

# 高转速部分进气涡轮盘气流力及叶片振动响应研究

吴锦涛<sup>1,2</sup>, 王珺<sup>3</sup>, 徐自力<sup>1,2</sup>, 闫松<sup>3</sup>, 王振<sup>3</sup>

(1. 西安交通大学机械结构强度与振动国家重点实验室, 710049, 西安; 2. 西安交通大学航天航空学院, 710049, 西安; 3. 西安航天动力研究所液体火箭发动机技术重点实验室, 710100, 西安)

**摘要:** 针对部分进气涡轮盘所受气流力在周向分布的严重不均匀易造成动叶片疲劳破坏的问题, 从部分进气气流力特征和叶片振动响应两个方面进行了研究。根据已有数值模拟和实验结果给出了部分进气模式下考虑 Kick 效应的叶片所受气流力的分布曲线, 采用快速傅里叶变换方法(FFT)分析了气流力的频谱特征, 研究了转速和进气度等因素对气流力的频域特性的影响; 采用有限元方法对某火箭发动机部分进气涡轮盘进行了瞬态振动响应分析, 对比气流力的频谱特征, 研究了叶片振动响应的特性。结果表明: 在部分进气模式下, 高转速涡轮盘叶片所受气流激励可以视为脉冲激励, 存在多阶谐波分量; 高转速或小进气度都会使得气流力的高阶谐波分量的幅值较大, 使得涡轮盘叶片发生高倍频的共振或幅值较大的强迫振动, 区别于全周进气的涡轮盘只需避开前 6 倍频气流力可能引起的共振, 部分进气时还需考虑更高倍频气流力的影响。

**关键词:** 涡轮盘; 部分进气; 振动响应; 高阶谐波; 频谱特征

**中图分类号:** V434. 21   **文献标志码:** A

**DOI:** 10. 7652/xjtuxb202207012   **文章编号:** 0253-987X(2022)07-0108-10



OSID 码

## Airflow Force and Vibration Response for High Speed Partial-Admission Turbine Disk

WU Jintao<sup>1,2</sup>, WANG Jun<sup>3</sup>, XU Zili<sup>1,2</sup>, YAN Song<sup>3</sup>, WANG Zhen<sup>3</sup>

(1. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. School of Aerospace Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 3. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The characteristics of airflow force and blade vibration response at partial admission were studied to solve the problem that the severe uneven circumferential distribution of airflow force increases the risk of fatigue failure. According to the existing numerical simulation and experimental results, the airflow force distribution with Kick effect at partial admission was established, and the spectral characteristics of the airflow force were obtained by fast Fourier transform method. The influence of rotational speed and admission on the frequency domain characteristics of airflow force was studied. The transient vibration response of a partial-admission turbine disk of a rocket engine was analyzed by using finite element method, and the spectral characteristics of the vibration response were obtained. The results show that: In partial admission turbines, the airflow force on the turbine disc blade at high rotational speed can be regarded as pulse excitation, and multiorder harmonic components are observed. High rotational

speed or small admission will make the amplitude of the high-order harmonic component of the airflow force larger, and cause high-frequency resonance or violent forced vibration of the turbine disc blades, which is different from the full admission turbine disk that only needs to avoid the possible resonance generated by the first six harmonic components of airflow force. As for partial admission, the influence of higher harmonic components should be taken into account.

**Keywords:** turbine disk; partial admission; vibration response; higher-order harmonics; spectral characteristic

涡轮盘是液体火箭发动机和汽轮机等旋转机械的关键部件,通常工作在高温、高压和高转速的环境下,涡轮盘的盘体及叶片易发生疲劳破坏<sup>[1]</sup>,是整个机组中故障率最高的部件。汽轮机的调节级和液体火箭二、三级发动机的涡轮盘通常采用部分进气模式<sup>[2]</sup>,即涡轮盘前进气通道全周仅开一个或多个进气窗口,以保证小流量工况下的气动效率<sup>[3]</sup>。然而,部分进气会使得涡轮盘所受气流力沿周向分布更加不均匀<sup>[4]</sup>,叶片和轮盘在进气弧段受到气流载荷作用,在非进气弧段则不会受到气流载荷作用,这种气流力沿周向的畸变会诱发叶片的强迫振动,叶片更易产生疲劳破坏<sup>[5]</sup>。因此,研究部分进气模式下涡轮盘叶片所受气流力的特征和振动响应,对涡轮盘的设计和安全可靠运行具有重要意义。

研究人员通过数值计算和实验的方法对叶片所受的气流激励和涡轮盘的振动开展了一定的研究。Hushmandi 等对部分进气和全周进气模式下动叶受到的气流力进行了数值计算,结果表明部分进气下叶片所受气流力变化的幅度远大于全周进气下气流力的幅度,部分进气气流的周向不均匀性在一级透平表现的更为明显<sup>[6-7]</sup>;Lampart 等对汽轮机调节级的动叶受到的气流力进行了数值计算,结果显示叶片所受气流载荷与进气道的开放程度相关<sup>[8]</sup>;Fridh 等通过实验测量了部分进气模式下汽轮机第一级动叶所受的气流力,并进行了谐响应计算,评估了轮盘振动的安全性<sup>[9-10]</sup>;庾明达等对某核电末级叶片的流场和振动响应进行了数值计算,研究了叶栅流道的气流扰动对叶片振动响应的影响<sup>[11]</sup>;Wildheim 等推导了轮盘结构在气流力作用下的“三重点”振动理论,并绘制了 ZZNF 图来评估某汽轮机调节级轮盘振动的安全性<sup>[12]</sup>;张大义等通过有限元方法计算了某全周进气发动机二级静叶在气流激励下的振动响应,结果显示叶片所受的气流激励具有多频性,且叶片的振动响应呈拍振的波形<sup>[13]</sup>;邱恒斌等基于波传动法提出了一种考虑围带阻尼的涡轮盘振动响应的高效求解算法,并采用该方法研究

