

DOI:10.3969/j.issn.1673-4785.201307041  
网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/doi/10.3969/j.issn.1673-4785.201307041.html>

# 风切变下民用飞机起飞三维可视化仿真

罗琪楠<sup>1</sup>, 段海滨<sup>1</sup>, 严林芳<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院 飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191; 2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院 综合航电设计研究部, 上海 201210)

**摘 要:**针对风切变对民用飞机起飞阶段恶劣影响这一瓶颈性问题,设计开发了一个基于 MATLAB 虚拟现实环境的民用飞机三维可视化仿真平台。通过建立微下击暴流、过山气流和大气紊流的风场模型,分析复杂风切变对民用飞机起飞的影响,并给出相应影响公式。利用 MATLAB Simulink 良好的开放性和扩展性,搭建了基于符号控制的民用飞机控制系统,开发了风切变的民机起飞三维可视化仿真软件。数字仿真实验验证了该方法的可行性和有效性。

**关键词:**民用飞机;风切变;符号控制;三维可视化仿真

**中图分类号:** TP391.9;V249 **文献标志码:**A **文章编号:**1673-4785(2014)01-0019-07

中文引用格式:罗琪楠,段海滨,严林芳.风切变下民用飞机起飞三维可视化仿真[J].智能系统学报,2014,9(1):19-25.  
英文引用格式:LUO Qinan, DUAN Haibin, YAN Linfang. Three-dimensional visual simulation of civil aircraft taking off in wind shear[J]. CAAI Transactions on Intelligent Systems, 2014, 9(1): 19-25.

## Three-dimensional visual simulation of civil aircraft taking off in wind shear

LUO Qinan<sup>1</sup>, DUAN Haibin<sup>1</sup>, YAN Linfang<sup>2</sup>

(1. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China; 2. Integrated Avionics System Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China Ltd, Shanghai 201210, China)

**Abstract:**Focusing on the problem of wind shear disturbance during the taking off procedure of civil aircrafts, a MATLAB based three-dimensional visual simulation platform has been developed. Based on the description of the models of microburst, mountain airflow and turbulence, the influences of complex wind shear during taking off are analyzed, and the related equations are also deduced. The symbolic control-based flight control system for taking off in the wind shear is designed. Taking advantages of the expansibility and open character of the MATLAB Simulink, an interactive software is also developed. Experimental results verified the feasibility and effectiveness of our developed platform.

**Keywords:**civil aircraft; wind shear; symbolic control; three-dimensional visual simulation

风切变广泛存在于机场环境,已对民用飞机的起飞/着陆安全构成了巨大威胁,是造成众多飞行事故的主要原因之一。由于大型民用飞机机体庞大、质量大,因此极易受到风切变的影响而产生飞行轨迹的变化。而大型飞机状态响应较为缓慢,在恶劣的风切变下极易发生操纵不当而引发恶性事故。

近年来,航空技术发展突飞猛进,特别是我国的

大飞机已列为国家重大专项。国内外许多先进机场也增加了应对低空风切变的相应设备,然而恶劣气象环境在起飞/着陆阶段对飞机的威胁却始终存在。据不完全统计,过去 20 年间与风切变有关的飞行事故都发生在起飞和着陆阶段<sup>[1]</sup>,起飞/着陆阶段中复杂大气扰动造成的飞行事故日益引起航空界的密切关注,已经成为一个亟待解决的关键难题<sup>[2]</sup>。

风切变对航空活动安全危害较大,各国对风切变的相关研究投入了巨大的人力、物力和财力,进行风切变下民用飞机的综合研究与试验。我国目前正在开展的大型飞机重大科技专项也把风切变列为关

收稿日期:2013-07-17. 网络出版日期:2014-02-20.  
基金项目:国家自然科学基金资助项目(61273054,60975072);国家“973”计划资助项目(2014CB046401);航空科学基金资助项目(20135851042).  
通信作者:段海滨. E-mail: hbduan@buaa.edu.cn.

