

文章编号: 1000-8055(2024)11-20220329-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220329

双级涡轮组件结构状态对高速转子 动力特性影响

马艳红², 李毅沔², 陈雪骑², 王永锋¹, 洪 杰^{1, 2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 102206;
2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206)

摘 要: 针对采用双级涡轮设计的高速转子, 研究双级涡轮组件结构状态变化对转子动力特性的影响。通过表征工作载荷对双级涡轮组件界面接触状态和局部角向刚度-变形特征的影响过程, 建立了双级涡轮组件结构状态分析模型, 揭示了组件结构状态变化的力学机理; 建立组件结构状态在转子动力学模型中的等效方法, 研究其对转子固有振动特性的影响。研究表明: 复杂工作载荷作用下组件中各构件变形的不协调, 将引起的连接界面接触力学特性变化, 造成组件角向刚度特性的改变; 在旋转惯性力矩作用下, 涡轮组件角向刚度存在“突降”现象, 使得转子弯曲模态振型陀螺效应和临界转速显著降低。仿真结果表明: 考虑涡轮组件结构状态突变后, 转子弯曲模态临界转速约下降 17%。

关 键 词: 双级涡轮组件; 结构状态; 界面接触状态; 角向刚度; 陀螺效应; 临界转速
中图分类号: V231.96 **文献标志码:** A

Influences of configuration state of double-stage turbine assembly on rotor dynamic characteristics

MA Yanhong², LI Yifeng², CHEN Xueqi², WANG Yongfeng¹, HONG Jie^{1, 2}

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 102206, China;
2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: The influences of configuration state change of double-stage high-pressure turbine assembly on rotor dynamic characteristics were studied. By studying the influence process of the working load on the interface contact state and local angular stiffness-deformation characteristics of the double-stage turbine assembly, the configuration states analysis model of the double-stage turbine assembly was established, and the mechanical mechanism of the configuration state change of the assembly was revealed. An equivalent modeling method of rotor dynamics considering the configuration state of assembly was established, and its influences on the rotor dynamics characteristics were studied. The research showed that the uncoordinated deformation of each component in the assembly caused by the complex working load could cause the change of the interface contact mechanical properties and the angular stiffness characteristics of the assembly. Due to the effect of the rotating inertia moment, there was a “sudden drop” phenomenon in the angular stiffness of the double-turbine assembly, which significantly reduced gyroscopic effect and critical speed of the rotor bending mode. The simulation results showed that the critical rotational speed of the rotor bending mode decreased by about 17% after considering the

收稿日期: 2022-05-12

基金项目: 国家科技重大专项(2017-IV-0011-0048, 2017-I-0008-0009)

作者简介: 马艳红(1975—), 女, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机结构动力学、金属橡胶结构设计及应用等方向研究。

引用格式: 马艳红, 李毅沔, 陈雪骑, 等. 双级涡轮组件结构状态对高速转子动力特性影响[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20220329. MA Yanhong, LI Yifeng, CHEN Xueqi, et al. Influences of configuration state of double-stage turbine assembly on rotor dynamic characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20220329.

sudden change in the configuration state of the double-turbine assembly.

Keywords: double-stage turbine assembly; configuration state; interface contact state; angular stiffness; gyroscopic effect; critical speed

为提高涡轮功率及涡轮气动效率,先进的高涵道比涡扇发动机的高压转子普遍采用双级高压涡轮设计^[1]。对于两支点大长径比双级涡轮转子结构系统,双级涡轮组件止口接触状态变化对涡轮盘轴连接角向刚度影响十分敏感,会导致涡轮盘组件在高转速下的陀螺效应及转子动力学特性产生大幅度变化。文献[2-7]表明,转子系统在超刚体临界高转速下,大质量轮盘的陀螺力矩效应能够有效抑制转子的弯曲变形,提高转子抗弯刚性并提升弯曲振型共振转速。但是,双级涡轮盘组件处于复杂多变的高速旋转/热环境中,各构件变形差异较大,易造成止口连接界面接触力学特性发生变化,不仅会造成界面接触损伤,还会改变轮盘组件结构力学特性,影响转子的动力学特性。

早期的发动机转子结构负荷较小,在转子动力学研究中通常忽略连接结构非连续性的影响^[8-9],普遍采用连续转子模型进行动力学分析。随着航空发动机结构效率的不断提高,转子弯曲刚度逐渐降低,在离心/热载荷交互作用下连接界面力学特性的变化对转子动力学特性的影响愈发明显,国内外学者对此开展了众多研究。Mat Isa 等^[10]研究了螺栓连接转子动力学特性,通过将分段线性的力-位移关系引入转子动力学模型中,建立了螺栓连接转子的集中参数模型,计算了转子的不平衡响应。Klompas^[11]以带有螺栓的叶轮机转子为研究对象,提出当螺栓连接界面接触异常时,界面处将产生预紧力的非对称性,在一定条件下可导致转子出现自激振动和谐波振动。姚星辰等^[12-13]采用薄层单元法模拟螺栓的连接刚度,提出了转子动力学仿真中螺栓的建模方法,研究了螺栓的连接刚度特性。Qin 等^[14-15]考虑航空发动机转子中螺栓松动引起的时变刚度特性,提出连接界面刚度的弱化作用将使转子临界转速降低。洪杰等^[16]指出连接界面的存在会产生结构刚度损失,提出“刚度修正系数”作为刚度损失的定量评估和修正方法;Zhou、Hong、马艳红等^[17-19]对止口-拉杆连接结构的刚度损失机理进行研究,提出工作载荷作用下止口端面应力分布变化是造成刚度损失的主要原因,并开展了刚度损失和转子动力学特性的仿真计算。

上述文献大多从连接界面力学特性变化及其产生弯曲刚度损失的角度进行研究,研究对象大多是针对单一的螺栓或止口等连接结构,没有考虑具有大质量轮盘结构组件在离心/温度等载荷交互作用的影响,以及多界面结构系统力学特性变化及其分散性对转子系统动力学特性的影响。

本文以典型高涵道比涡扇发动机的高压转子为例,分析双级涡轮组件在多种载荷交互作用下界面接触状态变化的力学过程,研究双级涡轮组件盘轴连接角向刚度的变化规律,及其对转子系统共振转速分布特性的影响规律,为高速复杂转子结构系统动力学设计提供理论方法支撑。

