图1 折流燃烧室火焰筒三维贴体网格

Fig. 1 Three-dimensional grid of slinger annular combustor liner

2 数学模型

采用欧拉-拉格朗日方法模拟气液两相喷雾燃烧过程,气相采用欧拉方法,液相采用拉格朗日模型^[8-9],气液之间相互耦合采用 PSIC (particle-source-in-cell)算法进行求解.其中气相基本控制

方程在任意曲线坐标系下的通用形式为^[9]

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \xi}(\rho U \phi) + \frac{\partial}{\partial \eta}(\rho V \phi) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(\rho W \phi) = \\ \frac{\partial}{\partial \xi} \left[\frac{\Gamma^\phi}{rJ} (q_{11} \phi_\xi + q_{12} \phi_\eta + q_{13} \phi_\zeta) \right] + \\ \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\frac{\Gamma^\phi}{rJ} (q_{21} \phi_\xi + q_{22} \phi_\eta + q_{23} \phi_\zeta) \right] + \\ \frac{\partial}{\partial \zeta} \left[\frac{\Gamma^\phi}{rJ} (q_{31} \phi_\xi + q_{32} \phi_\eta + q_{33} \phi_\zeta) \right] + \\ rJ S^\phi + \frac{S_p^\phi}{\Delta V} \end{aligned} \quad (1)$$

其中 S^ϕ 是源项, S_p^ϕ 是油珠蒸发产生的源项,各变量具体含义见文献[10-11].

分别采用 EBU(eddy break-up)-Arrhenius 燃烧模型,EDC(eddy dissipation concept)燃烧模型和二阶矩(second-order-moment,简称 SOM)燃烧模型模拟化学反应速率.

1) EBU-Arrhenius 燃烧模型(简称 E-A 燃烧模型)

在 E-A 燃烧模型中,化学反应速率可以写为如下形式:

$$\overline{R_{fu}} = \min(\overline{R_{fu,ebu}}, \overline{R_{fu,Arrhenius}}) \quad (2)$$

其中

$$\begin{aligned} \overline{R_{fu,ebu}} &= C_r g^{0.5} \rho \epsilon / k; \\ \overline{R_{fu,Arrhenius}} &= A_0 \rho^2 \overline{m_{fu}} \overline{m_{ox}} \exp(-E/R\overline{T}) \end{aligned}$$

2) 涡团耗散概念燃烧模型(简称 EDC 燃烧模型)

在 EDC 燃烧模型中,对于由混合速率控制的反应,其化学反应速率可表示为

$$\overline{R_{edc}} = \frac{\rho \dot{m} \chi \eta}{1 - \gamma^* \chi} \overline{C_{min}} V_{edc} \quad (3)$$

其中 V_{edc} 为容积; $\overline{C_{min}} = \min\left(\overline{m_{fu}}, \frac{\overline{m_{ox}}}{S}\right)$; $\eta = \frac{1}{\gamma}$,

$\gamma = 2.13 \left(\frac{\nu \epsilon}{k^2}\right)^{1/4}$; $\dot{m}$ 为周围大涡团与微细结构之间的质量交换, $\dot{m} = 23.6 \left(\frac{\nu \epsilon}{k^2}\right)^{1/4} \epsilon / k$; γ^* 为微细

结构的容积比, $\gamma^* = 9.7 \left(\frac{\nu \epsilon}{k^2}\right)^{3/4}$; χ 为参加反应的

局部燃油质量分数与全部燃油质量分数之比,可以表示为

$$\begin{aligned} \chi &= \frac{1}{\gamma} \frac{\overline{m_{pr}}/(1+S)}{\overline{m_{pr}}/(1+S) + \overline{C_{min}}} \cdot \\ &\frac{\overline{C_{min}} + \overline{m_{pr}}/(1+S)}{\left(\overline{m_{fu}} + \frac{\overline{m_{pr}}}{1+S}\right) \left(\frac{\overline{m_{ox}}}{S} + \frac{\overline{m_{pr}}}{1+S}\right)} \end{aligned}$$

3) 二阶矩燃烧模型(简称 SOM 燃烧模型)

