

加强盘式转子支承设计技术

张 岩, 蒋琇琇, 王 华, 印雪梅
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要:针对航空发动机高速转子支承结构设计难点,以某加强盘式结构的高压压气机试验件为研究对象,基于该试验件具有转子跨距长、质量大、轴向力大的设计特点,分析转子支承方案设计要求和转子动力特性影响因素,总结了转子支承设计技术特点和需求条件;开展支承方案的确立及筛选设计,采用通过理论和数值计算分析优选出的 1-1-1 型支承方案,综合优化支点跨距、转子质量、支承刚度和支点阻尼 4 个设计变量,满足全转速范围内的性能录取需求。结果表明:优化方案在工作转速范围内存在 2 阶临界转速并均处于性能录取转速以下,应变能分别为 9.3% 和 16%。试验件最终顺利完成了全部转速下的性能参数录取,在试验过程中运行平稳,整体振动水平较低,轴向力始终处于轴承承载范围,验证了转子支承方案的合理性。

关键词: 加强盘式转子; 转子支承; 结构设计; 航空发动机

中图分类号: V232

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.01.007

Design Technology of Reinforced Disc Rotor Support

ZHANG Yan, JIANG Xiu-xiu, WANG Hua, YIN Xue-mei

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In view of the design problem of structure of aeroengine high-speed rotor support, a test piece of high pressure compressor with reinforced disc structure was taken as the research object. Based on the design characteristics of the test piece with large span, mass and axial force, the design requirements of rotor support scheme and the influencing factors of rotor dynamic characteristics were analyzed, and the technical characteristics and requirement conditions of rotor support design were summarized. The 1-1-1 type support scheme selected by theoretical and numerical calculation analysis was adopted to comprehensively optimize the four design variables (fulcrum span, rotor mass, support stiffness and fulcrum damping), so as to meet the performance acceptance requirements over the full speed range. The results show that there are two-critical speeds over the operation speed range of the optimization scheme, which are all below the performance acceptance speed, and the strain energy is 9.3% and 16% respectively. The test piece finally successfully completes the performance parameters at all speeds. During the test, the operation is stable, the overall vibration level is low, and the axial force is always in the bearing load range, which verifies the rationality of the rotor support scheme.

Key words: reinforced disc rotor; rotor support; structural design; aeroengine

0 引言

航空发动机转子通过支承结构支承于静子机匣上,转子承受的载荷如气动力、重力、离心力、惯性力及惯性力矩等均由支承结构承受并通过静子机匣传递。转子支承方案的选取是航空发动机结构设计的 1 个核心问题,需要综合考虑转子动力学特性、转子变形、转静子间隙控制、载荷传递以及结构间振动隔离等多方面因素^[1],也是 1 个综合平衡的技术问题,其设

计变量包括支点数量、支点布局、支点跨距、转子质量、支承刚度和支点阻尼等^[2]。

在航空发动机长期研制过程中,世界各航空发动机公司逐步形成了独有的一系列设计技术、设计经验和设计准则,研制的各型产品考虑当时的技术水平、工艺条件和设计经验。陈光^[3]提出衍生改进发展理念,用以减小研制技术风险,提高可靠性并缩短研制周期。目前已发展出众多满足不同飞机需求的航空发动

收稿日期: 2019-04-31

基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 张岩(1988),男,工程师,主要从事压气机结构设计工作;E-mail: core2009@yeah.net。

引用格式: 张岩, 蒋琇琇, 王华, 等. 加强盘式转子支承设计技术[J]. 航空发动机, 2021, 47(1): 37-41. ZHANG Yan, JIANG Xiuxiu, WANG Hua, et al. Design technology of reinforced disc rotor support[J]. Aeroengine, 2021, 47(1): 37-41.

