

# 大气扰动对舰载机纵向着舰点散布的影响分析

曾 涛, 朱平芳, 曾建平\*

(厦门大学航空航天学院, 福建 厦门 361102)

**摘要:** 针对大气扰动具有的非线性和随机性特点, 采用单因素方差分析法和决策树与线性回归结合法, 分别对纵向着舰点散布的影响进行了定性和定量分析. 研究结果表明, 大气扰动各分量对纵向着舰点散布的影响有显著不同, 且垂直方向的扰动分量对舰载机着舰点散布的影响更大. 特别地, 所提出的决策树与线性回归结合法显著提高了纵向着舰点的预测精度.

**关键词:** 大气扰动; 纵向着舰点散布; 单因素; 方差分析; 决策树; 线性回归

中图分类号: TP 391

文献标志码: A

文章编号: 0438-0479(2018)04-0552-06

大气扰动对舰载机着舰安全有重要影响, 它主要通过影响舰载机的气动力和力矩, 导致实际着舰点偏离理想着舰点<sup>[1-2]</sup>. 由于大气扰动具有非定常、非线性和随机性的特点, 越来越多的学者通过数理统计的方法, 对大气扰动下的着舰风险进行评估和着舰决策. Hui<sup>[3]</sup>通过动态多属性决策方法对舰载机着舰风险进行评估, 在分析各属性的期望和方差排序后, 获得较满意的决策结果. 施亮<sup>[4]</sup>通过比较大气扰动各分量对舰载机着舰的影响程度, 得出稳态尾流及甲板垂直起伏对着舰的影响较大, 但是未考虑大气扰动其他分量的紊乱变化对着舰的影响. 郭卫刚等<sup>[5]</sup>通过选取大气扰动、舰载机姿态等因素作为主成分, 从多变量统计数据中提取参数, 对舰载机着舰安全进行判断及监控. 杨启船等<sup>[6]</sup>基于 Bayes 判别方法, 采用线性判别函数作为判别依据, 研究关键性参数与着舰安全状态之间的统计规律, 从而对舰载机着舰安全性进行判断, 但是单一的线性判别函数存在较大误差.

本文中以某型舰载机在大气扰动下的纵向系统模型为研究对象, 针对大气扰动各分量的紊乱变化问题, 采用单因素方差分析方法定性分析大气扰动各分量对舰载机着舰点的影响; 针对单一线性判别函数误差较大的问题, 采用决策树与线性回归相结合的方法, 定量分析得到大气扰动对纵向着舰点散布的影响

模型, 从而评估舰载机着舰风险, 为舰载机着舰安全提供借鉴.

## 1 预备知识

### 1.1 大气扰动数学模型

航空母舰在高速航行过程中, 舰尾会产生复杂的大气扰动, 严重影响舰载机的着舰精度. 美军标 MIL-F-8785C 提供的大气扰动模型, 将大气扰动在大地坐标系下 3 个方向的总扰动分为 4 个部分<sup>[7]</sup>:

$$\begin{bmatrix} u_g \\ v_g \\ w_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_1 \\ v_1 \\ w_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_2 \\ v_2 \\ w_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_3 \\ v_3 \\ w_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_4 \\ v_4 \\ w_4 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

其中, 各扰动分量单位均为 m/s,  $[u_1, v_1, w_1]^T$  表示自由大气紊流分量扰动,  $[u_2, v_2, w_2]^T$  表示舰尾流稳态分量扰动,  $[u_3, v_3, w_3]^T$  表示舰尾流周期分量扰动,  $[u_4, v_4, w_4]^T$  表示舰尾流随机分量扰动.

自由大气紊流分量  $[u_1, v_1, w_1]^T$  可按图 1 所示方法生成.

图 1 中,  $N_k$  为有限带宽白噪声信号,  $G_{u_1}(s) = \frac{k_{u_1}\sqrt{\pi}}{T_{u_1}s+1}$ ,  $G_{v_1}(s) = \frac{k_{v_1}\sqrt{\pi}(T_{v_1}s+1)}{(T_{v_2}s+1)(T_{v_3}s+1)}$  和  $G_{w_1}(s) =$

收稿日期: 2017-07-16 录用日期: 2018-05-28

基金项目: 国家自然科学基金(61374037, 61673325)

\*通信作者: jpzeng@xmu.edu.cn

引文格式: 曾涛, 朱平芳, 曾建平. 大气扰动对舰载机纵向着舰点散布的影响分析[J]. 厦门大学学报(自然科学版), 2018, 57(4): 552-557.