湍流结构对燃烧过程影响很大,湍流通过组分质量分数脉动以及温度脉动而加强各组分的混合与传热,从而强化化学反应速率.为了考虑气流参数脉动对化学反应速率的影响,采用二阶矩-EBU 湍流燃烧模型(简称二阶矩燃烧模型)来估算化学反应速率,表达式为

$$\overline{R_{fu}} = \min(\overline{R_{fu,ebu}}, \overline{R_{fu,Arrhenius}}) \quad (4)$$

$$\overline{R_{fu,Arrhenius}} = A_0 \rho^2 \overline{m_{fu}} \overline{m_{ox}} \exp\left(-\frac{E}{R\overline{T}}\right) (1+F) \quad (5)$$

其中

$$\begin{aligned} F &= \frac{\overline{m'_{fu} m'_{ox}}}{\overline{m_{fu}} \overline{m_{ox}}} + \frac{E}{R\overline{T}} \left(\frac{\overline{m'_{fu} T'}}{\overline{m_{fu}} \overline{T}} + \frac{\overline{T' m'_{ox}}}{\overline{T} \overline{m_{ox}}} \right) + \\ &\frac{1}{2} \left(\frac{E}{R\overline{T}} \right)^2 \left(\frac{\overline{T' T'}}{\overline{T}^2} \right) \end{aligned} \quad (6)$$

脉动相关项 $\overline{m'_{fu} m'_{ox}}$, $\overline{m'_{fu} T'}$, $\overline{T' m'_{ox}}$, $\overline{T' T'}$ 通过求解相对应的输运方程^[12],从而对式(6)进行封闭.

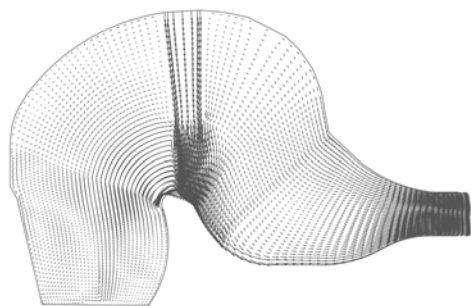
3 计算结果及分析

气相控制方程采用 QUICK 算法离散,离散方程采用 SIMPLE(semi-implicit method for pressure-linked equations)算法进行求解;液相运动方程利用四阶 Runge-Kutta 法求解.进口气流参数给定,壁面各进气孔流量以及进气速度大小和方向根据试验测量值给定,壁面采用壁面函数处理,周向边界按周期性边界条件处理,出口采用等梯度条件.分别研究三个燃烧模型对折流燃烧室内两相喷雾燃烧流场的影响.

3.1 E-A 燃烧模型计算结果及分析

图 2~图 10 为采用 E-A 燃烧模型部分计算结果(其中 K 表示折流燃烧室扇形方向的不同截面位置,K=9 表示进气槽截面,K=25 表示进气斗截面).

图 2~图 4 分别为进气斗截面速度矢量图、温度和燃油质量分数等值线云图,从图中可以看出,在折流燃烧室头部前壁面的小孔和缝隙进入的空气以及从后壁面缝隙和小孔进入的空气在头部形成稳定回流区,燃油经离心甩油盘进入折流燃烧室头部进行雾化、掺混并快速燃烧,形成高温燃气,因此形成了一个稳定的高温回流区,由于大量氧气参与燃烧,头部氧气质量分数很低;燃烧后的高温燃气转折 90°,在转折段,大量的掺混空气

图2 进气斗截面速度矢量图($K=25$)Fig. 2 Velocity vector at $K=25$ 图3 进气斗截面温度等值线云图($K=25$)Fig. 3 Temperature contour at $K=25$ 图4 进气斗截面燃油质量分数等值线云图($K=25$)Fig. 4 Fuel concentration contour at $K=25$

从进气斗进入燃烧室,从而调节燃烧室出口的温度分布.图5和图6分别为后壁面进气槽截面速度矢量图和温度等值线云图,由图可见,从进气槽进入大量的新鲜空气参与折流燃烧室头部的燃烧.

