

# 随机振动载荷下连接螺栓振动疲劳强度分析

王红珍, 喻琴, 李刚, 邓兴民

(庆安集团有限公司 航空设备研究所, 西安 710077)

**摘要:** 因连接螺栓在随机振动试验中存在疲劳破坏问题需要解决, 采用基于功率谱密度函数的频域法, 对连接螺栓随机激励下的振动疲劳寿命进行分析。通过有限元分析计算出连接螺栓上的载荷, 理论计算得出连接螺栓上的  $1\sigma$  振动应力, 基于高斯分布和线性累积损伤定律的三区间法, 结合材料 17-4PH 的 S-N 曲线, 对连接螺栓进行随机振动载荷下的振动疲劳强度进行分析。结果表明: 计算与试验结果一致, 为连接螺栓振动疲劳寿命预计提供分析手段和设计参考。

**关键词:** 连接螺栓; 随机振动; 疲劳强度; 有限元

**中图分类号:** V229.1

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.S1.006

## Analysis of Bolt Vibration Fatigue under Random Vibration Load

Wang Hongzhen, Yu Qin, Li Gang, Deng Xingmin

(Aviation Equipment Institute, Qing'an Group Co., Ltd., Xi'an 710077, China)

**Abstract:** To solve the problem of fatigue failure on of bolt in random vibration test, the random vibration fatigue life is estimated by finite element method. The method is based on the information of the frequency domain of random loading history. Bolts are simulated by rigid connection. The stress transfer function of the structure is analyzed by frequency response simulation, and obtained peaks per second of the bolt. The force and the stress of bolt was picked. The stress of bolt are calculated. Combined with S-N curve of and fatigue damage accumulation theory, random vibration fatigue life of bolt is analyzed by Three-band method. Both the calculation and test result are basically consistent. This method can be provided as provide analysis method and design reference for bolt.

**Key words:** bolt; random vibration fatigue stiffness; finite element analysis

## 0 引言

实际工程中的结构振动疲劳问题, 工作环境复杂, 影响因素多, 对振动疲劳的理论研究还处于探索阶段, 对振动疲劳破坏的机理、模式认识不够清楚, 因此, 对振动疲劳的研究主要以试验为主要手段, 以观察到的实验现象和测得的试验数据作为下一步理论分析的依据<sup>[1]</sup>。飞机结构在使用过程中

始终处在振动环境之中, 振动引起的结构疲劳破坏是飞机结构破坏的主要模式之一, 是航空武器装备研制和使用中的共性问题。振动载荷分为确定性振动载荷和随机性振动载荷, 其中以随机性振动载荷为主。对于随机振动载荷作用下的结构振动疲劳寿命评估为飞机强度设计的技术难点<sup>[2]</sup>。

一架飞机上要采用各种连接方法, 包括螺接、铆接、焊接、胶接等, 螺接具有构造简单、安装方便、

收稿日期: 2019-01-16; 修回日期: 2019-02-20

通信作者: 王红珍, wanghongzhen12345@163.com

引用格式: 王红珍, 喻琴, 李刚, 等. 随机振动载荷下连接螺栓振动疲劳强度分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(增刊 1): 28-33.

Wang Hongzhen, Qin Yu, Li Gang, et al. Analysis of bolt vibration fatigue under random vibration load[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(S1): 28-33. (in Chinese)

易于拆卸,并具有连接强度高和可靠性好等特点,所以螺栓技术发展迅速,应用最广,螺栓以螺栓、螺钉连接为主要形式<sup>[3]</sup>。螺栓主要用于高承载结构件,根据零组件的结构和受力情况,有抗疲劳螺栓、抗剪螺栓、抗拉螺栓<sup>[4]</sup>。针对振动载荷下紧固件松动失效破坏的问题,国内外开展了很多研究,然而,国内外关于振动环境下飞机紧固件使用寿命的研究报道较少。因此研究飞机紧固件的疲劳寿命具有重要的理论意义和工程实际意义<sup>[5]</sup>。

## 1 基本理论

结构振动疲劳分析通常首先进行结构动力响应分析,并选择合理的疲劳破坏准则和适用的结构振动疲劳 S-N 曲线,最后利用 Miner 线性累积损伤理论预计疲劳破坏寿命<sup>[6]</sup>。

