

可变几何燃烧室技术发展

高志刚¹, 赵明¹, 陈养惠², 姜波舟¹

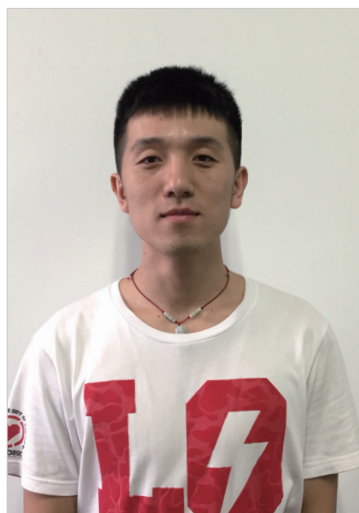
(1. 西北工业大学动力与能源学院, 西安 710072;

2. 西安航空发动机集团有限公司, 西安 710021)

[摘要] 对航空发动机可变几何燃烧室的研究状况进行了总结, 燃烧室中可变几何结构包括气流分配器、旋流器、掺混孔、火焰稳定器等。可变几何的概念提供了一种灵活控制燃烧室内部气流分配的可能性, 为减少发动机尾气排放、提高燃烧效率、保持燃烧室工作的稳定性和可靠性提供了新的突破点。

关键词: 可变几何; 燃烧室; 气流分配器; 旋流器; 掺混孔; 火焰稳定器

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2017.15.070



高志刚

硕士研究生, 主要从事航空发动机结构强度与寿命等方面的研究。

近年来, 随着气候变化和环境污染等全球性环境问题的出现^[1], 飞机的污染物排放问题已经引起了广泛的关注。为减少飞机的污染物排放, 目前已经研发出不同的燃烧技术。Wulff等^[2]提出了可变几何燃烧室、分段燃烧室、贫燃预混燃烧室、富燃-快淬-贫燃燃烧室(RQL)

和催化燃烧室等燃烧器的概念。

在不损失性能和稳定性的基础上, 为了减少传统燃气轮机燃烧室一氧化碳(CO)、氮氧化物(NO_x)和未燃碳氢化合物(UHC)的排放, 近几十年来已经提出了多种解决方案, 其中一种便是采用可变几何燃烧室。

可变几何燃烧室是一种非传统的技术, 既可以减少发动机排放量, 又可通过控制各个燃烧区域之间空气的主动分布来提高燃烧效率^[3]。控制燃烧室内的气流分布便可控制火焰温度的能力, 而火焰温度在NO_x的产生中起了重要作用, 主要是依据NO_x的泽尔多维奇(Zeldovich)机理(见图1)。发动机在较大功率下运行时向主燃烧区供应大量空气, 降低了主燃区温度, 从而减少了NO_x的产生; 发动机在较低功率运行时, 更多空气被引入到燃烧室的稀释区, 保持了足够的温度以实现低CO的排放。另外, 具有控制燃烧计量能力的可变几何燃烧室提高了发动机的喷射极限并增强了发动机整体的可操作性。

航空发动机的工作环境复杂多

变, 其燃烧室的入口压力、温度、空气流量和燃料流量等参数在不同的飞行状态下都会发生显著变化。传统常规的燃气轮机, 燃烧室的设计点为一定的大功率运行状态, 其他状态下燃烧室可能出现工作不稳定、效率低等问题。因此不同工作条件下通过可变几何的控制是保持燃烧室工作稳定、可靠、有效和低排放的有效方法之一。

总体来说, 可变几何燃烧室最大的特点就是通过对一些燃烧室内重要位置结构的改变, 从而对进入燃烧室的气流进行灵活的分配, 使发动机在任何飞行状态下都能发挥最佳的性能, 如在低功率运行条件下提高燃烧室的燃烧效率, 在不降低燃烧性能的同时降低发动机的污染物排放, 在航空发动机高空熄火时提高重新点火^[4]的能力等。

就目前所知, 可变几何燃烧室大致可分4类:(1)在燃烧室头部加一个可变几何气流分配器, 可对进入火焰筒和环腔的气量进行调节;(2)火焰筒头部的旋流器可以控制火焰筒内的火焰, 叶片角度可以调整旋流器可以在不同飞行状态下

更好地稳定火焰;(3)火焰筒壁面上存在一些相对而言较大的进气孔,通过改变进气孔的面积来改变气流的分配问题,如可变几何掺混孔;(4)加力燃烧室中V型火焰稳定器中叶片角度可以调整的可变几何火焰稳定器。本文对这4种可变几何结构类型进行着重介绍。

