

文章编号: 1674-8190(2023)03-157-07

飞机冲击载荷等效静载的确定方法研究

张玉杰^{1,2}, 黄超广², 李斌¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 航空工业第一飞机设计研究院 强度设计研究所, 西安 710089)

摘要: 如何确定冲击载荷的等效静载对飞机结构的强度设计和验证具有重要意义。基于经典冲击载荷时域曲线后峰锯齿波、单自由度冲击动响应理论和位移等效原则, 建立冲击载荷动态缩放系数求解公式; 基于三角函数不等式关系, 推导出动态缩放系数与冲击载荷作用时间、结构固有频率乘积的函数关系。建立求解冲击载荷等效静载方法的实施流程; 以简化拦阻钩系统的冲击和缩比模型的水上迫降为例, 对所提方法的有效性进行验证。结果表明: 拦阻冲击载荷动态缩放系数的理论估计值与仿真计算值的相对误差小于4%, 水上迫降等效静压与选用的设计压力相对误差为0.9%, 所建立的动态缩放系数的理论计算公式精度较高, 所提方法可供工程相关应用参考。

关键词: 冲击载荷; 等效静载; 后峰锯齿波; 位移等效; 动态缩放系数; 结构强度设计

中图分类号: V215.1; V415.4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.03.16

A method to determine the equivalent static load of aircraft impact load

ZHANG Yujie^{1,2}, HUANG Chaoguang², LI Bin¹

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

(2. Department of Strength Engineering Research, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: It is significant to determine the equivalent static load of impact load for the strength design and verification of aircraft structures. The formula to calculate shock load dynamic effect coefficient is established based on terminal peak saw-tooth shock pulse describing the time history of shock load, single freedom dynamic response model and the equivalent principle of model displacement. Then the function relationship between dynamic effect coefficient and the product of shock load duration and model natural frequency is deduced from trigonometric function inequality. The flow chart to determine equivalent static load of shock load is drawn according to the above theory. Finally this method is used to verify the equivalent static load of arresting hook system and aircraft model ditching process. The comparative results show that the maximal relative error of dynamic effect coefficient of arresting impact load is below 4% between theoretic estimated values and numerical simulated values by FEM, the relative error of equivalent static pressure during model ditching test is below 0.9% between theoretic estimated value and determined design value. It shows that the theoretical calculation formula of the established dynamic effect coefficient has a high accuracy, and the proposed method has certain engineering application value.

Key words: shock load; equivalent static load; terminal peak saw-tooth shock; displacement equivalent; dynamic effect coefficient; structural strength design

收稿日期: 2022-12-14; 修回日期: 2023-04-12

通信作者: 张玉杰, zhyj050122@sina.com

引用格式: 张玉杰, 黄超广, 李斌. 飞机冲击载荷等效静载的确定方法研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(3): 157-163, 177.

ZHANG Yujie, HUANG Chaoguang, LI Bin. A method to determine the equivalent static load of aircraft impact load[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(3): 157-163, 177. (in Chinese)

0 引言

在飞机结构设计中,静强度设计已基本成熟,由于其方法简便,计算分析与验证相对容易,已成为结构强度安全设计的基础^[1]。静强度设计在大多数载荷工况下是适用的,然而,飞机实际所承受的载荷形式多样^[2],不仅有静态载荷或准静态载荷,还有一些冲击载荷,例如,弹射拦阻^[3]、水上迫降^[4]、离散源撞击^[5]等。对于这些冲击载荷问题,若直接依据载荷峰值进行静强度设计,可能会导致安全系数偏低或过于保守,使结构设计质量存在隐患或过于笨重;若进行复杂的瞬态响应计算,又较为费工费时,并且存在许多不确定因素,更不利于试验验证。因此,如何获取冲击载荷的等效静载,是结构抗冲击强度设计领域一个值得研究的问题。