了某真实叶片的振动响应<sup>[14]</sup>;林蓬成等通过实验测试了火箭发动机涡轮泵受气流力作用下的动态响应,结果表明气流力频率与涡轮盘固有频率相接近是造成涡轮泵振动过大的原因<sup>[15]</sup>;Rzadkowski 等采用模态叠加法计算了部分进气模式下简单叶片轮盘结构的轴向振动响应,结果表明叶片轮盘结构在特定的固有频率处发生了共振<sup>[16]</sup>;任众等将涡轮盘简化为一端固支的单叶片,计算了脉冲气流力作用下火箭发动机涡轮盘叶片的振动响应,结果显示叶片发生了幅值较大的强迫振动<sup>[17]</sup>。

目前对全周进气涡轮盘气流激振力和叶片振动响应的研究已较为成熟,但是对部分进气气流力的特征和叶片振动响应的研究还有待完善。本文研究了部分进气涡轮盘在不同转速和进气度下叶片所受气流激振力的频域特性,计算了某高转速部分进气火箭发动机涡轮盘的瞬态振动响应。计算方法和结论可为涡轮盘的设计提供参考。

## 1 部分进气涡轮盘气流激振力的特征

### 1.1 部分进气涡轮盘气流激励的时域特征

Hushmandi 和 Fridh 分别采用 CFD 计算和实验的方法对某汽轮机两级透平的流场进行了研究,得到了单进气道部分进气模式下第一级动叶所受的气流载荷,Bellucci<sup>[18]</sup>和 Tokuyama<sup>[19]</sup>等研究了对称分布的多进气道汽轮机调节级的流场,给出了对称分布的双进气道和三进气道部分进气模式下叶片所受气流载荷的数值计算结果,部分进气模式下叶片所受的气流载荷如图 1 所示。当叶片旋转到进气弧段内,叶片会受到气流载荷作用,而在非进气段气流载荷则几乎为零。叶片所受的气流载荷在进气段存在一定程度的振荡,这是由于静叶尾迹引起的高频波动造成的。当叶片进入进气弧段的瞬间,叶片背弧表面先受到气流的作用,而内弧表面尚未受到气流力的作用,因此气流力呈现负值。当叶片离开进气弧段的瞬间,叶片背弧表面不再受到气流力的作用,仅内弧表面受到气流力的作用,叶片受到的气

流载荷存在明显的凸尖,该现象称为 Kick 效应<sup>[20]</sup>, Kick 效应的存在增大了叶片最大气流力的幅值,也必然增大叶型上气流的最大弯曲应力。

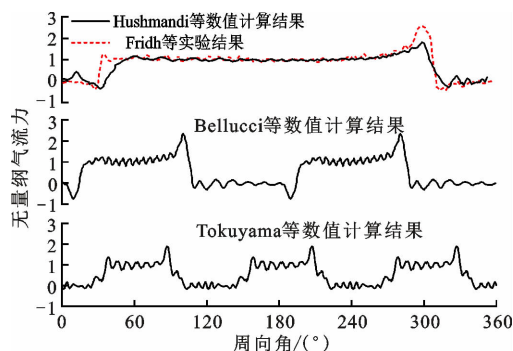


图1 部分进气模式下叶片所受的气流载荷

Fig.1 Airflow load on the blade at partial admission

基于已有文献中数值计算和实验的结果,以叶片运行时旋转的周向位置为横轴,绘制部分进气模式下无量纲气流载荷的曲线,如图2所示,图2中忽略了静叶尾迹引起的与喷嘴数相关的高频气流力。 $\gamma$ 为部分进气弧段对应的周向角度; $a$ 为单只叶片完全进入(或离开)进气窗口所经过的周向角度; $b$ 为从叶片进入(或离开)进气弧段到气流载荷达到 Kick 效应冲击峰值的周向角度; $\delta_1$ 、 $\delta_2$ 分别为叶片进入和离开进气弧段的冲击系数,其定义为冲击峰值和进气弧段内气流力幅值的比值。在无量纲气流力中, $\delta_1$ 、 $\delta_2$ 即为图2中B点和E点的纵坐标大小。为方便后续计算,将进气弧段占据全周的比例定义为进气度 $\epsilon$ 。

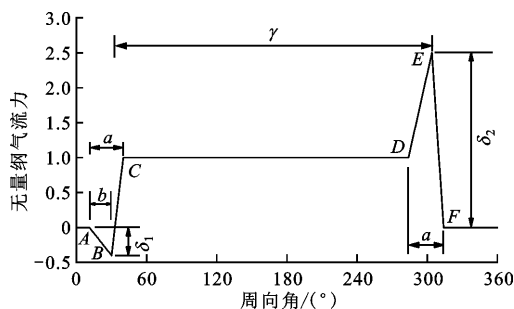
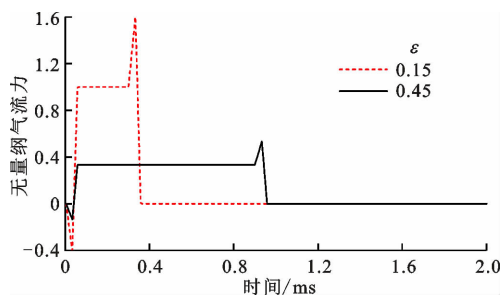


