

文章编号: 1000-8055(2022)11-2544-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220296

双级轴向旋流器设计参数对燃烧室点火性能影响规律

王金铎¹, 惠鑫¹, 武济泓², 蒋尧³, 林宇震¹

(1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团有限公司 西安飞机工业集团股份有限公司, 西安 710089;

3. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 为有效提升航空发动机燃烧室点火性能, 以双级轴向旋流器为研究对象, 采用三种气动结构参数为设计变量, 开展了旋流器优化设计与燃烧室点火性能研究。研究通过试验测量了不同旋流器匹配的单头部燃烧室地面点火与模拟高空点火油气比, 获得了旋流器气动结构参数与燃烧室点火性能之间的关联。研究结果表明: 在保持总有效面积和内旋流数不变条件下, 外旋流数从 1.77 增加至 2.15 时, 燃烧室点火性能呈现先降低后升高的趋势, 较小外旋流数点火特性更佳; 内外有效面积比对高空低压工况燃烧室点火性能影响显著, 在比值为 3:7 时点火特性最佳。在保持其他结构参数不变条件下, 文氏管喉道半径对燃烧室高空点火性能影响显著, 喉道半径为 8 mm 时具有较好点火特性。

关 键 词: 燃烧室点火性能; 双级轴向旋流器; 旋流强度; 有效面积; 文氏管喉道

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effects of design parameters of two-stage axial swirler on combustor ignition performance

WANG Jinduo¹, HUI Xin¹, WU Jihong², JIANG Yao³, LIN Yuzhen¹

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Xi'an Aircraft Industry Group Company, Limited,

Aviation Industry Corporation of China, Limited, Xi'an 710089, China;

3. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: To improve the ignition performance of the aero-engine combustor, different configurations of two-stage axial swirlers were designed based on the swirler design parameters. Ground and high-altitude ignition tests were carried out to obtain the ignition fuel-air-ratios for a model combustor equipped with the designed swirlers. The effects of outer swirl number, the air split ratio between the inner and outer swirlers, and Venturi throat size on combustor ignition performance were analyzed. The results showed that under the same total air flow rate and inner swirl number, when the outer swirl number increased from 1.77 to 2.15, the combustor ignition performance first decreased and then increased, and the ignition characteristic was better when the outer swirl number was smaller. The inner and outer swirler flow ratios had a

收稿日期: 2022-05-01

基金项目: 中国航空发动机集团产学研合作项目(HFZL2021CXY003)

作者简介: 王金铎(1995—), 男, 博士生, 主要从事航空燃料燃烧特性与燃烧室性能研究。

通信作者: 惠鑫(1982—), 男, 副教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空能源与动力技术研究。E-mail: huixin@buaa.edu.cn

引用格式: 王金铎, 惠鑫, 武济泓, 等. 双级轴向旋流器设计参数对燃烧室点火性能影响规律[J]. 航空动力学报, 2022, 37(11): 2544-2552.

WANG Jinduo, HUI Xin, WU Jihong, et al. Effects of design parameters of two-stage axial swirler on combustor ignition performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(11): 2544-2552.

significant impact on the combustor ignition performance under high altitude and low pressure conditions, and the ignition characteristic was the best when the ratio was 3 : 7. If other structural parameters were kept unchanged, the Venturi throat radius had a significant impact on the high altitude ignition performance of the combustor, and it had good ignition characteristics when the throat radius was 8 mm.

Keywords: combustor ignition performance; two-stage axial swirlers; swirl intensity; effective area; Venturi throat

旋流杯是 20 世纪 60 年代最早由 GE(General Electric)公司提出的一种由燃油喷嘴和双级旋流器组合的空气雾化装置^[1]。旋流杯工作时, 喷嘴喷出的液体燃料以一定的角度冲击到文氏管壁面, 形成一层油膜, 在文氏管尾缘, 油膜受到内外旋流空气的剪切作用而破碎形成粒径很小的液滴进入燃烧室^[2-4]。在不同的旋流器构型中, 双级轴向旋流器将气动、雾化与回流区进行集成化设计, 综合性能优异, 因此被广泛应用于航空发动机燃烧室^[4-6]。

前人针对双级轴向旋流器的流动、喷雾、燃烧稳定性以及燃烧室排放性能已经开展了不少研究。高政旺等^[7]采用数值模拟方法, 开展了双级轴向旋流器内外叶片角对燃烧室回流区影响的研究。研究结果指出一级旋流器为弱旋流, 二级旋流器为强旋流时具有最好的回流区结构。于博文等^[8]利用激光粒子动态分析技术对旋流器下游流场与油雾场进行了试验测量, 结果表明双旋流器一级旋流强度切向动量矩的减小会使得下游流场结构由收扩型变为扩张型, 同时减小油雾的粒径。汪玉明等^[9]结合大涡模拟和流场试验, 研究了文氏管出口张角对旋流器流动不稳定性的影响, 研究表明在时均流场中文氏管出口张角主要对旋流器内部区域产生影响, 在瞬态流场中文氏管出口张角对小涡旋结构影响较大。王志凯等^[10]针对双级轴向旋流器气量比对雾化特性的影响开展了试验研究, 研究指出在总气量比不变的条件下, 内外旋流器气量比在 1 附近时具有最好的喷雾效果。谢法等^[11]采用带有双级轴向旋流器的单头部模型燃烧室, 研究了旋流器气量分配对燃烧室贫油熄火性能的影响, 结果表明增大双级旋流器进气面积均可以拓宽燃烧室贫油熄火边界。张弛等^[12]通过试验测量与数值计算, 研究了文氏管长度对积碳的影响, 结果表明适当增加文氏管长度可有效抑制积碳。程明等^[13]通过三维数值模拟和试验测量, 评估了内旋流器相对进气量与旋流数对燃烧室出口温度分布与 NO_x 排放影响规律。

