

文章编号:1000-6893(2010)04-0694-07

风雨对飞机飞行安全性的影响

黄成涛, 王立新

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

Effects of Rain and Wind on Aircraft Flight Safety

Huang Chengtao, Wang Lixin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of
Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘要: 风雨严重影响飞机的飞行安全。基于动量定理建立了一种根据降雨条件、风场特性、飞机特征和飞行状态计算雨滴对飞机产生的撞击力和力矩的方法,研究了风雨对飞机气动特性的影响,进而建立了飞机在风雨中飞行的运动方程。通过引入驾驶员的操纵模型,对飞机在风雨中飞行的运动特性进行了数值仿真研究。仿真结果表明:降雨会使飞机的升力减小,阻力增大,平衡迎角增加,不利于飞机的飞行安全;当降雨过程中伴随有风时,风会改变飞机的飞行迎角,使得飞机更容易出现因失速而造成的飞行事故;降雨时飞机的抗风能力降低。

关键词: 飞行安全; 飞行仿真; 飞机; 降雨; 风; 雨滴撞击力

中图分类号: V328. 1; V212. 1 **文献标识码:** A

Abstract: The flight safety of an aircraft is often seriously affected by wind and rain. The method based on momentum theorem to compute the force and moment generated by raindrops considering aircraft characteristics, flight and meteorologic conditions is provided. The impacts of rainfall with wind on the aerodynamic characteristics of an aircraft are studied. And the aircraft flight dynamic equations in rain and wind fields are developed. By introducing a pilot model, the flight dynamic characteristics of an aircraft in the rain and wind fields are numerically simulated. The study shows that the balance attack angle of an aircraft will increase in the rainfall since the lift decreases and the drag increases, which will threaten the aircraft flight safety. When a rain is accompanied by a wind, the attack angle of the aircraft will be changed by the wind, and the aircraft will be more possibly to stall, which may cause a flight accident. The ability of the aircraft to fly safely in a wind will decrease due to rain.

Key words: flight safety; flight simulation; aircraft; rain; wind; momentum of raindrops

飞机的飞行安全性是指在给定条件下其安全飞行的能力。降雨是影响飞机飞行安全性的重要因素之一。在强降雨过程中还会伴随有风的存在,如低空风切变或下击暴流等。2000年6月22日,一架运七飞机在武汉因遭遇强降雨天气而坠毁,事故原因调查发现,空难发生时在坠毁地点附近还曾出现了下击暴流^[1]。因此,研究风和雨同时对飞机飞行安全性的影响具有重要的意义。

无风时,降雨主要从以下几个方面来影响飞机的飞行特性:①雨滴撞击飞机会产生附加力和力矩^[2];②飞机表面附着的水膜会改变飞机的气动特性^[2-8];③水膜会改变飞机的质量特性,但飞机表面附着的水膜较薄,即使飞机遭遇到可能发

生的最大降雨,降雨引起的飞机质量变化也不到总质量的1%,这种变化对飞机飞行的影响可以忽略^[2];④降雨时能见度降低会影响飞机驾驶员的视线和判断能力,可能导致飞行安全事故,本文主要从飞行力学的角度研究风雨对飞机飞行安全性的影响,此因素不作考虑;⑤进气道吸入雨滴导致飞机发动机推力特性改变并可能导致发动机停车,但飞机在大多数飞行状态下都有一定的推力余量,因降雨引起的推力损失可通过调节油门来弥补,因此,在发动机不发生停车的情况下,可忽略发动机推力特性改变对飞机飞行的影响。当降雨过程中伴随有风时,风对飞机飞行的影响主要表现在:①风会改变飞机的空速和气动角^[9];②风会使雨滴的运动方向和速度发生变化,影响雨滴对飞机的撞击力和力矩。目前为止,国内外的研究工作主要集中于风和雨单独存在时对飞机飞行

特性的影响方面,针对风雨同时存在时对飞机飞行安全性影响的研究尚不多见。

本文研究了风雨同时存在时对飞机飞行安全性的影响,以供开展飞机飞行安全性评估及驾驶员应对操纵策略等研究时参考。

1 风雨的数学模型

雨滴谱分布函数表示单位体积内单位直径间隔的雨滴数目。文献[10]在实测数据的基础上给出了一种雨滴谱分布函数:

$$N(D) = N_0 e^{-ID} \quad (1)$$

式中: D 为雨滴直径,mm; $I = nR^m$, mm^{-1} ; n 、 m 和 N_0 为由实验确定的常数; R 为降雨率,表示单位时间内降落到地面的雨水的厚度,mm/h。根据式(1),雨滴的体积当量平均直径 D_V 和空气中的液态水含量LWC(单位: g/m^3)可分别表示为

$$D_V(R) = \frac{\int_0^{\infty} D \cdot \pi D^3 / 6 \cdot N(D) dD}{\int_0^{\infty} \pi D^3 / 6 \cdot N(D) dD} = \frac{4}{nR^m} \quad (2)$$

$$\text{LWC} = \int_0^{\infty} \frac{\pi}{6} \rho_w D^3 N(D) dD = \frac{N_0 \rho_w \pi}{n^4 R^{4m}} \quad (3)$$

