

计入离心力影响的直升机旋翼翼型 结冰数值模拟

陈 希, 招启军, 赵国庆

(南京航空航天大学 航空宇航学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 建立了一套计入离心力影响的直升机旋翼翼型结冰的数值模拟方法. 首先生成围绕翼型的贴体正交网格, 然后用 Navier-Stokes(N-S) 方程求解黏性绕流流场. 在此基础上, 利用拉格朗日法建立水滴运动方程. 其中, 为提高计算效率, 提出了结合位移矢量的水滴所处单元寻觅方法. 最后, 结合桨叶工作特点, 发展了一种计入离心力影响的三维结冰模型. 通过与桨叶结冰实验的对比, 验证了本文结冰预测方法的可靠性. 对比常规结冰模型, 桨叶结冰量减少 22.3%; 若考虑桨叶的挥舞运动影响, 桨叶结冰量进一步减少, 表明了离心力及桨叶运动在结冰数值模拟中的重要性. 通过不同剖面间的结冰量和冰形对比, 分析并获得了桨叶结冰特征. 结果表明离心力的影响程度随径向位移的增加而增加, 下翼面结冰量随挥舞角的增加而减少.

关 键 词: 结冰; 旋翼; 翼型; 离心力; 水滴运动轨迹

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical simulation of ice accretion on rotor airfoil of helicopter considering effects of centrifugal force

CHEN Xi, ZHAO Qi-jun, ZHAO Guo-qing

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Considering the effects of centrifugal force, a method of numerical simulation for ice accretion on rotor airfoil of helicopter was established. Firstly, the body-fitted and body-orthogonal grids around an airfoil were generated and the viscosity flowfield around rotor airfoil was solved by Navier-Stokes (N-S) equations. Based on the solution of flowfield and Lagrange method, the equations of water droplets motion were established. Then, in order to improve the computational efficiency in searching the position of the water droplet, the method combined with the displacement vector was presented. Finally, in combination with the characteristics of blade motion, a three-dimensional ice accretion model considering the effects of the centrifugal force was presented. The comparison between the calculated results and experimental data indicates that the current approach can effectively simulate the ice accretion on airfoil of blade. Compared with the results of conventional ice accretion model, the amount of ice accretion was reduced by 22.3%. Considering the blade flapping motion, the amount of ice accretion was reduced more. As a result, the importance of the centrifugal force and blade motion in blade numerical simulation of ice accretion was pointed out. Comparing the ice shape and amount of the different sections of blade, the ice accretion characteristics of blade were discussed and analyzed. The results show that the effects of the centrifugal force increase with the increasing radial displacement, and the amount of ice accretion on

the rotor lower surface decreases with the increase of the flapping angle.

Key words: ice accretion; rotor; airfoil; centrifugal force; water droplet trajectories

直升机在进行飞行任务时,经常会遇到复杂多变的飞行环境.由此而引发的结冰现象是一个公认的危及飞行安全的严重问题.根据美国 1982—2000 年的统计结果,因结冰而引起的飞行事故多达 583 起^[1].在结冰环境中,直升机容易在桨叶、安定面前缘、发动机进气道唇口、各冷却气入口等部位发生结冰现象.据统计,桨叶较易发生结冰,且危害最大.结冰使桨叶的气动外形发生改变,加剧了附面层的紊流化,导致桨叶气动特性恶化、升力下降,最终影响直升机的飞行性能并危害飞行安全.因此,开展直升机桨叶的结冰预测研究具有重要的理论和实际价值.

对飞行器结冰的分析研究,主要有实验方法和数值模拟方法^[2].在进行实验研究时,如冰风洞等环境及设备条件要求高,成本高昂,并具有一定程度的局限性.数值模拟方法与之相比,具有成本低、风险小、效率高等优点,在结冰研究中,具有明显的优势.近年来,许多研究机构都开发了用于计算结冰的数值软件,如美国的 LEWICE^[3-4]、加拿大的 CANICE 和 FENSAP^[5-6].针对直升机桨叶结冰的数值模拟方面,文献^[7]在 UH-60A 的前飞条件下,发展了 ice accretion/aeromechanics coupling methodology (IACM) 方法,对桨叶冰形进行了结冰预测.文献^[8]在前文的基础上融入脱出冰的计算模块,预测出结冰易脱出的区域.但由于所使用的结冰软件并未考虑桨叶离心力以及光冰、混合冰本身的复杂性,导致在预测这类冰时,模拟效果较差.在国内,中国空气动力研究与发展中心、北京航空航天大学 and 南京航空航天大学等单位先后开始采用数值手段研究飞行器结冰问题,并取得了长足的进步,但这些成果主要集中于固定翼飞机^[9-12].在直升机方面,国内也初步开展了一些模拟工作.文献^[13]针对直升机旋翼翼型尝试了结冰预测分析,获得了一些结果.文献^[14]针对直升机桨叶进行了结冰预测,并以此分析了结冰对飞行动力学特性的影响.文献^[15]基于欧拉方法对桨叶进行了结冰预测,并分析了气象数据对结冰的影响.这些文献都得到了一些有意义的结果,但是没有考虑桨叶离心力对结冰过程的影响,也很少结合桨叶的实际工作特点.同时,所采用的结冰热力学模型也都是针对于二维剖面.这些因素使得结冰预测不能很好地反映出桨叶结

冰的真实情况,预测结果也将会产生较大误差.

