

DOI: 10.3901/JME.2010.14.194

飞机翼梁结构强度可靠性灵敏度分析*

高宗战¹ 刘志群¹ 姜志峰² 岳珠峰¹

(1. 西北工业大学工程力学系 西安 710072;

2. 洪都集团 650 所 南昌 330024)

摘要: 将翼梁结构中的所有结构尺寸、载荷大小、材料参数都当作结构设计时确定的具体值,对飞机翼梁结构进行强度分析,由强度分析可知,翼梁上的应力分布以及最大应力位置,可校核翼梁结构是否满足强度设计要求;考虑翼梁上下缘条、腹板 1~5、翼肋 1~5 等厚度尺寸,由于加工、设计公差等造成实际翼梁结构尺寸的分散性,将这 12 个厚度参数作为正态分布的基本变量,对翼梁结构强度进行可靠性分析,并对基本变量分布参数的灵敏度进行分析;采用不含交叉项的二次响应面法对翼梁结构的强度可靠度进行分析,得到基本变量均为正态分布时翼梁结构强度的可靠度;并对基本变量参数影响结构可靠度的灵敏度进行分析,发现影响翼梁可靠度的主要因素是:腹板 1、腹板 5 和下缘条的厚度分布参数。

关键词: 翼梁 可靠性 二次响应面法 灵敏度

中图分类号: TB114.3

Strength Reliability and Parameter Sensitivity Analysis for Airfoil Spar Structure

GAO Zongzhan¹ LIU Zhiqun¹ JIANG Zhifeng² YUE Zhufeng¹

(1. Department of Mechanics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072;

2. HongDu Group 650 Institution, Nanchang 330024)

Abstract: For checking strength of airfoil spar structure, stress distribution is analyzed and the maximum stress and location are obtained by using software MSC NATRAN. Owing to machining deviation and design tolerance, the airfoil spar structure is always with some uncertainties such as material, loading and geometry. The thickness of strip, rib and web for the airfoil spar structure are expressed by base random variables. Due to the performance function of the strength reliability is an implicit one of the base random variables, finite element stress analysis is carried out by using software MSC NASTRAN and PANTRAN. Second order response surface method is introduced to analyze the reliability of the structure. The parameter sensitivity is also analyzed, which shows that the thickness distribution parameters of web 3, web 4 and the blow strip have great influence on the reliability of structure strength.

Key words: Airfoil spar Reliability Quadratic response surface method Sensitivity

0 前言

机翼结构的形式是随着机翼构造形式的研究发展而发展的,机翼构造形式最主要的变化是维形构件和受力构件的逐渐合并。根据机翼构造形式的发展,可以将机翼壁板分为早期壁板和铆接壁板^[1-3]。

(1) 早期壁板结构。在飞机发展的初期,主要

应用构架式机翼,其机翼壁板蒙皮是用亚麻布制成,只起维形作用,不参与受力。构架式机翼受力骨架是由翼梁、张线、横支柱等组成的空间骨架系统,它承受所有的弯矩、剪力和转矩。

(2) 铆接壁板结构。随着飞机速度的增大,出现了梁式机翼和组合式机翼,它们都采用铆接壁板。由蒙皮和桁条参加受力的梁式机翼,其特点是具有强有力的翼梁和硬质蒙皮,常用金属铆接结构。梁式机翼为现今飞机所广泛采用,其大部分弯矩由翼梁承受,梁腹板承受剪力,蒙皮和翼肋组成的盒段主要用于承受扭曲载荷,蒙皮也参与翼梁缘条的抵

