

文章编号:1674-8190(2015)02-166-05

基于修正面元法的机翼焦点位置变化研究

贾欢, 孙秦

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 针对静气动弹性问题中机翼焦点位置求解精度与效率的矛盾, 提出采用分段斜率修正面元法来计算气动力, 该方法以刚体机翼在不同迎角下的 CFD 数据作为修正基础, 对弹性变形后的机翼下洗采用分段修正, 克服了传统面元法无法考虑非线性因素的缺点。通过 M6 机翼气动焦点位置的计算表明: 相对于 CFD 方法, 该方法保持了较高的准确度并且计算效率较高; 相对于传统面元法, 该方法能够准确地计算焦点位置和弹性机翼焦点位置变化量, 适用于工程设计。

关键词: 修正面元法; 焦点位置; 面元法; 静气动弹性; 机翼

中图分类号: V215.3⁺2

文献标识码: A

Research of the Wing Aerodynamic Center Location Based on a Corrected Panel Method

Jia Huan, Sun Qin

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

Abstract: A corrected panel method is presented and applied to calculate the wing aerodynamic center location which is faced the contradiction between precision and efficiency usually. The method based on the CFD data at different attack angle corrects the downwash of the elastic deformation sectionally. Corrected panel method overcomes the shortcoming of the panel method by including the nonlinear factor. Through the M6 wing aerodynamic center location calculation as an example, this method keep high accuracy and higher efficiency compared with CFD method. By using this method instead of the traditional panel method, the aerodynamic center location and the aerodynamic center location changes can be correctly calculated. This method is suitable for design stage of engineering project.

Key words: corrected panel method; aerodynamic center location; panel method; static aero elasticity; wing

0 引言

机翼焦点^[1]与重心之间的相互位置决定机翼的纵向稳定性^[2-3]。对于刚性机翼而言, 其焦点位置是固定的。对于弹性机翼而言, 机翼在气动力的作用下发生弹性变形, 导致机翼焦点位置的变化, 从而影响机翼的纵向稳定性能。弹性机翼焦点位置的计算属于静气动弹性问题的范畴, 目前主要通

过面元法^[4-5]与有限元方法耦合或者 CFD 方法与有限元方法耦合^[6]求得焦点位置。传统面元法计算速度快, 对计算网格要求低, 在工程设计阶段得到了广泛的应用。但面元法计算精度低, 尤其是当飞机气动力进入非线性段时, 面元法无法获得准确的气动力计算结果。CFD 方法可较为准确地计算各种情况下的气动力分布, 但 CFD 方法计算速度较慢, 尤其是计算静气动弹性问题时还需要动网格技术根据弹性结构变形来调整网格^[7], 这也将增加计算时间, 并且网格调整后质量下降, 影响计算精度, 因此 CFD 方法在飞机结构设计时通常在校核计算中使用。如何在工程设计阶段快速准确地求解气动力成为热点问题。

收稿日期: 2014-12-26; 修回日期: 2015-01-23

基金项目: 中航工业产学研创新项目(Cxy2010xG18)

通信作者: 贾欢, killerking_love@163.com

为了解决这一问题,国内外学者研究了多种方法。J. P. Giesing 等^[8]提出的匹配力方法,主要思想是使得总升力和力矩与采用非线性方法的 CFD 计算结果一致,从而可以考虑由激波、粘性等因素导致的非线性特征。M. L. Baker^[9]提出了局部等价的概念,即首先选定一个飞行模态为参考模态,该模态尽可能与需要被修正的气动力所对应的实际飞行模态相似,这样才能得到更为准确的修正结果,然后采用 CFD 计算该模态在不同减缩频率下的非定常气动力。黄国宁等^[10]提出了一种修正方法,对跨音速机翼颤振进行模拟分析。严德等^[11]利用修正面元法对机翼静气弹发散问题进行分析。Antônio B. Guimarães Neto 等^[12]提出了一种面元修正法,采用修正面元控制点的方法对面元法进行修正。上述方法在进行静气动弹性计算时很少对焦点位置进行研究,而焦点位置又是飞机设计中非常重要的问题,它对飞机的纵向稳定性影响很大。

针对上述问题,本文通过一种分段斜率修正面元法,利用刚体机翼 CFD 数据对传统面元法进行修正,以达到快速准确计算气动力的目的;并推导三维机翼气动焦点的计算公式,通过 M6 机翼变形后的焦点位置计算验证本文提出方法的有效性。

