

文章编号: 1000-8055(2010)07-1478-07

燃烧室贫油熄火极限数值预测

蔡文祥^{1,2}, 赵坚行², 胡好生², 党新宪², 武晓松¹

(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)

摘 要: 在任意曲线坐标系下分别对双级轴向涡流器矩形燃烧室及涡流杯回流环形燃烧室三维两相反应流场进行数值模拟, 采用 RNG(renormalization group) $k-\varepsilon$, SOM-EBU(second order moment-eddy break up model) 及六通量辐射等模型考虑紊流流动、化学反应及辐射传热对燃烧过程的影响; 采用 SIMPL E(semi-implicit method for pressure linked equation) 算法求解流场, 气液两相耦合采用颗粒源项法处理. 采用提出的燃油稳态逐次逼近法对贫油熄火极限进行数值预测, 所得计算值与实验数据较为相符, 表明此数值预测方法可靠, 可用于工程实践.

关 键 词: 数值模拟; 两相燃烧; 燃烧室; 贫油熄火; 回流区

中图分类号: V231. 3

文献标识码: A

Numerical prediction of lean blowout in aero-engine combustor

CAI Wen-xiang^{1,2}, ZHAO Jian-xing², HU Hao-sheng²,

DANG Xin-xian², WU Xiao-song¹

(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)

Abstract: In the arbitrary curvilinear coordinates, three-dimensional two-phase reaction flow fields in the rectangular combustor with double axial swirler and the reverse-flow annular combustor with swirl cup were numerically investigated. Renormalization group (RNG) $k-\varepsilon$, second order moment-eddy break up model (SOM-EBU) and six-flux model were used to consider the influences of turbulence viscosity, reaction rate and radiative heat transfer, respectively. Semi-implicit method for pressure linked equation (SIMPL E) algorithm was used to solve the flow field, and particle source in cell method was adopted to consider the coupling between gas-phase and liquid-phase. The fuel steady stepwise method was proposed to predict the lean blowouts of combustors. Predictions are in agreement with corresponding experimental data, showing that this method for predicting lean blowout is reliable and can be used for engineering applications.

Key words: numerical simulation; two-phase combustion; combustor; lean blowout; recirculation zone

现代军用航空发动机推力不断提高, 燃烧室出口温度大幅度上升, 为满足发动机温升的需求,

燃烧室总油气比相应加大, 此时燃烧室出口将较易出现冒烟现象, 为防止冒烟, 需增加燃烧室主燃

收稿日期: 2009-05-23; 修订日期: 2009-09-04

作者简介: 蔡文祥(1979-), 男, 江苏睢宁人, 博士后, 主要从事燃烧过程数值模拟与实验研究. E-mail: haidaicai@sina.com

区进气量,这可能导致在慢车状态下发生贫油熄火.因此,既要保证贫油熄火油气比不变,又要维持大功率状态下的高温升所需的油气比,则要求燃烧室能在更为宽阔的油气比变化范围内保持稳定燃烧.为此有必要对燃烧室的工作范围进行综合分析与研究.

目前对燃烧室贫油熄火特性研究方法主要有实验^[1-4]和预测^[5]两种,前者是目前常用的方法,但实验设备要求高,费用大,而后者所需计算费用少,不受实验条件限制,可深入了解燃烧室内气流参数分布及其变化过程,为实验研究提供指导,具有较强的工程应用价值.对燃烧室贫油熄火极限进行预测的方法主要有两大类:一是由 Mongia 等人^[6-7]提出的多维经验分析法,虽然此法计算精度较高,使用方便,适合工程应用,但这一方法缺乏通用性,需大量实验归纳得出经验公式^[8];另一类方法采用数值方法预测燃烧室贫油熄火极限,例如文献^[9]采用大涡模拟方法预测带钝体火焰稳定器燃烧室贫油熄火极限,以及贫油熄火时钝体火焰稳定器后气流结构和不稳定燃烧现象.文献^[10]以贫油熄火过程中某些特征参数为依据,采用数值方法研究此参数的变化规律从而预测得到燃烧室贫油熄火极限.本文提出的燃油稳态逐次逼近法属于第二类,可用于燃烧室贫油熄火极限(lean blowout,简称 LBO)的数值预测.

