

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2018.01.019

# 大气扰动建模及在民机工程 应用中的研究

## The Modeling and Applying of Atmospheric Disturbance in the Civil Aircraft Design

乔文峰 / QIAO Wenfeng

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

### 摘要:

大气扰动是影响飞机飞行安全的重要因素。对民用飞机研制试验所需的及相关适航文件中规定的大气扰动进行了建模分析,包括环球风、风切变、大气紊流等。介绍了大气扰动模型在实时仿真系统中的实现及仿真,该研究是民用飞机飞行品质评估、FHA 试验及大气扰动相关的适航验证试验的重要支撑。

**关键词:**民用飞机;适航;大气扰动;建模与仿真

**中图分类号:**V216.7

**文献标识码:**A

[Abstract] Atmospheric disturbance is an important factor that affects flight safety. The modeling of atmospheric disturbance was analyzed in this paper including global wind, wind shear and turbulence which were for civil aircraft test and airworthiness regulation. The implementation and simulation of atmospheric disturbance model in real time simulation system were introduced. The research can support the handling quality evaluation, FHA test and airworthiness certification flight test.

[Keywords] civil aircraft; airworthiness; atmospheric disturbance; modeling and simulation

## 0 引言

大气环境对民用飞机的飞行品质和性能有很大的影响,大气环境的建模与仿真可提升民用飞机仿真平台环境模拟的逼真度和实用性。大气扰动模型是飞行仿真模拟中大气环境仿真模块中的重要组成部分。通过建立风切变、紊流等大气扰动模型模拟复杂的气象环境,可为实时仿真平台提供逼真的风场环境模拟。大气扰动模型作为外部扰动,是进行飞行品质评估的重要环境模块之一,也是进行起飞、着陆等飞行训练科目必备的一项功能。另外,FHA、MOC8 等适航试验都对大气扰动模型提出了要求。因此,建立较为精确的、符合适航试验的大气扰动模型是十分关键的。

大气扰动模型有很多种,鉴于实际大气的复杂

程度,没有一种模型能完全模拟和覆盖实际情况。本文主要结合模拟器实际试验需要及大气扰动模型相关的适航规章,研究符合实际工程研发需要的大气扰动模型,以及针对大气扰动相关的试验技术进行探讨。

## 1 大气扰动模型简介

本文主要研究在民用飞机工程试验中用到的一些大气扰动模型,包括环球风、风切变和紊流。

### 1.1 环球风

环球风是指在一定空间中一定风向上存在的风,主要用于起飞、着陆试验和训练。其中,正侧风是一种特殊的环球风,其风向与跑道方向成  $\pm 90^\circ$  夹角。

### 1.2 风切变

风切变是一种大气现象,是指风矢量在水平和垂直方向的突变。据统计,对飞行安全危害最大的风切变类型为微下击暴流,是一种特别强的下降气流。由于气流的高度低,所以高速的下冲气流会以较大的速度撞向地面,从而在附近产生垂直分量向上,水平分量向外的扩散外流<sup>[1]</sup>,如图 1 所示。根据风切变对民用飞机飞行的不同影响,主要可分为逆风切变、顺风切变、侧风切变、垂直风切变等。

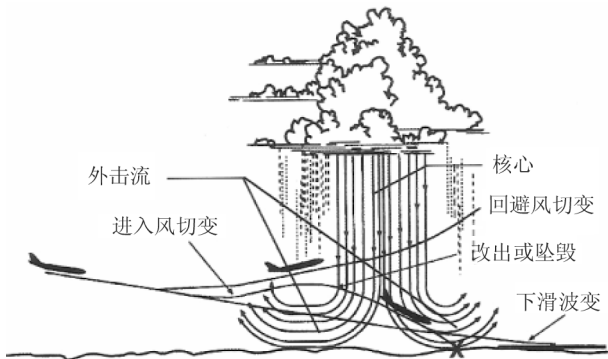


图 1 微下击暴流示意图

### 1.3 大气紊流

在飞行中,测量记录的风速往往围绕一个平均值摆动,这个平均值代表空气的大体移动,称为风,而摆动量则反映空气的局部流动,称为紊流。紊流是一种随机过程,通过紊流颠簸改变飞机的操纵性和乘坐的舒适性。速度、高度、强度等随时间和空间作随机变化。

