

六自由度飞行实时仿真 和功率谱法比较

The Comparison Between Real-time Flight Simulation and Power Spectrum Density Method Based on Six Degrees of Freedom

李 阳 刘沛清 郭 昊 赖 鑫 / Li Yang Liu Peiqing Guo Hao Lai Xin
(北京航空航天大学,北京 100191)
(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘 要:

大气紊流是飞机巡航状态中影响飞机运动的主要大气扰动现象,以奖状飞机和波音 747 为例,研究飞机受大气紊流影响所产生的飞行姿态变化。使用了两种方法进行飞行仿真,一种是基于六自由度飞行力学方程的实时仿真法,另一种是基于线性化小扰动方程组的响应频谱法。通过与试飞数据进行比较,分析两种方法的优缺点。研究表明,六自由度飞行实时仿真可以更好地模拟大型飞机大气扰动下的飞行状态,较准确地表征各项参数变化特性。

关键词:大气扰动;飞行仿真;六自由度;功率谱法

中图分类号:V267

文献标识码:A

[**Abstract**] The atmospheric turbulence is the main atmospheric disturbance affecting the flight. In this paper, the airplane of Citation 550 and the airplane of B747 are exemplified to analyse the motion error affected by the atmospheric turbulence. Two simulation methods are used. The one is real-time simulation based on six degrees of freedom flight dynamics equations. The other is power spectrum density method based on the lineation small-perturbation equations. Compared with the data of flight tests, pros and cons of two methods have been studied. The results show that real-time simulation based on six degrees of freedom flight dynamics equations is more accurate and could be used for the simulation of large aircraft.

[**Key words**] Atmospheric Turbulence; Flight Simulation; Six Degrees of Freedom; Power Spectrum Density Method

0 引言

大气运动是飞行轨迹和飞行姿态的主要扰动源^[1],大气紊流是飞机巡航状态中影响飞机运动的主要大气扰动现象。大气湍流是叠加在定常风上的风速矢量的连续随机脉动。大气湍流也叫大气紊流,具有紊流谱的特征,即在紊流气流中存在着不同尺度的,能够使飞机产生明显颠簸的紊流涡旋^[2]。针对大气紊流现象的建模方法有 Dryden 模型和 Von Karman 模型^[3]。研究在大气扰动中飞机的飞行特性,主要有四种方法:第一是飞行实验,可以得到飞机在大气扰动中的真实运动数据,但缺点

是耗资巨大;第二是解析法,即求出飞机运动量对大气扰动量(扰动速度和梯度)的传递函数,推导飞机进入特定风场后的飞行历程表达式;第三是响应频谱法,根据大气紊流频谱函数和飞机运动对大气紊流的传递函数计算飞机运动响应频谱;第四是数值仿真法,需解决数值法生成大气紊流风场和飞机飞行姿态的数值仿真两个问题。随着计算机技术的日新月异,为搭建飞行仿真平台研究大气扰动对飞行影响提供了很好的依据。

加拿大多伦多大学航空工程系(UTIAS)开发了 UTIAS 模拟器系列^[4],针对模拟器相关技术和飞行分系统模型精确建模进行了多方面的研究,特别对

飞行仿真系统中综合自然环境和大气扰动的建模有较深入的研究。国内学者也有一定研究成果,高振兴^[5]等针对大型飞机波音 747 搭建了复杂大气扰动下的飞行实时仿真平台,研究了其在风场中的运动特性。

本文首先使用奖状飞机进行了研究,通过数值仿真法得到大气扰动下飞机飞行运动误差,与试飞数据进行对比分析,证明仿真方法的合理性。然后将两种仿真方法应用到大型飞机波音 747,分析两种飞行仿真方法的异同性。

1 基于六自由度动力学方程的实时仿真

六自由度飞行动力学(6DOF)实时仿真由多模块构成,包括大气参数模型、气动力和力矩系数模型、六自由度飞行动力学模型等。其中大气参数模型采用标准大气的温度、密度随高度变化规律,气动力和力矩模型采用工程经验公式和 CFD 方法综合计算结果。运用 MATLAB/Simulink 建模工具,采用模块化程序设计,根据任务需要,建立多种子模型,计算流程图如图 1 所示。