键技术难题之一。文献[1]研究了各种严重危害飞行安全的微下冲气流的有关问题。文献[2]利用机载低空风切变探测与回避技术规避风切变。文献[3]采用非线性动态逆法实现飞行控制系统的反馈解耦,并将其最终用于风切变下的飞行控制。对于复杂风切变条件下大型民用飞机的起飞问题,现在的仿真手段仍存在设计复杂、可视化不强等问题。

本文结合文献[4-5],将虚拟实景应用于复杂风切变下大型民用飞机起飞仿真,设计三维可视化仿真平台,实现风切变下飞机的起飞轨迹模拟,可对复杂风切变对大型民用飞机的影响进行有效地量化分析。通过某型民用飞机的仿真以验证该建模方法的有效性。

## 1 复杂风切变建模

### 1.1 微下击暴流建模

通过在地面上方和下方分别布置强度相同的主涡环和镜像涡环,根据涡环周围的流体模型,可建立三维微下击暴流模型<sup>[6]</sup>,如图1所示。

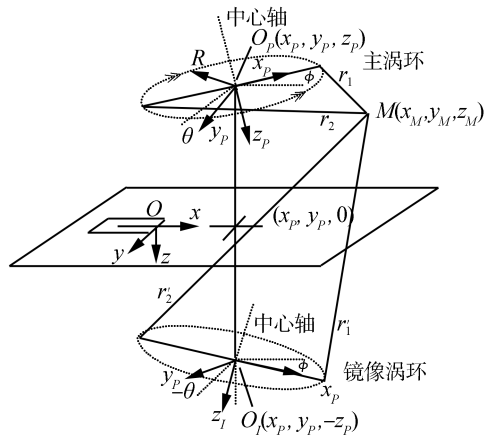


图1 涡环法建模

Fig.1 Microburst model based on vortex method

设置3个坐标系,地面坐标系  $F_0(OXYZ)$ 、原像坐标系  $F_p(O_pX_pY_pZ_p)$  和镜像涡环坐标系  $F_l(O_lX_lY_lZ_l)$ 。 $M$  为参考质点,其坐标为  $(X_M, Y_M, Z_M)$ 。

假设涡环面与地面平行,由此涡环附近的气流方程可表示为

$$\psi = -\frac{\Gamma}{2\pi}(r_1 + r_2) [F_1(k) - E_1(k)]$$

式中:  $\Gamma$  为涡环强度,  $r_1$  为  $M$  点距涡环最近点的距离,  $r_2$  为  $M$  点距涡环最远点的距离,  $F_1(K)$  和  $E_1(K)$  为椭圆积分函数。在计算  $F_1(K) - E_1(K)$  时,若  $0 \leq k^2 \leq 1$ ,可用式(1)来逼近。

$$[F_1(k) - E_1(k)] \approx \frac{0.788k^2}{0.25 + 0.75\sqrt{1-k^2}} \quad (1)$$

式中:  $k = |(r_2 - r_1)/(r_1 + r_2)|$ 。由流线方程可得到涡环径向和轴向诱导速度,空间内受到涡环影响的任意点  $M$ ,其气流方程可表示为

$$\psi = -\frac{\Gamma}{2\pi} \left[ \frac{0.788k^2(r_1 + r_2)}{0.25 + 0.75\sqrt{1-k^2}} - \frac{0.788k^2(r'_1 + r'_2)}{0.25 + 0.75\sqrt{1-k'^2}} \right]$$

式中:  $r'_1, r'_2, k'$  分别为与主涡环对应的镜像涡环的参数。由此,一对涡环对空间内任意点  $M$  的诱导速度可表示为

$$\begin{cases} w_x = \left( \frac{x_M - x_p}{r_M^2} \right) \frac{\partial \psi}{\partial z_M} \\ w_y = \left( \frac{y_M - y_p}{r_M^2} \right) \frac{\partial \psi}{\partial z_M} \\ w_z = \left( -\frac{1}{r_M} \right) \frac{\partial \psi}{\partial r_M} \end{cases}$$

图2给出了微下击暴流与大气紊流的仿真结果,风场模型的基本参数为主涡环高度500 m、主涡环半径500 m、涡核半径  $r = 500$  m、中心轴处风场垂直速度10 m/s。

