

翼吊发动机安装结构等效建模 及其隔振设计

许 飞, 贺尔铭, 李景旭
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 为了研究翼吊发动机安装结构隔振特性并优化其隔振器设计,建立了发动机安装节-吊架-机翼结构理论分析及有限元模型.利用有限元方法进行了模态验证并分析了安装结构的隔振特性.进行发动机 3 种典型工况下的结构动响应分析确定了振动传递的主路径.基于振动传递路径法研究了隔振器参数和安装位置对安装系统隔振性能的影响规律.结果表明:振动载荷经安装结构后低压转子转频和高压转子转频峰值响应分别降低 22.03% 和 14.65%.低压转子转频振动传递主路径为发动机-前安装节-吊架-机翼,高压转子转频为发动机-后安装节-上连杆-机翼.通过合理设置隔振器位置可以使安装系统隔振率达到 50.41%,隔振器的频率比为 5 和阻尼比为 0.25 时安装系统隔振率可达 70.67%.为了优化整个发动机安装系统的隔振效果,设计隔振器时必须选取合适的安装位置和参数.

关 键 词: 隔振设计;翼吊发动机;振动传递;刚度;阻尼;隔振率

中图分类号: V228.4

文献标志码: A

Equivalent modeling and vibration isolation design of wing-mounted engine structure

XU Fei, HE Er-ming, LI Jing-xu

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to research the vibration isolation characteristics and optimize isolator design of wing-mounted engine mounting structure, the theoretical analysis model and finite element model of engine mounting joint-pylon-wing structure were built. The modal verification and vibration isolation characteristic of the mounting structure was analyzed using finite element method. The dynamic response and vibration transmission main path under three typical load spectra was analyzed. The influence of isolator parameters and position on the engine mounting system isolation performance was also analyzed based on the vibration transmission path method. The results show that the peak response of vibration load under rotation frequency of low pressure rotor, rotation frequency of high pressure rotor can reduce to 22.03% and 14.65% by the mounting structure; the vibration transmission main path under rotation frequency of low pressure rotor is the engine-former engine mounting joint-pylon-wing while under rotation frequency of high pressure rotor is the engine-latter engine mounting joint-upper connection rod-wing. The vibration isolation rate of mounting system can reach 50.41% by reasonably setting the position of the vibration isolator, and even reach 70.67% when the frequency ratio of isolator is 5 and the damping ratio is 0.25. The installation position and the parameters of isolator must be appropriately selected to acquire optimal vibration isolation effect of the entire engine mounting system.

收稿日期: 2014-11-08

基金项目: 航空科学基金(2012ZB53019)

作者简介: 许飞(1982—),男,陕西宝鸡人,博士生,主要从事结构动力学分析及优化设计研究.

Key words: vibration isolation design; wing-mounted engine; vibration transmission; stiffness; damping; vibration isolation rate

发动机是大型商用飞机上最主要的振动源,各航空工业发达国家对发动机安装的振动控制技术都非常的重视^[1].美军标 MIL-A-8860, MIL-A-87221 等都针对发动机的隔振安装问题提出了相关条款.美国民航规章 FAR-25 和中国民航规章 CCAR-25 也明确规定为了降低发动机振动引起的响应,发动机安装装置应采取隔振措施或吸能装置^[2].

发动机隔振安装设计是飞机振动与噪声控制,特别是改善舱内振动与噪声环境的重要措施.图波列夫振动声学实验室 Baklanov 等^[3-5]提出了一个考虑安装节低频动态特性的多耦合“发动机-吊架-机身”数学模型,并估算了发动机振动带来的舱内低频结构传递的噪声. Herbst 等^[6]介绍了液氮隔振器的组成和工作原理,建立了液氮隔振器的分析模型. Lord 公司 Rancourt 等^[7]通过实验对比了发动机液氮隔振器软安装与硬安装的振动载荷传递效率,结果表明新型液氮隔振器能减小一定频率下发动机前安装点的振动载荷传递率. DePriest^[8]引入了传递率和性能比的概念,并介绍了一系列隔振安装有效措施. Shim 等^[9]提出了一种发动机隔振的受控平衡安装 (CEM),该模型表现出极高的减振潜力. Swanson 等^[10]建立了硬连接和隔振安装系统的分析模型,分别推导了单一和多维复合隔振器安装系统的隔振性能比和传递应力表达式,并采用实验对上述两类系统所推导的公式进行了验证. 韩峰等^[11]利用 LMS Test. Lab 软件分析了发动机尾吊客机吊架与舱内设施的噪声与振动传递特性,并验证了该方法在大型客机工程应用可行性. 陈熠、贺尔铭等^[12-13]建立了“吊架-机翼-机身”结构的动力学有限元模型,得到了发动机振动载荷经机翼传递到机身各框段的传递特性. 宋波涛等^[14]建立了吊架的等效模型,分析了不同工况下吊架结构的隔振特性. 姜洪源、闫辉等^[15-16]重点分析了金属橡胶隔振器和钢丝绳隔振器的动静态性能. 姚起杭等^[17]介绍了旧式减振器的缺点与新式金属丝网减振器的工程设计方法及其在航空方面使用的特殊要求.

