

文章编号:1000-8055(2012)03-0544-07

回流环形燃烧室反应流场数值模拟

蔡文祥¹, 赵坚行², 胡好生³

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

3. 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 421002)

摘 要: 采用自编计算程序, 在任意曲线坐标系下对带扩压器、涡流杯、火焰筒、内外环冷却通道与弯管的回流环形燃烧室三维两相化学反应整体流场进行计算. 数值预测火焰筒头部结构参数对燃烧流场的影响. 所得计算结果与实验数据符合较好, 结果表明: 采用的数学模型和计算方法合理, 该软件可供回流燃烧室优化设计与研制使用.

关 键 词: 数值模拟; 回流环形燃烧室; 两相反应流; 主燃孔; 涡流杯

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation of reacting flow field in reverse-flow annular combustor

CAI Wen-xiang¹, ZHAO Jian-xing², HU Hao-sheng³

(1. College of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

3. China Aviation Power Plant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: In the arbitrary curvilinear coordinates, a computer code was developed for simulating the integrated three-dimensional two-phase reacting flow field in a reverse-flow annular combustor which consists of the diffuser, swirler cup, flame tube, inner annuluses, outer annuluses and bend. The influence of different primary hole parameters on reacting flow fields was studied numerically. Both experimental data and numerical results were in reasonable agreement, and it reveals that these mathematical models and numerical methods are reliable and may be applied to the optimization design and development of the reversed-flow annular combustor.

Key words: numerical simulation; reverse-flow annular combustor;
two-phase reacting flow field; primary hole; swirler cup

回流环形燃烧室与涡轴发动机离心式压气机
匹配最佳, 可缩短轴系, 减少发动机质量, 并具有

空间利用率高、对进口流场不敏感以及出口温度
场品质好等优点. 由于回流环形燃烧室结构复杂,

收稿日期: 2011-03-31; 修订日期: 2011-08-21

作者简介: 蔡文祥(1978—), 男, 江苏徐州人, 讲师, 博士, 主要从事燃烧过程实验研究及数值模拟.

流场特殊,商业通用程序很难满足数值模拟精度的要求,故世界各国许多航空发动机公司与学者相继开发出自己的两相多维燃烧流场计算程序供燃烧室设计用,如美国航空航天局领衔编制的燃烧室计算软件(National Combustion Code,简称NCC)^[1]等.国内外的科研人员也利用数值方法对环形燃烧室内复杂的流场进行了深入探讨.其中,Rizk等^[2]使用编制的数值软件对燃烧室燃烧性能进行预估.Mansour等^[3]对航空发动机喷嘴的雾化特性进行分析.Crocker等人^[4]数值研究回流环形燃烧室火焰筒掺混孔的掺混射流角度对于燃烧室燃烧性能及出口品质的影响.本文作者曾研究不同结构涡流杯对环形回流燃烧室火焰筒头部流场的影响进行研究^[5].

航空发动机两相燃烧过程相当复杂,本文分别采用代数雷诺应力模型、离散坐标辐射模型、二阶矩-涡团破碎紊流燃烧模型及颗粒轨道模型分别考虑紊流黏性耗散、辐射传热、紊流燃烧反应速率以及气液两相之间的耦合变化过程.

1 研究对象及网格生成

回流环形燃烧室结构如图1所示,其中的火焰筒头部位于扩压器中部,在其前端沿周向均布14个涡流杯.内外环壁面分别有一排主燃孔、一排掺混孔及多排气膜冷却孔.计算工况与实际工况相同,计算对象为环形燃烧室的1/14,采用周期性边界提高计算效率,采用壁面函数法^[6]处理近壁区域的流动,在出口采用流量修正加速求解.

数值模拟所需结构化网格采用贴体坐标法^[7]与型线定点法^[8]相结合的方法生成.网格总数为 $169 \times 101 \times 85$,部分结果如图1、图2所示.其中,图1为由燃油喷嘴堵头、斜切孔及径向旋流器所组成的涡流杯网格.图2为数值研究对象的轮廓网格.

