

三级旋流头部装置末级文氏管喉道面积对出口流场的影响试验研究



李春江, 彭剑勇, 吴志娟, 罗谦, 扶春达, 刘涛

中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002

摘要:文氏管对涡流器具有重要的引流作用。通过改变第Ⅲ级文氏管的喉道面积大小,探究了其对于三级涡流器出口流场的影响。应用粒子图像测速仪(PIV)对三头部试验件的涡流器出口流场进行分析,发现中间涡流器的两个漩涡中心的径向距离随着第Ⅲ级文氏管喉道面积的增加呈现先减小后增大的趋势。相邻三级涡流器出口流场会叠加,致使中间涡流器的回流区被压缩,回流区面积随着第Ⅲ级文氏管喉道面积的增加呈现先减小后增大的趋势,方案3的三级涡流器出口流场的速度梯度大,可实现燃烧室油气高效掺混,更有助于燃烧室点火、联焰和燃烧。

关键词:第Ⅲ级文氏管;斜切孔式;三级涡流器;粒子图像测速仪;出口流场

中图分类号:V263

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.03.004

涡流器作为航空发动机燃烧室头部的重要部件之一,可实现燃油的二次雾化,使得油气混合更加均匀,有助于油雾燃烧更加充分,具有优良的燃油雾化和流场气动特性,对燃烧室性能有着很大的影响^[1-6]。

为探究涡流器的特性,国内外专家学者对涡流器开展了一系列的研究。Ateshkadi等^[7-8]研究了有、无文氏管(Venturi tube)对涡流器出口流场的影响,使用平面激光诱导荧光仪(PLIF)进行出口流场测量,发现涡流器的文氏管具有燃油预膜的作用,可以引导气流流动方向和限制不同旋流混合程度,有效控制油雾的分布区域,使油雾稳定在回流区^[9]、油雾分布更加均匀,提高了燃油雾化质量。当涡流器无文氏管时,会导致油雾分布范围变广、区域变宽、雾锥不规则,从而使得燃油雾化质量变差。Mongia等^[10]开展了文氏管对涡流器出口油雾分布的影响研究,发现由于文氏管的存在,涡流器出口流场的回流区受到制约,可以稳定地维持在文氏管喉道下游处,可控制油雾形成典型的锥状分布,文氏管对涡流器实现更好地燃油雾化起到了关键作用。

Jeng等^[11]开展了空气温度对反旋CFM56旋流杯的水雾出口流场的影响研究,使用PUPA技术进行流场测量时发现,随着空气温度的增加,水雾液滴的平均速度和脉动

速度均方根值也会增加,在旋流杯出口处增加的幅度更明显。彭剑勇等^[12]研究了文氏管长度对涡流器出口流场的影响,使用粒子图像测速仪(PIV)^[13]测量了双级涡流器的出口流场,发现文氏管长度的变化会导致涡心发生径向位移,其距离随着文氏管长度的增加而增大,中心回流区的面积也随之增大。由此可见,在涡流器上,文氏管是控制其出口流场和油雾分布的重要结构,对涡流器的性能有着极大的影响。

Fanaca等^[14]研究发现高速射流在单头部燃烧室内是壁面射流,而在三头部燃烧室内是自由射流,所以其流场特性不一。Kao等^[15-17]研究发现多头部燃烧室相邻旋流器出口流场间存在相互干扰,使得旋流器出口回流区呈现周期性分布。多个涡流器流场间的相互作用,会明显影响整体出口流场。

国内外学者主要开展了文氏管对单个涡流器出口流场的影响研究,并未对三级涡流器文氏管的结构进行多个涡流器相互作用的量化研究。

本文开展了第Ⅲ级文氏管喉道面积对三级径向涡流器出口流场影响的试验研究,使用PIV测量涡流器出口流场,对实际工程应用提供了一定的数据支持。

收稿日期: 2021-11-04; 退修日期: 2021-12-18; 录用日期: 2022-01-17

基金项目: 湖南省科技计划项目(2018JJ3576)

引用格式: Li Chunjiang, Peng Jianyong, Wu Zhijuan, et al. Experimental research on effect of third-stage venturi diameter on outlet flow field of three-stage swirler[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(03): 24-30. 李春江, 彭剑勇, 吴志娟, 等. 三重旋流头部装置末级文氏管喉道面积对出口流场的影响试验研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(03): 24-30.

