

航空发动机主轴承安装座变形失效问题

Liquid Crystal Optical Phased Array Technology

史妍妍 孔祥锋 / 沈阳发动机设计研究所航空发动机动力传输航空科技重点实验室

摘要: 针对航空发动机主轴承安装座结构的变形失效问题, 综合考虑构件的材料性质、结构特点、工作状态及加工过程, 研究其变形失效原因及变形控制措施。提出利用有限元分析软件ANSYS进行轴承座强度、刚度校核的方法, 根据不同加工阶段的特点控制轴承座加工过程中的残余内应力的措施, 以及正确借助高精度、高效率的三坐标测量机进行轴承座尺寸及形位检测的方法, 为控制航空发动机主轴承安装座的变形问题提供理论指导。

关键词: 主轴承安装座; 变形失效; 有限元; 三坐标测量机

Keywords: main bearing pedestal; deformation failure; FEM; coordinate measuring machining

0 引言

航空发动机转子支点使用的轴承称为主轴轴承(简称主轴承)。主轴承的工作性能不仅取决于自身的结构特点, 也与轴承座结构的支撑、定位功能密切相关。主轴承及其安装座的有效工作, 是发动机转子系统平稳运转的必要条件, 也是保证发动机高推重比、长寿命、高可靠性的必要条件^[1]。

通常, 主轴承安装座的结构规模较大, 结构形式较为复杂, 为了减轻发动机重量, 多采用强度高、重量轻的钛合金材料。钛合金轴承座常见的一种失效形式是变形失效。一方面, 轴承孔的变形将导致滚动体偏离正常工作轨迹, 影响主轴承的动态特性及其工作可靠性, 轴承孔的变形还可导致主轴承内部应力分布不均, 降低主轴承的承载能力, 缩短主轴承的使用寿命^[2]; 另一方面, 轴承座的整体变形将影响发动机各转子支点间的同轴度, 进而影响发动机的工作性能。因此, 研究航空发动机主轴承安装座的变形失效问题具有重要意义。

1 轴承座的变形失效模式

轴承座的变形失效可分为弹性变形

失效和塑性变形失效两种情况。前者是指由于轴承座的刚度不足, 工作过程中发生了过大的弹性变形, 影响了轴承座的支撑、定位功能, 引起发动机转子系统工作异常; 后者是指由于发生了过大的塑性变形而造成轴承座的失效^[3]。根据轴承座塑性变形的产生原因, 又存在两种失效情况, 一种是由于轴承座强度不足, 导致工作状态下的应力水平超过了轴承座材料的屈服强度; 另一种是由于轴承座的尺寸稳定性不足, 使零件在恒定或非恒定环境下发生了尺寸或形位的微小不可逆变化。

零件的尺寸稳定性直接与材料的微塑性形变有关, 是精密机械零件材料性能的主要特征, 它表示零件在热处理与加工完毕后, 在工作环境条件下, 不受外力作用或在低于弹性极限的应力作用下抵抗永久变形的能力^[4]。一般认为, 零件的尺寸稳定性不足是由材料的相与组织状态的不稳定性以及毛坯热处理及机械加工工艺过程中存在过量的残余内应力两个因素造成的。

如果零件具有稳定的

相成分, 那么其尺寸的变化主要与内应力的松弛有关; 而具有亚稳定组织的零件, 尺寸的变化则是两者共同作用的结果, 此时相与组织的转变急剧地加强了残余内应力的松弛过程^[5]。

