文章编号:1000-8055(2024)06-20230423-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230423

基于双旋流全环燃烧室的出口温度分布试验研究

门玉宾^{1,2},郑龙席¹,柴 昕²,张 燚²,张宝华²,马宏宇²
(1. 西北工业大学 动力与能源学院,西安 710129;
2. 中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘 要: 以双旋流全环燃烧室为试验对象,分别在高温高压、高温中压和发动机整机条件下开展试验 研究。分别设计了带有环腔引气和模拟型喷嘴等模拟发动机边界条件的试验方案,并分析不同试验条件下 的出口温度分布规律。试验结果表明:中、高压试验条件下的出口温度分布规律基本一致,热点区域基本一 致;中压试验周向出口温度分布水平明显优于高压试验;高压试验温度分布曲线呈中心波峰形式,而中压试 验中心波峰形式不明显。设计的高压试验出口温度分布规律和数值更接近发动机整机测试结果,设计的中 压试验出口温度分布数值与高压试验相比存在一个比例系数,系数为1.3~1.4。

关键词:双旋流;全环燃烧室试验;高温高压;发动机试验;出口温度分布中图分类号: V231.1文献标志码: A

Experimental study on the outlet temperature distribution of double swirler combustor

MEN Yubin^{1, 2}, ZHENG Longxi¹, CHAI Xin², ZHANG Yi², ZHANG Baohua², MA Hongyu²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. Shenyang Engine Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: The double swirler full annual combustor was taken as the experiment object, the outlet temperature distribution under different experiment conditions was compared and analyzed under high temperature/high pressure, high temperature/medium pressure and engine experiment conditions. The experimental schemes with annular bleed and simulated nozzle were designed to simulate the boundary conditions of the engine, and the outlet temperature distribution under different experimental conditions was analyzed. The experimental results showed that the outlet temperature distribution under the medium and high pressure experimental conditions was basically the same, and the hot spot area was basically the same; the outlet temperature distribution level of the middle pressure experiment was obviously better than that of the high- pressure experiment; the temperature distribution curve of high-pressure experiment was in the form of central peak, while that of medium pressure experiment was not obvious. The designed high-pressure experiment outlet temperature distribution law and value were closer to the engine experiment results; compared with the high-pressure experiment, the outlet temperature distribution value of the medium pressure experiment designed regularly had a proportional coefficient of 1.3—1.4.

Keywords: double swirler; full annular combustor experiment;

收稿日期:2023-06-26

基金项目:国家两机专项项目

作者简介:门玉宾(1985—),男,高级工程师,博士生,主要从事航空发动机燃烧室技术研究。E-mail:616588057@qq.com

引用格式: 门玉宾, 郑龙席, 柴昕, 等. 基于双旋流全环燃烧室的出口温度分布试验研究[J]. 航空动力学报, 2024, 39(6): 20230423. MEN Yubin, ZHENG Longxi, CHAI Xin, et al. Experimental study on the outlet temperature distribution of double swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(6): 20230423.

outlet temperature distribution

随着对航空发动机地深入研究逐渐发现热端 部件的耐温能力是发动机指标的重要参数之一。 对于燃烧室而言,决定其发展的主要因素已经不 是燃烧效率等性能参数,而是出口温度分布,它 直接影响热端部件的寿命^[1-2]。目前出口温度分 布调试工作占比到整个燃烧室试验工作量的60%-80%^[3-4]。因此,出口温度分布是主燃烧室发展和 研制上的关键问题之一。出口温度分布的均匀性 在高温升燃气轮机燃烧室中显得尤为重要^[5-6]。

燃烧的特点是复杂而涉及面广,包括湍流流 动、化学反应动力学、两相流雾化蒸发混合等物 理过程、传热和辐射。特别是湍流和化学反应以 及与喷雾之间的交互作用复杂^[6]。因此很难用单 纯的理论方法对其进行模拟或计算,也不能简单 地试验验证。在工程研制中出口温度分布更多地 是依赖试验结果进行设计和研究^[7-9]。

lefebvre^[10]认为最大压力状态下进行出口温 度分布试验是非常有必要的,而且给出了试验应 该遵循的几个要点,如最大工况的进口温度、出 口温度和火焰筒参考速度等。金如山^[11]提出由 于设备上的限制,可进行降压力的全环形试验和 高压扇形段燃烧室试验。但这两种情况测出来的 出口温度分布都与高压力、高流量、全环形燃烧 室得出的结果不完全相同,需要找到换算关系。