1 试验系统

1.1 试验方案

试验件示意图由图1所示。该试验件主要由三级涡流器、喷嘴套、离心喷嘴和夹具等组成。本试验所用三级涡流器的I级、II级和III级涡流器全部为均布斜切孔式涡流器。与叶片式涡流器相比,它具有制造成本低、加工难度小和结构强度高优点,对于工程实际有着广阔的应用前景。三个三级涡流器并排放置,其出口限制域在笛卡儿坐标系的XOZ平面上,PIV所测量的截面为XOY平面,并且坐标系原点指定为中间三级涡流器的出口中心。

表1给出了5种试验方案及相应参数,三级涡流器出口套筒直径为 D ;第III级文氏管直径为 D_1 ,其喉道面积 $S = \pi (D_1/2)^2$ 。试验件的出口为敞开状态。

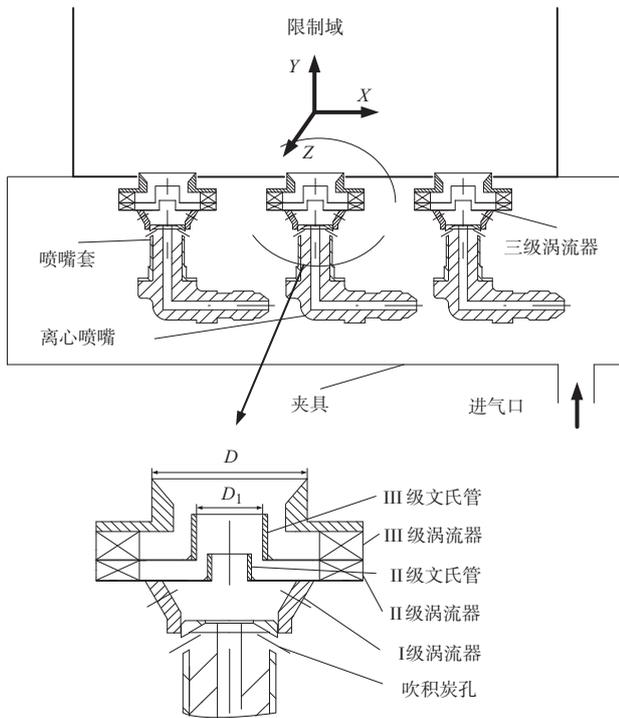


图1 试验件示意图

Fig.1 Schematic diagram of test device

表1 不同试验方案及其参数

Table 1 Different test schemes and their parameters

方案	III级文氏管喉道面积/mm ²	进口空气温度/K	进出口空气压力损失/%	进出口压力波动/Pa
1	S	室温	3.0	$<\pm 20$
2	$S+0.03D^2$			
3	$S+0.06D^2$			
4	$S+0.09D^2$			
5	$S+0.12D^2$			

1.2 测试方法

试验所用测试方法为采用PIV测量仪进行测试,PIV测量仪主要由双腔激光器、镜头组、CCD相机和计算机等组成,如图2所示。试验时所用的示踪粒子为植物油,经粒子发生器喷入涡流器夹具内,粒子粒径最小可达到 $1\mu\text{m}$ 。

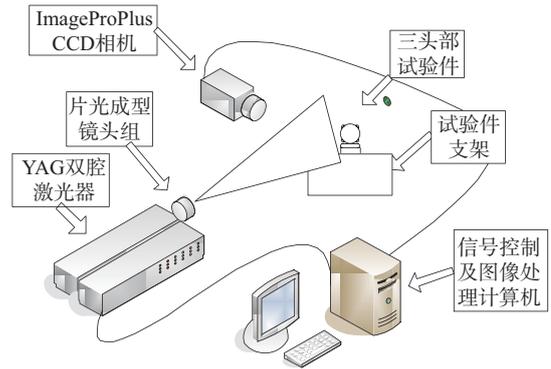


图2 PIV测试系统图

Fig.2 Schematic diagram of PIV experiment system

2 结果与分析

在试验环境为常温、常压条件下,试验件进、出口压力损失为3.0%,逐渐增加第III级文氏管喉道面积,其他条件不变,通过使用PIV测量仪,对三个三级涡流器的出口流场进行测量。

