

文章编号:1000-8055(2016)03-0608-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2016.03.011

径向旋流器气量分配对点火熄火特性的影响

代 威¹, 林宇震¹, 许全宏¹, 张 弛¹, 龚 静²

(1. 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;

2. 中国航天科技集团公司 中国运载火箭技术研究院 科研计划部, 北京 100076)

摘 要: 针对第 2 级径向旋流器的气量分配对点火熄火特性的影响进行了研究. 试验结果表明:对于采用同向旋转强旋流的旋流杯,空气雾化喷嘴在气液比大于 3 后会形成稳定的液雾,在常温常压起点火以及熄火工况下,燃烧室中的燃油已基本雾化完全. 第 1,2 级旋流器的气量比从 0.8 变化至 1.2 后,旋流杯液滴韦伯数大于 40,液滴已进行充分的二次雾化,增加第 2 级旋流器气量不会进一步改善雾化质量,因此对点火和熄火特性基本无影响.

关 键 词: 燃烧室; 径向旋流器; 有效面积; 点火; 熄火

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Influence of air split of a radial swirler on ignition and extinction characteristics

DAI Wei¹, LIN Yu-zhen¹, XU Quan-hong¹,

ZHANG Chi¹, GONG Jing²

(1. 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;

2. Department of Scientific Research Project,

China Academy of Launch Vehicle Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: The air split of the second stage of the radial swirler was taken as the main design parameter for the ignition and extinction characteristics. Test study showed that the fuel in the chamber, atomized by the co-rotating swirler cup with strong swirl number, has been basically atomized at ignition and lean blow-out conditions of atmospheric pressure and room temperature as a stable fuel atomized at the air-fuel-ratio greater than 3. The droplet had sufficient secondary atomization when the air split ratio of the primary and the second stage of swirlers changed from 0.8 to 1.2, making the swirl cup droplet Weber number greater than 40. Therefore, increase of the second stage of swirler air split will not further improve the atomization quality, there is no influence on the ignition and extinction characteristics.

Key words: combustor; radial swirler; effective area; ignition; extinction

收稿日期:2014-07-29

作者简介:代威(1987—),男,辽宁丹东人,博士生,主要从事航空发动机燃烧室研究.

燃烧室是燃气轮机核心机内的重要部件,对整个燃气轮机的工作性能起到关键作用,由于燃烧室内流速远高于稳定燃烧时的火焰传播速度,因此在燃烧室火焰筒头部需设计相应的结构来达到稳定火焰的效果^[1-3].燃气轮机燃烧室中常常利用旋流杯结构来产生火焰稳定燃烧所需要的低速热回流区并高效地燃烧^[4],旋转流动对燃油颗粒产生强烈的剪切作用,可以充分地减小燃油颗粒度并且能够将空气与燃油混合均匀^[5].目前燃烧室采用的旋流器级数发展到多级,头部燃油的雾化效果与头部流场也变得越来越复杂.

目前在工程应用方面,美国通用电器公司的双旋流空气雾化喷嘴是燃烧室采用的主要形式^[6],多数学者针对空气雾化喷嘴的应用进行了大量的理论分析、数值模拟以及试验研究^[7-18],结果表明旋流杯结构相比于其他头部结构有着优异的起动点火、燃烧稳定^[19]、高效率燃烧等优点,能够满足燃气轮机对于燃烧室性能的需要.旋流器分为开孔式、轴向叶片式和径向叶片式,而旋流杯结构也有着不同的组合方式.国内外对于不同旋流杯结构进行大量的理论与试验研究,徐浩鹏等^[20]研究了双径向旋流器参数变化以及主燃孔气量分配变化对燃烧室贫油熄火性能的影响,研究结果表明旋流杯进气量的减小将使贫油熄火性能变差,1级旋流器进气量对熄火油气比的影响最大,而主燃孔的进气量减少则会使熄火性能变差.对于双轴向旋流器结构,谢法等^[21]通过试验方法对头部进气面积及主燃孔布局因素的影响进行了研究,结果表明:双轴向旋流杯1,2级旋流器进气量的变化对贫油熄火性能有相当大的影响,分别增加1,2级旋流器的进气面积都会拓宽贫熄边界,而减小进气面积都会使燃烧室的贫熄性能变差.谢法等^[22]随后又对轴向旋流杯结构的燃烧室进行了相同的研究,结果发现1级旋流器进气面积减小20%可拓宽贫油熄火边界9.7%,而1级旋流器进气面积增加20%,改变2级旋流器进气面积20%及减少主燃孔个数等情况对贫熄边界影响较小.

