

# 联合实测数据分析和仿真分析的 振动环境预计方法

申加康<sup>1</sup>, 李敏伟<sup>1</sup>, 傅耘<sup>1</sup>, 张建军<sup>1</sup>, 邵敏强<sup>2</sup>

(1.中国航空综合技术研究所, 北京 100028;  
2.南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

**摘要:** **目的** 快速实现航空装备全历程全空间的振动环境预计。**方法** 对基于实测数据分析和仿真分析联合的振动环境预计方法进行理论推导, 并通过地面试验验证理论方法的可行性。在此基础上, 以某无人机为例, 结合振动实测数据分析和仿真分析结果, 对二者联合的振动预计方法进行应用。**结果** 此方法实现了全历程全空间的振动环境预计。**结论** 联合实测数据分析和仿真分析的振动环境预计方法能够实现飞机全历程全空间的振动环境预计, 并大大减少计算时间, 为航空装备振动环境数字化提供了一种便捷有效的方法。

**关键词:** 实测数据分析; 仿真分析; 传递函数; 振动场; 环境预计; 数字化

中图分类号: V216.5+1

文献标志码: A

文章编号: 1672-9242(2025)02-0012-08

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2025.02.002

## Vibration Environment Prediction Method Based on Combined Measured Data Analysis and Simulation Analysis

SHEN Jiakang<sup>1</sup>, LI Minwei<sup>1</sup>, FU Yun<sup>1</sup>, ZHANG Jianjun<sup>1</sup>, SHAO Minqiang<sup>2</sup>

(1. China Aviation Comprehensive Technology Research Institute, Beijing 100028, China; 2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

**ABSTRACT:** The work aims to quickly realize the vibration environment prediction of the whole process and whole space of aviation equipment. The vibration environment prediction method based on the combination of measured data analysis and simulation analysis was theoretically derived, and the feasibility of the theoretical method was verified by ground tests. On this basis, with a UAV as an example, combined with the measured vibration data analysis and simulation analysis results, the combined vibration prediction method was applied. This method realized the prediction of the vibration environment in the whole process and the whole space, and provided an effective and convenient method for the rapid prediction of the vibration environment. The vibration environment prediction method combined with measured data analysis and simulation analysis can realize the prediction of the vibration environment in the whole process and whole space of the aircraft, and greatly reduce the calculation time, which provides a convenient and effective method for the digitization of the vibration environment of aviation equipment.

收稿日期: 2024-10-14; 修订日期: 2024-12-01

Received: 2024-10-14; Revised: 2024-12-01

基金项目: 国防科工局技术基础项目 (JSHS2020205B001)

Fund: Technical Infrastructure Project of the State Administration for Science, Technology and Industry for National Defense (JSHS2020205B001)

引文格式: 申加康, 李敏伟, 傅耘, 等. 联合实测数据分析和仿真分析的振动环境预计方法[J]. 装备环境工程, 2025, 22(2): 12-19.

SHEN Jiakang, LI Minwei, FU Yun, et al. Vibration Environment Prediction Method Based on Combined Measured Data Analysis and Simulation Analysis[J]. Equipment Environmental Engineering, 2025, 22(2): 12-19.

**KEY WORDS:** measured data analysis; simulation analysis; transfer function; vibration field; environment prediction; digitization

随着信息技术的空前发展, 全球迎来了第四次工业革命。数据作为新工业革命下的关键生产要素, 催生出一批以数字孪生、人工智能、数据科学等为代表的新一代数字化技术, 数字化转型已成为推动经济社会发展的核心驱动力<sup>[1-3]</sup>。

我国在装备环境工程方面已经开始开展了数字化实施, 装备环境数字化建模是装备环境工程数字化的重要环节。振动环境作为装备环境数字化的重要环境因素之一, 一直是装备环境数字化研究的热点。振动环境数字化建模方面的研究, 目前主要集中在 2 个方面: 一是基于数值仿真的振动数字化建模, 根据装备承受的外界载荷以及边界条件, 确定装备在空间域内的振动响应; 二是基于实测数据分析的振动数字化建模, 根据装备振动量值随工作状态的变化趋势, 建立振动量值随工作状态变化的预计模型, 进而预计不同工作状态的振动环境。前者主要依靠商业仿真分析软件, 充分利用其中的成熟分析算法, 建立装备数字模型之后即可进行仿真分析, 比较容易得到装备的振动模态、加速度、速度以及位移等结果, 能够完整得到整个装备的振动响应分布。但其缺点在于, 仿真分析的材料参数、边界条件、载荷等方面与实际存在差异, 若处理不恰当, 仿真计算的结果可能与实际差距较大。另外, 三维仿真分析对计算机硬件要求很高, 时间代价巨大。后者以实测振动环境数据为基础, 通过分析振动量值随装备工作状态参数的变化趋势, 同时结合振动诱发机理, 建立振动预计模型。相比数值仿真, 其振动环境预计结果可信度较高、预计速度较快。但缺点在于, 此方法只能针对有限的实测点进行不同工作状态的振动环境预计, 无法得到整个装备的振动响应分布<sup>[4]</sup>。

目前, 基于实测数据分析的振动环境预计方法<sup>[5-16]</sup>和基于仿真分析的振动环境预计<sup>[17-26]</sup>已有很多应用研究。基于实测数据分析的振动环境预计方法基本是在分析飞行器振动与飞行参数的变化规律基础上, 采用回归方法或机器学习方法建立振动预计模型; 基于仿真分析的振动环境预计基本上基于有限元、边界元或统计能量等方法, 借助商业仿真分析软件进行的。在振动环境数字孪生方面, 基本上是基于降阶模型进行的, 本质上还是在大量仿真工况结果的基础上实现振动结果的实时预计, 时间代价依然巨大。

为了实现振动环境全历程全空间“又准又快”的数字化建模, 本文提出了一种基于实测数据和仿真分析联合的振动环境预计方法。基于实测数据分析方法建立全历程振动预计模型, 同时借助数值仿真手段, 进行随机响应分析, 基于分析结果得到实测点和任意空间点之间的传递函数, 实现全空间的振动环境预