1 双级涡轮组件结构状态分析模型

双级高压涡轮组件由多个构件通过连接界面组成,在离心、温度等载荷交互作用下,连接界面接触力学特性发生变化,导致涡轮组件的角向刚度特性和变形特征发生改变,亦即组件的结构状态发生改变。

1.1 组件压紧的力学过程

如图 1 所示,双级高压涡轮组件由两级涡轮盘、级间封严盘等多个构件组成,3 个轮盘间通过级间止口结构轴向压紧,套齿结构传递扭矩。基于双级高压涡轮盘组件的结构特征,建立其简化物理模型,如图 2 所示。

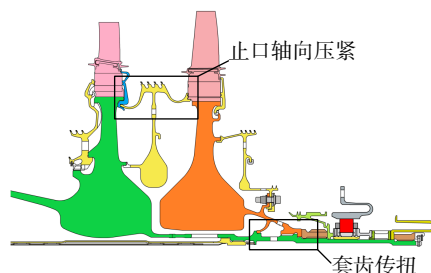


图 1 双级涡轮组件结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of double-stage turbine assembly

当组件处于装配阶段时,通过对压紧螺母施加拧紧力矩,在螺纹作用下 1 级涡轮后轴颈产生轴向拉伸预变形,使得螺母压紧端面产生压紧力 F_{p1} ,压紧双级涡轮盘组件;在这过程中,级间封严盘两侧的鼓筒发生轴向压缩变形,其止口端面产

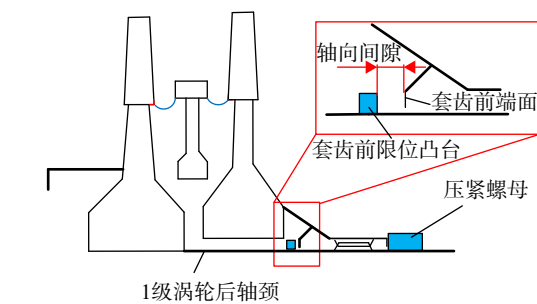


图 2 双级涡轮组件结构物理模型

Fig. 2 Physical model of double-stage turbine assembly

生压紧力 F_{p2} 。随着螺母拧紧力矩的继续增加,套齿前限位凸台与套齿前端面将发生接触,在接触端面上会产生轴向压紧力 F_{p3} 。组件在装配阶段的变形示意图如图 3 所示。

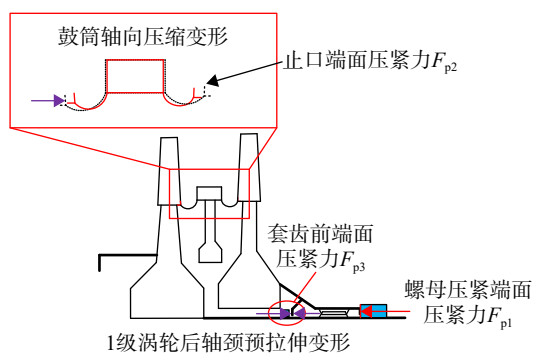


图 3 双级涡轮组件变形示意图(装配阶段)

Fig. 3 Schematic diagram of deformation of double-stage turbine assembly (assembling stage)

1.2 界面接触力学特性

当转子高速旋转时,双级高压涡轮盘组件将承受离心载荷、温度载荷、轴向压力载荷等复杂载荷交互作用。由于各轮盘、轴颈等组成构件的结构形式和载荷大小不同,在工作载荷作用下各构件变形差异较大,各构形之间的变形不协调将造成止口端面接触力学特性发生改变。

例如,在离心载荷作用下,由于材料泊松比效应的影响,各级轮盘、轴颈具有轴向收缩的变形趋势,但各构件结构形式的不同导致其具有不同的轴向收缩变形,引起级间止口端面接触力学特性的变化。由于两级涡轮盘质量分布和轴颈约束刚度的不对称性,在离心载荷作用下轮盘并非竖直径向变形,而会发生伞状变形,如图 4 所示,两级涡轮盘的伞状变形将造成级间轴向间距变化,导致止口端面压紧力 F_{p2} 变化。

此外,在发动机工作时,第 2 级涡轮叶盘结构的前空气腔压力通常大于后空气腔压力,其承受

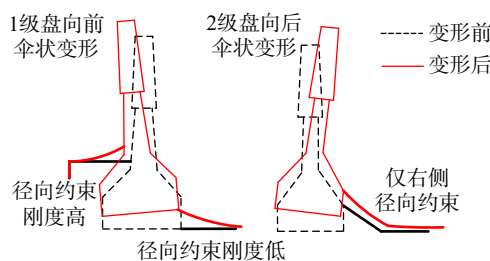


图 4 双级涡轮组件变形示意图(离心载荷)

Fig. 4 Schematic diagram of deformation of double-stage turbine assembly (centrifugal load)

较大向后的轴向压力载荷。在轴向压力载荷作用下,第 2 级涡轮盘易相对第 1 级涡轮盘发生向后的轴向位移,造成止口端面压紧力 F_{p2} 降低,如图 5 所示。而在温度载荷作用下,由于高压涡轮盘组件温度场分布空间不均,且各结构材料的热膨胀系数也不相同,结构的热变形不协调也会影响各端面的压紧力。

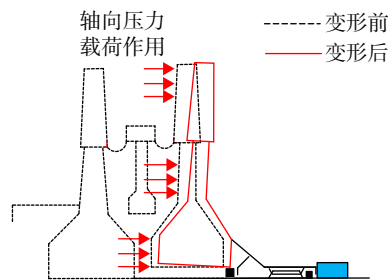


图 5 双级涡轮组件变形示意图(轴向压力载荷)

Fig. 5 Schematic diagram of deformation of double-stage turbine assembly (axial aerodynamic load)

高速转子在旋转过程中,若轮盘相对旋转中心线发生角向倾斜,在轮盘上会产生旋转惯性力矩作用,其对连接界面的力学效果等效于弯曲力矩。针对上述双级涡轮组件,由于连接界面只能传递压应力,不能传递拉应力,随界面承受的弯曲力矩变化,连接界面的接触状态和接触应力分布大致经历 4 个过程,如图 6 所示。