图3给出了三个三级涡流器出口流场的轴向速度矢量及分布云图(黑色曲线表示轴向速度为零,曲线所围区域为回流区),从图中可以看出,对于方案1~方案5,三个三级涡流器的出口所形成的各个回流区相对饱满,但是,每个回流区大小不一。随着第III级文氏管喉道面积的增加,三个三级涡流器的回流区大小和速度发生有规律的变化:中间回流区面积先逐渐变小后逐渐变大,回流速度也随之先逐渐变小后逐渐变大;两侧回流区先逐渐变大后逐渐变小,并往侧壁方向偏移,回流速度也随之先逐渐变小后逐渐变大。

图4给出了中间涡流器漩涡中心径向距离随第III级文氏管喉道面积变化的规律,漩涡中心处的速度为零,结合参考文献[12]的研究内容,从图4中可以看出,随着第III级文氏管喉道面积的增加,漩涡中心的轴向位置基本都保持在距离涡流器出口 $1.3Y/D$ 处,漩涡中心的径向距离从44.20mm减少到36.64mm,再增加到52.21mm,随着第III级文氏管喉道面积的增加,漩涡中心的径向距离先增加后减少再增加。

研究表明,第III级文氏管喉道面积决定了第二、三级

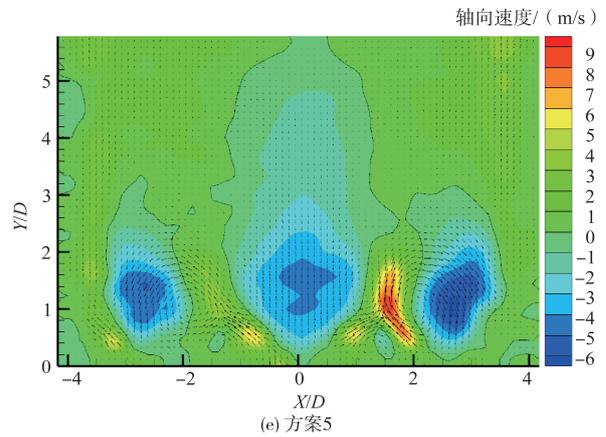
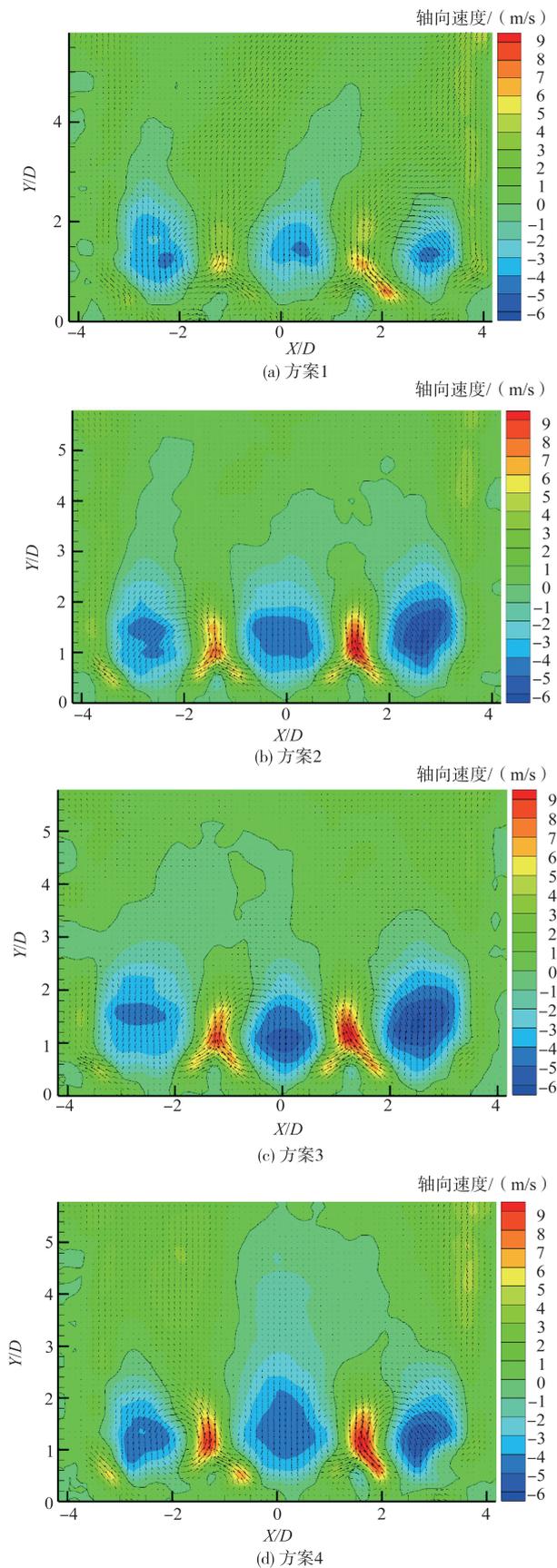


