

第2级径向旋流器旋流数对燃烧室 点火和贫油熄火性能的影响

代威, 林宇震, 张弛

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 双级旋流器是航空发动机燃烧室头部产生回流区所采用的主要形式, 研究主要考察第2级径向旋流器的旋流数对点火与燃烧稳定性能的影响, 数值模拟结果能够较好地匹配第2级径向旋流器设计参数. 试验研究表明: 第2级径向旋流器旋流数的改变对燃烧室点火性能无影响; 但减小该旋流数会对贫油熄火性能产生明显地改善, 旋流卷吸效果会影响回流区火焰稳定. 减小第2级径向旋流器旋流数, 使下游卷吸量增加, 回流区流动与火焰匹配更好, 更有利于燃烧稳定性的提高.

关 键 词: 燃烧室; 径向旋流器; 旋流数; 点火性能; 贫油熄火

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effects of swirl number of second stage radial swirler on combustor ignition and lean blow-out performances

DAI Wei, LIN Yu-zhen, ZHANG Chi

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Twin-swirler is used as a major form in aero-engine combustor dome to make a recirculation zone. The effects of the swirl number of the second stage radial swirler on ignition and combustion stability performance were mainly studied. The numerical simulation results were validated well with the design parameters of the second stage radial swirler. Experimental studies show that the swirl number of the second stage radial swirler has no effect on the combustor ignition performance. However, the decrease of this swirl number will obviously improve the lean blow-out performance. The entrainment effect of swirl would impact the flame stabilization in the recirculation zone. Decreasing swirl number of the second stage radial swirler can increase the downstream entrainment and optimize the matching between the flow and flame in the recirculation zone, and this is more beneficial to improve the combustion stability.

Key words: combustor; radial swirler; swirl number; ignition; lean blow-out

燃烧室作为航空发动机的核心部件之一, 其燃烧性能将决定航空发动机的工作状态与性能指标, 由于燃烧室空气速度远高于燃料稳定燃烧的最大火焰传播速度, 因此燃烧室头部需采用特定

的结构来达到稳定火焰和高效燃烧的目标^[1-3]. 航空发动机中常常使用旋流器的旋流空气来产生火焰稳定燃烧所需要的热回流区, 同时高速的旋流对燃油油滴产生强烈的剪切作用, 提高燃油的雾

化质量并使油气均匀地混合^[4]。目前旋流器的设计已经从过去的单级发展到多级,随着级数的增加,燃油雾化效果与头部流场结构也变得越来越复杂。

双旋流空气雾化喷嘴是美国GE公司发展的一类相当成熟的空气雾化形式,由双级旋流器和离心喷嘴组合而成^[5]。在20世纪后期,国内外的许多学者对这一类喷嘴进行了大量的基础及应用研究,国外学者在基础燃烧方面做了大量的研究,从机理上探究了双级旋流器的原理和性能^[6-7]。而国内的研究多是以工程应用为目的,许多学者对双级旋流器的雾化、结构及燃烧性能进行了试验研究^[8-12],研究结果表明双级旋流器有着优异的燃烧性能,能够满足航空发动机对于燃烧室性能的需要。

旋流数对于旋流器的设计是一个至关重要的参数,它表征了旋流空气的切向动量与轴向动量之比,用来描述旋流的强弱。目前,国内外对旋流器的研究已有相当的基础,但是对于旋流数这一重要参数的研究尚未进行,因此本文首先设计具有不同旋流数的第2级径向旋流器,通过数值模拟的手段对其设计参数进行验证,然后采用试验方法对带有不同第2级径向旋流器的双级旋流器在单头部扇形燃烧室中进行燃烧性能的研究。试验研究的第2级径向旋流器有3个方案,分别为基准方案、旋流数减少16%、旋流数增加25%,进行点火试验和贫油熄火试验以考察燃烧性能。