1 分段斜率修正面元法

斜率修正面元法(如图 1 所示)将定常压力系数随迎角的变化率($\partial C_p / \partial \alpha$)作为参考数据来计算修正因子。压力系数变化率是通过相同飞行工况不同迎角下 CFD 定常气动力数据计算得到的,如式(1)~式(2)所示。相邻迎角越相近,修正效果越好,这对于进入非线性段的气动力系数修正至关重要。

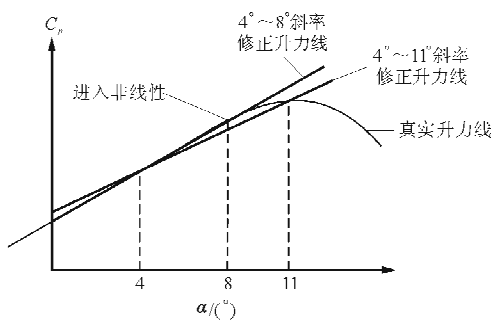


图 1 斜率修正面元法

Fig. 1 Slope corrected panel method

$$C_p = [WT1][AIC]\{DW\} \quad (1)$$

$$[WT1]_{ii} = \frac{[C_{p_\alpha}]_{i \text{ given}}}{[C_{p_\alpha}]_{i \text{ panel}}} = \frac{[C_{p_\alpha}^{\alpha_2}]_{i \text{ given}} - [C_{p_\alpha}^{\alpha_1}]_{i \text{ given}}}{[C_{p_\alpha}^{\alpha_2}]_{i \text{ panel}} - [C_{p_\alpha}^{\alpha_1}]_{i \text{ panel}}} \quad (2)$$

式中:[WT1]为每个面元对应的修正因子构成的对角修正矩阵;[AIC]为气动力影响系数矩阵;DW为无量纲下洗列阵;[WT1]_{ii}为割线修正因子矩阵的对角元素第*i*项;[C_{p_α}]_{i given}为第*i*个面元网格上从 CFD 数据转换得到的压力系数关于迎角的差分数值;[C_{p_α}]_{i panel}为第*i*个网格面元法计算得出的压力系数关于迎角的差分数值;α₁、α₂为两相邻的不同飞行迎角。

修正后的气动影响系数矩阵为

$$[AIC]^* = [WT1][AIC] \quad (3)$$

从式(2)可知,斜率修正面元法至少需要两个外部给定的气动力数据,通过满足两个给定的数据点的割线斜率求得修正因子。

斜率修正面元法实质为通过两个迎角下的气动力数据改变升力线斜率,并且修正后的升力一直保持与迎角的线性关系。图 1 所示机翼在 4°迎角后出现了轻微的非线性现象,在 8°迎角后非线性现象更加明显。斜率修正面元法是分别通过 4°~8°或 4°~11°由 CFD 计算所得气动力,用直线段近似代替曲线升力线。当非线性现象越明显时,通常需要更多次的修正。

从图 1 可以看出,给定两个不同迎角的气动力系数即可得到精确的修正结果。实际情况下,需要将此修正因子应用于任意飞行迎角下的弹性变形条件(可理解为各剖面的迎角不同),因此只给定两个不同迎角显得毫无意义。于是,用尽可能多不同迎角下的 CFD 数据进行修正因子无疑是高精度的,但修正因子将会成为随迎角变化的非线性关系。为此,本文提出如下的分段斜率修正算法公式:

$$\Delta C_p = \left(\sum_1^n [WT1]_i [AIC] [Cor]_i \right) \{DW\} \quad (4)$$

$$[Cor]_i = \begin{cases} 0 & \alpha_i + \theta_i < \beta_i \\ \frac{-\sin(\alpha_i + \theta_i) + \sin \beta_i}{-\sin(\alpha_i + \theta_i)} & \beta_i \leq \alpha_i + \theta_i < \beta_{i+1} \\ \frac{\sin \beta_i - \sin \beta_{i+1}}{-\sin(\alpha_i + \theta_i)} & \alpha_i + \theta_i \geq \beta_{i+1} \end{cases} \quad (5)$$

(5)

式中: n 为迎角范围划分的子区间数目; $[Cor]_i$ 为各面元在第 i 个迎角区间内的下洗速度值占总下洗速度的比例系数(对角)矩阵; α_i 为第 i 个面元来流迎角、惯性载荷、几何构型扭转等组成的初始下洗角; θ_i 为弹性变形引起的下洗角; β_i 为修正时对应的下洗角。

