

双级轴向涡流器文氏管长度对流场和喷雾特性影响

刘冉, 罗莲军, 陈盛, 彭中九, 王志凯

(中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 为了研究双级轴向涡流器文氏管长度对流场和喷雾特性的影响,通过数值计算和试验分别研究了4种文氏管长度的双级轴向涡流器方案的下游流场和匹配喷嘴的雾化特性。结果表明:随着文氏管无量纲长度由0.23增加至0.49,一级涡流器流量系数由0.98降至0.7,二级涡流器的流量系数保持0.75不变,涡流器出口旋流数由0.08增至0.48,旋流扩张角由闭合状态增至约90°,涡流器下游流场由反转回流区变为传统回流区。文氏管长度最短的方案的索太尔平均直径(SMD)和喷雾锥角受涡流器压降的影响较小,而其他方案的SMD和喷雾锥角受涡流器压降影响较大,且在相同涡流器压降和油压下,SMD和喷雾锥角随着文氏管长度增加而增大。

关键词: 双级轴向涡流器; 文氏管长度; 流量系数; 旋流数; 喷雾特性

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of Venturi length on flow field and spray characterization of dual axial swirler

LIU Ran, LUO Lianjun, CHEN Sheng, PENG Zhongjiu, WANG Zhikai

(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: In order to investigate the effect of dual axial swirler Venturi length on flow field and spray characteristics, the flow field downstream the dual axial swirler outlet for four different Venturi length dual axial swirlers was simulated and matched with fuel nozzle to test the spray characterization. The results showed that the 2ed swirler's discharge coefficient was 0.75 constantly, while the 1st swirler's discharge coefficient decreased from 0.98 to 0.7, the swirler outlet swirl number increased from 0.08 to 0.48, and the downstream flow field from inside-out recirculation zone turned into conventional recirculation zone as the dimensionless length of Venturi increased from 0.23 to 0.49. Spray cone angle and Sauter mean diameter (SMD) of shortness Venturi length case were less affected by air pressure drop across from swirler, however, the other cases' spray cone angle and SMD were strongly affected by air pressure drop across from swirler, and SMD and spray cone angle increased as Venturi length increased under the same fuel mass flow rate and air pressure drop.

Key words: dual axial swirler; Venturi length; discharge coefficient; swirl number; spray characterization

收稿日期: 2020-10-02

作者简介: 刘冉(1991—),男,工程师,硕士,主要从事航空发动机燃烧室设计。

引用格式: 刘冉,罗莲军,陈盛,等. 双级轴向涡流器文氏管长度对流场和喷雾特性影响[J]. 航空动力学报, 2021, 36(6): 1234-1243.
LIU Ran, LUO Lianjun, CHEN Sheng, et al. Effect of Venturi length on flow field and spray characterization of dual axial swirler[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(6): 1234-1243.

旋流-文氏管混合器作为一种燃烧组织装置广泛应用于航空发动机燃烧室中,如通用电气(GE)公司的旋流杯应用于 CF6-80, CFM56, GE90, F101, F110, F404, F414 及 T700 等航空发动机中^[1],再如双环预混旋流器(TAPS)燃烧室的副模就是典型的双级轴向涡流器结构^[2-3],Mongia^[4]指出该副模也可以看作旋流-文氏管贫油直射的扩展。此外,旋流-文氏管贫油直射由于具有大幅降低 NO_x 排放的潜力,最近有大量文献对旋流-文氏管贫油直射的性能进行研究^[4-7]。

针对文氏管在燃烧组织装置中的作用,国内外目前开展的研究如下:①对下游流场的影响。张阳、郑耀等^[8-9]通过数值模拟发现文氏管的存在可以使流场局部湍动能增大,文氏管结构的差异会造成旋流强度不同程度的变化而引起回流区尺寸变化。随文氏管喉部直径的增大,回流区平均长度呈先增大后减小的趋势,而回流区宽度却逐渐减小。彭剑勇等^[10]通过试验发现增加文氏管长度会使旋流杯出口流场的涡心距和回流区的面积增加,从而更有利于燃烧组织。②对喷雾的影响。文献[11-14]研究发现,文氏管的存在对涡流器下游流场和燃油分布影响明显,文氏管将气流限制在靠近中心线的位置,并起到了燃油预膜的作用,能限制流动和控制内外旋流的混合程度,缩小油雾分布范围,使燃油集中在回流区中,明显改善油雾分布的均匀性和雾化质量,文氏管的存在能控制燃油分布的区域,形成典型的锥状分布,而无文氏管时,油雾分布区域宽且分布不规则。文献[15]通过试验研究发现文氏管的存在对燃油雾化有较大改善作用。徐华胜^[16]通过试验研究发现文氏管流道形状和唇口特征对雾化效果有直接影响,采用收敛式流道、尖边唇口的文氏管可使雾化性能达到最佳。斯奈克玛(SNECMA)公司^[17-19]将喷嘴喷雾不冲击文氏管的雾化方式称为直接喷射,喷嘴喷雾冲击文氏管的雾化方式称为间接喷射,在发动机小状态工作时,采用间接喷射会使燃油雾化变差,而采用直接喷射则可以有效避免已经雾化很好的喷雾打在文氏管上再次雾化,为了改善燃烧室高空点火性能,SNECMA 公司的副油路喷嘴采用直接喷射的方式点火。③对点熄火的影响:康尧等^[20]试验研究发现文氏管结构变化直接影响燃烧室头部流场、喷雾分布和粒径,进而导致点火性能差异。文献[21]和文献[22]则分别研究了旋流杯文氏管出口张角和中心分级燃烧室副模的文氏管出口张角对点火性能的

影响,均发现文氏管出口张角为 60°方案的点火性能比文氏管出口扩张角为 40°方案好。文献[23]研究了文氏管有无对燃烧室熄火性能的影响,发现文氏管的存在可以改善燃烧室的贫油熄火性能。④对积炭的影响:美国通用(GE)公司^[24]对 E3 双环腔燃烧室开展了文氏管积炭试验,提出了影响旋流杯文氏管积炭的几个重要设计参数。彭云晖等^[25]指出文氏管能有效限制回流区向文氏管上游发展,限制了火焰向上游发展,避免燃油喷嘴和文氏管积炭甚至烧蚀。张弛等^[26]研究了文氏管长度对积炭特性的影响,试验结果表明随着文氏管长度的增加,其内壁上的积炭量随之减小,适当增加文氏管长度有利于减少燃油在文氏管上的积炭。⑤对燃烧不稳定性的影响:文献[27]和文献[28]研究了文氏管结构变化对燃烧不稳定的影响,结果表明通过采用特定结构的文氏管可以有效抑制燃烧不稳定性。

