扇形段与全环燃烧室熄火性能换算研究

杨志民1,赵明龙1,林宇震2,葛 新1,刘金林1

(1.中工业沈阳发动机设计研究所,沈阳 110015; 2.北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室,北京 100083)

摘要:为研究不同类型燃烧室试验件熄火性能之间的关系,开展了扇形段和全环燃烧室的熄火性能试验。通过试验对比了二 者熄火规律的相似性和差异性,并分析了造成差异的主要因素。以Lefebvre 熄火模型为基础,结合雾化数据,拟合得到扇形段与全 环燃烧室的贫油熄火经验关系式,并推算出二者熄火性能的定量换算公式。结果表明:扇形段与全环燃烧室的熄火边界变化规律类 似,但在相同的工作状态条件下,全环燃烧室的贫油熄火油气比小于扇形段的相应值。

Conversion Investigation on Blowout Performance for Multi-Sector and Full Annular Combustors YANG Zhi-min¹, ZHAO Ming-long¹, LIN Yu-zhen², GE Xin¹, LIU Jin-lin¹

(1. AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute Shenyang 110015, China; 2. National Key Laboratory on Aero-Engines, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: An experimental research was conducted to study the relationship between blowout performances of multi-sector and full annular combustors, comparing similarities and differences between lean blowout performances of the two combustors and the major factors leading to the differences were analyzed. Based on the atomization data and the Lefebvre's blowout model, empirical lean blowout limit correlation of both combustors were summarized. The conversion formulas of blowout performances for multi-sector and full annular combustors were derived. The results show that the multi-sector and full annular combustors share similar lean blowout limit changing pattern while the lean blowout data of full annular combustor is lower than that of the multi-sector combustor in the same condition.

Key words: lean blowout performance; full annular combustor; multi-sector combustor; swirl cup; Sauter Mean Diameter; aeroengine

0 引言

燃烧室是航空发动机的核心部件之一,试验研究 目前仍是其技术研发的重要手段。国外通常采用划分 技术成熟度阶段的方式来开展发动机燃烧室的技术 研究工作^{III}。燃烧室部件试验从低成熟度至高成熟度 水平依次包括单头部、扇形段及全环形燃烧室试验。 早在 20 世纪 70 年代,NASA 试验研究证明了扇形段 燃烧室的性能试验结果与全环燃烧室的结果存在必 然的一致性^{III}。扇形段燃烧室试验方法能够有效地降 低经济成本,缩短研制周期,因而被各国家研究机构 广泛采用。另一方面,对比研究表明,由于受到侧壁效 应^{III}等因素的影响,扇形段燃烧室的性能结果与全环 燃烧室的结果存在着明显差异^[4-6]。寻找扇形段与全环 燃烧室性能之间的关联性和差异性,建立定量的换算 关系,即可运用扇形件的试验结果推测估算全环燃烧 室的燃烧性能,并为未来燃烧室的性能试验提供参 考,具有重要的实际意义。

本文分别进行了某型燃烧室扇形段和全环试验 件的熄火性能试验,得到了二者的熄火曲线变化规 律,并定量研究了二者熄火性能的换算关系。

1 试验系统与方法

1.1 燃烧室熄火试验

扇形段和全环燃烧室熄火试验均在沈阳发动机 设计研究所主燃烧室综合试验台上进行,设备原理如

收稿日期:2015-12-16 基金项目:航空动力基础研究项目资助 作者简介:杨志民(1968),男,博士,自然科学研究员,主要从事航空发动机燃烧室试验工作;E-mail:zm-yang@sohu.com。

引用格式:杨志民,赵明龙,林宇震,等.扇形段与全环燃烧室熄火性能换算研究[J],航空发动机,2016,42(3):74-77. YANG Zhimin,ZHAO Minglong, LIN Yuzhen, et al. Conversion investigation on blowout performance for multi-sector and full annular combustors[J]. Aeroengine, 2016, 42(3):74-77.

