

引用格式：杨成凤，郭兆电，邓文剑. 机轮溅水特性及对进气道吸水的影响[J]. 航空学报, 2018, 39(2): 121453. YANG C F, GUO Z D, DENG W J. Characteristic of airplane wheel water spray and its effect on water ingestion of engine inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(2): 121453 (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2017.121453

机轮溅水特性及对进气道吸水的影响

杨成凤*, 郭兆电, 邓文剑

航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089

摘要：当飞机在积水跑道上起飞着陆滑跑时, 由于起落架机轮溅水引起的进气道吸水问题是非常复杂的。提出了分析机轮溅水轨迹形态及对进气道影响的两种方法:类比法和数值模拟法。以机轮溅水的典型初始参数为输入, 运用上述两种方法, 对某国产运输机A的进气道吸水特性进行分析, 为其适航符合性提供依据。分析结果表明:该飞机在研究范围内的各个典型溅水初始参数条件下, 进气道均处于起落架机轮的溅水覆盖区域以外, 符合适航条例相关要求; 数值模拟结果给出了典型参数下机轮溅水被内侧短舱进气道吸入的临界条件:侧向溅水初始速度达到69 m/s以上, 同时垂向溅水初始速度至少达到40 m/s以上。

关键词: 进气道; 气液两相流; 机轮溅水; 吸水; 适航符合性; 数值模拟; 离散相模型(DPM)

中图分类号: V228.7⁺1

文献标识码: A

文章编号: 1000-6893(2018)02-121453-10

当飞机在存有积水的跑道上起飞/着陆滑跑时,发动机很容易吸入起落架轮胎的溅水,若吸水量超过一定量,将导致发动机的推力下降、喘振,甚至熄火^[1]。另外,空速系统吸水可能导致起飞或着陆时的系统故障,大量的溅水还会对飞机上的易损结构系统(例如舱门、液压管路等)造成潜在威胁,严重影响飞行安全。为此,国内外的适航条例针对飞机进气道防溅水设计提出了相关要求^[2-3],中国民用航空规章第25部(运输类飞机适航标准)第25.1091条规定:飞机必须设计成能防止跑道、滑行道或机场其他工作场地上危险量的水或雪水直接进入发动机或辅助动力装置的进气道。一般情况下,为了验证是否满足适航条例的要求,飞机需要进行溅水试验。在溅水试验之前,必须开展关于起落架机轮溅水条件下发动机吸水特性分析,分析起落架轮胎溅水在直至飞机最大起飞速度及发动机最大流量状态下的飞溅轨迹及其影响区域范围,初步预测发动机是否吞入起落

架轮胎溅水以及吸水情况下的吸水量,这是进气道适航符合性研究的重要环节之一。

文献[4]对发动机需要满足的吞水能力提出了相关要求,文献[5-8]给出了溅水试验的相关理论基础及试验方法,文献[9-19]给出了轮胎溅水形态参数的分析方法及分析结果。但关于飞机在积水跑道上滑跑、发动机处于典型工作状态时,进气道吸水的可能性分析方法及典型溅水参数下进气道吸入特性的研究还未见公开报道。

本文提出了分析进气道吸水特性的两种方法:类比法和数值模拟方法。类比法主要用于飞机布局选型阶段,初步预判典型参数下起落架机轮溅水的影响范围;数值模拟方法通过对水粒子运动轨迹的详细参数化计算分析,可以对不同飞机滑跑速度、发动机状态下的进气道吸水特性进行定性、定量描述,为溅水试验提供数据参考和支持,同时为该飞机的适航符合性提供有效依据。以某国产运输机A为例,运用上述两种方法分析

了该飞机起落架机轮溅水的典型运动轨迹覆盖范围并预判了进气道吸水的危险参数。

1 起落架机轮溅水机制及溅水初始参数

起落架轮胎导致的溅水主要包括3部分：舰首波、侧向溅射和公鸡尾，如图1所示。其中，舰首波位于机轮前方，由机轮冲击积水而形成，机轮与水接触后，破坏了水的表面张力，在冲击作用力下，迫使积水向前上方飞溅；侧向溅射的射流源位于轮胎两侧跑道表面，由轮胎挤压并排出积水而形成，积水在轮胎的挤压作用下，向上、向外喷溅，射流参数与排水量及轮胎变形量密切相关；公鸡尾位于轮胎后方接地面附近，由轮胎旋转过程中喷流迅速脱离轮胎而形成，相对于轮胎以较高的速度向后方流动。

对于一般布局形式（发动机布置于翼吊短舱内）的运输机来说，溅水试验结果表明：侧向溅射占据了溅水的主要部分，最容易被进气道吸入；舰首波只有起落架机轮前方的一小束，竖直向上直接打到机体上，不易被进气道吸入；公鸡尾相对于飞机轮胎以较高的速度向后方流动，被下机身、整流鼓包以及侧向溅射湮没。

轮胎溅水流现象复杂，影响因素众多。机轮在积水中高速连续滚动，伴随着水浪的冲击破碎形成了复杂的涡流结构，液滴形态、尺寸分布及速度分布特别复杂，它不仅与机轮几何参数、摩擦系数、变形参数、速度参数等有关，还与积水深度、跑道形式等有着密切复杂的关系。文献[9-19]对机轮溅水的参数给出了大量分析，同时参照某运输机B的溅水试验数据，本文分析归纳了机轮溅水的典型初始参数，以此作为分析进气道吸水特性的输入条件。

