

燃烧室突扩扩压器的几何参数敏感性研究

闫玥, 索建秦, 吴艳辉

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129)

摘 要:针对燃烧室突扩扩压器的性能和流动特性开展试验和数值模拟研究,探究不同结构参数对燃烧室突扩扩压器的影响。结果表明:不同单一结构参数对性能和流场的影响规律不同,当前置扩压器扩张角从 1.2° 增大到 18° 时,扩压器的总压损失系数在 3 个工况下分别降低了 35.71%,34.97%和 37.26%。当前置扩压器倾斜角从 0° 增大到 30° 时,扩压器的总压损失系数在 3 个工况下分别增大了 48.57%,50.79%和 49.43%。当相对突扩间隙比从 1 变化到 3 时,扩压器的总压损失先减小后增大;不同工况下前置扩压器扩张角对突扩扩压器的性能影响都较大,二阶项前置扩压器扩张角和前置扩压器倾斜角之间的耦合作用对扩压器影响较大。

关 键 词:燃气轮机燃烧室;扩压器;性能;流动特性;突扩扩压器,参数敏感性
中图分类号:V231.2⁺¹ **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2025)01-0013-11

在燃气轮机燃烧室中,扩压器作为气流进入燃烧室后的第 1 个部件是十分重要的,其功能是对压气机流出的气流进行减速扩压。压气机出口气流速度很高,一般在 130~170 m/s 之间,甚至更高^[1],在这么高的气流速度下主燃区气流速度会远高于燃料火焰传播速度^[2],火焰很难稳定,即使火焰可以稳定总压损失都会很大。例如,对于速度为 170 m/s 的气流,燃烧时压力损失接近 25%,而总压损失系数每增大 1%都会引起单位燃油消耗率增加 0.5%。因此在燃烧之前,气流速度必须大幅度降低,在保证总压损失较小的前提下将动压降低转化为静压升,这个过程在扩压器内完成。

扩压器的主要类型有流线型扩压器和突扩扩压器,流线型扩压器由于其长度太长、扩压器性能和流动的稳定性对进口速度分布的变化十分敏感等缺点,在航空发动机上的应用越来越少。为了避免这些问题,学者们提出了突扩扩压器的概念,目前在燃烧室中应用广泛。突扩扩压器主要分为前置扩压器和突扩区^[3],大部分的静压升高发生在前置扩压器中,大部分的总压损失发生在突扩区。

国内外不同学者对突扩扩压器的不同参数进行了研究。Ghose 等^[4]和徐磊磊等^[5]分析了前置扩压器扩张角的影响;吴榕等^[6]、Tang 等^[7]、He 等^[8]、Selvakarthick 等^[9]和 Walker 等^[10]主要研究了突扩间隙比的影响;Shen 等^[11]研究了帽罩面积和扩压器面积比等对扩压器性能的影响;Ajay 等^[12]、张腾等^[13]和 Nejad 等^[14]针对扩压器进口气动参数的影响进行了研究,主要包括不同旋流强度以及不同进口条件的影响;Aravind 等^[15]针对不同翼型火焰筒对扩压器的影响进行研究;Xing 等^[16]研究了抽气比例对扩压器压损的影响;Xu 等^[17]在前置扩压器布置涡流发生器以抑制前置扩压器的分离。

综上所述,目前国内外的研究主要集中在部分单一参数对扩压器性能的影响,对于不同参数之间的耦合关系研究较少,突扩扩压器的结构参数较多,不同参数对扩压器性能的影响作用也较为复杂。因此,本文针对高头部航空发动机燃烧室确定了突扩扩压器方案,并采用试验设计方法研究不同结构参数对突扩扩压器性能的影响,获得性能与结构参数之间的拟合关系;之后采用试验验证过的数值模拟方法研究了前置扩压器扩张角、前置扩压器倾斜角、上壁面突扩角、下壁面突扩角和相对突扩间隙对扩压器性能及流动特性的影响;最后采用敏感性分析方法获得不同参数间的耦合作用,为突扩扩压器的

设计提供技术支撑。

1 试验设计及敏感性分析方法

1.1 试验设计方法

正交试验设计(orthogonal experimental design)是根据正交性从全因子试验中挑选出部分具有代表性的点进行试验,是一种高效率、快速且经济的试验设计方法。

突扩扩压器的主要结构参数有前置扩压器扩张角 $\varphi(^{\circ})$ 、前置扩压器倾斜角 $\alpha(^{\circ})$ 、上壁面突扩角 $\theta_u(^{\circ})$ 、下壁面突扩角 $\theta_d(^{\circ})$ 、突扩段转角半径 $R(\text{mm})$ 、相对突扩间隙 D_d/h_i 、环腔通道高度比 h_a/h 。因此本试验因子共 7 个,除了相对突扩间隙有 4 个水平之外,其他因子的水平均为 3 个,如表 1 所示,如果对这些参数进行全因子试验设计,则共需要进行将近 3 000 次实验。为了简化试验数量,本文采用正交试验设计方法,可得到 18 种方案。根据正交试验设计的相关理论,可以用 1 张 $L_{18}(6 \times 36)$ 正交表来安排试验方案,如表 2 所示。

表 1 扩压器结构参数因子水平表

因子	符号	水平			
		1	2	3	4
前置扩压器扩张角	A	1.2	3.5	18	
前置扩压器倾斜角	B	0	15	30	
上壁面突扩角	C	5	25	45	
下壁面突扩角	D	10	25	45	
突扩段转角半径	E	1.5	10	20	
相对突扩间隙	F	1	2	3	3.5
环腔通道高度比	G	0.15	0.2	0.25	