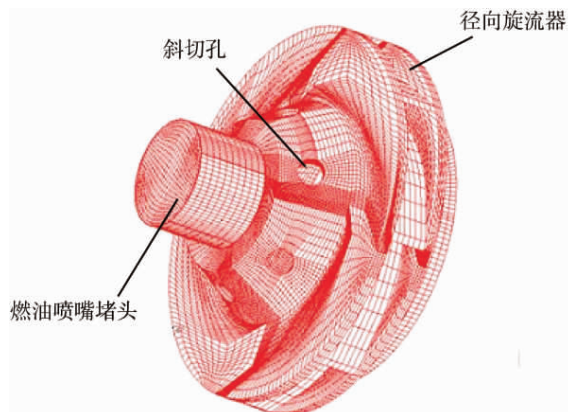


图1 带喷嘴堵头斜切径向涡流器网格

Fig. 1 Grid of swirler cup with plug

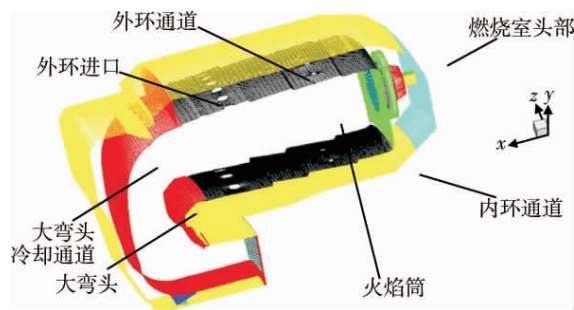


图2 回流环形燃烧室网格轮廓斜视图

Fig. 2 Grid outline of reversed combustor

2 数学模型与方法

2.1 代数雷诺应力紊流模型

Launder和Rodi等人提出的代数应力模型(ASM)^[9]比雷诺应力模型简单、计算量小,且考虑了各向异性紊流黏性,比标准 $k-\epsilon$ 模型要更为合理.在此模型中紊流黏性 $\mu_{t11} \sim \mu_{t23}$ 可表达为

$$\mu_{t11} = \frac{-\rho F_{uu}}{2 \left[\frac{\partial}{\partial \xi} (\xi_x \bar{u}) + \frac{\partial}{\partial \eta} (\eta_x \bar{u}) + \frac{\partial}{\partial \zeta} (\zeta_x \bar{u}) \right]} \quad (1a)$$

$$\mu_{t22} = \frac{-\rho F_{vv}}{2 \left[\frac{\partial}{\partial \xi} (\xi_r \bar{v}) + \frac{\partial}{\partial \eta} (\eta_r \bar{v}) + \frac{\partial}{\partial \zeta} (\zeta_r \bar{v}) \right]} \quad (1b)$$

$$\mu_{t33} = \frac{-\rho F_{ww}}{\frac{2}{r} \left[\frac{\partial}{\partial \xi} (\xi_\theta \bar{w}) + \frac{\partial}{\partial \eta} (\eta_\theta \bar{w}) + \frac{\partial}{\partial \zeta} (\zeta_\theta \bar{w}) + v \right]} \quad (1c)$$

$$\mu_{t12} = \frac{-\rho F_{uv1}}{\left\{ \left[\frac{\partial}{\partial \xi}(\xi_r \bar{u}) + \frac{\partial}{\partial \eta}(\eta_r \bar{u}) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(\zeta_r \bar{u}) \right] + \left[\frac{\partial}{\partial \xi}(\xi_x \bar{v}) + \frac{\partial}{\partial \eta}(\eta_x \bar{v}) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(\zeta_x \bar{v}) \right] \right\} \left(1 + \phi_1 \frac{k}{\epsilon} F_{uv2} \right)} \quad (1d)$$

