

# 基于能量法的篦齿封严环气弹稳定性数值研究\*

苏国征<sup>1,2</sup>, 孙丹<sup>1,2</sup>, 李玉<sup>1,2</sup>, 王志<sup>1,2</sup>, 任国哲<sup>1,2</sup>

(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. 沈阳航空航天大学 沈阳市透平机械先进密封技术重点实验室, 辽宁 沈阳 110136)

**摘要:** 针对航空发动机篦齿封严环气弹稳定性问题, 采用基于三维插值及非定常网格技术的能量法, 建立了篦齿封严环气弹稳定性数值求解模型。在验证数值方法准确性的基础上, 研究了供气压力、转速和进气畸变对篦齿封严环气弹稳定性的影响, 分析了篦齿封严环气动力、气动功分布特性, 揭示了进气畸变对篦齿封严环气弹稳定性的影响机理。研究表明: 在本文研究中, 外篦齿封严环相对于内篦齿封严环更易发生气弹失稳; 随供气压力增加, 外篦齿封严环气弹稳定性呈现降低趋势, 当供气压力为0.55 MPa和0.7 MPa时, 外篦齿封严环存在气弹失稳的风险; 转速2 000 r/min和4 000 r/min相对于6 000 r/min具有更大的气弹失稳风险。相比于360°圆周进气, 90°圆周进气的外篦齿封严环气动力存在相互抵消的耦合作用, 所以90°圆周进气的外篦齿封严环具有较高的气弹稳定性。篦齿封严环在发生气弹失稳时, 齿腔底部做功占总气动功百分比会显著增加, 故在进行结构优化时, 可改变齿腔底部的结构参数以对篦齿封严环气弹稳定性进行改善。

**关键词:** 篦齿封严环; 气弹稳定性; 能量法; 进气畸变; 气动功

中图分类号: V233.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2024) 05-2304002-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2304002

## 1 引言

在航空发动机中, 篦齿封严环起到阻碍介质泄漏、提高航空发动机效率的作用, 是一种高效的非接触式封严<sup>[1-3]</sup>。随着航空发动机不断向高参数方向发展, 篦齿封严环工作条件愈发恶劣, 篦齿封严环结构振动与封严腔内流体周向压力变化相互耦合, 易引发气弹失稳现象<sup>[4-5]</sup>, 导致篦齿封严环高周疲劳、裂纹, 甚至脱落, 对航空发动机核心部件造成二次破坏, 造成重大损失<sup>[6]</sup>。为此, 研究篦齿封严环气弹稳定性具有重要学术价值和工程意义。

目前国内外关于篦齿封严环气弹稳定性的研究主要从以下3个方面进行: 试验、理论分析、数值仿真。在试验方面, Abbott<sup>[7]</sup>通过静态试验揭示了密封泄漏气流对气弹失稳具有激励作用, 并将声频引进气动弹性解析式, 揭示了声频与机械频率的比值与

气动阻尼的关系。Toshimasa等<sup>[8]</sup>通过试验监测篦齿封严转子系统对数衰减率, 以对数衰减率的正负值为指标, 评价篦齿封严环是否发生气弹失稳, 并提出封严结构改善气弹稳定性的措施。在理论分析方面, 国内外研究人员从不同角度, 通过不同方法进行了相关研究。Srinivasan等<sup>[9]</sup>将转静子视为柔性部件, 提出一种篦齿封严环气弹失稳分析方法, 揭示了流体泄漏流动与转静子模态相互作用引发气弹失稳的机制。Zhuang<sup>[10]</sup>通过在时间域上求解非定常N-S方程, 研究了密封支撑侧、节点直径、行波方向、封严间隙等因素对篦齿封严环的影响。李辉等<sup>[11-12]</sup>对篦齿封严环进行了振动特性和气弹稳定性分析, 采用复特征值方法建立了双控制体模型, 求解了篦齿封严环的气动阻尼和气动刚度。李罡等<sup>[13]</sup>采用复特征值法将阻尼套筒对篦齿封严环结构抑振机理进行了理论分析。Roque等<sup>[14]</sup>综合考虑了齿腔形状、封严间

\* 收稿日期: 2023-04-03; 修订日期: 2023-07-24。

基金项目: 国家自然科学基金(52075346); 辽宁省“兴辽英才计划”资助项目(XLYC2007077)。

作者简介: 苏国征, 硕士生, 研究领域为篦齿封严环气弹稳定性研究。

通讯作者: 孙丹, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机先进密封技术研究。E-mail: phd\_sundan@163.com

引用格式: 苏国征, 孙丹, 李玉, 等. 基于能量法的篦齿封严环气弹稳定性数值研究[J]. 推进技术, 2024, 45(5): 2304002. (SU G Z, SUN D, LI Y, et al. Numerical study on aeroelastic stability of labyrinth seal ring based on energy method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(5): 2304002.)

隙、节点直径、扭转中心位置、旋流速度、压比等因素,基于无阻塞出口条件,采用无量纲分析方式,研究了篦齿封严气弹稳定性影响因素。在数值模拟方面,研究方法以能量法为主流,Mare等<sup>[15-16]</sup>应用能量法对篦齿封严环振动引起的非定常流场在时间域上进行求解,研究了声学固有频率与机械频率之比和支撑位置对篦齿封严环气弹稳定性的影响,揭示了密封腔之间的相位变化是引起气弹失稳的重要原因。王能茂等<sup>[17-18]</sup>采用能量法求取不同节径的模式气动阻尼比,通过模式气动阻尼比的正负判断篦齿封严环的气弹稳定性,研究了齿厚、齿腔宽度等参数对气弹稳定性的影响。综上所述,现有文献大多研究篦齿封严环结构参数对气弹稳定性的影响,关于工况参数对篦齿封严环气弹稳定性影响的报道较少,鲜有关于进气畸变对篦齿封严环气弹稳定性影响机理的报道。

本文采用基于三维插值及非定常动网格技术的能量法,建立了篦齿封严环气弹稳定性数值求解模型。在验证数值方法准确性的基础上,研究了供气压力、转速和进气畸变对篦齿封严环气弹稳定性的影响,分析了篦齿封严环区域气动功分布特性,揭示了进气畸变对篦齿封严环气弹稳定性影响机理,为篦齿封严环气弹稳定性分析提供了理论依据。