计。在此基础上, 联合实测数据和数值仿真的振动环境预计方法, 实现全历程全空间振动环境预计, 具体流程如图 1 所示。

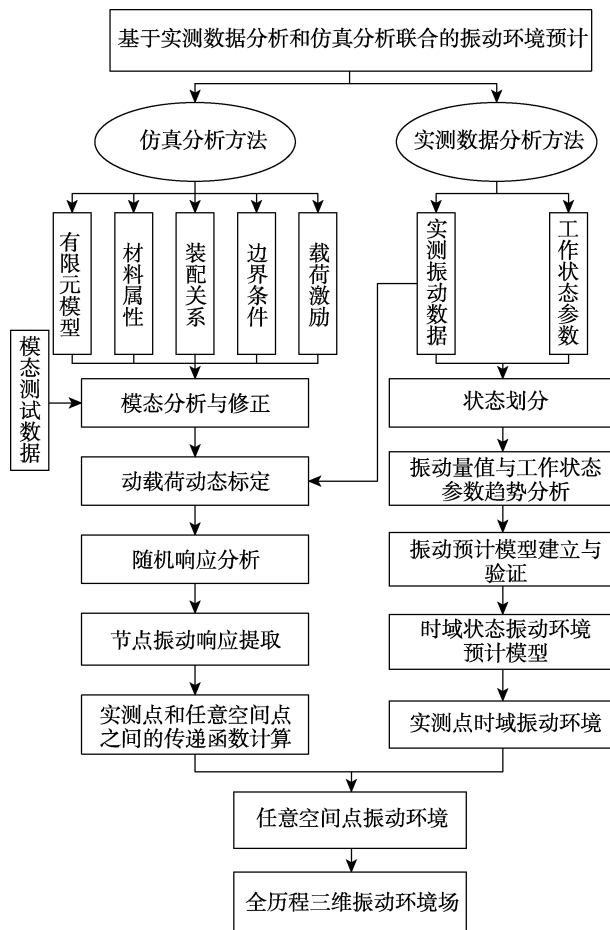


图 1 振动环境预计流程

Fig.1 Vibration environment prediction process

## 1 由“点”到“体”的振动环境预计方法理论推导

根据仿真分析获得与实际测点位置一致的已知测点加速度响应和其余未知测点加速度响应, 建立未知和已知测点的传递函数。结合实际工程需要, 利用已知测点实测响应推测未知测点响应, 从而实现任意位置动态响应预计。

根据实际结构模型, 输入、输出频响函数和测点功率谱密度函数的关系式可表示为:

$$S_{yy}(\omega) = \bar{H}(\omega) S_{xx}(\omega) H^T(\omega) \quad (1)$$

式中:  $S_{yy}$  为响应功率谱密度函数矩阵,  $S_{yy} \in \mathbf{R}^{(m_1+m_2) \times (m_1+m_2)}$ ;  $S_{xx}$  为输入功率谱密度函数矩

阵,  $S_{xx} \in \mathbf{R}^{n \times n}$ ;  $\mathbf{H}$  为输入输出频响矩阵,  $\mathbf{H} \in \mathbf{R}^{(m_1+m_2) \times n}$ ;  $m_1$  为已知测点数量;  $m_2$  为未知测点数量;  $n$  为输入测点数量。

假设各测点振动响应相互独立, 则输入和输出功率谱密度函数矩阵非对角元素为 0, 将待预计区域的测点划分为已知和未知测点。假设已知测点、未知测点和参考点(输入点)的编号如图 2 所示, 则可将式(1)表示成分块矩阵形式:

$$\begin{pmatrix} S_{yy\text{已知}}(\omega) & S_{\text{cpsd}} \\ S_{\text{cpsd}}^T & S_{yy\text{未知}}(\omega) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \bar{\mathbf{H}}_{\text{已知}}(\omega) \\ \bar{\mathbf{H}}_{\text{未知}}(\omega) \end{pmatrix} S_{xx}(\omega) \begin{bmatrix} \mathbf{H}_{\text{已知}}^T(\omega) & \mathbf{H}_{\text{未知}}^T(\omega) \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中:  $S_{yy\text{已知}} \in \mathbf{R}^{m_1 \times m_1}$  为已知测点功率谱密度函数矩阵;  $S_{yy\text{未知}} \in \mathbf{R}^{m_2 \times m_2}$  为未知测点功率谱密度函数矩阵;  $S_{\text{cpsd}}$  为已知测点和未知测点的互功率谱密度矩阵。

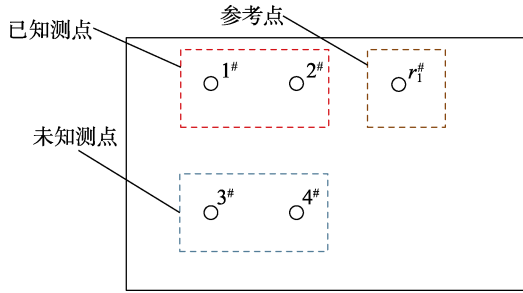


图 2 结构测点  
Fig.2 Structural measuring point

经计算可得:

$$S_{yy\text{已知}}(\omega) = \bar{\mathbf{H}}_{\text{已知}}(\omega) S_{xx}(\omega) \mathbf{H}_{\text{已知}}^T(\omega) \quad (3)$$

$$S_{yy\text{未知}}(\omega) = \bar{\mathbf{H}}_{\text{未知}}(\omega) S_{xx}(\omega) \mathbf{H}_{\text{未知}}^T(\omega)$$

根据式(3), 可以将未知测点的功率谱密度函数采用已知测点进行表示, 经转换可得:

$$S_{yy\text{未知}}(\omega) = \bar{\mathbf{H}}_{\text{未知}}(\omega) \bar{\mathbf{H}}_{\text{已知}}^{-1}(\omega) S_{yy\text{已知}}(\omega) \mathbf{H}_{\text{已知}}^{+T}(\omega) \mathbf{H}_{\text{未知}}^T(\omega) \quad (4)$$

