

文章编号:1674-8190(2015)04-465-08

飞机机头附近液态水含量分布规律的数值研究

周翰玮, 杨士普, 司江涛

(中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 在飞行器飞行过程中,安装在机头上的各类传感器结冰会对飞机的飞行安全产生不利影响。而液态水含量是影响飞机结冰的重要参数,为了更好地进行传感器结构及布局设计,对机头附近液态水含量分布规律进行数值研究。采用计算流体力学方法对飞机飞行时的空气-过冷水滴的稀疏两相流场进行数值模拟,通过求解 N-S 方程获得空气流场,采用欧拉法求解水滴运动场得到水滴运动轨迹。分析在不同来流马赫数、来流迎角及液滴直径等条件下,机头关键截面上广义水滴遮蔽高度的变化及机头关键位置上液态水含量的变化规律,研究不同状态参数对液态水含量分布的影响。结果表明:水滴遮蔽高度及浓度增加区范围随马赫数增大而增加,迎角的变化对机头上下表面液态水含量分布产生相反的影响。

关键词: 液态水含量;水滴遮蔽高度;计算流体力学;欧拉法;机头

中图分类号: V221⁺.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2015.04.011

Numerical Analysis of Distribution Law of Liquid Water Content on Aircraft Nose

Zhou Hanwei, Yang Shipu, Si Jiangtao

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China)

Abstract: The icing of sensors on aircraft nose will badly influence flying safety during flight. However, liquid water content(LWC) is an important parameter which influences aircraft icing. The distribution of LWC on different position of aircraft nose are numerical analyzed under different flight conditions, for better design of the sensors' structure and arrangements. The air-water droplet flow field is numerical simulated using computational fluid dynamic method. Navier-Stokes equations are solved to obtain the air flow field, and Eulerian method is used to obtain the water droplet trajectories. With the computational results, the shadow height of water droplet and LWC change on key section on aircraft nose are analyzed under different in-flight Mach number and angle of attack(AOA), and the influences of the Mach number and angle of attack on LWC are studied. The shade height curve of water droplet and the concentration increased area increase with in-flight Mach number. The changes of in-flight AOA are of inverse influence on the LWC distribution of the upper and lower surface of nose.

Key words: liquid water content; shadow height of water droplet; computational fluid dynamic; Eulerian method; aircraft nose

0 引言

液态水含量指的是单位体积的来流中所包含

的液态水质量,一般用 LWC(Liquid Water Content)表示,单位是 g/m^3 。飞机在大气中飞行,液态水含量是影响飞机结冰的重要参数。液态水含量越大,单位时间内撞击在结冰表面上的水滴数量就越多,在相同的其他条件下,飞机表面结冰量就越大。因此,研究飞机飞行时机体各个部件表面的

液态水含量分布是十分必要的,有助于分析飞机易于结冰的部件和位置,对飞机一些关键部件的设计和安装提供有力的数据支持。

飞机的机头通常安装各类传感器,例如空速管、静压孔、迎角传感器等。有些传感器是伸出机头表面的,在飞行过程中,可能会发生结冰,令其工作失效,对飞行产生危害。飞机飞行过程中,来流马赫数、来流迎角、液滴直径都对液态水含量分布都会产生显著的影响,因此,通过分析机头附近液态水含量的分布规律,合理地设计传感器的位置和高度,能够对传感器布局设计提供有力的数据及理论支持,进而能够有效地降低传感器在飞行过程中结冰的可能性。

作为结冰模拟的前提,液态水含量分布的计算通常与结冰计算结合在一起。国内外对此进行了大量的研究^[1-3]。针对机翼及发动机结冰问题^[4-5]引起了广泛的关注,对于机头位置的结冰以及安装在机头及附近的传感器结冰的研究较少。不同于机翼和发动机短舱等大部件,由于传感器存在不同的功能、结构及外形(例如:皮托管、风标叶片、静压孔等),难以直接分析水滴收集系数来研究结冰风险。

国内外对于液态水含量分布的研究主要集中在结冰探测器。S. G. Cober 等^[6]说明了水滴遮蔽高度的重要性;朱程香等^[7]通过对不同来流条件对水滴遮蔽高度影响的研究来分析结冰探测器的安装位置,并分析了液态水含量分布对伸出机头表面的传感器及探测器安装位置的影响。关于不同状态参数对液态水含量分布规律影响的研究相对较少。

