

航空发动机振动突增问题分析

丁小飞^{1,2}, 廖明夫¹, 韩方军², 冯国全², 葛向东²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 针对某型航空发动机在试车过程中的稳态振动突增及高压转子轴心轨迹变化, 基于动力学普遍方程及实际发动机的具体情况, 开展了故障因素排查; 采用数值仿真计算方法建立了双转子发动机动力学分析模型, 分析了 K_5 支撑刚度对整机振动的影响。结果表明: K_5 支撑刚度由各向同性到各向异性状态且刚度值发生变化, 发动机支点的振动值将增大且轴心轨迹发生改变, 仿真结果与试车结果一致。分析认为稳态振动突增及转子轴心轨迹变化的主要原因是支撑刚度变化造成的, 其主要由于发动机涡轮后机匣在工作过程中受热变形, 促使拉杆由自由向拉紧状态变化, 导致 K_5 支撑刚度发生变化。研究方法与分析结果对发动机整机振动异常排故具有指导意义。

关键词: 整机振动; 振动突增; 支承刚度; 轴心轨迹; 航空发动机

中图分类号: V231.96

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.02.012

Analysis of Sudden Increase of Vibration in Aeroengine

DING Xiao-fei^{1,2}, LIAO Ming-fu¹, HAN Fang-jun², FENG Guo-quan², GE Xiang-dong²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Aiming at the sudden increase of steady-state vibration and the change of high-pressure rotor orbit in the test of an aeroengine, based on the general dynamic equation and the details of the engine under test, fault factors investigation was conducted. Using numerical simulation methods, the dynamic analysis model of the twin-spool engine was established, and the influence of the K_5 bearing stiffness on engine vibration was analyzed. The results show that if the stiffness of the K_5 bearing changes from an isotropic to an anisotropic state and stiffness values change, the bearing vibration will increase and the rotor orbit will change. The simulation results are consistent with the test result. It is considered that the sudden increase of steady-state vibration and the change of rotor orbit is mainly caused by the change of bearing stiffness, which is mainly due to the thermal deformation of the engine turbine rear casing during engine operation, which changes the tie rods from free-state to tension-state, resulting in the change of K_5 bearing stiffness. The research methods and analysis results can serve as a guide for future troubleshooting of abnormal vibrations.

Key words: engine vibration; sudden increase of vibration; bearing stiffness; orbit; aeroengine

0 引言

整机振动问题是长期制约发动机技术发展的关键故障之一, 直接影响发动机结构完整性和可靠性^[1]。航空发动机结构复杂, 具有多支点、大跨度、双转子的特点^[2]; 其工作工况复杂, 具有变转速、变工况、变负荷的特点。上述特点导致了航空发动机易振动, 整机振动问题也是导致发动机出厂合格率低和提前返厂的重要因素之一。

航空发动机的振动机理及其控制的研究一直是航空领域的一项重大课题^[3]。国内外学者针对航空发动机振动问题开展了大量的理论研究和仿真分析, 部分研究成果在发动机研制和设计过程中有所应用。廖明夫^[4-5]针对对航空发动机振动和转子动力学设计问题进行了较为详细的研究和阐述; 张大义等^[6]、陈果^[7]、Jose^[8]、Chai 等^[9]研究了航空发动机等复杂结构动力学建模仿真技术, 李岩^[10]、洪杰^[11]、Hsiao^[12]针对转子临界转速跟随、稳健性设计和单、双转子动力学等问

收稿日期: 2021-09-09 基金项目: 中国科协青年人才托举工程资助

作者简介: 丁小飞(1987), 男, 博士, 自然科学研究员。

引用格式: 丁小飞, 廖明夫, 韩方军, 等. 航空发动机振动突增问题分析[J]. 航空发动机, 2023, 49(2): 105-111. DING Xiaofei, LIAO Mingfu, HAN Fangjun, et al. Analysis of sudden increase of vibration in aeroengine[J]. Aeroengine, 2023, 49(2): 105-111.