图 1 所示。从图中可见,试验系统由进气、排气、冷却 气、燃油、冷却水、测量、电气、控制等系统组成,详细 的主燃烧室综合试验台配置见文献[7]。全环燃烧室试

验件由外套、内套、火焰 ™ 筒、带喷嘴的燃油总管和 点火电嘴等组成。扇形段 燃烧室为包含5个头部的 90°扇形件,其侧壁采用高 温合金封闭。



在试验过程中,调整进口压力、温度和空气流速 至预定值,调节燃油流量至可靠的点火成功点。点火 成功后,保持其他参数不变,逐步减少燃油流量获得 该状态下的贫油熄火边界。随后改变空气流速,重复 上述过程,获得熄火边界曲线。试验采用热电偶监控 出口温降法进行熄火判断,降低燃料流量后 30 s 内, 燃烧室出口与各头部对应位置的温升均低于 20 K 时,则认为熄火。在扇形段和全环燃烧室上均进行模 拟高空熄火和慢车熄火试验,此外对全环试验件还进 行了其他扩展状态的试验,具体状态参数见表 1。

讨论供	进口压力	进口温度	进气速度
山迎丁	P ₃ /MPa	T ₃ /K	$U_3/(m/s)$
	0.05	300	40 ~ 100
扇形段	0.07	300	40 ~ 100
	0.47	510	80 ~ 130
	0.05	300	40 ~ 100
全环件	0.07	300	40 ~ 100
	0.25	400	80 ~ 130
	0.30	400	80 ~ 130
	0.47	510	110

表 1 试验状态参数

1.2 喷嘴雾化性能试验

燃烧室供油喷嘴的雾化特性是影响燃烧室熄火 性能的重要因素之一,需要在熄火特性研究中重点考 虑。因此,本文还进行了喷嘴雾化性能试验。

燃烧室所采用的喷嘴为双旋流器空气雾化喷嘴 (简称旋流杯),其具体结构见文献[8-9]。喷嘴雾化试验

系统主要由1维相移多普 勒激光粒度仪(PDPA)^{Inq}、 进/排气系统、供/回油系 统和数控系统等组成,其 系统原理如图2所示。试 验所选用的燃料为 RP-3



航空煤油。试验中测量索太尔平均直径(Sauter Mean Diameter,SMD)作为衡量雾化性能的参数。

在试验中,运用 PDPA 设备测量喷嘴后燃烧室主 燃孔所在截面上的雾化情况。在测量截面上,选择雾 锥中心的 2 条十字交叉线逐点测量,测点间距为 2~ 5 mm。统计各点的油雾颗粒分布,最终得到整个截面 的 D_{SM} 平均值。喷嘴雾化性能试验在常温常压下进行 ($P_3=0.106$ MPa, $T_3=286.15$ K),保持空气流量不变 ($q'_m=0.0194$ kg/s),通过改变燃油流量,进行多组试验 以获得不同油气比下的 D_{SM} 值。

2 结果分析与定量换算

2.1 熄火试验结果对比

通过熄火性能试验分别获得扇形段和全环燃烧 室在不同状态下的贫油熄火结果曲线,如图 3 所示。





对比图中贫油熄火结果可得:

(1)在相同温度和压力条件下,扇形段与全环燃烧室的贫油熄火油气比与进气速度之间具有相似的变化规律。在低压与较低进气速度的状态下,二者的熄火油气比均随着进气速度的增大而逐渐减小;在高压与较高进气速度的条件下,二者随进气速度的增大而略微增加。研究指出,进气速度增大能够改善燃油雾化和蒸发,对稳定燃烧室火焰有利。但与此同时,进气速度增大使得混气在回流区停留时间缩短,且会造成主燃区局部油气比减小,对于稳定火焰不利¹¹¹。因此,进气速度对燃烧室贫油熄火的影响是多方面因素的综合结果;

(2)扇形段与全环燃烧室的贫油熄火油气比均随 着压力的增大而减小;

(3)在相同的温度、压力和进气速度条件下,全环 燃烧室的贫油熄火油气比小于扇形段燃烧室的相应 值。造成这种差别的原因可能是扇形段燃烧室的侧壁 使得燃烧室内气动热力、燃油分布与燃油喷射情况与 全环燃烧室的有一定差异。

根据大量燃烧室贫油熄火试验数据,Lefebvre 得到熄火经验关系式^[12-13]

$$\mathbf{q}_{\text{LBO}} = \left[\frac{\mathbf{A}\mathbf{f}_{\text{pz}}}{\mathbf{V}_{\text{pz}}}\right] \left[\frac{\mathbf{q}_{\text{ma}}}{\mathbf{p}_{3}^{1,3} \exp(\mathsf{T}_{3}/300)}\right] \left[\frac{\mathbf{D}_{\text{SM}}}{\lambda_{\text{e}}H_{\text{u}}}\right] \quad (1)$$