$$\mu_{t13} = \frac{-\rho F_{uw1}}{\left\{ \frac{1}{r} \left[\frac{\partial}{\partial \xi}(\xi_\theta \bar{u}) + \frac{\partial}{\partial \eta}(\eta_\theta \bar{u}) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(\zeta_\theta \bar{u}) \right] + \left[\frac{\partial}{\partial \xi}(\xi_x \bar{w}) + \frac{\partial}{\partial \eta}(\eta_x \bar{w}) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(\zeta_x \bar{w}) \right] \right\} \left(1 + \phi_1 \frac{k}{\epsilon} F_{uw2} \right)} \quad (1e)$$

$$\mu_{t23} = \frac{-\rho F_{vw1}}{\left\{ \frac{1}{r} \left[\frac{\partial}{\partial \xi}(\xi_\theta \bar{v}) + \frac{\partial}{\partial \eta}(\eta_\theta \bar{v}) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(\zeta_\theta \bar{v}) \right] - \frac{\bar{w}}{r} + \left[\frac{\partial}{\partial \xi}(\xi_r \bar{w}) + \frac{\partial}{\partial \eta}(\eta_r \bar{w}) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(\zeta_r \bar{w}) \right] \right\} \left(1 + \phi_1 \frac{k}{\epsilon} F_{vw2} \right)} \quad (1f)$$

式中剪切应力 $(\overline{u'v'}, \overline{u'w'}, \overline{v'w'})$ 、剪切应力系数 $(F_{uu}, F_{vv}, F_{ww}, F_{uv1}, F_{uv2}, F_{uw1}, F_{uw2}, F_{vw1}, F_{vw2})$ 及模型系数 (C_u, C_v, C_w) 详见文献[10].

2.2 二阶矩-EBU 模型

周力行等人^[11]假定浓度脉动用二阶关联矩方程封闭,并近似认为温度与浓度脉动的概率函数相互独立,则其时均反应速率表达式可写为

$$\overline{R_{fu, \text{som}}} = -A_0 \bar{\rho}^2 \bar{m}_{fu} \bar{m}_{ox} \cdot$$

$$\exp\left(-\frac{E}{RT}\right) \text{ch}\left[\frac{E}{RT} \frac{(\overline{T'^2})^{0.5}}{\bar{T}}\right] \left[1 + \frac{\overline{m'_{ox} m'_{fu}}}{\bar{m}_{ox} \bar{m}_{fu}} + \left[\frac{(\overline{m'^2_{ox}})^{0.5}}{\bar{m}_{ox}} + \frac{(\overline{m'^2_{fu}})^{0.5}}{\bar{m}_{fu}} \right] \times \text{th}\left[\frac{E}{RT} \frac{(\overline{T'^2})^{0.5}}{\bar{T}}\right] \right] \quad (2)$$

该模型需与涡团耗散紊流燃烧模型联合使用,取两者较小值来估算化学反应速率.

2.3 离散坐标辐射模型

离散坐标法(DOM)的基本思想是把空间辐

射传热离散为 M 个方向,每一个方向对应于一定的立体角,在此角度内设辐射强度为定值.在该模型中辐射强度表达如下:

$$I_m = \frac{\xi_m I_{m,wi} f_{m,j} f_{m,k} A + \mu_m I_{m,sj} f_{m,i} f_{m,k} B + \eta_m I_{m,bk} f_{m,i} f_{m,j} C + E f_{m,i} f_{m,j} f_{m,k} + F f_{m,i} f_{m,j} f_{m,k}}{\xi_m A_{ei} f_{m,j} f_{m,k} + \mu_m B_{nj} f_{m,i} f_{m,k} + \eta_m C_{fk} f_{m,i} f_{m,j} + \beta f_{m,i} f_{m,j} f_{m,k} v_p} \quad (3)$$

