

某型液体火箭发动机部分进气涡轮盘 振动分析及改型设计

李康迪¹, 王 珺², 徐自力¹, 闫 松², 王 振²

(1. 西安交通大学 航天航空学院 机械结构强度与振动国家重点实验室, 陕西 西安 710049;

2. 西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100)

摘要 针对某液体火箭发动机部分进气自由叶片涡轮盘多次试车后在叶片型线根部和背弧出现疲劳裂纹的问题, 采用三维弹塑性有限元法, 考虑部分进气产生的 Kick 效应, 计算了涡轮盘的静强度, 得到了部分进气作用下叶片的静弯应力; 考虑多场环境引起的预应力影响, 计算了涡轮盘的模态, 获得了涡轮盘固有频率和主振型; 采用全环模型, 计算了部分进气作用下涡轮盘的动态响应和动应力。在裂纹原因分析的基础上, 对涡轮盘进行改型, 在叶片顶部增加了围带, 并对带围带涡轮盘进行了计算分析。结果表明: 加围带后, 涡轮盘叶片气流静应力下降了 50%; 气流力作用下的叶片动弯应力下降了 65%; 叶片之间以及叶片和轮盘之间耦合作用明显增强, 涡轮盘固有振动模式发生转变, 避免了叶片在共振频率附近发生的强迫振动; 改型后显著降低了涡轮盘静应力及动弯应力, 降低了出现裂纹的风险。

关键词 液体火箭发动机; 部分进气; 涡轮盘; Kick 效应; 叶片-轮盘耦合

中图分类号 V434. 221 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)01-0080-07

Vibration analysis and modification design of partial admission turbine disk for a liquid rocket engine

LI Kangdi¹, WANG Jun², XU Zili¹, YAN Song², WANG Zhen²

(1. State key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, School of

Aerospace Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory,

Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract Aiming at the problem of fatigue cracks at the root and back areas of the free standing blade turbine disk of a liquid rocket engine after many test runs, the three-dimensional elastoplastic finite element method was used to calculate the static strength of turbine disk and obtain the static stress of blade, considering the Kick effect generated by partial admission. Considering the influence of prestress caused by multi-field environment, the modes of turbine disk were calculated, and the natural frequencies and

收稿日期: 2021-12-15; 修回日期: 2022-02-11

基金项目: 国家重点实验室基金(6142704190404)

作者简介: 李康迪(1995—), 男, 博士, 研究领域为叶片轮盘强度与振动。

通信作者: 徐自力(1967—), 男, 教授, 研究领域为动力与推进装备强度及振动。

main vibration mode of the turbine disk were obtained. The dynamic response and dynamic stress of turbine disk under partial admission were calculated by using the full-loop model. On the basis of analyzing the cause of crack, the turbine disk was modified by adding integral-shroud at the top of the blade, and the turbine disk with integral-shrouded blade was analyzed. The results show that the static stress of the blades decreases by 50% after the modification, and the dynamic bending stress of the blades under the action of airflow force decreases by 65%. The coupling effect between blades and disk is obviously enhanced, and the natural vibration mode of turbine disk changes, which avoids the forced vibration of blades near the resonant frequencies. After the modification, the static stress and dynamic bending stress of turbine disk are significantly reduced, and the risk of crack generation is reduced.

Key words liquid rocket engine; partial admission; turbine disk; Kick effect; blade-disk coupling

0 引言

涡轮盘工作在高温、高负荷、高转速的环境下,是火箭发动机的核心部件之一。涡轮盘的强度与振动引发的故障是影响发动机正常飞行的重要因素。因此,分析部分进气涡轮盘的强度和振动,对保障火箭发动机的平稳运行具有重要意义。

