

# 飞机起落架收放机构功能可靠性与灵敏度分析\*

## Functional Reliability and Parameter Sensitivity Analysis for Retraction-Extension System of Landing Gear

西北工业大学力学与土木建筑学院飞行器可靠性工程研究所 杨旭锋 刘永寿 何勇

**[摘要]** 在 ADAMS 中建立了某飞机起落架的虚拟样机模型,并对起落架收放机构进行了动力学分析。利用 ADAMS 的参数化设计功能,综合考虑了作动筒的位置、摩擦系数、外界风速等参数的不确定性,实现了起落架收放机构模型参数化。通过 VB 编制的可靠性计算程序不断调用 ADAMS,完成了起落架收放机构的功能可靠度与灵敏度分析。分析结果表明:收放机构的失效概率为  $1.662 \times 10^{-6}$ ;对收放机构功能影响较大的是作动筒位置和摩擦系数,而外界风速的影响很小。

**关键词:** 起落架 四阶矩法 可靠性 灵敏度

**[ABSTRACT]** The virtual prototype of a landing gear system is constructed in ADAMS, on which basis a dynamic simulation is carried out during the retraction and extension process of the landing gear. With the help of ADAMS' parametric design ability, the parametric design of the landing gear is realized wholly considering uncertainty of such factors as the locations of the retract actuator, friction coefficients, outer wind rate, etc. Then the paper analyzes the functional reliability and parameter sensitivity of the Retraction-Extension System is analyzed through continuously calling ADAMS by VB program. The results show that the functional failure probability of the Retraction/Extension System is  $1.662 \times 10^{-6}$  and the locations of the retract actuator and friction coefficients play much larger negative roles than the outer wind rate in the functional performance of the Retraction-Extension System.

**Keywords:** Landing gear Forth moment method Reliability Sensitivity

起落架系统是飞机的关键部件之一,其工作性能直接影响到飞机的起飞、着陆性能与飞行安全。据美国国家运输安全委员会(NTSB)统计,1993~2003年期间,各类飞机因起落架系统故障引起的飞行事故占总事故数

的15%,而其中因起落架收放系统故障引发的事故占到23%<sup>[1]</sup>。因此深入开展起落架收放机构可靠性研究具有重大意义。

起落架收放机构可靠性属于机构可靠性问题,而由于机构可靠性问题涉及机构运动学、机构动力学、机构精度学以及可靠性工程学等多个学科的相关理论,使得机构可靠性问题成为机械可靠性问题中的难点和薄弱环节<sup>[2-3]</sup>。目前,国内主要通过可靠性计算程序调用机构分析软件来解决复杂机构的可靠性问题。在这方面,纪玉杰<sup>[4]</sup>等人用 Monte Calo 法可靠性计算程序调用 ADAMS 计算了曲柄滑块的机构可靠性;同样利用 Monte Calo 法,王慧<sup>[5]</sup>等人通过调用 LMS Virtual. Lab 形成了一套用于运动机构可靠性分析的仿真试验系统。但是,一般而言复杂工程问题的失效概率都很低,因此 Monte Calo 法并不适用于面向工程的低失效概率可靠性计算问题。张建国等人采用响应面法调用 ADAMS 计算了飞机升降舵操纵机构的可靠性<sup>[2]</sup>。但是,响应面法只是采用低次多项式拟合机构响应的方法计算可靠性,因此计算精度无法保证。

当随机变量不多时,四阶矩法对低失效概率问题计算效率高且结果准确<sup>[6]</sup>。因此,基于上述机构可靠性研究方法,本文采用四阶矩法可靠性程序调用 ADAMS,综合考虑了作动筒位置、摩擦系数、侧风载荷等不确定性因素的影响,对起落架收放机构的功能可靠性与灵敏度进行了分析,定量给出了起落架收放机构在作动装置的驱动下完成收起功能的可靠度,并找出了影响其收起功能的主要因素,从而为起落架收放机构的设计提供了科学依据。

