

文章编号: 1000-8055(2025)08-20230430-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230430

某型燃烧室提高总压恢复系数 改进方案设计及试验验证

周 飞¹, 万兆宝¹, 杨 阳¹, 于小兵¹, 王智华¹, 张震宇²

(1. 中国航发贵阳发动机设计研究所, 贵阳 550081;

2. 中国人民解放军 93147 部队, 贵阳 550081)

摘 要: 针对燃烧室总压恢复系数处于 0.915 水平, 对燃烧室总压恢复系数提出提升 0.01 的设计要求。通过对前置扩压器和整流罩的改进设计, 火焰筒的流量分配和流场的匹配设计, 以提高燃烧室的总压恢复系数。通过全环燃烧室部件性能试验研究, 改进方案的总压恢复系数为 0.929, 在原型燃烧室 0.915 的基础上提升约 0.014, 满足设计指标要求, 其中扩压器至少对提高总压恢复系数有不小于 0.005 的贡献; 改进方案的出口温度场品质可满足设计要求; 火焰筒壁温满足材料使用要求; 燃烧效率、地面慢车贫油熄火边界略低于原型燃烧室。整机地面试验表明: 在中间状态推力指标下改进方案在原型燃烧室的基础上可使压气机空气流量增加 0.48 kg/s, 耗油率降低 2%, 涡轮前温度降低 6 ℃, 可以提升发动机性能和可靠性。

关 键 词: 燃烧室设计; 总压恢复系数; 燃烧效率; 出口温度场; 贫油熄火

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Design and experimental verification of an improved scheme for increasing total pressure recovery coefficient of the combustion chamber

ZHOU Fei¹, WAN Zhaobao¹, YANG Yang¹, YU Xiaobing¹,
WANG Zhihua¹, ZHANG Zhenyu²

(1. Guiyang Engine Design Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Guiyang 550081, China;

2. Unit 93147 of the People's Liberation Army of China, Guiyang 550081, China)

Abstract: In view of the total pressure recovery coefficient of the combustion chamber at the level of 0.915, the total pressure recovery coefficient of the combustion chamber is required to increase by 0.01 in the design. In order to improve the total pressure recovery coefficient of the combustion chamber, the pre-diffuser and cowling were improved, and the flow mass distribution and flow field of the flame tube were matched in the design. The component experimental study on the performance of the full-ring combustor showed that the total pressure recovery coefficient of the improved scheme was 0.929, which increased by about 0.014 on the basis of the prototype combustor of 0.915 up to the design requirement, and the diffuser designed in the improved scheme at least contributed not less than 0.005 to increase the total pressure recovery coefficient. The quality of the outlet temperature field can meet the design requirement, the wall temperature of the flame tube can meet the requirement of material use, and lean-burn boundary of slow state engine and combustion efficiency were slightly lower than the prototype

收稿日期: 2023-06-30

作者简介: 周飞(1992—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机主燃烧室设计与试验研究。E-mail: zhoufei230612@163.com

引用格式: 周飞, 万兆宝, 杨阳, 等. 某型燃烧室提高总压恢复系数改进方案设计及试验验证[J]. 航空动力学报, 2025, 40(8): 20230430. ZHOU Fei, WAN Zhaobao, YANG Yang, et al. Design and experimental verification of an improved scheme for increasing total pressure recovery coefficient of the combustion chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(8): 20230430.

combustion chamber. The ground experiment of the overall engines showed that the improved scheme under the intermediate thrust index can increase the air flow rate of the compressor by 0.48 kg/s, reduce fuel consumption by 2%, and reduce the temperature before the turbine by 6 °C on the basis of the prototype combustion chamber, which can improve engine performance and reliability.

Keywords: combustor design; total pressure recovery coefficient; combustion efficiency; outlet temperature field; lean blow-out

燃烧室总压损失是航空发动机燃烧室部件设计的关键指标之一,燃烧室总压损失增大会导致油耗升高和推力减小^[1]。因此,对航空发动机整机性能而言,在符合发动机使用条件下应尽可能地降低燃烧室的总压损失。航空发动机燃烧室总压损失主要由扩压器总压损失和火焰筒总压损失所组成,扩压器总压损失来源于前置扩压器沿程扩压损失以及突扩段的突扩损失,火焰筒的总压损失主要包括壁面的摩擦损失、掺混孔等开孔的阻力损失,阻力损失与火焰筒进气面积直接相关,有效进气面积越小,损失越大。

国内外航空发动机燃烧室的研究结果表明,燃烧室的总压损失基本在 5%~10% 之间^[2],对于扩压器的总压损失基本在 1.5%~3.0% 之间,国内外对扩压器做了大量的研究。Selvakarthick、Hestermann、Fishenden、Kumar 等^[3-8]的研究结果表明合适的扩张角以及相对突扩间隙能够降低短突扩扩压器的总压损失,火焰筒头部能够抑制前置扩压器出口位置的流动分离。徐磊磊等^[9]重点研究了前置扩压器的几何参数对总压恢复系数的影响,结果表明总压损失大多数发生在突扩区域。何小民等^[10-12]研究了来流马赫数、内外环突扩角、相对突扩间隙对短突扩扩压器性能的影响,结果表明存在最佳的内外环突扩角的组合及相应的相对突扩间隙使得短突扩扩压器的总压损失最小。