以往对发动机隔振设计多基于孤立的隔振器或局部结构特性进行隔振性能分析,很少基于发动机安装节-吊架-机翼整体结构模型来研究发动机安装系统的减振特性并优化整个安装系统隔振

器布局和设计. 本文以典型 A320 飞机翼吊发动机为研究目标建立了符合飞机真实结构动力特性的发动机安装节-吊架-机翼整体结构动力理论分析模型和有限元模型,通过对比发动机在硬安装(无安装节)和软安装(有安装节)下的隔振率分析了安装结构的隔振特性,并运用振动传递路径分析方法获取了发动机振动向机翼传递的主路径,通过分析对比在主传递路径上机翼根部的振动响应变化,总结了隔振器安装位置及其刚度、阻尼等参数对安装结构振动传递的影响规律,以期对新型发动机安装结构设计和隔振设计提供重要的参考依据.

1 发动机安装节-吊架-机翼理论分析模型

将发动机、安装节、吊架和机翼作为隔离体,由于发动机侧向位移很小,可近似以平面应变的受力方式来研究其隔振原理,建立发动机安装节-吊架-机翼理论分析模型,如图 1 所示.

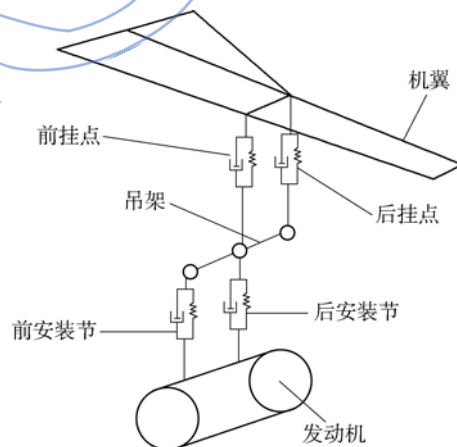


图 1 发动机安装节-吊架-机翼理论分析模型

Fig. 1 Theoretical analysis model of engine mounting joint-pylon-wing

设发动机安装节、吊架和机翼的动刚度分别为 k_1, k_2 和 k_3 ; 阻尼为 c_1, c_2 和 c_3 ; 质量为 m_1, m_2 和 m_3 . 简化的力学分析模型如图 2 所示.

设 Z_0 为发动机振动位移, Z_1, Z_2 和 Z_3 为各构件绝对位移,同时令 U_1, U_2 和 U_3 为各部件相对于其平衡位置的位移,则有

$$\begin{cases} U_1 = Z_1 - Z_0 \\ U_2 = Z_2 - Z_0 \\ U_3 = Z_3 - Z_0 \end{cases} \quad (1)$$

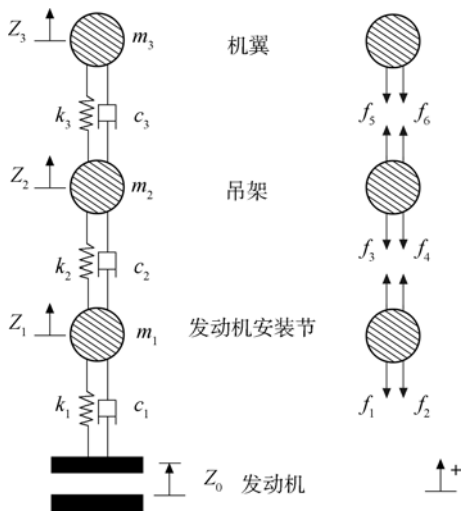


图2 发动机安装节-吊架-机翼力学分析模型

Fig. 2 Mechanics analysis model of engine mounting joint-pylon-wing

对各质心进行受力分析,各隔离体受力分析结果为

$$\begin{cases} f_1 = k_1(Z_1 - Z_0) = k_1 U_1 \\ f_2 = c_1(Z_1' - Z_0') = c_1 U_1' \\ f_3 = k_2(Z_2 - Z_1) = k_2(U_2 - U_1) \\ f_4 = c_2(Z_2' - Z_1') = c_2(U_2' - U_1') \\ f_5 = k_3(Z_3 - Z_2) = k_3(U_3 - U_2) \\ f_6 = c_3(Z_3' - Z_2') = c_3(U_3' - U_2') \end{cases} \quad (2)$$

对于不同的质点分别列出其平衡微分方程

$$\begin{cases} \sum F_1 = -f_1 - f_2 + f_3 + f_4 = m_1 Z_1'' \\ \sum F_2 = -f_3 - f_4 + f_5 + f_6 = m_2 Z_2'' \\ \sum F_3 = -f_5 - f_6 = m_3 Z_3'' \end{cases} \quad (3)$$

式中上角标“'”和“''”分别代表1阶和2阶导数。将式(1)、式(2)代入式(3)中,写成矩阵形式并简化可以得到整个模型动力学平衡方程

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{U}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{U}} + \mathbf{K}\mathbf{U} = \mathbf{P}_{\text{eff}} \quad (4)$$

