

单轮前起落架前轮静态地面操纵力矩特性研究

折世强, 娄锐, 黄海清

(中航飞机股份有限公司 长沙起落架分公司, 长沙 410200)

摘要: 为了开展前起落架前轮静态地面操纵力矩研究, 介绍单轮前起落架前轮静态地面操纵力矩的组成, 对各个分力矩特性进行研究, 重点推导各个分力矩的数学计算公式, 并计算各操纵力矩与操纵角度的关系。结果表明: 克服前轮地面摩擦力所需的操纵力矩最大, 克服主轮滚动摩擦力所需的操纵力矩和偏转前轮上举飞机所需的操纵力矩在大角度操纵前轮时较大。

关键词: 静态地面操纵力矩; 前起落架; 地面摩擦力矩; 操纵角度

中图分类号: V226

文献标识码: A

Characteristic Research of Static Steering Ground Torque for Aircraft Single Nose Wheel

She Shiqiang, Lou Rui, Huang Haiqing

(Changsha Landing-gear Branch, AVIC Aircraft Corporation, Ltd., Changsha 410200, China)

Abstract: To carry out the research of static steering ground torque for aircraft single nose wheel, composition of static steering torque for aircraft single nose wheel is introduced. Every component torque characteristic is studied. Every component torque formulation is deduced. And relationship between each steering torque and control angle are calculated. The results show that the steering torque against nose wheel ground friction force is the maximum; steering torque against main wheel rolling friction force and steering torque against lifting aircraft are bigger when steering nose wheel with wide angle.

Key words: static steering ground torque; nose landing gear; ground friction torque; steering angle

0 引言

现代飞机大都配置前轮可操纵转弯的前三点式起落架^[1], 根据飞机重量, 前起落架可配置单轮形式和双轮形式。《GJB 3217-98 飞机前轮转弯系统通用规范》中规定: “为满足飞机地面操纵的要求, 前轮转弯系统应能提供足够的输出力矩, 在不借助于飞机运动或发动机推力或辅助动力的情况下, 使前轮在动力转弯角度行程内, 转动到任意位置”^[2]。地面操纵技术是大型民用飞机起落架的关键技术之一^[3-4], 在实际应用中, 现代民用飞机, 例

如 EMB 170/190、A340、庞巴迪的 C 系列客机都要求能够在飞机处于静止状态下操纵前轮。GJB 规范、CCAR25 部条款和一些民用飞机设计规范中, 均要求前轮转弯系统能够在飞机处于静止状态下操纵前轮。前轮静态地面操纵力矩是前起落架操纵系统设计的重要输入。

文献^[5-6]给出了前轮静态地面操纵力矩的组成和计算各个静态地面操纵分力矩的原理, 但没有完全推导出各个分力矩计算的数学表达式。张涛等^[7]对电传前轮静态转弯地面操纵力矩进行了仿真计算; 诺曼·斯·柯里^[8]只给出了克服前轮地面摩擦力所需的操纵力矩结论性的计算表达式, 未解释其原理与过程, 且对于其余的静态地面操纵分力矩未给出结论性的计算表达式。

本文首先介绍单轮前起落架前轮静态地面操

纵力矩的组成;然后系统地单轮前起落架前轮静态地面操纵力矩的特性进行研究并给出各个分力矩的计算原理、推导过程,得出各分力矩的计算表达式,适用于工程设计;最后结合算例得出结论,为前轮转弯系统的设计与改进提供参考。

1 单轮前起落架前轮静态地面操纵力矩的组成

构成单轮前起落架前轮静态操纵力矩的主要分力矩包括^[5-7]:①克服前起轮胎印痕绕轮胎接地点旋转的滑动摩擦力矩;②由于前轮稳定距,操纵前轮使飞机产生运动,克服主轮滚动摩擦力所需的力矩;③由于前起前倾角和稳定距,操纵前轮使飞机上举,克服上举需要操纵力矩做功;④操纵前轮时,克服转弯套筒摩擦力、缓冲支柱上下支承摩擦力所需的操纵力矩。本文只对①~③条的分力矩进行研究,对克服转弯套筒和上下支承摩擦力所需的操纵力矩特性不作研究。