鉴于此,本文提出了计入离心力影响的直升机旋翼翼型(以下简称翼型)三维结冰热力学模型,并结合直升机桨叶的工作特点对桨叶进行了结冰预测,以此研究桨叶径向位置、周向位置的结冰变化规律以及桨叶挥舞角对结冰的影响等.在结冰环节中,本文采用了三次样条曲线拟合的方法进行冰形重构,既可以满足网格生成精度的要求,又可以有效地避免冰形失真;此外,为提高拉格朗日法的水滴运动轨迹计算效率,本文建立了一种利用位移矢量寻觅水滴所处单元的方法.

1 翼型的结冰数值模拟方法

1.1 网格与流场求解

本文利用计算域内的 Poisson 方程作为网格生成的变换控制方程,用 Hilgenstock 修正方法计算源项值,以生成适合于 N-S 方程求解需要的翼型网格,满足桨叶表面附面层模拟的需要.图 1 给出了采用本文方法生成的围绕 NACA0012 翼型的网格,围绕结冰后的翼型网格生成情况在后文中介绍.

空气中的过冷水滴体积相对较小,水滴对流场计算的影响可以忽略,所以可以单独对流场进行计算.鉴于此,本文主要通过求解 N-S 方程来得到翼型流场的速度分布.

积分形式的 N-S 方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) dS = 0 \quad (1)$$

其中 $\mathbf{W}$ 为守恒通量, $\mathbf{F}_c$ 为对流项, $\mathbf{F}_v$ 为黏性项.

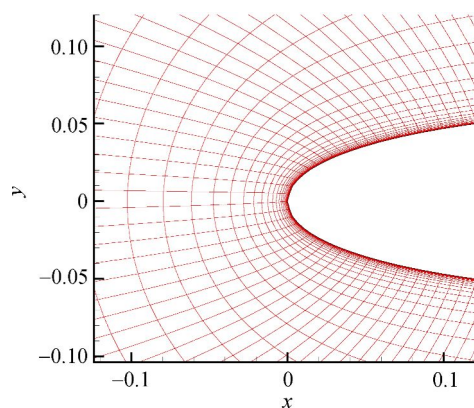


图 1 NACA0012 翼型网格图

Fig. 1 Scheme of NACA0012 airfoil grid

为减少计算代价,同时保持流场的较高计算精度,本文采用了 Baldwin-Lomax 湍流模型.空间离散使用了 Jameson 2 阶中心差分格式,时间离散采用 5 步 Runge-Kutta 格式.为使离散格式稳定,加入了人工耗散项;为加速流场收敛,采用了当地时间步长和残值光顺等方法.

1.2 水滴运动轨迹的计算

1.2.1 水滴运动方程求解

在流场的基础上,本文利用拉格朗日法建立了水滴运动方程.经前人的分析和研究,黏性力在水滴运动上起主要作用,经简化后,水滴运动方程为

$$M_d \frac{d^2 \mathbf{x}_d}{dt^2} = \frac{1}{2} \rho_a A_d C_d |\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d| (\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d) + (\rho_d - \rho_a) V_d \mathbf{g} \quad (2)$$

对于水滴运动方程,在物理空间 x 轴方向上,不考虑重力和浮力项,方程可以写成

$$M_d a_x = \frac{1}{2} \rho_a A_d C_d |u_a - u_d| (u_a - u_d) \quad (3)$$

将该式化简可以得到

$$\begin{cases} a_x = \left[\frac{C_d Re}{24} \right] \frac{1}{K_a} (u_a - u_d) \\ K_a = \frac{\rho_d d_{eq}}{18\mu} \end{cases} \quad (4)$$

式中 μ 为空气动力黏度, d_{eq} 为水滴平均当量直径, ρ_d 为水滴密度, u_a 为当地流场 x 轴方向速度, u_d 为水滴当前 x 轴方向速度, C_d 为阻力系数.

对于 y 轴方向的方程,加入重力和浮力项,按照相同的方法,推导出水滴法向加速度为

$$a_y = \left[\frac{C_d Re}{24} \right] \frac{1}{K_a} (v_a - v_d) + \left[\frac{\rho_d - \rho_a}{\rho_d} \right] g \quad (5)$$

式中 v_a 为当地流场 y 轴方向速度, v_d 为水滴当前 y 轴方向速度.

获得水滴加速度后,可得到水滴速度和位置

$$\begin{cases} u_d^{n+1} = u_d^n + a_x (t_{n+1} - t_n) \\ v_d^{n+1} = v_d^n + a_y (t_{n+1} - t_n) \\ x_d^{n+1} = x_d^n + u_d (t_{n+1} - t_n) \\ y_d^{n+1} = y_d^n + v_d (t_{n+1} - t_n) \end{cases} \quad (6)$$

其中 x_d^n , y_d^n 分别为水滴的 x 轴和 y 轴坐标.

1.2.2 结合位移矢量的水滴所处单元寻觅方法

为了提高水滴所处单元寻觅的效率,本文建立了一种以当前网格单元为中心,结合位移矢量来寻觅水滴所处单元的方法,具体步骤如下:

第 1 步,找出水滴在单位时间内的初始坐标,构造出水滴位移矢量.

第 2 步,考察水滴初始所在单元格,将位移矢量与该单元格内的 4 条边依次进行相交判定.

第 3 步,如果与其中的第 n 边相交,则进行下一步;如果与每条边皆没有相交,则进入第 5 步.

第 4 步,考察与第 n 边紧邻的单元格,将位移矢量与该单元格内的其余边进行相交判定.重复第 3 步.

第 5 步,当前所考察的单元格即是水滴在 $t+1$ 时刻的所处单元.