图7为折流燃烧室火焰筒壁面温度等值线云图,从图中可以看出火焰筒前后壁面上大量的穿孔、缝隙、进气斗以及进气槽的相对位置,由于存在大量穿孔进气形成的气膜冷却,火焰筒壁温均比较低,说明大量穿孔位置的布置和气流分配合理,同时前壁面温度普遍低于后壁面温度.图8为

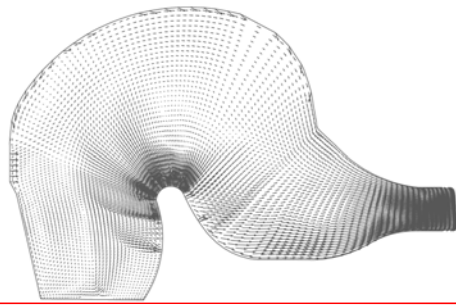
图5 进气槽截面速度矢量图($K=9$)Fig. 5 Velocity vector at $K=9$ 图6 进气槽截面温度等值线云图($K=9$)Fig. 6 Temperature contour at $K=9$ 

图7 折流燃烧室火焰筒壁面温度等值线云图

Fig. 7 Wall temperature contour of slinger annular combustor liner

折流燃烧室火焰筒温度空间分布云图,可以看出折流燃烧室火焰筒内燃烧情况.图9为折流燃烧室火焰筒内氧气质量分数空间分布云图,在小孔位置进入新鲜空气,因此氧气质量分数高,同时相对图8,在燃烧区域,由于氧气参与燃烧,因此氧气质量分数相对较低,在高温回流区内,氧气基本完全燃烧,氧气质量分数最低.图10为出口温度分布云图,由于从进气斗和进气槽进来大量空气来调节出口截面温度分布,因此出口最高温度大

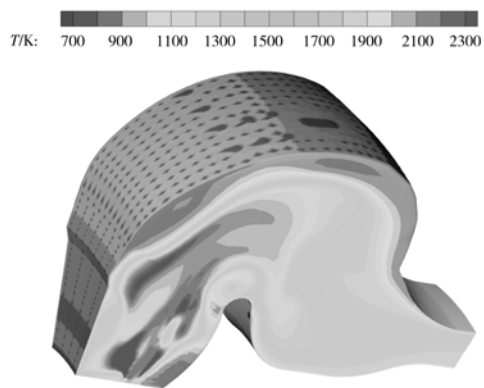


图 8 折流燃烧室火焰筒温度空间分布云图

Fig. 8 Temperature contour of slinger annular combustor liner

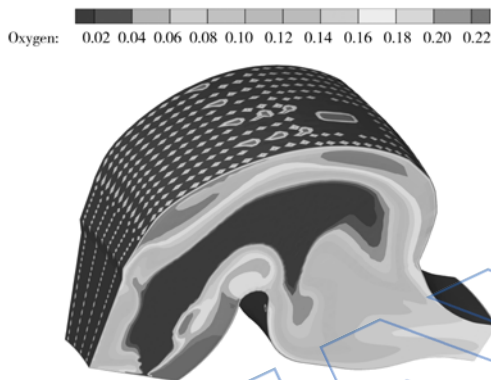


图 9 折流燃烧室火焰筒氧气质量分数空间分布云图

Fig. 9 Oxygen concentration contour of slinger annular combustor liner

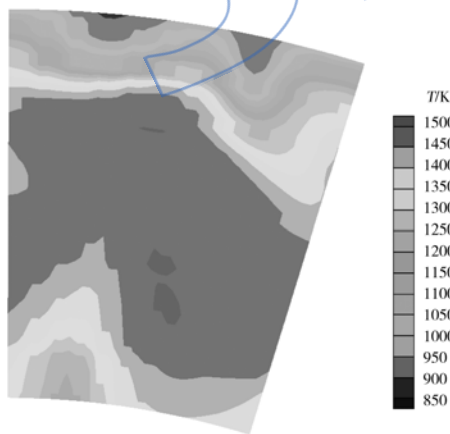


图 10 出口温度分布云图

Fig. 10 Temperature contour at outlet

大降低,从而满足燃烧室出口温度分布要求,出口温度分布系数(出口截面最高温度与燃气平均温度之差与燃烧室温升之比,简称 OTDF)为 0.2286,燃烧效率为 0.9972,与试验数据(出口温度分布