图2 部分进气模式下无量纲气流载荷曲线

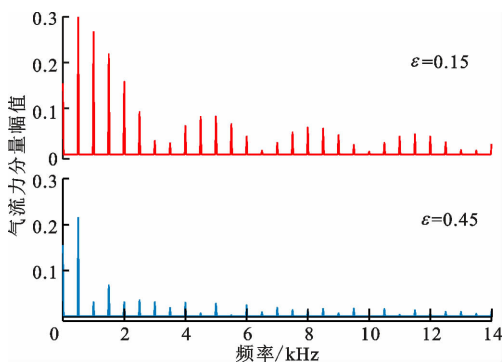
Fig.2 Dimensionless curve of airflow load at partial admission

## 1.2 进气度对气流激励特性的影响

为研究进气度对气流激励特性的影响,在功率不变的情况下,选取了0.15和0.45两种进气度,绘制了不同进气度下30 000 r/min转速的叶片所受气流载荷的曲线,并采用FFT方法计算了其频谱,如图3所示。



(a) 叶片所受气流载荷



(b) 气流载荷的频谱图

图3 不同进气度下叶片所受的气流载荷及频谱

Fig.3 Airflow load and spectral at different admission

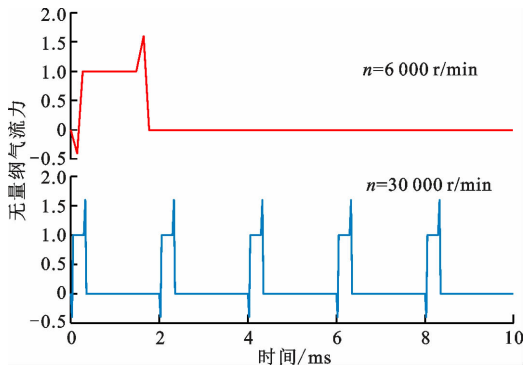
从图3(a)可以看出,随着进气度减小,气流力增大,这是保持部分进气模式下涡轮盘的功率不变的必然结果。在图3(b)中横坐标为激振频率,纵坐标为气流力谐波分量的幅值,可以看出,随着频率的增大,不同频率处气流力分量的幅值整体呈下降趋势,但是中间有反复,例如部分进气度为0.15的情况下,3 kHz处气流力分量幅值接近0,然而5.5 kHz和6 kHz处幅值仍然较大。相较于0.45进气度,0.15进气度下高频处气流力分量的幅值更大。

以往的研究表明,在全周进气模式下通常只需避开气流力1~6倍频的激振频率,以避免涡轮盘的共振<sup>[21]</sup>。然而,在部分进气模式下,尤其是小进气度的情况,气流力在某些高于6倍频的频率处仍存在较大幅值。因此,对于部分进气模式下涡轮盘的振动分析,仅考虑低倍频的气流力是不充分的。

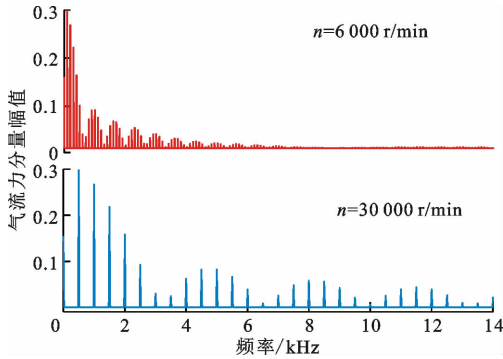
## 1.3 转速对气流激励特性的影响

为研究转速对部分进气气流激励特性的影响,选取了6 000 r/min和30 000 r/min两种转速,绘制了叶片所受气流载荷的曲线,并计算了其频谱,如图4所示,进气度均为0.15。

由图4(b)可以看出,在高频处,30 000 r/min产生的激振力分量幅值明显大于6 000 r/min下的情况。在部分进气模式下,高转速涡轮盘在高频处



(a) 叶片所受气流载荷



(b) 气流载荷的频谱图

图 4 不同转速下叶片所受的气流载荷及频谱

Fig. 4 Airflow load and spectral at different rotational speeds

仍有很大的激振力。这是由于在 6 000 r/min 和 30 000 r/min 两种转速下,叶片旋转一周的时间分别为 10 ms 和 2 ms,在 0.15 进气度下,叶片旋转经过一次进气弧段的时间仅为 1.5 ms 和 0.3 ms。与之相比,一般模态试验时力锤敲击产生的脉冲激励的时间约为 1~20 ms,可见叶片经过进气弧段的时间已相当于力锤敲击产生的脉冲激励时间,叶片所受气流激励会产生高阶的激振频率。所以,在进行涡轮盘的振动分析时,必须考虑部分进气模式下气流脉冲效应产生的高频气流激励的作用。

## 2 涡轮盘振动响应的计算方法

涡轮盘通常工作在高温、高转速的环境下,在对涡轮盘进行振动分析时,需要考虑温度和离心力的影响。一般情况下,材料的弹性模量会随温度升高而降低,造成结构刚度的下降,采用有限元方法计算涡轮盘的振动响应时,单元的刚度矩阵  $\mathbf{K}_T^e$  的表达式<sup>[22]</sup>为

$$\mathbf{K}_T^e = \int \mathbf{B}^T \mathbf{D}_T \mathbf{B} d\Omega \quad (1)$$

式中: $\mathbf{B}$  为单元的几何矩阵; $\mathbf{D}_T$  为热环境下单元的

应力应变矩阵,与材料的弹性模量  $E$  及泊松比  $\mu$  有关。

此外,涡轮盘在运行过程中内部温度分布通常是不均匀的,结构内部存在热应力,旋转结构的内部还存在离心应力。热应力和离心力会产生附加的初始应力刚度矩阵<sup>[23]</sup>,从而改变结构的整体刚度矩阵,附加的初始应力刚度矩阵  $\mathbf{K}_\sigma^e$  的表达式为

$$\mathbf{K}_\sigma^e = \int \mathbf{G}^T \mathbf{S} \mathbf{G} d\Omega - \int \mathbf{G}^T \mathbf{T} \mathbf{G} d\Omega \quad (2)$$