Citation: ZENG T, ZHU P F, ZENG J P. Analysis of carrier-based aircraft's longitudinal touchdown point distribution under the influence of atmospheric disturbances[J]. J Xiamen Univ Nat Sci, 2018, 57(4): 552-557. (in Chinese)



<http://jxmu.xmu.edu.cn>

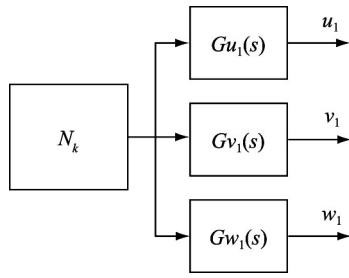


图 1 自由大气紊流框图  
Fig. 1 Diagram of free air turbulence

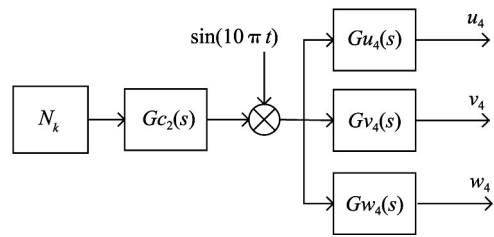


图 3 舰尾流随机分量框图  
Fig. 3 Diagram of random component of carrier air wake

$\frac{k_{w_1}\sqrt{\pi}}{T_{w_1}s+1}$  为成型滤波器的传递函数,  $k_{f_i}$  和  $T_{f_i}$  ( $f=u, v, w; i=1, 2, 3$ ) 为与舰载机速度有关的参数<sup>[7]</sup>.

舰尾流稳态分量  $[u_2 \ v_2 \ w_2]^T$  由稳态风和舰尾上洗风构成, 其与甲板风  $v_{w/d}$  的比值是舰载机距航母纵摇中心距离  $X_1$  的函数. 参考文献<sup>[7]</sup>, 一般假定  $v_2=0, u_2/v_{w/d}$  和  $w_2/v_{w/d}$  的具体形式如图 2 所示.

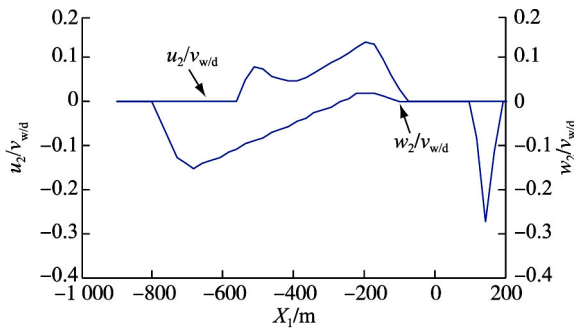


图 2 舰尾流稳态分量曲线  
Fig. 2 Curve of steady component of carrier air wake

取甲板风  $v_{w/d}=12$  m/s, 采用插值法可以得到  $u_2$  和  $w_2$  的具体分段表达式.

舰尾流周期分量  $[u_3 \ v_3 \ w_3]^T$  计算方式如下:

$$\begin{cases} u_3 = \theta_s v_{w/d} (2.22 + 0.0009X_1) C_1, \\ v_3 = 0, \\ w_3 = \theta_s v_{w/d} (4.98 + 0.0018X_1) C_1, \end{cases} \quad (2)$$

其中,  $C_1 = \cos\left(\omega_p \left(t \left(1 + \frac{v - v_{w/d}}{0.85v_{w/d}}\right) + \frac{X_1}{0.85v_{w/d}}\right) + P\right)$ ,  $v, \theta_s, \omega_p, P$  和  $t$  分别表示舰载机速度 (m/s)、纵摇幅度 (m)、频率 (rad/s)、随机相位 (rad) 和时间 (s).

