

文章编号: 100028055(2009) 10224 208

数值研究涡流器对环形燃烧室 燃烧性能的影响

李井华¹, 蔡文祥², 雷雨冰¹, 刘 勇¹, 赵坚行¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)

摘 要: 数值研究不同类型涡流器对环形燃烧室流场与性能的影响. 采用分区耦合方法分别生成两级轴向、斜切径向及三级轴向涡流器的环形燃烧室的结构化网格, 在任意曲线坐标系下对带有扩压器、涡流器、火焰筒和内外环冷却通道的三种环形燃烧室三维两相燃烧整体流场进行计算, 气相和液相分别采用 Euler 与 Lagrange 法处理, 采用多维/经验分析法估算燃烧室性能. 计算与实验比较相符表明, 可利用本文计算方法预测不同涡流器对燃烧室流场和燃烧室性能的影响.

关 键 词: 环形燃烧室; 涡流器; 数值研究; 两相燃烧; 燃烧室性能

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Numerical investigation of influence of swirler on combustion performance in annular combustors

LI Jing2hua¹, CAI Wen2xiang², LEI Yu2bing¹, LIU Yong¹, ZH AO Jian2xing¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. College of Mechanical Engineering,

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

Abstract: In this paper, influences of various swirlers on flow fields and combustion performance in annular combustors were numerically investigated. The block2structured grids of annular combustors with swirlers (dua2stage axial, swirl cup and three2stage axial) were generated by solving a system of elliptic partial differential equations with the zone data transmit method. Thre2dimensional two2phase combustion integrated flow fields of three different annular combustors including swirler, flame tube, dump diffuser, inner and outer cooling annulus were calculated in arbitrary curvilinear coordinates. The gas and liquid phases were treated with Eulerian and Lagrangian methods, respectively. Combustor per2formances were estimated by the empirical2analytical design method. Calculations are in a2greement with experimental data. Predictions indicate that the numerical procedures are reli2able for numerical investigation of influence of different swirlers on combustion performance in annular combustors.

Key words: annular combustor; swirler; numerical investigation; two2phase combustion; combustor per2formance

符号表

	通用变量
#	输运系数
S	气相源项
S_p	油珠蒸发源项
U, V, W	任意曲线坐标系下的速度
q_{ij}	协变量张量
J	雅可比行列式
Fa	油气比
p	压力
T	温度
V_a	控制体体积
Tu	紊流特性参数
m_a	空气流量
m_b	子容积内已燃烧的燃油质量分数
m_{ev}	子容积内已蒸发的燃油质量分数
m_f	燃油质量分数
H	燃料中含氢量
p_{3ds}	系统压力
m_{AF}	主燃区内平均油气比的空气质量分数
W_{a3}	火焰筒空气流量
L_{HV}	燃料低热值

航空发动机燃烧室通常是由扩压器、涡流器、火焰筒和内外环冷却通道等部分组成的,各部件之间的组合对于燃烧室性能好坏有着很大关系^[122].其中,涡流器既是火焰筒进气装置,又是气动雾化喷嘴的空气流道,国内外许多学者对其进行了大量的研究.结果表明采用多级旋流装置可促进燃油雾化,保证火焰稳定,改善污染排放,满足高性能航空发动机对燃烧性能要求^[36].由于涡流器尺寸小、结构复杂,受测量手段限制,试验很难进行,而燃烧室整体流场数值模拟也是燃烧室数值模拟技术发展方向之一,为此有必要编制一套能够适用于多种对象的含涡流器环形燃烧室整体流场通用数值模拟程序,考察气体流动和掺混、燃油雾化、蒸发、化学反应、燃气的辐射和对流等各种复杂现象,研究不同类型涡流器对燃烧室气动和燃烧性能的影响,了解燃烧室内部工作状况,以便对燃烧室进行优化设计.

本文采用分区耦合的方式求解偏微分方程生成燃烧室三维贴体网格,在任意曲线坐标系下对燃烧室两相反应流场进行数值模拟.气相采用 SIMPLE 算法求解,化学反应速率采用 eddy break up2Arrhenius 紊流燃烧模型模拟,采用六通量辐射模型考虑辐射传热过程,液相采用随机离散模型,气液相之间耦合采用 PSIC(particle

source in cell)法^[2],燃烧室性能采用多维经验分析法预估^[7].

1 研究对象

本文研究对象为三种带有涡流器、二级突扩扩压器、火焰筒和内外环通道的环形燃烧室,它们分别带有两级轴向涡流器(燃烧室 A)、斜切径向涡流器(燃烧室 B)、三级轴向涡流器(燃烧室 C).在火焰筒内外环壁面上均开有主燃孔、掺混孔和气膜冷却孔.由于环形燃烧室在圆周方向周期性分布,本文仅计算一个涡流器的扇形区域.