式中: ρ_w 为水的密度。无风时,直径为 D 的雨滴下落到海平面高度处(空气密度 $\rho_0 = 1.225 \text{ kg}/\text{m}^3$)的速度 V_T 以及空气密度 ρ_a 处的雨滴下落速度 V_R 可表示为^[2,11]

$$V_T(D) = 9.58 \left[1 - e^{-\left(\frac{D}{1.77}\right)^{1.147}} \right] \quad (4)$$

$$V_R(D) = V_T(D) (\rho_0 / \rho_a)^{0.4} \quad (5)$$

当风和雨同时存在时,雨滴受重力和空气黏性力作用,这两个力在雨滴运动稳定时达到平衡。此时,雨滴在水平方向受到的黏性力为零,则雨滴在水平方向相对气流的速度为零;在竖直方向雨滴受到的黏性力与重力大小相等,则竖直方向雨滴相对气流的速度与无风时雨滴的下落速度 V_R 相等。故雨滴在风场中的运动速度在地面坐标系^[12]中的投影矢量为

$$\mathbf{V}_{r_g} = \begin{bmatrix} u_{w_g} \\ v_{w_g} \\ w_{w_g} + V_R \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: $[u_{w_g} \ v_{w_g} \ w_{w_g}]^T$ 为风速在地面坐标系中的投影矢量。

2 风雨对飞机飞行的影响

2.1 雨滴对飞机的撞击力和力矩

在计算雨滴对飞机的撞击力和力矩时,本文假设:①雨滴撞击飞机后附着在飞机表面,与飞机的相对速度为零;②不同直径雨滴的降落速度不同,但远小于飞机飞行速度,取直径为 D_V 的雨滴的下落速度作为所有雨滴的下落速度,则各雨滴撞击飞机后的速度改变量相同。由动量定理知,雨滴对飞机的撞击力 \mathbf{R} 与雨滴的动量变化率大小相等,方向相反。飞机收集雨滴的动量变化率为

$$d\mathbf{P}_r/dt = (dm_r/dt)\Delta\mathbf{V}_r \quad (7)$$

式中: dm_r/dt 为飞机表面单位时间收集雨滴的质量; $\Delta\mathbf{V}_r$ 为雨滴撞击飞机后的速度变化矢量。 $\Delta\mathbf{V}_r$ 在机体坐标系^[12]中的投影矢量为

$$\Delta\mathbf{V}_{r_b} = \begin{bmatrix} V_{x_b} - V_{r_{xb}} \\ V_{y_b} - V_{r_{yb}} \\ V_{z_b} - V_{r_{zb}} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: $[V_{x_b} \ V_{y_b} \ V_{z_b}]^T$ 和 $[V_{r_{xb}} \ V_{r_{yb}} \ V_{r_{zb}}]^T$ 分别为飞机飞行速度和雨滴运动速度在机体坐标系中的投影矢量。

$$[V_{r_{xb}} \ V_{r_{yb}} \ V_{r_{zb}}]^T = \mathbf{L}_{bg} \mathbf{V}_{r_g} \quad (9)$$

式中: \mathbf{L}_{bg} 为地面坐标系到机体坐标系的坐标转换矩阵^[12]。

图1为飞机在机体坐标系的坐标轴 Ox_b 方向收集雨滴的示意图,飞机在 Ox_b 方向单位时间收集的雨滴的质量为

$$\left(\frac{dm_r}{dt}\right)_x = |V_{x_b} - V_{r_{xb}}| A_{x_b} k_x \text{LWC} \quad (10)$$

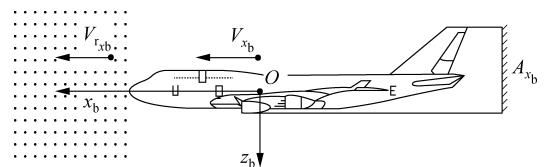


图1 飞机在 Ox_b 方向上收集的雨滴

Fig.1 Raindrops collected by aircraft in direction of Ox_b

同理可得到飞机表面在机体坐标系的坐标轴 Oy_b 和 Oz_b 方向上单位时间收集雨滴的质量 $(dm_r/dt)_y$ 和 $(dm_r/dt)_z$ 。 dm_r/dt 即等于飞机表面在机体坐标系的坐标轴 Ox_b 、 Oy_b 和 Oz_b 方向