题进行了研究;对于航空发动机转子积油^[13-15]、轴承装配非线性振动^[16]、碰摩^[17-18]等典型振动故障,学者们也开展了大量的仿真分析和试验研究;姜广义等^[19-21]针对航空发动机实际振动问题开展了大量的研究和诊断排振工作。以上研究工作为航空发动机振动故障诊断以及振动问题的解决和控制提供了重要参考和借鉴。为保障发动机试验运转的安全,在工程实际中需进行振动监测和限制,目前对于发动机振动测量多采用在机匣上安装振动传感器进行,发动机上各处的振动均可由不同的传递路径传至机匣^[22-24]。由于传递路径的复杂和振动测点有限,使航空发动机振动分析面临进一步的挑战。

本文针对某型航空发动机在台架试车过程中出现的稳态振动值突增问题,基于动力学普遍方程及实际发动机的具体情况,开展了故障因素排查,建立了双转子发动机动力学分析模型,分析了 K_5 支撑刚度对整机振动的影响。

1 航空发动机振动突增现象

1.1 发动机结构简介

本文研究对象为典型小涵道比双转子航空发动机,该发动机为带有中介轴承的双转子结构,是典型的盘、鼓筒和轴组成的混合式转子,如图1所示。共有5个支点, K_1 、 K_3 支点为球轴承, K_4 支点为中介轴承。低压转子为1-1-1支承方式(K_1 、 K_2 和 K_5),高压转子为1-0-1支承方式(K_3 和 K_4),高低压转子反向旋转。

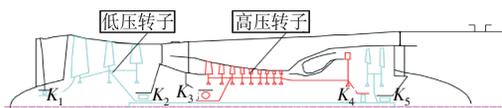


图1 典型双转子航空发动机结构

1.2 振动测点布局

在发动机台架试车时,在进气机匣、中介机匣和涡轮后机匣3个承力机匣上共布置5个振动测点,监测发动机振动。各测点位置如图2所示,具体信息见表1。 A_1 、 V_2 、 V_3 和 A_4 采用窄带滤波跟踪基频分量,滤波范围为 $f \pm 3 \text{ Hz}$, f 为跟踪的频率。其中 A_1 和 A_4 监测低压转子基频振动位移分量; V_2 和 V_3 监测高压转子基频振动速度分量。 B 测点监测(20~500)Hz范围内的振动速度总量。

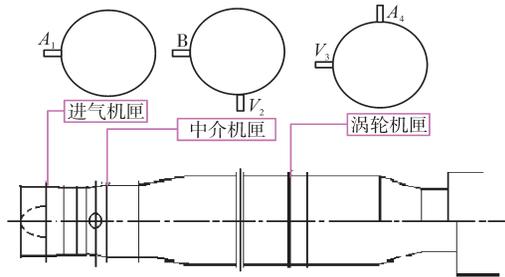


图2 振动测点位置

表1 振动测点信息

测点	位置	测量方向	单位
A_1	进气机匣	水平	mm
V_2	中介机匣	垂直	mm/s
B		水平	mm/s
V_3	涡轮机匣	水平	mm/s
A_4		垂直	mm

1.3 台架试车稳态振动突增现象

发动机某次台架试车振动曲线如图3所示。在试车过程中,在高压转速70%稳态时出现振动突增现象。稳态振动突增曲线(放大)如图4所示。从图中可见,在高压转速 N_2 和低压转速 N_1 未变化的稳定状态下,测点 B 、 V_2 和 V_3 的振动幅值均出现了突增, A_1 和 A_4 测点振动幅值未变化。

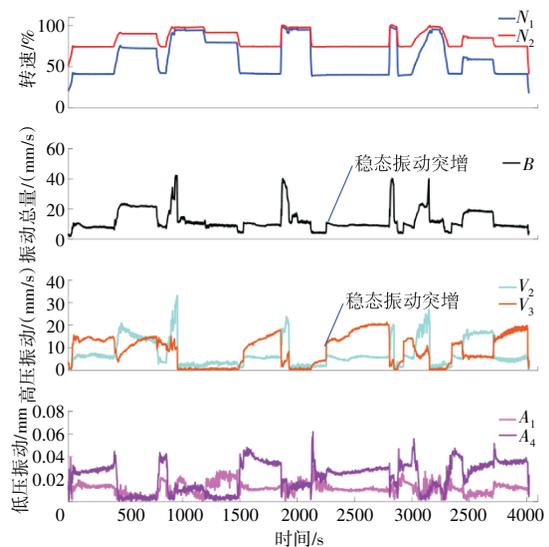


图3 某次试车振动曲线

突增前后振动幅值对比见表2。其中,振动总量 B 由4.2 mm/s突增到9.5 mm/s, V_2 测点振动由1.8 mm/s突增到5.9 mm/s, V_3 测点振动由4.2 mm/s突增到14 mm/s。从振动分析中可见,振动突增主要表现为高压基频振动的突增,低压基频振动分量未出现明显改变。