其中

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m_1 & 0 & 0 \\ 0 & m_2 & 0 \\ 0 & 0 & m_3 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{U} = \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{P}_{\text{eff}} = \begin{bmatrix} -m_1 Z_0'' \\ -m_2 Z_0'' \\ -m_3 Z_0'' \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} c_1 + c_2 & -c_2 & 0 \\ -c_2 & c_2 + c_3 & -c_3 \\ 0 & -c_3 & c_3 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} k_1 + k_2 & -k_2 & 0 \\ -k_2 & k_2 + k_3 & -k_3 \\ 0 & -k_3 & k_3 \end{bmatrix}$$

实际求解时可以将发动机振动载荷谱转换为发动机振动位移 \$Z_0\$,通过求解式(4)即可获得各部件的振动响应。

2 发动机安装节-吊架-机翼动力学有限元等效建模及固有特性分析

本文参考主流机型 A320 的结构设计手册^[18]进行发动机安装节-吊架-机翼动力学有限元等效建模,并根据实际结构质量和刚度对所建立模型进行了力学修正,直至其力学特性符合工程实际。

2.1 发动机安装节-吊架-机翼有限元等效建模

目标发动机的前后安装节均是典型的复合型连动式高阻尼四连杆机构,也可称为球铰式连接结构隔振器,具体结构如图3所示。

A320 的安装节在航向(\$x\$向)有较大刚度,传递发动机产生的推力和航向惯性力。在侧向(\$z\$向)和垂向(\$y\$向)刚度很小,只需在侧向力作用下

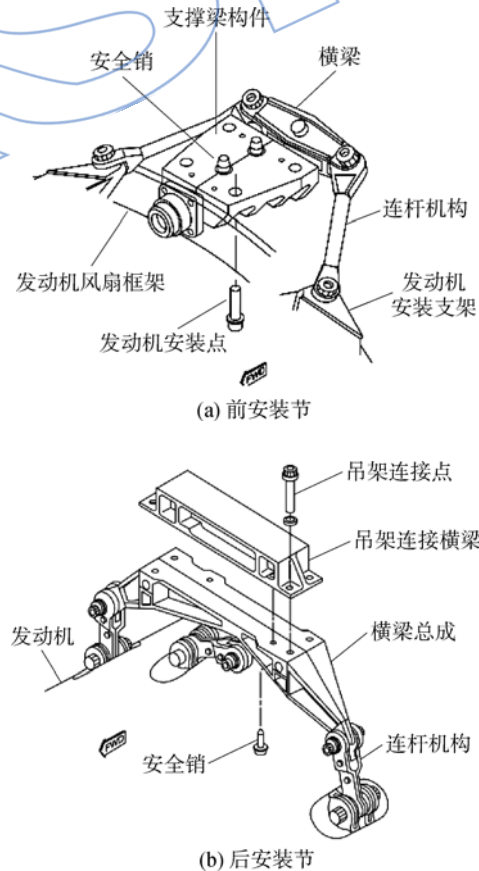


图3 目标发动机前后安装节

Fig. 3 Former and latter mounting joints of research engine

做有限牵连运动。 y, z 平面是四连杆机构运动平面,当发动机推力通过连杆中心时有很大的支持刚度传递发动机推力,在传递振动载荷时因连杆有转动自由度又有很低的支持刚度^[2]。

实际结构等效建模中略去支撑梁及螺钉孔部件,转动连杆采用梁单元模拟并放松转动连杆在 y 向的转动自由度,连接点采用球型铰支 Rjoint 单元模拟,当发动机推力通过球铰中心时有很大的支持刚度,但若遇各向振动载荷球铰支持绕运动空间有转动自由度可提供很低的支持刚度。前后安装节支撑杆与发动机和吊架连接部分均采用多点约束(MPC)固接,以便进行发动机振动传递路径分析及后续的隔振单元设计。

A320 发动机吊架采用超静定式支撑形式,在动力学建模中将吊架通过 4 个 Rjoint 单元模拟前后挂点,将吊架在上连杆、左连接点、右连接点模拟销接于机翼发动机安装部位。将发动机视为刚体并刚性连接于吊架前后挂点,发动机质量为 3000 kg,以集中质量形式加在发动机重心。采用文献[13]中的双梁支撑机翼模型,经多次刚度和质量校核后,本文最终建立的发动机安装节-吊架-机翼有限元模型如图 4 所示。