航空发动机燃烧室点火性能直接关系着发动机的稳定工作边界。针对旋流器对燃烧室点火性能的影响, 前人已开展了一些研究。刘桂桂等^[14]在常温常压工况下, 研究了一级旋流数对点火特性的影响, 研究结果表明一级旋流数的增加会促使回流区上止点更接近喷嘴位置, 提高了火核向上游输运效率, 从而提升了点火特性。刘冉等^[15]采用试验测量, 研究了双级轴向旋流器气量分配对点火特性的影响, 研究指出当内外旋流器气量比在 0.85~1 范围时, 点火特性较好。罗国良等^[16]研究了旋流器套筒出口形状对点火特性的影响, 结果表明相比于平滑套筒出口, 扩张套筒出口旋流器具有更好的点火特性。代威等^[17]研究了第二级径向旋流器旋流数对燃烧室点熄火性能的影响, 研究指出减小二级径向旋流器旋流数对熄火特性有明显提升, 但改变二级径向旋流器旋流数对点火特性无显著影响。

上述针对双级旋流器的研究为燃烧室点火及其他性能的优化提供了重要的设计参考。然而, 现有的研究只考虑了单一参数变化的影响, 缺乏对多参数间相互作用影响的系统研究。因此, 本文以双级轴向旋流器为研究对象, 以燃烧室点火性能为优化目标, 综合考虑了气动和结构参数对点火的影响。研究在保持旋流器总空气量(总有效面积)和内旋流数不变的条件下, 选取外旋流器旋流数、内外旋流器有效面积比作为设计参数, 以及在保持其他结构参数不变的条件下, 选取文氏管喉道半径作为设计参数。通过在模型燃烧室中试验测量地面点火与模拟高空点火边界, 获得不同旋流器气动结构参数对燃烧室点火性能的影响规律, 支撑旋流器的优化设计和燃烧室点火性能的提高。

1 试验方案

1.1 试验件设计

本文研究的双级轴向旋流器结构如图 1 所示, 其中图 1 (a) 为旋流器结构剖视图, 图 1 (b) 为旋流器实物图。图 1 所示双级轴向旋流器由内旋流

器、文氏管、外旋流器和套筒等结构组成。工作时空气由集气室分别进入内外两个旋流器,进入旋流器后,内部气流在文氏管内运动,外部气流在文氏管和套筒形成的收缩环形通道内运动。在

文氏管出口截面,两股气流相遇。假设两股气流相遇后仍然各自沿着图 1(a)中所示的蓝色和紫色轨迹运动,中间不发生掺混与动量交换,其流通面积比等于内外气流的气量比。

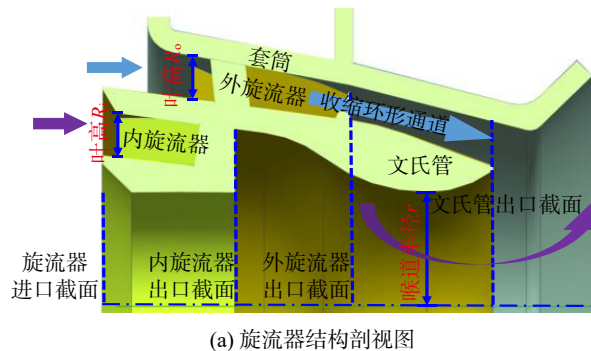


图 1 双级轴向旋流器

Fig. 1 Two-stage axial swirlers

旋流器方案设计中首先保持旋流器总有效面积(约为 160 mm^2)和内旋流数(约为 0.88)不变,通过调整叶片高度、叶片角度等结构参数进行旋流器设计,共分为 2 个系列:系列一研究外旋流器旋流数对燃烧室点火性能的影响(1#、2#、3#);系列二研究内外旋流器有效面积比对燃烧室点火性能的影响(2#、4#、5#);其次保持其他结构参数不变,仅调整文氏管喉道半径,得到系列三,主要探究文氏管喉道半径对燃烧室点火性能的影响(2#、6#、7#)。3 个系列共有 7 个方案,具体方案参数见表 1,表中的下标 1 表示内旋流器,下标 2 表示外旋流器。在方案设计中通过如下公式(1)进行有效面积计算:

$$A_{\text{cd}} = \frac{\dot{m}_s}{\sqrt{2\rho\Delta p}} \quad (1)$$

表 1 双级轴向旋流器设计方案

Table 1 Configurations of two-stage axial swirlers

系列	方案	外旋流数 S_o	内外旋流器有效 面积比 $A_{\text{cd}1} : A_{\text{cd}2}$	喉道半径 r/mm
一	1#	1.77	5 : 5	8
	2#	1.97	5 : 5	8
	3#	2.15	5 : 5	8
二	4#	1.81	3 : 7	8
	5#	1.97	4 : 6	8
	2#	1.97	5 : 5	8
三	6#	1.92	9 : 10	7
	2#	1.97	5 : 5	8
	7#	1.90	11 : 10	9