舰尾流随机分量  $[u_4 \ v_4 \ w_4]^T$  可通过有限带宽白噪声信号滤波得到, 框图见图 3. 其中,  $G_{c_2}(s) = \frac{s}{s+0.1}, G_{u_4}(s) = \frac{\sigma(X_1)\sqrt{2\tau(X_1)}}{\tau(X_1)s+1}, G_{v_4}(s) = G_{w_4}(s) =$

$\frac{0.035v_{w/d}\sqrt{6.66}}{3.33s+1}$  为成型滤波器的传递函数,  $\sigma(X_1)$  和  $\tau(X_1)$  分别表示与  $X_1$  有关的均方根和时间常数.

### 1.2 大气扰动下舰载机纵向线性模型

舰载机纵向动力学方程为<sup>[8]</sup>

$$\begin{cases} \dot{v} = \frac{T \cos \alpha - D - mg \sin \theta}{m}, \\ \dot{\theta} = \frac{T \sin \alpha + L - mg \cos \theta}{mv}, \\ \dot{\vartheta} = \omega_z, \dot{\omega}_z = \frac{M}{I_y}, \dot{h} = v \sin \theta, \theta = \vartheta - \alpha, \end{cases} \quad (3)$$

其中,  $v, \alpha, \vartheta, \omega_z$  和  $h$  分别为速度、迎角、俯仰角、俯仰角速率和高度,  $T, D, L, I_y$  和  $M$  分别为发动机推力、阻力、升力、转动惯量和气动力矩,  $m$  和  $\theta$  分别为舰载机质量和航迹下滑角.

大气扰动纵向分量  $u_g$  和垂向分量  $w_g$  分别对舰载机速度和迎角产生影响, 关系式如下:

$$\begin{cases} v = v_k - u_g, \\ \alpha = \alpha_d - \frac{w_g}{v}, \end{cases} \quad (4)$$

其中,  $v_k$  为航速,  $\alpha_d$  为航速矢量与本体坐标中  $x_b$  的夹角, 称为地速迎角.

将式 (4) 代入式 (3), 在舰载机配平点  $x_{k0} = [v_{k0} \ \alpha_{d0} \ \vartheta_0 \ \omega_{z0} \ h_0]^T, u_{k0} = [\delta_{E0} \ \Delta\delta_{p0}]^T$  处线性化, 得到大气扰动下的舰载机纵向线性模型:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + Ew, \\ y = Cx, \end{cases} \quad (5)$$

其中,  $x = [\Delta v_k \ \Delta \alpha_d \ \Delta \vartheta \ \Delta \omega_z \ \Delta h]^T, u = [\Delta \delta_E \ \Delta \delta_p]^T, \Delta v_k, \Delta \alpha_d, \Delta \vartheta, \Delta \omega_z, \Delta h, \Delta \delta_E$  和  $\Delta \delta_p$  分别为舰载机航速、地速迎角、俯仰角、俯仰角速率、高度、升降舵和油门与配平点各分量的偏差,  $w = [u_g \ w_g]^T, A$  为系统矩阵,  $B$  为输入矩阵,  $C = I_5$  为单位阵,  $E = AG$ , 扰动系数矩阵

$$G = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{v} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T.$$

考虑到垂向突风对进场速度瞬变的影响,将  $w_g$  对速度的作用系数改写为  $\frac{D_{a^*} - L^*}{mv}$ ,即用基准升力  $L^*$ 、气动阻力对迎角的导数的基准值  $D_{a^*}$  作为受力后速度瞬变的依据<sup>[9]</sup>.

本研究的目的是获得基于大气扰动下的舰载机纵向模型,采用合适的控制器使舰载机安全着舰,测得舰载机纵向着舰点在不同风扰动影响下的散布,分别定性和定量地分析大气扰动对舰载机着舰点散布的影响.

## 2 纵向着舰点散布分析方法

### 2.1 纵向着舰点散布影响因素分析

针对大气扰动对舰载机着舰点的影响问题,本节采用单因素方差分析方法,定性分析大气扰动的各个分量对着舰点散布的影响.

