

一级旋流器旋流数对燃烧室点/熄火边界的影响

张 宽, 郑明新, 杨会评, 曾宇晖, 吴 悠, 李银怀
(中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 双级轴向旋流器是航空发动机主燃烧室设计中产生合适回流区的装置, 其一、二级旋流器旋流强度将直接影响主燃烧室的性能。利用扇形燃烧室试验件, 试验研究了一级旋流器旋流数对主燃烧室点火、熄火性能的影响。结果表明: 地面点火状态下, 随着一级旋流器旋流数增大, 点火性能逐步改善; 高空状态下, 一级旋流器旋流数对主燃烧室贫油点火性能的影响存在 1 个临界值, 当旋流数小于该临界值时其贫油点火性能有所改善, 当旋流数超过该临界值时点火性能变化较小; 在所研究的一级旋流器旋流数范围内, 随着一级旋流器旋流数增大, 燃烧室贫油熄火性能逐渐恶化。

关键词: 主燃烧室; 双级轴向旋流器; 旋流数; 贫油点火; 贫油熄火; 航空发动机

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620(2025)04-0056-07

DOI: 10.3724/j.GTER.20250002

Influence of the first stage swirler number on the aero-engine combustor ignition/blow-out performance

ZHANG Kuan, ZHENG Mingxin, YANG Huiping, ZENG Yuhui, WU You, LI Yinhuai
(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The two-staged axial swirler is a device commonly used to generate a suitable recirculation flow field in the design of the aero-engine combustor, and the swirl intensity of the first and second swirler has a significant impact on the performance of the combustor. The ignition and lean blow-out performance of the combustor affected by the first swirler was investigated on the sector combustor. The results show that the aero-engine combustor ignition performance gradually improves with the increasing of the first stage swirler number at aground condition. For high-altitude, there is a critical swirler-number value of the first swirler number which has an important influence on the lean ignition performance of the combustor, and when the first stage swirler number is less than this critical value, the ignition performance of the combustor will be improved, while the critical value is exceeded, the ignition performance almost remains stable. As the swirl number of the first stage swirler number increases in the range of studied number, the lean blow-out performance will gradually deteriorate.

Key words: combustor; two-staged axial swirler; swirler number; lean ignition; lean blow-out; aero-engine

1 引言

主燃烧室是航空发动机的核心部件之一, 其点火及熄火性能对发动机起动性能有直接且重要的影

响, 特别是当发动机高空再起动时, 其对发动机的安全可靠影响更甚^[1]。在主燃烧室点火工况下, 由于进口空气温度、压力及流速较低, 喷嘴雾化性能也

收稿日期: 2024-04-25

作者简介: 张 宽 (1984-), 男, 湖北襄阳人, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机主燃烧室设计。

引用格式: 张 宽, 郑明新, 杨会评, 等. 一级旋流器旋流数对燃烧室点/熄火边界的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2025, 38(4): 56-62. ZHANG Kuan, ZHENG Mingxin, YANG Huiping, et al. Influence of the first stage swirler number on the aero-engine combustor ignition/blow-out performance[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 56-62.

较差,其成功点火较为困难,因此如何改善其点火性能是航空发动机主燃烧室设计的一个难题。LEFEBVRE^[2]通过总结不同型号发动机的点火、熄火性能参数,分析了燃烧室进口参数、火焰筒燃烧区容积及喷雾特性等对主燃烧室点火、熄火性能的影响。为了能有效改善航空发动机燃烧室大工况下的排气冒烟和出口温度分布,同时兼顾小工况下的点/熄火等稳定燃烧性能,通常采用双级或多级旋流器设计,其中双级旋流器设计在许多先进航空发动机上得到了广泛应用,如民用发动机CFM56、GE90,军用发动机F110、F414等^[3-4]。

