DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.02.006

基于激振试验的直升机机体当量参数计算分析

吴 靖,刘湘一,宋山松

(海军航空大学航空基础学院,烟台 264001)

摘要:在基于激振试验频响数据计算直升机当量至桨毂中心的参数的过程中,取点不同以及幅值误差和相位误 差都会造成计算的当量参数不同。针对此问题,采用不同取点方案对某型机大质量状态机体的横向一阶模态当 量参数进行计算。计算所得的当量质量和当量刚度相差很大,分析表明,该结果主要是由相位偏差引起。文中 推导了当量参数关于幅值误差和相位误差的计算公式,并对其进行分析,给出了关于取点的建议:可根据激出位 移响应幅值大小进行选取,选取的两点尽量接近共振点,采用所得当量参数计算频响曲线,并与试验数据对比进 行验证;为避免当量参数的计算对幅值误差和相位误差过于敏感,选取的两点的激振频率差值不要过小。 关键词:激振试验;直升机机体;当量参数

中图分类号:V212.4 文献标志码:A 文章编号:1005-2615(2025)02-0259-07

Analysis of Equivalent Parameter Calculation of Helicopter Fuselage Based on Excitation Test

WU Jing, LIU Xiangyi, SONG Shansong

(School of Basic Science for Aviation, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: When calculating the equivalent parameter to the hub center of helicopter fuselage based on excitation test data, the calculation result would be different with different point-taking schemes, amplitude errors and phase errors. In terms of this issue, the equivalent parameters of the 1st-order mode of transverse motion of a certain type of helicopter with large mass are calculated with different point-taking schemes. The difference between the calculated equivalent mass and equivalent stiffness is significant, and analysis shows that this result is mainly caused by the phase deviation. The computational formulas of equivalent parameters for amplitude error and phase error are derived. After analyzing the formulas, the suggestions of point selection are given as follows: The two points could be selected based on the amplitude of the excited displacement response, and they should be as close to the resonance point as possible. The frequency response curve is calculated using the obtained equivalent parameters and compared with the test data for verification. To avoid the sensitivity to amplitude and phase errors in the calculation of equivalent parameters, the difference in excitation frequencies between the selected two points should not be too small.

Key words: excitation test; helicopter fuselage; equivalent parameter

直升机发生地面共振会对直升机造成损坏,也 会威胁飞行员的安全,直升机动力学设计要求必须 保证直升机使用过程中避免该现象的发生。因此, 对直升机地面共振的研究十分重要。

直升机地面共振是旋翼/机体耦合发生的不稳 定的自激振动,支撑在起落架上的机体的运动特性

收稿日期:2024-11-05;修订日期:2025-01-17

通信作者:吴靖,男,讲师,E-mail:670428764@qq.com。

引用格式:吴靖,刘湘一,宋山松. 基于激振试验的直升机机体当量参数计算分析[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版),2025,57(2):259-265. WU Jing, LIU Xiangyi, SONG Shansong. Analysis of equivalent parameter calculation of helicopter fuselage based on excitation test[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition),2025, 57(2):259-265.

直接影响直升机地面共振动稳定性,获取准确的、 能用于分析直升机地面共振动稳定性的机体运动 参数非常重要[1-3]。文献[1]建立了直升机地面状 态纵横平面内的物理模型,可计算相应运动模态的 频率及振型,根据频率和振型计算机体当量至桨毂 中心的运动参数。文献[4]建立了关于起落架非线 性刚度及阻尼的直升机机体空间动力学模型,基于 此模型,通过迭代的方式计算机体运动参数。文献 [5]将该方法用于计算滑跑速度对直升机侧向模态 频率的影响。文献[6-8]建立了支持在滑橇式起落 架上的直升机机体有限元模型,并以此计算机体的 运动参数。文献[9]采用从部件到全机建模策略进 行有限元建模,与试验结果对比后进行修改,经组 装形成全机动特性模型,并采用该模型对直升机动 特性参数进行计算。文献[10]建立了机体集中质 量模型,并提出了基于此模型的全机固有频率简化 计算方法。文献[11]采用有限元法建立了某直升 机机身模型,并采用灵敏度法[12-14]分析了质量、材 料弹性模量以及单元几何属性等参数对机身动特 性的影响。