将大气扰动的各个分量设为大气扰动的水平,分别记为  $\Sigma_1, \Sigma_2, \dots, \Sigma_l$ ,在每个水平  $\Sigma_j (j=1, 2, 3, \dots, l)$  下进行  $n_j$  次独立试验,测试着舰点位置.将各个水平下的着舰点均值依次记为  $\mu_1, \mu_2, \dots, \mu_l$ ,引入水平  $\Sigma_j$  的效应  $\delta_j$ :

$$\delta_j = \mu_j - \mu (j=1, 2, \dots, l), \tag{6}$$

其中,  $\mu = \frac{1}{n_*} \sum_{j=1}^l n_j \mu_j, n_* = \sum_{j=1}^l n_j$ .

检验如下假设:

$H_0: \delta_1 = \delta_2 = \dots = \delta_l = 0, H_1: \delta_1, \delta_2, \dots, \delta_l$  不全为零.

因此单因素方差分析就是检验各水平  $\Sigma_j$  的效应  $\delta_j$  是否都等于零.其所需的检验统计量  $F$  可以从总平方和的分解导出:

$$S_T = \sum_{j=1}^l \sum_{i=1}^{n_j} (x_{ij} - \bar{x})^2 = S_E + S_A, \tag{7}$$

其中,  $x_{ij}$  为着舰点测试值,  $\bar{x}$  为着舰点总平均值,  $S_E = \sum_{j=1}^l \sum_{i=1}^{n_j} (x_{ij} - \bar{x}_{.j})^2, S_A = \sum_{j=1}^l n_j (\bar{x}_{.j} - \bar{x})^2, x_{.j}$  为水平  $\Sigma_j$  下的着舰点均值.

由此得到检验统计量  $F$  的具体表达式为:

$$F = \frac{\frac{S_A}{(l-1)}}{\frac{S_E}{(n_* - l)}}. \tag{8}$$

当显著水平为  $\alpha$ ,且满足不等式  $F \geq F_\alpha(l-1, n_* - l)$  时,假设以显著性水平  $\alpha$  拒绝  $H_0$ .

### 2.2 基于分类的纵向着舰点散布预测

考虑到大气扰动对着舰点的非线性影响,在对着舰点散布预测过程中,将决策树与线性回归方案相结合,可以减小由于线性回归带来的误差,提高着舰点散布预测的性能.

线性回归方法是假设某一因变量  $\bar{y}$  受  $l-1$  个自变量  $x_1, x_2, \dots, x_{l-1}$  影响,通过观测得到  $N$  组数据  $(\bar{y}_i; x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{i(l-1)}), i=1, 2, \dots, N$ . 设其数学结构模型为:

$$\bar{y}_i = a_0 + a_1 x_{i1} + a_2 x_{i2} + \dots + a_{l-1} x_{i(l-1)} + \epsilon_i, \tag{9}$$

式中,  $a_0, a_1, \dots, a_{l-1}$  为待定系数,  $\epsilon_i$  为随机误差.

设  $\hat{a}_0, \hat{a}_1, \dots, \hat{a}_{l-1}$  分别为系数  $a_0, a_1, \dots, a_{l-1}$  的最小二乘估计,则多元线性回归模型为:

$$\hat{y}_i = \hat{a}_0 + \hat{a}_1 x_{i1} + \hat{a}_2 x_{i2} + \dots + \hat{a}_{l-1} x_{i(l-1)}, \tag{10}$$

其中,  $\hat{a}_0$  为常数,  $\hat{a}_1, \hat{a}_2, \dots, \hat{a}_{l-1}$  为偏回归系数,  $i=1, 2, \dots, N, N$  为  $N$  组观测值,  $l$  表示未知数个数.

下面引出决策树的几个相关定义:

定义 1<sup>[10]</sup> 设将样本集  $Z$  按离散属性  $E$  的  $k$  个不同的取值,划分为  $Z_1, Z_2, \dots, Z_k$  共  $k$  个子集,则  $Z$  用  $E$  进行划分的信息增益为:

$$\text{Gain}(E, Z) = \text{inf}(Z) - \text{Entropy}_E(Z), \tag{11}$$

其中:  $\text{inf}(Z)$  表示  $Z$  的信息熵,设  $Z$  中有  $m$  个类,则

$$\text{inf}(Z) = - \sum_{j=1}^m p_j \times \log_2(p_j), p_j \text{ 表示 } Z \text{ 中包含类 } j \text{ 的概率;}$$

$\text{Entropy}_E(Z) = \sum_{i=1}^k \frac{|Z_i|}{|Z|} \times \text{inf}(Z_i)$  表示属性  $\Omega$  划分集合  $Z$  的信息熵.