式(4)中, 已知测点的功率谱密度函数  $S_{yy\text{已知}}$  根据实测加速度信号进行计算得到,  $(\cdot)^{+1}$  为广义逆符号。

按照图 1 所示测点数量, 确定输入测点数  $n=1$ , 已知和未知测点数  $m_1=m_2=2$ 。对应频响函数矩阵为

$$\mathbf{H}_{\text{已知}} = \begin{bmatrix} H_{1r_1} \\ H_{2r_1} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{H}_{\text{未知}} = \begin{bmatrix} H_{3r_1} \\ H_{4r_1} \end{bmatrix},$$

输入功率谱密度函数矩阵为  $S_{xx} = S_{r_1}$ , 输出功率谱密度函数矩阵为

$$S_{yy\text{已知}} = \begin{bmatrix} S_{1r_1} & \\ & S_{2r_1} \end{bmatrix}, \quad S_{yy\text{未知}} = \begin{bmatrix} S_{3r_1} & \\ & S_{4r_1} \end{bmatrix}.$$

入、输出功率谱密度函数矩阵和频响函数矩阵代入式(4), 经整理可得:

$$\begin{bmatrix} S_{3r_1} & \\ & S_{4r_1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{H}_{3r_1} \\ \bar{H}_{4r_1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{H}_{1r_1} \\ \bar{H}_{2r_1} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} S_{1r_1} & \\ & S_{2r_1} \end{bmatrix}. \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} H_{1r_1} & H_{2r_1} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} H_{3r_1} & H_{4r_1} \end{bmatrix}$$

根据式(5)可知, 未知输出测点功率谱密度估计值为  $\hat{S}_{33} = S_{3r_1}$ ,  $\hat{S}_{44} = S_{4r_1}$ , 已知测点功率谱密度  $S_{11} = S_{1r_1}$ ,  $S_{22} = S_{2r_1}$ ,  $S_{ir_1}$  表示激励 1 作用下测点  $i$  的响应功率谱密度。结构动力学传递特性考虑成线性关系, 则频响为频率的确定函数, 将式(5)表示成多项式表示形式, 建立未知测点响应和已知测点响应的多项式表示:

$$\hat{S}_{33}(\omega) = \alpha_{31}(\omega) S_{11}(\omega) + \alpha_{32}(\omega) S_{22}(\omega) \quad (6a)$$

$$\hat{S}_{44}(\omega) = \alpha_{41}(\omega) S_{11}(\omega) + \alpha_{42}(\omega) S_{22}(\omega) \quad (6b)$$

其中,  $\alpha_{ij}$  ( $i=3,4, j=1,2$ ) 为待定系数, 为频率  $\omega$  的函数。

对式(6)进行拓展, 可将任意未知测点的功率谱密度由已知测点进行表示:

$$\hat{S}_i(\omega) = \sum_{j=1}^{m_1} \alpha_{ij}(\omega) S_j(\omega) \quad (7)$$

根据式(7)表达形式, 需要结合已知工况及对已知和未知测点仿真结果进行系数确定, 从而建立未知测点响应功率谱密度的计算模型。结合未知测点的测量值进行模型参数估计, 则式(7)可表示成:

$$\tilde{S}_i(\omega) = \sum_{j=1}^{m_1} \alpha_{ij}(\omega) S_j(\omega), \quad i=1,2,\dots,m_2 \quad (8)$$

式中:  $\tilde{S}_i(\omega)$  为未知测点的预计功率谱密度;  $S_j$  为已知测点的实测功率谱密度。

通过多次仿真获得已知测点和未知测点的样本数据, 可表示成:

$$\mathbf{X}_k = [S_{1k}, S_{2k}, \dots, S_{m_1k}], \quad Y_{ik} = \tilde{S}_{ik} \quad (9)$$

式中:  $k$  表示仿真次数编号;  $S_{jk}$  表示第  $k$  次仿真的第  $j$  个已知测点的功率谱密度;  $m_1$  为已知测点数量;  $\tilde{S}_{ik}$  表示第  $k$  次仿真的第  $i$  个未知测点功率谱密度。

将多次仿真结果表示成矩阵形式, 则已知测点的测量矩阵为:

$$\mathbf{X} = [X_1^T, X_2^T, \dots, X_n^T]^T \quad (10)$$

式中:  $n$  为总测量次数。

各未知测点的仿真结果向量为:

$$\mathbf{Y}_i = [Y_{i1}, Y_{i2}, \dots, Y_{im}]^T, \quad i=1,2,\dots,m_2 \quad (11)$$

式中:  $m_2$  为未知测点数量。

根据测量数据, 采用最小二乘法对式(8)的未知系数进行估计, 表示为:

$$\hat{\alpha}_i = (\mathbf{X}^T \mathbf{X})^{-1} \mathbf{X}^T \mathbf{Y}_i, \quad i = 1, 2, \dots, m_2 \quad (12)$$

其中,  $\hat{\alpha}_i = [\hat{\alpha}_{i1}, \hat{\alpha}_{i2}, \dots, \hat{\alpha}_{im_1}]^T$ 。

结合式 (10), 可得未知测点的响应预计值:

$$\hat{S}_i(\omega) = \sum_{j=1}^{m_1} \hat{\alpha}_{ij}(\omega) S_j(\omega), \quad i = 1, 2, \dots, m_2 \quad (13)$$

## 2 试验验证

根据第 1 节中推导的方法, 建立地面试验验证模型, 如 3 所示。在模型表面布置 4 个测点, 编号为 1#~4#, 其中 1#、2#为已知测点, 3#、4#为未知测点,  $r_1^\#$ 为输入点。