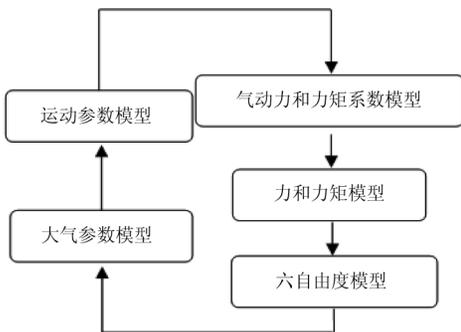


图 1 计算流程图

Dryden 紊流模型和 Von Karman 紊流模型是目前航空航天领域公认的最重要的两种紊流模型。本文采用美国军用规范 MIL-F-8785C^[6]中的大气紊流的一维双侧频谱函数(Dryden 模型的功率谱密度)。在 MATLAB/Simulink 中内嵌了 Aerospace 仿真库,可以提供大气湍流的数值仿真模拟信号,如图 2 所示,紊流模型输出是随机信号,分析其频谱分布特性如图 3 所示。其中, U 、 V 、 W 是空间三维大气紊流场的紊流速度在航迹坐标系中的三个分量, U 表示沿飞行方向 x 轴向前的紊流速度分量, V 表示沿水平方向 y 轴向右的紊流速度分量, W 表示沿铅垂方向 z 轴向下的紊流速度分量。 W_x 、 W_y 、 V_x 表示

三个紊流梯度, W_x 表示紊流速度分量 W 沿飞行方向 x 轴分布产生的俯仰气动响应, W_y 表示紊流速度分量 W 沿水平方向 y 轴分布产生的滚转气动效应, V_x 表示紊流速度分量 V 沿飞行方向 x 轴分布产生的偏航气动效应。三个方向的紊流速度分量频谱特性完全一致,符合各项同性的特点。

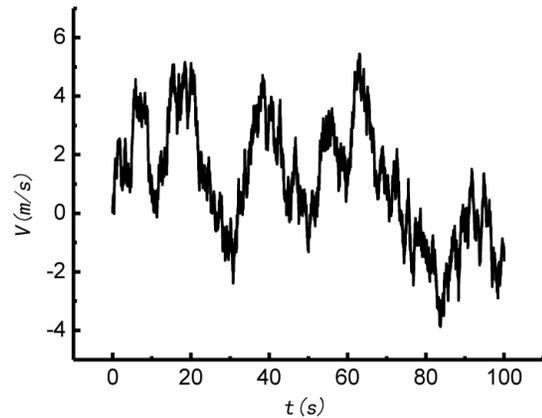


图 2 Matlab 输出大气紊流信号

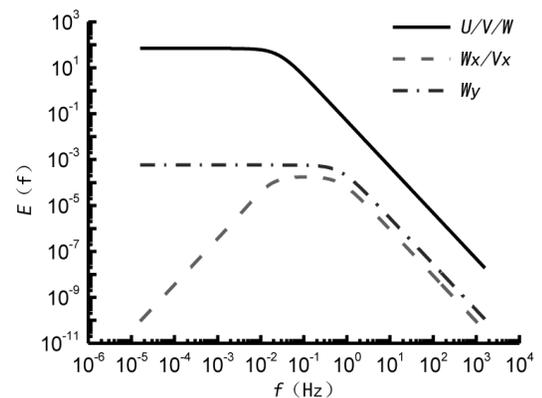


图 3 Dryden 紊流风场数值模型

根据动力学原理建立飞机质心运动方程、旋转运动方程等。针对飞行仿真,需要增加相应的运动学方程和导航方程,此外还需加入扰动风参数的影响。该部分为飞行动力学的经典内容,在此不再赘述,仅列出相应的运动方程组。

机体坐标系下含扰动风参数的质心运动方程组为:

$$\begin{cases} \dot{u} = \frac{X}{m} - \dot{W}_{xB} - [q(w + W_{zB}) - r(v + W_{yB})] \\ \dot{v} = \frac{Y}{m} - \dot{W}_{yB} - [r(u + W_{xB}) - p(w + W_{zB})] \\ \dot{w} = \frac{Z}{m} - \dot{W}_{zB} - [p(v + W_{yB}) - q(u + W_{xB})] \end{cases} \quad (1)$$

