

文章编号:1674-8190(2014)02-239-06

基于粘弹性杆的摇臂式起落架着陆响应分析

梁振武, 孙秦, 董文俊

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 摇臂式起落架作为起落架的重要形式, 对其进行着陆响应分析可为起落架缓冲性能评估提供理论依据和参考。应用粘弹性杆建立摇臂式起落架结构动力学简化模型, 并采用 MATLAB 程序建立线性与非线性摇臂式起落架数值求解模型; 应用 ANSYS/LS-DYNA 显式动力学求解技术进行起落架着陆响应分析; 对比研究起落架上端节点的载荷历程曲线、位移历程曲线及输出功量曲线。结果表明: 着陆过程中载荷曲线和位移曲线收敛过程较短, 曲线较为平滑, 说明着陆过程较为平缓; 从功量曲线的吸能面积比率可知缓冲器的吸能效率较高。研究结果对起落架系统缓冲性能的初步分析以及机身连接处接头细节设计的载荷输入具有积极的参考价值。

关键词: 粘弹性杆; 摇臂式起落架; 缓冲器; 动力学仿真

中图分类号: V214; TP391.9

文献标识码: A

Analysis of Landing Response of Articulated Landing Gear Based on Viscoelastic Rod

Liang Zhenwu, Sun Qin, Dong Wenjun

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

Abstract: As an important form of the landing gear, the articulated landing gear's dynamic response analysis offers the theoretical foundation and reference for the performance evaluation of landing gear system. The simplified modeling method for structural dynamics analysis of landing gear is proposed based on viscoelastic rod technique. Then, the linear and nonlinear analytical models of the landing gear buffer system are derived. And the response curves of the landing gear are obtained by the MATLAB program. Moreover, ANSYS/LS-DYNA is used to analyze the landing response of diagonal stanchion landing gear. Finally, the load and displacement curves of the landing gear are obtained, based on these two curves, the energy absorb chart is fitted. Results show that the displacement curve and load curve convergent quickly, which means the process of landing is relatively gentle. Through the energy absorb chart it can be concluded that the buffer system of landing gear is of high efficiency, which validates the simplified modeling technique. The result is valuable for studying on the design load of the connection structure.

Key words: viscoelastic rod; articulated landing gear; buffer; dynamics simulation

0 引言

飞机起落架系统对飞机着陆时所承受的冲击载荷起着重要的缓冲作用, 起落架系统的着陆响应

特性也关系到飞机地面运行时的稳定性与安全性^[1]。因此, 对起落架系统的着陆响应进行分析是十分必要的。

近年来, 针对起落架着陆响应特性分析, 国内外学者进行了很多研究。刘晖等^[2]研究了半主动控制起落架缓冲性能, 建立了半主动控制起落架的缓冲动力学数学模型。王海涛等^[3]将主动控制技术应用于飞机滑跑性能的优化。一些学者在研究

起落架着陆性能时,考虑了机身弹性的影响^[4-7]。K. H. Lyle 等^[8]建立了一种起落架的简化模型,模拟了起落架着陆响应过程,并与实验结果进行了对比。然而,上述研究主要考虑支柱式起落架的着陆响应特性,对摇臂式起落架的着陆响应特性分析较少。摇臂式起落架作为起落架的一种常见结构形式,结构复杂,接头受力较大,使得其简化模型及着陆响应特性与支柱式起落架差别显著。摇臂式起落架着陆响应特性的研究可为其与机身连接结构处设计载荷输入提供基本依据。