其中

$$A = A_{wi} f_{m,i} + A_{ei} (1 - f_{m,i})$$

$$B = B_{sj} f_{m,j} + B_{nj} (1 - f_{m,j})$$

$$C = C_{bk} f_{m,k} + C_{fk} (1 - f_{m,k})$$

$$E = (B_{nj} - B_{sj}) \frac{\alpha_{m+1/2} I_{m+1/2} - \alpha_{m-1/2} I_{m-1/2}}{\omega_m}$$

$$F = k_a I_b v_p + v_p \frac{K_s}{4\pi} \sum_{m'=1, m' \neq m}^M \omega_{m'} \phi_{m, m'} I_{m'}$$

方程(3)求解的边界条件可采用文献[12]的方法进行处理.

2.4 颗粒轨道模型

任意曲线坐标系下油珠群轨迹可表达如下:

$$\xi = \int_0^t U_p dt, \quad \eta = \int_0^t V_p dt, \quad \zeta = \int_0^t W_p dt \quad (4)$$

油珠运动方程可表示为

$$\begin{cases} \frac{dU_p}{dt} = \frac{1}{\tau_p} (U - U_p) + J \omega_p \left(\xi_r \omega_p - \xi_\theta \frac{v_p}{r} \right) \\ \frac{dV_p}{dt} = \frac{1}{\tau_p} (V - V_p) + J \omega_p \left(\eta_r \omega_p - \eta_\theta \frac{v_p}{r} \right) \\ \frac{dW_p}{dt} = \frac{1}{\tau_p} (W - W_p) + J \omega_p \left(\zeta_r \omega_p - \zeta_\theta \frac{v_p}{r} \right) \end{cases} \quad (5)$$

式中 U_p, V_p, W_p 为任意曲线坐标系下油珠速度分量.通过采用四阶 Runge-Kutta 方程求解方程(5)得到油珠在任意曲线坐标系的速度分量,从而可按式(4)可求得计算平面油珠运动轨迹 (ξ, η, ζ) ,再根据逆变换,可确定油珠在物理平面上位置 (x, r, θ) ,最终通过颗粒源项法实现气液两相之间的耦合.

3 计算结果与分析

本文根据上述的计算方法与数学模型,在相同的进口气流参数条件下,分别对两种不同主燃孔布局的燃烧室的两相燃烧流场进行计算.其中主燃孔 I 和 II 的燃烧室的火焰筒内环主燃孔周向相对位置相差 2.14° .图 3~图 13 分别为主燃孔 I 和 II 的部分计算结果.

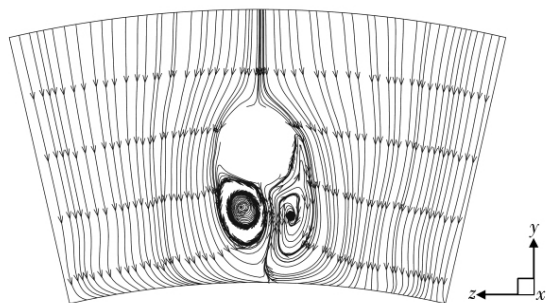


图 3 $I=7$ 流线(主燃孔 I)

Fig. 3 Streamlines at $I=7$ (primary hole I)

3.1 三维两相燃烧流场

图 3 为主燃孔 I 燃烧室内涡流杯圆柱堵头 $I=7$ 截面流线.由于涡流杯一级斜切孔不均匀进气影响燃烧室头部压力分布,气流在周向上的分布不对称性较为明显.

图 4 和图 5 分别为火焰筒/涡流杯中心截面 ($K=43$) 速度矢量及温度等值线分布,由图可知在火焰筒头部存在一相对较大的回流区,部分回流深入涡流杯内.受涡流杯、内外环主燃孔气流不

对称分布以及尺寸效应的影响,回流区上下两侧的涡心的对称性较差.燃烧室头部气流较为顺利地进入斜切孔及径向涡流器.在火焰筒头部生成的高温燃气,经从掺混孔、弯头冷却孔进来的冷空气的掺混作用,在火焰筒出口已较为均匀.

