

文章编号:1674-8190(2014)02-245-06

典型起落架的通用载荷谱分析及传载计算

贾锦, 柳刚, 周威

(中国航空工业集团公司第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘要: 为了对典型结构前起落架的一般受载、传载等情况进行研究, 首先按照飞机地面操纵的不同阶段, 分析起落架相应的多种工况, 给出起落架载荷谱的分解模型及计算方法; 然后建立通用前起落架的力学模型和载荷传递的数学模型, 根据载荷谱上选取的受载严酷的工况点并结合一组具体可行的飞机参数, 通过解析方法求解前起落架传力模型的节点载荷; 最后通过载荷谱与传载数学模型相结合的方法, 求解出起落架主承载点的极限载荷, 该极限载荷可作为后期疲劳寿命评估的数据基础。本文的研究方法可为起落架的载荷谱求解、起落架承载性能分析等提供理论依据。

关键词: 起落架; 载荷谱; 载荷传递; 解析法

中图分类号: V226+.4

文献标识码: A

General Load Spectrum Analysis and Loads Transfer Calculation of the Typical Undercarriage Structure

Jia Jin, Liu Gang, Zhou Wei

(The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to do research on the typical structure of nose landing gear and the general loading actions, firstly, according to the multiple phases during the ground manoeuvre, different loading cases are analyzed, and the relevant breakdown models as well as the calculation method for the landing gear load spectrum are provided. Then, the load model and the mathematic model are built based on the general nose landing gear structure. Critical loading case picked from the load spectrum is studied and real reasonable aircraft structure parameters are introduced in the calculation. Finally, by combining the load spectrum and the mathematic model the main joint loads are obtained. The results indicate that the method is feasible, which could be the support for the later fatigue life estimation. It provides the methods and theoretical support for load spectrum development and the loading analysis of undercarriages.

Key words: landing gear; load spectrum; load transfer; analytic method

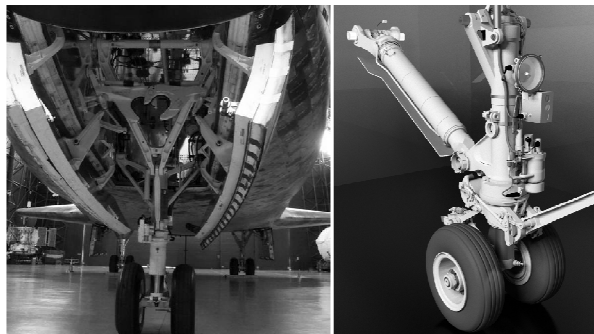
0 引言

飞机前起落架的结构形式及其与机身的连接方式等因素决定了载荷的传递。通过考察和分析, 可以将文献[1-2]提供的各种起落架结构形式分为两种。第一种形式的载荷一般通过主承载点传递

给机身, 通常起落架的主连接点为缓冲支柱与机身的两个连接点和撑杆三角支架与机身的两个连接点, 如波音系列飞机前起落架(如图 1(a)所示); 这种形式还有一种变形, 采用可收缩的套筒式后撑杆与机身通过一个连接点传递载荷, 如 F-18 飞机前起落架(如图 1(b)所示)。第二种形式采用收放作动筒实现后撑杆与机身的连接, 其连接形式与第一种相似, 如苏-27 飞机前起落架^[3]。地面载荷通过轮胎传递到前起落架, 前起落架再通过上述几处与机身的主连接点将载荷传递到机身。

收稿日期: 2013-10-23; 修回日期: 2014-02-23

通信作者: 贾锦, jiajing83@hotmail.com



(a) 波音 777-200LR

(b) F-18

图1 典型飞机前起落架

Fig.1 Typical nose landing gear

载荷谱对于起落架疲劳耐久性设计和安全寿命预估具有重要意义。目前,国内外通过实测及疲劳试验测量等手段编制起落架载荷谱,国外经过丰富的设计经验总结出起落架疲劳载荷谱的估算方法,用于预测起落架的安全寿命。本文在其基础上,首先求解通用起落架的前起落架载荷谱,然后选取一个典型工况考察前起落架载荷传递到主承力点的情况,三向载荷加载于机轮轮轴,通过建立简化的力学模型求解各节点力,最后基于第一种形式的前起落架结构,将某民用飞机作为真实算例用

