

DOI:10.19344/j. cnki. issn1671-5276.2024.05.044

气动载荷下航空发动机的传感器测点选择方法

吴凡琦¹, 臧朝平¹, 高东武², 敬彤¹, 谭莉², 张秉杰², 王鑫²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 中国航发沈阳发动机设计研究所, 辽宁 沈阳, 110066)

摘 要:提出一种气动载荷下航空发动机的传感器测点选择方法。基于航空发动机相似设计的单转子试验器有限元模型, 建立气动载荷表征模型。提出响应计算方法, 根据整机机匣表面响应来计算关于气动载荷的灵敏度。基于灵敏度分析结果, 采用有效独立法, 分析机匣表面测点的独立性。结合灵敏度与独立性, 选择传感器布置最佳测点, 并与对照组进行了响应对比。研究结果表明: 最佳测点的响应比对照组至少高 8 倍, 验证了该方法的有效性。

关键词:航空发动机; 气动载荷; 灵敏度分析; 传感器布置

中图分类号: V231.9 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-5276(2024)05-0209-04

Selection Method of Sensor Locations of Aero Engine under Aerodynamic Load

WU Fanqi¹, ZANG Chaoping¹, GAO Dongwu², JING Tong¹, TAN Li², ZHANG Bingjie², WANG Xin²

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

2. AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110066, China)

Abstract: This paper presents a method for selecting sensor measuring points of aeroengine under aerodynamic load. Based on the finite element model of the test rig of a single rotor system of similar design, the aerodynamic load characterization model was established. A response calculation method was proposed to calculate the sensitivity of the response to aerodynamic load according to the surface response of the casing. Based on the results of sensitivity analysis, the effective independence method was used to analyze the independence of measuring points on the casing surface. Combined with the sensitivity and independence, the optimal sensor location was selected, and the response of the control group was compared. The results show that the response of the optimal location is at least 8 times higher than that of the control group, which verifies the effectiveness of the method.

Keywords: aero engine; aerodynamic load; sensitivity analysis; sensor locations

0 引言

航空发动机是一个包含众多结构的复杂系统, 作为飞机最重要的组成部分, 也是故障诊断以及健康监测^[1]的重点, 发动机由振动引起的故障占总故障的 60% 以上, 其中叶片振动故障占总振动故障 70% 以上^[2]。对于航空发动机而言, 传感器测点的优化布置能简化故障诊断以及健康监测的复杂性, 具有重要的现实意义。

涡轮叶片结构空气动力载荷的数值建模和实验调查对于研究发动机故障问题至关重要。发动机阶次激励主要空间谐波成分的分析计算是该工作的重点, 一般分为高阶次激励^[3]和低阶次激励^[4]。实际发动机叶栅所受气动激励是高阶次激励和低阶次激励的组合, 很难准确预估发动机叶栅结构在复杂激励下的动态响应^[5]。因此需要建

立气动载荷的数值表征模型。

传感器布置常用的方法是 KAMMER^[6]提出的有效独立法, 该方法选取的测量点能使结构的目标振型空间分辨率达到最大。刘渊等^[7]在此基础上研究了不同搜索算法对有效独立法选取最优测量位置的影响。测点响应的灵敏度可以有效地反映测点与参数之间的关联程度, 对模型规模并无明显限制, 在航空发动机振动监测领域具有非常广阔的应用前景。然而, 测点的灵敏度可以作为振动信号强度参考, 却无法反映测点信噪比的好坏; 而独立性作为衡量振动信号信噪比的一项指标可以与灵敏度参数进行互补。但目前对于监测气动载荷的测点选择方法却没有多少研究。

本文提出一种在气动载荷下航空发动机传感器测点选择方法。基于航空发动机相似设计的单转子试验器有限元模型^[8], 建立气动载荷表征模

基金项目: 国家自然科学基金项目 (12072146); 航空发动机及燃气轮机重大专项基础研究项目 (J2019-I-0008)

第一作者简介: 吴凡琦 (1998—), 女, 安徽铜陵人, 硕士研究生, 研究方向为结构强度与振动, wfq77112233@163.com。

型。将有效独立法运用至单转子试验器的测点选择方案中,在机匣上找到独立性较高的区域,再根据灵敏度分析结果,从独立性较高的区域中选择出兼具独立性和敏感性的最优测点,并将最佳测点的响应与机匣表面上其他测点响应进行比较。