## 2 大气扰动模型的建模

### 2.1 环球风模型

环球风是飞行品质评估中经常用的一种大气扰动模型,主要目的在于产生一定方向的侧风,飞行员据此评价飞机的操纵性和稳定性。

通常,环球风模型是研究起飞和着陆时,风对飞机的影响。FAA 规定给飞行员的风在跑道上方 6 m ~ 10 m 的高度处。按 CCAR25<sup>[3]</sup> 要求,必须在 10 m (30 ft) 处测量风速,因此建模时考虑在 30 ft 处达到要求的最大风速。

综合考虑以上,给出环球风建模公式如下:

$$W_{WS} = W_{SWS} \cdot \eta_{WGE} \quad (1)$$

$$\Psi_{WD} = \Psi_{SWD} \quad (2)$$

其中,环球风梯度因子  $\eta_{WGE}$  是高度的函数,可要求在 30 ft 处达到最大值 1。 $W_{SWS}$ ,  $\Psi_{SWD}$  分别为设置的风速和风向。

假设要求的表面风风速为 20 kn,风向为 90°,风速随飞机高度的变化关系如图 2 所示。

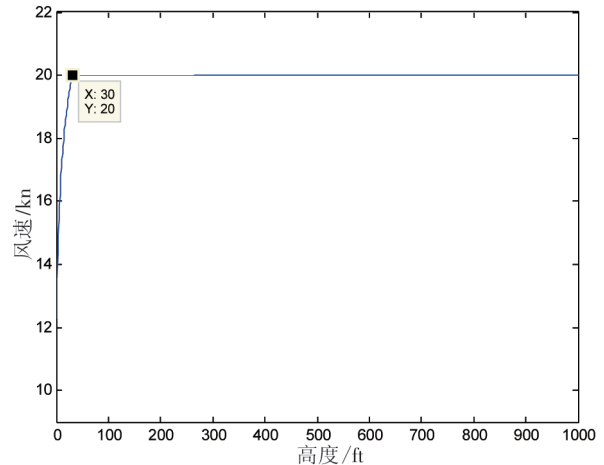


图 2 环球风风速随高度变化过程

经上述建模得到当前飞机高度的风速和风向后,在地轴系下,将风速分解成南北方向、东西方向和垂直方向的风速;经坐标转换后,最终得到环球风风速在机体轴的分量,这一转换过程的具体实现方式如图 3 所示。

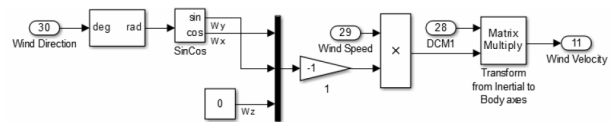


图 3 环球大气扰动模型建模示例

### 2.2 风切变模型

收集风切变数据的途径主要有三种:多普勒雷达、地面侧风网络系统和 FDR。地面侧风网络是 FAA 在多个机场布置的低空风切变报警系统。当安装在机场边缘的任一传感器测到的风速与机场中心传感器测得风速呈现出  $\geq 15$  kn 的矢量差时,则发出报警信号<sup>[4]</sup>。

图 4 是美国国家运输安全委员会从飞行数据记录器信息中提取的事故记录的风速剖面(点划线、虚线、细实线所示)。在 6 000 ft ~ 14 000 ft (约 1828.8 m ~ 4267.2 m) 范围内事故发生时的风速变化可高达 70 kn。根据多次类似事故风速剖面分析研究,FAA 推荐了简化的线性化风剖面(粗实线),基本上可以反映出微下冲气流风切变的主要

