

文章编号:1000-8055(2021)01-0205-11

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2021.01.023

# 排气扩压器对高空舱压的影响与控制方法

但志宏<sup>1,2</sup>, 张松<sup>1,2</sup>, 钱秋朦<sup>1,2</sup>, 张建平<sup>3</sup>, 郭玉英<sup>4</sup>

(1. 中国航空发动机集团有限公司

四川燃气涡轮研究院 高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621703;

2. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621703;

3. 西南科技大学 制造科学与工程学院, 四川 绵阳 621010;

4. 西南科技大学 信息工程学院, 四川 绵阳 621010)

**摘 要:** 为研究排气扩压器流动特性对高空舱后舱压力控制的影响,采用 ANSYS19.1 对排气扩压器进行数学建模和流场数值模拟分析,揭示其内部实际流动的物理过程;在次流质量流量为 20 kg/s 时,数值模拟不同排气扩压器背压和主流流量时后舱压力的变化规律,并通过样条插值得到排气扩压器背压、主流流量和后舱压力三者关系模型;建立高空舱后舱压力控制系统仿真模型,分析在不同调节模式和不同控制方法下排气扩压器流动特性对压力调节的影响。结果表明:发动机喷嘴出口处速度最大,混合后速度迅速下降,下降了约 88%,而压力沿着排气扩压器轴向逐渐增大,最后趋于边界值。在发动机过渡态试验中,排气扩压器流动特性对后舱压力控制系统扰动很大,线性 PID(proportion integration differentiation)控制难以保证后舱压力高精度、强抗扰的调节品质要求,而非线性 PID 控制不仅能减小排气扩压器流动特性对压力调节的影响,抑制发动机流量扰动,而且能保证瞬态响应快,超调量小,调节精度高。

**关键词:** 高空舱; 后舱压力系统; 排气扩压器; 流动特性; 压力调节

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

## Influences of exhaust diffuser on chamber pressure and control method for high altitude cell

DAN Zhihong<sup>1,2</sup>, ZHANG Song<sup>1,2</sup>, QIAN Qiumeng<sup>1,2</sup>,  
ZHANG Jianping<sup>3</sup>, GUO Yuying<sup>4</sup>

(1. Key Laboratory of High-altitude Simulation Technology,  
Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621703, China;

2. Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621703, China;

3. School of Manufacturing Science and Engineering,

Southwest University of Science and Technology, Mianyang Sichuan 621010, China;

4. School of Information Engineering,

Southwest University of Science and Technology, Mianyang Sichuan 621010, China)

收稿日期:2020-04-27

基金项目:航空发动机高空模拟技术重点实验室创新基金(18zd9101);四川省科技计划项目(2019YJ0292)

作者简介:但志宏(1973—),男,研究员,硕士,主要研究领域为航空发动机高空模拟技术。E-mail:406679678@qq.com

通信作者:张松(1968—),男,研究员,博士,主要从事发动机高空模拟试验控制与仿真技术研究。E-mail:zs3365475@sohu.com

引用格式:但志宏,张松,钱秋朦,等.排气扩压器对高空舱压的影响与控制方法[J].航空动力学报,2021,36(1):205-215. DAN Zhihong,ZHANG Song,QIAN Qiumeng,et al. Influences of exhaust diffuser on chamber pressure and control method for high altitude cell[J]. Journal of Aerospace Power,2021,36(1):205-215.

**Abstract:** In order to study the influences of flow characteristics of exhaust diffuser on the rear chamber pressure control of altitude test facilities, the flow characteristics of exhaust diffuser were analyzed and the model was constructed by ANSYS19.1 to reveal the true physical process. When the secondary mass flow rate was 20 kg/s, the changes of the rear chamber pressure were numerically simulated under different exhaust diffuser back pressure and main flow rate, and the model of the back pressure of exhaust diffuser, main flow rate and rear chamber pressure was obtained by spline interpolation. A simulation model of the pressure control system of rear chamber of high altitude platform was established to analyze the influences of the flow characteristics of the exhaust diffuser on the pressure regulation under different regulation modes and different control methods. The results showed that the secondary flow had great influences on the primary flow, and the velocity reached maximum at the engine nozzle exit. Then the velocity decreased quickly and declined by 88% in the mixing section of exhaust diffuser. However, the pressure increased gradually to the boundary value along axial direction of exhaust diffuser. In engine transition tests, the flow characteristics of exhaust diffuser brought great disturbances to the rear chamber pressure control system, and the regulating precision and disturbance rejection of rear chamber pressure can't be assured by linear PID controller. However, nonlinear PID control can not only reduce the influence of the exhaust diffuser flow characteristics on the pressure regulating and reject the engine flow disturbances, but also ensure that the transient response is fast, the overshoot is small and the regulation accuracy is high.

**Key words:** high altitude cell; rear chamber pressure system; exhaust diffuser; flow characteristics; pressure regulation

航空发动机高空模拟试车台(简称高空台),是能够在地面上模拟航空发动机各种飞行状态的试验设备,在航空发动机的设计研究中起着重要作用<sup>[1]</sup>。飞行环境模拟系统是高空台的重要组成部分,该系统通过调节被试发动机飞行高度、飞行马赫数来建立发动机高空模拟试验所需的空中工作环境条件,进而获取发动机空中工作的性能/特性。

高空舱环境压力(简称后舱压力)控制系统是模拟发动机飞行高度的关键环节,其调节品质的优劣直接关乎发动机空中工作条件模拟的准确性和可靠性<sup>[1-3]</sup>。相比其他控制子系统,后舱压力控制系统的被控腔体体积庞大,调节对象结构及组成复杂,包含排气扩压器、冷却器、大口径蝶阀等众多涉及气动、换热的非线性设备和控制元件。其中,排气扩压器作为典型的动态非线性元件,其内部流体的流动特性随发动机状态变化而变化,尤其在发动机过渡态试验时,因排气扩压器流动特性作用,使排气扩压器出口压力会在瞬间急剧增加或减小,导致后舱压力瞬态过程超调量大,调节时间长,严重干扰了后舱压力的调节稳定性<sup>[4]</sup>。所以,亟需全面深入地理解排气扩压器内部流动的实际物理过程,研究排气扩压器的流动特性对

后舱压力控制系统瞬态和稳态调节性能的影响,并寻求提升后舱压力控制品质的途径。

排气扩压器内部流场结构非常复杂,很难对其底部的突扩流、激波及复杂激波附面层干扰流场等特性进行精确的理论分析和定量描述。数值模拟技术在复杂流动特性研究中是一种很重要的手段<sup>[5]</sup>,其能缩短研究周期、降低费用,尤其近年来随着计算机软、硬件的迅猛发展,数值模拟方法取得了重大进展,被国内外研究人员广泛使用分析排气扩压器流动特性。苏昌光等<sup>[6]</sup>研究了径流式涡轮排气扩压器特性对涡轮增压器与中速柴油机匹配性能的影响,结果表明内壁为直线型面与曲线型面的扩压器都能改善径流式涡轮的性能,提高增压器总效率。Rose等<sup>[7]</sup>利用冷却器减少来自发动机的排气量,排气温度从450 K降至380 K,优化了扩压器性能。刘靖等<sup>[8]</sup>通过数值模拟方法分析了非稳态射流出口速度对分离流动的影响,研究结果表明非稳态喷射流向涡方法可有效地减小分离流动区域。Byung等<sup>[9]</sup>通过数值模拟分析各种基本性能参数对超声速排气扩压器启动瞬态的影响,建立了扩压器启动和非启动模式的