由于不同旋流器组合的旋流杯方案有着不同的燃烧性能,本文将主要研究第1级斜切孔式、第2级径向叶片式旋流器的组合旋流杯,保证第1级旋流器结构不变,主要调整旋流杯结构中的第2级径向旋流器进气量参数,研究第2级径向旋流器的气量分配对于燃烧室性能的影响.通常通过旋流器的空气流量是由有效面积决定,就是几何开孔面积与流量系数的乘积,因此研究的2级

径向旋流器共设计有3个方案,分别为基准方案、有效面积增加20%以及有效面积增加40%,使得旋流杯第1,2级旋流器的气量比为1.2,1和0.8,进行常温常压点火和贫油熄火试验以考察燃烧室的工作性能.

1 研究方案

本研究采用的旋流杯为第1级斜切孔式、第2级径向叶片式旋流器的组合,双旋流器采用同向旋转强旋流的设计,第1级旋流器与喷嘴燃油旋向相同且旋流数为1.2.第2级径向旋流器分别为基准方案(方案1)、有效面积增加20%(方案2)和有效面积增加40%(方案3),有效面积改变时尽量保证其他设计参数基本不变,如进出口结构和旋流数等.在保证主燃区当量比不变的前提下,减少主燃区气膜冷却孔面积以适应径向旋流器面积的增加,仅提高第2级径向旋流器的气量分配并保证燃烧室总的有效面积不变,虽然减小气膜孔对火焰筒壁冷却有一定程度的影响,但不影响燃烧性能.径向旋流器旋流数和流量系数的定义如下^[1]:

$$S = \frac{G_{\varphi}}{R_0 F_{x0}} = \frac{\pi(R_{eo}^2 - R_{ei}^2)R_{si}\sin\beta}{nh_s b_s R_{eo}} \quad (1)$$

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

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

$$C_d = \cos\beta_e \quad (4)$$

式中 G_{φ} 是切向动量的轴向通量; F_{x0} 是轴向推力; R_0 为特征半径; n 为径向旋流器叶片数; β 为旋流器叶片夹角; r_v 为切向速度与轴向速度比.进行参数设计时维持出口环形通道内径 R_{ei} 和出口射流方向与轴向的夹角 β_e 不变,并保持出口通道的有效面积与叶片喉道面积之比 $C_d A_e / A_v$ 与基准方案基本一致,适当调整出口环形通道外径 R_{eo} 、入射半径 R_{si} 、喉道高度 h_s 和叶片宽度 b_s 来得到设计的有效面积 $C_d A_e$ 和径向旋流器旋流数 S .径向旋流器结构示意图如图1所示,图中 W 为旋转流速, u 为轴向流速.径向旋流器设计参数结果如表1所示,其中 Δ_{1-2} 和 Δ_{1-3} 表示方案2和方案3的设计值与方案1的偏差百分数.

通过数值模拟方法对设计的旋流器进行校核,采用非结构化网格,流体性质采用理想气体,模型选择标准 $k-\epsilon$ 方程和能量方程,模型流体域如图2所示.进行数模计算之前首先对网格数进