在出口温度分布研究领域中,数值仿真方面, Koupper 等[12-14] 采用了大涡模拟方法开展研究, 得出主流和冷却气流之间的混合关系影响出口温 度分布,但仅在三头部试验器上得到验证; Zhang、 Shang 等[15-16] 采用 RANS 方法研究掺混孔对出口 温度分布的影响,得到了通过优化掺混孔排布和 设计改善出口温度分布的准则,但缺乏试验地进 一步验证; Tao 等[17] 利用数值模拟对一个 LPP 燃 烧室的出口温度分布进行了研究,发现宽且短的 回流区能够有助于更均匀的温度分布,但同样也 缺少试验验证;莫妲等[18]开展了基于三旋流燃烧 室模型的数值仿真研究,得到了和单头部试验结 果基本吻合的模拟方法,但同样缺乏全环燃烧室 的验证;郑顺等[19]开展了中心分级燃烧室掺混孔 几何特性对出口温度分布的影响研究,得到了不 同几何特性、不同掺混空气穿透特性对出口温度 分布的影响, 佐证了进行中压、高压试验对比研 究的必要性。在冷态试验方面, Ahmed、Elkady、

Liscinsky 等^[20-22] 采用了冷态流场通过 PIV 试验测 量技术,得到了不同射流孔轴向位置及不同射流 比的旋流场,指出射流对燃烧区有较大的影响, 从而影响出口温度分布。但没有进行热态试验地 验证;王志超、梁志鹏等[23-24],基于三头部燃烧室 试验件进行了流场、油雾场、组份场测试,并在高 温高压下测量了不同火焰筒限制域的出口温度, 但没有在全环上进行验证。在热态试验方面,刘 凯、刘爱虢等[25-26] 基于单头部典型燃烧室模型试 验件,开展了掺混孔结构对出口温度分布影响的 研究,但鉴于单头部结构限制,温度和压力地限 制,其试验结构能否转化为全环试验数据尚需进 一步研究; 刘重阳等[27] 采用 TDLAT 的技术以某 单管燃烧室为研究对象,得到了相对完整的温度 分布测试数据,但测量准确度距离工程应用还有 一定差距; Bacci、Liu 等[28-29] 利用 PIV 和热电偶的 测试方法基于三头部燃烧试验件,针对出口温度 分布进行了深入研究,发现了头部旋流器与出口 温度分布的对应关系;蔡文哲等[30]也采用了三头 部试验件,对掺混孔对回流燃烧室出口温度分布 的影响进行了数值仿真和试验研究,得到了部分 掺混孔结构设计和优化准则,但都对试验过程中 的侧壁效应进行了处理或简化;陈忠良等[31]以多 头部扇形试验件为研究对象并辅助数值仿真发现 试验件的壁面会影响出口温度分布的均匀性,这 种流场基于油气分布的差异会影响燃烧室方案地 分析和判断; 邹运等^[32] 在对高温升燃烧室进行研 究过程中,采用了以5头部扇形试验件为基础的 全温中压燃烧试验平台,通过双铂铑电偶、铱铑 电偶和燃气分析多种测量方法,都发现了靠近壁 面的2个头部出口温度分布与中心的头部有显著 的不同;杨思恒等[33]采用了数值仿真加上试验的 研究方法对三头部中心分级燃烧室出口温度分布 进行研究,数值仿真和试验都表明,由于侧壁效 应地影响,三头部每一个头部的出口温度分布不 尽相同,以上试验结果进一步说明了多头部扇形 试验在出口温度分布研究方面存在的局限性,不 能通过多头部试验结果推导出全环试验结果,全 环燃烧室试验是最终方案选定的必经之路。何悟 [34] 在环形燃烧室出口温度场优化方法研究中,采 用了全温全压燃烧试验台,完成了多方案的优化 并验证达标,得到的全环燃烧室出口温度分布的

基本云图,也与多头部的有显著不同,但没有涉 及中压、高压等试验对比,没有提及引气等细节 参数,没有系统的进行对比分析。

综上所述,目前出口温度分布方面多是集中 于数值仿真研究和单头部或多头部的试验验证。 而在工程研制过程中,更多地是关注全环燃烧室 在发动机要求的状态下出口温度分布特点。鉴于 燃烧的复杂性,数值仿真、单头部或多头部试验 简化了很多边界参数和试验前置条件,很难代表 全环试验结论,而较低成本和难度的部件全环试 验和整机条件下的对应关系还不明确,因此有必 要深入研究中压、高压部件全环试验和发动机整 机条件下的出口温度分布特点,建立相关规律和 联系。

本文以双旋流全环燃烧室为试验研究对象, 深入的开展出口温度分布试验方案研究,为保证 试验的有效性和真实性,设计了中压(进口压力 为 0.2~0.5 MPa)和高压(进口压力为 1.5~3.0 MPa) 的试验方案,并针对出口温度分布问题系统地对 比研究了该方案下中压、高压和发动机整机之间 的特点,发现了三者之间地区别和联系,分别得 到了工程研究中可用的中压、高压试验方案和相 互转化的规律和联系。