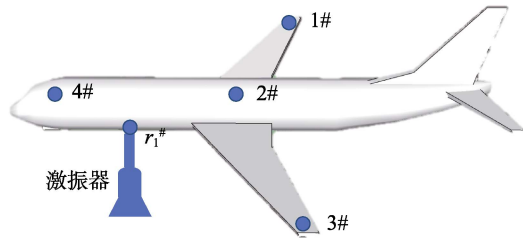


图 3 模型试验  
Fig.3 Experiment with model

在输入点采用不同量值的随机信号对模型施加激励, 同时监测已知和未知测点加速度响应, 根据式 (7) 由已知测点估计未知测点响应的多项式模型表示为:

$$\hat{S}_{33}(\omega) = \alpha_{31}(\omega) S_{11}(\omega) + \alpha_{32}(\omega) S_{22}(\omega) \quad (14)$$

$$\hat{S}_{44}(\omega) = \alpha_{41}(\omega) S_{11}(\omega) + \alpha_{42}(\omega) S_{22}(\omega) \quad (15)$$

式中:  $\hat{S}_{33}$  和  $\hat{S}_{44}$  为未知测点功率谱密度估计值;  $S_{11}$  和  $S_{22}$  为已知测点功率谱密度;  $\alpha_{31}$ 、 $\alpha_{32}$ 、 $\alpha_{41}$  和  $\alpha_{42}$  为待定系数。根据公式 (12) 可得系数表达式为:

$$[\alpha_{31}, \alpha_{32}]^T = (\mathbf{X}_3^T \mathbf{X}_3)^{-1} \mathbf{X}_3^T \mathbf{Y}_3 \quad (16)$$

$$[\alpha_{41}, \alpha_{42}]^T = (\mathbf{X}_4^T \mathbf{X}_4)^{-1} \mathbf{X}_4^T \mathbf{Y}_4 \quad (17)$$

其中,  $\mathbf{X}_3 = \begin{bmatrix} S_{11}^1 & S_{22}^1 \\ S_{11}^2 & S_{22}^2 \end{bmatrix}$ ,  $S_{11}^1$  和  $S_{22}^1$  为第一种激励

状态下测点 1#和 2#的加速度响应功率谱密度,  $S_{11}^2$  和  $S_{22}^2$  为第二种激励状态下测点 1#和测点 2#的加速度响应功率谱密度;  $\mathbf{Y}_3 = [S_{33}^1, S_{33}^2]^T$ ,  $S_{33}^1$  和  $S_{33}^2$  为第一和第二种激励状态下测点 3#的加速度响应功率谱密度;  $\mathbf{X}_4 = \mathbf{X}_3$ ;  $\mathbf{Y}_4 = [S_{44}^1, S_{44}^2]^T$ ,  $S_{44}^1$  和  $S_{44}^2$  为第一和第二种激励状态下测点 4#的加速度响应功率谱密度。

由图 3 可见, 激振器位于机头下方进行激励, 根据激励幅值将试验状态分为: 状态 1 (幅值为 5 N)、

状态 2 (幅值为 10 N)、状态 3 (幅值为 15 N)。采用状态 1 和状态 2 的数据进行未知测点估计模型的系数确定, 再分别对各状态的未知测点响应进行功率谱密度估计, 如图 4 所示。

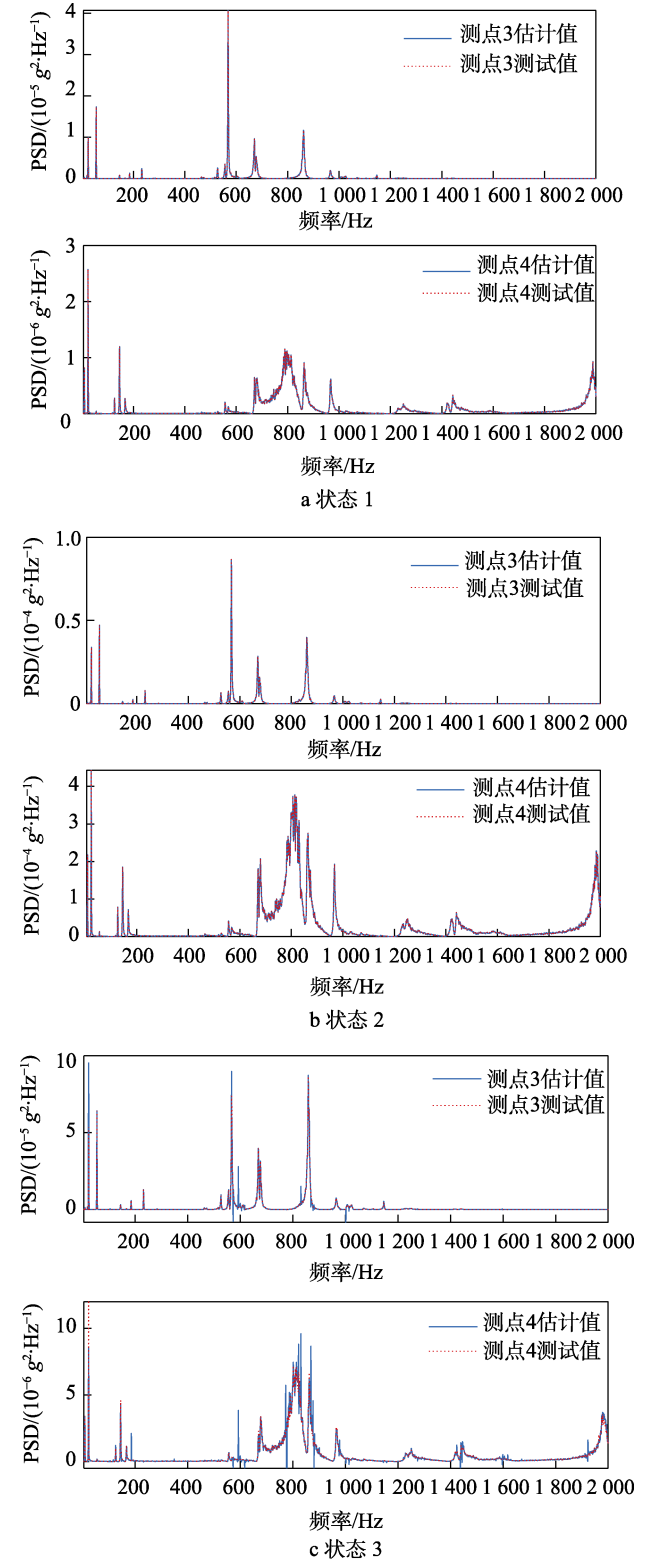


图 4 未知测点功率谱密度估计结果  
Fig.4 Estimation of power spectral density at unknown measurement points: a) status 1; b) status 2; c) status 3