1 研究对象及网格生成

本文研究对象分别为如图 1 所示的双级轴向涡流器矩形燃烧室(燃烧室 A)与如图 2 所示的环形回流燃烧室(燃烧室 B),通过对其两相反应流场进行模拟,用数值分析方法预测燃烧室贫油熄火极限.

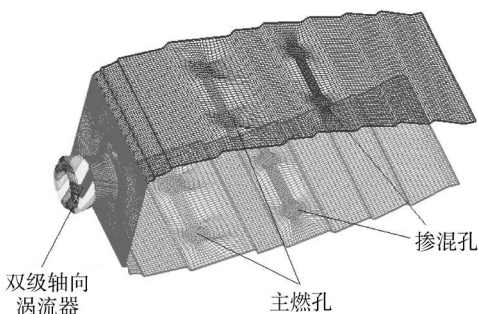


图 1 矩形燃烧室网格轮廓图

Fig. 1 Grid outline of rectangular combustor

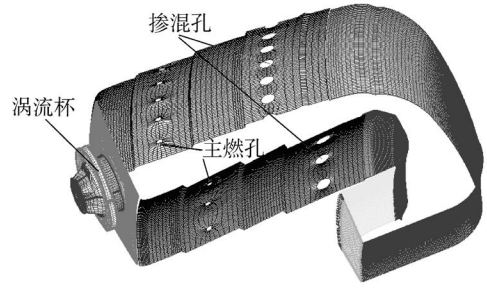


图 2 回流燃烧室网格轮廓

Fig. 2 Grid outline of reversed combustor

本文采用解偏微分方程与型线定点^[6]相结合方法,通过求解方程(1)生成研究对象的三维结构化贴体网格供数值模拟使用,燃烧室 A 和燃烧室 B 网格总数分别为 $162 \times 82 \times 62$ 和 $193 \times 68 \times 82$,部分网格生成结果如图 1 和图 2 所示.由图可知,对于燃烧室 A 和燃烧室 B,在火焰筒头部分别装有两级轴向涡流器和涡流杯,在火焰筒内外环壁面上都分别开有一排主燃孔、一排掺混孔及多排气膜冷却孔.由于气膜孔径太小、个数太多,为了提高数值模拟效率,气膜冷却孔换算成冷却隙缝,从而使网格数不是太多,适合工程应用.

$$\sum_i^3 \sum_j^3 g^{ij} r^i \xi^j + \sum_k^3 g^{kk} P_k r^k = 0 \quad (1)$$

式中 $\xi^i (i = 1, 2, 3)$ 为任意曲线坐标系坐标, $g^{ij} (i, j = 1, 2, 3)$ 为逆变张量, r 为位置矢量, $P_k (k = 1, 2, 3)$ 为控制函数.

2 两相反应流场的数值模拟

在对两相反应流场进行数值模拟时,采用 Renormalization group (RNG) $k-\varepsilon$ 模型^[11]模拟紊流黏性,采用 SOM-EBU 模型^[12](second order moment-eddy break up model)考虑燃烧反应速率,辐射换热通过六通量热辐射模型^[12]加以考虑.气液两相之间的耦合采用颗粒源项法^[12]处理,用颗粒轨道模型模拟液态燃料的喷射、雾化、蒸发和掺混等现象.采用 SIMPL E (semi-implicit method for pressure linked equation) 算法对流场进行数值求解,近壁面区域内的流动采用壁面函数法加以处理,在火焰筒出口截面通过流量修正加速流场求解收敛.