上单位时间收集雨滴的质量的总和,表达式为

$$\frac{dm_r}{dt} = (dm_r/dt)_x + (dm_r/dt)_y + (dm_r/dt)_z =$$

$$\left(|V_{x_b} - V_{r_{x_b}}| A_{x_b} k_x + |V_{y_b} - V_{r_{y_b}}| A_{y_b} k_y + \right.$$

$$\left. |V_{z_b} - V_{r_{z_b}}| A_{z_b} k_z \right) LWC \quad (11)$$

式中: A_{x_b} 、 A_{y_b} 和 A_{z_b} 分别为飞机表面在机体坐标系的 Oy_bz_b 、 Ox_bz_b 和 Ox_by_b 平面上投影的面积; k_x 、 k_y 和 k_z 分别为飞机在 Ox_b 、 Oy_b 和 Oz_b 方向上的雨滴收集系数。雨滴撞击力在机体坐标系中的投影矢量为

$$\mathbf{R}_b = [R_{x_b} \quad R_{y_b} \quad R_{z_b}]^T = -d\mathbf{P}_r/dt =$$

$$-(dm_r/dt)\Delta\mathbf{V}_{r_b} \quad (12)$$

雨滴撞击力的作用点与飞机质心一般不会重合,因而会引起附加力矩。若认为雨滴在空间大尺度范围内的分布是均匀的,则 R_{x_b} 、 R_{y_b} 和 R_{z_b} 的作用点将分别位于飞机在 Oy_bz_b 、 Ox_bz_b 和 Ox_by_b 平面的投影的形心 $(0, z_c)$ 、 (x_{cy}, z_{cy}) 和 $(x_c, 0)$ 。飞机在雨场中对称飞行时,雨滴撞击力引起的附加俯仰力矩则应为

$$M_{t_b} = R_{x_b} z_c - R_{z_b} x_c \quad (13)$$

Boeing-747飞机以67.5 m/s的速度在海平面高度以 3.0° 下滑角飞行时,可计算得到雨滴撞击飞机引起的力和力矩,如表1所示。

表1 不同降雨率下的雨滴撞击力和力矩

Table 1 Force and moment exerted on aircraft owing to momentum of raindrops

$R/(\text{mm} \cdot \text{h}^{-1})$	R_{x_b}/N	R_{z_b}/N	$M_{t_b}/(\text{N} \cdot \text{m})$
50	-1 089	-25.3	1 167
100	-2 105	-44.1	2 290
200	-3 914	-63.7	4 397
500	-9 442	-132.2	10 771
1 000	-18 314	-220.1	21 166

2.2 风对飞机气动角和空速的影响

降雨过程中伴随的风会改变飞机的气动角(包括迎角 α 和侧滑角 β)以及飞机空速 V_a 的大小。在有风时,飞机的空速在机体坐标系中的投影矢量为

$$\mathbf{V}_{a_b} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{bk} \begin{bmatrix} V_k \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - \mathbf{L}_{bg} \begin{bmatrix} u_{wg} \\ v_{wg} \\ w_{wg} \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中: \mathbf{L}_{bk} 为航迹坐标系到机体坐标系的坐标转换矩阵^[12]; V_k 为飞机的航迹速度。则 V_a 、 α 和 β 分别为^[9]

$$\left. \begin{aligned} V_a &= \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \\ \alpha &= \arctan(w/u) \\ \beta &= \arcsin(v/V_a) \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

2.3 降雨对飞机气动特性的影响

在降雨中飞行时,飞机表面会形成一层水膜,水膜在雨滴的撞击和气流的吹击下形成凹坑和波纹,会改变飞机表面的粗糙度,导致飞机的升力系数 C_L 、升力线斜率 $C_{L\alpha}$ 和阻力系数 C_D 发生变化。降雨时,飞机的升力系数变化量 ΔC_L 、升力线斜率变化量 $\Delta C_{L\alpha}$ 和阻力系数增量 ΔC_D 可通过以下方法求得:

① 在降雨时,飞机表面会附着有一层水膜,雨滴撞击这层水膜时,会在水膜上形成花冠形的凹坑,进而改变了飞机表面的粗糙度。文献[2]在实验的基础上利用能量平衡方程给出了雨滴撞击凹坑等效沙粒粗糙度 k_s 的计算方法。

② 气流吹击飞机表面附着的水膜会形成波纹,进而影响飞机表面的粗糙度,利用文献[2]和文献[3]给出的方法可计算得到水膜波纹的等效沙粒粗糙度 k_{s_w} 。

③ 取 k_s 和 k_{s_w} 的均方根作为降雨时飞机表面的等效沙粒粗糙度,即

$$k_s = \sqrt{k_s^2 + k_{s_w}^2} \quad (16)$$

④ 根据机翼表面的相对沙粒粗糙度 k_s/L_a (L_a 为机翼当量气动弦长),利用图2^[4]和图3^[5]可分别获得飞机的最大升力系数变化量 $\Delta C_{L_{\max}}$ 和迎角为零时的升力系数变化量 ΔC_{L_0} 。