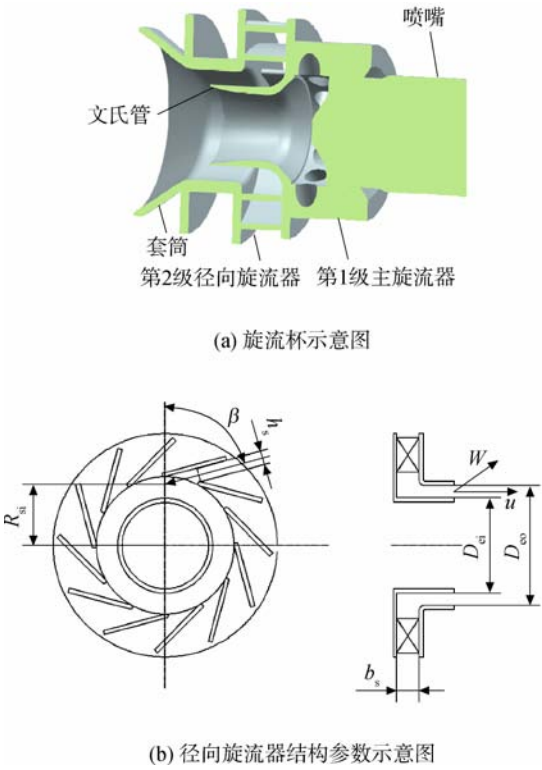


图 1 旋流杯结构图

Fig. 1 Structural diagram of swirler cup

表 1 方案 1~方案 3 设计与模拟结果对比

Table 1 Comparison of case 1—case 3 between design and simulation results

方案	$C_d A_e / \text{mm}^2$		S	
	设计	数值模拟	设计	数值模拟
1	96.6	100.4	1.28	1.24
2	115.4	120.8	1.28	1.24
3	135.3	141.7	1.28	1.24
$\Delta_{1-2} / \%$	19.52	20.30	-0.02	-0.13
$\Delta_{1-3} / \%$	40.16	41.10	-0.01	-0.33

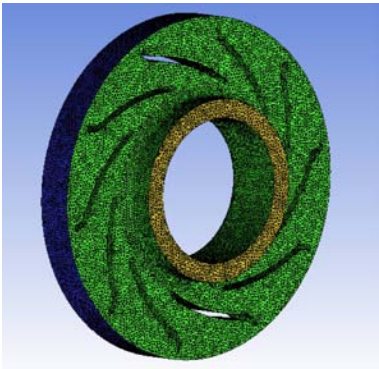


图 2 径向旋流器流体域模型

Fig. 2 Model of radial swirler's fluid domain

行无关性验证. 针对基准方案旋流器设置不同的网格数, 计算工况为 3% 压降, 统计不同网格数的旋流器旋流数和有效面积结果如图 3 所示. 从图 3 的结果可以知道当网格数大于 80 万后计算结果基本趋于不变, 因此对不同旋流杯模型的数值计算网格数都设置约为 90 万, 网格建立完成后利用 Fluent 软件进行求解并进一步计算出径向旋流器的有效面积 $C_d A_e$ 和旋流数 S . 有效面积的计算是通过统计径向旋流器出口截面的空气密度 ρ 、空气流量 $\dot{m}_a$ 以及轴向流速 v , 利用式(5)反算得到, 而旋流数的计算是通过统计径向旋流器出口截面的轴向和切向动量来计算, 特征尺度采用径向旋流器出口环形通道的外径, 计算如式(5)所示.

$$\dot{m}_a = \rho v C_d A_e \tag{5}$$

数值分析研究将主要通过运算 3% 典型压降来验证设计参数的准确性, 模拟结果(CFD)与设计值(design)对比如图 4~图 7. 图 4 中 $\Delta p / p^*$ 为压差

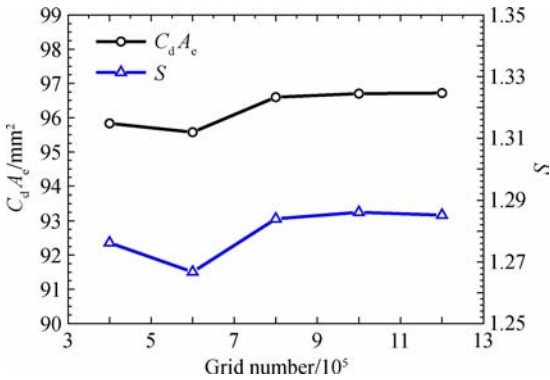


图 3 网格无关性验证结果

Fig. 3 Validation results of grid-independent

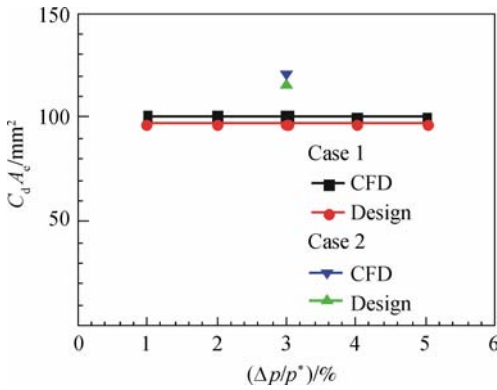


图 4 方案 2 有效面积设计值与模拟结果对比

Fig. 4 Comparison of effective area between design and simulation results of case 2