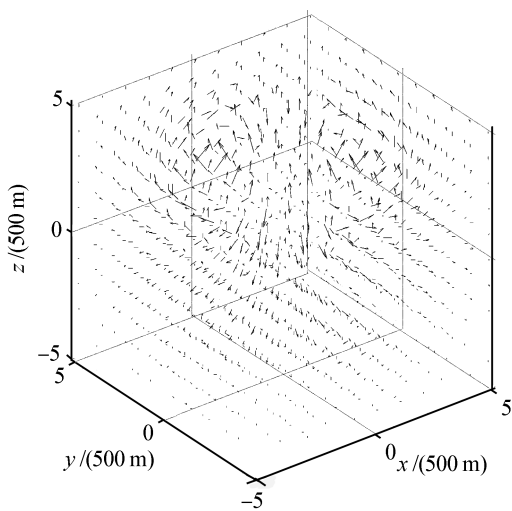


图2 微下击暴流风场

Fig.2 The simulation result of a typical microburst

### 1.2 三维大气紊流建模

影响大型民用飞机运动的不仅有紊流速度本身  $u, v, w$ , 还有紊流速度的梯度,特别是以下3个梯度:  $w_x = \partial w_g / \partial x$ , 即铅垂风速度沿飞行方向的变化;  $w_y = \partial w_g / \partial y$ , 即铅垂风速度沿翼展方向的变化;  $v_x = \partial v_g / \partial x$ , 即侧向风速度沿飞行方向的变化。根据Dryden 双侧模型,大气紊流速度和梯度的空间频谱表达式为<sup>[4]</sup>

$$\left\{\begin{aligned}\Phi_{uu}(\Omega) &= \sigma_u^2 \frac{L_u}{\pi} \times \frac{1}{1 + (L_u \Omega)^2} \\ \Phi_{vv}(\Omega) &= \sigma_v^2 \frac{L_v}{\pi} \times \frac{1 + 12 (L_v \Omega)^2}{[1 + 4 (L_v \Omega)^2]^2} \\ \Phi_{ww}(\Omega) &= \sigma_w^2 \frac{L_w}{\pi} \times \frac{1 + 12 (L_w \Omega)^2}{[1 + 4 (L_w \Omega)^2]^2} \\ \Phi_{v_x v_x}(\Omega) &= \frac{\Omega^2}{1 + \left(\frac{3b}{\pi} \Omega\right)^2} \Phi_{vv}(\Omega) \\ \Phi_{w_x w_x}(\Omega) &= \frac{\Omega^2}{1 + \left(\frac{4b}{\pi} \Omega\right)^2} \Phi_{ww}(\Omega) \\ \Phi_{w_y w_y}(\Omega) &= \sigma_v^2 \frac{1}{1 + \left(\frac{4b}{\pi} \Omega\right)^2} \times \frac{0.2 \left(\frac{\pi L_v}{2b}\right)^{1/3}}{L_v}\end{aligned}\right.$$

式中： $\Omega$ 表示沿  $x$  轴的空间频率,对于以速度  $V$  飞行的大型民用飞机,它与时间频率  $\omega$  的关系为  $\Omega = \omega/V$  ; $\sigma_u$ 、 $\sigma_v$  和  $\sigma_w$  是 3 个方向的紊流强度, $L_u$ 、 $L_v$  和  $L_w$  是 3 个方向的紊流尺度,对于各向同性紊流,有  $\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w$  , $L_u = 2L_v = 2L_w$  ; $b$  为机翼展长。根据关系式  $\Phi(\omega) = \frac{1}{V} \Phi(\Omega) = \frac{1}{V} \Phi\left(\frac{\omega}{V}\right)$  ,完成空间频谱与时间频谱的转换,并对紊流频谱函数进行傅里叶逆变换,可得 6 个相关紊流函数的表达式。根据相关的紊流速度梯度公式,可建立相应的大气紊流信号生成器,生成器结构如图 3 所示。图 4 给出了大气紊流的仿真结果。