于载荷谱和传载的计算及研究。

1 起落架通用载荷谱

起落架的设计过程中需要特殊考虑疲劳可能带来的问题,其主要原因是:由于飞机、起落架等结构形式的特点以及着陆方法、技术等原因造成的对冲击加速度的影响,而这些影响将会持续到飞机着陆后的地面滑行阶段;另外,在其他地面操纵过程中,机场的布局、道面条件等也可能成为决定性的影响因素。

1.1 载荷工况

D. Howe^[4]将起落架地面操纵时的不同工况拆分开,给出了每种情况下的受载。本文总结飞机的两类地面操作情况(着陆过程和地面操纵过程)的共10种工况下的前起落架载荷,如表1所示。为了更为全面地分析各向载荷的传递,选择三向载荷均存在的工况(阻力与侧向载荷结合的三点着陆工况)进行分析研究。其中, P_v 为垂向载荷; P_d 为航向阻力; P_s 为侧向载荷; R 为起落架的基准载荷。

表1 民用飞机前起落架地面载荷工况

Table 1 Nose landing gear ground loading cases for civil aircraft

分类	序号	工况	P_v	P_d	P_s (向内)	P_s (向外)
着陆阶段	1.a	阻力与侧向载荷组合	R	$0.25R$	$\pm 0.25R$	$\pm 0.25R$
	1.b	阻力与侧向载荷组合	$0.75R$	$0.4R$	$\pm 0.25R$	$\pm 0.25R$
	2	侧向载荷(向/外)	$0.5R$	0	$0.4R/0$	$0/0.3R$
	3	高阻起旋回弹	$0.8R$	$\pm 0.64R$	0	0
	4	回跳	$20M_{us} * g$	0	0	0
地面操纵阶段	5	滚动刹车(MLW)	$1.2R$	$0.8R$	0	0
	6	倒行刹车(MTOW)	$1.0R$	$-0.55R$	0	0
	7	转弯回转	—	0	$0.5R/0$	$0/0.5R$
	8	不对称刹车	R	$0.8R$	0	0
	9	定常刹车	—	$0.25R_{SB}$	—	0
	10	牵引(MTOW)	—	$0.225W \cos \theta$	$\pm 0.225W \sin \theta$	$\pm 0.225W \sin \theta$

通常,民用飞机与军用飞机的要求有所不同,本文研究对象为民用飞机起落架,民用飞机在该组合工况下的各向力值的定义为

$$\begin{cases} P_v = 0.75R \\ P_d = 0.4R \\ P_s = 0.25R \end{cases} \quad (1)$$

P_s 的方向定义为正,事实上该值随着受力方向不同而存在正负;基准载荷 R 由式(2)计算。

$$R = \frac{m_L V_v^2 (l_m + \mu h)}{2 \eta_N \delta_N (l_m + l_n)} \quad (2)$$

$$\eta_N \delta_N = 0.47 \delta_{NT} + 0.75 \delta_{NS} \quad (3)$$

式中: m_L 为飞机最大着陆重量; V_v 为下沉速度; l_n 和 l_m 分别为前、主起落架距离飞机重心位置的水

平航向距离; h 为主起落架机轮距离飞机重心高度; δ_{NS} 为三点着陆工况下缓冲器的压缩行程; δ_{NT} 为轮胎压缩量。

1.2 载荷—时间曲线

采集多方面来源的数据,将其绘制成疲劳载荷谱,作为起落架和起落架相关结构部件的设计依据,该方法已被行业内所广泛接受。基于载荷谱并结合具体飞机参数和操作剖面要求,可以得到更为准确的寿命估算和合理的设计。通常情况下,起落架的载荷谱分为着陆、刹车、转弯等阶段。