运用由 Steinberg 提出的基于高斯分布和 Miner 线性累积损伤定律的三区间法疲劳损伤模型进行寿命校核,步骤如下:

(1)由动力学分析求得危险位置的  $1\sigma$ 、 $2\sigma$ 、 $3\sigma$  应力及应力<sup>2</sup>-频率响应谱(PSD);

(2)计算  $n$  阶谱矩以及峰值频率,如图 1 所示<sup>[7]</sup>。

$$M_n = \int_{-\infty}^{+\infty} f^n \cdot G(f) df = \sum f_k^n \cdot G(k) \cdot \delta f \quad (1)$$

$$m_0 = \sum G(k) \quad (2)$$

$$m_1 = \sum f \cdot G(k) \cdot \delta f \quad (3)$$

$$m_2 = \sum f^2 \cdot G(k) \cdot \delta f \quad (4)$$

$$m_4 = \sum f^4 \cdot G(k) \cdot \delta f \quad (5)$$

$$V_p = v_0^+ = \sqrt{\frac{m_4}{m_2}} \quad (6)$$

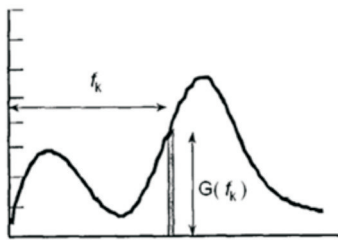


图 1 谱矩的计算

(3) 损伤计算:

Steinberg 提出的基于正态分布和 Miner 线性

累积损伤定律的三区间法(该方法的前提是:大于的应力仅仅发生  $100\% - 99.73\% = 0.27\%$  的时间内,假定它们不够成任何损伤),如图 2 所示。

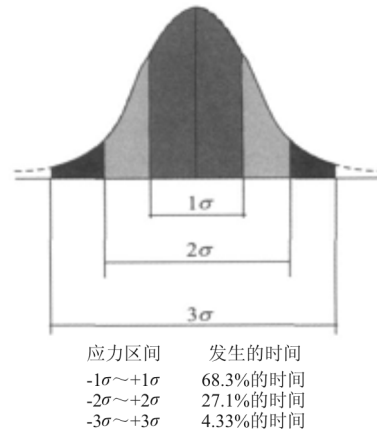


图 2 三区间法

线性损伤计算公式:

$$D = \frac{n_{1\sigma}}{N_{1\sigma}} + \frac{n_{2\sigma}}{N_{2\sigma}} + \frac{n_{3\sigma}}{N_{3\sigma}} \quad (7)$$

式中: $n_{1\sigma}$ 等于或低于  $1\sigma$  水平的实际循环数( $0.683 v_0^+ T$ ); $T$ 为振动时间; $n_{2\sigma}$ 等于或低于  $2\sigma$  水平的实际循环数( $0.271 v_0^+ T$ ); $n_{3\sigma}$ 等于或低于  $3\sigma$  水平的实际循环数( $0.043 v_0^+ T$ )。

$N_{1\sigma}$ 、 $N_{2\sigma}$ 、 $N_{3\sigma}$ 等于根据 S-N 曲线( $S^m \cdot N = C$ )查得的  $1\sigma$ 、 $2\sigma$  和  $3\sigma$  应力水平分别对应的许可循环的次数。当  $D > 1$  时,发生疲劳破坏。

研究表明利用  $1\sigma$ 、 $2\sigma$ 、 $3\sigma$  应力和统计平均频率计算随机疲劳是一个有效的过程<sup>[8]</sup>。

## 2 螺栓疲劳断裂情况

目前,国内外关于随机振动载荷下连接螺栓的疲劳寿命分析问题较少,本文基于功率谱密度函数的频域法,采用 AnsysWorkbench 有限元分析软件,对随机振动载荷下的某飞机产品上的连接螺栓进行疲劳强度分析,通过动力学数值计算得到作动筒产品在随机激励下的应力响应,该分析方法具有较强的工程指导价值,可以极大地提高设计效率。

某飞机配套产品某作动筒进行完随机振动试验后,该作动筒和夹具之间的连接螺栓其中之一出现断裂,对故障件进行外观检查,断裂位于螺柱的一侧螺纹根部,如图 3 箭头所指处所示,断裂螺栓低倍观察宏观形貌如图 4 所示。断裂源区细腻平坦,未发现去空、夹杂等冶金缺陷。通过扫描电镜