国外针对该问题开展了研究。W. S. Choi等^[6]综合振动理论和有限元法提出一种求解动态载荷等效静载的方法,并与基于位移场的等效法和基于应力场的等效法进行对比,证明所提方法的精度更高;S. H. Javier等^[7]分析了大质量体冲击结构时的等效静载,将等效静载表征为冲击体质量、冲击速度、结构质量和刚度的函数,理论分析和有限元仿真所得的位移曲线吻合度高,研究发现冲击体质量与结构质量之比是影响等效机理的重要因素;M. A. Gharaibeh等^[8]研究了电路板受冲击后的等效静载,依据理论推导将等效静载表示为等效弯曲刚度与冲击位移最大值的乘积,通过仿真案例表明该方法可以节省85%的计算时间和70%的计算机资源。上述研究表明冲击载荷的等效静载具有理论研究和工程应用价值。

国内目前在求解冲击载荷的等效静载时,通常采用的方法有:

1) 滤波法。将原始冲击信号经过低通滤波或小波分析后,取其幅值作为等效静载。例如,汪覃^[9]针对侵彻纸靶的过载信号提出了一种低通滤波方法,通过该方法对冲击载荷下的加速度信号进行了有效处理;赵勋^[10]利用数字滤波方法对实船试验冲击环境和应变响应数据进行了预处理,预测和修正了低频冲击环境。这类方法的不足在于,无法确定合适的滤波截止频率。

2) 时间平均法。根据冲量定理(力乘以时间为常量)折算等效静载。例如,徐维铮等^[11]基于冲

量等效原理建立了封闭空间内爆炸载荷的简化模型,推导出准静态超压峰值的计算公式,通过数值仿真表明该公式有效;程炜等^[12]根据冲量定理建立最大动载预估模型,计算出特定空投条件下假人的最大动载,模型计算结果与仿真结果一致性较好。这类方法的不足在于,在选取等效静载的作用时间时不够严谨。

3) 动量和动能法。结合能量原理、动量原理和达朗贝尔原理,建立等效载荷系数。例如,边文凤等^[13]根据上述三种原理,提出了水下爆炸载荷静态等效方法,并通过算例验证了方法的可行性;蔡林刚^[14]基于超压等效法研究了内爆载荷的等效静态载荷,理论分析结果与数值仿真结果十分吻合。这类方法的不足在于,计算分析过程复杂。

4) 修正系数法。采用一系列修正系数,将冲击载荷换算为等效静载。例如,耿少波等^[15]分析了线性与指数型两种爆炸冲击波衰减载荷模式下弹性和弹塑性阶段的等效静载动力系数差异;王江等^[16]建立了一种最大动态放大系数的表达式,并将其用于设备安装支架在特定冲击载荷作用下的动强度评估。这类方法的不足在于,在确定修正系数时不够严谨,缺乏理论依据。

针对以上问题,本文提出一种求解冲击载荷等效静载的方法,通过较为严密的理论推导建立等效静载与冲击载荷峰值之比(定义为动态缩放系数)的求解公式,并给出实施流程和应用案例,以为飞机结构抗冲击强度的分析与验证提供参考。

1 理论研究

1.1 冲击波形

真实情况下冲击载荷是不规则的,通常无法用准确的数学公式描述。为便于分析和试验,飞机设计中常使用经典冲击脉冲。经典冲击脉冲指的是能用简单的数学方程式精确描述的冲击脉冲,常用的有半正弦冲击脉冲、后峰锯齿冲击脉冲等。GJB 150.18A—2009建议选用的经典脉冲形式为后峰锯齿波^[17]。

从单自由度系统在半正弦波和后峰锯齿波这两种波形冲击力作用下的响应位移来看,当冲击力冲量一定时,两者引起的冲击响应最大值基本一致,相比而言,后峰锯齿波的峰值较大。从结构保守设计考虑,也应选用该波形描述冲击力。因

