

DOI:10.19344/j. cnki. issn1671-5276.2024.05.015

超高转速空气涡轮起动机转子临界转速研究

蒋聪^{1,2}, 乔思佳³, 朱钰珏⁴, 鲍毅超²

(1. 南京航空航天大学 机电学院, 江苏 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 金城南京机电液压工程研究中心, 江苏 南京 211106;

3. 空军装备部驻南京地区第三军事代表室, 江苏 南京 210008;

4. 中国人民解放军海军指挥学院, 江苏 南京 210016)

摘要:某型航空用超高转速空气涡轮起动机在研制周期内时常出现涡轮转子在通过二阶临界转速时整机振动异常的情况。基于实体模型的有限元分析方法, 对其涡轮转子系统进行建模, 分别利用分析软件和专用动力学软件计算涡轮转子系统的临界转速, 并与大量的试验结果进行对比, 分析计算与试验结果的差异原因, 从正常工作转速、转子支撑结构设计等方面对该航空用空气涡轮起动机实现临界转速合理设计提出优化建议。

关键词:有限元; 空气涡轮起动机; 涡轮转子; 临界转速; 振动

中图分类号:V233.6⁺9 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2024)05-0073-04

Research on Rotor Critical Speed of Ultra-high Speed Air Turbine Starter

JIANG Cong^{1,2}, QIAO Sijia³, ZHU Yujue⁴, BAO Yichao²

(1. College of Mechanical and Electromechanical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Nanjing Jincheng Mechanical and Hydraulic Engineering Research Center, AVIC, Nanjing 211106, China;

3. The Third Military Representative Office of Air Force Equipment Department in Nanjing, Nanjing 210008, China;

4. Naval Command College of People's Liberation Army, Nanjing 210016, China)

Abstract: To cope with the abnormal vibrations often occurring in turbine rotor of a certain type of aircraft with ultra-high speed air turbine starter in its development cycle at the second order critical speed, by the finite element analysis method based on physical model, builds modeling of turbine rotor system and uses dynamins analysis software and special software respectively to calculate the turbine rotor system. Abundent experiment results are compared, and the reasons for the difference between the calculated and the tested results are analyzed. Optimization suggestions are put forward for realizing the reasonable distribution of the critical speed of air turbine starter in tremns of normal working speed and rotor support structure design.

Keywords: finite element; air turbine starter; turbine rotor; critical speed; vibration

0 引言

转子系统是航空用空气涡轮起动机的重要组成部分, 由于在同等空气流量和功率量级条件下, 提高转速可以有效降低结构总体质量, 因此空气涡轮起动机的转子转速有持续升高的发展趋势^[1-6]。这一趋势使得转子的能量密度显著增加, 而随着转速和动能的增加, 对转子-支撑结构系统振动能量损耗的影响越来越大, 并且对转子以及整机结构系统和周围环境产生越来越大的威胁。合理设计转子-支撑结构系统的临界转速, 使工作转速避开其临界转速, 避免正常运转时发生共振, 是保证其安全可靠运行的重要前提。因此

针对转子系统的临界转速以及振动特征分析研究显得尤为迫切^[7-10]。

1 影响涡轮转子临界转速的因素

1.1 重力的影响

当转子水平安装时, 重力会对转子的运动产生影响。即使转子不旋转, 在齿轮的重力作用下, 弹性轴会发生弯曲。通常把弯曲变形称为静挠度。该型空气涡轮起动机中转子的质量较轻且转子轴较短, 转子的静挠度很小, 所以交变应力也是很小的, 可以忽略不计。

1.2 阻尼的影响

阻尼分为内阻尼和外阻尼, 外阻尼是由转子

第一作者简介:蒋聪(1991—), 男, 江苏南京人, 高级工程师, 硕士, 研究方向为空气涡轮起动机及发动机稳定性, jclunwen@163.com。

和外部介质(气体或液体)、密封装置等之间的摩擦、滑动轴承的油膜阻尼等引起的,而内阻尼与轴振动时的变形有关,当轴的纤维受到交变应力时就会产生材料间的内摩擦。振幅峰值时,角速度 ω_i 为

$$\omega_i = \omega_n \sqrt{\frac{1}{1 - 2\zeta^2}} \approx \omega_n (1 + \zeta^2) \quad (1)$$