分析图 4 可以看出,各个状态下的估计值和测试值基本保持一致,证明了第 1 节中理论推导的可行性;图 4 a、b 这个状态数据参与系数确定,位置测点 3 和 4 的功率谱密度估计值在各个频率分量与测试值保持高度一致;图 4c 状态实测数据不参与系数确定,测点 3 和 4 的功率谱密度估计值与测试结果基本保持一致,主要峰值频率附近的符合度保持较好;对比测点 3 和测点 4 的功率谱密度估计效果,前者估计结果优于后者,其原因与测点位置相关,测点 3 位于左侧机翼端部,该位置响应幅值相对于测点 4 更大,测试信号的信噪比高于测点 4,因此前者估计效果更好。

### 3 应用案例

#### 3.1 基于实测数据分析的振动环境预计

喷气式飞机在飞行过程中,平台振动主要源于 4 个方面:发动机噪声对飞机结构的激励;飞机外部结构上的气动湍流;对外部气流敞开的空腔内的紊流和声学共振;机动飞行、气动抖振等引起的集体结构振

动。考虑到某型喷气式无人机的无敞开空腔且无大机动作状态,因此其振动源主要为发动机噪声和飞机外部结构上的气动湍流。

收集某型喷气式无人机多个架次的振动数据和飞行参数数据,分析振动量值随飞行参数的变化趋势。前起落架舱门垂向测点振动量值随发动机转速、马赫数、高度、动压的变化散点图如图 5 所示。

通过分析图 5 可以看出,平飞和下滑状态,振动量值随马赫数和动压呈现一定的相关性,且振动量值随动压变化的相关性强于振动量值随马赫数变化的相关性。这是因为由气动湍流引起的振动同时受飞行速度(马赫数)和当地空气密度(高度)影响,而动压同时包含了飞行速度和当地空气密度,振动量值与动压的相关性更高。因此,可建立振动均方根值与高度和马赫数的预计方程,以此计算不同高度和马赫数下的平飞状态和下滑状态的振动均方根值。同时,统计归纳平飞状态和下滑状态的振动功率谱密度样本的上限谱并归一化,作为每个状态对应的振动谱型。结合振动均方根值和振动谱型,即可确定不同马赫数和高度下的振动谱。

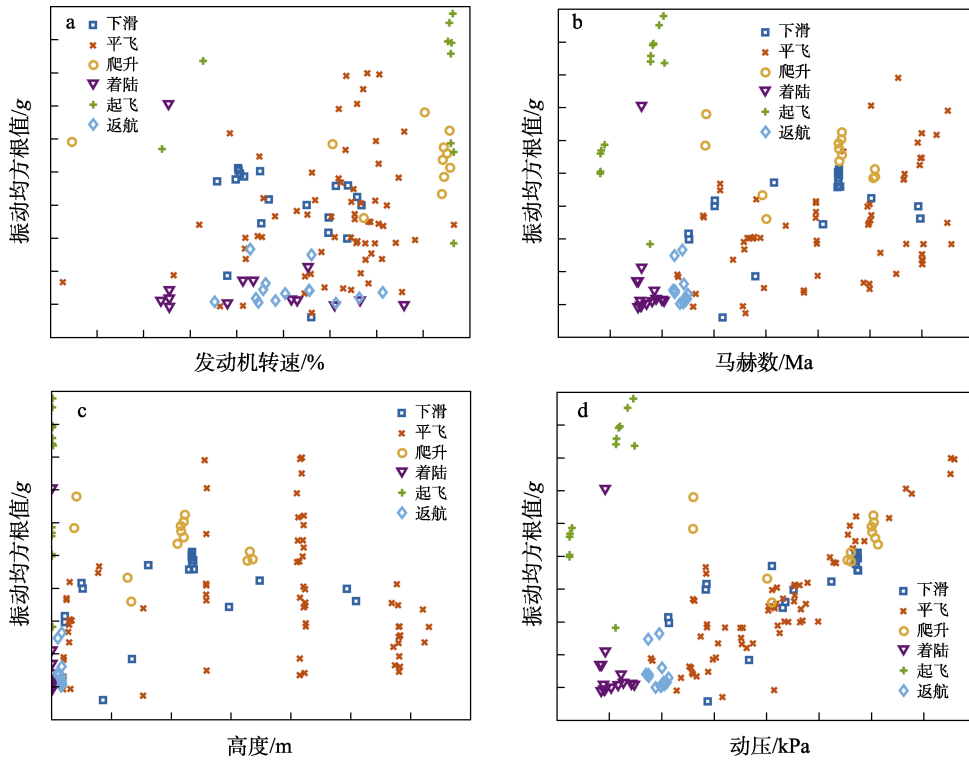


图 5 前起落架舱门振动量值随飞行参数的变化散点图

Fig.5 Scatter plot of the vibration value of the nose landing gear door as a function of the flight parameters

根据 GJB 150.16A 中表 C.6 的动压计算公式,动压与高度和马赫数的关系如下:

$$q = 70.927 \left( 1 - 2.2556 \times 10^{-5} h \right)^{5.2561} M^2 \quad (17)$$

