

文章编号: 1001-4888(2016)05-0655-09

一种用于振动疲劳试验研究的典型翼面模拟件^{*}

王龙¹, 张治君^{1,2}, 邵闯^{1,2}, 李益萱^{1,2}

(1. 中国飞机强度研究所, 西安 710065; 2. 航空噪声与动强度航空科技重点实验室, 西安 710075)

摘要: 为开展飞机典型翼面结构振动疲劳问题及相关试验技术的研究, 参考某型飞机垂尾翼面设计了其模拟件。在有限元分析软件 Abaqus 中建立其有限元模型, 进行该模拟件的动力学分析和优化, 使其模拟某飞机垂尾的前三阶模态。结合模态振型分析, 给出一种确定单点振动载荷最优加载点的方法。窄带随机试验结果表明, 模拟件达到了设计要求, 可以用于某飞机垂尾翼面振动疲劳问题及相关试验技术的研究。

关键词: 典型翼面模拟件; 振动加载; 动力学优化设计; 振动载荷加载点

中图分类号: O34 **文献标识码:** A **DOI:** 10.7520/1001-4888-15-245

0 引言

传统飞机是按照静强度进行设计的, 然而许多现代战机进行大攻角飞行时, 会承受严重的抖振载荷^[1], 从而引起部件的疲劳损伤, 极大降低飞机的寿命。目前飞机的疲劳寿命仍然通过常规疲劳试验(只考虑常规疲劳载荷而不考虑抖振载荷的影响)来确定, 未考虑振动疲劳问题。这种常规疲劳试验已不能有效考核新一代先进战机的疲劳寿命。以美国 F/A-18 战机为例, 其机身全尺寸常规疲劳试验在 14903 小时时才在机身框出现裂纹^[2,3], 然而该机在实际飞行中不到 1000 小时机身框就产生了裂纹破坏。因此为满足先进战机典型翼面结构振动疲劳问题的研究, 需对振动疲劳试验技术进行前期研究, 如对振动疲劳试验中气动载荷与振动载荷的耦合加载进行研究^[4-7]。然而全尺寸飞机结构部件的振动疲劳试验仍在探索中, 国际上也没有公开的有价值的资料。为此, 需设计一套模拟飞机典型翼面结构及其支持方式的试验装置, 用于飞机典型翼面结构振动疲劳问题和相关试验技术的研究。

1 模拟件设计要求

为开展全尺寸飞机全机振动疲劳试验, 其试验系统中的主体框架及振动加载系统均需按照全机尺寸进行设计。这就要求典型翼面结构模拟件需按照某型机尾翼真实尺寸进行 1:1 设计, 保证模拟件表面可加载区域包含典型翼面的可加载区域, 以验证主体框架及振动加载系统满足全机状态下的试验要求。

现代战机大攻角飞行时, 其尾翼承受的涡流打击在频域是不连续的, 随着飞机速度和攻角的变化而变化。所以其尾翼上的抖振载荷是一系列可以激起飞机尾翼基础模态的窄带随机谱, 而导致其尾翼损伤的主要是低频段窄带谱。如美国的 F/A-18 战机, 文献[8]指出导致其损伤的主要模态有尾翼一阶弯曲模态、尾翼一阶扭转模态及尾翼二阶弯曲模态。国内也有很多学者通过风洞试验研究尾翼的抖振机理, 认为对双垂尾的抖振响应做主要贡献的是一节弯曲模态和一阶扭转模态^[9,10]。因此, 翼面结构模拟件对目标结构的前三阶模态进行动力学模拟, 就能够满足目标结构的振动疲劳问题及相关试验技术的

^{*} 收稿日期: 2015-12-27; 修回日期: 2016-03-27

通讯作者: 王龙(1986—), 男, 硕士, 工程师, 研究方向: 飞机结构的振动疲劳。Email: 277656112@qq.com

研究需求。这就要求模拟件的前三阶模态振型应与目标结构相近,且其三阶模态的频率与目标结构频率相差满足精度要求。工程上一般认为模拟件与目标结构的频率相差不大于 8% 时,模拟件的结构动力学特性可满足应用要求。

综上所述,某型机典型翼面结构模拟件及其支持结构的设计应满足如下要求:

- 1) 模拟件表面可加载区域应包含典型翼面可加载区域;
- 2) 模拟件的三阶模态振型与目标结构相近,三阶模态频率与目标结构相差不超过 8%;
- 3) 支持结构应满足模拟件的刚度和安装方式要求。

2 模拟件的设计方案

2.1 典型翼面模拟件设计

模拟件的设计采用厚度递减的金属盒段式结构,其具体设计方案是:以典型翼面中面为标准,按其形状尺寸设计金属板,上下面板在根部距离较大,而在顶部距离较小;用横向和竖向布置的金属肋板焊接成肋板框作为模拟件的加强框架。模拟件由上下面板与肋 L4 板框整体焊接而成,其结构见图 1。

