文章编号：1006-1355(2019)01-0121-05+171

一种飞行模拟机运动系统的抖振特效建模方法

赵明波[1]，陈 曦[1]，蒋龙威[1]，潘 龙[1]，贾慈力[2]，詹江瀚[3]

（1. 93199部队，哈尔滨 150001； 2. 上海工程技术大学，上海 201620；
3. 中航国际仿真科技服务有限公司，上海 201620）

摘 要：运动系统是构建飞行模拟机虚拟环境的主要分系统之一，抖振特效模拟是提高运动系统仿真度的重要研究内容。采用正弦加随机振动的基本模型，结合飞机试飞数据中的振动统计数据——加速度功率谱密度，建立抖振特效生成模型。研究基于加速度功率谱密度的抖振参数估计方法，实现正弦分量、随机分量参数的计算。分析典型飞行状态下的振动数据特性，研究抖振特效特征影响参数的提取方法，实现全飞行状态下的抖振特效生成。以抖振参数和特征影响参数为驱动，提出抖振特效的建模方法。实验结果表明，该方法能有效实现飞行模拟机系统中的抖振特效仿真。同时，也为虚拟现实技术其他应用中振动环境的构建提供一定的借鉴意义。

关键词：振动与波；飞行仿真；建模方法；抖振；功率谱密度；运动系统

中图分类号：O324，TP391.9 **文献标志码**：A **DOI编码**：10.3969/j.issn.1006-1355.2019.01.023

A Modeling Method of Buffet for Flight Simulator Motion Systems

ZHAO Mingbo[1], *CHEN Xi*[1], *JIANG Longwei*[1],
PAN Long[1], *JIA Cili*[2], *ZHAN Jianghan*[3]

(1. No. 93199 Troop, Harbin 150001, China;
2. Shanghai University of Engineering Science, Shanghai 201620, China;
3. AVIC International Simulation Technology Service Co. Ltd., Shanghai 201620, China)

Abstract : Motion system is one of the main subsystems of the virtual environment of flight simulators. Buffet simulation is an important content for the motion system to improve the fidelity. In this paper, a buffet model is established by using the basic model of sinusoidal and random hybrid vibration, combined with the acceleration power spectrum density (APSD) of the aircraft flight test vibration data. Based on the APSD, an estimate method of buffet parameters is studied to calculate the parameters of the sinusoidal and random components. The vibration characteristics of typical flight conditions are analyzed, and an extraction method of influence parameters is studied to achieve the buffet model under full flight condition. Driven by the buffet parameters and the influence parameters, a modeling method for the buffet analysis is proposed. The results show that this method can effectively simulate the buffet in flight simulator systems. Moreover, this study provides a reference for the construction of vibration environment in virtual reality technology.

Keywords : vibration and wave; flight simulation; modeling method; buffet; power spectrum density; motion system

飞行仿真是通过构造反映实际的飞机运动行为特性的数学模型，在仿真载体（计算机或其他仿真设备构成的飞行模拟器）上复现飞机的复杂活动[1]。飞行模拟器是现代航空科研、教学、试验等不可缺少的技术设备，在飞行性能研究、飞行品质评估和飞行训练等方面都具有很高的经济价值和军事价值[2]。飞行模拟训练已经成为飞行员训练、评估中不可或缺的重要环节，因此对模拟训练设备的仿真程度的要求也越来越高。尤其在D级飞行模拟机的设计中，运动平台系统是营造虚拟环境的主要分系统之一，提供给训练人员逼真的动感环境。其中，运动平台的抖振特效是模拟真实飞机在飞行过程中的振动环境，是动感模拟的重要部分，在中国民航规章（China Civil Aviation Regulation，CCAR）-60部[3]和国际民航组织（International Civil Aviation Organization，ICAO）的规章[4]中对D级飞行模拟机鉴定测试的主观项、客观项中均有明确要求：“应记录模拟机的特

收稿日期：2018-07-11

作者简介：赵明波（1983-），男，河南省辉县市人，博士，讲师，主要研究方向为飞行模拟机操纵负荷系统、运动系统设计，模拟机鉴定测试。
E-mail: zhmb831019@163.com

征抖振运动性能（主要是振幅和频率），并与飞机数据进行比较。其结果作为鉴定测试指南的一部分。”