综上所述, 轴承座变形失效故障树如图1所示。

2 轴承座有限元分析

大型通用有限元分析软件ANSYS是复杂结构强度、刚度校核的有效工具, 可用于轴承座的结构分析。

2.1 轴承座有限元模型的建立

轴承座有限元模型的建立过程通常包括建立几何模型、赋予材料属性及划分网格三个步骤。

航空发动机主轴承安装座的结构

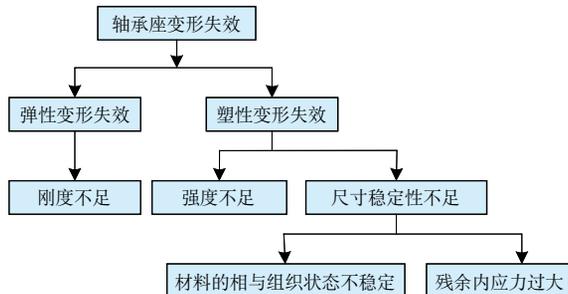


图1 轴承座变形失效故障树

较为复杂,建立几何模型过程中采用了三维CAD软件UG NX3.0,为了减小计算规模、提高计算效率,忽略了对轴承座强度无影响的倒角、倒圆等设计细节。

航空发动机主轴承及其安装座工作在温度较高的轴承腔内,因此赋予材料属性时应充分考虑材料的力学性能随温度的变化情况。一般情况下,可近似认为轴承座与轴承腔温度相同,根据轴承腔温度的台架测试结果,由线性插值法获取轴承座材料在该温度下的力学性能。航空发动机主轴承安装座通常采用 α - β 型铸造钛合金ZTC4,该合金强度高、塑性好、重量轻,可在350℃以下温度长期工作^[6]。

某钛合金ZTC4材料轴承座在腔温为170℃的轴承腔内工作,其材料力学性质如表1所示。

表1 材料力学性质表^[6]

弹性模量 (GPa)	泊松比	密度 (g/cm ³)	条件屈服强度 (MPa)
1.05	0.29	4.4	765

为了精确计算轴承座的工作应力及其变形情况,划分网格时有必要对起承载作用的加强筋及形状控制要求较高的轴承孔进行局部网格细化、加密,生成有限元模型如图2所示。

2.2 轴承座有限元模型的加载

工作状态下,航空发动机主轴承安装座承受的载荷主要来自于承力机匣安装边的约束载荷、轴承和整个转子系统的径向及轴向载荷。

通常情况下,可近似认为承力机匣通过安装边对轴承座提供了刚性支撑,故分析过程中对轴承座的安装边施加全约束。

转子的轴向力通过主轴承作用于轴承座的挡边,构成了轴承座的轴向载荷,可近似认为轴向载荷沿轴承座挡边

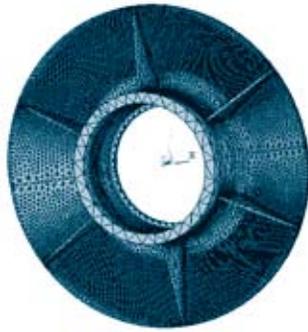


图2 轴承座有限元模型

均匀分布。

根据滚动体的不同,径向载荷的分布形式存在一定差异。对于承受径向载荷的球轴承,受载最大的滚动体的径向负荷 Q_{\max} 可近似表示为^[2]:

$$Q_{\max} = \frac{5F_r}{Z \cos \alpha} \quad (1)$$

式中, F_r 为轴承径向负荷,N; Z 为轴承中滚动体数量; α 为轴承接触角,(°)。

对于承受径向载荷的向心滚子轴承,受载最大的滚动体的径向负荷 Q_{\max} 可近似表示为^[2]:

$$Q_{\max} = \frac{4.08F_r}{Z \cos \alpha} \quad (2)$$

与负荷最大滚动体的作用线夹角为 φ 的滚动体负荷 Q_φ 可表示为^[2]:

$$Q_\varphi = Q_{\max} \left[1 - \frac{1}{2\varepsilon} (1 - \cos \varphi) \right]^n \quad (3)$$