通过总结上述文献可知,不同的研究人员对文氏管的认识不同,得到的结论也不尽相同,如传统旋流杯的设计一般是要喷雾冲击文氏管形成油膜再雾化,但旋流-文氏管贫油直射则采用直接喷射的方式,甚至有些设计者完全取消了文氏管结构^[29-31],这说明文氏管在燃烧组织装置中的作用值得更深入的研究,因此本文设计了 4 种不同文氏管长度的双级轴向涡流器,并通过数值模拟和试验分别研究了 4 种文氏管长度的双级轴向涡流器方案下游流场和匹配喷嘴的雾化特性,本文的研究结果可为双级轴向涡流器设计提供参考。

1 研究对象

本文设计的 4 种文氏管长度的轴向涡流器的结构以及参数对比见图 1 和表 1,设计时仅改变文氏管长度,保证双级轴向涡流器的其他结构参

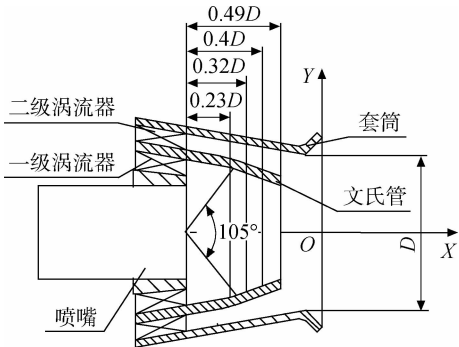


图 1 双级轴向涡流器结构示意图
Fig. 1 Schematics of dual axial swirler

表 1 双级轴向涡流器方案
Table 1 Cases of dual axial swirler

涡流器方案	文氏管长度(L/D)
A	0.23
B	0.32
C	0.40
D	0.49

数不变。双级涡流器两级旋流旋向相反,均为直叶片,其中一级涡流器叶片角度为 40° ,二级涡流器叶片角度为 45° 。图中双级轴向涡流器出口中心为坐标原点, D 为双级轴向涡流器喉道直径, X 为水平方向, Y 为竖直方向。

2 数值模拟方法及试验验证

2.1 数值模拟方法

如图 2 所示,网格采用商业软件 ANSYS Mesh 16 划分。由于涡流器结构较为复杂,采用四面体非结构化网格和六面体结构化网格相结合的网格划分策略,在形状规则的区域采用六面体网格,以减少网格数量,在形状复杂的区域采用四面体网格,在计算域的关键区域如涡流器叶片区域进行了网格加密。

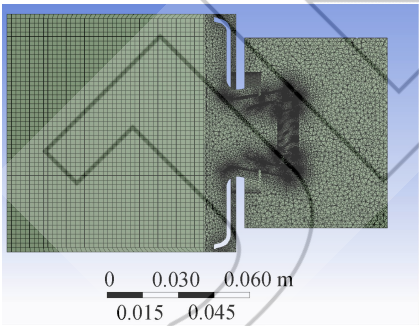


图 2 计算域网格

Fig. 2 Computational domain grid

采用 ANSYS Fluent 16 进行数值计算。采用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型搭配增强型壁面函数,近壁区无量纲壁面距离(Y^+)小于 5。同时考虑气体的可压缩性,采用理想气体模型。压力速度耦合方法采用压力耦合方程组的半隐式(SIM-PLEC)算法。各项的空间离散方法分别为:梯度离散为基于网格单元的最小二乘法格式,压力项为标准格式,动量、能量以及其他所有项均选用 2 阶迎风格式。

入口边界:压力入口边界条件;出口边界:压力出口边界条件;收敛条件为:①能量方程的残差量级小于 10^{-6} ,其余方程的残差量级小于 10^{-4} ;②燃烧室出口流量波动小于 1%。

2.2 试验验证

上述网格划分方法以及数值模拟方法经过多方案不同结构参数的双级轴向涡流器流量试验和粒子图像测速仪(PIV)流场试验验证。

图 3 为试验测量的一级涡流器有效流通面积 S_1 和二级涡流器有效流通面积 S_2 的比值 S_1/S_2 (Exp.)和数值计算得到的一、二级涡流器有效流通面积比 S_1/S_2 (CFD)的对比,同时将一、二级涡流器有效流通面积比试验数据作为自变量 x ,一、二级涡流器有效流通面积比数值计算数据作为因变量 y ,进行线性拟合,得到判定系数 R^2 为 0.997,说明拟合直线具有很好的一般性。此外,数值计算得到的图 3 中各个涡流器方案总的有效流通面积和试验测得的有效流通面积差异均小于 3%,数值计算结果与试验结果吻合较好。

图 4 为图 3 其中一个涡流器方案出口不同轴

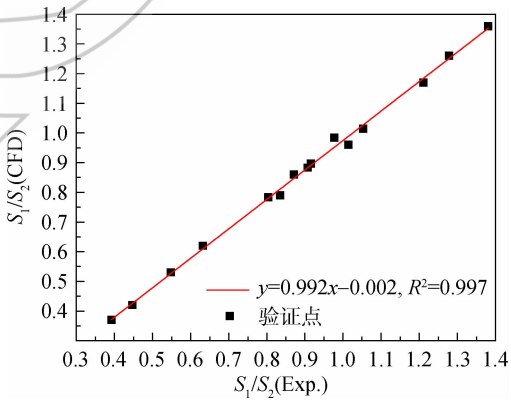
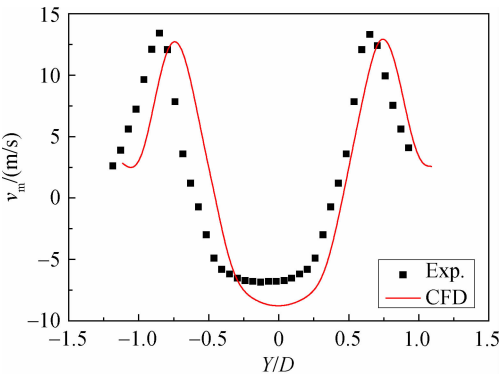


图 3 有效流通面积比试验值和数值计算对比

Fig. 3 Comparison of effective flow area ratio between experiment and simulation results