### 1 起落架收放机构动力学仿真分析

#### 1.1 起落架虚拟样机的建立

本文研究起落架的平面运动简图如图1所示。起落架收放机构的运动过程:收起时,起落架下位锁打开,作动筒右下端注入液压油,拉起作动杆使起落架绕A点的旋转副做收起运动,到达指定位置时,起落架上位锁将其锁住;放下起落架时,上位锁打开,作动筒左上端注

\* 西北工业大学研究生创业种子基金(Z2012061),陕西省教育厅科学研究计划项目(2010jk593)资助。

入液压油,伸出作动杆使起落架绕A点做放下运动,放下到指定位置时起落架下位锁将起落架锁好。

在Catia中建立起落架的CAD模型,导入Pro/E中输出.xmt\_txt文件,最后导入ADAMS中。定义好质量、惯性矩和运动约束后,建立起落架的虚拟样机模型。



图1 飞机起落架虚拟样机模型  
Fig.1 Virtual prototype of landing gear system

## 1.2 收放机构的受力分析

起落架收放过程中要受到自身惯性力的作用,在ADAMS中定义了重力加速度和各部件的材料属性后,仿真过程中惯性力会自动计算在内。起落架匀速运动时,惯性力关于A点的力矩

$$M_g = GL \sin \alpha \quad (1)$$

其中, $G$ 为起落架自身重力, $L$ 为BC两点的距离, $\alpha$ 为起落架收起角度。

至于摩擦力,本文在起落架的A点和C点处的旋转副上定义了滚动摩擦,在作动筒与作动杆的平移副上定义了滑动摩擦。

起落架在收放过程中还受到气动载荷的作用。起落架的支柱等本身为圆柱体,受到的气动阻力很小,所以这里只考虑机轮受到的气动阻力。而沿航向的气动阻力被A处旋转副的支反力抵消,因此本文只考虑侧向风载。假定起落架收起时遇到左侧风、放下时遇到右侧风的不利情况,此时起落架所受的侧向风载(Y轴正向为正)为<sup>[1,7]</sup>:

$$\begin{cases} F_y = \frac{1}{2} \rho v_0 v_x S c_x \text{ (收起)} \\ F_y = -\frac{1}{2} \rho v_0 v_x S c_x \text{ (放下)} \end{cases} \quad (2)$$

其中, $\rho$ 为空气密度, $v_0$ 为飞机相对气流速度, $v_x$ 为侧风速度, $S$ 起落架机轮侧面积, $c_x$ 为气动阻力系数。 $c_x$ 随起落架收放位置不同而变化,但为简化分析过程,本文将其取为常数。侧风力关于A点的力矩:

$$M_y = F_y L \cos \alpha \quad (3)$$

根据某起落架的设计要求,用ADAMS中的Step()函数为起落架添加速度驱动(motion),以近似模拟起落

架在液压系统的驱动下收起和放下的过程:起落架10s完成收起过程,且绕A点旋转90°到达指定位置时速度减为零;然后在指定位置停留3s,以模拟上位锁将起落架锁住后的过程;13s开始放下,与收起过程类似。为满足这种运动形式,作动筒必须提供驱动力,则驱动力矩

$$M_a = F_a m \quad (4)$$

其中, $F_a$ 为作动筒驱动力, $m$ 为驱动力关于A点的力臂。

## 1.3 动力学仿真结果与分析

在ADAMS中进行动力学仿真,得到收放过程中起落架作动筒的驱动力相对于起落架收放角度的变化曲线,如图2所示。

可以看到,在相同的条件下,起落架收起所需的驱动力远大于放下过程的驱动力,这是因为收起过程中需要克服起落架自身的重力。另外,驱动力在收起过程中不断增大、放下过程中不断减小。这是因为:收起过程中随着收放角度 $\alpha$ 不断增大,驱动力的力臂不断减小而惯性力的力臂不断增大;放下过程中惯性力的力臂不断减小,同时侧向风力的力矩不断增大,当惯性力的力矩小于侧风力的力矩与摩擦力矩的和时,驱动力出现负值,如图所示,放下过程中Angle=5°时,驱动力出现负值。由此可见,本文仿真的结果与实际情况相符。