可变几何气流分配器

文献[5]提出了挡流板可以转动的可变几何燃烧室,其中由液压驱动的执行机构能驱动气流分配器向前或向后移动,以改变横截面积比,从而改变主燃区的空气流量比,如图2所示。气流分配器位于燃烧室的上游,并且距离温度最高的燃烧气体较远。通过控制气流分配进而控制火焰温度、燃烧的稳定性和燃烧室的排放物。

关于可变几何燃烧室控制问题, Li 等^[5]提出了两种方案:

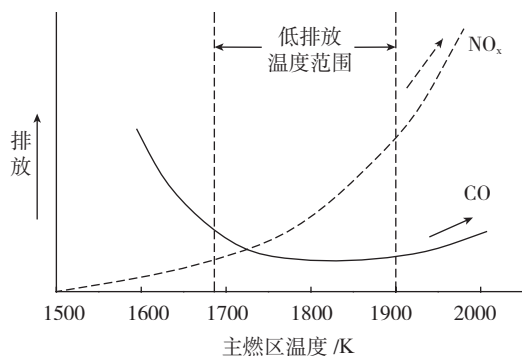


图1 主燃区温度对CO和NO_x排放的影响

Fig.1 Effect of main combustion zone temperature on CO and NO_x emissions

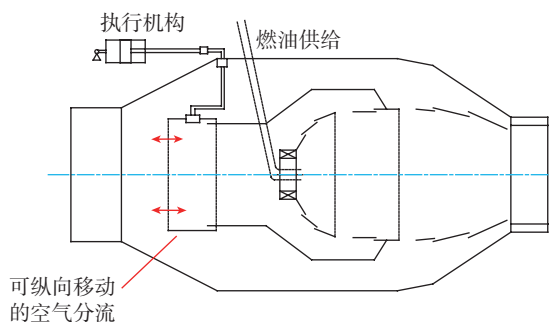


图2 可变几何气流分配器燃烧室工作原理

Fig.2 Working principle of variable geometry airflow splitter combustion chamber

方案A:如图3所示,控制系统的起点是引入火焰温度预测器并将燃烧室主燃区中的火焰温度控制在设定值。燃烧室的入口压力、温度、质量流量、燃料流量和燃烧室的几何参数可以充分预测主燃区的火焰温度^[6]。通常对贫燃低排放燃烧室而言,最好的火焰温度范围在1900~2300K之间。在该范围内,较高的火焰温度会造成NO_x排放增加,较低的火焰温度会造成熄火或者不稳定燃烧。控制精度依赖于相关燃烧室参数的精确测量和火焰温度的预测。这种控制方案的缺点是该系统可能使燃烧室的设计和制造变得更加复杂,并且由于存在许多传感器和火焰温度预测器,需要更多的关注其可靠性。同时,精确测量燃烧室内空气流速也很困难。

方案B:如图4所示,由于上述几个参数测量时存在较大的误差,可以通过其他与火焰温度有关系的控制参数来推导出另一种比较简单的控制方案。由试验可知,当燃气轮机改变功率时,主燃区中为保持火焰温度恒定所需流体流速大致与流进燃烧室的燃油速率成正比。考虑到环境和运行条件的广泛性,选择无量纲燃油流量作为间接控制参数,建立了一个通过控制燃油流速来控制燃烧室内火焰温度的控制系统。

这种空气分配器可调整的可变几何燃烧室在最大工作状态下显著降低了NO_x的排放,在较小的工作状态下可以减少CO和未燃碳氢化合物(UHC)的排放,并且燃烧室的燃烧效率和

稳定性可以在低运行条件下得到改善。

由于发动机工作环境复杂、工作范围广泛,所以气流分配器有时可能必须移动到极限位置来满足控制目标,但这可能导致燃烧室内流场的严重变形,并导致大的压力损失,还可能导致冷却空气的量远离其设计值,从而大大减少发动机燃烧室的工作寿命。因此,在试验中采用了圆周燃料分级的办法,以减少气流分配器的移动范围。

可变几何旋流器

燃烧室头部的旋流器是航空发动机燃烧室内的一个非常重要的部件,又叫涡流器,其工作性能会直接影响燃烧室的性能。在进入燃烧室的空气中,大约5%~10%的空气从旋流器进入火焰筒,由于旋流器的作用在燃烧室内形成一个稳定的回流区,实现了火焰稳定和放热速度的提高,从而使旋流器成为控制火焰的一种手段^[7]。实现燃料、空气混合物的均匀性以及减少NO_x排放的关键取决于主流量结构的旋流流场和燃油分布的匹配。