斜率修正面元法可以精确快速地求解气动力。利用该气动力求解方法与结构有限元程序耦合迭代即可求解静气弹问题。求解公式如下:

$$f_a = q \cdot S \cdot \Delta C_p \quad (6)$$

$$f_s = G^T \cdot f_a \quad (7)$$

$$f_s = K \cdot u_s \quad (8)$$

式中: f_a 为斜率修正面元法产生的气动力; f_s 为结构有限元的节点载荷; q 为来流动压; S 为各个面元面积组成的对角矩阵; G 为气动/结构间载荷位移传递矩阵^[13]; K 为结构刚度矩阵; u_s 为结构节点位移。

耦合迭代求解过程是: 面元法计算得到的气动力通过转化矩阵加载到有限元节点上, 结构在该载荷下产生的弹性变形通过转换矩阵传递至面元下洗点, 斜率修正面元法根据结构变形计算下洗, 再次计算气动力, 上述过程反复进行, 直到机翼变形稳定为止。

2 焦点位置计算

机翼上的气动力可等效为机翼上任一点 x_c 的合力 f 与合力矩 M 。而当合力作用在压心^[14] \bar{x} 处时, 其合力矩为 0, 即

$$M_{\bar{x}} = f^T \cdot (x - I\bar{x}) = 0 \quad (9)$$

式中: f 为面元上各个控制点上的节点力列阵; x 为面元控制点处的 x 方向坐标; I 为一个元素全为 1 的列阵; \bar{x} 为压心的 x 方向坐标。

x 方向定义为由翼根剖面前缘为起点, 前缘到后缘为其方向, 如图 2 所示。

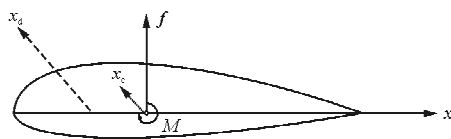


图 2 焦点位置示意图

Fig. 2 Aerodynamic center location

由式(9)可得

$$\bar{x} = \frac{f^T \cdot x}{f^T \cdot I} \quad (10)$$

对于一个翼型剖面而言, 焦点在其前缘大约 1/4 弦长处, 三维机翼的焦点弦向位置确定较为复杂。机翼上任意一点的力矩都可表示为作用在压心处的合力偏移一定的位置, 则焦点处的力矩可表示为

$$M_{x_d} = f^T \cdot I \cdot (x_d - \bar{x}) \quad (11)$$

式中: x_d 为焦点弦向坐标。

焦点的定义是该点处的力矩对迎角的导数为 0, 即

$$\frac{\partial M_{x_d}}{\partial \alpha} = 0 \quad (12)$$

将式(8)代入式(12), 可得

$$\frac{\partial f^T}{\partial \alpha} \cdot I \cdot x_d - \frac{\partial f^T}{\partial \alpha} \cdot I \cdot \bar{x} - f^T \cdot I \cdot \frac{\partial \bar{x}}{\partial \alpha} = 0 \quad (13)$$

再将式(7)代入式(10), 可得

$$\frac{\partial f^T}{\partial \alpha} (I \cdot x_d - x) = 0 \quad (14)$$

由式(14)推导出

$$x_d = \frac{\frac{\partial f^T}{\partial \alpha} \cdot x}{\frac{\partial f^T}{\partial \alpha} \cdot I} \quad (15)$$

式中: $\frac{\partial f}{\partial \alpha}$ 为气动力随迎角的变化率, 可采用复导数近似法^[15] 计算。在确定弹性机翼焦点位置时, 需要气动力与结构耦合迭代稳定后计算 $\frac{\partial f}{\partial \alpha}$ 。

3 算例验证

3.1 气动力计算结果验证

计算 $Ma=0.6$ 时 M6 刚性机翼在各迎角下的 CFD 气动力, 并计算各迎角下的修正矩阵, 对面元法进行修正。CFD 数据由 FLUENT 计算, 采用耦合压力基求解器, 非结构网格, 空气假设为理想气体, 温度为 300 K, 参考压力为海平面大气压, 湍流模型采用 S-A 模型, 其余参数选择默认设置, CFD 模型表面网格如图 3 所示。面元法、修正面元法与 CFD 方法计算结果如图 4 所示。

