2012 年 10 月 北京航空航天大学学报 October 2012
第38卷 第10期 Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics Vol. 38 No. 10

弹性飞机平衡的阵风外载荷计算与分析

严 德 杨 超 肖志鹏

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191) (北京民用飞机技术研究中心, 北京 100083)

摘 要: 连续紊流是适航规范中阵风载荷分析必须考虑的一种阵风模型,但其引起的阵风载荷在飞机结构设计中的应用一直存在困难. 在平稳随机过程的假设下,基于 von Karman 连续紊流功率谱模型和线性系统连续紊流响应的功率谱方法,使用载荷累加法获得外载荷形式的阵风载荷. 在此基础上,通过引入载荷响应的相关性推导并建立了一种生成多组连续紊流平衡外载荷分布的方法. 垂向连续紊流情况下的算例结果表明:连续紊流外载荷分布是全机平衡的. 平衡的外载荷分布可通过机动飞行载荷分析中的载荷包线方法识别载荷设计情况,从而应用于飞机结构的强度分析与设计.

关 键 词: 气动弹性; 弹性飞机; 连续紊流; 平衡外载荷分布

中图分类号: V 211.47

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)10-1321-05

Balanced external gust loads computation and analysis for elastic aircraft

Yan De Yang Chao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Xiao Zhipeng

(Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute, Beijing 100083, China)

Abstract: Continuous turbulence is one of gust models for gust loads analysis needed in various aviation regulations. But there exit some difficulties when the loads induced by continuous turbulence applied to aircraft structural design. Based on stationary random process assumption, utilizing power spectral density (PSD) method and von Karman continuous turbulence model, external gust loads were obtained by using force summation method. An approach was presented by introducing correlations and multiple sets of external load distributions due to continuous turbulence was generated. The results from an elastic aircraft encountering vertical continuous turbulence demonstrate that the external gust load distributions are strictly in banlance. These load distributions can be applied to structural stress analysis or design when the design conditions are identified through load envelope concept which is frequently applied in maneuvering flight loads analysis.

Key words: aeroelasticity; flexible aircraft; continuous turbulence; balanced external force distribution

弹性飞机的连续紊流响应是动气动弹性问题的一个重要部分. 随着航空科学技术的不断发展,飞机的性能要求不断提高,比如高速度、大过载、低结构重量等,这使得飞机的柔度增大,弹性效应愈加明显,由气动弹性效应引起的连续紊流载荷对大型飞机翼载荷的大小和分布有较大的影响[1-2]. 因此,在飞机结构设计中,就有必要考虑弹性飞机的连续紊流载荷.

20 世纪 50 年代,在通信和电子工程领域处理随机信号或噪声的功率谱分析方法被引入到对

收稿日期: 2012-04-19; **网络出版时间**: 2012-09-26 11:04

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120926.1104.016.html

基金项目: 北京航空航天大学"凡舟"青年科研基金资助项目(20100505)

作者简介: 严 德(1979 -),男,四川南江人,讲师,yande@buaa.edu.cn.

飞机大气紊流响应的研究中. 随后,将大气紊流当作平稳随机过程的功率谱密度(PSD,Power Spectral Density)方法得到了发展和完善,并被引入到各种载荷设计规范,从而形成了现有规范或条例(如适航条例等)中的阵风载荷设计准则[3]. 依据这些准则可以得到单个载荷的设计值,比如飞机关键部位(翼根、发动机吊挂处、机身某个隔框处等)的内力或者某个结构单元的应力. 但规范中并未指明这样的载荷如何用于飞机的结构设计. 由于忽略了载荷之间的组合特性(符号和大小),这类单个载荷无法直接用于结构的设计与分析. 其他的一些连续紊流响应分析方法也主要致力于连续紊流的模型描述和相应的计算方法[4-10],但仍然存在上述问题. 因此,连续紊流载荷在飞机设计中的应用一直存在困难,直至目前,尚没有统一的解决方案.