式中 $\dot{m}_s$ 为通过旋流器的质量流量(下文简称流量), ρ 为空气密度, Δp 为旋流器上下游截面压差。

通过如下公式(2)进行旋流数的计算:

$$S = G_m / RG_t \quad (2)$$

式中 R 为旋流器出口外半径, G_m 为切向动量的轴向通量, G_t 为轴向推力, 分别按如下公式计算:

$$G_m = \int 2\pi \tilde{r}(W\tilde{r})\rho U d\tilde{r} \quad (3)$$

$$G_t = \int 2\pi \tilde{r}\rho U^2 d\tilde{r} \quad (4)$$

式中 U 为轴向速度, W 为切向速度, $\tilde{r}$ 为径向半径。

1.2 试验系统和测量工况

本文分别通过地面、模拟高空点火试验系统对双级轴向旋流器进行点火验证,如图 2 所示,试验系统由空气供给系统、燃料供给系统、点火控制系统、测量系统等组成。在地面点火试验系统中,由大功率风机向燃烧室供应空气,通过改变风扇速度和风机下游节流阀状态来控制燃烧室总空气流量 $\dot{m}_a$;对于模拟高空点火试验系统,将 2 个真空泵连接到排气管中,以形成负压区,通过调节位于试验段上游的节流阀来控制空气流量。试验用单头燃烧室主要由火焰筒、旋流杯(双级轴向旋流器和喷嘴)、点火电嘴、外机匣等组成,其中点火电嘴安装在头部旋流器出口平面下游 35 mm 处,点火器由高能点火线圈供电,可提供 6.5 Hz 频率下 1.8 J 能量的脉冲火花。试验中选用喷嘴为双油路离心喷嘴,点火试验中仅给副油路喷嘴供油,副油路喷嘴流量数为 $12.3 \text{ kg}/(\text{h}\cdot\text{MPa}^{1/2})$ 。

燃烧室进口空气流量 $\dot{m}_a$ 通过孔板流量计测量,

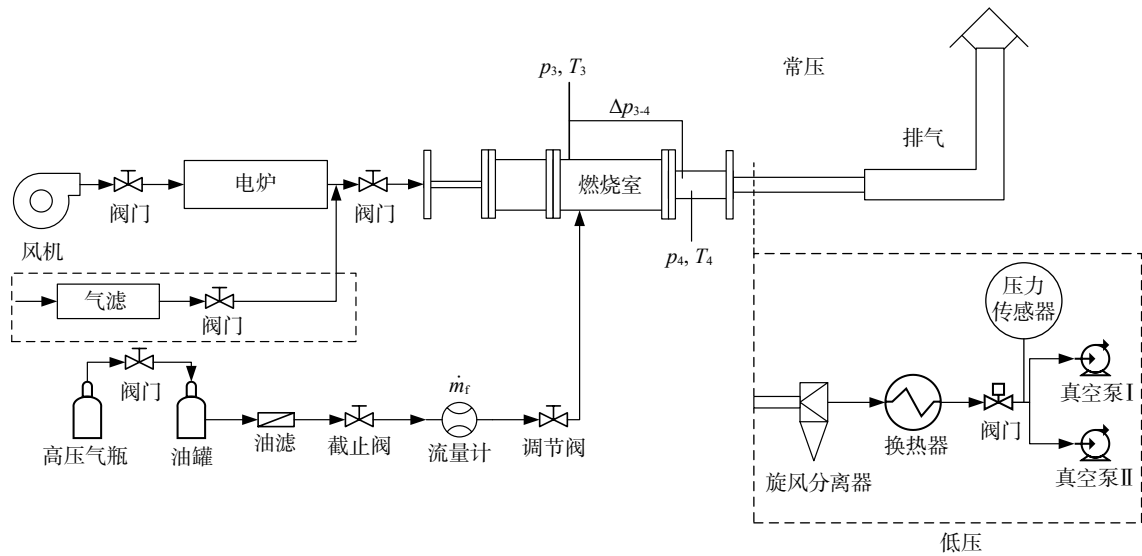


图 2 常压和高空点火试验系统
Fig. 2 Ground and high-altitude ignition test system

燃油流量 $\dot{m}_f$ 采用质量流量计测量,火焰筒进出口总压(p_3 、 p_4)均采用五孔探针测量,进出口温度(T_3 、 T_4)通过 K 型热电偶测量。 Δp_{3-4} 为火焰筒前后压差。

表 2 列出了试验测量参数与精度。点火试验分别在常压和低压下进行,以模拟地面点火和高空点火工况。表 3 列出了试验工况,在本文中,地面点火与模拟高空点火试验进气温度均为 293 K,8 km 高空对应实际温度为 236 K,较低的高空温度会导致较高的点火当量比。根据 Lefebvre 点火经验关系式:

$$q_{\text{li0}} = \left(\frac{B}{V_c} \right) \left[\frac{\dot{m}_a}{p_3^{1.5} e^{(T_3/300)}} \right] \left(\frac{D_o^2}{\lambda_{\text{eff}} H_u} \right) \quad (5)$$

式中 B 为点火经验系数; V_c 为燃烧室燃烧区体积, D_o 表示索太尔平均直径, λ_{eff} 为燃油蒸发常数; H_u 为燃油热值。可估算出贫油点火油气比 q_{li0} 偏差约为 17%。鉴于温度引起的偏差较小,为了便于试验,本文中点火试验均采用常温空气进行。点火试验中采用燃料为 RP-3 航空煤油。

1.3 点火成功判定准则

点火试验中,当空气流量达到工况点并稳定时,切换供油路电磁阀,待 1~2 s 油气比(fuel air ratio, FAR)稳定后,按下点火器开关。火花持续至出现燃烧(以出口温度升高为标志)后关闭或直至 15 s 后仍未点燃。当出现出口温度升高,并在关闭点火器后的 15 s 内,出口温度仍继续升高,则视为点火成功。通过采集燃烧室出口温度来判定试验段点火成功点,燃烧室出口温度突升为点火成功点,点火失败则取油气比的平均值,每组点火试验时间间隔为 3~5 min,期间空气持续供应,保证燃烧室内部的残留油雾被吹离。图 3 显示了点火过程示意图,图中 t 为时间。为更好地描述点火边界的确定,图 4 显示了典型工况点火细节图,采用 2#旋流器, $T_3=293$ K, $p_3=101$ kPa。进行点火试验时,5 次点火中至少成功 4 次,则认定为点火成功,否则记为点火失败。通过将不同压降下最小点火成功点相连,确定最终点火边界。