⑤ 利用 $\Delta C_{L_{\max}}$ 根据图4^[4-6]可得到飞机临界迎角 α_c 的变化量 $\Delta\alpha_c$ 。

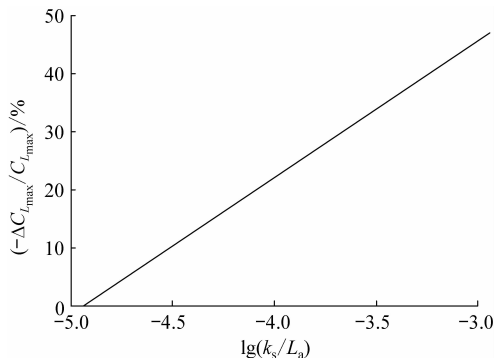


图2 $\Delta C_{L_{\max}}/C_{L_{\max}}$ 与 k_s/L_a 关系^[4]

Fig. 2 Percent decrease in $C_{L_{\max}}$ versus k_s/L_a ^[4]

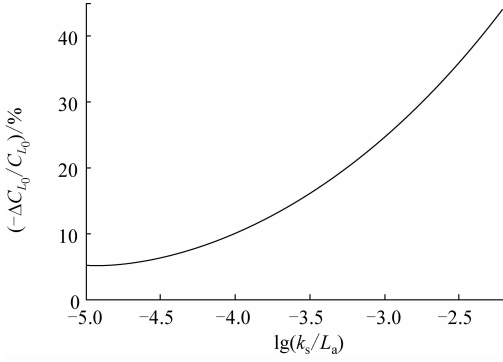


图 3 $\Delta C_{L_0}/C_{L_0}$ 与 k_s/L_a 关系^[5]

Fig. 3 Percent decrease in C_{L_0} versus k_s/L_a ^[5]

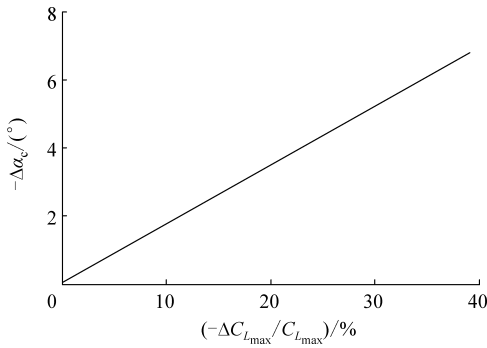


图 4 $\Delta\alpha_c$ 与 $\Delta C_{L_{max}}/C_{L_{max}}$ 关系^[4-6]

Fig. 4 Decrease of critical angle of attack versus $\Delta C_{L_{max}}/C_{L_{max}}$ ^[4-6]

⑥ 对 $\Delta C_{L_{max}}$ 、 $\Delta\alpha_c$ 和 ΔC_{L_0} 进行线性插值,即可得到^[6]

$$\Delta C_L(\alpha) = \left[\frac{\Delta C_{L_0}}{C_{L_0}} + \frac{\alpha}{\alpha_c + \Delta\alpha_c} \left(\frac{\Delta C_{L_{max}}}{C_{L_{max}}} - \frac{\Delta C_{L_0}}{C_{L_0}} \right) \right] C_L(\alpha) \quad (17)$$

⑦ 利用式(17)对 α 求导即可得到降雨引起的升力线斜率变化量:

$$\Delta C_{L\alpha}(\alpha) = \left[\frac{\Delta C_{L_0}}{C_{L_0}} + \frac{\alpha}{\alpha_c + \Delta\alpha_c} \left(\frac{\Delta C_{L_{max}}}{C_{L_{max}}} - \frac{\Delta C_{L_0}}{C_{L_0}} \right) \right] \cdot C_{L\alpha}(\alpha) + \frac{C_L(\alpha)}{\alpha_c + \Delta\alpha_c} \left(\frac{\Delta C_{L_{max}}}{C_{L_{max}}} - \frac{\Delta C_{L_0}}{C_{L_0}} \right) \quad (18)$$

⑧ 光滑平面和粗糙平面与空气的当量表面摩擦系数 C_{F_s} 和 C_{F_R} 分别为^[7]

$$C_{F_s} = 0.088/(\lg Re - 1.5)^2 \quad (19)$$

$$C_{F_R} = [1.89 + 1.62 \lg(L/k_s)]^{-2.5} \quad (20)$$

式中: L 为机翼的当量气动弦长或者机身长度; Re 为机翼或机身的雷诺数。

⑨ 上表面被水膜浸润的飞机, α 为零时的阻力系数增量为^[2]

$$\Delta C_{D_0} = C_{F_{Rwing}} - C_{F_{Swing}} + \frac{A_{fus}}{2S} (C_{F_{Rfus}} - C_{F_{Sfus}}) \quad (21)$$

