

文章编号:1674-8190(2014)01-075-05

# 某全机模型的水滴撞击特性分析

王海涛, 吴默

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

**摘要:** 飞机结冰会对其飞行造成巨大隐患。应用 Fensap 软件, 使用 CFD 计算方法, 采用 Spalart-Allmaras 湍流模型对德国宇航中心(DLR)某型飞机的三维模型进行气动及水滴撞击特性分析。通过控制变量的方法, 确定环境参量对水滴撞击特性的影响。结果表明: 飞机速度增大, 局部水收集系数减小; 水滴直径减小, 局部水收集效率也减小。

**关键词:** 飞机结冰; 三维模型; 水滴撞击特性; 结冰区域

**中图分类号:** V328.1

**文献标识码:** A

## Study on the Droplet-impingement Property of a Total Plane

Wang Haitao, Wu Mo

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Aircraft icing will jeopardize its flight. The flow and droplet-impingement property of a three-dimensional model of a plane in the Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt(DLR) is analyzed by using Fensap CFD method and Spalart-Allmaras turbulence model. The influence of different environment parameter to droplet-impingement property by altering specified parameter is determined and the influence of environment on plane icing is also known. The result indicates that higher velocity results in smaller water efficiency and smaller droplet diameter also results in smaller water efficiency.

**Key words:** aircraft icing; three-dimensional model; droplet-impingement property; icing area

## 0 引言

飞机在结冰环境中飞行时, 遇到过冷水滴撞击飞机表面, 在一些部位形成积冰, 造成升力减小, 阻力增大等一系列安全隐患, 甚至导致空难发生<sup>[1-2]</sup>。因此, 应该对飞机在飞行中可能结冰的部位设计防除冰装置。设计防除冰装置不能盲目进行, 应对其实际飞行的结冰情况进行模拟, 从而采取行之有效的措施。结冰模拟一般可分为物理模拟和数值模拟两种方法。物理模拟即冰风洞实验, 其花费巨大, 而数值模拟可有效降低成本。数值模拟主要是建立在计算流体力学的基础上, 以电子计算机为工具, 应用各种离散化的数学方法, 对流体力学的各

类问题进行数值实验、计算机模拟和分析研究, 以解决各种实际问题。主要应用的 CFD 软件为 Fluent、Star-CD 等, 分析对象也局限为流场, 主要是用于研究飞行器的气动情况。国外在三维领域内的相关研究起步较早, 目前主要基于两种方法——拉格朗日法和欧拉二相流法<sup>[3]</sup>。国内对二维机翼的水滴轨迹的计算研究比较多, 两种方法都有所应用, 但对三维整机模型相关问题却鲜有报道。

本文应用专门模拟飞机结冰的软件 Fensap, 使用欧拉二相流方法, 在对三维整机模型进行流场计算的基础上, 进一步对飞机飞行时的水滴撞击情况进行数值模拟, 获知其结冰区域和结冰量, 为飞机防除冰装置的设计提供有效依据。

## 1 DLR 半机几何模型及网格划分

为了计算模型的流场, 进而分析其水滴撞击特性, 需要建立模型并进行网格划分。全机模型的分

析为轴对称问题,因此只需要取半机模型进行分析即可。本文使用 icem 划分半机模型的非结构网格,划分后共有 2 325 370 个网格单元和 443 049 个节点。划分后的半机网格模型如图 1 所示。

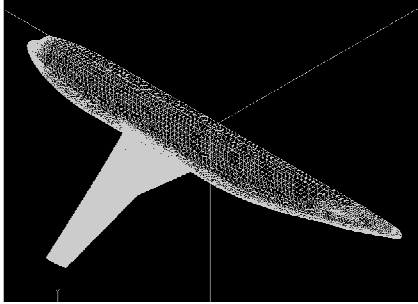


图 1 DLR 半机模型网格

Fig. 1 Mesh of half of DLR plane model

## 2 流场计算

使用数值模拟方法计算流场要先选定适当的控制方程,该方程为描述模型的大气运动和性状变化的方程组。

### 2.1 控制方程

控制方程包括动量方程、能量方程和理想气体状态方程。

(1) 动量方程的矢量形式为

$$\mathbf{V} \cdot \nabla (\rho_a \mathbf{V}_a) = \nabla \sigma \quad (1)$$

动量方程的张量形式为

$$\begin{aligned} \sigma^{ij} &= -\delta^{ij} p + \mu \left[ \delta^{jk} \nabla_k v^i + \delta^{ik} \nabla_k v^j - \frac{2}{3} \delta^{ij} \nabla_k v^k \right] \\ &= -\delta^{ij} p + \tau^{ij} \end{aligned} \quad (2)$$