* 西北工业大学基础研究基金(G9KY1006)和高等学校学科创新引智计划(B07050)资助项目。20091128 收到初稿,20100506 收到修改稿

抗弯矩作用。

迄今为止，飞机结构设计中的强度、寿命分析还只是在确定性的领域内进行^[4-5]。事实上，对于同一型号的一批飞机，虽然制造的依据是同一份设计图样，但由于加工偏差，设计公差等因素，使实际机翼主梁结构尺寸具有一定的随机性，这种随机性可以从一批飞机主梁结构实际尺寸测量得到其统计值。由于结构尺寸的随机分散性，导致在结构强度以及寿命分析中，采用确定性分析时，尽管确定性分析结构是安全的，但是由于尺寸的随机分散性，结构可能会失效。传统设计采用安全系数法来给结构设计一个较大的安全系数来确保结构安全，然而，安全系数法在一定程度上保证了结构的安全，但实际上不能给出准确的安全系数大小。可靠性及灵敏度分析可以定量地给出结构安全工作的可靠度以及影响结构强度、寿命所有因素中，哪些因素是主要因素，可用于指导结构设计和结构故障预测。

本文主要针对铆接壁板结构机翼翼梁进行强度可靠性分析。所研究机翼结构如图1所示，飞机机翼在结构上为典型薄壁组合结构，通常由翼梁、桁条、翼墙、翼肋、蒙皮等组成。

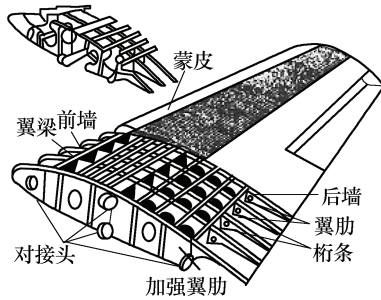


图1 机翼结构图

图2为飞机机翼上翼梁的结构图，翼梁主要由腹板、缘条，翼肋等组成。机翼是通过翼梁与对接头连接再与机身连接起来，梁在机翼中为单纯的受力件。

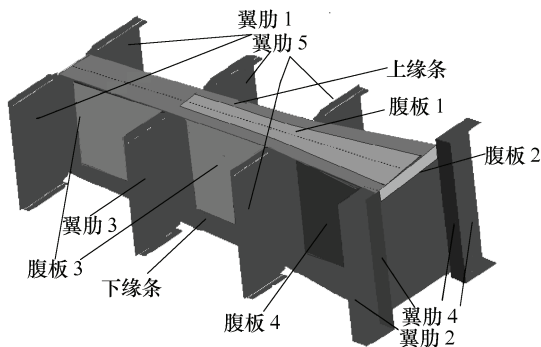


图2 机翼某梁结构图

因此，机翼强度设计时，主要校核翼梁的强度。对翼梁进行强度校核，发现翼梁结构满足飞机强度

设计规范；接着根据翼梁结构中的缘条、腹板、翼肋的厚度实际尺寸的随机分散性，将其作为正态分布处理，采用二次响应面法对翼梁结构进行可靠性分析，计算翼梁在尺寸参数随机性影响下的可靠度，并对影响结构可靠度基本变量参数的灵敏度进行分析，分析结果对于机翼翼梁结构设计具有重要的工程意义。

1 翼梁强度校核

本文所研究典型翼梁的有限元模型如图2所示，缘条、腹板、翼肋等用平板模拟。翼梁各部件材料参数如表1所示，选用翼梁设计常规金属材料。翼梁各个部件厚度如表2所示。载荷与边界条件是通过飞机机翼整体计算结果取得翼梁细节分析所需载荷数据。载荷包括：气动载荷，惯性载荷，机翼的自重以及其他外挂物质量(节点载荷)。

表1 翼梁主要部件材料参数

翼梁部件	弹性模量 E/MPa	泊松比 ν	极限强度 σ _b /MPa
翼肋	71 000	0.33	540
缘条、腹板	110 000	0.33	840

表2 翼梁主要结构厚度尺寸

主要部件	腹板 1	腹板 2	腹板 3	腹板 4	腹板 5	上缘条
厚度 δ _i /mm	20	7	3.5	4	20	7
主要部件	下缘条	翼肋 1	翼肋 2	翼肋 3	翼肋 4	翼肋 5
厚度 δ _i /mm	7	2	2.5	3	4	5