## 2 基于能量法的篦齿封严环气弹稳定性理论模型

### 2.1 篦齿封严环结构动力学理论模型

如图 1 所示,根据 Collar's 气弹三角形<sup>[4]</sup>,篦齿封严环结构动力学方程应满足式(1),即

$$\begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & \cdots & m_{1n} \\ m_{21} & m_{22} & \cdots & m_{2n} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ m_{n1} & m_{n2} & \cdots & m_{nn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x}_1 \\ \ddot{x}_2 \\ \vdots \\ \ddot{x}_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & \cdots & k_{1n} \\ k_{21} & k_{22} & \cdots & k_{2n} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ k_{n1} & k_{n2} & \cdots & k_{nn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1(t) \\ F_2(t) \\ \vdots \\ F_n(t) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中 $[M]$ , $[K]$ 分别为篦齿封严环结构的质量矩阵和刚度矩阵,由于气体的附加质量和附加刚度远小于结构质量和刚度,可忽略气体附加质量和附加刚度的影响; $x$ 为振动位移; $F$ 为篦齿封严环受到的气动力。

当激振力为简谐形式,且固有频率为 $\omega$ 时

$$\{F\} = \{F_{\max} e^{-i\psi}\} e^{-i\omega t} = (\{F_1\} - i\{F_2\}) e^{-i\omega t} \quad (2)$$

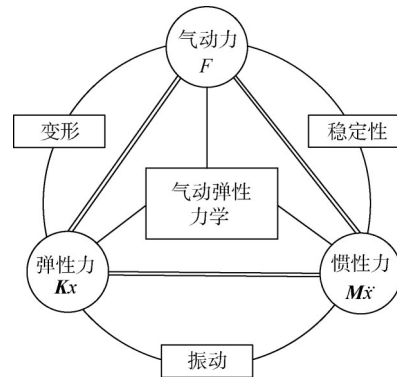


图 1 Collar's 气弹三角形

$$\{x\} = \{x_{\max} e^{-i\phi}\} e^{-i\omega t} = (\{x_1\} - i\{x_2\}) e^{-i\omega t} \quad (3)$$

式中 $F_{\max}$ 为激振力幅值, $\psi$ 为激振力函数的相位角, $F_1 = F_{\max} \cos\psi$ , $F_2 = F_{\max} \sin\psi$ , $x$ 为位移幅值, $\phi$ 为位移函数的相位角, $x_1 = x_{\max} \cos\phi$ , $x_2 = x_{\max} \sin\phi$ 。

则式(1)便可化简为

$$(-\omega^2 [M] + [K]) \{x_1 - ix_2\} = \{F_1 - iF_2\} \quad (4)$$

### 2.2 非定常气动力对篦齿封严环做功理论模型

通过对式(4)进行求解,获得非定常流场中篦齿封严环耦合面的非定常气动力和位移,利用能量法求取非定常流场对篦齿封严环所做气动功,从篦齿封严环与流体能量交换的角度判断是否发生气弹失稳。在进行计算篦齿封严环气弹稳定性时,非定常气动力产生的气动阻尼远大于结构本身的机械阻尼,因此,对气弹稳定性进行保守计算时,忽略机械阻尼的影响,认为篦齿封严环每个周期内的能量增量完全来源于流体非定常气动力所做的气动功。

基于能量法判断篦齿封严环气弹稳定性的关键,在于求解耦合交界面上的气动功<sup>[17]</sup>

$$W_k = \sum_{i=1}^{n_s} \sum_{j=2}^{n_s+1} \left[ \frac{1}{2} (F_{xi}^j + F_{xi}^{j-1}) (D_{xi}^j - D_{xi}^{j-1}) + \frac{1}{2} (F_{yi}^j + F_{yi}^{j-1}) (D_{yi}^j - D_{yi}^{j-1}) + \frac{1}{2} (F_{zi}^j + F_{zi}^{j-1}) (D_{zi}^j - D_{zi}^{j-1}) \right] \quad (5)$$

式中 $W_k$ 为第 $k$ 阶模式的气动功; $n_s$ 为流固耦合交界面节点个数; $n_t$ 为一个周期内的时间步,文中取 $n_t = 60$ <sup>[17-18]</sup>; $F$ 为节点所受非定常气动力; $D$ 为节点位移; $x, y, z$ 分别代表坐标方向,坐标系为笛卡尔坐标系。

若一个振动周期的气动功为正,则随着时间的推移,篦齿封严环结构不断从流体中吸收能量,具有失稳的趋势;若一个振动周期的气动功为负,则流体不断消耗篦齿封严环结构的振动能量,不具备失稳趋势。

假设篦齿封严环做简谐振动,并且篦齿封严环的阵型和固有频率基本不受气动载荷的影响。根据能量法及等效黏性阻尼原则,非定常气动力在一个振动周期对篦齿封严环做功等于气动阻尼在一个周期内消耗的能量。

$$W_k = \int_0^T -2\xi_k \omega_k \dot{q}_k dq_k \quad (6)$$

式中  $q_k = q_{k0} \sin(\omega_k t + \alpha)$ ,  $q_{k0}$  为篦齿封严环第  $k$  阶模态正则化振幅,  $\omega_k$  为第  $k$  阶固有频率,  $\xi_k$  为第  $k$  阶模态的气动阻尼比。

将其整理得到第  $k$  阶模态气动阻尼比<sup>[18]</sup>

$$\xi_k = \frac{-W_k}{2\pi\omega_k^2 q_{k0}^2} \quad (7)$$

### 3 篦齿封严环气弹稳定性数值求解模型

#### 3.1 篦齿封严环气弹稳定性数值模型

本文实体模型选自某型航空发动机低压涡轮后锥壁典型篦齿封严结构,固体域求解模型如图2所示,该篦齿封严结构位于转子上,整体结构包括外篦齿封严环、内篦齿封严环、转子转接件以及转轴。每个篦齿封严环均包含5个齿高均相等的锥形斜齿。内外篦齿封严环以及转子转接段采用GH4169材料,转轴采用1Cr11Ni2W2MoV,相关材料参数如表1所示<sup>[19]</sup>。流体域求解模型包含内外篦齿腔室,齿顶与静子之间的间隙将内外两篦齿封严环均分为4个封严腔。