1 试验方案设计

本试验研究用的双级旋流器,第1级为斜孔式旋流器,第2级为径向旋流器(见图1)。喷嘴采用双油路离心喷嘴,并采用单头部扇形燃烧室。

研究中双级旋流器的第1级斜孔式旋流器均相同,只改变第2级径向旋流器(以下简称旋流

器)的参数,研究方案有3个,旋流数分别为基准、减小16%和增加25%,旋流数变化时尽量保证其他设计参数基本不变,例如旋流器进出口结构和旋流器有效面积等。

旋流数 S 和出口切向速度与轴向速度比 V_R 的计算式如下^[1]:

$$S = \frac{\pi(R_{eo}^2 - R_{ei}^2)R_{si}}{nh_s b_s R_{eo}} = \frac{R_{eo}^2 - R_{ei}^2}{b_s R_{eo}} \frac{\pi R_{si}}{nh_s} \quad (1)$$

$$V_R = \frac{2R_{si}}{R_{eo} + R_{ei}} \frac{\pi(R_{eo}^2 - R_{ei}^2)}{nh_s b_s} = \frac{R_{eo}^2 - R_{ei}^2}{(R_{eo} + R_{ei})b_s} \frac{2\pi R_{si}}{nh_s} \quad (2)$$

$$\beta_e = \arctan V_R \quad (3)$$

式中 R_{si} 为气流进出口通道平均入射半径; R_{eo} 为出口环形通道外径; R_{ei} 为出口环形通道内径; n 为旋流器叶片数目; h_s 为喉道高度; b_s 为叶片厚度; β_e 为出口中心气流与轴向的夹角。

调整旋流器设计参数的依据:保持出口环形通道内径 r_{ei} 、出口射流方向与轴向的夹角 β_e 不变,并维持旋流器有效面积 A_d 与叶片喉道面积 A_v 之比 A_d/A_v 与基准基本一致且旋流器的进气面积也保持相同。

各旋流器方案几何参数对比见表1,其中 A_e 为旋流器几何面积。

表1 各旋流器方案几何参数对比

Table 1 Geometry parameters comparison between every swirler cases

方案	$(d_e)/\text{mm}^2$	$(\cos \epsilon_e)/\%$	$\Delta/\%$	
1	1.2840	96.568	0.746	0
2	1.0781	96.759	0.693	-16.04
3	1.6048	96.861	0.825	24.98

为保证旋流器设计参数的准确性,利用CFD软件Fluent进行数值模拟来验证旋流器有效面积和旋流数的设计正确性。模型采用非结构化网格体,流体为理想气体,模型采用流动方程、湍流方程(标准 $k-\epsilon$ 模型)和能量方程,当监控参数的残差达到 10^{-4} 时定为收敛,计算出的数据代入公式

$$\dot{m}_a = C_d A_e \rho u \quad (4)$$

$$S = \frac{G_\varphi}{G_x R_{eo}} \quad (5)$$

$$G_\varphi = \int_{R_{ei}}^{R_{eo}} 2\pi r(\omega r) \rho u dr \quad (6)$$

$$G_x = \int_{R_{ei}}^{R_{eo}} 2\pi r \rho u^2 dr + \int_{R_{ei}}^{R_{eo}} 2\pi r p dr \quad (7)$$

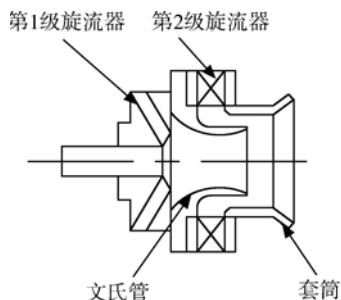


图1 双级旋流器结构示意图

Fig. 1 Schematic of twin-swirler structure

来计算旋流器有效面积与旋流数. 式中 $\dot{m}_a$ 为进口空气流量; ρ 为密度; u 为流速; G_φ 为切向动量矩; G_x 为轴向动量; r 为径向坐标; ω 为切向速度; p 为静压.

旋流器流体域模型和速度矢量云图见图 2.