在机体坐标系下， x 为航向，逆航向为正； z 为垂向，垂直于地面向上为正； y 为侧向，垂直于机身对称面，符合右手定则。溅水参数包括：水滴直径 d_p ；航向速度分量 V_x ；侧向速度分量 V_y ；垂向速度分量 V_z ；侧向溅水合速度 $V_s = \sqrt{V_y^2 + V_z^2}$ ；航向溅水角度 α ， $\tan \alpha = V_z/V_x$ ；侧向溅水角度 θ ， $\tan \theta = V_z/V_y$ ；展向溅水角度 β ， $\tan \beta = V_y/V_x$ 。在地面坐标系中，溅水速度方向主要是顺航向（舰首波）和侧向（侧向溅射），不存在向后（逆航向）的速度分量，因此，在机体坐标系

下，水花向后的运动速度 V_x 与飞机的滑跑速度 V_0 相当。水花/水浪对机体影响范围主要取决于起始角 α （航向起始角）和 β （展向起始角）的大小，图2给出了典型飞机溅水试验激起水花的影响区示意图。

1) 水滴直径 d_p

文献[19]从力学分析角度对机轮溅起的水花破碎为水滴过程中的主要影响参数进行了分析，在流场计算分析中，采用的水滴粒子的直径典型范围为0.5~10 mm。

2) 航向溅水速度分量 V_x

溅水相对于飞机的航向速度与飞机本身相对于地面的滑跑速度相当。因此，可以根据飞机实际滑跑速度来确定飞机的航向溅水速度分量。

3) 垂向溅水速度分量 V_z

根据某运输机B的滑跑速度110 kn(1 kn=

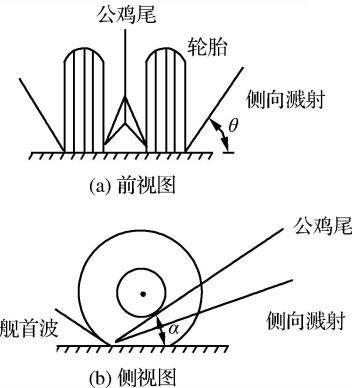


图1 轮胎溅水原理图

Fig. 1 Principle of wheel water spray

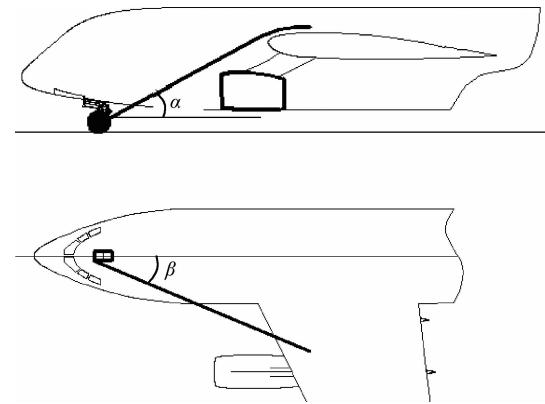


图2 典型飞机溅水试验的机轮溅水影响区域

Fig. 2 Influence area of wheel water spray for spray test of typical aircraft

0.514 m/s)和航向溅水角度 $\alpha = 16.8^\circ$, 可以得到溅水的垂向速度 $V_z = 17 \text{ m/s}$ 。以此初始速度向上运动的水花, 只受重力时, 可以上升至 14.7 m 的高空, 但根据运输机 B 溅水试验测试结果, 飞机通过水池后激起的水浪高度低于此高度, 约为 10 m, 这主要是由于水本身的破碎、黏性阻止等因素造成的。飞机的滑跑速度不同, 则航向溅水角度 α 不同, 飞机滑行速度越大, 该角度越小。假定 14.7 m 为溅水可以上升的最大高度, 由此确定垂向溅水速度范围为: $V_z \leq 17 \text{ m/s}$ 。

4) 侧向溅水角度 θ

侧向溅水参数的影响因素众多, 包括飞机滑跑速度、积水深度、飞机重量以及轮胎参数(轮胎数、直径、接地面积、胎压、表面纹理、弹性)等, 文献[9]给出了波音系列飞机以 50~150 kn 之间的速度在湿滑积水跑道上滑跑时外侧轮胎和发动机短舱之间的典型溅水轨迹及侧向溅水角度(见图 3), 当积水淹没轮胎行驶面变形区时, θ 约为 55°, 当积水量未淹没轮胎变形区时, θ 约为 26°; 侧向射流角 θ 的范围确定为: $26^\circ \leq \theta \leq 55^\circ$ 。而运输机 B 溅水试验给出的侧向溅水角度 $\theta = 43^\circ$, 包含在范围之内。表 1 给出了起落架轮胎的溅水初始参数范围。

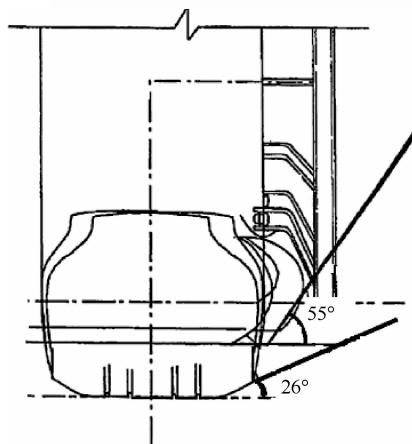


图 3 侧向溅水角度^[9]

Fig. 3 Side splash angle^[9]