系数为 0.283,燃烧效率为 0.99)比较吻合,说明本软件所采用的模型和数值计算方法可用于模拟实际折流燃烧室内两相喷雾燃烧流场。

3.2 不同燃烧模型计算结果及分析

图 11~图 14 为采用 SOM 燃烧模型在进气斗截面和下部进气槽截面的温度和燃油质量分数等值线云图.与上述 E-A 燃烧模型在相对应截面上温度和燃油质量分数的比较可知,由于 SOM 燃烧模型考虑参数脉动对化学反应速率的影响,



图 11 进气斗截面温度等值线云图(K=25)

Fig. 11 Temperature contour at K=25



图 12 进气斗截面燃油质量分数等值线云图(K=25)

Fig. 12 Fuel concentration contour at K=25



图 13 进气槽截面温度等值线云图(K=9)

Fig. 13 Temperature contour at K=9

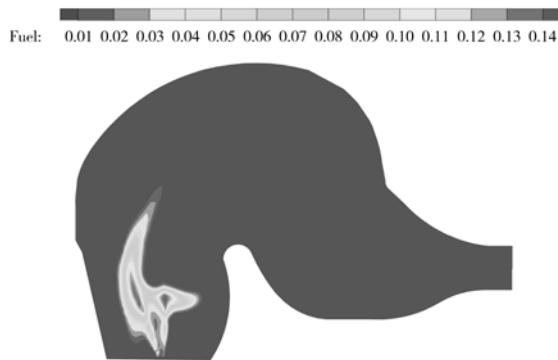


图14 进气槽截面燃油质量分数等值线云图(K=9)

Fig. 14 Fuel concentration contour at K=9

从而强化了化学反应速率项,因此折流燃烧室不同截面上头部燃烧区所对应的温度要稍高于 E-A 燃烧模型。

图15和图16为采用EDC燃烧模型时,进气斗截面和进气槽截面温度等值线云图,由于EDC燃烧模型是按混合速率计算反应速率,没有考虑温度对化学反应速率的影响,过高估计火焰筒头部壁面附近气流温度较低区域的化学反应速率,与其他两个燃烧模型相比,该模型所得的头部高温区偏大些。

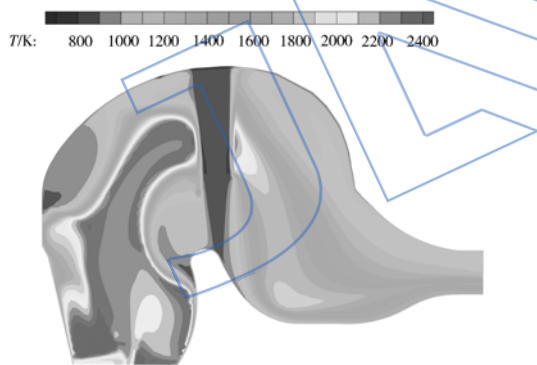


图15 进气斗截面温度等值线云图(K=25)

Fig. 15 Temperature contour at K=25

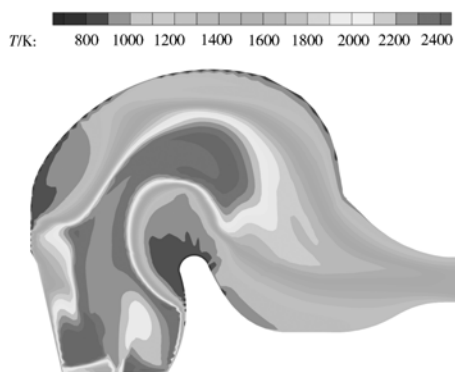


图16 进气槽截面温度等值线云图(K=9)