高倍观察,螺柱断口微观形貌可见明显的疲劳条带特征,表明该故障件的断裂性质为疲劳断裂。

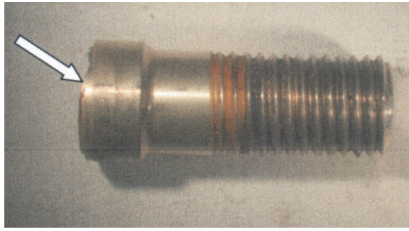


图 3 断裂连接螺栓外观及断裂位置

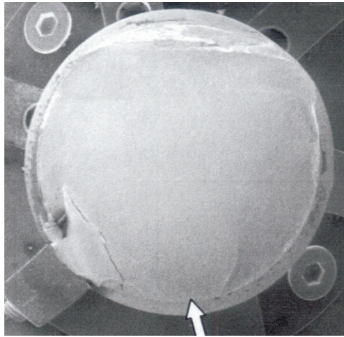


图 4 连接螺栓断口宏观形貌

产品在进行随机振动试验后,连接螺栓承受随机振动疲劳载荷,随机振动疲劳同常规疲劳过程基本相同,一般要经过三个过程,即:疲劳裂纹形成、疲劳裂纹扩展及裂纹扩展到临界尺寸时的快速(不稳定)断裂<sup>[9]</sup>。疲劳裂纹形核大多发生在应力集中或危险截面的头下圆角处、细杆处、螺纹底径等表面<sup>[10]</sup>。

### 3 有限元仿真

#### 3.1 模型的固有频率和振型

作动筒通过连接螺栓固定在振动试验台上,结构有限元模型和螺栓位置如图 5~图 6 所示,螺栓通过刚性连接模拟。三个轴向的随机振动谱如图 7 所示,耐久振动每个方向是 5 小时。

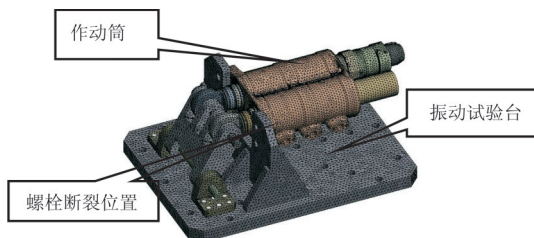


图 5 有限元模型

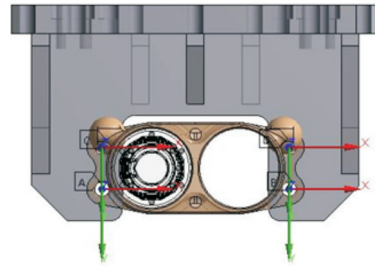


图 6 振动方向和螺栓位置

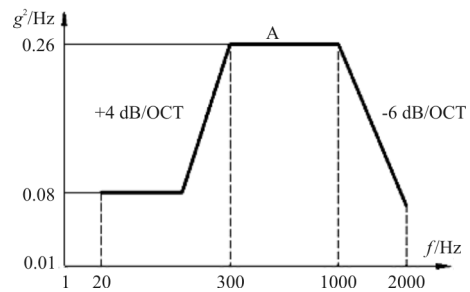


图 7 随机振动谱

#### 3.2 模型的固有频率和振型

模态分析主要是了解模型的动态特性,得到结构在 PSD 载荷谱所覆盖的频带内每阶的固有频率,为下一步的频率响应分析做准备。计算得到的前 9 阶频率如表 1 所示,前三阶结构振型如图 8~图 10 所示。作动筒 1 阶振型主要是筒体末端的上下振动,2 阶振型主要是筒体末端的左右振动,3 阶振型主要是筒体末端的前后振动。