2.1 气相控制方程

在任意曲线坐标系 (ξ, η, ζ) 下,气相通用控制方程可表示为

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \xi}(\rho U \phi) + \frac{\partial}{\partial \eta}(\rho V \phi) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(\rho W \phi) = \frac{\partial}{\partial \xi} [r J \Gamma_e^\phi (g^{11} \phi_\xi + g^{12} \phi_\eta + g^{13} \phi_\zeta)] + \\ \frac{\partial}{\partial \eta} [r J \Gamma_e^\phi (g^{21} \phi_\xi + g^{22} \phi_\eta + g^{23} \phi_\zeta)] + \frac{\partial}{\partial \zeta} [r J \Gamma_e^\phi (g^{31} \phi_\xi + g^{32} \phi_\eta + g^{33} \phi_\zeta)] + r J S^\phi + S_p^\phi \end{aligned} \quad (2)$$

式中 U, V 和 W 为任意曲线坐标系 (ξ, η, ζ) 下的逆变速度; 变量 ϕ 分别为速度 u, v 和 w , 紊流动能 k 和紊流动能耗散率 ε , 焓 h , 混合分数 f , 质量分数脉动均方值 g , 辐射通量 R_x, R_r 和 R_θ ; Γ_e^ϕ 为各变量的输运系数, S^ϕ 为气相场源项, S_p^ϕ 为油珠产生源项^[6].

2.2 颗粒轨道模型

任意曲线坐标系下油珠群轨迹可表达如下:

$$\xi = \int U_p dt, \eta = \int V_p dt, \zeta = \int W_p dt \quad (3)$$

任意曲线坐标系下油珠运动方程可表示为

$$\begin{cases} \frac{dU_p}{dt} = \frac{1}{\tau_p} (U - U_p) + J_{W_p} \left(\xi_{r W_p} - \xi_{\theta} \frac{V_p}{r} \right) \\ \frac{dV_p}{dt} = \frac{1}{\tau_p} (V - V_p) + J_{W_p} \left(\eta_{r W_p} - \eta_{\theta} \frac{V_p}{r} \right) \\ \frac{dW_p}{dt} = \frac{1}{\tau_p} (W - W_p) + J_{W_p} \left(\zeta_{r W_p} - \zeta_{\theta} \frac{V_p}{r} \right) \end{cases} \quad (4)$$

式中 U_p, V_p 和 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 (4) 得到油珠在任意曲线坐标系的速度分量, 从而可按式 (3) 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, 最终通过颗粒源项法模拟气液两相耦合过程.

3 贫油熄火极限的预测

根据火焰稳定机理, 在一定进口气流条件时, 随着进口油气比下降, 燃烧效率下降, 气流温度下降, 部分未燃或未完全燃烧的混合气体进入回流区内, 降低回流区内气流温度, 使点火距离增加. 若进一步减小油气比, 点火距离继续增加, 着火点后移, 回流区内气流温度也相应再降低, 当点火距离超过回流区范围, 着火点无法建立时, 新鲜混气不能得到回流区内的高温燃气加热, 从而导致大量新鲜混气进入回流区内, 回流区平均温度迅速降低, 以致发生贫油熄火. 据此, 可把随着油气比的降低, 回流区平均温度明显降低时的油气比作为贫油熄火极限. 应当指出的是, 在刚出现贫油熄火时回流区内可能还会有残余火焰. 参照贫油熄火过程, 针对本文研究对象, 以火焰筒头部回流区平均温度变化率为主要依据对贫油熄火极限进行预测. 此方法以数值模拟两相反应稳态流场为基础, 逐步降低燃油流量, 反复进行流场计算并确定

回流区平均温度变化率至熄火状态, 故称该法为燃油稳态逐次逼近法.

3.1 回流区边界的确定

由图 3 和图 4 可知, 由涡流器流出的旋转气流在火焰筒头部形成单连通的中心回流区, 此区域基本上沿着涡流器中心线呈对称分布, 略受涡流器安装位置及火焰筒结构影响. 因此, 在涡流器轴线上从其中心开始逐步增加统计区域的半径, 以轴向速度 $u=0$ 组成的单连通曲面为回流区 Ω 的边界, 可确定回流区的范围及大小, 进而得到回流区内平均温度 (T_{mean}) 及油气比 (ψ) 等参数, 作为判断燃烧室贫油熄火极限时使用的特征变量.

