

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

林宏军,程明

(中航工业沈阳发动机设计研究所,沈阳110015)



林宏军(1981),男,工程师,从事航空发动机主燃烧室设计和先进燃烧室预先研究工作。

收稿日期:2012-04-01

摘要:基于航空发动机主燃烧室扇形试验,针对点火喷嘴特性以及火焰筒大孔射流的改变对主燃烧室性能的改善情况进行了研究。试验中进行了点火用喷嘴匹配方案对燃烧室熄火性能,以及火焰筒大孔面积变化对燃烧室贫油熄火、燃烧效率和出口温度场性能影响的研究。研究结果表明:在供油系统设计中采用放大型点火喷嘴可改善主燃烧室贫油熄火性能;增大火焰筒主燃孔的面积可提高燃烧室的燃烧效率,改善出口温度场分布,而贫油熄火特性将变差;增大掺混孔的面积可提高燃烧室的燃烧效率,改善出口温度场分布,拓宽燃烧室的熄火边界。

关键词:燃烧室;性能;扇形试验;点火喷嘴;火焰筒;主燃孔;掺混孔;航空发动机

Effect of Nozzle Matching and Flame Tube Holes on Combustion Performance

LIN Hong-jun, CHENG Ming

(AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The effect of the ignition injector characteristic and flame tube big holes change on the combustion performance was studied based on the sector combustion testing of aeroengine. The effect of ignition injector concepts on the combustion blowout performance was investigated. The effect of big holes change for the flame tube on the combustion performance including Lean Blow-Out (LBO), combustion efficiency and outlet temperature performance was studied. The results show that LBO is improved by amplified ignition injector. Enlarging the primary holes leads to improve the combustion efficiency and outlet temperature distribution, but leads to reduce the LBO performance, which is improved by increasing the area of dilution holes.

Key words: combustion; performance; sector combustion testing; ignition injector; flame tube; primary hole; dilution holes; aeroengine

0 引言

随着航空技术的发展,现代民用航空燃气涡轮发动机追求超低污染排放,而军用航空发动机则向着高温升的方向发展^[1],航空发动机总体性能的提升对主燃烧室设计提出了更高要求。现代高温升主燃烧室的设计,要求在提高温升的同时,确保主燃烧室具有宽广的稳定工作范围和较小的出口温度分布系数,以及在冷却气量分配减少和冷却气品质下降的条件下,保持甚至提高火焰筒的耐久性^[1-2]。在主燃烧室设计中,通常认为燃烧室的工作特性除了与燃料特性和喷雾/掺混程度有关外,在很大程度上将取决于燃烧室内空

气动力学过程的组织^[3]。因此,采取改善燃烧室喷雾雾化效果或改变燃烧区气动组织结构的方式,将有利于提升主燃烧室的性能。

国内外研究机构已针对主燃烧室内燃油喷射掺混^[4]、大孔射流与主燃区/掺混区中主流空气的混合过程^[5-6],以及大孔射流对燃烧室性能(主要是污染排放)的影响^[7-8]开展了数值模拟和试验研究。研究表明燃油喷射/掺混效果的增强将改善主燃烧室的出口温度场分布^[4,11],而火焰筒的大孔射流对提供燃料和空气的均匀混合,增强燃烧效率和降低污染排放具有一定的作用^[9]。但是相关研究主要局限于对单头部试验件的机理和数值模拟研究,其目的在于研究大孔

射流与燃烧区掺混过程和流场的组织,而对燃烧室宏观性能影响的研究相对较少,并未形成支持工程实现的燃烧室优化方法。

本文以常规主燃烧室扇形试验件为研究平台,开展喷嘴供油特性、火焰筒大孔射流变化对主燃烧室性能影响的试验研究。

1 试验方案、系统和研究参数

1.1 试验方案

研究中采用的主燃烧室扇形试验件由常规燃烧室 90°扇形段(选取主燃烧室连续的 5 个头部)改装而成,试验件的前置扩压器采用模拟件,并在试验件的出口段安装涡轮叶栅模拟段来模拟涡轮叶片对主燃烧室出口的堵塞效果。