2 分区耦合整体网格

环形燃烧室形状复杂且内部区域为多连通域,很难生成质量良好的单域网格,本文采用分区耦合法将燃烧室分为二级突扩扩压器、涡流器、火焰筒与内外环冷却通道等六子区域(如图 1),求解椭圆型偏微分方程^[2]分别生成各子区域贴体网格,然后组合成燃烧室整体网格.

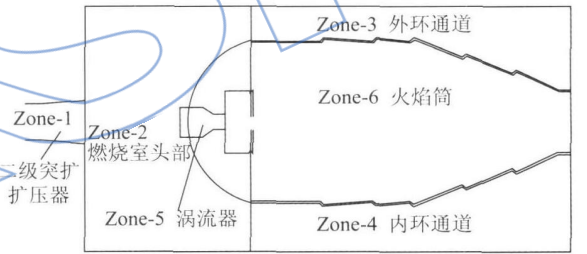


图 1 燃烧室分区

Fig. 1 Division of combustor

图 2 为燃烧室 A 三维网格整体轮廓分布;它是由两级突扩扩压器、内外环通道、两级轴向涡流器及火焰筒等 6 个区域网格组合成环形燃烧室 A 的整体网格.图 3 为燃烧室 B 的斜切径向涡流器和火焰筒的三维网格组合,由图 4 可知,斜切径向

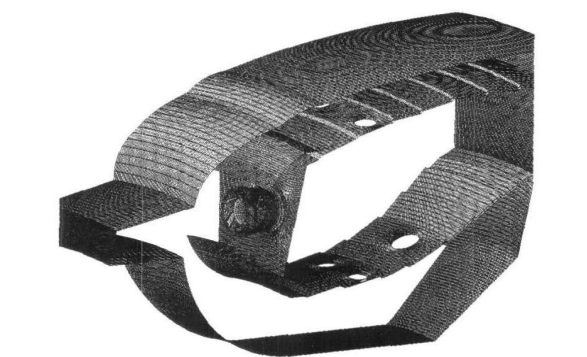


图 2 环形燃烧室 A 整体网格

Fig. 2 Grid scheme of combustor A

级涡流器是由 8 个斜切孔和径向涡流器两部分组成. 图 5 为燃烧室 C 涡流器中心截面 ($K=26$) 网格, 它与燃烧室 A 和 B 主要不同之处是在其火焰筒头部装有三级轴向涡流器.

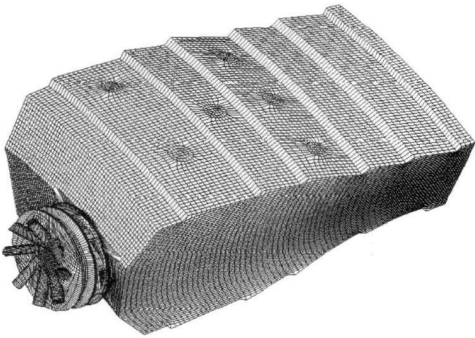


图 3 环形燃烧室 B 火焰筒涡流器网格

Fig. 3 Grid of flame tube and swirler in combustor B

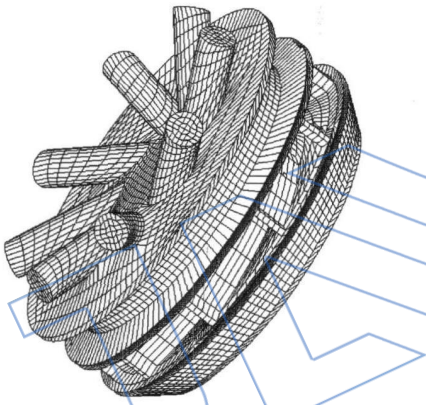


图 4 斜切径向涡流器网格图

Fig. 4 Grid scheme of swirler cup

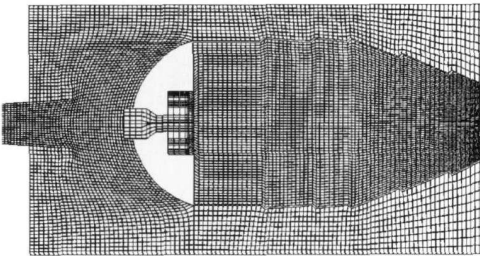


图 5 燃烧室 C 涡流器中心网格图

Fig. 5 Grid of center cross section in combustor C

由图 2~ 图 5 可知, 本文采用分区耦合法生成的三维贴体网格不仅能考虑涡流器叶片形状及旋向等几何特征, 而且能合理显示燃烧室复杂的整体结构.