表 2 测量参数与精度 Table 2 Measurement parameters and accuracy	
测量参数	精度
p_3/Pa	$\pm 0.2\%$
p_4/Pa	$\pm 0.2\%$
T_3/K	± 1
$\dot{m}_a/(\text{g/s})$	$\pm 0.5\%$
$\dot{m}_f/(\text{g/s})$	$\pm 0.2\%$

表 3 试验工况 Table 3 Test conditions			
工况	p_3/kPa	$(\Delta p_{3-4}/p_3)/\%$	T_3/K
常压	101	1~5	293
	80		
高空	55		
	35		

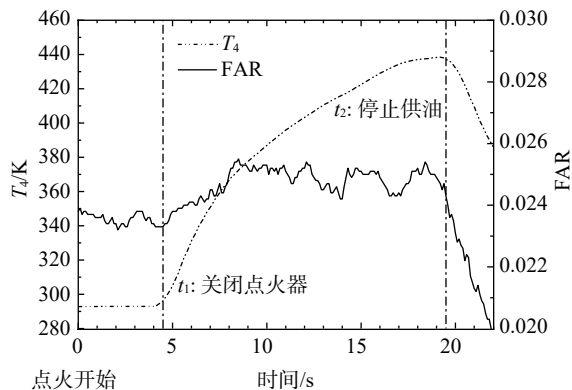


图3 点火过程

Fig. 3 Processes of ignition

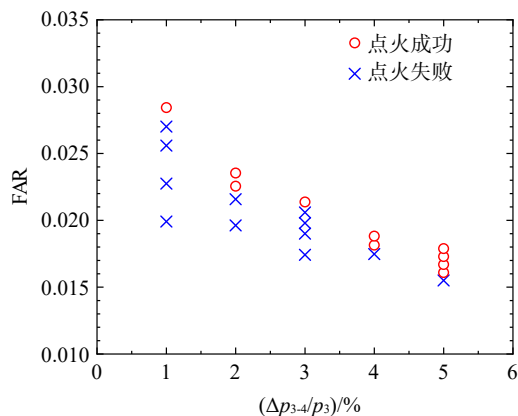


图4 典型工况点火细节图

Fig. 4 Ignition details under typical working conditions

2 试验结果与讨论

2.1 外旋流器旋流数对燃烧室点火性能的影响

图5显示了系列一旋流器在不同进气压力下点火边界,其中横轴表示火焰筒进出口总压压降,纵轴表示最小点火油气比。从图中可以看出不同旋流器差异主要体现在外旋流器旋流数,外旋流器旋流数为1.77、1.97、2.15分别对应1#、2#、3#旋流器。可以看出,不同旋流器点火油气比均随着火焰筒进出口总压压降的升高而降低,随着火焰筒进口空气压力的降低而升高,整体近似成单调递减关系,且均在35 kPa工况4%压降处出现点火困难现象。此外,三种旋流器在不同进气压力工况下点火曲线变化趋势相近,当进气压力由常压逐渐减小至55 kPa时,点火曲线均近似光滑,变化趋势接近;当进气压力进一步降低至35 kPa时,点火曲线出现明显差异,点火油气比大幅上升。

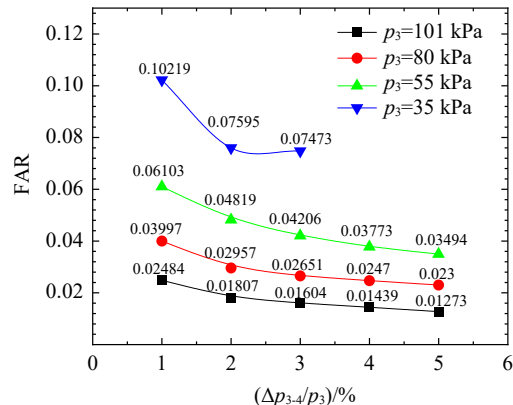
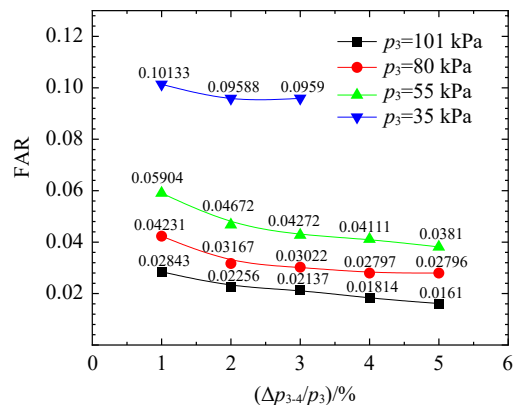
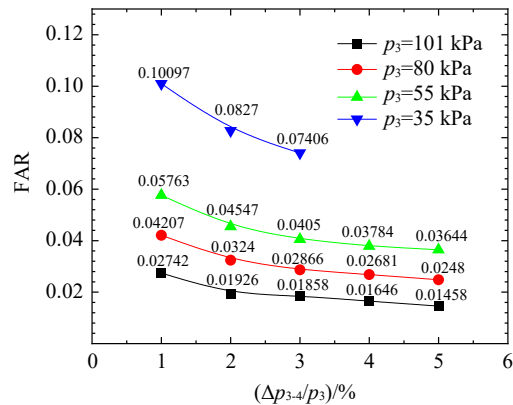
(a) 1#旋流器, $S_0=1.77$ (b) 2#旋流器, $S_0=1.97$ (c) 3#旋流器, $S_0=2.15$