当界面承受的弯曲力矩 M 为 0 时,界面在预紧压紧压力作用下,接触应力沿径向均匀分布;随着弯曲力矩 M 增大,界面在受拉侧的接触应力降低、受压侧的接触应力增加,其接触状态出现局部滑移;当弯曲力矩 M 达到某一临界值 M_{ic} 时,受拉侧最大拉应力与预紧压应力恰好相等,界面开始出现局部分离,称 M_{ic} 为界面恰好局部分离时的临界弯曲力矩,简称为界面临界弯曲力矩;

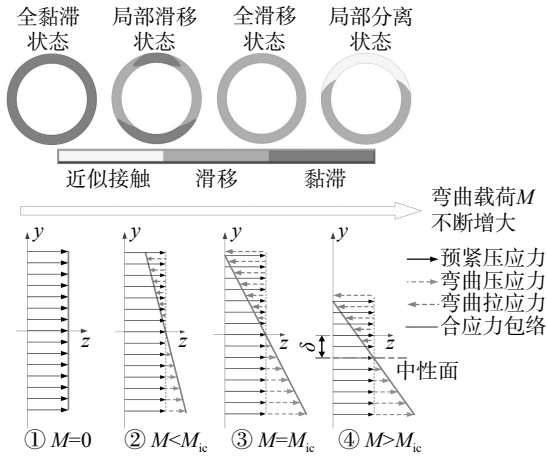


图 6 连接界面接触状态及接触应力变化示意图

Fig. 6 Variation diagram of the joint interface contact state and contact normal stress

随着弯曲力矩 M 的继续增大, 受拉侧局部分离面积逐渐增大, 造成界面接触状态和接触应力分布的显著变化。

由上述分析可知, 止口端面的接触力学特性与界面临界弯曲力矩 M_{ic} 息息相关。 M_{ic} 越大, 止口端面越不易发生界面局部分离, 其接触力学特性的分散性和对弯曲力矩的敏感性更小。

临界弯曲力矩 M_{ic} 与止口端面的压紧力 F_{p2} 紧密相关, 端面压紧力越大, 其临界弯曲力矩 M_{ic} 通常越大。双级涡轮组件在离心、温度、气动等载荷交互作用下, 止口端面压紧力 F_{p2} 的变化, 将对界面接触力学特性造成显著影响。

1.3 组件角向刚度-变形特征

在双级高压涡轮组件中, 各级涡轮盘既承受前后轴颈的角向约束, 也承受级间封严盘止口的角向约束。由于工作载荷作用下, 止口端面接触力学特性发生变化, 将影响止口端面对涡轮盘的角向约束特征, 进而影响组件的角向刚度特性和角向变形特征。

基于双级高压涡轮盘组件结构特征, 建立如图 7 所示的组件角向刚度模型, 该模型主要关注两级涡轮盘的角向运动自由度 θ_1 和 θ_2 及其角向刚度; 模型中忽略轮盘和轴的弹性变形, 将其视作刚体考虑, 将结构的角向变形集中在盘与轴的连接处, 并采用角向弹簧模拟盘与轴之间的角向连接刚度。

模型中, M_1 和 M_2 分别为作用在第 1 级和第 2 级涡轮盘上的力矩载荷; θ_1 和 θ_2 分别为第 1 级和第 2 级涡轮盘在力矩载荷下发生的角向变形; k_{01} 、 k_{03} 、 k_{04} 和 k_{05} 分别为两级涡轮盘与图 7 中各盘

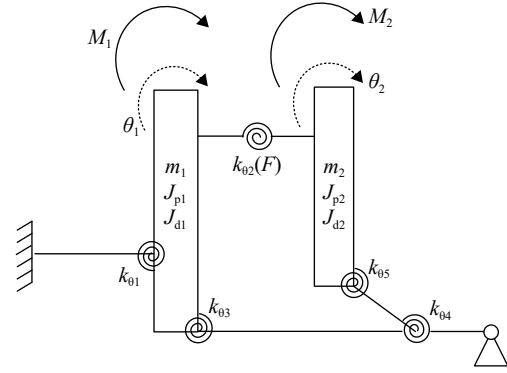


图 7 双级涡轮组件角向刚度模型

Fig. 7 Angular stiffness model of the double-stage turbine assembly

轴连接处的角向弹簧的角向刚度, 其中 k_{01} 、 k_{03} 和 k_{05} 位置处涡轮盘与轴采用的是焊接的连接方式, 因此角向刚度 k_{01} 、 k_{03} 和 k_{05} 可认为是常数, 仅与结构构形和材料有关, 不随转子工作状态变化。 k_{04} 处两轴的连接采用的是套齿连接结构, 由于本模型主要研究涡轮级间止口端面对双级涡轮组件角向刚度的影响, 为减少变量影响, 模型中暂不考虑套齿连接结构的刚度损失, 因此角向刚度 k_{04} 也认为是常数, 不随转子工作状态变化。 $k_{02}(F)$ 为涡轮级间止口端面的约束角向刚度, 其值与止口端面接触力学特性相关, 随转子工作状态下涡轮级间止口端面的轴向压紧力 F 变化。

基于上述力学模型, 能够得到双级涡轮组件角向自由度方向的静力学方程

$$\mathbf{K}\boldsymbol{\theta} = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} \\ K_{21} & K_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_1 \\ \theta_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中 $\boldsymbol{\theta}$ 为组件的角向位移矢量, $\mathbf{K}$ 为组件的角向刚度矩阵, 其展开式为

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} \\ K_{21} & K_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{01} + k + k_{02}(F) & -k - k_{02}(F) \\ -k - k_{02}(F) & k + k_{02}(F) \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中 k 为 k_{03} 、 k_{04} 、 k_{05} 这三者的串联刚度, 其表达式为

$$k = \frac{1}{\frac{1}{k_{03}} + \frac{1}{k_{04}} + \frac{1}{k_{05}}} = \frac{k_{03}k_{04} + k_{03}k_{05} + k_{04}k_{05}}{k_{03}k_{04}k_{05}} \quad (3)$$

