

旋翼结冰对直升机悬停性能影响的数值分析

唐扬刚, 唐虎, 吴敬涛

(中国飞机强度研究所, 西安 710065)

摘要: **目的** 研究旋翼结冰对直升机悬停性能的影响。**方法** 选取具有充分试验数据的 UH-1H 直升机为算例, 采用 Fluent 计算旋翼流场, 将收敛后的流场文件导入 Fensap-ICE 中进行水滴撞击和结冰计算, 得到结冰后的旋翼外形后, 再采用 Fluent 计算旋翼流场, 从而分析旋翼结冰对直升机悬停性能的影响。**结果** 通过改变结冰条件, 分析了不同结冰条件对直升机悬停效率的影响, 表明旋翼结冰会显著降低直升机的悬停效率, 且随着结冰时间、水滴平均直径 (MVD) 和液态水含量 (LWC) 的增大, 直升机的悬停效率逐渐降低。**结论** 不同结冰条件对直升机悬停效率下降趋势的影响不同, 随着结冰时间的增大, 悬停效率基本呈线性下降, 而随着 MVD 和 LWC 的增大, 悬停效率的下降趋势逐渐变缓, 下降幅度逐渐减小。

关键词: 旋翼结冰; 数值模拟; 结冰条件; 悬停效率

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.02.018

中图分类号: V212.4

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2020)02-0104-05

Numerical Analysis on Effects of Rotor Icing on Helicopter Performance in Hover

TANG Yang-gang, TANG Hu, WU Jing-tao

(Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

ABSTRACT: The paper aims to study the effects of icing on rotor on helicopter performance in hover. The UH-1H helicopter with sufficient experimental data was selected as an example. The flow field of rotor was calculated with Fluent. After convergence, the flow field file was imported into Fensap-ICE for droplet impingement and ice accretion calculation to obtain the rotor shape after icing. Then, the flow field of rotor with ice accretion was calculated with Fluent to analyze the effect of icing on rotor on helicopter performance in hover. By changing the icing conditions, influences of different icing conditions on helicopter hover efficiency was analyzed. The results showed that the icing on rotor significantly reduced the helicopter hover efficiency, and the hover efficiency decreased with the increase of ice accretion time, median volume diameter (MVD) and liquid water content (LWC). Different icing conditions have different effects on the downtrend of helicopter hover efficiency. With the increase of icing time, the hover efficiency decreases linearly. But with the increase of MVD and LWC, the downtrend of hovering efficiency gradually slows down, and the decline gradually decreases.

KEY WORDS: icing on rotor; numerical simulation; icing conditions; hover efficiency

旋翼是直升机产生升力、机动能力和前飞运动的主要作动部件, 旋翼结冰会改变翼型气动形状, 造成旋翼周围流场变化, 从而极大地影响其气动性能。主

要表现为桨叶升力降低, 阻力、需用功率增加, 失速迎角减小等。直升机悬停状态下, 升力的减少使得旋翼必须增加总距, 造成桨叶迎角增大, 容易引起气流

收稿日期: 2019-08-21; 修订日期: 2019-08-21

Received: 2019-08-22; Revised: 2019-08-22

基金项目: 唐扬刚 (1991—), 男, 四川开江人, 硕士研究生, 主要研究方向为飞机气候环境适应性技术。

Fund: TANG Yang-gang (1991—), Male, from Kaijiang Sichuan, Master, Research focus: climate environment adaptive technology.

转矩、分离。阻力的增加对旋翼性能影响更大，阻力在短时间周期内的显著增加要求更高的扭矩，导致悬停效率急剧降低^[1-4]。

国内外的学者对直升机旋翼结冰后的性能进行了大量的分析计算，文献[5]研究了 B-65 直升机前飞时结冰对旋翼不同截面处所需功率的影响，指出要保持结冰后直升机推力和拉力不变，80%旋翼半径处的需用功率大约会提高 38%。文献[6]进行了 UH-1H 直升机悬停状态下的飞行结冰试验，其中 E 组的试验结果表明，结冰后旋翼的需用功率显著增加。文献[7]基于工程公式建立了直升机旋翼结冰后的飞行动力学模型，分析了结冰时间、环境温度、液态水含量以及平均水滴直径对旋翼结冰后的直升机飞行品质的影响，指出结冰会降低直升机的操纵特性、姿态敏捷性、轴间耦合特性以及垂直轴操纵功效。文献[8]计算了旋翼结冰后的升阻变化，研究了不同结冰条件对直升机飞行性能的影响，指出结冰会显著降低直升机的最大平飞速度、最大垂直爬升率和最大爬升率。