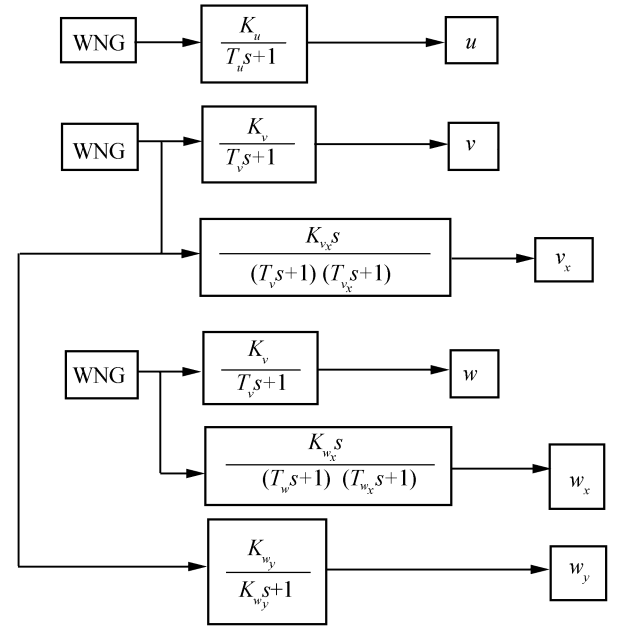


图 3 大气紊流生成器的结构

Fig.3 The structure of the turbulence generator

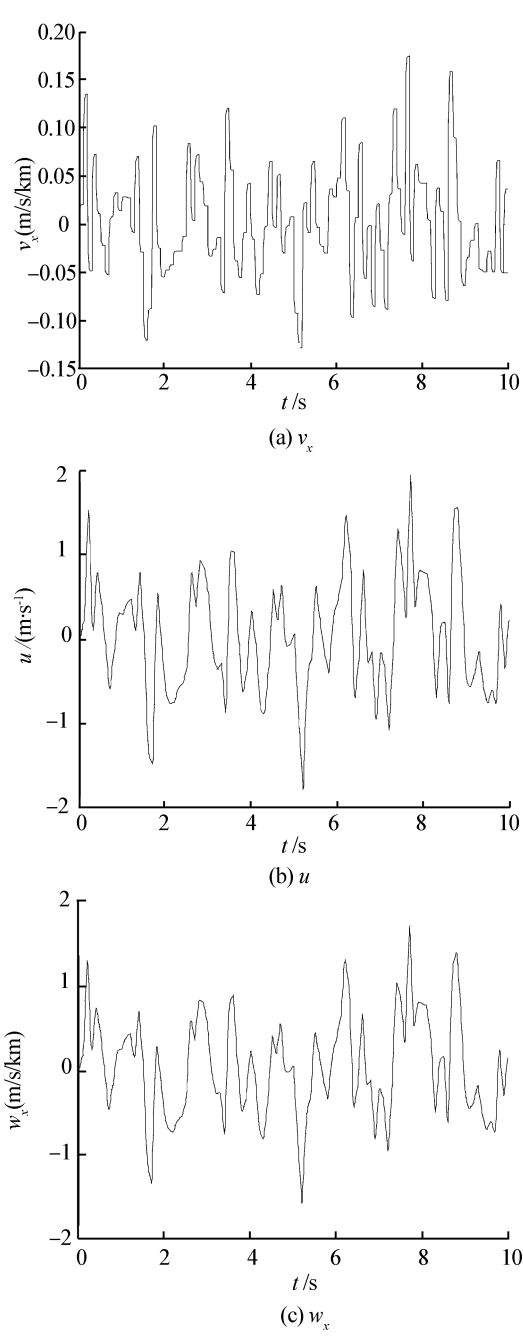


图 4 大气紊流生成器生成的紊流序列  $u$ 、 $v_x$ 、 $w_x$  片段  
Fig.4 The simulation results of a typical turbulence

1.3 复杂风切变对飞机运动的影响

风切变对民用飞机运动的作用就是改变了作用于飞机上的相对气流,从而改变了气动力。这种附加气动力的变化可通过民用飞机运动状态量的等价改变来表示<sup>[5]</sup>。

$X$  方向的风速  $u_g$  的作用相当于降低了前进速度, $Y$  方向的风速  $v_g$  的效果是引起侧滑角, $Z$  方向的紊流速度  $w_g$  的效果是引起迎角,风切变速度梯度  $\partial w_g / \partial x$  在气动效果方面相当于俯仰角速度  $q$  ,而  $\partial w_g / \partial y$  相当于负的滚转角速度,  $\partial v_g / \partial y$  相当于偏航

角速度。综合以上因素,风切变对民用飞机飞行运动的影响可以表示为<sup>[7]</sup>

$$\begin{cases} \Delta V_g = -u_g \\ \Delta \beta_g = -v_g/V_0 \\ \Delta \alpha_g = -w_g/V_0 \\ q_g = \partial w_g/\partial x \\ p_g = -\partial w_g/\partial y \\ r_g = \partial v_g/\partial y \end{cases}$$