#### 3.2 网格划分

划分流体域网格时,要对近壁面位置以及气体流速梯度较大的区域进行网格加密,对进口段圆柱状区域采用O分法划分网格。在数值求解时,采用三

维插值技术<sup>[20]</sup>,可将固体域耦合面数据准确插值到流体域耦合面,为此不需要流体域耦合面节点与固体域耦合面节点一一对应,网格划分结果如图3所示。

针对使用的  $k-\varepsilon$  湍流模型,调整网格疏密程度,使得篦齿封严环流体耦合面区域  $y^+$  值保持在30~80。以泄漏量和2ND(第2节径)固有频率为参考指标,经网格无关性验证,并综合考虑计算准确性和经济性,最终确定流体域网格数量为1630万,固体域网格数量为320万,网格无关性验证如图4所示。

#### 3.3 篦齿封严环气弹稳定性数值方法

为求解篦齿封严环气弹稳定性,需对固体域和流体域分别进行仿真计算。对固体域求解结构动力学方程,获得篦齿封严环固有频率和振型,通过三维插值将其导入到非定常流场中进行求解,获得篦齿封严环流体耦合面非定常气动力和节点位移,进而求解非定常气动力对篦齿封严环所做非定常气动功,具体求解流程如图5所示。

因为流体域网格与固体域网格并非一一对应,二者疏密程度存在显著差别,为使固体与流体之间数据能够准确传递,所以在耦合交界面使用三维插值函数,将固体耦合面上振型信息插值到流体耦合面的点云中。通过三维插值,将篦齿封严环所做节径振动准确传递到流体耦合面,进行固体域与流体域之间的数据交换,实现流体耦合面也做节径振动。

利用非定常动网格技术控制流体域耦合面做节径运动,并将流体域耦合面的节点运动扩散到流体域内部,在此基础上对流体域进行非定常流场计算,求解耦合面非定常气动力和位移。计算收敛条件为

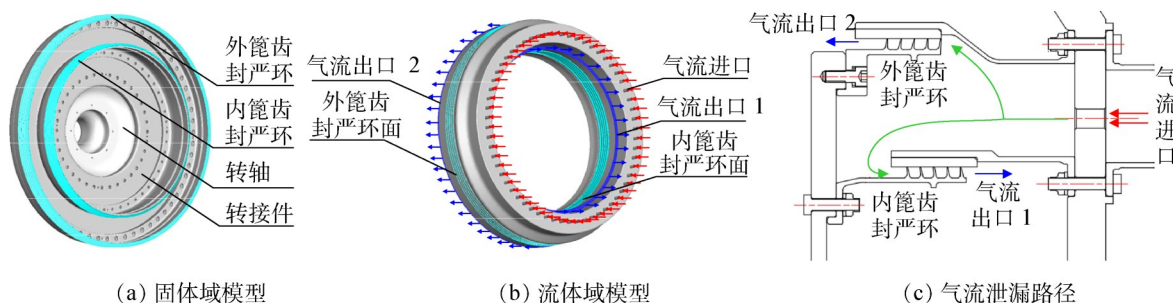
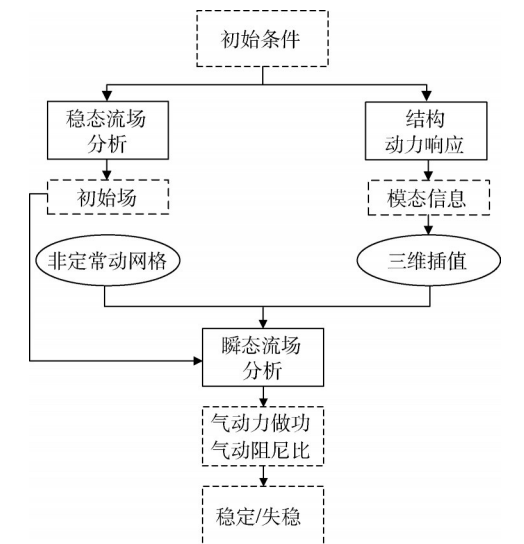
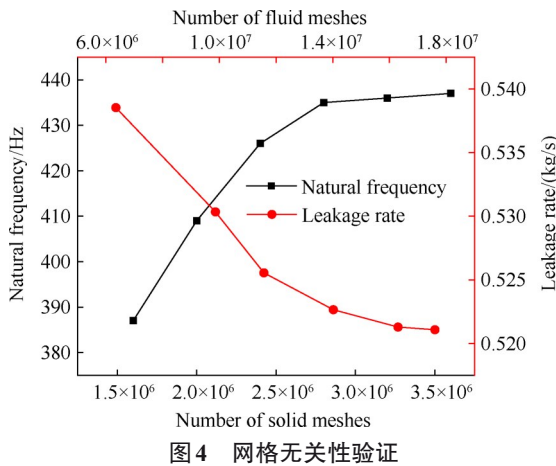
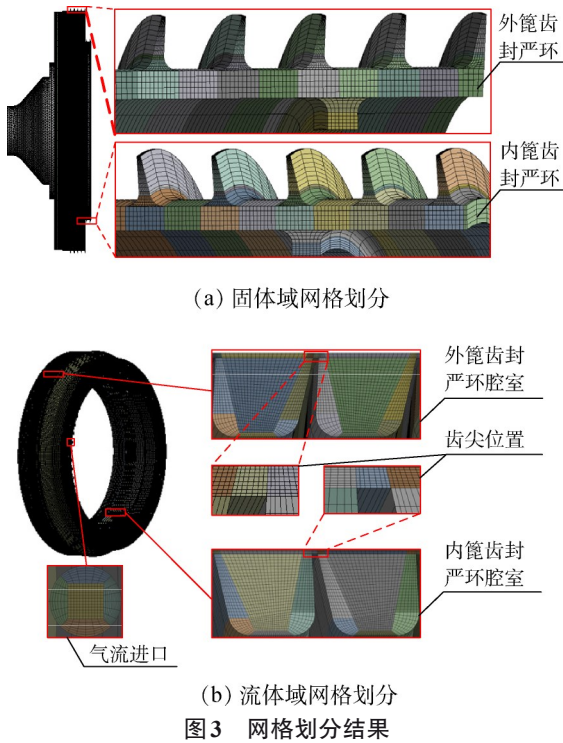


图2 篦齿封严环气弹稳定性数值模型

表1 材料力学性能<sup>[19]</sup>

材料	位置	密度/( $\text{g}\cdot(\text{cm}^3)^{-1}$ )	杨氏模量/GPa	泊松比
1Cr11Ni2W2MoV	轴	7.80	196	0.30
GH4169	转接件	8.24	205	0.32
	内、外篦齿封严环			