针对双级径向或一级斜切孔/二级径向旋流器的设计,国内外开展了大量研究,研究工作主要集中在旋流器的文氏管长度、套筒出口长度及形状等参数对主燃烧室流场、出口温度场分布、点火和熄火性能的影响。李尚维^[5]选取了21种不同旋流器,优化组合旋流器旋向、面积和叶型等参数,利用矩形试验件在常温常压下完成了各参数对点火、熄火性能影响的试验研究。代威等^[6]研究了二级径向旋流器旋流数对主燃烧室点火及贫油熄火性能的影响,结果表明二级径向旋流器旋流数对燃烧室点火性能无影响,但减小旋流数能明显改善贫油熄火性能。康尧等^[7]针对不同旋流杯文氏管和套筒结构开展了点火试验研究,并对2种方案的燃烧室头部进行了气流速度场的粒子图像测速仪(PIV)测量及喷雾分布和粒径的测量。刘爱骅^[8]、罗国良^[9]等利用单头部试验件开展了旋流杯套筒混合段长度和出口形状等参数在常温常压条件下的点火性能试验研究,结果表明套筒混合段长度及形状对头部流场及油雾场分布有很大影响,过长的套筒混合段长度和平滑形的出口造成喷雾锥角减小,从而使点火性能变差。XIE等^[10]在双级径向旋流器对燃烧室熄火性能影响的试验研究中发现,随着一级径向旋流器流通面积的减少,熄火性能逐渐改变。

总结上述工作发现,以上研究主要针对双级径向旋流器,本文则主要利用试验与理论分析相结合的手段,探究了双轴向旋流器一级旋流数对主燃烧室点火、熄火性能的影响。

2 研究对象

研究对象为双级直叶片式轴向旋流器(图1)。研究中保持二级旋流器不变,改变一级旋流器旋流

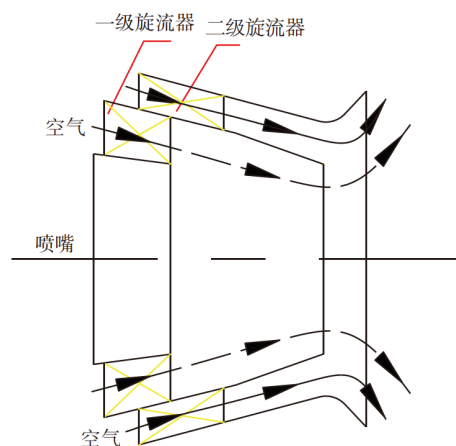


图1 双级轴向旋流器结构示意图

Fig.1 Structure diagram of the two-staged axial swirler

数,研究方案共3种,包括基准方案、一级旋流器旋流数增加15%方案、一级旋流器旋流数增加30%方案。后文为方便叙述,将3种方案依次编号为方案A、方案B和方案C。研究中旋流数 S_n 的计算公式为:

$$S_n = \frac{2}{3} \tan \alpha \frac{1 - (r/R)^3}{1 - (r/R)^2} \quad (1)$$

式中: α 为旋流器叶片安装角; r 为旋流器叶片通道内径; R 为旋流器叶片通道外径。

各方案一级旋流数见表1。方案设计中通过改变一级旋流器叶片安装角获取不同的一级旋流数,同时调整叶片厚度等参数保证进气面积基本一致,二级旋流器等其他相关参数保持不变。

表1 旋流器叶片角度以及旋流数

Table 1 Swirl numbers and vane angles of the first stage swirler

方案	一级旋流角度/(°)	一级旋流数
A	32	0.63
B	37	0.73
C	42	0.84

3 试验系统及试验件

3.1 试验系统

点/熄火特性试验设备空气系统如图2所示。试验系统主要由总进气手动阀、放空阀、进气电动调节阀、流量测量装置、加温炉、掺混阀、稳压箱及排气阀等组成。试验时空气系统工作原理为:打开进气手动阀,压缩机组提供的压缩空气依次进入设备进气管道、电动调节阀、流量测量装置、加温炉,经过放空阀进行放空,并通过掺混阀调节进气温度以获取满足试验参数要求的空气,试验空气进入试验件进行