火焰筒的总压损失研究结果表明,目前国内外设计水平在 3%~4% 之间,以维持燃烧室基本功能的实现^[13-14]。薛鑫等^[15-16]通过试验的方法研究了火焰筒压力损失对贫油点火、熄火和燃烧效率的影响,结果表明火焰筒合适的压降可以拓宽点火熄火边界,高温高压状态下燃烧效率对火焰筒压力损失不敏感。吕亚亚等^[17]通过数值仿真的方法研究了旋流器和射流孔面积对燃烧室温度场的影响,结果表明在火焰筒压力降能够维持燃烧室基本功能的范围内,可以适当地增大火焰筒的流通面积以降低燃烧室的总压损失。

根据前期某原型燃烧室试验测量结果,原型

燃烧室的总压损失系数为 8%,其中扩压器的总压损失系数为 3%,火焰筒的总压损失系数为 5%。数值仿真计算发现前置扩压器存在气流分离使扩压器的总压损失增大,分析认为可以通过消除前置扩压器的流动分离情况,降低扩压器的压力损失;以及适当增加火焰筒的有效流通面积,降低火焰筒的压力损失;进而提高燃烧室的总压恢复系数。

关于前置扩压器如何消除流动分离,前置扩压器和火焰筒帽罩匹配设计的研究较少。同时关于火焰筒开孔降低总压损失的研究在现有的公开文献中还不多见,对于发动机的实际应用则更少。本文对某型燃烧室前置扩压器和火焰筒帽罩进行匹配设计,消除该型燃烧室前置扩压器存在的流动分离,提高燃烧室的总压恢复系数。同时对火焰筒进行流量分配和流场匹配设计,进一步提高燃烧室的总压恢复系数。通过冷态流阻、燃烧效率、出口温度场、整机性能等试验对改进设计的燃烧室进行试验验证。

1 改进方案和试验系统

1.1 改进方案

扩压器的总压损失来源于前置扩压器沿程扩压损失以及突扩段的突扩损失,对燃烧组织是无效损失,应尽量减小。原型燃烧室前置扩压器的扩张比为 2.3,扩张比较大,数值仿真计算发现前置扩压器存在气流分离(见图 1)。前置扩压器出口的流动分离表明原型前置扩压器的实际有效扩张比比结构设计的扩张比小。根据前置扩压器出口截面的速度矢量分布确定主流区实际有效扩张面积,计算得出前置扩压器的有效扩张比为 1.5 左右。前置扩压器的流动分离不满足前置扩压器的气动设计要求,且前置扩压器出现流动分离会增大总压损失,分析认为可以通过消除前置扩压器的气流分离,降低扩压器的总压损失,进而提高燃烧室的总压恢复系数。在保证燃烧室内外二股通道流量分配基本不变的条件下,对前置扩压

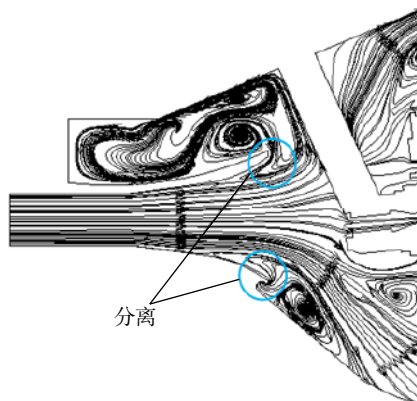


图 1 原型扩压器速度流线分布

Fig. 1 Velocity streamline distribution in the prototype diffuser

器进行了改进设计,改进设计的前置扩压器为直壁扩压器,扩张比为 1.45(见 图 2),相比于原型前置扩压器适当增加了长度尺寸 L 和减小了高度尺寸 H ,同时对整流罩型面进行了匹配设计(见 图 3),相比于原型整流罩改变了长度尺寸 L 和型面尺寸,前置扩压器和整流罩其余接口尺寸和原型保持一致,改进设计的扩压器如图 4 所示。

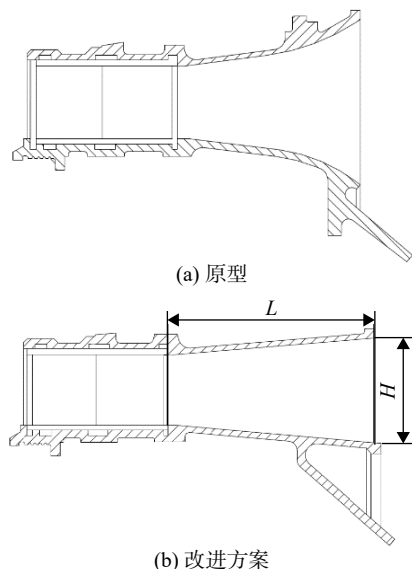


图 2 前置扩压器示意图

Fig. 2 Schematic of the pre-diffuse

火焰筒的损失是燃烧室中必不可少的总压损失,是实现头部燃油雾化和主燃孔以及掺混孔射流的穿透深度及掺混的前提。对燃烧室的稳定性、燃烧效率、污染排放以及出口温度分布起到相当重要的作用,因此火焰筒一定的压力损失是燃烧性能的基本保障。火焰筒的总压损失与火焰筒进气面积直接相关,进气面积越小,射流速度越大,损失就越大。鉴于前置扩压器的总压损失占比相