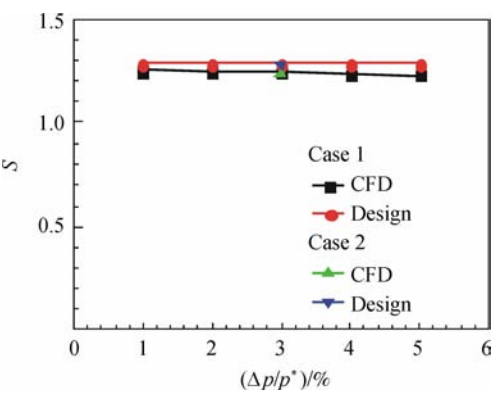


图 5 方案 2 旋流数设计值与模拟结果对比
Fig. 5 Comparison of swirling number between design and simulation results of case 2

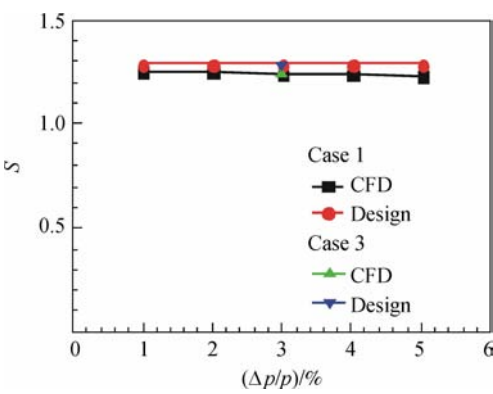


图 7 方案 3 旋流数设计值与模拟结果对比
Fig. 7 Comparison of swirling number between design and simulation results of case 3

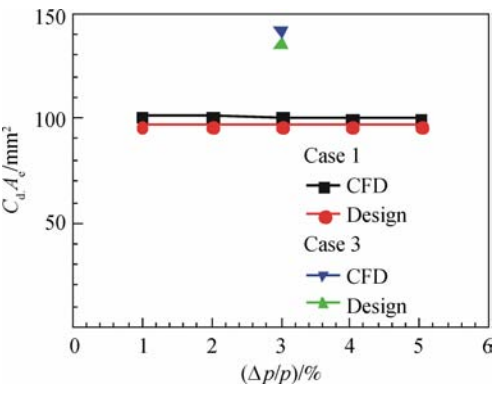


图 6 方案 3 有效面积设计值与模拟结果对比
Fig. 6 Comparison of effective area between design and simulation results of case 3

计值的偏差值均在 1.5% 以内基本一致,验证了径向旋流器参数设计的准确性.

2 试验系统

试验燃油喷嘴采用双油路离心喷嘴,在起动点火状态时只有副油路工作,试验燃料采用的是 RP-3,并采用单头部扇形燃烧室,试验系统示意图如图 8 所示.试验系统分别由气路、油路以及测试系统组成.

试验工况为常温常压,进口总压 $p_3^* = 0.1 \sim 0.11$ MPa,进口总温 $T_3^* = 300$ K, $\dot{m}_a = 0.01 \sim 0.12$ kg/s,燃烧室压降范围为 0.5%~6.5%.通过调整不同的空气流量得到不同的压降,压力损失的计算见式(6),其中系数 K 由流量和压力损失的标定试验进行拟合得到.

$$\frac{\Delta p}{p_3^*} = K \left(\frac{\dot{m}_a}{p_3^*} \right)^2 T_3^* \tag{6}$$