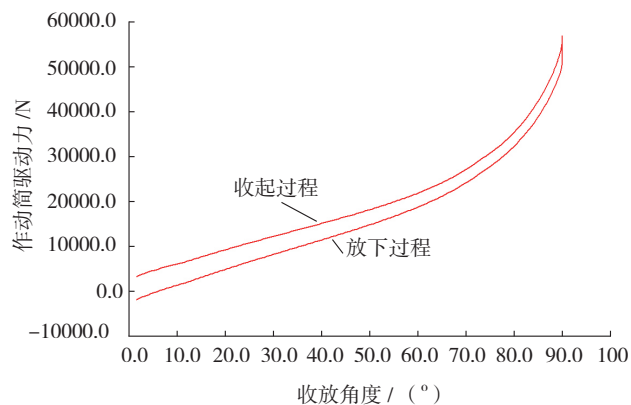


图2 驱动力随起落架收放角度的变化曲线  
Fig.2 Change of driving force with movement angle of landing gear

## 2 可靠性分析

起落架的收起和放下过程是在液压系统的驱动下完成的。由图2可知,起落架收起过程中液压系统的负载要远远大于放下过程的负载。可以说,在相同的条件下起落架能够收起,就一定能够放下。因此,本文只对起落架收起功能的可靠性进行分析。

### 2.1 失效模式

起落架设计时要求飞机在飞行速度大于250km/h时的飞行中能够收起,这样可以大大降低飞机的迎风阻力,改善气动性能以及飞行性能<sup>[8]</sup>。基于此,定义起落

架收起功能可靠性的功能函数为:

$$g = F_{\max} - F_{L\max}, \quad (5)$$

其中,  $F_{\max}$  为起落架液压系统在调定的工作压力下, 压力油对液压缸活塞杆的最大推力;  $F_{L\max}$  为起落架作动筒位置的最大驱动力, 即起落架系统的最大负载力。负载压力如果大于液压系统调定的工作压力, 将使液压系统中调速阀的液压油流量迅速减小为零, 从而使起落架运动速度减为零, 起落架将不能完成收起功能。

本文选用如图 3 所示的液压缸, 其中,  $D$ 、 $d$  分别为液压缸活塞直径和活塞杆直径, 液压缸有杆腔进油、无杆腔出油拉动起落架收起。根据起落架动力学仿真结果, 起落架收起过程中的最大负载力为 55.93kN。根据文献 [9] 中对飞机液压系统压力级别的规定, 选取收放机构系统工作压力  $p_n=21\text{MPa}$ 。

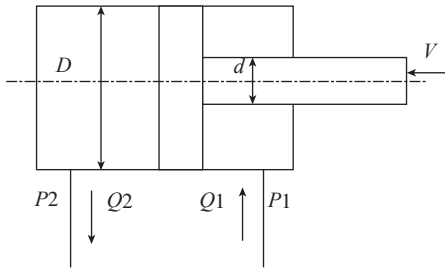


图3 收放机构液压缸模型

Fig.3 Cylinder diagram of Retraction-Extension System

根据起落架液压系统液压缸设计规范<sup>[10]</sup>, 有:

$$D = \sqrt{\frac{4F_{L\max}}{\pi p_v \eta} + d^2}, \quad (6)$$

其中  $\eta$  为液压缸的机械效率, 这里取 0.95,  $p_v$  作动筒有效工作压力, 一般取  $p_v=0.9p_n$ 。液压缸的速度比与液压缸尺寸的关系为:

$$d = D\sqrt{1 - \varphi^{-1}}, \quad (7)$$

其中  $\varphi$  为液压缸正反行程的速度比。根据《飞机设计手册》中对速度比与工作压力的关系的规定, 选取  $\varphi=2$ 。联立公式 (6)、(7), 可以算出  $D$  和  $d$ 。经过计算, 本文取  $D=89\text{mm}$ ,  $d=63\text{mm}$ 。

