

高空台动静架连接新型篦齿密封结构封严特性研究^{*}

杨志明¹, 艾延廷¹, 苏金友², 关 鹏¹, 田金虎², 侯正鑫²

- (1. 沈阳航空航天大学 航空发动机学院 辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室,
辽宁 沈阳 110136;
2. 中国航发四川燃气涡轮研究院 高空模拟技术国防重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 针对高空模拟试车台动静架连接处气体泄漏问题, 开展基于中段进气的新篦齿密封结构优化设计与封严特性的数值模拟与试验研究。设计了新型篦齿密封结构, 选取篦齿齿尖厚、齿根厚及后倾角为参数变量, 泄漏量为优化目标函数, 根据Box-Behnken方法设计的样本点和数值计算结果建立二阶响应面模型, 开展新型篦齿密封结构泄漏特性数值模拟与优化研究, 并通过实验进行验证。研究表明, 实验结果与有限元计算结果误差不超过10%, 验证了数值模型的准确性。通过优化设计与分析, 新型篦齿连接结构泄漏量降低12.5%, 使得该结构更容易实现最优的封严效果。新型篦齿密封结构封严特性较初始结构提高99.2%, 消除了由连接处泄漏带来的附加阻力695.2N。

关键词: 航空发动机; 高空模拟实验台; 篦齿封严; 泄漏特性; 结构优化

中图分类号: V217.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 08-210206-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210206

Sealing Characteristics Study on New Labyrinth Seal Structure of Dynamic and Static Frame Connection of Altitude Simulation Test Facility

YANG Zhi-ming¹, AI Yan-ting¹, SU Jin-you², GUAN Peng¹, TIAN Jin-hu², HOU Zheng-xin²

- (1. Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technique for Aviation Propulsion Systems, Liaoning Province,
School of Aero-Engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;
2. National Defense Key Laboratory on Aero-Engine Altitude Simulation Technology,
AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621000, China)

Abstract: Numerical simulation and experimental research on the optimized design and sealing characteristics of a new labyrinth seal structure based on a mid-inlet were carried out to address the gas leakage problem at the dynamic and static frame connection of the aero-engine high-altitude simulation test facility. The new labyrinth sealing structure is designed, the thickness of the tooth tip, the thickness of the tooth root, and the back inclination angle of the tooth are selected as the parameter variables, the leakage amount is the optimization objective function, the sample points are designed according to the Box-Behnken method and the second-order response surface model is established by numerical calculation results to realize the numerical simulation and opti-

^{*} 收稿日期: 2021-04-06; 修订日期: 2021-07-28。

基金项目: 国家自然科学基金 (11702177); 辽宁省自然科学基金 (2020-BS-174)。

作者简介: 杨志明, 硕士生, 研究领域为航空发动机结构、强度与振动。

通讯作者: 艾延廷, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机结构、强度与振动。

引用格式: 杨志明, 艾延廷, 苏金友, 等. 高空台动静架连接新型篦齿密封结构封严特性研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 210206. (YANG Zhi-ming, AI Yan-ting, SU Jin-you, et al. Sealing Characteristics Study on New Labyrinth Seal Structure of Dynamic and Static Frame Connection of Altitude Simulation Test Facility [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8):210206.)

mization of the leakage characteristics of the new labyrinth sealing structure, and the numerical calculation results are verified by test. The study shows that the error between the test results and the finite element calculation results does not exceed 10%, which verifies the accuracy of the numerical model. The leakage of the new labyrinth joint structure is reduced by 12.5% through the optimized design and analysis, making it easier to achieve the optimal sealing effect. The new labyrinth seal structure has 99.2% better sealing characteristics than the initial structure and eliminates the additional resistance of 695.2N caused by leakage at the joint.

Key words: Aeroengine; Simulated altitude test facility; Labyrinth seal; Leakage characteristics; Structural optimization

1 引言

航空发动机高空模拟试验台(简称高空台)在地面进行发动机高空模拟试验,是评定发动机实际飞行功能的大型试验设备^[1-3]。高空台作为航空发动机性能提升过程中的战略性设备,其高空模拟试验的经济效益和技术效益越来越高。随着我国航空工业日益进步,同时也为应对现代及未来先进发动机研制的需要,对高空台的试验能力的准确性以及安全性提出了更高的要求^[4]。

在高空模拟试验中,为适应进气温度大幅变化引起动架热胀冷缩及推力测量需要的轴向移动量,高空舱导流盆与流量管之间需要设置动静架连接结构^[5],其核心是密封结构。国内高空台动静架大多采用直通式篦齿密封结构,但直通式篦齿密封结构对动静架连接处的泄漏抑制作用有限。另外,刘志友等^[6]、郭昕等^[7]指出在进行高空台推力测量试验过程中,由于导流盆与流量管间存在气流泄漏而作用在流量管上的进气冲量阻力使得高空台试验推力测量准确度不高,无法满足更高的试验要求。因此,设计研究一种新型密封连接结构,解决连接处泄漏问题,对提升高空试验能力与水平极为必要,也非常迫切。