进行地面起动点火试验时,首先对应不同的

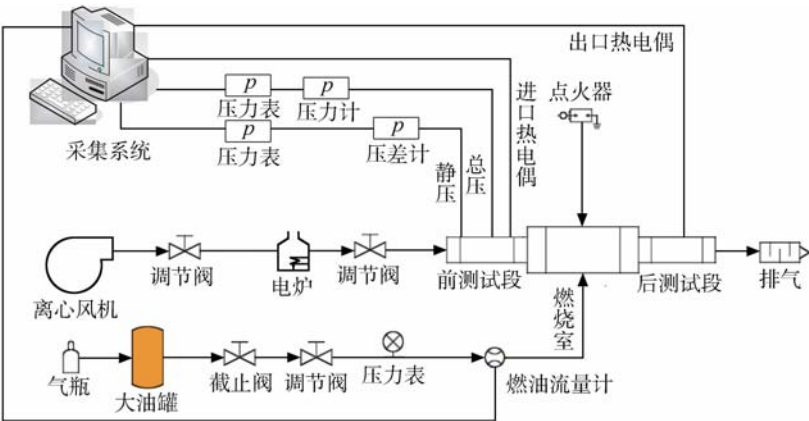


图 8 试验系统图
Fig. 8 Schematic for the test rig

压降值调节燃烧室空气流量,然后逐渐改变供油量的大小,直到找出恰好点火成功的油气比,即整个燃烧室的燃油流量与空气流量的比值.通过测试不同压降下的恰好点燃的点火油气比得到点火边界线.贫油熄火油气比是燃烧室燃烧稳定性性能的重要指标,贫油熄火油气比越低表明燃烧室工作时的燃烧稳定性越好^[23].贫油熄火试验与起点火试验采用相同的试验思路,调节燃烧室工况参数且稳定燃烧后,缓慢降低燃油流量直至火焰熄灭,找出恰好熄火时的燃烧室油气比,测量不同压降下的贫油熄火油气比可组成贫油熄火油气比随气流压降的边界曲线.

3 试验结果及分析

图 9 给出了 3 个方案的点火油气比 $(f/a)_{\text{lo}}$ 随燃烧室压力损失的变化曲线,图中 p_4^* 为出口总压.随着压力损失的增加,空气流量增加,使得旋流杯的气动力提高,而在不同压降时的点火边界上燃油供油压力都维持在 0.17 MPa 左右,燃油喷嘴的雾化效果变化不大,因此气动力的作用使点火油气比越来越低,点火边界逐渐变得宽广,从图 9 可以看出采用不同径向旋流器方案后的点火边界基本相同.为深入研究燃烧室点火性能,采用 Lefebvre 等总结归纳的点火经验关系式进行分析,其形式如下^[24]:

$$(f/a)_{\text{lo}} = \left(\frac{B}{V_c}\right) \left[\frac{\dot{m}_a}{(p_3^*)^{1.5} \exp(T_3^*/300)} \right] \left(\frac{D_{\text{Sm}}^2}{\lambda_{\text{eff}} H_u} \right) \quad (7)$$

式中 λ_{eff} 为蒸发常数, H_u 为热值,其余物理量含义参见文献[24].

点火性能主要与燃烧室的几何结构、燃烧室工况参数以及燃油特性有关.本研究进行的试验

改变的参数只有第 2 级径向旋流器,根据 Lefebvre 等的点火经验准则可知雾化颗粒度索太尔平均直径(D_{Sm})是影响地面起点火性能的主要因素,而 D_{Sm} 的大小主要取决于旋流杯的气液比 r_{al} ,即旋流杯空气流量与燃油喷嘴燃油流量之比.试验采用离心喷嘴的雾化颗粒度测试结果如图 10,图中 Δp_f 为雾化压降.图中各燃烧室压降下点火边界的燃油雾化压力基本都为 0.17 MPa 左右,而在此压力下的燃油喷嘴下游 D_{Sm} 约为 270 μm ,这表明点火边界的雾化压力基本不随空气量的增加而改变,而气动力才是影响燃油雾化颗粒度的主要因素.