表 1 机轮溅水初始参数

Table 1 Initial parameters of wheel water spray

d_p/mm	$V_x/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$V_y/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$V_z/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\alpha/^\circ$	$\theta/^\circ$
0.5~10	20~69	-12~-35	6~17	10~40	26~55

2 进气道吸水特性的分析方法

2.1 相同机种的飞机溅水试验类比方法

假设已知某运输机 B 的溅水相关参数, 那么可通过类比方法分析出相同布局形式的运输机 A 溅水影响参数范围。图 4 给出了机轮排开积水的工作原理图, 可以看出: 机轮两侧排开积水而形成水花实际是机轮在高速运动中占据了积水所占的空间, 压迫积水向两侧喷射而出。影响水花侧向溅水角 θ 大小的主要因素为轮胎变形后地面与侧面过渡处的几何型面和积水深度 h 。目前在飞机起落架系统设计中, 经常选用的机轮轮胎一般均为斜胶轮胎, 轮胎的压缩量可以根据轮胎静压曲线获得。不同飞机起落架轮胎的变形型面相似, 虽然不同飞机轮胎尺寸、变形量和侧向圆弧角有所差别, 但局部的喷射切线角变化不大, 因此, 可初步采用运输机 B 溅水试验获得的侧向初始喷射角 θ_B 作为运输机 A 的侧向喷射角 θ_A , 即 $\theta_A = \theta_B$ 。

排水量 m 的初步估算公式为

$$m = WV_0 h \rho_w \quad (1)$$

式中: W 为轮胎宽度; ρ_w 为水的密度。按照溅水试验标准^[3], 取 $h = 12.7 \text{ mm}$ 。

排开积水的质量还可表达为

$$m = A_s V_s \rho_w \quad (2)$$

式中: A_s 为由机轮扫过积水产生的侧向喷射水柱截面积。

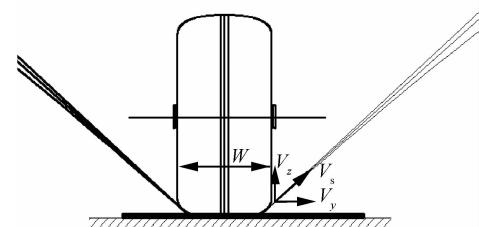
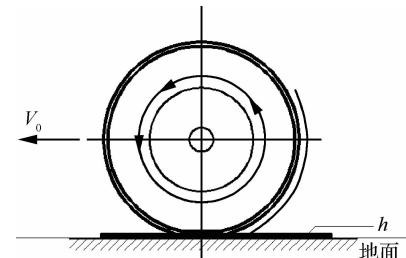


图 4 机轮排水原理图

Fig. 4 Principle of extrusion of water from wheel

由式(1)和式(2)可以得到水花侧向喷射速度计算的表达式为

$$V_s = \kappa \frac{WV_0 h}{A_s} \quad (3)$$

式中:由于机轮排开的水并非全部由侧向排出,还有一小部分在舰首波中,因此引入 κ 值,由于舰首波所占比例相对较小,因此 $\kappa \approx 1$ 。由式(3)可以看出,溅水侧向速度的大小主要取决于积水的深度、飞机滑跑的速度和轮胎的宽度以及侧向喷射水柱截面积。在初步计算中假设 A_s 只与轮胎变形后的几何型面有关,因此可以假设运输机 A 的侧向喷射水柱截面积 A_s 与运输机 B 的一致,即 $A_{sA} = A_{sB}$ 。因此有

$$V_{sA} = \frac{V_{0A} W_A}{V_{0B} W_B} V_{sB} \quad (4)$$

式中:下标 A、B 分别代表运输机 A 与运输机 B 所对应的参数。

2.2 基于多相流理论的数值模拟方法

为了模拟水滴/水花在空气流场中的运动轨迹,采用气液两相流离散相模型(Discrete Phase Model, DPM)进行数值模拟,空气流场作为连续相,水滴作为空气流场中的离散相,两相之间存在热量、质量和动量交换。

气体相被处理为连续相,直接求解时均 Navier-Stokes 方程,而离散相是通过积分拉氏坐标系下的颗粒作用力微分方程来求解离散相颗粒(液滴或气泡)的轨迹。颗粒的作用力平衡方程(颗粒惯性=作用在颗粒上的各种力之和)在笛卡尔坐标系下的形式(以 x 方向为例)为

$$\frac{du_p}{dt} = F_D(u - u_p) + \frac{g_x(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + F_x \quad (5)$$

式中: u 为流体相速度; u_p 为颗粒速度; F_D 为颗粒曳力; g_x 为重力加速度沿 x 方向的分量; ρ 为空气密度; ρ_p 为颗粒密度(骨架密度); F_x 为附加质量力和流体压力梯度引起的附加作用力之和; t 为时间。

F_D 的表达式为

$$F_D = \frac{18\mu}{\rho_p d_p^2} \cdot \frac{C_D Re}{24} \quad (6)$$

式中: μ 为流体动力黏度; C_D 为曳力系数; Re 为相对雷诺数(颗粒雷诺数)。

Re 的定义为

$$Re = \frac{\rho d_p |u_p - u|}{\mu} \quad (7)$$

C_D 的定义为

$$C_D = a_1 + \frac{a_2}{Re} + \frac{a_3}{Re^2} \quad (8)$$

式中:对于球形颗粒,在一定的雷诺数范围内, a_1, a_2, a_3 为常数^[20]。

F_x 的表达式为

$$F_x = \frac{1}{2} \cdot \frac{\rho}{\rho_p} \cdot \frac{d}{dt}(u - u_p) + \frac{\rho}{\rho_p} u_p \frac{\partial u}{\partial x} \quad (9)$$