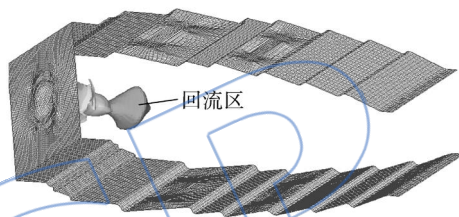


图 3 矩形燃烧室头部回流区的确定

Fig. 3 Recirculation zone in rectangular combustor

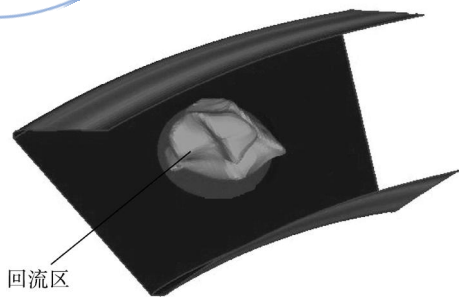


图 4 环形回流燃烧室回流区的确定

Fig. 4 Recirculation zone in annular reversed combustor

3.2 回流区平均温度变化率

本文所提出的预测燃烧室贫油熄火极限方法, 其主要依据是以回流区平均温度发生明显变化为基础. 回流区平均温度变化率 γ 可定义为

$$\gamma = \left[\frac{|T - T^*|}{|T^* - T^{**}|} \right] / \left[\frac{|\psi - \psi^*|}{|\psi^* - \psi^{**}|} \right] \quad (5)$$

当进口燃油流量变化时, 回流区平均温度改变越剧烈, 其变化率值 γ 越高. 其中 ** 代表前两步值, * 代表前一步值.

3.3 贫油熄火极限预测流程

数值预测燃烧室贫油熄火极限的流程与实际贫油熄火过程基本一致。首先数值计算远离熄火状态(比如慢车状态)的油气比为 ψ_1 时两相燃烧流场,确定回流区的边界,并求得回流区平均温度 T_1 和 γ_1 ;然后在其他条件不变的情况下把燃烧室进口油气比降低为 ψ_2 ,重新计算燃烧室两相燃烧流场,并求得相应的回流区平均温度 T_2 和 γ_2 ;直到 ψ_{h+1} 时其回流区温度较 ψ_h 时明显降低($\gamma_{n+1} > 10$),按下列步骤进行: ①如果油气比 ψ_{h+1} 变化率小于一定值,则可认油气比 ψ_{h+1} 为贫油熄火极限; ②如果油气比 ψ_{h+1} 变化率大于一定值,则以 ψ_{h+1} 为基础,把油气比增加比前更小燃油流量,令此时油气比为 ψ_{h+2} ,求得 ψ_{h+2} 时 γ_{n+2} 及油气比变化率,(用于计算回流区平均温度变化率及油气比变化率的前一步长的相关量取 ψ_h 时的值)。③如果 ψ_{h+2} 时 $\gamma_{n+2} > 10$,且油气比变化率小于一定值,则认为 ψ_{h+2} 为贫油熄火极限; ④如果 ψ_{h+2} 时 $\gamma_{n+2} > 10$,但其油气比变化率仍较大时,则把 ψ_{h+2} 作为 ψ_{h+1} ,返回到②步,重复计算。直到油气比变化率小于一定值,且回流区平均温度变化率 γ 大于10为止。其流程可参考图 5。