国内外很多学者针对篦齿密封进行了大量的分析研究,文献[8-11]在不同时期针对篦齿密封的不同结构参数提出了泄漏量计算公式;Jia等^[12]提出了一种密封效果较好的T型篦齿密封;Yang等^[13]对减速器中的篦齿密封特性进行数值模拟和试验研究,分析了介质温度、压比、密封间隙和腔体大小对密封的影响,结果表明,介质温度、压力比、密封间隙的增加会导致密封效果下降;Szymanski等^[14]针对透平机械中的篦齿密封结构进行了CFD仿真以及试验研究,对篦齿密封结构密封特性进行分析。艾延廷等^[15]研究了一种基于中段进气的高空台动静架连接新型篦齿密封结构,能较大地提高动静架连接结构封严效果,但缺乏针对密封结构参数的优化设计,并

且仅进行了数值计算及相关分析,缺乏试验验证。

本文针对高空台动静架连接新型篦齿密封结构封严特性开展研究,应用简化新型篦齿密封模型对不同工况下的封严特性进行分析,通过数值计算结果建立二阶响应面模型,开展新型篦齿密封结构泄漏特性优化研究,并通过试验进行验证,具有很好的 consistency。

2 计算模型与数值仿真

2.1 计算模型

新型篦齿密封结构工作原理如图1所示。新型篦齿密封结构封严效果主要体现在主流进气与控制口气流在一段篦齿处相遇时,两股气流分别经历流束收缩效应和热力学效应,压力降低,速度增大。通过调节控制口压力,使得两股气流速度大小相等、方向相反,流场内产生动平衡,从而实现密封效果。

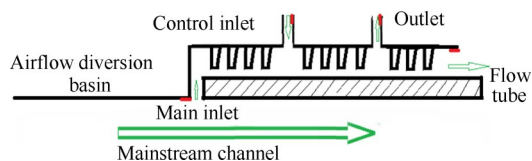


Fig. 1 Working principle diagram of the new labyrinth structure

采用有限元法对新型篦齿密封结构的密封特性进行数值模拟,模型如图2所示。新型篦齿密封结构尺寸:总长度 $L=142\text{mm}$,齿距 $B=7\text{mm}$,齿尖厚 $t=1\text{mm}$,前倾角 $\alpha=90^\circ$,后倾角 $\beta=120^\circ$,共11个篦齿。中段控制口直径 $D_1=14\text{mm}$;出口包括孔型出口和环形出口两部分,其中孔型出口直径 $D_2=10\text{mm}$ 。高空舱前封头与流量管之间留有 $d=2\text{mm}$ 的间隙,允许高空模拟试验中热胀冷缩效应导致动架轴向自由移动;考虑到安装精度以及高空模拟试验过程中动静架之间的不同心问题,为防止动静架碰磨影响发动机推力测量,取齿隙 $s=2\text{mm}$ 。采用ICEM划分高质量的六面体网格,网格数为760万。

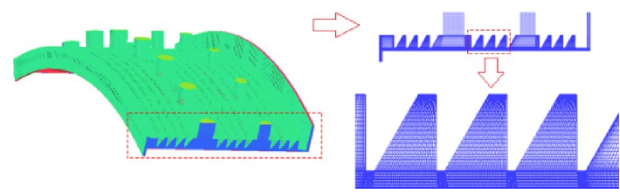


Fig. 2 Detailed finite element model of the new labyrinth seal

计算时工作介质为理想气体,黏性系数满足 Sutherland 假设,求解三维稳态 Realizable $k-\varepsilon$ 方程,空间离散采用二阶迎风格式。在验证新型篦齿连接结构密封特性规律时,控制口设置为总压、总温进口。进气口给定为总压、总温进口。出口包括孔型出口和环形出口两部分,给定为压力出口,压力为标准大气压。数值模型截面设置为周期界面。篦齿密封模型边界条件见表 1。

Table 1 Boundary conditions

Boundary conditions	Values
Outlet pressure/Pa	101325
Main inlet pressure/outlet pressure	1.5~3.0
Main inlet temperature/K	300~440
Outlet temperature/K	300

2.2 数值仿真

将主流进气口与出气口压力之比分别设定为 1.5, 2.0, 2.5 和 3.0,在选取密封控制口压力时,遵循逐步紧逼的原则,依据前一组仿真结果确定后续仿真中的控制口压力数值。

新型篦齿密封结构内部流场以密封控制口入口为分界点。主流进口压比为 1.5 时,不同密封控制口进气压力下的流场、压力分布如图 3 所示。图 3(a)为密封控制口输入气流压力为 0 时的压力与速度云图;由图 3(b)可以看出,当密封控制口输入气流压力较小时,该密封结构内部流场状态与控制口输入气流压力为 0 时大致相似;随着控制口输入气流压力逐渐增大,会在控制口正下方形成一个高压集中区,气流经由壁面后方向改变,一部分气流在高压区内部参与能量耗散,另外部分气流向两侧经由密封间隙流动。流向主流的气流一部分进入相邻的齿腔发生热力学效应,另一部分沿流量管壁面继续向主流进口方向流动。从主流入口进入篦齿内部的气流随着密封控制口进气压力的增加,流动性能降低,动平衡的位置不断向主流进口方向移动,主流气流泄漏逐渐被抑制,从而在第一段篦齿处实现封严效果;当控制口输入气流压力继续增大时,会有部分气流沿主流