在直升动力学设计中,可以通过对桨毂中心进 行激振试验,获取机体运动参数。激振试验频响数 据点的选取会影响机体当量参数的计算结果,从而 影响直升机地面共振动稳定性分析结论的准确性, 目前有关这方面的研究成果较少。本文对某型机 激振试验数据中不同取点情况下的机体当量参数 进行计算,并推导出当量参数关于幅值误差和相位 误差的计算公式,分析其中的影响规律,总结出关 于试验数据选取的建议。

1 机体当量参数计算方法

机体运动频响曲线在低频段与单自由度振动 的频响曲线很接近,可以用当量至桨毂中心的单自 由振动代替机体该运动在桨毂中心的动力特 性^[15]。机体当量至桨毂中心的单自由度振动系统 在简谐力激振作用下的运动方程为

$$m_{\rm f}\ddot{x} + c_{\rm f}\dot{x} + k_{\rm f}x = f_0\sin(\omega t) \tag{1}$$

式中:m_f、c_f和 k_f分别为机体当量至桨毂中心的质量、阻尼和刚度;f₀和 ω分别为激振力幅值和频率。

式(1)的解为

$$x(t) = x_0 \sin(\omega t + \varphi) \tag{2}$$

式中φ为位移响应与激振力之间的相位差。

将式(2)代人式(1)可得
$$\int c_{f} x_{0} \boldsymbol{\omega} + f_{0} \sin \boldsymbol{\varphi} = 0$$

$$\begin{cases} k_{\rm f} x_0 - m_{\rm f} x_0 \omega^2 - f_0 \cos \varphi = 0 \end{cases}$$
(3)

对式(3)求解可得频响计算公式

$$\begin{cases} \frac{x_0}{f_0} = \frac{1}{\sqrt{\left(k_{\rm f} - m_{\rm f}\omega^2\right)^2 + \left(c_{\rm f}\omega\right)^2}} \\ \varphi = \arctan\left(-\frac{c_{\rm f}\omega}{k_{\rm f} - m_{\rm f}\omega^2}\right) \end{cases}$$
(4)

如式(4)所示,对于单自由度振动系统,在激振 力幅值一定的条件下,频响曲线特性和质量、刚度、 阻尼之间是对应的。因此,可以通过对桨毂中心进 行激振试验获得该机体运动频响数据,在该机体运 动模态固有频率附近按单自由度振动系统确定该 机体运动当量至桨毂中心的质量、刚度和阻尼。

在幅频和相频试验数据中,在共振点附近选取 两点,可得两组数据

$$\begin{cases} f_0, x_1, \boldsymbol{\omega}_1, \boldsymbol{\varphi}_1 \\ f_0, x_2, \boldsymbol{\omega}_2, \boldsymbol{\varphi}_2 \end{cases}$$

将这两组数据代入式(3)可得机体当量参数计 算公式为

$$\begin{cases} m_{\rm fc} = \frac{x_1 f_0 \cos \varphi_2 - x_2 f_0 \cos \varphi_1}{x_1 x_2 (\omega_1^2 - \omega_2^2)} \\ k_{\rm fc} = \frac{x_1 \omega_1^2 f_0 \cos \varphi_2 - x_2 \omega_2^2 f_0 \cos \varphi_1}{x_1 x_2 (\omega_1^2 - \omega_2^2)} \\ c_{\rm fc} = \frac{-x_1 \omega_1 f_0 \sin \varphi_2 - x_2 \omega_2 f_0 \sin \varphi_1}{2x_1 x_2 \omega_1 \omega_2} \end{cases}$$
(5)

式中*m_{fc}、c_{fc}和<i>k_{fc}*分别为基于激振试验数据计算的 机体当量至桨载中心的质量、阻尼和刚度。

2 实例计算

采用以上方法,在激振试验频响数据中选取位 移响应幅值最大的两个点计算某型机小质量状态 下机体纵向和横向一阶运动模态的当量参数,如 表1所示。激振试验采用由真实的滑橇式起落架 和刚性桁架构成的直升机机身假件组成的模拟直 升机,机身假件与起落架采用真实接头连接,机身 通过前部2个接头、后部1个接头与滑橇式起落架 前后横梁连接。刚性桁架可以施加配重来模拟真

表1 小质量机体纵横向一阶模态当量参数

Table 1 Equivalent parameters of the 1st-order mode of longitudinal and transverse motion with small mass aircraft

