

航空用空气涡轮起动机涡轮动力学特性分析

刘学森¹, 乔思佳², 熊欣³, 任悦¹, 臧朝平¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 空军装备部驻南京地区第三军事代表室, 江苏 南京 211106;

3. 中国航空工业集团有限公司金城南京机电液压工程研究中心, 江苏 南京 211106)

摘要: 涡轮作为空气涡轮起动机最核心组件, 其动力学特性影响整个起动机。通过有限元商用软件建立空气涡轮起动机整机有限元模型。减速系统中的双联齿轮部件被等效简化为两个质点间的弹簧连接, 弹簧的刚度等于通过威伯-班纳斯切克模型计算得到的齿轮啮合刚度。基于起动机模型进行涡轮临界转速计算和不平衡响应分析, 得知该型空气涡轮起动机在加速阶段会经历涡轮两阶临界转速, 并确定实际不平衡量激励下的响应大小, 为涡轮优化设计以及振动控制提供技术依据。

关键词: 空气涡轮起动机; 涡轮; 临界转速; 不平衡响应

中图分类号: V233.6 **文献标志码:** B **文章编号:** 1671-5276(2023)03-0041-04

Dynamic Characteristics Analysis of Turbine Rotor of Aviation Air Turbine Starter

LIU Xuesen¹, QIAO Sijia², XIONG Xin³, REN Yue¹, ZANG Chaoping¹

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. The Third Military Representative Office of Air Force Equipment Department in Nanjing, Nanjing 211106, China;

3. AVIC Jincheng Nanjing Engineering Institute of Aircraft System, Nanjing 211106, China)

Abstract: Turbine is the core component of the air turbine starter, and its dynamic characteristics affect the entire starter. A whole-machine finite element model of the air turbine starter is established through commercial finite element software. The duplex gear component in the reduction system is equivalently simplified to the spring connection between two particles, whose stiffness is equal to the meshing stiffness of the gear calculated by the Weber-bannaschck model. Based on the starter model, the turbine critical speed calculation and unbalance response analysis are conducted to obtain the two-stage critical speed the air turbine starter during the acceleration stage and determine the response scale excited under the actual unbalanced amount, thereby providing technical basis for turbo optimization design and vibration control.

Keywords: air turbine starter; turbo; critical speed; unbalance response

0 引言

随着现代航空发动机技术的日渐成熟以及功率的逐渐提升, 航空发动机的起动时间大幅降低^[1]。因此对航空发动机用起动机技术提出了更高的要求, 越来越多的航空发动机都将燃气涡轮起动机替换为空气涡轮起动机^[2]。空气涡轮起动机工作时, 接收辅助动力装置 (auxiliary power unit, APU) 的通气, 高压气流通过导向器流向涡轮叶片驱动涡轮转子高速旋转, 涡轮的高速低转矩动力通过减速系统被转化为输出轴的低速高转矩动力, 驱动航空发动机运转^[3]。因此, 涡轮转子是航空用空气涡轮起动机最核心组件, 其动力学特性影响整个起动机。

在过去研究起动机涡轮转子的振动特性时, 通常只考虑涡轮转子本身及其轴承支撑系统而忽略与其相连接的齿轮系统。因此, 针对轴承支撑刚度和啮合刚度耦合, 分析研究整机装配下的涡轮动力学特性, 实现空气涡轮起

机涡轮优化设计显得十分重要^[4-5]。

本文考虑齿轮系统和涡轮转子的相互影响, 将齿轮系统部件进行等效简化, 齿轮之间的啮合刚度等效简化为弹簧连接, 采用威伯-班纳斯切克模型计算得到齿轮的变形量及啮合刚度的平均值, 然后基于有限元商用软件, 建立起动机系统简化有限元模型, 对涡轮进行临界转速计算以及不平衡响应分析^[6-7]。

1 建立有限元模型

1.1 齿轮啮合刚度计算

由于齿轮啮合时情况复杂, 不确定因素较多, 大多数情况下计算齿轮啮合刚度时将其处理为二维平面问题, 对载荷的不均匀分布以及制造安装误差等不予考虑。材料力学计算齿轮刚度方法是应用最广的方法, 以威伯-班纳斯切克 (Weber-banaschek) 齿轮刚度方法为代表, 在实际