入口向外泄漏。可见,新型篦齿结构是依靠向控制口输入的气流与主流气流在第一段篦齿处发生冲撞耗散能量来实现密封的。

主流不同压比下控制口压力对主流泄漏量影响变化曲线如图 4 所示。将四种工况下的变化规律利用 Matlab 进行拟合,找出理想“零泄漏”对应的控制口压力。表 2 为拟合精度评价性能指标值,拟合曲线的复相关系数 R^2 接近 1,相对均方根误差 $RMSE$ 接近 0,表明拟合精度很好地满足要求^[16]。利用拟合曲线得出不同进口压比条件下,主流“零泄漏”时所对应的控制口压力值,如图 5 所示,密封控制压力、进气压力与出气压力的比值(即压比)基本呈线性关系。

3 结构模型试验验证与分析

3.1 模型试验研究

试验系统由进气系统、密封装置和监测系统三部分组成,如图 6 所示。以主流泄漏量不超过 1g/s 作为优化目标,在主流进气压力与出气压力之比为 1.5 ~ 3.0 时,通过调控控制口进气压力即压力表 2 的示数,以实现这一目标,同时记录此时密封控制口的压力值。

新型高空台动静架连接篦齿密封结构试验装置如图 7 所示。密封装置包括主体和上盖两部分。试验装置共设有 3 个进气口:1 个主流进气口和 2 个对称的密封控制进气口。进气口后端设置稳压挡板并配有稳压气腔。主流进气口作为气源模拟进入新型连接结构的来流(即为高空模拟试验中进入发动机的来流)。试验装置的底板上设置两组通气孔及三组凹槽,槽内放置篦齿试验件。第一组密封与第二组密封之间的气孔直径为 14mm,均匀分布 6 个;出气分为两个部分,第二组密封与第三组密封之间有直径为 10mm 的 5 个出气孔,以及第三组密封后的 2mm 宽的矩形缝隙。试验时,在试验装置主体与上盖之间使用垫片调整齿顶缝隙,通过螺栓连接。试验件的主要结构参数如表 3 所示。

3.2 对比验证

新型篦齿密封结构密封特性试验与数值计算结果如图 8 所示。由图可见,随着主流进口压力增大,实现“零泄漏”目标的密封控制口的压力也随之变大,仿真与试验结果都基本上呈线性关系。仿真与试验结果吻合良好,最大误差不超过 10%。存在误差,主要是实验开始时,气流不稳定以及篦齿试验件为分段加工,安装时较难保证与数值模型一样的密封间隙,并且试验过程中压力测点与篦齿试验件有