特征。对风切变训练来说,基于事故中风特征而线性化的模型是足够的<sup>[2]</sup>。

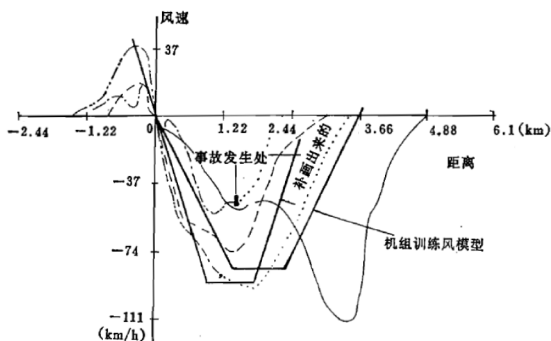


图 4 FDR 中选出的典型微下冲气流风切变事故风剖面及简化线性化剖面

以上述统计分析为基础,根据风切变事故分析统计数据,事故分析估计数据(FDR)经与 JAWS 的多普勒雷达观测的风切变数据比较后,确定大气扰动模型的风速量级、风切变强度、风切变尺度以及风剖面尺度。FAA 在适航规章 AC120-41 对风切变告警和飞行导引系统使用准则中推荐了供飞行模拟器使用的 10 种风切变数据,编号为 1~10。其中,1、2、3、5 号风剖面比较简单,已被取消掉。这些风场数据是由风塔采集以及一些事故案例的实际数据进行测量和记录所得。这些风剖面涵盖了逆风、顺风、侧风、垂直风和水平漩涡的全三维微下冲气流风切变模型。可以认为风速是高度和参考距离的函数,并假定各参考点间的风速变化是线性插值关系<sup>[5]</sup>。

以 4 号和 9 号风剖面为例,它们的风剖面图分别如图 5、图 6 所示。其中横坐标表示到下滑道交会点的距离(单位为 ft),纵坐标分别为风剖面在三轴上的风速分量(单位为 kts),分别定义为水平风速、侧风速度和垂向风速度。

由图 5 可以看出,4 号风剖面先后表现为逆风切变、垂直风切变以及顺风切变,基本符合微下击暴流的风剖面特征。

由图 6 可以看出,9 号风剖面带侧风切变的三维风切变。

FAA 的 10 个风剖面的风速(纵向、横向和垂向)数据(单位为 kn),是高度和到下滑道交会点距离(ft)的函数。用上述风剖面数据插值可计算得到跑道坐标系下的  $u_{PW}$ ,  $v_{PW}$ ,  $w_{PW}$  三个风速分量,即:

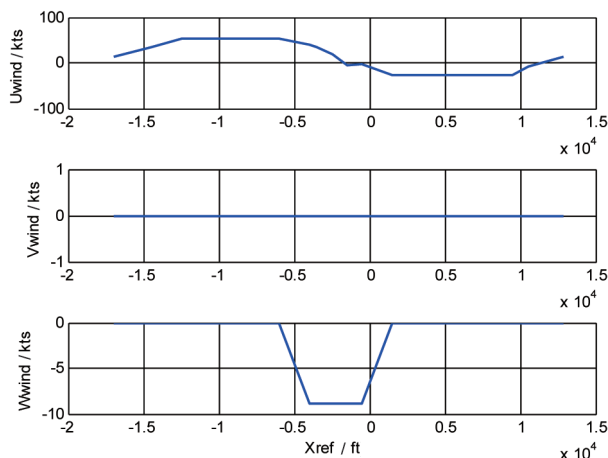
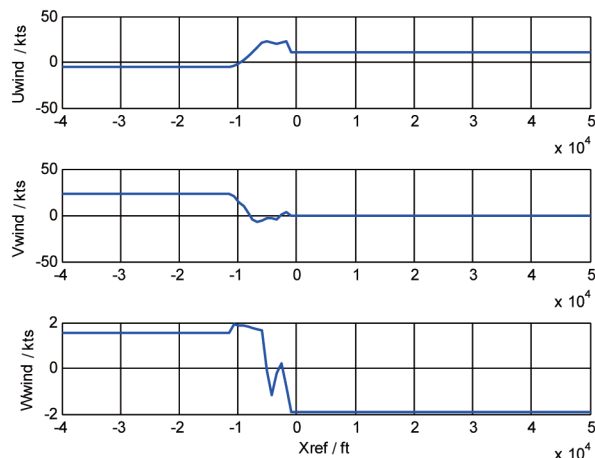