1 试验系统、燃烧室模型及研究方案

1.1 试验系统

1)中压试验系统:由进气、排气、冷却气、燃 油、冷却水、参数测量、数据采集等系统组成。 该设备的进气系统布置了直接加温器,能够精确 调节进入试验件的空气温度,在加温器的后面有 很长的直管段,保证了试验件进口空气温度和压 力的均匀;试验件上也有进气整流装置,能够满 足进口流场均匀性的要求。进口压力为 0.2~ 0.5 MPa,进口温度可达 530 ℃,进口最大流量可 达 10 kg/s。出口温度测量段上,有 4 支电偶均布 在转动装置上,每支电偶有 5 个测点,测点按径向 等环面分布。试验时电偶摆动圆盘每转动 1.5°采 集一次温度场数据,总的采集点数为 900 点,试验 设备原理图见图 1^[35],试验设备实物图见图 2。

2)高压试验系统:由进气系统、排气系统、 冷气系统、引气系统、燃油系统、高低压水系统、 防护舱、测控系统、电气系统等组成。进口最高 压力可达 3 MPa,进口温度可达 530 ℃,进口最大 流量可达 50 kg/s。燃烧室进气温度通过加温发动



1 直接加温器;2 标准空气流量计;3 进口补气管;4 电动阀门;
 5 试验件;6 出口测量段;7 调压电动阀门;8 再热器;
 9 排气消声装置。

图 1 燃烧室中压试验原理图[35]

Fig. 1 Schematic diagram of combustor medium pressure experiment equipment^[35]



图 2 燃烧室中压试验实物图 Fig. 2 Physical drawing of combustor medium pressure experiment equipment

机换热及电加温器加温进行控制。试验件有一段 长直管前段和进气整流装置。试验为保证足够的 重复性。进行出口温度场测量时保证每一状态点 下获得2组以上的可用数据(测量段摆盘正转与 反转分别记为1组数据采集),2组采集燃烧室出 口平均温度偏差在 20 ℃ 以内可认定数据可用。 试验中,燃烧室进气压力、进气流量及内外环引 气流量的调节通过进气总阀、排气阀、内外环引 气阀和放气阀的协调控制来实现,确保试验状态 参数准确稳定。试验采用热电偶法测量燃烧室出 口温度分布。进行试验时,在旋转摆盘机构上布 置 2 支 5 点气冷 B 型双铂铑热电偶, 测量范围为 0~ 1800 ℃,测量精度为 0.5%, 电偶沿径向的 5 个测 点满足等环面分布。参数采集时,摆盘顺时针(正 转)旋转180°(顺气流方向看),转动间隔角度为 1.5°, 测点总计 900点。试验设备原理图见图 3, 试验设备实物图见图 4。



图 3 燃烧室高压试验原理图 Fig. 3 Schematic diagram of combustor high pressure equipment



图 4 燃烧室高压试验实物图 Fig. 4 Physical drawing of combustor high pressure experiment equipment

3) 发动机整机试验系统:由进气道、进气机 匣、前框架、核心机、转接段、后框架、尾喷口、 控制系统、空气系统、机械系统、外部结构、安装 系统等组成。试车步骤按照冷运转,慢车调试, 地面最大推力状态的稳态性能调试录取所要测取 的截面参数。本次试车在局部区域的涡轮叶片进 行了加密测量,得到了局部区域基本的温度分布。 试验测试原理图见图 5,出口温度测点位置见 图 6^[36]。图中 t₃、t₄分别为燃烧室进口、出口位置 的温度, p₃、p₄分别为燃烧室出口位置的压力。



图 5 发动机试验原理图^[36] Fig. 5 Schematic diagram of engine experiment^[36]

4) 其他:考虑出口温度分布只有在较高的燃烧室出口温度条件下才影响热端部件的寿命和可 靠性,因此试验以发动机地面最大推力状态为典 型设计点,并至少再取设计点附近2个状态进行



图 6 涡轮叶片测点示意图(出口温度测点位置)^[36] Fig. 6 Schematic diagram of turbine blade measuring point (outlet temperature measuring point position)^[36]

补充试验来验证试验结果的准确性和稳定性。中 压、高压和整机试验选取的油气比、进口温度和 进口马赫数完全一致,其中中压和高压试验采用 "降压模拟"方法,在保证燃烧室进口马赫数和油 气比不变的前提下,降低试验压力。高压试验压 力较高,采用了与整机试验完全一致的燃油喷嘴; 而中压试验压力较低,单独设计了模拟型喷嘴, 来保证中压试验"降压模拟"的准确性。

中压和高压试验出口温度的测量点轴向位置 与整机测点完全相同,由于没有高压涡轮导向叶 片的限制,采用了电偶摆盘,见图7,周向和径向 测点进行了较大幅度的加密,全环总计900个测 点。整机测试由于有高压涡轮导向叶片的限制, 测点加密程度有限,实际测点数量为100点。