特征轨迹。郑舒桐等<sup>[10]</sup>揭示了排气扩压器出口的增压比、马赫数、总温、体积流量等性能参数与排气扩压器内径和二股流流量之间的关系。El-Zahaby等<sup>[11]</sup>通过 SST (shear stress transport)  $k-\omega$  湍流模型及 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equations) 算法研究了喷射器内部的流动特性,揭示了不同结构空气-空气喷射器内部的流动特性,揭示了不同结构空气-空气喷射器性能。姚程等<sup>[12]</sup>研究了扩压器跨声速流动与局部弹性壁板的耦合作用,得知通过调整弹性壁板阻尼可以削弱和抑制正激波自振荡引起的扩压器壁板流固耦合振动。李季等<sup>[13]</sup>通过非定常数值模拟和理论分析相结合的方法,分析了隔离段内激波串动态演化特性、结构变化和演化迟滞现象,结果表明在脉动反压和边界层抽吸作用下,激波串在上游抽吸狭缝与下游隔离段出口之间周期振荡,振荡频率与脉动反压一致。

综上所述可知,通过理论研究和数值分析较好地描述了排气扩压器内部流动特性,为排气扩压器结构设计提供扎实的理论参考。但较少涉及到排气扩压器流动特性对高空舱后舱压力影响及相应控制方法的研究。因此,本文通过理论建模、数值模拟、仿真验证相结合的研究方法,建立排气扩压器流动特性模型,揭示排气扩压器速度、压力动态变化规律;在此基础上,建立后舱压力控制系统仿真模型,基于线性 PID (proportion integration differentiation) 和非线性 PID 控制方法,对比分析排气扩压器流动特性对高空舱后舱压力控制系统性能的影响,提出了改善后舱压力控制品质的有效解决方案,为后舱压力精确调节的工程应用提供技术支撑。

## 1 排气扩压器建模与流场分析

利用 ANSYS19.1 软件中的流体动力学分析模块 Fluent,采用二阶迎风格式离散方法和压力-速度耦合 SIMPLE 算法的数值模拟方法分析排气扩压器内部流场<sup>[14]</sup>,揭示其内部真实流动的物理过程以及速度和压力变化规律,建立排气扩压器流动特性模型。

### 1.1 数学模型

#### 1.1.1 几何模型及网格划分

排气扩压器主要由主流、次流、试验舱、喷嘴、混合段、扩压段和喷射器出口区等部分组成<sup>[15]</sup>,引射区位于主流喷嘴出口至混合段入口之间,其结构示意图和具体尺寸如图 1 所示。

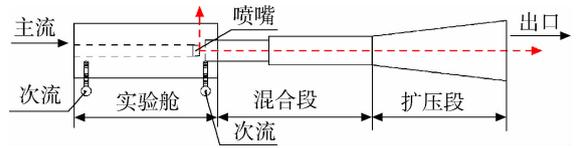


图 1 排气扩压器二维结构示意图

Fig. 1 Two-dimension structural diagram of exhaust diffuser

由于排气扩压器流动特性分析不需考虑发动机内部结构的影响,则可把发动机简化为直径和长度为常数带喷嘴的直管,且忽略其对流体流动影响较小的其他各部件。在此基础上,利用 Pro/E 软件建立了排气扩压器的物理模型,如图 2 所示。

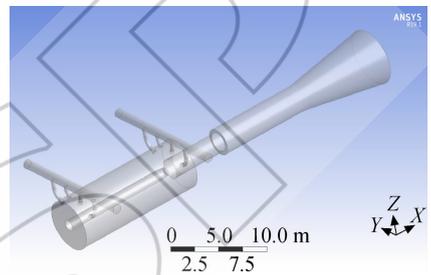


图 2 排气扩压器流体域

Fig. 2 Fluid field of exhaust diffuser

由图 2 可知,排气扩压器的次流流道内包含小尺寸的喷射孔,且主流、混合段内部流体流动复杂且存在压力、速度突变。因此,为了提高数值模拟分析精度,对主流、次流流道和混合段内部网格进行加密处理,其余部位设置为较稀疏的网格,以更好地控制网格的总数和提高运算速度。选择非结构化网格进行网格划分,通过网格独立性检验后,最终采用的网格节点数为 873 947,网格数为 4738 372,如图 3 所示。

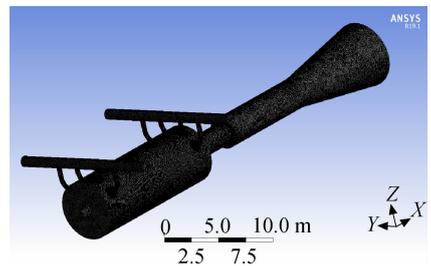


图 3 排气扩压器的网格划分

Fig. 3 Grid partition of exhaust diffuser

#### 1.1.2 流动特性方程

在排气扩压器流动特性分析过程中,工质是空气和燃气,由于燃气量少而对结果影响小故可忽略不计,故采用单组份工质,即空气,是一种可

压缩流体的理想气体。空气在排气扩压器内流动时状态会随压力和温度的变化而变化,因此,描述流体的控制方程为气体状态方程、质量守恒方程和动量守恒方程,分别为<sup>[16]</sup>

$$p\nu = R_g T \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot [\mu(\nabla \mathbf{u} + \nabla \mathbf{u}^T)] + F \quad (3)$$

式中  $p$  为绝对压力(Pa),  $R_g$  为气体常数,  $R_g = 2.8706 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ ,  $T$  为绝对温度(K),  $\nu$  为气体的比体积( $\text{m}^3/\text{kg}$ ),  $\rho$  为流体的密度( $\text{kg}/\text{m}^3$ ),  $\mathbf{u}$  为流体的速度矢量( $\text{m}/\text{s}$ ),  $F$  是作用在单位体积流体上的质量力( $\text{N}/\text{m}^3$ )。

### 1.1.3 湍流模型

在排气扩压器的数值模拟中,速度可达超声速,雷诺数都远大于2000,所以在数值模拟中应考虑湍流的影响。标准  $k-\varepsilon$  模型具有形式简单、精度高等优点,是目前应用最广泛的湍流模型,标准  $k-\varepsilon$  模型<sup>[17]</sup> 为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{Pr_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Ma + S_k \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{Pr_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} S_\varepsilon \quad (5)$$