式中:  $q$  为动压;  $h$  为高度;  $M$  为马赫数。

考虑到无人机振动同时受发动机噪声和气动湍流影响,参考动压计算公式形式,因此建立振动均方根值与高度和马赫数的函数关系:

$$V = a_1 (1 - a_2 h)^{a_3} M^{a_4} + a_5 \quad (18)$$



式中:  $V$  为振动样本均方根值;  $a_1, a_2, \dots, a_5$  为待定系数。其中,  $a_5$  代表发动机引起的振动。

以平飞状态为例, 基于平飞状态实测数据对预计方程进行回归, 得到平飞状态的振动预计模型方程, 如公式 (19) 所示, 振动预计模型如图 6 所示。对平飞状态实测数据进行统计得到上限谱, 对上限谱进行归一化得到归一化谱 (均方根值为 1), 如图 7 所示。

$$V = 7.353(1 - 5.852 \times 10^{-5}h)^{2.353} M^{3.635} + 0.337 \quad (19)$$

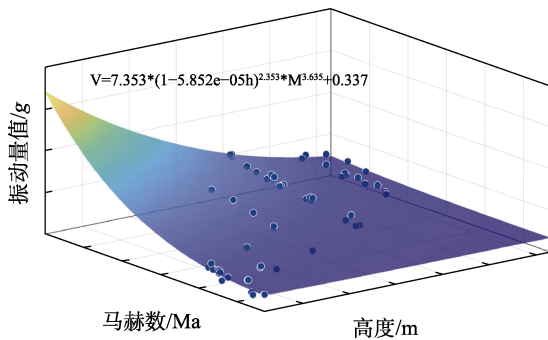


图 6 平飞状态振动预计模型  
Fig.6 Vibration prediction model in level flight

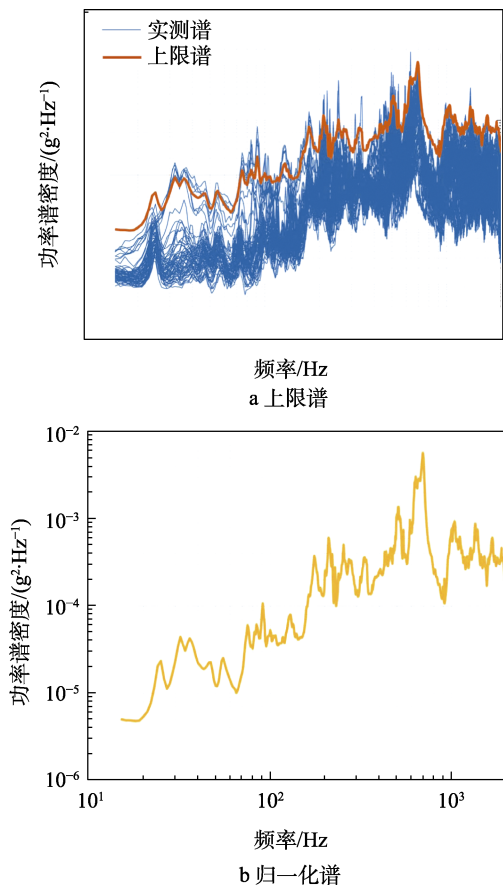


图 7 平飞状态振动上限谱和归一化谱  
Fig.7 Vibration upper limit spectrum and normalized spectrum in level flight: a) upper limit spectrum; b) normalized spectrum

### 3.2 基于仿真分析的振动环境预计

振动环境数值仿真分析方法主要分为有限元分析方法和统计能量分析方法 2 种。前者主要适用于低频的振动响应预计; 后者在高频段振动响应预计方面具有理论优势。对于航空飞行器的平台振动环境, 通常考虑的振动频率范围为 15~2 000 Hz。此范围包含低、中、高频的宽频随机振动问题, 单独采用有限元或者统计能量分析方法均无法获得精确的结果。目前已有多款商业软件集成了 FE-SEA 混合方法, 实现结构全频域的宽频随机振动高效、高精度仿真分析。本文基于 FE-SEA 混合仿真方法, 计算得到整机各节点的振动功率谱密度。

### 3.3 基于实测数据和仿真分析联合的振动环境预计

将待预计状态的飞行高度和马赫数带入前起落架舱门垂向的振动预计方程得到振动均方根值, 结合平飞状态的归一化谱, 得到预计振动谱。以前起落架舱门上某一非实测点为例, 将待预测平飞状态参数 (高度为 3 000 m, 马赫数为 0.4) 代入公式 (19) 中, 得到前起落架舱门垂向振动均方根值为 0.50g, 结合平飞状态的归一化谱, 得到预计振动谱如图 8 所示。

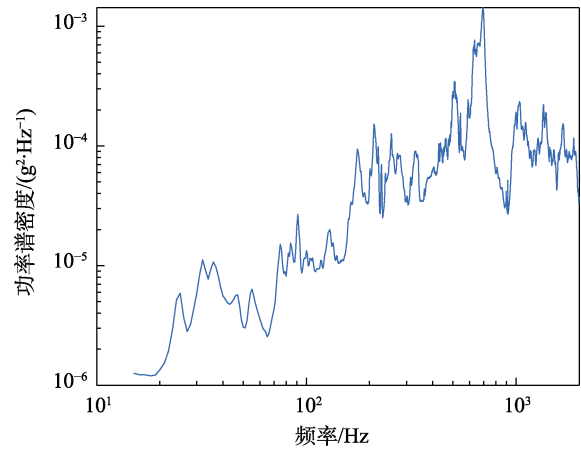


图 8 平飞状态前起落架舱门垂向预计振动谱  
( $h=3\ 000\ \text{m}, M=0.4$ )  
Fig.8 Prediction of vertical vibration spectrum of the nose gear door in level flight ( $h=3\ 000\ \text{m}, M=0.4$ )

提取仿真前起落架舱门节点 (Node 135204, 对应实测点) 垂向处的功率谱密度  $S_{N_0}$  以及附近舱门附近某一节点 (Node105153, 对应未知测点) 垂向的振动功率谱密度  $S_{N_1}$ , 参考公式 (12) 计算即可得到传递系数  $\alpha_{01}$ , 如图 9 所示。将前起落架舱门垂向测点的预计振动谱乘以附近节点的传递系数  $\alpha_{01}$ , 得到平飞状态 (高度为 3 000 m, 马赫数为 0.4) 前起落架舱门测点的附近节点垂向预计振动谱, 如图 10 所示。