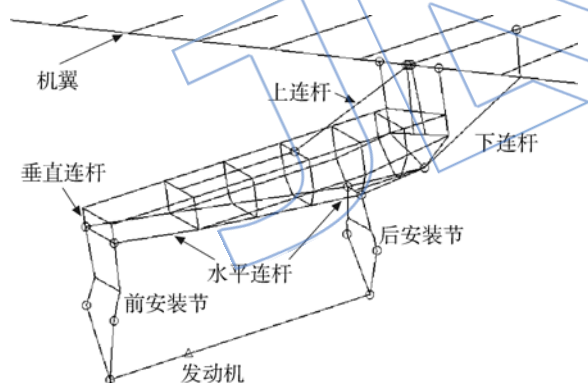


图4 发动机安装节-吊架-机翼动力学有限元模型

Fig. 4 Dynamic finite element model of engine mounting joint-pylon-wing

2.2 发动机安装节-吊架-机翼有限元模型的固有特性

针对以上建立的 A320 发动机安装节-吊架-机翼有限元模型,在机翼根部加载对称边界条件约束其 x 向平动、绕 y 轴转动和绕 z 轴转动,分别对硬安装和软安装模型进行模态分析,其前 5 阶固有频率分析结果见表 1。

从表 1 中可以看出,带安装节的模型机翼各阶固有频率值略有增大,这主要是因为安装节的

引入限制了机翼的自由振动,但从 1~600 Hz 频段观察,安装节结构并未显著改变飞机的固有模态,因此建立的模型是合理的。

表 1 软安装和硬安装模型前 5 阶固有频率

Table 1 The first five natural frequency of soft and hard mount engine model

安装模型	模态名称	频率/Hz
软安装 (有安装节)	机翼对称一弯	2.9292
	吊架对称垂直一弯	4.8766
	吊架对称水平一弯	7.5667
	机翼对称水平一弯	8.9357
	机翼对称二弯	9.4750
硬安装 (无安装节)	机翼对称一弯	2.9275
	吊架对称垂直一弯	4.5065
	吊架对称水平一弯	6.9121
	机翼对称水平一弯	8.9012
	机翼对称二弯	9.5448

3 发动机安装结构隔振特性研究

将发动机振动载荷谱作用于发动机前后挂点,利用 MSC. Nastran 软件的 SOL111 频率响应分析模块求解式(4),计算振动载荷经发动机-安装节-吊架传递到机翼上的动态响应。飞机大部分时间工作在巡航状态下,提取巡航状态下发动机硬安装和软安装时吊架与机翼连接点上的振动响应,分析发动机安装节结构的实际隔振特性,结果如图 5 和图 6 所示。

相对于硬安装形式,振动载荷由前后挂点经安装节传递到机翼后振动峰值响应明显减小,吊架与机翼右连接点 N_1 (发动机低压转子转频)响应峰值减小 46.24%, $3N_1$ 及 $5N_1$ 响应峰值减小

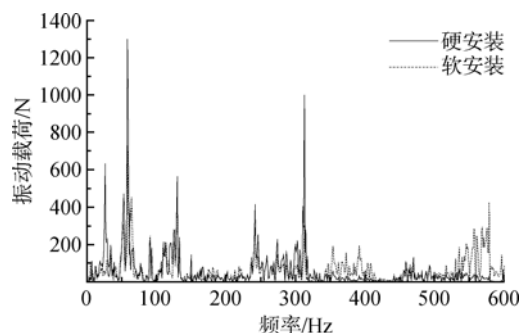


图5 吊架机翼左连接点隔振效果

Fig. 5 Isolation effect of left point pylon to wing

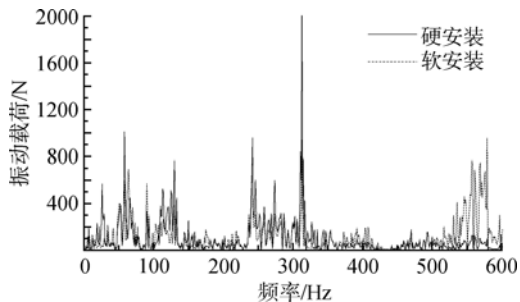


图 6 吊架机翼右连接点隔振效果

Fig. 6 Isolation effect of right point pylon to wing

89.41%和 70.31%,安装节起到了明显的隔振作用.

4 发动机安装结构各工况振动传递 路径仿真辨识

发动机安装结构传力形式反映了每根杆中的传力大小,既可对安装结构进行优化设计,也可为隔振器隔振安装提供重要参考依据.根据频率响应计算的发动机 3 个典型工况下的振动响应,提取安装节与吊架主要连杆上各特征频率下的振动响应方均根,各主要连杆单元序号如表 2 所示,计算结果如图 7 所示.

表 2 主要连杆单元号

Table 2 Element number of key connecting rods

单元序号	连杆位置
1261	吊架机翼右侧水平连杆
1300	吊架机翼右侧垂直连杆
1325	后安装节垂直连杆
1374	前安装节右侧水平连杆
1383	后安装节水平连杆
1434	前安装节左侧水平连杆
6641	下连杆
6717	上连杆
6722	前安装节垂直连杆

1) 起飞状态. N_1 下后安装节振动响应大于前安装节,下连杆传递力最大;中频段(150~370 Hz)上连杆传递力最大;高频段(370 Hz 以上)水平连杆传递力大于垂直连杆,上连杆为主要传力件.