式中:下标“wing”和“fus”分别表示机翼和机身; A_{fus}/S 为机身表面积与机翼面积的比值。如果飞机上下表面都被水膜浸润,则由式(21)得到的结果需乘以系数 2^[2]。

⑩ 文献[8]的风洞试验数据表明,在失速前,不同 α 下的 ΔC_D 近似相等,即

$$\Delta C_D = \Delta C_{D_0} \quad (22)$$

为验证上述方法在计算降雨对飞机气动特性参数影响时的准确性,利用上述方法可得到 NACA64-210 翼型在文献[8]给定试验条件下的部分升力和阻力特性参数,如表 2 所示。

表 2 降雨对 NACA64-210 翼型气动特性的影响
Table 2 Aerodynamic penalties of rain on NACA64-210

试验条件		升力特性参数		阻力特性参数			
LWC/(g·m ⁻³)	V/(m·s ⁻¹)	$(C_L(2^\circ))_e$	$(C_L(2^\circ))_a$	$(\Delta C_{D_0})_a$	$\Delta C_{D_{0l}}$	$\Delta C_{D_{0t}}$	$\Delta C_{D_{0e}}$
0	48.4	0.333	0.333	0	0	0	0
25	48.4	0.319	0.311	0.001 3	0.004 1	0.005 4	0.006 0
39	48.4	0.310	0.306	0.002 0	0.006 4	0.008 4	0.010 3
0	62.5	0.342	0.342	0	0	0	0
19	62.5	0.323	0.316	0.001 1	0.003 1	0.004 2	0.004 7
30	62.5	0.316	0.310	0.001 9	0.004 9	0.006 8	0.007 0

表 2 中:下标 a 表示由上述方法计算得到的结果;下标 e 为根据文献[8]给出的试验数据得到的结果。值得注意的是:① 试验中只有机翼, $A_{fus}/S=0$;② 试验测得的阻力包括气动阻力和雨

滴撞击力引起的阻力, $\Delta C_{D_{0l}}$ 为机翼迎角为零时雨滴撞击力的等效阻力系数增量, $\Delta C_{D_{0t}}$ 为 $\Delta C_{D_{0l}}$ 与 $(\Delta C_{D_0})_a$ 的和。对比表 2 中的 $(C_L(2^\circ))_a$ 和 $(C_L(2^\circ))_e$,以及 $\Delta C_{D_{0l}}$ 和 $\Delta C_{D_{0e}}$ 可知,上述方法得

到的降雨时的气动特性参数与试验值基本吻合,可用于进一步的研究。

利用上述方法可得到 Boeing-747 飞机以 67.5 m/s 的速度在海平面高度飞行时遭遇降雨后,飞机的升力和阻力特性参数,如表 3 所示。

表 3 不同降雨率下 Boeing-747 飞机的气动特性参数

Table 3 Aerodynamic characteristic parameters of Boeing-747 in different rainfall rates

$R/(mm \cdot h^{-1})$	$C_L(8.5^\circ)$	$C_{L_a}(8.5^\circ)$	ΔC_{D_0}	$C_D(8.5^\circ)$
0	1.73	5.65	0	0.260 1
100	1.54	5.03	0.003 1	0.263 2
200	1.42	4.32	0.004 5	0.264 6
500	1.32	3.82	0.006 1	0.266 2

3 飞机在风雨中的飞行仿真研究

3.1 飞机在风雨中飞行的运动方程

由第 2 节方法可计算得到飞机在风雨中飞行时的 α 、 β 、 V_a 以及 C_L 、 C_{L_a} 和 C_D ,进而可得到飞机所受的气动力及力矩。此外,考虑雨滴撞击力和力矩,可得到飞机在风雨中飞行时的纵向运动方程为

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dV_k}{dt} &= A_{x_k} + W_{x_k} + T_{x_k} + R_{x_k} \\ -mV_k \frac{d\gamma}{dt} &= A_{z_k} + W_{z_k} + T_{z_k} + R_{z_k} \\ I_y \frac{dq}{dt} &= M_{A_b} + M_{W_b} + M_{T_b} + M_{r_b} \end{aligned} \right\} (23)$$

式中: t 为时间; m 、 γ 、 q 和 I_y 分别为飞机的质量、航迹倾角、俯仰角速度和关于轴 O_{Y_b} 的转动惯量; A 、 W 、 T 和 R 分别为飞机所受的气动力、重力、发动机推力和雨滴撞击力;下标“ x_k ”和“ z_k ”分别表示沿航迹坐标系的 O_{x_k} 和 O_{z_k} 方向的分量^[12]; M_{A_b} 、 M_{W_b} 、 M_{T_b} 和 M_{r_b} 分别为飞机气动力、重力、发动机推力和雨滴撞击力引起的俯仰力矩。

