

# 双级轴向旋流器性能评估方法(二) ——旋流器下游几何结构的影响

张群<sup>1</sup>, 闫东博<sup>1</sup>, 邢力<sup>1</sup>, 徐华胜<sup>2</sup>, 邓远灏<sup>2</sup>,  
钟世林<sup>2</sup>, 杨省喆<sup>1</sup>, 汪玉明<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;  
2. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

**摘 要:** 开展了双级轴向旋流燃烧室反应流场和燃烧性能的理论及数值研究。通过数值模拟研究了旋流强度与旋流器下游(套筒)几何结构对于燃烧室反应流场与燃烧性能的影响规律。结果表明:当旋流强度低时,旋转气流倾向脱离套筒喉部附近的壁面,形成类似喷射的流动;套筒扩张角越大,旋流强度增幅越大;当扩张半角为 $30^{\circ}\sim 70^{\circ}$ 时,气流扩张角随套筒扩张半角增加而增大。研究发现:存在临界套筒扩张半角为 $73^{\circ}$ ,大于该临界角时,气流与套筒发生“脱体”现象。通过理论推导与数值仿真相结合的方法,发展建立了套筒出口气流扩张角估算公式。通过与实验及数值结果比较发现,该公式能够对旋流器出口近场气流发展进行准确预测,为未来旋流器的设计提供了一种实用有效的方法。

**关键词:** 燃烧室; 旋流器; 旋流强度; 套筒; 扩张角

**中图分类号:** V231.2

**文献标志码:** A

## Performance evaluation methods of two-stage axial swirlers: II influence of swirler rear geometric structure

ZHANG Qun<sup>1</sup>, YAN Dongbo<sup>1</sup>, XING Li<sup>1</sup>, XU Huasheng<sup>2</sup>,  
DENG Yuanhao<sup>2</sup>, ZHONG Shilin<sup>2</sup>, YANG Xingzhe<sup>1</sup>, WANG Yuming<sup>1</sup>

(1. School of Power and Energy,  
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;  
2. Sichuan Gas Turbine Establishment,  
Aero Engine (Group) Corporation of China, Chengdu 610500, China)

**Abstract:** Theoretical and numerical studies on the reaction flow field and combustion performance of two-stage axial swirler combustors were carried out. The effects of total swirl number and swirler rear (sleeve) geometric structure size on the reaction flow field and combustion performance were investigated numerically. Results showed that the swirling flow tended to break away from the sleeve throat wall, forming jet-like flow when the total swirl number was small. And the swirling flow intensity increased with the increasing sleeve divergence angle. Airflow divergence angle increased with the increasing sleeve divergence half angle in the range from  $30^{\circ}$  to  $70^{\circ}$ . It was found that there was a critical divergence half

**收稿日期:** 2015-11-03

**基金项目:** 国家自然科学基金(51676166); 航天科技创新基金(CASC150708)

**作者简介:** 张群(1976—),男,副教授,博士,主要从事燃气轮机燃烧技术与理论研究。

**引用格式:** 张群,闫东博,邢力,等. 双级轴向旋流器性能评估方法(二)——旋流器下游几何结构的影响[J]. 航空动力学报,2017,32(8):1809-1814. ZHANG Qun, YAN Dongbo, XING Li, et al. Performance evaluation methods of two-stage axial swirlers: II influence of swirler rear geometric structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 1809-1814.

angle  $73^\circ$  of sleeve. When the angle was greater than the critical angle, the airflow broke away from the sleeve wall. In addition, an empirical formula for estimating the airflow divergence angle of sleeve exit was developed by theoretical method together with numerical simulation. Compared with experimental and numerical results, it is found that the formula can predict the flowfield development downstream the swirlers accurately, providing a practical and effective method for the design of multi-stage swirlers in the future.