本文根据摇臂式起落架的结构特点,采用粘弹性杆对其进行简化建模,构建相应的线性和非线性数值求解微分方程,并运用显式动力学有限元求解技术对其进行着陆响应分析。

1 起落架简化模型

1.1 工作原理

摇臂式起落架的典型结构形式如图 1 所示。

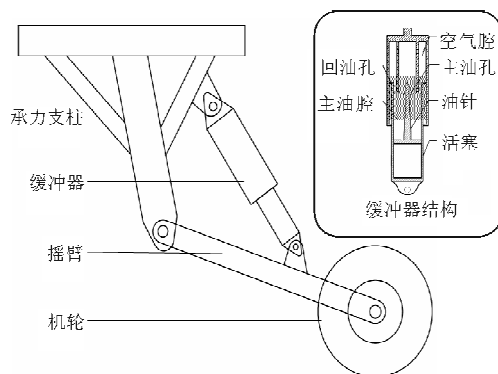


图 1 摇臂式起落架示意图

Fig. 1 Schematic diagram of articulated landing gear

飞机着陆时,缓冲器作为系统的主要耗能构件,主要承受轴向力。压缩行程时,活塞对油液做功,油液被迫通过油孔由下腔流入上腔,同时压缩上腔气体,使部分能量存储于上腔气体之中,其余部分能量通过克服油液与油针、油孔之间的摩擦力做功被耗散;伸张行程时机理相同。一个往复过程,上腔气体吸收、释放能量,推动油液来回流动,能量通过摩擦力及油液自身阻尼耗散。经过若干次反复后,飞机平稳着陆。

1.2 起落架简化模型

为方便进行数值分析,根据摇臂式起落架的结

构构形及其在着陆瞬间的实际响应情况,对如图 1 所示的摇臂式起落架结构模型进行简化。

缓冲器与承力支柱、摇臂的连接形式为铰接,承力支柱与机体固接,故承力支柱可承受弯矩;摇臂的承力形式类似于双支点外伸梁。实际结构中,承力支柱和摇臂的刚度远大于缓冲器的等效刚度,故在后续分析缓冲器系统响应特性时,将其假设为刚性体而不考虑弹性的影响。

起落架上端节点处的约束用于模拟承力支柱对缓冲器的支撑作用,下端刚性杆单元用于模拟摇臂对缓冲器底端的支撑作用,同时将摇臂与机轮轮轴连接处沿摇臂平移至缓冲器下端,约束形式与上端相同。模型中弹簧单元与阻尼单元并联所组成的结构为粘弹性杆,采用粘弹性杆建模可以简化模型的求解过程。基于上述假设,摇臂式起落架缓冲系统的简化模型如图 2 所示。

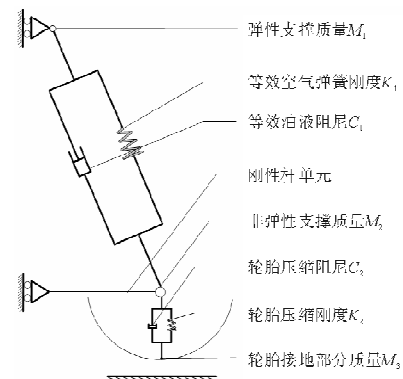


图 2 缓冲系统简化模型图

Fig. 2 Simplified model diagram of buffer system

简化模型中包含三个等效质量点: M_1 为起落架弹性支撑质量(包括机体在起落架上的质量分量、承力支柱及缓冲器外筒质量), M_2 为起落架非弹性支撑质量(包括活塞杆、摇臂、轮轴、轮毂、刹车装置等介于空气弹簧与轮胎气压作用力之间的质量), M_3 为轮胎接地部分质量。 K_1 为等效空气弹簧刚度, C_1 为等效油液阻尼, K_2 为轮胎压缩刚度, C_2 为轮胎压缩阻尼。

2 起落架分析模型

缓冲系统变形图是构建起落架系统微分方程的基础。缓冲器变形示意图如图 3 所示, l_0 为缓冲

器初始长度, l_t 为任意时刻缓冲器伸张长度; θ_0 为缓冲器初始倾角, θ 为任意时刻缓冲器倾角; U_1 和 U_2 分别为缓冲器上游和下游节点位移; h 为缓冲器上游节点和下游节点的垂直距离; s 为缓冲器上游节点和下游节点的水平距离。

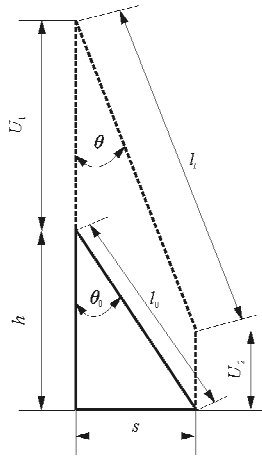
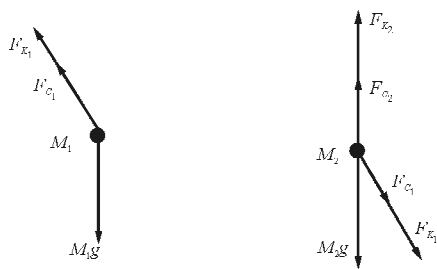