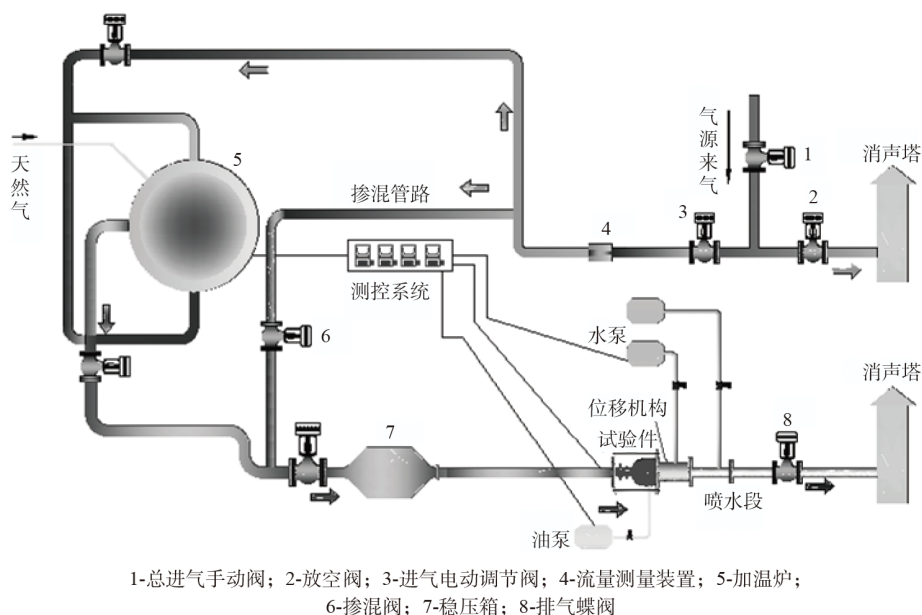


图2 试验台空气系统原理图

Fig.2 Schematic diagram of the air system of the test rig

试验,之后试验产生的尾气通过排气管道进入消声塔后放空。

3.2 试验件

试验采用多头部扇形主燃烧室试验件,试验件主要由进气测量段、多头部扇形燃烧室、出口测试段等组成。其中扇形燃烧室燃油喷嘴采用离心式燃油喷嘴,采用高能点火电嘴直接点火。试验件照片见图3。



图3 多头部扇形燃烧室试验件照片

Fig.3 Photo of the sector combustor

4 试验结果及分析

研究开展了地面条件下点火性能试验、高空条件下点火性能试验和地面标准天条件下熄火试验。其中,地面完成了标准天(常温常压)及非标准天条件下(进气温度为255 K,压力为1个大气压)的点火性能试验,高空完成了进气压力为负压条件下的点火性能试验。

为得到3个方案在不同进气条件下的点火余气系数,试验中保证每个状态进口温度、压力不变,通过改变燃烧室进口气流速度进而改变燃烧室相对压差,从而获得不同相对压差条件下的点火余气系数。其中,相对压差的定义如下:

$$\Delta p = \frac{(p_3 - p_4)}{p_3} \times 100\% \quad (2)$$

式中: p_3 为燃烧室进口压力; p_4 为燃烧室出口压力。

4.1 不同压差条件下点火试验结果及分析

图4为3个方案在地面负温条件下和高空条件下的点火试验结果。可以看出:在试验研究工况范围内,3个方案的贫油点火边界随燃烧室相对压差的变化趋势基本一致,即随着燃烧室压力损失的增大(进口空气流量增加),贫油点火余气系数变大,贫油点火性能得到改善。这是因为一方面随着燃烧室进口空气流量增加,燃油喷嘴燃油流量增加(供油压力增加),喷嘴喷雾性能得到改善;另一方面随着燃烧室压力损失的增大,燃烧室空气流量增加,燃油液滴的韦伯数(We ,具体定义见式(3))增大,这也会改善燃油的雾化。在以上2个因素的共同作用下,燃烧室的点火性能得到改善^[11]。