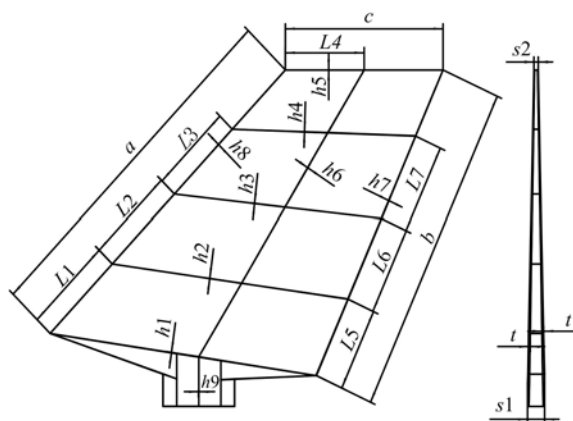


图 1 典型翼面模拟件的结构

Fig.1 Structure of typical wing simulator

姿态。

从正视图看,模拟件外形覆盖了典型翼面可加载载荷的各个区域,可满足模拟试验按照真实载荷在模拟件表面任意位置加载。模拟件是在其根部固定,因此根部厚度较大,且肋板分布较多,以便提供足够的强度与刚度,保证模拟件翼面载荷加载时根部固定端应力和变形满足要求。模拟件从根部到顶部的厚度逐渐减小,这种厚度逐渐降低的结构可以使模拟件从根部到顶部弯曲刚度逐渐减小而使载荷加载时顶部的变形增大。

2.2 模拟件的支持结构

典型翼面模拟件的双翼面需分别固定在整体框架加载位置,因此需要支持结构固定其

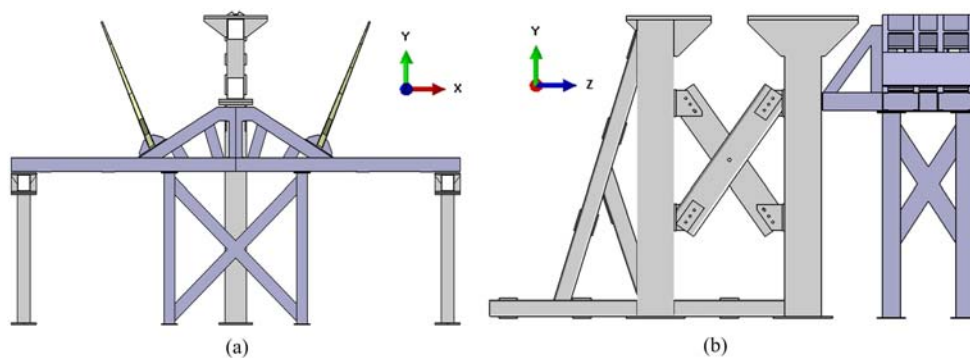


图 2 模拟件及其支持结构

Fig.2 Three-dimensional model of the simulator and its fixture

支持结构包括上部带角度的斜框及立柱,为使其具有一定的强度与刚度,带角度的斜框采用型材 25 槽钢作焊接而成;立柱部分包括 4 个 250mm×250mm 的方形空心型钢及 25 槽钢的加强斜撑,整体焊接。带角度的斜框和立柱部分螺接固定。支持结构借助整体框架的左、右侧立柱在左、右侧伸出的支臂末端进行固定,借助整体框架的顶部横梁约束其 Y 向自由度,如图 2(a)所示;借助整体框架的主承力立柱约束其 Z 向自由度,具体结构方式见图 2(b),同时将立柱底部与地面固定。支持结构上部带角度的斜框将模拟件按一定角度固定在整体框架中真实翼面位置以加载。

3 模拟件的动力学优化设计

3.1 优化目标

设计模拟件的目的是在模拟件表面施加随机振动载荷谱,进行动态疲劳试验技术研究。该随机振动载荷谱是三个窄带范围内的随机激励,典型翼面的一阶弯曲频率、一阶扭转频率及二阶弯曲频率分别包含在这三个窄带范围内。这就要求模拟件预试验加载振动载荷时,在三个窄带激励下可分别被激起一阶弯曲共振、一阶扭转共振及二阶弯曲共振。因此,模拟件的固有频率是模拟件设计的关键,决定模拟件设计的成败,目的是使模拟件的一阶弯曲频率、一阶扭转频率及二阶弯曲频率分别在载荷谱的三个窄带范围内,使模拟件在载荷谱的对应窄带内能发生共振。

