

轴向旋流器几何对回流区的影响

朱 宇¹, 张 群¹, 徐华胜², 钟士林²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 采用 FLUENT 软件对单级轴向旋流器进行冷态流场数值模拟, 研究中改变了多种旋流器几何结构参数, 获得了回流区尺寸与强度的变化规律, 拟合了计算回流区长度的经验公式. 通过与实验结果比较发现: 所发展的回流区特征参数经验公式能够较准确的估算回流区长度, 误差不超过 5%; 回流区长度随旋流数及扩张比的增大而减小; 回流区宽度随扩张比的增大而增大; 回流区涡心截面的回流比受旋流器几何参数影响比较复杂; 存在临界文氏管扩张角为 43° , 回流区形态在临界角两侧有很大差异.

关 键 词: 轴向旋流器; 限制域; 回流区; 冷态流场; 经验公式

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effects of geometry on characteristics of central toroidal recirculation zone generated by an axial swirler

ZHU Yu¹, ZHANG Qun¹, XU Hua-sheng², ZHONG Shi-lin²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: The non-reaction flow field generated by a single axial swirler was simulated by using FLUENT software. The variation laws of dimensions and strength of central toroidal recirculation zone (CTRZ) with the change of swirler structures were analyzed, and an empirical formula for the length of CTRZ was obtained. The computed results were compared with experiment measurements, and the comparisons of the results indicate that the empirical formula can calculate the length of CTRZ correctly with an error lower than 5%; the length of CTRZ decreases with the increase of swirl number and expansion ratio; the width of CTRZ increases with the increase of expansion ratio; the swirler has a complex impact on backflow ratio of the center plane of vorticity; there is a critical angle of 43° for Venturi; at both sides of the critical angle the CTRZs are quite different.

Key words: axial swirler; confinement; central toroidal recirculation zone (CTRZ); cool flow field; empirical formula

旋流器是航空发动机燃烧室的一个重要部件^[1], 它的主要功用是: 在火焰筒头部产生高速旋转射流, 形成低压区, 从而造成回流区, 以保证火焰稳定; 增加气流与油滴的相对速度, 改善燃油雾化和混气的形成; 为燃烧室头部提供适量的空气,

以保证头部具有合适的余气系数, 故旋流器的工作性能将会影响燃烧室的燃烧性能^[2]. 近几十年来, 随着航空发动机燃烧室的发展, 旋流器也从单级发展到双级和三级, 多级旋流器是一种新型旋流器, 由于它既能保证头部的空气流量和产生足

够强的回流区,又具有良好的气动雾化性能,因此在先进航空发动机燃烧室中得到广泛应用^[3-6].

目前对于双旋流或三旋流的组织回流区的技术尚不是特别完善,有很多机理还没有研究清楚.普遍认为多旋流中第 1 级旋流器起辅助雾化的作用,国外早期对单级旋流的组织机理进行了比较细致的探索.如 Abujelala 等^[7]对比了 standard $k-\epsilon$ 模型与五孔探针的测量结果,研究了旋涡、限制域以及旋流器出口形式对限制域内旋流的影响. Mondal 等^[8]数值研究了在一个轴对称燃烧室内进口扩张段壁面突扩角以及旋流器叶片类型对中心回流区的影响. FU 等^[9]采用 LDV (laser doppler velocimetry) 测量的方法,实验研究了在一个内径为 2 英寸(约 50.8 mm)的方形测试段中,改变轴向旋流器叶片角以及喷嘴安装位置对冷态流场的影响. Raj 等^[10]通过对照数值模拟与实验数据研究了叶片角、叶片数和轮毂比对回流区的影响,并通过比较得出了湍流模型的应用范围. CAI 等^[11]采用 PDPA (phase doppler particle analyzer) 实验测量了液体燃料在一个强旋流的轴向旋流器矩形燃烧室中的燃烧流场. Grech 等^[12]对比了不同湍流计算模型对回流区计算的影响,并与 Kilik 的实验数据进行了对照,同时模拟了旋流器在发动机高空风车状态下的流场.国内对单级旋流的研究较少,多是直接模拟多级旋流^[13-15].

为了分离研究内旋流对回流区的影响,本文数值研究了单级旋流器不同参数变化与限制域对回流区的影响,并总结了规律变化曲线与回流区长度经验公式,其文氏管结构采用曲线造型,这是国外研究很少涉及的.

1 计算模型与网格无关检验

1.1 计算模型

单级轴向旋流器的几何结构如图 1 所示.其关键设计参数有:旋流器出口内径 D_{in} ,旋流器出口外径 D_{out} ,叶片轴向长度 L_b ,叶片厚度 H ,旋流器出口至文氏管喉道的距离 L_1 ,文氏管喉道至文氏管出口的距离 L_2 ,文氏管喉道直径 D_t ,文氏管出口直径 D_v .

参照国内外研究基础与燃烧室实际尺寸,选取的基准型参数为旋流器出口内径为 20 mm,旋流器出口外径为 40 mm,叶片安装角为 45° ,叶片厚度为 1 mm,叶片数为 12,叶片轴向长度为 11 mm,旋流数为 0.78,叶片通道流通面积为 546.4 mm^2 ,旋流器出口至文氏管喉道的距离为 14 mm,

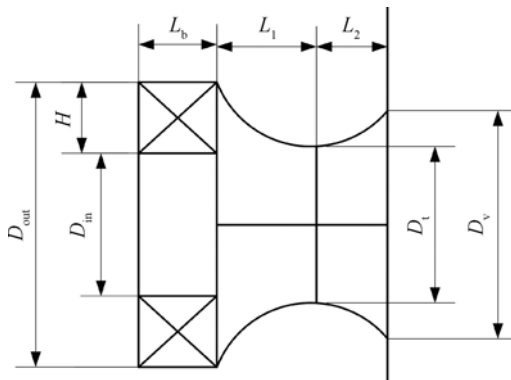


图 1 旋流器结构参数示意图

Fig. 1 Schematic illustration of parameters of swirler configuration

文氏管喉道至文氏管出口的距离为 10 mm,文氏管喉道直径为 22 mm,文氏管出口直径为 32 mm,旋流器下游限制域为矩形,长度为 200 mm,直径为 100 mm.