工程中得到广泛的应用。

一对有误差的直齿圆柱齿轮的轮齿在啮合时,在分度圆节点上均匀接触,把各单位齿宽的齿面法向载荷和每个轮齿齿面法向变形量和的比值定义为该对轮齿的刚度 k_n ,用数学式表达为

$$k_n = \frac{F_n/b}{\delta} \quad (1)$$

式中: F_n 为作用于齿廓的法向力; b 为齿宽; δ 为轮齿的总变形量。

威伯-班纳斯切克齿轮刚度计算公式是把轮齿视为真实的渐开线齿形的。该方法建立的依据是轮齿在法向力作用下,沿啮合线方向发生了变形,这时法向力所做的功应与变形成相等。图1为威伯齿轮刚度计算齿形示意图。

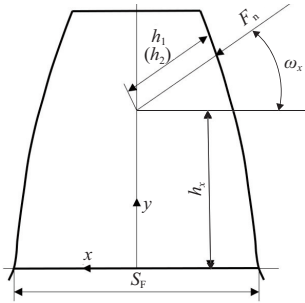


图1 威伯齿轮刚度计算齿形示意图

由威伯-班纳斯切克齿轮刚度计算公式可知,单个齿轮啮合线和中线的交点在啮合线方向的变形量计算公式如下:

$$\delta = \delta_z + \delta_r \quad (2)$$

式中: δ_z 表示由弯曲和剪切产生的变形量; δ_r 表示基础部分的变形量。用图1的符号表示,可得:

$$\delta_z = \frac{F_n}{Eb} \cos^2 \omega_x \left[10.92 \int_0^{h_x} \frac{(h_x - y)^2}{(2x)^3} dy + 3.1(1 + 0.294 \text{tg}^2 \omega_x) \int_0^{h_x} \frac{dy}{2x} \right] \quad (3)$$

$$\delta_r = \frac{F_n}{Eb} \cos^2 \omega_x \left[5.2 \frac{h_x^2}{s_r^2} + \frac{h_x}{s_E} + 1.4(1 + 0.294 \text{tg} \omega_x) \right] \quad (4)$$

一对轮齿啮合时,各个轮齿在啮合线方向变形量的和 δ_z 为

$$\delta_z = \delta_1 + \delta_2 + \delta_{pw} \quad (5)$$

式中: δ_1 、 δ_2 是对应于各个轮齿的 δ 值; δ_{pw} 是由于轮齿相互接触产生的从载荷作用点到轮齿的中线和啮合线交点之间的接近量,其数学表达式为:

$$\delta_{pw} = 0.58 \frac{F_n}{Eb} \left(\ln \frac{2h_1}{a} + \ln \frac{2h_2}{a} - 0.429 \right) \quad (6)$$

$$a = 1.52 \sqrt{\frac{F_n}{Eb} \sqrt{\frac{\rho_1 \rho_2}{\rho_1 + \rho_2}}} \quad (7)$$

式中 ρ_1 、 ρ_2 为各齿面在接触点处的曲率半径。

当作用于齿轮上的载荷为单位载荷时,即可求解轮齿的柔度,进而求得齿轮副啮合刚度。齿轮副的综合啮合刚度是指轴截面内齿轮总刚度的平均值。由于重合度影响,齿轮副啮合刚度以齿轮基节为周期变化。根据定义,齿轮

的综合啮合刚度为该周期内的平均值。

1.2 几何结构介绍

该航空用空气涡轮起动机主要包括涡轮转子、壳体系统、减速系统、离合器以及输出轴等重要部件,几何模型如图2所示。高压气流通过进气壳体以及导向器壳体后,带动涡轮转子旋转。涡轮转子轴末端凹槽与主动齿轮内凸台卡住,从而带动齿轮系统,将转矩传递至输出轴端。其中,涡轮和主动齿轮在接触建模时不考虑轴向位移,因此可以视作刚性连接。