相邻两周期耦合面受力相差小于 0.1%，质量流量不平衡量小于 0.01%。

### 3.4 边界条件

首先, 篦齿封严环场进出口均为压力边界条件, 并在后续分析中选择了 4 种不同的进气畸变方案来进行分析。为准确预测流动分离, 采用  $k-\epsilon$  湍流模型, 并将壁面设置为光滑绝热的, 而近壁面采用可扩展的对数壁面函数处理, 具体的流体域边界条件如表 2 所示。

表 2 流场边界条件

参数	值
供气压力/MPa	0.40, 0.55, 0.70
出口压力/MPa	0.1
参考压力/MPa	0
流体温度/K	297.15
转速/(r/min)	2 000, 4 000, 6 000
气体	理想气体
湍流模型	$k-\epsilon$
时间步长 $t$	振动周期时长的 1/60
进气畸变方案	方案 1~4

在航空发动机在实际运行过程中, 飞机大攻角飞行或高机动飞行以及侧风进气都会造成进气道分离导致总压畸变。随着飞机飞行状态的改变, 航空发动机内的篦齿封严环同样会经历不同程度的进气畸变, 引起篦齿封严环流场进口处总压沿周向分布不均匀。本文所研究的进气畸变指的是周向稳态总压畸变, 在此条件下, 进口处流场周向压力不均匀性只与空间位置相关, 与时间无关。图 6 给出了进气畸变方案, 分别为 1/4 圆周进气、2/4 圆周进气、3/4 圆周进气和整周进气。

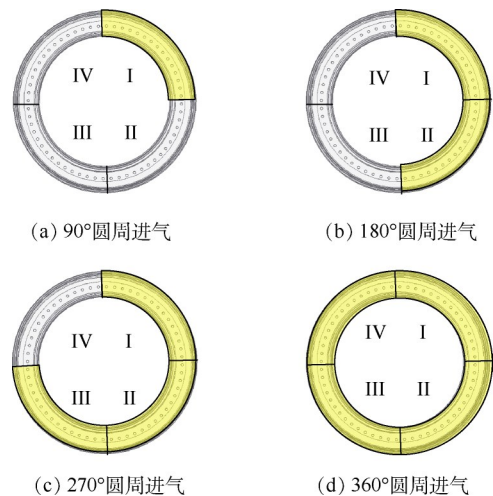


图 6 周向进气畸变方案

### 3.5 数值方法准确性验证

为验证本文能量法求解篦齿封严环气弹稳定性的准确性,建立了文献[8]中篦齿封严环的数值模型。在相同边界条件下,利用本文数值方法求解其气弹稳定性,并将数值结果与文献结果进行了对比,如图7所示。本文方法数值结果显示,2ND气动阻尼比(ADR)为负值,气弹失稳;除气弹失稳的2ND之外,随节径数增加,气动阻尼比降低,稳定性降低。文献[8]结果显示,2ND归一化对数衰减率(NLD)为负值,气弹失稳;除气弹失稳的2ND之外,随节径数增加,归一化对数衰减率降低,稳定性降低。因此,本文数值方法预测篦齿封严环气弹稳定性与文献[8]具有良好的一致性,本文数值方法的准确性得到验证。

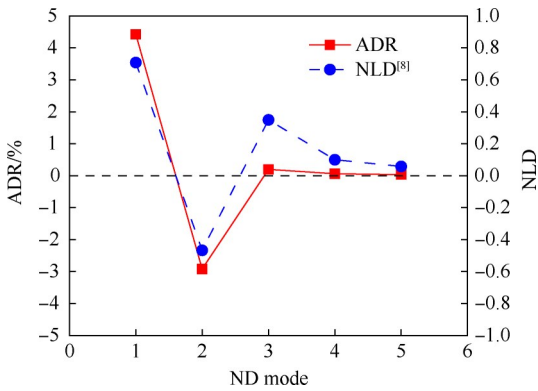


图7 气弹稳定性准确性验证

## 4 数值结果分析

### 4.1 篦齿封严环泄漏特性分析

图8给出了供气压力、转速和进气畸变对篦齿封严环泄漏量变化的影响,随进气圆周角度的增加,泄漏量增加,90°圆周进气篦齿封严环泄漏量与360°圆周进气相差最大,差值占360°圆周进气泄漏量的16.5%。随着供气压力增大,篦齿封严环泄漏量增大,从0.4 MPa增大到0.7 MPa,泄漏量增加了42.4%。

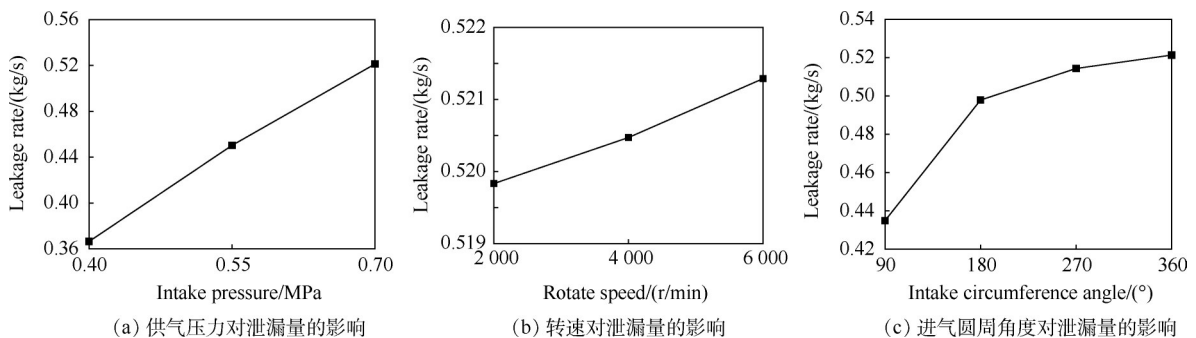


图8 工况条件对篦齿封严环泄漏量的影响

随着转速增加,篦齿封严环泄漏量基本不变,从2 000 r/min升到6 000 r/min,泄漏量仅增加0.3%。

### 4.2 篦齿封严环结构振动特性分析

图9给出了篦齿封严环在不同转速下的各阶固有频率变化趋势。随着转速的增加,篦齿封严环固有频率在增加,在低转速时,固有频率变化不明显,而且转速越高,对篦齿封严环固有频率的影响越大。篦齿封严环转速的增加对于第1阶固有频率影响最大,转速6 000 r/min相比于2 000 r/min,篦齿封严环固有频率最大增加28.8%。由于离心刚化效应,转速的增加引起离心力逐渐增大,进而引起篦齿封严环径向正应力的增加,使篦齿封严环刚度增加,从而导致固有频率的增加。图10给出了篦齿封严环的振型,在同一节径下,外篦齿封严环相对于内篦齿封严环具有更大的径向相对位移,具有更大的振动能量。这是由于半径越大离心力越大,故而在相同条件、相同节径下,外篦齿封严环振动能量要高于内篦齿封严环。