计算网格采用六面体核心混合网格,如图 2 所示. Grech 等^[12]对比不同湍流计算模型与 Kilik 的实验数据进行了对照,对数值方法的误差进行了验证,湍流模型选用 realizable $k-\epsilon$ 双方程模型,回流区长度误差小于 2%,本文采用相同的计算方法,压力速度耦合方式采用 SIMPLEC (semi-implicit method for pressure-linked equations-consistent) 算法,动量方程采用 2 阶格式,近壁面区域采用标准壁面函数处理, y^+ 介于 20~50 之间,符合 FLUENT 选用壁面函数处理近壁面流动区域的条件.

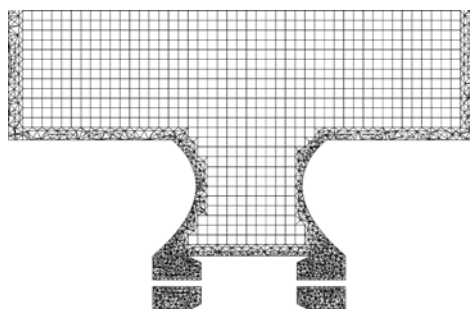


图 2 计算模型网格

Fig. 2 Mesh of calculation model

1.2 网格无关检验

对几何结构划分 6 万、6.3 万、20 万、47 万和 87 万不同密度的网格,在同一参数下进行数值模拟,所得回流区边界如图 3 所示(图中 Z 为轴向长度, D 为旋流器外径, R 为径向长度). 网格数目的增加为整体网格数目的增加,网格相对密度保

持不变,网格形状基本不随网格数目的变化而变化.计算结果表明,该模型需要一定密度的网格才能准确地描述下游流场,图中 87 万网格对比 47 万网格计算所得的回流区边界基本重合,说明当网格数目大于等于 47 万时,计算的结果已与网格数目无关,网格密度能够满足计算要求,本文算例均按照 47 万密度标准进行划分.

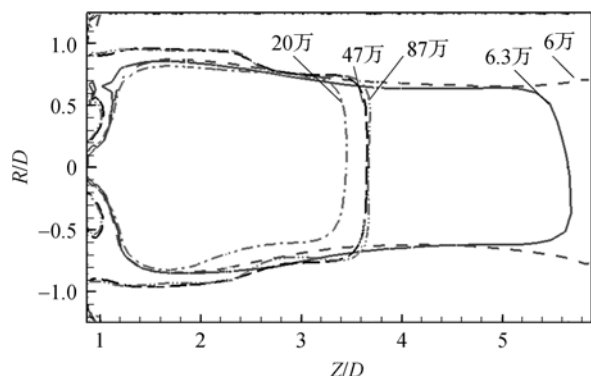


图3 网格无关性检验

Fig. 3 Grid independency study

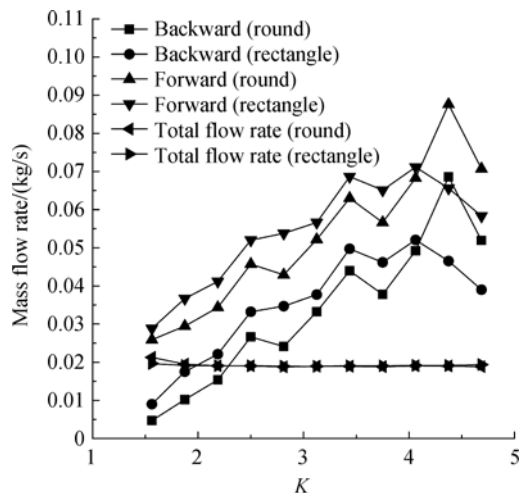
2 数值模拟结果分析

2.1 限制域形状与尺寸对回流区的影响

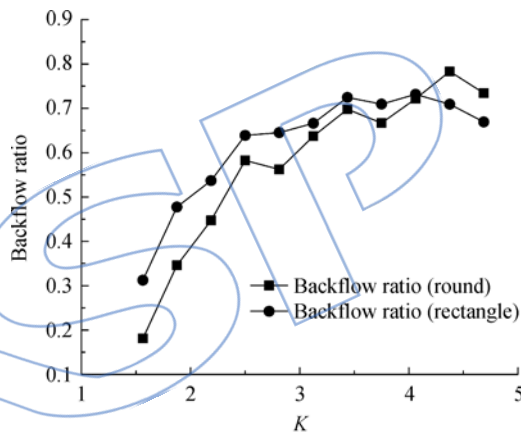
在发动机的燃烧室中匹配旋流器直径与燃烧室腔体直径在一个适当的值对组织燃烧是十分必要的.本文分别研究了矩形和圆形限制域工况下,不同限制域尺寸对回流区的影响,固定旋流器为基准型不变,限制域的直径从 50 mm 到 150 mm 间隔 10 mm 变化.定义扩张比 K 为限制域直径与文氏管出口直径之比,则流场参数随 K 的变化如图 4 所示(图中 L 为无量纲化的回流区长度, W 为无量纲化的回流区宽度, $W_{\max}$ 为无量纲化的回流区最大宽度位置).

在燃烧室中回流区的主要作用是降低流速,并将下游的高温燃气带回头部引燃头部的可燃混气,以实现火焰的自持.因此回流区需要一定的尺寸和强度,回流区的尺寸可以用长度和宽度表征,强度则可以用涡心截面的回流比(回流流量/顺流流量)来表征.用回流区的长度、宽度以及最大宽度位置除以旋流器出口外径,即可得到无量纲化的回流区尺寸参数.