图3 轴向速度矢量及分布云图

Fig.3 Axial velocity vector and contours of longitudinal section

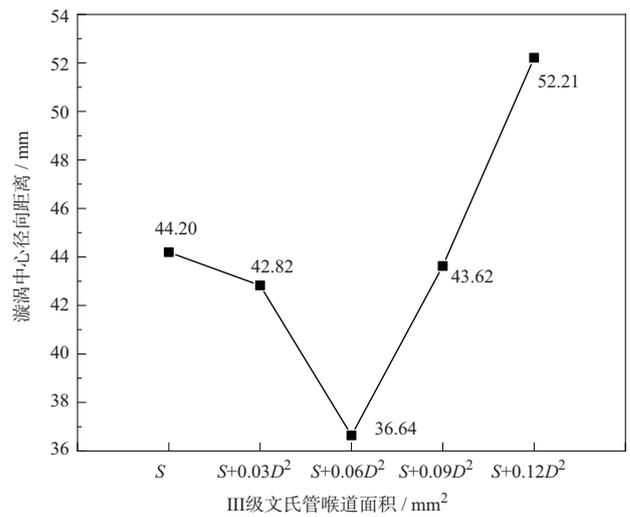


图4 中间涡流器涡流中心径向距离随第三级文氏管喉道面积变化规律

Fig.4 Correlation of intermediate swirler vortex core radial distance and throat area of third-stage Venturi

涡流器出口面积大小,当第三级文氏管喉道面积逐渐增加,第二级涡流器出口面积逐渐增加,第三级涡流器出口面积逐渐减小。在进出口压差一定的条件下,第二级涡流器出口气流速度逐渐减小,流量逐渐增加,第三级涡流器与之相反;进而二级旋流切向动量对三级旋流切向动量削弱先减小后增大,此时旋流切向动量衰减速度先变慢后变快,下游逆压梯度恢复先变缓后变急,使得对应位置的轴向逆压先变小后变大。外加涡流器出口限制域侧壁附避作用的影响,会形成壁面射流^[18],相邻涡流器的射流间会有引射作用相互吸引^[19-20],所以导致三个涡流器的回流区大小变化不一致。

图5给出了涡流器出口限制域中心截面上不同轴向位

置的轴向速度(单位为 m/s)分布,不同轴向位置分别为距离涡流器出口 $0.5Y/D$ 、 $1.0Y/D$ 、 $1.5Y/D$ 、 $2.0Y/D$ 、 $2.5Y/D$ 。从图中可以看出,随着第 III 级文氏管喉道面积增加,三个涡流器回流区速度绝对值先减小后增大;在 $0.5Y/D$ 处,中间涡流器绝对峰值为 3.41m/s ,中间涡流器和两侧涡流器间存在角回流区,回流速度绝对峰值为 1.7m/s ;在 $1.0Y/D$ 、 $1.5Y/D$ 、 $2.0Y/D$ 、 $2.5Y/D$ 处,中间涡流器回流速度绝对峰值分别为 5.69m/s 、 4.89m/s 、 4.32m/s 、 2.77m/s ,中间涡流器和两侧涡流器间角回流区消失。在不同轴向位置处,中间涡流器和两侧涡流器的回流速度峰值呈现明显不一致的对称分布,这很好地验证了三个涡流器回流区大小变化不一致的现象解释。