因此,模拟件的动力学优化设计目标可表述为:在满足强度和刚度的前提下,保证三阶模态的振型与目标结构相近、三阶模态的频率与目标结构相差不超过8%,并使模拟件的质量达到最小。

3.2 几何优化

根据典型翼面的三阶模态信息,其一弯模态的节线在翼面根部,一扭模态的节线是以中间大轴为中心的竖向线,二弯模态的节线基本是在翼面中间的横向线。

因此,模拟件采用竖向、横向布置的筋板作为加强结构。竖向布置的筋板厚度(h_6 、 h_7 、 h_8)对模拟件的弯曲刚度影响较大而对扭转刚度影响较小,可通过调整竖向筋板的厚度来调整模拟件一阶、二阶弯曲频率,横向布置的筋板位置(L_1 、 L_2 、 L_3 、 L_5 、 L_6 、 L_7)对弯曲模态的振型影响较大,可通过改变横向筋板的位置来调整模拟件的一阶、二阶弯曲振型。

同样,横向布置的筋板厚度($h_1 \sim h_5$)对模拟件扭转刚度的影响较大而对弯曲刚度影响较小,改变横向布置的筋板厚度可调整模拟件的一阶扭转频率。竖向布置的中间筋板的位置(L_4)对扭转模态的振型影响较大,因此可通过改变筋板的位置来调整模拟件的一阶扭转振型。

通过多次评估,按照如图1所示的结构,竖向布置一个筋板,横向布置四个筋板能比较真实地还原典型翼面的振型,通过改变各筋板的厚度和位置可使模拟件的振型和频率与典型翼面基本一致。

3.3 参数优化

图1中,参数 $L_1 \sim L_7$ 确定模拟件中间夹层结构横、竖布置的筋板的位置; $h_1 \sim h_8$ 为其厚度, h_9 是底部结构的厚度; s_1 、 s_2 是模拟件根部、尖部的厚度; t 为模拟件上下钢板的厚度。

$$\text{令 } Q = [q_1, q_2, \dots, q_{19}]^T = [L_1, \dots, L_7, h_1, \dots, h_8, h_9, s_1, s_2, t]^T \quad (1)$$

以 Q 为要优化的参数,则模拟件的动力学优化问题实际上是在保证模拟件的强度与刚度满足要求、频率在给定范围内的情况下,使其质量达到最小,可表述为:

$$\text{Find } Q = [q_1, q_2, \dots, q_{19}]^T \quad (2)$$

$$\text{Min } M = \sum_{i=1} m_i \quad (3)$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} \sigma < \frac{\sigma_b}{n}, u > u_0 \\ \frac{|f_1 - f'_1|}{f'_1} \leq 8\%, \frac{|f_2 - f'_2|}{f'_2} \leq 8\%, \frac{|f_3 - f'_3|}{f'_3} \leq 8\% \end{cases} \quad (4)$$

其中, M 为模型的总质量; σ 为模拟件的最大应力; σ_b 为材料的许用应力; n 为安全系数,根据工程经验一般取4; u 为模拟件翼尖的最大位移; u_0 是翼尖要达到的最小位移; f_1 、 f_2 、 f_3 分别为模拟件的一阶弯曲、一阶扭转及二阶弯曲频率; f'_1 、 f'_2 、 f'_3 分别为目标结构的一阶弯曲、一阶扭转及二阶弯曲频率。

3.4 有限元建模

典型翼面结构模拟件及其支持结构是一种复杂结构,对其整体结构的固有频率计算尚没有一种有效的理论方法,因此需要采用有限元法进行计算。

模拟件与支持结构材料均为碳素结构钢 Q235,其弹性模量为 $E=210\text{GPa}$,泊松比为 $\mu=0.3$,材料密度 $\rho=7.86 \times 10^3 \text{kg/m}^3$, $\sigma_b=375\text{MPa}$ 。建立有限元模型时,为方便各参数的优化,减小计算时间并保证一定的计算精度,模拟件整体结构采用缩减积分壳单元 S4R,模拟件及其支持结构的整体有限元模型