本文参照典型溅水试验的测量数据,结合该飞机的结构布局特点,根据物理问题的本质及研究问题的主要目的,对物理模型进行了简化,提出的主要假设包括:

1) 忽略主起落架轮胎溅水的影响,以前起落架轮胎溅水为主要研究对象,依据前起落架外侧轮胎的外端面建立面射流源,并给定面射流的参数,包括: x, y, z 这 3 个方向的射流初始速度,面射流质量流量,水滴的当量直径等。

2) 在翼吊双发布局中,外侧发动机与起落架轮胎的展向距离较远,预计卷入起落架轮胎溅水的机率相对较小,因此只针对内侧发动机的吸水性能进行数值计算。

3) 以飞机为基准建立坐标系,空气和地面以及水滴相对于飞机做相对运动,地面为“滑移”边界,滑移速度为飞机在跑道上的滑跑速度。

4) 流动过程为稳态流动,空气和地面相对于飞机的运动速度等于飞机的滑跑速度,发动机流量保持不变,主要考查射流初始参数变化对溅水轨迹的影响。

5) 应用拉氏公式考虑离散相(水滴)的惯性、曳力、重力,考虑离散相运动对连续相流场的影响。

6) 溅起的水滴被假设成球形,无变形,不破碎,忽略水滴的加热/冷却,即无蒸发、相变等,忽略水滴之间的相互作用,忽略湍流旋涡对水滴造成的影响。

7) DPM 边界条件处理方法为:机头、机身、机翼、起落架整流鼓包、发动机短舱及挂架等壁面设置为“Reflect”边界,即“反弹”边界,水滴在此处反弹而发生动量变化,变化量由反弹系数确定;在地面边界上,DPM 设置为“Trap”边界,在此处,颗粒终止轨道计算;远场边界设置为“Escape”边界,即“逃逸”边界,颗粒在此处脱离计算域并终止

轨道计算。

图 5 给出了简化后的几何模型及边界条件, 射流平面假定为前起落架机轮外表面的一个矩形区域, 根据前起落架轮胎溅水初始参数, 在射流平面上给定水滴的初始速度参数 V_x 、 V_y 及 V_z 。

图 6 给出了计算网格, 整个计算域采用非结构化网格, 在前起落架和发动机短舱之间进行了网格局部加密。

采用 FLUENT 软件, 选取标准 $k-\epsilon$ 湍流模型和标准壁面函数进行数值模拟研究。动量方程、湍流动能 k 方程、耗散率 ϵ 方程以及能量方程均采用二阶迎风差分格式进行离散, 采用基于密度的算法进行压力-速度耦合求解。残差要求小于 1×10^{-4} 。

发动机在积水跑道上进行地面试车、进气道处于最大抽吸(Most Take Off, MTO)状态时, 地面上的积水会被吸入进气道内, 形成一小股旋流水柱, 运用计算流体力学(CFD)方法对该过程进行了非稳态数值模拟, 并与试验结果进行对比, 用

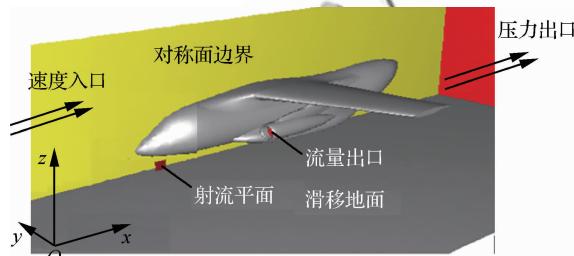


图 5 几何模型及边界条件

Fig. 5 Geometrical model and boundary conditions

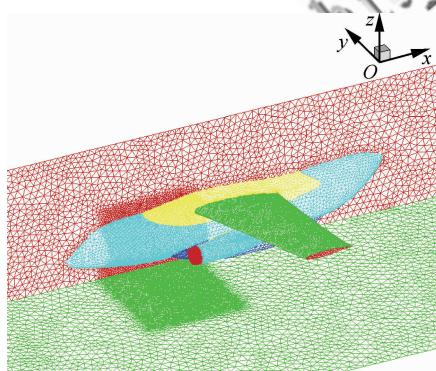


图 6 计算域网格

Fig. 6 Mesh of computational domain

以验证计算方法的可行性。本文模拟了飞机静止在水池中、发动机开到最大状态时进气道的吸水形态, 并与某双涵道涡轮喷气发动机(安装在某运输机 C 上, 同是短舱进气道)的流场进行了对比。

由于该状态下发动机吸入的是水雾, 因此水滴直径初步设置为 0.01 mm。图 7 给出了流场计算结果, 图 8 给出了某发动机地面试车时的流场图, 通过流场形态对比分析可见: 数值计算结果与试验现象基本相符, 说明本文采用的数值方法用于分析进气道吸入溅水的运动轨迹是可行的。