此,本文采用后峰锯齿波建立冲击载荷数学模型。

1.2 冲击响应

实测的冲击加速度时间历程及其功率谱密度(PSD)如图1所示,可以看出:时域曲线也类似后峰锯齿波,冲击能量主要集中在低频,并且随频率的升高而急剧减小。

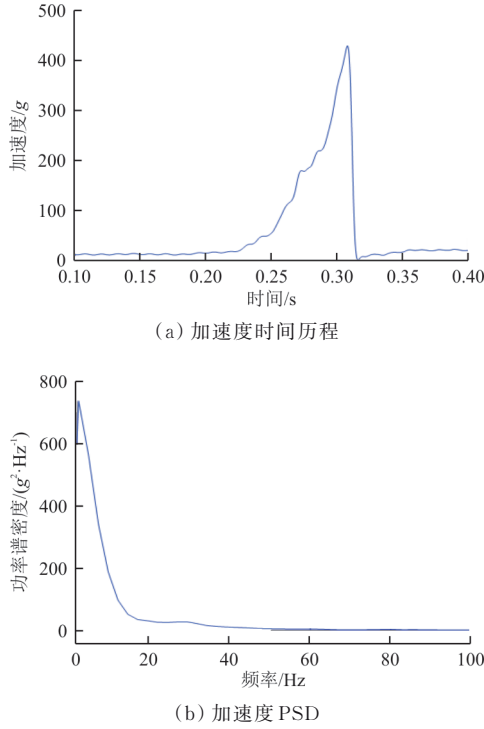


图1 实测冲击加速度时间历程及其功率谱密度曲线
Fig. 1 Measured acceleration time history and its PSD

因此,假设结构的基频响应在冲击响应中占主要地位。通常阻尼对冲击响应的影响很小,故本文忽略阻尼效应。基于上述假设建立系统的冲击响应求解方程。

采用后峰锯齿波描述冲击载荷 $L(t)$ (外力或基础加速度)波形,表达式为

$$L(t) = \begin{cases} \frac{P}{T_D} t & (0 \leq t \leq T_D) \\ 0 & (t > T_D) \end{cases} \quad (1)$$

式中: P 为冲击载荷峰值; T_D 为冲击载荷持续时间。

常见的单自由度动响应系统如图2所示。

$$x(t) = \begin{cases} \frac{P}{T_D m \omega_n^2} \left[t - \frac{\sin(\omega_n t)}{\omega_n} \right] & (0 \leq t \leq T_D) \\ \frac{P}{T_D m \omega_n^2} \left\{ T_D \cos[\omega_n(t - T_D)] + \frac{\sin[\omega_n(t - T_D)]}{\omega_n} - \frac{\sin(\omega_n t)}{\omega_n} \right\} & (t > T_D) \end{cases} \quad (6)$$

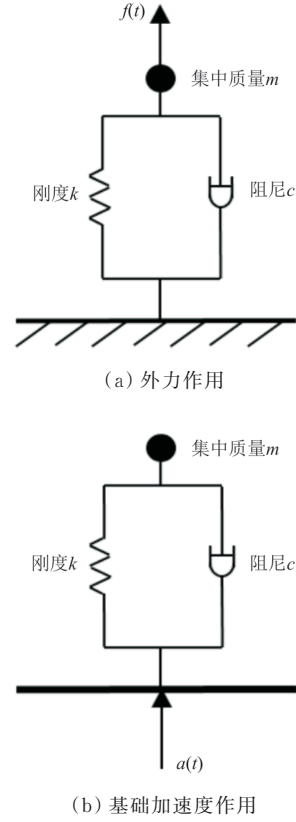


图2 单自由度动响应模型

Fig. 2 Single freedom dynamic response model

对于图2(a)模型,在零初始条件下,无阻尼单自由度系统在任意力 $f(t)$ 作用下,响应位移 $x(t)$ ^[18]为

$$x(t) = \frac{1}{m \omega_n} \int_0^t f(\tau) [\sin \omega_n(t - \tau)] d\tau \quad (2)$$