本文主要分析来流马赫数、来流迎角对液态水含量分布的影响,采用计算流体力学方法求解 N-S 方程来获得空气流场,采用欧拉法求解水滴运动场得到液态水含量分布。本文对于机头附近液态水含量分布变化规律的研究能够对安装在机头上的各类传感器的结构、布局等设计提供有力的帮助。

1 理论基础及计算方法

结冰问题考虑的两相流场通常指的是空气—过冷水滴流场,其中过冷水滴的尺寸非常小(根据

CCAR-25R4,过冷水滴的平均有效直径 MVD 为 $10\sim 40\ \mu\text{m}$),过冷水滴的含量非常低,通常为 $0.5\sim 2.5$,体积分数为 10^{-6} 量级,因此该流动属于非常稀疏的两相流。

关于计算流体力学(CFD)方法计算过冷水滴的运动轨迹和水滴收集系数,国内外进行了大量的研究^[8-11]。根据该两相流场的特性,本文选用欧拉—欧拉法^[12]计算空气—过冷水滴两相流场。采用该方法时,将空气相和过冷水滴相都视为连续相,在相同的网格上分别求解空气相和过冷水滴相的 N-S 方程。ANSYS CFX 软件的连续/离散流体模型(continuous/dispersed fluid)采用欧拉—欧拉方法^[13],将主要相视为连续流体相,第二相视为离散流体相,离散流体相得体积含量可以适用于 $10^{-7}\sim 0.8$,能够很好地模拟本文所考虑的稀疏空气—过冷水滴两相流,因此本文采用 CFX 软件进行 CFD 计算。

1.1 控制方程

空气—过冷水滴两相流的连续方程为

$$\frac{\partial(\alpha_\gamma U_{\gamma 1})}{\partial X_1} = 0 \quad (1)$$

式中:下标 γ 表示不同的相, α_γ 为不同相的体积分数,须满足 $\alpha_a + \alpha_w = 1$,其中 a 和 w 分别为空气相和过冷水滴相;下标 1 表示方向, U_1 为时均速度; X_1 为笛卡尔坐标。

动量方程为

$$\frac{\partial(\alpha_\gamma \rho_\gamma U_{\gamma k} U_{\gamma 1})}{\partial X_1} = -\alpha_\gamma \frac{\partial p}{\partial X_k} + \frac{\partial}{\partial X_1} \left[\alpha_\gamma (\mu_\gamma + \mu_{t\gamma}) \left(\frac{\partial U_{\gamma k}}{\partial X_1} + \frac{\partial U_{\gamma 1}}{\partial X_k} \right) \right] + \alpha_\gamma \rho_\gamma g_k + M_{\gamma k} \quad (2)$$

式中: ρ 为密度; U 为湍流脉动速度; p 为压力; μ 和 μ_t 分别为分子粘性系数和湍流粘性系数; g 为重力加速度; $M_{\gamma k}$ 为 γ 相所受拖拽力在 k 方向的分量。

本文中 CFD 计算的湍流模型采用经典 $k-\epsilon$ 两方程模型^[14]。

1.2 液态水含量分布

空气—过冷水滴两相流中,来流中的过冷水滴撞击在机头表面上,飞机部件的周围产生一个当地

液态水含量 (LWC_{local}) 小于来流液态水含量 (LWC_0) 的区域,而在该区域之外,存在一个当地液态水含量大于来流液态水含量的区域。将 $LWC_{local} < LWC_0$ 的区域定义为水滴遮蔽区,将 $LWC_{local}/LWC_0 > 1$ 的区域定义为水滴浓度增加区。两个区域的分界线 ($LWC_{local} = LWC_0$ 的等值线) 定义为水滴遮蔽高度线,水滴遮蔽高度定义为机身表面到水滴遮蔽高度线之间的垂直距离。

飞机飞行时,机头典型截面处液态水含量分布如图 1 所示。图中,机身外围第一层区域液态水含量小于来流液态水含量,即水滴遮蔽区;再向外的深色区域为当地液态水含量比来流液态水含量大于 1 的区域,即浓度增加区。