图5 1#, 2#, 3#旋流器在不同进气压力下点火边界

Fig. 5 Ignition boundaries of swirlers 1#, 2#, 3# under different inlet pressures

图6显示了系列一旋流器在相同进气压力下点火边界对比。可以发现,进气压力在常压和80 kPa时,在不同火焰筒压降下,三种旋流器之间的点火油气比差异变化接近一致,均表现为1#旋流器(外旋流数为1.77)点火特性最优,3#(外旋流数为2.15)其次,2#(外旋流数为1.97)最差。由此可得,减小外旋流数可以提升点火特性。从旋流器工作原理可知,内外旋流对油膜的剪切强度是

否合理匹配对油膜的破碎雾化有着至关重要的作用。系列一旋流器内旋流数均为 0.88, 当外旋流数从 1.97 减少至 1.77 时, 点火特性变好, 说明此时内外旋流器的旋流强度匹配较好, 可以产生合适的内外旋流空气, 有效剪切燃油油膜提升雾化效果, 燃烧室点火性能得到提升。当外旋流数从 1.97 增加至 2.15 时, 点火特性同样有变好的趋势, 但效果不如减小外旋流数时明显。分析原因主要是由于当外旋流数进一步增加, 外旋流器对燃料的输运作用增强, 同时产生更大的回流区; 回流区的变大虽然可以促进点火特性的提升, 但过大的外旋流强度会导致外旋流贴壁现象严重, 无法获得更好的流场结构, 同时削弱了内外旋流空气剪切作用, 从而降低了燃油雾化效果, 因此燃烧室点火性能提升不显著。

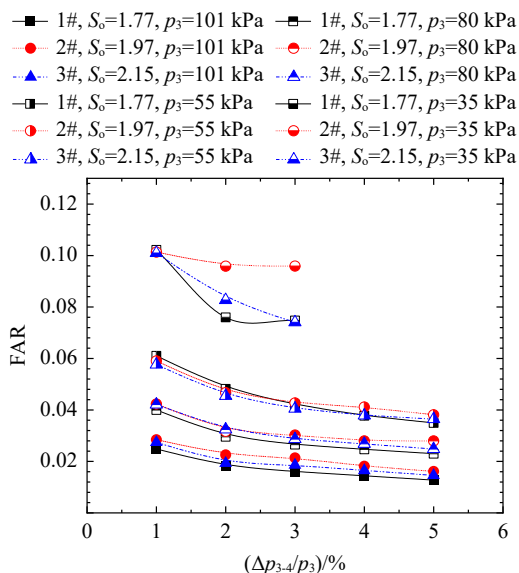


图 6 1#, 2#, 3# 旋流器在相同进气压力下点火边界

Fig. 6 Ignition boundaries of swirlers 1#, 2#, 3# under same inlet pressure

在进气压力为 55 kPa 工况, 3# 和 1# 旋流器仍表现出优于 2# 旋流器的趋势, 点火边界在 2.5% 压降附近出现交叉。从试验结果分析可知, 在当前进气压力下, 点火油气比差别不大; 而进气压力为 35 kPa 工况时, 点火曲线出现明显差异 (主要体现在 2%~3% 压降), 对比发现 1# 旋流器点火特性最优, 3# 次之, 2# 略差, 35 kPa 工况点火特性趋势与常压和 80 kPa 工况一致, 说明此时内外旋流数匹配程度 1# 旋流器优于 3#, 仍能在进气压力较小的工况下对油膜进行有效剪切, 提升燃烧室点火性能。

综上所述, 在当前内旋流数为 0.88 情况下, 外旋流数从 1.77 增加至 2.15 时, 燃烧室点火性能呈现先降低后升高的趋势, 且较小的外旋流数 (1.77) 点火特性更优, 这是由于此时内外旋流器旋流强度 (0.88/1.77) 匹配最佳, 产生的内外空气可有效剪切燃油油雾, 促进雾化效果, 提升燃烧室点火性能; 而增大外旋流数至 2.15 也可提升燃烧室点火性能, 但提升效果不明显。

2.2 内外旋流器有效面积比对燃烧室点火性能的影响

图 7 显示了系列二旋流器不同进气压力下点火边界, 不同旋流器差异主要体现在内外旋流器有效面积比, $A_{cd1} : A_{cd2}$ 分别为 3 : 7、4 : 6、5 : 5, 对应 4#、5#、2# 旋流器。从图中可以看出, 2# 和 4# 旋流器点火油气比总体上均随着燃烧室压降的升高而降低; 5# 旋流器在 35、80 kPa 以及常压工况下, 点火油气比出现了跃升, 且在不同进气压力下出现不同程度的点火困难现象; 2# 旋流器则只在 35 kPa 工况 4% 压降下出现点火困难现象; 4# 旋流器未出现点火困难现象, 在 35 kPa 工况 5% 压降下点火油气比为 0.054 06。