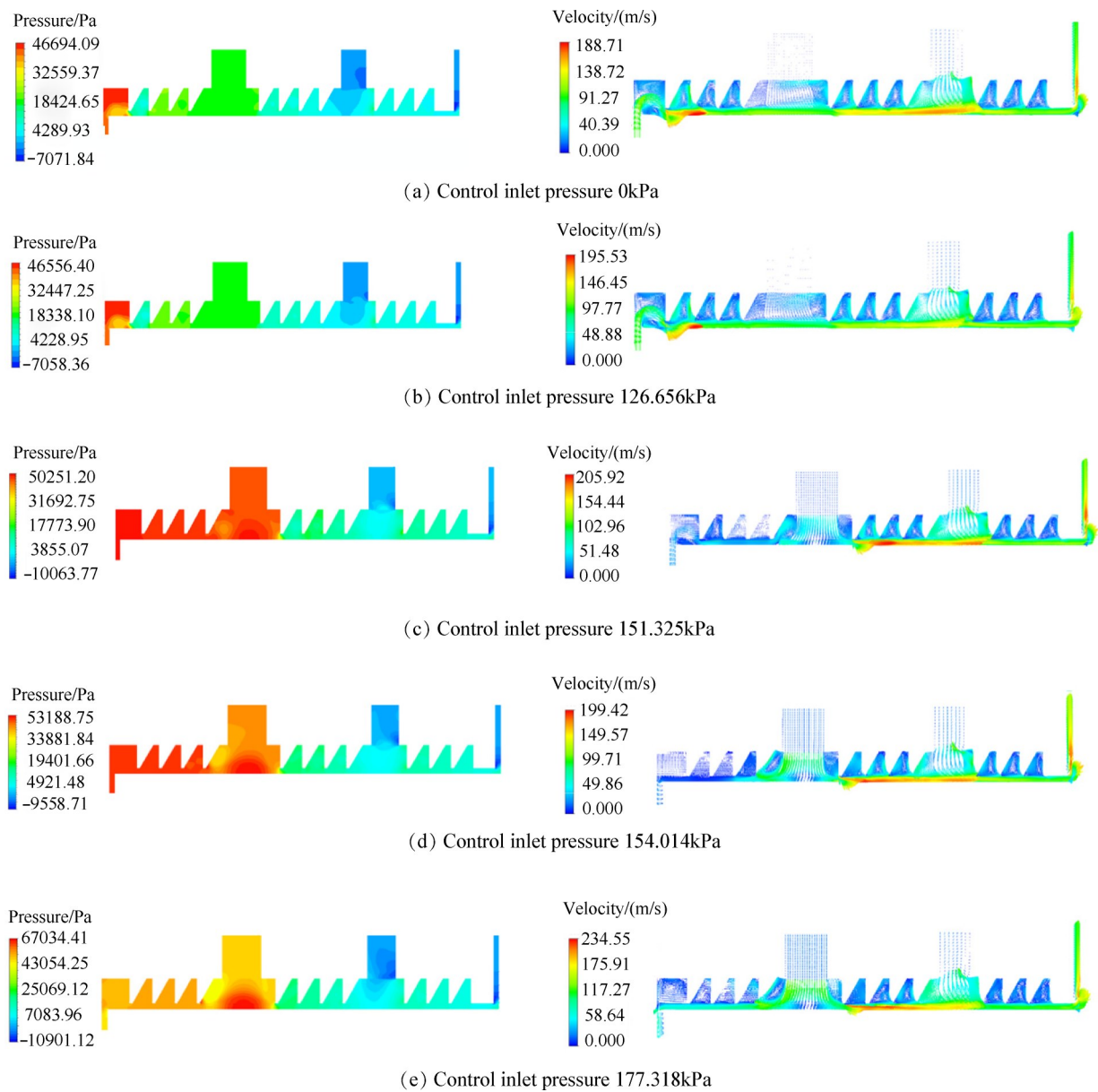


Fig. 3 Diagram of pressure and velocity changes in the flow field under different control inlet pressures

一定的距离。数值计算与试验结果对比表明,本文建立的数值模型可以有效计算新型篦齿密封结构流场特性与密封特性。

4 基于响应面法的结构优化

4.1 单目标优化方法

响应面法是当优化参数与优化目标之间存在非线性关系时,利用合理的试验设计方法并通过实验或有限元计算结果,采用多元二次回归方程拟合优化参数与优化目标的函数关系,再对回归方程进行分析,从而寻求最优参数。本文数据拟合采用含交叉项的二阶响应面函数多项式^[17]

$$\hat{y} = a_0 + \sum_{i=1}^k a_i x_i + \sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^k a_{ij} x_i x_j \tag{1}$$

式中 x_i, x_j 为优化参数, k 为优化参数个数, a_0, a_i, a_{ij} 为待定系数,通过最小二乘法拟合计算结果得到。

复相关系数 R^2 和相对均方根误差 $RMSE$ 能更好地表明回归方程对样本点的拟合精度。 R^2 值越接近 1, $RMSE$ 值越接近 0, 表示多元回归方程拟合的精度越高,其表达式为

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (\hat{y}_i - y_i)^2}{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2} \tag{2}$$

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\hat{y}_i - y_i)^2}{n - p - 1}} \tag{3}$$