上述研究主要是基于试验和工程经验公式，文中采用数值模拟的方法来计算直升机悬停状态下的旋翼结冰及其性能改变，利用 Fluent 计算旋翼未结冰前的流场，FENSAP-ICE 计算水滴撞击特性和结冰，分析了结冰时间、MVD 和 LWC 对直升机旋翼结冰后悬停性能的影响。

1 数值计算方法

1.1 控制方程

Fluent 流场计算基于 Navier-Stokes 方程，其控制方程为^[9]：

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \iint_S (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中： \mathbf{W} 为守恒变量； \mathbf{F}_c 为对流量； \mathbf{F}_v 为黏性通量。

Fensap-ICE 水滴撞击计算模块 DROP3D 采用欧拉法计算水滴撞击，它是基于场论的思想发展出的一种空气-水滴两相流方法。将水滴相看成连续相，在引入水滴容积分数的概念后，通过求解水滴相的连续性方程和动量方程，来得到空间网格各节点的水滴容积分数和水滴速度的分布，进而得到水滴撞击特性^[10]。水滴的连续性方程和动量方程为：

$$\nabla \cdot (\rho_d \alpha \mathbf{u}_d) = 0 \quad (2)$$

$$\nabla \cdot (\rho_d \alpha \mathbf{u}_d \mathbf{u}_d) = \rho_d \alpha K (\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d) + \rho_d \alpha \mathbf{G}_d \quad (3)$$

式中： α 为水滴的容积分数； \mathbf{u}_d 为水滴的速度矢量； \mathbf{u}_a 为空气的速度矢量； \mathbf{G}_d 是水滴的重力； K 是空气-水滴动量交换系数。

Fensap-ICE 结冰计算模块 ICE3D 假设水膜能够

冻结在物面上或者保持液态，将水膜内速度看作是物体坐标及物面法向的函数，对水膜流动问题进行简化，认为水膜内速度为线性分布，并指定黏性壁面上的速度为 0。接着忽略表面张力作用，将各物理量沿厚度方向平均，得到水膜厚度与水膜平均速度的关系，进而通过求解水膜的质量与能量守恒方程，得到三维表面的结冰量及结冰冰形。水膜质量与能量守恒方程为：

$$\rho_f \left[\frac{\partial h_f}{\partial t} + \nabla \cdot (\mathbf{V}_f h_f) \right] = V_\infty \rho_{LWC} \beta - \dot{m}_{\text{evap}} - \dot{m}_{\text{ice}} \quad (4)$$

$$\rho_f \left[\frac{\partial h_f c_f \tilde{T}_f}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{V}_f h_f c_f \tilde{T}_f) \right] =$$

$$\left[c_f (\tilde{T}_\infty - \tilde{T}_f) + \frac{\|\mathbf{V}_d\|^2}{2} \right] V_\infty \rho_{LWC} \beta - L_{\text{evap}} \dot{m}_{\text{evap}} + (L_{\text{fusion}} - c_s \tilde{T}) \dot{m}_{\text{ice}} + \sigma \varepsilon (T_\infty^4 - T_f^4) - c_h (\tilde{T}_f - \tilde{T}_{\text{ice,rec}}) + Q_{\text{anti-ice}} \quad (5)$$

式中： \mathbf{V}_f 为液膜速度矢量； h_f 为液膜厚度； V_∞ 为来流空气速度； ρ_{LWC} 为液态水含量； β 为水滴收集系数； \dot{m}_{evap} 为蒸发损失的质量； \dot{m}_{ice} 为结冰的质量； T_f 为平衡温度； T_∞ 为来流空气温度； $Q_{\text{anti-ice}}$ 为防冰热流。

1.2 计算模型

采用贝尔 UH-1H 直升机悬停状态作为算例，因为该直升机在户外开展了旋翼结冰实验，得到了真实、可靠的试验数据，且这些试验数据被广泛应用于旋翼结冰的计算验证。试验中该直升机旋翼的几何参数及悬停时的运动参数见表 1。