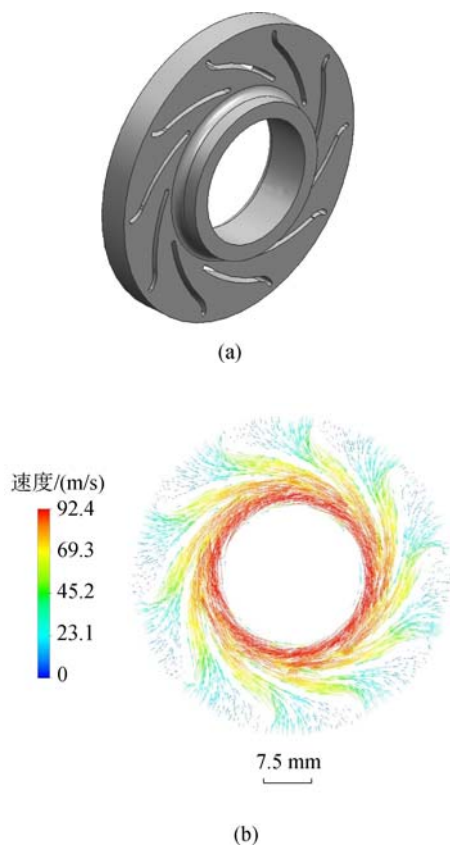


图2 旋流器流体域模型和速度矢量云图

Fig. 2 Model of swirler's fluid domain and velocity vector contour

由于在 CFD 中网格的数量对计算结果会有影响, 因此首先对网格无关性进行验证, 对基准方案在 3% 进口空气压降下对不同网格数的模型进行计算, 统计得到的旋流器有效面积和旋流数如图 3 所示, 从图中可以看出当网格数大于 80 万后计算结果趋于稳定, 所以对各方案的数值模拟均采用约为 80 万的网格数.

方案 1 运算 1%~5% 进口空气压降 ($\Delta p/p_3$), 其他方案运算 3% 进口空气压降来验证设计参数的准确性, 由数值计算得到旋流器有效面积 $C_d A_e$ 和旋流数 S 模拟值, 再与设计值比较, 见表 2 和图 4~图 7. 表 2 中 Δ_{1-2} 表示方案 1 与方案 2 的偏差, Δ_{1-3} 表示方案 1 与方案 3 的偏差. 图 4~图 7 中 Δp 为进出口压差, p_3 为进口总压.

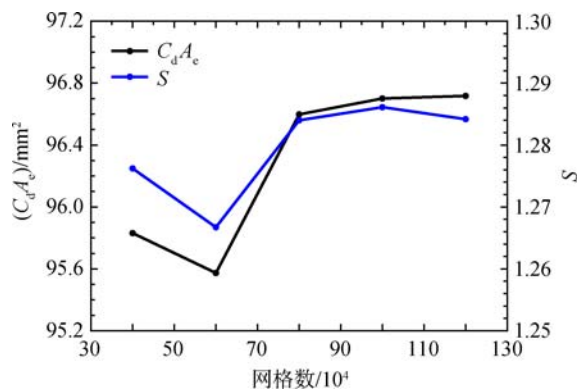


图3 不同网格数的旋流器有效面积和旋流数对比

Fig. 3 Comparison of effective area and swirl number of swirler for different grid numbers

表2 方案1~方案3模拟值与设计值对比

Table 2 Comparison between simulated value and design value for cases 1—3

方案	$(C_d A_e)/\text{mm}^2$			
	设计值	模拟值	设计值	模拟值
1	96.54	100.4	1.2840	1.2393
2	96.76	99.45	1.0781	1.0404
3	96.86	101.94	1.6048	1.5128
$\Delta_{1-2}/\%$	0.23	-0.95	-16.03	-16.05
$\Delta_{1-3}/\%$	0.34	1.54	24.98	23.06