针对这一问题,国外学者从外载荷、内力和应力 3 个层面进行了连续紊流载荷的应用研究. 文献[11]推导了 2 个应力之间的相关系数,并根据剪切、拉伸、压缩安全裕度为 0 给出了结构单元的使用强度包线. 在结构设计中,结构单元的复合应力落在使用强度包线的概率不能超过规定的值,该方法计算量较大,需要对每个结构元件进行分析. 另外,对于平面应力板单元,会有沿 2 个方向的正应力和面内的剪应力,使用强度包线难以考虑. 传统梁应力分析法适用的对象为传统的梁结构,直接在梁结构的各截面处对弯矩、剪力和扭矩进行组合,并假设剪力与弯矩同相(即同时取到最大值),选取八角形的顶点为载荷设计点,根据传统的梁结构理论进行强度分析[12],对于较为复杂的翼面结构来讲,该方法难以处理. 匹配情况法是一种“工程化”的方法,其基本思路将固有振型下的外载荷分布作为基元载荷,通过基元载荷的组合,使某些位置处的载荷达到设计值,同时获得结构其他位置处的载荷分布[13-14],但在该方法中,未使用非定常气动力,因此基元载荷之间的“相位”考虑不足. 此外,在一些结构优化设计的研究中,对连续紊流载荷的处理也多集中在结构元件的应力上[15-16].

另外,飞机的结构动力学模型着重于结构整体的动力学特性(质量和刚度特性),难以获得准确的应力响应. 因此,使用动力学模型获得外载荷分布,再用于静力学模型的强度分析和校核是一个有效的办法.

有鉴于此,本文考虑非定常气动力,使用功率谱密度响应方法和载荷累加法计算结构的外载荷响应,并依据平稳随机过程的相关性,证明并生成具有外载荷形式的平衡的连续紊流载荷分布,同时给出连续紊流载荷的设计情况,以便于飞机的结构强度分析和优化设计.

1 基本理论

1.1 连续紊流的载荷响应计算

由于 von Karman 紊流功率谱在高频的渐进斜率与实际测量的结果较为一致,因此处理弹性结构的工程问题常采用 von Karman 紊流功率谱. 频率域的 von Karman 功率谱密度为

$$\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{G}}(\omega) = \sigma_{\mathrm{G}}^2 \frac{L}{\pi V} \frac{1 + \frac{8}{3}\left(1.339 \frac{\omega L}{V}\right)^2}{\left[1 + \frac{8}{3}\left(1.339 \frac{\omega L}{V}\right)^2\right]^{\frac{11}{6}}} \tag{1}$$

连续紊流响应涉及较宽的频率范围,必须考虑气动力的非定常效应. 在弹性飞机的动响应问题中,常采用亚音速偶极子格网法进行频域内的谐振荡形式的非定常气动力计算,减缩频率 k 是其特征参数. 因此,模态坐标下的频域连续紊流响应方程[17]可写为

$$(-\omega^2 \boldsymbol{M}_{\mathrm{hh}} + \mathrm{i}\omega \boldsymbol{C}_{\mathrm{hh}} + \boldsymbol{K}_{\mathrm{hh}} + q\boldsymbol{Q}_{\mathrm{hh}}(\mathrm{i}k))\{\boldsymbol{q}(\mathrm{i}\omega)\} = q\boldsymbol{Q}_{\mathrm{hG}}(\mathrm{i}k)\bar{\boldsymbol{w}}_{\mathrm{G}}(\mathrm{i}\omega) \tag{2}$$

其中,下标“h”表示模态自由度;$\boldsymbol{M}_{\mathrm{hh}}$是广义质量矩阵;$\boldsymbol{K}_{\mathrm{hh}}$是广义刚度矩阵;$\boldsymbol{C}_{\mathrm{hh}}$是广义粘性阻尼矩阵;$q$ 是动压;$\boldsymbol{q}$ 是模态广义坐标列阵;$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{hh}}$是因弹性运动而引起的广义非定常空气动力矩阵;$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{hG}}$是阵风下洗引起的非定常空气动力列阵;$\bar{\boldsymbol{w}}_{\mathrm{G}}$ 是阵风下洗.