见图 3(a)所示,模拟件的详细有限元计算模型见图 3(b)所示。

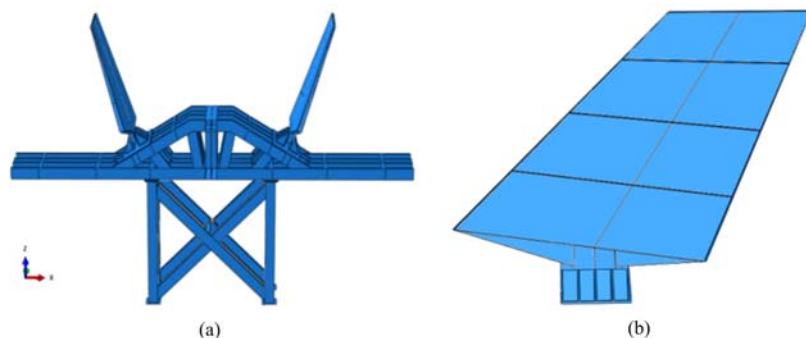


图 3 典型翼面模拟件的有限元模型

Fig. 3 Finite element model of typical wing simulator

3.5 优化过程

利用有限元分析软件 Abaqus 对模拟件进行分析,在该软件中建立两个分析步,分别计算模拟件的静态特性(应力、变形)和动态特性(频率)。其优化流程图见图 4。

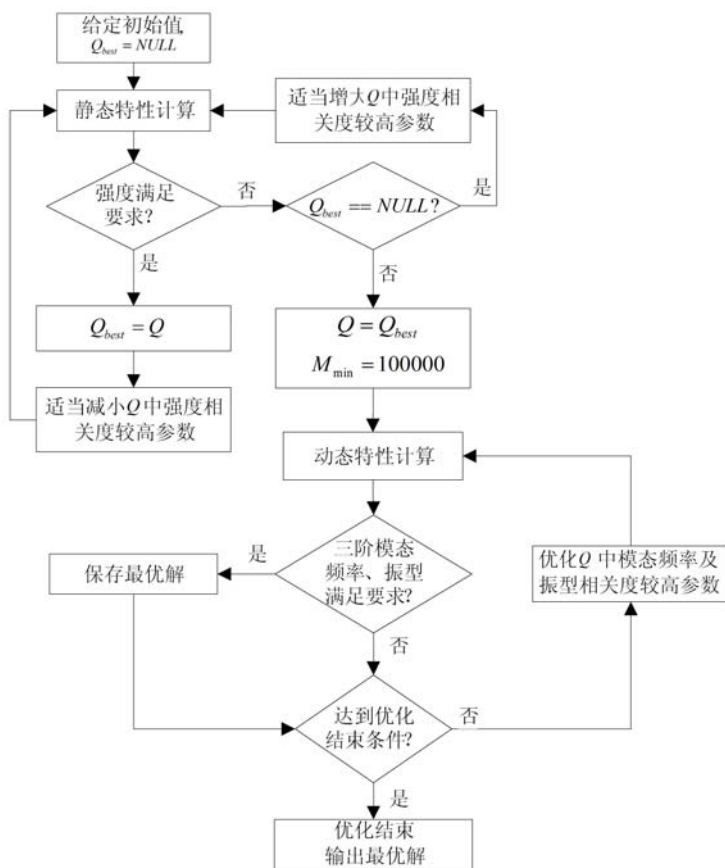


图 4 优化流程图

Fig. 4 The optimization flow chart

对应图 4 的优化流程,其具体优化步骤为:

Step1: 各参数给出初始值,令 Q_{best} 为空;

Step2: 进行静态特性分析步计算;

Step3: 判断静态特性是否满足要求? 若是,转 Step4,若否,转 Step5;

Step4: 保存当前参数变量,令 $Q_{best} = Q$,适当减小 Q 中强度相关度较高的参数,转 Step2;

Step5: 当前 Q_{best} 是否为空? 若是,适当增加 Q 中强度相关度较高的参数,转 Step2,若否,转 Step6;
Step6: 令 $Q=Q_{best}$, Q 为下一分析步初始值,令 M_{min} 为一较大值;
Step7: 进行动态特性分析步计算;
Step8: 判断三阶模态频率及振型是否满足设计要求? 若是,转 Step9,若否,转 Step10;
Step9: 计算模拟件质量 M ,若 $M < M_{min}$,令 $M_{min} = M$, $Q_{best} = Q$;
Step10: 检查是否已得到满足优化要求的最优解,或者是否达到最大循环优化次数,若是,则保存当前最优解并转 Step12;
Step11: 优化 Q 中模态频率及振型相关度较高的参数,转 Step7;
Step12: 优化结束,输出最优解 Q_{best} ,最小质量 M_{min} 。
考虑模拟件的加工成本,筋板及上、下面板的厚度均只选用标准钢板的厚度。

3.6 最优结果

根据图 4 给出的优化流程,以式(3)表述的质量最小为优化目标,同时满足式(4)列出的约束条件,通过有限元软件 Abaqus 的迭代优化计算,可得模拟件各参数的最优结果。