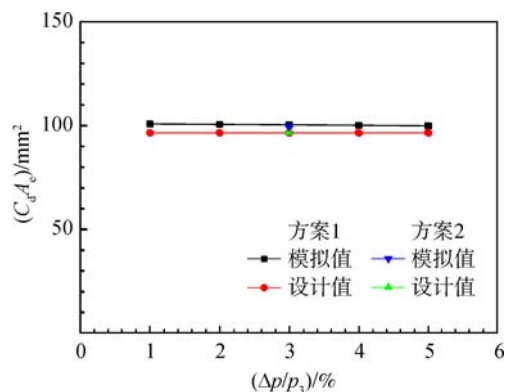


图4 方案2旋流器有效面积模拟值与设计值对比

Fig. 4 Comparison of effective area of swirler between simulated value and design value for case 2

方案 2 的模拟值与设计值相比, 旋流器有效面积最大偏差为 0.95%, 而旋流数的最大偏差为 0.05%, 偏差很小, 说明方案 2 旋流器的模拟方法与设计方法得到的结果基本一致.

方案 3 的旋流器有效面积最大偏差为 1.54%, 而旋流数的最大偏差为 1.94%, 偏差同

样很小。

通过比对模拟值与设计值可知,绝大部分模拟值与设计值偏差在1%之内,个别数据的偏差

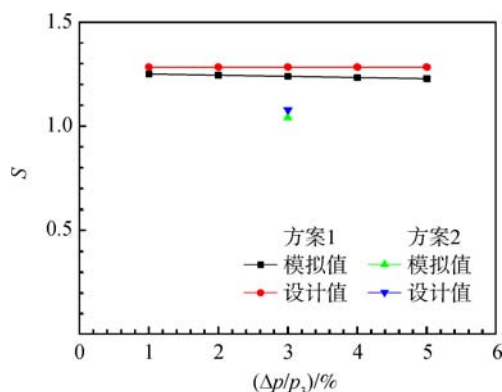


图5 方案2旋流器旋流数模拟值与设计值对比

Fig. 5 Comparison of swirl number of swirler between simulated value and design value for case 2

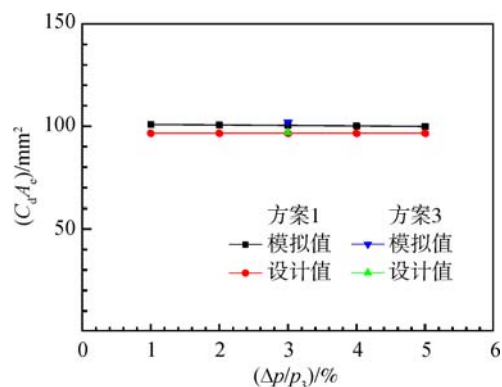


图6 方案3旋流器有效面积模拟值与设计值对比

Fig. 6 Comparison of effective area of swirler between simulated value and design value for case 3

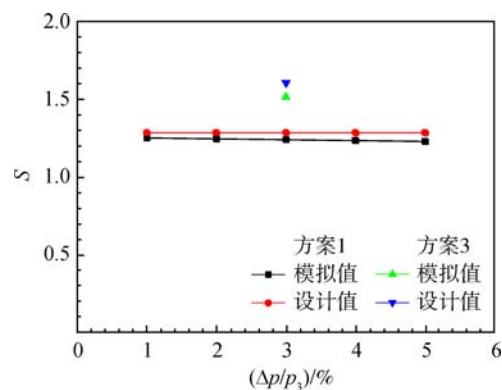


图7 方案3旋流器旋流数模拟值与设计值对比

Fig. 7 Comparison of swirl number of swirler between simulated value and design value for case 3

在2%之内,因此模拟值比较符合设计值,具有较大的可信度,验证了旋流器参数设计方法的正确性。

2 试验系统

点火和贫油熄火试验台系统示意图如图8所示。整个试验系统主要由气路、油路、试验段、测量段及排气段组成。

气路系统主要由离心风机或低压气、调节阀、电炉、测量段组成。油路系统是用气瓶的低压气将油罐中的煤油加压流出,并通过流量计来与采集计算机建立联系。试验段部分主要是由燃烧室试验件、点火器、水冷套、点火电嘴、喷嘴等部件组成,测量段由进口测量段、采样感头、进水管、出水管、冷却装置等组成。