旋转运动转动方程组为:

$$\begin{cases} \dot{\Gamma} p_B = I_{xz}(I_x - I_y + I_z) p_B q_B - [I_z(I_z - I_y) + I_{xz}^2] q_B r_B + I_z l + I_{xz} n \\ I_y \dot{q}_B = (I_z - I_x) p_B r_B - I_{xz}(p_B^2 - r_B^2) + m \\ \dot{\Gamma} r_B = [(I_x - I_y) I_x + I_{xz}^2] p_B q_B - I_{xz}(I_x - I_y + I_z) q_B r_B + I_{xz} l + I_x n \end{cases} \quad (2)$$

其中, $\Gamma = I_x I_z - I_{xz}^2$
运动学方程组为:

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = p + q \sin \varphi \tan \theta + r \cos \varphi \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi \\ \dot{\psi} = q \sin \varphi \sec \theta + r \cos \varphi \sec \theta \end{cases} \quad (3)$$

导航方程组为:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_E \\ \dot{y}_E \\ \dot{z}_E \end{bmatrix} = L_{EB} \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} W_{xE} \\ W_{yE} \\ W_{zE} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中, X, Y, Z 表示由空气动力、发动机推力、重力等构成的合力; l, m, n 则表示相应的合力矩, 忽略由发动机引起的力矩, 建模中只考虑气动力矩。 W_{xB}, W_{yB}, W_{zB} 表示紊流风在机体坐标系中三个方向速度分量, W_{xE}, W_{yE}, W_{zE} 表示紊流风在地面坐标系中三个方向的速度分量, L_{EB} 为机体坐标系向地面坐标系的转化矩阵。

将飞机看作质点, 此时紊流的等效气动效果即为引入了空速 V 、迎角 α 、侧滑角 β 的干扰, 空速 V 和机体速度分量的关系为:

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \quad (5)$$

α, β 计算公式如下:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{V_z}{V_x}\right) \quad (6)$$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{V_y}{V}\right) \quad (7)$$

考虑扰动风参数对气动模型的影响修正, 则有沿机身和翼展方向的风速变化问题, 即风梯度效应。它直接影响飞机滚转运动、俯仰运动、偏航运动。仿真中通过扰动风参数输入到三个角速度 p, q, r 中。

建立气动力和力矩系数模型库, 可以在仿真过程中实时调用。仿真初始给定飞行高度和速度, 然后用牛顿迭代公式配平得出油门开度、升降舵偏角以及巡航迎角。然后以此为起始点, 进行无控飞行仿真, 仿真时长和频率根据所需进行设定。

飞行仿真平台可以设定任意的高度 Z 和初始

飞行速度 V_i 。可以对湍流风场强度进行调节, 调节系数 k 范围 $0 \sim 1$, 得到湍流风场扰动下的无控飞行结果。以两组初始飞行状态为例, 参数设定见表 1。系统运行 100s, 响应频率 100Hz, 每个状态变量都可获得 1 万个数据点。通过输出状态参数监控飞行状态, 涉及参数详见表 2。

表 1 初始飞行参数设定

| 序号 | Z/m | $V_i/(m)$ | k |
|----|---------|-----------|-----|
| 1 | 2 946.5 | 87.65 | 0.1 |
| 2 | 6 931.3 | 97.36 | 0.1 |

表 2 输出状态参数

| 序号 | 名称 | 符号 | 单位 |
|----|-------|-----------------------|-------|
| 1 | X 向风速 | W_x | m/s |
| 2 | Y 向风速 | W_y | m/s |
| 3 | Z 向风速 | W_z | m/s |
| 4 | X 向位移 | X | m |
| 5 | Y 向位移 | Y | m |
| 6 | Z 向位移 | Z | m |
| 7 | X 向速度 | d_x | m/s |
| 8 | Y 向速度 | d_y | m/s |
| 9 | Z 向速度 | d_z | m/s |
| 10 | 飞行总速 | V_i | m/s |
| 11 | 迎角 | alpha/ α | deg |
| 12 | 侧滑角 | beta/ β | deg |
| 13 | 滚转角 | Phi/Roll/ φ | deg |
| 14 | 俯仰角 | Theta/Pitch/ θ | deg |
| 15 | 偏航角 | psi/Yaw/ ψ | deg |
| 16 | 滚转角速度 | q | deg/s |
| 17 | 俯仰角速度 | p | deg/s |
| 18 | 偏航角速度 | r | deg/s |