**Key words:** combustor; swirler; swirling intensity; sleeve; divergence angle

现代航空燃气轮机燃烧室中气流的组织对于燃烧室性能具有决定性的影响<sup>[1-8]</sup>,而旋流器出口的气流组织尤为重要。一般地,气流在流经头部旋流器进入火焰筒内之前,往往要经过套筒。所以旋流器出口气流要受到旋流强度和套筒几何结构的共同作用影响。

目前,国内外大多数相关研究工作是针对单一套筒几何结构开展的<sup>[9-16]</sup>。Wang 等<sup>[9]</sup>对于 CFM56 旋流杯的下游流场作了研究。Fu 等<sup>[10]</sup>对于 CFM56 旋流杯下游不同尺寸限制域的工况进行了研究。刘高恩<sup>[11]</sup>对双环腔燃烧室套筒的扩张角进行了实验研究。Woodmansee 等<sup>[12]</sup>采用激光多普勒测速仪(DPIV)研究了旋流杯下游流场。徐华胜等<sup>[13]</sup>采用激光散射法和激光粒度仪分别测量了双级轴向旋流器与离心喷嘴组合的气动雾化头部装置下游的油滴索太尔平均直径(SMD)、体积分数以及液滴分布指数,实验研究了不同喷嘴供油特性对其气动雾化效果的影响。Mongia, Hsiao 等<sup>[6-7]</sup>采用照相、激光测速和相位多普勒粒度仪对比分析了 CFM56 旋流杯模型流动和喷雾的实验结果。

可以看出,当前的相关工作并未系统研究旋流强度及套筒对旋流器出口气流的影响。这里为了深入探索套筒与旋流器之间的气动匹配规律,基于双级轴向旋流器燃烧室开展了火焰筒流场特性和燃烧性能的数值研究,其中主要分析了旋流强度与套筒几何结构的影响作用。在此基础上,理论推导了套筒出口气流扩张角的估算公式,这对旋流器的优化设计提供了依据。

## 1 计算模型及网格划分

### 1.1 几何模型

图 1 为环形燃烧室单头部几何模型示意图。燃烧室模型从扩压器进口到燃烧室出口,包括扩压器、帽罩、双级轴向旋流器、头部冷却孔和挡板、火焰筒壁板、机匣等。由于考虑到主燃孔等有截

断回流区作用,这对于分析旋流器参数对回流区的影响将会产生干扰,故本研究的燃烧室方案中取消了主燃孔和掺混孔等结构。

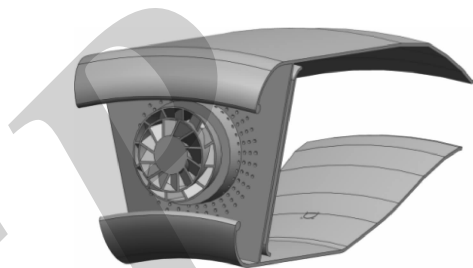


图 1 燃烧室几何结构

Fig. 1 Combustor geometric structure

### 1.2 网格划分和边界条件设置

燃烧室流场计算网格采用多面体网格,如图 2 所示。研究中湍流模型采用了 realizable  $k-\epsilon$  双方程模型,压力速度耦合采用 SIMPLE(semi-implicit method for pressure-linked equation)算法,动量方程采用 2 阶格式离散,其他方程采用 Quick 格式离散,近壁面处理采用标准壁面函数。计算工况为燃烧室最大工况,进口总压为 2.88 MPa,总温为 800 K,质量流量进口为 5.05 kg/s,燃油质量流量为 0.162 kg/s,采用空心锥形喷嘴。

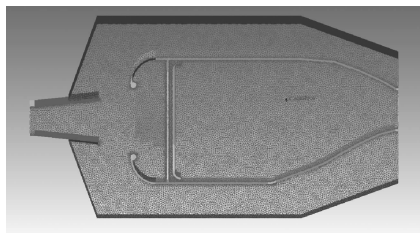


图 2 燃烧室网格

Fig. 2 Grid of combustor

## 2 计算结果分析

### 2.1 不同旋流强度下,套筒处流动情况

图 3 给出了综合旋流强度  $S_n^*$  为 0.41 和

0.817 时,  $z=0$  m 截面速度分布的局部放大图。由图可见,当综合旋流强度低时,旋转气流倾向于脱离套筒喉部附近的壁面,这就导致形成了类似于喷射的流动,容易造成火焰振荡,形成不稳定燃烧。在中等或高综合旋流强度下,旋转气流稳定地附在套筒的扩张表面上,在紧接套筒下游,形成一个大的回流区,这是设计者所希望的,它能够在套筒下游形成稳定燃烧且燃烧强度很高的火焰。