根据图 2,在寻觅过程中,位移矢量首先与单元格 1 的右边界相交.随后考察单元格 2,位移矢量又与其上边界相交,如此重复,最后经过 4 个网格单元的判定后,寻找到水滴所处单元号.整个过程仅进行了 4 次计算,相比于遍历整个单元格,本文方法显著地节省了计算时间.在本文某一算例的水滴运动轨迹计算环节中,采用遍历整个单元格的方法,该环节耗时 126 s;当采用本文方法后,该环节耗时仅为 3 s.

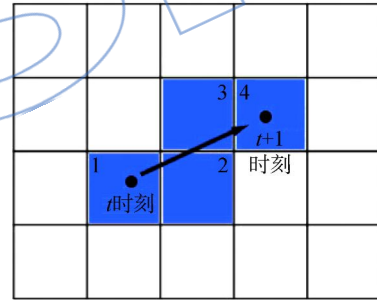


图2 结合位移矢量的寻觅方法示意图

Fig. 2 Scheme of searching method combined with displacement vector

根据上述方法,便可以对单一水滴进行跟踪计算.图 3 给出了 NACA0012 翼型的水滴运动轨迹.

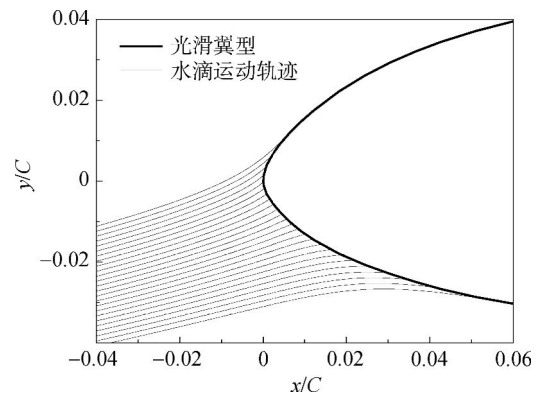


图3 水滴运动轨迹示意图

Fig. 3 Scheme of water droplet trajectories

迹的示意图(C 为翼型弦长). 可以看到, 在绕流场中, 只有部分水滴会撞击在翼型前缘, 这正是该区域常发生结冰的缘故.

1.3 结冰热力学模型

1.3.1 三维结冰热力学模型求解

三维结冰热力学模型建模的基本思想是在翼面上划分物面网格系统. 对每个控制容积, 可列出质量和能量守恒方程

$$\dot{m}_{\text{imp}} + \sum \dot{m}_{\text{rbi}} = \dot{m}_{\text{evp}} + \dot{m}_{\text{so}} + \sum \dot{m}_{\text{rbo}} \quad (7)$$

$$\dot{q}_{\text{imp}} + \sum \dot{q}_{\text{rbi}} = \dot{q}_{\text{evp}} + \dot{q}_{\text{so}} + \sum \dot{q}_{\text{rbo}} + \dot{q}_{\text{hc}} + \dot{q}_{\text{cnd}} \quad (8)$$

式中 $\dot{m}$ 为流量, $\dot{q}$ 为传热量; 下标 imp 为撞击水项, rbi 为流入控制体的水项, evp 为蒸发升华项, so 为冻结水项, rbo 为流出控体的水项, hc 为对流换热项, cnd 为导热项.

本文在求解过程的步骤如下:

第 1 步, 对所有物面网格单元的流入分量赋予初值.

第 2 步, 根据每个网格单元的总流入量, 求解方程式(7)和式(8), 获得冻结系数及表面温度.

第 3 步, 根据已得到的冻结系数, 获得每个网格单元的总流出量, 经过分配得到各方向的流出分量.

第 4 步, 由流出分量得到新一轮的流入分量, 重复第 2 步、第 3 步, 直至总流出量收敛.

当所有网格单元的结冰量确定后, 各单元的结冰体积为

$$V_{\text{ice}} = (\dot{m}_{\text{so}} \times \Delta t) / \rho_{\text{ice}} \quad (9)$$

式中 Δt 为时间步长, ρ_{ice} 为冰的密度.

1.3.2 离心力的影响

在结霜冰的过程中, 撞击在翼面上的水滴迅速结冰, 并不会出现溢流水的现象. 在结混合冰或光冰时, 撞击在翼面上的水滴, 没有完全结冰, 会出现贴壁运动的溢流水.

在这种情况下, 冰形主要由溢流水的流向来决定. 在普通结冰模型中, 研究者往往采用溢流水假设. 因为流动主要受气流驱动影响, 该假设认为溢流水直接沿表面向后缘流动. 在直升机翼型的结冰数值模拟中, 溢流水的流向不可避免地会受到桨叶离心力的影响. 并且, 随着翼型剖面所处位置的不同, 离心力也随之变化. 此时, 若不考虑离心力的影响, 将难以准确地对翼型进行结冰预测.

根据前人研究^[16], 驱动溢流水运动的外力主

要有物面附近空气的压力梯度和切应力的影响.

$$\dot{m}_{\text{water}} \propto \Delta p_{\text{air}} \cdot \mathbf{r} + \boldsymbol{\tau}_{\text{air}} \quad (10)$$

式中 $\dot{m}_{\text{water}}$ 为溢流水流量的矢量, Δp_{air} 为物面附近的压差, $\mathbf{r}$ 为当前网格中心指向相邻网格的单位矢量, $\boldsymbol{\tau}_{\text{air}}$ 为切应力矢量.