3 数学模型与方法

在三维任意曲线坐标系 ($N\ G\ F$) 下各个变量

的守恒方程通用形式为^[8]

$$\begin{aligned} & \frac{5}{5N}(QU5) + \frac{5}{5G}(QV5) + \frac{5}{5F}(QW5) = \\ & \frac{5}{5N} \left[\frac{\#5}{rJ} (q_{11} 5N + q_{12} 5G + q_{13} 5F) \right] + \\ & \frac{5}{5G} \left[\frac{\#5}{rJ} (q_{21} 5N + q_{22} 5G + q_{23} 5F) \right] + \\ & \frac{5}{5F} \left[\frac{\#5}{rJ} (q_{31} 5N + q_{32} 5G + q_{33} 5F) \right] + rJS5 + Sp5 \end{aligned} \quad (1)$$

本文采用多维经验分析法对燃烧室性能进行估算^[7], 该法是在三维燃烧流场计算基础上, 把所得气流参数分布作为燃烧室性能计算输入值, 用经验关系式(2)~ 式(5) 预估燃烧室性能, 描述燃烧室性能参数关系式如下^[7]:

一氧化碳质量分数(单位: g/kg)

$$CO = \frac{A_1}{p_3^{1.5}} \left[\frac{m_A m_B T e^{0.0345T}}{V_a (1 - m_{ev}/m_F) T u^{0.5}} \right]_{ijk} \quad (2)$$

氧化氮质量分数(单位: g/kg)

$$NO_x = A_2 p_3^{1.25} \left[\frac{V_a m_B e^{0.003T}}{T m_A} \right]_{ijk} \quad (3)$$

碳粒质量分数(单位: mg/kg)

$$\begin{aligned} SF = & A_3 p_3^{1.8} (18 - H)^{1.5} \left[\frac{(F_a) m_B}{T m_A T u^{0.25}} \right]_{ijk} - \\ & A_4 \frac{p_3^2}{V_a} \left(\frac{F_a}{T} \right)_{PZ} \left[\frac{V_a e^{0.0011T}}{m_A (F_a)} \right]_{ijk} \end{aligned} \quad (4)$$

贫油熄火极限取决于燃烧区内燃料的蒸发时间和化学反应速率, 可把三维流场计算得到的蒸发特性, 通过与蒸发时间有关参数 t_r 转变成贫油熄火条件下的相应特性^[9]

$$\begin{aligned} & Fa_{LBO} = \\ & A_5 \frac{p_{3des}}{L_{HV}} \left(\frac{m_{AF} W_{a3} t_r}{p_3^{1.3} \exp(T/300)} \right) \left[\frac{m_{ev} m_B}{T m_A m_F} \right]_{ijk} \end{aligned} \quad (5)$$

上述各式中 $A_1 \sim A_5$ 为经验常数.

4 计算结果和分析

根据上述计算方法与数学模型, 分别对 3 个研究对象的整体燃烧流场和燃烧性能进行预测, 数值分析不同类型涡流器对燃烧室流场与燃烧性能的影响, 同时将计算结果与试验数据进行对比, 部分计算结果如图 7~ 图 27 所示.

4.1 燃烧室三维两相燃烧流场

4.1.1 燃烧室 A 流场计算

计算结果如图 7~ 图 9 所示. 图 6 为用 PIV

(particle image velocimetry) 测得的速度矢量分布^[4], 与其相对应的图 7 为数值模拟火焰筒头部局部放大图, 比较两图可知, 计算所得速度分布与试验数据基本相符. 图 8 为 $K=39$ 纵向截面温度等值线分布, 由图可知, 在火焰筒头部存在高温区域, 掺混孔进气具有相当大的穿透深度, 其强烈的掺混作用降低高温燃气的温度, 火焰筒内外环壁上气膜孔冷气流冷却火焰筒壁面, 控制其温度在承受范围之内. 图 9 为通过涡流器叶片截面的速度矢量分布, 由图可知两级涡流器的进气旋向相反.

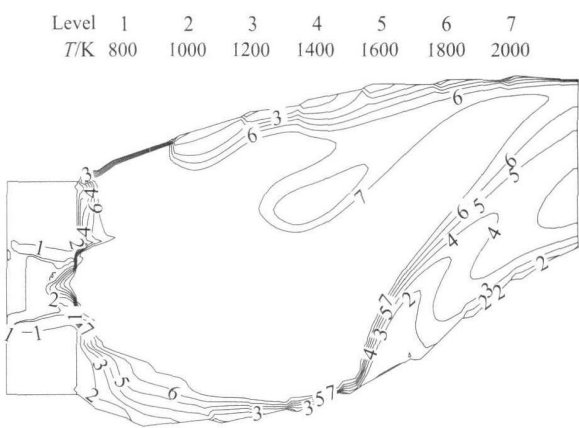


图 8 燃烧室 A 纵截面($K=39$)温度等值线
Fig. 8 Temperature profiles of combustor A ($K=39$)