式中:  $\sigma^{ij}$  为应力张量;  $p$  为静压;  $\mu$  为动力粘度。

(2) 能量方程

$$\nabla \cdot (\rho_a \mathbf{V}_a H) = \nabla \cdot [\kappa (\nabla T)^j + v_i \tau^{ij}] \quad (3)$$

式中:  $H$  为总焓;  $\kappa$  为导热系数<sup>[4-5]</sup>。

本文选择 Full PDE 方程,一组 8 流动方程含 9 个未知数,用基本变量 ( $\rho, p, T, H, u, v, w, \mu, \kappa$ ) 表示非定长流(粘性,非湍流)现象。其缺少的是理想气体状态方程

$$p_a = \rho_a R T_a \quad (4)$$

### 2.2 湍流模型

湍流模型选择 Spalart-Allmaras 模型,该模型基于修正后的涡流粘度  $v_E$  的传递,有效涡流粘性

系数  $v_T$  可由式(5)计算<sup>[6]</sup>

$$v_T = v_E f_{v1} \quad (5)$$

$v_E$  由迁移方程求得,迁移方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial v_E}{\partial t} + u_j \frac{\partial v_E}{\partial x_j} &= c_{b1} \tilde{S} v_E + \\ \frac{1}{\sigma Re_\infty} \frac{\partial}{\partial x_k} \cdot \left[ (v + v_E) \frac{\partial v_E}{\partial x_k} + \frac{\partial v_E}{\partial x_k} \frac{\partial v_E}{\partial x_k} \right] &- \\ c_{w1} f_w \frac{1}{Re_\infty} \left( \frac{v_E}{d} \right)^2 & \end{aligned} \quad (6)$$

式中:  $\tilde{S} = S + \frac{1}{Re_\infty} \frac{v_E}{\kappa^2 d^2} f_{v2}$ ;  $S = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}$ ;  $\Omega_{ij} =$

$$\frac{1}{2} \cdot \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right); d \text{ 为薄壁尺寸}; f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3};$$

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}; \chi = \frac{\tilde{v}}{v}.$$

薄壁粘性比率设置为一个较小的值,取  $1 \times 10^{-5}$ 。

### 2.3 流场求解

本文进行理论性分析,选取 1 500 m 高空为工作高度,设置边界条件为无限远处,  $x$  方向自由来流速度为 150 m/s,压力为 1 500 m 高空空气压力  $p = 84\ 564.84$  Pa,温度  $T = 278.4$  K,进行流场计算,设置 CFL(Courant-Friedrichs-lewy)条件数为 100,经过 500 次时间推进迭代,可计算出半机的流场结果,流场的流线图如图 2 所示。

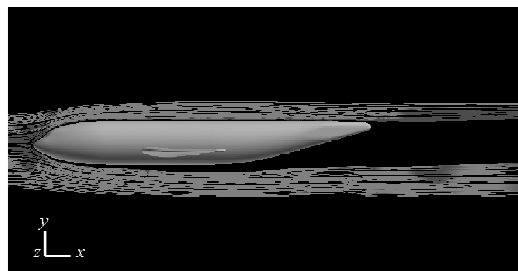


图 2 流场的流线图

Fig. 2 Streamline of flow field

## 3 水滴撞击特性计算及分析

### 3.1 液滴方程

普通的欧拉二维流动模型由欧拉方程或 Navier-Stokes(N-S)方程组成,这两个方程是液滴连续性方程和动量方程的推广<sup>[7]</sup>。

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha \mathbf{V}_a) = 0 \quad (7)$$

$$\frac{\partial(\alpha V_d)}{\partial t} + \nabla(\alpha V_d \otimes V_d) = \frac{C_D Re_d}{24K} \cdot \alpha(V_a - V_d) + \alpha \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_d}\right) \frac{1}{Fr^2} g \quad (8)$$