1 叶片角度可变的双级轴向旋流器

Eldrainy 等^[8]提出了一种可用于燃气轮机燃烧室和工业燃烧室的具有可变几何的新型旋流器,其设计了一个可以改变旋流器叶片角度的装置来控制叶片角度,并使用大涡模拟(LES)探索研究了旋流器下游的流体动力学。试验结果表明新的旋流器产生了旋流火焰稳定所必须的中心再循环区域和Rankine涡结构。文献中引入了可变几何多级轴向旋流器,其能够通过图5所示的新机构产生同向和反向流。旋流器为双级轴向旋流器,其中第一级旋流器的叶片是固定不动的,是具有8个角度为45°的平板叶片;第二级旋流器的叶片的角度是可以改变的。为了使第二级旋流器叶片角

度旋转,叶片安装在八边形截面通道内,使得叶片端部的外表面和内表面的接触无缝隙,通过这种装置可以实现同向旋转和反向旋转的喷射流。

旋转机构用于改变旋流器叶片的角度,它由两个步进电机组成,一个控制着奇数编号的叶片旋转,另一个控制着偶数叶片。该机构可以确保所有叶片都沿相同方向旋转,上端电机驱动奇数叶片的旋转,偶数叶片与上端电机无关,由下端电机驱动。图5展示了叶片旋转的机理。

该旋流燃烧试验的结果表明,经过旋流器进入的空气与燃料充分混合是实现低 NO_x 排放的有效方

式。Gupta等^[9-10]运用可变几何旋流器来控制燃烧室头部区域的初始燃料-空气混合和火焰的结构,表明通过旋流器配置和操作参数的小变化可以获得 NO_x 排放水平的显著变化。一个具有预混火焰的旋流燃烧室的温度场表明,与反向旋流相比,同向旋流燃烧的火焰具有宽而长的低温波动区域。对于预混燃烧而言,虽然反向旋流器会产生较强的剪切层从而形成强烈的湍流场,但反向旋流产生更加紧凑的火焰、更低的温度场和更少的 NO_x 的排放。

2 可伸缩多同心环可变几何燃烧室

文献[11]提出了可伸缩多同心环燃烧室形式的可变几何旋流燃烧

室(VGC),其利用的原理是:在湍流条件下,可以通过匹配反应物浓度的方式来控制体积放热速率,使得高燃料浓度区域与流动中的大剪切应力区域重叠。

图6为研究中使用的VGC的示意图,其结构是具有扩散火焰装置的5个同心环可变几何旋流燃烧室。

该可变几何旋流燃烧室的5个同心环可伸缩,在给出的结果中,可以通过同心环1(最内侧)和(或)同心环3喷射燃料。该试验中使用的是商用天然气,通过同心环1引入,并通过使用不同形式的燃油喷嘴喷射到燃烧室中。气体燃料的喷射角度沿流体流动的方向从 0° 递增变化到 45° 、 60° 、 90° ,通过所需角度的喷嘴安装在同心环1的出口。并使用气体流量计监测通过每个同心环的流速,每个同心环的旋流角度的控制范围为 $0^\circ \sim 75^\circ$,从而通过同时旋转每个环中的旋流叶片来实现同向和反向旋转布置。因此可以通过改变涡流的灵活性提供了改变燃烧室中涡流的径向分布能力。同时为了从给定的几何平面获得排放水