式中: $\mathbf{G}$  为单元的形函数矩阵; $\mathbf{S}$  为离心应力矩阵; $\mathbf{T}$  为热应力矩阵。

整理得到考虑离心刚化效应、热应力和材料属性变化的结构运动微分方程为

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{X}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{X}} + (\mathbf{K}_T + \mathbf{K}_\sigma)\mathbf{X} = \mathbf{F} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{M}$  为质量矩阵,受到温度和离心力的影响较小; $\mathbf{C}$  为阻尼矩阵; $\mathbf{F}$  为气流载荷向量; $\ddot{\mathbf{X}}$ 、 $\dot{\mathbf{X}}$ 、 $\mathbf{X}$  分别为加速度、速度和位移向量。

由部分进气模式下叶片所受气流激励的研究可知,叶片只有旋转到进气弧段附近时才承受气流载荷的作用,不同叶片所受的气流载荷存在相位差,第  $i$  只叶片所受的气流载荷为

$$F_i(t) = \begin{cases} f\left(t + \frac{i}{N_b}T\right), & 0 < t \leq \epsilon T + \frac{a}{2\pi}T \\ 0, & \epsilon T + \frac{a}{2\pi}T < t \leq T \end{cases} \quad (4)$$

式中: $f$  为叶片在进气弧段附近所受气流载荷的表达式; $T$  为涡轮盘的旋转周期; $N_b$  为涡轮盘的动叶片总数。

采用模态叠加法对振动微分方程进行求解,模态坐标表示的振动微分方程<sup>[24]</sup>为

$$\ddot{x}_j + 2\omega_j\xi_j\dot{x}_j + \omega_j^2x_j = \bar{F}_j \quad (5)$$

式中: $\omega_j$  为第  $j$  阶模态的固有频率; $\xi_j$  为模态阻尼系数。

截取前  $m$  阶模态的振动响应进行叠加,得到有限元的节点位移,表示为

$$\mathbf{X} = \sum_{j=1}^m \boldsymbol{\phi}_j x_j(t) \quad (6)$$

式中: $\boldsymbol{\phi}_j$  为第  $j$  阶模态的振型。

## 3 有限元模型的建立及验证

### 3.1 研究对象

研究对象为某液体火箭发动机的部分进气涡轮盘,涡轮盘共有 53 只叶片,材料为镍基高温合金 GH4586,密度为 8 390 kg/m<sup>3</sup>,泊松比为 0.3,不同

温度下的弹性模量如表 1 所示,涡轮盘的直径为 0.176 m,叶片展弦比和轮毂比分别为 1.97 和 0.71,叶高为 0.025 m,叶片和轮盘一体成型,设计的进气度为 0.15,采用 ICEM 软件对涡轮盘进行结构化网格划分,涡轮盘的结构及网格如图 5 所示。

表 1 GH4586 的弹性模量

Table 1 Elastic modulus of GH4586

|          |     |     |     |     |     |     |     |     |
|----------|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|
| 温度/℃     | 100 | 200 | 300 | 400 | 500 | 600 | 700 | 800 |
| 弹性模量/GPa | 222 | 217 | 211 | 205 | 198 | 192 | 184 | 178 |

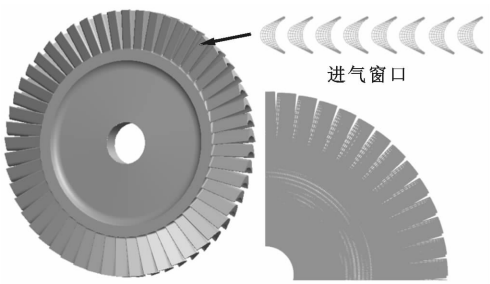


图 5 涡轮盘的结构及网格示意图  
Fig. 5 Turbine disk model and meshes

3.2 模态计算以及模型验证

采用有限元商业软件 ANSYS 进行数值模拟,在温度场和振动响应的计算中,分别选取 8 节点六面体单元 solid70 和 solid185 对涡轮盘进行有限元离散。计算涡轮盘的稳态温度场,得到涡轮盘的温度场分布如图 6 所示。

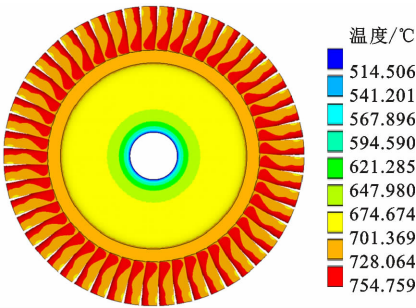


图 6 涡轮盘的温度场分布  
Fig. 6 Temperature distribution of the turbine disk

在涡轮盘的内环表面施加固定约束,考虑材料属性变化、温度应力和离心刚化效应的影响进行模态分析,采用网格数为 35 万、45 万和 55 万的有限元模型进行网格无关性验证,对比 2 节径第 1 阶振型的固有频率,如图 7 所示,当网格数超过 35 万时,有限元计算结果的误差在 0.4% 之内,差异较小。

45 万网格下有限元模型数值计算与实验测量得到的固有频率如表 2 所示,二者的最大误差在

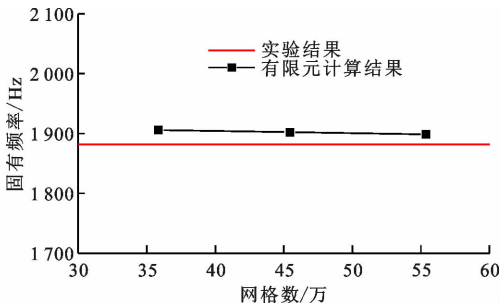


图 7 2 节径第 1 阶振型的固有频率  
Fig. 7 Natural frequency of the first Mode with 2 diameters