式中 $\hat{y}_i$ 表示响应面模型计算值, y_i 表示有限元计算

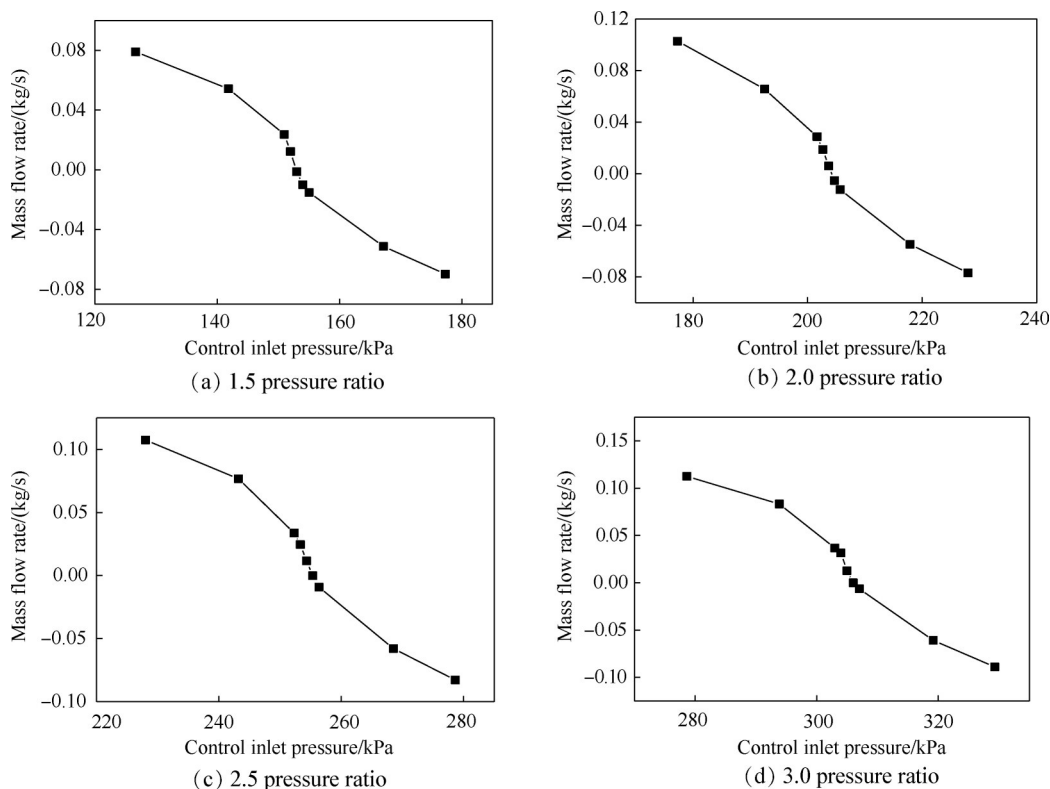


Fig. 4 Curve of different control inlet pressure ratios on leakage

值, $\bar{y}$ 表示有限元计算值的平均值, n 表示采样点数量, p 表示二阶响应面函数中非常数项个数。

4.2 优化参数与优化目标

密封长度 L , 齿隙 s , 齿数 Z (齿距 B), 齿尖厚 t , 齿根厚 h , 齿高 H 以及前、后倾角 α, β 都是影响篦齿封严

效果的重要结构尺寸^[18], 这些结构参数能决定篦齿密封的密封性能。受高空台结构以及安装精度限制, 动静架密封段总长度 $L=142\text{mm}$, 齿尖间隙 $s=2\text{mm}$, 齿高 $H=8.6\text{mm}$ 固定不变。

根据文献[19]得出泄漏量 $\dot{m}$

$$\dot{m} = kA \frac{p_0}{(RT_0)^{1/2}} \left[\frac{1 - (p_{\text{out}}/p_0)^2}{N - \ln(p_{\text{out}}/p_0)} \right]^{1/2} (1 - \alpha')^{-1/2} \quad (4)$$

$$\alpha' = \frac{8.52}{(B - t)/s + 7.23} \quad (5)$$

式中 $(1 - \alpha')^{-1/2}$ 为透气效应修正项, α' 为透气效应残余动能因子, k 为流量系数, t 为齿尖厚, R 为气体常数, A 为实验件泄漏面积 (m^2); T_0 为气流进口温度 (K); p_0 为进口总压 (Pa), p_{out} 为出口静压 (Pa)。

在篦齿密封结构中, 当齿高略小于齿距时齿间旋涡发育良好, 有利于将气体动能转化为热能耗散; 但齿高与齿距的比值过小会造成篦齿尺寸过大, 不利于动静架结构的安装。根据目前高空台实际结构, 并考虑流量管热胀冷缩引起的不同心问题, 将固定齿隙 s 的值; 由上式可以看出齿尖厚 t 对泄漏量有较大影响, 并且齿根厚 h 以及后倾角 β 都会影响到齿距 B 的大小。综上, 选取对篦齿密封结构的整体性能影响较大的因素齿尖厚 t , 齿根厚 h 以及后倾角 β 作为优化参数, 以高空台新型篦齿密封结构泄漏量数值

Table 2 Evaluation performance of response surface				
Parameter	Main inlet pressure ratio 1.5	Main inlet pressure ratio 2.0	Main inlet pressure ratio 2.5	Main inlet pressure ratio 3.0
R^2	0.9822	0.9882	0.9904	0.9927
RMSE	0.00793	0.00763	0.00737	0.00704

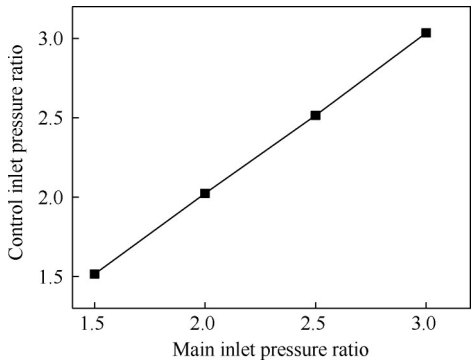


Fig. 5 Control inlet pressure and main inlet pressure relationship curve at "zero leakage"