由于直升机桨叶所产生的离心力, 式(10)需要加入离心力

$$\dot{m}_{\text{water}} \propto \Delta p_{\text{air}} \cdot \mathbf{r} + \boldsymbol{\tau}_{\text{air}} + \mathbf{f}_{\text{cen}} \quad (11)$$

式中所增加的 $\mathbf{f}_{\text{cen}}$ 为离心力矢量. 本文根据式(11), 设置了水流方向的权重因子, 并由此决定溢流水的流量分配.

径向因子

$$A_{\text{radial}} = \Delta p_{\text{radial}} \times \delta_{\text{water}} \times \Delta l_{\text{radial}} + \boldsymbol{\tau}_{\text{air}} \cdot \mathbf{r}_{\text{radial}} + \cos a \times \mathbf{f}_{\text{cen}} \quad (12)$$

弦向因子

$$A_{\text{chordwise}} = \Delta p_{\text{chordwise}} \times \delta_{\text{water}} \times \Delta l_{\text{chordwise}} + \boldsymbol{\tau}_{\text{air}} \cdot \mathbf{r}_{\text{chordwise}} \quad (13)$$

式中 a 为挥舞角; Δp 为径向和弦向的左右界面压差; Δl 为该单元的径向和弦向的距离; $\mathbf{r}_{\text{radial}}$ 和 $\mathbf{r}_{\text{chordwise}}$ 为网格单元径向和弦向坐标的单位矢量; δ_{water} 为水膜厚度. 水膜厚度由下式得到:

$$\delta_{\text{water}} = \dot{m}_{\text{water}} / (\rho_{\text{water}} \times S_{\text{element}}) \quad (14)$$

式中 S_{element} 为当前网格单元面积, ρ_{water} 为当前温度下的水的密度.

当桨叶存在挥舞角时, 离心力对下翼面溢流水会产生脱离翼面的分量. 下翼面网格单元则需增加脱离翼面因子

$$A_{\text{out}} = \sin a \times \mathbf{f}_{\text{cen}} \quad (15)$$

径向流量分配为

$$\dot{m}_{\text{rbo_rad}} = \frac{A_{\text{radial}}}{|A_{\text{radial}}| + |A_{\text{chordwise}}| + |A_{\text{out}}|} \times \dot{m}_{\text{water}} \quad (16)$$

弦向流量分配为

$$\dot{m}_{\text{rbo_chord}} = \frac{A_{\text{chordwise}}}{|A_{\text{radial}}| + |A_{\text{chordwise}}| + |A_{\text{out}}|} \times \dot{m}_{\text{water}} \quad (17)$$

由此, 溢流水分成两股, 一股沿着径向流动, 另一股沿着弦向流动. 当存在挥舞角时, 下翼面会产生脱离翼面的分量. 在撞击水不能完全结冰的温度范围内, 溢流水因离心力的作用而改变了流向, 从而导致所结冰形的不同.

1.3.3 冰形边缘重构

在冰形预测中, 结冰边界的坐标是由壁面法矢外推得到, 这将导致曲率较大的边界线上会出现布点不均的情况, 影响网格生成. 因此, 在冰形

预测完成后,应对冰形边缘进行重构。

本文在重构冰形边缘时,采用了三次样条曲线拟合法,再均匀化布置边缘点。该方法既可以保证冰形轮廓不失真,也可以保证新坐标点的均匀性。主要步骤如下:

第1步,在得到新坐标点后,可以得到2组数据,新坐标点的X值($x_1, x_2, \dots, x_n$)、新坐标点的Y值($y_1, y_2, \dots, y_n$)。此时,计算各坐标点绕逆时针方向距尾缘点的距离 S ,由此,可得到第3组数据 S 值($s_1, s_2, \dots, s_n$)。通过三次样条插值来寻找 x, y 与 s 的对应关系,即函数 $y=f(s), x=f(s)$ 。

第2步,根据均匀性所要求的间距 ds ,通过函数 $y=f(s), x=f(s)$,便依次得到重置后的坐标点。

本文计算给出了重构前后的冰形点的示意图,如图4所示。重构前冰形点疏密不均,不适合网格生成;重构后冰形点均匀分布,并且没有破坏原有的结冰外形,可以达到网格生成的要求(见图5)。