3% 之内,说明了有限元计算结果的正确性。

表 2 数值计算与实验测量的固有频率

Table 2 Natural frequency by simulation and experiment

| 节径数 | 固有频率/Hz |         | 误差    |
|-----|---------|---------|-------|
|     | 计算结果    | 实验结果    |       |
| 1   | 1 314.1 | 1 352.9 | -2.9% |
| 2   | 1 902.1 | 1 882.0 | 1.1%  |
| 3   | 3 253.8 | 3 323.5 | -2.1% |
| 4   | 4 771.2 | 4 843.7 | -1.5% |

采用 45 万网格的有限元模型进行模态计算,涡轮盘前 120 阶振型的固有频率如图 8 所示,可以看出,离心力对该涡轮盘固有频率的影响较小,而温度对固有频率的影响较大。在考虑材料属性变化、温度应力和离心刚化效应的情况下,计算得到的固有频率平均下降了 10.3%。第 15~65 阶振型的固有频率集中在 6 500 Hz 附近,第 17 阶(2 节径第 2 阶)振型如图 9 所示,在这些振型中只有叶片会发生振动。

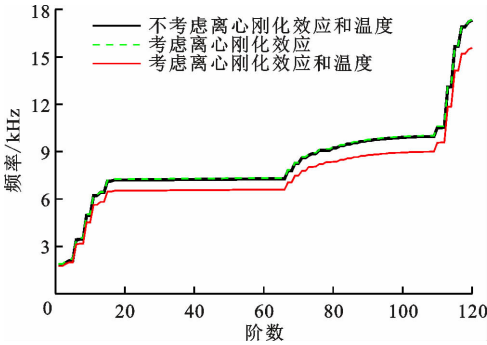


图 8 涡轮盘前 120 阶振型的固有频率  
Fig. 8 Natural frequency of the front 120 mode of the turbine disk

4 某部分进气涡轮盘振动响应的分析

考虑材料属性变化、温度应力和离心刚化效应进行模态计算,选取前 120 阶的振型,采用模态叠加



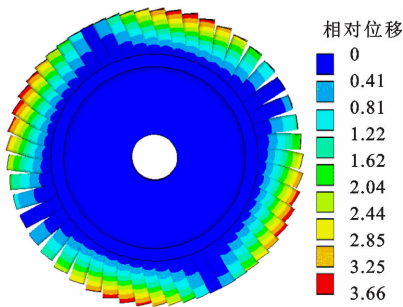


图 9 2 节径第 2 阶振型

Fig. 9 The second mode with 2 diameters

法计算部分进气气流量作用下涡轮盘的振动响应,模态阻尼系数选取为 0.035。

4.1 转速对叶片振动响应的影响

一些学者对部分进气模式下叶片所受的气流载荷进行了研究,整理得到 Kick 效应的冲击系数如表 3 所示。

表 3 Kick 效应的冲击系数

Table 3 The kick coefficient of Kick effect

| 文献作者                     | $\delta_1$ | $\delta_2$ |
|--------------------------|------------|------------|
| Hushmandi <sup>[7]</sup> | 0.4        | 1.8        |
| Lampart <sup>[8]</sup>   | 0.2        | 1.8        |
| Fridh <sup>[10]</sup>    | 0.4        | 2.5        |
| Bellucci <sup>[18]</sup> | 0.7        | 2.4        |
| Tokuyama <sup>[19]</sup> | 0.4        | 1.9        |
| Yoshida <sup>[25]</sup>  | 0.3        | 1.4        |

本文的研究对象为冲击式涡轮盘,其叶型与 Tokuyama<sup>[19]</sup>和 Yoshida<sup>[25]</sup>研究的叶型相似。对比 0.15 进气度下,冲击系数  $\delta_1$  为 0.4,  $\delta_2$  为 1.4、1.6 和 1.8 的无量纲气流量谐波分量的幅值,如表 4 所示,气流量谐波分量幅值的差异在 5%之内,相差较小,因此本文冲击系数  $\delta_1$ 、 $\delta_2$  大致选取为 0.4 和 1.6。

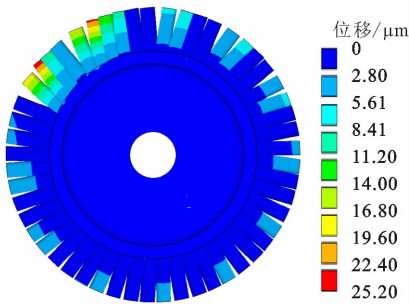
表 4 各倍频处无量纲气流量谐波分量的幅值

Table 4 Amplitude of harmonic component of dimensionless airflow force at different frequencies

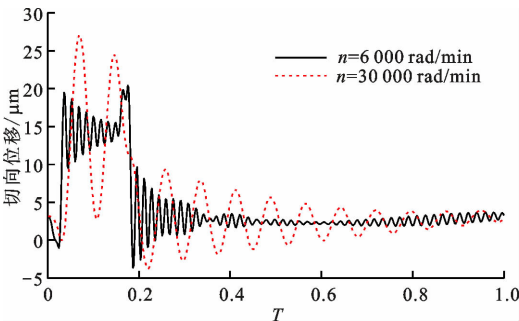
| 倍频数 | 无量纲气流量谐波分量的幅值 |         |         |
|-----|---------------|---------|---------|
|     | 1.4           | 1.6     | 1.8     |
| 1   | 0.291 3       | 0.297 5 | 0.303 8 |
| 2   | 0.253 2       | 0.258 0 | 0.262 8 |
| 3   | 0.197 4       | 0.200 0 | 0.202 8 |
| 4   | 0.133 4       | 0.133 8 | 0.134 4 |
| 5   | 0.071 7       | 0.070 2 | 0.069 1 |
| 6   | 0.021 4       | 0.020 8 | 0.020 4 |