所得最优解的强度和刚度均满足设计目标,最优解的质量为 1180kg,其三阶频率见表 1,所得最优解的三阶振型见图 5。

表 1 模拟件计算所得三阶频率
Tab.1 The calculated three mode's frequency of simulator

一阶弯曲频率	一阶扭转频率	二阶弯曲频率
13.2Hz	34.9Hz	48.4Hz

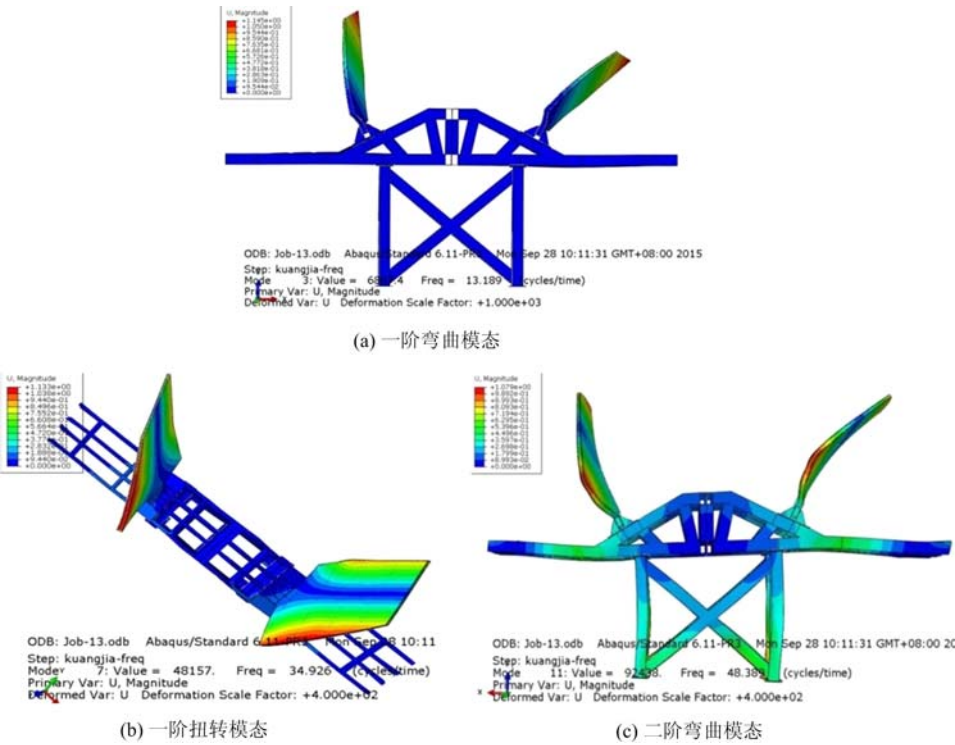


图 5 模拟件的模态

Fig.5 Modes of simulator

根据表 1 中模拟件有限元模型计算结果,其三阶模态频率与目标结构相差小于 8%。图 5 中(a)为模拟件一阶弯曲模态,(b)为一阶扭转模态,(c)为二阶弯曲模态,其振型与目标结构相近,满足设计要求。

4 最优振动加载点的确定方法

本节基于模拟件的有限元模型,通过计算分析,研究典型翼面振动加载点的确定方法。

4.1 通用原则

典型翼面结构振动试验中,其振动载荷加载点的选取,目前尚没有一套完整的理论基础。试验中使用的准则是:振动载荷加载点处的位移应足够小,以保证其不会超过加载设备的最大位移;测量响应点处的加速度均方根值与加载点处的均方根值之比(以下称放大因子)应足够大,以使响应点处的响应值满足要求。

一般常用的方法是在被试件局部刚度较大区域(比如有筋板处)选一个或几个点,通过试验的方法确定一个加载点。这种方法有一个缺点是比较依赖工程经验,且需经过多次试验才能确定。

4.2 基于有限元的振动最优加载点确定方法

本文采用有限元方法,对模拟件进行模态分析,获得其各阶模态频率及振型,根据其振型确定各阶模态的节线,在此基础上,以试验载荷谱为加载谱,用模态叠加法对模拟件进行随机响应分析,获得每个加载点对应的位移及翼尖的加速度响应,通过曲线拟合,获得加载点位置变化时对应的放大因子及加载点处的最大位移变化规律,从而得到最优加载点位置。所确定最优加载点应满足以下要求:

- 1) 加载点处的位移量满足加载设备要求;
- 2) 在最优加载点处加载时响应测量点处的放大因子最大;
- 3) 在最优加载点处加载时能同时激起试验需要的各阶模态共振。

4.3 确定模拟件的振动最优加载点

本文利用有限元软件 Abaqus 对模拟件进行模态分析,可得其三阶模态的节线如图 6 所示。在其一弯节线与二弯节线之间的区域加载,有利于同时激起模拟件的一阶弯曲、二阶弯曲共振,但在该区域内,一阶扭转节线 AB 上加载时,无法激起模拟件的一阶扭转共振。考虑加载点处的局部刚度应较大,故在该区域内的模拟件横向筋板 CD 上选取一点作为最优加载点。