1 气动载荷下整机转子系统测点选择方法

1.1 单转子试验器有限元模型介绍

整机试验器由机匣系统、转子系统以及支承系统组成^[9]。其中两个承力机匣分别为前后承力机匣,承力机匣内外环由8个均匀分布的支板连接,同时两承力机匣间装有连接机匣,内环装有鼠笼,后部装有后机匣,其有限元模型如图1所示,采用六面体进行网格划分,共229 914个节点,43 787个单元。

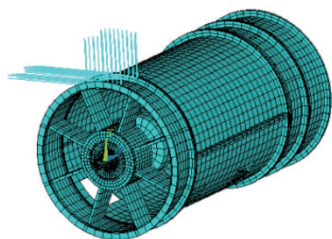


图1 单转子试验器有限元模型

1.2 气动载荷下的响应分析方法

整机转子系统在简谐激励下稳态幅值之间的关系可表示为

$$[K+iD-\omega^2M]X=F \quad (1)$$

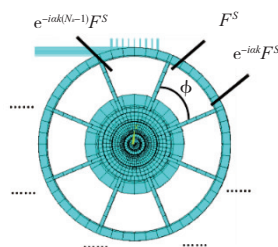
式中: K 、 D 、 M 分别为整机转子系统的刚度矩阵、阻尼矩阵和质量矩阵; X 和 F 分别为稳态响应和激励力幅值。叶片所受到的气体尾流激励经Fourier分解,可以表示为不同阶次行波的叠加形式,即通常所说的阶次激励^[10]。阶次激励具有如下形式:

$$F=\{F^S, e^{i\phi k}F^S, \dots, e^{i\phi k(N_B-1)}F^S\}^T \quad (2)$$

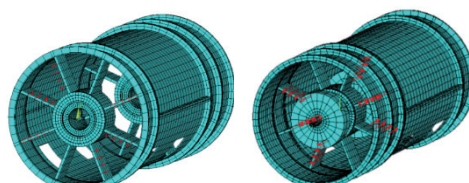
式中: i 为虚数单位, ϕ 为扇区角; k 为激励阶次; N_B 为扇区数。

1.3 气动载荷表征模型

整机转子系统的气流扰动激励模型如图2所示。转子系统由1个轴与3个盘组成,前承力机匣与后承力机匣叶片数量均为8。这里假定来流激励阶次为3,根据1.2节公式可以分别在前后静子叶片上施加阶次激励。



(a) 激励施加模型



(b) 前静子叶片

(c) 后静子叶片

图2 整机转子系统的气流扰动激励模型

1.4 测点最佳位置选择方法

本文采用有限差分法计算振动响应关于气动载荷的灵敏度:

$$\frac{\partial u(\omega)}{\partial a_k} = \lim_{\Delta a_k \rightarrow 0} \frac{u(a_k + \Delta a_k) - u(a_k)}{\Delta a_k} \quad (3)$$

式中: $u(\omega)$ 是随激励频率变化的整机转子系统节点的位移离散向量; a_k 为整机转子系统第 k 个自由度方向上的载荷幅值。灵敏度越高的地方表示振动信号越强。

基于灵敏度再计算各测点的独立性。

首先构建灵敏度参数矩阵:

$$S(\omega) = \left[\frac{\partial u(\omega)}{\partial a_{k1}}, \frac{\partial u(\omega)}{\partial a_{k2}}, \dots, \frac{\partial u(\omega)}{\partial a_{kn}} \right] \quad (4)$$

式中 a_{kn} 为整机转子系统在第 n 号载荷位置激励下的载荷幅值。

该矩阵由多个灵敏度的列向量构成。完成灵敏度参数矩阵构建后,基于有效独立法选择最佳测点位置:

$$E(\omega) = S(\omega) (S^T(\omega) S(\omega))^{-1} S^T(\omega) \quad (5)$$

式中矩阵 E 对角元即为各点的独立性,对角元越大的点,表示独立性越高。

不同转速下,测点反映的信息均不同,而且测点的独立性和灵敏度有时不能兼顾。因此,需要综合考虑独立性和灵敏度,获取全局最优测点。计算待选测点上所有转速下的平均灵敏度:

$$\bar{S}_i = \frac{1}{N_\Omega} \sum_{k=1}^{N_\Omega} S_i(\omega) \quad (6)$$

式中 N_Ω 为转速的个数。

取独立性矩阵上的对角元素来构造一个对角

矩阵,计算待选测点上所有转速下的平均独立性:

$$\bar{E} = \frac{1}{N_{\Omega}} \sum_{k=1}^{N_{\Omega}} \text{diag}(E(\Omega_k)) \quad (7)$$