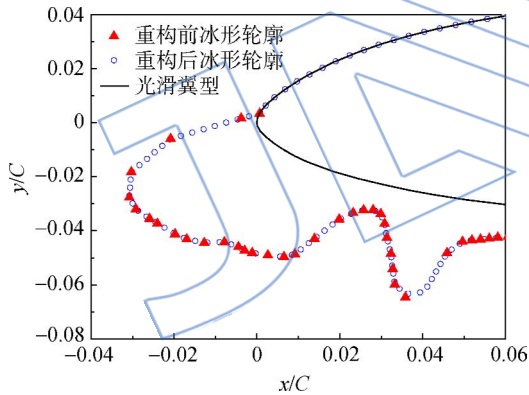


图4 冰形重构示意图

Fig. 4 Scheme of ice shape reconstruction

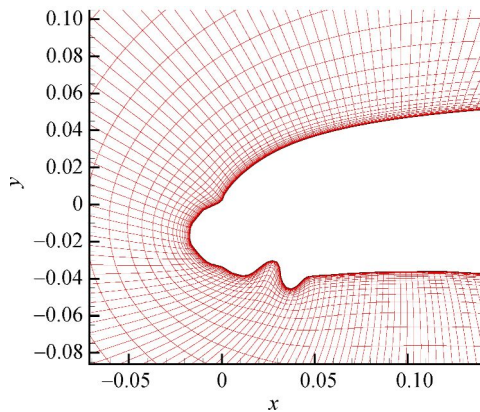


图5 结冰翼型网格图

Fig. 5 Scheme of ice accretion airfoil grid

2 翼型结冰的计算流程

本文采用了多步法来进行翼型结冰预测。在一个时间步长中,主要包括网格生成、翼型流场计算、水滴计算和结冰量计算4个模块,图6给出了相应的计算流程图。

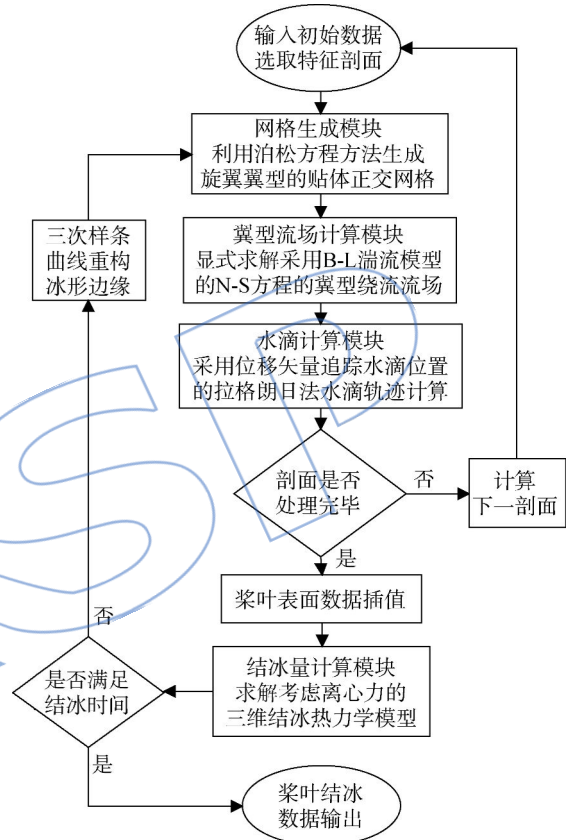


图6 结冰数值模拟流程图

Fig. 6 Flow chart of numerical simulation for ice accretion

具体过程如下:选取桨叶的特征剖面;采用网格生成、翼型流场计算、水滴计算模块得到各剖面上的数据;通过插值得到桨叶表面上各单元的数据;求解考虑离心力的三维结冰热力学模型,并通过冰形法向生长,得到当前时刻的所结冰形。

综上,利用本文所建立的方法,即可对翼型进行结冰预测。

3 计算结果与分析

3.1 NACA0012 绕流流场的结果验证

本文对 NACA0012 翼型进行了流场计算,来流马赫数为 0.503,攻角为 8.02° 。图7给出了压力系数 C_p 与实验值的对比图。图中上下翼面的压力系数计算值均与实验值吻合良好,验证了本文

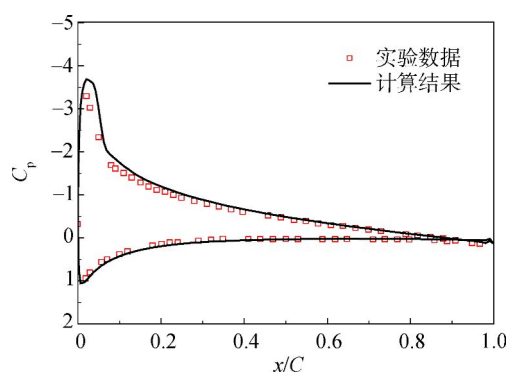


图7 翼型表面压力系数对比

Fig. 7 Comparisons of pressure coefficient on surface of airfoil

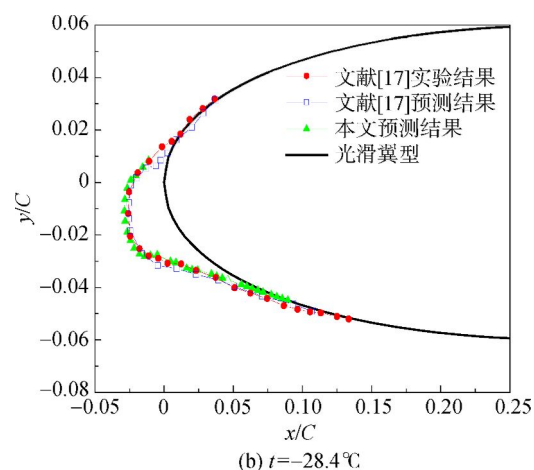


图8 冰形预测结果对比

Fig. 8 Comparisons of predicted result of ice shapes

网格生成和流场计算程序的有效性.

3.2 NACA0012 翼型结冰情况验证

本文采用建立的方法预测了 NACA0012 翼型表面的结冰情况, 计算条件如下: 翼型弦长 $C=0.5344\text{ m}$, 攻角 $\alpha=4^\circ$, 自由来流速度 $U=67\text{ m/s}$, 压力 $p=101300\text{ Pa}$, 液态水质量浓度为 1.0 g/m^3 , 水滴平均当量直径为 $20\text{ }\mu\text{m}$, 结冰总时间为 360 s , 来流温度 t 分别为 -6.2°C 和 -28.4°C .

在图8中, 将本文预测的冰形与文献[17]中的实验数据进行了对比, 总体趋势吻合良好.