运动平台的抖振特效属于一种随机振动，对于随机振动，一般通过三角函数与高斯白噪声相叠加的方法生成[5–10]，但应用于飞行模拟机运动系统的抖振特效模拟在国内却鲜有研究，文献[11]只对建模思想进行了粗略描述，并未提出详细建模方法。主要难点有二：

（1）加速度功率谱密度是表征随机振动中不同频率分量的能量分布的重要特征，工程中的随机振动统计一般用加速度计测量加速度，并通过统计分析得到功率谱密度。但如何从实测的加速度功率谱密度中合理提取参数，构造随机振动模型，并生成符合D级模拟机要求的抖振特效却是一个难点。

（2）模拟机的抖振特效是与飞机的实时飞行状态密切相关的，飞机制造商提供的振动数据一般是某几种特定情况下的飞行状态对应的测量结果。在模拟机的实际飞行过程中，不可能与这些特定情况完全相同，那么就需要在现有数据条件下提取有效飞行参数作为特征影响参数，以构造全状态飞行条件下的抖振特效。

本文首先阐述抖振特效的基本生成模型，并与飞机试飞数据中的加速度功率谱密度相关联，进而研究抖振参数估计方法、特征影响参数提取方法，给出基于加速度功率谱密度与特征影响参数的抖振特效建模方法的详细描述，最后的结果分析证明该方法的有效性。

1 建模方法

1.1 抖振特效生成模型

在航空、航天、机械和运输等工程技术领域，大量的环境振动是正弦加随机振动。设正弦加随机信号为

$$x(t)=\sum_{i=1}^{K}A_i\sin(2\pi f_i t+\varphi_i)+y_r(t) \tag{1}$$

其中：$x(t)$表示加速度时域信号，A_i、f_i、φ_i分别为第i个正弦分量的幅度、频率（Hz）和初始相位；K表示正弦分量的个数；$y_r(t)$表示高斯白噪声$G(0,\sigma^2)$，均值为0，方差为σ^2。估计出A_i、f_i、φ_i和$y_r(t)$的σ^2，即可实现正弦加随机振动的模拟。

在飞行模拟机设计中，所模拟机型的飞机制造商在试飞中通过加速度计测量并记录不同飞行条件下驾驶舱在纵向、横向和垂直方向的加速度，通过谱估计算法得到每个坐标轴下的加速度功率谱密度（Acceleration Power Spectral Density，APSD）和均方根值（Root Mean Square，RMS），以及计算APSD的相关参数。根据等效原理，如果真实信号和等效信号的概率分布函数相等，且两者的功率谱密度函数也相等，则是模拟相当的[5]。结合D级飞行模拟机的鉴定要求和飞机制造商提供的数据，需要满足模拟机运动平台抖振特效的APSD和RMS与相应条件下飞机实测抖振数据的APSD和RMS基本一致。因此，如何由已知的飞机实测抖振数据的APSD和RMS估计出式（1）模型中所需要的参数，即可模拟生成正弦加随机振动的时序信号，进一步驱动模拟机的运动平台，实现模拟机振动环境的构建。

1.2 基于加速度功率谱密度的抖振参数估计

假设某一正弦振动信号为

$$x_0(t)=A_0\sin(2\pi f_0 t+\varphi_0) \tag{2}$$

根据功率谱密度计算理论，可以得到式（2）的功率谱密度（单边）为

$$W(f)=\frac{A_0^2}{2}\cdot\delta(f-f_0),\quad\int_0^{+\infty}W(f)\,\mathrm{d}f=\frac{A_0^2}{2} \tag{3}$$

可见，正弦信号对应的功率谱密度为f_0处的冲击函数，其总功率为$A_0^2/2$，与初始相位φ_0无关。但在数字信号的功率谱密度实际计算过程中，无论是经典谱估计算法，还是现代谱估计算法，都无法得到如式（3）所示的理想结果。如图1所示，是频率为2 Hz、幅度为1的正弦信号的功率谱密度计算结果，其并不是在2 Hz处的强度为0.5的冲击函数，而是在2 Hz处的有一定宽度的波峰。