式中: $V_0$ 为未扰动的飞行速度。

2 基于 MATLAB 虚拟现实的三维可视化仿真

在建立复杂风切变风场模型,完成复杂风场对民用飞机飞行运动影响研究的基础上,使用 MATLAB 中的虚拟现实工具建立三维仿真平台。该虚拟现实工具箱是基于 VRML 技术的三维仿真工具,具有较好的可视性与交互性,通过相应的建模与链接方法,可以建立不同的虚拟现实环境。需要建立虚拟仿真的动态系统可以用 MATLAB 语言和 Simulink 模块进行描述,并通过虚拟现实工具箱来进行三维虚拟现实的拓展<sup>[5]</sup>。建立的三维仿真平台包括风场模型、民用飞机模型、飞行控制系统和虚拟现实显示等几个部分<sup>[7-8]</sup>。三维可视化仿真平台的结构如图 5 所示。

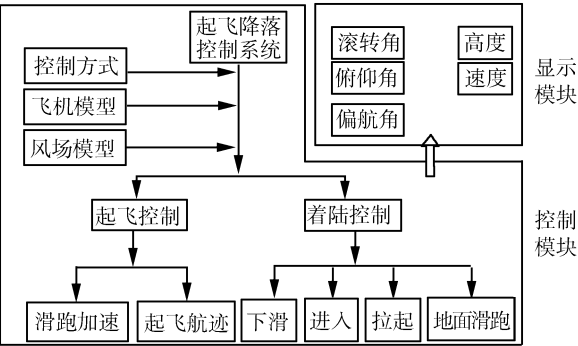


图 5 仿真平台框架示意

Fig.5 The architecture of simulation platform

首先通过 VRML 建立真实世界场景的模型,并进一步建立虚构的三维世界。建立模型可以使用程序语言或者使用建模工具,使用建模工具进行大型民用飞机的过程如图 6 所示,主要包括机身轮廓和机翼等部件。在场景中加入跑道、塔台等附属建筑,并进行相应的贴图,完成后的场景如图 7 所示。

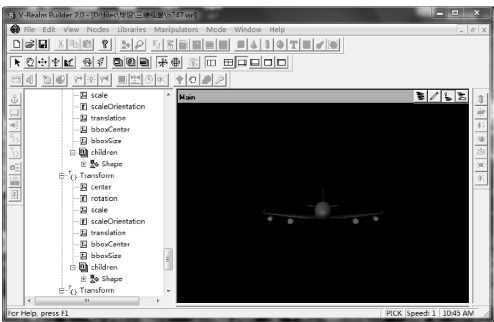


图 6 VRML 工具建立的民用飞机模型

Fig.6 The civil aircraft model in VRML

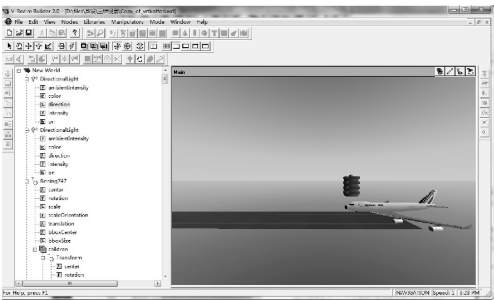


图 7 VRML 建立的三维实景

Fig.7 3D scene environment in VRML

在完成虚拟视景的建模工作后,对民用飞机动力学和飞行控制进行建模。

基于符号控制的新方法,建立了大型民用飞机飞行控制系统模型。其控制思想是将大型飞机多模态运动分解成有限输入符号,并构建相应的符号指令集,指令集中的符号指令可通过有限传输信道发送给处理单元,随后接收到所传符号指令的飞行器控制单元再将其解码成相应的控制行为指令<sup>[9]</sup>。符号控制由于其简洁灵活能够有助于快速准确地实现信息的传入传出。图 8 为基于状态反馈的大型民用飞机纵向控制系统,该系统通过反馈飞机的纵向状态,利用符号控制理论进行控制输入的求解,控制输入包括油门位置和升降舵位置。图 9 为建立的飞行控制系统与三维实景连接的 Simulink 模块。