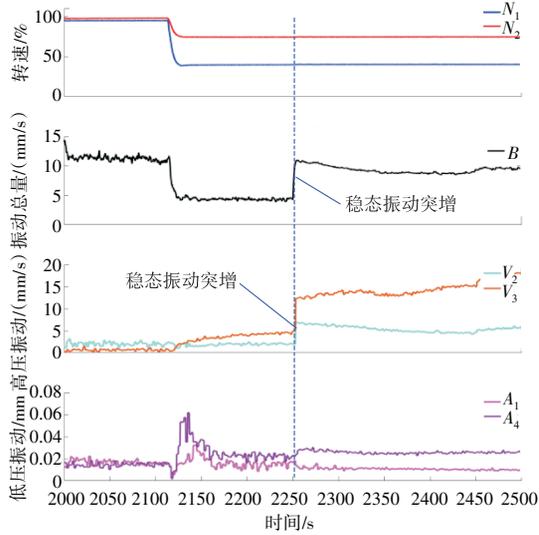


图 4 振动突增(放大)

表 2 突增前后振动幅值对比

测点	突增前幅值	突增后幅值
A_1 /mm	0.01	0.01
V_2 /(mm/s)	1.8	5.9
B /(mm/s)	4.2	9.5
V_3 /(mm/s)	4.2	14
A_4 /mm	0.03	0.03

2 振动专项测试试验

2.1 专项测试振动测点

因台架试车时,振动从发动机机匣外部测量拾取,因发动机结构复杂,传力路径较长,很难通过有限的机匣测点获得足够的信息进行振动问题的定位和分析。为深入分析发动机稳态振动突增现象,进行了发动机振动专项测试,以获取发动机内部轴承座振动信息;为此对发动机就进行了专项的测试改装,对轴承座上补加工设计以安装测振支架,并进行封油设计以避免漏油;传感器测试引线经支点轴承座测试改装孔引出到轴承腔外,引线穿过机匣支板到外涵,经机匣上方测试孔引出发动机外部。

在专项测试中,分别在 K_3 和 K_5 支点轴承座上,在水平和垂直方向分别安装加速度振动传感器,测量发动机径向振动。其中, K_3 轴承座垂直和水平测点分别为 V_{31} 和 V_{32} , K_5 轴承座垂直和水平测点分别为 V_{51} 和 V_{52} ,如图5所示。

2.2 专项测试振动特征

专项试车振动曲线如图6所示。从图中可见,各轴承座测点在高压转速稳态时出现了稳态振动突增现象。

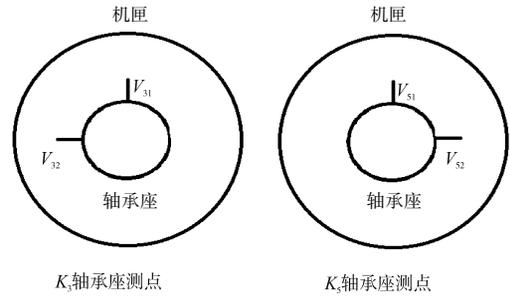


图 5 轴承座测点

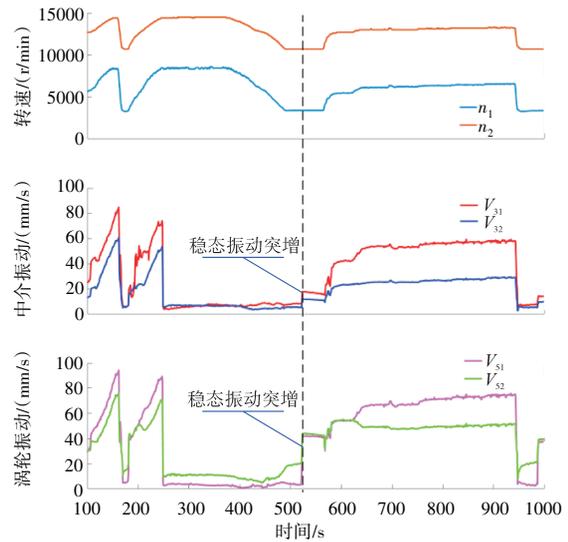


图 6 专项试车振动曲线

突增前后各测点高压基频振动幅值的对比见表2, V_{31} 测点振动由9 mm/s突增到18 mm/s; V_{32} 测点振动由6 mm/s突增到11 mm/s; V_{51} 测点振动由12 mm/s突增到41 mm/s; V_{52} 测点振动由23 mm/s突增到44 mm/s。