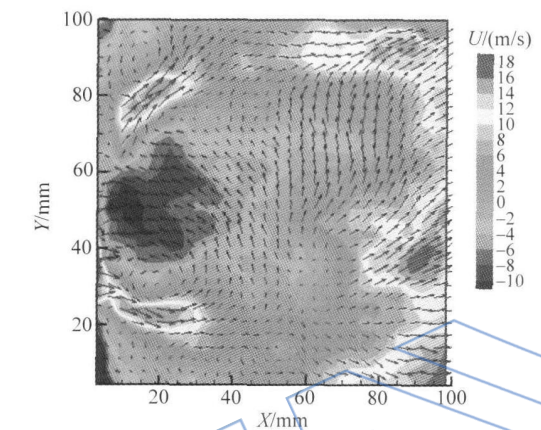


图 6 燃烧室 A 速度矢量(试验)
Fig. 6 Velocity vector of combustor A (experiment)

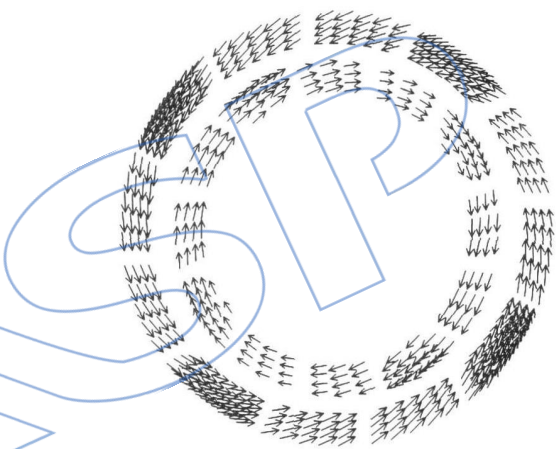


图 9 燃烧室 A 两级轴向涡流器叶片截面($I=47$)速度矢量
Fig. 9 Velocity vector profiles of combustor A ($I=47$)

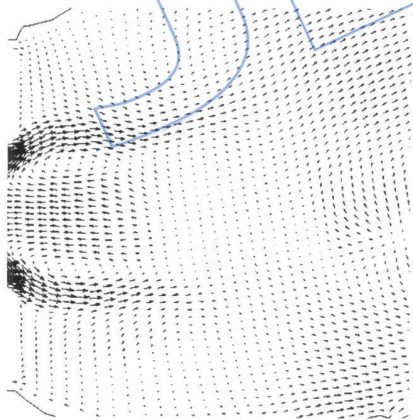


图 7 燃烧室 A 速度矢量(计算)
Fig. 7 Velocity vector of combustor A (simulation)

4.1.2 燃烧室 B 流场计算

如图 10~ 图 14 所示. 图 10 为斜切孔进口截面速度矢量分布, 图 11 为径向涡流器($I=69$)速度矢量分布, 图 12 为通过涡流器中心截面($K=41$)速度矢量图. 在扩压器上下突扩段有明显的旋涡, 在火焰筒头部上下均出现角落旋涡, 在火焰筒头部产生中心回流区. 图 13 为通过主燃孔和掺混



图 10 燃烧室 B 斜切涡流器进口截面($I=56$)速度矢量
Fig. 10 Velocity vector profiles of combustor B ($I=56$)

孔纵向截面($K=11$)的温度分布等值线图. 由图可知, 主燃孔进气为主燃区提供合适的氧气使得燃油燃烧充分, 主燃区是火焰筒内气流温度最高的区域, 大部分燃油将在该区域内消耗掉, 而掺混

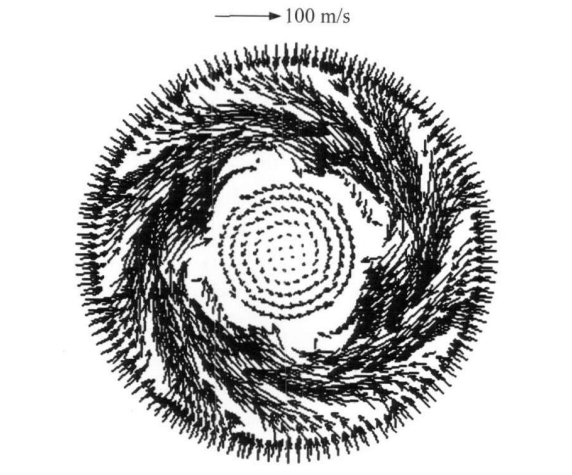


图 11 燃烧室 B 斜切涡流器进口截面($I=69$) 速度矢量
Fig. 11 Velocity vector profiles of combustor B ($I=69$)