机,具有更加鲜明的技术特点。洪杰等^[4]总结 CFM 联合公司和通用公司航空发动机技术发展,如通用公司 CF6 系列发动机,高压转子采用 1-2-0 支承,止推轴承分布于 2 号支点,CFMI 公司 CFM56 系列发动机,高压转子采用 1-0-1 支承,止推轴承分布于 1 号支点;张津等^[5]总结 PW 和 RR 公司航空发动机技术发展,如 PW 公司 PW1000G、PW4000 和 F110 等发动机的高压转子采用 1-1-0 支承,止推轴承分布于 1 号支点,RR 公司 RB211 系列发动机的高压转子采用 1-0-1 支承,止推轴承分布于 1 号支点,中压转子采用 1-1-1 支承,止推轴承分布于 2 号支点。综合分析可知,航空发动机高压转子支点数量和布局更趋向于固定化,不同航空发动机公司却展示出相同的经验和设计规律,即支点数量通常不超过 3 个,布局包含 1-1-0、1-2-0、1-0-1 和 1-1-1 共 4 型,止推轴承分布于高压压气机转子前部或后部。对于支点跨距、转子质量、支承刚度和支点阻尼等设计变量,与发动机固有的结构形式关联性大,其设计自由度较高。

本文以航空发动机高压转子构型为例,以某加强盘式转子结构的高压压气机试验件为研究对象,通过分析其支承方案确立、筛选及优化设计过程,总结加强盘式转子支承设计技术特点征及规律准则。

1 试验件结构特点分析

1.1 转子跨距长,质量大

试验件压气机转子部件采用加强盘式转子结构,如图 1 所示。该结构由 1 根细长轴和 11 级轮盘组成,轮盘采用带有中心孔的环形圆盘结构,通过细长轴将 11 级盘连接成一体,细长轴和 11 级轮盘设置花键实现定心和传扭,相邻盘盘缘处设置定距环,转子叶片和轮盘离心载荷由轮盘承受,转子的抗弯刚性由细长轴和定距环实现。压气机转子部件轴向长度达 780 mm,质量约为 162 kg。

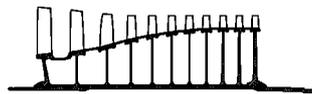


图 1 压气机转子部件结构

1.2 转子轴向力大

转子轴向力通常由流道轴向力和盘腔轴向力叠加组成^[6],流道轴向力绝对数值较大,分为静压产生的轴向力和动压产生的轴向力 2 部分

$$F_1 = P_{out} \cdot A_{out} - P_{in} \cdot A_{in} + P_j \cdot A_j \quad (1)$$

$$F_2 = G \cdot (V_{out} - V_{in}) \quad (2)$$

式中: F_1 为静压轴向力, N; F_2 为动压轴向力, N;

P_{out} 为出口压力, Pa; P_{in} 为进口压力, Pa; P_j 为叶尖压力, Pa; A_{out} 为出口面积, m^2 ; A_{in} 为进口面积, m^2 ; A_j 为叶尖泄漏面积, m^2 ; G 为流量, kg/s; V_{out} 为出口气流轴向速度, m/s; V_{in} 为进口气流轴向速度, m/s。

从式中可见,流道静压产生的轴向力由转子进、出口静压和面积决定;流道动压产生的轴向力由流量和进、出口气流轴向流速决定。

由于该试验件设计压比高、流量大,初步估算其流道轴向力达 45000 N,远超止推轴承的许用承载范围,需采用相应措施减小转子轴向力保证使用安全。

2 设计要求和设计因素

2.1 支承方案设计要求^[7-9]

2.1.1 整机质量

质量是发动机严控的设计指标之一,新结构、新工艺和新材料应用技术成熟度的提高,很大程度上得益于苛刻的质量指标要求。转子支点的设置伴随着承力框架和润滑、密封系统的引入,影响整体结构布局和质量。支点数量越少,承力框架和润滑、密封系统越少,结构越简单,越利于质量控制。

2.1.2 叶尖间隙

叶尖间隙对航空发动机稳态性能和稳定裕度均有一定影响。转、静子在工作过程中受离心载荷和温度载荷的影响会发生变形,为保证试验安全,在设计过程中转、静子留有一定的安全间隙补偿变形。靠近支点的转子刚性较强,变形量较小,叶尖间隙的变化也相对较小;远离支点的转子刚性较弱,变形量较大,叶尖间隙的变化也相对较大。支点布置在间隙变化敏感级数,利于保持叶尖间隙。