式中:第1项由燃烧室几何尺寸、油气混合状况和主 燃区气量分配决定;第2项为燃烧室工作状态项;第 3项与喷嘴燃料及其雾化性能相关。 q_{LBO} 为熄火油气 比; f_{μ} 为主燃区气流分配量;A为拟合参数; V_{μ} 为主 燃区体积; q_{me} 为燃烧室空气流量; λ_e 为有效蒸发常 数; H_u 为燃油低热值。将关系式中拟合参数A、几何 尺寸参数、燃油低热值及有效蒸发常数看作统一的待 定常数,定义包含燃烧室工作状态和雾化性能的综合 参数 θ

$$\theta = \frac{q_{ma}}{p_3^{1.3} \exp(T_3/300)} D_{SM}^2$$
(2)

分别对扇形段和全环燃烧室的试验结果进行拟 合,得到2个燃烧室的熄火油气比与综合参数θ的关 系。在此之前,需确定适用于本研究中喷嘴雾化特性 的 SMD 计算模型。

2.2 雾化试验结果及 SMD 模型

喷嘴雾化试验测量结果见表 2。针对本文采用的双 旋流空气雾化喷嘴,选用 EI-Shanawany 和 Lefebvre[™] 提出的 D_{SM} 计算经验公式

$$D_{\rm SM} = 0.33 \left(\frac{\rho_{\rm f}}{\rho_{\rm a}}\right)^{0.1} \frac{D_{\rm h}}{D_{\rm p}^{0.6}} \left(\frac{\sigma_{\rm f}}{\rho_{\rm a} u_{\rm a}^2}\right)^{0.6} \left(1 + \frac{q_{\rm mf}}{q'_{\rm ma}}\right) + 0.068 \frac{D_{\rm h}}{D_{\rm p}^{0.5}} \left(\frac{\eta_{\rm f}^2}{\sigma_{\rm f} \rho_{\rm f}}\right)^{0.5} \left(1 + \frac{q_{\rm mf}}{q'_{\rm ma}}\right)$$
(3)

式中:第1项为 Weber 数项,表示作用在油滴表面的 气动力和张力之比;第2项为 Oh 数项,反映液体表 面张力和黏性力的作用。q'_{ma}为喷嘴空气流量;q_{mf} 为 喷嘴燃油流量; ρ_i =780 kg/m³,为燃油密度; ρ_a =P₃/(R· T₃),为空气密度;u_a为空气流速; σ_i =0.026 N/m,为燃油 表面张力; η_i =0.0008 N·s/m²,为黏性系数; D_h=0.014m, 为文氏管空气出口管径; D_p=0.0216 m, 为文氏管出 口外径。

采用式(3)得到相应状态下的 D_{SM} 计算值。对比 实测与计算数据可得,式(3)计算 D_{SM} 参数的误差范 围基本在 10%以内(见表 2),具有较好的适用性。

表 2 D_℠ 实测数据与计算数据的对比

序号	a ((kalo))	D _{SM}	D _{sM} /μm	
	q _{mf} / (kg/s)	实测	计算	相刈误差 /%
1	0.0134	71.26	68.65	3.7
2	0.0101	65.75	61.64	6.2
3	0.0080	60.55	57.41	5.2
4	0.0067	56.64	54.64	3.5
5	0.0058	53.73	52.68	2.0
6	0.0050	54.93	51.05	7.1
7	0.0037	50.87	48.28	5.1

2.3 贫油熄火模型的拟合

结合式(2)、(3),计算不同试验状态下的 θ 值,获 得 2 种燃烧室贫油熄火油气比 q_{LB0} 与 θ 之间的关系, 如图 4 所示。从图中可见,扇形段与全环燃烧室数据

具有类似的变化趋势,熄 火油气比均随着综合参 数θ的增大而增大。此 外,在θ相等的条件下, 全环燃烧室的熄火油气 比小于扇形段燃烧室的 相应值。



对图 4 中数据进行拟合,以得出 2 种燃烧室熄火 油气比与综合参数 θ 的关系方程。Lefebvre 提出 q_{LBO} 与 θ 之间存在着正比例关系^[12,15]。分别运用正比例函 数、线性函数、多项式函数、幂函数模型进行拟合,最 终得到幂函数模型具有最好的拟合结果。该模型对扇 形段和全环燃烧室结果的拟合相关系数 R²分别为 0.934 与 0.944。

根据幂函数拟合结果,扇形段与全环燃烧室的贫 油熄火经验关系可以分别表示为

扇形段
$$q_{LBO,S}=219\left[\frac{q_{ma}D_{SM}^2}{P_3^{1.3}\exp(T_3/300)}\right]^{0.2/4}$$
 (4)

全环燃烧室
$$q_{LBO,A}=10452\left[rac{q_{ma}D_{SM}^2}{P_3^{1.3}\exp(T_3/300)}
ight]^{0.4}(5)$$