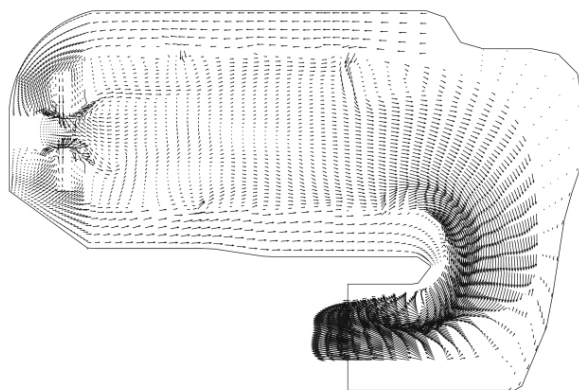


图 4 $K=43$ 截面速度矢量分布(主燃孔 I)

Fig. 4 Vector distribution at $K=43$

(primary hole I)

图 6 为外环壁面 ($J=12$) 温度等值线分布.由图可知,受冷却气流的影响,火焰筒壁面温度分布较为合理.由于部分高温燃气在周向回流到两涡流杯之间的区域,使得两涡流杯之间火焰筒头部的壁温要高其他区域.图 7 为主燃孔中心 $I=71$ 截面温度等值线分布,在该截面温度分布较为均匀,在火焰筒壁面附近温度较低,温度梯度较大,可有效延长火焰筒的使用寿命.

图 8 为火焰筒出口周向平均温度径向分布.

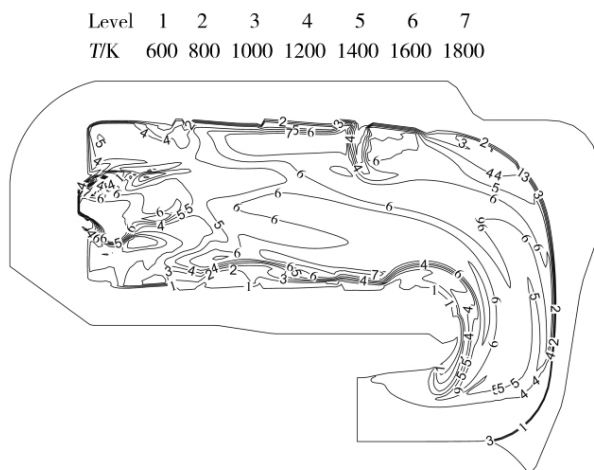


图 5 $K=43$ 涡流杯中心温度等值线(主燃孔 I)

Fig. 5 Temperature contours at $K=43$

(primary hole I)

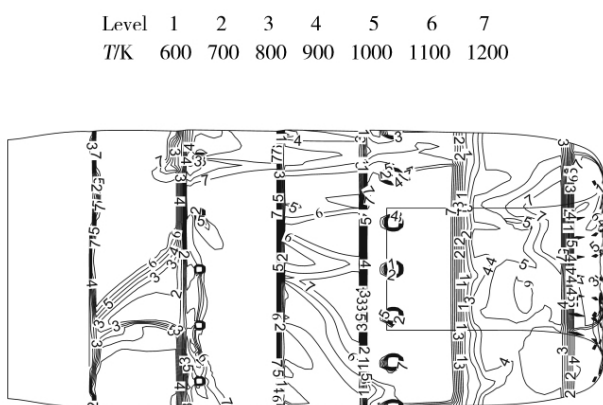


图 6 $J=91$ 火焰筒外环壁面温度

Fig. 6 Temperature contours at $J=91$

(primary hole I)