2.1.3 安全性

合理的支点位置、数量及轴承类型能实现最优的传力路线设计,保证载荷安全可靠传递;避免轴承过载情况发生,保证轴承安全使用寿命^[8];降低转子断裂飞出的外传能量,减小其破坏性影响,提高其使用安全^[9]。

2.2 动力特性设计因素

2.2.1 临界转速

影响试验件临界转速的因素包括转子的刚度、质量和材料性质^[10]。

在试验件设计过程中,应避免临界转速出现在工作转速范围内,需采取措施将临界转速远离工作转

速。考虑到试验状态工作点较多,通常情况下临界转速不可能满足与全部转速间的裕度设计要求,在不平衡量和阻尼一定情况下,不平衡力大小与转子的工作转速成正比,在转子过临界时,临界转速越高,则不平衡力越大。因试验件主要关注高转速性能数据,在试验件质量及材料选定的情况下,通常采用降低转子刚性来减小第1、2阶临界转速。

2.2.2 支点阻尼

当转子的刚度比轴承刚度小很多时,可视轴承为“刚性铰支”;当转子刚度及轴承座的刚度大于轴承刚度或与其数量级相当时,则轴承刚度对转子动力特性有显著影响,此时不能再视为“刚性铰支”,而应处理为具有一定弹性的弹簧。

通过增加支点阻尼,使试验件安全通过临界转速区域。增加阻尼的方法是在振幅较大的轴承处设置挤压油膜阻尼器。为了有效减振,发动机通常采用1种弹簧与阻尼器的组合,即带挤压油膜的弹性支承,弹性支承的刚度影响转子动力特性,其简化模型为典型的“弹簧”。

3 支点布局确立

考虑试验件轴向力大的技术特点,采用调节进口节流比、提高级间封严效果等方法无法满足轴向力设计需求,需采用设置虚拟涡轮盘减小转子轴向力的措施^[11]。该压气机试验件同样包含压气机和涡轮2部分,可借鉴发动机高压转子支点布局设计。此外,该压气机部件转子跨距长、质量大,转子稳定性低,需要在其前、后部分别设置支点提高整体刚性减小振动。

考虑压气机敏感级叶片叶尖间隙保持和由前向后的载荷传递安全性等设计要求,止推轴承应设置在压气机部件后端,滚棒轴承按需分布。考虑转子动力特性设计因素,需开展临界转速优化设计,并适当设置支点阻尼器降低振动外传能量。

综合以上分析,试验件支点布局可采用1-1-0、1-2-0和1-1-1共3种方案,且2支点轴承应设置为止推轴承;在满足轴向力设计要求的前提下,应尽量缩短转子总长和悬臂段长度。

4 支承方案初步确立

4.1 1-1-0 支承方案

No.1 滚棒轴承分布在压气机第1级盘前,No.2 止推轴承分布在压气机末级盘后,虚拟涡轮盘为悬臂

结构。转子总长约为1980 mm,第1、2支点跨距约为900 mm,悬臂段长度约为1030 mm,1-1-0 支承方案结构如图2所示。

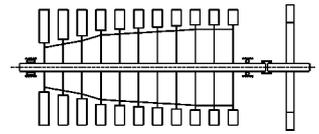


图2 1-1-0 支承方案结构

4.2 1-2-0 支承方案

No.1 滚棒轴承分布在压气机第1级盘前,No.2 止推轴承分布在压气机末级盘后,No.3 滚棒轴承分布在虚拟涡轮盘前,虚拟涡轮盘为悬臂结构。转子总长约为1980 mm,第1、2点跨距约为900 mm,悬臂段长度约为780 mm,1-2-0 支承方案结构如图3所示。