模态	模态频率/Hz	阻尼比	当量阻尼/(N•m ⁻¹ •s ⁻¹)	当量质量/kg	当量刚度 $/(N \cdot m^{-1})$
纵向一阶	1.689 1	0.051 9	1 741	1 580	177 981
横向一阶	1.661 1	0.076 8	1 347	840	91 522

实直升机的质量和转动惯量,使用液压作动筒激振器对桨载中心进行单向定力激振,液压激振器的活 塞杆连接机体,另一端固定于承力墙,试验现场如 图1所示,具体试验过程见文献[4]。



图 1 滑橇式直升机桨毂中心动特性试验 Fig.1 Central dynamic characteristics test of skid helicopter hub

将表1中的当量参数代入式(4)计算可得频响 曲线,与激振试验频响数据对比如图2~5所示。 由图2~5可以看出,该型机小质量状态下纵向和 横向一阶运动模态激振试验频响数据与等效单自 由振动频响曲线拟合较好。计算可知,纵向一阶模 态等效单自由振动结果与激振试验频响数据对比,







Fig.3 Phase-frequency curve of the 1st-order mode of longitudinal motion with small mass aircraft







Fig.5 Phase-frequency curve of the 1st-order mode of transverse motion with small mass aircraft

幅值平均误差为5.5%,相位平均误差为3.4%;横向一阶模态等效单自由振动结果与激振试验频响数据对比,幅值平均误差为4.3%,相位平均误差为4.4%。这说明可以通过当量至桨毂中心的单自由振动等效代替该型机小质量状态下纵向和横向一阶运动模态的动力特性。另外,对于该情况,根据位移响应幅值最大原则进行取点是可行的。

3 机体当量参数计算影响因素

对于该型机小质量状态来说,共振点附近两点 根据幅值最大原则确定,从结果来看,计算的当量 参数可以较为准确地描述机体纵横向一阶运动的 动力特性。但由于激振试验频响数据测量存在误 差,按照位移响应幅值最大原则来确定的共振点附 近的两组数据进行当量计算并不一定能适应其他 机体状态。

对于该型机大质量状态的横向一阶模态,取幅 值最大的两点、幅值第一大和第二大的两点、幅值 第二大和第三大的两点这3种情况进行计算,横向 一阶模态激振位移响应幅值前三频响数据如表2 所示,计算的当量参数如表3所示,幅频和相频结 果如图6、7所示。

Table 2 Fre	Frequency response data of the 1st-order mode of transverse motion with large mass aircraft					
幅值情况	激振频率/Hz	位移响应相对幅值/(mm•N ⁻¹)	相位/(°)			
幅值第三	1.66	0.100 049	-60.25			
幅值第一	1.68	0.112 553	-91.89			
幅值第二	1.70	0.110 814	-93.98			

表3 大质量机体横向一阶模态当量参数

Table 3	Equivalent parameter	of the 1st-order mode	e of transverse motion	with large mass aircraft
---------	----------------------	-----------------------	------------------------	--------------------------

取点情况	模态频率/Hz	阻尼比	当量阻尼/(N•m ⁻¹ •s ⁻¹)	当量质量/kg	当量刚度 $/(N \cdot m^{-1})$
幅值第一、第二	1.661 8	0.322 9	842	125	13 620
幅值第一、第三	1.678 1	0.019 9	837	1 993	221 541
幅值第二、第三	1.694 8	0.037 3	838	1 053	119 437



图6 大质量机体横向一阶模态幅频曲线

Fig.6 Amplitude-frequency curves of the 1st-order mode of transverse motion with large mass aircraft



图7 大质量机体横向一阶模态相频曲线



由表3可知,3种取点情况下,计算的模态频率 相差不大,最大为2%,当量阻尼差值也不大,最大 为0.6%,而当量质量和当量刚度相差较大,当量质 量的差异过大使得阻尼比相差也很大。

由图 6、7 可知,对于该型机大质量状态的横向 一阶模态,幅频曲线和相频曲线均是取幅值第二大 和第三大的两点进行计算,所得结果与试验数据更 吻合,也更能描述其动力特性。一般理解应该是取 点越接近共振点,也就是取激出响应幅值最大的两 点,计算结果应该越贴近实际系统的动力特性,为 什么会出现图 6、7 的结果,需要进一步分析取点对 当量参数计算的影响,特别是第1种取点情况的计 算结果。