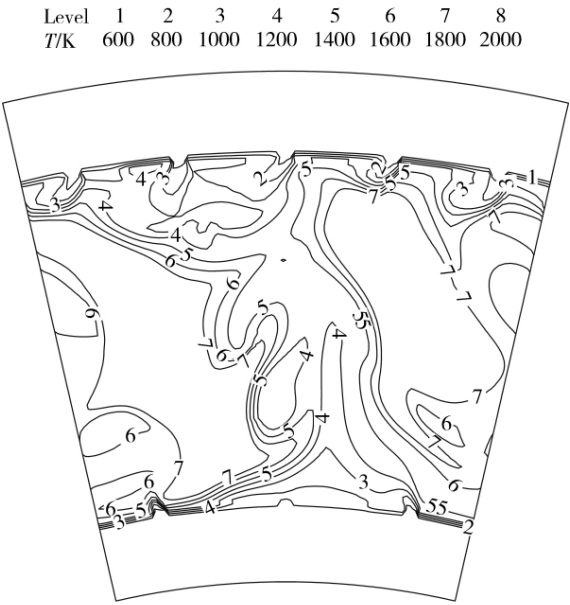


图 7 $I=71$ 主燃孔中心温度等值线(主燃孔 I)
Fig. 7 Temperature contours at $I=71$
(primary hole I)

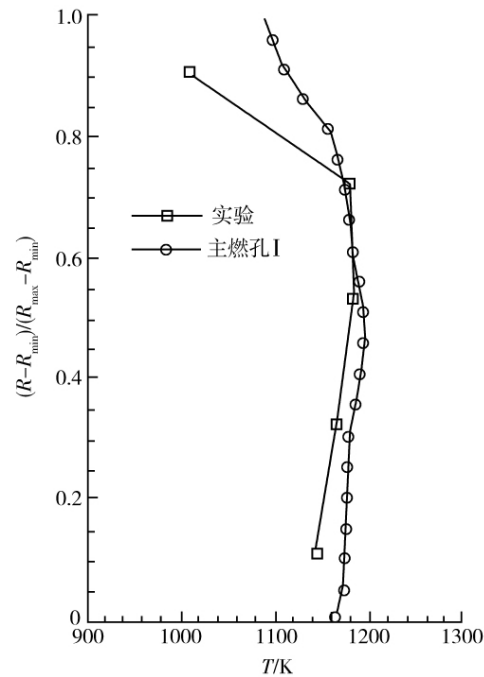


图 8 平均温度径向分布(主燃孔 I)
Fig. 8 Radial average temperature
(primary hole I)

由图可知,数值模拟结果与实验数据较为相符.在近壁区域的温度误差略大的主要原因在于研究对象的结构简化,如外环弯管冷却气流及内环冷却

气流的组织形式与实际情况略有差别等.图 9 为火焰筒外环周向平均壁面温度轴向分布图.由图可知,火焰筒壁温沿着火焰筒轴向(I 向)长度变化情况以及掺混孔、气膜冷却孔等的冷气流对火焰筒壁温轴向分布的影响;图中所示的计算结果与由示温漆所得的实验数据比较符合,模拟结果基本上反映火焰筒壁温的分布规律,表明壁温计算方法合理.

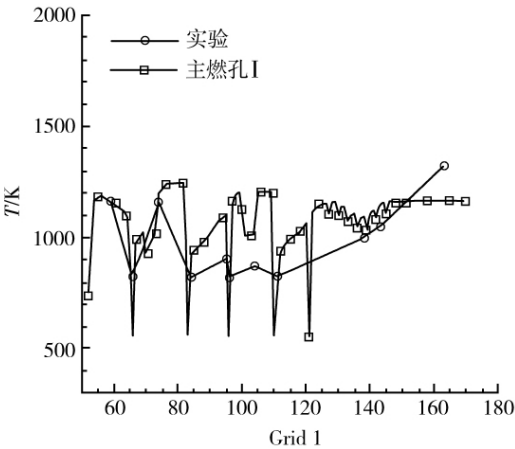


图 9 火焰筒外环壁面温度(主燃孔 I)
Fig. 9 Annulus average temperature at outer-ring
wall (primary hole I)