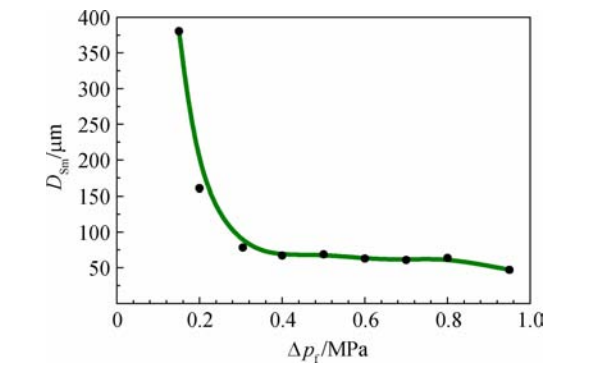


图 10 喷嘴雾化颗粒索太尔平均直径随压力的变化曲线

Fig. 10 Sauter mean diameter of atomized particle for nozzle varying with atomization pressure

由于不同方案径向旋流器的旋流数相等,只有进气量发生改变,因此第 2 级径向旋流器的参数调整将对旋流杯的气液比产生显著影响,同时对气液两相间的相对切向和轴向速度产生一定影响.为了得到不同方案的流动变化,利用模拟结果进行分析,得到了径向旋流器出口位置的绝对速度和气流密度,通过计算得到油滴的韦伯数(We),结果见表 2.表中 U 为液滴在空气中的相对流速.表中不同方案下得韦伯数均远大于临界韦伯数 12^[1],气液两相间的相对速度变化使韦伯

表 2 不同方案的绝对速度和韦伯数对比
Table 2 Comparison of absolute velocity and Weber number for different cases

方案	$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	We	$U/(\text{m}/\text{s})$
1	1.2007	53.96	109.27
2	1.1954	41.92	96.53
3	1.1954	41.96	96.57

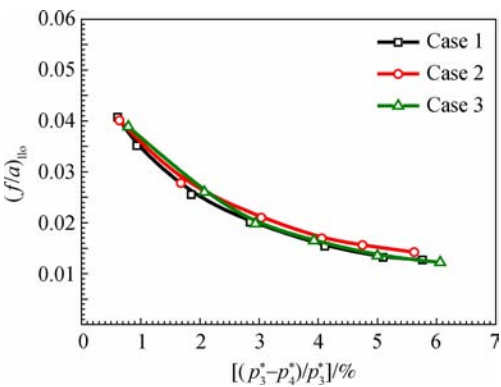


图 9 不同旋流杯方案的地面点火边界
Fig. 9 Boundary line of ground ignition for cases with different swirler cups

数的变化范围为 41.92~53.96,燃油液滴发生袋式分裂.在分裂过程中,液滴在气动力作用下,先变扁平,再逐步形成一个薄皮的空心液袋,液袋最终失稳而爆裂成大量的细小液滴^[1].在大的韦伯数下,旋流数改变带来的影响基本可以忽略,相对速度对雾化颗粒度的影响可以忽略不计,因此当改变 2 级径向旋流器的气量分配后对起动点火边界的影响并不明显.

图 11 为旋流杯结构的空气雾化喷嘴通过试验总结得到的雾化颗粒度随气液比的变化曲线^[9],结果表明随着旋流杯气液比的增大,索太尔平均直径和分布指数 N 逐渐减小,但是当气液比增大至某一程度后,索太尔平均直径和 N 随其变化不大,曲线趋于稳定平缓.从图可以看出当气液比大于 3 后雾化颗粒度变化很小,燃油已基本雾化完全,这个结果与 Lefebvre 等关于空气雾化喷嘴的瞬态雾化理论基本相符,即当旋流杯气液比达到一定范围,气流对油膜的破碎雾化能够在短时间内迅速完成,形成稳定的燃油液雾^[24].图 12

为点火工况时的旋流杯气液比曲线,其头部气量根据头部设计气量分配计算得到,从图可以看出当增加第 2 级径向旋流器的有效面积 20% 时,旋流杯的气液比从约 4.5 增加到 12.7,当增加 40% 时,气液比从约 4.6 变化到 14.8.根据 Lefebvre 等关于空气雾化喷嘴的雾化理论,此时的燃油已经基本雾化完全,且雾化颗粒度索太尔平均直径基本上无变化,因此对于地面起动点火性能来说,增加第 2 级径向旋流器的面积基本无影响,即当旋流杯第 1,2 级旋流器的气量比从 0.8 变化至 1.2,对燃烧室的起动点火性能基本无影响.