以单轮前起落架静态地面操纵力矩为研究对象,双轮前起落架的静态地面操纵力矩计算与单轮前起落架情况基本相同,差异主要体现在以下两个方面:①前轮胎与地面之间的摩擦力矩,双轮的摩擦力矩计算较为复杂,且双轮结构包括双轮联转和双轮独立两种情况;②由于前起落架前倾角和左右前轮轮距的共同作用,左右轮胎发生不对称压缩而产生的操纵力矩。

2 克服前轮地面摩擦力所需的操纵力矩 M_1

当飞机在静态位置操纵前轮进行前轮偏转时,轮胎与地面之间的轮胎印痕绕着印痕中心在其平面内进行旋转,地面施加在轮胎上的滑动摩擦力对接地中心产生滑动摩擦力矩,克服前轮地面摩擦力需要的操纵力矩为

$$M_1 = \frac{M_s}{\cos\theta} \quad (1)$$

式中: M_s 为前轮胎印痕绕接地点的滑动摩擦力矩; θ 为前起倾角。

轮胎印痕为椭圆,印痕形状和受力分析如图1所示。

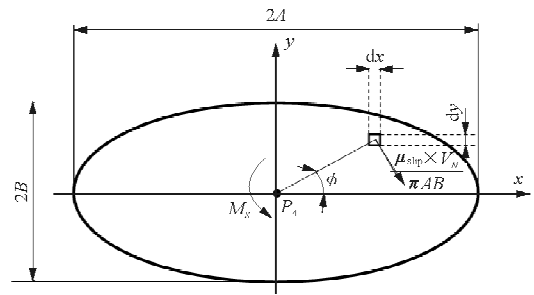


图1 单轮前轮地面印痕受力分析

Fig. 1 Force analysis of single nose wheel trail

印痕微元 $dx dy$ 产生的滑动摩擦力矩

$$dM_s = \frac{\mu_{slip} \times V_N}{\pi AB} \sqrt{x^2 + y^2} dx dy \quad (2)$$

式中: A 、 B 分别为椭圆长半轴和短半轴的长度; μ_{slip} 为滑动摩擦系数; V_N 为前轮垂直载荷。

对整个轮胎印痕 S 积分,得到滑动摩擦力矩

$$M_s = \iint_S \frac{\mu_{slip} \times V_N}{\pi AB} \sqrt{x^2 + y^2} dx dy \quad (3)$$

使用广义极坐标,可以将二重积分化简为一重积分。

作广义极坐标变换

$$\begin{cases} x = A\rho \cos\phi \\ y = B\rho \sin\phi \end{cases} \quad (4)$$

$$J = \begin{vmatrix} \frac{\partial x}{\partial \rho} & \frac{\partial x}{\partial \phi} \\ \frac{\partial y}{\partial \rho} & \frac{\partial y}{\partial \phi} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} A \cos\phi & -A\rho \sin\phi \\ B \sin\phi & B\rho \cos\phi \end{vmatrix} = AB\rho \quad (5)$$

$$\begin{aligned} M_s &= \iint_S \frac{\mu_{slip} \times V_N}{\pi AB} \sqrt{A^2 \rho^2 \cos^2 \phi + B^2 \rho^2 \sin^2 \phi} AB\rho d\rho d\phi \\ &= \frac{\mu_{slip} \times V_N}{\pi} \int_0^{2\pi} \sqrt{A^2 \cos^2 \phi + B^2 \sin^2 \phi} \left(\int_0^1 \rho^2 d\rho \right) d\phi \\ &= \frac{\mu_{slip} \times V_N \times \int_0^{2\pi} \sqrt{A^2 \cos^2 \phi + B^2 \sin^2 \phi} d\phi}{3\pi} \quad (6) \end{aligned}$$