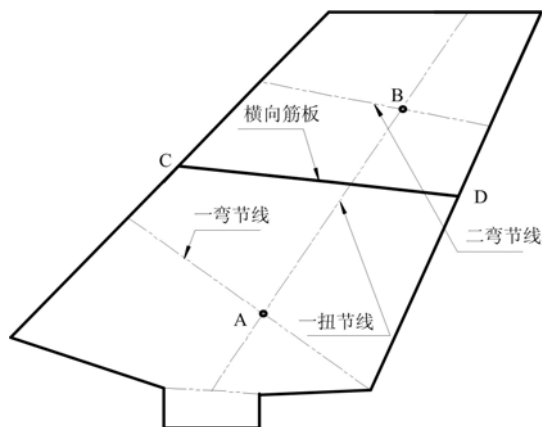


图 6 模拟件三阶模态的节线
Fig. 6 Zero displacement line of
three modes on the simulator

在 CD 上得到最优加载点位置采用的方法是:将 CD 分成多段,并选取多个加载点,采用给定的模拟件调试载荷谱,进行随机响应分析,得到每个加载点对应于翼尖响应的放大因子及该加载点处的最大位移变化,用最小二乘法拟合其变化规律,在最大位移满足加载设备要求的前提下,选取放大因子最大的点为最优加载点。图 7、图 8 分别为加载点在 CD 上从 C 点到 D 点按 CD 总长的 1/10 变化时,其对应的放大因子及最大位移变化规律曲线。

从图 8 可以看出振动载荷在 CD 线上加载时,瞬时最大位移量为 2mm,小于振动加载设备的最大位移,加载设备可正常加载。从图 7 中可以看出,当加载点在点 5、6 之间的 P 点加载时,

放大因子最大,为 2.6。因此,我们取 P 点为模拟件振动载荷加载点。

5 模拟件的测试试验

为验证本文给出的模拟件最优设计方案,及基于此方案的模拟件振动载荷最优加载点,对模拟件进行窄带随机振动试验。

5.1 试验系统

通过三维建模和 Abaqus 有限元软件对模拟件进行动力学优化设计,加工而成的模拟件及其支持

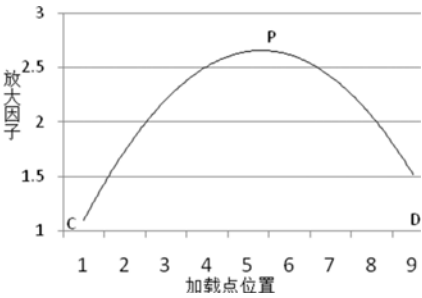


图 7 放大因子变化率

Fig. 7 Change rule of magnification factor

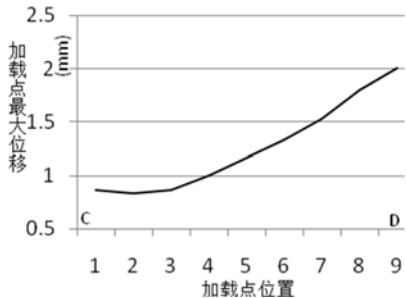


图 8 加载点处最大位移

Fig. 8 The maximum displacement of loading point

结构在振动疲劳框架系统中的安装见图 9,蓝色部分为典型翼面模拟件及支持结构,白色部分是整体框架,橘红色内框部分为振动加载系统。

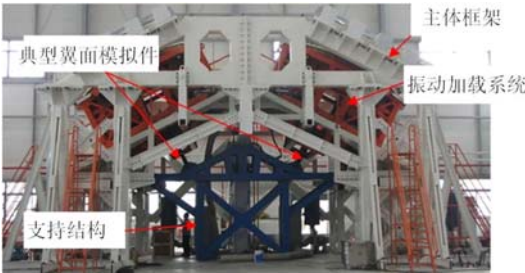


图 9 模拟件及其支持结构

Fig. 9 The simulator and it's fixture

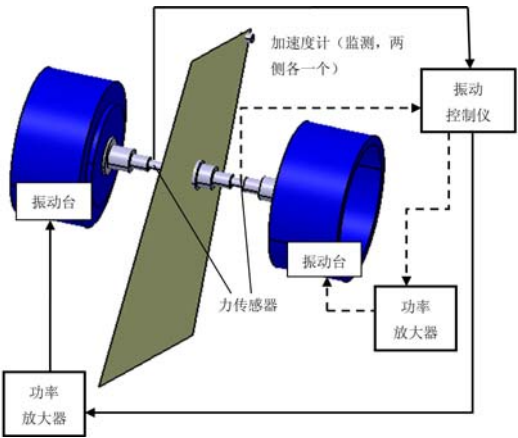


图 10 试验系统示意图

Fig. 10 Sketch of test system

如图 9 所示,两件典型翼面模拟件对称安装在支持结构两侧,两侧模拟件的试验状态一致,图 10 为单侧模拟件的试验系统示意图。图中,振动控制仪采用 SD 公司 MIMO-jaguar 控制仪,力传感器为 PCB 公司 227c 型传感器,翼尖的加速度计型号为 PCB 公司 M353B18,振动台为苏州苏试试验仪器公司的 DL-4000-50。