图 7 热电偶实物图 Fig. 7 Diagram of the thermocouple

1.2 燃烧室模型

试验模型采用的基本形式为火焰筒头部为双 旋流结构的燃烧室,主要包括燃烧室内外机匣、 扩压器、火焰筒和燃油喷嘴。选取了两种试验模 型方案,其双旋流的结构形式一样,但整体的进 气流量和空气流量分配不同,是为了验证中压和 高压试验分析方法的通用性。试验件总长都约 为500 mm,直径都约为 ¢800 mm,见图 8。燃油喷 嘴之间设计了一个直径相对较大的燃油总管,将 所有的燃油喷嘴油路连接成1路,方便来油供应。 燃油喷嘴与机匣之间采用的是可拆卸的螺栓连接



图 8 燃烧室模型示意图 Fig. 8 Schematic diagram of combustion chamber model

方式,这样可以保证燃油喷嘴在试验件上单独拆换,保证燃油流量离散度的要求。

1.3 研究方案

燃烧室出口温度分布系数(overall temperature distribution factor, 简称为 OTDF) δ_0 计算式(1), 具体如下:

$$\delta_0 = \frac{t_{4\text{max}} - t_{4\text{ave}}}{t_{4\text{ave}} - t_{3\text{ave}}} \tag{1}$$

式中 t_{3ave} 为燃烧室进口平均温度(\mathbb{C}); t_{4ave} 为燃烧 室出口平均温度(\mathbb{C}); t_{4max} 为燃烧室出口最高温 度(\mathbb{C})。

结合该计算公式和发动机整机试车试验得到, 在发动机最大温升状态(也就是设计点状态)得到 的 OTDF 才更有工程意义。因此本文主要研究和 对比的试验方案工况均是发动机最大温升状态。

对公式进一步深入分析得到,影响 OTDF 的 主要因素有:①初期组织燃烧的均匀性,保证初 始燃烧状态有一个较好的温度分布基础;②中后 期掺混冷却的均匀性,在前期组织燃烧温度分布 的基础上进行温度分布调整,能够得到符合要求 的 OTDF 数值。进一步归纳总结部件试验模拟整 机试验的关键点,形成研究方案如下:

1) 环腔引气: 环腔引气影响火焰筒的总压、 静压分布, 从而影响整个空气流量的分配, 影响 组织燃烧。本试验中设计的高压试验方案带有环 腔引气装置, 完全模拟了环腔引气; 而中压试验 由于压力降低, 进口流量降低, 环腔引气量会降 低到非常小的数值范围, 不具备精确控制引气量 的物理条件, 因此, 设计采用无环腔引气方案, 与 高压试验存在一定的偏离。

2) 燃油特性:包括喷嘴出口的流量、雾角和 SMD(雾化颗粒直径),由于部件试验与整机压力 不完全一样,进气流量不一样,但要保证状态一 致,油气比一致,因此各喷嘴的流量状态不一样, 涉及的喷嘴燃油特性不完全一样。高压试验由于 与整机压力接近,喷嘴试验表明,在接近的压力 范围内,喷嘴的 SMD、雾角都基本一样, 仅燃油 流量由于压力不同而变化(对组织燃烧无影响); 但中压试验,由于与整机试验压力差别较大,喷 嘴燃油特性中燃油流量、雾角和 SMD 与整机完 全不一样(影响组织燃烧),因此 OTDF 一定会有 偏差。为减小甚至消除该项因素影响,本中压试 验方案单独设计了模拟型喷嘴,保证在中压试验 状态下喷嘴的雾角、SMD 完全一致,流量也仅随 着压力变化,基本消除了喷嘴燃油特性这个关键 因素的影响。

3)进口压力:进口压力影响燃烧室火焰筒壁 温,进一步影响火焰筒变形,影响燃烧流场。因 此在火焰筒结构设计中,头部和尾部都采用了可 以自由活动的弹性支承结构,燃油喷嘴通过调整 垫片调整径向高度,保证头部的组织燃烧能够真 实模拟整机试验状态。此外,进口压力增大,燃 油与空气的掺混能力会变化,燃油颗粒的雾化和 破碎程度也会变化,通过在试验件结构设计中增 加火焰筒头部帽罩保证头部静压进气(稳定气流), 大孔(包括主燃孔和掺混孔)采用有翻边或者漏斗 设计(保证气流穿透和掺混能力),减小压力变化 对雾化的影响。

通过上述试验分析和方案设计减小关键因素 的影响,用高压全环试验得到更全面和准确的试 验数据,用较低成本、相对容易实现的中压试验 得到基本准确且工程可用的试验数据并研究两者 之间的区别与联系,最终达到准确、全面、真实评 估出口温度分布的目的。