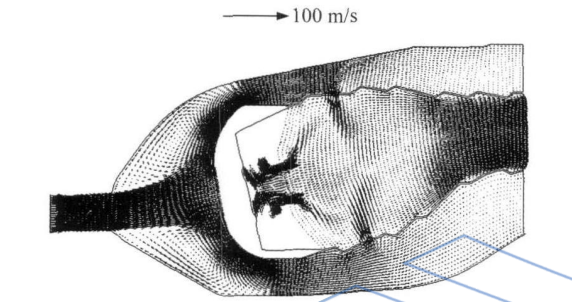


图 12 燃烧室 B 涡流器中心截面($K=41$)速度矢量
Fig. 12 Velocity vector profiles of combustor B ($K=41$)

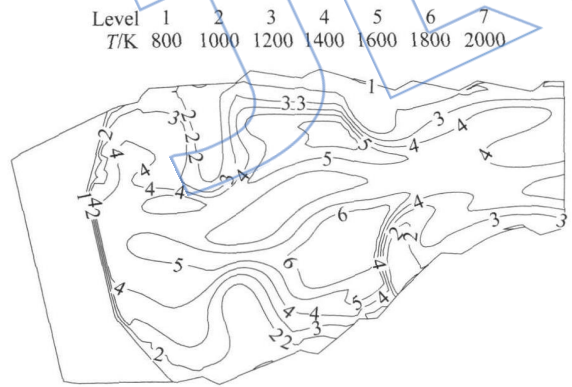


图 13 燃烧室 B 周向位置 ($K=11$)截面温度等值线
Fig. 13 Temperature profiles of combustor B ($K=11$)

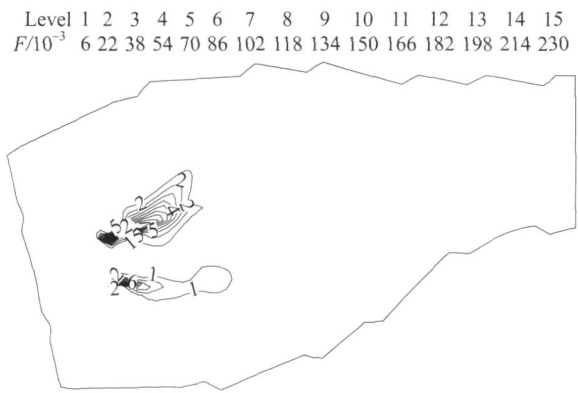


图 14 燃烧室 B 纵向截面($K=41$)燃油质量分数
Fig. 14 Fuel fraction profiles of combustor B ($K=41$)

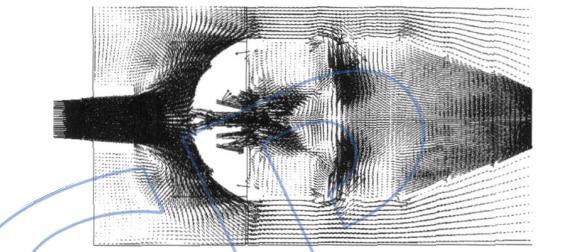


图 15 燃烧室 C 中心纵向截面($K=26$)速度矢量
Fig. 15 Velocity vector profiles of combustor C ($K=26$)

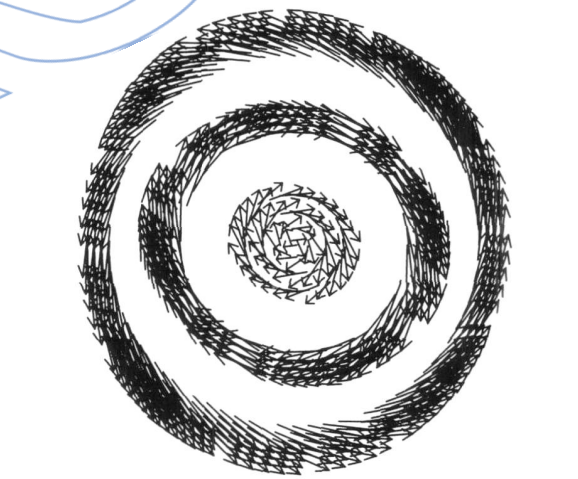


图 16 三级涡流器进口速度矢量分布
Fig. 16 Inlet vector profiles of three-stage swirler

孔进气的主要作用起掺混作用,降低气流温度使火焰筒出口气流温度分布满足涡轮叶片要求.图 14 为 $K=41$ 截面燃油质量分数分布,由图可见,在涡流器出口附近有个燃油较富的区域,燃油主要分布在该区内,但随着轴向距离增加,燃烧时间增长,燃油逐渐被烧完.