式中, n 为指数,对于球轴承, $n=1.5$,对于向心滚子轴承, $n = \frac{10}{9}$; ε 为负荷分布参数,当忽略径向游隙时, $\varepsilon=0.5$,此时,式(3)可简化为:

$$Q_\varphi = Q_{\max} (\cos \varphi)^{1.5} \quad (4)$$

显然,轴承座承受的径向载荷呈余弦函数分布。工作状态下轴承座的径向载荷分布如图3所示。

2.3 计算结果及分析

利用ANSYS软件的通用后处理模块,显示轴承座整体的Von Mises应力云图及变形云图,分别如图4、图5所示。

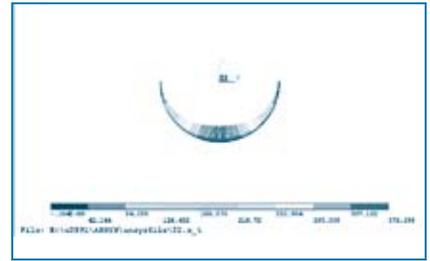


图3 轴承座径向载荷分布示意图

路径是ANSYS后处理中非常强大且有效的一项功能^[7]。通过定义沿轴承安装孔周向的一条路径,并将路径上各节点的径向位移映射到相应位置,可以直观、准确地显示轴承安装孔的径向变形量及其形状变化,如图6所示。

通过图4~图6所示的有限元分析结果,得到关于轴承座强度、刚度的如下结论:

1) 轴承座满足强度设计要求,加强筋的支撑作用明显,整个结构应力分布合理,且最大应力仅为87.6MPa,远小于材料的条件屈服强度765MPa,结构工作在弹性极限范围内。

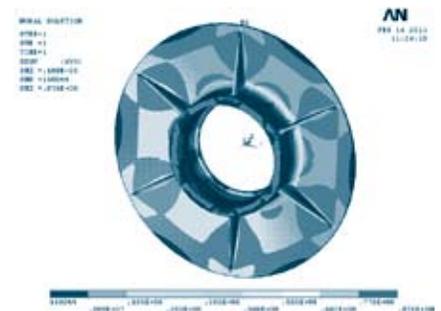


图4 轴承座Von Mises应力云图

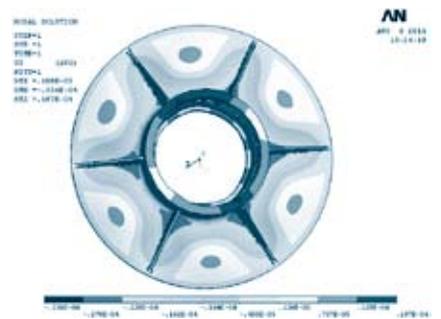


图5 轴承座径向变形云图

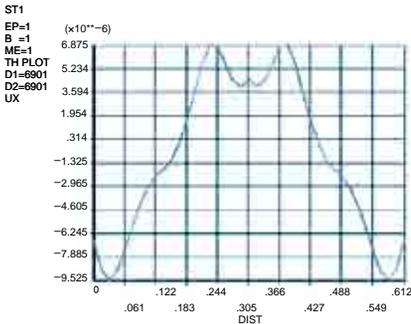


图6 周向路径上轴承安装孔径向变形

2) 工作温度低于 350°C 时,钛合金ZTC4材料的高温蠕变强度为 $392\text{MPa}^{[6]}$,该轴承座的最大应力仅为 87.6MPa ,故结构满足高温蠕变强度要求。

3) 工作状态下,轴承座整体弹性变形较小,轴承安装孔的最大径向变形量仅为 0.0095mm ,轴承座满足刚度设计要求,可以对主轴承起到有效的支撑、定位作用。

3 残余内应力的控制措施

3.1 毛坯阶段的内应力控制措施

轴承座的毛坯为ZTC4钛合金熔模精密铸件,为消除毛坯阶段的内应力,通常以热等静压处理或退火状态交付。航空航天业使用的ZTC4合金铸件必须经过热等静压处理后方能使用,其目的是消除铸件中的缩孔、气孔和疏松等缺陷^[6]。当构件中存在孔洞、疏松等缺陷时,晶体的自发运动具有填充此类缺陷的趋势,晶体的微观运动将导致构件宏观尺寸的微小变化^[3],因此热等静压处理是提高构件尺寸稳定性的有效措施。此外,经过热等静压处理的铸件比退火状态的铸件具有更好的塑性,易于机械加工,并能降低机加阶段的加工应力。