式中  $G_b$  是由平均速度梯度而产生的湍流动能项,  $G_k$  是由浮力而产生的湍流动能项,  $\mu_t$  是湍流黏度,  $Ma$  是湍流马赫数,  $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$  和  $C_{3\varepsilon}$  为模型常数,  $Pr_k$  和  $Pr_\varepsilon$  分别为  $k$  和  $\varepsilon$  的湍流普朗特数,  $S_k$  和  $S_\varepsilon$  为用户自定义源项,  $u$  是流体速度,  $\mu$  是流体黏度。各模型常数值如表1所示。

表1  $k-\varepsilon$  常数

Table 1 Constant of  $k-\varepsilon$

常数	数值
$C_{1\varepsilon}$	1.44
$C_{2\varepsilon}$	1.92
$C_{3\varepsilon}$	0.09
$Pr_k$	1.0
$Pr_\varepsilon$	1.3

## 1.2 流场分析

### 1.2.1 边界条件及物性参数设置

1) 进口边界:采用质量流量进口边界条件。主流质量流量为  $105 \text{ kg}/\text{s}$ ,温度为  $2074 \text{ K}$ ,初始压力为  $309.885 \text{ kPa}$ ;次流质量流量为  $16 \text{ kg}/\text{s}$ ,温度为  $288 \text{ K}$ ,初始压力为  $96 \text{ kPa}$ 。

2) 出口边界:采用压力出口边界条件,即压力为  $96 \text{ kPa}$ ,回流温度为  $288 \text{ K}$ 。

3) 壁面边界:假定壁面材料为绝热体且壁面光滑,采用无滑移壁面。

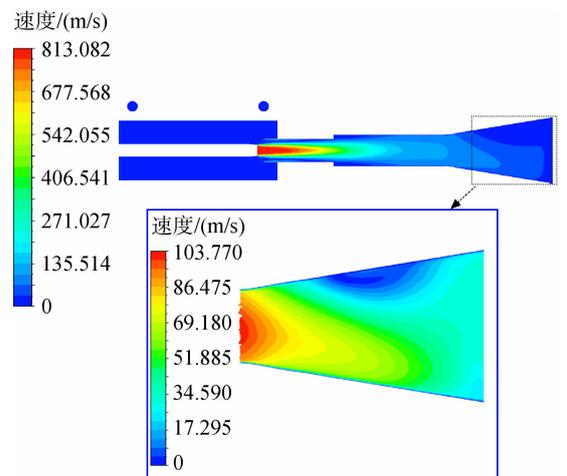
4) 工质为空气,采用 piecewise-linear 设置相应的密度、黏度和比定压热容等参数。

### 1.2.2 数值模拟结果

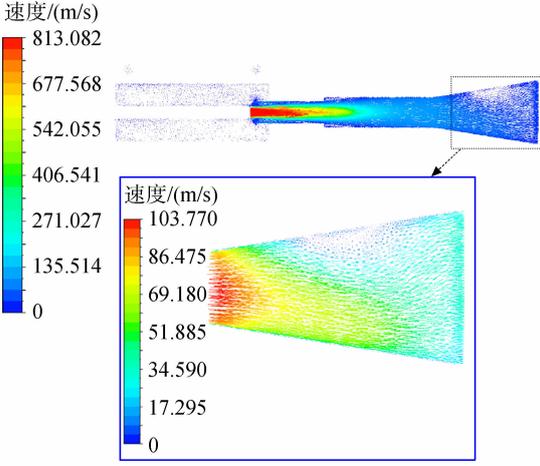
#### 1) 速度变化规律

图4(a)和图4(b)分别为排气扩压器速度云图和速度矢量图。由图4(a)可知,空气流动速度最大区域位于喷嘴出口处为  $813.082 \text{ m}/\text{s}$ 。主流经过混合段与次流进行混合后,速度开始慢慢减小,之后迅速下降,其主要原因是燃气的速度在引射器内逐渐减小,二股流的速度逐渐增加,随着燃气与二股流在引射器内逐步混合,燃气与二股流之间的速度梯度逐渐减小,气流速度沿径向分布也越来越平缓<sup>[18]</sup>。在扩压段,速度再次逐渐减小,压力逐渐增大,这有利于主流排出,因为扩压段的体积逐渐增大,动能逐渐减小,转换为静压能。由图4(b)可知,在扩压段后方出现了流速较小区域,空气返流造成了较小速度死循环区域,其主要原因是气流流速在短时间内发生了较大变化,致使气流出现较小区域的回流现象。

图5为排气扩压器沿轴向的速度变化情况。在混合段内气体速度迅速下降,经过混合段后,速



(a) 速度云图



(b) 速度矢量图

图 4 排气扩压器的速度云图和速度矢量图  
Fig. 4 Velocity contour and velocity vector of exhaust diffuser

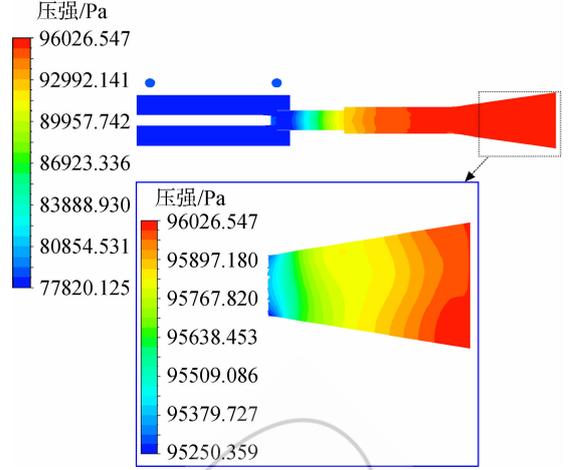


图 6 排气扩压器的压力云图

Fig. 6 Pressure contour of exhaust diffuser

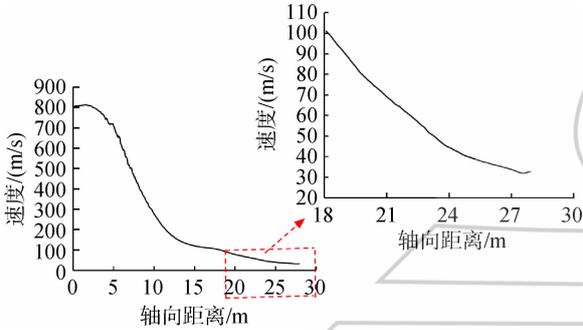


图 5 排气扩压器内速度沿轴向的变化  
Fig. 5 Velocity curve in the axial direction of exhaust diffuser

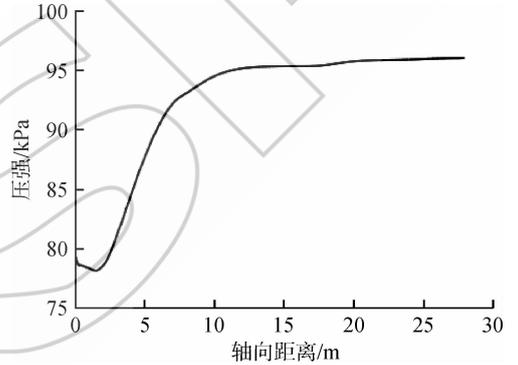


图 7 排气扩压器内压力沿轴向的变化  
Fig. 7 Pressure curve in the axial direction of exhaust diffuser