式中: m 为系统质量; ω_n 为系统固有圆频率。

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} = 2\pi f_n \quad (3)$$

式中: f_n 为系统固有频率。

对于图2中的模型(b),在零初始条件下,无阻尼单自由度系统在任意基础加速度 $a(t)$ 作用下,其相对响应求解方程可写成:

$$\ddot{z}(t) + \omega_n^2 z(t) = -a(t) \quad (4)$$

其响应相对位移 $z(t)$ 表达式类似式(2):

$$z(t) = -\frac{1}{\omega_n} \int_0^t a(\tau) [\sin \omega_n(t - \tau)] d\tau \quad (5)$$

将式(1)所示的外力代入式(2)可得:

同理,将式(1)所示的基础加速度代入式(5) 可得:

$$z(t) = \begin{cases} -\frac{P}{T_D \omega_n^2} \left(t - \frac{\sin \omega_n t}{\omega_n} \right) & (0 \leq t \leq T_D) \\ -\frac{P}{T_D \omega_n^2} \left[T_D \cos \omega_n(t - T_D) + \frac{\sin \omega_n(t - T_D)}{\omega_n} - \frac{\sin \omega_n t}{\omega_n} \right] & (t > T_D) \end{cases} \quad (7)$$

1.3 动态缩放系数

定义动态缩放系数 λ 为等效静载荷 P_s 与冲击载荷峰值 P 之比:

$$\lambda = \frac{P_s}{P} \quad (8)$$

静力 f_s 作用下,外力系统的静态位移为

$$x_s = \frac{f_s}{m \omega_n^2} \quad (9)$$

$$\lambda = \max [\lambda(t)] = \begin{cases} \max \left[\frac{t}{T_D} - \frac{\sin(\omega_n t)}{\omega_n T_D} \right] & (0 \leq t \leq T_D) \\ \max \left\{ \cos[\omega_n(t - T_D)] + \frac{\sin[\omega_n(t - T_D)]}{T_D \omega_n} - \frac{\sin(\omega_n t)}{T_D \omega_n} \right\} & (t > T_D) \end{cases} \quad (11)$$

将 $\lambda(t)$ 对时间 t 求一次导数可得:

$$\lambda'(t) = \begin{cases} \frac{1}{T_D} [1 - \cos(\omega_n t)] & (0 \leq t \leq T_D) \\ -\omega_n \sin[\omega_n(t - T_D)] + \frac{1}{T_D} \{ \cos[\omega_n(t - T_D)] - \cos(\omega_n t) \} & (t > T_D) \end{cases} \quad (12)$$

由式(12)可知,当 $0 \leq t \leq T_D$ 时, $\lambda'(t) \geq 0$, $\lambda(t)$ 为单调递增函数;当 $t > T_D$ 时, $\lambda'(t)$ 先大于0后谐频震荡,即 $\lambda(t)$ 先增加后震荡减小。因此, $\lambda(t)$ 最大值发生在 $t > T_D$ 的第一个峰值时刻。

过载 a_s 作用下,基础加速度系统的静态相对位移为

$$z_s = -\frac{m a_s}{m \omega_n^2} = -\frac{a_s}{\omega_n^2} \quad (10)$$

根据位移等效原则(即动态位移最大值等于静态位移),综合式(6)~式(10),可建立动态缩放系数 λ 的表达式(外力系统和基础加速度系统是一致的):

通过数值方法求解式(11)下式的最大值,可以得到 $\lambda(t)$ 在 $t > T_D$ 时段的最大值,即要求的动态缩放系数:

$$\lambda = \max \left\{ \cos[\omega_n(t - T_D)] + \frac{\sin[\omega_n(t - T_D)]}{T_D \omega_n} - \frac{\sin(\omega_n t)}{T_D \omega_n} \right\} \quad (13)$$