涡轮盘的强度和振动需要考虑多种载荷的复合影响。涡轮盘工作时的运行环境为高温、高压、高转速和高负载^[1],温度载荷会显著改变涡轮盘的静应力水平^[2-3],离心刚化效应会影响涡轮盘的模态频率特性。在多载荷耦合情况下进行涡轮盘强度和振动分析,针对强度或振动裕度不足的涡轮盘,采用对应方案进行改型设计,是涡轮盘设计的主要手段^[4-7]。国内外研究者在涡轮盘的模态特性和振动安全性的研究方面进行了一定研究,杜大华等考虑了温度场、应力场及其耦合效应等多因素影响,计算了某火箭发动机主涡轮盘的模态,并进行实验测量验证了结果的有效性^[8]。任众等采用气热固耦合的有限元方法,进行了某发动机的第一级涡轮盘的静强度分析,并提出了增厚轮盘厚度、根部局部加厚的方式进行结构改进,结果表明中心孔应力水平明显降低,共振避开率也明显提升^[9]。何泽夏等针对某火箭发动机的试车故障,通过计算静态应力分布发现了结构圆角处的应力集中,指出了结构在耦合振动时发生低周、大应力疲劳破坏的风险^[10]。张尧等同时考虑部分进汽、转子偏心及叶顶围带作用,进行了气流激振力下的叶片振动计算^[11]。秦专等针对围带结构,研究了末级长叶片整圈阻尼围带的接触力,对不同结构、不同磨损状态

的长叶片围带接触紧力进行了定量分析^[12]。

对于采用部分进气设计的火箭发动机涡轮盘,必须考虑部分进气产生的气流激振力特殊性。部分进气时气流激振力的性质区别于全周进气,呈现出明显的周期激励的特性,激振力的幅值远大于全周进气,激振频率更复杂。当小进气度涡轮盘运行在高转速时,气流激振力还会引发涡轮盘在转速频率高倍频处的共振。针对部分进气的影响,Wang采用三维计算流体力学方法,考虑从0.05到0.9不等的部分进气度,研究了部分进气涡轮流动损失的机理^[13];Fridh等采用实验测量的方式,研究了部分进气涡轮盘叶片的气流并分析了涡轮盘的谐响应^[14-15];孙旺等研究了汽轮机调节级在不同进气方式下的流场特性及叶片振动特性,结果表明部分进气时,其动叶受到的轴向力最大脉动幅值在6倍轴频处^[16]。Hushmandi等分别计算了全周进气和部分进气的汽轮机涡轮盘,表明部分进气模式下叶片所受气流力的幅值大于全周进气模式^[17-18]。由于部分进气窗口的存在,叶片在进入和离开进气窗口时,受叶片内弧面及背弧面几何形状的影响,载荷曲线会出现一定幅度的突尖,称为Kick效应。谷伟伟等针对某汽轮机调节级叶片,考虑Kick效应研究了不同阀序工况下调节级叶片的动应力^[19]。曹守洪等考虑Kick效应研究了某调节级动叶的振动响应,并预估了疲劳寿命^[20]。可见,在进行部分进气涡轮盘安全性校核时,必须明确部分进气对涡轮盘强度及振动特性的影响。Kan等研究了不同冲击系数下部分进气叶盘的位移响应,发现由部分进气引起的3个高倍频处的谐波振动是叶盘振动出现拍频的主要原因^[21]。

本文对某型液体火箭发动机部分进气涡轮盘在试车过程中出现的叶型底部裂纹故障问题进行了分析,并提出了改型设计的方案。首先,采用三维弹塑性有限元法,对多种载荷耦合下涡轮盘静强度及振动进行了计算;然后,通过涡轮盘静强度、动态响应和动态应力等指标,指出了涡轮盘产生疲劳裂纹的原因;最后,通过增加围带结构的方式对原涡轮盘进行了改型设计,显著降低了涡轮盘静应力及动弯应力,降低了出现裂纹的风险。本文计算方法和结果可为涡轮盘强度及振动设计提供参考。

1 部分进气涡轮盘及工况参数

研究对象为某液体火箭发动机的自由叶片涡轮盘,其有限元模型如图1所示。涡轮盘共有53只动叶,叶片是以自由叶片方式和轮盘一体成型,工作转速为31 000 r/min。