度降为 101.026 m/s,下降了约 88%;经过扩压段,气体速度进一步下降,但下降变得缓慢,在喷射出口处速度约为 32.847 m/s。主要原因为:在混合段中主流(质量流量为 105 kg/s)与次流(质量流量为 16 kg/s)进行混合,致使速度迅速下降,混合均匀后经过扩压段时,由于气体体积逐渐增大,动能进一步转换为静压能,速度再次逐渐减小,压力逐渐增大。由图 5 还可以看出,在排气扩压器内速度沿着轴向呈强非线性变化,即近似按指数关系变化。

### 2) 压力变化规律

图 6 为排气扩压器压力场分析结果。整个排气、扩压过程中,气体压力不断增大,其中在混合段压力线性增大,之后缓慢增加(见图 7),最大压力在喷射出口处,为 96.026 kPa,可完全实现气体排放。在混合段,主流(质量流量为 105 kg/s)与次流(质量流量为 16 kg/s)进行混合,致使速度迅速下降,混合均匀后经过扩压段时,由于气体体积

逐渐增大,动能进一步转换为静压能,速度再次逐渐减小,压力逐渐增大。由图 7 还可以看出,在排气扩压器内压力沿着轴向也是呈强非线性变化。

## 2 后舱压力控制仿真及结果分析

后舱压力控制系统结构简图如图 8 所示,主要包括排气扩压器、管道容腔、大口径蝶阀等设备和控制元件,其控制对象是高空舱内环境压力,即后舱压力,执行机构是大口径蝶阀<sup>[19]</sup>。排气扩压器位于发动机试验舱后部,使发动机部分排气的动能转化为压力能,以利于抽气机把发动机排出的气体抽出舱外。

### 2.1 后舱压力受控对象仿真模型

下面通过仿真进一步分析后舱压力与排气扩压器背压和主流流量之间的关系,进而建立排气扩压器特性模型。根据发动机试验工况,在次流质量流量为 20 kg/s 时,数值模拟不同排气扩压器背压和主流流量条件下后舱压力的变化规律,所

得试验数据如表 2 所示。根据表 2,通过样条插值,得到后舱压力、排气扩压器背压和主流流量三者之间的三维图,如图 9 所示。由图可知,在次流质量流量一定时,主流流量、排气扩压器背压和后舱压力近似为线性关系。在此基础上,根据排气扩压器特性模型、大口径液压蝶阀传动机构模型<sup>[20]</sup>和容腔模型<sup>[21]</sup>,建立高空舱后舱压力受控对

象仿真模型如图 10 所示,基于该模型,首先分析调节蝶阀开度固定不变时排气扩压器流动特性对舱压的固有影响,其次,选择线性 PID 控制器对舱压进行调节,最后,设计非线性 PID 控制器,实现舱压的非线性自适应调节,并与线性 PID 控制方法进行对比分析,说明非线性压力调节方法能显著改善控制系统的鲁棒性能。

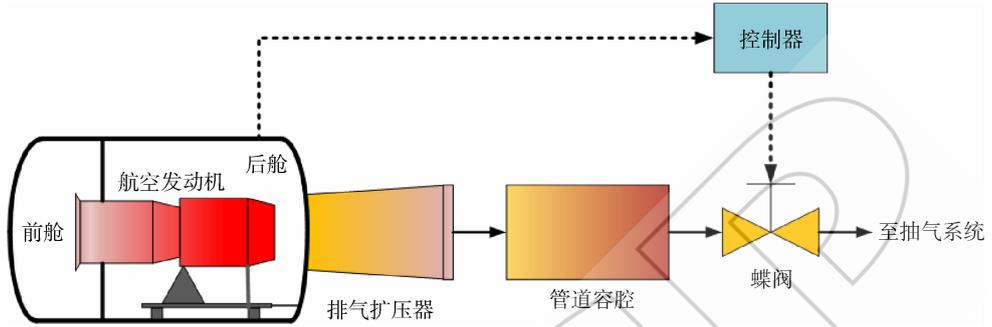


图 8 高空舱后舱压力控制系统

Fig. 8 Rear cell pressure control system of the high altitude cell

表 2 排气扩压器特性表

Table 2 Characteristic parameters of exhaust diffuser

发动机流量/ (kg/s)	扩压器背压/kPa						
	40	50	60	70	80	90	100
40	34.502	45.636	56.565	66.890	77.478	86.415	97.813
50	31.871	43.110	54.207	65.060	75.705	85.968	96.258
60	28.626	39.745	51.197	62.528	73.548	83.996	94.147
70	26.494	37.515	48.465	59.948	71.197	82.357	93.128
80	22.611	33.636	44.966	56.096	67.796	79.311	90.032
90	19.819	30.622	41.780	53.102	64.363	76.169	87.654
100	16.642	27.724	38.739	50.105	61.375	72.644	84.493

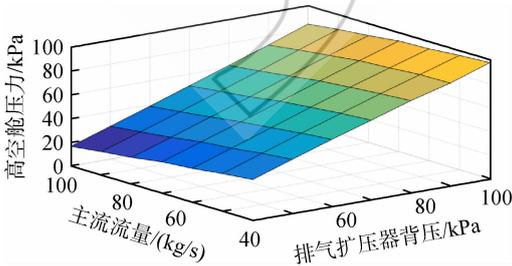


图 9 排气扩压器特性

Fig. 9 Flow characteristics of exhaust diffuser

下面根据试验工况设置仿真参数,在调节蝶阀开度固定不变工况下,仿真分析排气扩压器流动特性对后舱压力的固有影响。仿真流程为:后舱压力初始值为 70 kPa,蝶阀角度为 13.5°并保持不变,在 10~15 s 内,发动机空气流量由 60 kg/s 增加至 100

kg/s(如图 11 所示),仿真结果如图 12 所示。图 12(a)为发动机流量在 5 s 内由 60 kg/s 增加到 100 kg/s 过程中,高空舱后舱压力、蝶阀流量和容腔压力的变化情况。由图 12(a)可知,当发动机流量增加时,高空舱后舱压力先下降后上升,容腔压力及蝶阀流量也逐渐增加。其主要原因是当发动机流量突然增加时,排气扩压器射流排出容腔内更多的气体,导致后舱压力会逐渐下降;同时,由于排气扩压器特性变化使得容腔内压力在不断上升,当发动机流量不变时,后舱压力便会逐渐上升。

图 12(b)为发动机流量在 5 s 内从 100 kg/s 减小到 60 kg/s 时,后舱压力、蝶阀流量和容腔压力的变化情况。由图可知,在发动机流量 100 kg/s 减小到 60 kg/s 后保持不变的仿真结果与图