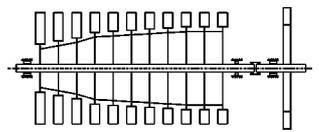


图3 1-2-0 支承方案结构

4.3 1-1-1 支承方案

No.1 滚棒轴承分布在压气机第1级盘前,No.2 止推轴承分布在压气机末级盘后,No.3 滚棒轴承分布在虚拟涡轮盘后,虚拟涡轮盘为简支结构。转子总长约为1900 mm,第1、2支点跨距约为900 mm,第2、3支点跨距约为500 mm,1-1-1 支承方案结构如图4所示。

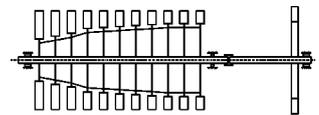


图4 1-1-1 支承方案结构

5 支承方案筛选及优化

5.1 计算方法^[12-13]

以大型通用转子动力学有限元分析软件 Samcef/Rotor7.3 为计算平台,采用 Samcef field 软件对已确立的3种支承方案进行建模分析,以获得最优方案。在建模过程中考虑转子高速旋转引起的陀螺效应影响,建立2D转子系统有限元模型,转子叶片简化为集中质量点,转子系统包含传动后轴(与试验器动力通过套齿连接传递扭矩),承力系统简化为弹簧单元。

5.2 1-1-0 支承方案

相比其余2种支承方案,1-1-0 支承方案转子总长和悬臂段长度均为三者中最高,转子刚性最弱,可通过增大虚拟涡轮盘前轴直径以增加转子刚度。受压气机部件结构尺寸限制,虚拟涡轮盘前轴直径最大为320 mm,初步评估其转子刚度较其他2种方案的降低约33%,极大地削弱了转子传动稳定性和篦齿封严效果,定性分析即可确定此方案不适用。

5.3 1-2-0 支承方案

计算结果表明:在工作转速范围内存在第 1 阶弯曲型临界转速 3375 r/min, 振动模态为压气机俯仰型, 转子应变能为 11.3%, 不满足转子动力学设计要求。第 2 阶临界转速为 5330 r/min, 同样处于工作转速范围内, 振动模态为弯曲型, 转子应变能为 38.6%, 远大于 20% 的设计要求, 不满足强度设计规范, 第 1、2 阶临界转速振型如图 5、6 所示。

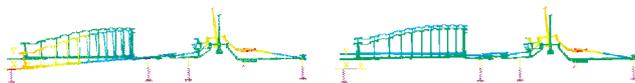


图 5 1-2-0 支承方案
第 1 阶临界转速振型

图 6 1-2-0 支承方案
第 2 阶临界转速振型

在此基础上,开展了减小 2、3 支点跨距,减轻虚拟涡轮盘质量,增加支承刚度和支点阻尼的优化设计,优化结果显示,上述 4 种优化设计对减弱转子应变能的影响不显著,转子应变能始终高于 20%,表明此方案不适用。

5.4 1-1-1 支承方案

计算结果表明:在工作转速范围内存在 2 阶临界转速。第 1 阶临界转速为 4041 r/min, 振型为压气机俯仰型, 转子应变能为 7.4%; 第 2 阶临界转速为 7059 r/min, 振型为虚拟涡轮盘俯仰型, 转子应变能为 11.1%。2 阶临界中转子应变能均小于 20%, 满足强度设计规范, 第 1、2 阶临界转速振型如图 7、8 所示。



图 7 1-1-1 支承方案
第 1 阶临界转速振型

图 8 1-1-1 支承方案
第 2 阶临界转速振型

考虑第 2 阶临界转速属于高转速区域, 过临界时激起的不平衡力较大, 影响高转速区域试验安全, 需要对此方案开展进一步优化设计, 通过降低第 2 阶临界转速的方法满足高转速性能试验要求。

5.5 1-1-1 支承方案优化

围绕 1-1-1 支承方案初步计算及分析结果, 为进一步降低第 2 阶临界转速, 采取支点跨距、转子质量、支承刚度和支点阻尼共 4 个设计变量的综合优化设计^[14-16]。具体方案为在 1、3 支点设置弹支调节支承刚度, 并在外环增加阻尼器降低外传能量, 保持转子总长不变基础上, 2、3 支点跨距增大 200 mm, 虚拟涡