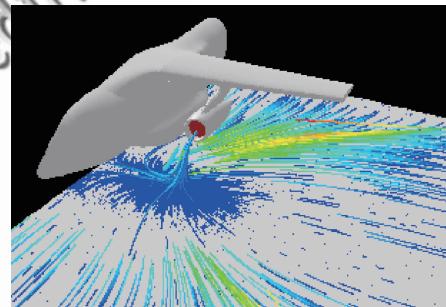


图 7 最大抽吸(MTO)状态下的流场计算结果

Fig. 7 Calculated results of flow field under MTO condition

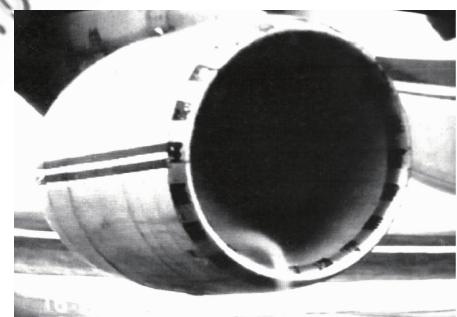


图 8 某发动机进气道吸水试验

Fig. 8 Water ingestion test of one engine inlet

3 国产运输机分析

3.1 类比法的应用及分析结果

应用类比法对某一典型状态下运输机 A 的溅水覆盖区域进行了分析, 该状态为运输机 A 起

飞最大滑跑速度,此时进气道最有可能吸入机轮溅水。

根据类比公式,则对于运输机 B,有

$$\begin{cases} V_{xB} = V_{0B} \\ V_{yB} = V_{0B} \tan \beta_B \\ V_{zB} = V_{0B} \tan \alpha_B \\ V_{sB} = \sqrt{V_{yB}^2 + V_{zB}^2} \end{cases} \quad (10)$$

式中:下标 B 分别代表运输机 B 相应的参数。

对运输机 B 溅水试验数据进行处理分析,可以得到如表 2 所示的特性参数,将运输机 B 滑跑速度参数、溅水角度 α_B 和 β_B 代入式(10),可以得到运输机 B 的各个方向溅水速度。

对于运输机 A,有

$$\begin{cases} V_{xA} = V_{0A} \\ V_{sA} = \frac{V_{0A} W_A}{V_{0B} W_B} V_{sB} \\ V_{yA} = V_{sA} \cos \theta_A \\ V_{zA} = V_{sA} \sin \theta_A \end{cases} \quad (11)$$

式中:下标 A 分别代表运输机 A 相应的参数。

将已知运输机 A 的前轮宽度比、滑跑速度 V_{0A} 及运输机 B 的各向溅水速度代入式(11),可以得到运输机 A 的各向溅水速度;再根据上述各向速度分量以及溅水起始角度 α_A 和 β_A 的计算公式,即可确定运输机 A 溅水试验的预测特性参数,如表 3 所示。图 9 给出了溅水影响范围,由图可见,运输机 A 进气道完全在溅水影响范围之外。

表 2 运输机 B 机轮溅水试验主要特性参数

Table 2 Major characteristic parameters of wheel water spray test of transport B

Parameter	$V_{0B}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\theta_B/(\text{°})$	$\alpha_B/(\text{°})$	$\beta_B/(\text{°})$	$V_{sB}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$V_{yB}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$V_{zB}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$
Value	56.58	43	16.8	18	25.06	18.33	17

表 3 运输机 A 机轮溅水试验主要特性参数

Table 3 Major characteristic parameters of wheel water spray test of transport A

Parameter	W_A/W_B	$V_{0A}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\theta_A/(\text{°})$	$\alpha_A/(\text{°})$	$\beta_A/(\text{°})$	$V_{sA}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$V_{yA}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$V_{zA}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$
Value	0.87	69	43	14.6	15.6	26.31	19.24	17.94

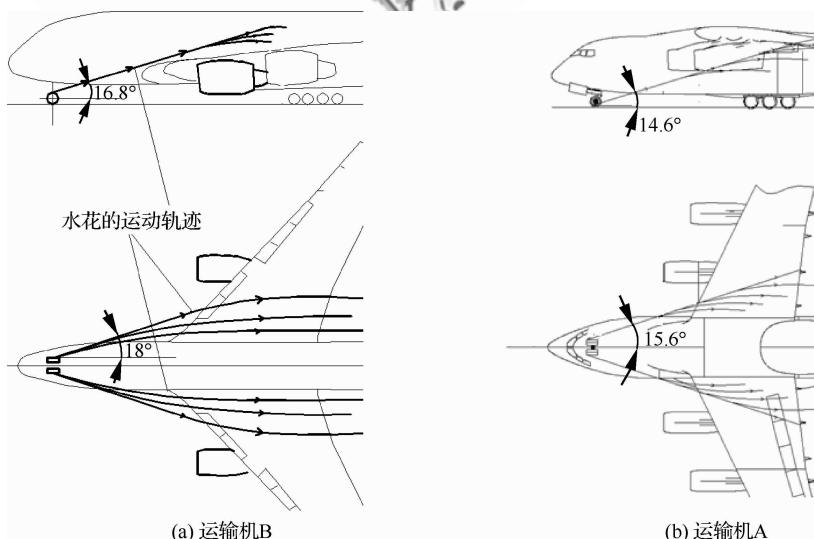


图 9 不同视图下的机轮溅水影响区域

Fig. 9 Influence area of wheel water spray at different views

3.2 飞机滑跑状态下水滴飞溅轨迹的计算

3.2.1 典型飞溅轨迹下的进气道吸入特性

根据表 1 给出的起落架轮胎溅水初始参数范围,选取典型状态参数进行了计算分析。图 10 给出了 $V_x = 69 \text{ m/s}$, $V_y = -17 \text{ m/s}$, $V_z = 17 \text{ m/s}$ 时不同直径水滴的运动轨迹。由图可见,小直径水滴不易被进气道吸入,大直径水滴打在机体上发生折转反弹,打在起落架整流鼓包上的部分水滴向进气道方向运动,但最终没有进入进气道。