定义 2<sup>[11]</sup> 设将样本集  $Z$  按离散属性  $E$  的  $k$  个不同的取值,划分为  $Z_1, Z_2, \dots, Z_k$  共  $k$  个子集,则  $Z$  用  $E$  进行划分的信息增益率为:

$$\text{GainRatio}(E, Z) = \frac{\text{Gain}(E, Z)}{\text{Split}(E, Z)}, \tag{12}$$

其中,  $\text{Split}(E, Z) = - \sum_{i=1}^k \frac{|Z_i|}{|Z|} \times \log_2\left(\frac{|Z_i|}{|Z|}\right)$  表示分裂信息.

如果属性  $E$  为连续型数据,则按照属性  $E$  的取值递增排序,将每对相邻值的中点看作可能的分裂点,计算每个分裂点的划分信息熵:

$$\text{Entropy}_E(Z) = \frac{|Z_L|}{|Z|} \text{inf}(Z_L) + \frac{|Z_R|}{|Z|} \text{inf}(Z_R), \tag{13}$$

其中,  $Z_L$  和  $Z_R$  分别对应于该分裂点划分的左右两部分子集.

选择划分信息熵值最小的分裂点作为属性  $E$  的

最佳分裂点,并以该最佳分裂点按属性  $\Xi$  对集合  $Z$  的划分信息熵值作为属性  $\Xi$  划分  $Z$  的熵值。

本节所选的不同属性即为大气扰动的各个分量。采用信息增益率来选择属性,同时将线性回归模型  $LM_i (i = 1, 2, \dots, n)$  作为分类标签,建立相应的决策树,具体步骤如下:

- 1) 计算所有属性划分数据集  $Z$  所得到的信息增益;
- 2) 计算各个属性的分裂信息和信息增益率;
- 3) 将信息增益率取值最大的属性作为分裂结点;
- 4) 对根决策结点的各个不同取值的分支,递归调用以上方法,求子树;
- 5) 采用线性回归方法处理决策分类后各子树下的数据得到线性回归模型,将这些线性回归模型作为分类标签得到整个决策树。

### 3 仿真分析

#### 3.1 着舰仿真

选取舰载机基准状态  $v_{x0} = 70 \text{ m/s}, \alpha_{d0} = 8.1^\circ, \theta_0 = -3.5^\circ$ ,线性系统参数如下所示<sup>[9]</sup>:

$$A = \begin{bmatrix} -0.054608 & 3.369521 & -0.79190 & 0 & 0 \\ -0.003921 & -0.450778 & 0.00856 & 1.000000 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.000000 & 0 \\ 0.000205 & 0.742951 & 0.000448 & -0.1529410 & 0 \\ -0.061040 & -6.86950 & 6.86590 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} -0.0155500 & 0.1073770 \\ -0.0016160 & -0.0002183 \\ 0 & 0 \\ -0.0198440 & 0.0000114 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$E = \begin{bmatrix} 0.054608 & -0.108800 \\ 0.003921 & 0.006317 \\ 0 & 0 \\ -0.000205 & -0.010672 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

采用基于区域极点配置的  $H_\infty$  控制方法<sup>[12-13]</sup>,其中  $H_\infty$  性能指标选为  $\gamma = 0.0929$ ,将系统(5)的状态反馈闭环极点配置在图 4 所示的区域  $D_1(\beta, r, \rho)$  内,参数  $\beta = 0.75, r = 1, \rho = \frac{\pi}{4}$ 。

本文中设定初始状态  $x_0 = [0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1]^T$ ,大气扰动模型建立过程中取均值为 0,功率谱密度为  $1 \text{ W/Hz}$  的有限带宽白噪声信号作为输入信号,  $k_{u_1} = 0.9543, k_{w_1} = 5.3433, T_{u_1} = 0.4554, T_{w_1} =$