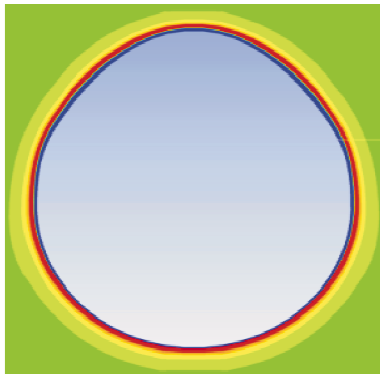


图 1 机头典型截面液态水含量分布示意图

Fig. 1 LWC distribution of the classical section of nose

在机头表面,垂直于机身中轴线,截取 1 个典型截面作为研究截面,并取顺流向的横向截面和纵向截面作为研究截面。以截面 1 的上表面起始点对应 0° 周向方位角,下表面结束点对应 180° 周向方位角,研究不同方位液态水含量分布的变化。研究截面及方位角定义如图 2~图 3 所示。

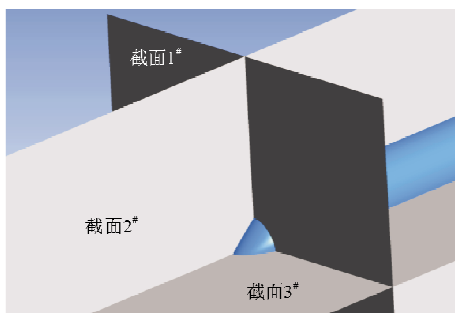


图 2 研究截面示意

Fig. 2 Sketch of researching sections

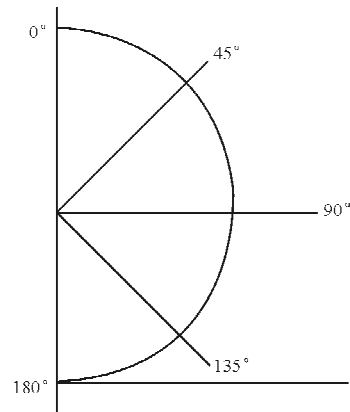


图 3 截面 1° 方位角定义

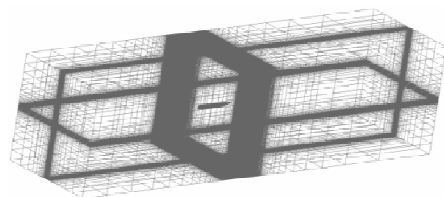
Fig. 3 Definition of azimuth angle of section 1°

1.3 计算模型与网格划分

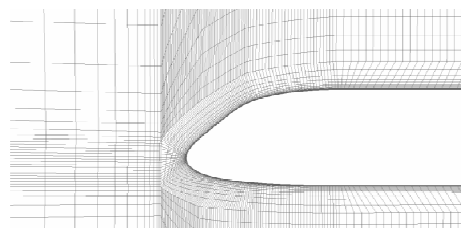
本文选择某型号飞机的光滑机身作为研究对象,机身几何模型如图 4(a) 所示。建立流场,流场尺寸如图 4(b) 所示,流场长度为 10 倍机身长度,宽度和高度为 5 倍机身长度。采用 ICFM CFD 软件划分流场网格,流场边界及机头周围的网格分布如图 4(c)~图 4(d) 所示。



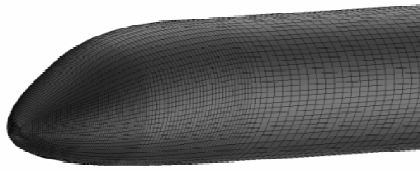
(a) 计算数模



(b) 流场边界网格分布



(c) 对称截面网格分布



(d) 模型表面网格分布

图4 计算模型与流场网格

Fig. 4 Compute model and mesh

2 计算结果与分析

2.1 计算状态参数

飞机的飞行速度、迎角以及偏航角等对液态水含量的分布产生影响,本文主要研究来流迎角和飞行马赫数对液态水含量分布的影响,选取的状态点如表1所示,计算该条件下的流场和水滴运动场。

表1 计算状态参数

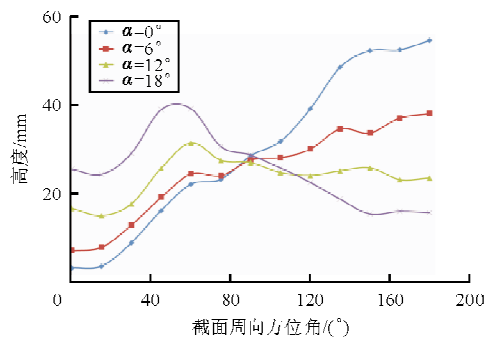
Table 1 Condition parameters used for simulations