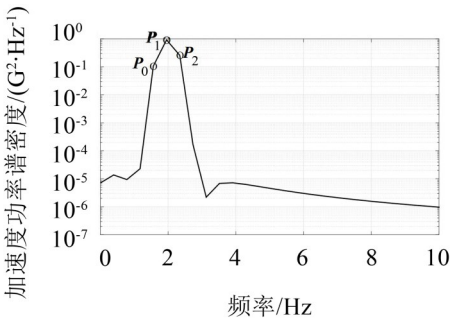


图1 某一正弦信号的功率谱密度

假设波峰及周边值分别为P_0、P_1、P_2…，经分析由式（3）得出

$$\frac{1}{M+1}\sum_{j=0}^{M}P_j\times\Delta\mathrm{f}\approx\frac{A_0^2}{2} \tag{4}$$

其中：Δf为功率谱密度的频率分辨率，进一步推导得出

$$A_0=\sqrt{\frac{2}{M+1}\times\sum_{j=0}^{M}P_j\times\Delta f} \tag{5}$$

其中：M为所取的峰值周边值的个数，一般峰值周边值衰减较快，M取较小值就可以达到估计A_0的要求，具体与功率谱密度计算过程中所取参数有关，本方法中$\Delta f=0.39$，M取2，即取峰值的2个周边值，就可

以使A_0的估计精度达到99 %以上。正弦振动信号对应的频率f_0取最大峰值对应的频率，一般可直接从参考数据的APSD中得出，式(2)中φ_0及式(1)中的φ_i一般取$[0,2\pi)$之间的随机数。

确定正弦分量的相关参数后，进一步求解随机分量$y_r(t)$的σ^2。对式(1)两边进行功率谱密度计算得到

$$W(f)=\sum_{i=1}^{K}\frac{A_i^2}{2}\cdot\delta(f-f_i)+\frac{\sigma^2}{f_u} \tag{6}$$

其中：f_u为功率谱的上限。对式(6)两边在$[0,f_u]$上进行积分，得到

$$\int_0^{f_u}W(f)\mathrm{d}f=\int_0^{f_u}\left[\sum_{i=1}^{K}\frac{A_i^2}{2}\cdot\delta(f-f_i)+\frac{\sigma^2}{f_u}\right]\mathrm{d}f=G_{\mathrm{RMS}}^2 \tag{7}$$

其中：G_{RMS}为整个功率谱密度的均方根值。计算式(7)得出

$$\sigma^2=G_{\mathrm{RMS}}^2-\sum_{i=1}^{K}\frac{A_i^2}{2} \tag{8}$$

1.3　抖振特效特征影响参数提取方法

实际飞机的振动环境与飞行的速度、高度、发动机推力、攻角、舵面位置、载荷分布、大气条件等多种因素相关，这些因素中有主要的、次要的。例如，飞行过程中操作襟翼手柄使襟翼处于不同的伸出位置，则襟翼破坏了飞机相对于气流的构型，襟翼伸出角度将成为影响振动的主要因素，其次是飞机的速度和高度。

CCAR-60部中关于D级模拟机运动平台系统的要求中明确提出：模拟机应当提供在驾驶舱内感觉到的由于操纵飞机或大气干扰引起的特征抖振运动(例如高速抖振、起落架和襟翼放出、拖胎、失速抖振、大气紊流等)。其中尤其以起落架和襟翼放出所受影响因素多，所以本节以襟翼放出为例介绍飞行状态中与抖振相关的特征参数提取方法。

飞机制造商给出的与襟翼放出时相关的振动数据如表1所示。经分析可知，振动幅度的RMS(G_{RMS})除与襟翼角度(F)基本成递增关系外，相同襟翼条件下，受高度(H)、速度(V)影响较大。F属于离散量，只要与模拟机实际飞行状态相同，即可采用相应状态下的振动数据。但H与V在实际飞行过程中均属于连续量，无法与已知条件一一对应，需要由已知条件下的振动数据生成其他状态下的数据。

把H与V综合考虑，采用飞机所受动压$P_{动}$(式9)作为特征参数[12]。

$$P_{动}=\frac{1}{2}\cdot\rho\cdot V^2=\frac{1}{2}\cdot 0.9^{\frac{h}{3048}}\cdot V^2 \tag{9}$$