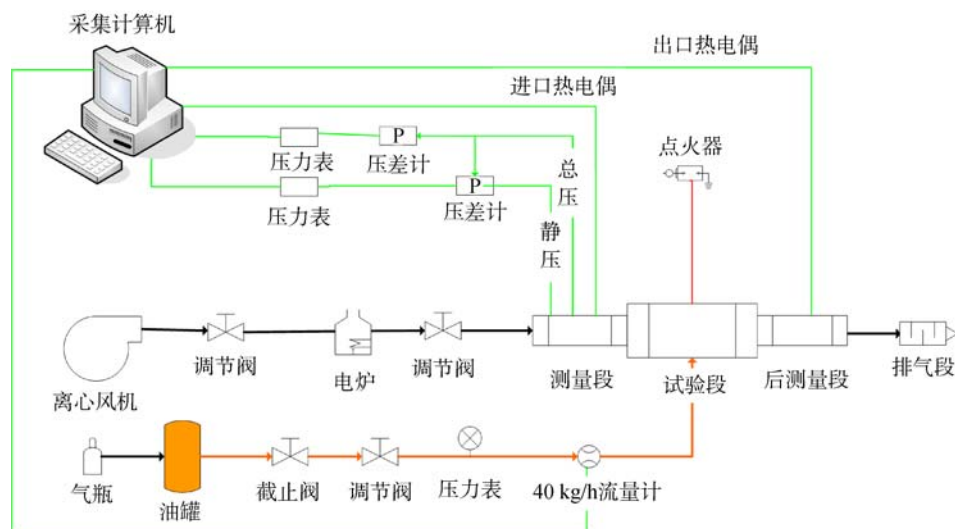


图8 点火和贫油熄火试验系统示意图

Fig. 8 Schematic of ignition and lean blow-out experiment system

对试验系统进行常温常压下点火试验,进口空气压降为0.5%~7%。在每个压降下逐渐改变供油量的大小,直到找出可燃的最小点火油气比。通过测得的不同压降下的最小点火油气比绘制点火边界线。

贫油熄火油气比是判定燃烧室稳定性的一个重要参数,贫油熄火油气比越低表明在小状态工作时的稳定性越好^[13]。同样地,贫油熄火试验采用与点火试验相同的方法,燃烧室在特定工况稳定燃烧时,逐步减少供油量直至熄火,恰好熄火时的油气比则为贫油熄火油气比,不同工况下的贫油熄火油气比则组成了贫油熄火边界线。

试验工况参数:进口温度为常温 298 K,进口压力为 0.1~0.108 MPa,油压为 0~0.35 MPa,进口空气流量为 0.01~0.3 kg/s。通过调整不同的进口空气流量得到不同的进口空气压降,进口空气压降的计算式见式(8),其中系数由进口空气流量和进口空气压降的标定试验进行拟合得到。

$$\Delta_3 = \left(\frac{a}{3} \right)^2_3 \quad (8)$$

3 试验结果及分析

根据测得的试验结果绘制点火油气比 $(f/a)_{\text{ignition}}$ 与进口空气压降的点火边界线。图9所示的是方案1~方案3的点火边界线对比。

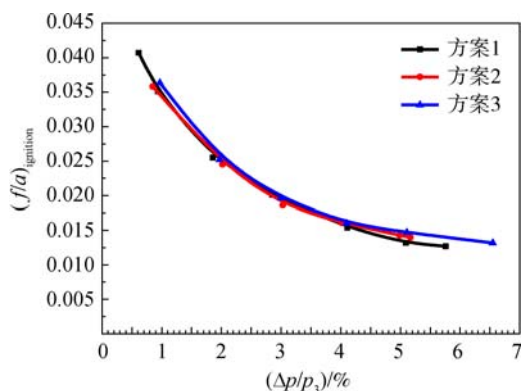


图9 方案1~方案3点火边界线

Fig. 9 Boundary lines of ignition for cases 1-3

由图9中的点火边界线可以看出:在常温常压下,各方案的点火油气比随着总压损失的增加,点火边界线的变化趋势逐渐减缓,点火边界逐渐越来越宽广。一般来说由于进口空气流量增加后,供油量的增加使雾化压力增加,喷嘴的雾化质量得到提高,进口空气流量增加带来的气动力也改