式中:  $Re_d = \frac{\rho_a d V_a \parallel V_a - V_d \parallel}{\mu_a}$ ; 初始参数  $K = \frac{\rho_a d^2 V_{a,\infty}}{18 L_\infty \mu_a}$ ;  $Fr = \frac{\parallel V_{a,\infty} \parallel}{\sqrt{L_\infty g}}$ 。

### 3.2 水滴撞击特性分析

#### 3.2.1 水滴撞击后飞机表面的液态水含量

设置水滴撞击求解器的输入参数与流场的初始参数一致,经过 120 步时间推进迭代,得到水滴撞击特性结果。飞机在 1 500 m 高空、飞行速度为 150 m/s、液态水含量为 0.001 kg/m<sup>3</sup> 环境下,撞击过后的液态水含量示意图如图 3 所示。



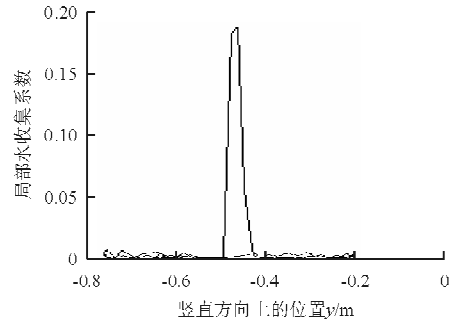
图 3 液态水含量示意图

Fig. 3 Schematic diagram of liquid water content distribution around the plane

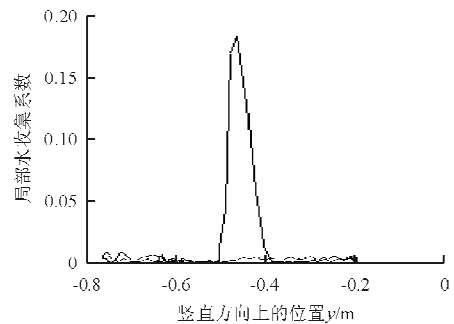
从图 3 可以看出,飞机水滴撞击量比较多的区域为风挡玻璃、机翼前缘、机翼根部及机翼后缘的部分位置,这些部位遇到过冷水滴时,结冰会比较严重,应设置结冰防护系统。

#### 3.2.2 飞行速度对水滴撞击特性的影响

以无穷远处自由来流速度分别为 150 和 180 m/s 进行流场计算,保证其他环境因素不变,即压力为 84 564.84 Pa,再用计算所得流场计算水滴撞击特性,水滴直径均设为 20 μm,对分析结果进行比较。为了较为直观地比较两种不同状态下的液态水含量,选择靠近翼根位置的某一相同截面查看局部水收集系数情况,如图 4 所示。可以看出,150 m/s 速度下局部水收集系数最大值在  $y = -0.48$  m 处取得,为 0.19;而 180 m/s 速度下局部水收集系数最大值在  $y = -0.45$  m 处取得,为 0.18。



(a)  $v=150$  m/s



(b)  $v=180$  m/s

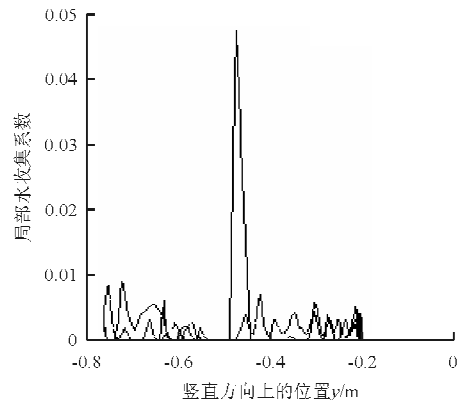
图 4 不同速度下的局部水收集系数曲线

Fig. 4 Collection efficiency curve at different velocity

随着飞机飞行速度的增大,局部水收集效率减小,这是因为速度增大时,总的水滴撞击范围和撞击量减小了<sup>[8]</sup>;局部水收集系数达到最大值的位置也随着速度的增大稍向机翼上缘偏移。

#### 3.2.3 水滴直径对撞击特性的影响

在其他环境因素不变的条件下(即飞行速度为 150 m/s,压力为 84 564.84 Pa,液态水含量为 0.01 kg/m<sup>3</sup>),只改变水滴直径,分别取 10 和 20 μm 进行分析计算,结果如图 5 所示。