采用 MSC.NASTRAN 有限元分析软件对翼梁进行强度分析。分析发现，缘条和腹板上最大应力位于腹板3上，最大应力大小为 459 MPa，翼肋的最大应力为 238 MPa；根据翼梁材料参数，腹板材料的极限强度为 840 MPa，翼肋材料强度极限为 540 MPa。由于结构所承受载荷、材料性能，结构尺寸和加工质量等存在较大的分散性，为了保证结构安全可靠，在设计中引入安全系数概念。根据飞机强度设计规范，选取安全系数 $f=1.5$ 校核翼梁^[3]， $840/459$ ， $540/238$ 均大于安全系数 f ，因此，翼梁满足强度设计要求。

2 翼梁可靠性分析

2.1 基本变量

主要考虑翼梁主要部件厚度分散性对结构可靠性影响。因此，定义基本变量 $\delta = (\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_{12})$ ，式中， δ_i 为腹板厚度， $i=1,2,\dots,5$ ， δ_i 为翼肋厚度， $i=8,9,\dots,12$ ， δ_6, δ_7 为上下缘条的厚度。各个基本变量均服从正态分布，其均值和标准差如表3所示。

表 3 基本变量的均值和标准差

主要部件	腹板 1	腹板 2	腹板 3	腹板 4	腹板 5	上缘条
平均值 δ_{μ}/mm	20	7	3.5	4	20	7
标准差 $\delta_{\sigma}/\text{mm}$	0.2	0.07	0.035	0.04	0.2	0.07

主要部件	下缘条	翼肋 1	翼肋 2	翼肋 3	翼肋 4	翼肋 5
平均值 δ_{μ}/mm	7	2	2.5	3	4	5
标准差 $\delta_{\sigma}/\text{mm}$	0.07	0.02	0.025	0.03	0.04	0.05

2.2 失效模式及极限状态方程

翼梁主要承力结构有两种材料,因此,其失效模式有两个:腹板、缘条失效和翼肋失效;翼肋失效定义为: $g_1 = 840 - \max_1(\sigma)$;腹板和缘条失效定义为: $g_2 = 540 - \max_2(\sigma)$;翼梁总的极限状态函数为 $g = \min(g_1, g_2)$, 式中 g_1, g_2 均为基本变量的隐式函数,需要通过有限元软件计算基本变量每次取值对应的极限状态函数值。

2.3 可靠性分析方法

目前已有的可靠性分析方法可以分为两类,其一是基于近似解析法的可靠性分析方法,这类方法中以一次二阶矩可靠性分析方法为代表;其二是基于数字模拟的可靠性分析方法,这类方法以 Monte-Carlo 可靠性分析方法为代表^[6]。一次二阶矩法的主要缺陷是对极限状态方程的解析表达式有较强的依赖性,将非线性功能函数在均值点展开不合理,由于随机变量的平均值不在极限状态曲面上,展开后的线性极限状态平面可能会较大幅度地偏离原来的极限状态曲面。Monte-Carlo 数值模拟法适合于隐式极限状态方程,但其显著的缺点是计算工作量太大,对于翼梁这种大型结构,每进行一次计算需要 4~6 min,并且翼梁作为飞机的核心构件,要求强度失效概率很小,采用 Monte-Carlo 就必须进行大量的抽样才能得到准确的失效概率,因此,采用 Monte-Carlo 法就不现实。重要抽样作为 Monte-Carlo 法的改进方法,将抽样中心移到设计点,以抽样效率高且计算方差小而用于工程实际中^[7],但对于小概率问题仍不太适合大型复杂结构的可靠性。响应面法具有计算量小、计算精度高和易于实现的特点,使得它在隐式极限状态方程可靠性分析中有广泛的应用。响应面法的基本思路是:用一个多项式函数 $\bar{g}(x) = 0$ 来近似真实的隐式极限状态方程 $g(x) = 0$,从而将隐式极限状态方程的可靠性分析转化为显式极限状态方程的可靠性分析,避免了 Monte-Carlo 法直接模拟的巨大计算工作量,响应面法可分为线性响应面法和二次响应面法,线性响应面法主要适用于非线性程度不大的极限状态方程,对真实的极限状态函数非线性程度不大时,