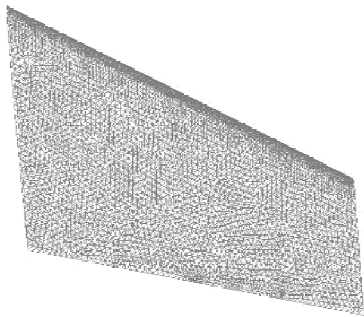


图 3 CFD 表面网格

Fig. 3 Surface mesh of CFD model

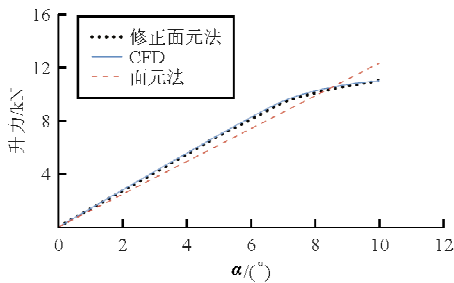


图 4 三种方法升力线

Fig. 4 Lift curve calculated by three methods

从图 4 可以看出:与 CFD 方法相比,未经修正的面元法升力线为直线,随着迎角的增大,其误差也越来越大。这是由于传统面元法是基于线性小扰动方程求解,未考虑流动分离、粘性等非线性因素。而修正面元法由于采用 CFD 数据作为修正基础,其与 CFD 计算结果吻合较好且能反映升力线的非线性段。在计算时间方面,CFD 单次气动力计算时间为 50 min,而修正面元法仅为 20 s,修正面元法计算速度非常快,适用于工程设计阶段多次求解气动力。

3.2 焦点位置计算

焦点位置的求解需要计算气动节点载荷关于迎角的变化率。当迎角变化过小时,CFD 计算的数据截断误差“吃掉”迎角变化带来的气动力变化。本文采用中心差分法分别计算 5.9° 与 6.1° 迎角下的气动力变化率,以近似求解机翼在 6° 迎角下的刚体机翼与弹性机翼的焦点位置。蒙皮采用铝制,翼梁采用钢制,机翼根部固支。刚性机翼 CFD 物面网格如图 5 所示,弹性机翼有限元变形如图 6 所

示。计算结果如表 1 和图 7 所示,其中,CFD 方法计算弹性机翼变形后的气动力时采用基于径向基函数的动网格技术。

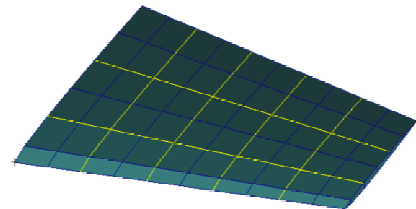


图 5 M6 机翼有限元模型

Fig. 5 Finite element model of M6 wing

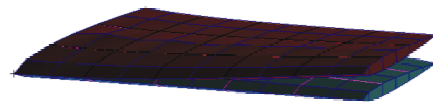


图 6 M6 机翼有限元模型变形

Fig. 6 Deformation of M6 wing finite element model

表 1 三种气动力计算方法计算的焦点弦向位置

Table 1 Aerodynamic center location calculated by three methods

项 目	焦点弦向位置/m			误差/%	
	CFD	面元法	修正面元法	面元法	修正面元法
6° 迎角刚体	467.1	477.4	473.5	2.2	1.4
6° 迎角弹性	469.3	478.5	475.6	3.9	1.3
结构最大变形	622	601	620	3.3	0.3
焦点变化量	2.2	1.1	2.1	50	4.5

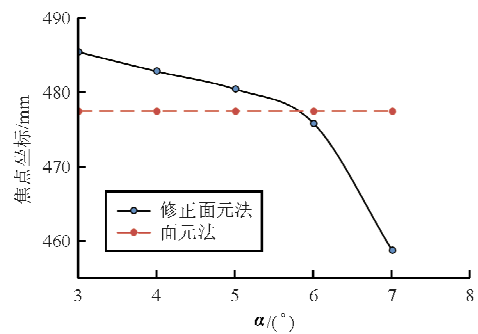


图 7 两种面元法在不同迎角下计算的焦点位置

Fig. 7 Aerodynamic center location at different angles of attack calculated by two panel methods

从表 1 可以看出:由于在 6° 迎角时 M6 机翼气

动力已经进入了非线性段;在静气动弹性变形计算方面,面元法和修正面元法计算的弹性机翼变形误差均不大,修正面元法误差更小;在焦点位置计算方面,面元法作为一种线性方法已经无法准确计算升力线斜率的变化,其计算的焦点位置相较于修正面元法误差要大一些,修正面元法计算得到的焦点位置变化量也更接近 CFD 结果,而面元法计算得到的焦点变化量误差 50%,无法正确反映弹性变形后机翼焦点后移量。

从图 7 可以看出:面元法计算的焦点位置不发生变化;修正面元法结果显示,随着迎角增加,机翼的焦点发生前移,尤其是进入非线性段后,焦点前移的更加剧烈。这是因为修正面元法吸收了 CFD 计算结果中气流分离等非线性的因素,能够更准确地反映气动力的分布特征。