表 1 前 9 阶固有频率

阶数	频率/Hz	阶数	频率/Hz
1	202	6	221
2	220	7	227
3	220	8	234
4	221	9	245
5	221		

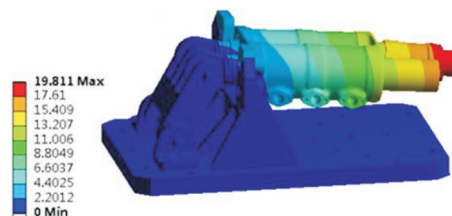


图 8 1 阶振型

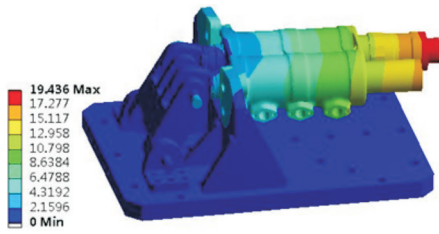


图 9 2 阶振型

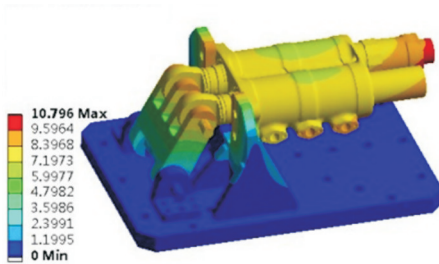
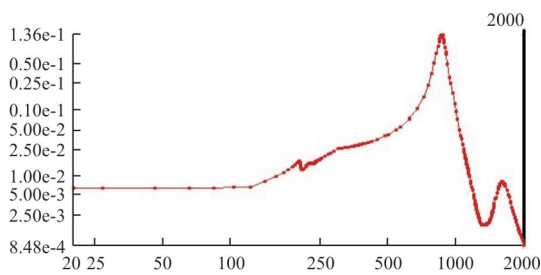


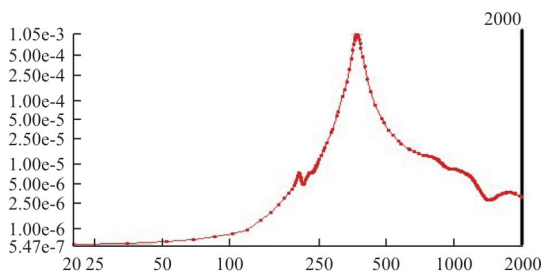
图 10 3 阶振型

### 3.3 频率响应分析

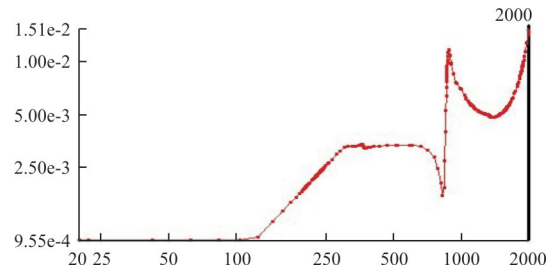
结构在 X、Y 和 Z 向(注:方向如图 5 所示)1σ 最大应力响应值节点处的应力响应功率谱密度 PSD(MPa<sup>2</sup>/Hz)曲线,如图 11 所示。根据结构的 1σ 应力响应功率谱密度 PSD(MPa<sup>2</sup>/Hz)曲线计算出 PSD 曲线的二阶谱矩和四阶谱矩,进而计算出作动筒振动过程中的峰值频率 V<sub>0</sub><sup>+</sup>,如表 2 所示。



(a) x 方向振动



(b) y 方向振动



(c) z 方向振动

图 11 结构的 1σ 应力响应功率谱密度 PSD(MPa<sup>2</sup>/Hz)曲线

表 2 连接螺栓的峰值频率

激励方向	峰值频率/Hz
X	629
Y	754
Z	804

### 3.4 连接螺栓上载荷

通过有限元的计算得出作动筒和夹具之间连接螺栓的载荷,如表 3 所示。X、Y、Z 方向振动时,螺栓 C 和 D 上的载荷较螺栓 A 和 B 上的载荷较大。

表 3 四个连接螺栓上载荷

螺栓编号	振动方向	载荷/N		
		X	Y	Z
A	X	279	420	1 007
	Y	117	1 281	2 166
	Z	839	632	1 378
B	X	276	414	947
	Y	190	1 192	2 149
	Z	865	648	1 382
C	X	2 230	179	3 538
	Y	611	1 298	2 779
	Z	1 551	518	4 021
D	X	2 180	183	3 385
	Y	707	1 204	2 781
	Z	1 737	571	4 076

### 3.5 连接螺栓上应力

根据材料力学基础,四个连接螺栓规格相同,故计算得出四个螺栓上的当量应力如表 4 所示,X 方向振动时,螺栓 C 和 D 上的应力较螺栓 A 和 B

上的应力较大;Y 方向振动时,螺栓 C 和 D 上的应力和螺栓 A 和 B 上的应力相当;Z 方向振动时,螺栓 C 和 D 上的应力较螺栓 A 和 B 上的应力较大。