轮盘质量增加 12 kg。

优化后的 1-1-1 支承方案在工作转速范围内存在 2 阶临界转速。第 1 阶临界转速为 4047 r/min, 振型为压气机俯仰型, 转子应变能为 9.3%; 第 2 阶临界转速为 5881 r/min, 振型为虚拟涡轮盘俯仰型, 转子应变能为 16%。2 阶临界转速均处在性能录取工作转速以下, 转子应变能均小于 20%, 满足全转速范围内的性能试验要求, 第 1、2 阶临界转速振型如图 9、10 所示。

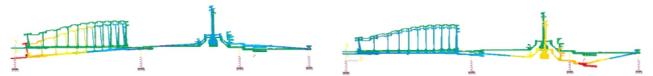


图 9 1-1-1 支承优化方案
第 1 阶临界转速振型

图 10 1-1-1 支承优化方案
第 2 阶临界转速振型

6 试验验证

对试验件采用优化后的 1-1-1 支承方案完成设计, 并开展试验验证。在试验时通过前、后承力机匣安装边处布置的振动传感器监测试验件水平及垂直方向振动情况。

共进行 2 轮性能试验, 在 2 次试验过程中试验件振动水平相当, 前测点水平振动加速度总量小于 1.5g, 垂直振动加速度总量小于 1.2g, 后测点水平振动加速度总量小于 0.8g, 垂直振动加速度总量小于 0.6g, 整体振动水平较低, 试验件水平和垂直振动测试结果如图 11、12 所示。

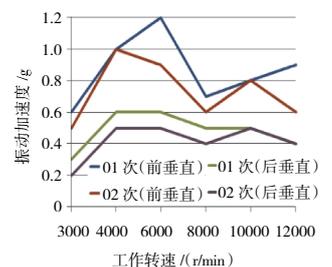
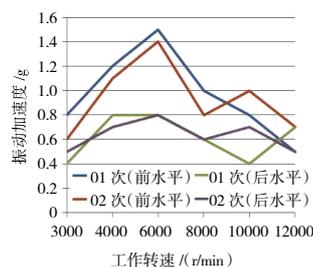


图 11 试验件水平振动测试

图 12 试验件垂直振动测试

7 结论

本文以某加强盘式结构的高压压气机试验件为研究对象, 进行支承方案的确立、筛选及优化设计, 得到以下结论:

(1) 在支承方案确立及筛选过程中, 满足转子轴向力和转子稳定性等设计需求前提下, 采用理论分析和数值分析相结合的方式, 从 4 种支承方案中优选出

1-1-1 支承方案;

(2)在优化设计过程中,通过调节支承刚度、支点阻尼、支点跨距和转子质量实现将临界转速调低至性能录取转速以下;

(3)对试验件顺利完成了全部转速下的性能参数录取,在试验过程中试验件运行平稳,整体振动水平较低,轴向力始终处于轴承承载范围内,验证了转子支承方案的合理性,结构设计成功。