图 3 缓冲系统变形示意图

Fig. 3 Deformation schematic diagram of buffer system

2.1 线性微分方程

线性微分方程未考虑飞机着陆过程中缓冲器倾斜角的变化。基于隔离法, 将模型在等效质量点 (M_1 和 M_2) 处进行分段隔离分析, 受力分析如图 4 所示。



(a) M_1 受力分析图

(b) M_2 受力分析图

图 4 等效质量点受力分析图

Fig. 4 Force equilibrium of equivalent lumped masses

在 M_1 点处进行分段隔离分析, 建立微分方程为

$$F_{K_1} \cos\theta + F_{C_1} \cos\theta - M_1 g = M_1 \ddot{U}_1 \quad (1)$$

$$\begin{cases} F_{K_1} = -K_1 \Delta l \\ F_{C_1} = -C_1 \dot{\Delta l} \\ \Delta l = (U_1 - U_2) \cos\theta \end{cases} \quad (2)$$

同理, 在 M_2 点处进行分段隔离分析, 建立微分方程为

$$F_{K_2} + F_{C_2} - F_{K_1} \cos\theta - F_{C_1} \cos\theta - M_2 g = M_2 \ddot{U}_2 \quad (3)$$

$$\begin{cases} F_{K_2} = -K_2 \Delta U_2 \\ F_{C_2} = -C_2 \dot{\Delta U}_2 \end{cases} \quad (4)$$

联立式(1)~式(4), 可得

$$\begin{cases} M_1 \ddot{U}_1 + C_1 (\dot{U}_1 - \dot{U}_2) \cos^2\theta + K_1 (U_1 - U_2) \cos^2\theta = -M_1 g \\ M_2 \ddot{U}_2 + C_2 \dot{U}_2 + K_2 U_2 - C_1 (\dot{U}_1 - \dot{U}_2) \cos^2\theta - K_1 (U_1 - U_2) \cos^2\theta = -M_2 g \end{cases} \quad (5)$$

式中: F_{K_1} 为空气弹簧力; F_{C_1} 为油液阻尼力; F_{K_2} 为轮胎力; F_{C_2} 为轮胎阻尼力。

2.2 非线性微分方程

非线性微分方程考虑了飞机着陆过程中缓冲器倾斜角的变化。缓冲器工作过程中倾斜角 θ 及长度变化量 Δl 可表示为

$$\begin{cases} \sin\theta = \frac{l_0 \sin\theta_0}{\sqrt{(l_0 \cos\theta_0 + U_1 - U_2)^2 + (l_0 \sin\theta_0)^2}} \\ \cos\theta = \frac{l_0 \cos\theta_0 + U_1 - U_2}{\sqrt{(l_0 \cos\theta_0 + U_1 - U_2)^2 + (l_0 \sin\theta_0)^2}} \\ \Delta l = \frac{l_0 \sin\theta_0}{\sin\theta} - l_0 \end{cases} \quad (6)$$

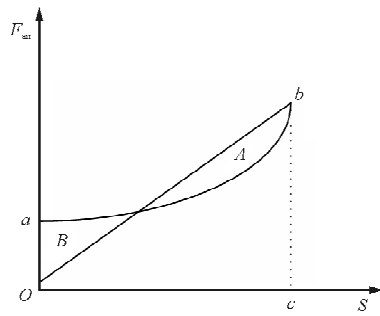
将式(6)代入式(5), 可得

$$\begin{cases} M_1 \ddot{U}_1 + \left[C_1 \frac{\alpha(\dot{U}_1 - \dot{U}_2)}{\beta} + K_1 (\beta - l_0) \right] \frac{\alpha}{\beta} = -M_1 g \\ M_2 \ddot{U}_2 + C_2 \dot{U}_2 + K_2 U_2 - \left[C_1 \frac{\alpha(\dot{U}_1 - \dot{U}_2)}{\beta} + K_1 (\beta - l_0) \right] \frac{\alpha}{\beta} = -M_2 g \\ \alpha = l_0 \cos\theta_0 + U_1 - U_2 \\ \beta = \sqrt{\alpha^2 + (l_0 \sin\theta_0)^2} \end{cases} \quad (7)$$