2) 巡航状态. 各杆传力在整个频率段内表现一致规律.吊架上下连杆传递力最大,垂直连杆传递力大于水平连杆.在低频段发动机后安装节

及上连杆为主要传力件,在中高频段(270 Hz 以上)后安装节及左右连杆为主要传力件.

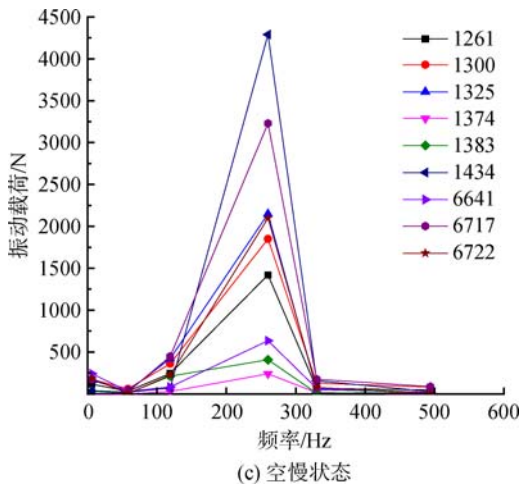
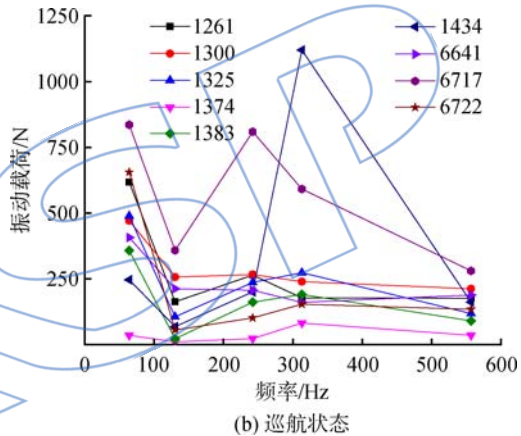
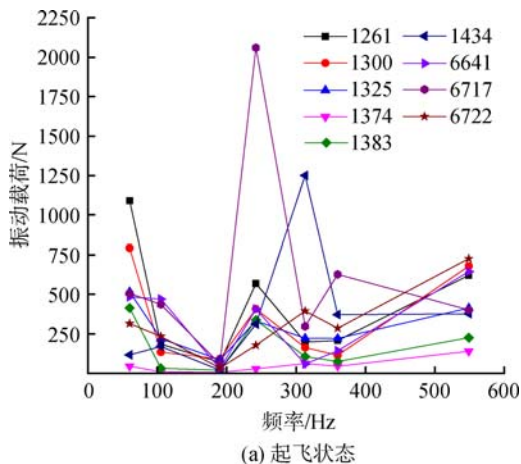
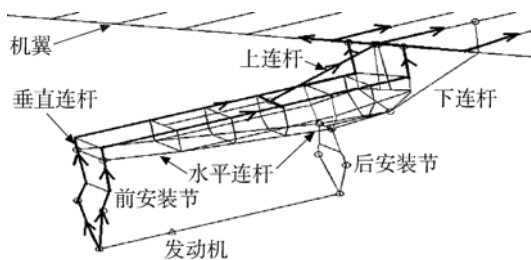
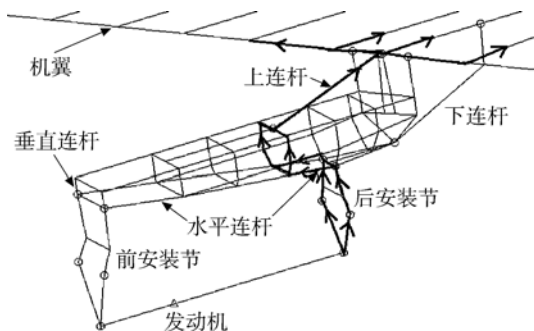


图 7 3 种工况下各连杆振动载荷峰值频率振动响应
Fig. 7 Rod vibration response of peak frequency under three typical load spectra

提取巡航状态 N_1 和 N_2 (发动机高压转子转频)下主要连杆上的振动响应方均根,利用传力路径分析方法总结巡航状态下发动机安装结构 N_1 和 N_2 时振动传递主路径,结果如图 8 和图 9 所示.

图8 巡航状态 N_1 下振动传递主路径Fig. 8 Primary vibration transfer path at N_1 in cruise state图9 巡航状态 N_2 下振动传递路径Fig. 9 Primary vibration transfer path at N_2 in cruise state

3) 空慢状态, N_1 , N_2 下前安装节水平连杆和吊架上连杆为主要承力件, 其他频段内各杆传递力与其基本一致, 垂直连杆传递力大于水平连杆, 前安装节为主要传力件, 且下连杆传力小于上连杆。

5 发动机安装结构隔振设计研究

发动机隔振安装的力学模型是发动机与隔振器加飞机安装节处的综合系统。一般情况下发动机的结构刚度较隔振器刚度或飞机结构刚度大10倍以上, 而隔振器的质量和惯量较发动机和飞机小得多。因此本文对隔振器力学模型设计做了如下简化: ①发动机视为刚体; ②隔振器的惯量忽略不计; ③隔振器的尺寸远小于发动机安装节间跨度, 可作为提供集中力的点支承。