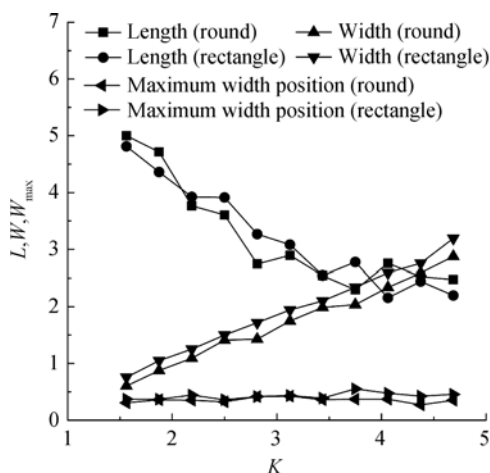
由图 4(a)可以看出,涡心截面的顺流流量和回流流量都是先增大后减小,但总流量保持不变.由图 4(b)可以看出,涡心截面的回流比随着 K 的增大先增加后减小,矩形限制域在 $K=3.4375 \sim$



(a) 涡心截面顺流流量、回流流量及总流量



(b) 涡心截面回流比



(c) 无量纲回流区长度、宽度与最大宽度位置

图4 限制域形状与尺寸变化对回流区的影响

Fig. 4 Effects of variations of confinement configuration and dimension of CTRZ

4.0625 附近回流比达到了最大值 0.73,而圆形限制域所能达到的最大回流比更高,对应的 K 也更大.由图 4(c)可以看出,随着 K 的增大,无论是矩形限制域还是圆形限制域,回流区的长度总体

都呈减小趋势. 回流区的宽度随着 K 的增大而增大, 最大宽度位置基本保持不变, 矩形限制域的回流区宽度总是略大于圆形限制域的回流区宽度.

综合图示结果, 旋流器下游流场的形态受限制域形状尺寸的影响很大. 限制域的直径限制了旋流流动在径向的发展, 一方面限制了回流区的宽度, 同时当 K 较小时压迫旋流向下游发展, 产生了狭长的回流区, 而随着 K 的增大, 旋流在径向上能够快速发展, 回流区长度也相应减小. 当 $K < 4$ 时, 矩形限制域涡心截面顺流流量、回流流量和回流比均比圆形限制域大, 当 $K > 4$ 时, 情形则相反. 考虑相同直径的矩形与圆形限制域, 矩形限制域的面积约为圆形限制域面积的 $1.273(4/\pi)$ 倍, K 值较小时流动受限制域壁面影响, 发展不够充分, 对于一定的旋流器尺寸, K 值越小矩形限制域相对的流通面积更大, 旋流发展更好, 回流比也更高, 而当 K 值增大到一定程度时, 旋流流动能够得到充分发展, 这时矩形限制域的 4 个角处可能会产生扰动涡流, 产生一定的流动损失, 导致旋流强度下降, 回流比也小于圆形限制域, 这点在图 4(b) 中有所体现. 由此可以分析当限制域扩张比较小时矩形限制域更有利于旋流流动的发展, 回流强度更高. 而当限制域扩张比较高时圆形限制域更有利于旋流的发展. 调整 K 在合适的值可使回流强度最大, 有利于火焰的稳定.

2.2 叶片安装角 α 对回流区的影响

旋流数的定义为

$$S_n = \frac{2(1-Z^3)\tan\theta}{3(1-Z^2)} \quad (1)$$

式中 Z 是旋流器轮毂比, θ 为叶片出口角. 旋流数 S_n 与叶片出口角 θ 和旋流器轮毂比有关, 对实际发动机统计, 轮毂比变化对旋流数 S_n 影响很小, 故可认为旋流数 S_n 主要受叶片出口角 θ 的影响. 本文研究的旋流器采用短直叶片以减小气流损失, 其叶片安装角 α 即为叶片出口角 θ . 表 1 为旋流器旋流数 S_n 与流通面积 A 随叶片安装角 α 的变化.

图 5 为回流区参数随叶片安装角 α 的变化. 由图 5 可以看出随着叶片安装角 α 的增大, 旋流器的流通面积减小, 回流区涡心截面顺流流量、回流流量以及总流量都减小, 回流比略有增大, 这是由于旋流数增大, 旋流强度增大, 对中心区域空气的卷吸作用增强, 增大了回流区内的轴向逆压梯度. 随着叶片安装角 α 增大, 旋流数增大, 回流区长度减小; 回流区宽度以及最大宽度位置基本不随叶片安装角 α 变化.

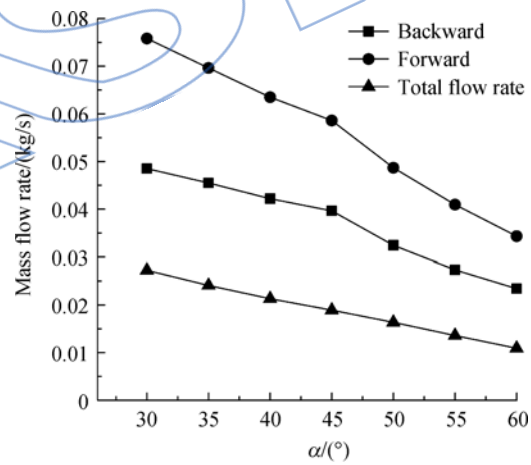
表 1 旋流器参数随叶片安装角的变化

Table 1 Parameters of swirler at different vane angles

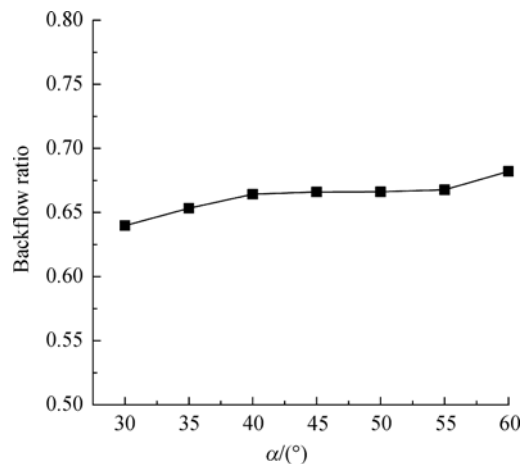
叶片安装角 $\alpha/(^\circ)$	旋流数 S_n	流通面积 A/mm^2
30	0.449	696.2
35	0.545	652.0
40	0.653	602.0
45	0.778	546.4
50	0.927	485.8
55	1.111	420.6
60	1.347	351.2