由于本文致力于给出外载荷分布,因此使用载荷累加法计算弹性飞机结构某节点处的载荷. 与其他连续紊流载荷计算方法(如模态位移法)相比,载荷累加法能更好地处理刚体运动引起的载荷. 节点载荷的频率响应为惯性力、弹性运动及阵风引起的气动力之和[18],其表达式如下:

$$\boldsymbol{H}(\mathrm{i}\omega) = -q(\boldsymbol{Q}_{\mathrm{gh}}(\mathrm{i}k)\boldsymbol{q}(\mathrm{i}\omega) + \boldsymbol{Q}_{\mathrm{gh}}(\mathrm{i}k)\bar{\boldsymbol{w}}_{\mathrm{G}}(\mathrm{i}\omega)) + \omega^2 \boldsymbol{M}_{\mathrm{gg}}\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{gh}}\boldsymbol{q}(\mathrm{i}\omega) \tag{3}$$

其中,下标“g”表示结构自由度;$\boldsymbol{M}_{\mathrm{gg}}$为结构的质量矩阵;$\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{gh}}$为节点处的模态矩阵.

根据线性系统的随机过程理论,基于式(3)的频率响应函数,节点载荷的响应功率谱为

$$\boldsymbol{\Phi} = |\boldsymbol{H}(\mathrm{i}\omega)|^2 \boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{G}} \tag{4}$$

其中,$\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{G}}$ 为阵风功率谱密度.

通过对响应功率谱的积分,即可得到节点载荷的均方根值:

$$\sigma = \sqrt{\int_0^{\omega_c} \Phi(\omega)\,\mathrm{d}\omega} \tag{5}$$

其中,ω_c 为计算的截止频率.

任意 2 个节点 i,j 处的载荷相关系数[16]为

$$\rho_{ij} = \frac{\int_0^{\omega_c} \mathrm{Re}(H_i(\mathrm{i}\omega)H_j^*(\mathrm{i}\omega))\Phi_G(\omega)\,\mathrm{d}\omega}{\sigma_i\sigma_j} \tag{6}$$

1.2　平衡的连续紊流载荷分布

对于同一个随机连续紊流,飞机上各个节点载荷之间是相关的,这种相关性可用相关系数来衡量. 根据等概率的高斯分布假设[18],当节点 i 的载荷取其均方根值时,节点 j 处与节点 i 相关的载荷为

$$L_j = \rho_{ij}\sigma_j \tag{7}$$

依据式(7),就可得到一个连续紊流的相关载荷分布. 这样的相关载荷分布考虑了每个节点载荷取其均方根值时,其他节点载荷的大小和方向,从而避免了各个节点载荷均取其均方根值的保守情况.

从式(7)出发,可以证明这组载荷分布是平衡的. 将式(6)代入式(7),并对式(7)求和,可得

$$\sum_{j=1}^{n} L_j = \sum_{j=1}^{n} \rho_{ij}\sigma_j =$$

$$\sum_{j=1}^{n} \frac{\int_0^{\omega_c} \mathrm{Re}[H_i(\mathrm{i}\omega)H_j^*(\mathrm{i}\omega)]\Phi_G(\omega)\,\mathrm{d}\omega}{\sigma_i\sigma_j}\sigma_j =$$

$$\frac{1}{\sigma_i}\sum_{j=1}^{n} \int_0^{\omega_c} \mathrm{Re}[H_i(\mathrm{i}\omega)H_j^*(\mathrm{i}\omega)]\Phi_G(\omega)\,\mathrm{d}\omega =$$

$$\frac{1}{\sigma_i}\int_0^{\omega_c} \mathrm{Re}\Big[H_i(\mathrm{i}\omega)\sum_{j=1}^{n}[H_j^*(\mathrm{i}\omega)]\Big]\Phi_G(\omega)\,\mathrm{d}\omega \tag{8}$$

回顾式(3),每个节点上载荷的频率响应函数由惯性力和气动力叠加而来. 对于全机来说,在某一频率下,所有的惯性力和气动力之和应该是平衡的,即所有节点上载荷的频率响应函数之和应该为 0,因此 $\sum_{j=1}^{n}[H_j(\mathrm{i}\omega)] = 0$

也就有 $\sum_{j=1}^{n}[H_j^*(\mathrm{i}\omega)] = 0$

所以

$$\sum_{j=1}^{n} L_j = 0 \tag{9}$$

式(9)表明:当某一节点载荷取其均方根值时,按相关系数匹配出的载荷分布是平衡的. 这样就把随机的连续紊流载荷转换成多组平衡的外载荷分布,有利于进行飞行载荷分析和结构强度设计.