本文仔细比较并研究国外处理起落架载荷谱的方法,发现其方法基本相同:先分段给出载荷谱,

然后进行拼接。文献[5]给出了目前 Airbus 做起落架疲劳寿命试验所用到的载荷谱形式。文献[6]分别给出了前、主起落架地面操纵时需要考虑的工况,以及每种工况下起落架所承载荷情况。文献[7]以主起落架为例,根据不同工况阶段详细给出了其相应的载荷谱形,如刹车阶段由两次平均值为 0.4 倍垂向载荷、振幅为 0.1 倍垂向载荷的六个循环和八个半振幅循环组成,各个阶段拼接起来就是一个完整的起落架载荷谱。

以 1.1 节求出的系列工况下起落架所受三向载荷作为绘制起落架地面操纵时载荷谱的基础数据,绘制典型的起落架载荷谱,如图 2 所示。

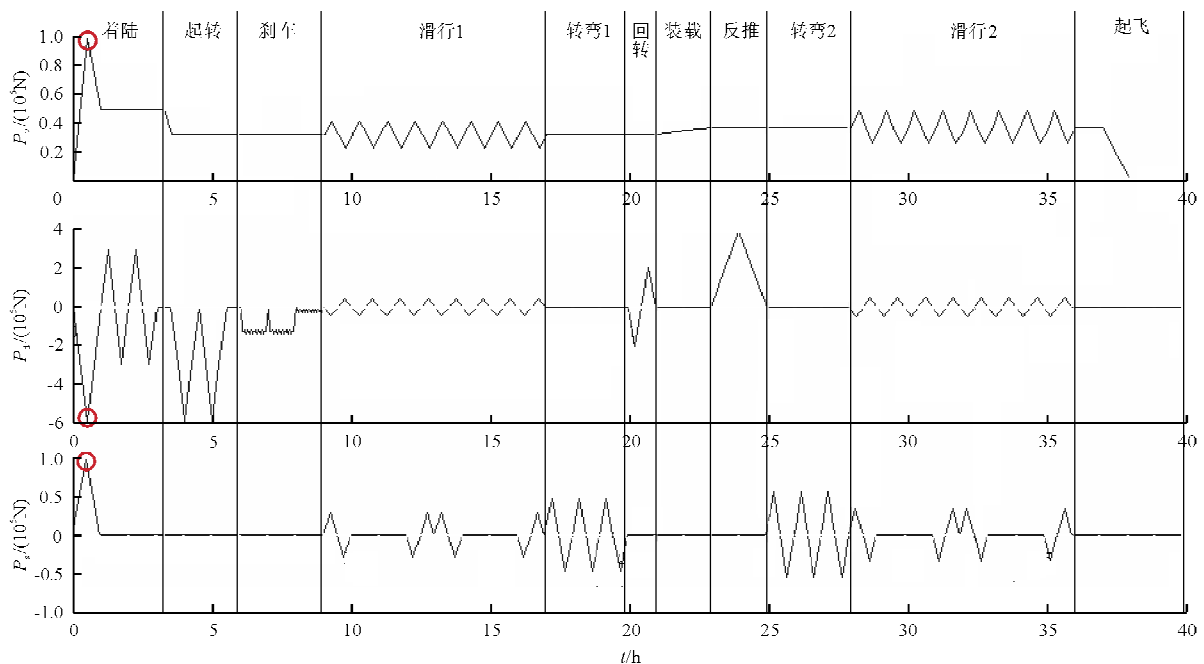


图 2 起落架地面操纵的通用载荷谱

Fig. 2 General load spectrum of landing gear ground operation

从图 2 可以看出:着陆情况下的载荷工况远远小于滑跑等地面操纵时产生的载荷;着陆时的循环次数也远少于地面操纵,如一架飞机在服役期间可以滑行 500 000 km 甚至更远的距离,但是着陆通常每次飞行只发生一次。这与 D. W. Young 等^[8]的研究结果一致。