图 8 显示了系列二旋流器在相同进气压力下点火边界。从图中可以看出, 当进气压力从常压逐渐降低至 35 kPa 时, 4# 旋流器点火边界均低于 2# 旋流器, 且点火边界之间的差异逐渐增大。此外, 随着进气压力的降低, 点火边界曲线均呈现不同程度的上升, 在常压、80 kPa 和 55 kPa 工况, 不同旋流器点火边界曲线接近; 但在 35 kPa 工况, 点火曲线出现明显差异。从点火特性方面比较, 4# 旋流器 (内外旋流器有效面积比 3 : 7) 表现最优, 2# (内外旋流器有效面积比 5 : 5) 其次, 5# (内外旋流器有效面积比 4 : 6) 最差。相关研究指出, 改变内/外旋流器气量分配比例会对下游流场和喷雾场产生直接影响, 差异较大的气量分配会造成双级旋流器优势的缺失^[15]。因此, 选取更优的内外旋流器有效面积比是获得更佳流场和喷雾场的重要影响因素。在本文研究中, 保持总有效面积和内外旋流数不变, 内外旋流器有效面积比从 5 : 5 减小至 3 : 7 时, 燃烧室点火性能获得提升, 尤其在高空点火方面提升突出。分析认为内外旋流器有效面积比的减小, 使得外旋流器进气量增大, 对燃油的输运效果增强; 而在高空工况下, 进气量少, 突出了外旋流对燃油的输运效果, 获得了更适用于高空低压工况的流场和喷雾场结构,

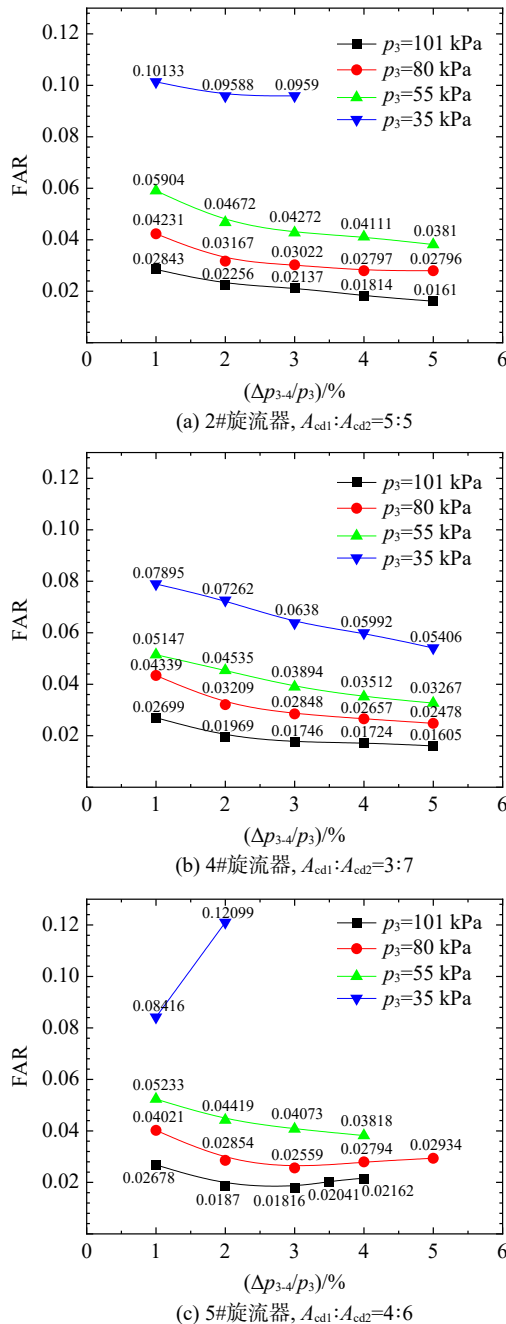
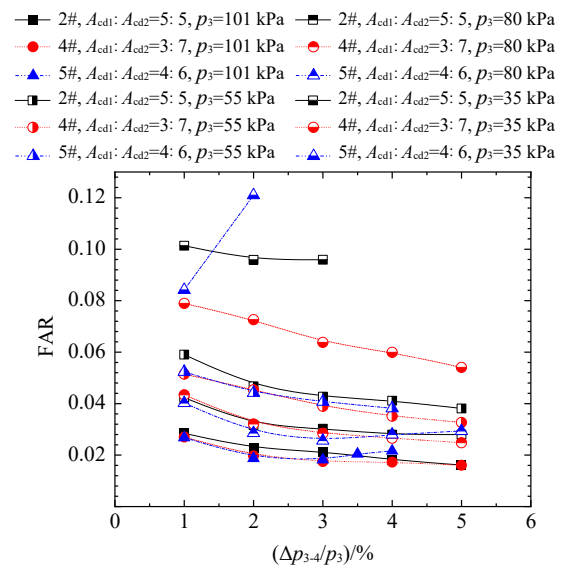


图7 #2, #4, #5旋流器在不同进气压力下点火边界

Fig. 7 Ignition boundaries of swirlers #2, #4, #5 under different inlet pressures

从而提升了燃烧室点火性能。

综上所述, 内外旋流器有效面积比对燃烧室高空点火性能影响较大, 在 35 kPa 工况下, 内外旋流器有效面积比为 3:7 时, 燃烧室高空点火性能最好, 这是由于内外旋流器有效面积比的降低, 使得外旋流器进气量增大, 对燃油的输运效果加强, 从而在高空低压工况下, 仍能提供很好的燃油输运, 使得流场与油雾场更佳匹配, 燃烧室点火性能提升。而进一步增加内外旋流器有效面积