善了雾化,这两者的综合作用使得燃油颗粒度减小,燃油颗粒度的变化决定了点火性能的好坏。喷嘴的索太尔平均直径(SMD,量符号记为 D_{sm})随雾化压力 Δp_i 变化曲线如图10所示,各工况下点火边界的雾化压力都在0.17 MPa左右,而此时对应的SMD为271 μm ,说明随着进口空气流量的增加点火边界的雾化压力基本不变,而改善燃油颗粒度的主要因素为气动力。

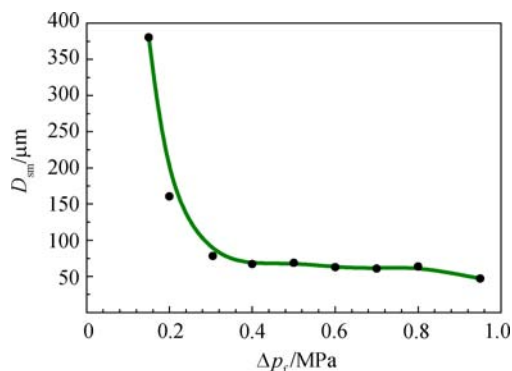


图10 喷嘴的SMD随雾化压力的变化曲线

Fig. 10 Nozzle's SMD varying with atomization pressure

通过点火边界线可以看出3个方案的点火性能几乎无差别。Lefebvre的点火经验关系准则^[14]为

$$(f/a)_{\text{ignition}} = \left(\frac{c}{c} \right) \left[\frac{1}{3} \exp \left(\frac{a}{3/300} \right) \right] \left(\frac{2}{\text{eff} H_u} \right) \quad (9)$$

式中 c 为点火经验系数; c 为燃烧室燃烧区体积; eff 为燃油蒸发常数; H_u 为燃油热值。

式(9)右边第1项表示燃烧室的几何性质,第2项表示燃烧室工作状态,第3项表示燃油雾化性能。本试验中改变的只有旋流器,因此燃烧室的几何性质、工作状态均相同。根据Lefebvre的点火经验关系准则,影响点火性能的主要因素为雾化性能(即SMD)。在相同的液体燃料性质、气动参数以及几何参数下,喷嘴中SMD的大小主要取决于气液比和两相间的相对速度。3个方案的旋流器有效面积相同,因此进口空气流量相同,改变旋流数不会对气液比产生显著的影响,所以旋流数的改变对气液比产生的影响十分微小。当旋流数变化后,主要对两相间的轴向速度和切向速度产生影响。为了得到不同的流动情况,利用前面旋流器的数值模拟结果来分析,提取旋流器出口截面的空气密度 ρ 和绝对速度 V ,进而计算出油滴的韦伯数(We),见表3。当改变旋流数后,韦伯

数均远大于临界韦伯数 12^[1],两相间相对速度的变化使韦伯数的变化范围为 40.55~53.98,在这样的变化幅度下,影响可以忽略,相对速度对 SMD 的影响可以忽略不计,因此改变旋流数对点火边界的影响不明显。

表 3 不同方案下的出口绝对速度与韦伯数
Table 3 Absolute exit velocity and Weber number in different cases

方案	$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	$V/(\text{m}/\text{s})$	We
1	1.2007	109.27	53.98
2	1.1953	96.83	42.18
3	1.1951	94.95	40.55

根据贫油熄火试验测得的试验结果绘制贫油熄火油气比 $(f/a)_{\text{lean blow-out}}$ 随进口空气压降的贫油熄火边界线。图 11 所示的是方案 1~方案 3 的贫油熄火边界线。