5.1 隔振器安装位置对发动机安装结构隔振性能的影响

根据发动机振动传递路径分析结果, 针对建立的发动机安装结构有限元模型, 通过在发动机安装节与吊架之间增加弹簧单元来实现发动机的隔振安装, 本文采用一维 BUSH 弹簧单元仿真隔振器隔振性能, 根据理论分析, 要使隔振设计具有

隔振效果必须使得频率比

$$\lambda = \omega / \omega_n \geq 2.5 \quad (5)$$

其中 ω 是主要振动方向上的激振频率; ω_n 是隔振器在该方向上的固有频率, $\omega_n^2 = k/m$, m 为被隔振物体质量。

因此隔振器刚度

$$k = m\omega_n^2 = m(2\pi f)^2 = m[2\pi(N_1/\lambda)]^2 \quad (6)$$

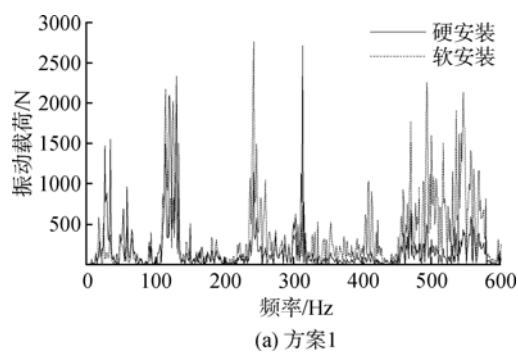
设置初始阻尼比为 0.2, 频率比 $\lambda=3$, 选取设置初始阻尼比为 0.2, 频率比 $\lambda=3$, 选取 4 种隔振器安装位置进行隔振设计, 详细隔振设计方案如表 3 所示, 机翼隔振效果如图 10 所示。

1) 3 种典型隔振方案下方方案 1 和方案 3 中机翼根部振动响应峰值都在 2800 N 左右, 而方案 4 中机翼根部振动响应峰值超过了 3000 N。

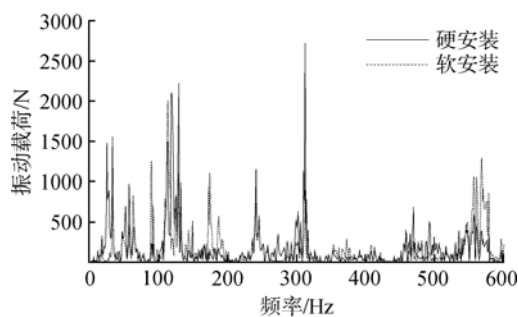
表 3 隔振器安装位置设计方案

Table 3 Design schemes of isolator position

方案	说明
1	发动机前后安装节安装相同隔振器, 隔振器刚度相同
2	发动机前后安装节安装不同隔振器, 隔振器刚度分别为 k_2, k_3 , 并且 $k_2 = 3k_3 = k_1/4$
3	吊架-机翼隔振设计, 吊架机翼连接处加隔振器 (上下连杆未加), 隔振器刚度为 k_4 且 $k_4 = k_1$
4	方案 2+方案 3, 在发动机前后挂点和吊架与机翼连接处均采用有效的隔振设计



(a) 方案1



(b) 方案3

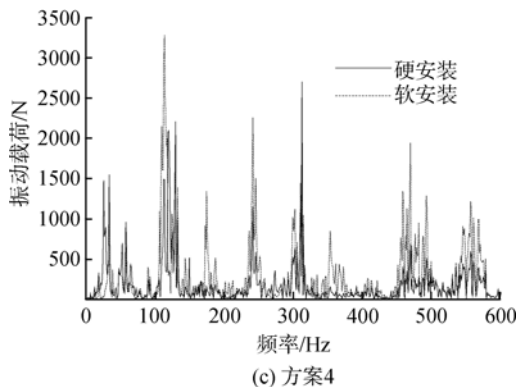


图10 3种隔振方案下机翼隔振效果

Fig. 10 Vibration isolation effect of wing under three isolation schemes

2) 在方案1中某些高频下,如242 Hz和 $5N_1$ 处出现了比较大的振动响应,考虑可能是由于添加隔振器使结构整体固有特性发生了大的变化,重新计算固有频率,发现在242 Hz及 $5N_1$ 附近确实存在共振频率.方案2在 N_2 振动响应比方案1更大,且在130, 300 Hz及高频处出现多个共振峰,不利于隔振设计.

3) 方案3中 N_1, N_2 下的振动响应分别减小了50.41%和87.83%, $2N_1, 3N_1$ 和 $5N_1$ 下振动响应分别减小了86.21%,4.45%和29.27%,在高频处也有非常明显的隔振效果,隔振效果最佳.方案4在 N_1 下振动响应有所减小,但在 $N_2, 2N_1, 3N_1$ 及 $5N_1$ 却引起了共振,考虑到这种设计涉及多自由度系统隔振器的串并联,设计时要综合考虑多种因素以避免产生共振.