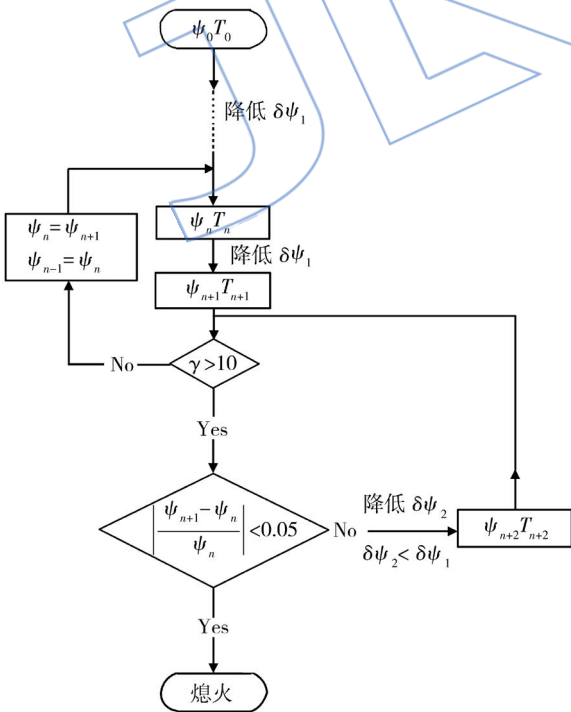


图 5 贫油熄火极限预测流程图
Fig. 5 Flow chart of LBO prediction

4 计算结果与分析

4.1 双级轴向涡流器矩形燃烧室

按 3.3 节给出的预测流程,对双级轴向涡流器矩形燃烧室进行流场计算,确定回流区平均温度变化率及相关特征参数,预测其贫油熄火极限。表 1 为所得的回流区平均温度变化率(γ)及相关特征参数。由表可知,该燃烧室在此工况下的贫油熄火极限预测值为 0.004266,这计算结果与实验数据(0.0043)相比基本相符,表明本方法合理可靠。对表 1 所列的各油气比时回流区体积(V_{total})进行分析可知,在接近贫熄时,随着燃烧室进口油气比(ψ)的减小,回流区内气流平均温度(T_{mean})亦相应降低,但其体积逐渐增加,表明不同油气比下燃烧所释放热量不同,回流区内气体的平均参数变化较大。

表 1 燃烧室 A 贫油熄火极限预测
Table 1 Prediction of LBO for combustor A

	ψ	T_{mean}	$V_{total} / 10^{-6}$	γ	$\left \frac{\psi' - \psi}{\psi} \right $
$n - 2$	0.00693	1743.2	7.53	1.17	0.156
$n - 1$	0.00585	1651.2	7.61	1.23	0.156
n	0.004275	1480.6	7.72	1.27	0.269
$n + 2$	0.004266	1469.2	7.93	11.7	0.002
$n + 1$	0.00405	961.5	9.54	21.3	0.0526

图 6 为油气比 $\psi=0.00405$ 时燃烧室 A ($K=32$)速度矢量分布。由图可知,双级轴向涡流器的反向双旋流在火焰筒头部生成明显的中心回流区,部分回流区已进入涡流器内。

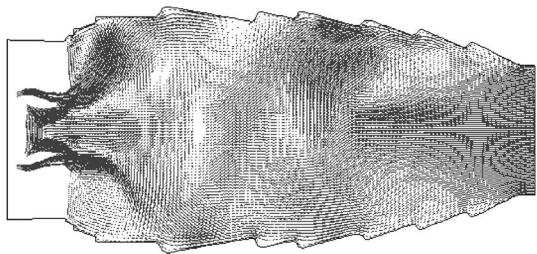


图 6 燃烧室 A ($K=32$)截面速度矢量
($\psi=0.00405$)

Fig. 6 Vectors at $K=32$
($\psi=0.00405$, combustor A)

图 7~图 9 分别为油气比 $\psi=0.00585, 0.004266, 0.00405$ 时燃烧室 A 涡流器中心 ($K=32$) 截面温度 T 等值线分布. 其中, 图 7 为稳定燃烧的温度场, 此时回流区内燃气温度较高, 燃烧效率接近于 1. 随着进口油气比逐渐减少, 回流区内燃气温度逐渐降低, 直至熄火. 如图 8 所示, 刚贫油熄火时在回流区内仍存在一定的稍高温区域, 只有火焰完全熄灭时, 回流区内高温区域才会逐渐消失 (见图 9).