令 $a = T_D \omega_n$,进一步将式(13)max之后大括号 中的表达式展开整理得:

$$\begin{aligned} \lambda(t) &= \cos[\omega_n(t - T_D)] + \frac{\sin[\omega_n(t - T_D)]}{T_D \omega_n} - \frac{\sin(\omega_n t)}{T_D \omega_n} = \cos(\omega_n t) \cos a + \sin(\omega_n t) \sin a + \\ &\frac{1}{a} [\sin(\omega_n t) \cos a - \cos(\omega_n t) \sin a - \sin(\omega_n t)] = \cos \omega_n t \left(\cos a - \frac{\sin a}{a} \right) + \sin(\omega_n t) \cdot \\ &\left(\sin a + \frac{\cos a}{a} - \frac{1}{a} \right) = \sqrt{1 + \frac{2}{a^2} [1 - (a \sin a + \cos a)]} \cdot \sin(\omega_n t + \varphi) \leq \\ &\sqrt{1 + \frac{2}{a^2} [1 - (a \sin a + \cos a)]} \end{aligned} \quad (14)$$

式中: φ 为相位。

$$\tan \varphi = \frac{\cos a - (\sin a / a)}{\sin a + (\cos a / a) - (1/a)} = \frac{a \cos a - \sin a}{a \sin a + \cos a - 1} \quad (15)$$

综合式(13)和式(14)可得,动态缩放系数可取:

$$\lambda = \sqrt{1 + \frac{2}{(T_D \omega_n)^2} \{1 - [(T_D \omega_n) \sin(T_D \omega_n) + \cos(T_D \omega_n)]\}} \quad (16)$$

根据式(3),将式(16)写为工程上常用的固有频率 f_n 的形式,可得:

$$\lambda = \sqrt{1 + \frac{2}{(2\pi T_D f_n)^2} \{1 - [(2\pi T_D f_n) \sin(2\pi T_D f_n) + \cos(2\pi T_D f_n)]\}} \quad (17)$$

本文将式(17)作为评估结构抗冲击强度的简化公式。它只与冲击力作用时间和结构固有频率有关,是两者乘积 $(T_D f_n)$ 的函数。求得 λ 之后,将冲击力峰值 P 乘以 λ ,就可得冲击载荷的“等效静载荷”,将这个值作为外载荷,进行结构静强度设计和校核。

根据式(17)得到的动态缩放系数 λ 随 $(T_D f_n)$ 的变化曲线如图3所示,可以看出:

- 1) λ 先随 $(T_D f_n)$ 增大而增大,而后震荡衰减并逐渐趋近于1;
- 2) 当 $(T_D f_n) \leq 0.371$ 时, λ 值小于1;
- 3) $(T_D f_n)$ 在0~0.65范围内, λ 一直随之增大,最大值约为1.26。

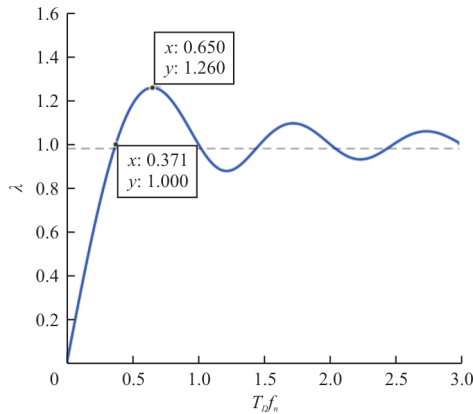


图3 λ 随 $(T_D f_n)$ 的变化曲线

Fig. 3 λ changes with $(T_D f_n)$

2 实施流程

根据上述理论分析,为便于实际使用,建立求解冲击载荷等效静载方法的实施流程,如图4所示。首先确定所需的3个输入参数(冲击载荷的峰值 P 及其持续时间 T_D ,待冲击结构的第一阶固有频率(基频) f_n ;其次将输入参数带入式(16),计算出动态缩放系数 λ ;最后将 λ 与 P 的乘积作为等效静载。