将仿真结果与试飞数据进行对比。为使对比更具有说明性, 定义仿真初始飞行高度、速度与试飞数据一致。自然飞行条件下, 大气紊流强度会有强弱变化, 通过调节风场强度系数 k 可使仿真风场强度与自然风场一致。使用表 1 中第一组飞行初始工况进行实时仿真, k 调节结果为 0.3, 此时风场的超越概率位于 10^{-2} 到 10^{-1} 之间, 仿真结果和试飞 POS 测量数据近似重合, 说明 6DOF 方法可以很好的模拟大气扰动下飞机的运动状态。

图4所示为天速仿真数据和试飞中 POS 所测数据进行对比的结果,两者振幅大致相当,振动规律有可比性。进行功率谱分析,结果如图5所示,仿真的功率谱和 POS 的功率谱基本一致,在0.5Hz处有一个小的峰值出现,说明奖状飞机的主频为0.5Hz

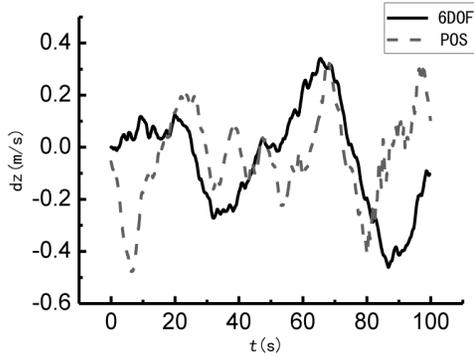


图4 天速时间信号曲线

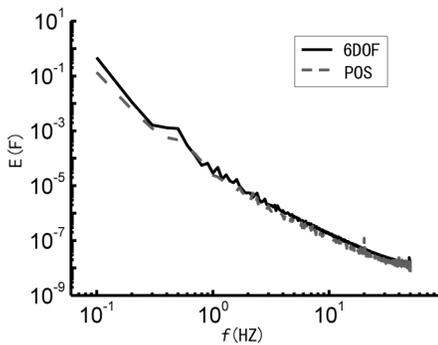


图5 天速频谱分布曲线

大气风场特性随飞行高度的增加而减弱,但其频谱分布特性依然一致,只在强度上减小。在紊流风场影响下,飞行状态参数发生波动,波动幅度也随飞行高度增加而减小,说明高空飞行较为稳定。图6中显示的是不同飞行高度下,沿铅垂方向Z轴的飞行速度变化情况。从图中可以看出,随飞行高度的增加,风场强度减弱,对运动误差的影响减小,飞机各项状态参数振幅减小。

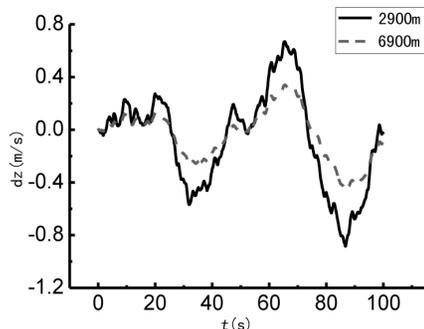


图6 天速随飞行高度变化情况

2 基于小扰动方程的频谱响应法

研究飞机的稳定性和操纵性问题时,一般把飞机运动分为基准运动和扰动运动。在扰动运动中,飞机运动参数变化量的大小与外加扰动的大小有直接关系,如果扰动较小,则飞机运动参数的变化量也较小,这种与基本运动差别较小的运动,常称为小扰动运动。

在小扰动情况下,可使飞机运动的非线性方程组线性化。应用小扰动法获得的线性化方程组去研究飞机的性能,可以得到良好的效果和比较满意的精度。基准运动为水平直线飞行,仅研究扰动初始阶段情况,不计扰动运动中高度变化和速度变化引起的外力和力矩的影响,方程可以进一步简化,横、纵向方程可以独立求解。