图 5 FAA4 号风切变风剖面示意图



注:风速分量方向规定是顺风为负、下降气流为负、左侧风为负。

图 6 FAA9 号风切变风剖面示意图

$$\begin{cases} u_{PW} = f_1(H_{LOC}, S_P) \\ v_{PW} = f_2(H_{LOC}, S_P) \\ w_{PW} = f_3(H_{LOC}, S_P) \end{cases} \quad (3)$$

其中,  $H_{LOC}$  为飞机所在位置相对于跑道的几何高度;  $S_P$  为飞机相对于下滑道交会点的距离。

### 2.3 大气紊流模型

实际情况下,大气紊流是一个非常复杂的物理现象,为了使民机响应问题的研究不过于复杂,在大气紊流建模上可以适当做一些假设,如认为大气紊流符合平稳均匀的、各向同性、Gauss 型分布等<sup>[2]</sup>。

大气紊流可以看作是叠加在常值风上的连续随机脉冲。紊流速度为  $v_w$ , 则紊流均方差定义为:

$$\sigma_w^2 = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{2T} \int_{-T}^T v_w^2 dt \quad (4)$$

比较常用的大气紊流模型主要有 Dryden 模型和 Von Karman 模型。MIL-HDBK-1797<sup>[6]</sup> 和 MIL-F-8785C<sup>[7]</sup> 中对这两种紊流模型都有详细说明。适航规章 AC120-41<sup>[8]</sup> 和 TSO-C117a<sup>[9]</sup> 中对模拟器大气紊流模型有相应的要求。其中,一般的紊流模型的实现原理如图 7 所示。

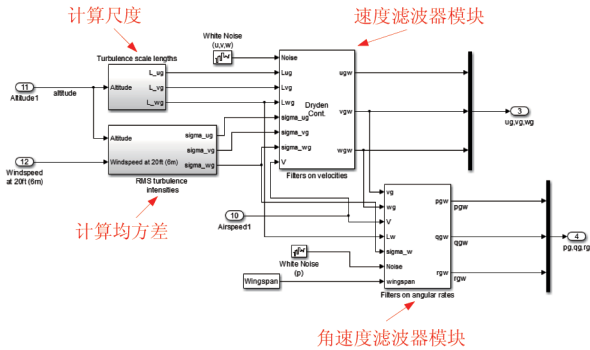


图 7 一般紊流模型的实现原理

### 3 大气扰动模型在实时仿真系统中的实现与仿真

#### 3.1 大气扰动模型实现框架

大气扰动模块是实时仿真系统的重要组成部分。实时仿真系统是众多复杂系统的集成,在民机实时仿真系统中,将大气扰动模型作为一个模块时,需要考虑风模块与其他系统的交联情况,包括人机界面、飞行仿真系统、运动方程、监视系统等。大气扰动模块在实际工程中的实现流程如图 8 所示。大气扰动模块核心模块具体实现示意图如图 9 所示。