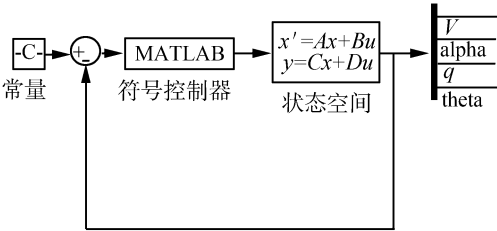


图 8 基于状态反馈的符号控制结构

Fig.8 The symbolic control structure based on state feedback



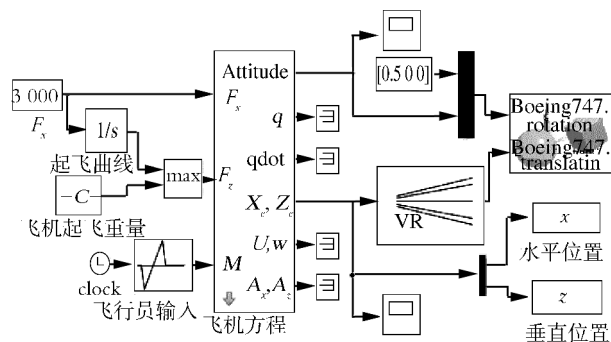


图 9 起飞航迹的 Simulink 模块

**Fig.9 The takeoff simulation module in Simulink**

在 MATLAB 框架内可以通过已有的标准模块将虚拟现实和一个 Simulink 模型连接起来进行模拟。

在 Simulink 的编辑窗口内,双击 VRSink 模块。在出现的对话框中,通过点击“browse”按钮选择已建立好的虚拟世界。当载入虚拟世界后,在对话框右部“VRML tree”的窗口内,将出现该虚拟世界所包含的结构(如图 10 所示)。

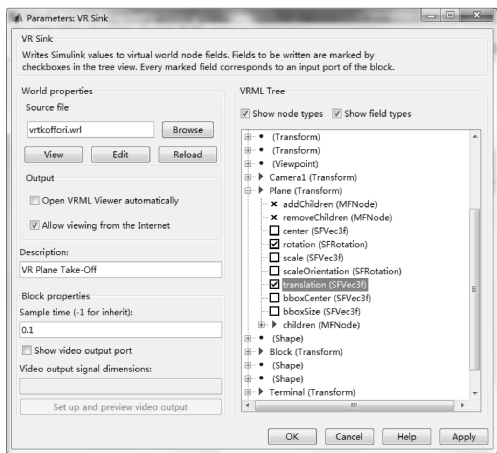


图 10 VRML 目录树

**Fig.10 The directory tree in VRML**

在目录树中可以看到已建立的民用飞机模型,通过按标题左边的“+”标记,可以展开飞机模型的结构目录树。点击平移(translation)和旋转(rotation),则选择的区域被标记为虚拟世界的输入信号。不同的选项代表相应的飞机运动,该运动以地轴坐标系为参考坐标系,在复杂大气扰动的仿真中需要选择民用飞机的3轴滚转和3个方向的位移运动。

民用飞机的 3 轴滚转即第 1 个输入,是一个具有 4 个元素的矢量,其中前 3 个元素分布代表 3 个方向的旋转的坐标轴。民用飞机的航迹倾斜角通过关于  $X$  轴旋转表达,围绕  $Y$  轴的旋转代表航迹滚转

的角度,而  $Z$  轴的旋转代表航迹方位角,所有的角度都用弧度表示。

民用飞机 3 个方向的平移即第 2 个输入,代表了虚拟视景中飞机的位置。该矢量由 3 个坐标  $x$ 、 $y$ 、 $z$  组成, Simulink 中相应的输入矢量也必须有 3 个元素。在仿真实例中,定义飞机的跑道与  $x$  轴平行,  $y$  轴代表与跑道垂直的方向,  $z$  轴代表飞机的海拔高度。

完成设置后点击“OK”,在三维虚拟视景中民用飞机的运动状态就由 Simulink 产生的信号进行控制。

从 Simulation 菜单中点击 Start,大型民用飞机就开始从跑道的末端进行滑跑过程,最终飞入空中,滑跑的过程和空中飞行姿态如图 11 和图 12 所示。