式中: ω_i 为有阻尼时临界转速; ω_n 为无阻尼时临界转速; ζ 为阻尼比。

因此,有阻尼时转子的临界转速 ω_i 大于无阻尼时转子的临界转速 ω_n 。但阻尼比 ζ 一般较小,则 $\omega_i \approx \omega_n$,所以在测试系统的临界转速时,就把无阻尼系统的临界转速作为系统的临界转速。

1.3 陀螺力矩的影响

陀螺力矩是转子加于转轴的力矩,在正进动的情况下,它使转轴的变形减小,因而提高了转轴的弹性刚度,即提高了转子的临界角速度;在反进动的情况下则相反。考虑陀螺效应与不考虑陀螺效应所引起的一阶临界转速的偏差存在很大的不同。

1.4 弹性支承的影响

在考虑重力、阻尼、陀螺力矩对转子临界转速的影响时,都假设支承轴承是刚性的。在实际过程中,对于具有滑动、滚动轴承支承的转子,若考虑支承对转子临界转速的影响,不能将其简单地简化成刚性支承,因为考虑弹性支承的影响时,整个系统的刚度将减小,这将导致转子的临界转速下降。只有当支承轴承的刚度至少比轴的刚度高出很多时,才能将弹性支承简化成刚性支承来处理。

2 涡轮转子系统转子动力学计算

某型空气涡轮起动机外形如图1所示。其采用偏置型简单二级齿轮减速机构,具有转速高、质量轻、结构设计简单等特点,但同时也存在振动特性较差的情况。

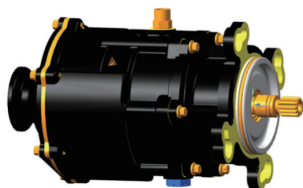


图1 涡轮转子系统几何模型

该型空气涡轮启动机的涡轮及减速机构如图2所示。涡轮通过安装在其上的主动齿轮,经由双联齿轮和环形齿轮输出转矩和功率。假定与

主动齿轮啮合的双联齿轮和环形齿轮本身偏心质量较小,则其产生的不平衡载荷可以忽略。同时,由于齿轮系统的复杂性导致临界转速难以计算且其对涡轮临界转速影响较小,因此本文在研究涡轮临界转速时,只考虑齿轮啮合对结构刚度产生的影响,并将齿轮的啮合刚度简化为弹簧连接来处理。但因主动齿轮和涡轮紧密接触,对涡轮临界转速影响较大,所以在实际仿真计算时需考虑主动齿轮,同时将涡轮和主动齿轮视为一体。为了表述方便下文统称为涡轮转子系统,其模型衍变如图2所示。

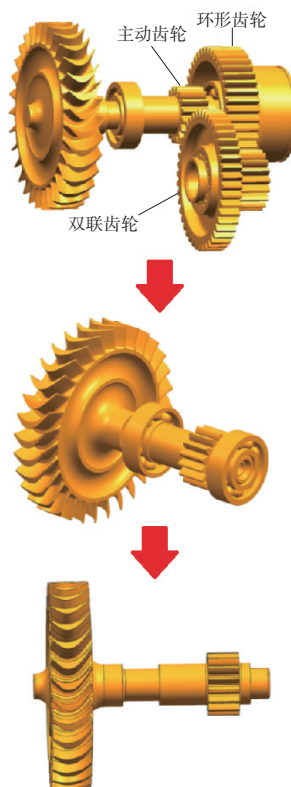


图2 涡轮转子系统几何模型

基于ANSYS软件建立涡轮转子系统的有限元模型如图3所示。通过Combin14单元来模拟轴承支承连接以及齿轮啮合连接,并将弹簧单元静子端节点进行全约束。

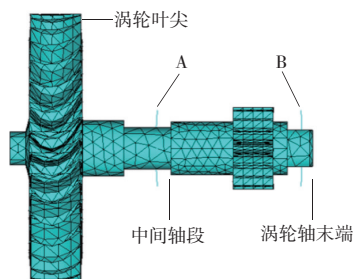


图3 涡轮转子系统有限元模型

A、B 支点处同为角接触球轴承,其刚度采用如下计算公式得到。

$$R_r = 0.118 \times 10^4 (D_w F_r z^2 \cos^5 \alpha)^{\frac{1}{3}} \quad (2)$$

式中: D_w 是滚动体直径; F_r 是径向力; z 是滚动体个数; α 是接触角。

两支点处轴承的刚度值如表 1 所示。涡轮轴末端 B 处轴承支承刚度是轴承刚度与齿轮啮合连接刚度的耦合,与轴承自身刚度相比稍大,即比 A 处轴承支承刚度大。

表 1 各支点刚度 单位:N/m

支点	支承刚度
A	5.27×10^7
B	5.53×10^7

采用坎贝尔图法对涡轮转子系统进行临界转速计算,主要考虑涡轮 0~120 000 r/min 内的临界转速,得到坎贝尔图如图 4 所示,且可以得到涡轮前两阶临界转速,如表 2 所示。