参考文献[8]中,给出的滑动摩擦力矩计算表达式为

$$M_s = \frac{\mu_{slip} \times V_N \times 4\sqrt{R^2 - r^2}}{3\pi} \quad (7)$$

式中: R 、 r 分别为前轮胎未变形的半径和变形后的半径。

对比式(6)和式(7),可以看出本文得出的滑动摩擦力矩表达式和文献[8]中的滑动摩擦力矩表达式

式从结构上看是相同的。后文将通过算例,讨论不同表达式计算的克服前轮地面摩擦力所需操纵力矩的误差,并对不同表达式进行分析讨论。

3 克服主轮滚动摩擦力所需的操纵力矩 M_2

当飞机在静态位置操纵前轮进行前轮偏转时,轮胎印痕中心点保持不动,由于存在前轮稳定距,使得稳定距和前机轮绕着印痕中心点旋转,同时机身(含主轮)绕着机身的旋转中心旋转。

文献[5-6]给出了机身(主轮)转动中心位于两主轮外侧的情况,并没有给出机身(主轮)转动中心位于两主轮内侧的情况,这对计算全动力操纵角范围内的静态地面操纵力矩是不利的;并且没有得出计算克服主轮滚动摩擦力所需的操纵力矩的结论性表达式,不利于工程应用。

根据飞机旋转中心位置的不同,操纵力矩的表达式也有所不同。若初始操纵角度 α_0 满足 $\alpha' \leq \alpha_0$ $\leq \frac{\pi}{2}$, 其中 $\tan \alpha' = \frac{D_M}{2L}$, 使得飞机转动中心在主轮外侧, L 为前主轮距(含前起稳定距 T); D_M 为主轮距; $d\alpha$ 为前轮转弯微量; $d\beta$ 为前轮转弯 $d\alpha$ 时飞机产生的转弯微量,如图 2 所示。

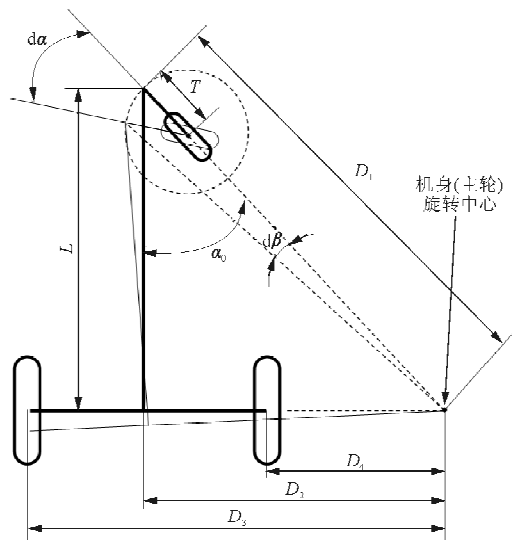


图 2 转动中心在两主轮外侧
Fig. 2 Rotation center beside main wheels

$$D_1 = \frac{L}{\cos \alpha_0} \quad (8)$$

$$D_2 = L \times \tan \alpha_0 \quad (9)$$

左侧机轮到飞机转动中心距离:

$$D_3 = D_2 + \frac{D_M}{2} \quad (10)$$

右侧机轮到飞机转动中心距离:

$$D_4 = D_2 - \frac{D_M}{2} \quad (11)$$

根据弧长相等,则

$$\frac{d\beta}{d\alpha} = \frac{T}{D_1} \quad (12)$$

操纵力矩(M_2)所做的功等于两个主轮绕飞机转动中心滚动所做的功:

$$M_2 \times d\alpha = V_M \times \mu_{roll} \times (D_3 + D_4) \times d\beta \quad (13)$$

式中: V_M 为单个主轮垂直载荷; μ_{roll} 为滚动摩擦系数。

$$M_2 = 2 \times V_M \times \mu_{roll} \times T \times \sin \alpha_0 \quad (14)$$