表 1 UH-1H 直升机旋翼几何参数及运动参数

Tab.1 Rotor geometry parameters and motion parameters of UH-1H helicopter

翼型	弦长 c/m	旋转半 径 R/m	旋翼 根切	旋转角速度 ω /(rad·s ⁻¹)	桨尖速度 /(m·s ⁻¹)	线性负 扭转/(°)
NACA0012	0.5334	7.3152	0.1R	33.9	247.99	10.9

计算域为一包围旋翼的圆柱，圆柱入口距原点 2R，出口距原点 6R，半径为 3R。为了提高旋翼表面流场求解的准确性，在旋翼表面生成边界层网格，同时将旋翼前缘和后缘处的网格局部加密，以提高旋翼前缘和后缘的求解精度，生成的计算网格如图 1 所示。

利用 Fluent 计算流场时，计算域入口采用速度入口，出口采用压力出口，使用 SST- ω 湍流模型计算空气流场。该湍流模型对于边界层的求解具有良好的精度，旋翼设置为随计算域旋转的无滑移壁面。计算收敛后，将流场文件导入 Fensap-ICE 中进行水滴撞击和结冰计算。

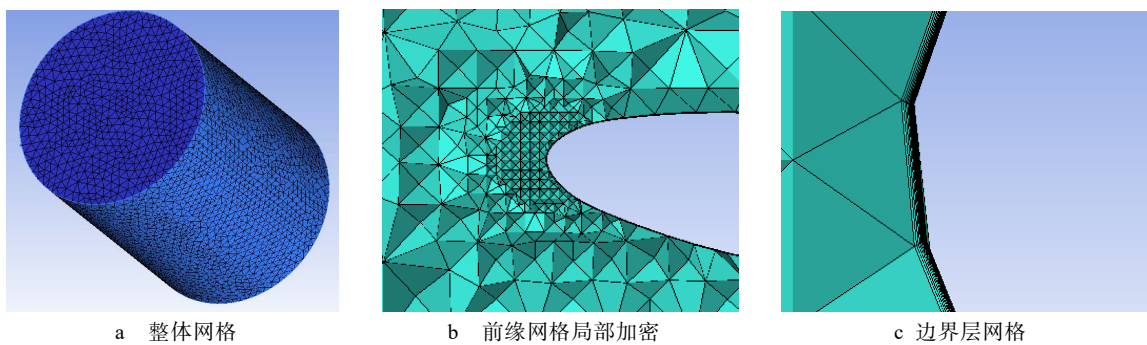


图1 流场计算网格

Fig.1 Flow field computing grid: a) whole grid; b) front grid partial encryption; c) boundary layer grid

为了研究不同结冰条件对旋翼结冰后直升机悬停效率的影响，采取控制变量的方法，分别改变MVD、LWC和结冰时间的数值，其数值大小应涵盖不同的结冰强度。根据上述原则选取的典型的结冰条件见表2，结冰温度保持不变，这是因为文献[11]的试验研究表明，该温度下可以在旋翼表面形成较满意的结冰。

表2 结冰条件
Tab.2 Icing conditions

参数	温度 $t/^\circ\text{C}$	$d_{MVD}/\mu\text{m}$	$\rho_{LWC}/(\text{g}\cdot\text{m}^{-3})$	结冰时间/min
Case1	-19	30	0.7	3
Case2	-19	30	0.7	6
Case3	-19	30	0.7	9
Case4	-19	20	0.7	6
Case5	-19	40	0.7	6
Case6	-19	30	1.0	6
Case7	-19	30	1.5	6

2 结冰对悬停性能的影响分析

2.1 结冰计算验证

Case1 结冰条件与文献[11]中 E 组试验的结冰条件相同，提取旋翼 0.45R、0.62R 与 0.7R 处的截面冰形与试验数据进行对比，如图 2 所示。从图 2 可以看出，计算结果与试验结果的结冰量和冰形变化趋势基本一致。沿旋翼展向，旋翼前缘结冰量先增大后减少，冰形呈现出由霜冰向明冰转变的趋势。这是因为沿旋翼展向，随着旋转半径的增大，前缘速度增大，附近水滴随空气流动的偏离时间减短，更多的水滴撞击到前缘，从而使得结冰量增加。旋翼前缘总温 T_t 与静温 T_s 、马赫数 M_a 的关系为： $T_t=T_s(1+M_a^2(\gamma-1)/2)$ ， γ 为比热比。因此随着速度的增加，旋翼前缘总温增大，当总温较高后，结冰变得困难，从而使得结冰量减小。另外，当前缘总温较低时，结冰冰形为霜冰，而当前缘总温增大后，结冰冰形就会向明冰转变。