影响因素	飞行高度/ft	飞行马赫数(Ma)	液态水含量/ $(g \cdot m^{-3})$	水滴平均直径/ μm	来流迎角 $\alpha / (^\circ)$
迎角	10 000	0.334	1	20	0~20
马赫数	10 000	0.2~0.7	1	20	8

2.2 迎角对液态水含量分布的影响

为了研究来流迎角对液态水含量分布的影响,选取飞行高度为10 000 ft,来流马赫数为0.334,迎角为 $0^\circ \sim 20^\circ$ 的来流条件,进行CFD计算,并分析结果。

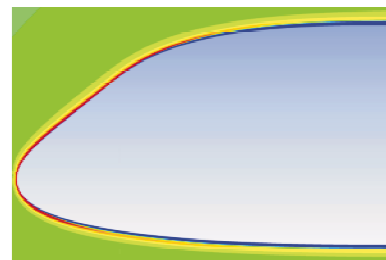
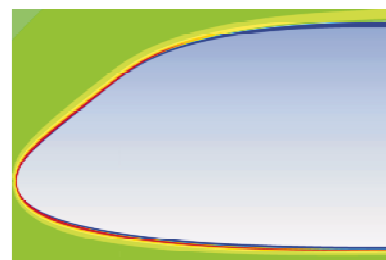
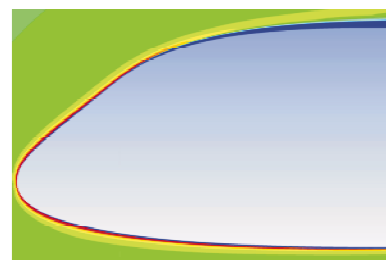
来流迎角为 0° 、 6° 、 12° 、 18° 时,截面1#上水滴遮蔽高度的变化如图5所示。

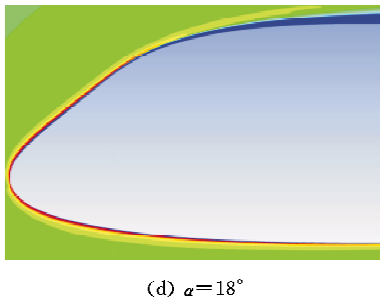
图5 不同迎角下水滴遮蔽高度曲线($Ma=0.334$)Fig. 5 Shadow height curve of water droplet under different AOA($Ma=0.334$)

从图5可以看出:在截面1#上,机头上表面的水滴遮蔽高度随着迎角的增大而增大,机头下表面的水滴遮蔽高度随着迎角的增大而减小;沿着截面的周向,迎角较小时的水滴遮蔽高度从上表面到下表面逐渐增大,迎角较大时的水滴遮蔽高度从上表面到下表面逐渐减小;当方位角为 90° 左右,即位于机头截面中间时,水滴遮蔽高度基本不随迎角的变化而变化。

随着迎角的增大,过冷水滴正面撞击机头的部位逐渐向下移动,机头下表面受到过冷水滴正面撞击的面积增大,上表面受到过冷水滴正面撞击的面积减小,因此,机头上表面的水滴遮蔽区变大,下表面水滴遮蔽区变小。

不同来流迎角条件下,机头截面2#及截面3#上液态水含量分布如图6~图7所示。

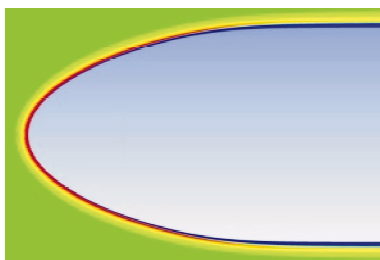
(a) $\alpha=0^\circ$ (b) $\alpha=6^\circ$ (c) $\alpha=12^\circ$



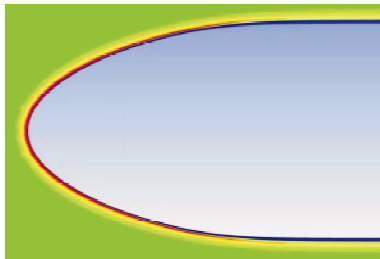
(d) $\alpha=18^\circ$

图 6 不同迎角下截面 2# 液态水含量分布

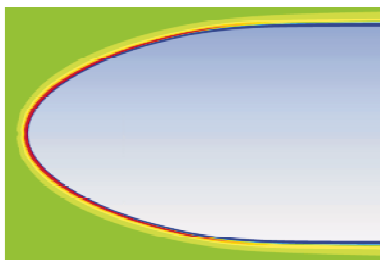
Fig. 6 LWC distribution of section 2# under different AOA