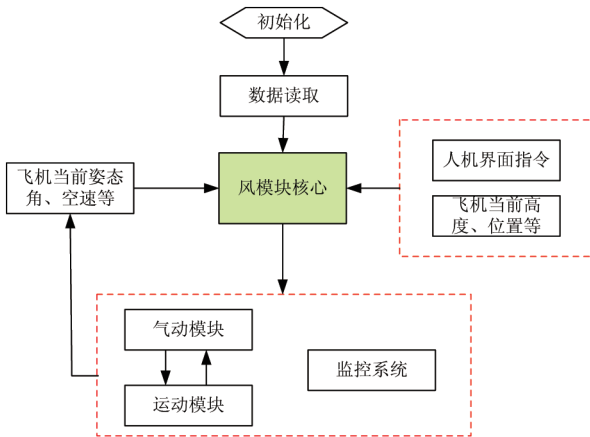


图 8 风模块在民机实时仿真平台中的具体实现流程图

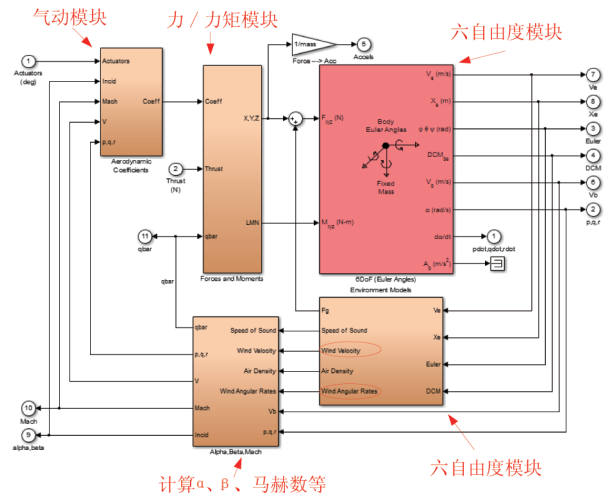


图 9 风模块在民机实时仿真平台中的实现示意图

#### 3.2 大气扰动模型仿真

本文以某飞机飞行数据和气动数据为基础,对大气扰动模型进行了仿真。为了清晰显示每种大气扰动模型的影响,分别对各个分模块进行仿真。作图时,用蓝色线表示飞机本身的速度,红线表示受大气扰动模型影响后的飞机速度。

##### 3.2.1 环球风仿真

飞机设置着陆构型,初始状态为平飞。设置垂直于跑道方向的 20 kts 左侧风,产生的风速以及对飞机速度影响如图 10 所示。其中,蓝色为飞机本体速度,红色为飞机受环球风影响后的速度。