3.3 NACA0012 翼型的桨叶结冰预测及验证

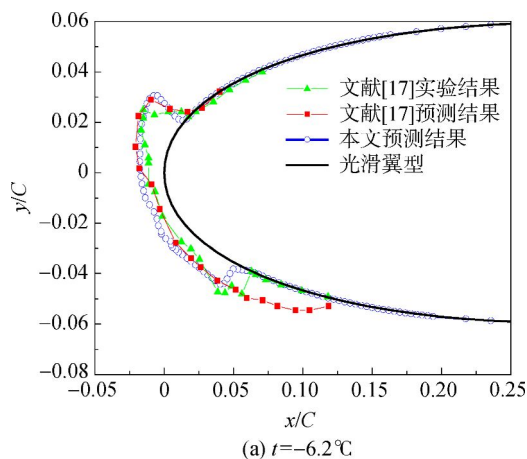
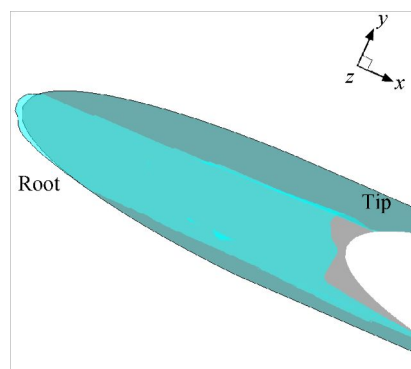
基于离心力的影响, 本文对单片旋转的桨叶在文献[18]实验条件下进行了结冰预测. 预测方法如下: 在展向位置上选定5个剖面, 分别对其进行网格、翼型流场、水滴的计算, 然后通过线性插值得到桨叶表面网格的数据并进行结冰量计算; 最后, 更新各剖面网格后, 进入下一时间步的计算. 其中, 桨叶参数、气象条件、实验数据和文献预测数据均来自于文献[18].

桨叶参数如下: 翼型为 NACA0012, 翼型弦

长为 0.5334 m (21 in), 桨叶长度为 7.3152 m (288 in), 桨叶转速为 33.9 rad/s , 桨叶扭度为 10.9° . 气象条件如下: 压力为 101300 Pa , 液态水质量浓度为 0.7 g/m^3 , 水滴平均当量直径为 $30\text{ }\mu\text{m}$, 结冰时间为 180 s , 来流温度为 -19°C .

选取桨叶径向4个位置 ($0.22R$, $0.45R$, $0.62R$ 和 $0.7R$, R 为桨叶半径) 为特征剖面. 图9给出了桨叶整体结冰外形和两个桨叶剖面 ($0.45R$ 和 $0.62R$) 的结冰预测结果 (r 为径向位置). 本文3种预测结果分别为无离心力影响的单步法预测结果、有离心力影响的单步法预测结果和有离心力影响的多步法预测结果 (分别用1, 2, 3表示).

在 $r=0.45R$ 桨叶剖面处, 本文的预测结果均在实验数据的结冰区域内, 且具有一定程度的吻合. 在下翼面处, 考虑离心力的预测结果较接近于实验结果. 在 $r=0.62R$ 桨叶剖面处, 本文的预测结果均能较好地与实验结果吻合, 冰形轮廓与文献[18]的预测结果相似, 并且考虑离心力的预测结果比文献[18]的预测结果更接近实验结果.

(a) $t=-6.2^\circ\text{C}$ 

(a) 桨叶整体结冰外形

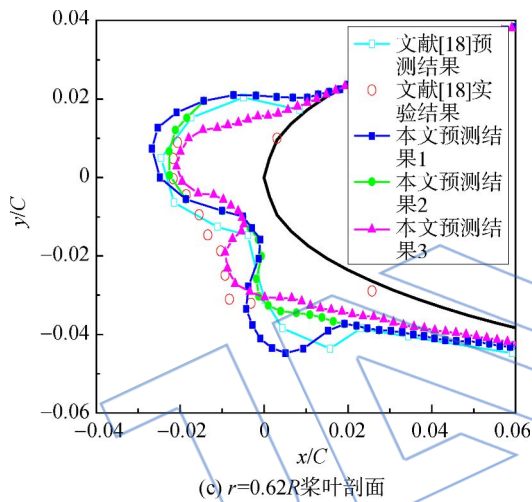
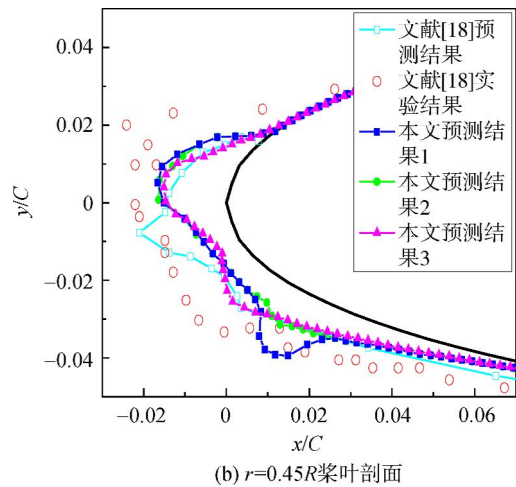


图9 桨叶结冰预测结果

Fig. 9 Predicted results of ice accretion of blade

通过上述与实验数据的对比,验证了本文方法的有效性,也揭示了离心力在桨叶结冰预测中的重要性。

图10给出了计入离心力影响后的桨叶结冰厚度变化图。纵向坐标为厚度变化率,横向坐标中 S' 为剖面上某点与驻点的距离。为了与文献[18]中的计算条件保持一致,选用了单步法的预测