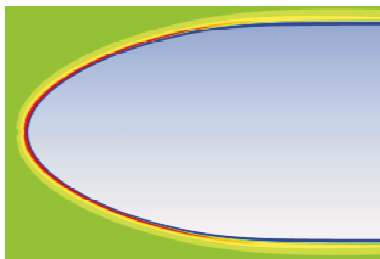
(a) $\alpha=0^\circ$



(b) $\alpha=6^\circ$



(c) $\alpha=12^\circ$



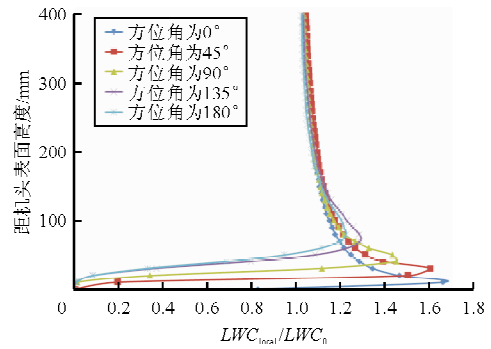
(d) $\alpha=18^\circ$

图 7 不同迎角下截面 3# 液态水含量分布

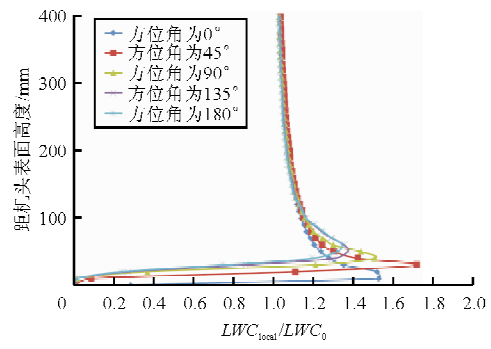
Fig. 7 LWC distribution of section 3# under different AOA

从图 6~图 7 可以看出: 沿着飞机顺流向方向, 水滴遮蔽区高度增大, 浓度增加区则面积变大, 浓度变小, 沿着机身向后, 浓度增加区逐渐消散, 直至与周围环境融为一体; 随着迎角的增加, 上表面的水滴遮蔽区面积显著增大, 下表面的水滴遮蔽区面积显著减小; 而机头中部截面上, 水滴遮蔽区和浓度增加区的面积随迎角变化不明显。

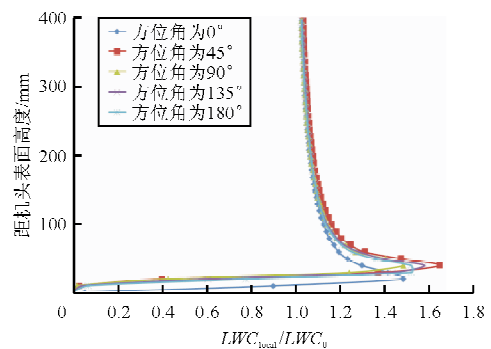
为了更加清楚地分析机头表面不同方位上的液态水含量由水滴遮蔽区到浓度增加区的变化规律, 选取研究截面 1# 上, 周向方位角为 $0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ$ 和 180° 位置上, 距表面高度从 0 到 400 mm 的法线, 做出当地液态水含量和来流液态水含量之比 (LWC_{local}/LWC_0) 沿着法线的分布曲线, 如图 8 所示。



(a) $\alpha=0^\circ$



(b) $\alpha=6^\circ$



(c) $\alpha=12^\circ$

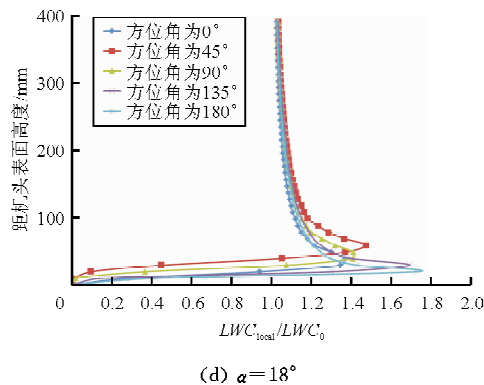


图 8 不同迎角时液态水含量沿机头表面法向高度分布

Fig. 8 LWC distribution along normal height on nose under different angle of attack