### 4.3 篦齿封严环气弹稳定性分析

#### 4.3.1 供气压力对篦齿封严环气弹稳定性影响分析

如图11给出了篦齿封严环气动阻尼比随节径数、供气压力的变化规律。1~4ND内篦齿封严环气动阻尼比(ADR<sub>i</sub>)均大于0,表明在1~4ND流体对内篦齿封严环做负功,消耗内篦齿封严环振动能量,内篦齿封严环处于稳定状态。随供气压力增加,内篦齿封严环不同节径气动阻尼比表现出不同的变化趋势,1~2ND气动阻尼比随供气压力增加先增加后降低,则1~2ND内篦齿封严环气弹稳定性随供气压力增加先增加后降低;3~4ND气动阻尼比随供气压力增加而增加,则3~4ND内篦齿封严环气弹稳定性随供气压力增加而增加。在同一供气压力下,随节径数增加,内篦齿封严环气动阻尼比降低,气弹稳定性降低。

随供气压力增加,1ND外篦齿封严环气动阻尼比

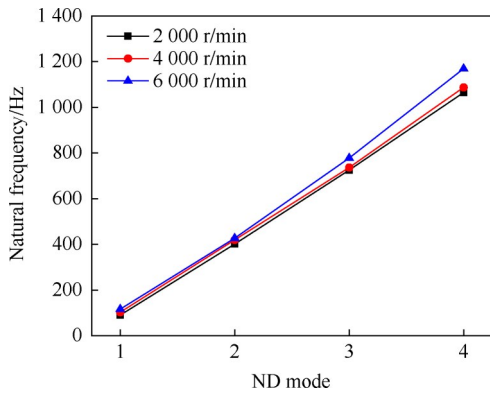


图 9 各阶固有频率的变化

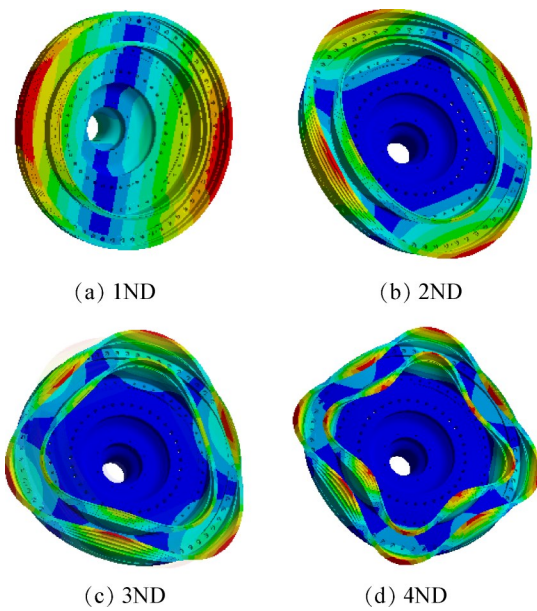
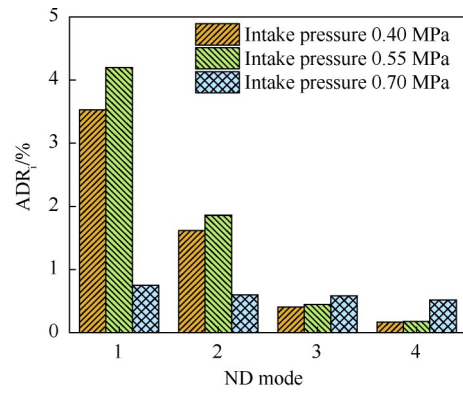


图 10 不同节径振型

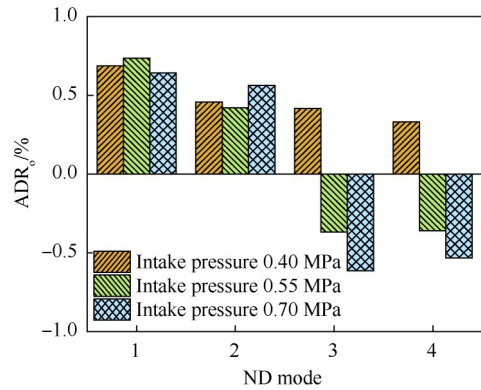
( $ADR_n$ )随供气压力增加先增加后降低,2ND气动阻尼比随供气压力增加先降低后增加,3~4ND气动阻尼比随供气压力增加而降低,并由正值转变为负值,气流对篦齿封严环做功由负功转变为正功,由消耗振动能量转变为增加振动能量,由气弹稳定状态转变为气弹失稳状态。随节径数增加,外篦齿封严环气动阻尼比的绝对值降低,对于供气压力 0.4 MPa 工况,气弹稳定性降低;对于供气压力 0.55 MPa, 0.7 MPa 工况,外篦齿封严环由气弹稳定状态转变为气弹失稳状态,虽然 4ND 相对于 3ND 具有更小的气动阻尼比绝对值,但仍为失稳状态。从整体趋势上看,外篦齿封严环在 0.55 MPa 和 0.7 MPa 下存在负阻尼比节径,且 0.7 MPa 条件下,负气动阻尼比绝对值大于 0.55 MPa,故整体趋势上分析,随供气压力增加,气弹稳定性降低。