3.2 开环飞机在降雨中飞行的仿真研究

根据飞机在风雨中飞行的运动方程,对降雨时 Boeing-747 飞机以速度为 67.5 m/s 的开环飞行进行数值仿真求解,得到飞机进入稳态飞行后的部分参数如表 4 所示。飞机遭遇无风的不同强度降雨时,如果驾驶员不施加任何操纵,由于升力系数减小和阻力系数增大,飞机的稳态迎角 α_s 略有增加,并进入下滑状态,飞行高度降低,稳态速度 V_{ks} 增大,且降雨强度越大,稳态航迹倾角 γ_s 越小。

表 4 开环飞行稳态结果

Table 4 Steady results of uncontrolled flying

$R/(mm \cdot h^{-1})$	$\alpha_s/(^\circ)$	$V_{ks}/(m \cdot s^{-1})$	$\gamma_s/(^\circ)$
0	8.50	67.5	0
50	8.58	69.2	-0.69
100	8.66	71.1	-1.47
200	8.80	74.1	-2.80

3.3 闭环飞机在风雨中飞行的仿真模拟

(1) 下滑飞行的驾驶员操纵模型

在飞机下滑飞行的纵向操纵中,驾驶员的主要任务是保持 γ ,而 γ 是通过控制飞机的俯仰姿态角 θ 来实现的。此外,为将飞机的下滑航迹速度 V_k 控制在合理范围内,驾驶员需通过油门操纵来完成对 V_k 的控制。根据驾驶员操纵的这些特点,下滑飞行中的驾驶员模型可分为升降舵操纵和油门操纵两个通道,并且升降舵操纵通道可分为内环 θ 控制回路和外环 γ 控制回路,如图 5 所示。

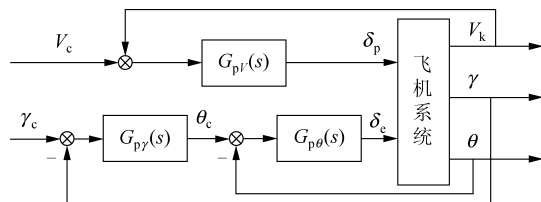


图 5 下滑时飞机驾驶员模型结构

Fig. 5 Structure of pilot model during gliding down

图中:飞机系统为根据飞机纵向运动方程式 (23) 建立的纵向全变量数值仿真模型,并考虑了升降舵和油门操纵系统的动态特性; δ_p 为油门操纵量,范围为 $0 \sim 1$,0 表示油门关闭,1 表示最大油门状态; δ_e 为升降舵偏角。

升降舵操纵通道内环回路中, $G_{p\theta}(s)$ 选用能较好反映驾驶员操纵滞后的 McRuer 模型^[13]:

$$G_{p\theta}(s) = k_{p\theta} \cdot \frac{(T_{1_\theta}s + 1)}{(T_{1_\theta}s + 1)} \cdot e^{-\tau_\theta s} \quad (24)$$

式中: $k_{p\theta}$ 、 T_{1_θ} 和 T_{1_θ} 分别为驾驶员的增益、超前补偿和滞后补偿时间常数; τ_θ 为驾驶员的反应及肌肉滞后时间常数,一般取为 $0.10 \sim 0.25$ s。根据文献^[14]给出的方法可确定 $G_{p\theta}(s)$ 的参数。

升降舵操纵通道的外环回路,表示驾驶员根据飞机的实际航迹倾角 γ 与下滑飞行任务所需的航迹倾角 γ_c 的偏差,判断飞机所需的俯仰角 θ_c 。驾驶员根据航迹倾角偏差 $(\gamma_c - \gamma)$ 来判 θ_c 时的比例关系可用比例环节 $k_{p\gamma}$ 来模拟,而驾驶员在判断过程中的思维延迟过程可用延迟环节 $e^{-\tau_\gamma}$ 来模

拟。此外,为模拟驾驶员根据 $(\gamma_c - \gamma)$ 的积累来对 θ_c 进行修正以减小或消除 γ 的稳态误差的行为,需在驾驶员模型中增加积分环节 (k_{in}/s) 。因此,升降舵操纵通道外环回路的传递函数为

$$G_{py}(s) = k_{py} \cdot e^{-\tau_\gamma s} + \frac{k_{in}}{s} \quad (25)$$

由于 γ 对驾驶员操纵的响应较慢,驾驶员对 γ 的反应滞后时间 τ_γ 可取为 0.33 s ,而比例环节 k_{py} 的选取必须满足人机闭环系统的稳定性要求,并应保证驾驶员对 γ 具有较好的控制效果。

V_k 对油门操纵的响应较慢,可用比例延迟环节 $k_{pv}e^{-\tau_v s}$ 来模拟驾驶员利用油门对 V_k 进行控制的过程。驾驶员对 V_k 的反应滞后时间 τ_v 可取为 0.35 s ,比例环节 k_{pv} 的选取应满足人机闭环系统的稳定性要求,并需保证驾驶员能较好地控制 V_k 以接近下滑任务所需的飞行速度 V_c 。