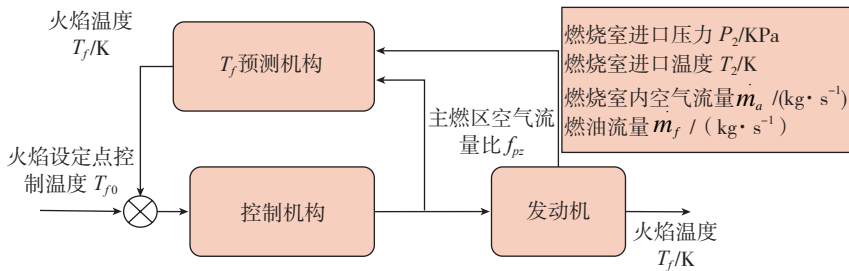


图3 控制方案A
Fig.3 Control scheme A

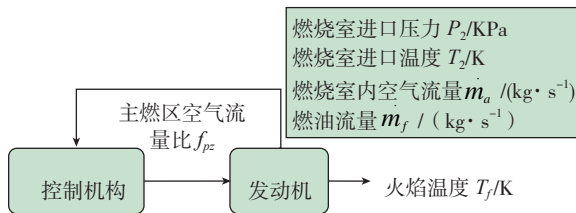


图4 控制方案B
Fig. 4 Control scheme B

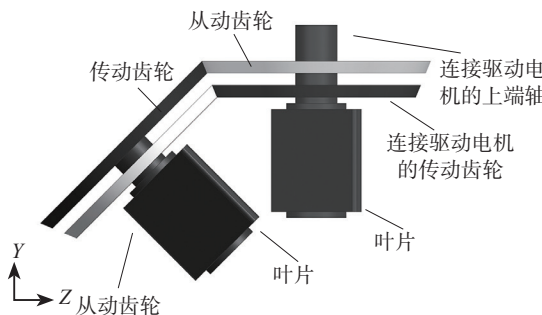


图5 可变几何旋流器叶片的转动机理
Fig.5 Rotation mechanism of variable geometry cyclone blades

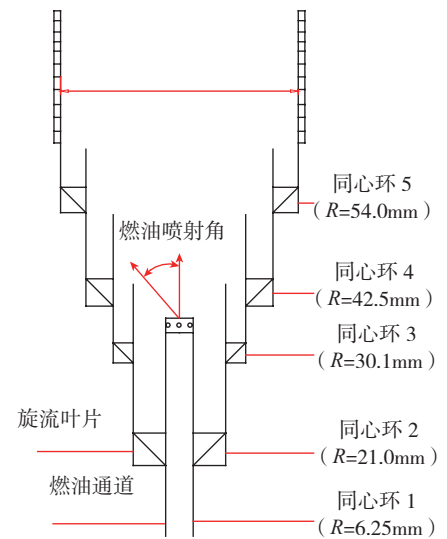


图6 可伸缩多同心环可变几何旋流燃烧室示意图
Fig.6 Schematic diagram of a scalable multi-concentric ring variable geometry swirl chamber

平的测量数据,最外环与燃烧室出口的延伸部分连在一起。

文献 [11] 中试验结果表明燃烧室几何形状、涡流强度、燃油喷射器等几何形状和输入参数对油气混合、燃烧过程以及污染物的排放有着显著影响。这种新设计的主要优点是由涡流产生的离心力将高温燃烧气体朝着燃烧室中心移动,形成一个稳定的回流区,这样可以实现更好的油气混合、更高的燃烧效率、低排放水平以及燃烧室较低的压降。特别是流动状态和燃烧室的几何形状,产生了非常低的 NO_x 的排放水平。结果表明,使用该可变几何燃烧室在所有飞行状态下可以达到非常低的 NO_x 排放水平以及高的燃烧效率。所以该装置在燃气涡轮中的应用具有非常大的潜力。

可变几何掺混孔

燃烧室出口是涡轮的入口,燃烧室出口的温度分布对涡轮有着很大的影响,也是燃烧室重要的性能指标之一^[12]。同时,掺混区对燃烧室出口温度的分布有着极大的影响,若掺混区设计不当,可能会导致高温,导致涡轮叶片稳步分布不合理,影响发动机正常工作,甚至降低发动机寿命。

文献 [13] 研究的对象是微型燃气轮机 GTM-120,主要用作无人机的推进系统。其提出的可变几何燃烧室是 GTM-120 燃烧室的改型。可变几何燃烧室的想法是基于改变掺混孔的进气量来实现的。在该燃烧室后段的第一排掺混孔上安装一个可以旋转的套环,套环上有和掺混孔一样的开孔(见图 7)。该套环可以围绕发动机轴线旋转,可以覆盖掺混孔面积的一部分,从而减少供应到掺混区的空气量。该套环最大允许 5.5° 的旋转角度,这样可以覆盖掉高达 86% 的掺混孔面积。

理论研究结果与试验结果吻合

良好。新型燃烧室与标准几何的燃烧室相比,可变几何燃烧室 NO_x 的排放减少了 40% 以上,CO 排放量减少 50%。两者在性能和减排方面都显示出可变几何燃烧室的显著优点。