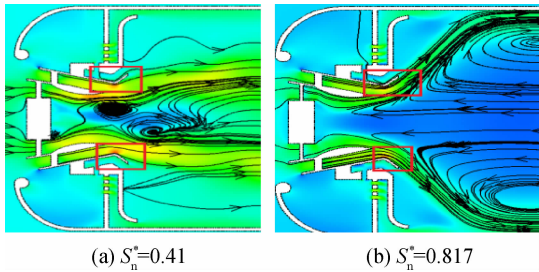


图 3 速度流线图  
Fig. 3 Streamline chart of velocity

2.2 套筒对旋流器旋流强度的影响

由于套筒出口处呈扩张型,气流在扩张段的出口处轴向速度降低,而切向速度降低程度并不大,即扩张段使切向速度与轴向速度之比增大,从而使气流在流过套筒扩张段时,旋流强度增加,通过理论推导后发现

$$\frac{S_{n2}^*}{S_{n1}^*} = \frac{D_2}{D_1} \tag{1}$$

式中  $S_{n1}^*$ ,  $S_{n2}^*$  分别为套筒喉部和出口的旋流强度;  $D_1$ ,  $D_2$  分别为套筒喉部和出口的直径。理论上来说,套筒出口与喉部直径之比越大,旋流强度提高越大,而套筒出口直径与喉部直径之比可以用套筒出口扩张半角来代替。图 4 给出了套筒扩张半角  $\alpha$  分别为  $30^\circ$  和  $60^\circ$  时的燃烧室回流区等值线图,图中  $V_x$  表示  $x$  方向的进气速度。从图中可见,相比较而言,扩张半角为  $60^\circ$  工况下的回流区明显要大得多。但实际上,并不是套筒扩张半角越大越好,当扩张半角达到一定值时,气流出现“脱体”现象。

2.3 套筒扩张半角对气流扩张角的影响

本研究建立了综合旋流强度分别为 0.861, 1.0 和 1.49 三种模型,针对每种模型取套筒扩张半角从  $30^\circ \sim 80^\circ$  间隔  $10^\circ$  变化,共 18 种工况,分析了气流扩张角  $\theta$  随套筒扩张半角的变化关系,如图 5 所示。

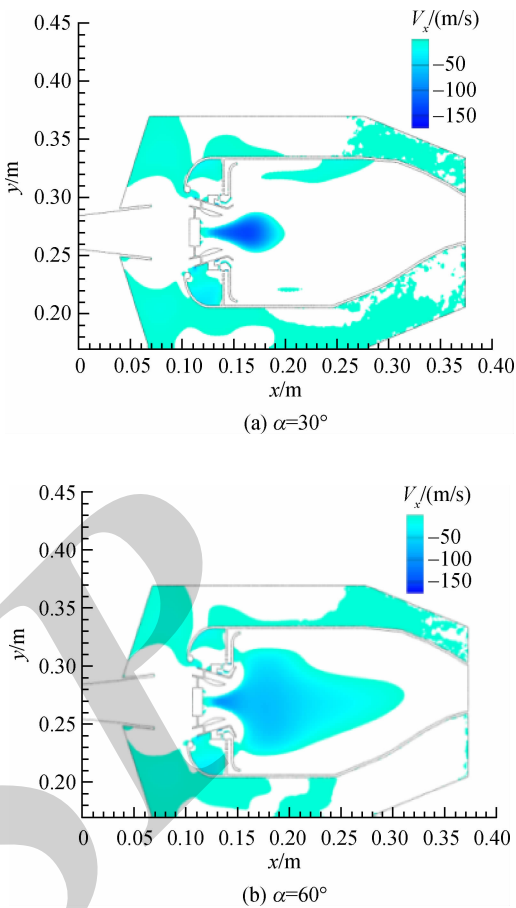


图 4 中截面回流区  
Fig. 4 Recirculation zone at center plane

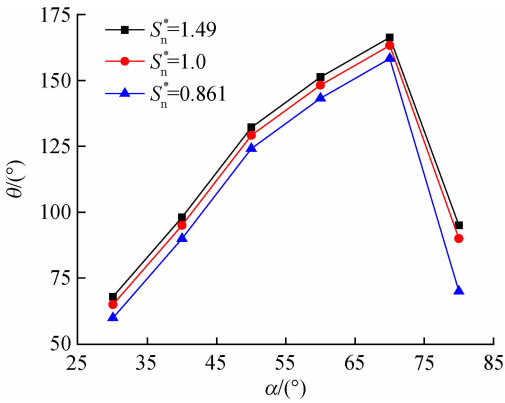


图 5 扩张半角对气流扩张角的影响  
Fig. 5 Influence of divergence half angle on airflow divergence angle