图 11 给出了 $d_p = 2.0 \text{ mm}$, $V_x = 69 \text{ m/s}$, $V_z = 17 \text{ m/s}$ 时不同侧向溅水角度 θ 下的水滴运动轨迹。随着 θ 的减小,垂向溅水速度不变的情况下,侧向溅水速度增大, θ 从 55° 减小到 26° 的过程中, V_y 从 -11.9 m/s 增大到 -34.9 m/s , 溅水轨迹逐渐脱离飞机机体,沿翼展方向向进气道方向靠拢。

从以上数值模拟结果可见:在所有典型计算

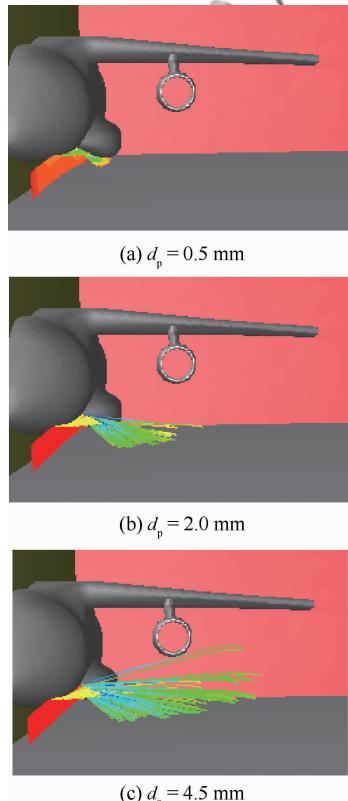


图 10 不同 d_p 下的水滴运动轨迹

Fig. 10 Water particle motion trace at different d_p

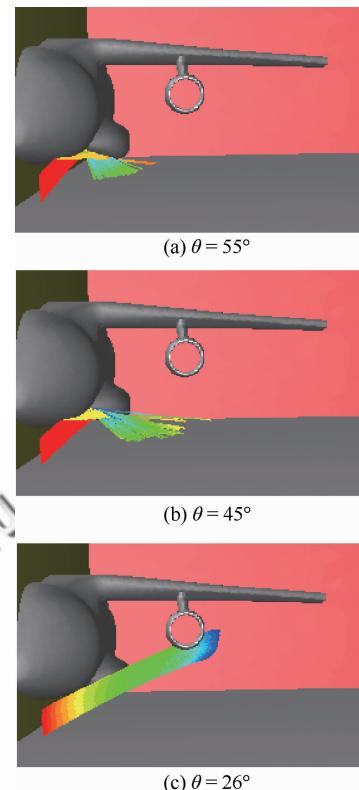


图 11 不同 θ 下的水滴运动轨迹

Fig. 11 Water particle motion trace at different θ

状态下,进气道均未吸入起落架机轮的溅水,这主要是由于该飞机采用了上单翼布局,翼吊短舱的位置距离地面相对较高。

3.2.2 进气道吸水状态的临界参数确定

对发动机最大工作状态下,不同侧向溅水速度和垂向溅水速度下的水滴飞溅轨迹进行了模拟,给出了进气道吸水的临界参数。

图 12 和图 13 分别给出了 $d_p = 2.0 \text{ mm}$, $V_x = 69 \text{ m/s}$, $V_z = 69 \text{ m/s}$ 和 $V_x = 69 \text{ m/s}$, $V_y = -69 \text{ m/s}$ 时,不同侧向溅水速度 V_y 和不同垂向溅水速度 V_z 下的水滴运动轨迹。可见,随着侧向溅水速度的增大,溅水轨迹被向外拉,从“折转轨迹”(溅水轨迹与机体碰撞之后发生折转)变为“脱体轨迹”(溅水轨迹与机体无接触),越来越向进气道方向靠拢;侧向溅水速度 V_y 大于 69 m/s 、垂向溅水速度 V_z 在 $40 \sim 69 \text{ m/s}$ 之间时,溅水轨迹跨过进气道进口边界,即飞机最大滑跑速度下,进气道吸水的临界速度参数为: $V_{y\text{cr}}$ 约为 69 m/s , $40 \text{ m/s} < V_{z\text{cr}} < 69 \text{ m/s}$ 。

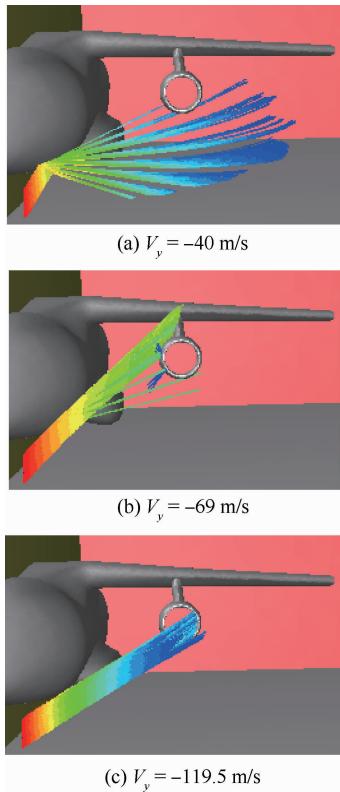


图 12 不同 V_y 下的水滴运动轨迹 ($V_x = 69 \text{ m/s}$, $V_z = 69 \text{ m/s}$)