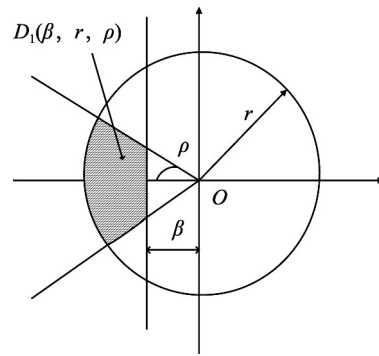


图 4 区域  $D_1(\beta, r, \rho)$   
Fig. 4 Region  $D_1(\beta, r, \rho)$

$7.4627, \theta_s = 0.0183 \text{ m}, \omega_p = 0.62 \text{ rad/s}$ .在 MATLAB/Simulink 仿真平台下得有无扰动时舰载机状态响应曲线,如图 5~10 所示。

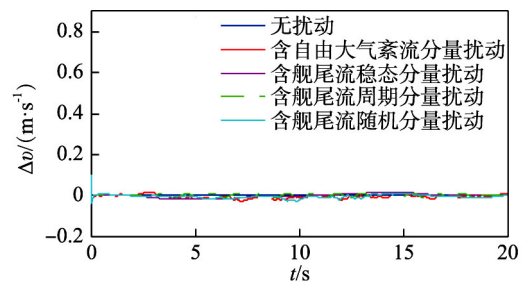


图 5 速度响应曲线  
Fig. 5 Velocity response curve

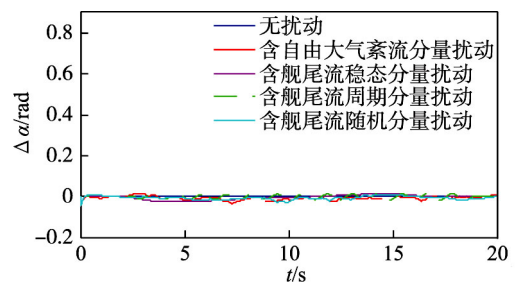


图 6 迎角响应曲线  
Fig. 6 Angle of attack response curve

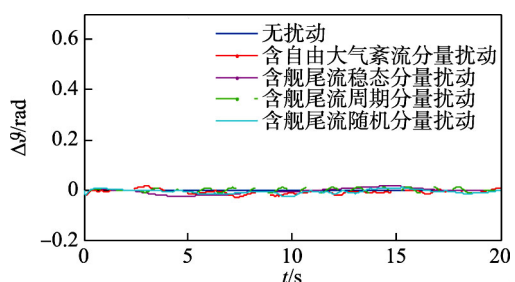


图 7 俯仰角响应曲线  
Fig. 7 Angle of pitch response curve

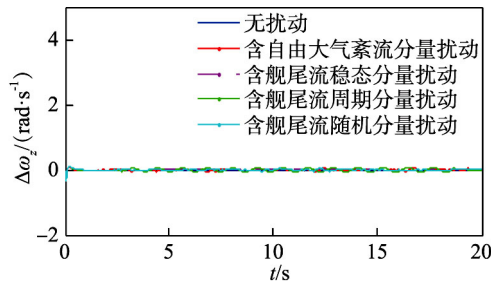


图 8 俯仰角速率响应曲线

Fig. 8 Angle of pitch rate response curve

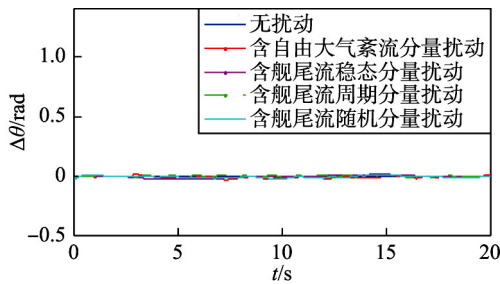


图 9 航迹下滑角响应曲线

Fig. 9 Angle of track-down response curve

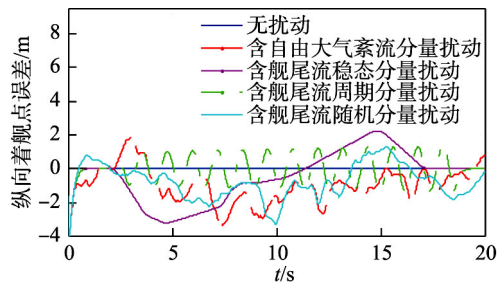


图 10 纵向着舰点误差响应曲线

Fig. 10 Longitudinal touchdown point error response curve

从舰载机着舰时不含扰动和含各扰动分量时的仿真效果(图 5~10)可知,基于区域极点配置的  $H_\infty$  控制可以使系统收敛到稳态值,且能有效抑制大气扰动的干扰,纵向着舰点误差小于美国海军允许的着舰

误差范围( $\pm 6.1$  m).