从图 5 中可见,当套筒扩张半角在  $30^\circ \sim 70^\circ$  范围内变化时,气流扩张角随套筒扩张半角的增加而增大,而此时,综合旋流强度对气流扩张角影响较小。然而,对于通常的套筒设计,综合扩张半角大都取在这个范围内。当套筒扩张半角大于  $70^\circ$  时,气流与套筒发生“脱体”现象,此时,套筒扩

张段已不能对气流起导流作用,经模拟计算,此临界值为 $73^\circ$ 。

## 2.4 气流扩张角的估算

对于设计者而言,在设计旋流器时,希望根据所设计的几何结构,能够预测旋流器出口气流的流动轨迹。旋流器出口气流扩张角是描述其轨迹的一个重要参量,这里根据已有理论和本研究的数值结果推导了气流扩张角的估算公式。

假设套筒出口面积为 $A_n$ ,气流质量流量为 $\dot{m}$ , $C_d$ 为流量系数, $V$ 为套筒出口理论气流速度,则有

$$\dot{m} = C_d \rho A_n V \quad (2)$$

根据伯努利方程

$$v = \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}} \quad (3)$$

则式(2)变为

$$\dot{m} = C_d A_n \sqrt{2\rho\Delta p} \quad (4)$$

对于理想气体而言,在无外力矩的情况下,切向动量矩守恒,即随着半径减小,气流的切向速度增大,从而在旋转气流内部产生强烈的离心力,在中心形成一个空心涡,该空心涡面积为 $A_c$ 。在空心涡的表面上,气体的静压与套筒出口的背压相等。则套筒出口处的伯努利方程可以表示为

$$\Delta p = \frac{\rho V_u^2}{2} + \frac{\rho V_i^2}{2} \quad (5)$$

假设套筒出口处的轴向速度分布是均匀的,则套筒出口处的轴向速度可由连续方程得到

$$V_u = \frac{\dot{m}}{\rho(A_n - A_c)} \quad (6)$$

假设气体为理想气体,且在整个套筒流管中的运动不受任何外力的影响,则根据动量矩守恒,有

$$V_{t,c} = \frac{V_n r_n}{r_c} = \frac{\dot{m}}{\rho A_n} \cdot \frac{r_n}{r_c} \quad (7)$$

式中 $r_n$ 为套筒喉部直径,将式(6)和式(7)代入式(5)得

$$\Delta p = \frac{\rho}{2} \left\{ \left( \frac{\dot{m}}{\rho A_n} \cdot \frac{r_n}{r_c} \right)^2 + \left[ \frac{\dot{m}}{\rho(A_n - A_c)} \right]^2 \right\} \quad (8)$$

再将式(8)代入到式(4),可得

$$\frac{1}{C_d^2} = \left( \frac{A_n r_n}{A_n r_c} \right)^2 + \left( \frac{A_n}{A_n - A_c} \right)^2 \quad (9)$$

令 $J = \frac{A_c}{A_n}$ , $Z = \frac{A_n}{\pi r_n r_c}$ ,则有

$$\frac{1}{C_d^2} = \frac{1}{Z^2 J^2} + \frac{1}{(1-J)^2} \quad (10)$$

根据最大流量原理<sup>[16]</sup>, $J$ 值应确定通过套筒的流量最大。则求极值,令 $\frac{d(1/C_d^2)}{dJ} = 0$ ,则有

$$2Z^2 J^2 = (1-J)^3 \quad (11)$$

则有

$$C_d = \sqrt{\frac{(1-J)^3}{1+J}} \quad (12)$$

经过数值模拟计算,当 $0.6 < S_n^* < 1.4$ 时, $C_d$ 理论值与实验结果定性相符,只差一个系数,经计算约为1.57。当 $S_n^* > 1.4$ 时,在非常强的旋流强度下,流量系数有较大变化,故在此不适用。但 $S_n^*$ 一般在 $0.6 \sim 1.4$ 之间,因而该式依然具有较强的实用性。

根据速度矢量关系,有气流扩张角

$$\sin \frac{\theta}{2} = \frac{V_c}{V} \quad (13)$$

又因为套筒出口处的切向速度是一个变化值,所以此处对其进行质量平均

$$\bar{V}_t = \frac{1}{\dot{m}} \int_{r_c}^{r_n} V_t(r) d\dot{m} \quad (14)$$

将式(14)和式(2)代入式(13),得

$$\sin \frac{\theta}{2} = 2\pi C_d \frac{r_n A_n (r_n - r_c)}{A_n (A_n - A_c)} \quad (15)$$