表 2 试验方案

试验 方案号	A	B	C	D	E	F	G
1	1.2	0	5	10	20	1	0.15
2	3.5	15	25	45	10	1	0.2
3	18	30	45	25	1.5	1	0.25
4	1.2	0	25	45	1.5	2	0.25
5	3.5	15	45	25	20	2	0.15

续表 2

试验 方案号	A	B	C	D	E	F	G
6	18	30	5	10	10	2	0.2
7	1.2	15	5	25	10	3	0.25
8	3.5	30	25	10	1.5	3	0.15
9	18	0	45	45	20	3	0.2
10	1.2	30	45	45	10	3.5	0.15
11	3.5	0	5	25	1.5	3.5	0.2
12	18	15	25	10	20	3.5	0.25
13	1.2	15	45	10	1.5	2	0.2
14	3.5	30	5	45	20	2	0.25
15	18	0	25	25	10	2	0.15
16	1.2	30	25	25	20	3	0.2
17	3.5	0	45	10	10	3	0.25
18	18	15	5	45	1.5	3	0.15

1.2 敏感性分析方法

敏感性分析方法可以分为局部敏感性分析和全局敏感性分析两大类。局部敏感性分析通过逐一改变单个参数值来评估其对模型输出变量的影响,所以分析过程繁琐且耗时;全局敏感性分析则可以同时分析多个参数对模型输出的总影响,从而不会忽略多个参数共同作用对输出的影响,适用于耦合过程较多的非线性模型。全局敏感性分析可以进一步分为定性和定量 2 种。定性分析主要评价各个参数对模型结果影响的相对大小,主要包括 Morris 参数筛选法和多元回归法等;定量方法则能够给出每个参数对模型结果的具体贡献率,主要包括基于方差的 Sobol 法和扩展傅里叶幅度检验法。Sobol 方法基于方差分解原理,可用于非线性、非单调的数学模型,结果稳健可靠,并且能够给出参数的各阶敏感性系数,应用广泛^[18]。

通过 Sobol 方法可以计算分别得到一阶 Sobol 指数、二阶 Sobol 指数和总方差分解。

一阶 Sobol 指数(S_i)用来衡量单个输入变量对输出变量方差的贡献,值越大表示该参数对输出的影响越显著,计算公式为

$$S_i = \frac{V|E(Y|X_i)|}{V(Y)}$$

(1)

式中: V 表示方差; E 表示期望; Y 是输出变量; X_i 是第 i 个输入变量。

二阶 Sobol 指数(S_{ij}) 用来衡量 2 个输入变量及其组合对输出变量方差的贡献,计算公式为

$$S_{ij} = \frac{V|E(Y|X_i, X_j) - S_i - S_j|}{V(Y)} \quad (2)$$

式中, X_i 和 X_j 是 2 个不同的输入变量。对于 d 个输入变量,系统的总方差 S_T 可以分解为各个输入变量及其组合一阶和二阶 Sobol 指数之和,表示单个参数和该参数与其他参数的相互作用对输出变异的综合贡献。通过 S_T 可以了解整体的输入变异中,多个参数共同贡献了多少,全局灵敏度值与一阶灵敏度值之差越接近于零,表明对应变量与其他输入变量之间的交互作用越小^[19]。 S_T 计算公式为

$$S_T = \sum_{i=1}^d S_i + \sum_{i=1}^d \sum_{j=i+1}^d S_{ij} + \cdots \quad (3)$$

如果某个参数的 S_T 明显大于 S_i ,则该参数的相互作用较为显著,如果某个参数的 S_i 明显大于 S_T ,则该参数对输出的影响主要来自于它本身的变异。

2 研究对象及方法

2.1 研究对象

本文的研究对象为突扩扩压器,主要由前置扩压器、突扩区、头部法兰、头部帽罩、火焰筒和机匣组成。火焰筒上开有冷却孔,用以模拟冷却和掺混气流通道,头部法兰上开有头部进气孔,用以简化模拟燃烧室头部,头部高度 h 为 140 mm,头部进气孔直径 D_h 为 12 mm,头部进气孔数量为 12,冷却孔分为 2 排,共有 19 个,其直径 D_c 为 5 mm。突扩扩压器结构如图 1 所示。

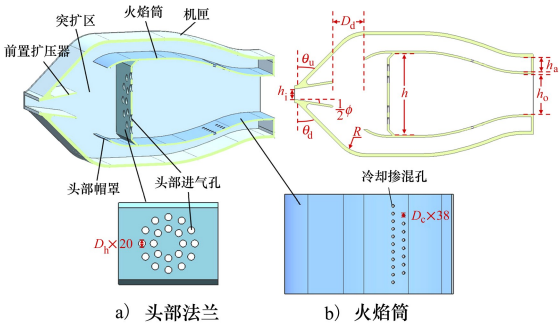


图 1 突扩扩压器结构示意图

2.2 研究方法

扩压器流场特性试验在西北工业大学常温常压冷态试验台上进行,试验系统如图 2 所示。试验台由空气供应系统、前转接段、前测量段、可视化试验段、后测量段和 PIV 系统组成。空气供应系统采用双螺杆压缩机产生压缩空气,压缩机最大工作状态为出口流量 42 m³/min,压力 0.8 MPa,前转接段主要包括进气段、粒子投放段和整流段,粒子投放段用于投放固定粒子,整流段用来降低来流速度,减少气流刚进入进气段后的扰动,使得流场流动平稳。气流与粒子充分混合均匀,并经过测量段进入可视化试验段。前测量段上安装有总压探针和静压管,并且用于连接前转接段和试验段进口。试验段为 3D 打印的透明突扩扩压器。后测量段上布置有静压管和总压探针,用以测量出口压力。压力的测量采用罗斯蒙特压力变送器,精度为±0.5%。

