

文章编号: 1674-8190(2024)05-114-06

飞机地面振动试验激振方案优化与工程验证

陈浩宇^{1,2}, 王彬文^{1,2}, 宋巧治^{1,2}, 李晓东^{1,2}

(1. 中国飞机强度研究所 航空声学及振动航空科技重点实验室, 西安 710065)

(2. 中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 西安 710065)

摘要: 地面振动试验是飞机型号研制与强度验证中的重要环节, 在试验设计阶段一个合理的激振方案能够显著缩短后续试验周期, 提升模态辨识精度。基于飞机有限元模型采用 QR 分解对激振位置进行考虑试验目标的全局规划, 进而引入模态参与对激振点布置方案的激振效率进行定量评估, 同时针对密集模态测试问题, 采用多变量模态指示函数对激励力矢量进行优化, 并将上述方法应用于小型通用飞机地面振动试验中, 验证优化后激振位置规划方案及密集模态识别方法的工程应用效果。结果表明: 本文采用的激振方案优化方法能够显著提升试验效率, 降低了密集模态辨识难度, 具有较高的工程应用价值。

关键词: 地面振动试验; 激振力矢量; QR 分解; 模态参与; 模态识别

中图分类号: V216.2

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.05.11

Optimization and engineering verification of excitation scheme for aircraft ground vibration test

CHEN Haoyu^{1,2}, WANG Binwen^{1,2}, SONG Qiaozhi^{1,2}, LI Xiaodong^{1,2}

(1. Key Laboratory of Aeronautical Science and Technology for Aeroacoustics and Vibration,

Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

(2. National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength

Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: Ground vibration test is an important part of aircraft model development and strength verification. In aircraft ground vibration test, an appropriate excitation scheme can significantly shorten the test's period and improve the accuracy of mode identification. In this paper, QR decomposition based on the finite element model is used for global planning of exciter placement, and mode participation is introduced to evaluate the plan's exciting efficiency. The multivariate mode indicator function is used to optimize the exciting force vector for closely spaced modes. Finally, these methods are verified in a small general aircraft's ground vibration test, which significantly improves the test's efficiency and reduces the difficulty of closely spaced modes identification. The excitation scheme optimization method adopted in this article has high engineering application value.

Key words: ground vibration test; exciting force vector; QR decomposition; mode participation; modal identification

收稿日期: 2023-11-28; 修回日期: 2024-02-28

基金项目: 工信部民机科研项目(MJZ3-2N21(2))

通信作者: 王彬文(1974-), 男, 博士, 研究员。E-mail: asriwbw@vip.163.com

引用格式: 陈浩宇, 王彬文, 宋巧治, 等. 飞机地面振动试验激振方案优化与工程验证[J]. 航空工程进展, 2024, 15(5): 114-119, 134.

CHEN Haoyu, WANG Binwen, SONG Qiaozhi, et al. Optimization and engineering verification of excitation scheme for aircraft ground vibration test[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(5): 114-119, 134. (in Chinese)

0 引言

飞机地面振动试验(Ground Vibration Test,简称GVT)用于测定飞机结构的动力学参数,验证飞机动力学数值分析模型,为后续获取飞机颤振边界、动载荷响应等动力学性能奠定数据基础,是飞机型号研制与强度验证中的重要环节^[1]。

在飞机地面振动试验中,相位分离法是一种重要的试验方法。该方法采用激振设备对飞机结构施加随机或脉冲激励获取其频响函数,再通过数学方法进行模态分离与辨识,获取可识别的各阶模态参数。由于某一阶模态可以被识别的前提是该阶模态能够被激振系统有效激发^[2],因此采用相位分离法的飞机地面振动试验通常由数轮随机激励—模态识别的测试循环组成,在每一轮测试结束后根据尚未识别的目标模态调整激振位置并开展下一轮测试,直至获得所有关注的模态参数。理想情况下的激振方案应是仅通过一次激励测试即可获取所有关注模态的信息,但在面对实际工程问题中普遍的几十阶目标模态时,仅凭试验人员的经验难以实现激振方案的最优化设计,从而使试验过程中存在大量低效的测试时间,显著拖慢了试验进度。