2　算　例

2.1　模型描述

为了获得第 1 节中的连续紊流外载荷分布并验证其平衡,本文建立了某型双尾撑大展弦比飞机的结构动力学模型,用集中质量单元模拟飞机的结构质量、燃油质量以及装置质量. 空气动力学模型为平板气动力模型,飞机的展弦比为 18,其结构模型和气动力模型如图 1 所示.

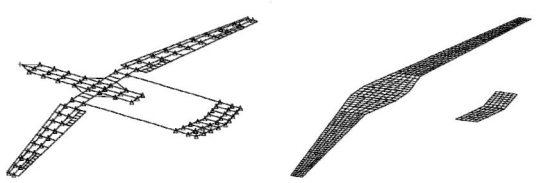


图 1　飞机的结构和气动力模型

计算中选取了飞机的沉浮和俯仰刚体模态,以及翼面的主要弯曲、扭转模态和机身的弯曲模态,其固有振动频率如表 1 所示. 由于进行的是垂向连续紊流载荷的计算和分析,因此只选择了飞机的对称模态. 文中的紊流尺度取 $L = 760$ m,紊流速度 $\sigma_G = 1.0$ m/s,飞行马赫数为 0.3,高度为海平面.

表 1　飞机固有振动模态

模态序号	模态名称	频率/Hz
1	刚体沉浮	0.0
2	刚体俯仰	0.0
3	机翼一阶弯曲	2.69
4	机身一阶弯曲	8.40
5	机翼二阶弯曲	9.25

2.2　计算结果

使用第 1 节中的方法获得连续紊流载荷分布,首先要得出结构上各个节点(仅包含有质量的节点和气动力作用的节点)的外载荷响应. 从节点载荷的响应功率谱能清晰地看到弹性振动对连续紊流响应的影响.

文中选择在翼尖节点(222)、平尾节点(225)和重心处节点(226)输出 2.2.1 节中的载荷响应功率谱,其中节点 226 还用于 2.2.2 节中的载荷分布示例. 节点在飞机上的分布如图 2 所示. 图中的坐标系 226 位于重心处,用于 2.2.3 节中的全机载荷平衡检验;坐标系 224 用于输出 2.2.4 节中的载荷组合包线,位于机翼翼根.

2.2.1　载荷的响应功率谱密度

图 2 所示的 3 个节点处的载荷响应功率谱如图 3 所示. 从图 3 中可以看出,飞机的刚体运动模态对 3 个节点的载荷均有影响,尤其是机身节点

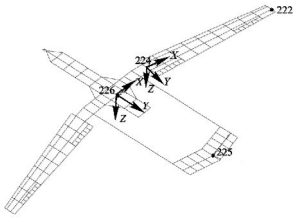
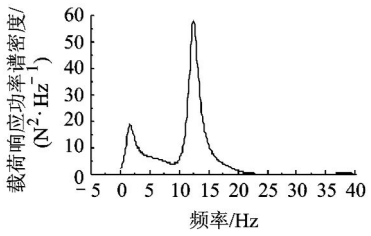
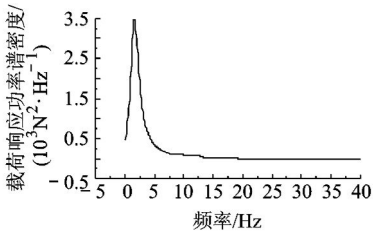


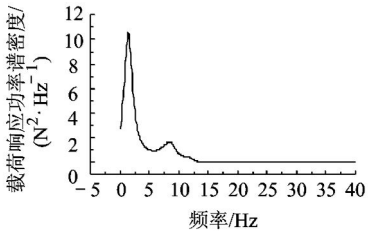
图2 飞机的载荷输出节点和坐标系



a 机翼节点222的外载荷响应功率谱密度



b 机身节点226的外载荷响应功率谱密度



c 平尾节点225的外载荷响应功率谱密度

图3 节点外载荷的响应功率谱密度

226. 节点222位于翼尖,其载荷功率谱的最大峰值出现在弹性振动频率段(12.5Hz),主要由飞机的机翼二阶弯曲引起. 而节点225的第2个峰值则主要由飞机的机身一阶弯曲引起. 机身节点226处的载荷较大,主要是由于该节点处的质量大,从而惯性力成为载荷中的主要部分. 这种外载荷形式的连续紊流反映出了飞机的结构质量分布和弹性振动带来的影响.