4.1.3 燃烧室 C 流场结果

如图 15~ 图 21 所示.图 15 为涡流器中心纵

向截面($K=26$)速度矢量分布.在扩压器出口上下两侧的旋涡可作为气动壁面,根据进口状态的变化自行调整;从涡流器与主燃孔进入火焰筒的气流相互作用,在火焰筒头部产生中心回流区,与图 12 相比,因受涡流器和燃烧室进口条件的影响,回流区要比燃烧室 B 稍小;但主燃孔进气穿透深度较强,有利于气流的混合.图 16 为三级涡流器进口 $I=93$ 速度矢量分布,三级涡流器旋向与一、二级涡流器旋向相反;从涡流器流出的气流

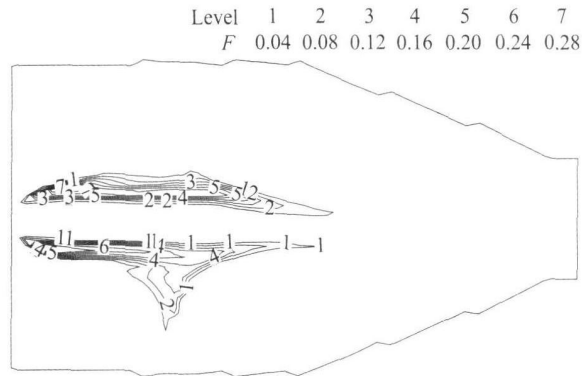


图 17 燃烧室 C 涡流器中心(K=26)燃油质量分数
Fig. 17 Fuel fraction profiles of combustor C (K=26)

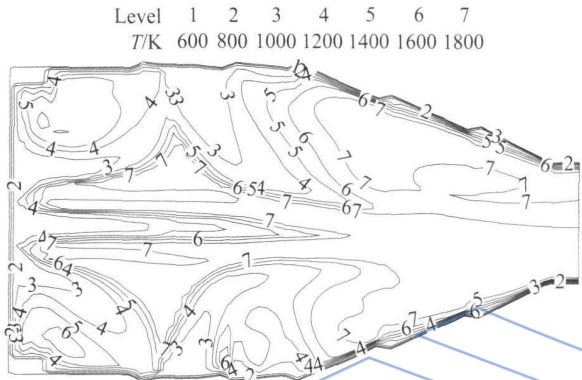


图 18 燃烧室 C 涡流器中心(K=26)温度等值线
Fig. 18 Temperature profiles of combustor C (K=26)

具有较大的切向速度. 图 17 和图 18 分别为涡流器中心截面(K=26)燃油质量分数等值线分布及温度分布图,在火焰筒头部角落旋涡处以及主燃区气流温度较高;由于主燃孔进气具有很强的掺混作用,使主燃孔射流附近气流温度有所下降. 又因燃油在火焰筒头部燃烧不太充分,在主燃孔后的区域内还有相当数量的燃油继续燃烧,使得火焰筒后段气流温度相当高,但经与掺混孔进入冷气流混合后,火焰筒出口的温度分布仍相当均匀.

图 19~ 图 21 分别为燃烧室 A,B 和燃烧室 C 的出口燃气温度 T 径向分布,由图可知,计算结果与试验数据基本相符,出口平均温度的误差均小于 5%.

由上述可知,因涡流器结构不同引起其火焰筒头部气流结构、回流区及各气流参数如:速度、温度和燃油质量分数分布等均不相同,可见不同涡流器对燃烧室气动热力性能影响较大.