从图 8 可以看出:来流迎角 $\alpha=0^\circ$ 时,水滴遮蔽高度和浓度增加区的高度由机头上表面到下表面逐渐增高,最大浓度逐渐减小;随着来流迎角增大,机头上表面的浓度增加区范围逐渐减小,最大浓度逐渐减小;下表面的浓度增加区范围逐渐增大,最大浓度逐渐增大;当来流迎角增大到 18° 之后,下表面的浓度增加区高度最低,最大浓度增大到最大;截面中间,方位角为 90° 的位置上,液态水含量沿着法向高度的分布随来流迎角增大的变化不明显;在上表面,最大浓度区域出现在距离机头表面 30 mm 处左右;方位角为 45° 和 90° 位置处,最大浓度区域在距离表面 $50\sim 60$ mm 处;方位角为 135° 及 180° 位置处,最大浓度区域随着迎角的增大逐渐降低,由距离表面 80 mm 下降到 30 mm 处。

2.3 马赫数对液态水含量分布的影响

选取来流迎角 $\alpha=8^\circ$,来流马赫数(Ma)为 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6 的条件,进行 CFD 计算,并分析计算结果。

不同来流马赫数水滴遮蔽高度如图 9 所示,其中 α 为截面周向方位角。

从图 9 可以看出:在来流迎角 $\alpha=8^\circ$ 条件下,机头表面的水滴遮蔽高度随着来流马赫数的增加而增大;在机头上表面,水滴遮蔽高度较小,随着马赫数增加,水滴遮蔽高度的增量较小,随着方位角增大,位置下移至机头下表面,增量越来越大。

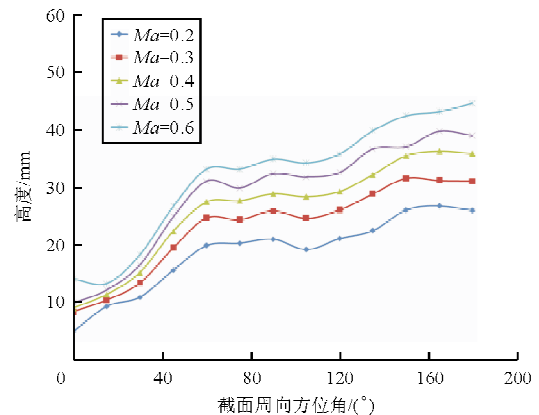
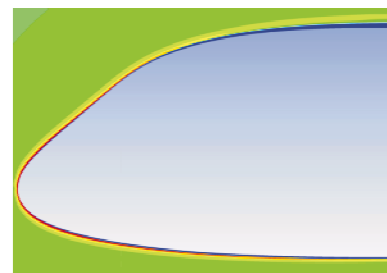


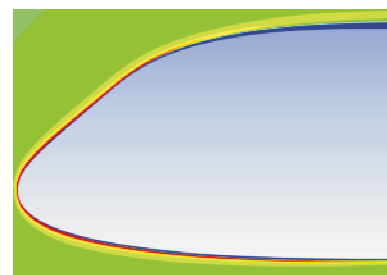
图 9 不同来流马赫数水滴遮蔽高度曲线($\alpha=8^\circ$)

Fig. 9 The shadow height curve of water droplet under different Ma ($\alpha=8^\circ$)