表 4 四个连接螺栓上的  $1\sigma$  应力

螺栓编号	振动方向	$1\sigma$ 应力/MPa
A	X	14
	Y	33
	Z	25
B	X	13
	Y	31
	Z	25
C	X	55
	Y	38
	Z	49
D	X	54
	Y	38
	Z	52

### 3.6 螺栓损伤

进行损伤计算时需要确定材料的疲劳寿命曲线,加载频率对振动疲劳寿命有一定的影响<sup>[11]</sup>。振动疲劳一般都是低应力高频载荷作用下的疲劳,其寿命属于超高周。现在较常用的 S-N 曲线的形式为指数函数形式和幂函数形式等,这些 S-N 曲线虽然可以很好的描述中高周寿命,但是对于超高周不能准确的描述<sup>[12]</sup>。目前并没有针对振动疲劳的损伤累积理论,有专家指出,鉴于动态疲劳估算误差较大,采用其他有关非线性累积损伤理论并不能显著改善分析精度,反而增加了分析的工作量和难度<sup>[13]</sup>,建议仍旧采用线性累积损伤来计算累积损伤量<sup>[14]</sup>。

常规疲劳研究方法是应用标准试样疲劳试验得到的材料疲劳极限、S-N 曲线及疲劳极限图等,再考虑零件由于尺寸、表面加工状态及几何形状引起的应力集中等因素而进行的疲劳强度设计。由于随机振动高周低应力疲劳问题,其疲劳寿命主要是裂纹形成寿命,将等幅应力的试验结果用于随机交变应力的情况采用了 Miner 提出的假设,即:结构疲劳损伤的累积是线性的。著名的线性累积损伤假设,被广泛地应用于随机振动试验以及在随机载荷下的寿命理论分析计算工作中<sup>[6]</sup>。

Miner 理论假定损伤  $D$  为 1 时试件将发生疲劳破坏,但在工程应用过程中,特别是在结构随机

振动情况下这一准则偏保守,载荷的加载顺序与损伤量有着密切的关系, $D$  值的选取最好由工程使用经验统计和试验研究综合分析给出<sup>[15]</sup>。

采用由 Steinberg 提出的基于高斯分布和 Miner 线性累积损伤定律的三区间法,结合螺栓材料的 S-N 曲线,对连接螺栓进行疲劳损伤计算,结果如表 5 所示,根据文章当损伤之和大于 1 时,表明连接螺栓在振动过程中发生疲劳破坏<sup>[16-17]</sup>。根据本文的分析结果,螺栓 C 和螺栓 D 损伤之和大于 1,故螺栓 C 和螺栓 D 不满足振动疲劳寿命要求,且该产品在进行振动试验后连接螺栓断裂失效,计算结果与试验结果一致。连接螺栓需要采取措施提高螺栓的振动疲劳强度。

表 5 四个连接螺栓的振动损伤

螺栓编号	振动方向	损伤	三方向振动的损伤之和
A	X	6.68E-03	3.45E-01
	Y	2.31E-01	
	Z	8.29E-02	
B	X	4.99E-03	2.91E-01
	Y	1.81E-01	
	Z	8.29E-02	
C	X	1.43E+00	3.22E+00
	Y	4.01E-01	
	Z	1.16E+00	
D	X	1.33E+00	3.45E+00
	Y	4.01E-01	
	Z	1.46E+00	

## 4 结 论

通过对随机振动载荷下连接螺栓的疲劳强度分析,说明该连接螺栓不满足疲劳寿命的要求。该计算结果与试验结果一致,较好的评估连接螺栓的振动疲劳强度,且分析方法具有较强的工程指导价值,可以极大地提高设计效率,降低设计成本。

### 参考文献

- [1] 杨万均,施荣明. 振动疲劳试验寿命确定方法研究[J]. 机械设计与研究, 2012, 28(2): 71-72.
- [2] 周敏亮,陈忠明,邓吉宏,等. 飞机结构振动疲劳寿命频域预估方法研究[J]. 飞机设计, 2017, 37(3): 25-30.
- [3] 赵彩霞. 飞机结构设计中紧固件连接设计研究[J]. 装备制造技术, 2014(6): 172-174.
- [4] 催明慧. 波音 737 飞机紧固件的应用研究[J]. 航空制造技