若初始操纵角度 α_0 满足 $0 \leq \alpha_0 \leq \alpha'$, 使得飞机转动中心在两主轮内侧,如图 3 所示。

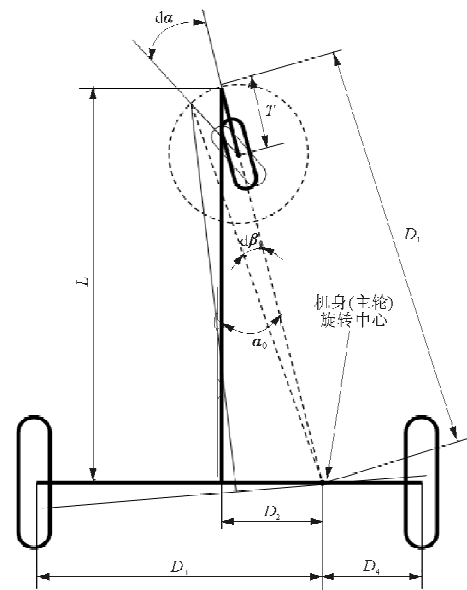


图 3 转动中心在两主轮内侧
Fig. 3 Rotation center between main wheels

根据弧长相等,则

$$\frac{d\beta}{d\alpha} = \frac{T_D}{D_1} \quad (15)$$

操纵力矩(M_2)所做的功等于两个主轮绕飞机转动中心滚动所做的功:

$$M_2 \times d\alpha = V_M \times \mu_{roll} \times (D_3 + D_4) \times d\beta \quad (16)$$

$$M_2 = \frac{V_M \times \mu_{roll} \times D_M \times T \times \cos \alpha_0}{L} \quad (17)$$

$$M_2 = 2 \times V_M \times \mu_{roll} \times T \times \tan \alpha' \times \cos \alpha_0 \quad (18)$$

综上所述:

$$M_2 = \begin{cases} 2 \times V_M \times \mu_{\text{roll}} \times T \times \tan \alpha' \times \cos \alpha_0 & (0 \leq \alpha_0 \leq \alpha') \\ 2 \times V_M \times \mu_{\text{roll}} \times T \times \sin \alpha_0 & (\alpha' \leq \alpha_0 \leq \frac{\pi}{2}) \end{cases} \quad (19)$$

4 偏转前轮上举飞机做功所需的操纵力矩 M_3

具有前倾角的前起落架,由于稳定距的影响,飞机在静态位置操纵前轮进行前轮偏转时,前起落架安装点处高度会发生变化。高度变化示意图如图 4 所示,从实线位置运动到虚线位置,重力做正功,帮助前轮操纵转弯;而从虚线位置运动到实线位置,前轮转弯操纵系统需克服前起落架安装点处重力做功,需要提供操纵力矩 M_3 。

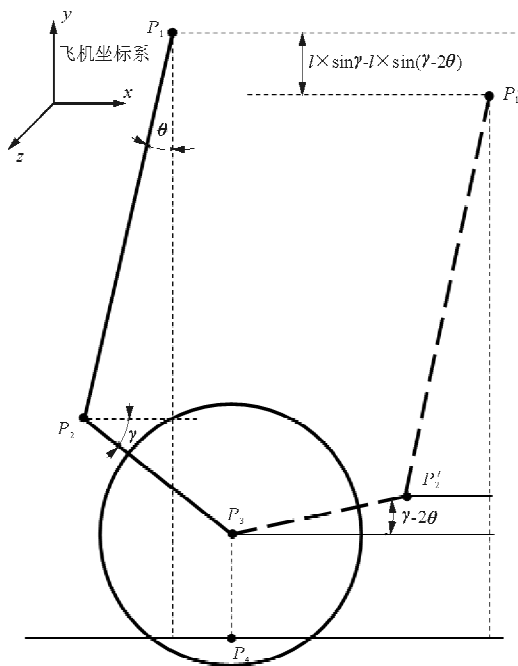


图 4 前轮操纵 180° 示意图

Fig. 4 Schematic diagram of steering nose wheel 180°

图 4 中, θ 为前起落架前倾角; l 为前起落架机械稳定距; γ 为前起落架机械稳定距与飞机纵轴的夹角。

由 0 位旋转 180° 的高度差:

$$\Delta H_{180^\circ} = l \times \sin \gamma - l \times \sin(\gamma - 2\theta) \quad (20)$$