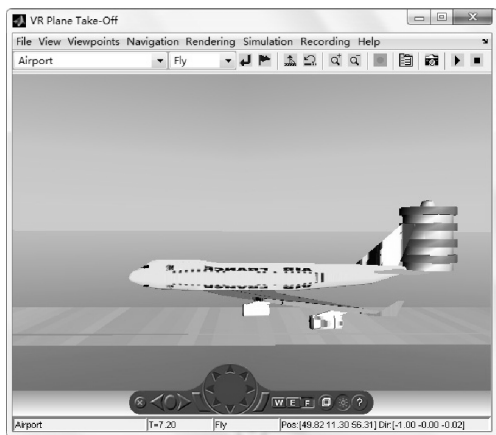


图 11 大型民用飞机起飞模拟

**Fig.11 Simulation of civil aircraft during takeoff**

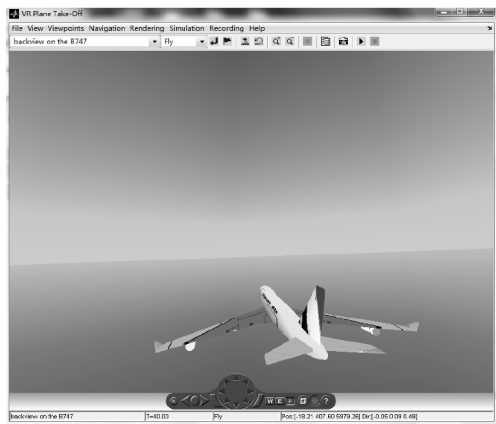


图 12 大型民用飞机空中飞行模拟

**Fig.12 Simulation of civil aircraft during flying**

由于 MATLAB 的虚拟视景中无法对大型飞机的飞行状态进行实时显示,在仿真过程中,可以通过 Simulink 的基本显示工具对状态变量进行相应的查看,如图 13 所示。图 14 给出了起飞后空中飞行阶段飞机迎角等变化量的曲线。

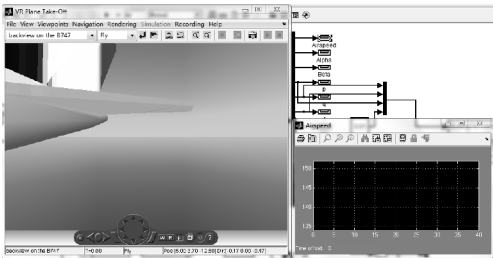
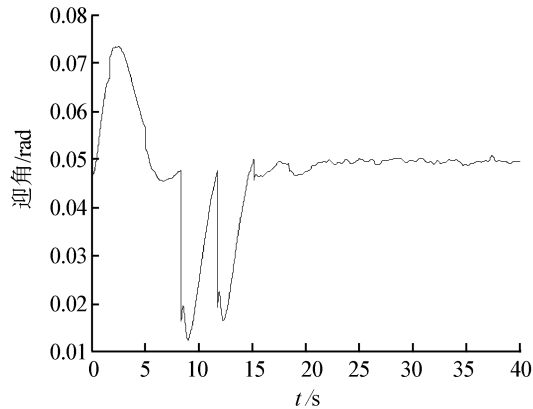
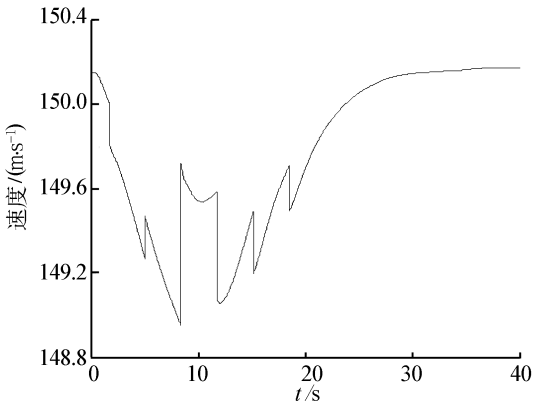


图 13 飞机空中飞行状态

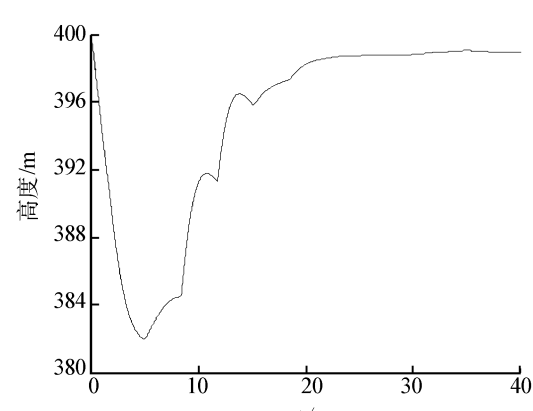
Fig.13 Flight states of the civil aircraft



(a)迎角响应曲线



(b)速度响应曲线



(c)高度响应曲线

图 14 飞机空中飞行各状态响应曲线

Fig.14 Response curves of the civil aircraft

3 结束语

本文提出了一种复杂风切变下大型民用飞机起飞可视化仿真方案和控制方法,并设计了一种基于 MATLAB Simulink 的三维可视化起飞模拟方法及实现流程,且基于该方法构建了三维可视化仿真平台。

通过系列试验,验证符号控制方法和平台能很好地满足飞机起飞模拟的要求。从仿真结果可以看出,符号控制作为一种新方法,能够有效降低飞行中风切变对大型飞机的干扰。搭建的仿真平台可用于验证风切变下大型民用飞机飞行控制系统性能,为我国目前正在研发的 ARJ21 和 C919 大型民用飞机提供了关键技术支撑。

参考文献:

[1]文传源,屠巴宁,高金源.现代飞行控制[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005:1-303.