则在同一襟翼条件下，可用式(10)分段线性函数实时计算当前H-V条件下的G_{RMS0}。

$$G_{\mathrm{RMS0}}=\begin{cases}G_{\mathrm{RMS1}}\cdot\dfrac{P_{动0}}{P_{动1}} & ,P_{动0}\leqslant P_{动1}\\ G_{\mathrm{RMS1}}\cdot\dfrac{P_{动2}-P_{动0}}{P_{动2}-P_{动1}}+G_{\mathrm{RMS2}}\cdot\dfrac{P_{动0}-P_{动1}}{P_{动2}-P_{动1}} & ,P_{动1}<P_{动0}<P_{动2}\\ G_{\mathrm{RMS2}}\cdot\dfrac{P_{动0}}{P_{动2}} & ,P_{动0}\geqslant P_{动2}\end{cases} \tag{10}$$

表1　襟翼放出时的相关振动数据

飞行状态			G_{RMS}/G		
襟翼角度F	高度H/ft	速度V/KTS	垂直方向	侧向	纵向
1	16 600	250	0.010 0	0.004 6	0.003 4
1	10 000	200	0.004 8	0.002 5	——
2	16 600	250	0.012 4	0.005 3	0.005 1
5	16 600	248	0.010	0.006 7	0.005 8
5	10 300	200	0.005 3	0.003 0	——
10	16 600	205	0.008 5	0.005 9	0.005 6
10	10 200	160	0.004 7	0.003 4	——
15	16 600	190	0.008 6	0.005 5	0.004 0
15	10 400	170	0.006 2	0.005 0	——
25	16 600	166	0.009 2	0.004 3	0.004 2
25	10 000	160	0.006 7	0.005 1	——
30	**16 600**	**160**	**0.010 9**	**0.006 8**	**0.005 3**
30	**9 600**	**150**	**0.012 4**	**0.006 7**	**——**
40	16 600	150	0.016 1	0.009 1	0.008 6
40	9 600	130	0.013 3	0.010 2	——

其中$P_{动1}$、$P_{动2}$分别为同一襟翼角度下2种*H-V*条件下的动压，前者为较小者，后者较大者；G_{RMS1}、G_{RMS2}则分别对应两种条件下的振动幅度RMS；$P_{动0}$为当前实时状态下的动压。同理，当由2种*H-V*条件下的APSD根据式(1)实时生成随机振动$x_1(t)$、$x_2(t)$后，代入式(10)中替换对应的G_{RMS}，即可实时获得当前飞行状态下的随机振动$x_0(t)$，如式(11)。

$$x_0(t)=\begin{cases} x_1(t)\cdot\dfrac{P_{动0}}{P_{动1}}, & P_{动0}\leqslant P_{动1} \\ x_1(t)\cdot\dfrac{P_{动2}-P_{动0}}{P_{动2}-P_{动1}}+x_2(t)\cdot\dfrac{P_{动0}-P_{动1}}{P_{动2}-P_{动1}}, & P_{动1}<P_{动0}<P_{动2} \\ x_2(t)\cdot\dfrac{P_{动0}}{P_{动2}}, & P_{动0}\geqslant P_{动2} \end{cases} \tag{11}$$

采用类似方法，用实时飞行状态下的其他离散量(例如起落架放下、扰流板打开、出现紊流等)触发相应条件下的随机振动生成，用提取的特征影响参数来调制随机振动的幅度，可实现其他状态下的抖振特效。

1.4 抖振特效建模方法

综合以上抖振特效生成模型、基于加速度功率谱密度的抖振参数估计、抖振特效特征影响参数提取方法，构建如图2所示的抖振特效建模方法。

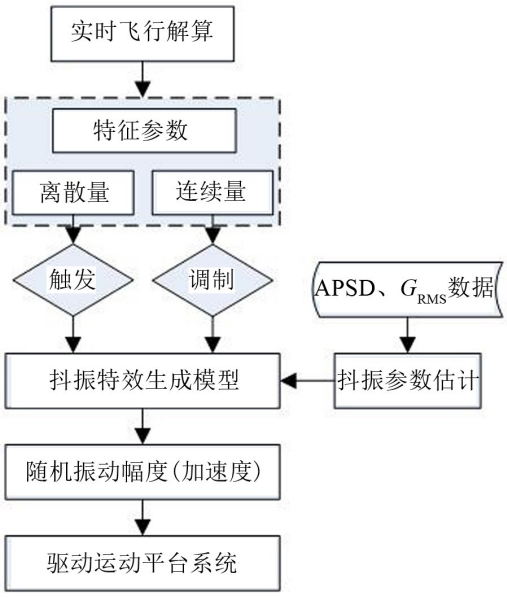


图2 抖振特效建模方法

步骤一：根据所模拟机型的飞行制造商提供的实测振动数据，分析其APSD和G_{RMS}，应用1.2节中的抖振参数估计方法，估计每组数据对应的抖振参数，根据式(1)即可得到对应的随机振动值。