2.2.2 连续紊流外载荷分布

根据1.2节中的方法,得到多组载荷分布(考虑每个载荷取正和负的均方根值). 每组载荷分布都对应于某个节点载荷取其均方根值,而其他节点载荷与之相关. 作为示例,此处给出当节点226处取其均方根值时,机身中部的载荷分布,如图4所示. 从图4中可以发现,载荷分布是左右对称的. 这是因为垂向连续紊流速度在飞机的两侧是对称的,同时飞机的质量和刚度分布相对于其

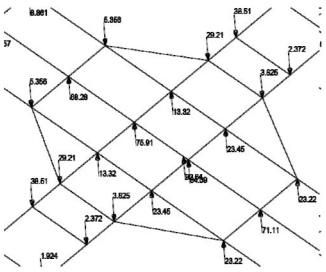


图4 机身中部的载荷分布

对称面也是对称的,所以载荷响应也对称,而且对称节点载荷之间的相关系数是1.0,不存在"相位"的差别. 实际上,在垂向连续紊流作用下,任何一组载荷分布都是左右对称的. 另外,机身上的载荷较大,同样是因为机身上质量较大.

2.2.3 载荷平衡检验

为了验证上述载荷分布是平衡的,文中给出了2.2节的载荷分布相对于坐标系226的全机剪力、弯矩和扭矩,如图5所示. 图中的横坐标表示展向站位,载荷积分从右机翼翼尖到左机翼翼尖.

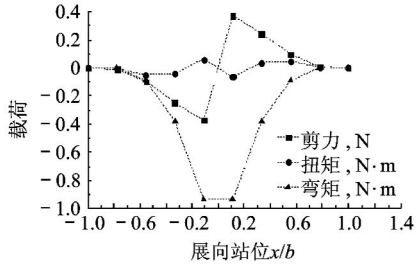


图5 全机载荷的展向分布

由于垂向连续紊流速度的分布在飞机上左右对称,因此飞机左右两侧的弯矩相等,且飞机对称面上的剪力和扭矩为0,即飞机左右两侧各自的剪力以及扭矩之和为0. 这种情况类似于飞机作对称机动飞行时的载荷分布. 实际上,任何一组载荷分布都具有这样的特征. 这表明按照第1节中的方法,所得到的载荷分布是全机平衡的,可以用于飞机的结构强度分析.

2.2.4 载荷包线

文中方法得到的载荷具有多组载荷分布. 对于飞机的某个站位,这些载荷分布并不都是临界载荷设计点,因此必须对各组载荷分布进行筛选. 通常是将载荷组合的外缘点连接起来,形成载荷包线[19]. 本文开发了针对某个站位的载荷包线计算和载荷设计点选取的程序. 作为示例,此处给出了机翼翼根处(坐标系224)的载荷包线,见图6.

观察图6可以发现,按照本文方法得到的载荷包线关于原点是对称的,与通常的飞行载荷包线有所不同. 这可以从以下3个方面来理解:①文中的连续紊流载荷计算方法是基于飞机平衡状态

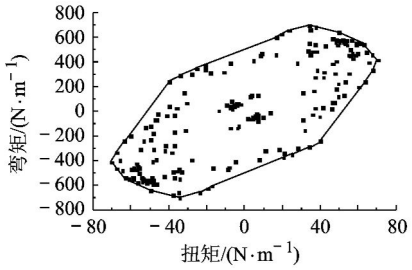


图 6　机翼翼根处的载荷包线

的小扰动运动方程,因此使用该方法得到的载荷是一个增量,要得到限制载荷还应附加飞机 1g 的平飞载荷;②文中的载荷分布考虑了每个节点取其正、负均方根值这 2 种情况,所以求和得到的弯矩和扭矩也势必有对应的正值和负值;③节点载荷的等概率高斯分布假设,使得载荷包线也近似地呈现出椭圆形状.

此外,上述载荷包线应与飞机的机动飞行载荷包线比较,从而得到飞机的载荷设计情况.