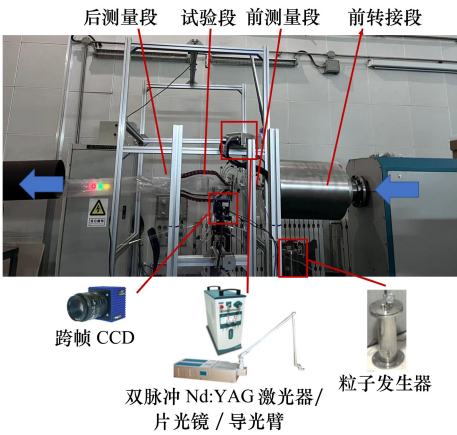


图 2 试验系统

流动试验采用的是德国 Lavision 公司生产的 2D2C PIV 系统,主要包括粒子发生器、双脉冲激光发生器、光学组件、导光臂、CCD 相机、同步器和后处理软件,各个部件的型号和参数如表 3 所示。本次试验拍摄张数为 400 张(200 组),随后对瞬态结果进行时均处理获得时均流场。本研究为常温常压试验。

表 3 PIV 系统各部件型号参数

序号	部件名称	型号	主要技术参数
1	数字图像采集器 (CCD)	Image SX 4M	分辨率 2 360×1 776,31 frame/s
2	双脉冲 Nd:YAG 激光器	Vlite-200	波长 532 nm,200 mJ/s
3	同步控制单元	PTU X	时序控制 Jitter 值≤1 ns
4	固体粒子发生器	MV-POWDER10	8 个 Laskin Nozzle

2.3 参数定义

衡量扩压器性能的主要参数是总压损失系数。总压损失系数的定义为扩压器进出口总压之差与进口总压之比,如(3)式所示。

$$\lambda = \frac{p_{t,i} - p_{t,o}}{p_{t,i}} \tag{3}$$

式中: $p_{t,i}$ 为进口总压; $p_{t,o}$ 为出口总压。

3 结果与讨论

3.1 数值模拟方法验证

为了更好地研究各个参数对突扩扩压器性能的影响,使用数值模拟方法对不同单一因素的影响进行研究。首先验证所采用数值模拟方法的准确性。

使用 UG NX 12.0 绘制与表 2 中试验方案 9 完全一致的扩压器模型,并获得流体的域。

本文的数值模拟方法采用有限体积法,其中湍流模型选择 SST $k-\omega$ 双方程模型,因为其被证明对近壁面处的流动有着更好的预测能力^[20],湍动能输运方程如(4)式所示,湍流比耗散率方程如(5)式所示,采用 simplec 算法和压力基求解。

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\rho u_j k - (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] = \tau_{t,ij} S_{ij} - \beta^* \rho \omega k \tag{4}$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\rho u_j \omega - (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] = P_\omega - \beta \rho \omega^2 + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \tag{5}$$

式中,雷诺应力的涡黏性模型为

$$\tau_{t,ij} = 2\mu_t \left(S_{ij} - \frac{S_{mm} \delta_{ij}}{3} \right) - \frac{2\rho k \delta_{ij}}{3} \tag{6}$$

式中: $\mu_t = \rho k / \omega$ 为涡黏性; S_{ij} 为平均速度应变率张量; δ_{ij} 为克罗内克算子; $F_1, \beta, \gamma, \sigma_k$ 和 σ_ω 均为模型参数; β^* 为模型常数,取 0.09; P_ω 为生成项,如(7)

式所示。

$$P_\omega = 2\gamma \rho \left(S_{ij} - \frac{\omega S_{mm} \delta_{ij}}{3} \right) S_{ij} \tag{7}$$

本文采用 ICEM CFD 2020 R1 进行网格划分,获得具有良好结构适应性的四面体网格。图 3 为划分的网格结果,在前置扩压器壁面附近设置边界层网格,第 1 层网格高度为 0.01 mm,网格增长率为 1.2,网格共 15 层,以保证前置扩压器壁面附近的 y^+ 在 1 左右。本文计算工况及边界条件如表 4 所示。

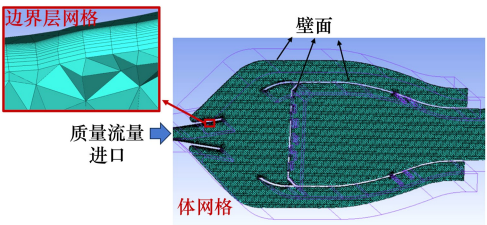


图 3 网格划分结果

表 4 数值模拟边界条件

类型	具体参数
进口质量流量 $\dot{m}/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	0.185,0.250,0.375
进口马赫数	0.15,0.20,0.30
进口温度/K	300
工作压力/Pa	101 325
壁面	绝热无滑移壁面