$$We = \frac{\rho_a v_a^2 D}{\sigma} \quad (3)$$

式中: ρ_a 为进口空气密度; v_a 为雾化空气流速; σ 为燃油表面张力; D 为喷嘴直径。

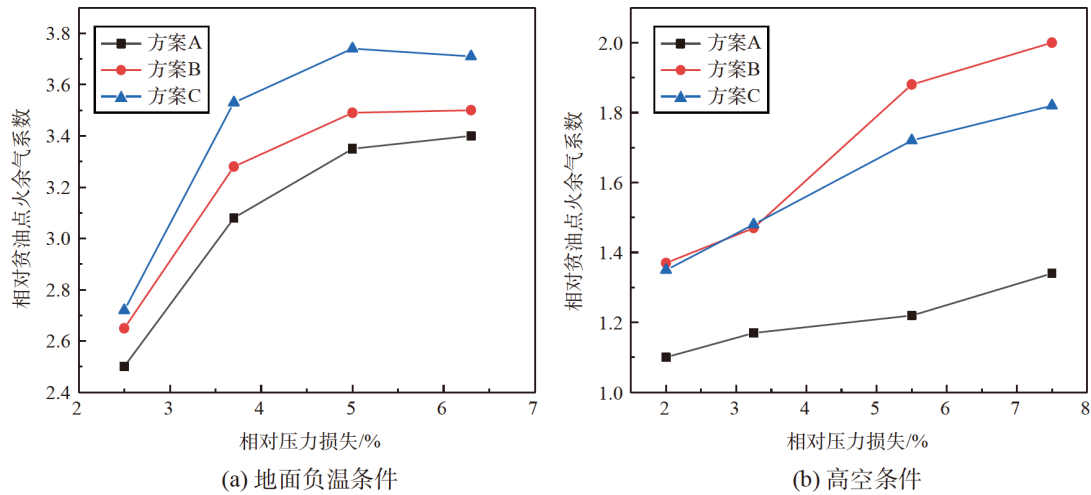


图4 不同进气条件下点火性能随相对压力损失的变化

Fig.4 Ignition performance varies with different relative pressure losses

4.2 地面条件下点火试验结果及分析

图5为地面条件时不同空气流量下的3种旋流器方案贫油点火边界试验结果。可以看出:在相同燃烧室压力损失的情况下,3个方案中方案C(旋流数0.84)的点火性能最优,随后依次为方案B(旋流数0.73)、方案A(旋流数0.63),即随着一级旋流器旋流数的增加,燃烧室的贫油点火性能逐渐得到改善。由于本研究只改变了一级旋流器的旋流数,各验证方案的燃烧室结构参数一致,可认为燃烧室常数一致,各验证方案在相同的试验状态下,进口参数和喷嘴雾化性能一致;式(4)为Lefebvre点火经验关系式^[2],由该式可知,影响点火性能的参数主要为燃烧区容积及燃油的雾化质量。

$$q_e = \frac{Af_{pz}}{V_c} \frac{Ma}{p_3^{1.3} \exp(T_3/300) \beta \cdot LCV} \cdot \left(\frac{d_0, T=T_f}{d_0, T=277.5 \text{ K}} \right)^2 \quad (4)$$

式中: V_c 为燃烧区容积; Af_{pz} 为燃烧室常数,与燃烧室结构相关; d_0 为燃油的平均滴径直径(索太尔平均直径,SMD); β 为燃油的有效蒸发常数; LCV 为燃油的低热值。

图6、图7分别为地面条件下3种旋流器方案的单头部模型在燃烧室压力损失为3.7%时的冷态流场计算结果和冷态油雾场计算结果。从图6中可以看出:随着一级旋流器旋流数的增加,旋流空气的剪切力增强,燃烧室头部的压力损失增加,导致主燃孔的