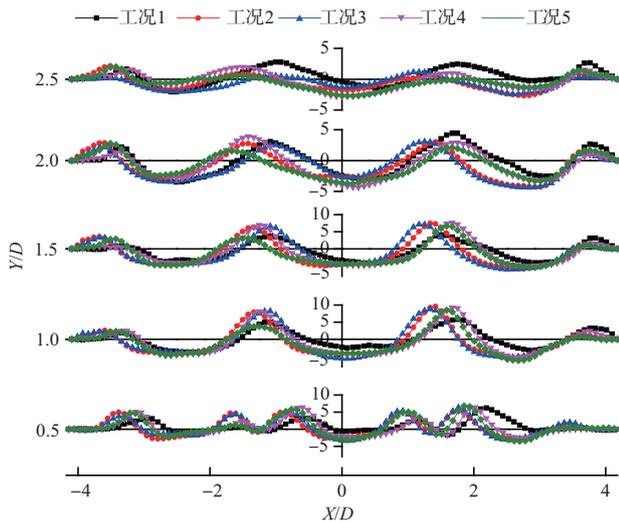


图5 涡流器出口限制域中心截面上不同轴向位置的轴向速度分布

Fig.5 Axial velocity distribution of different axial cross planes at longitudinal section through swirler center

图6给出了涡流器出口限制域中心截面上不同轴向位置的径向速度(单位为 m/s)分布,不同轴向位置分别为距离涡流器出口 $0.5Y/D$ 、 $1.0Y/D$ 、 $1.5Y/D$ 、 $2.0Y/D$ 、 $2.5Y/D$,从图中可以看出,不同轴向位置处,径向速度存在明显的峰值。研究表明,对于方案3,在漩涡中心轴向位置之前($0.5Y/D$ 、 $1.0Y/D$)的径向流动,径向速度绝对峰值较高,有利于回流区的高温燃气快速与新鲜油气混合,有助于燃油雾化和蒸发;漩涡中心轴向位置之后($1.5Y/D$ 、 $2.0Y/D$ 、 $2.5Y/D$)的径向流动和轴向流动的叠加。同时,有利于高温燃气被卷入回流区,有助于火焰筒主燃区和掺混区的燃烧。

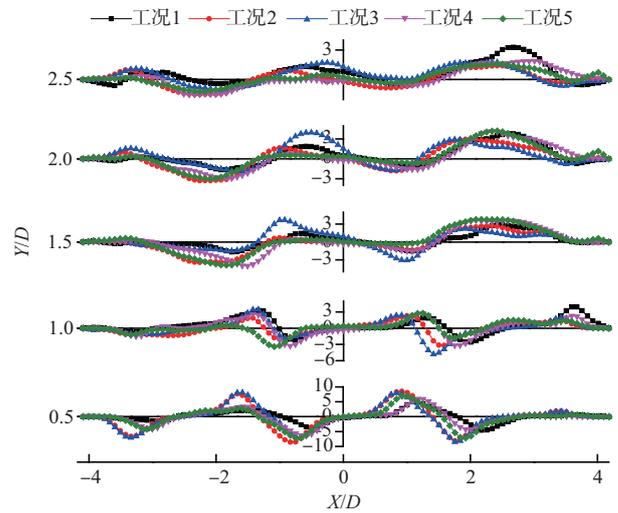


图6 涡流器出口限制域中心截面上不同轴向位置的径向速度分布

Fig.6 Radial velocity distribution of different axial cross planes at downstream of swirler

3 结论

本文对三级涡流器出口流场以及相邻涡流器流场间的相互作用开展试验研究,研究了第 III 级文氏管喉道面积对三级涡流器出口流场的影响,可以得到以下结论。

(1) 随着第 III 级文氏管喉道面积的增加,三个三级涡流器的回流区大小和速度发生有规律的变化,呈现对称分布,中间回流区先变小后变大,回流速度也随之先变大后变小;两侧回流区先变大后变小,并往侧壁方向偏移,回流速度也随之先变小后变大。