为了排除网格数量对流场特性模拟准确性影响,分别划分网格数量为 520 万,1 080 万和 1 950 万的 3 套网格,计算进口流量为 0.185 kg/s 时相应轴向位置处(相对轴向位置为 0.936)轴向速度沿径向的分布曲线,如图 4 所示,可以看到当网格数量增加到 1 080 万时,轴向速度分布不受网格数量的影响,因此最终选择 1 080 万网格开展研究。

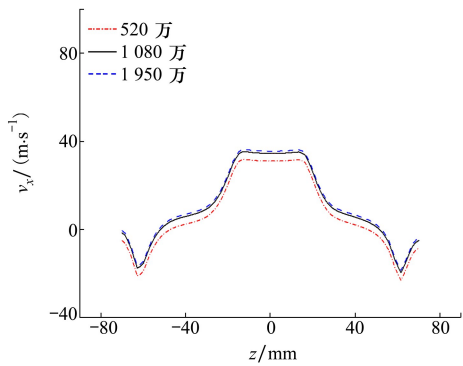


图 4 不同网格数下轴向速度沿径向的分布

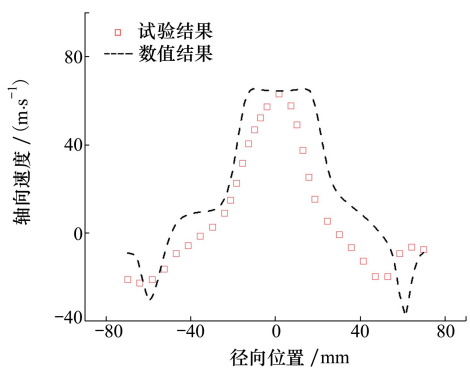


图 6 试验与数值速度分布结果对比

图 5 为试验和数值模拟计算得到的不同进口流量下的总压损失系数结果,其中相对误差 δ 按(8)式计算。扩压器出口总压测点选为火焰筒头部法兰前 10 mm 处。通过对比可以看到试验与数值模拟结果具有较好的一致性,在不同工况下相对误差最大为 4.98%,均不大于 5%,处于可接受的范围内。

$$\delta = \frac{\lambda_n - \lambda_e}{\lambda_e} \tag{8}$$

式中: λ_n 和 λ_e 分别为数值模拟和试验得到的总压损失系数。

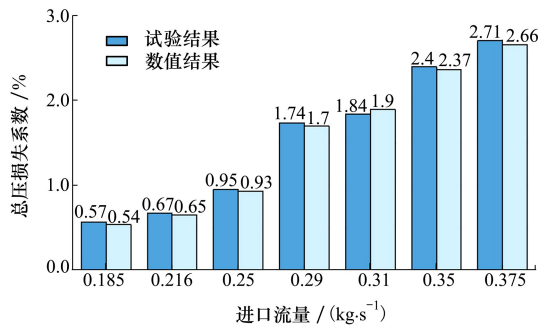


图 5 试验与数值性能结果对比

图 6 为最大工况下扩压器出口的轴向速度沿径向的分布曲线对比。从图 6 中可以看到数值计算和试验结果的速度分布基本一致,扩压器出口的轴向速度分布曲线趋势基本一致,环腔内的负速度区位置捕捉也比较准确。

通过上述数值模拟和试验的性能及速度分布结果的对比,验证了本文数值计算结果能够较准确地预测扩压器内的流场结构、速度分布和性能,可以用于后续的研究。

3.2 单一因素的影响

1) 前置扩压器扩张角的影响

以表 2 中试验方案 9 为基准(下文均以此方案为基准),分别改变前置扩压器扩张角为 3.5°和 1.2°,命名为 A-2 和 A-3,基准扩压器的前置扩压器扩张角为 18°,获得其在不同工况下的总压损失系数,如图 7 所示。可以看到在 3 个进口马赫数下 A-3 的总压损失系数最大,其次是 A-2,基准的总压损失系数最小,说明随着前置扩压器扩张角从 1.2°增大到 18°,扩压器的性能变好,当前置扩压器扩张角从 1.2°增大到 18°时,扩压器的总压损失系数在 3 个工况下分别降低了 35.71%,34.97%和 37.26%。

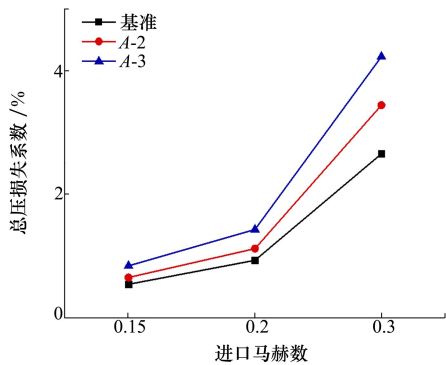


图 7 总压损失系数随前置扩压器扩张角的变化

2) 前置扩压器倾斜角的影响

分别改变前置扩压器倾斜角为 15°和 30°,命名为 B-2 和 B-3,基准扩压器的前置扩压器倾斜角为 0°,分别获得不同工况下的总压损失系数,如图 8 所示。可以看到随着前置扩压器倾斜角的增大,总压损失系数不断增大,并且随着工况变大,不同模型之间的差异逐渐增大,当前置扩压器倾斜角从 0°增大到 30°时,扩压器的总压损失系数在 3 个工况下分