突增前后高压基频振动幅值对比见表3。 K_5 支

表 3 突增前后高压基频振动幅值对比 mm/s

	V_{31}	V_{32}	V_{51}	V_{52}
突增前	9	6	12	23
突增后	18	11	41	44

点的振动变化幅值比 K_3 支点各为剧烈,因此将重点分析 K_5 支点振动变化情况。对原始加速度振动信号进行积分处理得到振动位移,通过滤波得到高压基频振动位移,绘制高压轴心轨迹变化。 K_5 支点振动突增前和突增后2个时刻的高压轴心轨迹对比如图7所示。从图中可见,振动突增过程,除振动幅值增大外, K_5 支点轴心轨

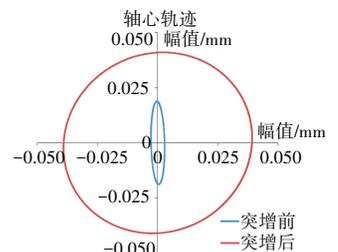


图 7 K_5 支点轴心轨迹变化过程

迹的形状由椭圆形变化为近似于圆形。

为进一步分析在时间历程上的振动位移响应的变化过程,计算 K_5 支点的振动位移响应幅值 $r_A = \sqrt{r_x^2 + r_y^2}$, r_x 和 r_y 分别表示垂直和水平方向振动位移,不难看出 r_A 最大值即表示轨迹椭圆长轴,最小值表示轨迹椭圆短轴。慢车突增前后 0.4 s 内的 K_5 支点振动幅值的变化历程如图 8 所示。

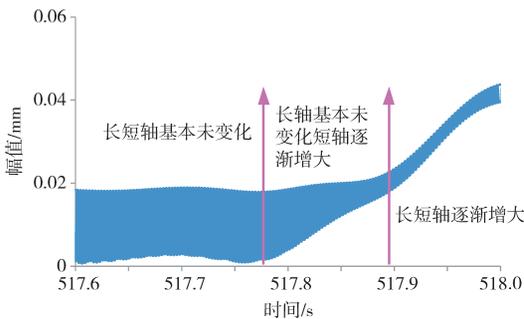


图 8 K_5 支点振动幅值变化历程

从图中可见:

(1) 阶段 1: 在突增前,长短轴幅值均未出现较大变化,且长短轴幅值相差很大,即长短轴比值很大;

(2) 阶段 2: 突增开始,长轴幅值未出现明显变化,短轴幅值开始增大;长短轴幅值差异减小,即长短轴比值减小;

(3) 阶段 3: 突增持续,长轴和短轴均在增大,二者幅值差进一步减小,长短轴比值减小。

3 振动突增影响因素分析

发动机振动的运动微分方程为

$$m\ddot{x} + d\dot{x} + s_x x = F(t) \quad (1)$$

从式(1)中可见,决定振动响应的有 4 大因素:激励力 $F(t)$ 、刚度 s 、系统阻尼和参振质量 m 。对于某型航空发动机,其转子支承系统的质量不会改变,因其结构上未采用挤压油膜阻尼器结构,故阻尼基本不会有较大变化,故基频振动的改变可以归纳为激励力(不平衡量)和刚度(转子刚度和支承刚度)的变化。

3.1 不平衡响应

经典动力学理论表明,转子不平衡会激起转子基频同步正进动,稳态运转时,在不平衡作用下转子在水平和垂直方向历经同频、同幅的简谐振动,但相位相差 90° 。振动幅值与转子不平衡量 ε 大小相关,当转子支承刚度各向同性时,转子运转过程中沿一圆形

轨迹运动。轨迹旋转方向与转子的自转方向相同,转子轴心轨迹半径为

$$r = \varepsilon \frac{\eta^2}{1 - \eta^2} \quad (2)$$

式中: $\eta = \frac{\Omega}{\omega}$, Ω 为转子转速, ω 为自振频率; ε 为转子不平衡量。

从式(2)中可知,若 ε 发生变化,振动幅值也会变化,转子轴心轨迹半径 r 会增大,但轴心轨迹仍是圆形。

3.2 支承刚度各向异性时的振动响应

带有各向异性弹性支承的单转子(如图 9 所示)支承在弹性支承之上。支承水平方向上的刚度为 s_h ,垂直方向上的刚度为 s_v ,假设无交叉刚度。轴在装盘处的刚度为 s 。