2.3 文氏管结构对回流区的影响

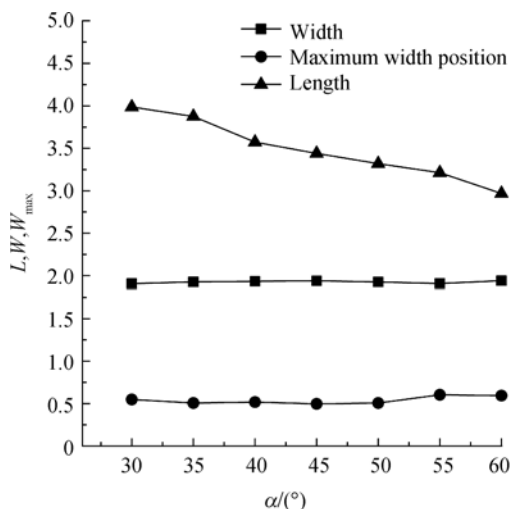
文氏管的作用主要是防止积炭, 但是它的存在对流场和燃烧性能有很大的影响. 研究文氏管结构变化对流场的影响时主要从 4 个关键参数入手, 即旋流器出口至文氏管喉道的距离 L_1 , 文氏管喉道至文氏管出口的距离 L_2 , 文氏管喉道直径 D_1 , 文氏管出口直径 D_2 .



(a) 涡心截面顺流流量、回流流量及总流量



(b) 涡心截面回流比



(c) 无量纲回流区长度、宽度与最大宽度位置

图5 叶片安装角变化对回流区的影响

Fig. 5 Effect of vane angle on central toroidal recirculation zone

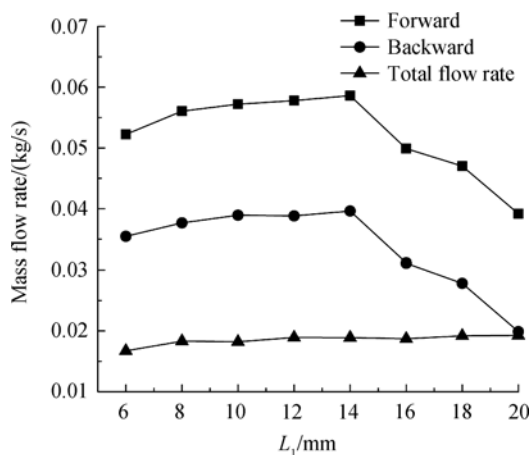
2.3.1 L_1 变化对回流区的影响

旋流器出口至文氏管喉道的距离 L_1 从 6 mm 到 20 mm 间隔 2 mm 依次变化,回流区参数变化如图 6 所示。由图 6 可知,涡心截面顺流与回流流量都是先增大后减小,总流量随着 L_1 的增大小幅增大。回流比先保持不变,在 $L_1 > 14$ mm 后迅速减小。随着 L_1 的增大,回流区长度有一定波动,在 $L_1 > 14$ mm 后有所减小,回流区的宽度先是保持不变,也是在 $L_1 > 14$ mm 后逐渐减小,最大宽度位置先保持不变,在 L_1 大于 14 mm 后向下游推移。分析文氏管的结构,当旋流器出口外径与文氏管喉道直径不变时,随着 L_1 的增大,文氏管入口转角减小,径向速度分量减小,在相同的扩张条件下径向扩张能力减弱,故回流区的宽度逐渐减小。由总流量的变化可知,喉道面积不变,轴向速度分量随着 L_1 的增大而增加,而同时径向扩张能力减弱,故最大宽度位置向下游推移。由图 7 和以上分析可知, L_1 不应过长, L_1 过长将导致回流区尺寸收缩,强度减弱。

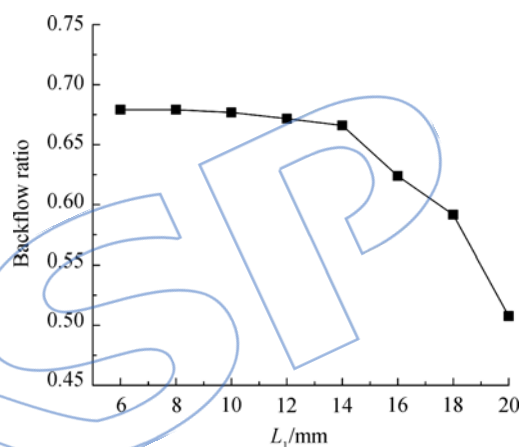
2.3.2 L_2 变化对回流区的影响

文氏管喉道至文氏管出口的距离 L_2 从 4 mm 到 20 mm 间隔 2 mm 依次变化,回流区参数变化如图 7 所示。

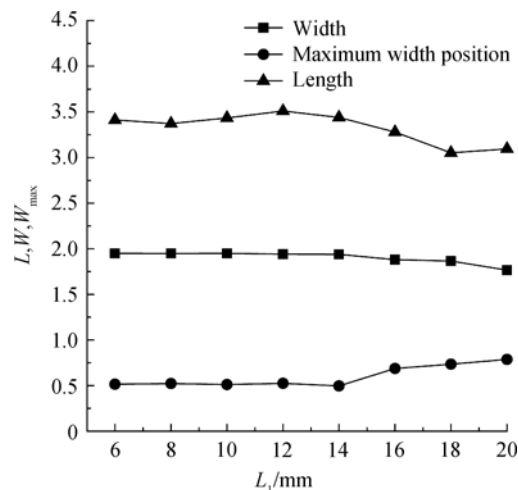
由图 7 可知,在 $L_2 = 10, 12$ mm 两种工况下回流区的形态发生了明显的转变,在 $L_2 \leq 10$ mm 时,随着 L_2 的增大,文氏管出口转折逐渐变缓,气流的径向分速度减小,扩张能力减弱,涡心截面的