(2) 随着第 III 级文氏管喉道面积的增加,所有涡流器的漩涡中心的轴向位置基本不变,中间涡流器两个漩涡中心的径向距离呈现先逐渐减小后逐渐增大的变化趋势,在极小值处,相邻涡流器之间的干扰较小,三个回流区大小饱满均匀,三个三级涡流器出口流场具有一致性。

(3) 航空发动机燃烧室火焰筒内流场的轴向和径向速度梯度大,可实现燃烧室油气高效掺混,使得燃烧室点火、联焰更加容易。综合分析,方案3的涡流器性能更好,可进行工程应用,其出口流场速度梯度大,有利于高温燃气被卷入回流区,并快速与新鲜油气混合,有助于燃油雾化和蒸发以及主燃区和掺混区的燃烧。

AST

参考文献

[1] Mongia H C, Al-Roub M, Danis A, et al. Swirl cup modeling:

- Part I[R]. AIAA-2001-3576, 2001.
- [2] Merkle K, Biichner H, Zarzalis N, et al. Influence of co and counter swirl on lean stability limits of an air-blast nozzle[R]. ASME GT2003-38004, 2003.
- [3] Mehta J, Shin H, Wisler D. Mean velocity and turbulent flow-field characteristics inside an advanced combustor swirl cup [R]. AIAA-1989-0215, 1989.
- [4] 林宇震,邢玉明,王华芳,等. 矩形燃烧室试验件中双旋流空气雾化喷嘴燃油分布实验研究[J]. 航空学报, 1996, 17(2): 162-168.
- Lin Yuzhen, Xing Yuming, Wang Huafang, et al. An experimental investigation of fuel distribution of double-swirler air blaster atomizer fitted in a rectangular testing combustor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1996, 17(2):162-168.(in Chinese)
- [5] 吕旭飞,侯亚东,刘志远. 双级旋流器旋向对燃烧室内流场的影响研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29(2): 46-54.
- Lyu Xufei, Hou Yadong, Liu Zhiyuan. Analysis of the influence of different swirl directions on primary zone and dilution jet[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(2): 46-54. (in Chinese)
- [6] 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 annual combustor with the tripe swirler[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(3):215-218.(in Chinese)
- [7] Ateshkadi A, McDonell V G, Samuelsen G S. Effect of hardware geometry on gas and drop behavior in a radial mixer spray[J]. Symposium on Combustion, 1998, 27 (2) : 1985-1992.
- [8] Ateshkadi A, McDonell V G, Samuelsen G S. Effect of mixer geometry on fuel spray distribution, emission and stability[R]. AIAA-98-0247, 1998.
- [9] 文清兰,张琪,舒庆. 进口气流角对加力燃烧室流场的影响分析[J]. 航空科学技术, 2021, 32(7): 32-38.
- Wen Qinglan, Zhang Qi, Shu Qing. Influence analysis of inlet flow angle on the flow field of afterburner[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(7): 32-38. (in Chinese)
- [10] Mongia H C, Gore J P. Combustion research needs for helping development of next generation advanced combustors[R]. AIAA 2001-3853, 2001.
- [11] Jeng S M, Flohre N M, Mongia H C. Swirl cup modeling atomization[R]. AIAA 2004-137, 2004.
- [12] 彭剑勇,李建中,郑剑文,等. 文氏管长度对双级涡流器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 & Astronautics, 2016, 48(3):352-358. (in Chinese)
- [13] 王昊,牛中国,蒋甲利. 二维翼型吹/吸气流动控制试验研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(5): 56-63.
- Wang Hao, Niu Zhongguo, Jiang Jiali. Experimental study on 2D airfoil blowing and suction flow control[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(5): 56-63.(in Chinese)
- [14] Fanaca D, Alemela P R, Hirsch C, et al. Comparison of the flow field of a swirl stabilized premixed burner in an annular and a single burner combustion[R]. ASME GT2009-59884, 2009.
- [15] Kao Y, Tambe S B, Jeng S. Aerodynamics of linearly arranged rad-rad swirlers, effect of number of swielers and alignment[R]. ASME GT2013-94280, 2013.
- [16] Kao Y, Tambe S B, Jeng S. Aerodynamics study of a linearly-arranged 5-swirler array[R]. ASME GT2014-25094, 2014.
- [17] Kao Y, Michael D, Wang X, et al. Experimental spray structure and combustion of a linearly-arranged 5-swirler array [R]. ASME GT2015-42509, 2015.
- [18] Fu Y Q, Cai J, Jeng S M, et al. Characteristics of the swirling generated by a counter-rotating swirler[R]. AIAA 2007-5690. 2007.
- [19] 彭剑勇,李建中,郑剑文,等. 涡流器出口流场影响小型回流燃烧室点火性能研究[C]// 中国工程热物理学会学术会议, 2016.
- Peng Jianyong, Li Jianzhong, Zheng Jianwen, et al. Study on the effect of swirler outlet flow field on the ignition performances of small annular reverse combustor[C]//Academic Conference of CSET, 2016. (in Chinese)
- [20] 罗国良,宋双文,胡好生,等. 旋流杯空气雾化喷嘴套筒出口形状对小型燃烧室点火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1708-1712.
- Luo Guoliang, Song Shuangwen, Hu Haosheng, et al.