4.2 燃烧室性能

图 22 为燃烧室 A 出口截面 CO 径向分布,计

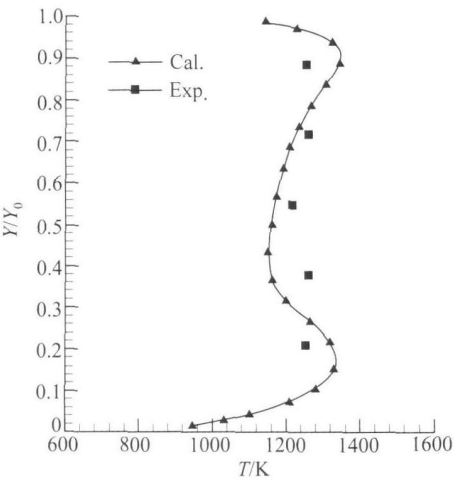


图 19 燃烧室 A 出口温度分布
Fig. 19 Temperature profiles at outlet of combustor A

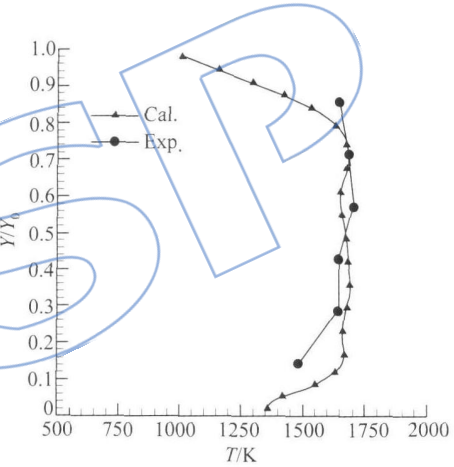


图 20 燃烧室 B 出口温度分布
Fig. 20 Temperature profiles at outlet of combustor B

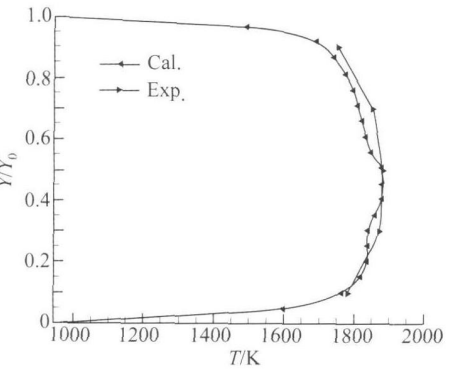


图 21 燃烧室 C 出口温度分布
Fig. 21 Temperature profiles at outlet of combustor C

算结果在数量与变化趋势上均与试验数据较为相符. 图 23 为燃烧室 B 涡流器中心纵截面(K=41) NO_x 质量分数分布,NO_x 主要集中在主燃区温度高的区域. 图 24 和 25 分别为燃烧室 C 涡流器中心截面(K=26)CO 及碳粒(SF) 质量分数等值线

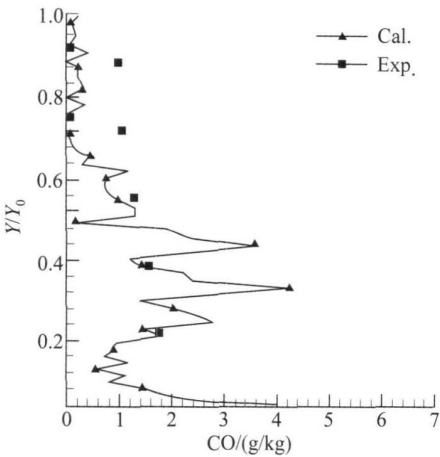


图 22 燃烧室 A 出口 CO 分布
Fig. 22 Radial distributions of CO at outlet of combustor A

Level 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15
NO_x 0.9 2.0 3.1 4.2 5.3 6.4 7.5 8.6 9.7 10.8 11.9 13.0 14.1 15.2 16.3

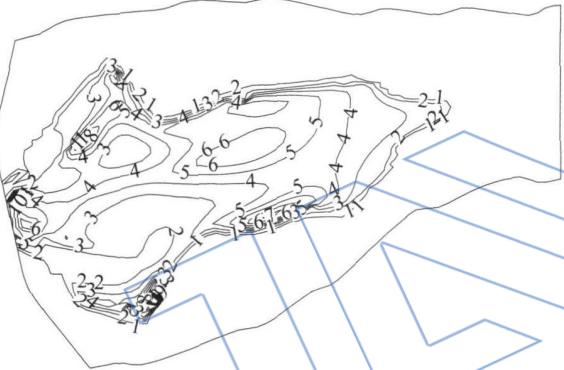


图 23 燃烧室 B 截面 (K=41) NO_x 质量分数分布
Fig. 23 NO_x fraction profiles of combustor B (K=41)

Level 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11
CO 0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10

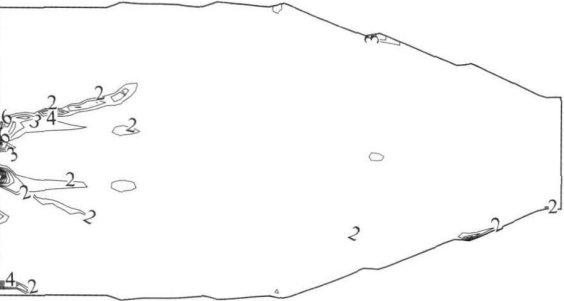


图 24 燃烧室 C 截面 (K=26) CO 质量分数等值线图
Fig. 24 CO fraction profiles of combustor C (K=26)

Level 1 2 3 4 5 6 7 8
SF 0.05 0.10 0.15 0.20 0.25 0.30 0.35 0.40

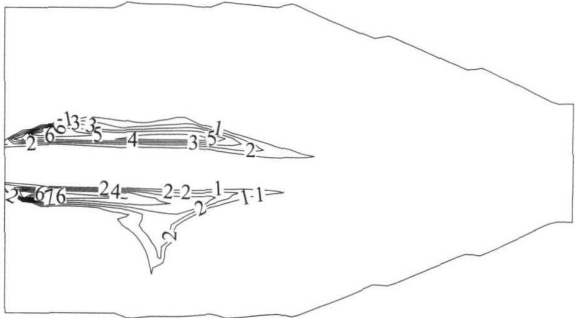


图 25 燃烧室 C 截面 (K=26) 碳粒质量分数等值线图
Fig. 25 Carbon particle fraction profiles of combustor C (K=26)