### 3.2 纵向着舰点影响因素仿真分析

分别以大气扰动垂向及纵向分量对舰载机着舰点散布的影响进行仿真,显著性水平  $\alpha$  取 0.05,采用 MATLAB 仿真得到的方差分析表 1.

表 1 方差分析表

Tab 1 Variance analysis table

| 方差来源 | 平方和      | 自由度 | 均方       | $F$  | $p$   |
|------|----------|-----|----------|------|-------|
| 组间   | 1.786 14 | 3   | 0.595 38 | 2.96 | 0.045 |
| 组内   | 7.233 63 | 36  | 0.200 93 |      |       |
| 总计   | 9.019 77 | 39  |          |      |       |

分析表 1 可知: $F=2.96 > F_{0.05}(3,36)=2.88$ ,故大气扰动各分量对舰载机着舰点散布有显著影响,且大气扰动垂向分量对舰载机着舰点影响更大.

### 3.3 纵向着舰点散布预测分析

本文中选取若干组训练数据集及测试数据集,借助大数据处理软件 Weka 进行着舰点散布预测分析.将测试数据集得到的回归模型作为决策树的分类结果,测试数据集对着舰点散布预测的测试结果、部分线性回归模型参数表如表 2 和 3 所示.

表 2 模型测试结果

Tab 2 Model test results

| 方案          | 平均绝对误差  | 均方根误差   | 相对绝对误差/% | 相对均方根误差/% |
|-------------|---------|---------|----------|-----------|
| 决策树与线性回归相结合 | 0.040 9 | 0.061 2 | 2.218 5  | 2.607 5   |
| 线性回归        | 0.116 2 | 0.270 6 | 4.505 7  | 5.007 6   |

分析表 2 和 3 可知:

1) 模型测试结果显示测试误差较低,说明测试结果非常接近真实值,从而表明决策树与线性回归方案

表 3 部分线性回归模型参数

Tab 3 Parameters of partial linear regression model

| LM | $u_1$   | $w_1$   | $u_4$   | $w_4$   | $b$      | LM | $u_1$   | $w_1$   | $u_4$   | $w_4$   | $b$      |
|----|---------|---------|---------|---------|----------|----|---------|---------|---------|---------|----------|
| 1  | 0.586 7 | 1.964 4 | 0.970 9 | 2.988 9 | 0.029 3  | 8  | 0.896 2 | 3.027 3 | 1.111 0 | 2.111 7 | -0.103 8 |
| 2  | 0.513 3 | 2.081 2 | 0.940 5 | 1.984 7 | 0.143 4  | 9  | 0.463 3 | 1.854 9 | 0.762 8 | 1.686 0 | -0.084 6 |
| 3  | 0.737 9 | 1.636 2 | 1.176 5 | 1.783 8 | 0.053 1  | 10 | 0.506 3 | 2.927 1 | 1.116 8 | 1.815 9 | -0.050 2 |
| 4  | 0.579 4 | 2.027 5 | 0.993 3 | 1.920 1 | 0.077 4  | 11 | 0.594 3 | 1.716 0 | 1.083 5 | 2.407 2 | -0.097 4 |
| 5  | 0.794 7 | 1.994 2 | 1.150 0 | 1.864 7 | 0.010 0  | 12 | 0.479 3 | 1.897 1 | 0.962 5 | 1.793 3 | -0.054 8 |
| 6  | 0.895 4 | 2.377 0 | 0.980 4 | 1.998 5 | -0.126 6 | 13 | 0.601 1 | 2.147 4 | 1.046 3 | 1.693 7 | -0.083 6 |
| 7  | 0.666 8 | 1.942 0 | 1.127 8 | 1.841 2 | -0.031 1 | 14 | 0.522 1 | 1.844 5 | 0.822 2 | 1.807 8 | -0.037 8 |

注: $b$  表示截距.