在叶片上施加考虑 Kick 效应的气流激励,叶片受到的稳定切向气流量合力为 112.5 N,无量纲气流量载荷曲线如图 4(a)所示,进气度为 0.15,研究 6 000 r/min 和 30 000 r/min 转速下涡轮盘的振动响应。

30 000 r/min 转速下涡轮盘的位移云图如图 10(a)所示,可以看到,涡轮盘主要发生叶片的切向振动,最大位移位于叶尖处;对比不同转速下 1 个旋转周期  $T$  内叶尖的振动响应,切向位移曲线如图 10(b)所示。



(a)30 000 r/min 下涡轮盘的位移云图



(b)不同转速下叶尖振动的切向位移

图 10 不同转速下涡轮盘的振动响应

Fig. 10 Vibration response of turbine at different rotational speeds

由图 10(b)可知,30 000 r/min 转速下叶片振幅明显大于 6 000 r/min 转速;在非进气弧段,叶片以离开进气弧段时的振幅为初始振幅,发生自由衰减振动。

对叶尖的振动响应进行频谱分析,结果如图 11 所示,当转速为 6 000 r/min 时,叶尖振动响应的频域分布与气流激励的频域分布基本一致,仅在叶片的固有频率(6 500 Hz)附近存在一定的差异;当转速为 30 000 r/min 时,叶尖振动响应在 6 000 Hz (12 倍频)处的振动幅值较大,在 6 500 Hz 处的振动幅值反而较小,这是由于在该频率处气流量分量的幅值接近于 0,气流激励过小使得该频率处叶尖的振动幅值也较小。

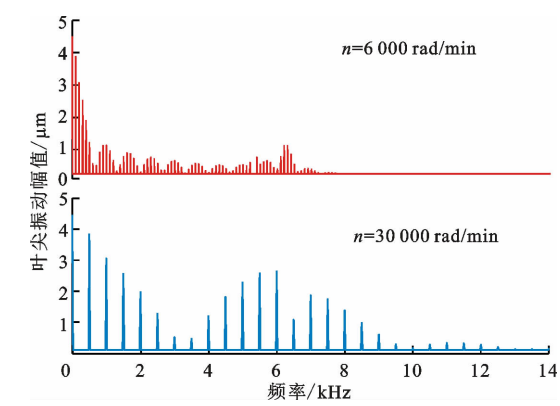


图 11 不同转速下叶尖振动响应的频谱图

Fig. 11 Spectral of vibration response of blade at different rotational speeds

各倍频处叶尖振动响应的幅值如表 5 所示,由表 5 可知:在 1~6 倍频处,不同转速下叶尖的振动幅值较为接近,其中 1 倍频的振动幅值最大;在 11~13 等高倍频处,高转速下涡轮盘的叶尖振动幅值明显大于低转速的情况。在 30 000 r/min 转速下,12 倍频(6 000 Hz)处涡轮盘叶尖的振动幅值达到了 1 倍频振动幅值的 68%,这是因为气流激励引起了固有频率附近的强迫振动,再次说明了在部分进气模式下只考虑前 6 倍频气流对涡轮盘振动的影响是不充分的。

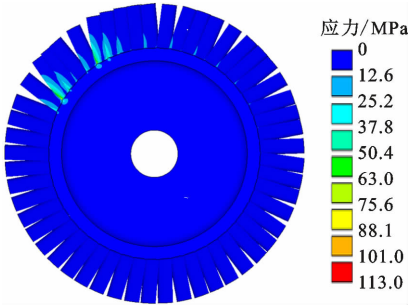
表 5 各倍频处叶尖振动响应的幅值

Table 5 Amplitude of blade vibration at different frequencies

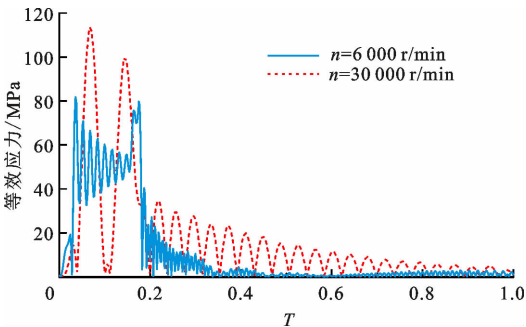
| 倍频数 | 振动响应的幅值/ $\mu\text{m}$ |              |
|-----|------------------------|--------------|
|     | 6 000 r/min            | 30 000 r/min |
| 1   | 3.81                   | 3.82         |
| 2   | 2.95                   | 3.02         |
| 3   | 2.38                   | 2.52         |
| 4   | 1.73                   | 1.92         |
| 5   | 1.02                   | 1.21         |
| 6   | 0.33                   | 0.43         |
| 11  | 0.75                   | 2.53         |
| 12  | 0.44                   | 2.60         |
| 13  | 0.09                   | 1.00         |

30 000 r/min 转速下涡轮盘的等效应力云图如图 12(a)所示,最大应力位于叶片根部倒角处。对比不同转速下 1 个旋转周期  $T$  内叶片根部倒角位置的动应力,不同转速下叶片根部倒角的等效应力曲线如图 12(b)所示,在 30 000 r/min 下,涡轮盘的最大应力为 113 MPa,对比 6 000 r/min 的计算结果,最大应力提升了 37.8%,在非进气弧段,叶片根

部倒角位置的动应力也存在明显提升。



(a)30 000 r/min 下涡轮盘的等效应力云图



(b)不同转速下叶片根部倒角的等效应力曲线

图 12 不同转速下涡轮盘的等效应力

Fig. 12 Mises stress of turbine at different rotational speeds

4.2 进气度对叶片振动响应的影响

计算 0.15 和 0.45 两种进气度下涡轮盘的振动响应,涡轮盘的转速为 30 000 r/min,功率为 178.6 kW,叶片受到的稳定切向气流力合力分别为 112.5 N 和 37.5 N,无量纲气流载荷曲线如图 3(a)所示,不同进气度下叶尖的振动响应如图 13 所示。