通过以上振动环境预计过程可以看出, 本文提出

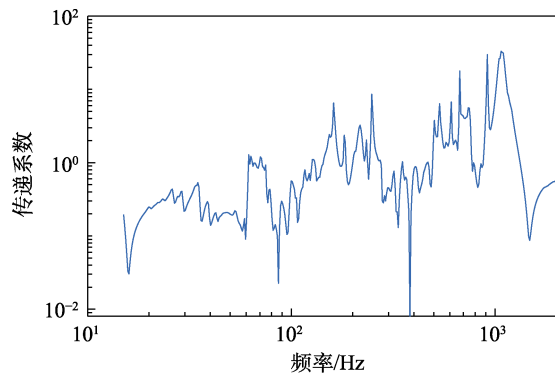


图9 传递系数  $\alpha_{01}$   
Fig.9 Transfer coefficient  $\alpha_{01}$

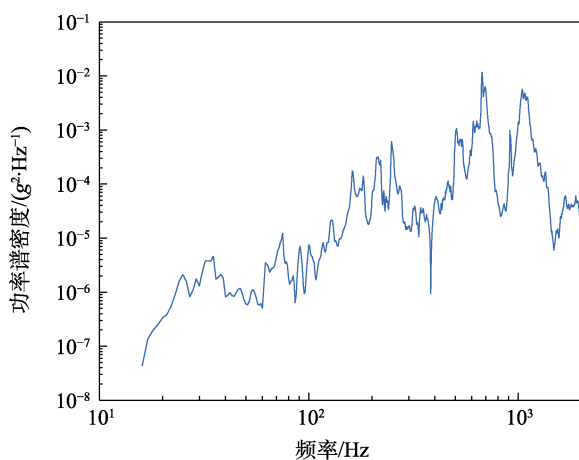


图10 平飞状态前起落架舱门附近节点垂向  
预计振动谱 ( $h=3\ 000\ \text{m}$ ,  $M=0.4$ )

Fig.10 Prediction of vertical vibration spectrum of the node near the nose gear door in level flight ( $h=3\ 000\ \text{m}$ ,  $M=0.4$ )

的基于实测数据和仿真分析联合的振动环境预计方法同时保留继承了实测数据分析和仿真分析的优点：一方面继承了基于实测数据方法的准确性和易计算性，另一方面继承了仿真分析的全面性，能够实现快速准确的振动场预计。

## 4 结论

通过本文研究，得出以下结论：

- 1) 本文推导的基于一点振动响应预计另一点振动响应的理论公式正确，可用于局部舱段的由“点”到“体”的振动环境预测。
- 2) 喷气式飞机振动与高度、马赫数强相关，本文中基于实测数据分析和仿真分析的振动环境预计对此类型飞机振动环境预计具有指导意义。
- 3) 本文提出的联合实测数据分析和仿真分析的振动环境预计方法能够实现飞机全历程全空间的振动环境预计，并大大减少计算时间，为航空装备振动环境数字化提供了一种便捷有效的方法。

## 参考文献：

- [1] 储振航, 肖飞, 郭建国, 等. 数字孪生视角下的空天装备数字化[J]. 航空兵器, 2024, 31(3): 1-13.  
CHU Z H, XIAO F, GUO J G, et al. Digitization of Space Equipment from the Perspective of Digital Twin[J]. Aero Weaponry, 2024, 31(3): 1-13.
- [2] 孔繁霖, 乔兴华, 王富强, 等. 飞机先进数字化装配关键技术及发展趋势[J]. 机械工程与自动化, 2023(2): 222-224.  
KONG F J, QIAO X H, WANG F Q, et al. Key Technologies and Development Trend of Aircraft Advanced Digital Assembly[J]. Mechanical Engineering & Automation, 2023(2): 222-224.
- [3] 陶飞, 刘蔚然, 刘检华, 等. 数字孪生及其应用探索[J]. 计算机集成制造系统, 2018, 24(1): 1-18.  
TAO F, LIU W R, LIU J H, et al. Digital Twin and Its Potential Application Exploration[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2018, 24(1): 1-18.
- [4] 傅耘, 张建军, 李明, 等. 关于环境工程数字化转型的思考[J]. 装备环境工程, 2024, 21(5): 13-23.  
FU Y, ZHANG J J, LI M, et al. Reflections on Digital Transformation of Environmental Engineering[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(5): 13-23.
- [5] 李春丽, 石先杰. 再入飞行器振动环境工程预示方法[J]. 装备环境工程, 2021, 18(3): 9-13.  
LI C L, SHI X J. Engineering Prediction Method of the Vibration Environment for re-Entry Vehicle[J]. Equipment Environmental Engineering, 2021, 18(3): 9-13.
- [6] 毛文涛. 支持向量回归机模型选择研究及在综合力学环境预示中的应用[D]. 西安: 西安交通大学, 2011.  
MAO W T. Research on Model Selection of Support Vector Regression Machine and Its Application in Comprehensive Mechanical Environment Prediction[D]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University, 2011.
- [7] 刘昭, 徐俊, 胡小兵. 基于深度置信网络的机载外挂振动预计方法[J]. 航空动力学报, 2021, 36(6): 1197-1205.  
LIU Z, XU J, HU X B. Vibration Prediction Method of Aircraft External Stores Based on Deep Belief Network[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(6): 1197-1205.
- [8] 王影, 王文涛, 习娟. 旋翼激励下直升机振动响应预计及实测对比[J]. 应用力学学报, 2023, 40(2): 253-258.  
WANG Y, WANG W T, XI J. Prediction and Comparing with Measurement of Helicopter Vibration Response Excited by Rotors[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2023, 40(2): 253-258.
- [9] 张玉杰, 黄超广, 段丽慧. 随机振动响应峰值因子的预计理论研究[J]. 装备环境工程, 2020, 17(9): 61-65.  
ZHANG Y J, HUANG C G, DUAN L H. Theoretical Research for Predicting Crest Factor of Random Vibration Response[J]. Equipment Environmental Engineering, 2020, 17(9): 61-65.
- [10] 李益萱, 刘继军, 李凯翔, 等. 基于扩展工况传递路径分析的振动环境预计方法研究[J]. 西北工业大学学报,