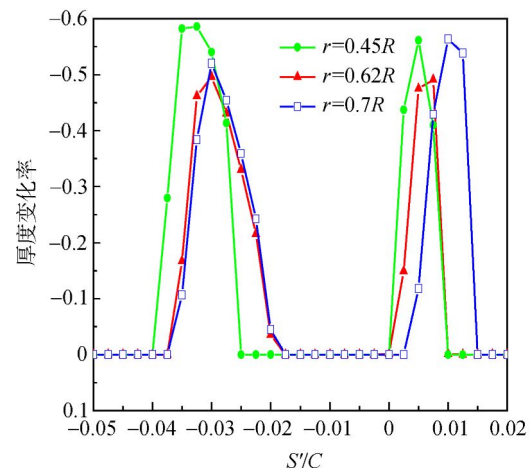


图10 计入离心力后的结冰厚度变化

Fig. 10 Change of ice accretion thickness with effects of centrifugal force

结果。从图中可见,各剖面的厚度变化主要分布于结冰区域的上下两侧,结冰厚度都有不同程度的减少,峰值可达到58%。

表1给出了计入离心力前后的桨叶各剖面(二维)以及桨叶(三维)的结冰量对比。从表中可以看出,计入离心力后,桨叶各剖面的结冰量都有不同程度的减少,且降幅沿径向增加。此外,计算还发现,因为受离心力的作用,溢流水有一大部分顺着桨叶表面从桨尖处脱离,造成桨叶结冰量的减少。当来流温度升高,溢流水的比例逐渐加大,结冰量将会进一步减少。

针对桨叶实际工作中存在的挥舞运动,在考虑桨叶离心力的基础上,本文尝试考察桨叶挥舞运动对结冰造成的潜在影响。通过设置不同的挥舞角,本文对上述桨叶进行了结冰预测,其中桨叶参数和气象条件皆与前文一致。

图11给出了桨叶在挥舞角为 2.5° 的情况下的预测冰形。由图可见,上翼面冰形和厚度变化很小,而下翼面冰形变化明显,厚度也有所减少。

表1 计入离心力前后的结冰量对比

Table 1 Comparison of amount of ice with and without effects of centrifugal force

计算条件	剖面结冰量/(kg/m ²)				桨叶 结冰量/kg
	$r=0.22R$	$r=0.45R$	$r=0.62R$	$r=0.7R$	
未计入离心力	0.16	0.44	0.76	0.87	7.62
计入离心力	0.15	0.39	0.63	0.70	5.92
变化幅度/%	-6.25	-11.30	-17.10	-19.50	-22.30

由于挥舞角改变,桨叶相同剖面的流场也会随之改变(主要是相对来流速度和迎角),这就会使得冰形发生变化.但是 2.5° 的挥舞角很小,使得流场的变化并不显著,对整体冰形影响甚微.因离心力会产生使溢流水脱离翼面的分量,从而造成下翼面冰形的改变和结冰量的减少.同时,从上翼面角冰形来看,下侧部分属于下翼面区域(受离心力的脱离作用),若结冰时间进一步增加,上翼面冰形的变化程度也将增加.

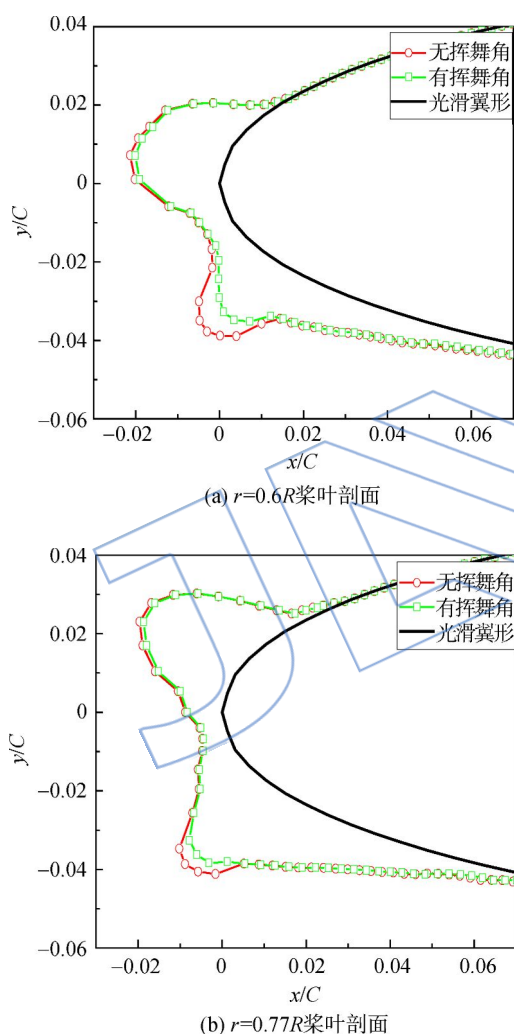


图 11 挥舞角为 2.5° 的桨叶的冰形预测结果

Fig. 11 Predicted results of blade ice shape with flapping angle of 2.5°

图 12 给出了桨叶结冰量随挥舞角的变化曲线图.随着挥舞角的增加,桨叶结冰量将迅速减少;挥舞角进一步增加后,这种变化趋势将减缓.图中,当挥舞角增加到 3° 以后,结冰量下降趋势开始减缓.此后,下翼面溢流水的脱离不再是影响结冰量变化的唯一要素,因挥舞角而导致的流场变化将起主导作用.