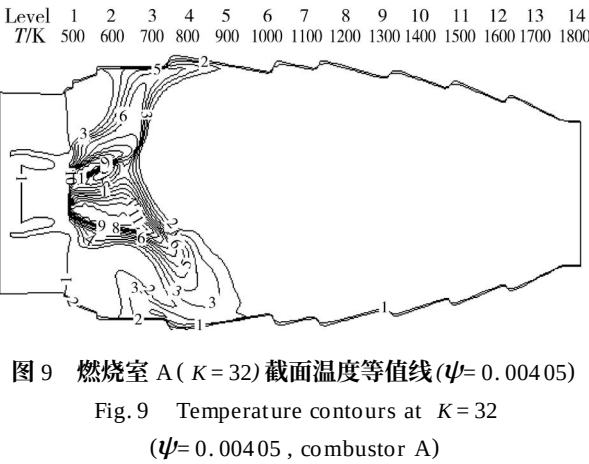
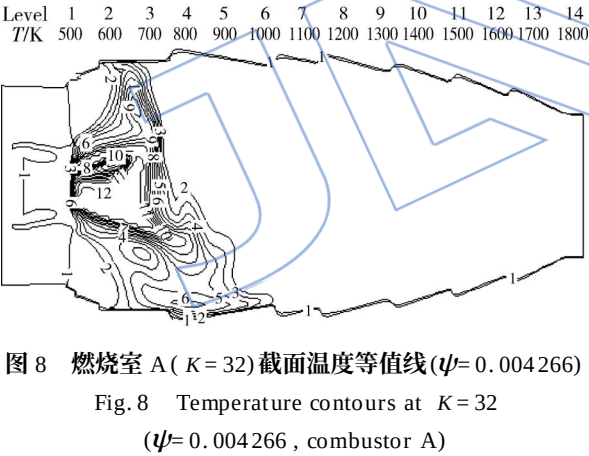
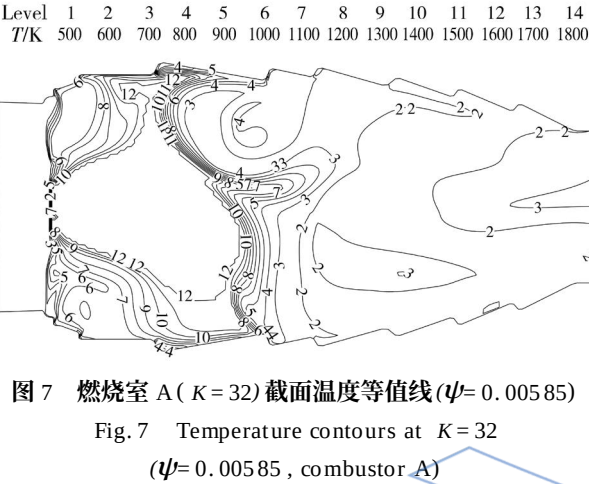


图 10 为油气比 $\psi=0.00585, 0.004275, 0.004266, 0.00405$ 时燃烧室 A 涡流器中心 ($K=32$) 截面轴向速度 $u=0$ 等值线分布. 随着进口油气比逐渐降低, 中心回流区的范围逐渐增加. 在 ψ 小于贫油熄火极限之后的回流区的范围明显增加.

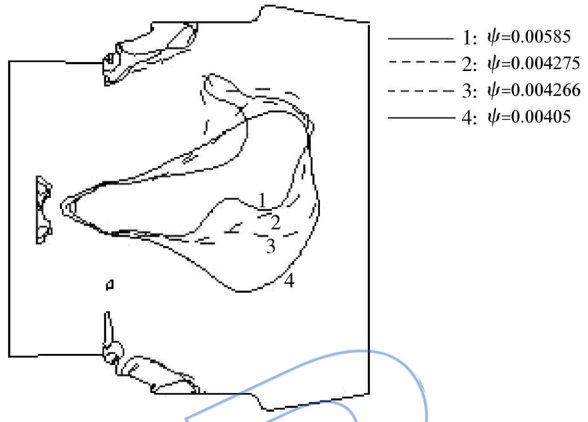


图 10 $K=32$ 截面回流区形状 (燃烧室 A)

Fig. 10 Shape of central recirculation zone at $K=32$
(combustor A)

4.2 回流环形燃烧室

表 2 为燃烧室 B 按 3.3 节中的方法求出的回流区平均温度变化率及相关特征参数. 由表可知, 该燃烧室在此工况下贫油熄火极限预测值为 0.00193, 这计算结果与实验数据 (0.00198) 较为相符. 通过对表 2 所列各油气比回流区体积进行分析研究可知, 随着燃烧室进口油气比的减少, 回流区的体积逐渐增加, 趋势与燃烧室 A 一致.