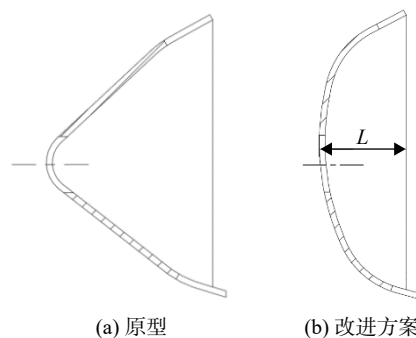


图 3 整流罩示意图

Fig. 3 Schematic of the cowling

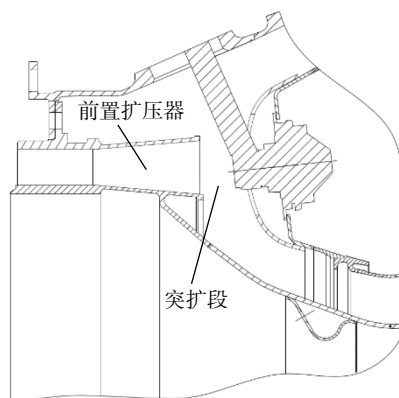


图 4 改进扩压器示意图

Fig. 4 Schematic of the improved diffuser

比于突扩段的损失较小^[5,9,18],总压恢复系数很难满足在原型燃烧室的基础上提高 0.01 的设计指标要求,需在火焰筒压力降能够维持燃烧室基本功能的范围内,适当增大火焰筒的有效流通面积(图 5)。根据原型燃烧室最大状态进出口气动参数以及总压恢复系数改进设计目标,在原型燃烧室总压恢复系数的基础上提高不低于 1% 进行设计,改进后的燃烧室的有效流通面积需增大 7.7%。在不改变火焰筒上主燃孔、掺混孔、各排冷却孔位置的基础上,火焰筒上各排孔的有效流通面积均需增大 7.7%。为保证改进前后燃烧室流量分配基本不变,对流量分配不满足要求的孔需重新

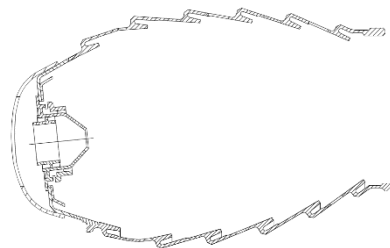


图 5 火焰筒二维简化示意图

Fig. 5 Schematic of the flame tube

进行扩孔设计,以满足流量分配要求。最后,改进燃烧室的有效流通面积实际增加了 7.9%。

1.2 改进方案仿真对比分析

1.2.1 流场结构对比分析

选用设计点状态参数对燃烧室使用 Fluent 2020 软件进行数值仿真计算,其边界条件为质量流量进口、压力出口、两侧设置为周期性边界条件,其余为壁面。假设空气为理想气体,采用 SST(shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型进行仿真计算。

图 6 为改进前后燃烧室过涡流器中心截面的速度矢量图,改进设计的前置扩压器不发生流动分离,满足前置扩压器气动设计要求。涡流器在头部产生的高速旋转气流,在火焰筒头部形成低压区,进而在火焰筒头部形成两个近似对称的回流区,这对火焰筒头部的火焰稳定有重要作用。经各排孔射流穿透深度对比可知,改进前后火焰筒各排孔的射流穿透深度基本保持一致。经速度矢量分布分析可知,改进方案各排孔的穿透深度、流场结构、回流区形态与原型燃烧室基本保持一致。

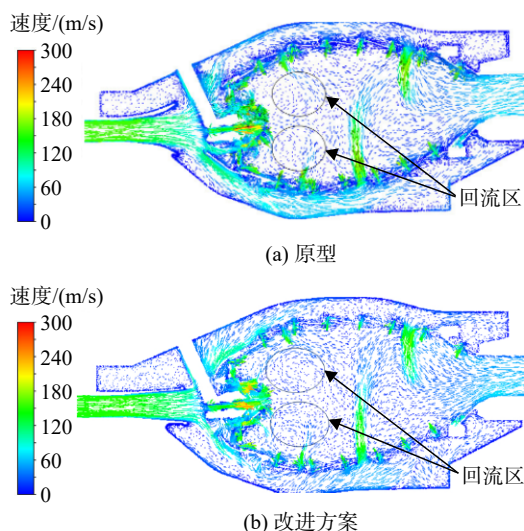


图 6 过涡流器中心截面速度矢量分布

Fig. 6 Velocity vector distribution on the center section of the swirler

由于各排冷却孔的空气流量占燃烧室总流量的占比较小,其相对变化量较大,改进方案燃烧室的主燃孔、掺混孔、冷却孔等各排孔的流量分配相对于原型燃烧室的相对误差控制在 $\pm 5\%$ 左右,火焰筒头部当量比以及主燃区当量比的相对误差不超过 $\pm 1\%$ 。可知,改进方案与原型燃烧室

的流量分配基本保持不变。

1.2.2 总压分布对比分析

改进前后燃烧室总压分布见图 7,火焰筒内外二股通道内总压分布均匀,能够保证火焰筒各排孔稳定均匀进气(图中显示的总压为表压,真实的总压为表压加上相对压力,相对压力均相同)。仿真计算结果表明,原型燃烧室的总压恢复系数为 0.915,改进方案燃烧室的总压恢复系数为 0.927,改进方案满足设计要求。