相结合的方法可以有效预测纵向着舰点位置;

2) 相比单一的线性回归方案,决策树与线性回归方案相结合的方法误差更小,说明针对于大气扰动对舰点的非线性影响的分析问题,采用决策树与线性回归相结合方案比单一线性回归方案更加合理;

3) 从表3可以看出,垂直方向风扰动所占权重相对较大,进一步说明大气扰动垂向分量对纵向着舰点影响更大,与上节定性分析结果一致。

## 4 结论

本文中研究了大气扰动对某型舰载机着舰点散布的影响。针对大气扰动的紊乱变化,基于单因素方差分析法得到大气扰动垂向分量对舰载机着舰的影响更大。相对于单一的线性回归方法,通过决策树与线性回归结合建立的大气扰动下的着舰模型误差更小。归纳了大气扰动参数对舰点影响的统计学规律,以此对特定机型及控制方法的舰载机着舰管理与决策提供借鉴,提高着舰的成功率及舰载机的安全率。

### 参考文献:

- [1] 郭庆,张炜,张怡哲,等.舰载无人机精确着舰轨迹控制及飞行验证[J].飞行力学,2012,30(5):448-453.
- [2] YONGTAO Y,ZHI Z.Research on effect airwake acts on glide performance of carrier-based aircraft[C]//Control and Decision Conference (2014 CCDC).Changsha:IEEE,2014:3532-3537.
- [3] HUI L.Landing risk evaluation of carrier-based aircraft based on mean-variance statistics error multi-attribut dy-

- amic decision making [J]. International Journal of Security and Its Applications,2016,10(3):1-10.
- [4] 施亮.扰动对舰载机着舰过程的影响分析[D].上海:上海交通大学,2009:57-69.
- [5] 郭卫刚,韩维.基于主成分分析的舰载机着舰安全综合评价[J].四川兵工学报,2014,35(2):19-21.
- [6] 杨启船,田瑾,刘芳.基于 Bayes 判别方法的舰载机着舰安全分析[J].系统工程与电子技术,2016,38(9):2208-2214.
- [7] MOORHOUSE D J,WOODCOCK R J.Background information and user guide for MIL-F-8785C,military specification flying qualities of piloted airplanes[R].Air Force Wright Aeronautical Labs Wright-Patterson AFB OH,1982.
- [8] 吴森堂,费玉华.飞行控制系统[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005:8-79.
- [9] XIA G,DONG R,XU J,et al.Linearized model of carrier-based aircraft dynamics in final-approach air condition [J].Journal of Aircraft,2015,53(1):33-47.
- [10] QUINLAN J R.Discovering rules by induction from large collections of examples[M]//Expert Systems in the Micro Electronic Age.Edinburgh:Edinburgh University Press,1979:26-37.
- [11] DAI W,JI W.A mapreduce implementation of C4.5 decision tree algorithm [J]. International Journal of Database Theory and Application,2014,7(1):49-60.
- [12] 郑丹凤,周燕茹,曾建平.基于区域极点配置的挠性卫星姿态镇定控制[J].厦门大学学报(自然科学版),2016,55(3):376-381.
- [13] 俞立.鲁棒控制——线性矩阵不等式处理方法[M].北京:清华大学出版社,2002:41-59.

# Analysis of Carrier-based Aircraft's Longitudinal Touchdown Point Distribution Under the Influence of Atmospheric Disturbances

ZENG Tao,ZHU Pingfang,ZENG Jianping\*

(School of Aerospace Engineering,Xiamen University,Xiamen 361102,China)

**Abstract:** Taking into account the nonlinearity and randomness characteristics of atmospheric disturbances, we have conducted single factor analyses of variance and have used the decision tree with linear regression programs to qualitatively and quantitatively analyze effects of longitudinal touchdown points. Results show that effects of each component of atmospheric disturbances on the distribution of longitudinal landing points differ significantly from one another, and the vertical disturbance component is the most serious one. Particularly, decision tree combined with the linear regression method greatly improves the accuracy of the predicted landing point of the longitudinal.

**Key words:** atmospheric disturbances; longitudinal touchdown point distribution; single factor; variance analysis; decision tree; linear regression

<http://jxmu.xmu.edu.cn>