可变几何火焰稳定器

目前,国内关于可变几何燃烧室的研究还不是很多,其中的一项是柳杨等^[14-15]研究的可变几何火焰稳定器。

V 型火焰稳定器是基于钝体稳焰原理,高速气体通过火焰稳定器后形成低速回流区用以稳定火焰,但与此同时也带来了比较大的流动损失。在衡量两者之间的得失方面,国内外进行了大量的研究。

基于某型航空发动机加力燃烧室的 V 型火焰稳定器,设计了可变几何火焰稳定器,并对新型的火焰稳定器进行了数值模拟,在二元燃烧试验台上研究了该火焰稳定器在不同工况下的燃烧效率、出口温度分布和火焰稳定几何形状之间的关

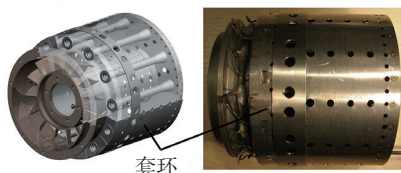


图7 可变几何掺混孔示意图

Fig.7 Schematic diagram of variable geometry dilution holes

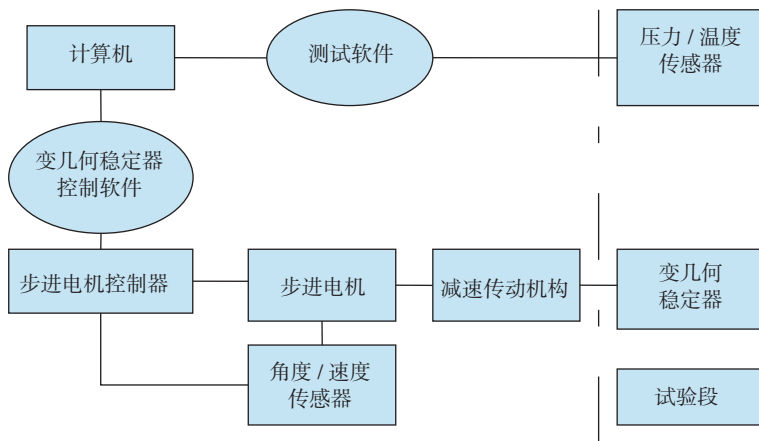


图9 可变几何火焰稳定器控制原理图

Fig.9 Schematic diagram of variable geometric flame-holder control

系。该可变几何火焰稳定器的结构(见图 8)由传动机构、安装座、喷油杆、整流罩和可活动的叶片 5 部分组成,火焰稳定器的叶片可绕 O_1 和 O_2 轴转动,其叶片尾端之间距离在 4~48mm 的范围内变化。此外还对可变几何稳定器的控制系统进行了程序化设计,通过软件将叶片要转动的角度准确传达给步进电机,从而实现活动叶片的精确控制。其控制原理如图 9 所示。

结论

可变几何燃烧室目前还处于研发阶段,还存在许多问题有待解决:

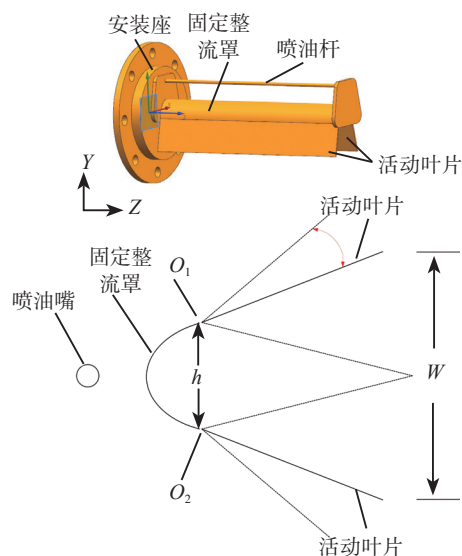


图8 可变几何火焰稳定器机构及其变化原理

Fig.8 Mechanism and principle of variable geometric flame-holder

(1) 由于燃烧室内或者靠近燃烧室的结构所处的温度高,可变几何结构容易发生变形、烧蚀等问题,从而影响发动机的飞行性能;(2) 燃烧室内流场分布复杂,且燃烧室内还要进行燃料燃烧反应,使燃烧室内的流场变得更加难以预测,要想通过可变几何结构精确地控制燃烧室的流场分布也变得更加困难,需要通过大量的数值模拟和试验去验证这种结构的可靠性、实用性等;(3) 可变几何燃烧室涉及的学科多,且机械结构复杂,引入可变几何结构肯定会引入更加复杂的机械以及控制问题,实施起来技术要求高、难度大。所以可变几何燃烧室要应用在工程上还需要经历相当长的一段时间。

虽然目前可变几何燃烧室的技术尚未应用到航空发动机中,但可变几何燃烧室具有巨大的发展前景,特别是对于航空发动机整体性能的进一步提升、污染物排放量的进一步减少和高空熄火后重新点火都具有重大意义。

参考文献

[1] 夏卿,左洪福,杨军利. 中国民航机场飞机起飞着陆(LTO)循环排放量估算[J]. 环境科学学报,2008,28(7):1469-1474.