Fig. 16 Temperature contour at K=9

图17~图19为三种燃烧模型出口温度分布、火焰筒外壁温度和内壁温度分布与试验测量值的比较图。从图17可知,EDC燃烧模型出口温

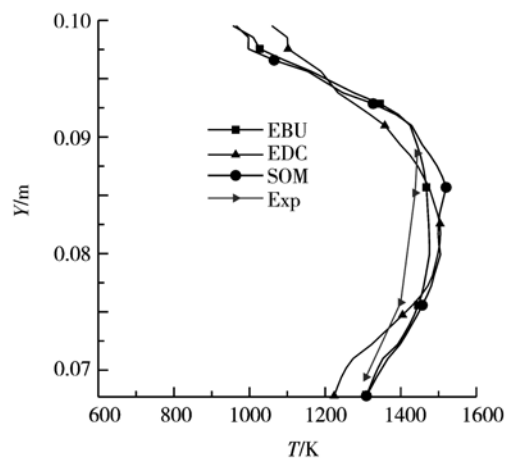


图17 出口温度分布比较

Fig. 17 Exit temperature distributions

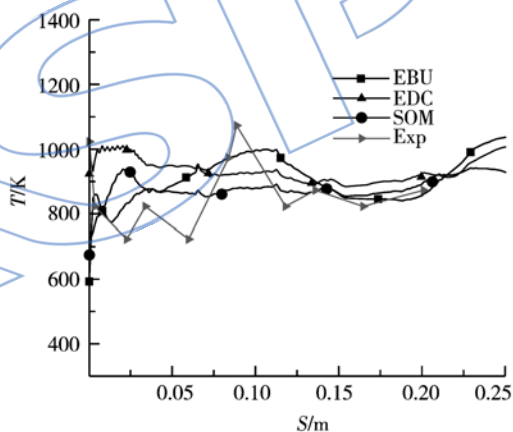


图18 火焰筒外壁温度分布比较

Fig. 18 Wall temperature distributions at outer annular

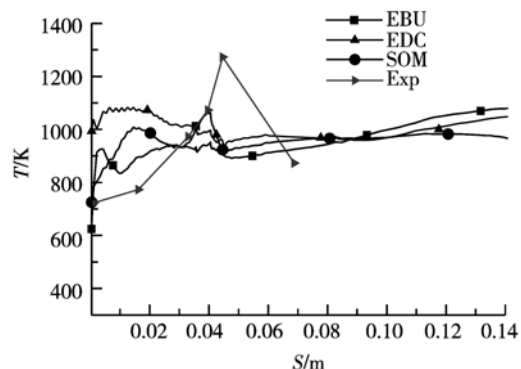


图19 火焰筒内壁温度分布比较

Fig. 19 Wall temperature distributions at inner annular

度径向分布比试验数据稍陡些,而 SOM 燃烧模型和 EBU 燃烧模型出口温度径向分布与试验值都比较接近。图 18 和图 19 分别为火焰筒外壁温度和内壁温度分布与试验值比较图,三种燃烧模型内外壁温度分布均较低,并且满足火焰筒材料温度要求,其中 SOM 燃烧模型内外壁温度分布沿轴向最均匀,火焰筒壁温也最低,并与试验测量的火焰筒壁温分布最吻合;E-A 燃烧模型火焰筒壁温分布沿轴向变化较大,而 EDC 燃烧模型处于两者中间。

表 1 为三种燃烧模型出口平均温度、火焰筒外壁和内壁算术平均温度与试验测量算术平均值的比较。从表中可知,EDC 燃烧模型无论是出口平均温度还是内外壁平均温度,与试验值误差均较大;E-A 燃烧模型内壁平均温度与试验值最接近;而 SOM 燃烧模型出口平均温度和外壁平均温度与试验值最接近。因此 E-A 燃烧模型和 SOM 燃烧模型均能较好地模拟折流燃烧室内两相喷雾燃烧过程。

表 1 不同燃烧模型平均温度的比较
Table 1 Average temperatures of different combustion models

燃烧模型	出口平均 温度/K	内壁平均 温度/K	外壁平均 温度/K
试验值	1397.5	963	868.5
E-A	1360.6	943.5	886
SOM	1371.3	932.4	868.5
EDC	1347.5	999	938.6

4 结 论

1) 在三维任意曲线坐标系下对折流燃烧室两相喷雾燃烧流场进行了数值模拟,分别研究了 E-A 燃烧模型、EDC 燃烧模型以及 SOM 燃烧模型对燃烧流场的影响,并与试验结果相对比,计算结果表明:本文采用的数学模型和计算方法适用于模拟折流燃烧室两相喷雾燃烧流场。

2) 三种燃烧模型中,SOM 燃烧模型和 E-A 燃烧模型都能较好地数值模拟折流燃烧室两相喷雾燃烧过程。而 EDC 燃烧模型是按混合速率计算反应速率,因此适用于反应速率较低的化学反应,不太适合用于快速的燃烧反应。