3.2 燃烧室头部结构的影响

图 10 和图 11 分别为主燃孔 II 燃烧室 $K=43$ 截面轴向速度及温度等值线分布.与图 4 和图 5 相比可知,主燃孔周向位置不同,对燃烧室流场有一定影响.图 10 中火焰筒头部的回流区也深入涡流杯内,但与图 4 相比,其回流区相对较长较窄,这是由于主燃孔 I 正对涡流器中心处喷嘴,而主燃孔 II 与涡流器中心处喷嘴偏离 2.14° ,主燃孔 II 射流对回流区末端抑制作用要比主燃孔 I 弱些引起的;另外,主燃孔 II 的主燃区要比主燃孔 I 大.因此图 11 与图 5 相比,火焰筒头部的温度相对较高,主燃孔后的温度梯度较大.

图 12 为两种不同主燃孔布局的火焰筒出口($I=170$)燃气温度径向分布比较.由图可知主燃孔 II 燃烧室出口温度径向分布比主燃孔 I 燃烧室相对较为均匀,主燃孔周向位置不同,直接影响主燃区燃烧及其温度分布.布局不同对出口温度分布也有一定影响,但因掺混孔及弯头气膜孔进气的作用较大,相对的影响要小.

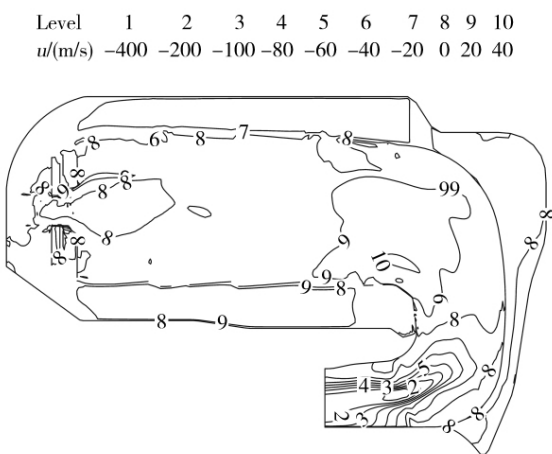


图 10 $K=43$ 截面轴向速度分布(主燃孔 II)
Fig. 10 Axial velocity at $K=43$
(primary hole II)

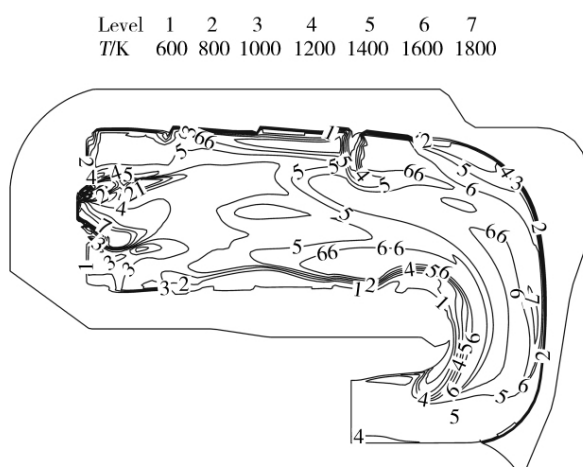


图 11 $K=43$ 截面温度等值线(主燃孔 II)
Fig. 11 Temperature contours at $K=43$
(primary hole II)