当液压缸的输入压力  $P_1$  等于液压系统的工作压力  $P_n$  时, 压力油对活塞杆的推力达到最大, 并且起落架收起过程中液压系统一般是无背压的, 即出口端压力  $P_2=0$ 。此时有:

$$F_{\max} = \frac{\pi}{4}(D^2 - d^2)P_n\eta, \quad (8)$$

将上面设计的液压缸的数据带入式 (8) 可以得到  $F_{\max}=61.1079\text{kN}$ 。

如此, 起落架收起功能可靠性的功能函数为:

$$g = 61.1079 - F_{L\max}, \quad (9)$$

单位是 kN。

## 2.2 收放机构的参数化

如图 1 所示, 起落架作动筒的  $B$  点要与机身连接。由于装配误差,  $B$  点的位置存在不确定性。  $B$  点的位置将会直接影响到作动筒驱动力的方向, 因此将  $B$  点的坐标设为随机变量。利用 ADAMS 中的位置和方向函数, 本文实现了  $B$  点位置的参数化: 随着  $B$  点位置的变化, 作动筒、作动推杆、连接销轴三个部件的几何模型以及它们之间的运动副和速度驱动也跟着变化到合理的位置。利用 ADAMS 强大的参数化设计功能, 将摩擦系数、侧风速度设为设计变量, 本文也实现摩擦力和侧风载荷的参数化。

选取的随机变量如表 1 所示, 各变量的意义依次为:  $B$  点  $X$  坐标、 $B$  点  $Y$  坐标、 $B$  点  $Z$  坐标、 $A$  点旋转副的摩擦系数、 $C$  点旋转副的摩擦系数、侧风速度  $v_x$ 。

表1 随机变量的设置

变量	分布类型	均值	标准差
locX/mm	正态分布	-605.1	2
locY/mm	正态分布	-1226.48	2
locZ/mm	正态分布	1085.78	2
Fric1	正态分布	0.065	0.00217
Fric2	正态分布	0.065	0.00217
侧风速度 / (m.s <sup>-1</sup> )	正态分布	15	2

## 2.3 可靠性计算方法

起落架收放机构属于机构可靠性问题, 机构可靠性问题又是众多可靠性问题中的难点。本文采用 VB 编制的主程序不断调用 ADAMS 的方法来计算起落架功能的可靠性。主程序算法采用四阶矩法。

四阶矩法主要是利用数值积分法来近似计算功能函数的前四阶矩, 然后由功能函数的各阶矩来近似失效概率。设随机变量  $x = (x_1, x_2, \dots, x_6)^T$  的联合概率密度函数为  $f_x(x)$ , 则机构响应的功能函数  $g = g(x) = g(x_1, x_2, \dots, x_6)$  的概率矩可由以下公式计算<sup>[6]</sup>:

$$\begin{cases} \mu_g = \int g(x)f_x(x)dx \\ \sigma_g^2 = \int [g(x) - \mu_g]^2 f_x(x)dx \\ \alpha_{kg}^k = \int [g(x) - \mu_g]^k f_x(x)dx \end{cases}, \quad (10)$$

式中,  $\alpha_{kg}$  表示结构响应的  $k$  阶无量纲中心矩, 并且定

义  $a_{1g}$  (或  $\mu_g$ )、 $a_{2g}$  (或  $\sigma_g$ )、 $a_{3g}$ 、 $a_{4g}$  分别表示功能函数的均值、标准差、偏度和峰度。则基于四阶矩法的可靠度指标:

$$\beta_{4M} = \frac{3(\alpha_{4g} - 1)\beta_{2M} + \alpha_{3g}(\beta_{2M}^2 - 1)}{\sqrt{(5\alpha_{3g}^2 - 9\alpha_{4g} + 9)(1 - \alpha_{4g})}}, \quad (11)$$

其中,  $\beta_{2M}$  为基于前两阶矩的可靠度指标,且有:

$$\beta_{2M} = \frac{\mu_g}{\sigma_g} = \frac{\alpha_{1g}}{\alpha_{2g}}。 \quad (12)$$