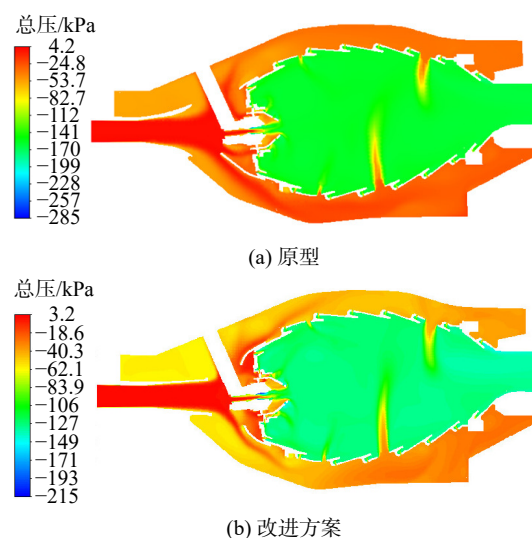


图 7 过涡流器中心截面总压分布

Fig. 7 Total pressure distribution on the center section of the swirler

1.3 试验系统

燃烧室全环试验在燃烧室综合性能试验台上进行,试验设备(图 8)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。

试验器原理如图 8 所示,空压站来流空气经 K2 进入试验管道,由 K3、K9、K13 共同调节至试验所需空气流量和压力,气流经 K4 进入换热器与试验件出口燃气间接换热,由 K5 调节冷掺混气流。根据试验气流实际流量要求,选取流量喷嘴 L1、L2 中的 1 个或 2 个同时对空气流量进行计量。若进入试验段的空气温度满足试验要求,则关闭 K8,打开 K9,反之,打开 K8,启动加热器,通过 K9 调节进入加热器后的掺混空气流量,从而满足试验件进口空气的温度要求。试验段进口压力通过调节 K13 实现。本次试验,空中巡航状态仅通过间接加温,地面最大状态下启动了直接加温。

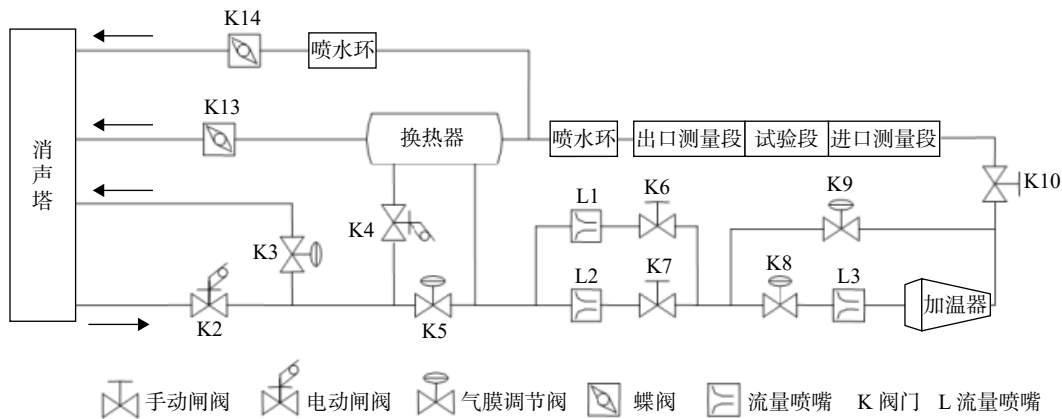


图 8 试验原理图
Fig. 8 Schematic of experimental system

前测量段在平直段壁面上同一截面沿周向设置 3 个静压测点、3 支总压测量感头(每支感头上布置 2 个测点)和 3 支温度测量感头(每支感头上布置 1 个测点),所有受感元件的堵塞面积不大于通道面积的 5%。燃烧室出口参数测量截面为旋转测温形式,沿圆周均布设置 3 支总温感头和 3 支总压感头,每支总温感头按等间距布置 6 个测点,每支总压感头按等间距布置 4 个测点。该装置在试验过程中每旋转 3°测量 1 次,一共旋转 120°完成试验件出口 720 点温度场测量。旋转测温装置在冷态流阻试验时不转动,试验器测量设备的精度见表 1。

表 1 测量设备及精度
Table 1 Measure of equipment and precision

测量参数	测量设备	设备精度	试验要求
	设备 1 数据采集系统	±0.1%FS	
压力	压力扫描阀	±0.05%FS	压力≤±0.5%
大气压力	PTB110 传感器	±0.05%FS	压力≤±0.5%
温度	热电偶	进口±0.75% t 出口±0.25% t	进口温度≤±1% 出口温度≤±2%
空气流量	标准喷嘴	±1.5%	空气流量≤±1.5%
燃油流量	质量流量计	±0.2%FS	燃油流量≤±0.5%
火焰筒壁温	K 型热电偶	±0.4% t	火焰筒壁温≤±1%