(a) $X/D=0.33$

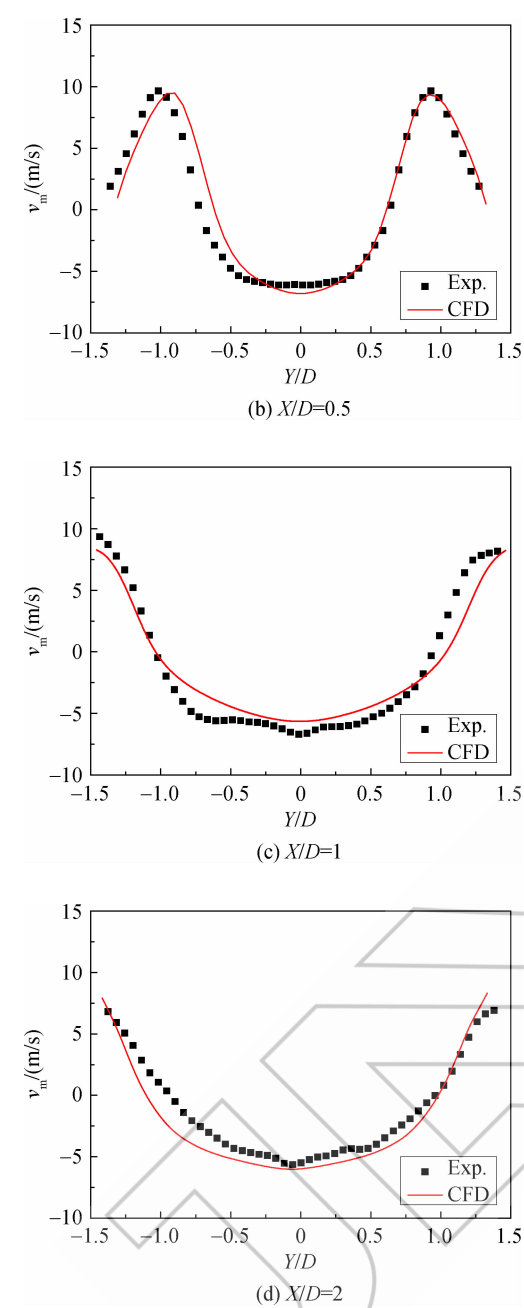


图 4 轴向速度试验结果和数值计算结果对比

Fig. 4 Comparison of axial velocity between experiment and simulation results

向位置的轴向速度 v_m 试验结果与数值计算结果对比,由图可知,数值计算结果与试验结果的吻合较好。由图 3 和图 4 可知,本文采用的网格划分策略和计算方法可以很好预测该类型双级轴向涡流器流量系数以及下游流场。

3 雾化特性试验

本文采用 Malvern 激光粒度仪测量喷嘴匹配双级轴向涡流器出口下游 30 mm 中心轴线处液雾的粒度及分布。该仪器是根据运动粒子在单色

平行光束中产生衍射的原理制成的,马尔文试验测试系统见图 5。激光器发出一束单色平行光,透过粒子群时,遇到大小不同的粒子,将产生不同角度的衍射,用一个傅里叶透镜将衍射光收集在一组光探测环上。根据衍射原理,对光探测环上收集的光能分布进行分析,即可得出粒子群的雾滴平均直径及大小不同粒子的尺寸分布,燃油索太尔平均直径(SMD,量符号记为 D_{sm})的测量准确度为 95%。

在涡流器压降 $\Delta p/p$ 为 1%~5%,喷嘴供油压差为 0.7 MPa 时,喷嘴自由通油状态,通过相机从侧面拍照的方式获得喷嘴匹配涡流器的喷雾锥角。

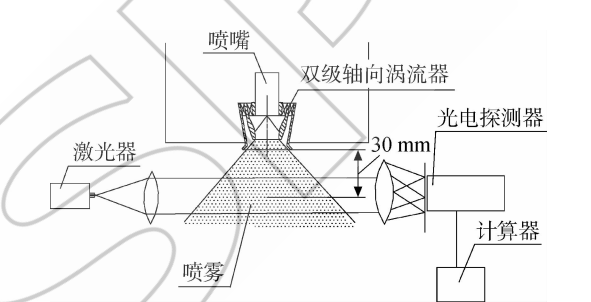


图 5 马尔文试验测试系统

Fig. 5 Malvern experimental test rig

4 结果及分析

4.1 流场数值模拟

4.1.1 文氏管长度对涡流器流量系数的影响

涡流器的流量系数 C_d 计算公式如下:

$$C_d = \frac{W_a}{A \sqrt{2 \Delta p \rho}} \tag{1}$$

式中 W_a 为通过涡流器的空气流量; Δp 为涡流器压降; ρ 为空气密度; A 为涡流器喉道处面积,即节流面积,一、二级涡流器的节流面积均在涡流器叶片位置处,所以一、二级涡流器的节流面积均为一、二级涡流器叶片位置处的环形通道面积减去一、二级涡流器叶片占据的面积,具体计算公式见文献[32]。

图 6 为不同文氏管长度的方案在涡流器压降 $\Delta p/p$ 为 3% 条件下的一、二级涡流器流量系数计算结果。由图可见,随着文氏管无量纲长度由 0.23 增加至 0.49,一级涡流器的流量系数 $C_{d,1}$ 由 0.98 降至 0.7,而二级涡流器的流量系数 $C_{d,2}$ 保持 0.75 不变,因此导致一、二级涡流器有效流通面积比 S_1/S_2 由 1.12 降至 0.78。原因是该类

型双级轴向涡流器为了加速来流空气,文氏管设计为收缩通道,即一级涡流器为收缩通道,所以文氏管长度越长对一级涡流器气流的阻碍作用越大,因此文氏管控制着一级涡流器的流量系数。而二级涡流器叶片角度较大,同时二级涡流器通道为扩张通道,二级涡流器的流量系数由二级涡流器叶片处的通道控制,所以文氏管长度对二级涡流器的流量系数影响很小。