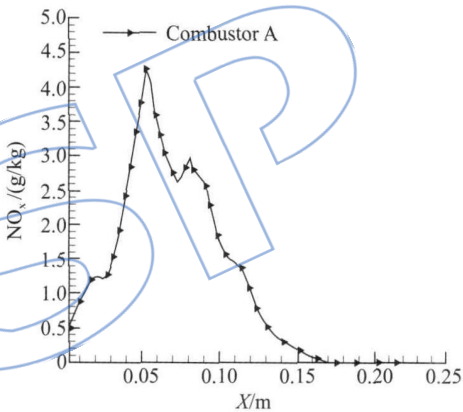


图 26 燃烧室 A NO_x 分布
Fig. 26 NO_x along axial direction of combustor A

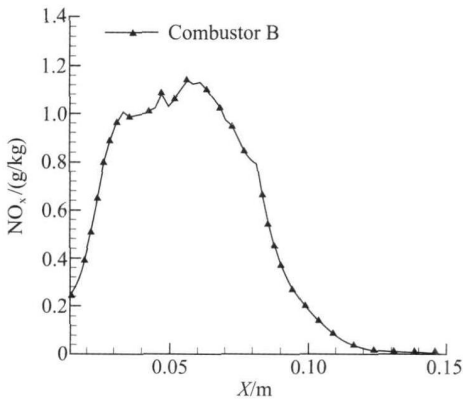


图 27 燃烧室 B NO_x 轴向分布
Fig. 27 NO_x along axial direction of combustor B

分布,CO 主要存在于火焰筒头部,而碳粒主要集中在主燃区燃油富燃油、缺氧的区域。图 26 和 27 分别为燃烧室 A 与燃烧室 B NO_x 轴向分布,由图可知,在这两种燃烧室火焰筒头部高温区 NO_x 质量分数较高,在主燃孔后 NO_x 质量分数逐渐降

低,但燃烧室 B 的 NO_x 质量分数要明显低于燃烧室 A。此外,本文还对燃烧室 A 和 C 的贫油熄火特性进行了数值计算,如表 1 所示,贫油熄火油气比与实验值基本相符。综上可知,本文采用的多维经验分析法计算燃烧性能合理可靠。

表 1 燃烧室 A 和 C 贫油熄火特性
Table 1 Lean blowout of combustor A and C

	燃烧室 A	燃烧室 C
熄火油气比(计算)	0. 007 668	0. 006 105
熄火油气比(试验)	0. 007 05	0. 006 55
熄火油气比误差/%	8. 76	6. 79

5 结 论

- 1) 计算结果表明,把燃烧室作为整体研究能够较全面地反映燃烧室不同组件之间的相互影响,有助于加深对燃烧室内各种复杂现象进一步了解.
- 2) 数值研究三种不同类型涡流器对燃烧室两相燃烧流场和燃烧性能的影响的结果表明:不同涡流器结构燃烧室的气流组织不全相同,对燃烧室气动热力与燃烧室性能影响都较大.
- 3) 本文所得的计算值与试验结果符合较好,表明本计算方法合理,计算程序可靠,可为燃烧室优化设计与研制提供依据.

参考文献:

[1] Mongia H C, Hsiao G, Burrus D. Combustor diffuser modeling: Part 1) Validation with typical separating single passage diffusers combustor diffuser modeling[R] . AIAA 2004170, 2004.

[2] 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]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 8372841.

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): 8372841. (in Chinese)

[3] Mansour A, Benjamiin M. A new hybrid air blast nozzle for advanced gas turbine combustor[R]. ASME 2000 GT2 0117, 2000.

[4] 党新宪, 赵坚行, 吉洪湖. 双旋流器燃烧室 NO_x 生成研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 430435.

DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, JI Honghu. A study on NO_x formation for double swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 430435. (in Chinese)

[5] Chong M C, Jiang Z. A comprehensive liquid fuel injection model for CFD simulations of gas turbine combustors[R]. AIAA 2002349, 2005.

[6] 李井华, 赵坚行. 数值分析 二级涡流器环形燃烧室的燃烧性能[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 12321240.

LI Jinghua, ZHAO Jianxing. Numerical analysis of combustion performance in an annular combustor with two stage swirler[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 12321240.

[7] Mongia H C. Combining levenberg correlations with combustor CFD[R]. AIAA 200423544, 2004.

[8] 赵坚行. 燃烧的数值模拟[M]. 北京: 科学出版社, 2002.

ZHAO Jianxing. Numerical simulation of combustion[M]. Beijing: Science Press, 2002. (in Chinese)

[9] ZHAO Jianxing, LEI Yubing, ZHOU Fenglun. Three dimensional gas turbine combustor performance modeling[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 19(1): 6270.