2 载荷传递分析

载荷传递计算以图 2 所示的载荷谱为基础。

首先定义力的方向,假定沿飞机航向为 x 轴正向,舷向向右为 z 轴正向,垂直海平面向上为 y 轴正向。典型的前起落架结构简化模型如图 3 所示, AB 为前起落架轮轴; CDE 为缓冲支柱外筒; CFG 为前撑杆。起落架载荷来自地面,载荷的作用点假定在轮轴上。实际上,作用在轮胎与地面接触处的载荷可以等效为一个作用在轮轴处的载荷和一个转矩,之后的计算过程不受影响。

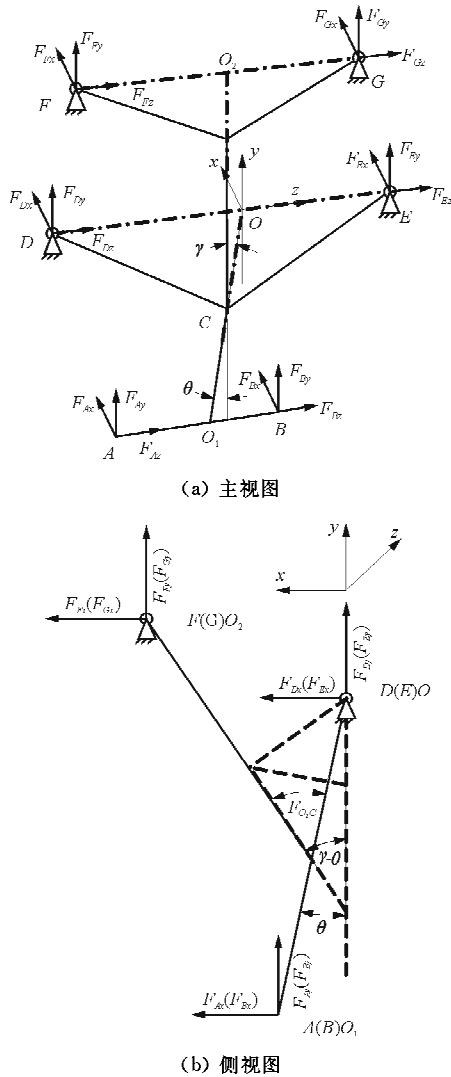


图 3 前起落架受力示意图

Fig. 3 Force schematic diagram of nose landing gear

目前分析起落架地面载荷的方法主要是通过建立起落架的动力学方程求解,在计算过程中通常引入如下基本假设:起落架支柱为完全刚性,即侧向、纵向和扭转形变均为 0^[9]。

根据三向力的合力 $\sum x$ 、 $\sum y$ 、 $\sum z$ 为 0,可列方程组:

$$\begin{cases} F_{Fx} + F_{Gx} + F_{Ax} + F_{Bx} + F_{Dx} + F_{Ex} = 0 & (4) \\ F_{Fz} + F_{Gz} + F_{Az} + F_{Bz} + F_{Dz} + F_{Ez} = 0 & (5) \\ F_{Fy} + F_{Gy} + F_{Ay} + F_{By} + F_{Dy} + F_{Ey} = 0 & (6) \end{cases}$$

求解前撑杆 FC 上的载荷,载荷施加于轮轴 A、B 上。

如图 3(b)所示,以 DE 中点 O 作为坐标系的原点,将所有 xy 平面内的力对 O 取矩,可列力矩平衡方程

$$(F_{Ax} + F_{Bx}) \cdot l_{AD} \cdot \cos\theta + (F_{Ay} + F_{By}) \cdot l_{AD} \cdot \sin\theta + F_{O_2C} \cdot l_{CD} \cdot \sin\gamma = 0 \quad (7)$$