线性响应面法具有很高的近似精度,但是线性响应面法不能反映真实极限状态函数的非线性;二次响应面法一定程度上反映了真实极限状态方程的非线性,对于真实极限状态函数的阶数小于 2 时,二次响应面法具有较高的近似精度,当真实极限状态函数的阶次高于 2 时,二次响应面法对设计点仍有较高的近似精度^[8-13]。因此,本文采用二次响应面法来对翼梁结构可靠性进行分析。

2.4 二次响应面法

采用不含交叉项二次响应面法分析翼梁结构可靠性步骤如下。

(1) 通过回归拟合二次解析表达式(极限状态方程)来代替真实响应面

$$g(\delta) = f(\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_{12}) = a + \sum_{i=1}^{12} b_i \delta_i + \sum_{i=1}^{12} c_i \delta_i^2$$

$$i = 1, 2, \dots, 12 \quad (1)$$

式中 a, b_i, c_i 为响应面表达式系数。

(2) 求解响应面系数。对于 n 维二次不含交叉项的多项式,待定系数法共有 $2n+1$ 个,只要选取 $m \geq 2n+1$ 个样本点 $x_j (j = 1, 2, \dots, m)$, 计算得到响应功能函数值列矩阵 $y = (g(\delta_1), g(\delta_2), \dots, g(\delta_m))$, 利用最小二乘法,便可求的二次不含交叉项多项式的待定系数 a, b_i, c_i 。

(3) 样本点的选择。本文采用 Bucher 试验设计法,抽取确定响应面函数中待定系数的所需样本点。Bucher 设计法首先选取抽样中心为 $\delta^* = (\delta_1^* \dots \delta_n^*)$, 并沿坐标轴正负方向分别偏离抽样中心一定距离 $f_i \Delta$ 来选取的 $2n$ 个样本点, 即: $\delta^* = (\delta_1^* \dots \delta_i^* \pm f_i \Delta \dots \delta_n^*)$, $i = 1, 2, \dots, n$, f_i 为偏离系数(通常取 1~3 的经验值,本文选取 $f_i = 3$), Δ 为单位偏离距离,一般取变量的标准差 σ_i , 总共可选取 $2n+1$ 个样本点。

在迭代的初始步中,抽样中心 δ^* 一般选为变量的均值点,在其后的迭代步骤中,抽样中心一般选为前一步的设计点 δ_d^* 与均值点线性插值后近似落在 $g(\delta) = 0$ 上的点 δ_m^* 。

(4) 二次不含交叉项响应面法的实现步骤。二次不含交叉项响应面法也是通过迭代运算来实现对真实隐式极限状态方程设计点的近似的,在基本随机变量相互独立且服从正态分布的前提下,二次不含交叉项响应面法的步骤可以描述如下。

1) 第 k 次迭代中,以 $\delta_m^{(k)} = (\delta_{m1}^{(k)}, \delta_{m2}^{(k)}, \dots, \delta_{mn}^{(k)})$ 为试验中心,如下选取 $2n+1$ 个试验点

$$\delta_m^{(k)} = (\delta_{m1}^{(k)}, \delta_{m2}^{(k)}, \dots, \delta_{mn}^{(k)})$$

$$(\delta_{m1}^{(k)}, \delta_{m2}^{(k)}, \dots, \delta_{mi}^{(k)} \pm f\sigma_i, \dots, \delta_{mn}^{(k)}) \quad i=1, 2, \dots, n \quad (2)$$

第一次迭代的试验中心点 $\delta_m^{(1)}$ 选为均值点 $\mu = (\mu_1, \mu_2, \dots, \mu_n)$ ；式中的 σ_i 指基本随机变量 x_i 的标准差， f 为插值系数，取为 1~3 之间的常数。