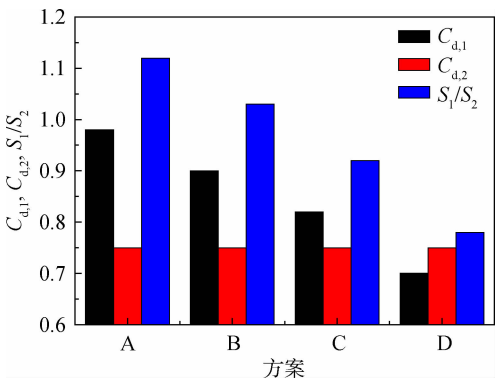


图 6 文氏管长度对一、二级涡流器流量系数的影响

Fig. 6 Effect of Venturi length on 1st and 2ed swirler discharge coefficient

4. 1. 2 文氏管长度对涡流器旋流数的影响

旋流数 N_s 定义如下:

$$N_s = \frac{G_t}{G_m R_{eo}} \tag{2}$$

式中 G_t 为切向动量矩; G_m 为轴向动量; R_{eo} 为涡流器积分截面处的外半径。

G_t 和 G_m 具体定义如下:

$$G_t = \int_{R_{ei}}^{R_{eo}} 2\pi r (v_t r) \rho v_m dr \tag{3}$$

$$G_m = \int_{R_{ei}}^{R_{eo}} 2\pi r \rho v_m^2 dr \tag{4}$$

式中 v_t 为切向速度; v_m 为轴向速度; R_{ei} 为涡流器积分截面处的内半径。

根据式(3)和式(4),通过 Fluent 对不同轴向位置的涡流器横截面进行积分得到切向动量矩和轴向动量,进而根据式(2)计算得到了各方案涡流器不同截面处的旋流数。

图 7 为各方案从文氏管出口到涡流器出口之间不同轴向长度 L 与涡流器喉道直径 D 的比值 L/D 处对应的总旋流数 $N_{s,t}$ 对比。由图 7 可知,从文氏管出口到涡流器出口,随着轴向位置的增加,各方案的总旋流数呈现先降低后上升的趋势。随着文氏管无量纲长度由 0. 23 增加至 0. 49,涡流器出口总旋流数由方案 A 的 0. 08 增至方案 D

的 0. 48,表明文氏管长度对涡流器气流的旋流强度影响极大。同时由图 7 也可以看出,文氏管出口的总旋流数越大,涡流器出口的总旋流数也越大,文氏管出口到涡流器出口的距离对涡流器旋流强度的影响没有文氏管长度的影响大。图 8 为不同方案在涡流器压降 $\Delta p/p$ 为 3% 条件下,文氏管出口一、二级涡流器旋流数大小和涡流器总旋流数对比,由图 8 可知,随着文氏管无量纲长度由 0. 23 增加至 0. 49,一级涡流器在文氏管出口的旋流数大小 $N_{s,1}$ 则由方案 A 的 1. 04 逐渐减小至方案 D 的 0. 86,二级涡流器在文氏管出口处的旋流数大小 $N_{s,2}$ 则由方案 A 的 1. 28 快速增加至方案 D 的 1. 86。分析其原因如下:由文中第 4. 1. 1 节可知,文氏管长度影响了一、二级涡流器气量分配,随着文氏管长度增加,二级涡流器有效流通面积保持不变,而一级涡流器有效流通面积减少,因此一级涡流器的旋转气流对二级涡流器

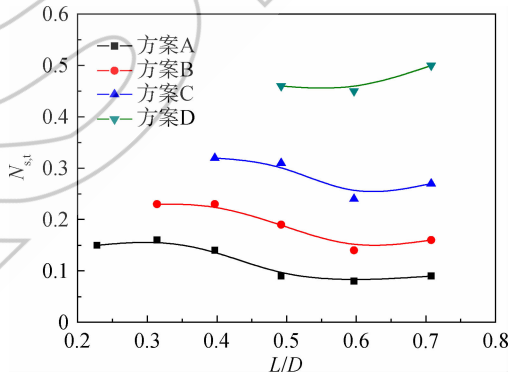


图 7 4 种方案不同轴向位置处的总旋流数对比

Fig. 7 Comparison of total swirl number at different axial locations for four cases

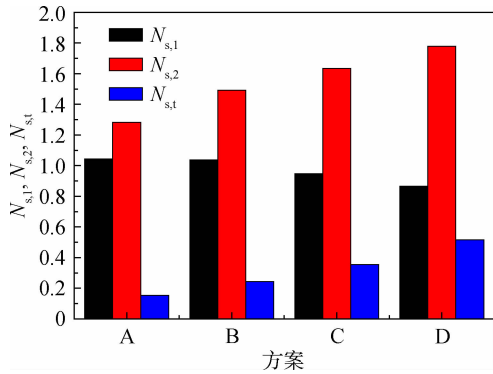


图 8 4 种方案文氏管出口一、二级涡流器旋流数大小和涡流器总旋流数对比

Fig. 8 Comparison of 1st and 2ed swirl number magnitude and total swirl number at Venturi outlet for four cases

的旋流动量削弱作用减小。同时,文氏管为收缩结构,文氏管越长对一级涡流器的切向动量的限制更大,所以随着文氏管增加,一级涡流器文氏管出口截面的旋流强度降低;而二级涡流器喉道位置在涡流器叶片位置处,二级涡流器通道为扩张通道,随着文氏管长度的增加,削弱了二级涡流器的轴向动量,所以,随着文氏管增加,二级涡流器文氏管出口旋流数增加。在上述两个因素共同作用下,涡流器出口旋流强度随着文氏管长度增加而显著增加。

4.1.3 文氏管长度对涡流器下游流场的影响

图 9 为过涡流器中心线截面的轴向速度云图,横坐标为水平方向坐标值 X 和双级轴向涡流

器喉道直径 D 的无量纲比值 X/D ,纵坐标为竖直方向坐标值 Y 与 D 的无量纲比值 Y/D 。图中黑细线表示回流区边界,由图可见,随着文氏管长度的增加,涡流器出口旋流扩张角由闭合状态变为 90° ,这是因为回流区的形成主要由旋流强度控制,而文氏管越长,涡流器出口旋流数越大。同时由图可知,文氏管长度还对涡流器内部回流区大小有影响,文氏管越长,涡流器内回流区越小,回流区前止点离喷嘴端面越远。

图 10 为过涡流器中心线截面切向速度云图,由图可知,随着文氏管长度增加,涡流器出口气流径向速度逐渐增加。这是因为文氏管长度增加会削弱一级旋流器旋流动量,从而导致一级涡流器