图 11 和图 12 分别为燃烧室 B 周向中心纵截面 ($K=41$) 冷态流场的速度矢量和压力等值线分布. 由图可知, 此时回流区范围较大, 且明显向燃烧室轴向内侧偏转, 这是由于该流燃烧室外壁

表 2 燃烧室 B 贫油熄火极限预测

Table 2 Prediction of LBO for combustor B

	ψ	T_{mean}	$V_{\text{total}} / 10^{-6}$	γ	$\left \frac{\psi' - \psi}{\psi} \right $
$n-2$	0.003	1529	6.38	1.07	0.2
$n-1$	0.00250	1501.3	6.4	1.12	0.2
n	0.00204	1466.5	6.62	1.16	0.225
$n+2$	0.00193	1421.3	6.90	10.2	0.032
$n+1$	0.00187	1171.1	8.60	23.1	0.091

面的曲率差别较大,直接影响内部速度分布,因此在此燃烧室进行设计时需考虑曲率半径对温度场的影响;在燃烧室内压力相对较为均匀,头部回流区为低压区;在大弯头内由于气流的加速及转向作用,弯头内测压力要明显低于外侧,且内侧压力梯度也明显大于外侧.

图 13 为油气比 $\psi=0.003,0.0025,0.00204,$

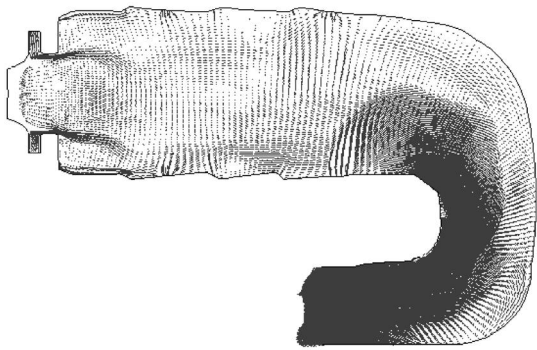


图 11 燃烧室 B ($K=41$) 截面轴向速度 u 等值线
Fig. 11 Axial velocity contours at $K=41$
(combustor B)

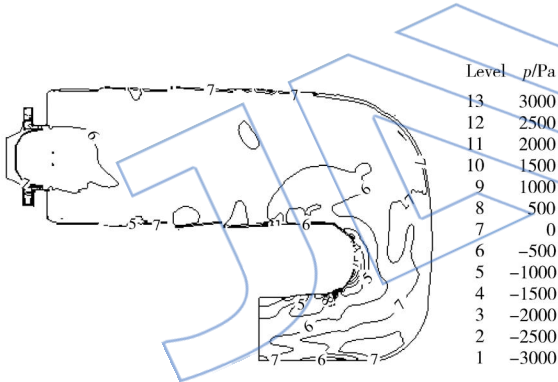


图 12 燃烧室 B ($K=41$) 截面压力 p 等值线分布
Fig. 12 Pressure contours at $K=41$
(combustor B)

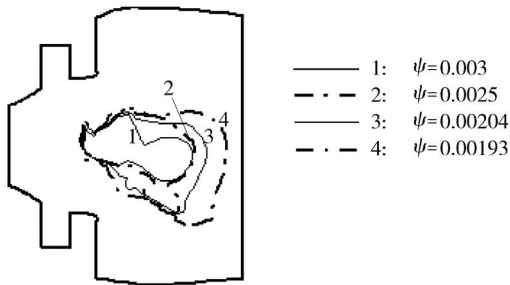


图 13 $K=41$ 截面回流区形状 (燃烧室 B)
Fig. 13 Shape of central recirculation zone at $K=41$
(combustor B)

0.00193 时燃烧室 B 涡流器中心 ($K=41$) 截面轴向速度 $u=0$ 等值线分布. 随着进口油气比逐渐降低,中心回流区的范围逐渐增加. 在 ψ 小于贫油熄火极限之后的回流区的范围增加明显.