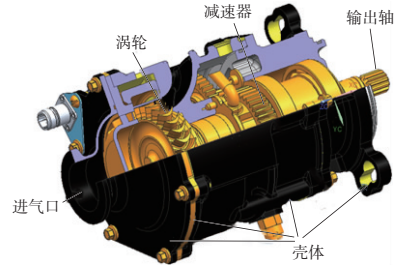


图2 起动机几何模型

起动机转子系统主要包括涡轮和减速系统,也就是齿轮系统。由于双联齿轮在临界转速计算时较为复杂,为了方便计算,通过计算齿轮间的啮合刚度和惯性矩将双联齿轮等效成质点,双联齿轮由大小齿轮组成,分别对其等效处理,如图3中 M_1 和 M_2 ,双联齿轮与主动齿轮和环形齿轮之间的啮合可认为是一种特殊支承,简化为弹簧连接处理。

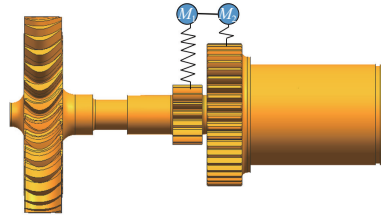


图3 转子系统等效模型

1.3 有限元模型

空气涡轮起动机基于分层建模思想在商用软件中建立整机有限元模型,单元类型为实体四面体如图4所示。包括转子系统有限元模型和壳体系统有限元模型,其中转子系统有限元模型基于等效模型建立,双联齿轮等效简化为Mass21单元,与其他齿轮之间的啮合刚度等效为Combin14单元,Combin14单元是两节点二维单元,且无弯曲以及扭转状态。

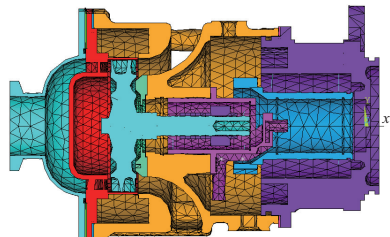


图4 起动机整机有限元模型

2 转子动力学分析

2.1 涡轮转子临界转速计算

采用坎贝尔(Campbell)图法对涡轮转子的动力学特性进行分析,主要考虑起动机转子系统 120 000 r/min 内的临界转速,得到转子系统的坎贝尔图如图 5 所示。