#### 4.3.2 转速对篦齿封严环气弹稳定性影响分析

图 12 给出了篦齿封严环气动阻尼比随节径数、



(a) 内篦齿封严环气动阻尼比变化



(b) 外篦齿封严环气动阻尼比变化

图 11 供气压力对气弹稳定性的影响

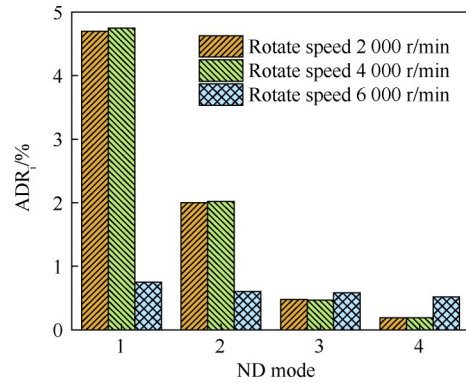
转速的变化趋势。首先,在各转速工况下,内篦齿封严环 1~4ND 气动阻尼比均为正值,内篦齿封严环处于稳定状态。转速从 2 000 r/min 增加到 4 000 r/min 时,内篦齿封严环各节径气动阻尼比均略有增加,但影响很小。当转速增加到 6 000 r/min 时,内篦齿封严环各节径气动阻尼比出现明显变化,相对于 2 000 r/min, 1~2ND 气动阻尼比显著降低,内篦齿封严环气弹稳定性降低,3~4ND 气动阻尼比增加,内篦齿封严环气弹稳定性增加。

在各转速工况条件下,外篦齿封严环只有 2ND 气动阻尼比均为正值。1ND 气弹失稳状况随转速增加先恶化后转变为稳定,当转速达到 6 000 r/min 时, 1ND 气动阻尼比反而转为了正值,存在 2 个节径气动阻尼比小于 0,而其他转速条件下存在 3 个节径小于 0,这说明 6 000 r/min 发生气弹失稳的概率反而小。

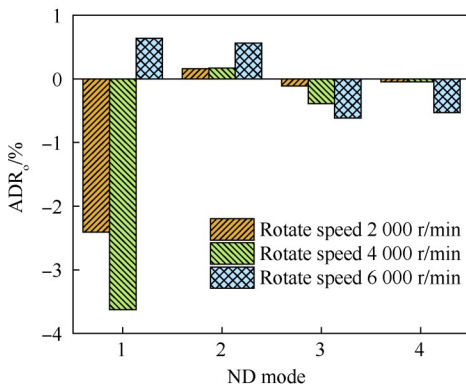
#### 4.3.3 进气畸变对篦齿封严环气弹稳定性影响分析

图 13 给出了篦齿封严环气动阻尼比随节径数、进气畸变的变化趋势。内篦齿封严环在所有工况的 1~4ND 下均气弹稳定,随圆周进气角度的增加,气动阻尼比也会增加,表明气弹稳定性也会增加。外篦齿封严环 90° 圆周进气工况下 1~4ND 均气弹稳定,其



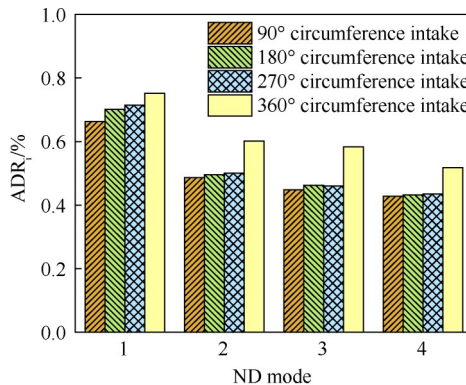


(a) 内篦齿封严环气动阻尼比变化

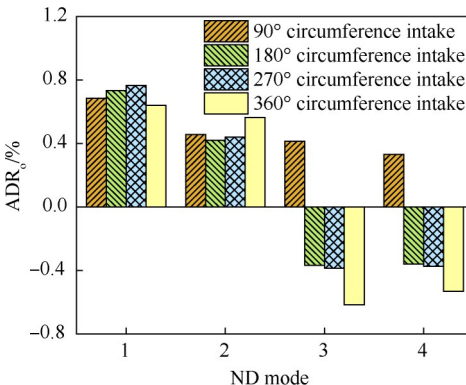


(b) 外篦齿封严环气动阻尼比变化

图12 转速对气弹稳定性的影响



(a) 内篦齿封严环气动阻尼比变化



(b) 外篦齿封严环气动阻尼比变化

图13 进气畸变对气弹稳定性的影响

他进气畸变条件下1~2ND气弹稳定,3~4ND气弹失稳。对于3~4ND,随圆周进气角度的增加,外篦齿封严环气动阻尼比降低,气弹稳定性降低。在同一畸变条件下,随节径数增加气动阻尼比减小,气弹稳定性降低。

### 4.4 篦齿封严环气弹失稳机理分析

#### 4.4.1 进气畸变对外篦齿封严环气弹稳定性影响机理分析

由上述分析可知,内篦齿封严环气弹稳定性要优于外篦齿封严环,在所计算工况中,内篦齿封严环均为稳定状态。所以,本节针对性地研究进气畸变对外篦齿封严环气弹稳定性的影响机理。

图14和图15分别给出了外篦齿封严环进口截面提取位置和相应进气方式下的压力分布云图。由图可以看出,虽然边界设置进口总压0.7 MPa,但由于增压腔是一个大空腔,从进气孔至增压腔是流道突扩形式,压力瞬间降低,导致外篦齿封严环进口处压力小于设置的压力。通过4.3.1节分析可知,供气压力对篦齿封严环气弹稳定性具有较大影响,随供气

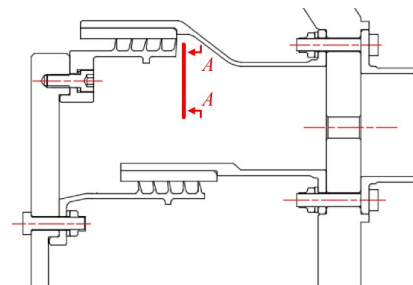
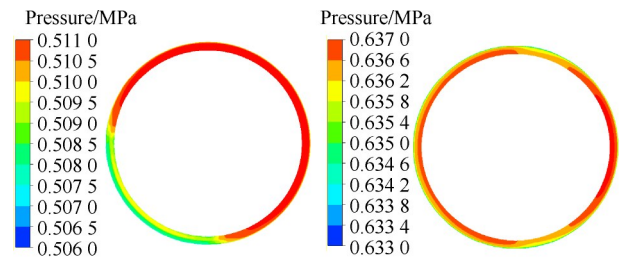
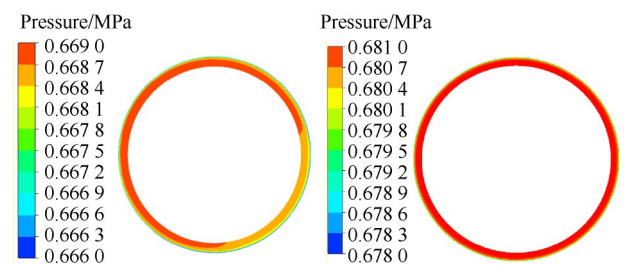