1.4 误差分析

试验测量时保证每一状态点下获得2组以上 的可用数据,采集燃烧室出口平均温度偏差在 20℃以内可认定数据可用。主要测量参数误差 见表1。

OTDF 的相对误差按照式(2)计算:

$$\delta(\delta_0) = \frac{\Delta(\delta_0)}{\delta_0} = \pm \left\{ \left[\frac{t_{4ave}(t_{4max} - t_{3ave})}{(t_{4ave} - t_{3ave})(t_{4max} - t_{4ave})} \right]^2 (\delta_{t_{4ave}})^2 + \left(\frac{t_{4max}}{t_{4max} - t_{4ave}} \right) (\delta_{t_{4max}})^2 + \left(\frac{t_{3ave}}{t_{4ave} - t_{3ave}} \right)^2 (\delta_{t_{3ave}})^2 \right\}^{0.5}$$

$$(2)$$

表 1 主要测点误差 Table 1 Main measurement accuracy

测量参数	测量范围	测量误差/%
进口温度/℃	$0 \sim 1000$	0.5
进口压力/MPa	0~5	0.1
进口空气流量/(kg/s)	10~100	1.5
外环引气量/(kg/s)	1~8	1
内环引气量/(kg/s)	1~8	1
出口温度/℃	0~1800	0.5
燃油流量/(kg/s)	0.2~3	0.5
环境压力/kPa	95~105	0.4

式中 $\delta_{t_{3ave}}$ 为燃烧室进口平均温度相对误差,取值 (0.5%)/4^{0.5}; $\delta_{t_{4ave}}$ 为燃烧室出口平均温度相对误差, 取值(0.5%)/10^{0.5}; $\delta_{t_{4max}}$ 为燃烧室出口最高温度相 对误差,取值±0.5%; $\delta(\delta_0)$ 为 OTDF 的相对误差; $\Delta(\delta_0)$ 为 OTDF 的绝对误差。

把试验结果数据代入式(2),最后得到各个试验状态下 OTDF 的相对误差结果,见表 2。

试验测量数据绝对误差为±0.01,相对误差 为±4%,试验测量精度较高,具备数据进一步分析 的条件。

试验状态	试验数据	$\varDelta(\delta_0)$	$\delta(\delta_0)/\%$
1	1-1	±0.010	±4.2
	1-2	±0.010	±4.1
2	2-1	±0.010	±4.4
	2-2	±0.010	±4.0
3	3-1	±0.010	±3.9
	3-2	±0.010	±4.0
4	4-1	±0.010	±3.9
	4-2	±0.010	±4.1

表 2 试验相对误差 Table 2 Experimental relative deviation

2 试验结果与分析

2.1 出口温度分布云图

试验结果云图 9 发现,中压试验和高压试验 出口温度分布的高温区域基本没有变化,在部件 中压试验中共存在 9 个高温区域,高压试验也存 在同样数量和位置的高温区域。分析认为中压采 用了降压模拟相似准则,除环腔不引气外,其余 参数如油气比、喷嘴离散度、进口马赫数、火焰 筒和燃油喷嘴结构等均与高压试验完全相同,因 此燃烧组织方式没有受到影响,两者的出口温度







分布规律自然一样,说明采用该中压降压模拟试 验方案可以反映实际燃烧室出口温度分布的基本 规律,相比与单头部或者多头部具有相当的研究 和参考意义。

2.2 出口温度分布形状

本文基于大量的试验结果提出了一种单头部 数据统计分析方法,便于规律的对比分析:将全 环的试验数据归类统计,折算成一个单头部进行 整理,并定义单头部高温点(t_{4hspot})、单头部高温 区(t_{4hzone})和单头部平均温度(t_{4ave})的概念。分别 是单头部高温点:将全圆环型上 m 个头部拟合成 一个单头部,每一个头部的周向位置的最高温点; 单头部高温区:将全圆环型上 m 个头部拟合成一 个单头部,每一个头部周向位置的最高温点平均; 单头部平均温度:将全圆环型上 m 个头部拟合成 一个单头部,每一个头部周向位置的最高温点平均;

1) 单头部的一维曲线图 10(a)发现, 高压试

验单头部高温点(t_{4hspot})离散度(波动幅度)>单头 部高温区(t_{4hzone})离散度(波动幅度)≈单头部平均 温度(t_{4ave})离散度(波动幅度)。3条规律曲线的 跟随性和一致性均较好。一维曲线图 10(b)发现, 其环带曲线温度从高到低依次为 4>3>2>5>1,与 设计初衷 3>4>2>5>1 不相符,分析原因可能是环 腔引气不合理或者实际试验过程中引气不满足设 计要求,间接导致主燃孔或掺混孔穿透深度偏离, 出口温度环带偏离设计要求。图中数字 1~5 表 示燃烧室出口沿径向不同位置的曲线,即 1~5 分 别为内环、次内环、中环、次外环和外环。