试验中针对采用不同点火用燃油喷嘴与基准型喷嘴匹配方案的同一燃烧室试验件,开展喷嘴匹配方案对燃烧室贫油熄火特性影响的研究,燃油喷嘴的组合方案如下:

(1)方案 a:3 个基准型喷嘴 +2 个流量/角度均放大的点火喷嘴;

(2)方案 b:3 个基准型喷嘴 +2 个角度放大的点火喷嘴;

(3)方案 c(基准方案):5 个基准型喷嘴。

其中方案 a 和 b 中点火用喷嘴的放大角度相同。

同时,为研究火焰筒开孔面积变化对主燃烧室性能(贫油熄火极限、燃烧效率、出口温度场分布)的影响,以开孔面积未改变的原火焰筒为基准方案,在确保火焰筒的总开孔面积(有效流通面积 A_{eff})不变的前提下,通过采用减少冷却孔的数量,增加主燃孔或掺混孔开孔面积的方法,达到改变火焰筒开孔方案的目的,其具体方案如下:

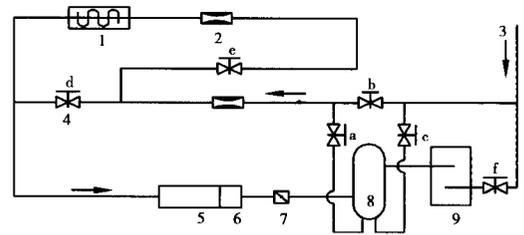
(1)方案 A、B、C:火焰筒主燃孔的开孔面积(内、外壁)相对于基准型火焰筒分别增大 10%、20% 和 30%,火焰筒的总开孔面积保持不变,火焰筒冷却孔数相应减少;

(2)方案 D:火焰筒掺混孔的开孔面积(内、外壁)相对于基准型火焰筒增大 20%,火焰筒的总开孔面积保持不变,火焰筒的冷却孔数相应减少。

上面 4 个方案中,各气膜段上冷却孔的减少数量均依据原有各气膜段冷却开孔面积的比例进行确定。

1.2 试验系统

试验在主燃烧室综合性能试验台上进行,试验设备(原理如图 1 所示)主要由进/排气系统、空气加热器/换热器、燃料供给系统、试验段、冷却系统、控制、数据采集设备等构成。



1—直接加热器;2—标准流量测量装置;3—进气总管;4—电动阀门;5—试验段;
6—测量段;7—调压电动阀门;8—回热器;9—排气消音塔

图 1 主燃烧室综合性能试验台设备原理

采用燃烧加热器直接加温和换热器换热间接加温相结合的方式将来流空气加热到试验要求的温度。通过测量安装在进气系统中的标准孔板前后的压差,利用孔板流量计算公式计算获得燃烧室试验件进口的空气流量。燃烧室进口参数由布置在进口测量段后部同一截面上沿周向设置的 2 个总压靶和 3 支温度电偶测量获得,所有进口受感元件的总堵塞面积不大于通道面积的 5%。

在进行燃烧室燃烧效率和出口温度场试验时,燃烧室出口燃气温度由安装在后测量段摆动机构上的温度受感部测量,温度受感部上沿径向按等环面的原则布置 5 个测量点,试验中摆动机构上的受感部按照转动 3°测量 1 个位置的方式扫描 90°的扇区,单次试验可采集 155 个数据点;而在进行燃烧室熄火试验时,则在火焰筒头部所对应的主燃烧室出口位置安装测温电偶,通过测量出口的温升来实现主燃烧室熄火试验的判定。

1.3 研究参数

由于采用降压模拟的方法进行试验,燃烧室进口的空气温度控制在 500~800 K;燃烧室的进口流量为 2.0~3.6 kg/s(不包含涡轮引气量);在结构方面改变的参数主要包含燃烧室供油喷嘴的组合方案和火焰筒的开孔方案。