3.2 机加阶段的内应力控制措施

合理的工序安排及必要的稳定化处理措施,是控制机加阶段残余内应力的必要措施。稳定化处理的目的是提高材料的微塑性形变抗力^[5]。常见的稳

定化处理措施包括冷热循环处理、时效、退火及各种强化措施。为提高轴承座的尺寸稳定性,加工过程中需特别注意如下事项:

- 1) 确定合理的加工工序及各工序中的进刀量。
- 2) 加工过程中,对工件采取合理的装夹方式,减小装夹变形。
- 3) 安排合适的稳定热处理及修复车基准工序。

4 轴承座的尺寸及形位检测

三坐标测量机(CMM)通过探测传感器与测量空间轴线运动的配合,获得被测物体上各被测点的坐标位置,并可通过一定的数学运算实现对所测点的分析拟合,最终实现测量值与理论值之间的对比、分析,完成测量工作^[8]。

采用三坐标测量机,进行轴承座尺寸及形位检测的流程如图7所示。

5 结论

1) 研究了航空发动机主轴承安装座的变形失效模式、变形失效原因及其相应的控制措施。

2) 提出了利用有限元分析软件ANSYS进行轴承座强度、刚度校核的方法,根据不同加工阶段的特点控制轴承座加工过程中的残余内应力的措施,以及正确借助高精度、高效率的三坐标测量机进行轴承座尺寸及形位检测的方法,为控制航空发动机主轴承安装座的变形问题提供了理论指导。

参考文献

[1] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册(第12册)[M]. 北京:航空工业出版社,2002:1-164.

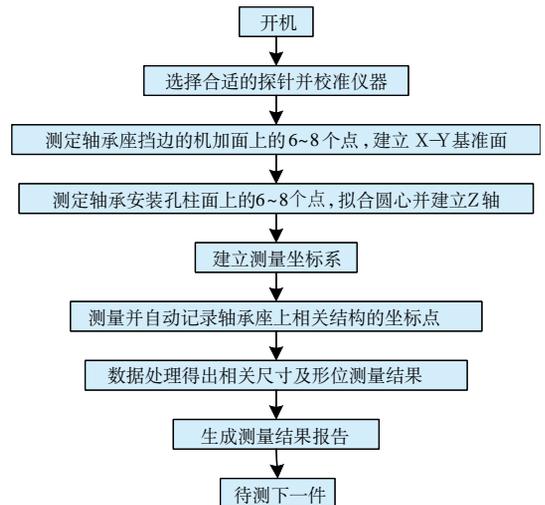


图7 轴承座的三坐标测量流程图

[2] T.A.Harris, M.N.Kotziaias. 滚动轴承分析:第1卷[M]. 北京:机械工业出版社,2010:98-240.

[3] 戴枝荣,张远明. 工程材料(第二版)[M]. 北京:高等教育出版社,2005:21-203.

[4] 杨飞龙. 金属材料的尺寸稳定性[J]. 河南科技,1997,(11):1-3.

[5] 黄爽. 提高金属材料 and 制件尺寸稳定性的工艺方法[J]. 现代经济信息,2009,(4):17-21.

[6] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册(第四卷)[M]. 北京:中国标准出版社,2002:193-202.

[7] 王新敏. ANSYS工程结构数值分析[M]. 北京:人民交通出版社,2007:294-336.

[8] 蒋婵娟. 浅议三坐标测量机[J]. 计量与测试技术,2009,36(4):40-43.

作者简介

史妍妍,博士,工程师,航空发动机动力传输航空科技重点实验室成员。

孔祥锋,学士,高级工程师,航空发动机动力传输航空科技重点实验室成员。