近年来,飞机结构设计不断向着轻量化、复杂化的方向发展,使得上述振动试验设计问题愈发突出^[3],而另一方面试验委托方对加快各类试验进度的诉求也在不断提升,对试验方案设计与实施效率均提出了更高的要求。对此,目前一种普遍的观点是通过“预试验”或“虚拟试验”的方式,在正式试验前进行基于模型驱动的试验方案评估与优化,从而提升正式试验的实施效率,最大程度上缩短试验周期^[4-6]。

基于模型驱动的飞机地面振动试验激振方案优化已被证明是一种可行的试验设计思路,能够在工程实践中取得良好效果^[7]。早期研究中,Asher^[8]提出了通过对响应行列式求解获得激振力列向量的激振方案设计方法;Wright等^[9]定义模态正交纯度作为遗传算法目标值,获取针对每一阶模态的最优激振力组合;沃德·海伦等^[10]指出,可参考驱动点留数选取激振点位置;Williams等^[11]结合有效独立法提出了有效独立驱动点留数法,并将其应用于汽车模态测试的激振点选取工作;Kopec等^[12]提出了采用驱动点加速度传递函数的激振点

选取方法;Pak^[7]进一步基于驱动点加速度传递函数提出了考虑所有需求模态的激振点拓扑优化方法;Avitabile等^[13]提出了使用模态指示函数来评价激振效果;Ewins^[14]在其书中也强调了模态指示函数对激振点选取的参考意义;李晓东等^[15]应用GARTEUR模型验证了多变量模态指示函数对密集模态的识别效果。综上所述,现有针对振动试验激振方法的研究多是从数学层面开展论述,而由于以电磁激振器为主要设备的飞机激振方法相对于锤击法而言,系统集成复杂且操作成本高,泛用性较低,因此对其在实际工程问题中的应用研究较为少见,特别是对理论所得激振优化方法在复杂工程问题中的泛用性探讨不足。

因此,本文从飞机地面振动试验工程实践的角度出发,对试验中激振位置规划、激振力矢量评估方法进行综合研究,通过优化激振方案达到提高试验效率、保证模态辨识精度的目的,以期为飞机地面振动试验方案设计提供技术参考。

1 激振方案优化方法

1.1 基本前提

本文针对激振方案优化方法的研究均基于以下两个基本前提:

第一,考虑到激振方案设计需要依托结构有限元模型开展,但结构的高精度有限元模型在地面振动试验后才能获得,因此预先设定本文所参考的有限元模型模态振型基本准确,仅模态频率有一定偏差;

第二,激振位置将在结构表面均匀布置的离散点位中选择,且各阶离散点振型线性无关度良好。

1.2 基于QR分解的激振位置规划

QR分解在1996年被Schedlinski等^[16]用于汽车模态测试的激振位置优化,其强调利用QR分解的正交性,从激振力设计角度降低相近的各阶模态试验辨识难度。本文则将QR分解用于飞机地面振动试验的全局激振方案规划,将所有待测模态振型按照激振位置进行最优化分组,并定量明确每组的激振位置优先级排序,减少实际试验时激振系统调整次数,达到缩短试验周期的目的。

矩阵 A 的 QR 分解可写作

$$A = QR = [q_1 \ q_2 \ \dots \ q_n] \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & \dots & R_{1n} \\ 0 & R_{22} & \dots & R_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & R_{nn} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: Q 为标准正交矩阵; R 为上三角阵。

在实际计算中, 式(1)通常也可写作

$$AE = \tilde{A} = QR \quad (2)$$

式中: E 为列转换矩阵, 经过矩阵 E 处理可使分解后的上三角阵 R 中对角线元素按绝对值大小降序排列。

若将 QR 分解用于飞机振动试验设计, 显然需要分解的矩阵 A 为按离散质量归一化后的飞机模态振型矩阵。以一个 3×3 维度的振型矩阵为例, 将式(2)写作

$$A^T E = [\tilde{A}_1 \ \tilde{A}_2 \ \tilde{A}_3] = [q_1 \ q_2 \ q_3] \cdot \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ & R_{22} & R_{23} \\ & & R_{33} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: \tilde{A}_i 为第 i 个测点对所有关注模态振型的响应值。

可将式(3)写作

$$\begin{cases} \tilde{A}_1 = R_{11}q_1 \\ \tilde{A}_2 = R_{12}q_1 + R_{22}q_2 \\ \tilde{A}_3 = R_{13}q_1 + R_{23}q_2 + R_{33}q_3 \end{cases} \quad (4)$$