第2种取点情况下,对第2个取点的幅值(激出的位移响应幅值)进行改变,考虑到激振试验测量误差不会太大,因此,取幅值变化范围η为80%~120%,幅值改变时计算的当量参数结果如图8~10所示。由图8~10可知,幅值由80%增加到120%时,当量质量、当量刚度和当量阻尼分别减小了53%、53.6%和18.5%,也就是说幅值的偏差应该不是引起第1种取点情况当量质量和当量 刚度计算偏差过大的主要原因。



日6 二重灰重随桶臣文化叫次











对第1种取点情况下第2个取点的相位(激出 的位移响应相位)进行改变,相位为负值,相位变化 的正常规律是随激振频率的增加而减小,由图3、5 可以看出,如果取点中频率大的相位更大的话应该 重新取点。由式(6)可知,如果第2个取点的频率 大于第一个取点频率,即ω₁<ω₂,计算的当量刚度 和当量质量要为正值的话,需要满足

$$\begin{cases}
\frac{\cos\varphi_2}{x_2} < \frac{\cos\varphi_1}{x_1} \\
\frac{\cos\varphi_2}{\omega_2^2 x_2} < \frac{\cos\varphi_1}{\omega_1^2 x_1}
\end{cases}$$
(7)

为满足式(7)要求,同时,考虑到激振试验测量 误差不会太大,取相位变化范围η'为100%~ 120%,相位改变时计算的当量参数结果如图11~ 13所示。









由图 11~13可知,改变第 2个取点的相位对于 当量阻尼的影响比较小,相位变为 120% 时,当量 阻尼减小了 3.7%,但是对当量质量和当量刚度的 影响比较大,说明第 1种取点情况出现的当量质量 和当量刚度计算偏差过大的主要原因是相位的 偏差。

令
$$\bar{x}_{1} = \frac{x_{1}}{f_{0}}$$
和 $\bar{x}_{2} = \frac{x_{2}}{f_{0}}$,则式(6)变为

$$\begin{cases}
m_{fc} = \frac{\cos \varphi_{2}}{\bar{x}_{2}} - \frac{\cos \varphi_{1}}{\bar{x}_{1}} \\
m_{fc} = \frac{-\frac{\cos \varphi_{2}}{\bar{x}_{2}} - \omega_{2}^{2}}{\omega_{1}^{2} - \omega_{2}^{2}} \\
k_{fc} = \frac{-\frac{\cos \varphi_{2}}{\bar{x}_{2}} - \frac{\cos \varphi_{1}}{\bar{x}_{1}} - \omega_{2}^{2}}{\omega_{1}^{2} - \omega_{2}^{2}} \\
c_{fc} = -\frac{\sin \varphi_{2}}{2\omega_{2}\bar{x}_{2}} - \frac{\sin \varphi_{1}}{2\omega_{1}\bar{x}_{1}}
\end{cases}$$
(8)

为分析幅值误差对当量参数计算结果的影响, 假定激出的位移响应相位满足式(4),而第1个取 点的幅值也满足式(4),第2个取点的幅值与式(4) 相差 $\Delta \bar{x}_2$,则式(8)变为

$$\begin{cases} m_{\rm fc} = m_{\rm f} \left(1 - \frac{\eta_x - 1}{\eta_x} \frac{\omega_{\rm f}^2 - \omega_2^2}{\omega_1^2 - \omega_2^2} \right) \\ k_{\rm fc} = k_{\rm f} \left(1 - \frac{\eta_x - 1}{\eta_x} \frac{1 - \frac{\omega_2^2}{\omega_{\rm f}^2}}{\omega_1^2 - \omega_2^2} \omega_1^2 \right) \\ c_{\rm fc} = c_{\rm f} \frac{1 + \eta_x}{2\eta_x} \end{cases}$$
(9)

式中 $\eta_x - 1 = \frac{\Delta \bar{x}_2}{\bar{x}_2}$ 为第2个取点幅值的相对误差。

由式(9)可知,随着第2个取点幅值的变化,当 量参数呈现倒数函数的规律变化,第2个取点频率 大于第1个取点频率的情况下:如果第2个取点频 率小于系统本身的固有频率,则当量质量和当量刚 度随着幅值的增加而增加;如果第2个取点频率大 于系统本身的固有频率,则当量质量和当量刚度随 着幅值的增加而减小,如图8、9所示;而当量阻尼 总是随着幅值的增加而减小,图10所示为第2个 取点频率大于系统本身固有频率的变化情况。