5.2 隔振器刚度对发动机安装结构隔振性能的影响

根据前面的分析结果,方案3可提供最佳隔振器安装位置,在其基础上,通过改变频率比 λ 来改变隔振器的刚度,分析刚度改变对安装结构隔振设计的影响规律,结果如图11所示.

N_1 下隔振率随频率比 λ 变化不大,在频率比 $\lambda=4\sim5$ 时隔振率达到最大值47.2%,随后逐渐减小; N_2 频率下隔振率随频率比 λ 先增大后减小且趋势较明显,在频率比 $\lambda=5\sim6$ 时达到最大值90%.选取隔振器时应使隔振器的固有频率 ω_n 与发动机低压转子转频 N_1 之比应尽量接近5,使隔振率达到最大值.

5.3 隔振器阻尼对发动机安装结构隔振设计的影响

航空用隔振器要求共振放大因子 $Q\leq 3.0$,所

以隔振器的阻尼比 ζ 不能小于0.17^[15].在保持方案3中刚度不变的情况下,使隔振器的阻尼比在0.17~0.50范围逐渐增大,多次计算机翼根部对应 N_1, N_2 下的隔振率,分析阻尼比对隔振器隔振效果的影响规律,如图12所示.

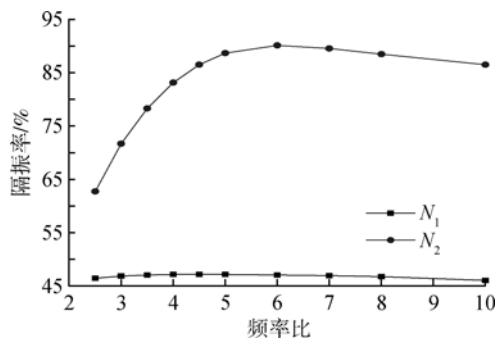


图11 隔振率随隔振器频率比的变化

Fig. 11 Vibration isolation rate change with the frequency ratio of vibration isolator

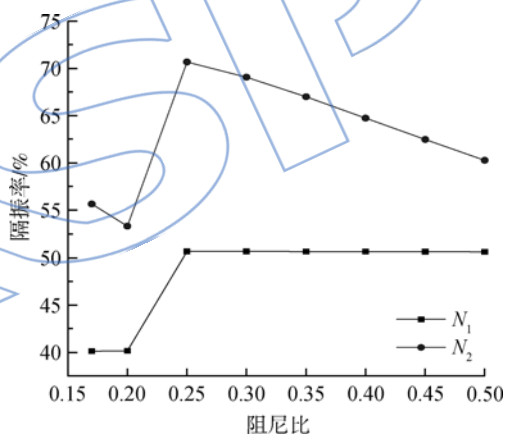


图12 隔振率随隔振器阻尼比变化

Fig. 12 Vibration isolation rate change with the damping rate of vibration isolator

N_1 下隔振率在阻尼比 $\zeta\leq 0.2$ 时基本不变, $0.2\leq\zeta\leq 0.25$ 时隔振率逐渐增大,在 $\zeta=0.25$ 达到最大值后保持平稳; N_2 下隔振率随 ζ 变化先增大后减小,在 $\zeta=0.25$ 时隔振率达到最大值70.67%.具体设计隔振器时,应从发动机 N_1, N_2 以及其倍频隔振率变化综合考虑选取隔振器的阻尼比.

6 结 论

1) 建立了典型翼吊发动机安装节-吊架-机翼动力学理论分析模型及有限元模型,根据其刚度、质量和模态分析结果对模型进行了修正和模态效验,较真实地反映了翼吊发动机安装结构的动力学特性.

2) 求解动力学平衡方程获得了各部件的振

动响应,振动载荷由前后挂点经安装节传递到吊架及机翼后各特征频率下振动响应峰值明显降低,吊架与机翼右连接点 N_1 响应峰值减小了 46.24%, $3N_1$ 和 $5N_1$ 对应峰值减小了 89.41% 和 70.31%, 安装节起到了明显的隔振作用。

3) 发动机巡航状态振动传递的主路径为: 发动机后挂点, 后安装节右侧、左侧连接处水平连杆, 吊架上连杆, 机翼连接处水平连杆, 最终传递到机翼上。 N_1 和 N_2 下的振动传递主路径不同。该结果可对整个安装系统结构优化设计提供指导, 对隔振器的设计也有重要参考价值。

4) 分析 4 种隔振方式下从发动机传递到机翼上的振动隔振效果可知, 只要在吊架与机翼之间合理设置隔振器便能在机翼上达到很好的隔振效果, 而当在安装节和吊架与机翼根部同时设置隔振器时, 由于涉及多自由度系统的隔振器设计容易激起安装结构高频振动, 需要综合考虑多种因素。隔振器的刚度和阻尼比对 N_1 和 N_2 下的影响规律比较相似, 在频率比 $\lambda=5$ 和阻尼比 $\zeta=0.25$ 时达到最大值。在设计隔振器时应综合考虑隔振器刚度、阻尼比和强度等因素, 选用满足要求且有良好隔振性能的隔振器。