由 QR 分解定义可知, 式(4)中列向量 q 是相互正交的, 因此只有当 $R_{mm} = 0$ 时有前 n 个列向量

$[\tilde{A}_1 \ \tilde{A}_2 \ \dots \ \tilde{A}_n]$ 线性相关。当然在处理结构模态振型等实际物理问题时, $|R_{mm}|$ 只会趋近于 0, 这意味着前 n 列向量线性相关性较高, 从模态激振的角度讲这表明当某一激振方案下前 $n-1$ 个节点都能被充分激励时, 第 n 个节点也能被充分激励, 无需再在该节点设置激振点。因此, 随着 $|R_{mm}|$ 的减小, 其对应的点被确定为激励点的优先级也就越低。

在以式(2)所示的 QR 分解方法中, 由于列转换矩阵 E 的存在, 实际分解后所得的上三角阵 R 的对角元素是按绝对值大小降序排列的, 因此由上述分析可知, 列转换矩阵 E 的排布顺序可以被直接用于有效激振点的选取。

1.3 激振位置评估方法

采用 1.2 节所述方法, 就可以针对所有的关注模态对激振位置进行优先级排序, 但仍然无法定量评估已选出的激振点能否充分激发试验所关注的所有模态, 为此本文引入模态参与作为评价指标进行激振位置评估。

模态参与可用于评定给定频段上各模态的相对重要性及所选择的输入自由度的有效性, 其计算方法如表 1 所示^[10], A_{Oir} 为 O 点输出、 i 点输入时模态 r 的留数, N_o 为输出自由度数, N_i 为输入自由度数, N_m 为模态数, MP_{ir} 为第 r 阶模态在自由度 i 输入所引起总响应中所占的分量。因此, 通过计算对比表 1 中任意一列即可定量获得某一激振点对所有关注模态的激振效果。

表 1 模态参与

Table 1 Mode participation

模态	输入 1	...	输入 N_i	总(输入)
模态 1	$MP_{11} = \sum_{o=1}^{N_o} A_{O11} $...	$MP_{N,1} = \sum_{o=1}^{N_o} A_{ON,1} $	$\sum_{i=1}^{N_i} MP_{i1}$
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
模态 N_m	$MP_{1N_m} = \sum_{o=1}^{N_o} A_{O1N_m} $...	$MP_{N,N_m} = \sum_{o=1}^{N_o} A_{ON,N_m} $	$\sum_{i=1}^{N_i} MP_{iN_m}$
总(模态)	$\sum_{r=1}^{N_m} MP_{1r}$...	$\sum_{r=1}^{N_m} MP_{Nr}$	

结合上述模态参与评估方法, 可将激振位置优化流程概括为: 首先对所有关注模态构成的质量归一化振型矩阵转置进行 QR 分解, 并由列转换

矩阵 E 得到一组最优激振点(按排列顺序由高至低选择), 求解该激振点对所有关注模态的模态参与 MP 值, 该值的高低则可以表示该激振位置对某一

阶模态的激振效率;设定一个 MP 阈值后将低于该值的模态重新组合成新的矩阵,重复上述流程,直至形成多个激振位置覆盖所有的关注模态,则这数组激振位置即为适用于该次试验的最优激振方案。

由于模态参与值是一组表示激振点对各阶模态激振效果的相对值,因此上述 MP 阈值需要依据实际数据情况设定。依据工程经验,通常可将截断标准设定为与本组中的最高模态参与值的量级一致为有效激励。

1.4 考虑密集模态识别的激振力优化

在确定一组激振位置方案后,通常情况下已经能够通过激振不同位置获取其对应的模态数据,但如果在关注模态中存在密集模态,为提升模态辨识精度还需要单独针对这几阶模态开展激振力矢量(正弦力信号幅值与相位)优化。

如1.1节所述,由于在试验设计阶段所参考的有限元模型模态频率并不十分准确,密集模态问题往往在试验实施过程中才会发现,因此激振力矢量优化只能在试验现场进行,优化工作通常可依据试验实测数据所得多变量模态指示函数(Multivariate Mode Indicator Function,简称MMIF)进行^[11]。