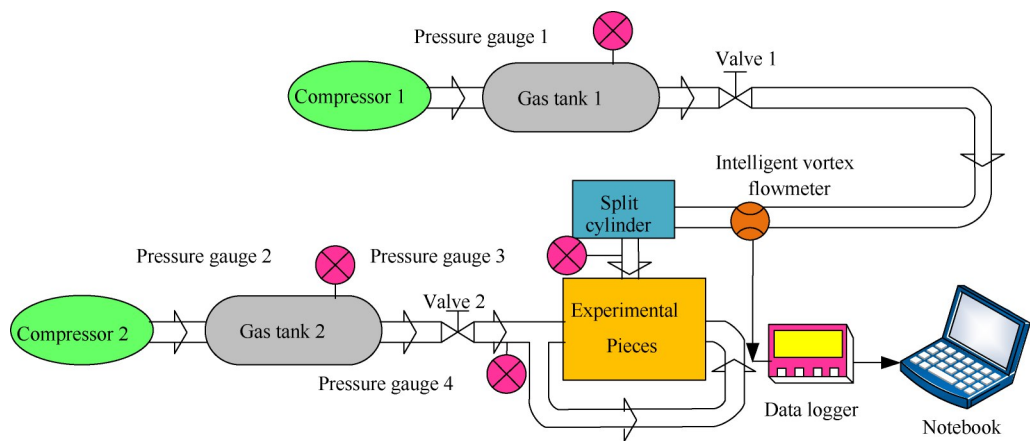
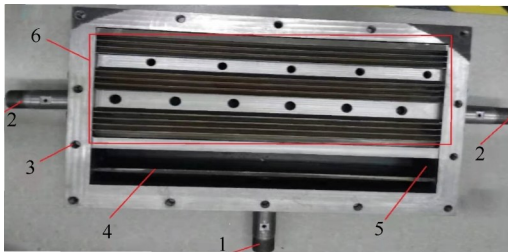


Fig. 6 Test system



(1.Main inlet; 2.Control inlet; 3.Blot hole;
4. Stabilize-pressure baffle; 5. Surge chamber; 6.Test piece)

Fig. 7 Experimental pieces

Table 3 Main characteristic parameters of the test model	
Main parameter	Value
Total length of seal L/mm	142
Tooth spacing B/mm	7
Tip thickness t/mm	1
Forward angle $\alpha/(\text{^\circ})$	90
Backward angle $\beta/(\text{^\circ})$	120

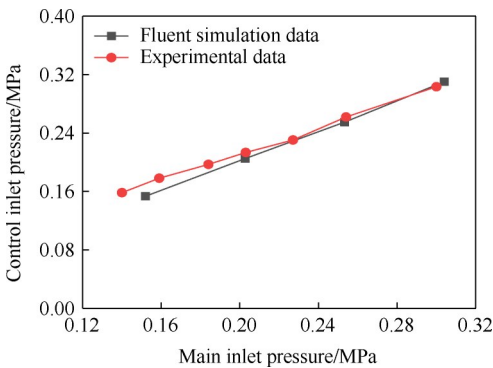


Fig. 8 Relationships of mass flow rates with simulation results and experimental results

为优化目标。表 4 为优化参数初始值以及参照航空发动机设计手册^[20]并结合加工精度限制设置的优化参数变化范围。

合理的试验设计对响应面函数极为重要,本文

Table 4 Range of optimize parametric variation and initial values

Item	h/mm	t/mm	$\beta/(\text{^\circ})$
Maximum	3	3	130
Minimum	1	1	110
Initial values	2	2	120

利用 Box-Behnken 设计方法进行样本点设计。该方法能够避免不合理的试验样本点设计,广泛应用于自变量与目标值之间存在非线性关系。根据 Box-Behnken 设计方法设计的 17 组优化参数组合,建立相应数值模型并进行计算。本文中三个参数变量对一个优化目标的样本数据如表 5 所示。

Table 5 Box-Behnken experiment design and calculation results (typical conditions: main inlet pressure ratio 2.0/control inlet pressure ratio 1.9)

No.	t/mm	h/mm	$\beta/(\text{^\circ})$	$f/(\text{g/s})$
1	2.00	2.00	120.00	63.9047
2	2.00	2.00	120.00	63.9107
3	2.00	3.00	130.00	57.5481
4	2.00	1.00	130.00	60.4939
5	3.00	3.00	120.00	60.4749
6	1.00	2.00	110.00	69.7747
7	2.00	2.00	120.00	63.9067
8	3.00	2.00	110.00	68.3525
9	2.00	2.00	120.00	63.9112
10	3.00	1.00	120.00	65.2153
11	1.00	1.00	120.00	66.1656
12	3.00	2.00	130.00	57.8806
13	1.00	2.00	130.00	59.3028
14	1.00	3.00	120.00	62.7482
15	2.00	2.00	120.00	63.9084
16	2.00	1.00	110.00	70.1595
17	2.00	3.00	110.00	66.4532

4.3 优化结果分析

采用最小二乘法和回归分析法对优化参数与优化目标之间的关系进行拟合,得到含交叉项的二阶响应面多项式,如式(6)所示。其中 f 为篦齿密封模型泄漏量; a, b 和 c 分别表示参数变量齿根厚 h ,齿尖厚 t 以及倾角 β 。

$$\begin{aligned} f = & 126 + 8.96 \times 10^{-2} a - 2.63 b - \\ & 4.50 \times 10^{-1} c - 3.31 \times 10^{-1} ab + \\ & 3.82 \times 10^{-7} ac + 1.90 \times 10^{-2} bc - \\ & 4.67 \times 10^{-2} a^2 - 2.11 \times 10^{-1} b^2 - \\ & 3.40 \times 10^{-4} c^2 \end{aligned} \quad (6)$$