别增大了 48.57%,50.79%和 49.43%。

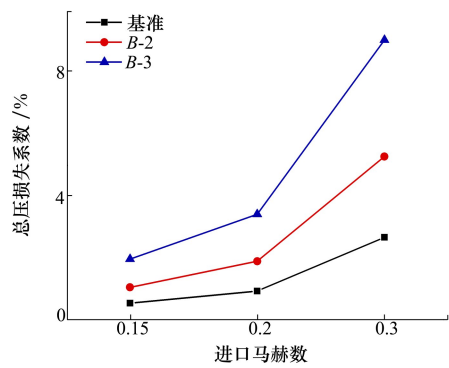


图 8 总压损失系数随前置扩压器倾斜角的变化

3) 壁面突扩角的影响

将上下壁面突扩角的研究合为壁面突扩角的研究,一个壁面突扩角保持 45°,改变另一个壁面突扩角为 5°,25°和 10°,分别命名为 C-2、C-3 和 D-2,基准扩压器的壁面突扩角为 45°,获得其总压损失系数,如图 9 所示。可以看到当一侧壁面突扩角保持 45°时,另一侧壁面突扩角从 45°减小至 5°,扩压器总压损失系数逐渐减小,在大工况时比较明显。

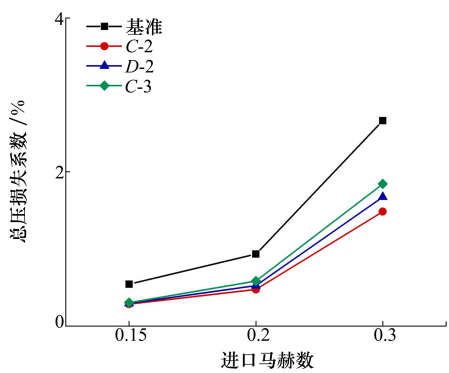


图 9 总压损失系数随壁面突扩角的变化

4) 突扩段转角半径的影响

分别改变突扩段转角半径为 1.5 mm 和 10 mm,命名为 E-2 和 E-3,基准扩压器的突扩段转角半径为 20 mm,获得其总压损失系数,如图 10 所示。可以看到当转角半径为 1.5 mm 和 10 mm 时,性能差别不大,尤其是小工况下,二者基本相同,这是因为此处的变化无法影响到主流流动。而当转角半径增大到 20 mm 时,帽罩附近回流范围减小,并且峰值降低。

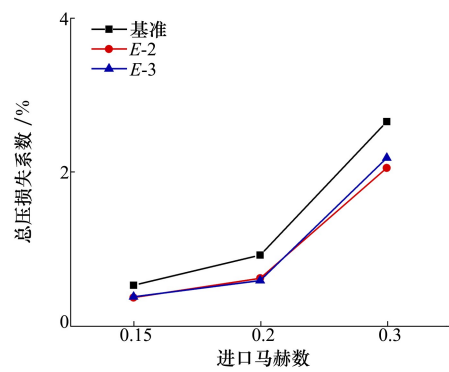


图 10 总压损失系数随突扩段转角半径的变化

5) 相对突扩间隙的影响

基准扩压器的突扩间隙比为 3,分别改变突扩间隙比为 1 和 2,命名为 F-2 和 F-3,获得其总压损失系数,如图 11 所示。可以看到当相对突扩间隙比从 1 变化到 3 时,扩压器的总压损失先减小后增大,这可能是因为当突扩间隙过小时,气流偏转比较剧烈,导致损失增大,当突扩间隙过大时,火焰筒无法起到有效的堵塞作用,总压损失也会增大。

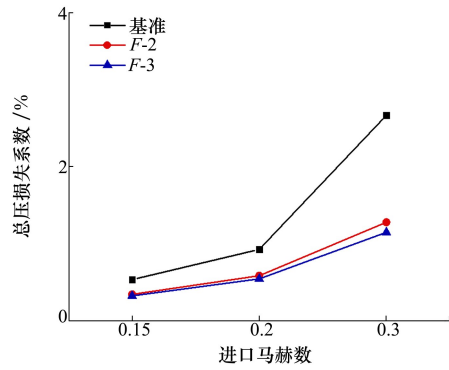


图 11 总压损失系数随相对突扩间隙的变化

6) 环腔通道高度比的影响

因为内外环腔高度比取值相同,所以合为环腔通道高度比的研究,分别改变环腔通道高度比为 0.15 和 0.25,命名为 G-2 和 G-3,基准扩压器的环腔通道高度比为 0.2,获得其总压损失系数,如图 12 所示。可以看到在大工况下环腔通道高度比为 0.25 时扩压器的性能最好,这是因为当环腔通道高度相对较大时,如图 12 所示,气流在头部法兰之前偏转时空间更大,气流偏转较平稳,所以损失较小。

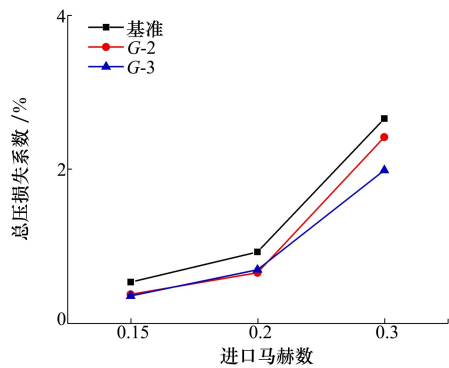


图 12 总压损失系数随环腔通道高度比的变化

3.3 性能结果

表 5 为正交分解得到的不同方案突扩扩压器在不同工况下的性能试验结果。可以看到随着进口工况增大,不同方案下的扩压器总压损失系数都会增大。

实验方案号	总压损失系数		
	$m=0.185$	$m=0.250$	$m=0.375$
1	0.96	1.14	2.38
2	0.19	0.51	1.01
3	1.01	1.66	3.12
4	0.26	0.38	0.50
5	0.26	0.57	1.03
6	0.51	0.95	1.59
7	1.17	1.92	3.70
8	0.83	1.52	1.87
9	0.57	0.95	2.71
10	0.55	1.10	1.87
11	0.64	0.79	1.22
12	0.91	1.53	2.83
13	0.38	0.70	1.22
14	0.78	1.08	1.74
15	0.85	1.04	2.08
16	1.84	2.40	5.04
17	0.66	1.20	1.71
18	0.71	1.00	2.16