注:表中 FS 为 full scale, t 为温度。

2 试验结果及分析

2.1 冷态流阻试验

在空中巡航状态下进行燃烧室冷吹风试验,录取改进方案燃烧室的总压恢复系数 $\sigma_c=f(\lambda_3)$ 与速度系数(λ_3)的关系曲线。

由表 2、图 9 可知,随着气流速度系数的增加,改进方案在空中巡航状态下的总压恢复系数逐渐减小,维持在 0.991~0.879 之间,改进方案在相同的速度系数下,其总压恢复系数高于原型燃烧室。

根据改进方案燃烧室在空中巡航状态 $\sigma_c=f(\lambda_3)$ 曲线,得出其近似公式如下:

表 2 冷态总压恢复特性试验结果
Table 2 Experimental results of cold state total pressure recovery characteristics

方案	λ_3	σ_c
改进	0.1	0.991
	0.2	0.962
	0.274	0.929
	0.35	0.879
原型	0.1	0.989
	0.2	0.954
	0.3	0.896
	0.394	0.822

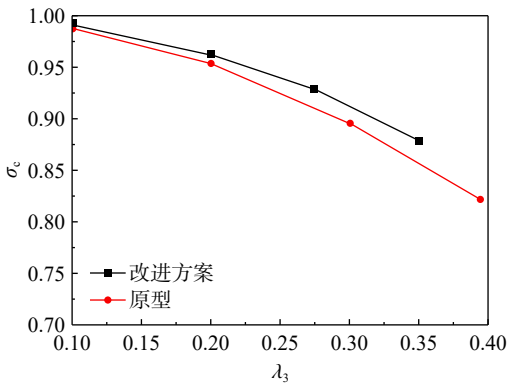


图 9 总压恢复系数特性曲线

Fig. 9 Characteristic curves of total pressure recovery coefficient

$$\sigma_c = -2.067\lambda_3^3 + 0.290\lambda_3^2 - 0.232\lambda_3 + 1.013 \quad (1)$$

根据原型燃烧室在空中巡航状态 $\sigma_c=f(\lambda_3)$ 曲线, 得出其近似公式如下:

$$\sigma_c = -0.360\lambda_3^3 - 0.920\lambda_3^2 - 0.039\lambda_3 + 1.002 \quad (2)$$

根据总压恢复系数与速度系数曲线公式(式(1)、式(2)), 计算空中巡航状态、地面最大状态检验点的冷态总压恢复系数见表 3。

表 3 不同状态下燃烧室检验点冷态总压恢复系数

Table 3 Cold state total pressure recovery coefficient under different conditions

试验状态	方案	λ_3	σ_c
空中巡航	改进	0.276	0.928
空中巡航	原型	0.276	0.914
地面最大	改进	0.274	0.929
地面最大	原型	0.274	0.915

由表 3 可知, 改进方案、原型燃烧室在空中巡航状态(速度系数为 0.276)的总压恢复系数分别为 0.928、0.914, 改进方案、原型燃烧室在地面最大状态(速度系数为 0.274)的总压恢复系数分别为 0.929、0.915。改进方案的总压恢复系数明显优于原型燃烧室, 在空中巡航、地面最大状态下总压恢复系数在原型燃烧室均有 0.014 的提升。

2.2 热态流阻试验

2.2.1 空中巡航状态

改进方案、原型燃烧室在空中巡航状态热态总压恢复系数特性试验结果见图 10。改进方案、原型燃烧室在空中巡航状态时的燃烧室进口参数均未经过模化, 与发动机实际工作状态进口参数相同。

热态流阻试验中, 改进方案燃烧室的总压恢

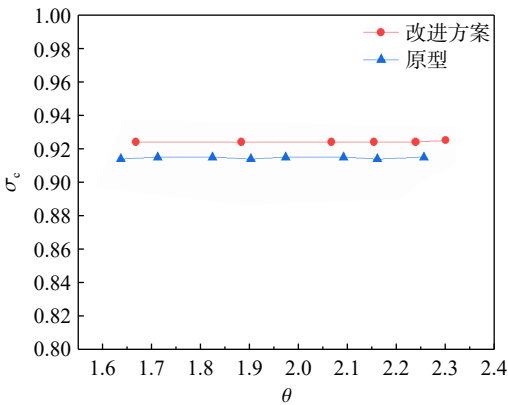


图 10 空中巡航状态总压恢复系数特性曲线

Fig. 10 Characteristic curves of total pressure recovery coefficient in cruise state

复系数保持在 $\sigma_c=0.924$ 水平, 原型燃烧室的总压恢复系数保持在 $\sigma_c=0.914$ 水平。改进方案在空中巡航状态下的热态总压恢复系数为 0.924, 相比冷态总压恢复系数 0.928 有 0.004 的降低, 分析认为改进方案在热态空中巡航时的总压恢复系数相比于冷态略有偏低, 可能是测量误差和热态流场与冷态流场的差异所导致。

对于该类型结构燃烧室, 总压恢复系数、流阻系数随加温比的变化其差异很小(加温比 θ 为燃烧室出口平均温度除以进口平均温度)。根据文献 [19] 的试验结果, 随着加温比的增大, 燃烧室总压损失略微增大, 且主要发生在火焰筒上, 其变化值较小, 约为 0.002, 相对于总压恢复系数的数量级可认为基本保持不变。火焰筒的压力损失主要包括壁面的摩擦损失, 冷却孔、主燃孔、掺混孔等开孔的阻力损失^[20], 该型火焰筒冷却孔为舌片结构, 主燃孔孔径较小, 射流穿透深度较小, 对加温比的变化不敏感。掺混孔位于燃烧区之后, 其加温比的变化对掺混孔的射流穿透深度影响较小, 同时考虑试验测量误差的影响, 所以随着加温比的增加总压恢复系数的减小量较小。