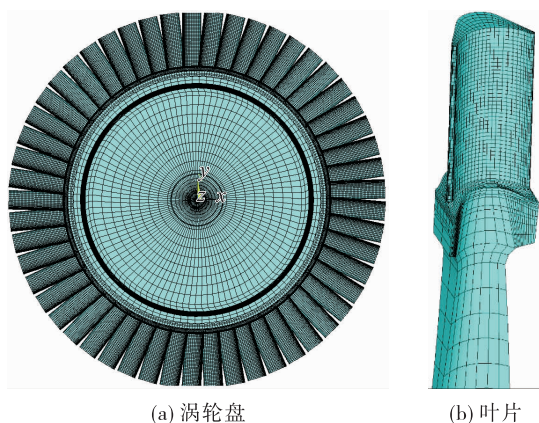


图1 自由叶片涡轮盘有限元模型

Fig.1 Finite element model of free blade turbine disk

由于流量小,为了提高效率,在设计时采用了部分进气模式,部分进气度为0.132,Kick效应因子取1.6。在一个旋转周期内,单只叶片受到的气流量力载荷曲线见图2,图中 T_i 代表叶片旋转了一整圈,对应的时间为1.935 ms。从图2可以看出,由于采用部分进气,在一个旋转周期中,叶片在部分进气段受到气流冲击,在其余时间不受气流量力作用。叶片在进入和离开进气区间时,由于内弧面和背弧面经过进气窗口边缘存在先后关系,产生Kick效应,导致气流量力幅值出现突尖。为获取叶片气流量力载荷的频域信息,对多个连续周期内的气流量力信号进

行快速傅里叶变换(FFT),实现时域信息和频域信息的转换,获取的气流量力频谱见图3。

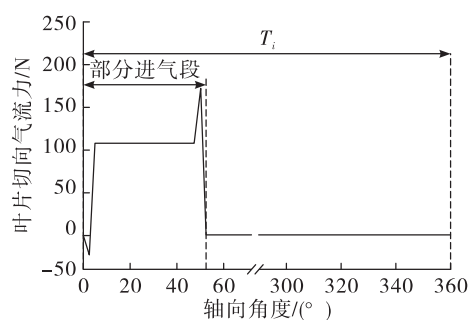


图2 一个周期内的叶片气流量力载荷

Fig.2 Airflow force load of blade in one cycle

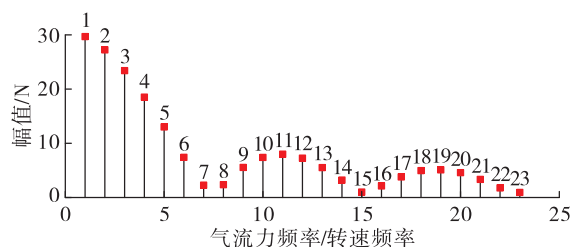


图3 气流量力频谱图

Fig.3 Spectrum diagram of airflow force

从频谱图中可以看到:在第7倍频之前,激振力幅值随频率升高而不断下降;在7~11倍频时,激振力幅值反而逐渐增大。这与全周进气不同,在全周进气时,随频率增加,激振力幅值会不断减小,因此全周进气通常只需避开前6、7阶激振力共振。然而,对于部分进气,则必须要考虑更高阶激振力的影响。

2 自由叶片涡轮盘强度振动分析

2.1 气流量力作用下静强度分析

采用三维弹塑性有限元法,对涡轮盘全环模型在离心力、气流量力、热载荷综合作用下的静强度进行计算。计算时,通过叶片表面的流体压力积分得到气流量力,通过叶片和轮盘表面的温度分布施加热载荷。考虑部分进气下的Kick效应,按照设计转速,对每只叶片依次施加周期性的气流量力载荷。综合载荷下有限元计算的静应力见表1。

表 1 综合载荷下的静应力结果

Tab. 1 Static stress results under combined loads

单位:MPa	
位置	静应力
叶片型线底部进气边倒角	81.44
叶片型线底部出气边倒角	83.52
叶片根部背弧倒角	59.04

由表 1 可知,综合载荷作用下叶片静应力的极值均出现在叶片根部,在叶片型线底部出气边倒角可达最值 83.52 MPa。

2.2 涡轮盘模态计算

考虑实际运行过程中温度对材料弹性模量的影响以及离心载荷产生的预应力,采用整体有限元模型,以涡轮盘-转子为对象,对自由叶片涡轮盘进行模态计算。

涡轮盘在 0 节径、1 节径的振动主要表现为轮盘和轴耦合的模态,且以轴振为主,因此仅给出涡轮盘在 2~5 节径的固有频率见表 2。涡轮盘 2 节径第 2 阶、3 节径第 2 阶、4 节径第 2 阶振型见图 4。

表 2 涡轮盘各节径下的固有频率

Tab. 2 Natural frequencies at each pitch diameter of turbine disk

节径数	1 阶频率/Hz	2 阶频率/Hz	3 阶频率/Hz
2	1 881.2	6 300.4	9 021.9
3	3 127.7	6 346.6	11 563.0
4	4 438.7	6 342.6	13 772.0
5	5 511.0	6 331.6	14 733.0