3.4 敏感性分析

根据表 5 中得到的性能试验结果,使用 Minitab 19 软件获得不同工况下扩压器内总压损失系数的拟合回归模型。

当进口马赫数为 0.15 时

$$\ln \lambda_1 = 4.629 - 0.211\,2X_1 - 0.032\,26X_2 + 0.005\,36X_3 + 0.043\,40X_4 + 0.012\,51X_5 -$$

$$1.669X_6 - 44.49X_7 + 0.010\,831X_1^2 + 0.002\,367X_2^2 - 0.000\,188X_3^2 - 0.001\,528X_4^2 + 0.373\,8X_6^2 + 131.1X_7^2 - 0.002\,855X_1X_2 - 0.001\,486X_1X_3 + 0.003\,256X_1X_4 \quad (9)$$

当进口马赫数为 0.20 时

$$\ln \lambda_2 = -0.500 - 0.087X_1 + 0.031\,5X_2 - 0.005\,66X_3 - 0.016\,08X_4 + 0.092X_6 + 2.90X_7 + 0.006\,41X_1^2 - 0.002\,09X_1X_2 \quad (10)$$

当进口马赫数为 0.30 时

$$-\lambda_3^{-0.5} = 0.27 - 0.017\,1X_1 + 0.021\,15X_2 - 0.026\,7X_3 + 0.006\,1X_4 - 0.697X_6 - 4.4X_7 + 0.002\,88X_1^2 + 0.000\,463X_3^2 - 0.000\,260X_4^2 + 0.148\,9X_6^2 + 14.3X_7^2 - 0.002\,055X_1X_2 \quad (11)$$

式中: X_1, X_2, X_3 和 X_4 分别为 ϕ, α, θ_u 和 θ_d 除以单位角度的无量纲值; X_5 为 R 除以单位长度的无量纲值; X_6 为相对突扩间隙; X_7 为环腔通道高度比; Y_1, Y_2, Y_3 分别为进口流量分别为 0.185, 0.250 和 0.375 时的总压损失系数。

为了验证 Sobol 敏感性分析方法的准确性,通过 Python 编程分别针对 Morris 和 Sobol 方法对 Salib 自带的测试函数 Ishigami 进行敏感性分析,3 个自变量的范围分别为 $[1, 3], [2, 4]$ 和 $[3, 5]$ 。2 种方法的敏感性分析结果如表 6~7 所示。

表 6 Morris 分析结果

自变量	μ	μ^*	σ	σ^*
X_1	-13.989 740	26.334 807	35.084 381	1.252 013
X_2	-1.752 869	38.398 611	44.316 553	0.968 611
X_3	25.429 295	31.569 945	36.683 534	1.198 017

表 6 中, μ 和 μ^* 代表灵敏度的平均值,该值越大代表该参数对模型输出的影响越大; σ 和 σ^* 代表灵敏度的标准差,该值越高代表相互作用越强。

表 7 Sobol 分析结果

自变量	S_i	S_{ij}
X_1	0.258 440	
X_2	0.013 079	
X_3	0.655 267	
(X_1, X_2)		0.000 466
(X_1, X_3)		0.070 979
(X_2, X_3)		-0.000 205

从表 6~7 中可以看到, Morris 与 Sobol 2 种方法的结果基本一致。 X_3 的灵敏度平均值和一阶指数都

最大,所以 X_3 对结果的影响最大; X_1 和 X_3 的标准差和二阶指数都最大,所以 X_1 和 X_3 之间的耦合作用最强。对比可知 Sobol 方法的结果更简单易懂,并且可以获得耦合作用的定量数据,所以本文最终采用 Sobol 敏感性分析方法。

表 8 为 3 个工况下的总体敏感性指数 S_T 结果。可以看到当马赫数为 0.15 时,不同结构参数对总压损失系数影响从大到小依次为 A, G, B, C, D, F 和 E ;当马赫数为 0.20 时,不同结构参数对总压损失系数影响从大到小依次为: A, D, B, G, C 和 F ;当马赫数为 0.30 时,不同结构参数对总压损失系数影响从大到小依次为: A, B, C, F, D 和 G 。也就是在不同工况下前置扩压器扩张角对突扩压器的性能影响都是最大的,这也与单一参数变化研究的结果一致,这是因为前置扩压器扩张角从根本上决定了扩压器减速的程度,也决定了进入突扩区的初始流场。

表 8 不同进口工况下 S_T 结果

参数	总体敏感性指数 S_T		
	$Ma=0.15$	$Ma=0.20$	$Ma=0.30$
A	0.421 334	0.396 067	0.399 010
B	0.227 703	0.240 329	0.367 228
C	0.182 272	0.055 918	0.266 828
D	0.164 060	0.336 290	0.106 116
E	0.014 530		
F	0.094 819	0.033 429	0.251 354
G	0.259 071	0.093 807	0.050 269