2)单头部的一维曲线图 11(a)发现,中压试验单头部平均温度(t_{4ave})离散度(波动幅度)>单头部高温点(t_{4hspot})离散度(波动幅度)≈单头部高温区(t_{4hzone})离散度(波动幅度)。3条规律曲线的跟随性和一致性有较小的波动。一维曲线图 11(b)发现,其环带曲线温度从高到低依次为 3>4>2>5>1,与设计要求相符。分析原因,中压试验没有环腔引气,参与燃烧的空气流量即为燃烧室的进口空气,空气流量相当于进行了重新分配,因



图 11 中压出口温度分布一维曲线图 Fig. 11 One-dimensional curve of medium pressure outlet temperature distribution

此基于单头部的一维曲线图与高压试验略有不同。 但是由于没有环腔引气,排除了干扰因素,燃烧 室火焰筒流量完全按照开孔面积进行流量分配, 其5个环带的温度曲线顺序符合设计初衷。

3) 图 9~图 10 对比分析发现,中压试验的温 度离散度明显小于高压试验,离散度为高压试验 中最小离散度(单头部平均温度(t_{4ave})离散度)>中 压试验中最大离散度(单头部平均温度(t_{4ave})离散 度);高压试验曲线图显示平均温度、高温区和最 高温点均为中心波峰形式,而在中压试验曲线图, 仅平均温度曲线显示为中心波峰形式,高温区和 最高温点曲线中心波峰形式不明显。

分析认为,中压试验的温度离散度明显小于 高压试验是因为高压试验进口的空气流量大,绝 对速度大,局部的进气不均匀绝对系数大,而中 压、高压的燃油流量离散度几乎不变(在试验前 已经由调节器和零件选配进行了调整),因此局 部的油气比离散度相对于中压试验偏大,因此出 口温度分布有增大的趋势;高压试验由于状态较 高可以设计并对过调节阀模拟真实条件下的环腔 引气,由于存在环腔引气,内、外壁面的冷却孔、 主燃孔、掺混孔等的穿透深度与中压试验相比会 有所下降(壁面通常为静压进气),靠近流道中心 的流场由于穿透深度的减少,一致性变差,表现 出中心波峰的形式。高压试验虽然不如中压试验 掺混效果好,但能代表发动机实际使用条件,试 验结果更准确和客观;压力升高,使得油珠穿透 能力降低,燃油容易集中在火焰筒头部中心形成 富油状态,高压试验容易形成高温区和最高温点。 此外,由于中压和高压试验要求的压力不同,要 求的燃油喷嘴流量范围不一致,虽然通过燃油调 节器和零件选配方案可以调整出流量离散度基本 一样的燃油喷嘴组别,但是由于喷嘴工作压力不 相同,其雾化和破碎程度也不能完全一样,甚至 喷雾锥角也会不相同,因此燃烧完全程度不一样, 出口温度分布不能完全一致。

2.3 整机与部件出口温度分布对比

在中压、高压试验对比的基础上,又开展了整体条件下的试验研究。整机条件下的试验研究,整机条件下的试验结果, 见表 3,其中 N_{2r}为高压压气机的转速。。根据试验结果,采用正态分布的方法进行数学统计和分析,得到中压、高压和整机条件下的试验对比,见表 4,其中 a 表示出口温度分布的修正系数。

表 3 发动机试验条件下的出口温度分布值 Table 3 Outlet temperature distribution value of the engine experiment

试验状态	$(t_4 - t_3)$ /°C	δ_0	N _{2r} /%
1	510	0.893 <i>a</i>	66.01
2	579	0.333 <i>a</i>	81.52
3	818	0.263 <i>a</i>	91.54
4	910	0.260 <i>a</i>	95.83
5	931	0.255 <i>a</i>	96.9
6	939	0.247 <i>a</i>	97.13
7	941	0.248 <i>a</i>	97.13
8	939	0.260 <i>a</i>	97.26
9	939	0.247 <i>a</i>	97.21
10	939	0.257 <i>a</i>	97.25

表 4 不同测试条件下的出口温度分布值

 Table 4
 Outlet temperature distribution value of different testers

出口温度分布值	中压试验	高压试验	整机试验
δ_0	0.22b	0.30b	0.29b
σt_{4ave}	25	44	36
σt_{4max}	37	58	44

第 39 卷

通过对比分析发现,中压的出口平均温度略 低于高压试验和整机试验结果,高压和整机的试 验结果基本相当。出口平均温度标准差($\sigma_{t_{ave}}$)和 最高温度标准差($\sigma_{t_{amax}}$),中压试验数据明显好于 高压和整机试验数据。出口温度分布试验数据上, 在出口温度分布数值、出口平均温度标准差、最 高温度标准差数值上,高压试验结果与整机试验 数据基本相当,中压试验数据与高压试验数据需 要一个放大系数,以该双旋流燃烧室为研制平台, 该比例系数约为1.34。

3 结 论

通过该研究得到了同一燃烧室结构在中压、 高压全环部件试验和整机试验条件下,典型试验 状态点的出口温度分布规律,主要结论如下:

 高压部件试验方案模拟了进气状态,增设 了环腔引气,进口温度与整机状态一致,进口压 力与整机状态接近。其出口温度分布试验结果基 本可以代表整机水平;中压部件试验方案模拟了 进气状态,进口温度与整机状态一致,并设计了 模拟型喷嘴,调整垫片等减小了由于部分边界参 数和前置条件的简化而带来的结果偏差,得到了 工程应可用的出口温度分布试验结果和规律。

2)中压、高压试验结果对比分析表明,两者 的出口温度分布规律基本一致,热点区域基本一 致;而中压试验和高压试验曲线形状有所不同, 高压试验温度分布曲线呈现出中心波峰形式,而 中压试验温度分布曲线中心波峰形式不明显;中 压试验的单头部高温点曲线、单头部高温区曲线 的离散度明显小于高压试验,中压试验出口温度 分布水平优于高压试验,但高压试验的出口温度 分布规律更接近实际状况;该设计方案的中压试 验 OTDF 结果与高压试验相比存在一个比例系数, 系数为1.3~1.4。

3) 燃烧室全环试验可以采用该中压试验方案进行设计筛选和研究,该高压试验方案进行最终试验结果和规律验证,在保证试验结论真实可用的前提下,提高工程研制的效率。

参考文献:

[1] 丁国玉,何小民,赵自强,等.油气比及进口参数对三级旋流器燃烧室性能的影响[J].航空动力学报,2015,30(1):53-58.

DING Guoyu, HE Xiaomin, ZHAO Ziqiang, et al. Effect of fuelair ratio and inlet parameters on performance of triple swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(1): 53-58. (in Chinese)

[2] 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.

LIN Yuzhen, XU Quanhong, LIU Gaoen. Cas turbine combustor [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)

[3] 邓明.航空燃气涡轮发动机原理与构造[M].北京:国防工 业出版社,2008.

DENG Ming. Principle and construction of aviation gas turbine engine[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)

[4] 金如山,索建秦.先进燃气轮机燃烧室[M].北京:航空工业 出版社,2016.

JIN Rushan, SUO Jianqin. Advanced gas turbine combustor[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016. (in Chinese)

- [5] BAHR D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1987, 3(2): 179-186.
- [6] MCKINNEY R, CHEUNG A, SOWA W, et al. The PW TALON X low emissions combustor: revolutionary results with evolutionary technology[R]. Reno: 45th Aerospace Sciences Meeting, 2007.
- [7] MOHAMMAD B S, JENG S M. Design procedures and a developed computer code for preliminary single annular combustor design[R]. AIAA-2009-5208, 2009.
- [8] 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.
 ZHANG Baocheng. Aero-engine test and testing technology[M].
 Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2005. (in Chinese)
- [9] MAURYA D, JAYAPRAKASH G N, BADARINATH C. Challenges in aero gas turbine combustor development[R]. ASME 2000-GT-59429, 2000.
- [10] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion[M]. 2nd ed. Philadelphia: Taylor & Francis, 1999.
- [11] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988.
- [12] KOUPPER C, GICQUEL L, DUCHAINE F, et al. Experimental and numerical calculation of turbulent timescales at the exit of an engine representative combustor simulator[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(2): 021503.
- [13] KOUPPER C, GICQUEL L, DUCHAINE F, et al. Advanced combustor exit plane temperature diagnostics based on large eddy simulations[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2015, 95(1): 79-96.
- [14] KOUPPER C, CACIOLLI G, GICQUEL L, et al. Development of an engine representative combustor simulator dedicated to hot streak generation[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(11): 111007.
- [15] ZHANG M, WU H, WANG H. Numerical prediction of NOx emission and exit temperature pattern in a model staged lean premixed prevaporized combustor[R]. ASME Paper 2013-GT-95235, 2013.
- [16] SHANG Mingtao, LU Shuqiang, MAO Ronghai. Numerical investigation of the effects of dilution hole geometry on the exit temperature profile and emissions of an aero-engine LPP combustor[R]. ASME Paper 2013-GT-95395, 2013.
- [17] TAO W J, WANG J, MAO R H, et al. Generation and migration of hot streaks within an LPP combustor[R]. Phoenix: Proceedings of the ASME Turbo Expo, 2019.
- [18] 莫妲,程明,万斌,等.三旋流燃烧室的数值模拟与试验[J].
 航空动力学报,2017,32(11):2568-2575.
 MO Da, CHENG Ming, WAN Bin, et al. Numerical simulation

and experiment of triple swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2568-2575. (in Chinese)