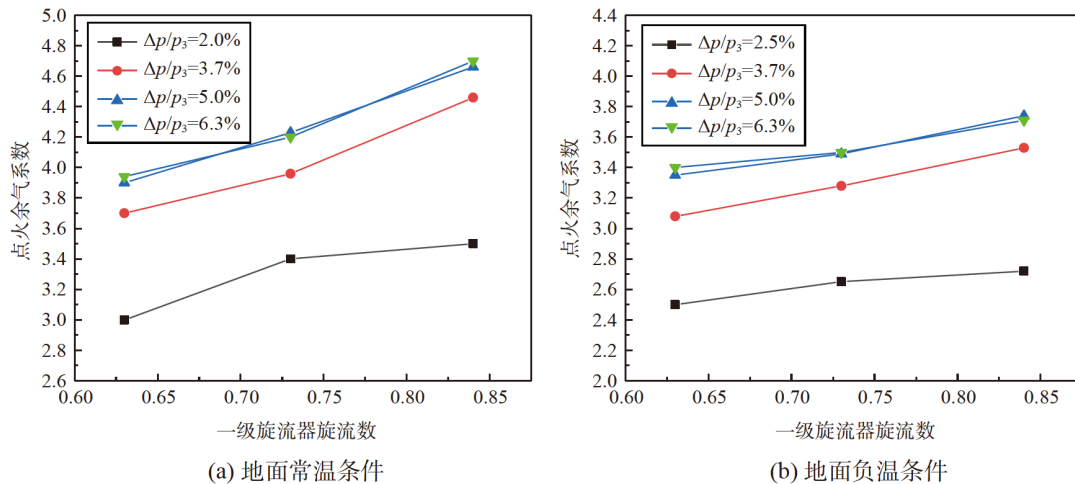


图5 地面条件下贫油点火边界与一级旋流器旋流数的关系

Fig.5 The leanignition performance vs. the first swirl number at a ground condition

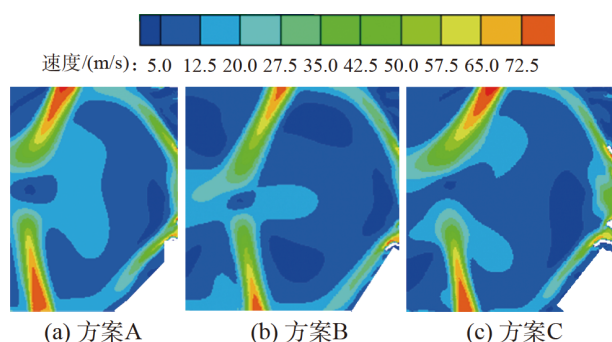


图6 地面条件下3种旋流器方案速度场分布
Fig.6 Velocity distribution of three swirler schemes at a ground condition

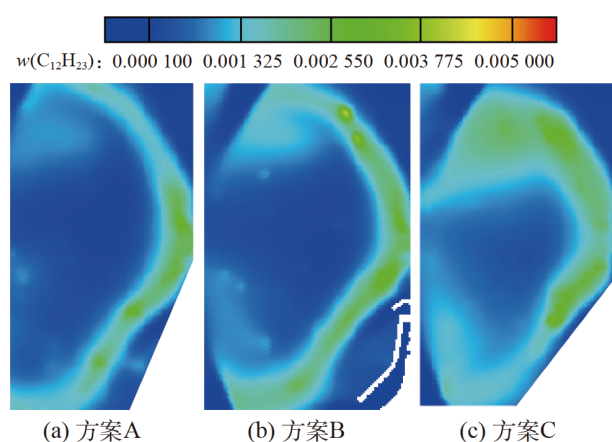


图7 地面条件下3种旋流器方案油雾场分布
Fig.7 Fuel distribution of three swirler schemes at a ground condition