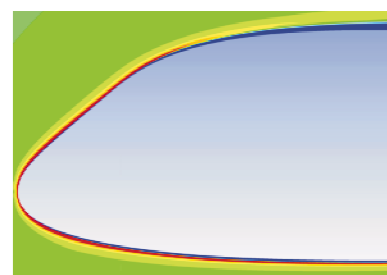
飞机顺流向横截面 2# 的水滴分布如图 10 所示。



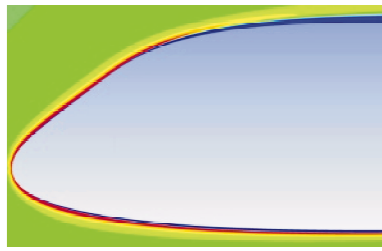
(a) $Ma=0.2$



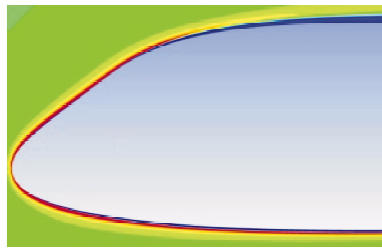
(b) $Ma=0.3$



(c) $Ma=0.4$



(d) $Ma=0.5$



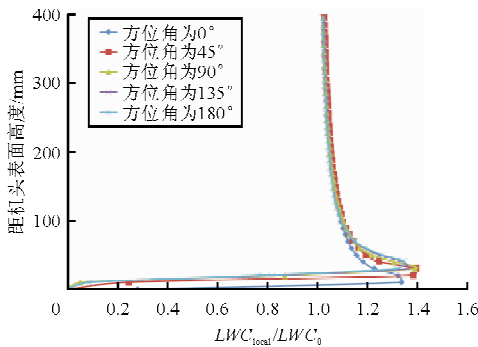
(e) $Ma=0.6$

图 10 不同马赫数下截面 2# 液态水含量分布

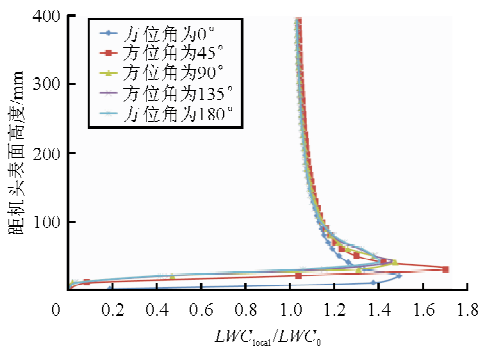
Fig. 10 LWC distribution of section 2# under different Ma

从图 10 可以看出:随着马赫数增加,水滴遮蔽高度增加,浓度增加区的分布范围也随之增大,沿着机身往后,水滴遮蔽区的范围不断增大,浓度增加区则逐渐消散,直至与环境液态水含量相同。

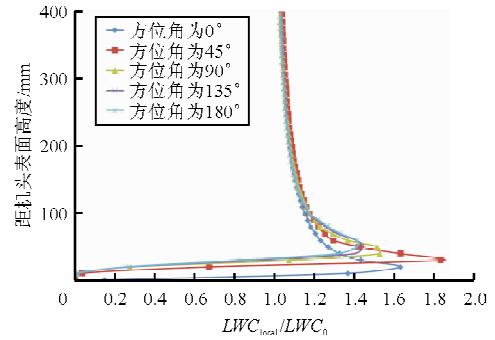
不同来流马赫数下,LWC 沿机头表面法向高度的分布如图 11 所示。



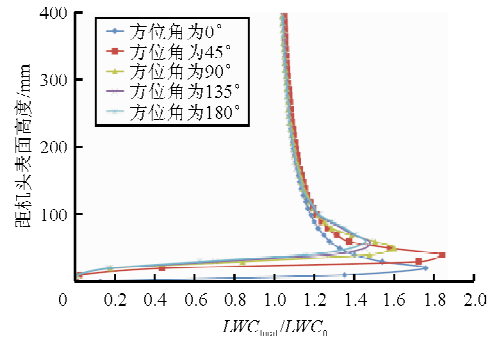
(a) $Ma=0.2$



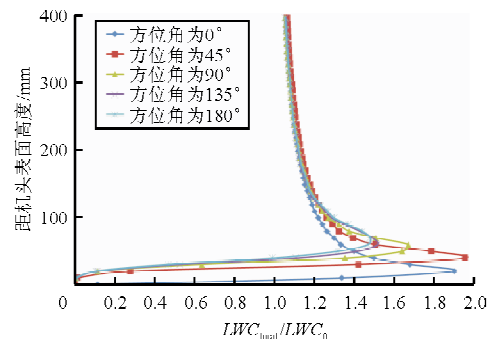
(b) $Ma=0.3$



(c) $Ma=0.4$



(d) $Ma=0.5$



(e) $Ma=0.6$

图 11 不同马赫数液态水含量沿机头表面法向高度分布

Fig. 11 LWC distribution along normal height on nose under different Ma

从图 11 可以看出:在来流迎角为 8° 时,选取的五个监测方位中,最大液态水含量浓度出现在方位角为 45° 时,最大液态水含量随着来流马赫数的增加而增加,浓度最大处的高度也随之增大;随着来流马赫数增加,浓度增加区的高度范围随之增大;方位角为 0° 处, $Ma=0.2$ 时,浓度增加区的高度范围在距离壁面 $10\sim 30$ mm 处; $Ma=0.6$ 时,浓度增加区的高度范围在距离壁面 $10\sim 60$ mm;在其他位置,浓度增加区的高度范围同样随着马赫数增大而增大。