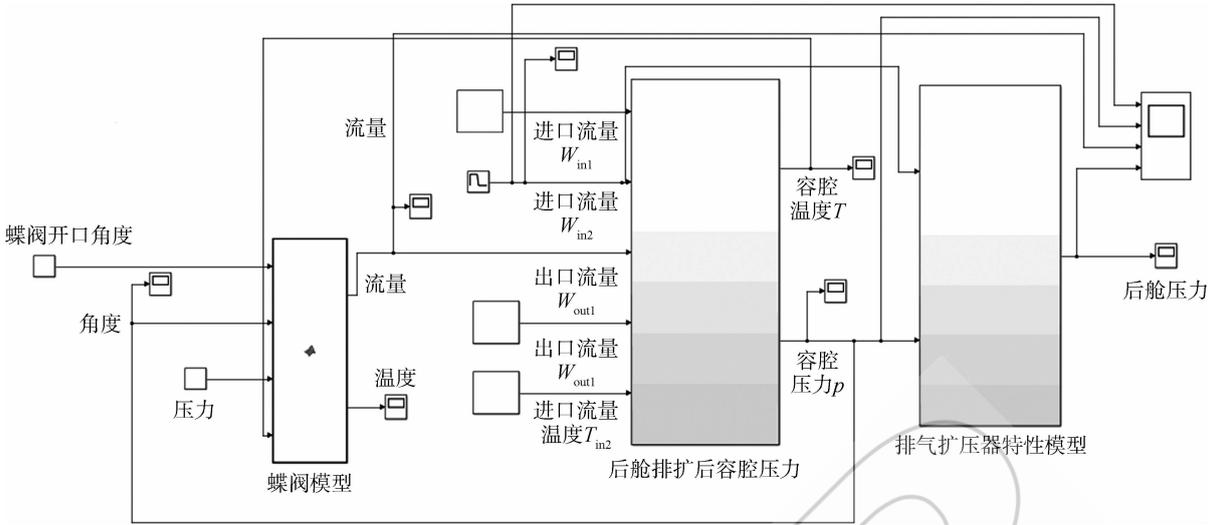


图 10 后舱压力受控对象仿真模型

Fig. 10 Simulation model of pressure regulating system of rear chamber

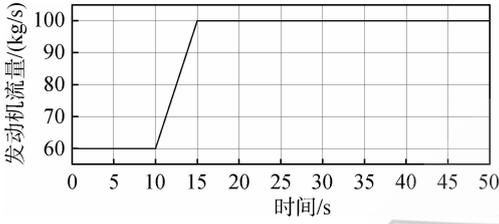
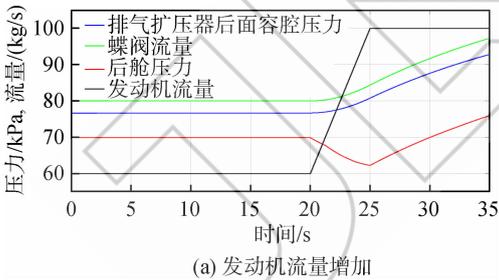
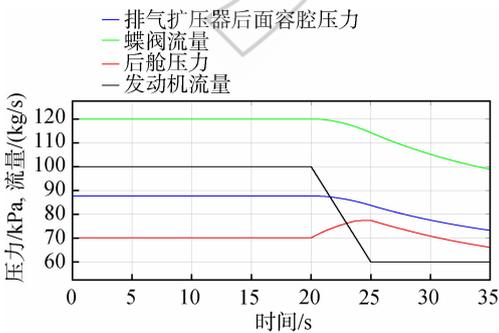


图 11 发动机出口流量变化

Fig. 11 Curve of outlet mass flow of engine



(a) 发动机流量增加



(b) 发动机流量减小

图 12 排气扩压器对后舱压力调节的影响

Fig. 12 Influence of exhaust diffuser on rear chamber pressure regulating system

12(a)结果正好相反。

### 2.2 线性 PID 压力控制仿真

引入线性 PID 控制器,在有、无排气扩压器情况下,对比分析发动机过渡态试验中排气扩压器流动特性对后舱压力控制系统性能的影响。仿真分析流程为:后舱压力设定值为 70 kPa,蝶阀初始角度为 13.5°,在 10~15 s 内,发动机空气流量由 60 kg/s 斜坡增加至 100 kg/s,如图 11 所示。PID 控制器选择同一组控制参数,仿真结果如图 13 所示。由图 13 可知,考虑排气扩压器流动特性时,后舱压力控制系统受扰程度很大,首先因突然增加的发动机出口流量会瞬时引射后舱气体使舱内压力减小,随后在 PID 控制下使得高空台后舱压力很快升高,在后舱压力趋于设定值过程中,压力波动时间长,波动幅度大,最大波动量达到 5.7 kPa。相反,没有考虑排气扩压器流动特性时,后舱压力控制系统受扰程度较小,压力趋于设定值过程中,压力波动时间短,波动幅度小,最大波动量仅为 1.8 kPa。

除此之外,未考虑排气扩压器流动特性时,在整个压力控制过程中蝶阀角度及蝶阀流量变化单调平缓(图 14(a))。考虑排气扩压器流动特性时,在发动机状态变化过程中,后舱压力受排气扩压器特性变化的影响较大,线性 PID 控制器对蝶阀的流量控制效果较差(图 14(b))。其主要原因:一方面是因为后舱压力受扰程度很大;另一方面是蝶阀在调节过程中处于小开度大增益的非线性调节区域(即较小的角度变化会引起蝶阀流量的巨大变化),容易引起控制系统的不稳定。

进一步分析在发动机工作状态保持不变,同

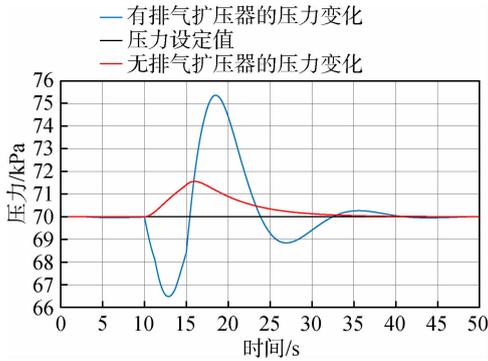
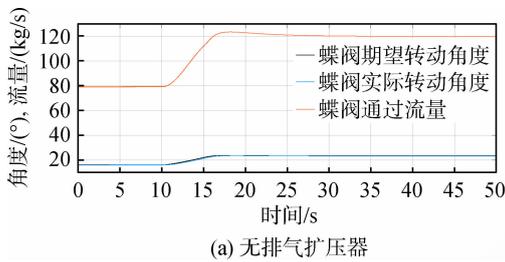
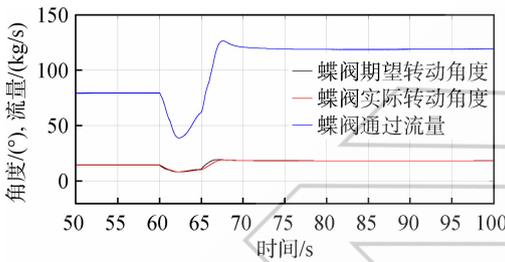