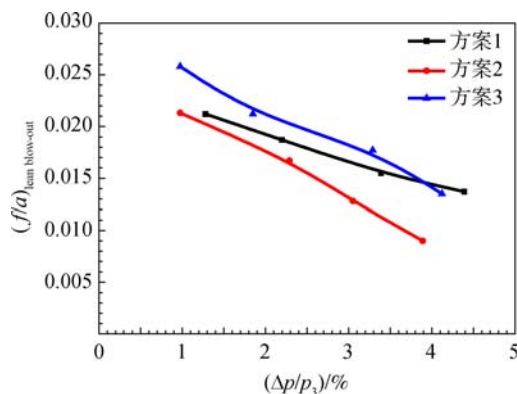


图 11 方案 1~方案 3 贫油熄火边界线

Fig. 11 Boundary lines of lean blow-out for cases 1—3

通过贫油熄火边界线可以看出 3 个方案的贫油熄火性能有明显的差别,在总压损失较低时,3 个方案的贫油熄火油气比差别不大,但随着总压损失增大,方案 2 和方案 3 的贫油熄火油气比逐渐小于方案 1,而旋流数减小 16% 比旋流数增加 25% 的贫油熄火油气比降低得更明显,对燃烧稳定性的提高更有利。采用旋流器稳定火焰的方式主要是利用旋流在燃烧室头部制造一个低速的回流区^[15],旋流器稳定工作的燃油当量比为 0.5~3.0^[14],因此旋流器的空气回流量会对回流区的稳定产生影响,需要进行旋流器的数值模拟来定量分析回流量的影响。

对典型旋流器的数值模拟验证已经经过了大

量的研究^[16-17],数值模拟将采用以往的研究成果进行设置^[18-19],火焰筒流体域长度为 305 mm,直径为 76 mm。采用 ICEM 软件对流体域进行网格划分,旋流器部分采用非结构化四面体网格,火焰筒流道部分采用结构化六面体网格,网格总数为 380 万。采用 renormalization group(RNG) $k-\epsilon$ 模型,边界条件进口空气流量为 0.17 kg/s,进口温度为 300 K,参考压力为 101 325 Pa,压力损失为 3%。

通过数值模拟结果可以明显看到旋流器出口的回流区,如图 12,当改变旋流数后流场的变化不大,需要定量分析流场的回流量。以旋流器套筒出口截面为原点,提取 3 个方案的沿程各轴向位置的回流量,以回流量 $\dot{m}_{a, \text{reverse}}$ 占旋流器空气流量 $\dot{m}_{a, \text{swirler}}$ 的百分数作为对比,结果如图 13。回流量是由小到大再变小的变化过程,在下游 22 mm 处达到最大值 80% 左右,该位置即为回流区的中心位置。由图可以看出,当旋流数减小 16% 时,大量的旋流空气被卷吸回回流区截面,回流量增加至 90%,当旋流数增加 25% 时,回流量减小至 76%。由于卷吸回的高温油气有利于回流区火焰的稳定,因此回流量的增加将有利于贫油熄火稳定性的提高,所以当旋流数减小 16% 后贫油熄火性能