Fig. 12 Water particle motion trace at different V_y ($V_x = 69 \text{ m/s}$, $V_z = 69 \text{ m/s}$)

3.3 两种分析方法的初步试验验证结论

目前完成的溅水试验结果表明,运输机 A 各个典型滑跑速度下,发动机都能稳定工作,进气道未吸入大量水导致发动机状态发生变化。通过类比法得出的主要结论可知,运输机 A 的进气道在起落架机轮溅水影响范围之外,这与溅水试验得到的结论是吻合的。

图 14 给出了 $V_x = 25.7 \text{ m/s}$ 滑跑速度下,DPM 数值仿真得到的溅水轨迹和运输机 A 溅水试验结果的对比,结果表明:“侧向溅射”占据了溅水形态的主要部分,也是最有可能被进气道吸入的部分;两个溅水轨迹图中,航向溅水角度 α 符合较好,约为 24° ,可见,用 DPM 模型模拟该飞机不同状态下的溅水轨迹是可行、可信的。

3.4 运输机溅水规律总结

溅水轨迹按其形态分类主要有两类:“脱体轨

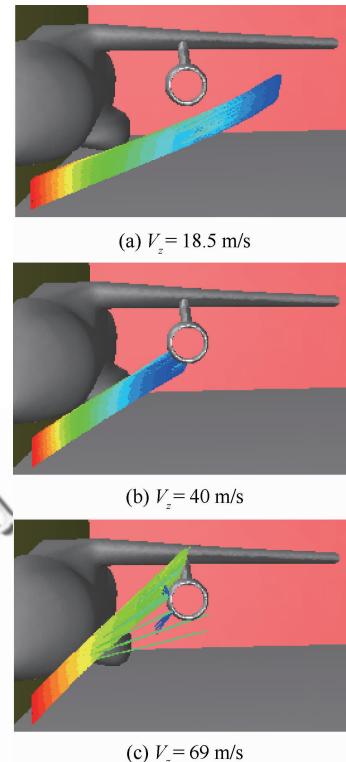


图 13 不同 V_z 下的水滴运动轨迹 ($V_x = 69 \text{ m/s}$, $V_y = -69 \text{ m/s}$)

Fig. 13 Water particle motion trace at different V_z ($V_x = 69 \text{ m/s}$, $V_y = -69 \text{ m/s}$)

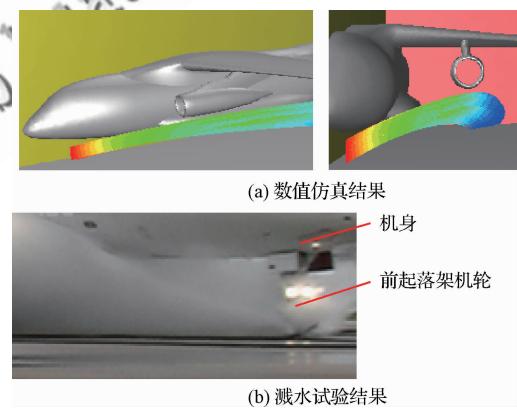


图 14 DPM 仿真和溅水试验的水滴分布形态对比 ($V_x = 25.7 \text{ m/s}$)

Fig. 14 Comparison of droplet spatial distributions between DPM simulation and spray test ($V_x = 25.7 \text{ m/s}$)

迹”形态和“折转轨迹”形态。“脱体轨迹”形态下,溅水轨迹脱离机体而直接溅到半空中,“折转轨迹”形态下,溅水打在机体上发生折转。对于该运

输机布局来说,进气道距离地面较远,“脱体轨迹”容易被吸入,“折转轨迹”直接打到机体上,对进气道没有威胁。

侧向溅水速度 V_y 增大,则轨迹形态由“折转轨迹”转变为“脱体轨迹”;垂向溅水速度 V_z 增大,则轨迹形态由“脱体轨迹”转变为“折转轨迹”。飞机最大滑跑速度下,进气道吸水的临界参数为:侧向溅水速度 V_{yer} 约为 69 m/s,垂向溅水速度 V_{zer} 在 40~69 m/s 之间,溅水初始速度只有同时达到 V_{yer} 和 V_{zer} 这两个临界参数以上,进气道才能够吸入溅水。

4 结 论

提出并归纳了关于起落架机轮溅水情况下进气道吸水特性的两种分析方法,类比方法是工程应用中较为简单实用的方法,通过该方法可以初步预判溅水的影响范围,为飞机最初的布局选型提供参考依据。而基于两相流理论的粒子轨迹模拟计算方法可以相对详细准确地给出飞机不同工况及发动机不同工作状态下、起落架机轮溅水的运动轨迹,具体描述进气道吸水定量特征参数,为飞机的适航符合性验证提供数据支持。

对某国产运输机 A 溅水情况下的进气道吸水特性分析结果表明:

1) 在研究范围内各个典型溅水初始参数下,运输机 A 的进气道都不会吸入起落架机轮的溅水。

2) 在最大滑跑速度下,溅水被进气道吸入的速度参数为:侧向溅水初始速度达到 69 m/s 以上,同时垂向溅水初始速度至少达到 40 m/s 以上。该参数远远超出了机轮溅水的参数范围,因而从另一方面说明了该飞机进气道的适航符合性。