表 9~11 为不同工况下扩压器的一阶和二阶 Sobol 指数。可以看到当进口马赫数为 0.15 时, (A, B) 和 (A, D) 值较大,即说明前置扩压器扩张角和前置扩压器倾斜角以及前置扩压器扩张角和下壁面突扩角之间的二次耦合作用对扩压器影响较大;当进口马赫数为 0.20 时, (A, B) 值较大,即说明前置扩压器扩张角和前置扩压器倾斜角的二次耦合作用对扩压器影响较大;当进口马赫数为 0.30 时, (A, B) , (A, C) 和 (C, F) 值较大,即说明前置扩压器扩张角和前置扩压器倾斜角、前置扩压器扩张角和上壁面突扩角以及上壁面突扩角和相对突扩间隙之间的二次耦合作用对扩压器影响较大。从一阶和二阶指数

结果可以看到,在不同工况下前置扩压器扩张角和前置扩压器倾斜角之间的耦合作用对扩压器性能的影响都较大,这可能是因为这两个参数对扩压器内的流场结构起着关键性作用。

表 9 当进口 $Ma=0.15$ 时扩压器的一阶和二阶 Sobol 指数

参数	S_i	S_{ij}
A	0.155 803	
B	0.099 588	
C	0.108 157	
D	0.041 710	
E	0.008 248	
F	0.078 604	
G	0.205 984	
(A, B)		0.053 473
(A, C)		0.009 053
(A, D)		0.051 120
(A, E)		-0.025 879
(A, F)		-0.019 330
(A, G)		-0.032 887
(B, C)		0.005 708
(B, D)		0.012 691
(B, E)		0.008 180
(B, F)		0.006 845
(B, G)		0.024 142
(C, D)		-0.003 374
(C, E)		-0.003 155
(C, F)		0.002 944
(C, G)		0.008 174
(D, E)		-0.001 475
(D, F)		-0.016 774
(D, G)		-0.006 560
(E, F)		0.002 225
(E, G)		-0.006 678
(F, G)		-0.008 087

表 10 当进口 $Ma=0.20$ 时扩压器的一阶和二阶 Sobol 指数

参数	S_i	S_{ij}
A	0.396 067	
B	0.240 329	
C	0.055 918	
D	0.336 290	
F	0.036 641	
G	0.093807	
(A,B)		0.126 780
(A,C)		0.009 360
(A,D)		0.001 799
(A,F)		0.002 601
(A,G)		0.000 780
(B,C)		0.007 795
(B,D)		0.009 686
(B,F)		0.001 802
(B,G)		-0.002 125
(C,D)		0.009 272
(C,F)		0.007 122
(C,G)		0.011 527
(D,F)		-0.008 672
(D,G)		-0.009 457
(F,G)		0.001 675

表 11 当进口 $Ma=0.30$ 时扩压器的一阶和二阶 Sobol 指数

参数	S_i	S_{ij}
A	0.399 010	
B	0.367 228	
C	0.266 828	
D	0.106 116	
F	0.251 354	
G	0.050 269	
(A,B)		0.110 381
(A,C)		-0.066 668
(A,D)		-0.044 773
(A,F)		-0.045 453
(A,G)		-0.039 848
(B,C)		-0.046 966
(B,D)		-0.023 682
(B,F)		-0.034 952
(B,G)		-0.035 199
(C,D)		-0.054 563
(C,F)		-0.064 965
(C,G)		-0.048 888
(D,F)		0.006 413
(D,G)		0.002 553
(F,G)		-0.011 066

4 结 论

通过研究燃烧室突扩扩压器不同结构参数对性能和流场的影响,得到以下主要结论:

- 1) 当前置扩压器扩张角从 1.2° 增大到 18° 时,扩压器的总压损失系数在 3 个工况下分别降低了 35.71%,34.97%和 37.26%。
- 2) 当前置扩压器倾斜角从 0° 增大到 30° 时,扩

压器的总压损失系数在 3 个工况下分别增大了 48.57%,50.79%和 49.43%。

- 3) 当相对突扩间隙比从 1 变化到 3 时,扩压器的总压损失先减小后增大。
- 4) 不同工况下前置扩压器扩张角对突扩扩压器的性能影响都较大,二阶项前置扩压器扩张角和前置扩压器倾斜角之间的耦合作用对扩压器影响较大。

参考文献:

[1] LEFEBVRE A H, BALLAL D R. Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions[M]. 3rd ed. Boca Raton: CRC Press, 2010

[2] 严传俊, 范玮. 燃烧学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2008
YAN Chuanjun, FAN Wei. Combustion[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2008 (in Chinese)

[3] FISHENDEN C R, STEVENS S J. Performance of annular combustor-dump diffusers[J]. Journal of Aircraft, 1977, 14(1): 60-67

[4] GHOSE Prakash, DATTA Amitava, MUKHOPADHYAY Achintya. Effect of prediffuser angle on the static pressure recovery in flow through casing-liner annulus of a gas turbine combustor at various swirl levels[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2016, 8(1): 011017