线性化的飞机纵向运动公式和横侧向运动公式都可以归属如下形式的线性系统状态方程:

$$\dot{x} = Ax + Bu + Cz \quad (8)$$

其中, x 是 n 维状态矢量,纵向方程中 $x = [\Delta V, \Delta \alpha, \Delta q, \Delta \theta]^T$, 横向方程中 $x = [\beta, p, r, \varphi]^T$; u 是 r 维控制矢量,纵向方程中, $u = [\Delta \delta_e, \Delta \delta_p]^T$, $\Delta \delta_e$ 和 $\Delta \delta_p$ 分别为升降舵偏角和有效油门开度,横向方程中 $u = [\Delta \delta_a, \Delta \delta_r]^T$, $\Delta \delta_a$ 和 $\Delta \delta_r$ 分别为气动副翼和方向舵偏角; z 是 l 维扰动矢量。

m 维输出矢量 y 一般可以写成:

$$y = Dx + Ex + Hu + Fz \quad (9)$$

输出矢量 y 对扰动矢量 z 的传递函数矩阵 G 为:

$$G(s) = (D + EA)(sI - A)^{-1}C + (F + EC) \quad (10)$$

在本文中传递函数矩阵为:

$$G(s) = D(sI - A)^{-1}C + F \quad (11)$$

然后,可得出飞机运动量响应的功率谱密度矩阵 $\Phi_\psi(\omega)$ 为:

$$\Phi_\psi(\omega) = G^*(i\omega)\Phi_z(\omega)G^T(i\omega) \quad (12)$$

其中, $G(i\omega)$ 为输出矢量对扰动矢量的传递函数矩阵,上标 * 表示复共轭, T 表示转置。

$\Phi_z(\omega)$ 为输入的大气紊流功率谱密度矩阵。对于中空/高空模型 ($h > 609\text{m}$), 紊流尺度 533m, 紊流强度是超越概率的函数,取值 0.76m/s。

在纵向运动方程中:

$$\Phi_z(\omega) = \begin{bmatrix} \Phi_{uu}(\omega) & \Phi_{uw}(\omega) & \Phi_{uw_x}(\omega) \\ \Phi_{wu}(\omega) & \Phi_{ww}(\omega) & \Phi_{ww_x}(\omega) \\ \Phi_{w_xu}(\omega) & \Phi_{w_xw}(\omega) & \Phi_{w_xw_x}(\omega) \end{bmatrix} \quad (13)$$

在横侧运动方程组中:

$$\Phi_z(\omega) = \begin{bmatrix} \Phi_w(\omega) & \Phi_{w_y}(\omega) & \Phi_{w_x}(\omega) \\ \Phi_{w_y}(\omega) & \Phi_{w_y w_y}(\omega) & \Phi_{w_y w_x}(\omega) \\ \Phi_{w_x}(\omega) & \Phi_{w_x w_y}(\omega) & \Phi_{w_x w_x}(\omega) \end{bmatrix} \quad (14)$$

为了评定飞机对紊流的响应特性,应适当选择输出量,并建立输出方程。对于飞机纵向运动来说,适宜的输出量是飞行速度 V_i 、迎角 α 、俯仰角速度 p 、俯仰角 θ 、水平纵向位移 x 、铅垂位移 z ;对于飞机横侧运动来说,适宜的输出量是侧滑角 β 、滚转角速度 q 、偏航角速度 r 、滚转角 φ 、偏航角 ψ 、水平横向位移 y 。

设定功率谱法的频率范围为 10^{-3} Hz ~ 10^2 Hz。可以计算得出在不同频率下运动量对风场的响应情况。响应频谱法直接得出的是对圆频率 ω 的变化曲线,然后可以换算得出对频率 f 的曲线。从影响矩阵和大气湍流矩阵的构成中可以看出,输出矢量对扰动矢量的传递函数矩阵 $G(i\omega)$,正比于 f^{-1} ,如公式(13)所示;输入的大气湍流功率谱密度矩阵 $\Phi_z(\omega)$,正比于 f^{-2} ,如图 7 所示。从飞机运动量响应的功率谱密度矩阵 $\Phi_\psi(\omega)$ 的构成中可以看出,运动参量 V_i 、 α 、 p 、 β 、 q 、 r 直接受扰动风影响,应正比于 $f^{-1} \cdot f^{-2} \cdot f^{-1} = f^{-4}$;运动量响应矩阵中间接受扰动风影响参量,包括 θ 、 x 、 z 、 φ 、 ψ 、 y ,应正比于 $f^{-1} \cdot f^{-4} \cdot f^{-1} = f^{-6}$ 。