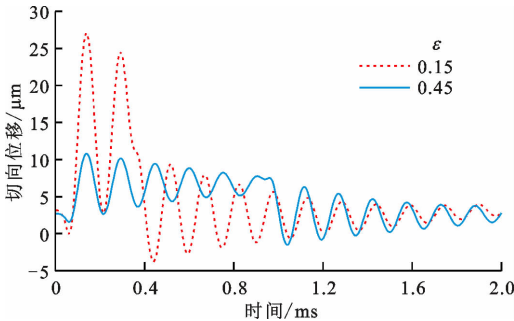


图 13 不同进气度下叶尖的振动响应

Fig. 13 Vibration response of blade at different admission

由图 13 可知,0.15 和 0.45 进气度下涡轮盘叶尖的最大振动幅值分别为 24.4  $\mu\text{m}$  和 8.17  $\mu\text{m}$ ,0.15 进气度下涡轮盘叶尖的最大振动幅值为 0.45 进气度的 2.99 倍。

对叶尖的振动响应进行频谱分析,如图 14 所示,可以看出,在 0.45 进气度下,叶尖振动响应在

6 000 Hz、6 500 Hz 和 7 000 Hz 处的振动幅值较大,气流激励同样激起了叶片在固有频率附近的强迫振动,在非共振区域,0.45 进气度下各倍频处叶尖的振动响应幅值均比 0.15 进气度小,该现象与气流激励特性的分析结果一致。

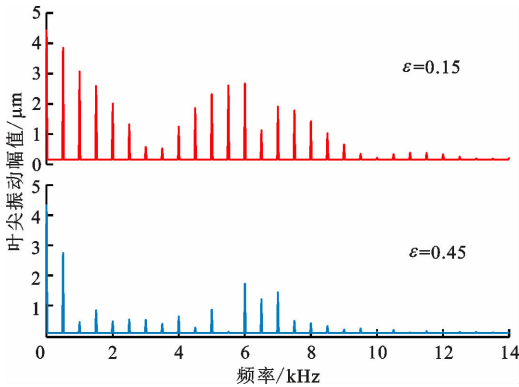
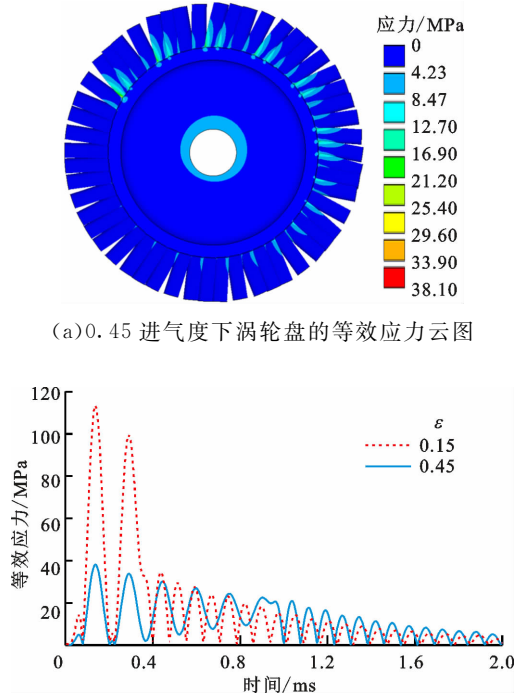


图 14 不同进气度下叶尖振动响应的频谱图

Fig. 14 Spectral of vibration response of blade at different admission

0.45 进气度下涡轮盘的等效应力云图如图 15 (a)所示,不同进气度下叶片根部倒角位置的等效应力曲线如图 15(b)所示,0.45 进气度下涡轮盘的最大应力为 38.1 MPa,较 0.15 进气度减小了 66.3%。可见当涡轮盘的转速和功率相同时,小进气度工况下的气流量会激起幅值更大的叶片振动,



(b)不同进气度下叶片根部倒角的等效应力曲线

图 15 不同进气度下涡轮盘的等效应力

Fig. 15 Mises stress of turbine at different admission

并产生更大的动应力。

5 结 论

本文研究了高转速部分进气涡轮盘叶片所受气流力的特性和涡轮盘的振动响应。通过对比不同转速和部分进气度,分析了叶片所受气流力的时频域特性;采用有限元方法求解了某高转速部分进气火箭涡轮盘的瞬态振动响应,并进行了叶片振动响应的时频域分析。主要结论有以下几点:

- (1)部分进气模式下叶片所受气流激励可以视作周期性的脉冲激励,提高转速或减小进气度都会使得气流力在高频处的幅值增大;
- (2)叶片振动响应的计算结果表明,在高转速小部分进气度的情况下,高于 6 倍频的气流谐波分量仍能激起涡轮盘叶片幅值较大的强迫振动;
- (3)涡轮盘的最大等效应力位于叶片的根部倒角处,适当提高涡轮盘的进气度,能降低各倍频处叶片的振动幅值,同时降低涡轮盘的动应力。

参考文献:

[1] 任众,朱东华,许开富. 多场环境下涡轮盘的强度与振动安全性仿真优化研究 [J]. 火箭推进, 2016, 42 (6): 36-42.  
REN Zhong, ZHU Donghua, XU Kaifu. Multiphysics-based simulation and optimization on strength and vibration security of turbine disk [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(6): 36-42.

[2] TOKUYAMA K, FUNAZAKI K I, KATO H, et al. A study of the unsteady flow field and turbine vibration characteristic of the supersonic partial admission turbine for a rocket engine [C]// Proceedings of International Gas Turbine Congress. Tokyo, Japan: Gas Turbine Society of Japan, 2015: 962-972.