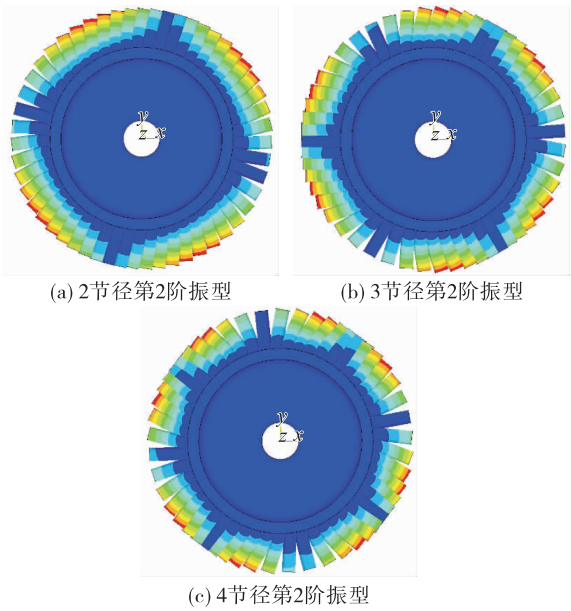


图 4 涡轮盘振型

Fig. 4 Vibration mode of turbine disk

2.3 涡轮盘动态响应和动应力

对于部分进气涡轮盘而言,结构是循环对称的,但部分进气破坏了载荷的循环对称性,因此,不能采用传统的循环对称算法,而应采用全环计算。计算时,以整个轮盘和所有叶片为对象,材料属性根据温度场进行线性插值。采用三维有限元法计算了轮盘在气流力作用下的强迫振动,运行中某时刻涡轮盘的位移分布见图 5,从叶顶的位移曲线中截取了一个完整周期见图 6。

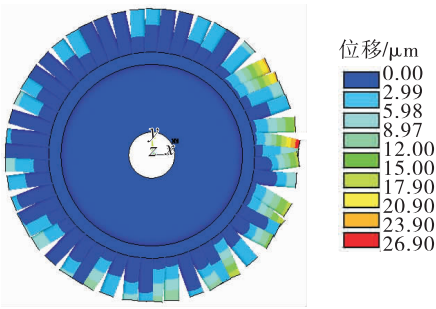


图 5 涡轮盘位移云图

Fig. 5 Displacement cloud of turbine disk

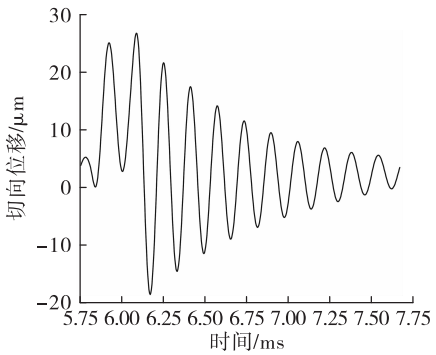


图 6 叶顶位移曲线

Fig. 6 Displacement curve of blade tip

采用傅里叶变换,将图 6 时域信号转化至频域,发现位移曲线的频谱成分中,除了转速的前几倍频幅值比较大外,在转速的 12 倍频即 6 260 Hz 振幅也比较大,主要是由于该频率接近 2、3、4 节径第 2 阶固有频率,发生了共振频率附近的强迫振动。

通过有限元方法进行瞬态响应计算,得到涡轮盘各部位等效应力随时间的变化曲线,从叶片型线底部进气边的等效应力曲线中截取了一个完整周期见图 7。

叶型底部进气边、出气边、背弧等效应力最大

值分别为 108.1 MPa、106.8 MPa、79.3 MPa。叶片的振动以切向弯曲振动为主,由于部分进气引起转速 12 倍频气流激振力幅值较大,且接近于涡轮盘叶片弯曲振动频率,激起了叶片较大的强迫振动。