飞机在实际飞行中遭遇不同情形的风雨后,驾驶员的操纵行为可能会有所变化。本文主要研究风雨对飞机飞行安全性的影响,假设:①飞机遭遇风雨后驾驶员仍然采用控制航迹倾角的方式来操纵飞机按预期的航迹进行飞行,以防止着陆过程中的飞机因提前撞地而发生飞行事故;②遭遇风雨后驾驶员模型的结构和参数保持不变。

(2) 闭环飞机在风雨中下滑飞行的仿真模拟

下击暴流常伴随在降雨过程中,在可能与降雨同时存在的各种风扰中,下击暴流对飞机飞行安全的威胁最大。文献[15]给出了一种简化的下击暴流的涡环模型,该模型能够较好地模拟中度和严重两种下击暴流随三维空间的风速分布,图6为 200 m 高度处中度下击暴流的风速剖面。

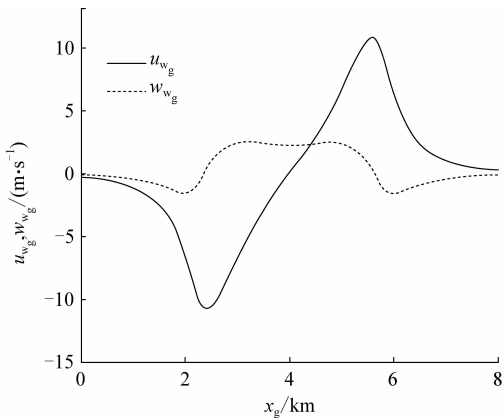
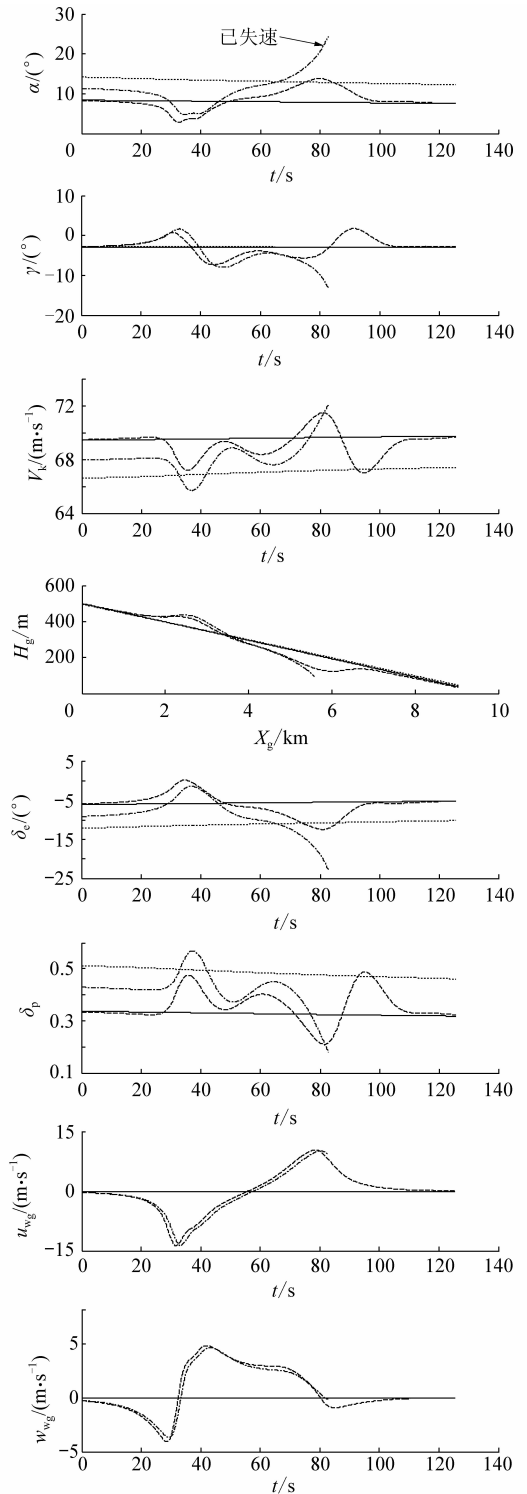


图 6 中度下击暴流风速剖面

Fig. 6 Moderate downburst profiles at $h=200\text{ m}$

利用前述方法可得到飞机下滑飞行时的驾驶

员模型及参数,根据飞机在风雨中飞行的运动方程,对驾驶员操纵 Boeing-747 飞机在风雨中以 $\gamma = -3^\circ$ 的下滑飞行进行数值仿真模拟,考虑空气密度随高度的变化,部分仿真结果如图7所示。



图中: —— 无风无雨; 无风, $R=150\text{ mm/h}$;
 - - - 中度下击暴流, 无雨;
 - · - · 中度下击暴流, $R=100\text{ mm/h}$