3) SOM 燃烧模型同时考虑了气流参数脉动

以及湍流脉动对化学反应速率的影响;而 E-A 燃烧模型虽考虑了湍流脉动和燃料脉动对化学反应速率的影响,但没有考虑温度及其他组分脉动的影响,因此两种模型所得的结果不全相同,但与试验值都较接近。为了减少计算工作量,采用 E-A 燃烧模型更适合工程应用。

参考文献:

- [1] 宋双文,蒋荣伟,陈剑,等.离心甩油折流环形燃烧室的性能试验[J].航空动力学报,2007,22(9):1401-1404.
SONG Shuangwen,JIANG Rongwei,CHEN Jian,et al. Performance experiment of a reflection flow annular combustor with slinger[J].Journal of Aerospace Power,2007,22(9):1401-1404. (in Chinese)
- [2] Huebner S,Exley T. Numerical analysis of the flows in annular slinger combustors[R].AIAA 90-2164,1990.
- [3] Choi S,Lee D,Park J. Ignition and combustion characteristics of the gas turbine slinger combustor[J].Journal of Mechanical Science and Technology,2008,22(3):538-544.
- [4] 曾川,王洪铭,单鹏.微涡喷发动机离心甩油盘环形折流燃烧室的设计与试验研究[J].航空动力学报,2003,18(1):92-96.
ZENG Chuan,WANG Hongming,SHAN Peng. The design and study of the annular combustion chamber with centrifugal fuel injection[J].Journal of Aerospace Power,2003,18(1):92-96. (in Chinese)
- [5] 胡好生,蔡文祥,赵坚行,等.回流燃烧室燃烧过程的三维数值模拟[J].航空动力学报,2008,23(3):454-459.
HU Haosheng,CAI Wenxiang,ZHAO Jianxing,et al. Numerical simulation of three-dimensional combustion flows in annular reversed combustor[J].Journal of Aerospace Power,2008,23(3):454-459. (in Chinese)
- [6] 颜应文,刘勇,赵坚行,等.模型燃烧室两相燃烧大涡模拟的并行计算[J].推进技术,2008,29(4):431-437.
YAN Yingwen,LIU Yong,ZHAO Jianxing,et al. A parallel algorithm for large eddy simulation of two-phase reacting flows in model combustor[J].Journal of Propulsion Technology,2008,29(4):431-437. (in Chinese)
- [7] 颜应文,赵坚行,张靖周,等.大涡模拟环形燃烧室污染特性[J].航空动力学报,2008,23(7):1161-1167.
YAN Yingwen,ZHAO Jianxing,ZHANG Jingzhou,et al. Large-eddy simulation of pollution formation in model annular combustor[J].Journal of Aerospace Power,2008,23(7):1161-1167. (in Chinese)
- [8] 颜应文,赵坚行,张靖周,等.环形燃烧室两相喷雾燃烧的大涡模拟[J].航空动力学报,2006,21(5):824-830.
YAN Yingwen,ZHAO Jianxing,ZHANG Jingzhou,et al. Large-eddy simulation of turbulent spray combustion in an annular combustor[J].Journal of Aerospace Power,2006,21(5):824-830. (in Chinese)

- [9] 李井华,赵坚行,常海萍. 双级涡流器环形燃烧室整体流场数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(6): 781-785.
- LI Jinghua, ZHAO Jianxing, CHANG Haiping. Numerical simulation of gas turbine annular combustor with two-stage swirler[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 39(6): 781-785. (in Chinese)
- [10] YAN Yingwen, ZHAO Jianxing, ZHANG Jingzhou, et al. Large-eddy simulation of two-phase spray combustion for gas turbine combustors[J]. Applied Thermal Engineering, 2008, 28(11-12): 1365-1374.
- [11] 颜应文,赵坚行,张靖周,等. 燃烧室两相流场亚网格燃烧模型的研究[J]. 力学学报, 2006, 38(6): 776-784.
- YAN Yingwen, ZHAO Jianxing, ZHANG Jingzhou, et al. Sub-grid scale combustion models for two-phase combustion flow in an annular combustor[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2006, 38(6): 776-784. (in Chinese)
- [12] 黄海明,赵坚行. 数值模拟纵向隔热屏加力室热态流场[J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1826-1832.
- HUANG Haiming, ZHAO Jianxing. Numerical simulation of three-dimensional heat flows for longitudinal heat shield afterburner[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1826-1832. (in Chinese)