空气在火焰筒流场的穿透深度逐渐增加,文氏管出口处平均空气流速减小。在方案A的流场中,通过主燃孔空气的穿透深度大概为0.75的火焰筒高度,文氏管出口空气轴向流速在50~85 m/s之间;方案B主燃孔的穿透深度大概为0.80的火焰筒高度,文氏管出口空气轴向流速在42~72 m/s之间;方案C通过主燃孔的空气穿透深度更深,大约在0.90火焰筒高度左右,文氏管出口空气轴向流速也降为35~60 m/s之间。而主燃孔空气的穿透深度增加和文氏管出口处平均空气流速的减小将有利于在火焰筒内形成一个旋流范围更大的流场,从而导致火焰筒内燃烧区容积的增加,改善点火性能^[12-14]。图7的油雾场计算结果也表明:从方案A到方案C,油雾在燃烧室内的分布呈现出越来越广,越来越均匀的趋势,均有利于点火性能的改善。

对比图5中常温条件下和负温条件下的点火试验结果还可以看出:常温条件下,燃烧室点火边界对

于一级旋流器旋流数的变化更为敏感。在相对压力损失为3.7%时,地面常温条件下,随着旋流数的增大(方案A~方案C),点火余气系数增加22%左右;而在地面负温条件下,随着旋流数的增大,点火余气系数仅增加15%左右。这主要是由于在地面点火状态下,温度的增加会极大地增强燃油雾化,其燃油SMD会随着温度的升高呈现减小的趋势,这对于燃烧室点火性能的改善非常有利^[15-16]。

4.3 高空条件下点火试验结果及分析

图8为高空条件下的点火试验结果。可以看出:与地面点火性能随一级旋流器旋流数增加而逐渐改善不同,在高空条件下,随着一级旋流器旋流数的增加,点火余气系数呈现出先小幅度增加后不变的特性。

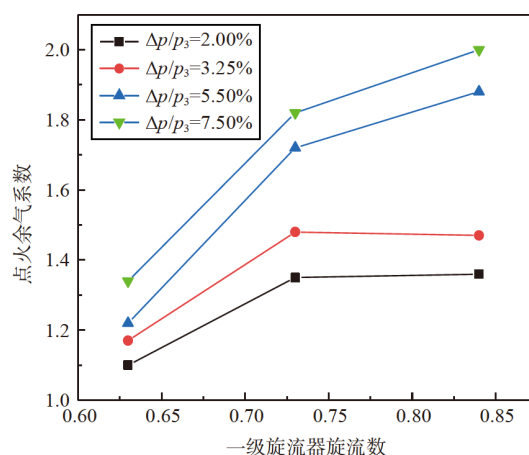


图8 高空条件下贫油点火边界随一级旋流器旋流数的变化
Fig.8 Lean ignition performance with different first-stage swirler number at high altitude

在高空条件下对3个方案的单头部燃烧室模型在压力损失为5.5%时的速度场和油雾场进行了仿真,见图9、图10。从图9中可以看出:高空条件下冷态流场的变化趋势与地面负温点火基本一致,即随着一级旋流器旋流数的增加,主燃孔的空气穿透深度更深,火焰筒内流场的旋流范围更大。从图10中则可以看出:在高空状态下,由于空气流量很低,燃油液滴的韦伯数很小,空气对燃油的雾化作用很弱;加之高空条件下温度很低,燃油本身的蒸发雾化也很弱,燃油液滴主要集中在喷嘴出口附近。此时燃油的雾化成为影响燃烧室点火性能的决定因素,因此随着一级旋流数的增加,即使回流区大小及形态发生变化,点火余气系数也会保持不变或者变化较小。