将 $J$ 和 $Z$ 代入式(15),有

$$\sin \frac{\theta}{2} = \frac{2 \cdot 1.57 C_d}{Z(1+\sqrt{J})} = \frac{2\sqrt{2} \cdot 1.57 J}{\sqrt{1+J}(1+\sqrt{J})} \quad (16)$$

即得出口气流扩张角估算公式

$$\theta = 2\sin^{-1} \frac{2\sqrt{2} \cdot 1.57 J}{\sqrt{1+J}(1+\sqrt{J})} \quad (17)$$

实际上,空心涡的面积 $A_c$ 并不知道,由于综合旋流强度 $S_n^*$ 和套筒扩张半角 $\alpha$ 是影响其大小的主要因素,故根据数值模拟计算结果对空心涡面积与套筒出口面积比 $J$ 、综合旋流强度 $S_n^*$ 和套筒扩张半角 $\alpha$ 组合进行拟合,拟合公式为

$$J = 0.349e^{0.143S_n^* - 0.094\tan\alpha^2 + 0.16\tan\alpha} + 0.0067 \quad (18)$$

须要指出的是,式(18)中的套筒扩张半角在 $40^\circ \sim 70^\circ$ 范围内。当扩张半角小于 $40^\circ$ 时,旋流器的流动损失剧增,由于本文提出的公式均是在理想条件下推导的,所以此时理论值与实际值差别较大,此公式将不再适用;而当扩张半角大于 $70^\circ$ 时,气流发生“脱体”,因此公式也不适用。一般情况下套筒扩张半角约为 $45^\circ$ ,所以此公式依然具有较强的适用性。

实际上,根据动量矩守恒原理,套筒出口气流向下游发展,随着旋转半径增大,切向速度逐渐减小,气流扩张角逐渐减小,直到达到动态平衡。此处给出套筒出口下游 25 mm 以内的流线方程。假设流线沿中心轴线对称,取上半部为研究对象,取套筒出口中心位置为坐标原点,对于研究中带有空心涡的流管微团,由于轴向速度相对于切向速度变化不明显,假设其不变,则有

$$\frac{dy}{dx} = \tan \theta = \frac{V_t}{V_u} = \frac{V_{t0} r / (r + dy)}{V_{u0}}$$

(19)

将式(19)进行积分得

$$y = \sqrt{4r^2 + 2 \tan \theta_0 x r} - r$$

(20)

式中  $V_{t0}$ 、 $V_{u0}$ 、 $r$ 、 $\theta_0$  分别为套筒出口的切向速度、轴向速度、套筒出口高度、套筒出口气流扩张角。由于未考虑轴向速度变化的影响,这里根据不同工况下数值模拟得到结果采点拟合,得到  $x$  的修正系数 3.06,即修正后的公式为

$$y = \sqrt{4r^2 + 2 \cdot 3.06 \cdot \tan \theta_0 x r} - r$$

(21)

参照文献[14]的实验,将相同的参数代入公式计算,出口气流扩张角实验结果为  $140.3^\circ$ ,计算结果为  $138.52^\circ$ ,误差为  $-1.27\%$ 。出口气流扩张角对比如图 6 所示。

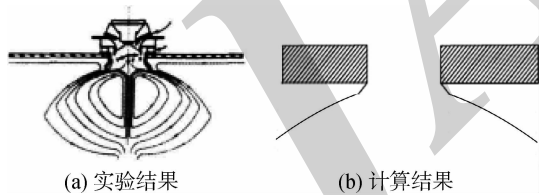


图 6 实验结果与计算结果对比图

Fig. 6 Comparison chart of experiment result and computational result

由上可知,计算获得的出口气流扩张角与实验测量的出口气流扩张形状相近,由于实验测量也存在一定的误差,可以认为本文提出的计算公式可以较为准确地估算套筒出口气流扩张角的大小。根据实验数据,按计算公式得  $\theta=138.52^\circ$ ,实验测得  $\theta=140.3^\circ$ ,误差为  $-1.27\%$ ;另对不同  $S_n^*$  与  $\alpha$  组合工况进行了数值模拟,并与理论计算值进行了比较,如表 1 所示。