2) 运用最小二乘法，求出第 k 次迭代的响应面函数

$$\bar{g}^{(k)}(\delta) = b_0^{(k)} + \sum_{i=1}^n b_i^{(k)} \delta_i + \sum_{j=n+1}^{2n} b_j^{(k)} x_{j-n}^2 \quad (3)$$

3) 根据显式极限状态方程设计点分析方法，求出第 k 步迭代的响应面函数 $\bar{g}^{(k)}(\delta)$ 的设计点 $\delta_D^{(k)} = (\delta_{D1}^{(k)}, \delta_{D2}^{(k)}, \dots, \delta_{Dn}^{(k)})$ 和可靠度指标 $\beta^{(k)}$ 。根据显式极限状态方程可靠度指标计算方法可得

$$\beta^{(k)} = \frac{\mu_{G_k}}{\sigma_{G_k}} = \frac{a + \sum_{i=1}^n b_i \mu_i + \sum_{j=1}^n b_j \mu_i^2}{\sqrt{a^2 + \sum_{i=1}^n b_i^2 \mu_i^2 + \sum_{j=1}^n b_j^2 \mu_i^2}} \quad (4)$$

4) 判断前后两次迭代算得的可靠度指标，是否满足收敛条件

$$\left| \frac{\beta^{(k+1)} - \beta^{(k)}}{\beta^{(k+1)}} \right| < \xi \quad (5)$$

式中 ξ 为预先给定的精度要求。若条件满足，则经典响应面法收敛，迭代结束。否则执行第 5) 步。

5) 用均值点 $(\mu, g(\mu))$ 与第 k 次迭代的设计点 $(\delta_D^{(k)}, g_D^{(k)})$ 线性插值，求得下一次迭代的试验中心点 $\delta_D^{(k+1)} = (\delta_{D1}^{(k+1)}, \delta_{D2}^{(k+1)}, \dots, \delta_{Dn}^{(k+1)})$ 。令 $k = k + 1$ ，返回第 1) 步继续迭代。

2.5 二次响应面法

本文对翼梁结构采用响应面法进行可靠性分析，发现 5 次迭代后，可靠性指标满足收敛条件，最终得到基本变量设计点见表 4，响应面方程系数见表 5，可靠度指标： $\beta = 7.173\ 08$ ，失效概率 $P_f = 3.75 \times 10^{-13}$ 。

表 4 基本变量设计点

结构部件	腹板 3	腹板 4	腹板 5	腹板 1	腹板 2	翼肋 1
基本变量	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	δ_5	δ_6
设计点	2.355	3.999	7.322	19.63	20.02	1.998
结构部件	翼肋 2	翼肋 3	翼肋 4	翼肋 5	上缘条	下缘条
基本变量	δ_7	δ_8	δ_9	δ_{10}	δ_{11}	δ_{12}
设计点	2.499	2.999	3.999	5.000	6.9918	7.019

3 翼梁可靠性灵敏度分析

灵敏度为失效概率 P_f 对基本变量 $\delta = (\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_{12})$ 的分布参数的偏导数，由于基本变量均服从正态分布，基本变量有两个分布参数，在根

表 5 响应面函数系数

常数项	$a=177.64$					
线性项系数	b_1	b_2	b_3	b_4	b_5	b_6
	21.9	0.113 6	-23.53	9.066	-0.396 9	0.292 6
二次项系数	b_7	b_8	b_9	b_{10}	b_{11}	b_{12}
	0.078 27	0.165 2	0.131 3	-0.037 89	-1.321	44.55
二次项系数	c_1	c_2	c_3	c_4	c_5	c_6
	-42.51	-0.039 45	1.975	0.759 6	0.008 453	-0.033 47
二次项系数	c_7	c_8	c_9	c_{10}	c_{11}	c_{12}
	0.000 396 7	0.028 59	-0.008 97	0.023 40	0.488 3	-2.556