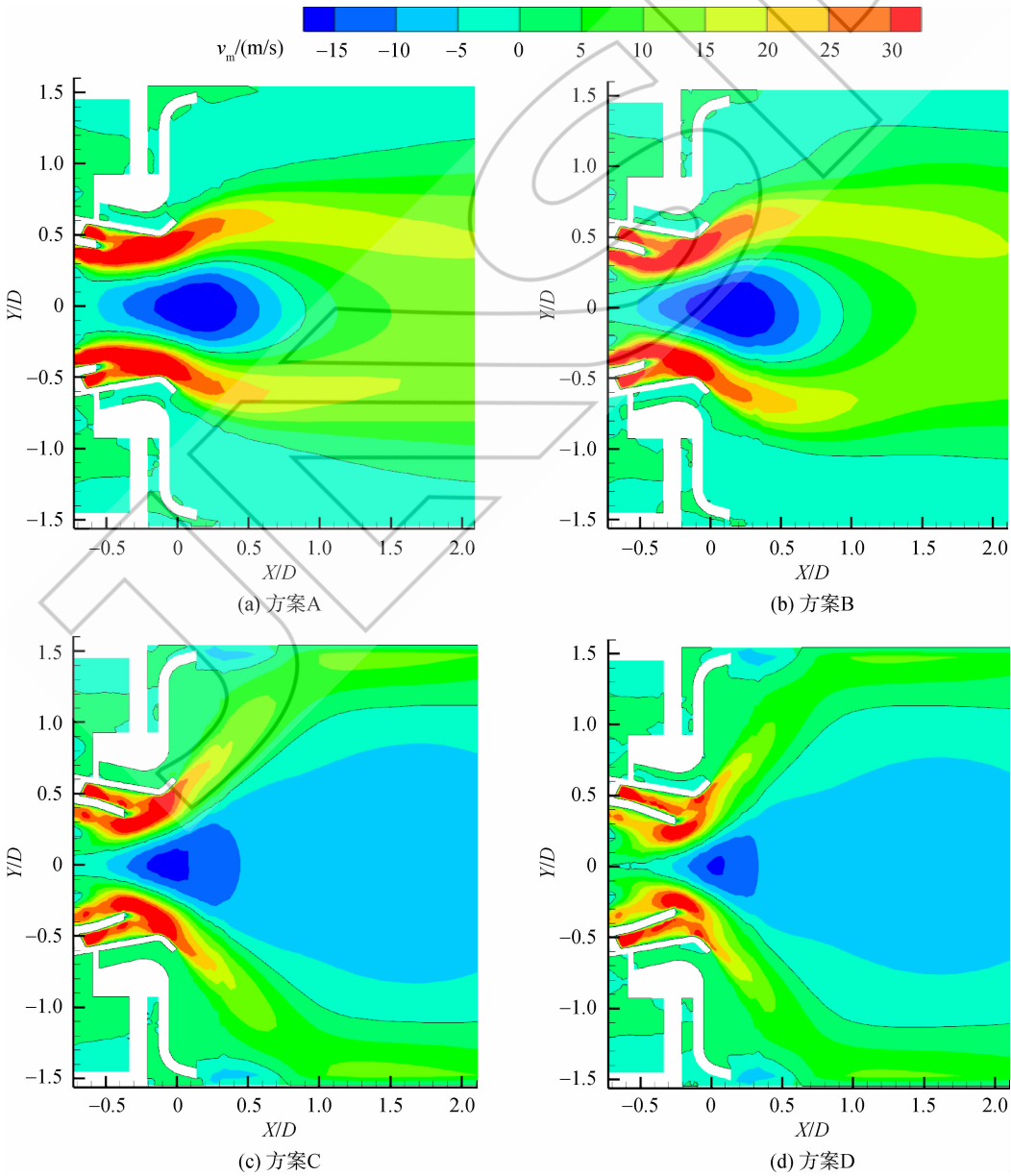


图 9 文氏管长度对轴向速度的影响

Fig. 9 Effect of Venturi length on axial velocity

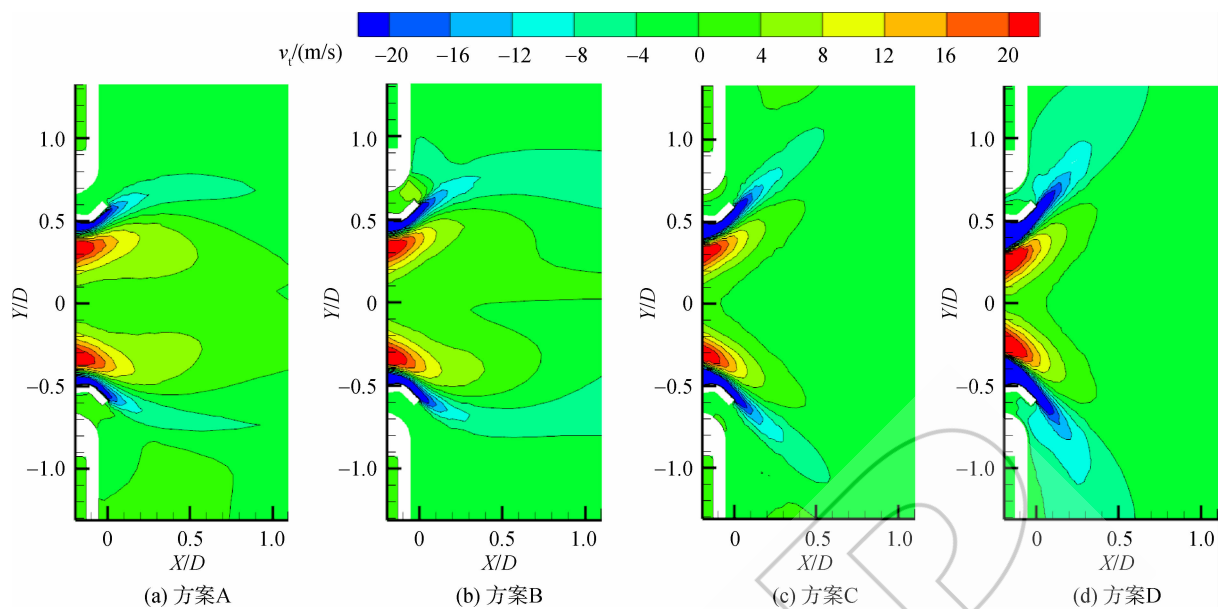


图 10 文氏管长度对切向速度的影响

Fig. 10 Effect of Venturi length on tangential velocity

旋转动量对二级旋流的动量削弱作用减小。

图 11 为 X/D 从 0.25~2 的 5 个轴向位置处的轴向速度分布,由图可知,随着轴向位置的增大,方案 A 和方案 B 对应的轴向速度峰值在 $Y/D=0.6$ 处附近保持不变,且随着轴向位置的增加, $Y/D=0$ 处的轴向速度逐渐增加,当 $X/D \geq 1.0$ 时,最终形成一股中心射流,而射流外侧区域则会在中心射流引射作用下形成低速回流区,即在涡流器下游产生了反转回流区;而方案 C 和方案 D 则随着轴向位置的增加,轴向速度峰值快速远离 $Y/D=0$,当 $X/D \geq 1.0$ 时,轴向速度峰值的径向位置基本不变,而在中心区域形成大面积的低速回流区,即在涡流器下游产生了常规的回流区。