2 试验结果及分析

2.1 慢车贫油熄火极限

在发动机慢车状态下开展燃烧室扇形试验件贫

油熄火特性的试验研究,分析喷嘴组合方案和火焰筒开孔方案对主燃烧室贫油熄火特性的影响。

同一燃烧室扇形试验件在各喷嘴匹配方案下的慢车熄火边界随进口流量变化的曲线如图 2 所示。试验结果表明:主燃烧室的贫油熄火油气比随进口流量的增加而增大;在相同进口流量下获得的慢车熄火边界,方案 a 的最宽,方案 b 的次之,而方案 c 的最窄。分析可知:带有放大型点火喷嘴的主燃烧室与没有安装放大型喷嘴的燃烧室相比,抗熄火能力将有较大提升;且流量和角度都放大的喷嘴比单一角度放大的喷嘴对主燃烧室熄火特性的影响更加明显。因此,在主燃烧室供油系统设计中采用放大型喷嘴点火将改善燃烧室的熄火性能,但采用流量和角度都放大的喷嘴还是单一角度放大或流量放大的喷嘴,以及点火喷嘴具体的放大比例,需根据具体的设计方案进行选择;参考前期的研究成果^[4],在主燃烧室方案设计中采用放大型点火喷嘴虽能改善燃烧室的熄火性能,但也需考虑放大型喷嘴对燃烧室出口温度场带来的不良影响。

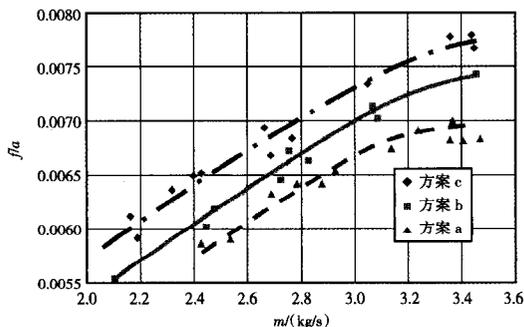


图 2 不同喷嘴方案下熄火油气比与进口流量的关系

在一定的试验状态下,不同火焰筒开孔方案的主燃烧室熄火油气比随进口流量变化的曲线如图 3 所示。从图 3 中可见,随着主燃孔面积的增大,火焰筒的熄火边界变窄,抗熄火性能略有下降,分析认为由于主燃孔进气流量增加,使得主燃区的空气增加,在相同的燃烧室油气比下,火焰筒头部的油气比相对减小,并且火焰筒头部和主燃区进入的空气流量的增加使对流场的扰动增大,促使燃烧室的熄火特性变差,因此主燃孔面积的增大将不利于火焰筒熄火性能的改善。而当火焰筒掺混孔面积增大时,进入主燃区的空气相对减少,在相同的进口条件和燃烧室油气比下火焰筒头部的油气比将相对增大,主燃孔空气对流场的扰动减小,使得燃烧室的熄火边界变宽。