(a) 涡心截面顺流流量、回流流量及总流量



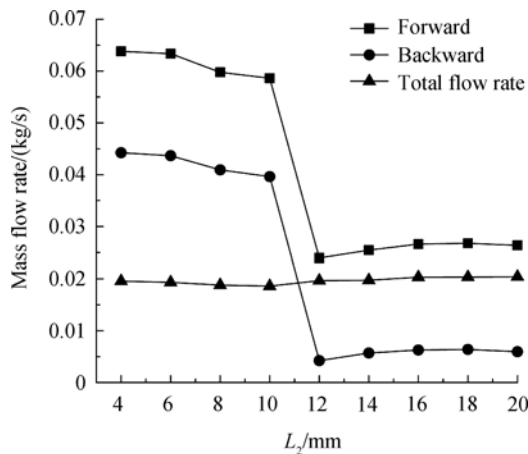
(b) 涡心截面回流比



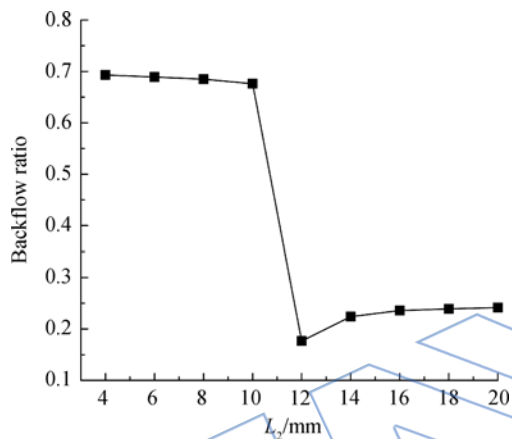
(c) 无量纲回流区长度、宽度与最大宽度位置

图6 L_1 变化对回流区的影响Fig. 6 Effect of L_1 on central toroidal recirculation zone

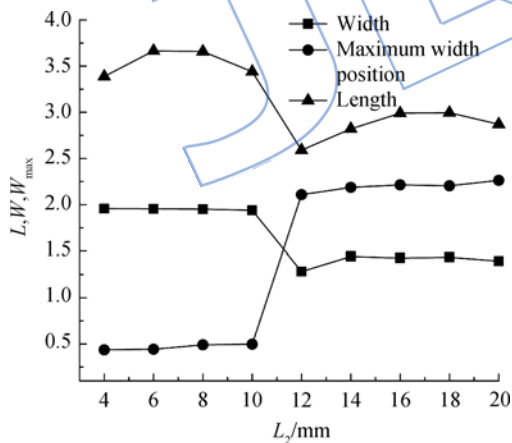
顺流流量、回流流量和回流比略有降低,回流区的形态与之前的算例相似,均为前宽后窄的“冬瓜形”;在 $L_2 \geq 12$ mm 时,回流区的形态为前窄后宽的“葫芦形”,涡心截面的顺流流量、回流流量以及



(a) 涡心截面顺流流量、回流流量及总流量



(b) 涡心截面回流比



(c) 无量纲回流区长度、宽度与最大宽度位置

图 7 L_2 变化对回流区的影响Fig. 7 Effect of L_2 on central toroidal recirculation zone

回流比相对于 $L_2 \leq 10 \text{ mm}$ 时急剧下降,回流区的长度和宽度都减小,最大宽度位置在回流区比较靠下游的位置,但回流区的最大回流速度较之前增大很多,而且出现了角涡.回流区形态如图 8 所示.

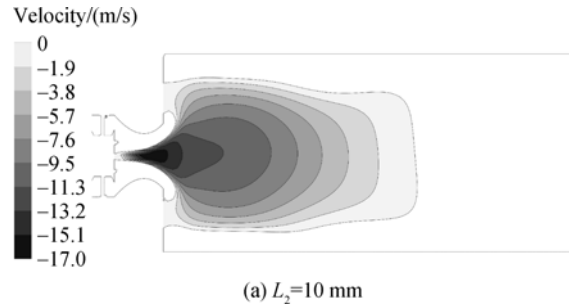
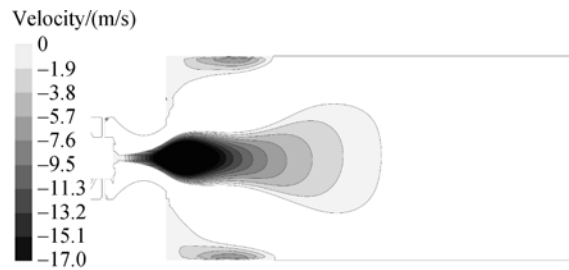
(a) $L_2=10 \text{ mm}$ (b) $L_2=12 \text{ mm}$

图 8 模型中截面回流区

Fig. 8 Central toroidal recirculation zone at center plane

2.3.3 D_i 变化对回流区的影响

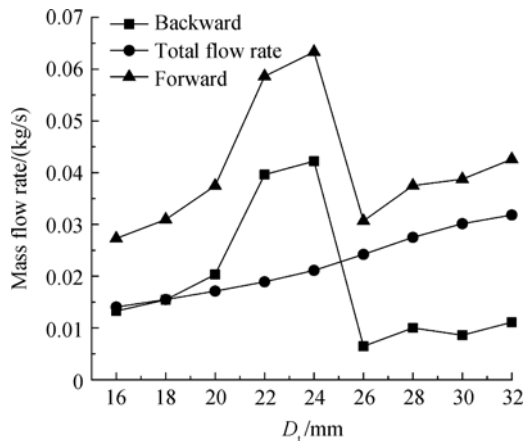
文氏管喉道直径 D_i 从 16 mm 到 32 mm 间隔 2 mm 依次变化,回流区参数变化如图 9 所示.