在 xy 平面内,撑杆与机身的连接点 F、G 的受力情况一致,因此:

$$F_{Fx} = F_{Gx} = \frac{1}{2} F_{O_2C} \cdot \sin(\gamma - \theta) \quad (8)$$

$$F_{Fy} = F_{Gy} = \frac{1}{2} F_{O_2C} \cdot \cos(\gamma - \theta) \quad (9)$$

同理,在 xz 平面内,将外力对 y 轴取矩,可列力矩平衡方程

$$-F_{Ax} \cdot l_{AO_1} + F_{Bx} \cdot l_{O_1B} - F_{Dx} \cdot l_{DO} + F_{Ex} \cdot l_{EO} + F_{O_2C} \cdot 0 - (F_{Ax} + F_{Bx}) \cdot l_{O_1O} \cdot \sin\theta = 0 \quad (10)$$

yz 平面受力示意图如图 4 所示。

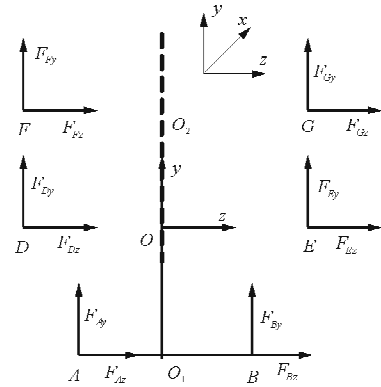


图 4 yz 平面受力示意图

Fig. 4 Force diagram on plane yz

将图 4 中的各向力对 x 轴取矩,前撑杆 CFG 可看作二力杆,因此 F、G 两点受力始终大小相等方向相反,根据 $\sum M = 0$ 可列力矩平衡方程

$$F_{Fy} \cdot l_{FO_2} - F_{Gy} \cdot l_{O_2G} + F_{Dy} \cdot l_{DO} - F_{Ey} \cdot l_{OE} + F_{Ay} \cdot l_{AO_1} - F_{By} \cdot l_{O_1B} - F_{Ax} \cdot l_{CO_1} - F_{Bx} \cdot l_{O_1O} = 0 \quad (11)$$

xz 平面受力示意图如图 5 所示。

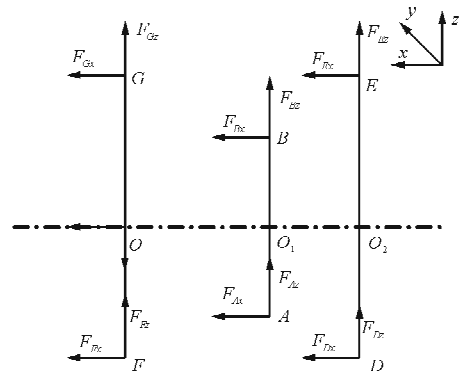


图 5 xz 平面受力示意图

Fig. 5 Force diagram on plane xz

将图 5 中的各向力对 E 点取矩,可列力矩方程如式(12)所示, F_{Dx} 过 E 点,因此其对应力矩为 0。

$$F_{Dy} = -\frac{F_{Fy} \cdot l_{FE} + F_{Fz} \cdot l_{O_2O} + F_{Gy} \cdot l_{GE}}{l_{DE}} - \frac{F_{Gy} \cdot l_{GE} + F_{Gz} \cdot l_{O_2O} + F_{Ay} \cdot l_{AE}}{l_{DE}} + \frac{F_{Ax} \cdot l_{O_1O} + F_{By} \cdot l_{BE} - F_{Bz} \cdot l_{O_1O}}{l_{DE}} \quad (12)$$

由式(12)和式(6)可得

$$F_{Ey} = -(F_{Fy} + F_{Gy} + F_{Ay} + F_{By} + F_{Gy}) \quad (13)$$

同理,将 xz 平面各向力对 E 点取矩,可得

$$F_{Dx} = -\frac{F_{Ax} \cdot l_{AE} - F_{Ax} \cdot l_{O_1O} + F_{Bx} \cdot l_{BE}}{l_{DE}} - \frac{-F_{Bz} \cdot l_{O_1O} + F_{Fx} \cdot l_{FE} + F_{Fz} \cdot l_{O_2O}}{l_{DE}} - \frac{F_{Gx} \cdot l_{GE} - F_{Gz} \cdot l_{O_2O}}{l_{DE}} \quad (14)$$