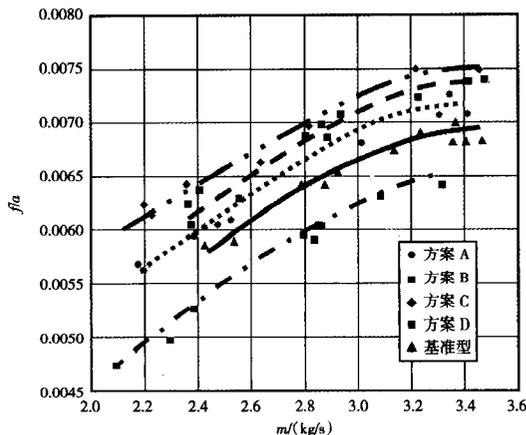


图 3 不同火焰筒方案下熄火油气比与进口流量的关系

2.2 燃烧效率

分别测取了试验件在不同开孔方案下的燃烧效率,并在试验数据的处理过程中采用燃烧效率随参数 θ 变化的曲线来研究燃烧效率随试验件不同开孔方案的变化规律。

在 $\alpha=6.0$ 时,采用火焰筒扩孔方案与基准型方案的主燃烧室燃烧效率通用曲线对比如图 4 所示。试验表明:随着主燃孔或掺混孔开孔面积的加大,燃烧室的燃烧效率有所提高。分析认为,主燃孔面积的增大,火焰筒头部空气流量相应增加,而可燃空气的增加有利于增强燃料的燃烧;主燃孔射流空气量的增大,加强了火焰筒头部燃料和空气的掺混,促使燃烧室的燃烧效率提高;而掺混孔开孔面积的增大,将增加燃烧室主燃区和掺混区的空气量,一方面为燃烧室头部提供了可燃空气,另一方面将增加掺混区空气量,促使进入掺混区的未燃燃料在火焰筒后部充分燃烧,从而提高了燃烧室的燃烧效率;试验表明:在 $\alpha=6.0$ 时、相同的扩孔比例下,掺混孔面积的增大对燃烧室效率的提高效果较为明显。

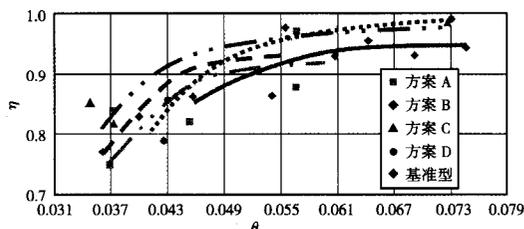


图 4 $\alpha=6.0$ 不同火焰筒方案下的燃烧效率通用曲线

在 $\alpha=3.0$ 时,方案 B 和 D 的燃烧效率同基准型方案的试验数据的对比如图 5 所示。从图 5 中可见,在相同试验条件下,方案 B 与 D 的燃烧效率基本相

同,比基准型方案燃烧效率的提高并不明显。由此可见:在现有的开孔方案下,由于主燃孔和掺混孔进气流量的增加有限,同时高油气比下燃烧室温度的提高,致使火焰筒内燃油的雾化和蒸发的效果增强,从而对燃烧效率的影响增大,致使在高油气比试验中,主燃孔/掺混孔面积的增大对燃烧效率提高的影响并不明显。

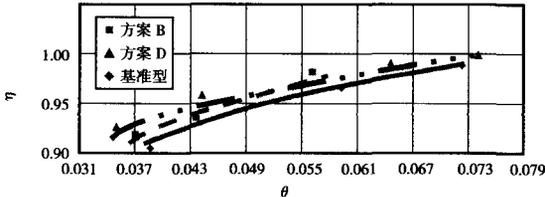


图 5 $\alpha=3.0$ 不同火焰筒方案下的燃烧效率通用曲线

2.3 主燃烧室出口温度场分布

在试验中保持主燃烧室的进口参数不变, 录取不同火焰筒开孔方案的燃烧室试验件出口温度分布的最大不均匀度(T_{ODF})和出口温度径向不均匀度(T_{RDF})。由于燃烧室扇形试验件的侧壁效应明显, 在试验数据的分析中只考虑中间 3 个头部的数据进行处理, 并对 3 头部的出口温度场分布数据进行对比分析。

在一定试验温度下, 不同火焰筒开孔方案的燃烧室试验件出口 T_{ODF} 和 T_{RDF} 随余气系数变化的试验结果对比如图 6、7 所示。

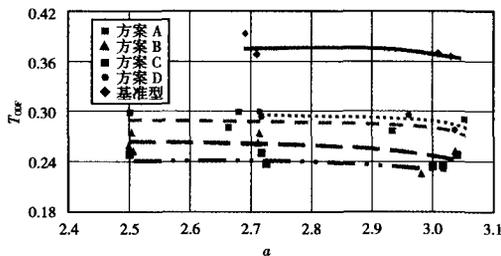


图 6 不同火焰筒方案下 T_{ODF} 随余气系数变化曲线

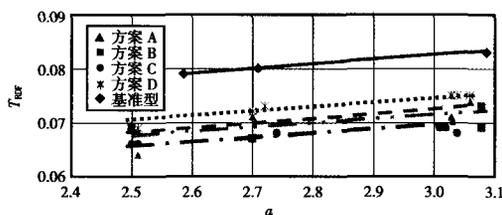


图 7 不同火焰筒方案下 T_{RDF} 随余气系数变化曲线

从图 6、7 中可见, 随着燃烧室余气系数的增大, 燃烧室的 T_{ODF} 将有所改善, 而出口的 T_{RDF} 将随余气系数的增大而提高。分析认为燃烧室余气系数的增大, 火焰筒内燃气的掺混将更加充分, 燃烧更为完全, 因此燃烧