在角向刚度矩阵 $\mathbf{K}$ 中, 对角线项 K_{11} 、 K_{22} 分别表示第 1 级、第 2 级涡轮盘各自与转轴之间的角向连接刚度; 非对角线项 K_{12} 、 K_{21} 表示两级涡轮盘之间的耦合角向刚度。当转子工作状态变化

时,工作载荷通过影响涡轮级间止口端面的接触力学特性,导致止口端面对涡轮盘的角向约束刚度 $k_{\theta 2}(F)$ 变化,进而影响组件的角向刚度特性和角向变形特征。

2 组件结构状态仿真实例

2.1 组件接触力学特性

基于某型高涵道比涡扇发动机,建立图 8 所示的双级高压涡轮盘组件三维实体有限元模型,开展组件结构状态仿真,验证上述组件结构状态变化的力学过程。

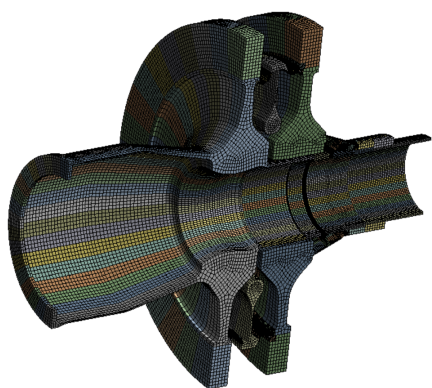


图 8 双级高压涡轮组件有限元模型

Fig. 8 Finite element model of double-stage high-pressure turbine assembly

在模拟组件装配过程时,通过对螺母压紧端面施加轴向压力,模拟涡轮盘组件初始装配过程,后文将该力称为“预紧载荷”。如图 9 所示,为装配过程预紧载荷对端面压紧力的影响规律。从仿真结果可以看出,在预紧载荷从 0 kN 加载至 54 kN 的过程中,1 级涡轮后轴颈的轴向拉伸变形较小,套齿前端面仍存在轴向间隙,未发生接触,此时预紧载荷几乎全部用于压紧止口端面,止口端面压紧力 F_{p2} 快速增大;而当预紧载荷达到 54 kN 后,套齿前端面恰好发生接触,在这之后继续提高预紧载荷,则大部分预紧载荷用于压紧套齿前端面,仅少部分预紧载荷用于压紧止口端面,因此止口端面压紧力 F_{p2} 的增长斜率明显下降,当预紧载荷达到 230 kN 时,止口端面压紧力 F_{p2} 约为 86.3 kN。

当转子高速旋转时,组件将承受离心载荷、温度载荷、轴向压力载荷等复杂工作载荷,影响止口端面的接触力学特性。如图 10 所示,为组件在离心载荷作用下,转速对止口端面压紧力 F_{p2} 的影响规律。仿真结果表明,离心载荷将影响止口端面的压紧力,且在不同转速下其影响程度不

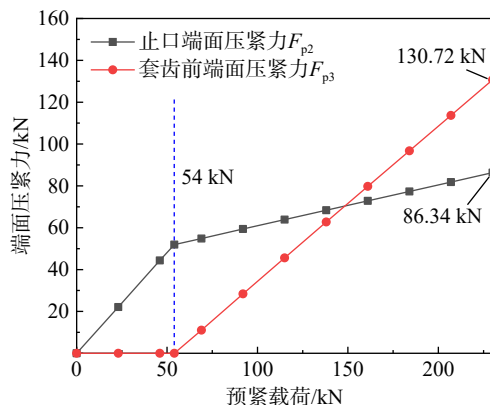


图 9 预紧载荷对端面压紧力的影响规律

Fig. 9 Influence rule of preload on pressing force of end face

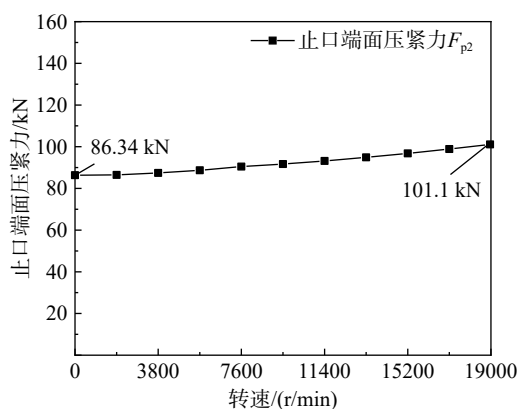


图 10 转速对止口端面压紧力的影响规律

Fig. 10 Influence rule of rotate speed on pressing force of spigot end face

同。当转子转速达到 18 989 r/min 时,止口端面压紧力 F_{p2} 较转速为 0 时提高约 17%。

此外,在发动机工作过程中,涡轮组件还承受着复杂的温度载荷、轴向压力载荷等载荷作用。考虑该发动机的最大工作状态,同时对涡轮组件施加离心载荷、温度载荷和气动轴向载荷。其中,涡轮组件在最大工作状态下的离心载荷对应转速为 18 959 r/min,温度场分布如图 11 所示。

如图 12 所示,为组件在最大工作状态下的轴向变形云图。变形云图表明,在离心、温度、气动

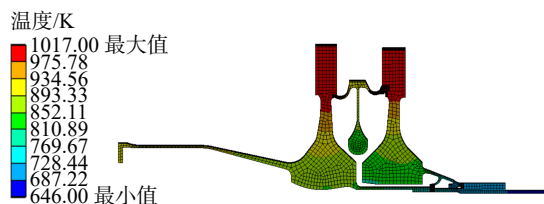


图 11 双级涡轮盘组件温度场分布(最大工作状态)

Fig. 11 Temperature field distribution of double-stage turbine assembly (maximum operating condition)

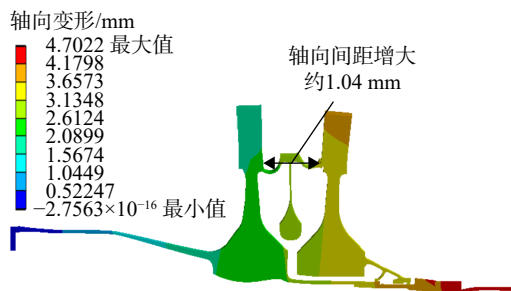


图 12 组件轴向变形云图(最大工作状态)