Influences of the swirl cup flares design on the small combustor ignition performances[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8):1708-1712. (in Chinese)

Experimental Investigation on Effect of Terminal Venturi Tube Throat Area on Outlet Flow Field in Triple Swirl Head Device

Li Chunjiang, Peng Jianyong, Wu Zhijuan, Luo Qian, Fu Chunda, Liu Tao

AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China

Abstract: Venturi has an important drainage effect on the swirler. By changing the throat area of third-stage venturi, its influence on the outlet flow field of three-stage swirler is researched. Particle Image Velocimetry (PIV) is used to analyze the outlet flow field of the swirler of the three head test piece. It is found that the radial distance between the two vortex centers of the middle swirler first decreases and then increases with the increase of the throat area of the third-stage venturi. The flow field at the outlet of the adjacent three-stage swirler will be superimposed, resulting in the compression of the reflux area of the intermediate swirler. The area of the reflux area first decreases and then increases with the increase of the throat area of the third-stage venturi. The velocity gradient of the outlet flow field of the three-stage swirler in scheme 3 becomes larger, which can realize the efficient mixing of oil and gas in the combustion chamber, and is more conducive to the ignition, flame combination and combustion of the combustion chamber.

Key Words: third-stage venturi; chamfered hole type; three-stage swirler; PIV; outlet flow field

Received: 2021-11-04; **Revised:** 2021-12-18; **Accepted:** 2022-01-17

Foundation item: Science and Technology project of Hunan Province(2018JJ3576)

飞机疲劳可靠性专辑



执行主编 鲍蕊

结构安全是飞机整机安全的基础，也是飞机性能提升的前提，安全、可靠、长寿命前提下的结构效率提升，是世界军、民机研制中不断追求的目标，疲劳可靠性研究的学术成果和工程经验是实现该目标的基石。我国自建国初期至今，实现了飞机型号从仿制到自主研制的跨越式发展，实现了结构从可用到可靠。随着大批型号装备的服役使用，结构寿命问题（其核心是疲劳可靠性问题）在制约军机服役保障和民机经济性提升中越来越凸显出其关键性。

同时，随着飞机性能的提升，结构的服役环境越来越复杂，民机适航部门和军机使用方也对结构安全不断提出新的要求；随着新材料、新工艺的应用，结构的构型也发生的颠覆性的变化，整体结构越来越多地取代传统连接结构，各种强化工艺也显示出对于提高结构寿命具有重要作用，但这些新工艺、新结构给传统的疲劳、损伤容限分析方法提出了新挑战；虚拟试验技术的发展被认为对于进一步缩短研制周期、降低研制成本具有巨大潜力。

面对这些新要求、新挑战，由《航空科学技术》策划出版的“飞机疲劳可靠性”专辑，邀请本领域的专家学者和工程技术人员，从工程型号研制中遇到的现实问题出发，共同直面工程需求背后的科学问题，发现新现象，研究新规律，提出新方法。希望本次专辑的出版能够促进结构疲劳领域的学者和工程技术人员更深入地理解结构疲劳的前沿技术和工程需求，将学术研究成果在工程界迅速落地开花。