室出口的 T_{ODF} 有所改善; 而随余气系数的增大, 燃烧在主燃区内相对集中, 燃烧室出口高温区沿径向分布也相对集中, 致使燃烧室出口的 T_{RDF} 略有提高。

同时, 随主燃孔进气量的增加, 可燃空气的增加使燃料的燃烧更为充分, 燃烧室的燃烧效率提高, 并且部分主燃孔空气进入掺混区将帮助燃气掺混, 增加燃气在火焰筒内的滞留时间, 燃气的掺混增强, 因此出口温度场随主燃孔进气量的增加而改善; 而掺混孔面积的增大, 掺混空气量的增加使燃气与空气在掺混区充分混合, 使燃气的分布变得均匀, 同时部分未燃燃气可以在掺混区内燃烧, 在一定程度上促使燃烧室出口温度 T_{ODF} 改善。同理, 随着火焰筒主燃孔/掺混孔面积的增大, 燃烧室出口的 T_{RDF} 也随之改善。

2.4 试验误差分析

除测试误差外, 试验误差主要由试验件加工误差和试验件扇形结构所引起的特殊流场特性造成。试验件状态多, 加工的误差不可避免, 因此在保证加工精度的前提下, 对试验件进行加工后的矫形和尺寸校核确保试验件的几何尺寸, 力求将加工所造成的试验件结构误差对试验结果产生的影响降到最小。同时由于扇形试验件的结构特点, 易产生侧壁效应和近壁涡流从而影响到试验件各头部的燃烧流场, 以致各头部的燃烧特性有较大差异, 但本文的研究主要针对多个试验件方案之间的宏观燃烧性能进行对比, 因此在试验数据的处理过程中, 采取刨除靠近侧壁的数据或采用中间 3 个头部数据等措施(见第 2.3 节), 排除侧壁效应和试验件变形等因素对燃烧室试验结果的影响, 从而在宏观上(试验件的整体性能)体现火焰筒开孔变化对燃烧室综合特性的影响规律, 减小试验误差。

3 结论

在主燃烧室扇形试验中, 针对不同的喷嘴匹配方案对主燃烧室贫油熄火特性, 以及火焰筒开孔方案对主燃烧室贫油熄火、燃烧效率和出口温度分布特性的影响情况进行了研究, 通过结果分析得到以下结论:

(1) 主燃烧室供油系统设计中适当采用供油流量或角度放大的点火喷嘴, 燃烧室的慢车贫油熄火性能将有较大提高, 但放大型喷嘴应依据主燃烧室的总体性能需求进行选择;

(2) 在火焰筒总开孔面积不变的前提下, 逐步增大主燃孔的开孔面积有利于提高燃烧室的燃烧效率,

改善燃烧室的出口温度分布,但同时也导致火焰筒的贫油熄火特性变差;

(3)在火焰筒总开孔面积不变的前提下,增大掺混孔的开孔面积有利于提高燃烧室的燃烧效率,改善燃烧室的出口温度分布,拓宽火焰筒的贫油熄火边界。

研究表明:点火喷嘴特性的改变和大孔(尤其是掺混孔)射流空气流量的增加对于燃烧室性能的提高具有积极作用。本次试验中未测量火焰筒面积改变后的空气流量分配比例,试验也仅限于降压模拟状态。在后续研究中,火焰筒流量分配比例测量与燃烧室性能变化相应关系和在真实状态下的燃烧室性能试验将成为研究重点。

参考文献:

- [1] 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,2008:258-259.
- [2] 侯晓春,季鹤鸣. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京:国防工业出版社.2002:前言IX.
- [3] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京:宇航出版社,1988:50-51.
- [4] Sung H, Kim J, Zhang L, et al. A numerical study of flow dynamics in an annular combustor with multiple swirl injectors

(上接第5页)

- behavior of an ultra-compact combustor (UCC) based on centrifugally enhanced turbulent burning rates [R]. AIAA-2004-3541.
- [29] Zelina J, Shouse D T, Hancock R D. Ultra-compact combustors for advanced gas turbine engines [R]. ASME 2004-GT-53155.
- [30] Zelina J, Shouse D T, Neuroth C. High-pressure tests of a high-g, ultra-compact combustor[R]. AIAA-2005-3779.
- [31] Zelina J, Shouse D T, Stutrud J S, et al. Exploration of compact combustors for reheat cycle aero engine applications [R]. ASME 2006-GT-90179.
- [32] Anisko J F, Anthenien R A, Zelina J. Numerical investigation of cavity-vane interactions within the ultra compact combustor [R]. AIAA-2006-805.
- [33] Chen Chong-yow, Waters Mark H, Mavis D. An evaluation of the geometry and weight of a mixed flow low bypass ratio turbofan engine with an intermediate turbine burner [R]. ASME 2005-GT-68379.
- [34] Thornburg H J, Sekar B, Zelina J, et al. Prediction of Inter-stage Burner performance with curved radial vane cavity at various equivalence ratios [R]. ASME 2008-GT-50192.

- [R]. AIAA-2010-0583.
- [5] Mohammad B, Cai J, Jeng S M. Gas turbine single annular combustor sector: aerodynamics[R]. AIAA-2010-0579.
- [6] Cai J, Ichihashi F, Mohammad B S, et al. Gas turbine single annular combustor sector: combustion dynamics [R]. AIAA-2010-0021.
- [7] Kady E, Ahmed M, Jeng S M, et al. The role of the interaction between the primary jets and the recirculation zone of a model gas turbine combustor on pollutant emissions [R]. IMECE-2005-82167.
- [8] EL-Kady A, Jeng S, Mongia H. Experimental investigation of temperature and species concentrations characteristics of swirling spray combustion[R]. AIAA-2005-1425.
- [9] EL-Kady A, Jeng S, Mongia H. The influence of the primary air jets on flow and pollutant emissions characteristics within a model gas turbine combustor [C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2006.
- [10] Gogineni S, Shouse D, Frayne C, et al. Combustion air jet influence on primary zone characteristics for gas turbine combustion [J]. Journal of propulsion and power, 2002, 18 (2):407-416.
- [11] 赵鹏,刘小克,秦起龙,等. 流量放大喷嘴放大比例对航空发动机燃烧性能的影响 [J]. 航空发动机,2010,36(3):36-38.
- [35] Thornburg H, Sekar B, Zelina J, et al. Numerical study of an Inter-Turbine Burner (ITB) concept with curved radial vane [R]. AIAA-2007-649.
- [36] Thornburg H, Sekar B, Zelina J. Analysis of curved radial vane cavity arrangements for Inter-Turbine Burner (ITB)[R]. AIAA-2008-1024.
- [37] Thornburg H, Sekar B, Zelina J, et al. Geometrical parametric studies of Inter-Turbine Burner (ITB) for improved performance[R]. AIAA-2007-5099.
- [38] Lin Cheng-Xian (Charlie), Sekar B, Zelina J, et al. Numerical simulation of Inter-Turbine Burner (ITB) flows with the inclusion of V-Gutter flameholders [R]. ASME 2008-GT-50337.
- [39] Briones A M, Sekar B, Thornburg H, et al. Effect of vane notch and ramp design on the performance of a rectangular inter-turbine burner[R]. AIAA-2010-581.
- [40] Lee A S, Singh R, Probert S D. Performances of a two-combustor turbofan engine under design and off-design conditions [R]. AIAA-2008-4901.
- [41] Lee A S, Singh R, Probert S D. Two combustor engine for military applications[R]. ISABE 2009-1164.