由 0 位旋转 α 角度的高度差:

$$\Delta H_\alpha = [l \times \sin \gamma - l \times \sin(\gamma - 2\theta)] \times \frac{(1 - \cos \alpha)}{2} \quad (21)$$

对 ΔH_α 求导:

$$\frac{d\Delta H_\alpha}{d\alpha} = [l \times \sin \gamma - l \times \sin(\gamma - 2\theta)] \times \frac{\sin \alpha}{2} \quad (22)$$

操纵力矩 (M_3) 所做的功等于克服机头处重力载荷上举飞机做的功:

$$M_3 \times d\alpha = V_N \times d\Delta H_\alpha \quad (23)$$

$$M_3 = [l \times \sin \gamma - l \times \sin(\gamma - 2\theta)] \times \frac{\sin \alpha}{2} \times V_N \quad (24)$$

5 算例

根据上述理论分析结果设计算例,应用 MATLAB 软件^[9]编程对算例进行求解,获得克服前轮地面摩擦力所需操纵力矩 (M_1)、克服主轮滚动摩擦力所需操纵力矩 (M_2) 和偏转前轮上举飞机所需操纵力矩 (M_3) 随操纵角度的数值解。

设计算例:前轮胎半径 R 为 200 mm,轮胎宽 W 为 100 mm,前起轮胎压缩量 δ 为 30 mm,前起垂直载荷 V_N 为 20 000 N,左主起、右主起垂直载荷 V_M 为 50 000 N,滑动摩擦系数 μ_{slip} 为 0.8,滚动摩擦系数 μ_{roll} 为 0.05,主轮距 D_M 为 5 000 mm,前主轮距 L 为 6 000 mm,前起落架前倾角 θ 为 3°,机械稳定距 l 为 60 mm。

计算结果如图 5~图 7 所示。因为克服前轮地面摩擦力所需的操纵力矩 (M_1) 在任意一个操纵角度下都相同,所以图 5 表示的 M_1 和 α 关系为一水平直线。