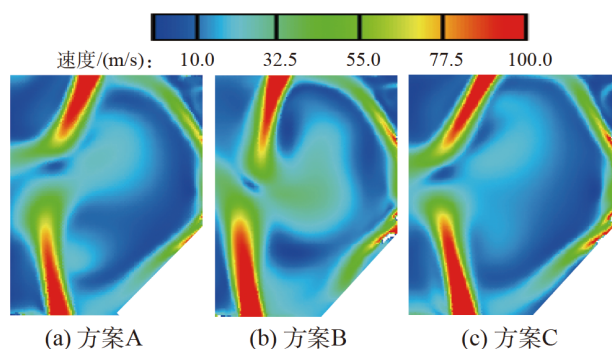


图9 高空条件下3种旋流器方案速度场分布
Fig.9 Velocity distribution of three swirler schemes at a high altitude condition

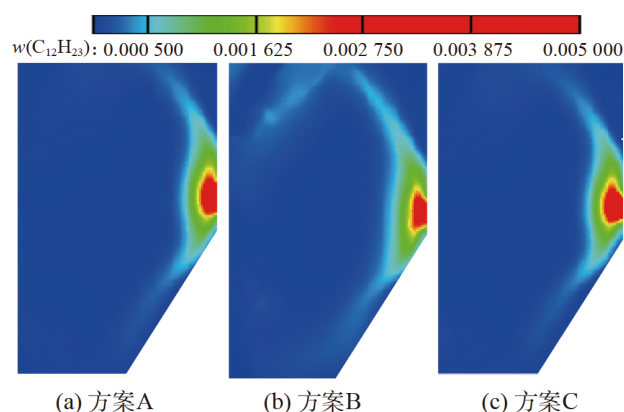


图10 高空条件下3种旋流器方案油雾场分布
Fig.10 Fuel distribution of three swirler schemes at a high altitude condition

4.4 地面条件下的熄火试验结果及分析

图11为3种旋流器方案的地面熄火试验结果。由图可知,随着一级旋流数的增大,熄火余气系数逐渐降低,燃烧不稳定性增加。这主要是由于随着一级旋流器旋流数逐渐增加,在燃烧室几何容积一

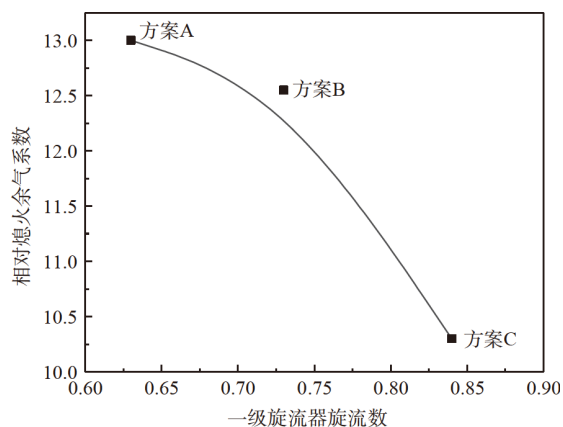


图11 3种旋流器方案地面熄火余气系数对比
Fig.11 Lean blow-out performance of three swirler schemes at a ground condition

定的情况下,其回流区会逐步增大,下游非燃烧区域有更多的新鲜空气进入回流区,造成燃烧室头部当量比降低;同时,在初始雾化较好时,较强的剪切作用使得燃油分布过于均匀,无法形成稳定的点火源,导致燃烧放热小于热耗散,从而引发燃烧室熄火^[13,17-18]。

5 结论

利用多头部扇形燃烧室试验件,并结合理论分析,研究了一级旋流器旋流数对燃烧室点火、熄火性能的影响,研究结果表明:

(1) 在所研究的范围内,随着燃烧室压力损失的增大(进口空气流量增加),贫油点火余气系数逐渐改善。

(2) 地面条件下,随着一级旋流器旋流数的增加,点火性能均能得到较大改善,且地面常温条件下的点火性能较地面负温条件下的点火性能改善更为明显。

(3) 高空条件下,由于空气流量和进口温度均较低,随着一级旋流器旋流数的增加,点火余气系数呈现出先小幅度增加后不变的特性;由于地面和高空进气条件不同,旋流数对点火性能影响不完全一致,设计中需结合实际情况采取相应的改进措施。