Fig. 12 Axial deformation diagram of assembly
(maximum operating condition)

等工作载荷作用下,两涡轮盘之间轴向、角向变形的不协调,使得两涡轮盘轴向间距增大大约 1.04 mm,此状态下止口端面压紧力 F_{p2} 仅为 21.54 kN,较初始装配状态下降约 75%,这将导致弯曲载荷作用下止口端面接触力学特性的显著变化,进而影响组件的角向刚度特性。

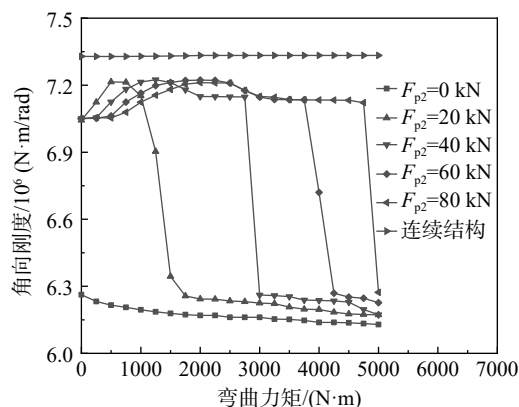
2.2 组件的角向刚度特性

基于图 8 所示的双级高压涡轮盘组件有限元模型,对不同结构状态下涡轮盘施加弯曲力矩,研究界面接触特性对组件角向刚度特性的影响规律。

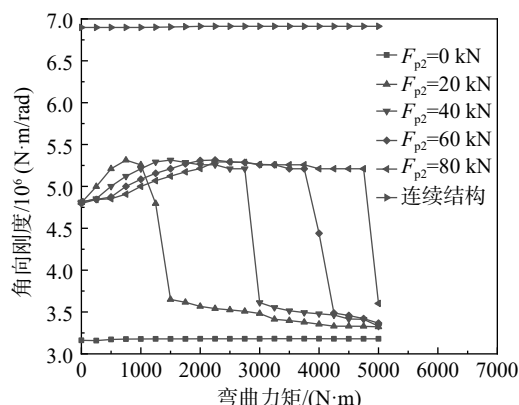
如图 13 所示,为计算得到的止口端面压紧力对组件角向刚度的影响规律。仿真结果表明:

1) 组件的角向刚度特性具有较强的分散性,其值随弯曲载荷变化。当涡轮组件承受的弯曲载荷 M 达到某一临界值时,轮盘角向刚度将发生阶跃式下降,后文称为角向刚度“突降”,将这一弯曲力矩载荷临界值称为:组件恰好发生角向刚度突降的临界弯曲力矩,简称为组件临界弯曲力矩,用符号 M_{ac} 表示。

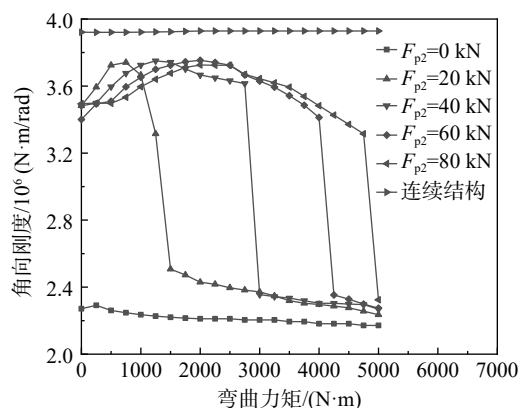
2) 图 14 解释了组件发生角向刚度突降的力学机理:当组件承受的弯曲力矩 M 达到组件临界弯曲力矩 M_{ac} 时,此时止口端面处承受的弯曲力矩 M_i 恰好达到其界面临界弯曲力矩 M_{ic} ,止口端面在弯曲力矩的作用下,端面受拉侧产生的弯曲拉应力超过端面压紧力产生的预紧压应力,使得止口端面出现受压侧压紧、受拉侧局部分离的接触现象,在结构的宏观变形上则表现为在止口端面处产生了附加角向变形 $\Delta\theta$,造成了组件角向刚度的突降。如图 15 所示,为轴向压紧力 $F_{p2}=20$ kN、弯曲力矩 $M=2000$ N·m 状态下计算得到的双级涡轮组件的轴向变形云图,止口端面在受拉侧出现局部分离、产生了附加角向变形,引起涡轮组件角向刚度的下降,证实了上述机理分析。



(a) 第1级涡轮盘角向刚度



(b) 第2级涡轮盘角向刚度



(c) 两级涡轮盘耦合角向刚度

图 13 止口端面压紧力对组件角向刚度的影响规律

Fig. 13 Influence rule of pressing force of spigot end face on angular stiffness of assembly

3) 止口端面具有越大的压紧力 F_{p2} , 组件的临界弯曲力矩 M_{ac} 越大, 即两级涡轮盘能保持高角向刚度稳定工作的载荷范围越大。

4) 考虑连接界面的组件, 其角向刚度低于连续结构模型。以 40 kN 压紧状态为例, 在组件角向刚度突降前, 第 1 级涡轮盘角向刚度约低 3%, 第 2 级涡轮盘角向刚度约低 26%, 两轮盘耦合角向刚度约低 7%; 而在组件角向刚度突降后, 3 个

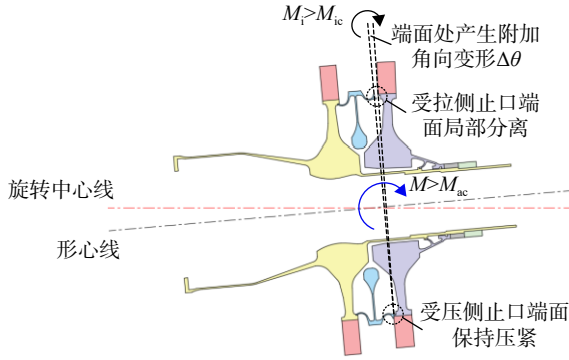


图 14 组件角度刚度突变的机理解释图

Fig. 14 Mechanism explanation diagram of sudden change in angular stiffness of assembly