- 术, 2013(13): 96-99.
- [5] 陈群志, 周志强, 张强, 等. 振动环境下飞机薄壁结构紧固件疲劳寿命研究[J]. 机械强度, 2015, 37(1): 052-057.
- [6] 中国飞机强度研究所. 航空结构强度技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
- [7] Rice S O. Mathematical analysis of random noise[J]. Noise and Stochastic Processes, 1954(5): 3-4.
- [8] 孟凡涛, 胡愉愉. 基于频域法的随机振动下飞机结构疲劳分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(1): 32-36.
- [9] 施荣明. 飞机结构振动设计与试验[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.
- [10] 姜招喜, 许宗凡, 张挺, 等. 紧固件制备与典型失效案例[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015.
- [11] 王锦丽, 李玉龙, 胡海涛, 等. 加载频率对悬臂梁振动疲劳特性的影响[J]. 振动与冲击, 2011, 30(6): 243-244.
- [12] 李德勇, 王明珠. 随机振动疲劳计算方法比较[J]. 江苏航空, 2010(增刊): 78-80.
- [13] 姚启航, 姚军. 工程结构的振动疲劳问题[J]. 应用力学学报, 2006, 23(1): 12-15.
- [14] 张钊, 张万玉, 胡亚琪. 飞机结构振动分析研究进展[J]. 航空计算技术, 2012, 42(2): 60-64.
- [15] 杨晓华, 姚卫星, 段成美. 确定性疲劳累积损伤理论进展[J]. 中国工程科学, 2003, 5(4): 81-87.
- [16] 刘万远, 张红波. 某发射装置导轨振动疲劳寿命预估[J]. 航空兵器, 2016(3): 75-77.
- [17] 金有刚, 姚军. 随机振动环境下电路板的疲劳寿命与可靠性研究[J]. 强度与环境, 2017, 34(3): 58-62.

### 作者简介:

王红珍(1981—),女,硕士,工程师。主要研究方向:结构强度分析。

喻琴(1983—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:结构强度分析。

李刚(1977—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:结构强度分析。

邓兴民(1970—),男,硕士,研究员级高级工程师。主要研究方向:系统工程设计。

(编辑:沈惺)

### (上接第 18 页)

- [3] Carlos E S Cesnik, Weihua Su. Nonlinear aeroelastic simulation of X-HALE: a very flexible UAV[C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum & Aerospace Exposition, 2015.
- [4] 王立波. 考虑气动弹性效应的飞机飞行动力学研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.
- [5] 王立波, 唐磊, 杨超. 大展弦比飞翼刚弹耦合运动稳定性分析[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(6): 1096-1104.
- [6] 胡锐. 大柔性飞机刚弹耦合稳定性研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2016.
- [7] 杨超, 王立波, 谢长川, 等. 大变形飞机配平与飞行载荷分析方法[J]. 中国科学:技术科学, 2012, 42(10): 1137.
- [8] Hu Rui, Xie Changchuan, Liu Yi. Aeroelastic trim and static stability analysis of highly flexible aircraft[C]// The 16th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 2015, 06.
- [9] 诸德超, 邢誉峰. 工程振动基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004: 90-105.
- [10] Metavish D, Davidson K. Practical large-motion modeling of geometrically complex flexible vehicles[C]// AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, & Materials Conference AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, 2006.
- [11] Kapel M. Design for active and passive flutter suppression and gust alleviation[R]. NASA R-3482, 1980.

### 作者简介:

胡锐(1990—),男,硕士研究生,工程师。主要研究方向:结构动力学。

谢长川(1976—),男,博士,副研究员。主要研究方向:气动弹性力学与飞行器设计。

(编辑:赵毓梅)

### (上接第 27 页)

- [11] 石庆华, 戴棣, 曹正华. 胶膜对复合材料加筋结构胶接面应力的影响分析[J]. 航空制造技术, 2009, 250(6): 80-84.
- [12] 沈真. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 中国航空研究院, 2001.
- 机结构设计。
- 唐义号(1979—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:直升机结构设计。
- 洪少波(1985—),男,学士,工程师。主要研究方向:直升机结构设计。

### 作者简介:

徐茂(1987—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:直升

(编辑:沈惺)