相应地考虑前四阶矩的失效概率

$$P_f \approx P_{f4M} = \phi(-\beta_{4M})。 \quad (13)$$

可靠性灵敏度的求法是利用链式求导法则,将失效概率对分布参数的导数转换成功能函数的前四阶矩对分布参数的导数<sup>[10]</sup>:

$$\begin{aligned} \frac{\partial P_f}{\partial \theta_{x_i}^{(k)}} &= \frac{\partial P_f}{\partial \beta_{4M}} \frac{\partial \beta_{4M}}{\partial \theta_{x_i}^{(k)}} \\ &= \frac{\partial P_f}{\partial \beta_{4M}} \left[ \frac{\partial \beta_{4M}}{\partial \beta_{2M}} \left( \frac{\partial \beta_{2M}}{\partial u_g} \frac{\partial u_g}{\partial \theta_{x_i}^{(k)}} + \frac{\partial \beta_{2M}}{\partial \sigma_g} \frac{\partial \sigma_g}{\partial \theta_{x_i}^{(k)}} \right) \right. \\ &\quad \left. + \frac{\partial \beta_{4M}}{\partial a_{3g}} \frac{\partial a_{3g}}{\partial \theta_{x_i}^{(k)}} + \frac{\partial \beta_{4M}}{\partial a_{4g}} \frac{\partial a_{4g}}{\partial \theta_{x_i}^{(k)}} \right], \quad (14) \end{aligned}$$

其中,  $\theta_{x_i}^{(k)}$  ( $i = 1, 2, \dots, 6; k = 1, 2, \dots, m_i$ ) 是基本随机变量  $x = \{x_1, x_2, \dots, x_6\}$  的分布参数,  $m_i$  为第  $i$  个随机变量  $x_i$  的分布参数的总个数。经常会用到的分布参数有均值和标准差。

为了消除基本变量量纲对可靠性灵敏度的影响,并比较不同分布参数对失效概率的影响,需要对计算的灵敏度结果进行无量纲处理。本文采用 Wu Y-T 提出的无量纲灵敏度系数公式进行灵敏度的无量纲化<sup>[11]</sup>:

$$S_{\theta_{x_i}^{(k)}} = \frac{\partial P_f / P_f}{\partial \theta_{x_i}^{(k)} / \sigma_{x_i}} = \frac{\partial P_f}{\partial \theta_{x_i}^{(k)}} \times \frac{\sigma_{x_i}}{P_f}, \quad (15)$$

其中,  $\sigma_{x_i}$  为随机变量  $x_i$  的标准差。

## 2.4 可靠性分析与结果讨论

用 VB 编制可靠性计算程序,调用 ADAMS 进行可靠性分析。经计算,得出起落架的收起功能的失效概率  $P_f = 1.662 \times 10^{-6}$ ,各随机变量经过无量纲处理后的均

表2 均值和标准差灵敏度

随机变量	均值灵敏度	标准差灵敏度
locZ	-2.95	10.7
locY	-1.83	4.72
locX	-1.27	2.24
Fric2	$1.38 \times 10^{-1}$	$2.51 \times 10^{-2}$
Fric1	$7.46 \times 10^{-2}$	$7.32 \times 10^{-3}$
airVelocity	$-5.24 \times 10^{-4}$	$2.92 \times 10^{-5}$

值和标准差灵敏度如表 2 所示。

从可靠度分析结果来看,起落架收起功能的失效概率在  $10^{-6}$  量级上,这说明起落架收放机构在动力操作下能够满足收起功能的设计要求,又因为放下过程中起落架重力作正功,因此起落架也一定能满足放下的功能要求。综上所述,本起落架收放机构的设计是符合要求的。

从灵敏度分析结果来看, B 点的坐标尤其是 Z 坐标的均值和标准差对起落架收起功能可靠性的影响最大的。这是因为 B 点 Z 坐标的改变将直接引起液压驱动力关于 A 点处旋转副的力臂的大小。因此,起落架设计时应该保证作动筒处于最佳的位置和方向;同时应该提高装配工艺,降低作动筒与机身的装配误差。另外,由于 C 点处的旋转副承力较大,且销轴半径较大,导致 C 点位置的摩擦力对起落架收放功能可靠性影响也较大,因此应该对起落架承力较大的连接副作好润滑。相对而言,外界风载对起落架收起功能的可靠性影响较小,这是因为随着收起角度的不断增加,侧向风载对起落架的作用力矩在不断减小,因此起落架设计时不必将风载考虑地过于精细。