图14 外篦齿封严环进口截面提取位置



(a) 90°圆周进气

(b) 180°圆周进气



(c) 270°圆周进气

(d) 360°圆周进气

图15 外篦齿封严环进口截面压力分布云图

压力的增加, 篦齿封严环气弹稳定性具有下降的趋势, 并且气弹稳定与气弹失稳的临界压力边界位于 0.4~0.55 MPa。而随着进气圆周角度的增加, 外篦齿封严环具有更大的进气压力, 且 180° 圆周进气、270° 圆周进气和 360° 圆周进气的外篦齿封严环进口处压力均大于 0.55 MPa, 故气弹失稳。

图 16 给出了外篦齿封严环流体耦合面不同时刻气动力分布, 当  $t=0, t=1/2T, t=T$  时, 外篦齿封严环均处于节径振动初始位置。相比于 360° 圆周进气条件,

90° 圆周进气条件的外篦齿封严环处于节径振动初始位置时具有更大的气动力, 该气动力来源于气流直吹篦齿引起的轴向力和进气畸变引起的切向力。在  $t=1/4T, t=3/4T$  时, 存在的气动力有气流直吹篦齿引起的轴向力、进气畸变引起的切向力和节径振动引起的非正常气动力, 相比于 360° 圆周进气条件, 90° 圆周进气条件的外篦齿封严环具有较小的气动力, 说明这三种气动力存在相互抵消的耦合作用, 所以 90° 圆周进气条件的外篦齿封严环具有较高的气弹稳定性。

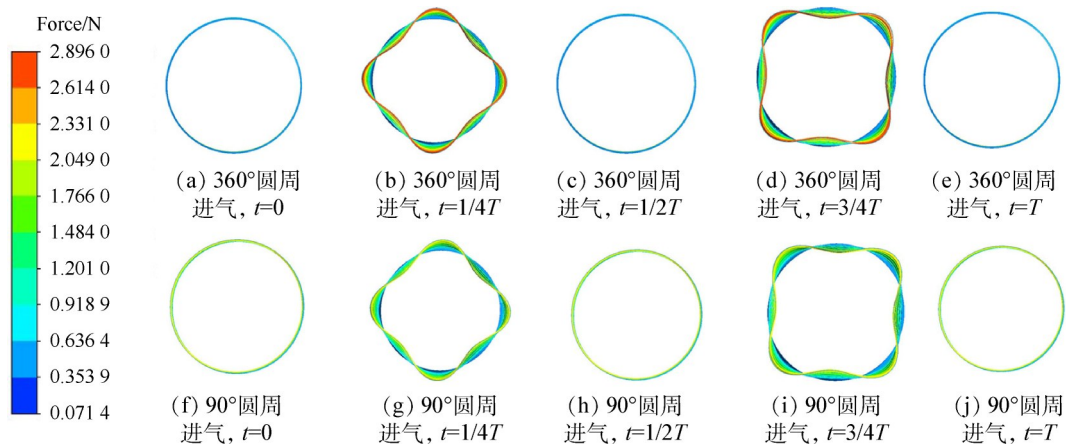


图 16 外篦齿封严环不同时刻气动力分布

#### 4.4.2 篦齿封严环区域气动功分布特性分析

如图 17 给出了 360° 圆周进气工况条件下, 外篦齿封严环的所有齿尖总功、所有齿腔上游总功、所有齿腔底部总功以及所有齿腔下游总功占整个篦齿封严环气动功百分比。对于 1~2ND 气弹稳定工况, 占总气动功百分比最多的是齿腔下游; 对于 3~4ND 气弹失稳工况, 占总气动功百分比最多的是齿腔底部。篦齿封严环在发生气弹失稳时, 不同区域做功占总气动功百分比会发生明显变化, 且占比大小次序发

生变化, 其中, 齿腔底部的气动功显著增加, 故在进行结构优化时, 可改变齿腔底部的结构参数以对篦齿封严环气弹稳定性进行改善。

## 5 结 论

本文通过研究, 得到如下结论:

(1) 在本文中, 外篦齿封严环相对于内篦齿封严环更易发生气弹失稳, 随供气压力增加, 外篦齿封严环气弹稳定性呈现降低趋势, 当供气压力为 0.55 MPa 和 0.7 MPa 时, 外篦齿封严环 3ND 和 4ND 气动阻尼比小于 0, 存在气弹失稳的风险。2 000 r/min 和 4 000 r/min 相对于 6 000 r/min 具有更大的气弹失稳风险。

(2) 由于外篦齿封严环进口处压力随进气圆周角度增加而增加, 导致外篦齿封严环气弹稳定性随进气圆周角度增加而降低。相比于 360° 圆周进气条件, 90° 圆周进气条件的外篦齿封严环气动力存在相互抵消的耦合作用, 所以 90° 圆周进气条件的外篦齿封严环具有较高的气弹稳定性。