比会导致点火油气比显著升高, 高燃烧室压降下无法成功点火。

2.3 文氏管喉道半径对燃烧室点火性能的影响

图9显示了系列三旋流器不同进气压力下点火边界, 不同旋流器差异主要体现在文氏管喉道半径, 文氏管喉道半径为 7、8、9 mm, 分别对应 6#、2#、7#旋流器。从图中可以看出在 55、80 kPa 以及常压工况下, 不同旋流器点火曲线均随着火焰筒压降升高呈现降低的趋势。在 35 kPa 工况下, 2#和 6#旋流器点火边界曲线呈持平趋势。随着进气压力的降低, 三种旋流器均表现出不同程度的点火困难现象, 2#旋流器在 35 kPa 工况才出现点火困难现象, 6#和 7#旋流器则在 80 kPa 工况出现点火困难现象, 且 7#点火困难现象更为严重。从试验结果可以看出, 6#旋流器具有最好的常压点火特性, 但随着进气压力的降低, 点火特性逐渐降低。

图10显示了系列三旋流器在相同进气压力下点火边界。从常压点火结果来看, 减小文氏管喉道半径会提升常压点火特性, 而增大文氏管喉道半径对常压点火特性影响较小。随着进气压力的降低, 6#和 7#旋流器点火特性出现明显恶化, 即在 35 kPa 工况下仅在 2.5% 压降之前可以成功点火。综合不同进气压力工况, 对点火特性进行比较, 2#旋流器(文氏管喉道半径为 8 mm)表现最优, 6#(文氏管喉道半径为 7 mm)其次, 7#(文氏管喉道半径为 9 mm)最差。从统计数据来看, 随着

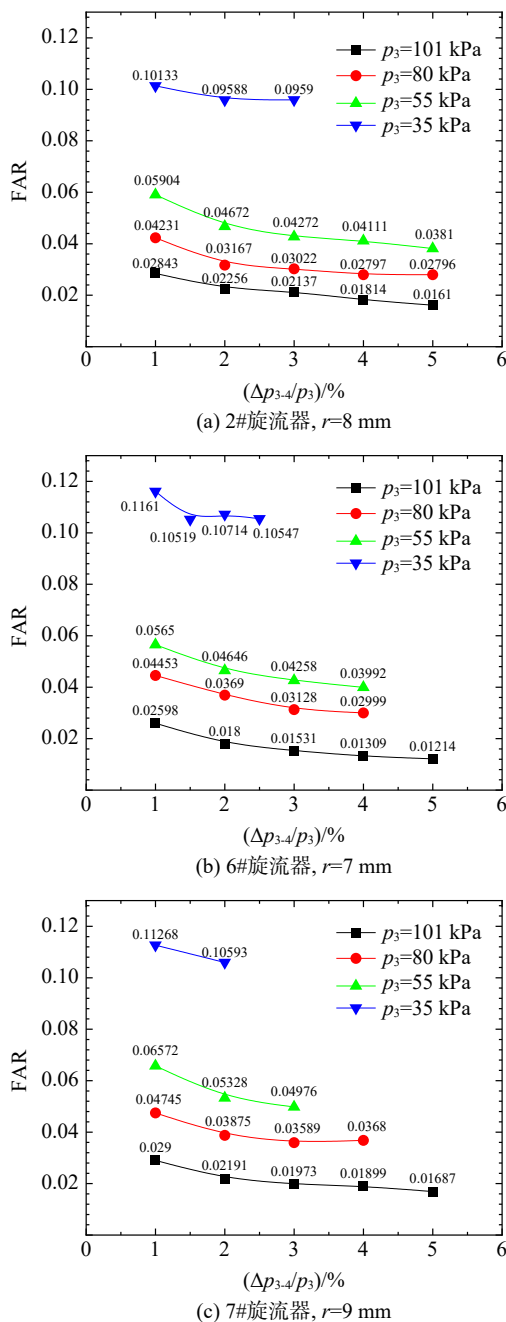


图 9 2#, 6#, 7#旋流器在不同进气压力下点火边界

Fig. 9 Ignition boundaries of swirlers 2#, 6#, 7# under different inlet pressures

文氏管喉道半径的增加, 内外旋流器有效面积同步增大, 尤其是内旋流器有效面积变化明显, 文氏管喉道半径从 7 mm 增加至 9 mm, 对应内旋流器有效面积 66.2 mm² 增至 91.0 mm², 提高了 37%。相关研究表明, 低压状态时切向动量会大幅减弱, 带来的旋流剪切力减弱^[18]。结合 6#旋流器整体有效面积小, 进气量少, 推测在低压工况旋流剪切力减弱的影响更为明显, 降低了雾化效果, 导致燃烧室点火性能变差, 且随着进气压力的逐步

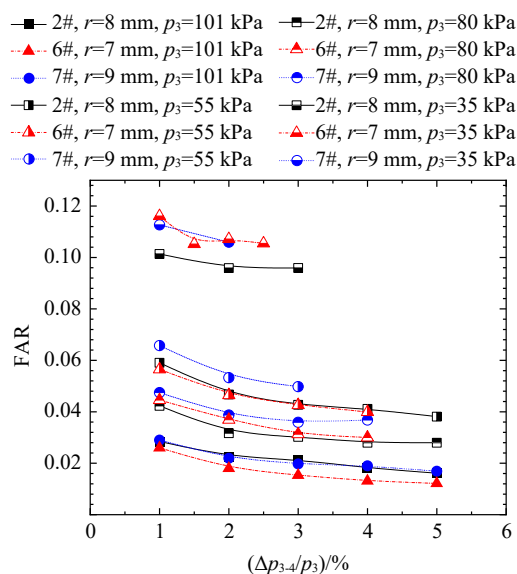


Fig. 10 Ignition boundaries of swirlers 2#, 6#, 7# under same inlet pressure

降低, 燃烧室点火性能逐渐恶化。

综上所述, 文氏管喉道半径对燃烧室高空点火性能影响显著, 随着文氏管喉道半径由 7 mm 增加至 9 mm 时, 燃烧室点火性能呈现先升高后降低的趋势, 在文氏管喉道半径为 8 mm 时具有较好的点火特性。而在常压工况, 减小文氏管喉道半径对燃烧室点火性能有提升的趋势。