分别计算扇形段与全环燃烧室在不同试验状态 下的熄火油气比,并将计算结果与实测数据进行对比 (如图 5 所示)。从图中可见,精度为±20%,92.3%的 扇形段燃烧室数据在该精度范围内,85.7%的全环燃 烧室数据在该精度范围内。





2.4 熄火性能换算

根据式(4)、(5),可以得到二者之间的定量换算 关系

$$q_{LBO,A} = 3.97 q_{LBO,S}^{1.46}$$
 (6)

该式适用于扇形段与全环燃烧室在慢车状态和 高空状态下的贫油熄火极限换算。

3 结论

通过扇形段和全环燃烧室的熄火性能试验,对比 研究了二者熄火性能的相关性和差异性,并进一步得 到了二者之间熄火性能的定量换算关系。得到以下主 要结论:

(1)扇形段与全环燃烧室的熄火边界曲线具有相似的变化规律。在相同的工作状态下,全环燃烧室的贫油熄火油气比小于扇形段燃烧室的相应值。造成这种差别的原因可能是扇形段燃烧室的侧壁使得燃烧室内气动热力、燃油分布与燃油喷射情况与全环燃烧室的有一定差异;

(2)全环和扇形段燃烧室之间贫油熄火油气比的 换算关系可近似表示为 q_{LBOA}=3.97q_{LBOS}。

参考文献:

- [1] Shaw R J. NASA's Ultra Efficient Engine Technology(UEET) program /aero propulsion technology leadership for the 21st century [R]. Cleveland, Ohio:National Aeronautics and Space Administration Cleveland OH Glenn Research Center, 2000:6102.1-6102.11.
- [2] Perkins P J. Comparison of tests results from a 90° sector and a full annulus advanced turbojet combustor[R].NASA-TM-X-52707, 1969.
- [3] 程树梅,曹康.短环形燃烧室 90°扇形试验件侧壁对燃烧室性能参数的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究,1989,2(4):39-44.
 CHENG Shumei,CAO Kang. Effect of sidewall on 90° sector short

annular combustor performance [J]. Experiment and Research of Gas Turbine, 1989, 2(4): 39-44.(in Chinese)

[4] 张宝诚. 环形燃烧室出口温度分布系数的研究 [J]. 航空动力学报, 1989,4(1):70-72.

ZHANG Baocheng. Research on temperature profile factor at exit in an annular combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(1): 70-72. (in Chinese)

[5] 刘庆国. 燃烧室出口温场部件试验与发动机试车结果比较[J]. 航空 发动机,1999(3):27-32.

LIU Qingguo. Comparison between exit temperature distribution results of combustor test and aeroengine test [J]. Aeroengine, 1999(3); 27-32. (in Chinese)

[6] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京: 北京航空航天大学 出版社,2005: 337-341.

[7] 林宏军. 喷嘴匹配方案及火焰筒开孔对燃烧室性能影响的试验研 究[J]. 航空发动机,2012,38(5):13-17.

LIN Hongjun. Effect of nozzle matching and flame tube holes on combustion performance[J]. Aeroengine, 2012, 38(5): 13-17.(in Chinese)

[8] 张宝华. 双旋流进气装置结构变量对冷态流场影响的试验研究[J]. 航空发动机,2008,34(1):41-45.

ZHANG Baohua. Experimental investigation of effect of structure variable of double swirl air intake on cold flow field [J]. Aeroengine, 2008,34(1):41-45.(in Chinese)

[9] 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)

- [10] Jeng S M, Flohre N M. Swirl cup model atomization [R]. AIAA-2004-0137.
- [11] 袁怡祥,林宇震,刘高恩,等. 燃油周向分级对贫油熄火油气比的 影响[J]. 航空动力学报,2003, 18(5):639-644.
 YUAN Yixiang,LIN Yuzhen,LIU Gaoen,et al. The effect of fuel circumferential staging on lean blowout limit at idle condition[J]. Journal of Aerospace Power,2003,18(5): 639-644.(in Chinese)
- [12] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. New York: Taylor & Francis Group, CRC Press, 1998: 183-188.
- [13] Mellor A M. Design of modern turbine combustor[M]. New York: Academic Press, 1991: 487–508.
- [14] EI-Shanawany M S, Lefebvre A H. Airblast atomization: the effect of linear scale on mean drop size [J]. Journal of Energy, 1980, 4 (4): 184-189.
- [15] Lefebvre A H. Fuel effects on gas turbine combustion ignition, stability, and combustion efficiency[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(1):24-37.

(编辑:张宝玲)