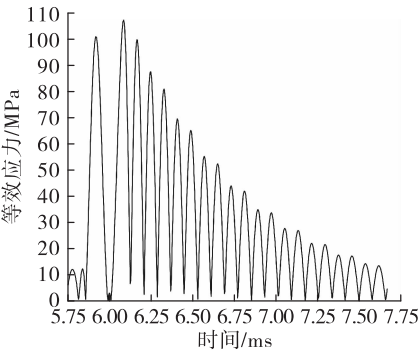


图 7 叶片型线底部进气边等效应力
Fig.7 Equivalent stress of inlet edge at blade bottom

可见,部分进气作用下,叶片根部产生了较大的静弯应力,部分进气产生较大幅值的 12 倍频与涡轮盘 2、3、4 节径第 2 阶固有频率接近,产生了强迫振动,在叶片根部产生了大动应力。该因素是叶片型线根部进、出气边和背弧等区域出现疲劳裂纹的根本原因。

3 涡轮盘改型及强度振动分析

针对原涡轮盘静应力和动应力水平高,多次试车后产生疲劳裂纹的问题,在叶片顶部增加围带,改型后的涡轮盘结构见图 8。

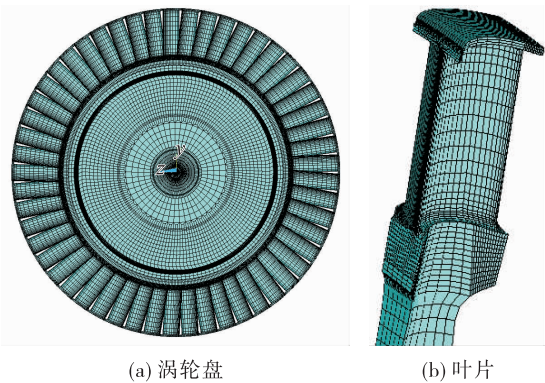


图 8 改型后加围带涡轮盘
Fig.8 Disk with shroud after modification

3.1 气流力作用下静强度分析

采用三维弹塑性有限元法,对改型后涡轮盘全

环模型在离心力、气流力、热载荷综合作用下的静强度进行计算。有限元计算的涡轮盘应力结果如表 3 所示。

表 3 改型后涡轮盘应力计算结果
Tab.3 Stress calculation results of turbine disk after modification

位置	等效应力/MPa	降幅/%
叶片根部进气边倒角	40.64	50.1
叶片根部出气边倒角	39.52	52.7
叶片根部背弧倒角	28.48	51.7

对比改型前后涡轮盘叶片关键位置应力可以看出,加围带后气流力作用下叶片最大静弯应力至少下降了 50%。从静弯应力角度看,改型设计能大幅提高涡轮盘静强度的安全可靠。

3.2 涡轮盘模态计算

以改型后涡轮盘-转子为对象,考虑温度对材料弹性模量的影响以及离心载荷产生的预应力,采用整体有限元模型,对自由叶片涡轮盘进行模态计算。对比原涡轮盘,给出改型后涡轮盘在 2~5 节径的模态频率见表 4。涡轮盘 2 节径第 2 阶、3 节径第 2 阶、4 节径第 2 阶振型见图 9。

表 4 改型后涡轮盘各节径下的固有频率
Tab.4 Natural frequency under each pitch diameter of modified turbine disk

节径数	1 阶频率/Hz	2 阶频率/Hz	3 阶频率/Hz
2	1 855.1	8 881.5	10 787
3	3 219.8	11 662	14 397
4	4 876.6	14 791	17 387
5	6 615.9	18 091	19 605

对比原涡轮盘和改型后加围带涡轮盘的振型可以知道,各节径第 1 阶振型改型前后基本不变,因此固有振动频率基本不变;改型后,各节径第 2 阶振型转变为轮盘、叶片的耦合振动,主要是由于加围带后,叶片之间以及叶片和轮盘之间耦合作用增强,涡轮盘表现出整体节径的振动形态;由于振型的转变,第 2、3、4 节径的第 2 阶固有频率从 6 300 Hz 左右分别增大到了 8 881.5 Hz、11 662 Hz 和 14 791 Hz。