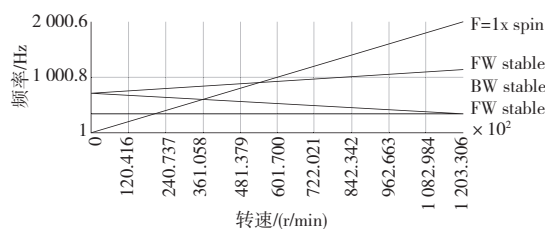
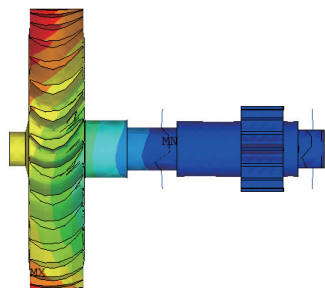


图 4 涡轮转子的坎贝尔图

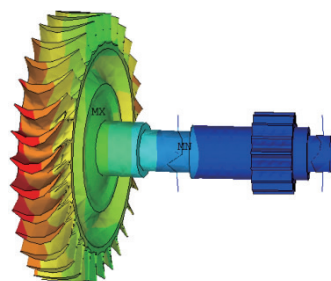
表 2 涡轮两阶临界转速

阶次	临界转速/(r/min)	频率/Hz
一阶	21 080	351
二阶	56 139	936

涡轮转子系统临界转速振型如图 5 所示。一阶临界转速振型是轴承引起的刚体振型,振动幅值极小。二阶临界转速振型为一阶弯曲振型,最大位移出现在涡轮叶尖处。



(a) 一阶临界转速



(b) 二阶临界转速

图 5 涡轮转子系统临界转速振型

3 涡轮转子系统不平衡响应分析

根据涡轮转子系统动不平衡量的要求,假设转子系统在涡轮盘处存在 $0.2 \text{ g} \cdot \text{mm}$ 的不平衡量,进行不平衡响应计算,分析频域范围 0~2 000 Hz,超出转子系统常规工作转速区域大约 20%。计算得到涡轮转子叶尖、中间轴段和涡轮轴末端稳态位移响应曲线如图 6 所示。

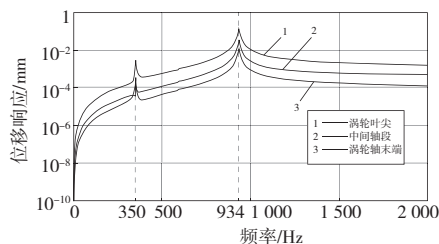


图 6 涡轮转子系统各位置响应曲线

由图 6 可知,计算得到的转子系统一阶临界转速为 350 Hz (21 000 r/min)、二阶临界转速为 934 Hz (56 040 r/min),与坎贝尔图计算得到的临界转速基本吻合。各不同位置位移响应值(均为 y 方向)对比如表 3 所示。

表 3 涡轮转子系统不同位置处位移响应值 单位:mm

位置	响应值	
	一阶临界转速	二阶临界转速
涡轮叶尖	2.8×10^{-2}	0.14
中间轴段	1.0×10^{-4}	0.03
涡轮轴末端	3.5×10^{-4}	0.01

由表 3 可知,在一阶和二阶临界转速处,均是涡轮盘处位移响应较大。

由于在二阶临界转速时涡轮转子系统表现为一阶弯曲振型,对起动机整机振动影响较大,需要重点关注。因此在二阶临界转速下,再分别计算施加不平衡量为 $0.5 \text{ g} \cdot \text{mm}$ 、 $0.7 \text{ g} \cdot \text{mm}$ 以及

1.0 g·mm时涡轮叶尖、中间轴段和涡轮轴末端的不平衡响应,各点的响应值如表4所示。

表4 二阶临界转速时各位置在不同不平衡量下的响应值

不平衡量/ (g·mm)	响应值/mm		
	涡轮叶尖	中间轴段	涡轮轴末端
0.2	0.14	0.03	0.01
0.5	0.32	0.08	0.02
0.7	0.45	0.11	0.04
1.0	0.69	0.16	0.06