5.2 窄带随机振动试验

为获得模拟件的真实振动特性,对其进行窄带随机振动试验,振动载荷加载位置按本文第 4 节给出的方法确定,振动载荷谱见图 11,载荷谱包含三个频带,控制 1、控制 2 分别为左、右两侧模拟件的控制谱线。响应 1、响应 2 是左侧模拟件两侧的加速度传感器响应曲线,响应 3、响应 4 是右侧模拟件两侧的加速度传感器响应曲线,所得结果见图 12。

表 2 模拟件的三阶频率

Tab. 2 Three mode's frequencies of simulator

	一阶弯曲频率	一阶扭转频率	二阶弯曲频率
响应 1 实测值	12.2Hz	34.5Hz	50.8Hz
响应 2 实测值	12.2Hz	34.5Hz	50.8Hz
响应 3 实测值	12.2Hz	34.4Hz	56.1Hz
响应 4 实测值	12.2Hz	34.4Hz	56.1Hz

分析模拟件的响应图谱,按照本文所得最优加载点施加振动载荷时,模拟件在三个窄带均有响应峰,能被激起一阶弯曲、一阶扭转、二阶弯曲共振,各测点在三个窄带内的响应峰值对应频率见表 2。由



图 11 窄带随机振动试验控制谱

Fig. 11 The control spectrum of random vibration test

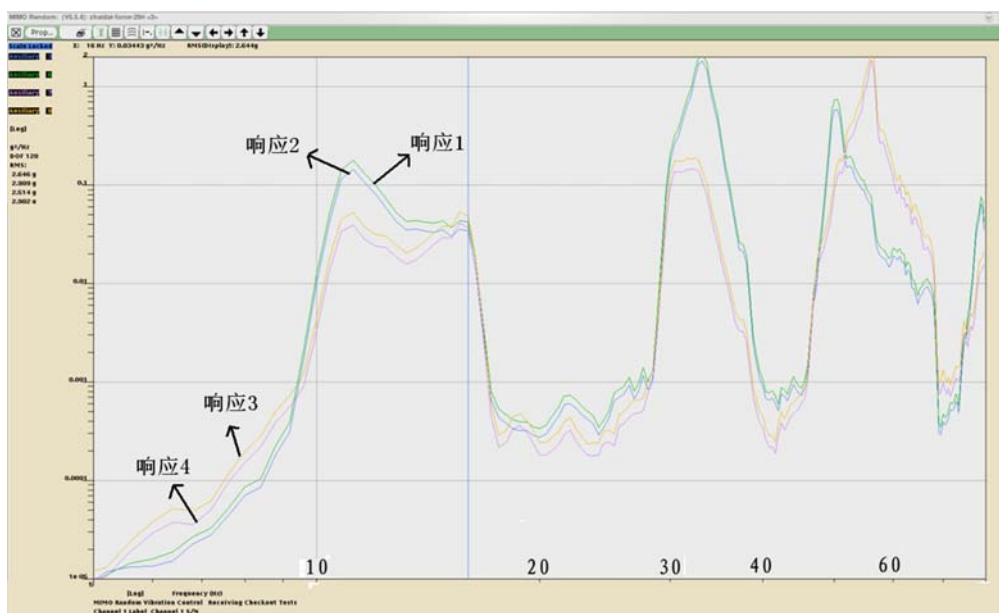


图 12 随机响应图谱

Fig. 12 Response spectrum of the test

表 2 可知,左侧模拟件一阶弯曲频率为 12.2Hz,一阶扭转频率为 34.5Hz,二阶弯曲频率为 50.8Hz,右侧模拟件一阶弯曲频率为 12.2Hz,一阶扭转频率为 34.4Hz,二阶弯曲频率为 56.1Hz,左侧模拟件与右侧模拟件二阶弯曲频率相差 5.3Hz,造成该误差的主要原因是两侧模拟件的加工误差及两侧模拟件在支持结构上的安装误差。两侧模拟件与目标结构频率误差均小于 8%,满足设计要求。