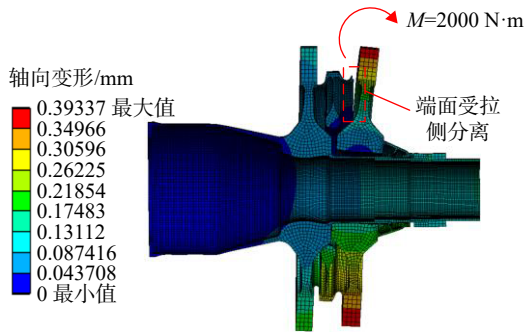


图 15 组件轴向变形云图 (\$F_{p2}=20\$ kN, \$M=2\ 000\$ N·m)

Fig. 15 Axial deformation nephogram of the assembly (\$F_{p2}=20\$ kN, \$M=2\ 000\$ N·m)

角向刚度约低 16%、52%、43%。

3 双级涡轮高速转子动力特性

3.1 涡轮组件结构状态变化对转子动力特性的影响

当转子处于旋转状态时,若转子发生弯曲变形,使得结构惯性主轴与旋转中心轴之间发生倾斜,结构上会产生旋转惯性力矩 \$M_r\$,如图 16 所示。旋转惯性力矩 \$M_r\$ 通常由两部分组成,一部分由直径转动惯量产生,符号表示为 \$M_i\$;另一部分由极转动惯量产生,符号表示为 \$M_g\$,也称之为陀螺力矩或回转力矩。其中,对于正进动的转子结构系统,陀螺力矩 \$M_g\$ 与结构角变形的方向相反,能

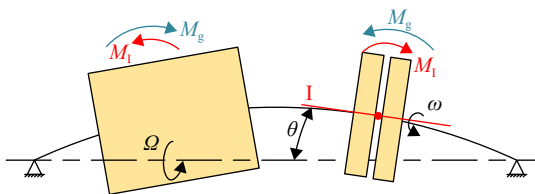


图 16 旋转惯性力矩示意图

Fig. 16 Schematic diagram of the rotating inertia moment

够抑制结构的角向变形,等效于增强了转子的弯曲刚性,将陀螺力矩对转子刚性的影响作用称为“陀螺效应”。

图 16 中, \$\Omega\$ 为转子的进动角速度, \$\omega\$ 为转子的自转角速度, \$\theta\$ 为转子极惯性主轴 I 相对旋转中心轴的角向变形。旋转惯性力矩的表达式为

$$\begin{cases} M_r = M_i - M_g \\ M_i = -J_d \ddot{\theta} = J_d \Omega^2 \theta \\ M_g = -J_p \omega \dot{\theta} = -J_p \Omega \omega \theta \end{cases} \quad (4)$$

式中 \$J_d\$、\$J_p\$ 分别为结构的直径转动惯量和极转动惯量。

对于双级涡轮转子结构系统,涡轮盘转动惯量较大,若转子高速旋转时涡轮盘发生角向变形,涡轮盘上将产生较大的旋转惯性力矩 \$M_r\$,其力学效果等效于在涡轮盘上施加弯曲力矩载荷。如图 14 所示,若双级涡轮组件产生的旋转惯性力矩超过了该状态下组件临界弯曲力矩 \$M_{ac}\$ 时,导致涡轮级间止口端面处承受的弯曲力矩 \$M_i\$ 超过其界面临界弯曲力矩 \$M_{ic}\$,将引起涡轮级间止口端面的局部分离及附加角向变形,造成双级涡轮组件角向刚度突降。考虑到旋转惯性力矩与转速的平方呈正比,将双级涡轮组件角向刚度突降时的转子转速称为“结构状态突变转速”,简称“突变转速”,用符号 \$N_{ac}\$ 表示。

由上述研究可知,涡轮组件级间止口的压紧力 \$F_{p2}\$ 越大,组件临界弯曲力矩 \$M_{ac}\$ 越大,则突变转速 \$N_{ac}\$ 越大。此外,转子的旋转惯性力矩与其在高转速下的变形相关,受转子固有特性和转子不平衡等多种因素影响,因此突变转速 \$N_{ac}\$ 具有较强的分散性和不确定性。本文暂不深入研究转子的突变转速,仅研究转子结构状态突变对其固有振动特性的影响。

涡轮盘-轴连接角向刚度对涡轮产生的陀螺效应影响非常敏感。双级涡轮组件结构状态变化,将影响涡轮产生的陀螺效应,对转子弯曲模态共振频率产生显著影响。为定量评估陀螺效应对转子共振频率的影响,本文提出陀螺效应评估因子,简称 GM 因子,其定义为:给定转速下 Campbell 图中共振频率线的斜率。易知,对于不同阶次共振模态,GM 因子不同;且同一共振模态在不同转速下的 GM 因子也不同,表征了不同转速下陀螺效应的影响。GM 因子越大,陀螺力矩对转子刚性的提升程度越大,即陀螺效应越强。

3.2 转子结构状态等效建模方法

本文基于双级涡轮组件角向刚度等效原则,进行转子结构状态等效建模,基于该模型开展转子固有振动特性计算。如图 17 所示,基于某型高涵道比涡扇发动机的高压转子,建立高压转子三维实体有限元模型。

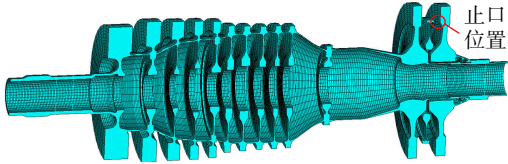


图 17 高压转子有限元模型
Fig. 17 Finite element model of high-pressure rotor

采取如下方法模拟双级涡轮组件不同结构状态:

步骤 1 如图 18 所示,对图 17 中止口位置左侧和右侧截面分别建立中心节点 i 和 j ,并将两侧截面节点分别与其中心节点进行平面刚化操作,使得结构变形时刚化平面上的节点始终位于一个平面上。

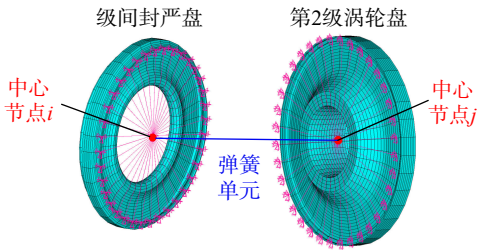


图 18 涡轮组件结构状态等效模拟方法示意图
Fig. 18 Schematic diagram of the equivalent simulation method for configuration state of turbine assembly