由图 9 可知,改变 D_i 也发生了回流区转变的现象,转变的位置介于 $D_i=24 \text{ mm}$ 和 $D_i=26 \text{ mm}$ 之间.在 D_i 小于等于 24 mm 时,回流区的形态与之前的算例相似,均为前宽后窄的“冬瓜形”;在 $D_i \geq 26 \text{ mm}$ 时,回流区的形态为前窄后宽的“葫芦形”,流态与图 8 类似.模型燃烧室总流量随着 D_i 的增大而增大,回流区形态的转变对总流量没有影响.在 $D_i \leq 24 \text{ mm}$ 时,随着 D_i 的增大,涡心截面顺流流量、回流流量以及回流比都依次增大;在 $D_i \geq 26 \text{ mm}$ 时,虽然顺流流量、回流流量以及回流比的值都下降很多,但变化规律与前面一致.当 D_i 增大到 32 mm 时,文氏管喉道直径与出口直径相等,文氏管后半段为等直径圆筒,此时文氏管出口流动可视为突扩式的旋流流动,回流区长度急剧增大,这对组织燃烧是不利的.

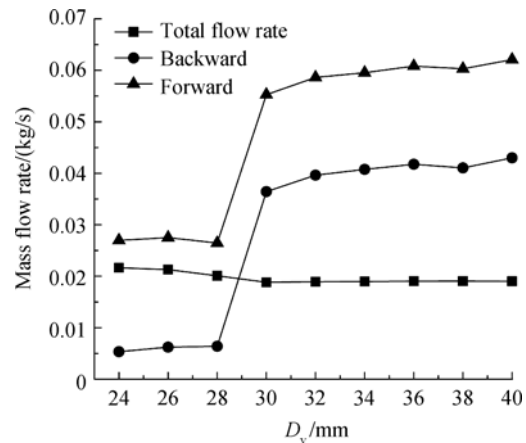
2.3.4 D_v 变化对回流区的影响

文氏管出口直径 D_v 从 24 mm 到 40 mm 间隔 2 mm 依次变化,回流区参数变化如图 10 所示.

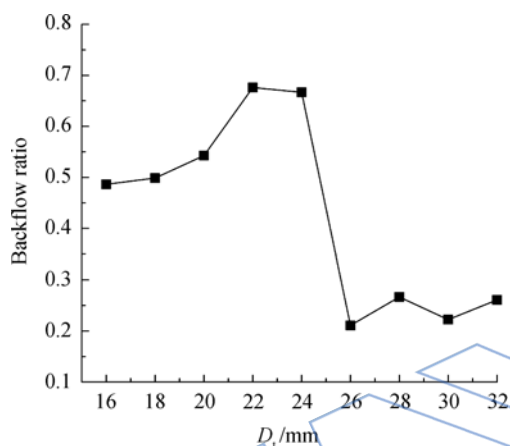
由图 10 可知,改变 D_v 也发生了回流区转变的现象,转变的位置介于 $D_v=28, 30 \text{ mm}$ 两种工况之间.在 D_v 小于等于 28 mm 时,回流区的形态为前窄后宽的“葫芦形”,随着 D_v 的增大,回流比



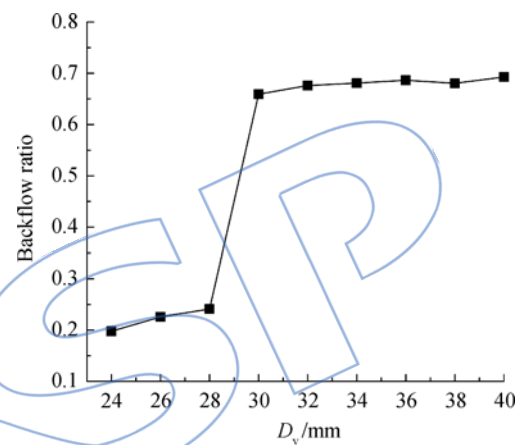
(a) 涡心截面顺流流量、回流流量及总流量



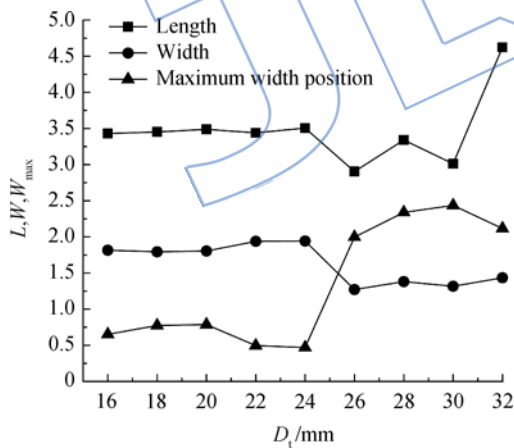
(a) 涡心截面顺流流量、回流流量及总流量



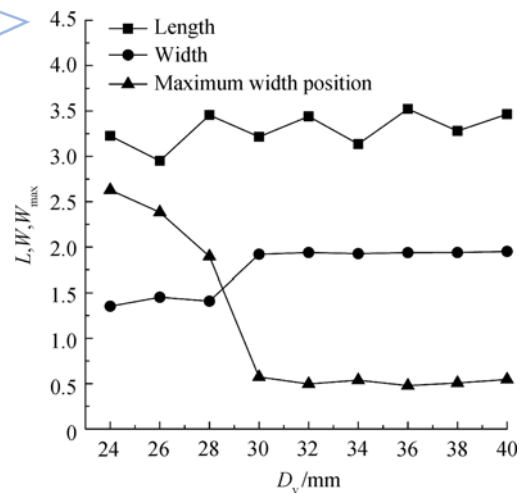
(b) 涡心截面回流比



(b) 涡心截面回流比



(c) 无量纲回流区长度、宽度与最大宽度位置



(c) 无量纲回流区长度、宽度与最大宽度位置

图9 D_1 变化对回流区的影响Fig. 9 Effect of D_1 on central toroidal recirculation zone图10 D_v 变化对回流区的影响Fig. 10 Effect of D_v on central toroidal recirculation zone