2.2.2 地面最大状态

由于地面最大状态试验参数较高, 试验设备能力有限, 即使按照等速度准则进行模化后, 其参数也高于空中巡航状态。所以进行地面最大状态试验时只对检验点进行试验。

按照等速度准则进行模化时, 改进方案燃烧室在地面最大检验点的总压恢复系数为 $\sigma_c=0.930$, 原型燃烧室在检验点(速度系数为 0.264)时的总压恢复系数 $\sigma_c=0.919$ 。原型燃烧室根据式(2)换算到相同检验点(速度系数为 0.274)时的总压恢

复系数 $\sigma_c=0.915$ 。

对于改进方案在地面最大检验点的热态总压恢复系数为 0.930, 与冷态的 0.929 相当。冷、热态总压损失基本相当的原因为该型燃烧室的热阻较小, 热态总压恢复系数高于冷态为试验测量误差所造成。可认为改进方案地面最大检验点总压恢复系数处于 0.929 水平, 相对于原型的 0.915, 提升了 0.014。

表 4 为改进方案燃烧室地面最大状态外二股通道静压测量结果, 其中 p_{av} 为进口总压, p_1 、 p_2 和 p_3 为二股通道静压。根据燃烧室气动设计准则及仿真计算结果, 燃烧室二股通道内沿程压力分布基本一致, 因此可以利用测量得到的燃烧室二股通道静压作为扩压器出口静压(其中扩压器的进出口截面的界定依据文献 [10-12]), 分析扩压器的气动性能。根据燃烧室试验进口参数及试验测量结果, 计算得到扩压器的总压恢复系数(包含前置扩压器和突扩段)为 0.975(速度系数为 0.274)。根据图 9 速度系数越大其总压损失越大的结论可知, 相比于前期原型燃烧室测量的扩压器总压恢复系数 0.970(速度系数为 0.264), 改进方案设计的扩压器至少对提高总压恢复系数有不小于 0.005 的贡献。

表 4 改进方案外二股通道静压
Table 4 Static pressure of the outside two-channel of the improved scheme

试验状态	p_{av}/kPa	p_1/kPa	p_2/kPa	p_3/kPa
地面最大	502.38	488.73	487.36	487.47

2.3 燃烧效率特性

根据表 5 可知, 改进方案、原型燃烧室在空中巡航状态和地面最大状态时的燃烧效率基本相当。对于地面最大状态, 其燃烧效率略微偏低的主要原因为地面最大状态进口温度较高且流量较大, 燃烧室进口采用了直接加温的方式使得进口的空气品质变差, 燃烧效率偏低。

表 5 不同状态下燃烧室检验点燃烧效率

Table 5 Combustion efficiency of combustion chamber at check point in different states

试验状态	方案	燃烧效率
空中巡航检验点	改进	0.995
空中巡航检验点	原型	0.997
地面最大检验点	改进	0.977
地面最大检验点	原型	0.982

2.4 出口温度场

由于发动机考核由地面最大状态所决定, 因此对于出口温度场的分析, 只对地面最大状态进行分析。图 11 是改进方案和原型燃烧室的 RTDF(radial temperature distribution factor)沿叶高的分布曲线, 测温 1 环面靠近高导叶片叶根位置, 6 环面靠近高导叶尖位置。改进方案和原型燃烧室的 RTDF、OTDF(outlet temperature distribution factor)均满足设计指标要求。改进方案在叶根位置相比于原型燃烧室温度较低, 不会影响涡轮部件的可靠性。改进方案在第 6 环面(叶尖位置)温度比原型燃烧室高 18 °C, 其主要原因为火焰筒外安装边借用前期试验件资源, 其上的冷却孔补充加工困难, 未按改进方案进行扩孔, 导致叶尖位置的冷却气量有所减少叶尖温度升高。考虑改进方案的总压恢复系数在原型燃烧室的基础上提升了 0.014, 其发动机的耗油率会降低^[1], 燃烧室出口温度将会降低, 所以改进方案第 6 环面的温度将会有所改善。对于改进方案的出口温度场相比于原型燃烧室存在叶尖偏高的问题, 后续将通过调整掺混孔或冷却孔的方法控制改进方案出口温度场分布。

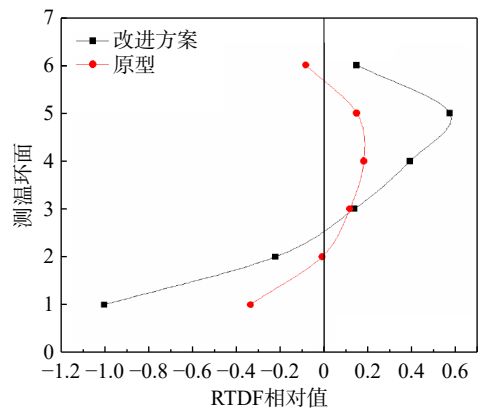


图 11 RTDF 沿叶高分布曲线

Fig. 11 RTDF distribution curves along blade height

改进方案、原型燃烧室的温度场分布见图 12, 从分布云图可知原型燃烧室的温度场分布较为均匀。改进方案在 1#、2#位置存在高温区, 1#、2#位置涡流器的头部当量比分别高单头部理论计算当量比 0.027、0.028, 所以在该位置出现局部高温区。其主要原因为 1#、2#位置所对应的涡流器空气流量略小于设计值, 导致该位置局部富油温度较高。若改进方案涡流器空气流量满足设计要求后, 其改进方案的出口温度场分布会更加地均匀。