图 7 飞机在不同风雨环境中的闭环下滑飞行

Fig. 7 Simulation of aircraft with pilot gliding down in different rainfall rates

降雨时飞机的升力系数减小,驾驶员需拉杆增大迎角以使飞机达到平衡升力系数,同时,降雨使得飞机临界迎角减小,不利于飞机的安全飞行。风会改变飞机的迎角和空速,造成飞机的航迹发生变化,可能会导致着陆过程中的飞机提前触地而引起飞行安全事故。当风和雨同时存在时,由于飞机的平衡迎角增大,临界迎角减小,而风会导致飞机的迎角发生明显变化,致使飞机更易出现失速而发生飞行安全事故。由仿真结果可看出,无降雨时,飞机可在一定强度的风场中安全飞行,而降雨时,飞机的抗风能力降低;无风时飞机可在一定强度的降雨(算例中 $R=150$ mm/h)中安全飞行,而有风时,较小的降雨(算例中 $R=100$ mm/h)就会导致飞机出现飞行失速。

4 结 论

(1) 降雨使飞机的升力系数减小和阻力系数增大,开环飞机在降雨中飞行时,飞机的稳态迎角略有增加,并进入下滑状态,降雨强度越大,稳态航迹倾角越小。

(2) 闭环飞机在降雨中飞行时,驾驶员需拉杆增大飞机的迎角以使其达到平衡升力系数,飞机的失速迎角余量减小,不利于飞机的安全飞行。

(3) 风会改变飞机的空速和气动角,导致飞机的航迹发生变化。

(4) 风和雨同时存在时,飞机的抗风能力下降,并可能在较小强度的降雨条件下发生失速,而造成飞行安全事故。

参 考 文 献

- [1] 孙凌峰, 郭学良, 孙立谭, 等. 武汉“6·22”空难下击暴流的三维数值模拟研究[J]. 大气科学, 2003, 27(6): 1077-1092.
Sun Lingfeng, Guo Xueliang, Sun Litan, et al. A numerical study of the airplane disaster-producing microburst on 22 June 2000 in Wuhan[J]. Chinese Journal of Atmospheric Sciences, 2003, 27(6): 1077-1092. (in Chinese)
- [2] Haines P A, Luers J K. Aerodynamic penalties of heavy rain on landing airplanes[J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(2): 111-119.
- [3] Wurz D E. Experimental investigation into the flow behaviour of thin water films, effect on a concurrent airflow of moderate to heavy supersonic velocities, pressure distribution at the surface of rigid wavy reference structures[J]. Archives of Mechanics, 1976, 28(5-6): 969-987.
- [4] Brumby R E. Wing surface roughness cause and effect[J]. DC Flight Approach, 1979(32): 2-7.
- [5] Ljungstroem B L G. Wind tunnel investigation of simula-

ted hoar frost on a two dimensional wing section and without high lift devices[R]. FFA AU-902, 1972.

- [6] Haines P A, Luers J K. Heavy rain penalties for flight simulators[R]. AIAA-1982-0213, 1982.
- [7] Youg F L. Experimental investigation of the effects of surface roughness on compressible turbulent boundary layer skin friction and heat transfer[R]. DRL-532, CR-21, 1965.
- [8] Gaudy M B, Dunham R E, Gentry G L, et al. Wind tunnel aerodynamic characteristics of a transport-type airfoil in a simulated heavy rain environment[R]. NASA Technical Paper 3184, 1992.
- [9] 肖业伦, 金长江. 大气扰动中飞行原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1993: 77-81.
Xiao Yelun, Jin Changjiang. Flight principle in the atmospheric perturbation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1993: 77-81. (in Chinese)
- [10] Marshall J S, Palmer W M. The distribution of raindrops with size[J]. Journal of Meteorology, 1948, 5(2): 165-166.
- [11] Markowitz A M. Raindrop size distribution expressions [J]. Journal of Applied Meteorology, 1976, 15(9): 1029-1031.
- [12] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Aircraft flight dynamics[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005. (in Chinese)
- [13] 高浩, 朱培申, 高正红. 高等飞行动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 140-164.
Gao Hao, Zhu Peishen, Gao Zhenghong. Advanced flight dynamics[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003: 140-164. (in Chinese)
- [14] 高金源, 李陆豫, 冯亚昌, 等. 飞机飞行品质[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 204-208.
Gao Jinyuan, Li Luyue, Feng Yachang, et al. Aircraft flying qualities [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003: 204-208. (in Chinese)
- [15] Zhao Y Y, Bryson A E. Optimal paths through downburst [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1990, 13(5): 813-818.

作者简介:

黄成涛(1984—) 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞机飞行动力学与控制, 飞行安全。

Tel: 010-82338821

E-mail: hct113a@yahoo.com.cn

王立新(1965—) 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞机设计, 飞行动力学与飞行控制, 飞行安全等。

E-mail: bhu_wlx@tom.com

(编辑: 鲍亚平)