(3) 篦齿封严环在发生气弹失稳时, 不同区域做功占总气动功百分比会发生明显变化, 其中, 齿腔底部的气动功显著增加, 故在进行结构优化时, 可改变

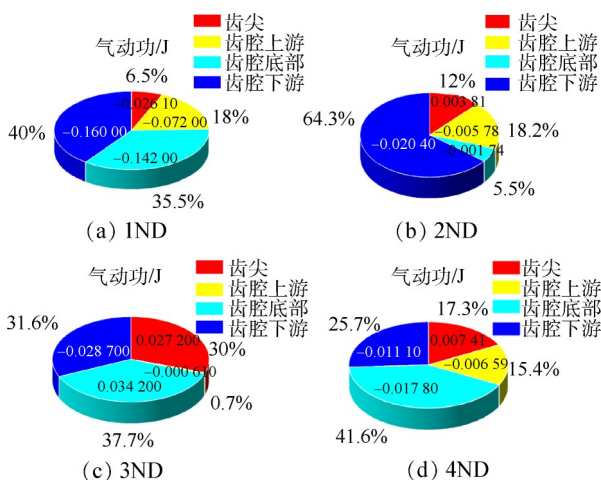


图 17 外篦齿封严环区域气动功占总气动功百分比



齿腔底部的结构参数以对篦齿封严环气弹稳定性进行改善。

**致谢:**感谢国家自然科学基金和辽宁省“兴辽英才计划”资助项目的资助。

### 参考文献

- [ 1 ] 李钰洁, 刘永葆, 贺 星. 间隙变化对新型涡轮密封气动性能影响的数值分析[J]. 推进技术, 2015, 36(8): 1179-1185. (LI Y J, LIU Y B, HE X. Numerical simulation for effects of clearance change of a novel seal on aerodynamic performance of gas turbine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(8): 1179-1185.)
- [ 2 ] 王小伟, 孙 丹, 赵 欢, 等. 预旋对阻旋栅密封泄漏特性与动力特性影响机理[J]. 航空动力学报, 2022, 37(2): 296-307.
- [ 3 ] 秦鹏博, 张万福, 曹 浩, 等. 偏心迷宫密封动静特性研究[J]. 摩擦学学报, 2020, 40(6): 735-745.
- [ 4 ] 陈桂彬, 邹丛青, 杨 超. 气动弹性设计基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
- [ 5 ] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册-第18册, 叶片轮盘及主轴强度设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [ 6 ] 李 辉. 篦齿封严装置气动弹性稳定性和减振研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2001.
- [ 7 ] ABBOTT D. Advances in labyrinth seal aeroelastic instability prediction and prevention[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1981, 103(2): 308-312.
- [ 8 ] TOSHIMASA M, NAOTO S. Numerical and experimental studies of labyrinth seal aeroelastic instability [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2019, 141(11): 1-9.
- [ 9 ] SRINIVASAN A V, ARNOLDI R A, DENNIS A J. Aeroelastic instabilities in labyrinth air seal systems[J]. Mechanical Engineering, 1984, 106(6): 91-96.
- [ 10 ] ZHUANG Q. Parametric study on the aeroelastic stability of rotor seals[D]. Stockholm: Turbomachinery Aeromechanical University Training, 2012.
- [ 11 ] 李 辉, 李其汉, 晏砺堂. 篦齿式封严装置气动弹性稳定性研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(3): 197-201.
- [ 12 ] 李 辉, 李其汉, 晏砺堂. 某实际发动机篦齿封严装置振动特性和稳定性分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 130-133.
- [ 13 ] 李 罡, 祝 刚, 陈 矛. 带阻尼套筒的篦齿封严结构气动弹性稳定性分析[J]. 机械强度, 2008, 30(2): 319-323.
- [ 14 ] ROQUE C, MICHELE G, ALMUDENA V. Higher order conceptual model for labyrinth seal flutter[J]. Journal of Turbomachinery, 2021, 143(7): 1-15.
- [ 15 ] PHIBEL R, MARE L, GREEN J, et al. Numerical investigation of labyrinth seal aeroelastic stability[C]. Florida: Proceedings of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air, 2009.
- [ 16 ] MARE L, GREEN J, SAYMA A. A numerical study of labyrinth seal flutter[J]. Journal of Tribology, 2010, 132(2): 1-7.
- [ 17 ] 王能茂, 王延荣, 田爱梅. 篦齿封严结构气弹稳定性数值分析[J]. 航空动力学报, 2018, 33(5): 1144-1150.
- [ 18 ] WANG N M, WANG Y R, TIAN A M. Influence of structure parameters on aeroelastic stability for labyrinth seal based on energy method[J]. Propulsion and Power Research, 2018, 7(4): 288-295.
- [ 19 ] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 2001.
- [ 20 ] 刘一雄, 刘廷毅, 王德友, 等. 基于能量法和特征值法的颤振预测数值方法研究[J]. 航空发动机, 2014, 40(6): 43-46.

(编辑:白 鹭)

# Numerical study on aeroelastic stability of labyrinth seal ring based on energy method

SU Guozheng<sup>1,2</sup>, SUN Dan<sup>1,2</sup>, LI Yu<sup>1,2</sup>, WANG Zhi<sup>1,2</sup>, REN Guozhe<sup>1,2</sup>

(1. Liaoning Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technology for Aviation Propulsion System, School of Aero-Engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. Key Laboratory of Turbomachinery Advanced Seal Technology, Shenyang, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

**Abstract:** Aiming at the aeroelastic stability problem of labyrinth seal ring of aero-engine, a numerical solution model for the aeroelastic stability of the labyrinth seal ring was established by using the energy method based on three-dimensional interpolation and unsteady dynamic grid technology. On the basis of verifying the accuracy of the numerical method, the effects of supply pressure, rotational speed and intake distortion on the aeroelastic stability of the labyrinth seal ring were studied. The aerodynamic force and aerodynamic power distribution characteristics of labyrinth seal ring were analysed. The influence mechanism of intake distortion on the aeroelastic stability of labyrinth seal ring was revealed. The results show that the outer labyrinth seal ring is more prone to aeroelastic instability than the inner labyrinth seal ring in this study. With the increase of gas supply pressure, the aeroelastic stability of the outer labyrinth seal decreases. When the gas supply pressure is 0.55 MPa and 0.7 MPa, the outer labyrinth seal ring has the risk of aeroelastic instability. Compared with 6 000 r/min, 2 000 r/min and 4 000 r/min have greater risk of aeroelastic instability. Compared with outer labyrinth seal ring of 360° circumferential gas intake, the aerodynamic force of the 90° circumferential gas intake offsets each other. Therefore, the labyrinth seal ring of 90° circumferential gas intake has higher aeroelastic stability. When the aeroelastic instability occurs, the percentage of the work done by cavities' bottom wall in the total aerodynamic work change obviously. Therefore, the aeroelastic stability of the labyrinth seal ring can be improved by changing the structure parameters of cavities' bottom wall in the structural optimization.

**Key words:** Labyrinth seal ring; Aeroelastic stability; Energy method; Intake distortion; Aerodynamic power

Received: 2023-04-03; Revised: 2023-07-24.

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2304002

Foundation items: National Natural Science Foundation of China(52075346); Liaoning Revitalization Talents Program(XLYC2007077).

Corresponding author: SUN Dan, E-mail: phd\_sundan@163.com