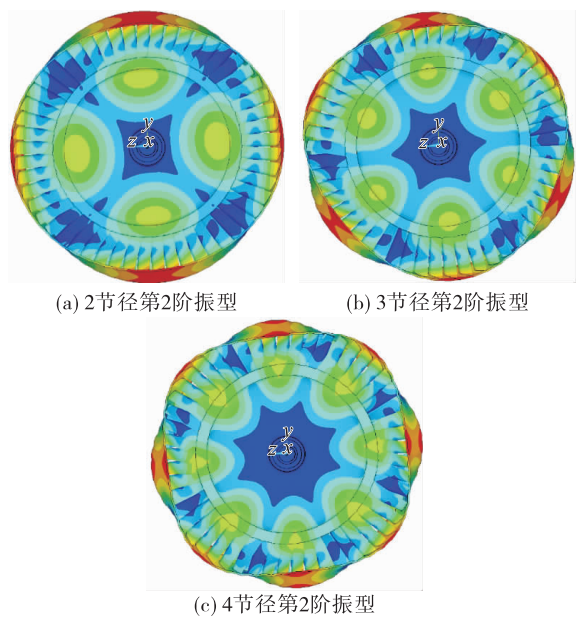


图 9 改型后涡轮盘振型

Fig. 9 Vibration modes of modified turbine disk

原涡轮盘 2、3、4 节径的第 2 阶固有频率会和气流 12 倍频(6 260 Hz)激振频率产生强迫振动,造成较大动应力,改型后,该阶固有频率大幅增长,避免了叶片在共振附近发生的强迫振动。

3.3 涡轮盘动态响应和动应力

采用三维有限元法计算了改型后轮盘在气流力作用下的强迫振动,涡轮盘运行中某时刻的位移分布见图 10,从涡轮盘叶片顶端的位移曲线中截取了一个完整周期见图 11。

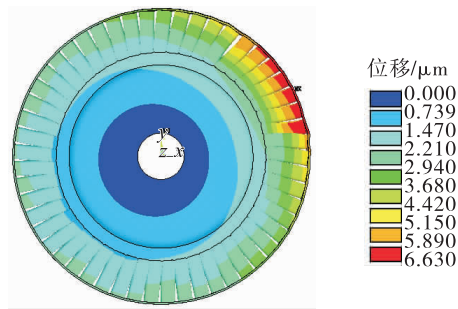


图 10 改型后涡轮盘位移云图

Fig. 10 Displacement of modified turbine disk

从图 10 和图 11 中可以看出,改型添加围带后,涡轮盘叶片最大振动位移从 26.9 μm 减小至 6.6 μm ;无论加载段还是非加载段的叶片振动幅值都明显减小,强迫振动受到了明显的抑制。

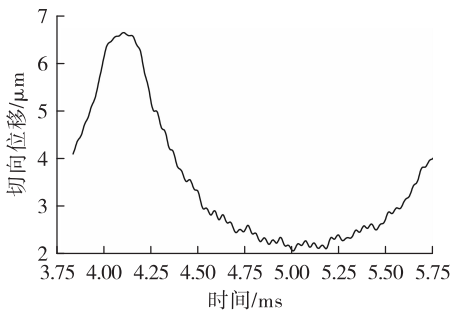


图 11 改型后叶顶位移曲线

Fig. 11 Displacement at blade tip after modification

通过有限元方法进行瞬态响应计算,得到涡轮盘各部位等效应力随时间的变化曲线,从叶片型线底部进气边的等效应力曲线中截取了一个完整周期见图 12。表 5 为涡轮盘各位置处的动应力最大值。

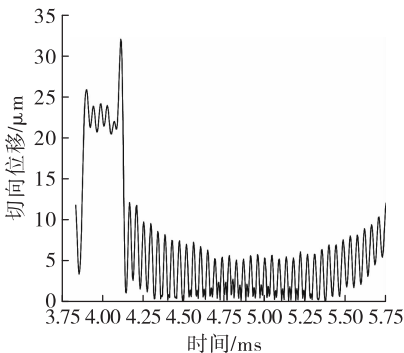


图 12 改型后涡轮盘型线底部进气边等效应力

Fig. 12 Equivalent stress of inlet edge at bottom of turbine disk after modification

表 5 涡轮盘各位置的动应力

Tab. 5 Dynamic stress at each position of turbine disk

位置	等效应力/ MPa	降幅/%
叶片型线底部进气边倒角	32.0	70.4
叶片型线底部出气边倒角	37.1	65.2
叶片根部背弧倒角	27.5	65.3

增加围带后,叶盘在各节径的固有频率均提高,避开了共振,叶片振动幅值明显减小。对比改型前后涡轮盘最大等效应力计算结果发现:加围带后,叶片型线底部截面应力至少降低了 65 %,可见采用围带结构可以有效地降低部分进气涡轮盘局部区域的动弯应力。