步骤 2 在两中心节点 i 和 j 上分别建立质量单元 MASS21,使得两节点具有平动和转动六个方向的自由度。随后耦合两中心节点 i 和 j 之间 3 个方向的平移自由度,并在两中心节点间创建弹簧单元,通过调整弹簧单元在横向 y 、 z 两轴向方向的角向刚度使其与双级涡轮组件结构状态突变前后平均角向刚度等效,模拟涡轮组件结构状态突变前后的高压转子。

3.3 高速转子固有振动特性

本文以涡轮级间止口端面压紧力 $F_{p2}=40\text{ kN}$ 的状态为例,建立了双级涡轮组件角向刚度突变前后两种转子有限元模型,研究双级涡轮组件结构状态变化对固有振动特性的影响。

如图 19 所示,为考虑组件结构状态突变的转

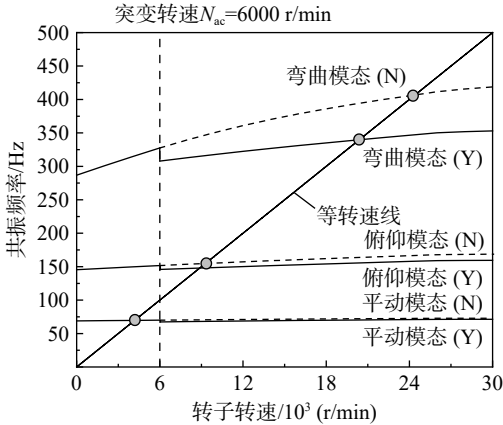


图 19 考虑组件结构状态突变的转子 Campbell 图
Fig. 19 Campbell diagram of rotor considering assembly configuration state sudden change

子 Campbell 图。在转子 Campbell 图中,实曲线表示考虑组件结构状态变化的共振频率线,在图中用字母 Y 进行标识;虚曲线表示不考虑组件结构状态变化的共振频率线,在图中用字母 N 进行标识;图中等转速线与各阶共振频率线的交点,为高压转子各阶临界转速。本文暂不研究转子的突变转速 N_{ac} ,仅研究转子结构状态突变对其固有振动特性的影响,因此假设转子在 6 000 r/min 下发生了结构状态突变。

仿真结果表明,在转子动力特性计算中,是否考虑涡轮组件结构状态变化对高压转子的平动、俯仰两阶刚体模态振型共振频率的影响很小,但会显著影响转子弯曲模态共振频率,对高转速下转子动力特性的影响较大。当涡轮组件结构状态突变后,转子弯曲模态共振频率降低,导致临界转速下降。对比两种结构状态下转子弯曲模态临界转速,如表 1 所示。当考虑涡轮组件结构状态突变影响时,转子弯曲模态临界转速约下降 17%。

表 1 转子弯曲模态临界转速		
Table 1 Critical speed of rotor bending mode		
弯曲模态临界转速/(r/min)		
考虑突变	不考虑突变	变化率/%
24 473	20 307	-17

造成上述现象的原因是:涡轮组件角向刚度的大幅降低,使得涡轮盘易与涡轮轴之间产生相对角向变形,轮盘在陀螺力矩作用下“摆正”,其惯性主轴和旋转中心轴的倾角降低,造成陀螺力矩减小,弯曲模态的陀螺效应显著降低,该阶共振频率和临界转速的下降。如图 20 所示,为结构

状态突变前后转子弯曲模态振型。涡轮组件结构状态发生突变后,第 1、2 级涡轮盘之间将产生显著的相对角向变形,且第 2 级涡轮盘角向变形明显降低,影响涡轮产生的陀螺力矩。

采用陀螺效应评估因子(GM 因子)对转子弯曲模态的陀螺效应进行定量评估,如图 21 所示。结果表明,涡轮组件结构状态突变后,转子弯曲模态振型 GM 因子下降约 50%,陀螺效应大幅降低,造成临界转速显著降低。

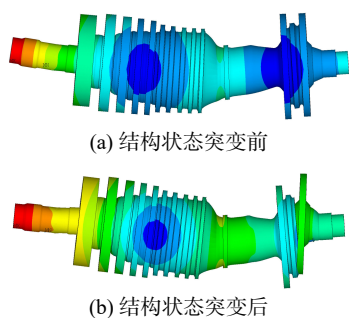


图 20 转子弯曲模态振型

Fig. 20 Rotor bending mode shape

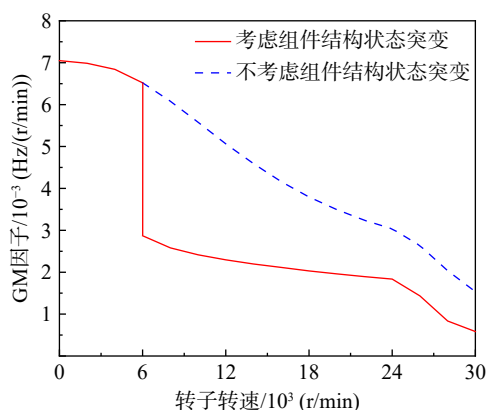


图 21 弯曲模态振型 GM 因子变化规律

Fig. 21 Change rule of GM factor of bending mode shape

4 结论与展望

本文以典型高涵道比涡扇发动机的高压转子为例,分析了双级涡轮组件在多种载荷交互作用下界面接触状态变化的力学过程,研究了双级涡轮组件盘轴连接角向刚度变化规律,及其对转子系统固有振动特性的影响规律,得到主要结论如下:

1) 双级涡轮组件在多载荷交互作用下,界面接触力学特性发生变化,造成组件角向刚度-变形特性变化。由于发动机载荷的非确定性,涡轮组件角向刚度特性具有显著的非确定性和分散性。

2) 大质量涡轮盘在高速旋转过程中会产生旋转惯性力矩,若旋转惯性力矩大小超过该状态下涡轮组件临界弯曲力矩,将引起涡轮级间止口端面的局部分离及附加角向变形,造成双级涡轮组件角向刚度突降。