据可靠度指标公式可知，灵敏度可表示为

$$\varepsilon_{\mu_i} = \frac{\partial \beta}{\partial \mu_i} = \frac{(\mu_i - \delta_i^*) \frac{\partial^2 g}{\partial \delta_i^2} \Big|_{\delta_i^*}}{\sqrt{\sum_{i=1}^k (\sigma_i \frac{\partial g}{\partial \delta_i} \Big|_{\delta_i^*})^2}} \cdot \frac{g(\delta_1^*, \delta_2^*, \dots, \delta_{12}^*) + \sum_{i=1}^k (\mu_i - \delta_i^*) \frac{\partial g}{\partial \delta_i} \Big|_{\delta_i^*}}{\left[\sqrt{\sum_{i=1}^k (\sigma_i \frac{\partial g}{\partial \delta_i} \Big|_{\delta_i^*})^2} \right]^3} \cdot \sigma_i \frac{\partial g}{\partial \delta_i} \Big|_{\delta_i^*} \sigma_i \frac{\partial^2 g}{\partial \delta_i^2} \Big|_{\delta_i^*} \quad (6)$$

均值灵敏度反映了变量均值大小对可靠性的影响程度^[9,11,13]。

$$\varepsilon_{\sigma_i} = \frac{\partial \beta}{\partial \sigma_i} = \frac{g(\delta_1^*, \delta_2^*, \dots, \delta_{12}^*) + \sum_{i=1}^k (\mu_i - \delta_i^*) \frac{\partial g}{\partial \delta_i} \Big|_{\delta_i^*}}{\left[\sqrt{\sum_{i=1}^k (\sigma_i \frac{\partial g}{\partial \delta_i} \Big|_{\delta_i^*})^2} \right]^3} \cdot \sigma_i \left[\frac{\partial g}{\partial \delta_i} \Big|_{\delta_i^*} \right]^2 \quad (7)$$

标准差灵敏度反映了变量参数变量波动性对可靠性的影响程度。

由式(6)、(7)可得基本变量 $\delta = (\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_{12})$ 均值和标准差的灵敏度如表 6 所示。

表 6 基本变量灵敏度

基本变量	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4
均值灵敏度 $\partial P_f / \partial \mu_{x_i}$	-0.088 1	-0.000 713	0.012 4	-0.001 05
标准差灵敏度 $\partial P_f / \partial \sigma_{x_i}$	0.325	0.004 14	0.002 32	8.39×10^{-7}
基本变量	δ_5	δ_6	δ_7	δ_8
均值灵敏度 $\partial P_f / \partial \mu_{x_i}$	0.001 2	0.005 27	-0.001 5	0.001 39
标准差灵敏度 $\partial P_f / \partial \sigma_{x_i}$	-9.42×10^{-4}	0.005 15	0.007 29	-0.005 09
基本变量	δ_9	δ_{10}	δ_{11}	δ_{12}
均值灵敏度 $\partial P_f / \partial \mu_{x_i}$	-0.004 28	0.001 02	-0.003 38	0.029 2
标准差灵敏度 $\partial P_f / \partial \sigma_{x_i}$	-0.005 38	2.51×10^{-4}	0.001 7	0.022 4

由表 6 可以看出,影响翼梁可靠度的主要因素是基本变量 $\delta_1, \delta_3, \delta_{12}$ 为腹板 4 腹板 3 和下缘条的厚度均值以及 δ_1 (腹板 3 厚度) 的标准差; 腹板 3 厚度均值增大导致翼梁失效概率减小, 腹板 3 标准差增大, 结构失效概率明显增大, 腹板 4 厚度均值增大导致翼梁失效概率减小, 下缘条厚度标准差增大导致翼梁失效概率增大。