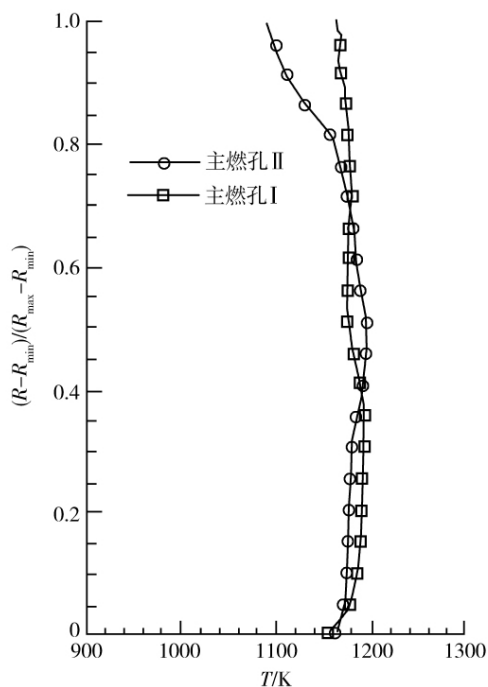


图 12 燃烧室出口周向平均温度径向分布
Fig. 12 Radial average temperature
(primary hole II)

4 结 论

1) 本文利用自行开发的数值模拟软件,采用数值方法对回流环形燃烧室两相燃烧流场进行计算,数值研究燃烧室主要结构参数对燃烧流场的影响。结果表明主燃孔的布局对回流区和出口温度分布都有影响,合理布置主燃孔可对燃烧室性能产生积极的作用。

2) 通过与实验数据的比较表明,数值软件通用性强,采用的数值方法可靠,可用于现代中小型航空发动机环形回流燃烧室的优化设计及其性能的数值预估。

参考文献:

- [1] Stubbs R M, Liu N S. Preview of national combustion code [R]. AIAA 1997-3114, 1997.
- [2] Rizk N K, Mongia H C. A 3-D analysis of gas turbine combustor[J]. AIAA Paper 89-2888, 1989.
- [3] Mansour A, Benjamiin M. A new hybrid air blast nozzle for advanced gas turbine combustor [R]. ASME 2000 GT-0117, 2000.
- [4] Crocker D S, Smith C E. Numerical investigation of angled dilution jets in reverse flow gas turbine combustors [R]. AIAA 94-2771, 1994.
- [5] 蔡文祥, 胡好生, 赵坚行. 涡流器燃烧室头部两相反应流数值模拟[J]. 航空动力学学报, 2006, 21(5): 837-841.
CAI Wenxiang, HU Haosheng, ZHAO Jianxing. Numerical investigation of two-phase reacting flows in annular combustor domes with swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 837-841. (in Chinese)
- [6] 雷雨冰, 袁亚雄, 赵坚行. 壁面函数在复杂流场计算中的应用[J]. 弹道学报, 2003, 15(2): 1-5.
LEI Yubing, YUAN Yaxiong, ZHAO Jianxiang. Application of wall function to complicated flow simulation[J]. Journal of Ballistics, 2003, 15(2): 1-5. (in Chinese)
- [7] 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]. 航空动力学学报, 2008, 23(3): 444-449.
HU Haosheng, CAI Wenxiang, ZHAO Jianxing, et al. Numerical simulation of three-dimensional combustion flows in annular reversed combustor[J]. Journal of Aero-

- space Power, 2008, 23(3): 444-449. (in Chinese)
- [8] 赵坚行, 伍艳玲, 周琳. 先进燃烧室涡流杯流场计算[J]. 工程热物理学报, 2000, 21(1): 110-114.
- ZHAO Jianxing, WU Yanling, ZHOU Lin. Numerical computation of turbulent flow-field characteristics inside an advanced combustor swirler cup[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2000, 21(1): 110-114. (in Chinese)
- [9] Launder B E, Reece G J, Rodi W. Progress in the development of a Reynolds-stress turbulence closure[J]. J. Fluid Mech., 1975, 68(3): 537-566.
- [10] 蔡文祥. 环形燃烧室两相燃烧流场与燃烧性能数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- CAI Wenxiang. Research on numerical simulation of two-phase reacting flow field and combustion performance of annular combustors[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [11] Chen X L, Zhou L X, Zhang J. Numerical simulation of methane-air turbulent flame using a new-second-order moment model[J]. Acta Mechanica Sinica (English Series), 2000, 16(1): 41-47.
- [12] Chandrasekhar S. Radiative transfer [M]. New York: Dover Publications Inc., 1960.