3) 若涡轮组件在旋转过程中发生结构状态突变现象,角向刚度突降将导致转子弯曲模态振型的陀螺效应大幅降低,引起转子弯曲模态临界转速的显著下降,可采用本文提出的陀螺效应评估因子“GM 因子”对陀螺效应进行定量评估。在本文算例中,涡轮组件结构状态突变后,转子弯曲模态振型的 GM 因子约降低 50%,陀螺效应大幅降低,造成弯曲模态临界转速约下降 17%。

本文在进行涡轮组件角向刚度变化规律分析时,采用给定端面压紧力和弯曲力矩的方式,不能准确反映发动机真实工作时双级涡轮组件角向刚度特性随转速的变化规律;在进一步研究中,应以发动机给定任务剖面下载荷谱为输入条件,发展转子静力学-动力学耦合仿真方法,通过确定不同转速下端面压紧力和旋转惯性力矩大小,得到涡轮组件刚度特性随转速的变化规律,深入研究涡轮组件结构状态对转子固有振动特性和响应特性的影响。此外,还可基于上述研究,进一步研究双级涡轮转子动力学稳健设计方法,降低涡轮组件结构状态变化对转子动力特性的影响,为高速复杂转子结构系统动力学设计提供理论方法支撑。

参考文献:

- [1] 洪杰, 马艳红. 航空燃气涡轮发动机结构与设[M]. 北京: 科学出版社, 2021.
HONG Jie, MA Yanhong. Structure and design of aircraft gas turbine engine[M]. Beijing: Science Press, 2021. (in Chinese)
- [2] KRASYUK A M, KOSYKH P V. Calculating bending vibrations of main axial mine fan rotor shaft[J]. *Journal of Mining Science*, 2016, 52(3): 502-510.
- [3] 李小军, 朱汉华, 范世东, 等. 船舶艉轴承刚度和螺旋桨陀螺效应对轴系回旋振动特性影响的分析[J]. *船舶力学*, 2019, 23(7): 851-858.
LI Xiaojun, ZHU Hanhua, FAN Shidong, et al. Influencing law research of stern journal bearing's stiffness and propeller's gyroscopic effect on whirling vibration of the ship propulsive shafting[J]. *Journal of Ship Mechanics*, 2019, 23(7): 851-858. (in Chinese)
- [4] GONG Yongping, EHMANN K F, LIN Cheng. Analysis of dynamic characteristics of micro-drills[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2003, 141(1): 16-28.
- [5] LIN Chiwei, TU J F, KAMMAN J. An integrated thermo-mechanical-dynamic model to characterize motorized machine tool spindles during very high speed rotation[J]. *International Journal of Ma-*

- chine Tools and Manufacture, 2003, 43(10): 1035-1050.
- [6] SHE Houxin, LI Chaofeng, TANG Qiansheng, et al. Influence mechanism of disk position and flexibility on natural frequencies and critical speeds of a shaft-disk-blade unit[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2020, 469: 115156.
- [7] 刘伟佳. 陀螺效应对转子临界转速的影响[J]. 吉林师范大学学报(自然科学版), 2012, 33(3): 47-49.
- LIU Weijia. Impact of gyroscopic effect on the critical speed of the rotor[J]. *Jilin Normal University Journal (Natural Science Edition)*, 2012, 33(3): 47-49. (in Chinese)
- [8] 陈萌, 马艳红, 刘书国, 等. 航空发动机整机有限元模型转子动力学分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2007, 33(9): 1013-1016.
- CHEN Meng, MA Yanhong, LIU Shuguo, et al. Rotordynamic analysis of whole aero-engine models based on finite element method[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2007, 33(9): 1013-1016. (in Chinese)
- [9] 谢强. 转子活塞发动机动力学特性研究与分析[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013: 36-38.
- XIE Qiang. The dynamic characteristics research and analysis of the rotor engine[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013: 36-38. (in Chinese)
- [10] MAT ISA A A, PENNY J, GARVEY S D. Dynamics of bolted and laminated rotors [C]// The International Society for Optical Engineering, San Antonio: SPIE, 2000: 867-872.
- [11] KLOMPAS N. Effects of anomalous rotor joints on turbomachine dynamics[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1983, 105(4): 927-934.
- [12] 姚星宇, 王建军, 翟学. 航空发动机螺栓连接薄层单元建模方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(12): 2269-2279.
- YAO Xingyu, WANG Jianjun, ZHAI Xue. Modeling method of bolted joints of aero-engine based on thin-layer element[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(12): 2269-2279. (in Chinese)
- [13] 姚星宇, 王建军. 航空发动机螺栓连接载荷与结构参数对连接刚度影响规律[J]. *推进技术*, 2017, 38(2): 424-433.
- YAO Xingyu, WANG Jianjun. Effects of load and structure parameters of aero-engine bolted joints on joint stiffness[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(2): 424-433. (in Chinese)
- [14] QIN Z Y, HAN Q K, CHU F L. Analytical model of bolted disk-drum joints and its application to dynamic analysis of jointed rotor [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 2014, 228(4): 646-663.
- [15] QIN Zhaoye, HAN Qinkai, CHU Fulei. Bolt loosening at rotating joint interface and its influence on rotor dynamics[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2016, 59: 456-466.
- [16] 洪杰, 徐翕如, 苏志敏, 等. 高速转子连接结构刚度损失及振动特性[J]. *北京航空航天大学学报*, 2019, 45(1): 18-25.
- HONG Jie, XU Xiru, SU Zhimin, et al. Joint stiffness loss and vibration characteristics of high-speed rotor[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 45(1): 18-25. (in Chinese)
- [17] ZHUO M, YANG L H, YU L. Contact stiffness calculation and effects on rotordynamic of rod fastened rotor[R]. Colin McAtter: ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition (IMECE2016), 2016.
- [18] HONG Jie, CHEN Xueqi, WANG Yongfeng, et al. Optimization of dynamics of non-continuous rotor based on model of rotor stiffness[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2019, 131: 166-182.
- [19] 马艳红, 倪耀宇, 陈雪骑, 等. 长拉杆-止口连接弯曲刚度损失及对转子系统振动响应影响[J]. *航空学报*, 2021, 42(3): 223861.
- MA Yanhong, NI Yaoyu, CHEN Xueqi, et al. Bending stiffness loss of rod-rabbit joints and its effect on vibration response of rotor systems[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(3): 223861. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)