- [19] 郑顺, 王成军. 掺混孔对中心分级燃烧室出口特性分析的 数值模拟[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(33): 13892-13896. ZHENG Shun, WANG Chengjun. Numerical simulation of influence of dilution holes on the outlet characteristics of central stage combustor[J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(33): 13892-13896. (in Chinese)
- [20] AHMED M, KADY A M. Experimental investigation of aerodynamic combustion and emissions characteristics within the primary zone of a gas turbine combustor[D]. Cincinnati: University of Cincinnati, 2005.
- [21] ELKADY A, JENG S M, MONGIA H. The influence of primary air jets on flow and pollutant emissions characteristics within a model gas turbine combustor[R]. AIAA-2006-544, 2006.
- [22] LISCINSKY D, TRUE B, VRANOS A, et al. Experimental study of cross-stream mixing in a rectangular duct: AIAA 1992-3090 [R]. Reston, Virigina: AIAA, 1992.
- [23] 王志超, 韩猛, 王建臣, 等. 限制域对中心分级燃烧室出口 温度分布的影响[J]. 工程热物理学报, 2022, 43(1): 240-250.
 WANG Zhichao, HAN Meng, WANG Jianchen, et al. Effect of confinement on exit temperature distribution of centrally staged combustor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2022, 43(1): 240-250. (in Chinese)
- [24] 梁志鹏,林宇震,许全宏,等.进口流场畸变对回流燃烧室 出口温度分布的影响[J].航空动力学报,2016,31(5):1142-1148.

LIANG Zhipeng, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Effects of inlet velocity distortion on outlet temperature distribution of a reverseflow combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(5): 1142-1148. (in Chinese)

- [25] 刘凯, 王峻宁, 曾文, 等. 掺混孔结构对燃烧室性能影响研究[J]. 热能动力工程, 2022, 37(7): 64-69, 92.
 LIU Kai, WANG Junning, ZENG Wen, et al. Research on effect of dilution holes structures on combustor performance[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2022, 37(7): 64-69, 92. (in Chinese)
- [26] 刘爱號,李昱泽,杨宇东,等.微型燃气轮机燃烧室燃烧特 性实验[J].航空动力学报,2020,35(6):1335-1344. LIU Aiguo, LI Yuze, YANG Yudong, et al. Experiment on combustion characteristics of micro gas turbine combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(6):1335-1344. (in Chinese)
- [27] 刘重阳,许振宇,黄安,等.基于波长调制技术的燃烧室出口温度分布TDLAT测试方法[J].航空动力学报,2023,38(1): 116-126.

LIU Chongyang, XU Zhenyu, HUANG An, et al. TDLAT measurement method for outlet temperature profile of combustor based on wavelength modulation spectroscopy technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 116-126. (in Chinese)

- [28] BACCI T, CACIOLLI G, FACCHINI B, et al. Flowfield and temperature profiles measurements on a combustor simulator dedicated to hot streaks generation[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition, 2015.
- [29] LIU Cunxi, LIU Fuqiang, YANG Jinhu, et al. Investigations of the effects of spray characteristics on the flame pattern and combustion stability of a swirl-cup combustor[J]. Fuel, 2015, 139: 529-536.
- [30] 蔡文哲,代威,薛鑫,等.掺混孔结构对大曲率受限空间出口温度分布的影响[J].推进技术,2022,43(3):216-223.
 CAI Wenzhe, DAI Wei, XUE Xin, et al. Effects of dilution hole

structure on exit temperature distribution characteristic in large curvature limited space[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(3): 216-223. (in Chinese)

- [31] 陈忠良,贾立超,何悟.壁面效应对燃烧室多头部试验出口 温度场均匀性影响分析[R].南京:第五届空天动力联合会, 2020.
- [32] 邹运, 万斌, 胡迎明, 等. 测温方法对高温升燃烧室温度场 试验结果影响分析[J]. 航空发动机, 2020, 46(5): 92-96.
 ZOU Yun, WAN Bin, HU Yingming, et al. Influence of temperature measurement method on temperature field test results of high temperature rise combustor[J]. Aeroengine, 2020, 46(5): 92-96. (in Chinese)
- [33] 杨思恒,王建臣,张弛,等.三头部中心分级燃烧室出口温度分布研究[J].工程热物理学报,2021,42(10):2737-2748.
 YANG Siheng, WANG Jianchen, ZHANG Chi, et al. Investigation on outlet temperature distribution of a three-sector centrally

staged combustor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2021, 42(10): 2737-2748. (in Chinese)

- [34] 何悟.环形燃烧室出口温度场优化方法研究[R].成都:第六 届空天动力联合会,2022.
- [35] 赵明龙,杨志民,林宇震,等.单头部/扇形/全环燃烧室贫 油点火性能换算[J].航空动力学报,2017,32(8):1822-1826. ZHAO Minglong, YANG Zhimin, LIN Yuzhen, et al. Conversion methods for lean ignition performances among single-sector, multisector and full annular combustors[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 1822-1826. (in Chinese)
- [36] 陈光.航空发动机结构设计分析[M].北京:北京航空航天 大学出版社,2006.

CHEN Guang. Structural design analysis of aero-engine[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2006. (in Chinese)

(编辑:张 雪)

第39卷