XIA Qing, ZUO Hongfu, YANG Junli. Evaluation of LTO cycle emissions from aircraft in china's civil aviation airports[J]. Acta Scientiae

Circumstantiae, 2008, 28(7): 1469-1474.

[2] WULFF A, HOURMOUZADIS J. Technology review of aeroengine pollutant emissions[J]. Aerospace Science & Technology, 1997, 8(1): 557-572.

[3] LEFEBVRE A H, BALLAL D R. Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2010, 132(11): 77.

[4] SCHULTZ D F. Ground idle performance improvement of a double-annular combustor by using simulated variable combustor geometry: NASA TM X-3176[R]. Cleveland: National Aeronautics and Space Administration, 1975.

[5] LI Y G, HALES R L. Steady and dynamic performance and emissions of a variable geometry combustor in a gas turbine engine[C]. ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea and Air. American Society of Mechanical Engineers, 2002: 527-535.

[6] GÜLDER O L. Flame temperature estimation of conventional and future jet fuels[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1986, 108(2): 376-380.

[7] Béer J M, 许慧己. 燃烧空气动力学[M]. 北京: 科学出版社, 1980.

Béer J M, XU Huiji. Combustion aerodynamics[M]. Beijing: Science Press, 1979.

[8] ELDRAINY Y A, SAQR K M, ALY H S, et al. Large eddy simulation and preliminary modeling of the flow downstream a variable geometry swirler for gas turbine combustors[J]. International Communications in Heat & Mass Transfer, 2011, 38(8): 1104-1109.

[9] GUPTA A K, LILLEY D G, SYRED N. Swirl flows[M]. Tunbridge Wells: Abacus Press

,1984.

[10] GUPTA A K, LEWIS M J, DAURER M. Swirl effects on combustion characteristics of premixed flames[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2001, 123(3): 619.

[11] GUPTA A K, CHOMIAK J, MARCHIONNA N, et al. Burner geometry effects on combustion and NO(x) emission characteristics using a variable geometry swirl combustor[J]. Journal of Propulsion & Power, 1989, 7(4): 473-480.

[12] 彭泽琰,刘刚,桂幸民,等. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.

PENG Zeyan, LIU Gang, GUI Xingmin, et al. Principle of aviation gas turbine[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.

[13] CHMIELEWSKI M, GIERAS M. Impact of variable geometry combustor on performance and emissions from miniature gas turbine engine[J]. Journal of the Energy Institute, 2016, 90 (2): 257-264.

[14] 柳杨,金捷,王慧汝,等. 新型变几何火焰稳定器燃烧特性试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2214-2221.

LIU Yang, JIN Jie, WANG Huiru, et al. Experiment on combustion characteristics of novel variable geometry flame-holder[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10): 2214-2221.

[15] LIU Y, JIN J, WANG, H R, et al. Experiment of drag characteristics of a novel variable geometry flame-holder[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2485-2494.

通讯作者: 赵明,副教授、硕士生导师,研究方向为航空发动机结构强度与寿命, E-mail: zhaoming3164@nwpu.edu.cn.

Summary of Variable Geometry Combustion Chamber

GAO Zhigang¹, ZHAO Ming¹, CHEN Yanghui², JIANG Bozhou¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. AECC Xi'an Aero-Engine (Group), Ltd., Xi'an 710021, China)

[ABSTRACT] The research status of variable geometry combustion chamber at home and abroad is summarized in this article. The structure of variable geometry in combustion chamber includes air splitter, swirler, dilution hole and flame stabilizer. The concept of variable geometry provides a flexible control of the possibility of internal airflow distribution in the combustion chamber, providing new breakthroughs in reducing engine exhaust emissions, improving combustion efficiency, and maintaining stable and reliable combustion chamber operation.

Keywords: Variable geometry; Combustion chamber; Air splitter; Swirler; Dilution hole; Flame stabilizer (责编 铃兰)