小幅增加,最大宽度位置向上游移动;在 D_v 大于等于 30 mm 时,回流区的形态与之前的算例相似,均为前宽后窄的“冬瓜形”,随着 D_v 的增大,回流区长度略有波动,总的回流形态及流动特征基本不发生变化。

综合分析文氏管结构变化时回流区的变化规律可以发现,出现回流区形态转变的工况都伴随着文氏管出口角的变化.固定其他 3 个参数不变,只改变 L_1 时,回流区的形态没有发生改变.由此可以分析,引起回流区形态变化的关键参数可能

是文氏管出口角. 由于文氏管为曲线造型, 定义文氏管出口切线方向与轴向的夹角为文氏管出口角, 如图 11 所示. 分析不同工况得出, 回流区形态发生改变的临界角为 43° 附近, 当文氏管出口角大于临界角时, 回流区的形态为前宽后窄的“冬瓜形”; 当文氏管出口角小于临界角时, 轴向速度分量相对径向扩张速度占据优势, 回流区的形态为前窄后宽的“葫芦形”. 实际组织燃烧时应避免出现“葫芦形”的回流区.

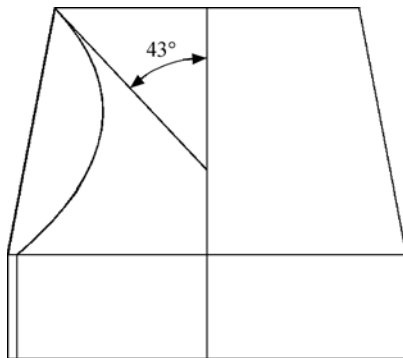


图 11 文氏管出口角示意图
Fig. 11 Schematic of exit angle of Venturi

2.4 经验公式总结与计算精度验证

由上文的分析总结可以看出, 回流区长度受扩张比以及旋流数的影响较大, 扩张比增大、旋流数增大都会使回流区长度缩短. 由文中线图可以看出, 回流区长度随扩张比和旋流数的变化都近似为线性变化, 分别对回流区长度-旋流数、回流区长度-扩张比的组合进行线性拟合, 可得

$$L = 4.3927 - 1.09706 S_n \quad (2)$$

$$L = 5.12227 - 0.65345 K \quad (3)$$

式中 L 为无量纲化的回流区长度. 现合并考虑扩张比 K 与旋流数 S_n 的影响, 定义参变量 C

$$C = c_1 S_n + c_2 K \quad (4)$$

式中 c_1 和 c_2 分别表征旋流数和扩张比对回流区长度变化的影响因子, 其值分别取单独拟合旋流数和扩张比对回流区长度变化规律的斜率, 再对 C 和 L 进行指数函数拟合, 可得

$$L = -0.1031e^{\frac{-C}{1.2285}} + 4.6588 \quad (5)$$

将 C 值代入可得

$$L = -0.1031e^{\frac{1.09706 S_n + 0.65345 K}{1.2285}} + 4.6588 \quad (6)$$

拟合曲线如图 12 所示.

由拟合的经验公式可知, 旋流数相对于扩张比对回流区长度的影响更大. 扩张比对回流区长

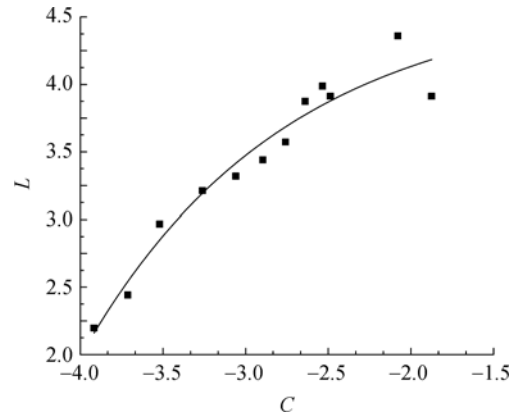


图 12 C 与 L 拟合曲线
Fig. 12 Fitting curve of C and L

度的影响实质上是通过在径向尺寸上对流动进行限制, 扩张比越小, 在径向上压迫轴向速度分量很高的气流向下游发展, 从而使回流区拉长; 而旋流数对流动的影响是通过导流叶片对气流进行扭转, 旋流数越大, 扭转后气流的周向转动动量与径向扩张动量也就越大, 对中心区域气流的卷吸作用更强, 也就使得流动内部轴向逆压梯度升高, 从而使回流速度增大, 强化旋流. 在实际应用中扩张比通常受其他部件尺寸的限制, 回流区主要由旋流数来控制, 在设计过程中应着重考虑.

参照 Reddy 等^[16]的实验, 按照相同的参数设置几何模型进行计算, 回流区参数对比如表 2 所示, 所得计算结果与实验数据对照如图 13 所示. 其中图 13(a)为 Reddy 的实验数据(图中 CRZ 为角落回流区), 图 13(b)为作者数值模拟所得到的回流边界.

表 2 计算结果与实验数据回流区参数对照

Table 2 Computational results of central toroidal recirculation zone comparing with experiment data

参数	实验数据	计算结果	误差/%
L	3.2	3.22	+0.625
W	1.87	1.78	-4.8

由表 2 和图 13 可知, 计算所得的回流区与实验测量的回流区形状相近, 考虑实验测量也存在一定的误差, 可以认为本文的计算方法可以较为准确地模拟回流区尺寸. 对实验数据进行验算, 按经验公式算得 $L=3.312$, 实验测得的 $L=3.2$, 误差为 +3.5%; 另对 Kihm 等^[17]的测量结果进行验证, 实验测得的 $L=3.1$, 按照经验公式计算得到 $L=3.1178$, 误差为 +0.57%; 对 Kilik^[18] 的实