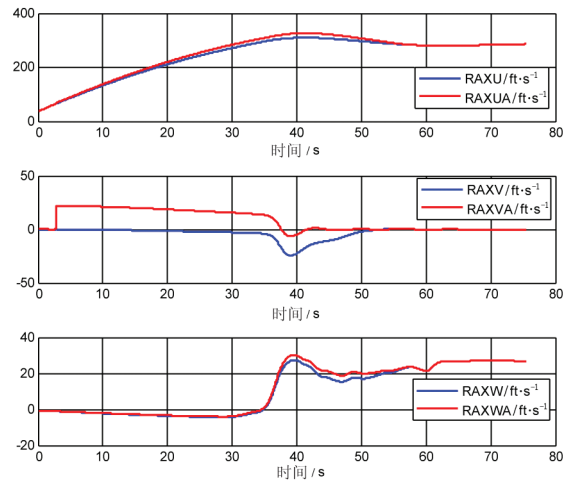


图 10 飞机受左侧风影响前后的速度变化

##### 3.2.2 FAA 风剖面仿真

飞机设置起飞构型,初始状态为平飞。设置风剖面类型为 FAA6 号风剖面,产生的风速以及对飞

机速度影响如图 11 所示。其中,蓝色为飞机本体速度,红色为飞机受风切变影响后的速度。

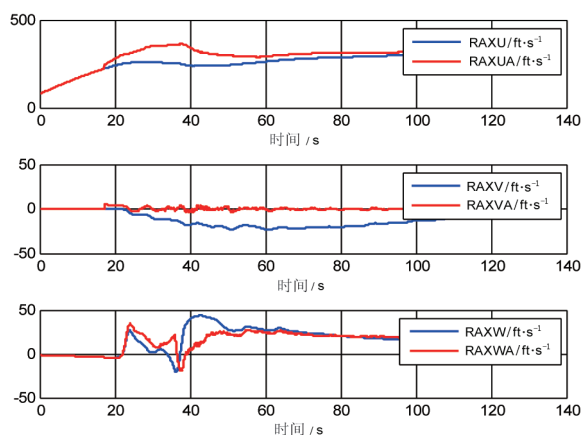


图 11 飞机受 FAA6 号风剖面影响前后的速度变化

### 3.2.3 紊流仿真

飞机设置起飞构型,初始状态为平飞。设置大气紊流后产生的风速,及其对飞机速度影响如图 12 所示。其中,蓝色为飞机本体速度,红色为飞机受紊流影响后的速度。

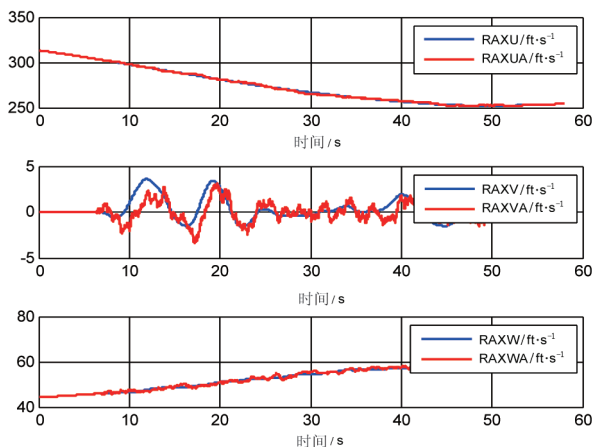


图 12 飞机受大气紊流影响前后的速度变化

## 4 大气扰动试验评估

大气扰动模型相关试验由飞行员组成评价组,通过驾驶模拟器设备,按照飞行手册中的程序,模拟在风切变环境下进行起飞和着陆,对稳定性和操纵性进行评估,对大气扰动下的飞行品质进行评估,或对反应型风切变相关功能进行评估,主要评

估各种指示、告警等飞机各种响应以及功能的合理性。一般来说,试验评价组飞行员可由航线飞行员和局方飞行员共同组成。

对操纵品质的评估方法,AC25-7A 中给出了 FAA 操纵品质评定方法,常用的还有库克-哈伯评定方法以及一些军用标准等。

## 5 结论

大气扰动对民用飞机飞行安全有很大影响,是飞行仿真中的重要组成部分。本文主要对民用飞机工程应用的大气扰动模块进行了建模与实现研究,着重介绍了适航文件推荐的以及具体试验需要的大气扰动模型,对大气扰动模型在实时仿真系统中的实现进行了介绍并做了仿真,对大气扰动的试验评估方法进行了总结。

### 参考文献:

- [1] 胡琦. 基于多普勒气象雷达的风切变预测研究[D]. 上海:上海交通大学,2012.
- [2] 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.
- [3] 中国民用航空总局. 中国民用航空规章第 25 部:运输类飞机适航标准[S]. 中国:中国民用航空总局,2001.
- [4] FAA. AC25-12 Airworthiness Criteria for the Approval of Airborne Windshear Warning Systems in Transport Category Airplanes[S]. US, 1987.
- [5] Federal Aviation Administration. Windshear Training Aid[S]. US, 1986.
- [6] Air Force Life Cycle Management Center. Flying Qualities of Piloted Aircraft: MIL-HDBK-1797[S]. US, 2004.
- [7] As Naval Air Systems Command. Flying Qualities of Piloted Airplanes MIL-F-8785C[S]. US, 1980.
- [8] FAA. AC120-41 Criteria for Operational Approval of Airborne Wind Shear Alerting and Flight Guidance Systems[S]. US, 1983.
- [9] FAA. TSO-C117a Airborne Windshear Warning and Escape Guidance Systems for Transport Airplanes[S]. US, 1996.

### 作者简介

乔文峰 女,硕士研究生,工程师。主要研究方向:工程模拟器建模与试验;E-mail: qwf990@163.com