图 12 为 X/D 从 0.25~2 的 5 个轴向位置处的切向速度分布。由图可知,当 $X/D=0.25$ 时,4 个方案均产生了正、负两个切向速度峰值,由图 10 亦可看出,该位置的一、二级涡流器气流并未完全混合。文氏管越长的方案其正切向速度峰值越小且负的切向速度峰值越大且峰值越偏离 $Y/D=0$,这是因为文氏管长度增加会削弱一级涡流器的旋转动量,所以由一级涡流器产生的正向切向速度峰值会减少,进而导致一级涡流器旋转动量对二级涡流器的旋转动量削弱作用减小,因此二级涡流器产生的负的切向速度峰值增加,因此文氏管越长的方案其径向扩展越强烈,所以切向速度峰值更偏离 $Y/D=0$ 。此外,随着 X/D 的增加,各方案涡流器正负峰值逐渐减小,当 $X/D \geq$

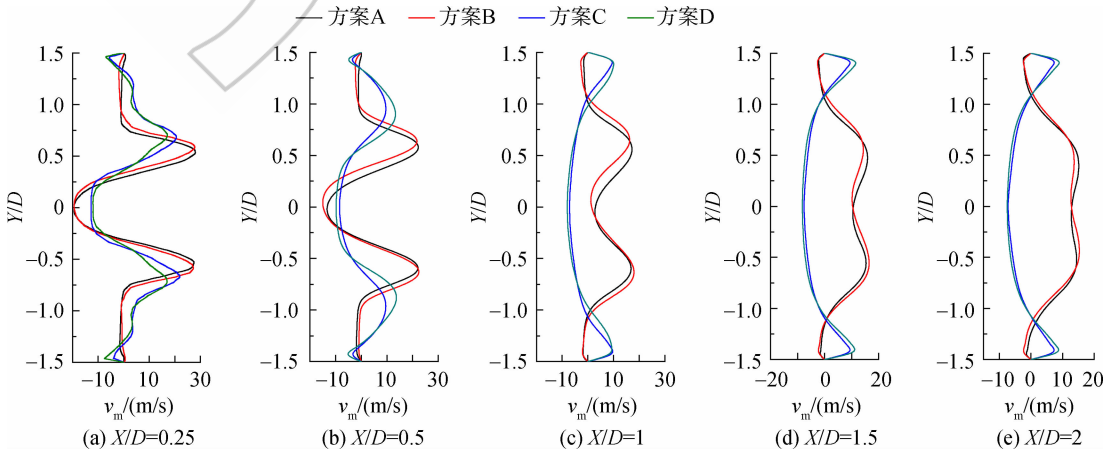


图 11 双级轴向涡流器出口下游不同轴向位置处的轴向速度分布

Fig. 11 Axial velocity distribution at different axial locations downstream the dual axial swirler outlet

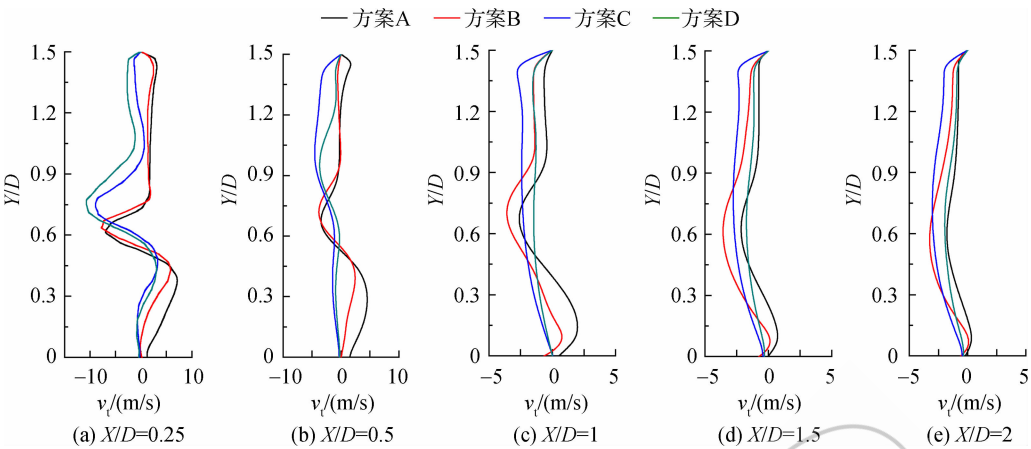


图 12 双级轴向涡流器出口下游不同轴向位置处的切向速度分布

Fig. 12 Tangential velocity distribution at different axial locations downstream the dual axial swirler outlet

1.0 时,4 个方案的切向速度峰值小于 5 m/s,说明在此处径向扩展不是十分强烈,由图 9 也可见此位置的回流区宽度趋于稳定。

4.2 雾化特性试验

图 13 为 4 种涡流器方案匹配在喷嘴涡流器压降 $\Delta p/p$ 分别为 1%~5% 条件下涡流器出口下游 30 mm 中心轴线处 SMD 的试验结果,试验时,燃油的供油压力为 0.7 MPa,喷嘴单独工作时的喷雾锥角为 105°。由图 13 可知,随着涡流器压降增加,方案 B、方案 C 以及方案 D 的 SMD 由 140~160 μm 快速降至 30~80 μm ,而方案 A 的 SMD 仅由 100 μm 降至 60 μm ,原因是文氏管长度和离心喷嘴喷雾锥角决定了喷嘴匹配涡流器的雾化方式,方案 A 的文氏管很短,从离心喷嘴喷出的燃油无法冲击文氏管内壁,这时的喷嘴匹配涡流器的雾化方式为直接喷射方式,因此涡流器压降对该方案的喷雾质量影响较小。而方案 B、方案 C 以及方案 D 从喷嘴喷出的燃油会冲击文氏管,当涡流器压降较低时,气动力小,这时会导致