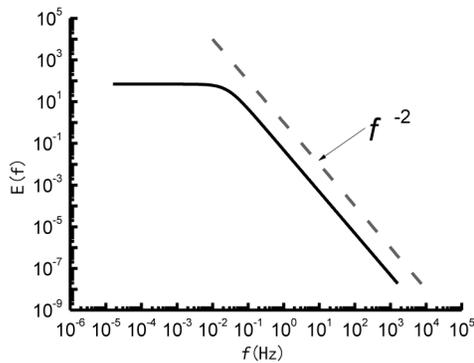


图 7 功率谱法输入大气湍流功率谱

在六自由度仿真中,横纵向方程式耦合在一起的,飞机各项运动参量都会受到扰动风的影响,各参数功率谱曲线发生变化。部分变量特性与响应频谱法结果一致,例如偏航角速度,如图 8 所示。而 θ 、 x 、 z 、 φ 、 ψ 、 y 等对 f 的斜率不再为 -6,如图 9 所示。在实际飞行中,飞机运动受到自然风场的影响,其运动规律复杂、多变,各项参数相互关联,并非独立存在,故而六自由度仿真可以更好地模拟大气湍流

风影响下的运动规律;但响应频谱法也有其优点,例如计算简洁、快速,可以突出飞机响应的主频等特性。

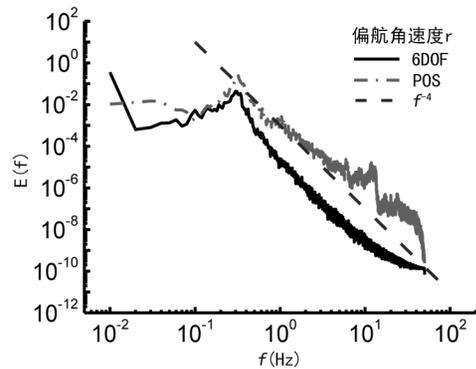


图 8 偏航角速度 r 功率谱曲线

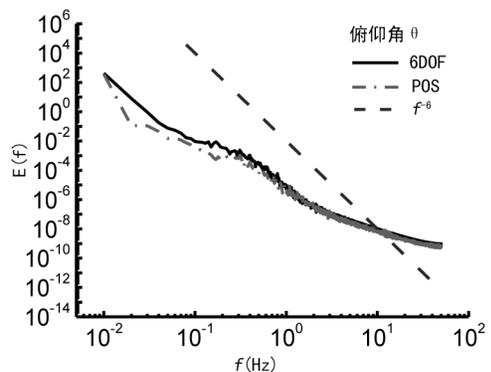


图 9 俯仰角 θ 功率谱曲线

3 大型飞机飞行仿真特性分析

以波音 747 - 100 飞机为例,选取飞行高度 6 096m、飞行速度 205m/s 的状态。六自由度飞行仿真采样频率 0.01Hz,仿真时长 100s,结果如图 10 所示。

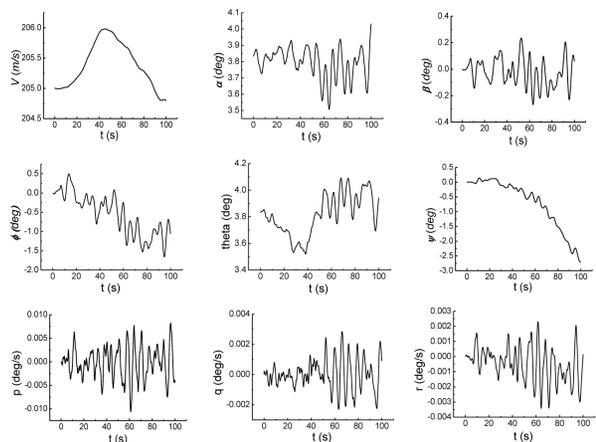


图 10 大气紊流下飞机参数响应

(下转第 61 页)

入。咨询通告 AC25-9A 对于 25.831d 中未能明确指出的烟雾浓度、排烟时间等,给出了明确的建议,对飞行手册中的排烟程序的设计和 25.831d 条款的符合性验证试飞具有重要的指导和参考价值。

参考文献:

[1] 中国民用航空局. CCAR25-R3 中国民用航空规章第 25

部运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2001.

[2] 寿荣中,何慧珊编著. 飞行器环境控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2003:11-19.