参 考 文 献

- [1] SÁNTA I. The effect of water ingestion on the operation of the gas turbine engine[C]//ICAS 2000 Congress. Bonn: International Council of the Aeronautical Sciences, 2000: 524. 1-524. 9.
- [2] Federal Aviation Administration. Water ingestion testing for turbine powered airplanes: Advisory Circular No. 20-124[S]. Washington, D. C.: Federal Aviation Administration, 2003.
- [3] Federal Aviation Administration. Flight test guide for cer-
- tification of transport category airplanes: Advisory Circular No. 25-7[S]. Washington, D. C.: Federal Aviation Administration, 1998.
- [4] 中国民航总局. 中国民用航空总局关于 CCAR—33—R1 的修订: 民航总局令第 109 号[S]. 北京: 中国民航总局, 2002: 12-16.
- Civil Aviation Administration of China. CCAR—33—R1 revision: Civil Aviation Administration of China order-109 [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2002: 12-16 (in Chinese).
- [5] 戚学锋, 曾涛. 民用飞机动力装置溅水试验适航验证方法[J]. 航空发动机, 2013, 39(3): 55-58.
- QI X F, ZENG T. Water ingestion certification test method of civil aircraft power system[J]. Aeroengine, 2013, 39(3): 55-58 (in Chinese).
- [6] BRIDE M, EILLIS E. An experimental investigation of the scale relations for the impinging water spray generated by a planning surface: NACA-TN-3615[R]. Washington, D. C.: NACA, 1956.
- [7] BARRETT R B. Drag and spray measurements from a small pneumatic tyre travelling through a water layer[R]. London: Ministry of Aviation, 1965.
- [8] 王传煌, 崔健勇. 民用飞机的起落架溅水试验[J]. 飞行试验, 1992, 4(2): 36-39.
- WANG C H, CUI J Y. Wheel spray and aquaplaning test of civil aircraft landing gear[J]. Flight Test, 1992, 4(2): 36-39 (in Chinese).
- [9] JUSTIN D C, MARK N S. Wheel mounted water spray deflector: US7118067B2[P]. 2006-10-10.
- [10] 张岳青, 徐绯, 段敏鸽, 等. 飞机轮胎溅水计算方法及翻边轮胎挡水原理分析[J]. 科学技术工程, 2014, 14(6): 54-59.
- ZHANG Y Q, XU F, DUAN M G, et al. Method for estimating the water spray of aircraft tyre and water retaining analysis of chine tyre[J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(6): 54-59 (in Chinese).
- [11] BARRETT R V. Research into slush drag, wheel spray and aquaplaning at bristol university using small pneumatic tyres[D]. Bristol: University of Bristol, 1971: 24-30.
- [12] O'Rourke P J, AMSDEN A A. The TAB method for numerical calculation of spray droplet breakup: SAE Technical Paper 872089[R]. Warrendale, PA: SAE International, 1987.
- [13] LIU A B, MATHER D, REITZ R D. Modeling the effects of drop drag and breakup on fuel sprays: SAE Technical Paper 930072[R]. Warrendale, PA: SAE International, 1993.
- [14] GOODEN J H M. CR spray-Impingement drag calculation of aircraft on water-contaminated runways: NLR-TP-2001-204[R]. Amsterdam: National Aerospace Laboratory NLR, 2001.

- [15] DAUGHERTY R H, STUBBS S M. Measurements of flow rate and trajectory of aircraft tire-generated water spray: NASA-TP-2718[R]. Washington, D. C.: NASA, 1987.
- [16] Engineering Sciences Data Unit. Estimation of spray patterns generated from the sides of aircraft tyres running in water or slush: 83042[S]. London: Engineering Sciences Data Unit, 1998.
- [17] GOODEN J H M. Engine ingestion as a result of cross-wind during take-offs from water contaminated runways: NLR-TP-2013-201[R]. Amsterdam: National Aerospace Laboratory NLR, 2013.
- [18] ZHAO K, LIU P, QU Q, et al. Numerical simulation of aircraft tire-generated spray and engine ingestion on flooded runways[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(5): 1840-1848.
- [19] QU Q, ZHANG F, LIU P, et al. Numerical simulation of water spray caused by a rolling airplane tire[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(1): 182-188.
- [20] ANSYS Inc. ANSYS FLUENT 14.0 user's guide[M]. Pittsburgh, PA: ANSYS Inc., 2012.

(责任编辑: 王娇)

Characteristic of airplane wheel water spray and its effect on water ingestion of engine inlet

YANG Chengfeng * , GUO Zhaodian, DENG Wenjian

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: When an airplane passes through the water standing on runways and taxiways, the water ingestion from wheel spray is a very complex process. To analyze the characteristic of water spray and its effect on engine ingestion, two methods are proposed: analogy and numerical simulation. With the input of wheel spray typical initial parameters, the two methods are applied to analyze the water ingestion characteristics of engine inlet of domestic transport A, which could be provided as airworthiness compliance evidence. The results illustrate that the inlet would not suck spray water and demonstrate its agreement to the regulation. Numerical simulation result gives the boundary condition when the water from wheel spray is ingested by the inlet engine: side splash velocity increases to over 69 m/s, and vertical splash velocity also increases to over 40 m/s.

Keywords: inlet; gas-liquid two-phase flow; wheel water spray; water ingestion; airworthiness; numerical simulation; Discrete Phase Model (DPM)

Received: 2017-05-26; Revised: 2017-07-07; Accepted: 2017-08-17; Published online: 2017-09-08 10:12

URL: <http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/html/20180205.html>

* Corresponding author. E-mail: jjp_1982@126.com