5 结 论

本文提出燃油稳态逐次逼近法对燃烧室贫油熄火极限进行预测,并将此法用于数值研究双级轴向涡流器矩形燃烧室及环形回流燃烧室的贫油熄火极限. 所得的计算值与实验数据较为相符:

- 1) 本文提出的贫油熄火极限的数值预测方法是可信的,可用于预测燃烧室贫油熄火极限;
- 2) 通过数值分析贫油熄火极限附近的流场,表明随着进口油气比的减小,回流区内的平均温度相应降低,回流区的范围逐渐增大. 回流区边界在贫油熄火极限附近变化最为剧烈.

参考文献:

[1] 胡好生,赵坚行,钟建平,等. 一种新颖的燃烧室出口温度场调试方法[J]. 航空动力学报,2007,22(8):1222-1226.
HU Hao sheng,ZHAO Jianxing,ZHONG Jianping, et al. A new adjustment method of combustor outlet temperature field[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(8):1222-1226. (in Chinese)

[2] 党新宪,赵坚行,吉洪湖. 试验研究双旋流器头部燃烧室几何参数对燃烧性能影响[J]. 航空动力学报,2007,22(10):1639-1645.
DANG Xinxian,ZHAO Jianxing,Ji Honghu. Experimental study of effects of geometric parameters on combustion performance of dual-stage swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(10):1639-1645. (in Chinese)

[3] 许宏,林宇震,刘高恩,等. 航空发动机高温升燃烧室贫油熄火及冒烟性能研究[J]. 航空动力学报,2005,20(4):636-640.
XU Quanhong,LIN Yuzhen,LIU Gaoen, et al. Research on the high-temperature rise combustor lean blow-out and smoke emission characteristics[J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(4):636-640. (in Chinese)

[4] 袁怡祥,林宇震,刘高恩. 旋流杯燃烧室头部流场及喷雾对贫油熄火的影响[J]. 航空动力学报,2004,19(3):332-337.
YUAN Yixiang,LIN Yuzhen,LIU Gaoen. The effect of flow field and fuel spray of combustor with swirl cup on lean blowout limit at idle condition[J]. Journal of Aerospace Power,2004,19(3):332-337. (in Chinese)

[5] Ballal D R. Combustor stability and lean blowout[R]. AIAA 2004-3546,2004.

[6] Rizk N K,Mongia H C. A 3-D Analysis of gas turbine combustor[R]. AIAA Paper 89-2888,1989.

- [7] Mongia H C. Combining Lefebvre's correlations with combustor CFD[R]. AIAA 2004-3544, 2004.
- [8] 蔡文祥, 赵坚行, 张靖周. 带圆筒头部火焰筒两相燃烧流场及性能计算[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 122-126.
CAI Wenxiang, ZHAO Jianxing, ZHANG Jingzhou. Numerical study of two-phase field and combustion performance in annular combustor with cylindrical heads[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 122-126. (in Chinese)
- [9] Kim W W, Lienau J J. Towards modeling lean blow out in gas turbine flame holder applications[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 128: 40-48.
- [10] 李武奇, 张均勇, 张宝诚, 等. 航空发动机主燃烧室稳定工作范围研究[J]. 航空发动机, 2006, 32(2): 38-42.
LI Wuqi, ZHANG Junyong, ZHANG Baocheng, et al. Investigation of stable operation range in aeroengine combustor[J]. Aeroengine, 2006, 32(2): 38-42. (in Chinese)
- [11] 郭尚群, 赵坚行. RNG $k-\varepsilon$ 模型数值模拟油雾燃烧流场[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 807-811.
GUO Shangqun, ZHAO Jianxing. Numerical simulation of Three-dimensional spray combustion flow field by RNG $k-\varepsilon$ turbulent model[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 807-812. (in Chinese)
- [12] 蔡文祥, 赵坚行, 张靖周. 二阶矩-EBU 模型用于两相反应流场的数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 38(5): 572-576.
CAI Wenxiang, ZHAO Jianxing, ZHANG Jingzhou. Second-order moment-EBU model in numerical simulation of two-phase reacting flows[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 38(5): 572-576. (in Chinese)