泄漏量 f 的复相关系数 R^2 的值均大于0.92,相对均方根误差 $RMSE$ 的值均小于0.21,说明得到的响应面多项式对样本点数据拟合效果良好。

图9(a)为当倾斜角度不变时,其它参数变量对篦齿密封模型进口泄漏量的影响。可以看出,齿尖厚、齿根厚对密封泄漏量有正相关的趋势。随着密封结构齿尖厚度与齿根厚度的增加,密封长度会相应增长,节流效应和空腔耗散作用均得到增强,导致气流动能消耗,泄漏量变小,从而起到了很好的密封作用。

图9(b)和图9(c)分别为齿根厚度和齿尖厚度不变时,其它参数变量对篦齿密封模型进口泄漏量的影响。在篦齿结构中处于紊动状态的射流会沿着倾斜的齿面流进环形腔室,相较于直齿,有更多的气流进入腔室内部,导致齿腔内的旋涡得到充分发展,气流膨胀压缩强度增大、能量交换增大,流体动能消耗增加,同时增大了流动阻力;此外,当篦齿倾斜时,环形腔室中气流与篦齿面的接触面积增大,由于摩擦作用而消耗的能量增多。说明在规定范围内增大篦齿倾斜角度有利于减小泄漏系数,提高篦齿密封性能。

本文在给定优化参数范围的前提下,经过优化设计,齿尖厚、齿根厚都为3mm,后倾角为130°的新型篦齿连接结构为最优,泄漏量由63.9g/s降低至55.9g/s,如表6所示。在一定程度上增强了该结构的封严能力,优化效果显著。通过优化设计的新型密封结构可在相对较低的控制口压力下实现更优的密封效果,使得该结构更易于实现“零泄漏”的目标。

针对某型高空台而言,高空台动静架新型篦齿密封连接结构能有效地抑制导流盆与流量管间气体泄漏问题,与传统篦齿连接结构泄漏量0.9816kg/s相比,同一工况条件下,新型篦齿密封接连接结构泄漏量降低了99.2%。典型工况下,应用新型篦齿密封连接

结构的高空台试验与初始结构带来的附加阻力74219.4N相比,消除了由动静架连接处泄漏带来的附加阻力695.2N。大幅降低连接处的泄漏使空气流量计的测量值更接近测量推力真实值,为我国航空工业的蓬勃发展和航空发动机重大专项设立的顺利推进提供了技术保障。

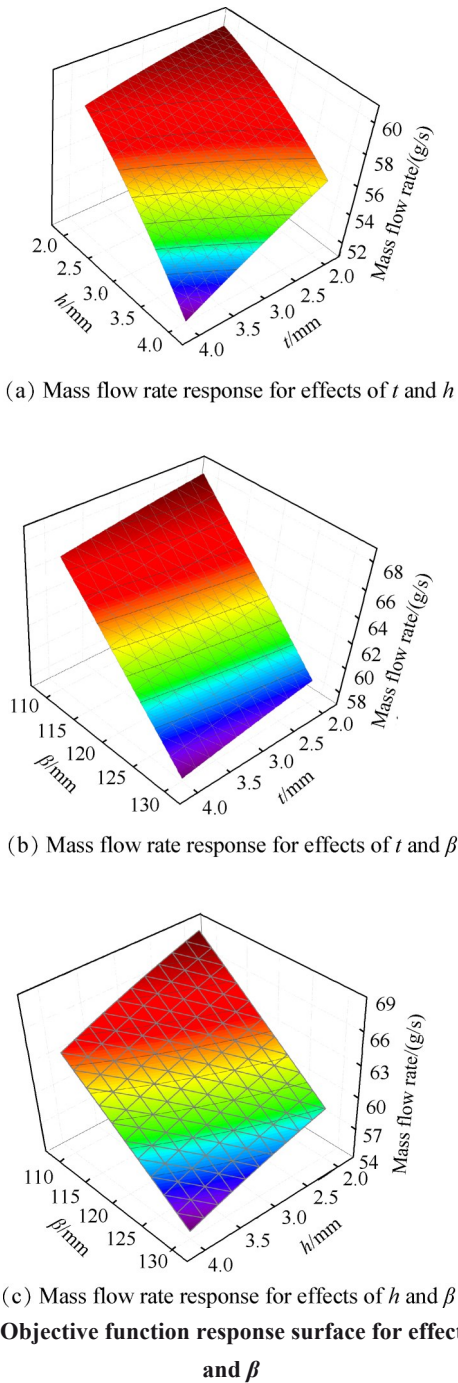


Fig. 9 Objective function response surface for effects of h, t and β

Table 6 Verification of optimal calculation results	
Item	Mass flow rate/(g/s)
Initial model	63.9
Optimized model	55.9
Improved/%	-12.5