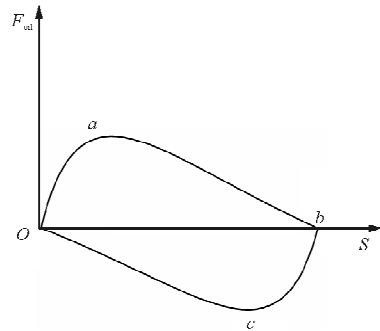
3 起落架系统参数

3.1 等效弹簧刚度

气体和油液工作特性曲线如图 5 所示。



(a) 气体工作特性曲线



(b) 油液工作特性曲线

图5 气体和油液工作特性曲线

Fig. 5 Performance curve of gas and oil

缓冲器压缩时,空气弹簧力 F_{air} 曲线上升(如图5(a)中曲线 ab 段);伸张时,沿曲线 ba 下降。其存储或释放的能量可以用曲线 $OabaO$ 所围面积表示。同理,线性弹簧存储或释放的能量可以用 $ObcO$ 所围面积表示。由于面积 A 和面积 B 近似相等,故空气弹簧所存储或释放的能量与线性弹簧近似相等。在研究缓冲器整体响应特性时,采用线性弹簧来等效代替空气弹簧。

空气弹簧等效为线性弹簧后,其刚度可以根据式(8)~式(10)获得^[9]。首先,根据能量方程(式(8))求得起落架缓冲器行程 S ;然后将行程 S 带入空气弹簧力求解公式(式(9)),获得空气弹簧力 F_{air} ;最后,由式(10)求得等效空气弹簧刚度 K_1 。

$$S_1 n_1 NG + S n_s NG = \frac{GV^2}{2g} + (G-L)(S+S_1) \quad (8)$$

$$F_{\text{air}} = p_0 A \left[\frac{1}{1-AS/v_0} \right]^n \quad (9)$$

$$F_{\text{air}} = K_1 S \quad (10)$$

式中: S_1 为 N 倍停机载荷下轮胎变形; S 为机轮的垂直行程; n_1 为轮胎效率; n_s 为缓冲器效率; N 为

过载; G 为飞机重力; L 为升力; V 为下沉速度, g 为重力加速度; p_0 、 v_0 为气体的初气压和初体积; A 为活塞有效面积; n 为气体多变指数,随气体在压缩过程中的热交换情况而定,在油气式缓冲器内有一定程度的热交换,通常取 $n=1.2$ 。

3.2 等效油液阻尼

在缓冲器压缩行程中,活塞速度在很短的时间内快速增加,油液阻尼也随之增大,而后由于缓冲器不断消耗能量,活塞的运动速度逐渐减小,油液阻尼力 F_{oil} 也随之减小至零。伸张行程与压缩行程类似,如图5(b)所示。由于油针采用变截面设计,油液以控制的速率由压缩状态恢复到非压缩状态,而在整个吸能和耗能的响应过程中,油液、油针和油孔在作用机理上类似于粘壶,故将阻尼系统简化为线性阻尼系统,即整个行程内阻尼为常数,取油液速度最大时对应的阻尼值,如式(11)所示^[10]。同时,油液阻尼力与缓冲器的参数有关,可表示为式(12)所示^[10]的形式。可由式(11)~式(12)求得油液阻尼 C_1 。

$$F_{\text{oil}} = p_1 A = \frac{\gamma}{2g} \frac{A^3}{\mu^2} \left(\frac{v_p}{f} \right)^2 \quad (11)$$

$$C_1 = F_{\text{oil}}/v_p \quad (12)$$

式中: v_p 为活塞的最大速度; A 为活塞的有效面积; f 为阻尼孔面积; p_1 为活塞杆表面油压; μ 为流量系数; γ 为油液比重。

3.3 模型求解参数

根据实际工程中起落架结构参数得到摇臂式起落架简化模型各参数,如表1所示。

表1 起落架简化模型参数

Table 1 Model parameters of landing gear system

参数	设计值
弹性支撑质量(M_1)/kg	1 000
非弹性支撑质量(M_2)/kg	50
轮胎接地部分质量(M_3)/kg	1
等效空气弹簧刚度(K_1)/(N·m ⁻¹)	9.897×10 ⁴
等效油液阻尼(C_1)/(N·s·m ⁻¹)	8 979
轮胎压缩刚度(K_2)/(N·m ⁻¹)	9.976×10 ⁵
轮胎压缩阻尼(C_2)/(N·s·m ⁻¹)	1 998
下沉速度(V)/(m·s ⁻¹)	-3