3　结　论

本文基于 Von Karman 紊流功率谱模型和线性系统的连续紊流响应 PSD 方法,依据平稳随机过程的相关性获得了平衡的连续紊流载荷分布.通过垂向连续紊流情况下的算例计算和分析,可得出如下结论:

1) 在垂向连续紊流的作用下,本文方法生成的连续紊流载荷分布是平衡的载荷分布,全机的剪力、弯矩和扭矩的展向分布说明了其平衡性,因此可用于全机的结构设计;

2) 基于平衡的连续紊流外载荷分布,能够使用机动飞行载荷中的载荷包线方法,以确定用于结构强度分析和设计的载荷设计情况;

3) 外载荷形式的连续紊流载荷能够清晰地反映出飞机结构的质量分布和弹性振动带来的影响,适合于局部结构的连续紊流载荷响应分析和研究.

参考文献 (References)

[1] Bisplinghoff R L, Ashley H, Halfman R L. Aeroelasticity[M]. Cambridge, Massachusetts: Addison-Wesley Publishing Corp, 1955:673

[2] 陈桂彬,邹丛青,杨超. 气动弹性设计基础[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2004:8 - 10
Chen Guibin, Zou Congqing, Yang Chao. The basis of aeroelastic design[M]. Beijing: Beihang University Press, 2004:8 - 10 (in Chinese)

[3] CCAR-25　中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准[S]
CCAR-25 Civil aviation administration of China[S] (in Chinese)

[4] Barnes T J. Overview of the activities of the AD Hoc committee of international gust specialists[R]. AGARD R-798, 1995

[5] 管德. 气动弹性力学手册[M]. 北京:航空工业出版社,1994:143 - 150
Guan De. The manual of aeroelasticity[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994:143 - 150 (in Chinese)

[6] 赵继伟,胡赞远. 民用飞机阵风载荷及减缓技术研究[J]. 民用飞机设计与研究,2012(1):17 - 20
Zhao Jiwei, Hu Zanyuan. Research on gust load and its load alleviation technology of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2012(1):17 - 20 (in Chinese)

[7] 吴志刚,陈磊,杨超,等. 弹性飞机阵风响应建模与减缓方案设计[J]. 中国科学:技术科学,2011,41(3):394 - 402
Wu Zhigang, Chen Lei, Yang Chao, et al. Gust response modeling and alleviation scheme design for an elastic aircraft[J]. SCI China: Tech SCI, 2011, 41(3):394 - 402 (in Chinese)

[8] Pototzky A S, Zeiler T A. Calculating time-correlated gust loads using matched filter and random process theories[J]. Journal of Aircraft, 1991, 28(5):346 - 352

[9] Jones J G. Statistical discrete gust method for predicting aircraft loads and dynamic response[J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(4):382 - 392

[10] Fidkowski K J, Engelsen F, Willcox K E, et al. Stochastic Gust analysis techniques for aircraft conceptual design[R]. AIAA 2008-5848, 2008

[11] Fuller J R, Richmond L D, Larkins C D, et al. Contributions to the development of a power-spectral gust design procedure for civil aircraft[R]. FAA TR FAA-ADS-54, 1966

[12] Hoblit F M. Gust loads on aircraft: concepts and applications[M]. [S. l.]: AIAA Publications, 1988:107 - 113

[13] Stauffer W A, Hoblit F M. Dynamic gust, landing, and taxi loads determination in the design of the L-1011[J]. Journal of Aircraft, 1973, 10(8):459 - 467

[14] Stauffer W A, Lewolt J G, Hoblit F M. Application of advanced methods to design loads determination for the L-1011 transport[J]. Journal of Aircraft, 1973, 10(8):449 - 458

[15] Hajela P, Bach C T. Optimum structural sizing for gust-induced response[R]. AIAA 88-2298, 1988

[16] Engelsen F. Design-oriented gust stress constraints for aeroservoelastic design synthesis[D]. Washington D C: Department of Aeronautics and Astronautics, University of Washington, 2001

[17] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 9 册[M]. 北京:航空工业出版社,2002:1242 - 1248
Aircraft Design Manual for the General Editorial Board. The aircraft design manual book 9[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002:1242 - 1248 (in Chinese)

[18] Jonge J B, Vink W J. Gust load conditions for fatigue tests based on a continuous gust concept[R]. AIAA 97-1279, 1997

[19] 邓立东,李天,薛晓春. 飞机非线性飞行载荷计算方法研究[J]. 航空学报,2002,23(4):317 - 320
Deng Lidong, Li Tian, Xue Xiaochun. Calculation method about nonlinear flightloads of a aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(4):317 - 320 (in Chinese)

(编　辑:李　晶)