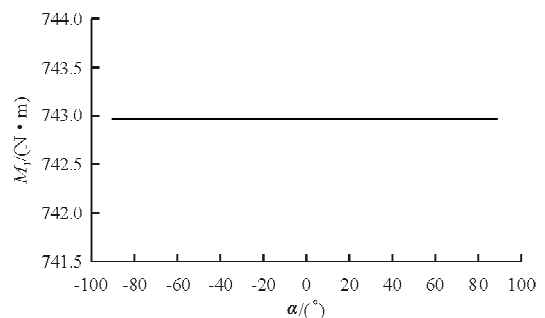


图 5 操纵力矩 M_1 与操纵角度 α 的关系

Fig. 5 Relationship between M_1 and α

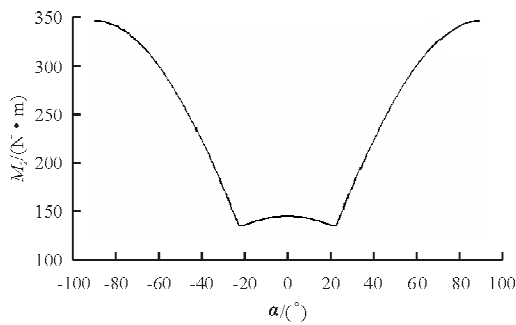


图 6 操纵力矩 M_2 与操纵角度 α 的关系
Fig. 6 Relationship between M_2 and α

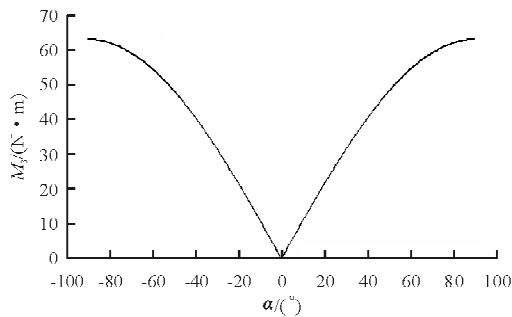


图 7 操纵力矩 M_3 与操纵角度 α 的关系
Fig. 7 Relationship between M_3 and α

从图 6 可以看出： M_2 关于 α 左右对称；初始操纵角度为 0° 时，操纵力矩在局部范围 $[-\alpha', \alpha']$ 出现最大值；随着操纵角度的增大，操纵力矩逐渐减小；当前轮操纵旋转角度达到 $\pm\alpha'$ ， M_2 出现极小值；随着 α 的继续增大，所需要的操纵力矩较快地增大。

从图 7 可以看出： M_3 关于 α 左右对称；初始操纵角度为 0° 时，所需的操纵力矩为 0；随着 α 的增大，所需要的操纵力矩较快地增大。

单轮前起落架静态地面操纵各分力矩中，克服前轮地面摩擦力所需的操纵力矩 (M_1) 所占比重最大，克服主轮滚动摩擦力所需的操纵力矩 (M_2) 所占比重其次，偏转前轮上举飞机做功所需的操纵力矩 (M_3) 所占比重最小。 M_2 和 M_3 的最大值出现在操纵角度为 90° 时，故在飞机实际使用过程中应尽量避免静态大角度操纵。

将本文推导出的克服前轮地面摩擦力所需的操纵力矩 (M_1) 的计算表达式与文献 [8] 中的 M_1 的计算表达式进行比较，对于同样的算例，计算结果为

$$\begin{aligned}
 M_1 &= \frac{M_s}{\cos\theta} = \frac{\mu_{\text{slip}} \times V_N \times 4\sqrt{R^2 - r^2}}{3\pi \times \cos\theta} \\
 &= \frac{0.8 \times 20\,000 \times 4 \times \sqrt{200^2 - 170^2}}{3\pi \times \cos 3^\circ} \\
 &= 716\,416 \text{ N} \cdot \text{mm} \approx 716 \text{ N} \cdot \text{m}
 \end{aligned}$$

计算结果与图 5 中计算结果的误差为

$$e = \frac{743 - 716}{743} \times 100\% = 3.63\%$$

表明本文推导出的前轮胎印痕滑动摩擦力矩计算表达式 (式 (6)) 与文献 [8] 给出的计算表达式 (式 (7)) 所计算的结果吻合度较高。同时，本文推导出的滑动摩擦力矩表达式较文献 [8] 中的滑动摩擦力矩表达式更准确，因为同时引入了参数 A 和 B，从而综合考虑了轮胎印痕两个方向尺寸对操纵力矩的影响，而文献 [8] 中的表达式只考虑了轮胎印痕长轴方向对操纵力矩的影响；并且，通过改变轮胎宽度从而改变参数 B，发现克服前轮地面摩擦力所需的操纵力矩随着参数 B 的增大而增加，与工程经验相吻合。

6 结 论

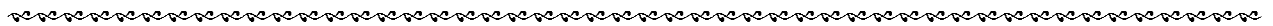
(1) 通过对单轮前起落架前轮静态地面操纵力矩特性进行研究，推导出克服前轮地面摩擦力所需的操纵力矩 (M_1)、克服主轮滚动摩擦力所需的操纵力矩 (M_2) 和偏转前轮上举飞机做功所需的操纵力矩 (M_3) 的数学表达式，便于工程应用，可直接用于前起落架转弯操纵系统的设计。

(2) 结合算例，计算得出各操纵力矩与前轮操纵角度的关系曲线，表明克服前轮地面摩擦力所需的操纵力矩最大，克服主轮滚动摩擦力所需的操纵力矩和偏转前轮上举飞机所需的操纵力矩在大角度操纵前轮时较大，故应尽量避免大角度静态转弯。