[3] AC25-9A. Smoke Detection, Penetration, Evacuation Tests and Related Flight Manual Emergency Procedures[S].

(上接第 58 页)

飞机响应的扰动量虽不是很大,但它们都是随机变化的。受紊流 3 个分量的影响,引起飞机的沉浮振荡(飞行颠簸),其中迎角和俯仰角的变化较大,体现变化风场中的高频量对飞行短周期模态的影响,而滚转角、偏航角和空速受到扰动的程度较轻,受紊流风的影响,飞机运动的响应现为幅值较小的高频谱波。

对于飞机平移运动,由于紊流影响载机位移误差出现累积效应,飞机位移如图 11 所示,其侧向及高度方向均出现位移误差,这是由于紊流影响造成累积运动误差。

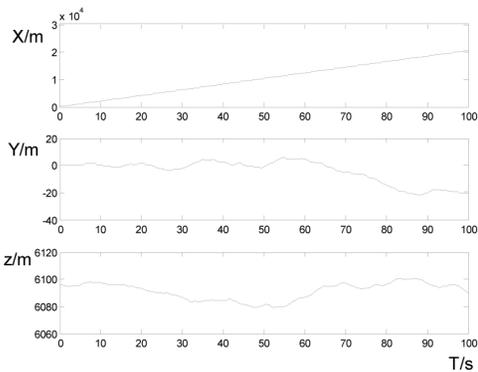


图 11 飞机本体相对位移运动参数

对波音 747 各项飞行参数的仿真结果进行频谱分析,可以获得大气紊流对其扰动特性。计算频谱特性需要信号为稳定波动信号,对于部分参量,如速度 V 和位移 X, Y, Z ,它们的非稳态特征较为明显,无法得到频谱计算结果。其他状态参数可得振动的频谱分布曲线,如图 12 所示。从图 12 中可以观察到,波音 747 多项参数有峰值存在,计算可知此峰值对应频率为 0.15Hz,说明波音 747 在特定飞行高度和速度下,对大气紊流的响应主频为 0.15Hz。

4 结论

本文使用基于六自由度飞行力学方程的实时

仿真和基于线性化小扰动方程组的响应频谱法,计

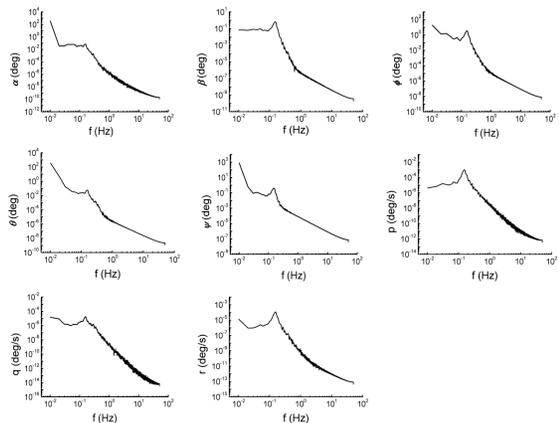


图 12 大气扰动下 B747 状态参数功率谱

算出了飞机受大气紊流影响所产生的运动误差。以奖状飞机为例与试飞数据进行比较分析,得出六自由度的方法可以更好地仿真得到飞行实时工况,而响应频谱法则可以突出飞机对大气紊流响应的主频。两种仿真方法各有优缺点,但六自由度飞行实时仿真具有更广泛的适用性和实时调节性。然后将六自由度飞行实时仿真方法应用到大型飞机的飞行仿真中。以波音 747 为例获得了大型飞机在大气扰动中的运动特性,证明六自由度飞行仿真方法对于大型飞机的适用性。

参考文献:

[1] 鲁道夫·布罗克豪斯. 飞行控制[M]. 北京:国防工业出版社,1999.
 [2] Etkin B. Turbulent Wind and Its Effect on Flight[J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(5): 327-345.
 [3] 肖业伦,金长江. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京:国防工业出版社,1993.
 [4] Robinson P A, Reid L D. Modeling of Turbulence and Downbursts for Flight Simulations[J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(8): 700-707.
 [5] 高振兴. 复杂大气扰动下大型飞机飞行实时仿真建模研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2009.
 [6] Anon. Military Specification—Flying Qualities of Piloted Airplanes[S]. MIL-F-8785C, Nov. 1980.