3 结 论

本文为改善燃烧室点火性能, 设计了不同结构的双级轴向旋流器, 试验测量了单头部模型燃烧室常压与低压点火最小油气比, 分析了在双级轴向旋流器总有效面积、内旋流数保持不变的条件下, 外旋流器旋流数、内外旋流器有效面积比, 以及在保持其他结构参数不变情况下, 文氏管喉道半径对模型燃烧室点火性能的影响机制, 获得的主要结论如下:

1) 内旋流数为 0.88, 外旋流数从 1.77 增加至 2.15 时, 燃烧室点火性能呈现先降低后提升的趋势, 较小的外旋流数(1.77)点火特性更佳, 而增大外旋流数至 2.15 也可提升燃烧室点火性能, 但提升效果不明显。

2) 内外旋流器有效面积比对高空低压工况的点火性能影响较为显著。在 35 kPa 工况下, 内外旋流器有效面积比为 3 : 7 时, 燃烧室高空点火性能最好, 进一步增加内外旋流器有效面积比会导致点火油气比显著升高, 高燃烧室压降下无法

成功点火。

3) 文氏管喉道半径对燃烧室高空点火性能影响显著。随着文氏管喉道半径由 7 mm 增加至 9 mm 时,燃烧室点火性能呈现先升高后降低的趋势,在文氏管喉道半径为 8 mm 时具有较好的点火特性。在常压工况,减小文氏管喉道半径对燃烧室点火性能有提升的趋势。

参考文献:

- [1] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社, 1996.
- [2] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion[M]. New York, US: Hemisphere Publishing Corporation, 1983.
- [3] 黄勇. 燃烧与燃烧室[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2009.
- [4] 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.
- [5] MONGIA H C. Perspective of combustion modeling for gas turbine combustor[R]. AIAA-2004-0156, 2004.
- [6] 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)
- [7] 高政旺, 谭建国. 双级轴向旋流器内外叶片角对燃烧室回流区影响的数值研究[R]. 广东 深圳: 第十一届全国流体力学学术会议, 2020.
- [8] 于博文, 张弛, 杨谦, 等. 一级旋流强度对双旋流杯下游油气分布的影响[J]. 推进技术, 2014, 35(11): 1482-1487.
YU Bowen, ZHANG Chi, YANG Qian, et al. Effects of primary swirl intensity on flow and fuel distribution downstream a dual-swirl cup[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(11): 1482-1487. (in Chinese)
- [9] 汪玉明, 王志凯, 江立军, 等. 文氏管出口张角对旋流杯流动不稳定性的影响[J]. 推进技术, 2022, 43(1): 195-204.
WANG Yuming, WANG Zhikai, JIANG Lijun, et al. Effects of venturi divergence angle on flow instability of swirl cup[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(1): 195-204. (in Chinese)
- [10] 王志凯, 陈盛, 刘冉, 等. 双级轴向旋流杯气量比对雾化性能影响的试验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(12): 2656-2662.
WANG Zhikai, CHEN Sheng, LIU Ran, et al. Experiment on effects of airflow ratio on spray characteristics of dual-axial swirl cup[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(12): 2656-2662. (in Chinese)
- [11] 谢法, 黄勇, 苗辉, 等. 气量分配对双轴向旋流器燃烧室贫油熄火性能影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(11): 1456-1460.
- XIE Fa, HUANG Yong, MIAO Hui, et al. Effects of airflow split and primary holes arrangement on lean blowout limits of combustor with dual-axial swirlers[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2011, 37(11): 1456-1460. (in Chinese)
- [12] 张弛, 田兴鹏, 林宇震, 等. 旋流杯文氏管长度对积碳的影响研究[J]. 推进技术, 2015, 36(12): 1833-1838.
ZHANG Chi, TIAN Xingpeng, LIN Yuzhen, et al. Effects of venturi length of swirl cup on carbon deposition[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(12): 1833-1838. (in Chinese)
- [13] 程明, 林宏军, 李锋. 旋流杯设计参数对燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2355-2361.
CHENG Ming, LIN Hongjun, LI Feng. Effect of swirl cup design parameters on combustion performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(10): 2355-2361. (in Chinese)
- [14] 刘桂桂, 林宇震, 胡好生, 等. 旋流杯一级旋流数变化对点火性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1117-1121.
LIU Guigui, LIN Yuzhen, HU Haosheng, et al. Effect of swirl cup's primary swirl number on ignition performance[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(6): 1117-1121. (in Chinese)
- [15] 刘冉, 陈盛, 王志凯, 等. 双级轴向涡流器气量分配对燃烧室点火特性的影响[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 253-260.
LIU Ran, CHEN Sheng, WANG Zhikai, et al. Effects of dual axial swirler airflow split on combustor ignition characteristics[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8): 253-260. (in Chinese)
- [16] 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)
- [17] 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)
- [18] 赵乾鹏, 杨金虎, 刘存喜, 等. 多级旋流空气雾化喷嘴高空气动雾化场的数值研究[J]. 航空动力学报, 2021, 36(12): 2555-2567.
ZHAO Qianpeng, YANG Jinhu, LIU Cunxi, et al. Numerical investigation of high altitude aerodynamic and spray fields for multi-swirl airblast atomizer[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(12): 2555-2567. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)