参考文献

- [1] 诸德培. 飞机前轮摆振及减摆器的若干问题[J]. 航空学报, 1987, 8(12): 557-562.
Zhu Depei. Some aspects of nose-wheel shimmy and shimmy damper of the aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1987, 8(12): 557-562. (in Chinese)
- [2] 费志勤, 金绍忠, 陆清, 等. GJB 3217-98 飞机前轮转弯系统通用规范[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 1998.
Fei Zhiqin, Jin Shaozhong, Lu Qing, et al. GJB 3217-98 General specification of the aircraft nose wheel steering sys-

- tem[S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense(COSTIND), 1998. (in Chinese)
- [3] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
Civil Aviation Administration of China. CCAR-25-R4 Airworthiness standards of transport aircraft[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)
- [4] 聂宏, 魏小辉. 大型民用飞机起落架关键技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(4): 427-432.
Nie Hong, Wei Xiaohui. Key technologies for landing gear of large civil aircrafts[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(4): 427-432. (in Chinese)
- [5] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册: 第 14 册——起飞着陆系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 80-83.
General Editorial Board of *aircraft design manual*. Aircraft design manual: vol 14—design takeoff and landing system [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002: 80-83. (in Chinese)
- [6] 高泽迥. 飞机地面操纵减摆系统及地面运动力学[M]. 北京: 航空学报杂志社, 1997: 50-53.
Gao Zejiang. Aircraft ground steering & shimmy system and ground kinematics[M]. Beijing: Press of Chinese Journal of Aeronautics, 1997: 50-53. (in Chinese)
- [7] 张涛, 辛艳, 张亚平. 起落架电传前轮转弯仿真与性能分析[J]. 航空工程进展, 2012, 3(3): 357-361.
Zhang Tao, Xin Yan, Zhang Yapin. Analysis on simulation and performance of nose landing gear steering system[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(3): 357-361. (in Chinese)
- [8] 诺曼·斯·柯里. 飞机起落架设计原理和实践[M]. 北京: 航空工业出版社, 1990: 169.
Norman S Currey. Aircraft landing gear design: principles and practices[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1990: 169. (in Chinese)
- [9] 张志涌. 精通 MATLAB6.5 版[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003: 238-249.
Zhang Zhiyong. Master MATLAB6.5 [M]. Beijing: Beihang University Press, 2003: 238-249. (in Chinese)
- 作者简介:**
折世强(1968—),男,高级工程师。主要研究方向:起落架缓冲性能和载荷分析。
姜锐(1985—),男,硕士,中级工程师。主要研究方向:起落架缓冲性能和载荷分析。
黄海清(1975—),男,高级工程师。主要研究方向:起落架强度计算与设计。
- (编辑:马文静)



(上接第 170 页)

- [13] John David Anderson. Fundamentals of aerodynamics[M]. Fifth edition. USA: McGraw Hill Higher Education, 2010: 146-148.
- [14] 贾欢, 孙秦. 两种高精度高效率气弹数据传递函数[J]. 航空计算技术, 2011, 41(6): 45-48.
Jia Huan, Sun Qin. Two data transfer functions with high accuracy and efficiency for aeroelasticity simulation [J]. Aeronautical Computing Technique, 2011, 41(6): 45-48. (in Chinese)
- [15] 王豪杰, 李杰, 龚志斌. 基于复变量的参数敏感性分析[J]. 航空计算技术, 2013, 43(1): 28-31.
Wang Haojie, Li Jie, Gong Zhibin. Analysis of aerodynamic parameters sensitivity using complex variables[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(1): 28-31. (in Chinese)
- 作者简介:**
贾欢(1987—),男,博士研究生。主要研究方向:飞机静气动弹性、结构优化设计。
孙秦(1956—),男,教授,博导。主要研究方向:飞行器结构设计。
- (编辑:赵毓梅)