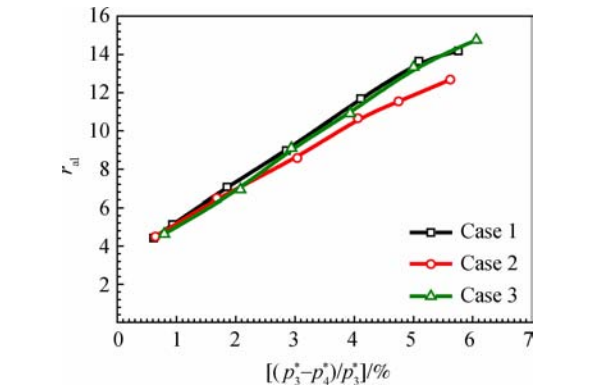


图 12 点火试验中气液比随压降的变化曲线
Fig. 12 Air fuel ratio varying with pressure drop in the ignition tests

由图 13 的贫油熄火边界线看出 3 个旋流杯方案的燃烧稳定性同样区别很小,图中 $(f/a)_{\text{lo}}$ 为贫油熄火油气比.根据 Lefebvre 等总结归纳的熄火经验关系式,影响燃烧稳定性的主要因素仍然为燃油的雾化性能^[24],这与影响点火性能的因素十分相似.对于本试验的各个方案,由于在熄火边界时旋流杯气液比大于 4,而随着空气流量的增

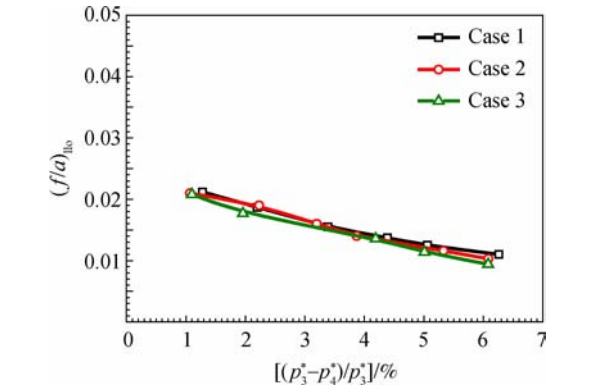


图 13 不同旋流杯方案的贫油熄火边界
Fig. 13 Boundary line of lean blow out for cases with different swirler cups

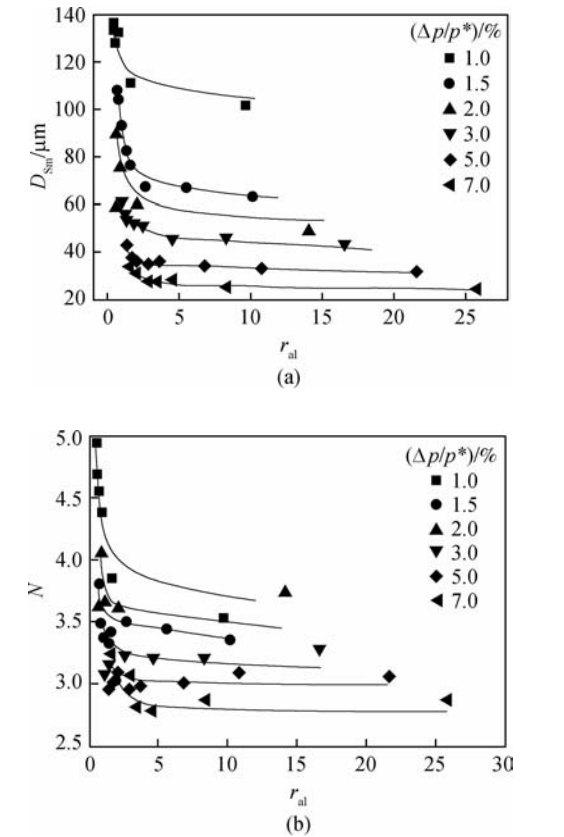


图 11 相同旋流杯结构的索太尔平均直径随气液比的变化曲线^[9]
Fig. 11 Sauter mean diameter of the same swirler cup varying with air fuel ratio^[9]

加气液比也将增大,但索太尔平均直径与燃油分布趋于稳定.同时,旋流杯设计时保证了燃烧室主燃区的气量分配,而燃烧室能够稳定燃烧的回流区当量比为 $0.5\sim 3.0^{[24]}$,因此对于本试验不同方案,在相同工况下不同方案的主燃区当量比是相同的.综合考虑燃油雾化因素与燃油稳定燃烧边界,第1,2级旋流器气量比从0.8变化至1.2,熄火稳定性能基本一致.