在频域内,结构的稳态加速度响应 X 可写作

$$X = HF \quad (5)$$

式中: H 为加速度频响函数矩阵; F 为力向量。

将式(5)改写至复数域,有

$$X_r + iX_i = H_r F + iH_i F \quad (6)$$

由振动力学基础可知,若结构被激发为其某一阶固有模态振动形式,则在理论情况下有 $X_r = 0$ ^[17],而在试验条件下应使 X_r 尽可能小,由此可得多变量模态指示函数方法的核心思路——寻找一个力向量 F 使得响应实部分量在总响应中占比尽可能小,为此定义实部响应范数 $\|X_r\|^2$ 与总响应范数 $\|X_r + iX_i\|^2$,有

$$\|X_r\|^2 = X_r^T M X_r \quad (7)$$

$$\|X_r + iX_i\|^2 = X_r^T M X_r + X_i^T M X_i \quad (8)$$

由式(7)~式(8)可定义多变量模态指示函数为

$$\|F\| = \frac{\|X_r\|^2}{\|X_r + iX_i\|^2} = \frac{F^T H_r^T M H_r F}{F^T (H_r^T M H_r F + H_i^T M H_i F) F} = \lambda \quad (9)$$

由式(9)与Rayleigh商定义的相似性,可将其转化为求最小特征值及特征向量,即

$$(H_r^T M H_r) F = (H_r^T M H_r F + H_i^T M H_i F) F \lambda \quad (10)$$

在飞机地面振动试验中,采用相位共振法时激励信号为定频激励,因此式(10)中各参数可较容易获取进而获得参考比例系数 λ 。

显然,由上述多变量模态指示函数求解方法可知,由于密集模态本质上是多个频率相近的不同模态,因此参考该函数值 λ 的激振力优化方法目的是提升相位共振法激发模态的“纯度”,从而从激振角度实现对密集模态的分离,提升模态辨识质量。

2 工程验证

2.1 试验对象

以轻型运动飞机XL100为对象开展地面振动试验对上述激振方案优化方法进行验证,其动力学有限元模型如图1所示。

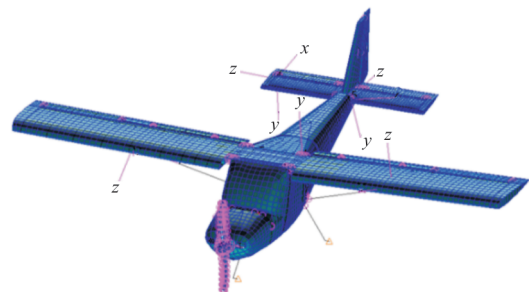


图1 XL100飞机有限元模型

Fig. 1 XL100 aircraft FEM

2.2 激振位置规划

采用1.2~1.3节方法进行激振位置选择与评估,按照飞机构型共设定备选位置72个,包括垂向激振位置60个与侧向激振位置12个。

首先构建振型矩阵进行QR分解,选取列转化矩阵第一行代表节点为本轮优化激振点位,并将采用该激振点后模态参与达标的振型剔除出矩阵

并重复上述操作。激振位置模态参与如表 2 所示,在模态参与评估中依据每一列最大值(22.89, 27.23, 32.11)的量级将筛选阈值设定为 10,经过迭代计算,在获取 3 个激振位置后每一阶关注模态均有某一激振位置满足模态参与阈值要求。

表 2 激振位置模态参与
Table 2 Exciter placement's mode participation

飞机模态名称	各激振位置模态参与值			最大模态参与值
	垂尾尖端 (No. 1068)	平尾尖端 (No. 2270)	机翼尖端 (No. 4494)	
机翼对称一弯	0.01	1.50	11.03	11.03
机翼反对称一弯	14.65	5.70	6.04	14.65
机翼对称二弯	2.48	27.23	32.11	32.11
机翼反对称二弯	11.82	1.20	5.71	11.82
机翼对称一扭	1.22	19.23	2.09	19.23
机翼反对称一扭	22.89	11.57	12.39	22.89
平尾对称一弯	0.04	17.10	1.98	17.10
平尾反对称一弯	11.63	17.06	0.65	17.06
垂尾一弯	18.34	5.72	1.14	18.34
机身垂直一弯	0.21	15.75	5.37	15.75
机身水平一弯	11.93	1.13	0.01	11.93