- [5] 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)
- [6] 吴榕, 李亚忠, 邱玥, 等. 突扩间隙比对单通道扩压器内流动特性影响的试验研究[J]. 推进技术, 2020, 41(3): 574-581
WU Rong, LI Yazhong, QIU Yue, et al. Influence of dump gap ratio on internal flow dynamics characteristics of single channel diffuser[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(3): 574-581 (in Chinese)
- [7] TANG Jiyong, HE Xiaoming. Influence of the dump gap on the performance of dump diffusers[C]//2018 7th International Conference on Advanced Materials and Computer Science, 2019
- [8] HE Pei, SUO Jianqin, XIE Kaicheng, et al. The influence of dump gap on aerodynamic performance of a low-emission combustor dump diffuser[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition, 2013
- [9] SELVAKARTHICK G, AJITH S, SANAL KUMAR V R, et al. Parametrical optimization of a three-dimensional dump diffuser with aerodynamically-shaped flame tube for modern aircraft engines [C] // 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016
- [10] WALKER A Duncan, CARROTTE Jon F, MCGUIRK James. The influence of dump gap on external combustor aerodynamics at high fuel injector flow rates[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2009, 131(3): 031506
- [11] SHEN Shanping, HE Pei, SHANG Mingtao, et al. The effects of cowling geometry, area ratio and dump gap on a combustor diffusion system[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, 2014
- [12] AJAY Kumar Sahu, PRAKASH Ghose. Inlet swirl and dump gap effect on static pressure recovery in dump diffuser-combustor using two equation turbulence model[J]. International Journal of Innovative Technology and Exploring Engineering, 2020, 9(5): 1214-1223
- [13] 张腾, 李井华, 颜应文. 不同进口条件对 OGV/前置扩压器流场大涡模拟结果的影响[J]. 航空发动机, 2018, 44(6): 38-43
ZHANG Teng, LI Jinghua, YAN Yingwen. Effect of different inlet conditions on large eddy simulation results of OGV/pre-diffuser flow field[J]. Aeroengine, 2018, 44(6): 38-43 (in Chinese)
- [14] NEJAD A S, BORAY R S, AHMED S A, et al. Inlet swirl effects on dump combustor flows[C]//28th Aerospace Sciences Meeting, 1990
- [15] ARAVIND S, SABARINATHAN G, DHINAKARAN S, et al. Design optimization of dump diffusers with naca 66-021 shaped flame tube[C]//Proceedings of the AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum, 2020
- [16] XING Fei, SU Hao, CHAN Shining, et al. Optimization study of the dump diffuser in gas turbine to reduce pressure loss[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2018(1): 6070782
- [17] XU Leilei, HUANG Yue, RUAN Can, et al. Study of the dump diffuser optimization for gas turbine combustors[J]. Procedia Engineering, 2015, 99: 828-834
- [18] 刘欢, 吴琼莉, PAUL Henry Cournede. 不同抽样算法对 Sobol 敏感性分析影响的研究[J]. 数学物理学报, 2018, 38(2): 372-384
LIU Huan, WU Qiongli, PAUL Henry Cournede. Research on the effects of different sampling algorithm on sobol sensitivity analysis[J]. Journal of Mathematical Physics, 2018, 38(2): 372-384 (in Chinese)
- [19] 魏伟, 张竞文, 常思江, 等. 基于 Sobol 和 EFAST 法的枪弹转动角速度全局灵敏度仿真分析[J]. 兵工学报, 2022, 43(9): 2408-2416
WEI Wei, ZHANG Jingwen, CHANG Sijiang, et al. Global sensitivity analysis of bullet's angular velocity based on Sobol and EFAST method[J]. Acta Armamentarii, 2022, 43(9): 2408-2416 (in Chinese)
- [20] 杨林谦, 魏雅川, 宋国磊, 等. 湍流模型的选择与评价[C]//中国航天电子技术研究院科学技术委员会 2020 年学术年会, 北京, 2020
YANG Linqian, WEI Yachuan, SONG Guolei, et al. Selection and evaluation of turbulence model[C]//China Academy of Aerospace Electronics Science and Technology Committee 2020 Academic Annual Meeting, Beijing, 2020 (in Chinese)

Sensitivity study of geometry parameters of the combustor dump diffuser

YAN Yue, SUO Jianqin, WU Yanhui

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: Experimental and numerical simulation studies were carried out to investigate the effects of different structural parameters on the performance and flow characteristics of the combustion chamber dump diffuser. The results show that different single structural parameters have different influences on the performance and flow field. When the expansion angle of the pre-diffuser is increased from 1.2° to 18° , the total pressure loss coefficient of the diffuser is reduced by 35.71%, 34.97% and 37.26% in the three working conditions, respectively. When the inclined angle of the pre-diffuser is increased from 0° to 30° , the total pressure loss coefficient of the diffuser increases by 48.57%, 50.79% and 49.43% in the three working conditions, respectively. When the relative dump gap ratio changes from 1 to 3, the total pressure loss of the diffuser first decreases and then increases. The expansion angle of the pre-diffuser has a major influence on the performance of the dump diffuser under different operating conditions, and the coupling between the expansion angle of the pre-diffuser and the inclined angle of the pre-diffuser has a major influence on the diffuser.

Keywords: gas turbine combustor; combustor diffuser; performance; flow characteristics; dump diffuser; parameter sensitivity

引用格式: 闫玥, 索建秦, 吴艳辉. 燃烧室突扩扩压器的几何参数敏感性研究[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(1): 13-23
YAN Yue, SUO Jianqin, WU Yanhui. Sensitivity study of geometry parameters of the combustor dump diffuser[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(1): 13-23 (in Chinese)