## 3 结论

(1) 在 ADAMS 中建立了某飞机起落架的虚拟样机模型,通过多体动力学仿真分析,得到了起落架收放过程中作动筒驱动力的变化曲线,并对结果进行了分析。

(2) 考虑了装配误差、摩擦力、侧向风载的不确定性,建立了起落架收放机构的参数化模型,并用 VB 编制的可靠性计算程序调用 ADAMS 对起落架的收放机构的功能可靠性进行了分析。

(3) 起落架收起功能的失效概率  $P_f = 1.662 \times 10^{-6}$ ,表明该起落架收放机构在动力操作下能够完成收起和放下的功能;从灵敏度分析结果来看,对起落架收放机构功能可靠性影响较大的是作动筒的位置和方向、连接销轴位置处的摩擦力,而外界风速的影响较小。

## 参考文献

- [1] 龙江,张铎.飞机应急放下起落架的机构运动可靠性研究.机械强度,2005,27(5):624-627.
- [2] 张建国,刘英卫,苏多.飞行器机构可靠性分析技术及应用.航空学报,2006,27(5):827-829.
- [3] 王慧,宋笔锋,喻天翔.基于多体仿真模型的运动机构可靠性仿真试验系统研究.宇航学报,2011,32(5):1005-1011.
- [4] 纪玉杰,孙志礼,李良巧.曲柄滑块机构运动可靠性仿真.兵工学报,2006,27(1):16-120.
- [5] 吕震宙,宋述芳,李洪双,等.结构机构可靠性及可靠性灵敏度分析.北京:科学出版社,2009.

(下转第 85 页)

件,使用户具有良好的 Windows 开发环境。

对数据采集卡编程使用的方式主要有以下 3 种:软件触发方式、中断方式、DMA (Direct Memory Access) 方式。软件触发方式采用系统提供的时钟,通过对寄存器的查询来实现数据采集,其采集速度较慢,多用于低速数据采集场合;

中断传输方式需要编写中断服务程序(ISR),将板卡上的数据传输到预先定义好的内存变量中,每次 A/D 转换结束后,产生一个硬件中断,然后由中断服务程序(ISR)完成数据传输;DMA 数据传输方式,应用比较复杂,但由于不需要 CPU 的参与,DMA 方式特别适合应用于大量数据的高速采集。由于检测设备处理的数据量巨大,故采用 DMA 数据采集方式。

系统首先初始化采集卡并分配系统内存用于数据的传输、存储。开始数据采集后系统不断查询板卡上的 FIFO (先入先出缓存),当 FIFO 数据半满或全满时一次性转移存储全部数据。其传输的流程图如图 6 所示。

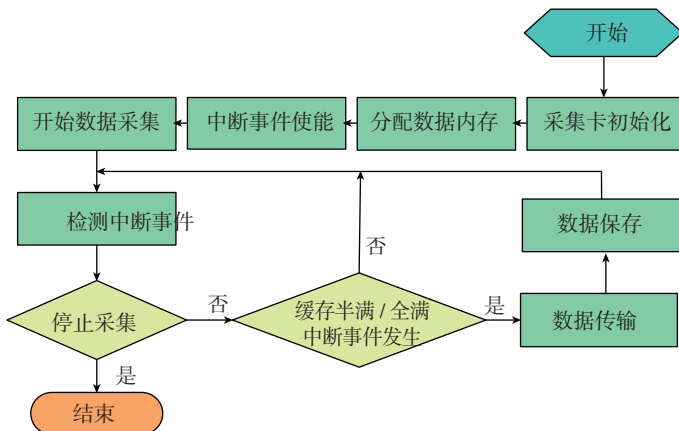


图6 DMA传输流程图  
Fig.6 Flow chart of DMA

### 3 结论

通过 VC++ 开发的基于 PMAC 控制器的多轴联动数控检测系统,系统工作稳定,响应时间短,可移植性强。该程序具有良好的 Windows 应用程序风格,使用方便,操作简单,目前该数控系统已经在复合材料检测上得到了良好的应用。