参考文献:

- [1] 林国政. 航空发动机的安装和振动控制[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(4): 44-47.
LIN Guozheng. Installation and vibration control of aero-engine[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2009(4): 44-47. (in Chinese)
- [2] 苏尔敦. 飞机发动机隔振安装技术[C]// 中国航空学会第七届动力年会论文摘要集. 贵州 贵阳: 中国航空学会动力分会, 2010: 78-88.
- [3] Baklanov V S, Golov I V, Postnov S. Vibroisolation of power plants for new generation airplanes with engines of high by-pass ratio[R]. AIAA-2004-2823, 2004.
- [4] Baklanov V S, Zayakin A V. The calculation of structural noise in cabin for aircraft with high-by-pass ratio engines[R]. AIAA-2005-3034, 2005.
- [5] Baklanov V S. Low-frequency vibroisolation mounting of power plants for new-generation airplanes with engines of extra-high bypass ratio[J]. Journal of Sound and Vibration, 2007, 308(3/4/5): 709-720.
- [6] Herbst P T, Whiteford G P. The application of Fluidlastic® isolators on turbofan engines[R]. SAE Technical Paper 951176, 1995.
- [7] Rancourt D, Whiteford G P, Lemire J. A systematic approach to evaluate the effectiveness of engine mount systems[R]. AIAA-2003-1894, 2003.
- [8] DePriest J. Aircraft engine attachment and vibration control[R]. SAE Technical Paper 2000-01-1708, 2000.
- [9] Shim T, Margolis D. Controlled equilibrium mounts for aircraft engine isolation[J]. Control Engineering Practice, 2006, 14(7): 721-733.
- [10] Swanson D A, Miller L R, Norris M A. Multidimensional mount effectiveness for vibration isolation[J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(1): 188-196.
- [11] 韩峰, 王春梅, 扈西枝. 基于 LMS Test. Lab 的发动机尾吊客机的噪声与振动传递特性测量[J]. 噪声与振动控制, 2012, 32(2): 163-168.
HAN Feng, WANG Chunmei, HU Xizhi. Measurement and analysis of transfer performance of noise and vibration for civil aircraft with tail mounting engine based on LMS Test. Lab[J]. Noise and Vibration Control, 2012, 32(2): 163-168. (in Chinese)
- [12] 陈熠, 贺尔铭, 扈西枝, 等. 大型客机发动机振动载荷传递特性研究[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(3): 384-389.
CHEN Yi, HE Erming, HU Xizhi, et al. Exploring wing-mounted engine vibration transmission for new generation airplanes with turbofan engines of high bypass ratio[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(3): 384-389. (in Chinese)
- [13] 贺尔铭, 陈熠, 李玉龙, 等. 机翼双梁模型的动力学修正及应用[J]. 应用力学学报, 2013, 30(3): 367-373.
HE Erming, CHEN Yi, LI Yulong, et al. Dynamic modification and application of wing double-beam model[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2013, 30(3): 367-373. (in Chinese)
- [14] 宋波涛, 贺尔铭, 张钊, 等. 翼吊发动机吊架结构等效建模及隔振特性分析[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(4): 832-836.
SONG Botao, HE Erming, ZHANG Zhao, et al. Equivalent modeling and the damping characteristics analysis of the wing-mounted engine pylon[J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(4): 832-836. (in Chinese)
- [15] 姜洪源, 董春芳, 敖宏瑞, 等. 航空发动机用金属橡胶隔振器动静态性能的研究[J]. 航空学报, 2004, 25(2): 140-142.
JIANG Hongyuan, DONG Chunfang, AO Hongrui, et al. Research on dynamic and static characteristics of metal rubber isolator used in aero-engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(2): 140-142. (in Chinese)
- [16] 闫辉, 姜洪源, 李瑰贤, 等. 航空发动机管路支撑用钢丝绳隔振器仿真研究[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 1080-1083.
YAN Hui, JIANG Hongyuan, LI Guixian, et al. Simulation research on wire-rope isolator applied to aero engine pipe support[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 1080-1083. (in Chinese)
- [17] 姚起杭, 葛祖德, 潘树祥, 等. 航空用金属丝网减振器的设计研制[J]. 机械科学与技术, 2002, 21(增刊 1): 20-22.
YAO Qihang, GE Zude, PAN Shuxiang, et al. The design and development of aviation wire netting isolator[J]. Mechanical Science and Technology, 2002, 21(Suppl. 1): 20-22. (in Chinese)
- [18] Engler W. AI/ED-S 432. 0001/96 A319/A320/A321 Aircraft technical description: Volume 3B power plant[S]. Toulouse: Airbus Industries, 1999: 94-95.

(编辑: 陈 越)