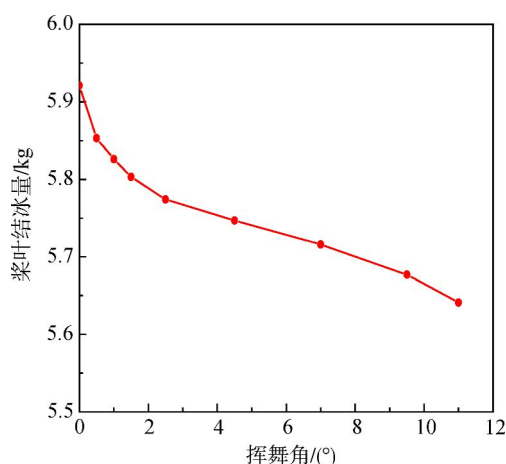


图 12 桨叶结冰量随挥舞角的变化曲线图

Fig. 12 Curve diagram of amount of ice accretion of blade varying with flapping angle

4 结 论

本文发展了一套考虑桨叶离心力作用的直升机翼型结冰数值模拟的方法,着重对旋转状态下的桨叶进行了结冰预测和分析,获得结论如下:

1) 本文发展的直升机翼型结冰数值模拟方法是行之有效的.其中,三次样条曲线拟合重构技术,可以有效地满足复杂结冰外形翼型的网格生成质量要求;结合位移矢量寻觅水滴所处单元的方法可以快速追踪到目标,显著节省了拉格朗日法的计算时间.

2) 当环境温度较高,结混合冰或光冰的过程中,离心力对桨叶的冰形预测结果影响很大.添加适当的离心力项,直升机桨叶的结冰预测将更符合桨叶的实际工作状态,与实验数据更为接近.

3) 在桨叶结混合冰或光冰的过程中,离心力的影响程度随着径向位移的增加而增加.从整体上看,考虑桨叶实际的离心力作用,桨叶结冰量都将会有不同程度的减少.当桨叶具有一定的挥舞角后,下翼面的结冰量将会进一步减少.

参考文献:

- [1] Hartman P. Prediction of ice accumulation and airfoil performance degradation: a Boeing-CIRA research collaboration[R]. Phoenix, US: American Helicopter Society International 62nd Annual Forum, 2006.
- [2] Robert J F. Artificial icing tests of the S-92 helicopter in the McKinley Climatic Laboratory[R]. AIAA-2004-0737, 2004.
- [3] Wright W. Validation results for LEWICE 3.0[R]. AIAA-2005-1243, 2005.
- [4] Wright W, Potapczuk M, Levinson L. Comparison of

- LEWICE and GlennICE in the SLD regime[R]. AIAA-2008-0439, 2008.
- [5] Nilamdeen S, Habashi W. Fensap-ice: modeling of water droplets and ice crystals[R]. AIAA-2009-4128, 2009.
- [6] Habibollah F, Wagdi H. Fensap-ice modeling of ice accretion on a helicopter fuselage in forward flight[R]. AIAA-2012-2674, 2012.
- [7] Nischint R, Jeremy B, Michael N, et al. Icing studies for the UH-60A rotor in forward flight[R]. San Francisco, US: Aeromechanics Specialists' Conference, 2010.
- [8] Jeremy B, Juan C, Lakshmi S. Prediction of rotor blade ice shedding using empirical methods[R]. AIAA-2010-7985, 2010.
- [9] Cao Y, Zhang Q, Sheridan J. Numerical simulation of rime ice accretions on an aerofoil using an Eulerian method[J]. *Aeronautical Journal*, 2008, 112(1131): 243-249.
- [10] 张大林, 陈维建. 飞机机翼表面霜状冰结冰过程的数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2004, 19(1): 137-141.
ZHANG Dalin, CHEN Weijian. Numerical simulation of rime ice accretion process on airfoil[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2004, 19(1): 137-141. (in Chinese)
- [11] 易贤, 桂叶伟, 朱国林. 运输机翼型结冰的计算和实验[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(4): 808-813.
YI Xian, GUI Yewei, ZHU Guolin. Experimental and computational investigation into ice accretion on airfoil of a transport aircraft[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(4): 808-813. (in Chinese)
- [12] 常士楠, 苏新明, 邱义芬. 三维机翼结冰模拟[J]. *航空学报*, 2011, 32(2): 212-222.
- CHANG Shinan, SU Xinming, QIU Yifen. Ice accretion simulation on three dimensional wings[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(2): 212-222. (in Chinese)
- [13] 李国知, 胡利, 张瑞民, 等. 直升机旋翼桨叶翼型积冰的数值模拟[J]. *直升机技术*, 2008(3): 78-81.
LI Guozhi, HU Li, ZHANG Ruimin, et al. Numerical simulation of ice accretions on an airfoil of helicopter rotor[J]. *Helicopter Technique*, 2008(3): 78-81. (in Chinese)
- [14] 李国知, 曹义华. 旋翼结冰对直升机飞行动力学特性的影响[J]. *航空学报*, 2011, 32(2): 187-194.
LI Guozhi, CAO Yihua. Effect of rotor icing on helicopter flight dynamic characteristics[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(2): 187-194. (in Chinese)
- [15] 张威, 林永峰, 陈平剑. 基于欧拉方法的旋翼翼型结冰数值模拟及参数影响[J]. *南京航空航天大学学报*, 2011, 43(3): 375-380.
ZHANG Wei, LIN Yongfeng, CHEN Pingjian. Numerical simulation of ice accretion and parameter effects based on Eulerian droplet model[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2011, 43(3): 375-380. (in Chinese)
- [16] Rothmayer A, Tsao J. Water film runback on an airfoil surface[R]. AIAA-2000-0237, 2000.
- [17] Mingione G, Brandi V, Esposito B. Ice accretion prediction on multi-element airfoils[R]. AIAA 97-0177, 1997.
- [18] Robert N, Richard E K. Analysis of a hovering rotor in icing conditions[R]. NASA/TM-2012-217126, 2012.