图 13 具有发动机流量干扰的后舱压力调节

Fig. 13 Pressure regulation of rear chamber with engine flow disturbances



(a) 无排气扩压器



(b) 有排气扩压器

图 14 蝶阀角度变化

Fig. 14 Opening changes of butterfly valve

时将后舱压力设定值逐渐增大然后减小过程中, 排气扩压器流动特性对后舱压力控制的影响, 分析结果如图 15 所示。由图 15 可知, 在这种情况下, 排气扩压器流动特性对后舱压力的影响程度相对较小。

综上所述, 有排气扩压器时, 发动机状态变化

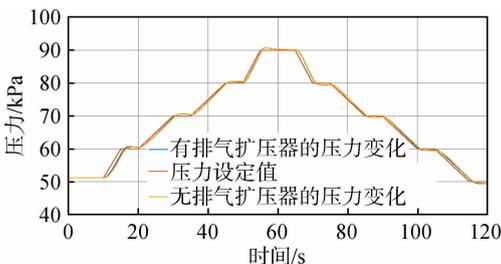


图 15 无发动机流量干扰时后舱压力变化

Fig. 15 Changes of rear chamber pressure without engine flow disturbances

对后舱压力控制系统造成极大的干扰, 导致后舱压力调节难度增加。线性 PID 控制手段已不能满足高精度、强抗扰的控制目标, 必须寻求先进的主动抗扰控制方法。

### 2.3 非线性 PID 压力控制仿真

非线性 PID 控制技术<sup>[22-23]</sup>通过设计相应的非线性控制律和参数寻优准则, 使控制器可根据被控对象的受扰程度大小实现 PID 控制参数在线动态调整, 并给出与之相匹配的控制量, 可以有效提升发动机过渡态试验中控制系统的抗扰能力和控制品质。为抑制发动机状态变化以及排气扩压器强扰动, 实现后舱压力控制瞬态响应超调小、调节时间短和稳态误差小的控制目标, 设计基于极值搜索算法的非线性 PID 后舱压力控制方法, 并与线性 PID 控制、基于 fal 函数的非线性 PID 控制和基于改进 fal 函数<sup>[24]</sup>的非线性 PID 控制的控制效果进行仿真对比分析, 说明所设计非线性 PID 控制方法的有效性。

极值搜索算法<sup>[25]</sup>是一种自适应控制方法, 能够在某些信息未知的情况下根据系统输出、能耗等系统性能要求在线修改控制参数从而获得满意的控制效果。利用极值搜索算法在线整定非线性 PID 控制器参数, 使控制系统跟踪误差达最小值, 图 16 为基于极值搜索算法的非线性 PID 参数自整定原理, 图 16 中,  $k_1, k_2, k_3$  为积分系数,  $\omega_1, \omega_2, \omega_3$  为角频率,  $a, b, c, h_1, h_2, h_3$  为待定系数。根据误差平方积分准则, 目标函数  $J(\theta)$  为

$$J(\theta) = \frac{1}{T} \int_{k_T}^{(k_1+1)T} e^2(t, \theta) dt, \theta = [K, T_i, T_d] \quad (6)$$

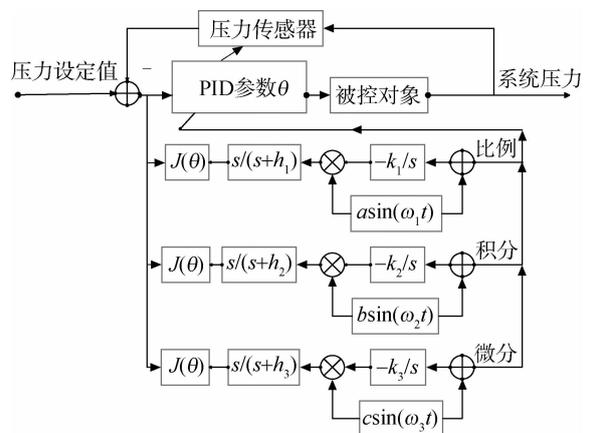


图 16 基于极值搜索算法的非线性 PID 参数整定

Fig. 16 PID parameters turning based on extremum seeking algorithm

其中  $e(t, \theta)$  为闭环系统误差,  $\theta$  为 PID 控制器参数,  $T_i$ 、 $T_d$  分别为积分时间和微分时间,  $k_i$  为积分步长。通过极值搜索算法对参数在线寻优实现非线性 PID 参数  $\theta$  的自整定, 当目标函数  $J(\theta)$  达到极小值时即可得到控制器参数  $\theta$  的最优值。

考虑排气扩压器流动特性, 在线性 PID 控制作用下, 后舱压力设定值跟踪调节仿真过程如下: 仿真初始值设置为后舱压力 50 kPa, 发动机空气流量 60 kg/s, 次流质量流量 20 kg/s, 容腔初始温度 300 K。系统达到平衡状态后将后舱压力设定值从 50 kPa 每 5 s 增加 10 kPa, 增加到 90 kPa 后再减小到 50 kPa。控制效果如图 17 所示。

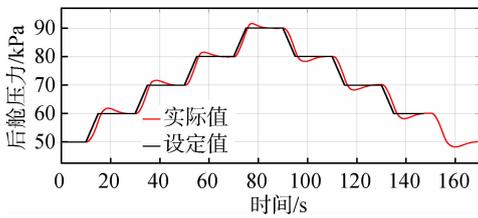


图 17 基于线性 PID 的压力控制

Fig. 17 Pressure regulation based on linear PID control

从图 17 可以看出, 在线性 PID 控制作用下的压力变化过程中, 后舱压力瞬态响应存在明显的超调且跟踪误差大。在相同的仿真参数下, 利用基于极值搜索算法的非线性 PID 调节后舱压力其瞬态过程无超调、跟踪误差几乎为零、响应速度快, 如图 18 所示。

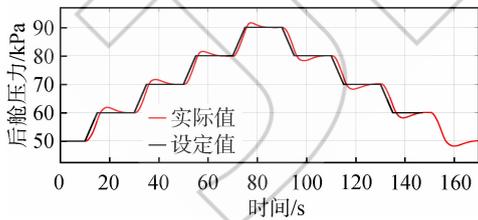


图 18 基于极值搜索算法的非线性 PID 压力控制

Fig. 18 Nonlinear PID pressure regulation based on extremum seeking algorithm

下面将对分析在发动机状态不变, 压力设定值跟踪过程中线性 PID 控制、基于 fal 函数的非线性 PID 控制、基于改进 fal 函数的非线性 PID 控制和基于极值搜索算法的非线性 PID 控制的压力调节效果。后舱压力设定值从 50 kPa 每 5 s 增加 10 kPa, 增加到 90 kPa 后再减小到 50 kPa, 四种压力控制结果对比如图 19 所示, 图 20 是压力从 50 kPa 上升到 60 kPa 控制效果的放大。