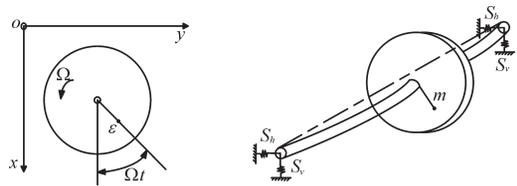


图 9 带有各向异性弹性支承的单转子

可求得盘处转子的等效刚度分别为

$$s_x = \frac{2s_v s}{2s_v + s}, s_y = \frac{2s_h s}{2s_h + s}$$

得出转子的运动微分方程为

$$m\ddot{x} + \dot{x} + s_x x = m\varepsilon\Omega^2 \cos \Omega t \quad (3)$$

$$m\ddot{y} + \dot{y} + s_y y = m\varepsilon\Omega^2 \sin \Omega t \quad (4)$$

引入 $D = \frac{d}{2m\omega_0}$, $\omega_0^2 = \frac{s_0}{m}$, $s_0 = \frac{1}{2}(s_x + s_y)$,

$$\omega_x^2 = \frac{s_x}{m}, \omega_y^2 = \frac{s_y}{m}$$

当转子无阻尼时,容易求得方程的解为 $\Omega = \omega_x$ 和 $\Omega = \omega_y$ 处达到最大值。因此,转子存在 2 个临界转速 ω_x 和 ω_y 。当无阻尼时,转子响应为

$$x = \frac{\varepsilon\Omega^2}{\omega_x^2 - \Omega^2} \cos \Omega t, y = \frac{\varepsilon\Omega^2}{\omega_y^2 - \Omega^2} \sin \Omega t \quad (5)$$

轴心的轨迹方程为

$$\left(\frac{x}{\varepsilon\Omega^2(\omega_x^2 - \Omega^2)} \right)^2 + \left(\frac{y}{\varepsilon\Omega^2(\omega_y^2 - \Omega^2)} \right)^2 \quad (6)$$

其为椭圆形方程,根据分析可知,支承刚度突变,会影响自振频率,故振动幅值会变化,同时轴心轨迹

的呈现出椭圆。

4 发动机振动响应仿真分析

4.1 引起支承刚度变化的结构因素分析

理论分析表明不平衡量突变和支承刚度变化都会引起响应的突变。但只有支承刚度变化才会引起轴心轨迹椭圆变化。综合某型发动机高压转子振动突增过程中轴心轨迹和幅值的变化情况,分析认为支撑刚度的变化是引起振动突增的主要影响因素之一,为此开展了支撑刚度变化对振动响应的影响分析。

通过对发动机结构的分析,认为 K_5 支点在工作过程中刚度变化的可能性最大。 K_5 支点支撑在涡轮后机匣上,涡轮后机匣结构如图 10 所示。

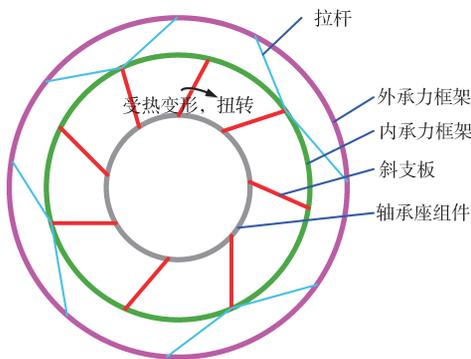


图 10 K_5 支点机匣

从图中可见,轴承座组件通过 8 个斜支板与内承力框架相连,内承力框架通过 8 个拉杆与外承力框架相连。8 个拉杆在装配时呈自由状态,即其并非拉紧状态。发动机工作一段时间后,温度逐渐上升,内涵受温度载荷作用变形,斜支板结构在热变形会产生一定的扭转,继而引起拉杆有自由状态向拉紧状态变化,拉杆拉紧后带来支承刚度得变化有 2 方面:

(1) 拉杆由自由状态到拉紧状态,会增加支点刚度,从而引起发动机转子模态和临界转速特性的变化,引起振动响应幅值大小的变化;

(2) 拉杆由自由状态到拉紧状态,减小机匣支撑系统各向刚度的不对称性,继而导致转子轴心轨迹的变化。

4.2 分析模型及载荷设置

为深入分析 K_5 支点刚度对某发动机稳态振动响应的影 响,根据某发动机结构特征和参数,建立了双转子动力学分析模型,如图 11 所示。转子采用 1 维梁单元建模;支撑系统刚度采用弹簧单元建模,其中弹