在不平衡量逐渐增加时,涡轮转子系统各位置的响应值随之增加,并表现为线性关系,如图7所示。

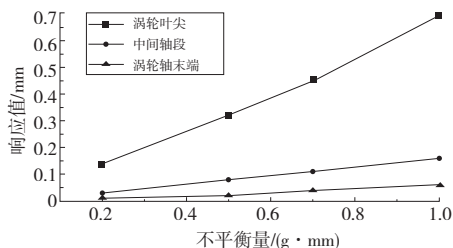


图7 各位置响应值线性关系

4 试验对比

为验证仿真计算结果与实际情况的差异,在该型空气涡轮起动机工作时采用M+P振动测量系统监控,设置的振动传感器测头粘贴于涡轮转子附近,如图8所示。

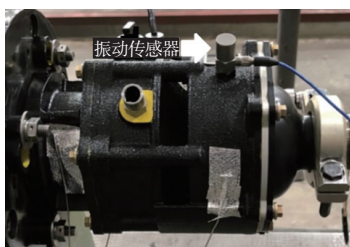


图8 传感器测头安装位置

整机试验后,振动时域波形如图9所示。图中第二个波峰即为涡轮在7.84 s时通过二阶临界转速导致的整机较大振动加速度。

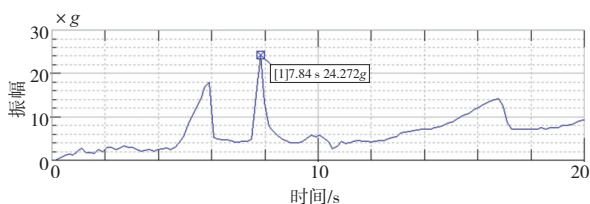


图9 整机振动时域图

结合谱阵图10,可知7.84 s时第二个波峰的频率为1 018.75 Hz,即对应的涡轮二阶临界转速为61 125 r/min,与计算得到的56 040 r/min存在9.1%的偏差。

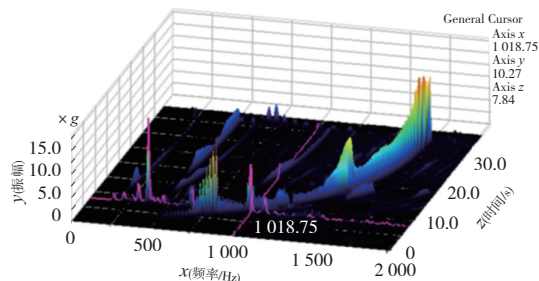


图10 振动谱阵图

无偏差选取20台空气涡轮起动机开展试验筛查,经统计二阶临界转速在58 044~69 258 r/min范围内,如图11所示。

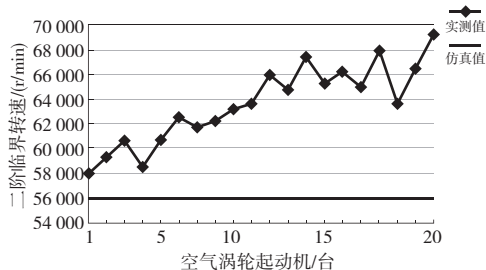


图11 实测值与仿真值对比

可以看出每台产品的二阶临界转速有差异,集中于62 000~66 000 r/min区间内,一定程度上符合正态分布。造成这一现象的原因主要是个体零件加工差异,比如涡轮轴外径、涡轮动不平衡量、齿轮啮合刚度不同以及零件公差等。同时,实际二阶临界转速普遍高于仿真计算值,偏差为3.6%~23.6%,是多种因素叠加从而导致了这一情况,如:轴承的刚度计算采用静态刚度,实际应该用动态刚度;双联齿轮和环形齿轮虽本身偏心质量较小,但安装的偏差会导致这一数值增大,则其产生的不平衡载荷不可忽略;轴承在工作中的实际径向载荷与轴向载荷与给定数值存在偏差,这将导致轴承刚度有较大差异。

5 结语

本文对涡轮转子系统的临界转速进行了计算,对转子系统进行了振动响应分析,并与大量的试验结果进行了对比,分析了计算与试验结果的差异原因,针对该型空气涡轮起动机,得出以下建

(下转第107页)

气动分布载荷,证明了该机翼风洞模型的静强度试验方案优化设计方法的有效性。

6 结语

计算数据和仿真分析结果表明,经优化设计的加载方案使试验较好地模拟了飞行气动载荷,表明该优化设计方法满足了试验加载方案的设计要求,提高了静强度试验的准确性,并得出以下结论。