4 结 论

本文针对某型液体火箭发动机部分进气涡轮盘在试车过程中叶型底部出现的裂纹故障进行了分析,并提出了改型设计的方案。

1)原自由叶片涡轮盘在叶片进气侧、出气侧和背弧的静应力较高,改型后静应力水平下降了至少 50%;原自由叶片最大动弯应力在叶型底部,改型后气流动弯应力水平降低了至少 65%。

2)部分进气破坏了载荷的循环对称性,不能采用传统的循环对称算法,而应采用全环计算。

3)通过增加围带的改型设计后,原自由叶片涡轮盘固有振动模式发生转变,叶片之间以及叶片和轮盘之间耦合作用明显增强,避开了原涡轮盘在转速 12 倍频处发生的共振。

参考文献

- [1] 窦唯,闫宇龙,金志磊,等. 某发动机涡轮泵转子高温超速/疲劳试验研究[J]. 火箭推进,2015,41(1):15-22.
DOU W, YAN Y L, JIN Z L, et al. Fatigue experiment of turbo-pump rotor at over-speed and high temperature condition [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(1): 15-22.
- [2] 张鹏飞,贾少锋,许开富,等. 多级涡轮气热耦合仿真性能及强度对比研究[J]. 火箭推进,2020,46(1):76-82.
ZHANG P F, JIA S F, XU K F, et al. Comparative study on performance and strength of multi-stage turbine with aero-thermal coupling simulation[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(1): 76-82.
- [3] 李钊,邹武. 某型发动机涡轮盘温度及应力计算分析[J]. 机械工程与自动化,2014(3):122-124.
- [4] 谭宗立,管继伟. 长叶片动应力计算及方法研究[J]. 汽轮机技术,2012,54(3):183-186.
- [5] 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.
- [6] 王征,吴虎,史亚锋,等. 基于 CFD/CSD 技术的压气机叶片流固耦合及颤振分析[J]. 航空动力学报,2011,26(5):1077-1084.
- [7] 王梅,江和甫,吕文林. 在尾流激振情况下叶片振动应力预估技术[J]. 航空动力学报,2007,22(4):608-613.
- [8] 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 D H, HUANG D Q, HUANG J P, 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.
- [9] 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 Z, ZHU D H, XU K F. Multiphysics-based simulation and optimization on strength and vibration security of turbine disk [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(6): 36-42.
- [10] 何泽夏,谭永华,孙秦,等. 涡轮盘疲劳裂纹故障分析[J]. 机械强度,2003,25(5):537-540.
- [11] 张尧,张万福,顾乾磊,等. 部分进汽下调节级叶顶偏心激振特性研究[J]. 动力工程学报,2019,39(5):353-359.
- [12] 秦专,李世宁,王坤. 汽轮机末级钛合金长叶片围带接触力分析[J]. 汽轮机技术,2021,63(1):20-24.
- [13] WANG H W. Numerical investigation of partial admission losses in radial inflow turbines [J]. Energy, 2022, 239: 121870.
- [14] FRIDH J, LAUMERT B, FRANSSON T. Forced response in axial turbines under the influence of partial admission [J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(4):1-9.
- [15] FRIDH J, WIKSTROM R, FRANSSON T H. Dynamic features of partial admission: Outcomes from rotating measurements [C]//7th European Conference on Turbomachinery, Fluid Dynamics and Thermodynamics. [S. l.]: [s. n.], 2007.
- [16] 孙旺,朱奇,陈榴,等. 工业汽轮机调节级部分进汽的瞬态研究[J]. 热能动力工程,2020,35(6):51-60.
- [17] HUSHMANDI N B, HU J S, 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. Berlin: ASME, 2008.
- [18] 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):1-12.
- [19] 谷伟伟,常东锋,江浩,等. 大容量汽轮机不同阀序工况下调节级叶片的动应力数值分析[J]. 汽轮机技术,2016,58(1):20-22.
- [20] 曹守洪,李泽培. 考虑 kick 效应的汽轮机调节级叶片安全性分析[J]. 东方汽轮机,2014(4):22-26.
- [21] KAN X E, XU Z L, ZHAO Y, 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. Montreal: ASME, 2015.