由式(14)和式(4)可得

$$F_{Ex} = -(F_{Fx} + F_{Gx} + F_{Ax} + F_{Bx}) \quad (15)$$

yz 平面内各向力对 B 点取矩,可得

$$F_{Fy} \cdot l_{BG} + F_{Dy} \cdot l_{DG} - (F_{Dx} + F_{Ex}) \cdot l_{OO_2} + F_{Ey} \cdot l_{BG} + F_{Ay} \cdot l_{AG} + F_{By} \cdot l_{BG} - (F_{Ax} + F_{Bx}) \cdot l_{O_1O_2} = 0 \quad (16)$$

由式(16)和式(5)可得

$$F_{Dx} + F_{Ex} = -(F_{Ax} + F_{Bx}) \quad (17)$$

上述各式中的力臂为力在其所在平面内对转动中心的投影距离。

3 实例解析求解

通过上述计算,可得载荷传递的数学模型。以某民用飞机为例,考察其前起落架在地面操纵过程中的受力情况,选取载荷谱中载荷比较严酷的点(图 2 中圆圈标记)进行实例求解,计算方法与徐冬冬等^[10]和李波等^[11]提出的方法一致:建立飞机起落架系统在地面操纵过程中规定的六自由度模型,并选取具体工况进行仿真验证数学模型。

基准载荷 R 为

$$R = \frac{m_L V_V^2 (l_m + \mu h)}{2 \eta_N \delta_N (l_m + l_n)} = 286\ 000\ \text{N}$$

$$\eta_N \delta_N = 0.47 \delta_{NT} + 0.75 \delta_{NS} = 227\ \text{mm}$$

其中: $m_L = 66\ 600\ \text{kg}$; $V_V = 3.05\ \text{m/s}$; l_n 和 l_m 分别为 $11\ 640\ \text{mm}$ 和 $1\ 830\ \text{mm}$; $h = 3\ 957\ \text{mm}$; μ 取

0.25 ; $\delta_{NS} = 240\ \text{mm}$; $\delta_{NT} = 100\ \text{mm}$ 。

计算输入值如表 2 所示。

表 2 计算输入值

Table 2 Inputs for calculation

参数	符号	数值
航向阻力/N	$F_{Ax} = F_{Bx}$	57 200
垂向力/N	$F_{Ay} = F_{By}$	107 250
侧向力/N	$F_{Ax} = F_{Bx}$	-35 750
前撑杆与支柱夹角/(°)	γ	37.76
前起落架倾斜角/(°)	θ	10.15

前起落架各个部件的结构尺寸为: $l_{FO} = l_{GO} = 413\ \text{mm}$, $l_{DO} = l_{EO} = 418\ \text{mm}$, $l_{AO_1} = l_{BO_1} = 200\ \text{mm}$,待求的未知数包括: F_{Dx} 、 F_{Ex} 、 F_{Fx} 、 F_{Gx} 、 F_{Dy} 、 F_{Ey} 、 F_{Fy} 、 F_{Gy} 、 F_{Dz} 、 F_{Ez} 、 F_{Fz} 、 F_{Gz} 。

将已知数值代入式(7)~式(9),可得: $F_{Fx} = F_{Gx} = -115\ 220.2\ \text{N}$, $F_{Fy} = F_{Gy} = -220\ 302.5\ \text{N}$ 。由式(12)~式(13)可得: $F_{Dy} = 708.6\ \text{N}$, $F_{Ey} = 225\ 396.5\ \text{N}$ 。由式(14)~式(15)可得: $F_{Dx} = 78\ 127.4\ \text{N}$, $F_{Ex} = -37\ 913\ \text{N}$ 。