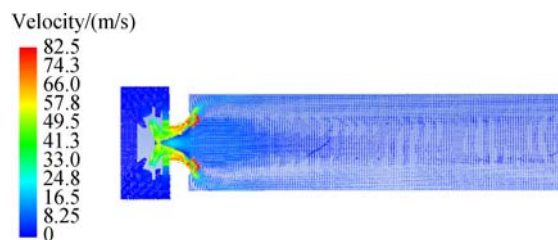


图 12 旋流器速度矢量云图

Fig. 12 Velocity vector contour of swirler

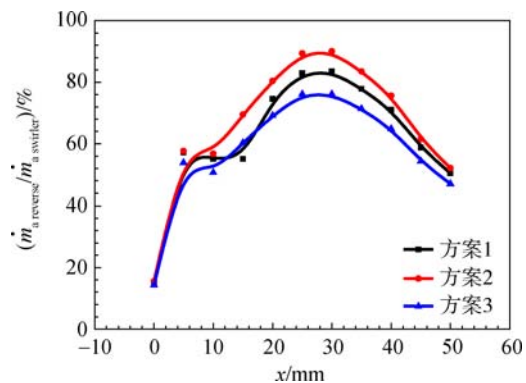


图 13 不同方案沿程回流量对比

Fig. 13 Comparison of recirculation air along flow channel for different cases

得到改善,而旋流数增加 25% 后贫油熄火性能变差。

4 结 论

本文为研究旋流数对燃烧室点火与燃烧稳定性能的影响,在装有不同旋流器的单头部扇形燃烧室进行试验研究和分析,并测量单头部扇形燃烧室的点火、贫油熄火等性能,进行相关的统计分析。得到的结论如下:

由于旋流数的改变对旋流器流场影响很小,而旋流器有效面积又不变,气液比基本一致,SMD 变化很小,因此对点火性能影响很小。回流量对贫油熄火稳定性起着很大作用,减小旋流数会增加回流量,使空气流动和火焰更好地匹配,改善贫油熄火性能,而增加旋流数会使贫油熄火稳定性变差。

参考文献:

- [1] 黄勇,林宇震,樊未军,等. 燃烧与燃烧室[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2009.
- [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] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.
- [4] 胡正义,江义军,赵清杰,等. 航空发动机设计手册:第9分册 主燃烧室[M]. 北京:航空工业出版社,2000.
- [5] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社,1996.
- [6] Fu Y, Cai J, Elkady A M, et al. Fuel and equivalence ratio effects on spray combustion of a counter-rotating swirler[R]. AIAA-2005-0354, 2005.
- [7] EL-Kady A M, Jeng S M, Mongia H C. Experimental investigation of temperature and species concentration characteristics of swirling spray combustion[R]. AIAA-2005-1425, 2005.
- [8] 焦树建. 径向旋流器的设计方法及其燃烧特性[J]. 燃气轮机技术, 1994, 12(4): 33-42.
JIAO Shujian. Design method and combustion characteristic of radial swirler[J]. Gas Turbine Technology, 1994, 12(4): 33-42. (in Chinese)
- [9] 郭新华,林宇震,张弛,等. 离心式同向双旋流器空气雾化喷嘴雾化特性研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2249-2254.
- GUO Xinhua, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Experiment investigation on atomization characteristic of an air-blast atomizer with centrifugal nozzle and co-dual-swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2249-2254. (in Chinese)
- [10] 张弛,张荣伟,徐国强,等. 直射式双旋流空气雾化喷嘴的雾化效果[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 805-809.
ZHANG Chi, ZHANG Rongwei, XU Guoqiang, et al. Experimental investigation on atomization of an air-blast atomizer with plain-orifice nozzle and dual-swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 805-809. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] 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)
- [13] 林宇震,刘高恩,许全宏. 未来航空燃气轮机燃烧室关键技术探讨[R]. 北京:中国航空学会航空百年学术论坛, 2003.
- [14] Lefebvre A H, Ballal D R. Gas turbine combustion[M]. London: Taylor and Francis Press, 1999.
- [15] Liao Y. On the mechanism of pressure-swirl airblast atomization[R]. AIAA-2001-3571, 2001.
- [16] Hsiao G, Mongia H, Vij A. Swirl cup modeling: Part II inlet boundary conditions[R]. AIAA-2003-1350, 2003.
- [17] Hsiao G, Mongia H. Swirl cup modeling: Part III grid independent solution with different turbulence models[R]. AIAA-2003-1349, 2003.
- [18] Cai J, Fu Y, Elkady A, et al. Swirl cup modeling: Part IV effect of confinement on flow characteristics[R]. AIAA-2003-0486, 2003.
- [19] Giridharan M G, Mongia H C, Jeng S M. Swirl cup modeling: Part VIII spray combustion in CFM-56 single cup flame tube[R]. AIAA-2003-0319, 2003.