从图 19 和图 20 可以看出, 当考虑排气扩压器流动特性时, 在线性 PID 控制下, 压力调节瞬态过程超调严重, 调节时间长, 控制效果最差, 而在基于极值搜索算法的非线性 PID 控制下, 压力调节瞬态过程超调最小、响应最快。基于 fal 函数的非线性 PID 和基于改进 fal 函数的非线性 PID 控制其性能优于线性 PID 控制, 但劣于基于极值搜索算法的非线性 PID 控制。

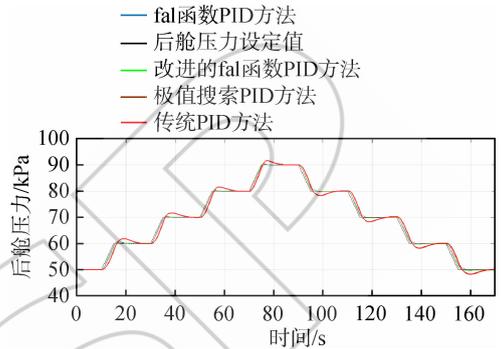


图 19 四种压力控制方法下的结果对比

Fig. 19 Pressure regulation results of four control methods

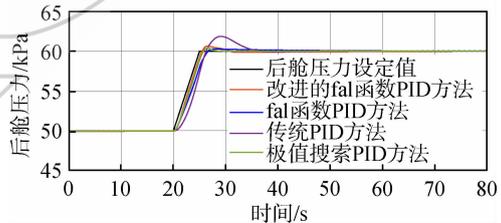


图 20 四种压力控制方法下的结果局部放大

Fig. 20 Local zoom of four pressure regulation results

在发动机高空模拟过渡态试验过程中, 发动机状态及排气扩压器流动特性变化对后舱压力影响显著, 因此, 为了验证非线性 PID 控制器抗扰能力, 对比分析线性 PID、基于 fal 函数的非线性 PID、基于改进 fal 函数的非线性 PID 和基于极值搜索算法的非线性 PID 的控制效果。仿真中, 后舱压力设定值保持 50 kPa 不变, 蝶阀初始角度为 13.5°, 10 s 时将发动机流量 5 s 内从 60 kg/s 增加到 100 kg/s, 图 21 为在四种控制方法下的压力调节结果。

从图 21 可以看出, 非线性 PID 控制的控制效果明显优于线性 PID 控制的控制效果。基于 fal 函数的非线性 PID 控制因其利用 fal 函数来实现控制参数的非线性组合, 所以能很好地处理系统的非线性问题, 但该方法参数整定十分困难, 且需多次人工整定。此外, 基于改进 fal 函数的非

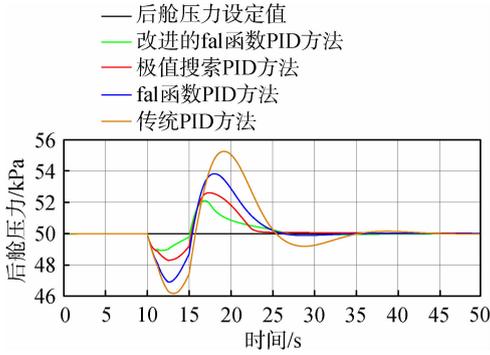


图 21 在发动机流量干扰下四种控制方法对比  
Fig. 21 Comparison of four control methods with engine flow disturbances

线性 PID 控制方法在四种控制方法中控制效果最优,但该方法以线性 PID 控制参数为初值,并且不能实现参数在线整定,工况变化后仍需重新整定。基于极值搜索算法的非线性 PID 是一种自适应控制方法,它不仅能有效抑制发动机状态的变化干扰,降低了排气扩压器流动特性对压力调节的影响,而且控制器参数能根据压力调节过程中的系统误差进行在线整定,瞬态响应超调小、调节时间短。

为进一步说明基于极值搜索非线性 PID 控制器的参数优化过程,以图 18 压力给定值跟踪过程为例进行分析,对应的控制参数优化结果如图 22 所示。可以看出,通过极值搜索算法能够对 PID 控制参数进行在线整定,当目标函数  $J(\theta)$  取极小值时即可获得控制器最优参数,图 23 为目标函数  $J(\theta)$  随压力误差变化而变化的过程。

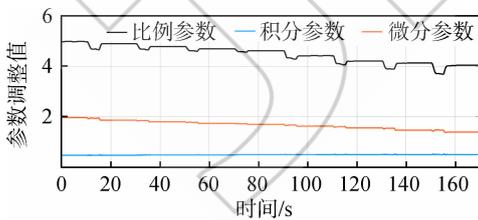


图 22 非线性 PID 控制器参数自整定  
Fig. 22 Nonlinear PID controller parameters turning

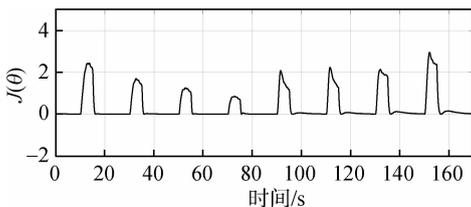


图 23 目标函数  $J(\theta)$   
Fig. 23 Performance function  $J(\theta)$

### 3 结论

通过结构建模、数值模拟、仿真试验分析排气扩压器流动特性对高空舱后舱压力控制系统的影响,得到如下主要结论:

1) 排气扩压器内的速度和压力沿轴向均呈强非线性变化,气体速度不断下降,而压力不断增大。其中在混合段速度迅速下降(下降约 88%),压力线性增大,之后都趋于缓慢变化。

2) 在线性 PID 控制下,排气扩压器流动特性对高空舱后舱压力调节影响显著,尤其当发动机状态变化对压力调节造成极大干扰时,线性 PID 控制技术难以保证后舱压力高精度、强抗扰的调节品质要求。

3) 通过与线性 PID 控制方法对比分析可知,非线性 PID 压力控制方法不仅能有效抑制发动机流量变化产生的干扰,而且能大幅降低排气扩压器流动特性对压力调节的影响,保证了发动机过渡态试验中压力调节响应快、超调小、精度高的品质要求,为后续实际工程应用奠定了基础。