选取响应 1 为分析对象,观察图 11 及图 12,图 11 中控制 1 曲线为控制谱线,该控制谱的均方根值为 1.212grms,图 12 中响应 1 曲线为响应曲线,其均方根值是 2.909grms,因此,该加载点的放大因子为 2.4,与理论计算值 2.6 相差 0.2,满足加载要求。

6 结论

本文以典型翼面振动疲劳问题及相关试验技术研究为背景,设计了典型翼面模拟件及其支持结构,完成了试验测试,结果表明:

- (1) 按本文优化计算方法设计的典型翼面模拟件一阶弯曲、一阶扭转及二阶弯曲频率在试验载荷谱三个窄带范围内,与目标结构对应频率相差不超过 8%;
- (2) 支持结构具有足够的支持刚度,并能保证模拟件的安装状态,达到了设计要求;
- (3) 在本文确定的模拟件振动最优加载点处进行随机窄带激励,能激起模拟件的一阶弯曲、一阶扭转及二阶弯曲共振,加载点处计算所得放大因子与实测放大因子基本相等。

参考文献:

- [1] Lee B H K. Vertical tail buffeting of fighter aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2000, 36:193—279.
- [2] Graham D, Symons D, Sherman D. ARL F/A-18 IFOSTP full scale fatigue test[C]. 5th Australian Aeronautical Conference, 1993:317—324.
- [3] Molent L, Barter S A, White P, et al. Damage tolerance demonstration testing for the Australian F/A-18[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31:1031—1038.
- [4] 曹琦, 邵闯, 姚起杭. 飞机结构件复合加载振动环境试验技术研究[J]. 航空学报, 1998, 19(4):405—409(CAO Qi, SHAO Chuang, YAO Qihang. Research on vibration environment test technology of aircraft structure combined with fatigue or static load[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(4):405—409(in Chinese))
- [5] 邵闯, 方可强. 静载作用下的飞机结构振动环境试验研究[J]. 机械科学与技术, 2009, 28(11):1505—1508, 1513(SHAO Chuang, FANG Keqiang. Vibration experiments for aircraft structure under static loads[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2009, 28(11):1505—1508, 1513(in Chinese))
- [6] 李益萱, 张治君, 邵闯. 气动加载与振动激励耦合试验方法研究[J]. 实验力学, 2014, 29(4):499—505(LI Yixuan, ZHANG Zhijun, SHAO Chuang. On the experimental method of aerodynamic loading and vibration excitation coupling[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2014, 29(4):499—505(in Chinese))
- [7] 张治君, 李益萱, 王龙等. 一种新的振动叠加气动耦合加载技术[J]. 实验力学, 2014, 29(2):172—180(ZHANG Zhijun, LI Yixuan, WANG Long, et al. A new loading technology based on the coupling of mechanical and aerodynamic vibration[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2014, 29(2):172—180(in Chinese))
- [8] Healey M D. F/A-18E/F vertical tail buffet design analysis and test[R]. Norfolk, Virginia; 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2003, 69(4):633—635.
- [9] 李小璐, 唐凯, 雷鸣. 飞机垂尾抖振响应的飞行试验研究[J]. 实验流体力学, 2014, 28(2):21—26(LI Xiaolu, TANG Kai, LEI Ming. Study on flight test of vertical-fin buffeting response of aircraft[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(2):21—26(in Chinese))
- [10] 王巍, 杨智春, 张新平. 扰流激励下垂尾抖振响应主模态控制风洞试验研究[J]. 振动与冲击, 2012, 31(16):18—21(WANG Wei, YANG Zhichun, ZHANG Xinping. Fin buffeting alleviation in disturbed flow by buffeting principal modal control method[J]. Journal of Vibration and Shock, 2012, 31(16):18—21(in Chinese))

On a Typical Wing Surface Simulator used in Vibration Fatigue Experiment

WANG Long¹, ZHANG Zhi-jun^{1,2}, SHAO Chuang^{1,2}, LI Yi-xuan^{1,2}

(1. Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China; 2. Aviation Science and Technology Key Laboratory of Aircraft Noise and Vibration Engineering, Xi'an 710075, China)

Abstract: In order to carry out vibration fatigue problem study of aircraft typical wing surface structure and relevant experimental technology, referring to vertical tail wing of a certain type of aircraft, a typical wing surface simulator was designed. A finite element model was established first by using finite element analysis software ABAQUS, based on which, dynamic analysis and optimization of this simulator was carried out. The first three modes of vibration of aircraft vertical tail wing can be simulated. Based on modal vibration mode analysis, a method was presented to determine the optimal loading point of single point vibration load. Narrow band random experimental results show that this simulator can meet the design requirements and can be used in vibration fatigue problem study of a certain type aircraft vertical wing surface and relevant experimental technology.

Keywords: typical wing surface simulator; vibration loading; dynamic optimum design; vibration loading point