在设计传感器安装位置和安装高度时,应避免浓度增加区域覆盖频繁以及出现最大浓度的栈位和方位,降低传感器结冰风险。根据计算结果,对于所选用的机型,传感器不宜安装在机头的正上方和正下方,在所截面上,合理的传感器高度应该在 90 mm 以上。

3 结 论

水滴遮蔽区高度及浓度增加区范围随飞行马赫数的增大而增大,最大液态水含量也随来流马赫数增大而增大。机头两侧,方位角为 90° 左右的区域,水滴遮蔽高度及浓度增加区范围随来流迎角变化较不敏感,适合布置各类传感器;对于传感器的高度,关键工作部位应尽可能伸出液态水分布的浓度增加区,从而降低结冰风险。

由于研究精力和时间所限,本文并未研究偏航角对液态水含量分布的影响,与来流迎角相似,偏航角的变化会对机头不同位置的液态水含量分布产生显著影响。本文只选取了直径为 $20\ \mu\text{m}$ 的过冷水滴作为研究对象,并未研究不同直径过冷水滴的分布规律影响,不同直径过冷水滴的分布规律不同,来流迎角、来流马赫数对其的影响也会有所不同。因此,上述两点都有其研究价值,将在后续的工作中全面展开。

参考文献

- [1] Kind R J, Potapczuk M G. Experimental and computational simulation of inflight icing phenomenon[J]. Progress in Aerospace Science, 1998, 34(1): 275-345.
- [2] Bragg M B, Broeren A P, Blumenthal L A. Iced-airfoil aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(5): 323-362.
- [3] 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)
- [4] Mohler S R, Bidwell C S. Comparison of two-dimensional and three-dimensional droplet trajectory calculations in the vicinity of finite wings[R]. AIAA-92-0645, 1992.
- [5] 张强, 胡利, 曹义华. 过冷水滴撞击三维机翼的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1345-1350.
Zhang Qiang, Hu Li, Cao Yihua. Three-dimensional numerical simulation of supercooled droplets impinging on a wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 24(6): 1345-1350. (in Chinese)
- [6] Cober S G, Korolev A V, Isaac G A. Assessing characteristics of the rosemount icing detector under natural icing conditions[R]. AIAA-2001-0397, 2001.
- [7] 朱程香, 孙志国, 付斌, 等. 探头式结冰探测器安装位置分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(12): 2676-2683.
Zhu Chengxiang, Sun Zhiguo, Fu Bin, et al. Analysis on installation location of probe-style ice detectors[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2676-2683. (in Chinese)
- [8] Guan Zhi, Lu Jinfu. Numerical Methods[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006.
- [9] Rafael A da Silveria, Clovis R Maliska, Diego A Estivam, et al. Evaluation of collection efficiency methods for Icing analysis[R]. COBEM-2003-1810, 2003.
- [10] Chung J, Choo Y, Reehorst A, et al. Navier-Stokes analysis of the flowfield characteristics of an ice-contaminated aircraft wing[R]. AIAA-1999-0375, 1999.
- [11] Farooq Saeed, Corentin Brette, Mathieu Fregeau, et al. A three dimensional water droplet trajectory and impingement analysis program[J]. AIAA-2005-4838, 2005.
- [12] Durst F. Eulerian and Lagrangian predictions of particulate two-phase flows; a numerical study[J]. Applied Mathematical Modelling, 1984, 8: 101-115.
- [13] Wirogo S, Srirambhatla S. An Eulerian method to calculate the collection efficiency on two and three dimensional bodies [R]. AIAA-2003-1073, 2003.
- [14] Shim J, Chung J, Lee K D. A comparison of turbulence modeling in flow analysis of iced airfoils[R]. AIAA-2000-3920, 2000.

作者简介:

周翰玮(1989—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:民用飞机减阻及大气数据传感器布局设计。

杨士普(1981—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:民用飞机气动布局设计。

司江涛(1969—),男,硕士,研究员。主要研究方向:民用飞机气动布局设计。

(编辑:赵毓梅)