(a) 水滴直径为 10 μm

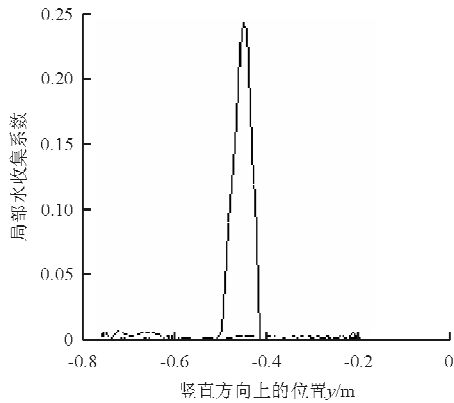
(b) 水滴直径为 20  $\mu\text{m}$ 

图 5 不同水滴直径下的局部水收集系数曲线

Fig. 5 Collection efficiency curve of different droplet diameter

从图 5 可以看出,在水滴直径较小的情况下,机翼局部水收集系数的最大值较小,这是因为在水滴直径较小时,水滴的惯性力也较小,水滴大部分绕过了机翼表面,使总撞击范围减小,而相同量的水滴撞击到机翼表面的范围却增大,所以局部水收集系数减小<sup>[9]</sup>。

### 3.2.4 大液滴情况下的水滴撞击分析

当液滴直径大于 40  $\mu\text{m}$  时,液滴是不稳定的,撞击时会有破裂的过程。破裂过程描述的是单个大液滴破裂为若干小的稳定液滴的过程。Pilch & Erdman 描述的破裂基于临界韦伯数,由经验统计定义得到:

$$We_c = 12(1 + 1.077 Oh^{1.6}) \quad (9)$$

式中:  $Oh$  为 ohnesorge 数,即由液体密度得到的粘度相关系数,对于水  $Oh = 0.01$ ,  $We_c$  可取为 13。

$$Oh = \frac{\mu_a}{\sqrt{\rho_a d \sigma_a}} \quad (10)$$

式中:  $\mu_a$  为液滴粘度;  $d$  为液滴直径;  $\sigma_a$  为液滴表面张力。

在 Pilch & Erdman 破裂模型下,当前水滴直径应用新的控制方程求解,该方程模拟直径在时间上的变化。

$$\frac{Dd}{Dt} = -\frac{d - D_s}{\tau} \quad (11)$$

式中:  $\tau$  为给定的时间。

源项为液滴达到稳定直径时的速度。整个破裂时间根据破裂理论或当前  $We$  (韦伯数) 来确定<sup>[10-11]</sup>。

由于大液滴模型要求液滴直径大于 40  $\mu\text{m}$ ,本

文选用 180 m/s 下的流场文件来模拟此种情况。设置液滴直径为 50  $\mu\text{m}$ ,液滴撞击飞机表面后,将飞溅、反弹、破裂,撞击后的水滴直径示意图如图 6 所示。

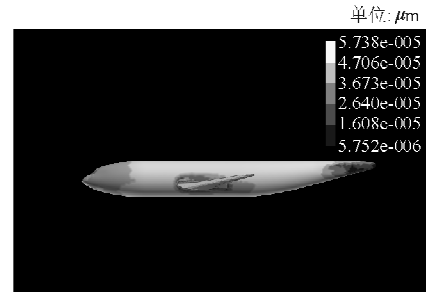
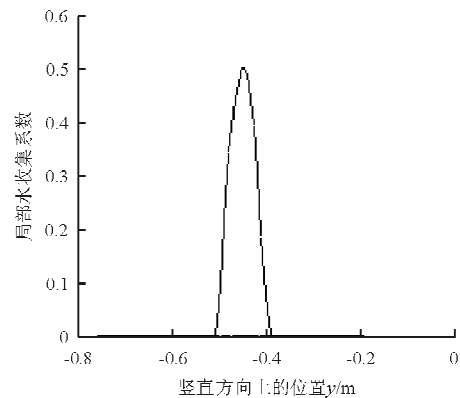


图 6 大液滴撞击后的水滴直径示意图

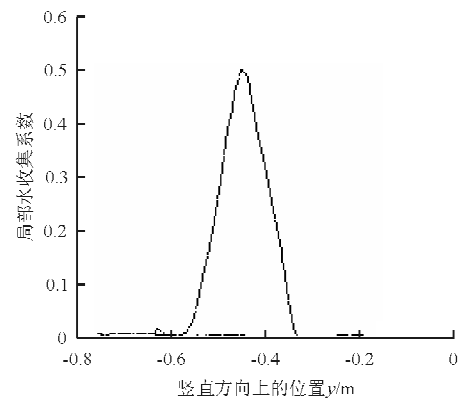
Fig. 6 Schematic diagram of droplet diameter after big droplet-impingement