[3] LINHARDT H D, SILVERN D H. Analysis of partial admission axial impulse turbines [J]. ARS Journal, 1961, 31(3): 297-308.

[4] YOSHIDA T, SAKAI N, MATSUMOTO A, et al. Numerical estimation of the unsteady force on rotor blades in a partial arc admission stage of an axial turbine [C]// ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2014: V02CT38A047.

[5] 张章,侯安平,脱伟,等. 航空发动机叶片气动弹性动力响应的数值方法研究进展 [J]. 力学进展, 2012, 42(5): 572-582.  
ZHANG Zhang, HOU Anping, TUO Wei, et al. A



- review of numerical research on aeroelastic dynamical response of aero-engine blades [J]. *Advances in Mechanics*, 2012, 42(5): 572-582.
- [6] HUSHMANDI N B, HU Jiasen, FRIDH J, et al. Numerical study of unsteady flow phenomena in a partial admission axial steam turbine [C]// *ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air*. New York, NY, USA: ASME, 2008: 713-722.
- [7] HUSHMANDI N B, FRIDH J E, FRANSSON T H. Unsteady forces of rotor blades in full and partial admission turbines [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(4): 0410174.
- [8] LAMPART P, SZYMANIAK M, RZA DKOWSKI R. Unsteady load of partial admission control stage rotor of a large power steam turbine [C]// *ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air*. New York, NY, USA: ASME, 2004: 237-246.
- [9] FRIDH J, LAUMERT B, FRANSSON T. Forced response in axial turbines under the influence of partial admission [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(4): 041014.
- [10] FRIDH J, WIKSTRÖM R, FRANSSON T. Dynamic features of partial admission: outcomes from rotating measurements [C]// *7th European Conference on Turbomachinery*. Athens, Greece: National Technical University of Athens, 2007: 451-462.
- [11] 庾明达, 徐自力, 范志飞, 等. 核电超长末叶气动稳定性的流固耦合数值研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2018, 52(7): 101-107.
- YU Mingda, XU Zili, FAN Zhifei, et al. Numerical study on the aerodynamic stability of super-long last-stage blades of a nuclear turbine using fluid-structure coupling [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2018, 52(7): 101-107.
- [12] WILDHEIM S J. Excitation of rotationally periodic structures [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1979, 46(4): 878-882.
- [13] 张大义, 马艳红, 洪杰, 等. 气流激励下叶片动力响应分析方法 [J]. *航空动力学报*, 2009, 24(7): 1523-1529.
- ZHANG Dayi, MA Yanhong, HONG Jie, et al. Dynamical response analysis on blades arisen by aerodynamic forces through sequential method [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(7): 1523-1529.
- [14] 邱恒斌, 徐自力, 刘雅琳, 等. 一种求解含围带阻尼成圈叶片振动响应的高效方法 [J]. *西安交通大学学报*, 2016, 50(11): 1-6.
- QIU Hengbin, XU Zili, LIU Yalin, et al. An efficient method for solving vibration response of continuous covered blades with damped shroud [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2016, 50(11): 1-6.
- [15] 林蓬成, 郑晓宇, 李龙贤, 等. 液体火箭发动机音叉式涡轮叶盘振动特性研究 [J]. *推进技术*, 2021, 42(7): 1636-1642.
- LIN Pengcheng, ZHENG Xiaoyu, LI Longxian, et al. Vibration characteristics of tuning fork turbine blisk of liquid rocket engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(7): 1636-1642.
- [16] RZADKOWSKI R. The partial admission of tuned and mistuned bladed discs [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1994, 171(2): 201-217.
- [17] 任众, 许开富, 朱东华. 火箭发动机涡轮叶片动态响应计算及方法 [J]. *火箭推进*, 2020, 46(6): 48-54.
- REN Zhong, XU Kaifu, ZHU Donghua. Dynamic response calculation and method of rocket engine turbine blades [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2020, 46(6): 48-54.
- [18] BELLUCCI J, RUBECHINI F, ARNONE A. Modeling partial admission in control stages of small steam turbines with CFD [C]// *ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*. New York, NY, USA: ASME, 2018: V008T29A 029.
- [19] TOKUYAMA Y, FUNAZAKI K, KATO H, et al. Computational analysis of unsteady flow in a partial admission supersonic turbine stage [C]// *ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*. New York, NY, USA: ASME, 2014: V02DT44 A021.
- [20] KAN Xuanen, XU Zili, ZHAO Yu, et al. Transient response of control stage blade disk due to partial admission by a reduced method [C]// *ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition*. New York, NY, USA: ASME, 2015: V07BT32A 022.
- [21] 中国动力工程学会. 火力发电设备技术手册: 第二卷 汽轮机 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1999: 828.
- [22] 黄杰, 姚卫星. 翼面热环境的并行迭代耦合方法及热模态分析 [J]. *振动、测试与诊断*, 2019, 39(4): 752-759.
- HUANG Jie, YAO Weixing. ParallelIterative coupled method for thermal environment of wing and thermal modal analysis [J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2019, 39(4): 752-759.
- [23] 杜大华, 黄道琼, 黄金平, 等. 火箭发动机涡轮盘模态影响因素与振动安全性分析 [J]. *火箭推进*, 2021,

47(1): 21-28.

DU Dahua, HUANG Daoqiong, HUANG Jinping, et al. Analysis on modal influence factors and vibration safety of rocket engine turbine disk [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(1): 21-28.

[24] 倪振华. 振动力学 [M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1989.

[25] YOSHIDA T, SAKAI N, MATSUMOTO A, et al. Numerical estimation of the unsteady force on rotor blades in a partial arc admission stage of an axial turbine [C]// ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2014: V02CT38A047.

(编辑 武红江 杜秀杰)