最后以灵敏度和独立性的加权平均值作为测点的推荐度,来选择最佳测点。由于灵敏度与独立性的量纲不同,平均值需要加权系数来均衡:

$$\bar{A}_i = \frac{\alpha \bar{S}_i + \beta \bar{E}}{\alpha + \beta} \quad (8)$$

式中 α 和 β 为灵敏度和独立性的加权系数。矩阵 $\bar{A}_i$ 对角元越大的点表示越适合作为测点。

2 气动载荷下单转子试验器的传感器测点选择

2.1 响应计算及灵敏度分析

为方便定量分析气动载荷影响下整机振动响应分布,将响应分布图展开成二维图,横坐标为整机转子系统的轴向坐标,纵坐标为整机转子系统的周向角。图 3(a) 所示为 1200 r/min 转速时前静子叶片受气动载荷激励下机匣表面的响应分布。可以看出,与前承力机匣连接的对开机匣处响应最大。图 3(b) 所示为 1200 r/min 转速时后静子叶片受气动载荷激励下机匣表面的响应分布,与后承力机匣连接的后机匣处响应最大。

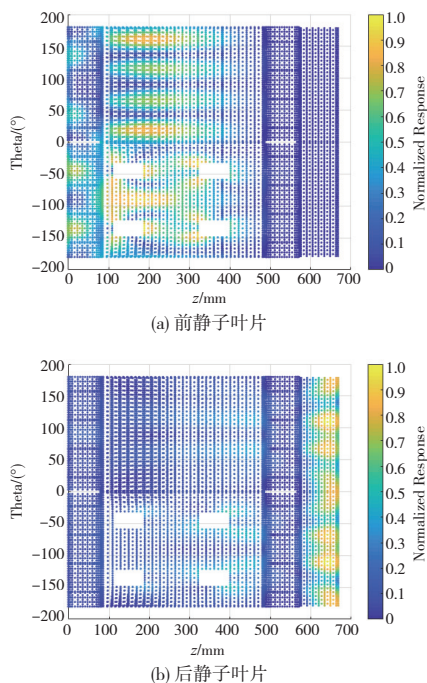


图 3 1200 r/min 转速下气动载荷下的响应

基于气动载荷下整机机匣表面的响应计算结果,计算机匣表面响应关于叶片气流扰动载荷的

灵敏度。以 1200 r/min 转速为例,图 4(a) 所示为前静子叶片受到气动载荷激励下机匣表面的灵敏度分布,其在前承力机匣连接的对开机匣表面处取得最大值。图 4(b) 所示为后静子叶片受到气动载荷激励下机匣表面的灵敏度分布,其在前承力机匣连接的后机匣表面处取得最大值。

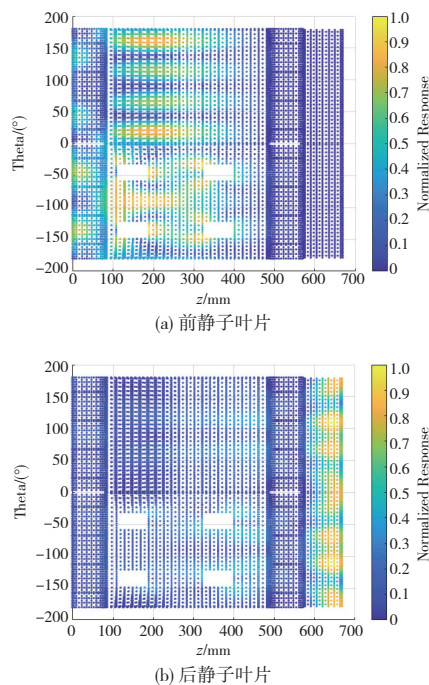


图 4 1200 r/min 转速时气动载荷激励下的灵敏度分布

2.2 独立性分析

根据整机振动响应的灵敏度分析结果,采用有效独立法选择合适测点。图 5 所示为 1200 r/min 转速时气动载荷下的机匣表面独立性分布。可以看出,在 1200 r/min 转速下推荐程度较高的位置位于后机匣表面处。