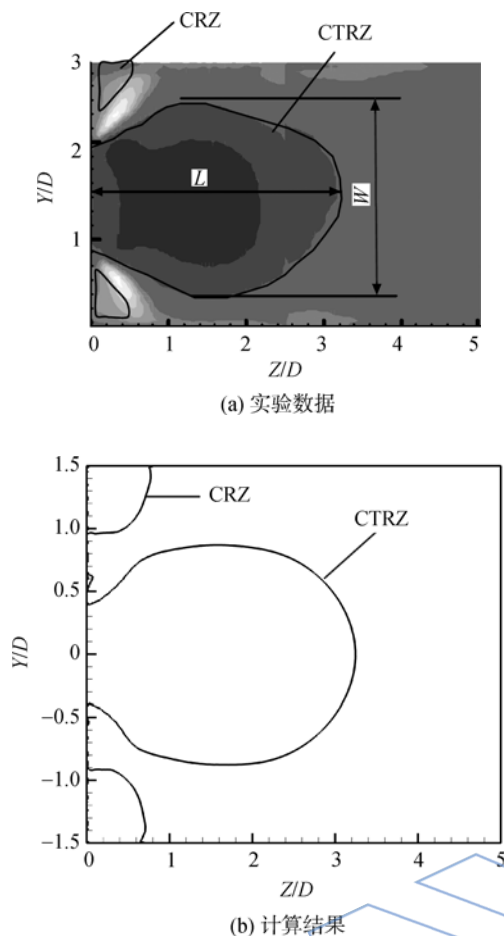


图13 计算结果与实验数据对比图

Fig. 13 Computational results comparing with experiment data

验结果进行对比,实验测得的 $L=3.2$,经验公式计算得到 $L=3.1272$,误差为 -2.3% 。对本文计算模型取叶片安装角为 50° 、限制域边长为 120 mm 的矩形工况进行数值模拟验算,按经验公式算得 $L=2.9248$,数值模拟得到的 $L=2.79$,误差为 -4.8% ,说明经验公式能较为准确地计算回流区长度。

3 结 论

设计了带有曲线型面文氏管的单级轴向旋流器,对不同参数变化进行了一系列数值计算并与实验数据进行了对照,在本文所研究范围内得出的结论如下:

1) 回流区长度受扩张比以及旋流数的影响较大,扩张比增大、旋流数增大都会使回流区长度缩短。本文总结的经验公式可以较好地计算回流区的长度,误差在 5% 以内。

2) 回流区的宽度受限制域尺寸的影响较大,随旋流器出口至文氏管喉道距离的增大略有减

小,最大宽度的轴向位置随旋流器出口至文氏管喉道距离的增大向下游略有推移,两者随其他参数的变化均不明显。

3) 回流比的变化规律比较复杂,受很多参数影响。扩张比增大,回流比先增大后减小;旋流数增大,回流比小幅增大;旋流器出口至文氏管喉道的距离增大,回流比先保持不变后减小;文氏管喉道面积增大,回流比增大。

4) 文氏管出口角对回流区形态有重要影响,存在一个临界角 43° ,当文氏管出口角小于临界值时,回流区形态为“葫芦形”;当文氏管出口角大于临界值时,回流区形态为“冬瓜形”。

参考文献:

- [1] 严传俊,范玮. 燃烧学[M]. 西安:西北工业大学出版社,2008.
- [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] 彭云晖,林宇震,刘高恩. 三旋流器燃烧室出口温度分布的初步试验研究[J]. 航空动力学报,2007,22(4):554-558.
PENG Yunhui, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. A preliminary experimental study of pattern factor for a triple swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 554-558. (in Chinese)
- [4] 彭云晖,刘旦,林宇震. 高温升燃烧室主燃区流场和燃烧性能[J]. 燃烧科学与技术,2010,16(5):456-461.
PENG Yunhui, LIU Dan, LIN Yuzhen. Primary zone flow field and combustion performance of high temperature rise combustor[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2010, 16(5): 456-461. (in Chinese)
- [5] 许全宏,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)
- [6] 袁怡祥,林宇震,刘高恩. 旋流杯燃烧室头部流场与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)
- [7] Abujelala M T, Lilley D G. Swirl, confinement and nozzle effects on confined turbulent flow[R]. AIAA-84-1377, 1984.
- [8] Mondal S, Datta A, Sarkar A. Influence of side wall expansion angle and swirl generator on flow pattern in a model combustor calculated with $k-\epsilon$ model[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2004, 43(9):901-914.

- [9] FU Yongqiang, Jeng S M. Characteristics of the swirling flow generated by an axial swirler [R]. ASME Paper GT2005-68728, 2005.
- [10] Raj R T K, Ganesan V. Study on the effect of various parameters on flow development behind vane swirlers[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2008, 47 (9): 1204-1225.
- [11] CAI Jun, Jeng, S M. The structure of a swirl-stabilized reacting spray issued from an axial swirler[R]. AIAA-2005-1424, 2005.
- [12] Grech N, Koupper C, Zachos P K, et al. Considerations on the numerical modeling and performance of axial swirlers under relight conditions[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2012, 134: 505-512.
- [13] 雷雨冰, 赵坚行. 三级涡流器环形燃烧室化学反应流场的数值研究[J]. 推进技术, 2005, 26(3): 215-218.
LEI Yubing, ZHAO Jianxing. Numerical study of reacting flow field in the annular combustor with the tripe swirler [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(3): 215-218. (in Chinese)
- [14] 李井华, 蔡文祥, 雷雨冰, 等. 数值研究涡流器对环形燃烧室燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2241-2248.
LI Jinghua, CAI Wenxiang, LEI Yubing, et al. Numerical investigation of influence of swirler on combustion performance in annular combustors[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2241-2248. (in Chinese)
- [15] 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): 1233-1240.
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): 1233-1240. (in Chinese)
- [16] Reddy A P R, Sujith R I, Chakravarthy S R. Swirler flow field characteristics in a sudden expansion combustor geometry using PIV[R]. AIAA-2005-217, 2005.
- [17] Kihm K D, Chigier N, Sun F. Laser doppler velocimetry investigation of swirler flowfields[J]. Journal of Propulsion and Power, 1990, 6(4): 364-374.
- [18] Kilik E. The influence of swirler design parameters on the aerodynamics of the downstream recirculation region[D]. Cranfield: Cranfield Institute of Technology, 1976.