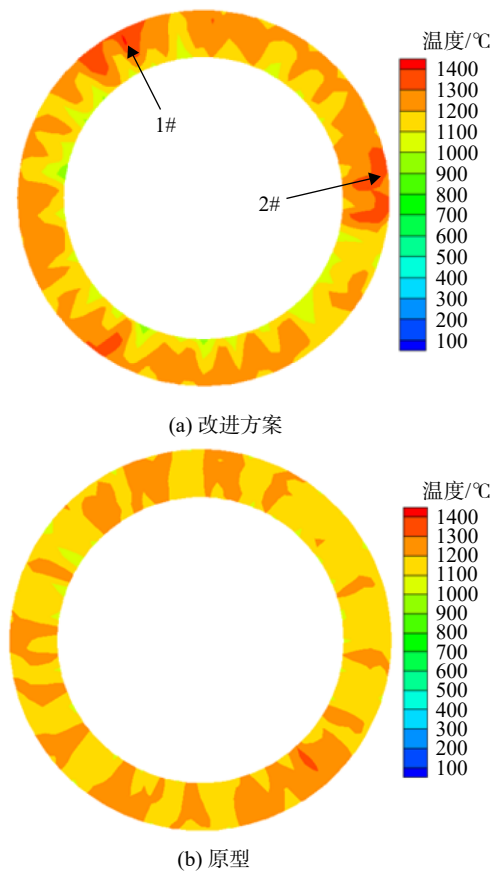


图 12 地面最大状态出口温度场云图

Fig. 12 Outlet temperature distribution at the maximum ground state

2.5 火焰筒壁温

图 13 为改进方案在地面最大状态检验点的壁温分布,横坐标为测点位置与火焰筒总长的相对距离,可知火焰筒内环壁面的温度最高,其值为 641 ℃。最高温度远低于火焰筒材料的承温能力(GH3044 熔化温度范围 1 352~1 375 ℃,适宜在 900 ℃ 以下长期工作),温度梯度较小,产生的

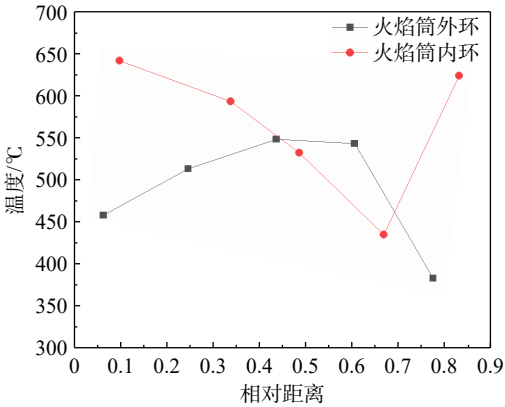


图 13 地面最大状态火焰筒壁温分布

Fig. 13 Wall temperature of flame tube at the maximum ground state

热应力对火焰筒的可靠性影响小,火焰筒壁温满足设计要求。试验件分解检查结果表明,改进方案火焰筒无高温烧蚀现象,技术状态良好。

2.6 慢车贫油熄火

地面慢车状态的贫油熄火试验表明,改进方案的慢车贫油熄火余气系数大于 2 倍燃烧室慢车状态下余气系数,其值为 4.24α (α 为原型燃烧室慢车状态下的余气系数),改进方案地面慢车状态的贫油熄火边界满足余气系数不小于 13.5(真实值)的要求,熄火边界较宽。改进方案的贫油熄火余气系数与原型燃烧室基本相当(见表 6),可认为改进方案慢车贫油熄火余气系数与原型保持一致,可以满足发动机使用要求,后续将开展点火试验进一步验证改进方案的点火性能。

表 6 地面慢车贫油熄火边界	
Table 6 Lean-burn boundary at slow state	
方案	检验点熄火余气系数
改进方案	4.24α
原型	4.26α

2.7 整机试验验证

整机地面试验表明,在中间状态推力指标下改进方案在原型燃烧室的基础上可使压气机空气流量增加 0.48 kg/s,耗油率降低 2%,涡轮前温度降低 6 ℃,可以提升发动机性能和可靠性。整机高空台试验表明,改进设计的燃烧室在高原、地面、空中状态均能点火成功,点火性能能够满足发动机使用要求,后续将开展部件点火试验进一步验证改进方案的点火边界。

3 结 论

根据改进方案的试验数据以及原型燃烧室性能试验结果的对比分析,可得出如下结论:

- 1) 改进方案总压恢复系数为 0.929,在原型燃烧室 0.915 的基础上提升约 0.014,满足在原型燃烧室的基础上提升 0.01 的设计指标要求,且有一定的裕度,改进方案设计的扩压器至少对提高总压恢复系数有不小于 0.005 的贡献。
- 2) 改进方案的出口温度场品质可满足设计要求;火焰筒壁温满足材料使用要求;燃烧效率、地面慢车贫油熄火边界略低于原型燃烧室。
- 3) 整机地面试验表明,在中间状态推力指标下改进方案在原型燃烧室的基础上可使压气机空气流量增加 0.48 kg/s,耗油率降低 2%,涡轮前温

度降低 6 °C, 可以提升发动机性能和可靠性。整机高空台试验表明, 改进设计的燃烧室在高原、地面、空中状态均能点火成功, 点火性能能够满足发动机使用要求, 后续将开展部件点火试验进一步验证改进方案的点火边界。

参考文献:

- [1] 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: 50-121.
LIAN Xiaochun, WU Hu. Aeroengine principle[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 50-121. (in Chinese)
- [2] 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)
- [3] SELVAKARTHICK C, AJITH S, NAGARAJU DODDI H, et al. Parametrical optimization of a three-dimensional dump diffuser with aerodynamically-shaped flame tube for modern aircraft engines[R]. AIAA-2016-5009, 2016.
- [4] HESTERMANN R, KIM S, BEN KHALED A, et al. Flow field and performance characteristics of combustor diffusers: a basic study[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1995, 117(4): 686-694.
- [5] FISHENDEN C R, STEVENS S J. Performance of annular combustor-dump diffusers[J]. *Journal of Aircraft*, 1977, 14(1): 60-67.
- [6] KUMAR V S, SAHOO S, RAGHUNATHAN S. Internal flow simulation of dump diffusers for modern aircraft engines[R]. AIAA-2009-4832, 2009.
- [7] KUMAR V S, DESHPANDE S, KIM H, et al. Diagnostic investigation of dump gap effects on flow features of dump diffusers[R]. AIAA-2006-4451, 2006.
- [8] KUMAR V S, MURALEEDHARAN A, KHAN Y, et al. Studies on dump diffusers for modern aircraft engines[R]. AIAA-2007-5161, 2007.
- [9] 徐磊磊, 阮灿, 方晓远, 等. 前置扩压器几何参数对突扩扩压器性能的影响[J]. 推进技术, 2015, 36(7): 1054-1061.
XU Leilei, RUAN Can, FANG Xiaoyuan, et al. Effects of pre-diffuser on performance of dump diffuser[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(7): 1054-1061. (in Chinese)
- [10] 何小民, 毛军逵, 谈浩元. 短突扩扩压器压力特性的数值研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2002, 34(6): 527-530.
HE Xiaomin, MAO Junkui, TAN Haoyuan. Numerical investigation on pressure characteristics of dump diffuser[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2002, 34(6): 527-530. (in Chinese)
- [11] 何小民, 谈浩元. 短突扩扩压器与火焰筒匹配的实验研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 115-118.
HE Xiaomin, TAN Haoyuan. An investigation of matching between dump diffuser and flame tube[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(2): 115-118. (in Chinese)
- [12] 何小民, 毛军逵, 谈浩元. 突扩扩压器突扩间隙与压力损失间关系的研究[J]. 推进技术, 2002, 23(2): 158-160.
HE Xiaomin, MAO Junkui, TAN Haoyuan. Relationship between the dump gap and pressure loss[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(2): 158-160. (in Chinese)
- [13] 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: 3-6.
LIN Yuzhen, XU Quanhong, LIU Gaoen. Gas turbine combustor[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 3-6. (in Chinese)
- [14] BALLAL D R, LEFEBVRE A H. Ignition of liquid fuel sprays at subatmospheric pressures[J]. *Combustion and Flame*, 1978, 31: 115-126.
- [15] 薛鑫, 林宇震, 张弛, 等. 火焰筒压力损失对点火特性的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2229-2235.
XUE Xin, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Effects of liner pressure loss on combustor ignition performances[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(10): 2229-2235. (in Chinese)
- [16] 薛鑫, 林宇震, 张弛, 等. 火焰筒压力损失对贫油熄火特性和燃烧效率的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(12): 2687-2691.
XUE Xin, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Effects of liner pressure loss on combustor lean blow-out and combustion efficiently performances[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(12): 2687-2691. (in Chinese)
- [17] 吕亚亚, 宗超, 朱彤, 等. 旋流器和射流孔流通面积对燃烧室流场及温度场影响的数值研究[J]. 热能动力工程, 2019, 34(2): 54-62.
LYU Yaya, ZONG Chao, ZHU Tong, et al. Numerical investigation on the effect of the flow area of the swirler and jet holes on flow field and temperature field in combustion chamber[J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2019, 34(2): 54-62. (in Chinese)
- [18] CARROTTE J F, BAILEY D W, FRODSHAM C W. Detailed measurements on a modern combustor dump diffuser system[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1995, 117(4): 678-685.
- [19] 朱涛. 进口状态对燃烧室压力损失影响试验研究[J]. 航空发动机, 2019, 45(6): 62-65.
ZHU Tao. Test study on the effect of inlet condition on pressure loss in combustion chamber[J]. *Aeroengine*, 2019, 45(6): 62-65. (in Chinese)
- [20] MELLOR A M. Design of modern gas turbine combustors[M]. San Diego, US: Academic Press, 1990.

(编辑: 陈 越)