簧单元可分别给定水平和垂直 2 个方向的刚度 s_h 和 s_v ,当 s_h 和 s_v 相等时,即表示支承刚度各向同性,反之则表示支承刚度各向异性。

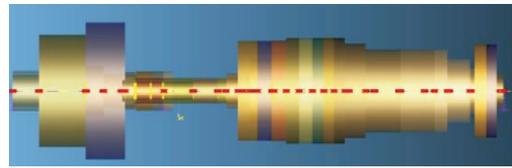


图 11 双转子分析模型

根据前述结构因素对支承刚度的影响分析,分别计算分析了 K_5 支点刚度各向异性和各向同性 2 种情况的响应, K_5 支点刚度取值见表 4。

表 4 K_5 支点刚度 10^7N/m

支承刚度	水平方向 s_h	垂直方向 s_v
各向异性	4	1
各向同性	5	5

仿真分析了支承刚度同性和支承刚度异性时转子不平衡响应特征。为研究双转子系统中的高压转子振动问题,仿真分析时仅在高压转子 4 个不平衡修正面上施加不平衡量,以减少低压转子振动耦合带来的影响,不平衡量加载位置及大小具体见表 5;利用瞬态响应计算方法,计算高压转子转速为 175 Hz、低压转子转速为 60 Hz 时系统的振动响应。

表 5 不平衡量位置和大小

施加位置	大小/($\text{g}\cdot\text{mm}$) \angle 相位/ $^\circ$
高压 4 级盘	1000 \angle 0
高压 9 级盘	1000 \angle 0
高涡盘前封严盘	1000 \angle 0
高涡盘	1000 \angle 0

4.3 振动响应对比

在 2 种刚度条件下 K_5 支点水平和垂直 2 个方向上的振动速度的时域波形和频谱对比如图 12、13 所示。从图中可见,2 种工况条件下振动均是以高压转子基频振动响应为主;随着 K_5 支点刚度由各向异性到同性,且刚度值增大后,水平和垂直方向上的高压转子基频振动均明显增大。高压转子基频振动对比见表 6,水平方向振动由 9.7 mm/s 增大到 11.5 mm/s;垂直方向振动由 6.5 mm/s 增大到 11.5 mm/s。仿真分析得到的结果与试验测试结果规律一致。