进一步分析,为了减小当量质量和当量刚度的计算误差,除了要减小激出响应幅值的误差, 从式(9)可以看出,取点频率应使 $\left|\frac{\omega_{\rm f}^2 - \omega_{\rm 2}^2}{\omega_{\rm 1}^2 - \omega_{\rm 2}^2}\right|$ 和

 $\left|\frac{\omega_1^2(\omega_1^2 - \omega_2^2)}{\omega_1^2(\omega_1^2 - \omega_2^2)}\right|$ 尽可能小,一方面取点频率尽可能

接近系统的固有频率,即取点要在共振点附近,但

是取点计算前无法知道系统固有频率的大小,可以 根据激出位移响应幅值大小来取点,另外就是确 保所取两点的激振频率差异不要过小。当量阻尼 的计算主要受激出响应幅值的误差影响,由表2 可以看出3个取点的幅值偏差都很小,因此3种取 点方式计算所得的当量阻尼误差均较小,如表3 所示。

为了分析激振试验激出相位的影响,假定激出的 幅值满足式(4),而第1点激出的相位也满足式(4), 第2点激出的相位与式(4)相差Δφ₂,则式(8)变为

$$\begin{pmatrix}
m_{ic} = m_{f} \left(1 - \frac{(\omega_{f}^{2} - \omega_{2}^{2})(1 - \cos\Delta\varphi_{2}) - 2\xi_{f}\omega_{f}\omega_{2}\sin\Delta\varphi_{2}}{\omega_{1}^{2} - \omega_{2}^{2}} \right) \\
k_{ic} = k_{f} \left(1 - \frac{\left(1 - \frac{\omega_{2}^{2}}{\omega_{f}^{2}} \right)(1 - \cos\Delta\varphi_{2}) - 2\xi_{f}\frac{\omega_{2}}{\omega_{f}}\sin\Delta\varphi_{2}}{\omega_{1}^{2} - \omega_{2}^{2}} \omega_{1}^{2}} \right) \\
c_{ic} = c_{f} \left(\frac{1 + \cos\Delta\varphi_{2}}{2} - \frac{\omega_{f}^{2} - \omega_{2}^{2}}{4\xi_{c}\omega_{c}\omega_{2}}\sin\Delta\varphi_{2}}{4\xi_{c}\omega_{c}\omega_{2}} \sin\Delta\varphi_{2}} \right)$$
(10)

式中ξ,为系统的模态阻尼比。

由式(10)可知,随着取点相位的变化,当量参数呈现三角函数的规律变化,且第2个取点频率接近共振点时,其中相位误差Δφ2的正弦项是相位误差引起当量参数计算偏差过大的主要原因;与幅值的影响一样,尽量保证激出响应的相位误差越小,则对当量参数计算的影响越小;取点越接近共振点越好,但同样两个取点激振频率相差不要过小也有利于减小相位偏差对当量质量和当量刚度计算的影响。

4 结 论

在基于激振试验频响数据计算直升机当量至 桨载中心的参数的过程中,不同取点的方案可能对 当量参数的计算影响比较大,可选取激出的位移响 应幅值最大的两点进行计算,能得到较好的结果, 但是激振试验获取的频响数据存在误差,可能对当 量参数的计算造成较大的偏差。对某型机大质量 状态机体的横向一阶模态当量参数进行计算,相位 偏差引起当量质量和当量刚度的计算结果偏差很 大。推导出当量参数关于幅值误差和相位误差的 计算公式,对其进行分析并给出以下建议:

(1)激振试验频响数据尽可能精确,有可能小的误差会引起当量质量和当量刚度较大的误差,特别要关注相位误差的影响。

(2)选取两点尽量接近共振点,可根据激出位 移响应幅值大小进行选取,如果计算出的模态阻尼 比与其他状态相差较多,应该多选几种取点方案进行计算,可采用所得当量参数计算频响曲线,并与 试验数据对比,选用拟合较好的取点方案。

(3)为避免当量参数的计算对幅值误差和相 位误差过于敏感,选取两点的激振频率差值不要 过小。

参考文献:

- [1] 张晓谷.直升机动力学设计[M].北京:航空工业出版社,1995.
 ZHANG Xiaogu. Helicopter dynamics design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1995.
- [2] RAYMOND G K. The NASA/Industry design analysis methods for vibrations (DAMVIBS) program—A government overview: AIAA—92-2200-CP[R]. [S. l.]: AIAA, 1993.
- [3] 张令弥.直升机全机振动分析与控制[J].南京航空 学院学报,1979,11(3):22-32.
 ZHANG Lingmi. The analysis and control of rotor induced vibration of helicopter[J]. Journal of Nanjing Aeronautical Institute, 1979, 11(3):22-32.
- [4] 胡国才,刘湘一,刘书岩,等.舰面状态直升机机体 在起落架上的固有频率分析[J].海军航空工程学院 学报,2012,27(6):639-644.
 HU Guocai, LIU Xiangyi, LIU Shuyan, et al. Analy-

sis of helicopter natural frequencies on landing gear at ship-borne conditions[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2012, 27(6): 639-644. [5] 胡国才,魏刚,吴靖.滑跑速度对直升机侧向模态频率的影响[J].南京航空航天大学学报,2016,48(4):
 516-521.
 HU Guocai, WEI Gang, WU Jing. Effect of running

velocity on helicopter lateral mode frequency [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(4): 516-521.

 [6] 于仁业,王刚,孙秀文,等.防止滑橇直升机地面共振机体需用阻尼分析[J].振动与冲击,2022,41(2): 305-311.

YU Renye, WANG Gang, SUN Xiuwen, et al. Analysis of the airframe damping required to prevent the ground resonance of a skid helicopter[J]. Journal of Vibration and Shock, 2022, 41(2): 305-311.

[7] 吴靖,胡国才,刘湘一.滑橇式直升机地面共振机体 动力学特性研究[J].振动与冲击,2019,38(21): 216-220.

WU Jing, HU Guocai, LIU Xiangyi. Fuselage dynamic features of skid helicopter ground resonance[J]. Journal of Vibration and Shock, 2019, 38(21): 216-220.

[8] 徐敏,张晓谷.一种分析滑橇式起落架直升机地面共 振的方法[J].南京航空航天大学学报,2004,36(4): 533-538.

XU Min, ZHANG Xiaogu. Analytical method of ground resonance for helicopter with ski landing gears[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(4): 533-538.

[9] 凌爱民,韩普祥,李五洲.直升机结构动特性建模技术研究[J].应用力学学报,2001,18(SI):131-136.
 LING Aimin, HAN Puxiang, LI Wuzhou. Investigation of modeling techniques for helicopter structure dynamic behaviour[J]. Chinese Journal of Applied Me-

chanics, 2001, 18(SI): 131-136.

[10] 张鹏杰, 沈安澜, 陈静, 等. 基于集中质量模型的直升 机全机固有频率计算方法[J]. 直升机技术, 2018(2): 19-21.

ZHANG Pengjie, SHEN Anlan, CHEN Jing, et al. An equivalent multi-mass analysis method for predicting vibration characteristics of helicopter[J]. Helicopter Technique, 2018(2): 19-21.

- [11] 王学良,夏品奇.直升机机身动特性的参数影响分析
 [J].南京航空航天大学学报,2017,49(2):200-205.
 WANG Xueliang, XIA Pinqi. Influences of parameters on dynamic properties of helicopter fuselage[J].
 Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(2):200-205.
- [12] MURTHY T S. Optimization of helicopter airframe structures for vibration reduction considerations, formulations, and applications[J]. Journal of Aircraft, 1991, 28(1): 66-73.
- [13] MOTTERSHEAD J E, LINK M, FRISWELL M I. The sensitivity method in finite element model updating: A tutorial[J]. Mechanical System and Signal Processing, 2011, 25(7): 2275-2296.
- [14] 李明强.直升机机体动力学相似模型设计与结构响应主动控制[D].南京:南京航空航天大学,2009.
 LI Mingqiang. Dynamic design and active control of structural response of helicopter airframe analogous model[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [15] 航空航天工业部科学技术研究院.直升机动力学手册[M].北京:航空工业出版社,1991.
 Academy of Science and Technology of Ministry of Aerospace Industry. Helicopter dynamics design manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1991.

(编辑:孙静)