(4) 在所研究范围内,随着一级旋流器旋流数的增大,熄火余气系数逐渐降低,燃烧不稳定性增加。

参考文献:

- [1] 朴 英. 航空燃气涡轮发动机起动性能分析[J]. 航空动力学报,2003,18(6):777-782.
PIAO Ying. An analysis of the starting characteristics of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power,2003,18(6):777-782. (in Chinese)
- [2] LEFEBVRE A H. Gas Turbine Combustion[M]. London:Taylor & Francis Press,1999.
- [3] 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 dual-stage swirl cup[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2008,29(1):1-14. (in Chinese)
- [4] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社,1996.

- FANG Changde. World Aeroengine Handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)
- [5] 李尚维. 燃烧室头部结构对点火灭火边界的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1994, 7(4): 38-44.
- LI Shangwei. Effects of the head structural on aero-engine combustor ignition/blow-out performance[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1994, 7(4): 38-44. (in Chinese)
- [6] 代威, 林宇震, 张弛. 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[J]. 航空动力学报, 2015, 30(5): 1092-1098.
- DAI Wei, LIN Yuzhen, ZHANG Chi. Effects of swirl number of second stage radial swirler on combustor ignition and lean blow-out performances[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1092-1098. (in Chinese)
- [7] 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. Effects of hardware geometry of dual-stage swirl cup on ignition performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(5): 675-680. (in Chinese)
- [8] 刘爱骥, 朱悦, 陈保东, 等. 三级旋流器旋流角匹配影响双环预混旋流燃烧室燃烧性能试验[J]. 推进技术, 2017, 38(7): 1539-1547.
- LIU Aiguo, ZHU Yue, CHEN Baodong, et al. Experiment on effects of triple swirler swirl angle matching on combustion performance of twins annular premixing swirler combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(7): 1539-1547. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] XIE Fa, HUANG Yong, WANG Fang, et al. Visualization of the lean blow out process in a model combustor with a swirl cup[R]. ASME GT2010-22534, 2010.
- [11] 林宇震, 林培华, 许全宏, 等. 复合式收扩套筒空气雾化喷嘴燃烧室点火研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 342-346.
- LIN Yuzhen, LIN Peihua, XU Quanhong, et al. Research on ignition performance of a hybrid airblast atomizer combustor with convergent-divergent sleeve[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 342-346. (in Chinese)
- [12] 张斌. 航空发动机燃烧室点火模拟及特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- ZHANG Bin. Research on the simulation and characteristics of ignition in aeroengine combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [13] MONGIA H C, AI-ROUB M, DANIS A, et al. Swirl cup modeling Part 1[R]. AIAA 2001-3576, 2001.
- [14] 程晓军, 范育新, 王家骅. 薄膜蒸发稳定器在超级燃烧室内贫油点熄火特性[J]. 推进技术, 2015, 36(2): 246-252.
- CHENG Xiaojun, FAN Yuxin, WANG Jiahua. Performance of lean ignition and lean blowout with film evaporation flameholder in hyper burner[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(2): 246-252. (in Chinese)
- [15] FU Zhenbo, LIN Yuzhen, LI Jibao, et al. Experimental investigation on ignition performance of LESS combustor[R]. ASME GT2011-45786, 2011.
- [16] 彭云辉, 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)
- [17] 邹博文, 许全宏, 曹文宇, 等. 中心分级燃烧室耦合回流区贫油熄火机理[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1759-1763.
- ZOU Bowen, XU Quanhong, CAO Wenyu, et al. Lean blowout mechanism of coupled recirculation zone in concentric staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1759-1763. (in Chinese)
- [18] HU Bin, HUANG Yong, XU Jianzhong. A hybrid semi-empirical model for lean blow-out limit predictions of aero-engine combustors[R]. ASME GTP-14-1407, 2014.