4 结 论

(1) 对典型翼梁结构进行强度计算分析, 校核翼梁强度满足设计规范。

(2) 考虑翼梁结构关键部件的尺寸随机性, 采用二次响应面法对翼梁结构可靠度进行分析, 计算得到翼梁结构的可靠度为 0.9×10^{-12} 。

(3) 灵敏度分析发现, 腹板 3、腹板 4 以及下缘条厚度的随机分散性是影响翼梁结构的主要因素。

参 考 文 献

- [1] 酈正能. 飞行器结构学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
LI Zhengneng. Aircraft tectonics [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005.
- [2] 王志谨, 姚卫星. 飞机结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
WANG Zhijin, YAO Weixing. Structure design for aircraft [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007.
- [3] 管德, 酈正能. 飞机结构强度[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
GUAN De, LI Zhengneng. Aircraft structure strength [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005.
- [4] 马康民, 宣建光, 康进兴. 30CrMnSi2A 钢飞机主梁疲劳断裂分析[J]. 材料工程, 2001, 10: 42-44.
MA Kangmin, XUAN Jianguang, KANG Jinxing. An analysis of fatigue crack of wing spar of 30CrMnSi2A [J]. Material of Engineering, 2001, 10: 42-44.
- [5] 张栋. 导致空难的机翼大梁的疲劳失效分析[J]. 材料工程, 2003(增刊): 121-123.
ZHANG Dong. Fatigue failure analysis of aerofoil girder leading to air disaster[J]. Material of Engineering, 2003 (Suppl.): 121-123.
- [6] 何水清, 王善. 结构可靠性分析与设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 1993.
HE Shuiqing, WANG Shan. Analysis and design of structure reliability[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1993.
- [7] 宋述芳, 吕震宙. 基于马尔可夫蒙特卡罗子集模拟的可靠性灵敏度分析方法[J]. 机械工程学报, 2009, 45(4): 33-38.
SONG Shufang, LÜ Zhenzhou. Structural reliability sensitivity analysis method based on Markov Chain Monte Carlo subset simulation[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2009, 45(4): 33-38.
- [8] 袁修开, 吕震宙. 可靠性灵敏度分析方法及其在非线性蠕变疲劳失效模型中的应用[J]. 计算力学学报, 2007, 24(1): 69-73.
YUAN Xiukai, LÜ Zhenzhou. Reliability sensitivity algorithm and its application in creep/fatigue failure[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2007, 24(1): 69-73.
- [9] 闫明, 孙志礼, 杨强. 基于响应面方法的可靠性灵敏度分析方法[J]. 机械工程学报, 2007, 43(10): 67-71.
YAN Ming, SUN Zhili, YANG Qiang. Analysis method of reliability sensitivity based on response surface methods[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2007, 43(10): 67-71.
- [10] SOO E. Response surface methodological study on lipase catalyzed synthesis of amino acid surfactants[J]. Process Biochemistry, 2004, 39(6): 1 511-1 518.
- [11] 何恩山, 刘勤, 钱云鹏, 等. 基于仿真的动作机构可靠性灵敏度分析 [J]. 机械设计, 2008, 25(11): 35-37.
HE Enshan, LIU Qin, QIAN Yunpeng, et al. Sensitivity analysis of action mechanism reliability based on simulation[J]. Journal of Machine Design, 2008, 25(11): 35-37.
- [12] 桂劲松, 康海贵. 结构可靠度分析的响应面法及其 Matlab 实现[J]. 计算力学学报, 2004, 21(6): 683-687.
GUI Jinsong, KANG Haigui. Response surface method for structural reliability analysis and its realization with Matlab[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2004, 21(6): 683-687.
- [13] 赵洁. 机械可靠性分析的响应面研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
ZHAO Jie. Investigation of response surface method for machine reliability analysis[D]. Xi'an: Northwest Polytechnical University, 2006.

作者简介: 高宗战(通信作者), 男, 1979 年出生, 博士, 讲师。主要研究方向为结构可靠性分析。

E-mail: gzz@nwpu.edu.cn