步骤二：在模拟机的实际运行中，飞行状态不断变化，当飞行条件可以构成某种抖振时，应用1.3节中的特征影响参数提取方法，提取相应的特征影响参数(离散量和连续量)。

步骤三：根据离散量特征影响参数从振动数据库中搜索对应的振动数据，并用连续量特征影响参数对步骤一中生成的随机振动值进行调制，即可生成当前飞行状态下的随机振动值。其中，离散量特征影响参数主要控制其所对应的振动特效的启动与停止，连续量特征影响参数主要调制随机振动的幅度。

步骤四：把最终生成的随机振动值输入到模拟机运行系统控制软件中，即可驱动运动平台系统呈现所需要的抖振特效。

2 结果分析

(1) 采用上述建模方法，取表1中*F*=30、*H*=16 600 ft、*V*=160 KTS条件下垂直方向的振动数据作为参考进行实验。取式(1)模型中的正弦分量的个数*K*为6，实时飞行状态*F*=30、*H*=16 600 ft、*V*=160 KTS，生成的抖振特效如下图3、图4所示。

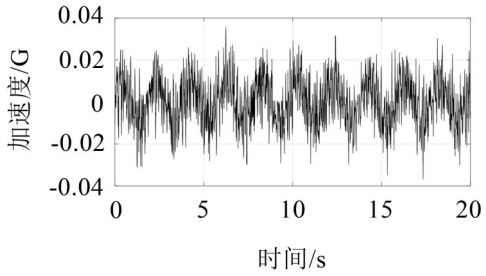


图3 抖振特效加速度值

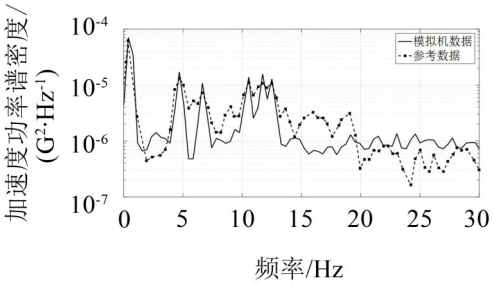


图4 抖振特效的APSD

其中图3为生成的抖振特效的加速度值，其G_{RMS}=0.011 0，误差为0.92 %；图4为图3数据统计计算得到的APSD，实线为本文所提建模方法所生成振动数据的APSD，点虚线为飞机制造商参考数据的APSD，可见基本相符，尤其是在功率较大的几个频

率成分上，达到了较好的拟合。

图5为国际知名飞机模拟机制造商THALES公司同样型号的D级模拟机在相同条件下的仿真结果，对比可见，本文方法生成的抖振数据的APSD与参考数据的拟合程度更好。充分证明1.1节的抖振特效生成模型和1.2节基于加速度功率谱密度的抖振参数提取方法是有效可行的。

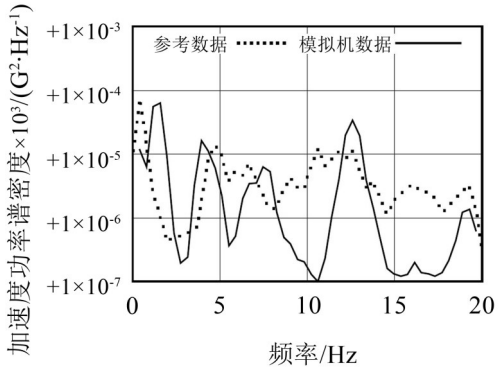


图5 某型D级模拟机生成的抖振特效的APSD

（2）进一步，取表1中同样襟翼条件下（F=30）的两组振动数据（加粗标记），设置不同的H、V，根据式（9）、式（10）可得到G_{RMS}随H、V的变化如图6所示。