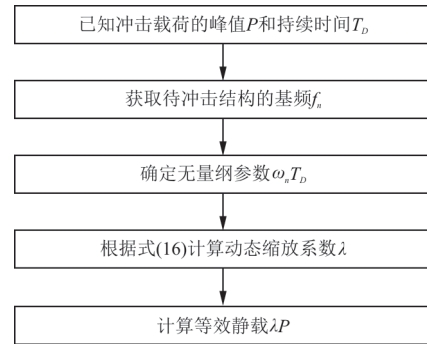


图4 求解冲击载荷等效静载方法的实施流程

Fig. 4 Flow chart to determine equivalent static load of shock load

3 设计案例

3.1 拦阻冲击载荷的等效

将拦阻钩简化为单梁+弹簧模型,如图5所示。梁长2 m,与 Oy 轴负向呈 45° 夹角,横截面为等直圆环,圆环外径为0.05 m,内径为0.04 m。材料为合金钢,材料弹性模量为200 GPa,泊松比为0.3,密度为7 800 kg/m³。在梁靠近原点 O 一端1/10处布置一线性弹簧,仅提供 y 向刚度,用于调节梁绕 Oz 轴的弯曲频率。采用MSC. PATRAN建立该结构的有限元模型,如图6所示。

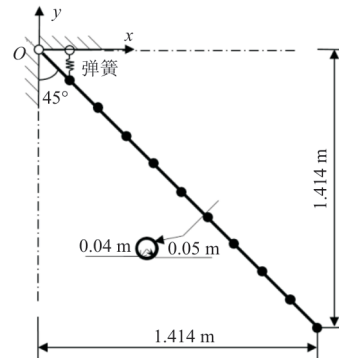


图5 拦阻钩简化模型

Fig. 5 Simplified model of arresting hook

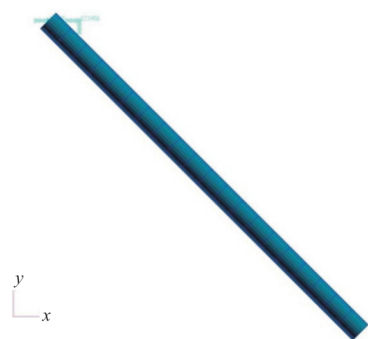


图6 拦阻钩有限元模型

Fig. 6 Finite element model of arresting hook

分别设弹簧刚度值为 1×10^5 、 1×10^6 、 1×10^7 、 1×10^8 和 1×10^9 N/m, 仿真计算拦阻钩有限元模型的第一阶固有频率。这 5 个刚度值下, 梁绕 Oz 轴的第一阶固有频率和圆频率如表 1 所示。

表 1 不同刚度下的频率数值

Table 1 The frequencies under different stiffness

序号	弹簧刚度/ ($\text{N} \cdot \text{m}^{-1}$)	固有频率/ Hz	固有圆频率/ ($\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$)
1	1×10^5	0.925 28	5.813 7
2	1×10^6	2.909 00	18.278 0
3	1×10^7	8.707 50	54.711 0
4	1×10^8	19.166 00	120.420 0
5	1×10^9	22.514 00	141.460 0