4 起落架着陆动力学仿真

4.1 有限元求解

基于简化模型对摇臂式起落架在 ANSYS 中进行有限元建模并生成 k 文件。模型中弹簧单元与阻尼单元并联所组成的结构单元为粘弹性杆单元(如图 2 所示),由上而下分别模拟起落架的缓冲器及轮胎,地面设置为刚性壳单元,下沉速度为 3 m/s,施加重力场 $g=9.8 \text{ m/s}^2$ 。将 k 文件导入到 LS-DYNA 中进行动力学仿真,并依次输出位移时间历程曲线、载荷时间历程曲线以及功量曲线,分别如图 6~图 8 所示。

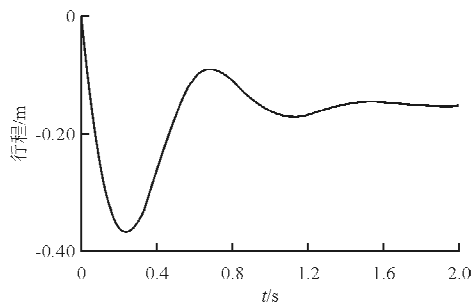


图 6 位移时间历程曲线

Fig. 6 Curve of displacement-time response

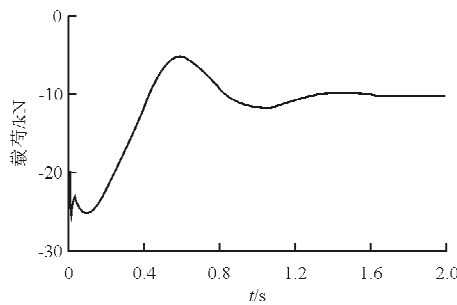


图 7 载荷时间历程曲线

Fig. 7 Curve of load-time response

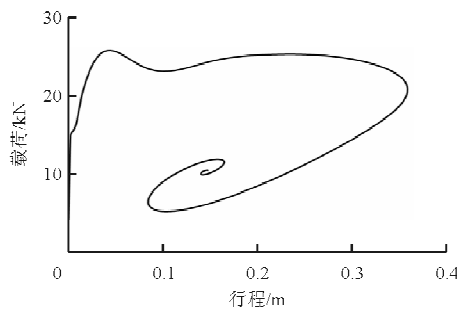


图 8 功量曲线

Fig. 8 Curve of energy absorb

图 6 和图 7 的曲线波动比较小,表明着陆响应过程较为平缓。从图 8 可以看出,功量曲线所围面积与载荷峰值、位移峰值和坐标轴所围面积的比值较大,表明缓冲器吸能效率相对较高。

4.2 Matlab 求解

运用 MATLAB 语言,编写微分方程的数值求解程序,分别对线性和非线性微分方程组进行数值求解。将表 1 中的模型参数输入 MATLAB 程序进行数值求解,得到起落架的位移响应曲线,如图 9 所示。

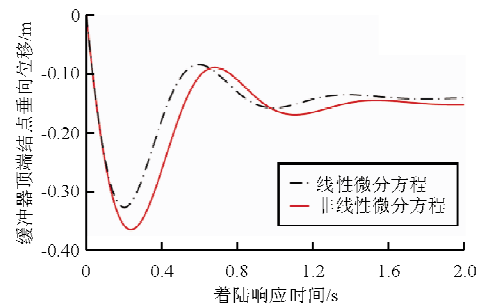


图 9 MATLAB 求解的位移响应曲线

Fig. 9 Displacement response by MATLAB

从图 9 可以看出:考虑缓冲器倾斜角变化的响应曲线与不考虑倾斜角变化的响应曲线趋势一致;但线性曲线最大位移较小,达到稳定的时间较短,表明线性模型相比于非线性模型较为刚硬。