G_{RMS}随H、V变化的连续变化趋势基本反映了H、V对振动数据的影响，同样襟翼条件下，H越小，V越大，振动越强，可见1.3节的抖振特效特征参数提取方法也是有效可行的。

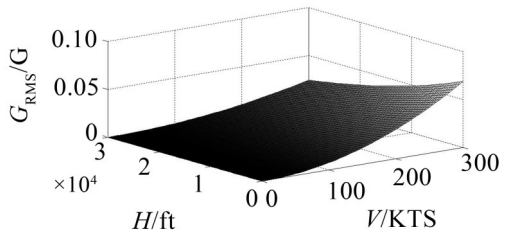


图6 G_{RMS}随H、V的变化情况

（3）把1.4节中的建模方法应用到国内某型D级飞行模拟机上，采用外置加速度计测量飞机模拟机在抖振状态下的垂直、侧向、纵向三个自由度的加速度值，并计算其APSD。下面以大气紊流条件下的抖振特效为例，波音公司提供了飞机在高度5 400 ft，空速200 KTS飞行条件下遭遇典型大气紊流时的抖振参考数据，实际测量时把飞机模拟机设置到同样条件下。测量结果如图7所示。

其中实线为飞机模拟机的实测APSD，点虚线为飞机制造商提供的APSD参考数据。可见，飞机模拟机的实测数据与飞机制造商的参考数据基本相符，说明本文方法所模拟的特征抖振运动特性基本能够反映相应条件下的飞机抖振环境的频率特性。

3　结　语

结合D级飞行模拟机鉴定过程中对运动平台系统抖振特效的要求和飞机制造商提供的振动参考数据，根据随机振动的基本原理，构建了抖振特效的生成模型，并提出了一种基于加速度功率谱密度的抖振参数估计方法。进一步分析飞机实际飞行过程中振动环境所受的影响因素，并与主要飞行参数相联系，提出了一种抖振特效特征影响参数提取方法，实现了由有限个飞行状态下的振动参考数据生成全状态下的抖振特效。该抖振特效建模方法已经在国内某型D级飞行模拟机上得到应用，方法有效可行。

参考文献：

[1] DAVID Allerton著. 飞行仿真原理[M]. 刘兴科译. 北京：电子工业出版社，2013：1-12.

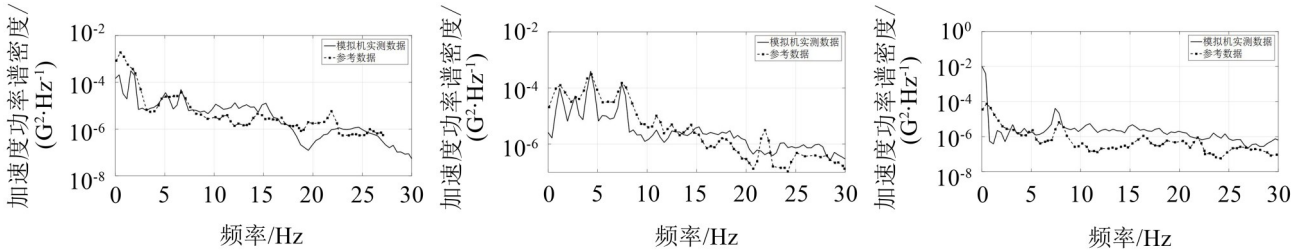
[2] 汪泓，谢东来. 运输机飞行仿真技术及应用[M]. 北京：清华大学出版社，2013：200-226.

[3] 中国民用航空总局. 飞行模拟设备的鉴定和使用规则[S]. 北京：中国民用航空总局，2005.

[4] ICAO. Manual of criteria for the qualification of flight simulation training devices[S]. Third Edition. Montreal, Canada: ICAO, 2009. (Doc 9625-AN/938)

[5] 庄表中. 随机振动入门[M]. 北京：科学出版社，1981.

[6] 袁宏杰，李传日. 正弦加随机振动控制技术的研究[J]. **航空学报**，2000，21(4)：383-384.



（a）垂直方向APSD　　（b）侧向APSD　　（c）纵向APSD

图7 抖振特效实测数据与参考数据对比效果

（下转第171页）