文氏管上燃油积聚过多,从而导致喷嘴匹配涡流器的雾化性能较差。此外,根据文献[33-34]可知,涡流器匹配喷嘴成膜雾化主要受一级涡流器的影响,具体参数为文氏管出口液膜厚度、一级涡流器处的气液比以及文氏管出口速度。由于本文研究的涡流器方案的文氏管为收缩结构,通过前面的数值计算发现方案 B、方案 C 以及方案 D 的一级涡流器气流均在文氏管出口达到最大速度(当涡流器压降 $\Delta p/p$ 为 3% 时,各方案文氏管唇口处的最大速度均为 65 m/s),而文氏管管越长,会导致一级气量变小,进而导致一级涡流器的气液比变小,不利于喷雾,同时文氏管为收缩的结构,文氏管越长,文氏管出口直径越小,在相同燃油流量和空气速度下,液膜厚度越大,不利于再次雾化,所以在相同的涡流器压降和油压下,文氏管越长,喷嘴匹配涡流器的雾化性能反而越差。

图 14 为文氏管长度对喷嘴匹配涡流器的喷雾锥角 α 影响,图 15 为 4 种方案喷雾锥角在涡流器压降 $\Delta p/p$ 为 3% 时的对比,由图 14 和图 15 可知,文氏管长度对喷雾锥角影响明显:在相同涡流器压降下,喷雾锥角随着文氏管长度的增加而增加,而文氏管最短的方案 A,随着涡流器压降的增加,其喷雾锥角保持 34° 不变。方案 B、方案 C 以及方案 D 的喷雾锥角则随之变大,其原因为:文氏管长度决定了涡流器的旋流强度,文氏管越长,涡流器旋流强度越强,油雾粒子从旋流空气中获得的切向动量越大,所以在相同涡流器压降下,文氏管越长,喷嘴匹配涡流器喷雾锥角越大。同时涡流器压降使燃油雾化质量得到改善,液滴群中的小颗粒液滴增加,小颗粒液滴跟随空气流动性好,涡流器压降的增加也会使旋流空气携带粒子

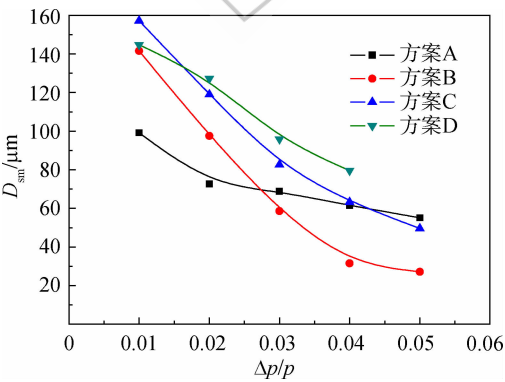


图 13 文氏管长度对 SMD 的影响

Fig. 13 Effect of Venturi length on SMD

的能力增加,油滴更容易跟随空气流动一起流动,所以随着涡流器压降的增加,喷雾锥角变大。

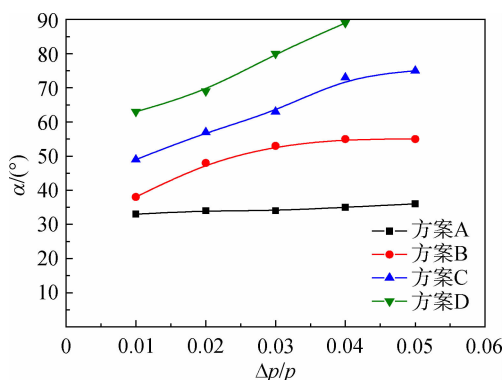


图14 文氏管长度对喷雾锥角的影响

Fig. 14 Effect of Venturi length on spray cone angle

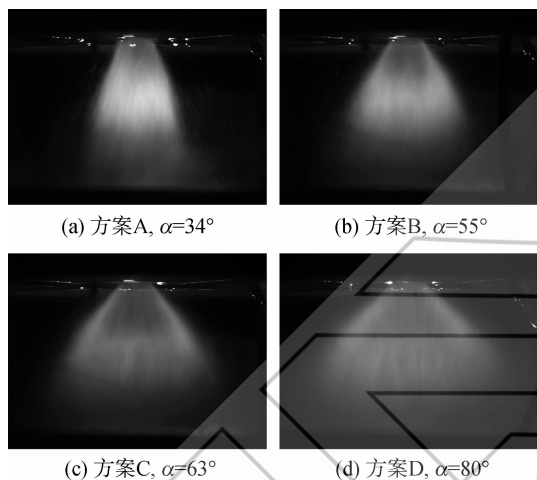


图15 4种方案喷雾锥角对比($\Delta p/p=3\%$)

Fig. 15 Comparison of spray cone angle for four cases ($\Delta p/p=3\%$)

5 结论

本文对4种不同文氏管长度的涡流器方案分别进行了冷态流场数值计算以及匹配喷嘴雾化特性试验,得到以下结论:

1) 文氏管长度影响了双级轴向涡流器一级涡流器流量系数。随着文氏管无量纲长度由0.23增加至0.49,一级涡流器流量系数由0.98降至0.7,而二级涡流器的流量系数保持0.75不变。

2) 文氏管长度影响了双级轴向涡流器气流的旋流强度和下游流场。随着文氏管无量纲长度由0.23增加至0.49,涡流器出口旋流数由0.08增至0.48,旋流扩张角由闭合状态增至约 90° ,涡

流器下游流场由反转回流区变为常规回流区。

3) 文氏管长度影响了双级轴向涡流器匹配喷嘴的雾化特性。文氏管长度最短的方案SMD和喷雾锥角受涡流器压降的影响较小,而其余3个方案的SMD和喷雾锥角受涡流器压降影响较大,且在相同涡流器压降和供油量下,SMD和喷雾锥角随着文氏管长度增加而增大。

参考文献:

- [1] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012.
- [2] MONGIA H C. TAPS: a fourth generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA-2003-2657, 2003.
- [3] MONGIA H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers; Part V 40 OPR (overall pressure ratio) [R]. AIAA-2011-5527, 2011.
- [4] MONGIA H C. Future trends in commercial aviation engines' combustion[C]// Novel Combustion Concepts For Sustainable Energy Development. New Delhi: Springer, 2014: 113-176.
- [5] TACINA K M, CHANG C, HE Z J, et al. A second generation swirl-venturi lean direct injection combustion concept [R]. AIAA-2014-3434, 2014.
- [6] HEATH C M. Characterization of swirl-venturi lean direct injection designs for aviation gas turbine combustion[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(5): 1334-1356.
- [7] REN X, XUE X, SUNG C J, et al. The impact of venturi geometry on reacting flows in a swirl-venturi lean direct injection airblast injector[R]. AIAA-2016-4650, 2016.
- [8] 张阳, 邹建锋, 郑耀, 等. 文氏管对旋流流场影响的数值研究[J]. 推进技术, 2016, 37(5): 907-915.
ZHANG Yang, ZOU Jianfeng, ZHENG Yao, et al. Numerical simulation for effects of venturi tube on swirling flow field[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(5): 907-915. (in Chinese)
- [9] 郑耀, 张阳, 邹建锋, 等. 文氏管喉部直径对燃烧室流场结构影响的数值模拟[J]. 燃烧科学与技术, 2015, 21(2): 97-102.
ZHENG Yao, ZHANG Yang, ZOU Jianfeng, et al. Numerical simulation of effects of venturi tube throat diameter on flow field of combustor[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2015, 21(2): 97-102. (in Chinese)
- [10] 彭剑勇, 李建中, 郑剑文, 等. 文氏管长度对双级旋流杯出口流场影响的试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(3): 352-358.
PENG Jianyong, LI Jianzhong, ZHENG Jianwen, et al. Experimental investigation on effect of venturi length on outlet flow field of double-stage swirler[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 48(3): 352-358. (in Chinese)
- [11] ATESHKADI A, MCDONELL V G, SAMUELSEN G S.

- Effect of hardware geometry on gas and drop behavior in a radial mixer spray[J]. Symposium(International) on Combustion, 1998, 27(2): 1985-1992.
- [12] ATESHKADI A, MCDONELL V G, SAMUELSEN G S. Effect of mixer geometry on fuel spray distribution, emission and stability[R]. AIAA-98-0247, 1998.
- [13] MONGIA H C, GORE J P, GRINSTEIN F F, et al. Combustion research needs for helping development of next generation advanced combustors[R]. AIAA-2001-3853, 2001.
- [14] MONGIA H C, AI-ROUB M, DANIS A, et al. Swirl cup modeling: Part I [R]. AIAA-2001-3576, 2001.
- [15] SUN H, CHUE T H, LAI M C, et al. Atomization and vaporization characteristics of airblast fuel injection inside a venturi tube[R]. AIAA-93-1766, 1993.
- [16] 徐华胜. 高性能旋流燃烧装置气动和雾化特性研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2007.
- XU Huasheng. Study on aerodynamic and spray characterization of high performance airblast device[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2007. (in Chinese)
- [17] BENSAADI M, DESAULTYD M A A, PITROU S P J, et al. Aerodynamic fuel injection system for a gas turbine engine: US6035645[P]. 2000-03-14.
- [18] SANDELIS D J M. Device for injecting a mixture of air and fuel, and combustion chamber and turbomachine which are provided with such a device: US11/941551[P]. 2008-07-17.
- [19] COMMARET P A, SANDELIS D J M. Device for injecting a mixture of air and fuel, and combustion chamber and turbomachine both equipped with such a device: US7861529 [P]. 2011-01-04.
- [20] 康尧, 林宇震, 霍伟业, 等. 双级旋流杯结构变化对点火特性的影响研究[J]. 推进技术, 2014, 35(5): 675-680.
- KANG Yao, LIN Yuzhen, HUO Weiye, et al. Effects of hardware geometry of dual-stage swirl cup on ignition performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(5): 675-680. (in Chinese)
- [21] WANG Xiaofeng, LIN Yuzhen, HU Haosheng, et al. Effect of swirl cup's venturi shape on spray structure and ignition process[R]. ASME Paper 2014-GT-25216, 2014.
- [22] LIU Cunxi, LIU Fuqiang, YANG Jinhu, et al. Experimental investigation of spray and combustion performances of a fuel-staged low emission combustor: Part II effects of venturi angle[R]. ASME Paper 2018-GT-76452, 2018.
- [23] ATESHKADI A, MCDONELL V G, SAMUELSEN G S. Lean blowout model for a spray-fired swirl-stabilized combustor[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2000, 28(1): 1281-1288.
- [24] 航空工业部. 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.
- [25] 彭云晖, 林宇震, 许全宏, 等. 双旋流空气雾化喷嘴喷雾、流动和燃烧性能[J]. 航空学报, 2008, 29(1): 1-14.
- PENG Yunhui, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Atomization, aerodynamics and combustion performance of swirl cup[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 1-14. (in Chinese)
- [26] 张弛, 田兴鹏, 林宇震, 等. 旋流杯文氏管长度对积碳的影响研究[J]. 推进技术, 2015, 36(12): 1833-1838.
- ZHANG Chi, TIAN Xingpeng, LIN Yuzhen, et al. Effects of Venturi length of swirl cup on carbon deposition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(12): 1833-1838. (in Chinese)
- [27] LIN S C, WANG X, ESTEFANOS W, et al. The effect of the geometric modifications of the venturi on the non-reactive flow and combustion behavior using a counter-rotating radial-radial swirler [R]. ASME Paper 2017-GT-64876, 2017.
- [28] WOLF P, STAFFELBACH G, ROUX A, et al. Massively parallel LES of azimuthal thermo-acoustic instabilities in annular gas turbines[J]. Combustion for Aerospace Propulsion, 2009, 337(6/7): 385-394.
- [29] COHEN J M, ROSEFJORD T J. Influence on the uniformity of sprays formed by high shear fuel nozzle/swirler assemblies[R]. AIAA-90-2193, 1990.
- [30] 曾青华, 孔文俊. 反向双旋涡流器受限火焰特性的流场分析[J]. 航空动力学报, 2016, 31(12): 2888-2894.
- ZENG Qinghua, KONG Wenjun. Flow field analysis for confined flames characteristics of counter dual-stage swirler[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 2888-2894. (in Chinese)
- [31] SHUNSAKUS O, MASANAO I, MAI T, et al. Low-NOx combustion of fuel spray-air mixtures from a converging splitter in a co-swirling annular air flow[R]. ASME Paper 2017-GT-65205, 2017.
- [32] LEFEBVRE A H, BALLAL D R. Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions [M]. Boca Raton, USA: Taylor and Francis Press, 2010.
- [33] 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.
- [34] 金如山, 索建秦. 先进燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2016.

(编辑: 叶 青、王碧琚)