从图 6 可以看出,在水滴撞击区域,如机头和机翼翼根部位,水滴直径较小,而机身部分的水滴直径较大。

比较经过大液滴模型处理的水滴撞击特性曲线和未处理的曲线,对比结果如图 7 所示。



(a) 未经过大液滴模型处理



(b) 经过大液滴模型处理

图 7 大液滴撞击模拟效果图

Fig. 7 Simulating graph of big droplet-impingement

从图7可以看出,经过处理的撞击特性曲线液滴收集区域较大,这是大液滴撞击、破裂、飞溅的结果。

## 4 结 论

(1) 在风挡玻璃,机翼翼根及机翼后缘的少部分位置液态水含量较高,如遇过冷水滴易结冰,应设计防除冰装置。

(2) 通过控制变量的方法,可得飞行速度的增大可以减少局部水收集系数,而水滴直径的增大会增加局部水收集系数,这为防冰系统的设计提供了依据。

(3) 在水滴直径较大的情况下,水滴是不稳定的,撞击后容易破裂、飞溅。因此,在进行数值模拟时,应注意使用相应的数学模型,才能得到准确可靠的结果。

### 参 考 文 献

- [1] 焦云涛. 飞机结冰的危害与对策[J]. 中国民用航空, 1994(7): 36-37.  
Jiao Yuntao. Hazards and countermeasures of aircraft icing [J]. China Civil Aviation, 1994(7): 36-37. (in Chinese)
- [2] 裘燮纲, 韩风华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985: 59-92.  
Qiu Xiegang, Han Fenghua. Aircraft anti-icing system [M]. Beijing: Editorial Group of Aviation Professionals Textbooks, 1985: 59-92. (in Chinese)
- [3] David N Anderson, Jen-Ching Tsao. Additional results of ice-accretion scaling at SLD conditions[R]. AIAA-2003-390, 2003.
- [4] 张大林, 杨曦, 昂海松. 过冷水滴撞击结冰表面的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 87-91.  
Zhang Dalin, Yang Xi, Ang Haisong. Numerical simulation of supercooled water droplets impingement on icing surfaces [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 87-91. (in Chinese)
- [5] 易贤, 朱国林, 王开春. 翼型结冰的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(4): 245-249.

Yi Xian, Zhu Guolin, Wang Kaichun. Numerical simulation of airfoil icing[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2002, 20(4): 245-249. (in Chinese)

- [6] 宁方飞, 徐力平. Spalart-Allmaras 湍流模型在内流流场数值模拟中的应用[J]. 工程热物理学报, 2001, 22(3): 46-49.  
Ning Fangfei, Xu Liping. Application of Spalart-Allmaras turbulence model in numerical simulation of the flow field [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2001, 22(3): 46-49. (in Chinese)
- [7] Mark G Potapczuk, Dean Miller. Numerical simulation of ice shapes from a bimodal large droplet icing cloud[C]. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada: 2006.
- [8] 韩风华, 张朝民, 王跃欣. 飞机机翼表面水滴撞击特性计算[J]. 北京航空航天大学学报, 1995, 21(3): 16-21.  
Han Fenghua, Zhang Chaomin, Wang Yuexin. Calculation of water-droplet impingement on an airfoil[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1995, 21(3): 16-21. (in Chinese)
- [9] 杨倩, 常士楠, 袁修干. 水滴撞击特性的数值计算方法研究[J]. 航空学报, 2002, 23(2): 173-176.  
Yang Qian, Chang Shinan, Yuan Xiugan. Study on numerical method for determining the droplet trajectories[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(2): 173-176. (in Chinese)
- [10] 陆志良. 空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009: 189-191.  
Lu Zhiliang. Aerodynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2009: 189-191. (in Chinese)
- [11] Snellen M, Boelens O J, Hoeijmakers H W M. A computational method for numerically simulating ice accretion[R]. AIAA-97-2206, 1997.

### 作者简介:

王海涛(1972—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞机防冰适航性分析、起落架主动控制、飞行器寿命及费用分析等。

吴 默(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞机结冰的数值模拟及防冰方法。

(编辑:马文静)