在梁自由端施加沿 x 轴正向的集中冲击力时间历程, 力曲线如图 7 所示, 可以看出: 冲击力实际作用时间为 50 ms, 峰值 $P=100$ N。

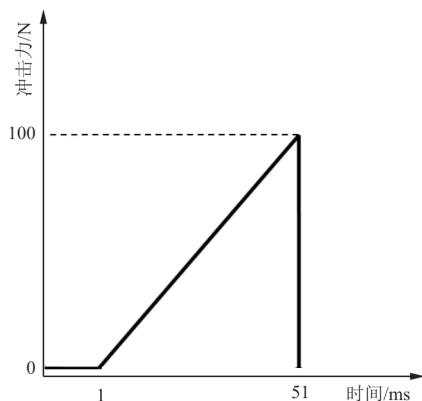


图7 冲击力时间历程

Fig. 7 Time history of shock force

利用 MSC. PATRAN 中的 SOL112 模态法计算上述 5 种不同刚度下自由端的位移时域响应, 提取最大响应幅值, 如表 2 所示。

表 2 不同刚度下的位移幅值

Table 2 The max displacement amplitudes under different stiffness

序号	弹簧刚度/($\text{N} \cdot \text{m}^{-1}$)	最大位移幅值/mm
1	1×10^5	20.000
2	1×10^6	6.260
3	1×10^7	1.810
4	1×10^8	0.433
5	1×10^9	0.263

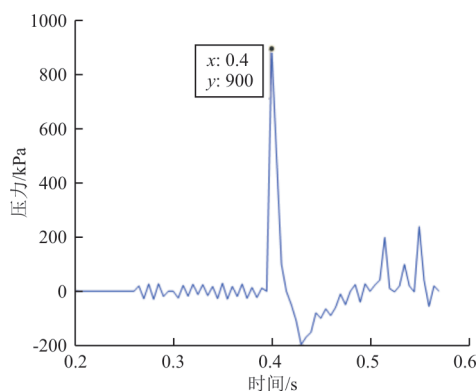
在梁自由端施加沿 x 轴正向的静态集中力 F_s , 使自由端产生如表 2 所示相同的最大位移幅值。此时可得不同刚度下, 由有限元静力计算得到的最大缩放系数 $\lambda = F_s/P$ 。由式(17)估算得到的 λ 和有限元计算得到的 λ 的对比如表 3 所示, 可以看出: 理论估计值与仿真计算值相对误差的最大值小于 4%。

表 3 不同刚度下 λ 理论值与仿真值比较Table 3 The comparison of λ theory values and simulation values under different stiffness

序号	弹簧刚度/($\text{N} \cdot \text{m}^{-1}$)	λ 计算值	λ 估计值	相对误差/%
1	1×10^5	0.141	0.145	2.80
2	1×10^6	0.434	0.446	2.80
3	1×10^7	1.070	1.110	3.70
4	1×10^8	1.030	1.040	0.97
5	1×10^9	0.901	0.901	0

3.2 水上迫降载荷的等效

以 ARJ21-700 飞机缩比模型的水上迫降水载荷测量试验为例^[19]说明迫降水载荷的处理过程。试验测得的机身某处的压力时间历程如图 8 所示。

图8 机身测点压力时间历程^[19]Fig. 8 Pressure time history at fuselage measuring position^[19]

从图8可以看出:第一个冲击压力峰值约为 $P=900\text{ kPa}$,瞬态冲击持续时间 $T_D=0.015\text{ s}$ 。对于如图8所示的非严格后峰锯齿波形式的冲击载荷,建议采用GJB 150.18A—2009^[17]附录C“冲击有效持续时间”规定的方法确定冲击持续时间 T_D 。

飞机机身一弯频率约9 Hz,对应的圆频率约56.5 rad/s。因此,无量纲参数 $\omega_n T_D=0.848$,按式(16)计算得到的动态缩放系数为0.415,等效静压为374 kPa。

文献[20]获取等效压力的方法如下:

1) 通过模型水上迫降试验或仿真计算得到机身关注部位的冲击压力时间历程,提取其峰值压力 P_k ;

2) 对冲击压力进行时间平均,获得峰值压力与时间平均压力的修正系数 K_1 ;

3) 根据标准《水面舰艇结构设计计算方法》(GJB/Z 119—1999)获得单点压力到面压力的平均修正系数 K_2 ;