4.3 结果分析

MATLAB 程序求解所得到的线性曲线、非线性曲线和由显式动力学求解软件 LS-DYNA 数值求解所得到的位移响应曲线的对比,如图 10 所示。

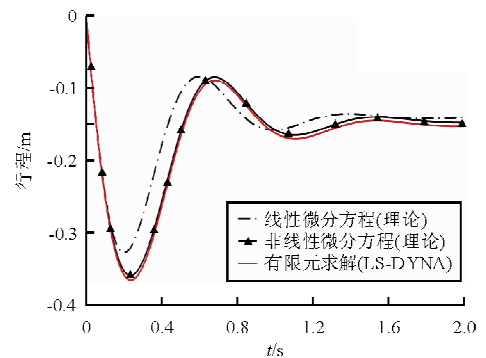


图 10 缓冲器位移响应曲线对比

Fig. 10 Comparison of buffer displacement response

从图 10 可以看出:三条位移响应曲线变化趋势一致,“线性微分方程”所获得的理论结果明显小于另外两个结果,这主要是由于线性微分方程的简化模型较为刚硬;“有限元求解”和“非线性曲线”为同一简化模型采用不同求解方法(MATLAB 和 LS-DYNA 求解)所得到的曲线,吻合良好。

5 结 论

(1) 采用粘弹性杆技术对起落架系统进行结构动力学仿真,可以简化起落架系统着陆动态响应分析难度,并能较准确地模拟撞击载荷作用下起落架缓冲系统的整体响应特性。

(2) 载荷曲线和位移曲线收敛过程较短,曲线较为平滑,表明缓冲器吸能过程较为平缓。由功量曲线的面积比率分析可知缓冲器的效率较高。

(3) 本文所介绍的摇臂式起落架着陆响应分析方法对于研究机身连接处接头细节设计的载荷输入具有积极意义,对起落架系统缓冲性能的初步分析具有参考价值。

(4) 本文采用简化模型进行着陆动态响应分析时忽略了结构的柔性因素,其影响还需进一步深入分析。

参考文献

- [1] 王小锋,成永博.飞机起落架缓冲器设计[J].机电工程技术,2009,38(10):79-81.
Wang Xiaofeng, Cheng Yongbo. Absorbing strut design of landing gear [J]. Mechanical & Electrical Engineering Technology, 2009, 38(10): 79-81. (in Chinese)
- [2] 刘晖,顾宏斌,吴东苏.半主动控制起落架缓冲性能初步研究[J].航空学报,2006,27(5):864-868.
Liu Hui, Gu Hongbin, Wu Dongsu. Shock-absorber performance study of semi-active control of landing gear[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(5): 864-868. (in Chinese)
- [3] 王海涛,蒋经凯.飞机起落架主动控制与滑跑性能优化研究[J].西北工业大学学报,2013,31(2):223-228.
Wang Haitao, Jiang Jingkai. Active control of landing gear and taxiing performance optimization[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(2): 223-228. (in Chinese)

- [4] 刘冲冲,牟让科,马晓利,等.考虑机体弹性的起落架着陆仿真分析[J].航空工程进展,2011,2(2):188-192.
Liu Chongchong, Mu Rangke, Ma Xiaoli, et al. Simulation of landing gear drop considering flexible airframe[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(2): 188-192. (in Chinese)
- [5] Spieck M. Simulation of aircraft landing impact under consideration of aerodynamic forces on the flexible structure [C]. 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, New York, 2004.
- [6] 刘向尧,聂宏,魏小辉.大型民机起落架着陆性能仿真分析与优化设计[J].科学技术与工程,2010,10(24):6103-6108.
Liu Xiangyao, Nie Hong, Wei Xiaohui. Simulation model and optimization for landing gear impact of large civil airplane[J]. Science Technology and Engineering, 2010, 10(24): 6103-6108. (in Chinese)
- [7] 孙为民,朱银垂,黄建新,等.一种摇臂式起落架的两种建模及结果对比[J].直升机技术,2009(3):60-63.
Sun Weimin, Zhu Yinchui, Huang Jianxin, et al. Two methods of modeling an articulated landing gear and result contrast[J]. Helicopter Technique, 2009(3): 60-63. (in Chinese)
- [8] Lyle K H, Jackson K E, Fasanella E L. Simulation of aircraft landing gears with a nonlinear dynamic finite element code[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(1): 142-147.
- [9] Norman S Currey. Aircraft landing gear design: principles and practices[M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988.
- [10] 史友进,张曾钊.大柔性飞机起落架缓冲器参数设计[J].南京航空航天大学学报,2006,38(3):356-360.
Shi Youjin, Zhang Zengchang. Parameter design of landing gear shock absorber for flexible airplane [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 38(3): 356-360. (in Chinese)

作者简介:

梁振武(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

孙 秦(1957—),男,教授,博导。主要研究方向:飞行器结构设计。

董文俊(1984—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

(编辑:马文静)