由表 1 可以看出,在不同范围内,估算公式均有较高的准确性,即所推导出的估算公式能够较为准确地计算套筒出口气流扩张角。

表 1 实验结果与计算结果数据比较

Table 1 Data comparison of experiment result and computational result

| 工况<br>编号 | $\theta/(^\circ)$ |        | 误差/%  |
|----------|-------------------|--------|-------|
|          | 实验结果              | 计算结果   |       |
| 1        | 113.6             | 115.90 | +2.02 |
| 2        | 148.6             | 151.59 | +2.01 |
| 3        | 119.8             | 122.7  | +2.42 |
| 4        | 135.7             | 133.4  | -2.3  |

3 结 论

针对双级轴向旋流器燃烧室开展了火焰筒流场和燃烧性能的数值研究,分析了旋流强度与套筒几何结构的影响作用,主要结论如下:

- 1) 当旋流强度低时,旋转气流倾向于脱离套筒喉部附近的壁面,形成类似于喷射的流动,容易造成火焰振荡;在中、高旋流强度下,旋转气流稳定地附在套筒的扩张表面上。
- 2) 套筒出口直径与喉部直径之比越大,即套筒扩张半角越大,旋流强度提升越大。
- 3) 当套筒扩张半角在  $30^\circ\sim70^\circ$  范围内时,气流扩张角随套筒扩张半角增加而增大,此时,旋流强度对气流扩张角影响较小;当套筒扩张半角大于  $73^\circ$  时,气流与套筒发生“脱体”现象。
- 4) 理论推导出套筒出口气流扩张角估算公式,误差在  $2\%$  左右,具有较高的准确性和较强的适用性。

参考文献:

[1] 郎洪俭,黄勇,郭志辉. 双轴向旋流杯燃烧室主燃区流场特性[R]. 上海:中国动力工程学会青年学术年会,2005.

[2] 林宇震,许全宏,刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京:国防工业出版社,2008.

[3] 胡正义. 航空发动机设计手册:第 9 册 主燃烧室[M]. 北京:航空工业出版社,2000.

[4] MELLOR A M. Design of modern turbine combustors [M]. New York:Academic Press,1990.

[5] WANG S,YANG V,HSIAO G,et al. Large-eddy simulations of gas-turbine swirl injector flow dynamics[J]. Journal of Fluid Mechanics,2007,583:99-122.

[6] MONGIA H,AL-ROUB M,DANIS A,et al. Swirl cup modeling:Part I [R]. AIAA-2001-3576,2001.

[7] HSAIO G,MONGIA H,VIJ A. Swirl cup modeling:Part II inlet boundary conditions[R]. AIAA-2003-1350,2003.

[8] CAI J,FU Y,ELKADI A,et al. Swirl cup modeling:Part IV effect of confinement on flow characteristics [R].

AIAA-2003-0486,2003.

[ 9 ] WANG H,MCDONELL V G,SOWS W A,et al. Experimental study of a model gas turbine combustor swirl cup; Part II droplet dynamics[J]. Journal of Propulsion and Power,1994,10(4):446-452.

[10] FU Y,CAI J,JENG S M,et al. Confinement effects on the swirling flow of a counter-rotating swirl cup[R]. ASME Paper GT2005-68622,2005.

[11] 刘高恩. 高效节能发动机文集:第 4 分册 燃烧室设计与试验[M]. 北京:航空工业出版社,1991.

[12] WOODMANSEE M A,BALL I C,BARLOW K W. Experimental flowfield characterization of a combustor swirl cup [R]. AIAA-2002-2864,2002.

[13] 徐华胜,李继保,赵清杰. 离心喷嘴与双旋流器组合装置雾化特性研究[R]. 广州:中国工程热物理学会燃烧学学术会议,2000.

[14] WANG H Y,MCDONELL V G,SAMUELSEN G S. Influence of hardware design on the flow field structures and the patterns of droplet dispersion[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1995,117(2):282-289.

[15] WANG H Y,MCDONELL V G,SAMUELSEN G S. The two-phase flow downstream of a production engine combustor swirl cup[J]. Symposium (International) on Combustion,1992,24(1):1457-1463.

[16] Lefebvre A H,Ballal D R. Gas turbine combustion[M]. Boca Raton:CRC Press,2010.

(编辑:王碧琚)