表 6 K_5 支点振动响应对比

支承刚度	mm/s	
	水平方向 振动 V_x	垂直方向 振动 V_y
各向同性	11.5	11.5
各向异性	9.7	6.5

2 种刚度工况条件下 K_5 支点轴心轨迹的对比如图 14 所示。从图中可见,

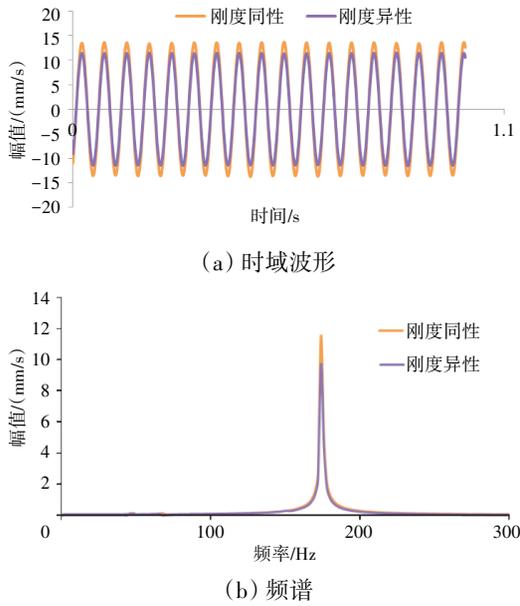


图12 水平方向振动对比

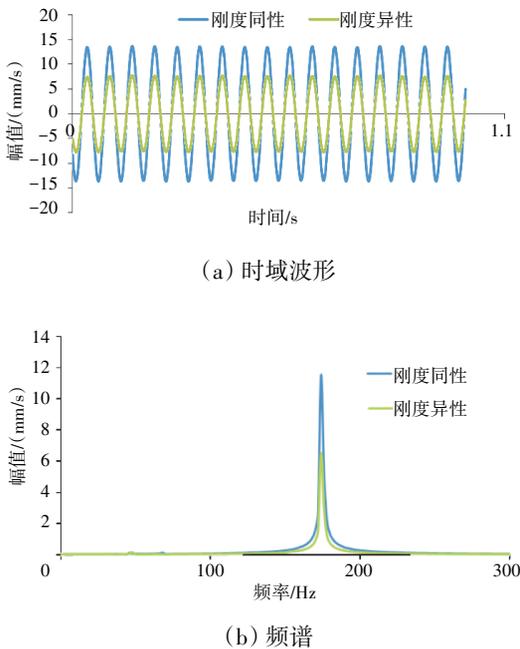


图13 垂直方向振动对比

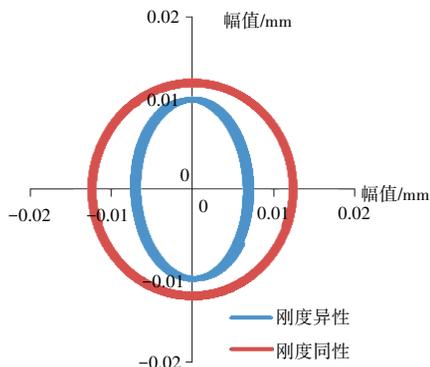


图14 轴心轨迹对比

刚度的变化导致轴心轨迹明显变化。随着 K_5 支点刚度由各向异性到同性,且刚度值增大后, K_5 支点轴心轨迹由椭圆轨迹逐渐增大并变为圆轨迹,仿真分析得到的结果与试验测试结果规律一致。

5 结论

(1)某型发动机高压转子振动在稳态突增时,高压转子轴心轨迹形状由椭圆形轨迹变为圆形轨迹,且涡轮机匣支点的突增幅度明显大于中介机匣支点的,综合分析认为支撑刚度的变化是引起振动稳态突增的主要原因之一;

(2)发动机结构因素分析表明,涡轮后机匣在工作过程受热变形后引起涡轮机匣拉杆由自由状态向拉紧状态的变化,是导致支撑系统刚度的变化的主要原因;

(3)仿真分析结果表明, K_5 支点刚度由各向异性到同性,且刚度值增大后引起的振动响应的变化规律和趋势与试验结果一致,验证了本文对振动原因分析的准确性;

(4)发动机支承刚度各向同性受到承力机匣的结构形式(如支板、内外承力框架拉杆连接等)、工作中热变形、气动扭转变形、轴向力引起的轴承游隙变化等诸多因素的影响,在发动机设计时应充分考虑影响因素,并在加工、制造和装配环节精心控制,以控制支承刚度在工作过程中的稳定性。

参考文献:

- [1] 李其汉,王延荣.航空发动机结构强度设计问题[M].上海:上海交通大学出版社,2014:87-95.
LI Qihan, WANG Yanrong. Structural strength design of aero-engines [M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2014: 87-95.(in Chinese)
- [2] 刘永泉,王德友,洪杰,等.航空发动机整机振动控制技术分析[J].航空发动机.2013,39(5):1-8.
LIU Yongquan, WANG Deyou, HONG Jie, et al. Analysis of whole aeroengine vibration control technology[J]. Aeroengine, 2013, 39(5): 1-8.(in Chinese)
- [3] 陈予恕,张华彪.航空发动机整机动力学研究进展与展望[J].航空学报,2011,32(8):1371-1391.
CHEN Yushu, ZHANG Huabiao. Review and prospect on the research of dynamics of complete aeroengine systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(8): 1371-1391.(in Chinese)
- [4] 廖明夫.航空发动机转子动力学[M].西安:西北工业大学出版社,2015:136-168.