1) 引入控制剖面的设置,较好地约束静强度试验加载方案的设计误差,提高了试验的准确性。通过设置控制剖面,以控制剖面内的剪力、弯矩和转矩误差为优化目标,可以约束加载方案的设计误差,经优化设计的加载方案,较好地匹配了气动载荷下弯矩、剪力和转矩的分布特性。

2) 基于可行性法则的NSGA-II算法,较好地解决了试验加载方案的约束多目标优化问题。采用可行性原则进行约束处理,能够引导种群朝可行解方向快速进化,较快地逼近优化问题的Pareto前沿,且所求最优解的误差较小,满足试验加载方案的设计要求。

参考文献:

- [1] 陈德华,刘大伟,魏志,等. 高速风洞试验数据修正与使用[M]. 北京:国防工业出版社,2018:67-69.
- [2] RAJPAL D, MITROTTA F M A, SOCCI C A, et al. Design and testing of aeroelastically tailored composite wing under fatigue and gust loading including effect of fatigue on aeroelastic performance [J]. Composite Structures, 2021, 275: 114373.
- [3] 刘冰,张赞,刘玮,等. 基于误差控制的大展弦比机翼

静强度试验载荷处理技术[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(30): 356-360.

- [4] YANG K, GUO Y L, LI D H, et al. Design and static testing of wing structure of a composite four-seater electric aircraft [J]. Science and Engineering of Composite Materials, 2020, 27(1): 258-263.
- [5] CHINVORARAT S. Composite wing structure of light amphibious airplane design, optimization, and experimental testing[J]. Heliyon, 2021, 7(11): e08410.
- [6] KEIDEL D, MOLINARI G, ERMANNI P. Aero-structural optimization and analysis of a camber-morphing flying wing: structural and wind tunnel testing [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2019, 30(6): 908-923.
- [7] MOLINARI G, QUACK M, ARRIETA A F, et al. Design, realization and structural testing of a compliant adaptable wing[J]. Smart Materials and Structures, 2015, 24(10): 105027.
- [8] 孟繁沛,王建邦,李令芳,等. 飞机结构疲劳试验载荷的优化设计[J]. 航空学报, 2001, 22(6): 553-555.
- [9] 余永刚,周铸,黄江涛,等. 单通道客机气动标模CHN-T1设计[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(3): 505-513.
- [10] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.
- [11] DEB K. An efficient constraint handling method for genetic algorithms [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2000, 186(2/3/4): 311-338.

收稿日期:2023-03-01

(上接第76页)

议:应避免涡轮正常工作转速落在50 000~70 000 r/min区间,同时应适当增大轴承预紧力,提高轴承刚度,改善涡轮轴工作环境,使其更平稳运转。后续还需要开展包含齿轮啮合等条件下的整机仿真计算,以得到更为准确的仿真结果。

参考文献:

- [1] 王浩,杨恒辉,卢玉芳. 飞机第二动力系统技术综述[J]. 信息系统工程, 2014(4): 38-39.
- [2] 卫传凯,于鑫. 某型航空发动机起动系统的分析与研究[J]. 科技资讯, 2013, 11(30): 113-114.
- [3] 白永秋,贾铎,杨永华等. 航空发动机用起动机发展现状及趋势研究[C]//2019年(第四届)中国航空科学技术大会论文集,沈阳:沈阳航空航天大学,2019: 667-673.

[4] 曾涛. 民用飞机空气起动系统性能评估方法[J]. 航空科学技术, 2015, 26(2): 43-46.

- [5] 赵廷渝. 航空燃气涡轮动力装置[M]. 成都:西南交通大学出版社, 2004: 175-176.
- [6] 郑恒斌. 空气涡轮起动机发展现状及关键技术分析[J]. 商品与质量, 2017(24): 79.
- [7] 高希光,孙志刚,宋迎东. 有限元法程序设计及在航空发动机结构中的应用[M]. 武汉:华中科技大学出版社, 2016: 1-2.
- [8] 李朝峰,孙伟,汪博,等. 机械结构有限元法基础理论及工程应用[M]. 北京:机械工业出版社, 2020: 8-10.
- [9] 刘然. 辅助动力装置与空气涡轮起动机一体化建模与计算研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2020.
- [10] 骆广琦. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京:国防工业出版社, 2007: 1-6.

收稿日期:2022-12-12