从表 2 可以看出:在依次获取垂尾尖端(No. 1068)、平尾尖端(No. 2270)、机翼尖端(No. 4494)三个激振点后,由最后一列最大模态参与值可知,关注模态全部达到模态参与阈值要求,因此该方案即为最优化激振方案,其中考虑到模态激励效率,机翼尖端的加载点将对称分布于两侧机翼,因此最终激振位置如图 2 所示。

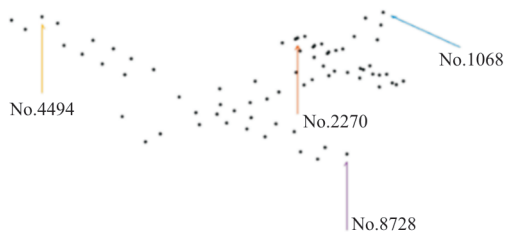


图 2 XL100 飞机最优激振位置
Fig. 2 XL100's best exciter placement

2.3 试验验证

搭建 XL100 飞机地面振动试验验证平台如图 3 所示,试验采用两点橡皮绳悬挂方式模拟飞机自由一自由边界条件。



图 3 XL100 飞机地面振动试验验证平台
Fig. 3 XL100's ground vibration test verification platform

在初步获取可识别模态频率分布的环节,试验采用随机法激励。若为了最大程度地缩短试验周期,应采用如图 2 所示方案在所有激振点同时施加随机激励,获取所有关注模态的频率分布,但本文为验证表 2 中数值计算结果,试验依次在三组激振位置进行随机激励,由振动模态的线性叠加定义可知,其测试效果与三组位置同时激振的测试效果是一致的。

垂尾尖端激振所得频响函数曲线如图 4 所示,辨识得可激发模态包括:1-机翼反对称一弯,2-垂尾一弯,3-平尾反对称一弯,4-机翼反对称二弯,5-机身水平一弯。

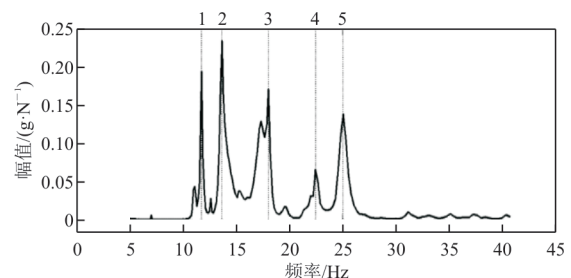


图 4 垂尾激振频响函数曲线
Fig. 4 Vertical tail excitation's frequency response function

平尾尖端激振所得频响函数曲线如图 5 所示,辨识得可激发模态包括:1-机翼对称一弯,2-机翼反对称一弯,3-机身垂直一弯,4-垂尾一弯,5-平尾反对称一弯,6-平尾对称一弯。

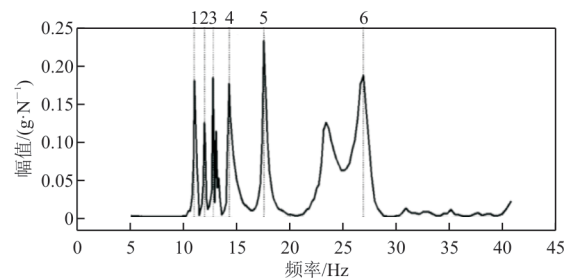


图 5 平尾激振频响函数曲线
Fig. 5 Horizontal tail excitation's frequency response function

双侧机翼尖端激振所得频响函数曲线如图6所示,辨识得可激发模态包括:1-机翼对称一弯,2-机翼反对称一弯,3-机身垂直一弯,4-平尾反对称一弯,5-机翼反对称二弯,6-机翼对称二弯,7-机翼反对称一扭,8-机翼对称一扭。

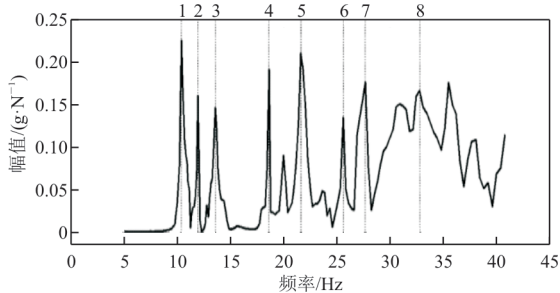
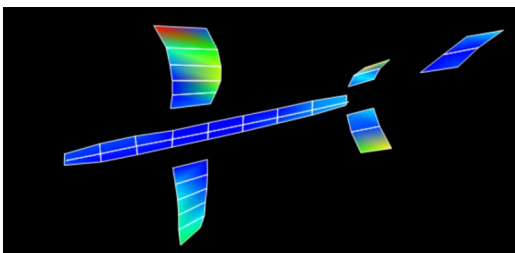