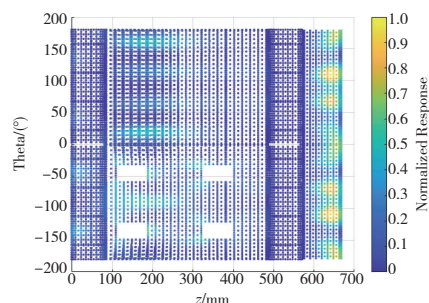


图 5 1200 r/min 时气动载荷下的独立性分布

在独立性较高的区域,分析其周围测点上关于气动载荷响应的灵敏度,分别计算后承力机匣上周向坐标为 110° 和轴向坐标为 530mm 的灵敏度分布。图 6(a) 所示为周向坐标为 110° 时的机匣表面

灵敏度分布图,可以看出,轴向坐标为0~400 mm时测点反映的振动信息为前叶片受到气动载荷的变化,410~680 mm时测点均反映的振动信息为后叶片受到气动载荷的变化。图6(b)所示为轴向坐标为640 mm处的机匣表面灵敏度分布图,测点均反映后叶片受到气动载荷的振动信息。

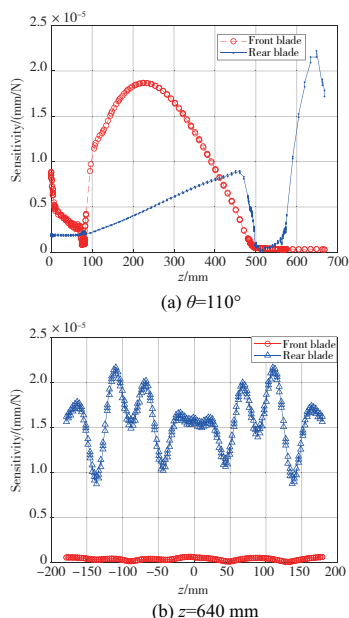


图6 1200 r/min时气动载荷下的灵敏度分布

2.3 最佳测点选择

同时考虑测点的灵敏度与独立性,进行不同转速下的加权计算,获取全局最佳测点。分别考虑1200 r/min、4800 r/min、9000 r/min、一阶临界转速4043 r/min和二阶临界转速6634 r/min这5种转速,对其灵敏度和独立性进行加权计算来综合评估。图7所示为前、后叶片受到气动载荷下的综合评估图,由此选择测点布置如下:1号测点位于对开机匣的上半部分,轴向坐标约为200 mm,周向坐标约为 160° ,反映了前叶片受到气动载荷的信息;2号测点位于后机匣表面处,轴向坐标约为650 mm,周向坐标约为 110° ,反映了后叶片受到气动载荷的信息。

2.4 响应对比分析

在对开机匣表面和后机匣表面任取两点A、B作为对照组如图8所示。

计算最佳测点在一阶、二阶临界转速附近的响应,与A、B点的响应进行对比验证,如图9所示。图9(a)为1号测点和A点在前叶片受到气动载荷下的响应对比,最佳测点一阶共振高了约8倍,二阶共振高了约14倍。图9(b)为2号测