### 参考文献:

- [1] 侯敏杰. 高空模拟试验技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2014.
- [2] 嵇琛. 高空台排气扩压器的计算[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1998, 11(1): 14-19.  
JI Chen. Calculation of exhaust diffuser for high-altitude platform[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1998, 11(1): 14-19. (in Chinese)
- [3] 朱青. 空气喷气发动机试车台排气扩压器设计及试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(1): 17-23.  
ZHU Qing. Design and experimental investigation of exhaust diffuser of jet engine test bed[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(1): 17-23. (in Chinese)
- [4] 赵涌, 侯敏杰, 张松, 等. 航空发动机高空模拟试验排气环境压力模糊控制技术[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(3): 14-16.  
ZHAO Yong, HOU Minjie, ZHANG Song, et al. Investigation of exhaust pressure fuzzy control technology in aero-engine altitude simulation test[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(3): 14-16. (in Chinese)
- [5] 张裴, 刘振侠, 刘振刚, 等. 不同来流条件对涡轮叶片表面颗粒沉积影响的实验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(7): 1536-1545.  
ZHANG Pei, LIU Zhenxia, LIU Zhengang, et al. Experimental simulation of particle deposition on turbine blade surface with different free stream conditions[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(7): 1536-1545. (in Chinese)
- [6] 苏昌光, 翁锦榕, 陈特鑫, 等. 径流式涡轮排气扩压器流动性能模拟研究[J]. 华南理工大学学报(自然科学版),

- 1995,23(7):85-91.
- SU Changguang, WENG Jinrong, CHEN Teluan, et al. Simulation investigation on flow-behavior of exhaust gas diffuser for a radial-inward-flow turbine [J]. Journal of South China University of Technology (Natural Science Edition), 1995,23(7):85-91. (in Chinese)
- [7] ROSE J B R, VIJIN C. Optimization of supersonic ejector by condensing rocket plume [J]. American Journal of Science and Technology, 2015,2(4):116-123.
- [8] 刘靖, 杨策, 陈山, 等. 非稳态单喷口射流控制扩压器内边界层的分离流动 [J]. 推进技术, 2009,30(3):280-285.
- LIU Jing, YANG Ce, CHEN Shan, et al. Numerical simulation on separation in a diffuser for a pulsed flow vortex-generator jet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2009,30(3):280-285. (in Chinese)
- [9] BYUNG H P, JI H L, WOONGSUP Y. Studies on the starting transient of a straight cylindrical supersonic exhaust diffuser; effects of diffuser length and pre-evacuation state [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008,29(5):1369-1379.
- [10] 郑舒桐, 陈延千, 文晓武. 民用航空发动机高空模拟试验排气扩压器特性分析 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2015,28(6):9-13.
- ZHENG Shutong, CHEN Tingqian, WEN Xiaowu. Characteristic analysis on exhaust diffuser of civil aviation engine in altitude simulation test [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2015,28(6):9-13. (in Chinese)
- [11] EL-ZAHABY A M, HAMED M H, OMARA Z M, et al. Study of the configuration and performance of air-air ejectors based on CFD simulation [J]. Journal of Aeronautics and Aerospace Engineering, 2017,6(4):1-9.
- [12] 姚程, 张广辉, 刘占生. 跨声速扩压器弹性壁板流固耦合振动研究 [J]. 推进技术, 2015,36(6):912-919.
- YAO Cheng, ZHANG Guanghui, LIU Zhansheng. Fluid-structure vibration of a transonic diffuser with flexible wall [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015,36(6):912-919. (in Chinese)
- [13] 李季, 罗佳茂, 杨顺华. 边界层抽吸和脉动反压作用下隔离段内流动特性研究 [J]. 推进技术, 2019,40(8):1759-1766.
- LI Ji, LUO Jiamao, YANG Shunhua. A study of flow characteristics in isolator with effects of boundary layer suction and oscillating back pressure [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019,40(8):1759-1766. (in Chinese)
- [14] 于涵, 索建秦, 郑龙席. 带收敛出口的单元贫油直喷燃烧室冷态和热态流动特性研究 [J]. 推进技术, 2019,40(3):608-618.
- YU Han, SUO Jianqin, ZHENG Longxi. Investigation of non-reaction and reaction flow characteristic of single element lean direct injection combustor with convergent outlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019,40(3):608-618. (in Chinese)
- [15] ALAN V E V. CFD analysis of supersonic exhaust diffuser system for higher altitude simulation [J]. International Journal of Engineering Studies and Technical Approach, 2015,1(6):1-8.
- [16] 何培垒, 苏金友, 刘志友, 等. 分开排气大涵道比涡扇发动机高空模拟试验排气布局评估 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2015,28(2):7-13.
- HE Peilei, SU Jinyou, LIU Zhiyou, et al. Evaluation of exhaust layout for separate exhaust turbofan engine tests [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2015,28(2):7-13. (in Chinese)
- [17] SE Y W, JAE G L, JUN S Y. The effect of the variation of the downstream region distance and butterfly valve angle on flow characteristics in a 90 degree bended elbow [J]. Modern Mechanical Engineering, 2014,4(3):133-143.
- [18] 李东明, 王林, 闻雪友, 等. 船用燃机排气引射器的数值模拟及试验研究 [J]. 热能动力工程, 2002,17(3):226-230.
- LI Dongming, WANG Lin, WEN Xueyou, et al. Numerical simulation and experimental study of the exhaust gas eductor of a marine gas turbine [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2002,17(3):226-230. (in Chinese)
- [19] 朱美印, 张松, 但志宏, 等. 高空台飞行环境模拟综合控制设计 [J]. 航空动力学报, 2017,32(12):3039-3048.
- ZHU Meiyin, ZHANG Song, DAN Zhihong, et al.  $\mu$ -synthesis control design of altitude ground test facilities' flight environment simulation volume [J]. Journal of Aerospace Power, 2017,32(12):3039-3048. (in Chinese)
- [20] 张松, 但志宏, 李腾, 等. 大口径蝶阀数学建模与流场特性分析 [J]. 航空动力学报, 2020,35(6):1315-1325.
- ZHANG Song, DAN Zhihong, LI Teng, et al. Modeling and flow field analysis of large-diameter butterfly valve [J]. Journal of Aerospace Power, 2020,35(6):1315-1325. (in Chinese)
- [21] 裴希同, 张松, 但志宏, 等. 高空台飞行环境模拟系统数字建模与仿真研究 [J]. 推进技术, 2019,40(5):1144-1152.
- PEI Xitong, ZHANG Song, DAN Zhihong, et al. Study on digital modeling and simulation of altitude test facility flight environment simulation system [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019,40(5):1144-1152. (in Chinese)
- [22] SU Y X, SUN D, DUAN B Y. Design of an enhanced nonlinear PID controller [J]. Mechatronics, 2005,15(8):1005-1024.
- [23] REN Yongping, LI Zongli, ZHANG Fan. A new nonlinear PID controller and its parameter design [J]. International Journal of Electrical and Information Engineering, 2010,4(12):1950-1955.
- [24] 陈志旺, 张子振, 曹玉洁. 自抗扰 fal 函数改进及在四旋翼姿态控制中的应用 [J]. 控制与决策, 2018,33(10):1901-1907.
- CHEN Zhiwang, ZHANG Zizhen, CAO Yujie. Fal function improvement of ADRC and its application in quadrotor aircraft attitude control [J]. Control and Decision, 2018,33(10):1901-1907. (in Chinese)
- [25] SCHEINKER A, KRSTIC M. Extremum seeking with bounded update rates [J]. Systems and Control Letters, 2014,63:25-31.