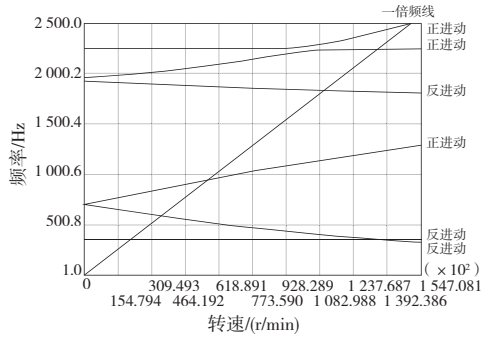


图 5 涡轮转子的坎贝尔图

由图 5 可知涡轮转子在持续加速到达最高转速 120 000 r/min 的过程中有两阶临界转速如表 1 所示,两阶临界转速振型如图 6 和图 7 所示。

表 1 涡轮转子临界转速

项目	第一阶	第二阶
临界转速/(r/min)	21 067	56 371

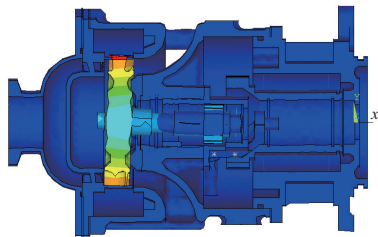


图 6 涡轮转子第一阶临界转速振型

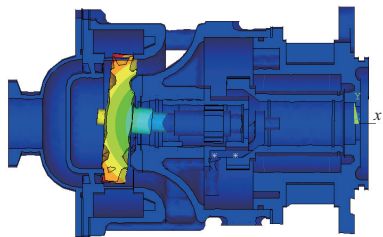


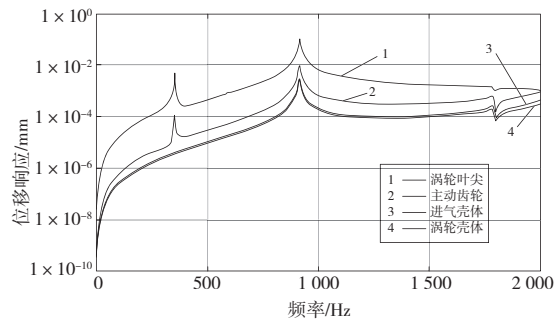
图 7 涡轮转子第二阶临界转速振型

第一阶临界转速振型主要为涡轮转子的偏摆振动;第二阶临界转速下转振振型为涡轮转子一阶弯曲,最大振动位置出现在涡轮转子上。

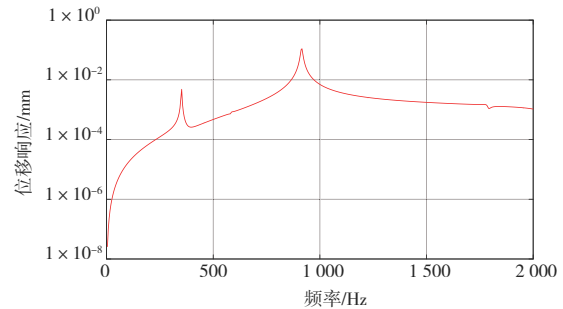
2.2 涡轮转子不平衡响应分析

假设涡轮转子在涡轮盘处存在 $0.2 \text{ g} \cdot \text{mm}$ 的不平衡量,进行稳态动力响应计算,分析频域范围 $0 \sim 2000 \text{ Hz}$,也就是涡轮转子工作转速区域,得到涡轮转子叶尖、主动齿轮

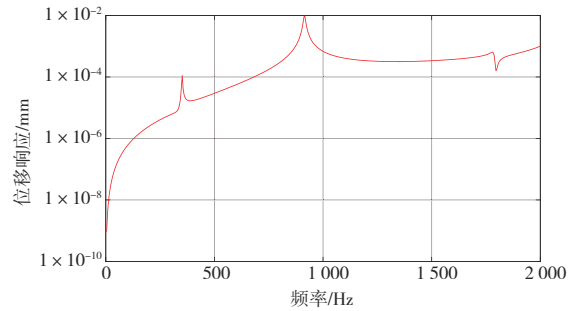
齿上、进气壳体和涡轮壳体上稳态响应曲线如图 8 所示。



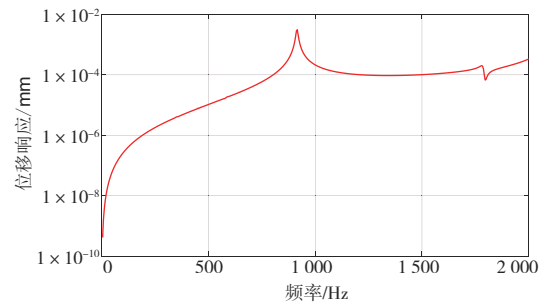
(a) 各位置处响应曲线图



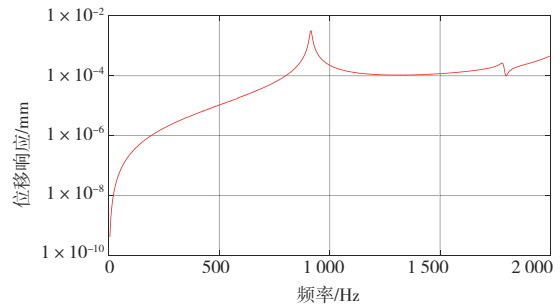
(b) 涡轮转子叶尖处的响应曲线



(c) 主动齿轮齿端的响应曲线



(d) 涡轮壳体的响应曲线



(e) 进气壳体的响应曲线

图 8 涡轮-壳体系统各位置响应曲线

3 结语

本文基于空气涡轮起动机整机有限元模型对涡轮转子进行转子动力学计算,其中啮合刚度通过威伯-班纳斯切克模型计算得到,等效简化为弹簧连接。可以得到以下结论:

1)在涡轮转子在持续加速到达最高转速 120 000 r/min 的过程中有两阶临界转速,分别为 21 067 r/min 以及 56 371 r/min;

2)在涡轮一阶临界转速附近时,实则为轴承系统发生振动,导致涡轮转子发生偏摆,并未发生变形,通过响应曲线可以看到壳体并未产生较大响应;

3)在涡轮二阶临界转速附近时,为涡轮的一阶弯曲振动,振动较大,可能会导致涡轮擦墙碰磨,在加工制造时应严格把控不平衡量大小,减小对其振动的影响。

参考文献:

- [1] 刘长福,邓明. 航空发动机结构分析[M]. 西安:西北工业大学出版社,2006:353-357.
- [2] 蒋聪,刘冕,熊欣,等. 航空用空气涡轮起动机典型故障诊断分析[J]. 机械制造与自动化,2021,50(5):203-205.
- [3] 刘磊. 航空发动机地面与高空起动机特点分析[J]. 价值工程,2011,30(15):34-35.
- [4] 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.
- [5] 朱增宝. 封闭差动行星齿轮传动系统均载及动力学特性分析研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013.
- [6] HUAITAO S, JIZONG Z, YU Z, et al. Calculation and analysis of critical speed of high speed motor spindle rotor system[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2018, 399: 012025.
- [7] 钟一谔. 转子动力学[M]. 北京:清华大学出版社,1987.

收稿日期:2021-12-03

(上接第 28 页)

采用锆刚玉砂带磨削 TC4 合金,表面粗糙度更低,当砂带线速度达到 $v_s = 20$ m/min 时,工件表面粗糙度可降低 29.7%;当磨削深度增加到 0.100 mm 时,锆刚玉砂带比碳化硅砂带磨削表面粗糙度降低 22%。

4)采用静电植砂方式布磨粒,可以使磨粒保持较好的锋利度和自锐性。因此,即使在恶劣的加工场合,锆刚玉砂带也可以表现出优异的磨削性能和较长的使用寿命。

参考文献:

- [1] 赵振业. 高强度合金应用与抗疲劳制造技术[J]. 航空制造技术,2007,50(10):30-33.
- [2] 叶洪涛,张军,杨金发,等. 航空难加工材料切削加工中的关键应用技术[J]. 航空制造技术,2012,55(10):44-46.
- [3] 杨胜强,李永刚,李文辉. 航空钛合金抗疲劳表面改性技术研究进展[J]. 航空制造技术,2017,60(13):28-35.
- [4] 何利民,郭力. 钛合金磨削加工研究的进展[J]. 精密制造与自动化,2008(2):8-13,5.
- [5] LI Z, DING W F, MA C Y, et al. Grinding temperature and wheel wear of porous metal-bonded cubic boron nitride superabrasive wheels in high-efficiency deep grinding[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2017, 231(11):1961-1971.
- [6] MIAO Q, DING W F, KUANG W J, et al. Comparison on

grindability and surface integrity in creep feed grinding of GH4169, K403, DZ408 and DD6 nickel-based superalloys[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2020, 49:175-186.

- [7] AXINTE D A, KRITMANOROT M, AXINTE M, et al. Investigations on belt polishing of heat-resistant titanium alloys[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2005, 166(3):398-404.
- [8] QU C, LYU Y J, YANG Z Y, et al. An improved chip-thickness model for surface roughness prediction in robotic belt grinding considering the elastic state at contact wheel-workpiece interface[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 104(5/6/7/8):3209-3217.
- [9] REN X Y, KUHNENKÖTTER B. Real-time simulation and visualization of robotic belt grinding processes [J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2008, 35(11/12):1090-1099.
- [10] 梁巧云,单坤,李兆瑞,等. 航发钛合金叶片金刚石砂带磨削的磨粒磨损研究[J]. 金刚石与磨料磨具工程,2020,40(4):59-64.
- [11] 黄云,肖贵坚,邹莱. 航空发动机叶片机器人精密砂带磨削研究现状及发展趋势[J]. 航空学报,2019,40(3):48-67.
- [12] 霍文国. 钛合金干式磨抛加工技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2010.

收稿日期:2021-12-08