4 结 论

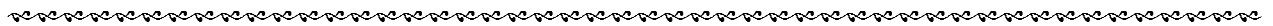
本文提出的分段斜率修正面元法以 CFD 刚体机翼气动力计算数据为修正基础,计算快速,气动力计算结果与 CFD 计算结果吻合较好,适用于工程快速准确求解气动力。

分段斜率修正面元法计算得到的机翼焦点位置和弹性机翼焦点后移量与 CFD 计算结果吻合较好,能够有效反映气动力进入非线性段后焦点位置的变化,相对于传统面元法,其结果更符合实际,同时,分段斜率修正面元法能够反映刚性机翼焦点位置随着迎角增大而前移,这是传统面元法做不到的。

参考文献

- [1] 苏建民, 宋笔锋, 尹清, 等. 二次响应面联/排翼布局飞机焦点计算[J]. 南昌航空大学学报: 自然版, 2008, 22(1): 35-39.
Su Jianmin, Song Bifeng, Yin Qing, et al. Joined/tandem wing aircraft focus calculation study based on response surface method[J]. Journal of Nanchang Hangkong University: Natural Science, 2008, 22(1): 35-39. (in Chinese)
- [2] 马松辉, 吴成富, 陈怀民. 飞翼飞机稳定性与操纵性研究[J]. 飞行力学, 2006, 24(3): 17-21.
Ma Songhui, Wu Chengfu, Chen Huaimin. Study on stability and maneuverability of flying wing aircraft[J]. Flight Dynamics, 2006, 24(3): 17-21. (in Chinese)
- [3] 彭润艳, 王正平, 王和平. 基于总体布局参数的飞机静稳定性研究[J]. 飞机设计, 2006(3): 31-34.
Peng Runyan, Wang Zhengping, Wang Heping. Static stability analysis based on conceptual design[J]. Aircraft Design, 2006(3): 31-34. (in Chinese)
- [4] 蔡昊鹏, 苏玉民, 沈海龙. 基于面元法的三维机翼数值设计[J]. 海军工程大学学报, 2009, 21(6): 30-35.
Cai Haopeng, Su Yumin, Shen Hailong. Numerical design of three-dimensional wing based on surface panel method[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2009, 21(6): 30-35. (in Chinese)
- [5] 杨超, 张波成, 万志强, 等. 基于高阶面元法与模态法的静气动弹性分析方法[J]. 中国科学技术科学, 2011, 41(6): 710-716.
Yang Chao, Zhang Bocheng, Wan Zhiqiang, et al. A method for static aeroelastic analysis based on the high-order panel method and modal method[J]. Scientia Sinica Technologica, 2011, 41(6): 710-716. (in Chinese)
- [6] 吴欣龙, 王锋, 刘朝君. 基于响应面插值的非线性气动弹性计算[J]. 航空工程进展, 2014, 5(1): 99-103.
Wu Xinlong, Wang Feng, Li Zhaojun. Non-linear aeroelastic calculation based on the response surface interpolation[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5(1): 99-103. (in Chinese)
- [7] 贾欢, 孙素. 基于径向基函数的动网格技术应用研究[J]. 机械科学与技术, 2013, 32(4): 510-513.
Jia Huan, Sun Qin. Analyzing dynamic grid based on radial basis function[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2013, 32(4): 510-513. (in Chinese)
- [8] Giesing J P, Kalman T P, Rodden W P. Correction factor techniques for improving aerodynamic prediction methods[R]. NASA CR-144967, 1976.
- [9] Baker M L. CFD based corrections for linear aerodynamic methods[R]. AGARD R822, 1997.
- [10] 黄国宁, 谭申刚. 基于修正偶极子网格法的跨音速颤振分析[J]. 飞机工程, 2006(4): 9-14.
Huang Guoning, Tan Shengang. Based on improving the doublet lattice methods for transonic flutter analysis[J]. Aircraft Engineering, 2006(4): 9-14. (in Chinese)
- [11] 严德, 杨超, 万志强. 应用气动力修正技术的静气动弹性发散计算[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(10): 1146-1149.
Yan De, Yang Chao, Wan Zhiqiang. Static aeroelastic divergence analysis by introducing correction techniques of aerodynamic data[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(10): 1146-1149. (in Chinese)
- [12] Antônio B Guimarães Neto, Roberto G A da Silva, Pedro Paglione. Control-point-placement method for the aerodynamic correction of the vortex and the doublet-lattice methods[J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 37: 117-129.

- 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)