点和B点在后叶片受到气动载荷下的响应对比,可以看到,全转速下2号测点的响应相对于B点的响应均有大幅提升。

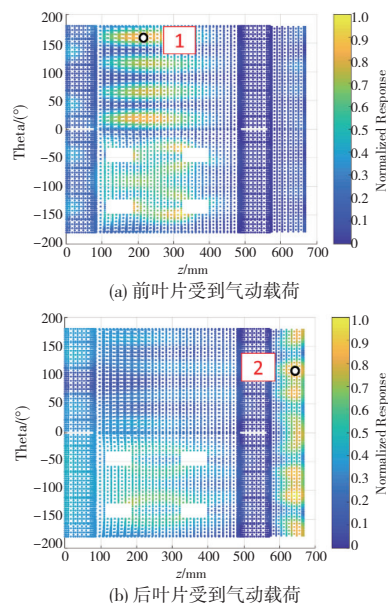


图7 测点布局选择

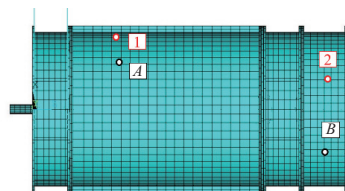


图8 机匣表面测点位置

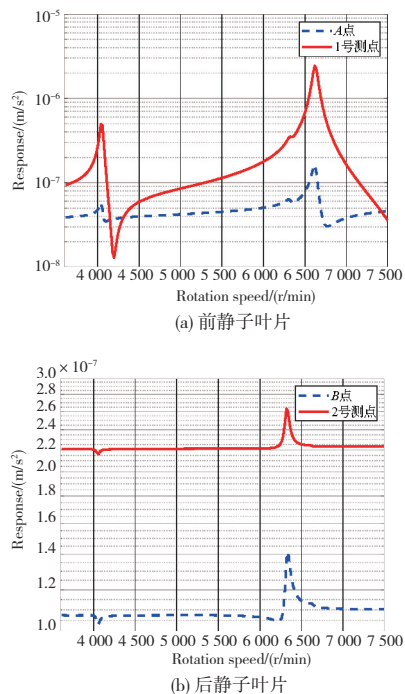


图9 响应结果对比

(下转第233页)

- [7] VASWANI A, SHAZEER N, PARMAR N, et al. Attention is all You need [EB/OL]. (2017-06-12) [2022-10-20]. <https://arxiv.org/abs/1706.03762>.
- [8] DOSOVITSKIY A, BEYER L, KOLESNIKOV A, et al. An image is worth 16x16 words: transformers for image recognition at scale [EB/OL]. (2020-10-22) [2022-10-20]. <https://arxiv.org/abs/2010.11929>.
- [9] SRINIVAS A, LIN T Y, PARMAR N, et al. Bottleneck transformers for visual recognition [C]//2021 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Nashville, TN, USA: IEEE, 2021:16514-16524.
- [10] PENG Z L, HUANG W, GU S Z, et al. Conformer: local features coupling global representations for visual recognition [C]//2021 IEEE/CVF International Conference on Computer Vision (ICCV). Montreal, QC, Canada: IEEE, 2022:357-366.
- [11] XIE S N, GIRSHICK R, DOLLÁR P, et al. Aggregated residual transformations for deep neural networks [C]//2017 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Honolulu, HI, USA: IEEE, 2017:5987-5995.
- [12] HUANG G, LIU Z, VAN DER MAATEN L, et al. Densely connected convolutional networks [C]//2017 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Honolulu, HI, USA: IEEE, 2017:2261-2269.
- [13] KRIZHEVSKY A. Learning multiple layers of features from tiny images [R]. Toronto, Canada: University of Toronto, 2009.

收稿日期:2023-03-08

(上接第212页)

3 结语

本文介绍了气动载荷下航空发动机机匣表面传感器布置方法,并基于某单转子整机试验器进行了应用分析。建立了气动载荷的表征模型来计算整机模型机匣表面的响应,并基于响应计算结果进行响应关于气动载荷灵敏度的分析,再结合有效独立法,综合考虑了灵敏度与独立性。最后在单转子整机试验器上选择了机匣表面的两个最佳测点,并与对照组进行了响应对比。结果表明,最佳测点的响应明显高于对照组,证明了该方法的有效性。

参考文献:

- [1] 吴伟力,陈大力. 航空发动机振动故障诊断技术及发展趋势[J]. 航空动力,2021(3):69-72.
- [2] 蔡肇云,金六周. 航空发动机强度设计、试验手册:叶片强度与振动计算[M]. 北京:第三机械工业部第六研究院,1980:34-50.
- [3] MAILACH R, LEHMANN I, VOGELER K. Periodical unsteady flow within a rotor blade row of an axial compressor—part II: wake - tip clearance vortex interaction[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(4): 1587-1597.
- [4] STUMMANN S, JESCHKE P, METZLER T. Circumferentially non-uniform flow in the rear stage of a multistage compressor[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition, Montreal, Quebec, Canada: [s. n.], 2015: 42935-42944.
- [5] 敬彤,臧朝平,张涛,等. 复杂时变激励下失谐叶盘瞬态强迫响应分析[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 310-321.
- [6] KAMMER D C. Sensor placement for on-orbit modal identification and correlation of large space structures[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1991, 14(2):251-259.
- [7] 刘渊,臧朝平,刘忠华. 搜索算法对有效独立法优化振动模态测量位置的影响[J]. 航空动力学报,2012, 27(2):312-318
- [8] 梁昊天. 航空发动机缩尺动力学相似整机试验器设计与建模研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2020.
- [9] 蒋锂军,臧朝平,张磊,等. 航空发动机机匣结构减缩建模的方法[J]. 机械制造与自动化,2023,52(1): 119-122.
- [10] 谭元球,臧朝平,周标,等. 失谐叶盘受迫响应的灵敏度分析方法[J]. 航空学报,2017,38(12):192-202.

收稿日期:2023-03-15