- 2022, 40(6): 1320-1326.  
LI Y X, LIU J J, LI K X, et al. The Vibration Environment Prediction Method Based on OPAX[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(6): 1320-1326.
- [11] 王光芦, 徐明, 李大鹏. 飞机飞行振动预计技术[J]. 航空工程进展, 2010, 1(3): 251-255.  
WANG G L, XU M, LI D P. Aircraft Flight Vibration Prediction Methodology[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(3): 251-255.
- [12] 张玉杰, 黄超广, 杨卫平. 涡桨飞机整机振动响应预计与乘员舒适性评估[J]. 应用力学学报, 2023, 40(5): 1001-1006.  
ZHANG Y J, HUANG C G, YANG W P. The Whole Vibration Response Prediction and Body Comfort Evaluation of Turboprop Aircraft[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2023, 40(5): 1001-1006.
- [13] 康甜, 李明海, 李春丽, 等. 再入飞行力热环境预测与试验技术研究进展[J]. 装备环境工程, 2021, 18(3): 1-8.  
KANG T, LI M H, LI C L, et al. Recent Development of re-Entry Aero-Thermal-Dynamic Environmental Prediction and Test Technology[J]. Equipment Environmental Engineering, 2021, 18(3): 1-8.
- [14] 李播博, 袁惠群, 王光定, 等. 基于振动环境预测的结构动力学特性分析[J]. 东北大学学报(自然科学版), 2018, 39(2): 216-220.  
LI B B, YUAN H Q, WANG G D, et al. Analysis of Structural Dynamic Characteristics Based on Vibration Environment Prediction[J]. Journal of Northeastern University (Natural Science), 2018, 39(2): 216-220.
- [15] 李播博, 袁惠群, 王光定, 等. 基于振动环境预测的结构动力学特性分析[J]. 东北大学学报(自然科学版), 2018, 39(2): 216-220.  
LI B B, YUAN H Q, WANG G D, et al. Analysis of Structural Dynamic Characteristics Based on Vibration Environment Prediction[J]. Journal of Northeastern University (Natural Science), 2018, 39(2): 216-220.
- [16] 钟德均. 飞机振动预计方法修正研究[J]. 应用力学学报, 2001, 18(S1): 207-209.  
ZHONG D J. The Correction Investigation of Vibration Prediction Method of Aircraft[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2001, 18(S1): 207-209.
- [17] 陈洋, 蒋刚, 梁山, 等. 典型舱段结构高频振动仿真分析方法[J]. 空天防御, 2023, 6(2): 88-94.  
CHEN Y, JIANG G, LIANG S, et al. Simulation Analysis Method for High Frequency Vibration of Typical Cabin Structures[J]. Air & Space Defense, 2023, 6(2): 88-94.
- [18] 彭涛, 韩鹏程, 刘兴强, 等. 基于混合 FE-SEA 方法的加筋板宽频隔声预计[J]. 装备环境工程, 2022, 19(9): 32-38.  
PENG T, HAN P C, LIU X Q, et al. Prediction of Broadband Sound Insulation of Stiffened Panels Based on Hybrid FE-SEA Method[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(9): 32-38.
- [19] 肖英龙, 童宗鹏, 朱晓健, 等. 基于有限元-统计能量法的结构隔声性能预测模型研究[J]. 舰船科学技术, 2024, 46(18): 15-21.  
XIAO Y L, TONG Z P, ZHU X J, et al. Research on Prediction Model of Structural Sound Insulation Performance Based on Finite Element-Statistical Energy Method[J]. Ship Science and Technology, 2024, 46(18): 15-21.
- [20] 缪旭弘, 王雪仁, 贾地, 等. 大型复杂圆柱壳中高频振动噪声仿真计算方法研究[J]. 计算力学学报, 2012, 29(1): 124-128.  
MIAO X H, WANG X R, JIA D, et al. A Numerical Simulation Method for Predicting Sound and Vibration Characteristics of Big and Complex Cylindrical Structures[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2012, 29(1): 124-128.
- [21] 董雷霆, 周轩, 赵福斌, 等. 飞机结构数字孪生关键建模仿真技术[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 107-135.  
DONG L T, ZHOU X, ZHAO F B, et al. Key Technologies for Modeling and Simulation of Airframe Digital Twin[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 107-135.
- [22] 李青, 邢立坤, 柏江, 等. 航天器噪声试验中结构振动响应预示方法研究[J]. 力学学报, 2019, 51(2): 569-576.  
LI Q, XING L K, BAI J, et al. Method Study on Response Prediction of Structural Vibrations in Spacecraft Acoustic Tests[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2019, 51(2): 569-576.
- [23] 王青山, 严波, 陈岩, 等. 基于降阶模型和数据驱动的动态结构数字孪生方法[J]. 应用数学和力学, 2023, 44(7): 757-768.  
WANG Q S, YAN B, CHEN Y, et al. A Digital Twin Method for Dynamic Structures Based on Reduced Order Models and Data Driving[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2023, 44(7): 757-768.
- [24] 王坤, 赵阳, 张斌. 结构中频振动分析的混合方法[J]. 动力学与控制学报, 2014, 12(3): 259-263.  
WANG K, ZHAO Y, ZHANG B. A Hybrid Method for the Analysis of Structural Vibration in Medium Frequency[J]. Journal of Dynamics and Control, 2014, 12(3): 259-263.
- [25] 吴丹, 薛杰, 艾鹏飞, 等. 姿轨控发动机结构的中频振动响应分析[J]. 西安交通大学学报, 2023, 57(11): 12-20.  
WU D, XUE J, AI P F, et al. Analysis of Medium Frequency Vibration Response of Attitude and Orbit Control Engine Structure[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(11): 12-20.
- [26] 李孔娟, 陈海波. 加筋板中频声振疲劳分析方法研究[J]. 空天技术, 2023(2): 75-83.  
LI K J, CHEN H B. A Mid-Frequency Vibro-Acoustic Fatigue Analysis Method for Stiffened Panels[J]. Aerospace Technology, 2023(2): 75-83.