图6 双侧机翼激振频响函数曲线

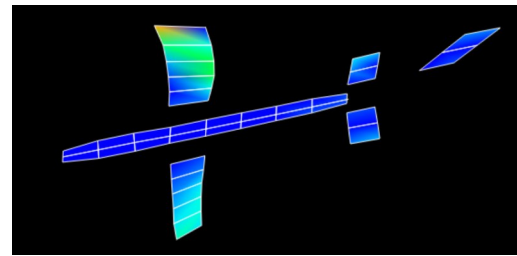
Fig. 6 Bilateral wings excitation's frequency response function

从表2及图4~图6可以看出:2.2节获取的激振方案能够较高质量地覆盖所有关注模态,满足地面振动试验要求,且数值分析所得不同激振点对各阶模态的激振效果与试验结果基本吻合,仅机翼扭转模态激振方案存在较大偏差,主要原因在于有限元模型与实际存在一定偏差,其所得机翼扭转模态振型中平尾与垂尾同样存在较大响应,因此导致算法误判由飞机尾翼可以激发机翼扭转模态。

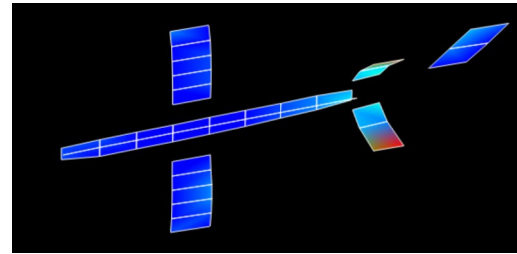
本次试验对象模态振型中机翼反对称一扭(27.96 Hz)与平尾对称一弯(26.87 Hz)模态频率接近,该密集模态现象在图6机翼随机激励频响函数中可以观测到,表现为第7个响应峰值纯度欠佳,其对应的模态振型如图7(a)所示,显然此时激振力同时激发了机翼反对称一扭与平尾对称一弯。为采用相位共振法辨识这两阶模态,采用1.4节方法分别计算其最优激振力矢量并实施正弦激励,所得模态振型如图7(b)和图7(c)所示,显然从激振力优化的角度实现了对这两阶密集模态的分离与辨识。



(a) 机翼反对称一扭与平尾对称一弯耦合模态



(b) 机翼反对称一扭模态



(c) 平尾对称一弯纯模态

图7 密集模态振型图

Fig. 7 Modal shapes of closely spaced modes

3 结论

1) 基于模态振型QR分解及模态参与的优化方法能够定量评估不同激振点的激振效率,可应用于地面振动试验激振点位的全局规划,从而显著缩短飞机地面振动试验周期,但其所参考的有限元模型准确性会对规划效果产生一定影响。

2) 参考多变量模态指示函数的激振力矢量优化可用于优化模态辨识效果,从试验实施层面实现对密集模态的分离与辨识。

3) 基于模型驱动的试验设计方法能够有效辅助地面振动试验的开展,但目前仍较依赖高保真的结构数值模型,需要进一步开展相关研究。

参考文献

- [1] 王彬文. 飞机强度试验[M]. 北京: 航空工业出版社, 2021: 140-143.
WANG Binwen. Aircraft strength test[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2021: 140-143. (in Chinese)
- [2] AVITABILE P. 模态试验实用技术实践者指南[M]. 谭祥君, 钱小猛译. 北京: 机械工业出版社, 2019: 247-250.
AVITABILE P. Modal testing: a practitioner's guide[M]. Translated by TAN Xiangjun, QIAN Xiaomeng. Beijing: China Machine Press, 2019: 247-250. (in Chinese)
- [3] ANDIKA M G, MOELYADI M A, SASONGKO R A, et al. Pretest planning approach for optimal modal testing on high aspect ratio wing structure[J]. Iranian Journal of Science and Technology, Transactions of Mechanical Engineering, 2023, 47(3): 1109-1120.

(下转第134页)