#### 参考文献

- [1] 孟淑娟,高世一,刘建伟.基于 PMAC 开放式数控系统软件开发.机械设计与制造,2006(11):49-51.
- [2] 苏敏,石世宏,胡进.基于 PMAC 的三维激光加工自动编程系统的研究.激光与红外,2006(6):433-435.
- [3] 田会峰,刘文杰,董里.PMAC 运动控制器在光刻机控制系统中的应用,自动化与仪器,2008(2):55-56,59.

(责编 深蓝)

(上接第 77 页)

(3) 机器人末端执行器调姿不需要设置专门的旋转轴,结构简单,自重轻,可实现机器人的轻量化设计。

#### 参考文献

- [1] 邹方.飞机装配迎来机器人时代.航空制造技术 2009(24):1-4.
- [2] 郭恩明.国外飞机柔性装配技术.航空制造技术,2009(24):1-4.
- [3] Russ D V, Sitton K, Feikert E, et al. ONCE( One Sided Cell End Effector ) Robotic Drilling System,2002 01 2626. . St. Louis: Society of Automotive Engineers Inc., 2002.
- [4] Aero Space Robotic End Effectors and Systems[ EB/OL] . Carrolltor, US: EOA System Inc. , ( 2007 ) [ 2009-8-20] . http://www.eoa.com.
- [5] 姚艳彬,毕树生,员俊峰.飞机部件机器人自动制孔控制系统设计与分析.中国机械工程,2010,21(17):2021-2024.
- [6] 杜宝瑞,冯子明,姚艳彬,等.用于飞机部件自动制孔的机器人制孔系统.航空制造技术,2010(2):47-50.
- [7] 侯志霞,刘建东,薛贵军,等.柔性导轨自动制孔设备控制技术.航空制造技术,2009(24):58-60.
- [8] 曲巍巍,董辉跃,柯映林.机器人辅助飞机装配制孔中位姿精度补偿技术.航空学报,2011,32(10):1-11.
- [9] 丁希仑,周乐来,周军.机器人的空间位姿误差分析方法.北京航空航天大学学报,2009,35(2):242-245.
- [10] 应高明,王仲奇,康永刚.飞机壁板自动钻铆法向量测量方法研究.机床与液压,2010,12,v38(23):1-4.
- [11] 秦现生,汪文旦,楼阿莉,等.大型壁板数控钻铆的三点快速调平算法.航空学报,2007(11):55-60.
- [12] 张春林,余跃庆.高等机构学,北京:北京理工大学出版社,2006.
- [13] 卢惠民.自主移动机器人全向视觉系统研究[D].北京:国防科学技术大学,2010.
- [14] 李剑.基于激光测量的自由曲面数字制造基础技术研究[D].杭州:浙江大学,2002.
- [15] 施进发,孙建华,宗思生,等.大型曲面形状激光自动测量技术研究.中国机械工程,2001,12(08):868-872.

(责编 小城)

(上接第 81 页)

- [6] 苏多,张建国.数字样机技术在柔性机构可靠性设计分析中的应用.中国机械工程,2006,17:266-269.
- [7] 《飞机设计手册》总编委员会.飞机设计手册(第 14 册).北京:航空工业出版社,2003.
- [8] 朱林,孔凡让,尹成龙,等.基于仿真计算的某型飞机起落架收放机构的仿真研究.中国机械工程,2007,18(1):26-29.
- [9] 《飞机设计手册》总编委员会.飞机设计手册(第 12 册).北京:航空工业出版社,2003.
- [10] Wu Y T, Sitakanta M. Variable screening and ranking using sampling-based sensitivity measures. Reliability Engineering and System Safety, 2006, 91(6):634-647.
- [11] Zhao Y G, Lu Z H. Applicable range of the fourth-moment method for structural reliability. Journal of Asian Architecture and Building Engineering, 2007, 6(1):151-158.

(责编 亿霖)