5 结 论

本文对高空台动静架新型篦齿连接结构及其密封特性开展研究,在数值模拟与试验验证基础上,通过响应面法实现高空台新型篦齿连接结构进口泄漏量单目标优化设计,结论如下:

(1)设计了高空台动静架连接新型篦齿密封结构,泄漏量试验结果与有限元计算结果吻合良好,误差不超过10%,验证了建立的数值模型的准确性,证明新型动静架篦齿连接结构对解决原始结构存在气体泄漏问题的可行性,为高空台动静架密封连接结构设计提供了新思路。

(2)根据Box-Behnken方法设计的样本点组合和数值计算结果,建立了齿尖厚度、齿根厚度和篦齿后倾角对泄漏量的响应面模型。控制篦齿前倾角度不变,在给定范围内增大篦齿后倾角,篦齿密封特性会随之增强;增加齿尖厚度与齿根厚度使泄漏量明显减小。

(3)在给定参数变量变化范围情况下,经优化,动静架连接新型篦齿密封结构泄漏量降低12.5%,优化效果显著。与初始结构相比,封严效果提升99.2%,消除由连接处泄漏带来的推力测量附加阻力,为提升高空台推力测量的准确度拓宽了思路。

致 谢:感谢国家自然科学基金、辽宁省自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] 纪国剑. 航空发动机典型篦齿封严泄漏特性的数值和实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- [2] 朱美印, 王 曦, 但志宏, 等. 高空台进气控制系统压力PI增益调度控制研究[J]. 推进技术, 2019, 40(4): 902-910. (ZHU Mei-yin, WANG Xi, DAN Zhi-hong, et al. Pressure PI Gain Scheduling Control Research for Altitude Ground Test Facilities Air Intake Control System [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(4): 902-910.)
- [3] Rose J B R, Jinu G R, Brindha C J. A Numerical Optimization of High Altitude Testing Facility for Wind Tunnel Experiments [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(3).
- [4] 侯敏杰, 刘冬根. 航空发动机高空台的发展与展望[J]. 航空科学技术, 2012(3): 1-4.
- [5] 朱 莹, 石 林, 肖 昕. 封严篦齿特征参数对其密封性能影响的数值分析[J]. 航空精密制造技术, 2019, 55(4): 37-39.
- [6] 刘志友, 吴 锋, 仇 轩. 高空模拟试验中真空度与次流作用力校准方法的发展演变[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(2): 1-5.
- [7] 郭 昕, 刘 涛, 文 刚. 航空发动机试车台附加阻力修正方法[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 839-844.
- [8] Martin H M. Labyrinth Packing[J]. *Engineering*, 1908: 35-36.
- [9] 塔鲁达纳夫斯基K. 非接触密封(间隙密封与迷宫密封的原理和应用)[M]. 北京: 机械工业出版社, 1986.
- [10] Egli A. The Leakage of Gases Through Narrow Channels [J]. *Trans of ASME*, 1935, 37: 63-67.
- [11] Vermes G. A Fluid Mechanics Approach to the Labyrinth Seal Leakage Problem [J]. *Journal of Engineering for Power*, 1961(4), 161-169.
- [12] Xingyun Jia, Qun Zheng, Yuting Jiang, et al. Leakage and Rotordynamic Performance of T Type Labyrinth Seal [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 88: 22-31.
- [13] Shiping Yang, Bosi Tan, Xiaofen Deng, et al. Numerical and Experimental Investigation of the Sealing Effect of a Specific Labyrinth Seal Structure [J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2019(4): 1-14.
- [14] Szymanski A, Dykas S, Wróblewski W, et al. Experimental and Numerical Study on the Performance of the Smooth-Land Labyrinth Seal [J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2016, 760(1).
- [15] 邹宜霖, 艾延廷, 苏金友. 高空模拟试车台动静架新型篦齿密封结构研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(3): 57-62.
- [16] 艾延廷, 刘海月, 田 晶. 薄壁机匣螺栓连接结构多目标优化设计[J]. 推进技术, 2019, 40(4): 876-883. (AI Yan-ting, LIU Hai-yue, TIAN Jing. Multi-Objective Optimization Design of Bolt Connected Flange for Thin-Walled Casing [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(4): 876-883.)
- [17] 代汉超, 石雪飞, 阮 欣. 基于改进响应面的桥梁抗弯刚度修正[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2014, 45(7): 2387-2393.
- [18] 李 琛. 高空舱篦齿封严密封特性研究和结构优化[J]. 南昌航空大学学报(自然科学版), 2013, 27(4): 30-35.
- [19] 胡东旭, 贾 力, 杨立新. 篦齿封严泄漏特性的实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(3): 549-555.
- [20] 《航空发动机设计手册》总编委会. 载荷及机匣承力件强度分析(第17册)[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.

(编辑:梅 瑛)