4) 按照公式 $P=K_1 K_2 P_k$ 计算局部等效压力 P 。

文献[20]所用方法属于本文引言中提到的修正系数法,其计算得到的机身该处的等效压力为370.8 kPa,即设计压力。文献[20]在确定该设计压力时参照了CCAR25.533和GJB/Z 119—1999相关公式,并且应用于机身强度设计中,结果较为合理,因此选为对比参考数据。本文方法预估结果与该设计压力的相对误差为0.9%。

4 结 论

1) 动态缩放系数是冲击载荷作用时间与结构固有频率乘积的函数,冲击载荷峰值乘以动态缩放系数,即可得等效静载幅值。

2) 简化拦阻钩系统的冲击响应分析表明,动态缩放系数的理论估计值与仿真计算值相对误差小于4%,说明动态缩放系数的理论计算公式精度较高。

3) ARJ21飞机缩比模型的水上迫降水载荷分析表明,等效静压与选用的设计压力相对误差为0.9%,说明所提方法可供工程使用参考。

4) 飞机服役过程中可能遭受的典型冲击工况包括:离散源撞击、坠撞、水上迫降、弹射和拦阻等。所提方法可用于这些工况下冲击载荷等效静载的求解,适用于结构冲击强度的快速分析、优化

和试验验证。

参 考 文 献

- [1] 邱志平, 王晓军. 飞机结构强度分析和设计基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2012.
QIU Zhiping, WANG Xiaojun. The aircraft structural strength analysis and design basis [M]. Beijing: Beihang University Press, 2012. (in Chinese)
- [2] HOWE D. Aircraft loading and structural layout [M]. US: AIAA, 2004.
- [3] 王永庆. 固定翼舰载战斗机关键技术与未来发展[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 525859.
WANG Yongqing. Fixed wing carrier-based aircraft: key technologies and future development [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 525859. (in Chinese)
- [4] 顾伟彬. 大型民机水上迫降载荷数值仿真分析[J]. 机械设计与制造工程, 2022, 51(2): 61-65.
GU Weibin. Numerical simulation analysis of water crash landing load of large civil aircraft [J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2022, 51(2): 61-65. (in Chinese)
- [5] 刘小川, 王彬文, 白春玉, 等. 航空结构冲击动力学技术的发展与展望[J]. 航空科学技术, 2020, 31(3): 1-14.
LIU Xiaochuan, WANG Binwen, BAI Chunyu, et al. Progress and prospect of aviation structure impact dynamics [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(3): 1-14. (in Chinese)
- [6] CHOI W S, PARK K B, PARK G J. Calculation of equivalent static loads and its application [J]. Nuclear Engineering and Design, 2005, 235: 2337-2348.
- [7] JAVIER S H, IGNACIO L, GUILLERMO C. Equivalent static force in heavy mass impacts on structures [J]. International Journal of Structural Stability and Dynamics, 2022, 22(2): 2250025.
- [8] GHARAIBEH M A, PITARRESI J M. A methodology to calculate the equivalent static loading for simulating electronic assemblies under impact [J]. Microelectronics Reliability, 2022, 139: 114842.
- [9] 汪覃. 动载荷下分段式弹体结构冲击响应和过载特性研究[D]. 绵阳: 西南科技大学, 2017.
WANG Qin. Response characteristics of sectional projectile under dynamic loadings [D]. Mianyang: Southwest University of Science and Technology, 2017. (in Chinese)
- [10] 赵勋. 舰船低频冲击环境修正方法及其在轴系抗冲击中的应用[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2019.
ZHAO Xun. Correction method of ship low-frequency impact environment and its application in shafting impact resistance [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2019. (in Chinese)
- [11] 徐维铮, 吴卫国. 封闭空间爆炸载荷特性研究[J]. 爆炸, 2017, 34(4): 40-45.
XU Weizheng, WU Weiguo. Investigation on characteristics of blasting loading in closed space [J]. Blasting, 2017, 34(4): 40-45. (in Chinese)

(下转第177页)