[2]高振兴,顾宏斌.用于飞行实时仿真的微下击暴流建模研究[J].系统仿真学报,2008,20(23):6524-6528.

GAO Zhenxing, GU Hongbin. Research on modeling of microburst for real time flight simulation[J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(23): 6524-6528.

[3]MARIGO A. Optimal input sets for time minimality in quantized control systems [J]. Math Control Signal System, 2006, 18(2): 101-146.

[4]陈坪,赵涛,王建培.无人机穿越变化风场起飞特性仿真研究[J].飞行力学,2002,20(2):22-26.

CHEN Peng, ZHAO Tao, WANG Jianpei. Study of unmanned aircraft launch process simulation in the variable wind field[J]. Flight Dynamics, 2002, 20(2): 22-26.

[5]SMAILI H, LABAN M, DOMINICUS J. New integrated modeling and simulation techniques for terearch and training applications[C]//Proceedings of AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. San Francisco, USA, 2005: 148-157.

[6]刘刚,洪冠新,金长江.复杂地形上空超低空风场的工程仿真方法[J].北京航空航天大学学报,2003,29(3):193-196.

LIU Gang, HONG Guanxin, JIN Changjiang. Engineering simulation method for airfield over complex terrain at mini-

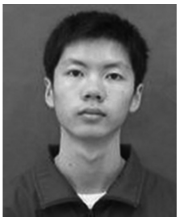
mum altitude[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(3): 193-196.

[7] GUO Tongqing, LU Zhiliang, TANG Di, et al. A CFD/CSD model for aeroelastic calculations of large-scale wind turbines[J]. Science China: Technological Sciences, 2013, 56(1): 205-211.

[8] WANG Yamin, CUI Pingyuan, QIAO Dong. Opportunities search of transfer between interplanetary halo orbits in ephemeris model [J]. Science China: Technological Sciences, 2013, 56(1): 188-193.

[9] TABUADA P. Symbolic control of linear systems based on symbolic subsystems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2006, 51(6): 1003-1013.

作者简介:



罗琪楠,男,1989年生,博士研究生,主要研究方向为仿生智能信息处理、飞行器自主控制等。



段海滨,男,1976年生,教授、博士生导师、工学博士,主要研究方向为飞行器自主控制与智能决策、计算机仿生视觉等。主持国家自然科学基金项目5项、国家“863”计划项目6项、航空科学基金项目3项等。获第13届中国青年科技奖、第16届茅以升北京青年科技奖、第12届中国航空学会青年科技奖、第27届北京青年五四奖等。作为第一完成人获吴文俊人工智能科学技术创新奖一等奖、中国航空学会科学技术奖一等奖、国防科技进步奖二等奖等省部级科技成果奖6项。发表学术论文70余篇,其中被SCI检索50余篇。



严林芳,女,1971年生,研究员,曾荣获全国劳动模范、上海市和全国“三八红旗手”等荣誉称号。主要研究方向为民机航电系统设计、验证、取证以及相关前沿技术等。

2014年第3届IEEE云计算与智能系统国际会议

2014 3rd IEEE International Conference on Cloud Computing and Intelligence Systems

2014 3rd IEEE International Conference on Cloud Computing and Intelligence Systems will be held on Nov. 27—29 in Shenzhen and Hong Kong, China, with the objectives of providing a high-level international forum for scientists and researchers to present the state of the art of cloud computing and intelligent systems.

Important dates

- Paper Submission Deadline: 2014-07-15
- Acceptance Notification: 2014-08-25
- Camera-ready paper and registration due: 2014-09-10
- Conference date: 2014-11-27—29

Contact information

Mr. Junqiang Lu  
Email: ccis2014@163.com  
Ms. Yaru Zou  
Tel: +86-010-62281360  
E-mail: ccis@bupt.edu.cn