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8册:压气机[M].北京:航空工业出版社,2000:257-258.
Editorial Board of Design Manual of Aeroengine. Design manual of aeroengine(8th album):compressor[M].Beijing:Aviation Industry Press, 2000:257-258.(in Chinese)
- [2] 航空发动机设计手册总编委会.航空发动机设计手册第19册:转子动力学及整机振动[M].北京:航空工业出版社,2000:8-25.
Editorial Board of Design Manual of Aeroengine. Design manual of aeroengine (19th album):rotor dynamics and whole body vibration of aeroengine [M]. Beijing:Aviation Industry Press,2000:8-25.(in Chinese)
- [3] 陈光.航空发动机结构设计分析[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006:63-70.
CHEN Guang. Structural design and analysis of aeroengine[M].Beijing: Beihang University Press,2006:63-70.(in Chinese)
- [4] 洪杰,马艳红,张大义.航空燃气轮机总体结构与动力学分析[M].北京:北京航空航天大学出版社,2014:454-456.
HONG Jie,MA Yanhong,ZHANG Dayi. General structure design and dynamic analysis of aviation gas turbine [M].Beijing:Beihang University Press,2014:454-456.(in Chinese)
- [5] 张津,洪杰,陈光.现代航空发动机技术与发展[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006:109-165.
ZHANG Jin,HONG Jie,CHEN Guang. Modern aircraft engine technology and development [M]. Beijing:Beihang University Press,2006:109-165.(in Chinese)
- [6] Mattingly J D,Heiser W H,Pratt D T. Aircraft engine design [M]. New York:American Institute of Aeronautics and Astronautics,2002:253-323.
- [7] 刘宝龙,洪杰.通用核心机转子系统结构设计技术[J].振动与冲击,2010,29(Z1):58-62.
LIU Baolong,HONG Jie. Structural design technology of the versatile core rotor system[J]. Journal of Vibration and Shock,2010,29(Z1):58-62.(in Chinese)
- [8] 张彦军,芮长胜,付鹏哲.Ma3一级高速涡轮发动机结构方案研究[J].航空科学技术,2015(11):67-72.
ZHANG Yanjun,RUI Changsheng,FU Pengzhe. Research on structure project of Ma3 high speed turbine engines [J]. Aeronautical Science & Technology,2015(11):67-72.(in Chinese)
- [9] 牛坤,张清.大涵道比发动机转子支承方案特点分析[J].军民两用技术与产品,2015,20:155-156.
NIU Kun,ZHANG Qing.Characteristic analysis of rotor support scheme for high bypass ratio engine[J]. Dual Use Technologies and Products, 2015,20:155-156.(in Chinese)
- [10] 霍枫,宋振海,张清.发动机转子支承方案安全性、可靠性考虑[J].军民两用技术与产品,2016(2):3-4.
HUO Feng,SONG Zhenhai,ZHANG Qing. Consideration of safety and reliability of engine rotor support scheme[J].Dual Use Technologies and Products,2016(2):3-4.(in Chinese)
- [11] 顾家柳,丁奎元,刘启洲,等.转子动力学[M].北京:国防工业出版社,1985:7-59.
GU Jialiu,DING Kuiyuan,LIU Qizhou,et al. Rotor dynamics [M]. Beijing:National Defense Industry Press,1985:7-59.(in Chinese)
- [12] 谭旭刚.某型多级轴流压气机试验件结构设计及试验研究[D].长沙:湖南大学,2010.
TAN Xugang. A test rig design and experimental research of a multi-stage compressor [D]. Changsha: Hunan University,2010.(in Chinese)
- [13] 廖明夫,谭大力,耿建明.航空发动机高压转子的结构动力学设计方法[J].航空动力学报,2014,29(7):1505-1519.
LIAO Mingfu,TAN Dali,GENG Jianming.Structure dynamic design method of aero-engine high pressure rotor [J].Journal of Aerospace Power,2014,29(7):1505-1519.(in Chinese)
- [14] 张岩,蒋琇琇,印雪梅,等.大涵道比涡扇发动机风扇/增压级试验件结构设计及验证[J].航空发动机,2020,46(1):38-43.
ZHANG Yan,JIANG Xiuxiu,YIN Xuemei,et al. Structural design and verification of fan/booster stage test pieces for turbofan engine with high bypass ratio[J]. Aeroengine,2020,46(1):38-43.(in Chinese)
- [15] 蔡显新,王月华,郭小军.航空发动机转子支承系统的优化设计[J].振动与冲击,2008,27:56-59.
CAI Xianxin,WANG Yuehua,GUO Xiaojun. Optimization of rotor-supporting system of an aero-engine[J].Journal of Vibration and Shock,2008,27:56-59.(in Chinese)
- [16] 焦旭东,秦卫阳,孙涛,等.带挤压油膜阻尼器双盘转子动力学响应与支承优化[J].噪声与振动控制,2013,33(5):1-3.
JIAO Xudong,QIN Weiyang,SUN Tao,et al. Dynamic response of double-disk rotor with squeezed oil-film dampers and optimization of its supports[J]. Noise and Vibration Control, 2013,33(5):1-3.(in Chinese)

(编辑:刘亮)