4 结 论

本文为研究旋流杯第2级径向旋流器的气量分配对燃烧室起动与稳定燃烧的影响,进行了不同旋流杯方案设计,开展了地面起动点火和贫油熄火试验,得到的结论如下:

对于采用同向旋转强旋流的旋流杯,空气雾化喷嘴在气液比大于3后会形成稳定的液雾,在常温常压起动点火以及熄火工况下,燃烧室中的燃油已基本雾化完全,第1,2级旋流器的气量比从0.8变化至1.2后,旋流杯液滴韦伯数大于40,液滴已进行充分的二次雾化,增加第2级径向旋流器气量不会进一步改善雾化质量,因此对点火和熄火特性基本无影响.

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] 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.
- [3] 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.
- [4] Liao Y, Jeng S M, Jog M A, et al. On the mechanism of pressure-swirl airblast atomization[R]. AIAA-2001-3571, 2001.
- [5] 《航空发动机设计手册》总编委会.航空发动机设计手册:第9册 主燃烧室[M].北京:航空工业出版社,2000.
- [6] 方昌德.世界航空发动机手册[M].北京:航空工业出版社,1996.
- [7] Fu Y, Cai J, Elkady A M, et al. Fuel and equivalence ratio effects on spray combustion of a counter-rotating swirler[J]. AIAA-2005-0354, 2005.
- [8] 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)
- [9] 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)
- [10] El-Kady A M, Jeng S M, Mongia H C. Experimental investigation of temperature and species concentration characteristics of swirling spray combustion[J]. AIAA-2005-1425, 2005.
- [11] 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,1994,7(4):33-42.
JIAO Shujian. Design method and combustion characteristic of radial swirler[J]. Gas Turbine Technology, 1994, 7(4): 33-42. (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] 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)
- [14] 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动力分论坛,2003.
- [15] Hsiao G, Mongia H, Vij A. Swirl cup modeling; Part II inlet boundary conditions[R]. AIAA-2003-1350, 2003.
- [16] Hsiao G, Mongia H. Swirl cup modeling; Part III grid independent solution with different turbulence models[R]. AIAA-2003-1349, 2003.
- [17] Cai J, Fu Y, Elkady A, et al. Swirl cup modeling; Part 4 effect of confinement on flow characteristics[R]. AIAA-2003-0486, 2003.
- [18] 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.
- [19] 袁怡祥,林宇震,刘高恩.旋流杯燃烧室头部流场与喷雾对贫油熄火的影响[J].航空动力学报,2004,19(3):332-337.
YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. The effect of flow field and fuel spray of combustor with swirl cup on lean blow out limit at idle condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 332-337. (in Chinese)
- [20] 徐浩鹏,王方,黄勇,等.头部气量分配对旋流杯结构燃烧室贫熄火性能的影响[J].航空动力学报,2009,24(2):347-352.
XU Penghao, WANG Fang, HUANG Yong, et al. Effects

of flow split among swirlers and primary holes on the lean blow off limits of a combustor with swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(2):347-352. (in Chinese)

[21] 谢法,黄勇,苗辉,等. 气量分配对双轴向旋流器燃烧室贫熄性能影响[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 air-flow split and primary holes arrangement on the lean blowout limits of a combustor with dual-axial swirls[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011,37(11):1456-1460. (in Chinese)

[22] 谢法,黄勇,苗辉,等. 气量分配对轴径向旋流杯燃烧室贫熄边界的影响[J]. 航空动力学报,2011,26(8): 1756-1760.

XIE Fa,HUANG Yong,MIAO Hui,et al. Effects of air-flow split and primary holes arrangement on the lean blowout limits of a combustor with axial-radial swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(8):1756-1760. (in Chinese)

[23] 江义军. 蒸发式燃油喷射装置蒸发性能研究[J]. 航空动力学报,1990,5(1):32-34.

JIANG Yijun. Research on evaporation performance for fuel spray vaporizer[J]. Journal of Aerospace Power,1990,5(1):32-34. (in Chinese)

[24] Lefebvre A H,Ballal D R. Gas turbine combustion[M]. Boca Ration,US:Taylor and Francis Press,1999.

(编辑:陈 越)