前撑杆 CFG 可看作二力杆,故 F、G 两点的 z 向受力为零。D、E 两点的 z 向受力分布属于静不定问题,本文假设所有作用于 D、E 两点的 z 向载荷全部施加于 D 点上。综合该约束条件和式(17)可得: $F_{Dz} = -71\ 500\ \text{N}$, $F_{Ez} = 0\ \text{N}$ 。

综上可得,各节点力如表 3 所示。

表 3 各点节点力

Table 3 Node force at each joint

节点	F_x/N	F_y/N	F_z/N
E	37 913	225 396.5	0
D	-78 127	708.6	-71 500
F	115 220	-220 302.5	0
G	115 220	-220 302.5	0

将表 3 所示各节点的各向载荷作为疲劳分析的输入值,求得危险截面的极限应力值;结合材料的 S-N 曲线,求得其相应部件的疲劳寿命,则该疲劳寿命可作为分析和判断起落架关键连接部件失效位置的依据。

4 结论

(1) 本文给出了一种可行的起落架载荷谱求

解方法,结合实例绘制出载荷谱曲线。通过选取载荷谱上的某些严酷载荷,将建立的飞机前起落架系统模型应用于飞机地面操纵的阻力与侧向载荷结合的三点着陆六自由度数学模型中,建立相对全面的前起落架数学模型。通过一个实际算例,采用解析法摸清地面载荷在前起落架上的传递情况。所得结果可以用于起落架主接头等重要部位的疲劳分析,为后续进行关键连接位置的寿命评估分析提供了前提条件。

(2) 本文推导出的承力点载荷计算公式可作为前起落架节点力的通用求解公式,可以通过改变飞机参数和输入载荷数据来实现不同类型飞机前起落架的计算要求,为以后的计算提供了理论依据和验证。

参考文献

- [1] Norman S Currey. Aircraft landing gear design: principles and practices[M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988: 348-363.
- [2] Conway H G. Landing gear design[M]. London: Chapman & Hall Ltd., 1958.
- [3] 高泽迺. 飞机设计手册:第十四分册——飞机着陆系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 785-832.
Gao Zejiang. Aircraft design manual: volume 14 - takeoff landing system design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002: 785-832. (in Chinese)
- [4] Howe D. Aircraft loading and structural layout[M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004: 213.
- [5] Zhang Xiang. Aircraft fatigue loading-landing and ground loads(unpublished lecture notes)[D]. East of England: Cranfield University, 2012.
- [6] Design of undercarriages-directional control of the aeroplane on the ground strength and stiffness[S]. Ministry of Defence, Defence Standard 00-970 Part 1Section 4-Leaflets 43, 1999.
- [7] Design of undercarriages-general requirements-fatigue load spectra for main undercarriage units[S]. Ministry of Defence, Defence Standard 00-970 Part 1Section 4-Leaflets 41, 1999.
- [8] Young D W, MRAeS, MIED. Aircraft landing gears-the past, present and future[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering, 1986, 200(2): 75-92.
- [9] 顾宏斌. 飞机地面运行的动力学模型[J]. 航空学报, 2001, 22(2): 163-167.
Gu Hongbin. Dynamic model of aircraft ground handling [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(2): 163-167. (in Chinese)
- [10] 徐冬苓, 李玉忍. 飞机起落架数学模型的研究[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(4): 831-833.
Xu Dongling, Li Yuren. Mathematical model research on aircraft landing gear[J]. Acta Simulata Systematica Sinica, 2005, 17(4): 831-833. (in Chinese)
- [11] 李波, 焦宗夏. 飞机起落架系统动力学建模与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(1): 46-49.
Li Bo, Jiao Zongxia. Aircraft landing gear system dynamic modeling and simulation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(1): 46-49. (in Chinese)

作者简介:

贾 锦(1983-),女,硕士,工程师。主要研究方向:起落架设计。

柳 刚(1981-),男,博士,高级工程师。主要研究方向:起落架载荷计算。

周 威(1982-),男,硕士,工程师。主要研究方向:系统仿真计算。

(编辑:马文静)