- LIAO Mingfu. Rotor dynamics of aeroengine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2015:136-168.(in Chinese)
- [5] 廖明夫,于潇,王四季,等.双转子系统的振动[J].机械科学与技术,2013,32(4):475-480.
- LIAO Mingfu, YU Xiao, WANG Siji, et al. The vibration features of a twin spool rotor system[J]. Mechanical Science and Technology, 2013, 32(4):475-480.(in Chinese)
- [6] 张大义,刘焯辉,洪杰,等.航空发动机整机动力学模型建立与振动特性分析[J].推进技术,2015,36(5):768-773.
- ZHANG Dayi, LIU Yehui, HONG Jie, et al. Investigation on dynamical modeling and vibration characteristics for aeroengine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(5):768-773.(in Chinese)
- [7] 陈果.航空发动机整机振动耦合动力学模型及其验证[J].航空动力学报,2012,27(2):241-254.
- CHEN Guo. A coupling dynamic model for whole aero-engine vibration and its verification[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(2):241-254. (in Chinese)
- [8] Jose V G. Development of valid models for structural dynamic analysis[D]. London: Imperial College London, 2008.
- [9] Chai S, Gang X Y, Qu Q W. A whole transfer matrix method for the eigensolutions of multi-rotor systems[C]//Proceedings of PWR2005. Chicago: College of Vehicle Engineering, 2005:457-463.
- [10] 李岩,廖明夫,蒋云帆,等.航空发动机双转子系统“临界跟随”现象的机理及影响[J].航空动力学报,2019,34(14):2403-2413.
- LI Yan, LIAO Mingfu, JIANG Yunfan, et al. Mechanism and effect of “critical follower speed” on dual-rotor system of aero-engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(14):2403-2413. (in Chinese)
- [11] 洪杰,蒋黎明,吴法勇,等.多支点柔性转子系统临界转速稳健设计方法[J].航空动力学报,2019,34(3):600-607.
- HONG Jie, JIANG Liming, WU Fayong, et al. Robust design method for critical speeds of multi-supported and flexible rotor system [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(3):600-607. (in Chinese)
- [12] Hsiao W D, Chih N H. Rotor-bearing analysis for turbo machinery single-and dual-rotor systems[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(6):1096-1104.
- [13] 王俨割,廖明夫,丁小飞.航空发动机故障诊断[M].北京:科学出版社,2020:302-325.
- WANG Yimou, LIAO Mingfu, DING Xiaofei. Aeroengine fault diagnosis [M]. Beijing: Science Press, 2020:302-325.(in Chinese)
- [14] 金思勤.转子系统积油和不对中故障的仿真及试验研究[D].沈阳:东北大学,2009.
- JIN Siqin. Simulation and experiment research on oil-leakage and misalignment of rotor system [D]. Shenyang: Northeastern University, 2009.(in Chinese)
- [15] 陈希红.转子系统积油故障的仿真研究[D].沈阳:东北大学,2008.
- CHEN Xihong. Simulation research on oil leakage fault of rotor system[D]. Shenyang: Northeastern University, 2008.(in Chinese)
- [16] 王四季,廖明夫,刘永泉,等.航空发动机轴承外环装配工艺引起的转子系统非线性振动[J].航空动力学报,2015,30(1):82-89.
- WANG Siji, LIAO Mingfu, LIU Yongquan, et al. Nonlinear vibration of rotor systems caused by assembly process of a bearing outer ring of an aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(1):82-89. (in Chinese)
- [17] 陈果,李兴阳.航空发动机整机振动中的不平衡-不对中-碰摩耦合故障研究[J].航空动力学报,2009,24(10):2277-2284.
- CHEN Guo, LI Xingyang. Study on imbalance misalignment rubbing coupling faults in aero engine vibration[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10):2277-2284. (in Chinese)
- [18] 廖明夫,宋明波,张霞妹.转子/机匣碰摩引起的转子弯扭耦合振动[J].振动.测试与诊断,2016,36(5):1009-1017.
- LIAO Mingfu, SONG Mingbo, ZHANG Xiamei. Coupled bending and torsional vibration due to rotor-casing contact[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2016, 36(5):1009-1017. (in Chinese)
- [19] 姜广义,武鹏,张洁.航空发动机腔内积油引发振动故障分析[J].航空发动机,2013,39(2):75-78.
- JIANG Guangyi, WU Peng, ZHANG Jie. Vibration failure caused by aeroengine cavity filled with oil[J]. Aeroengine, 2013, 39(2):75-78.(in Chinese)
- [20] 钱征文,程礼,范家栋,等.某型航空发动机振动值摆动故障诊断[J].振动、测试与诊断,2012,32(2):208-213.
- QIAN Zhengwen, CHENG Li, FAN Jiadong, et al. Fault diagnosis of vibration amplitude swing for some kind of aeroengine[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2012, 32(2):208-213. (in Chinese)
- [21] 李宝凤,王德友.某型航空发动机300h持久试车中的整机振动分析[J].航空发动机,2004,30(3):18-22.
- LI Baofeng, WANG Deyou. Analysis of typical aeroengine vibration in 300h endurance test[J]. Aeroengine, 2004, 30(3):18-22. (in Chinese)
- [22] 秦海勤,徐可君,刘忠华,等.某型航空发动机台架试车异常振动故障诊断[J].噪声与振动控制,2004(4):81-84.
- QIN Haiqin, XU Kejun, LIU Zhonghua, et al. Fault diagnosis of abnormal vibration in aero engine bench test [J]. Noise and Vibration Control, 2004(4):81-84. (in Chinese)
- [23] 赵林,马建仓,程存虎.某型航空发动机转子振动信号盲分离[J].机械设计与制造,2008(10):163-165.
- ZHAO Lin, MA Jiancang, CHENG Cunhu. Blind signal separation of aeroengine rotor vibration signal[J]. Machinery Design & Manufacture, 2008(10):163-165.(in Chinese)
- [24] 王俨割,张占升,廖明夫,等.基于动力学分析的发动机测振截面选取,航空动力学报.2018,33(6):1446-1455.
- WANG Yankai, ZHANG Zhansheng, LIAO Mingfu, et al. Section selecting for engine vibration measurement based on dynamic analysis [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(6):1446-1455. (in Chinese)

(编辑:程海)