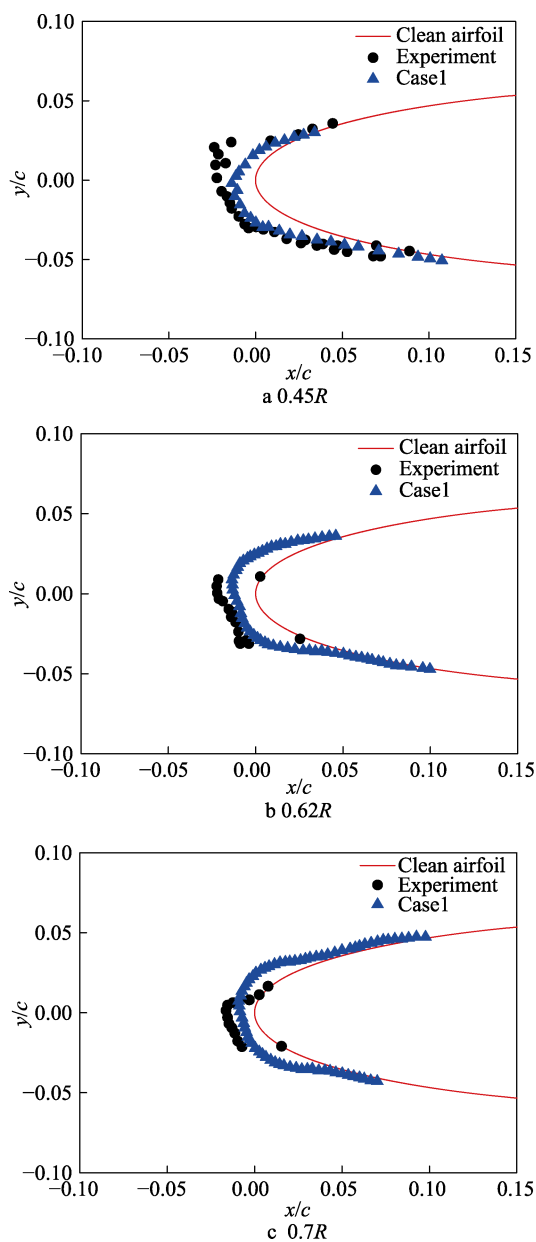


图2 结冰计算验证

Fig.2 Ice calculation verification

2.2 结冰时间对悬停性能的影响

Case1、Case2 和 Case3 结冰时间不同，其余条件

相同,计算得到不同结冰时间的结冰情况,提取 0.45R 处的截面冰形,如图 3 所示。由图 3 可知,随着结冰时间的增加,旋翼前缘结冰厚度增大,结冰量增加。衡量直升机悬停状态性能的一个重要参数是悬停效率,计算得到不同结冰时间后的悬停效率,如图 4 所示, η_{FM} 表示悬停效率, Δ 表示相比与旋翼未结冰时悬停效率的下降百分比。由图 4 可知,结冰会导致悬停效率下降,且结冰时间越长,悬停效率下降越显著,且其下降幅度基本呈线性变化。

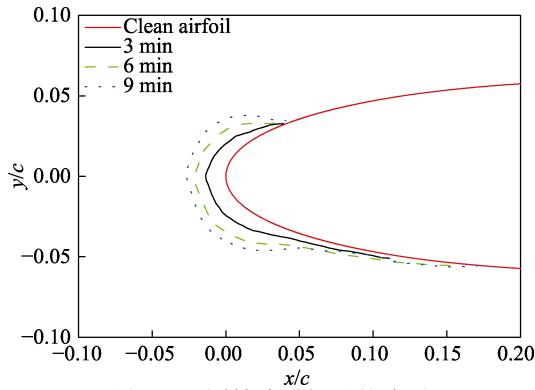


图 3 不同结冰时间下的冰形

Fig.3 Ice shape under different freezing time

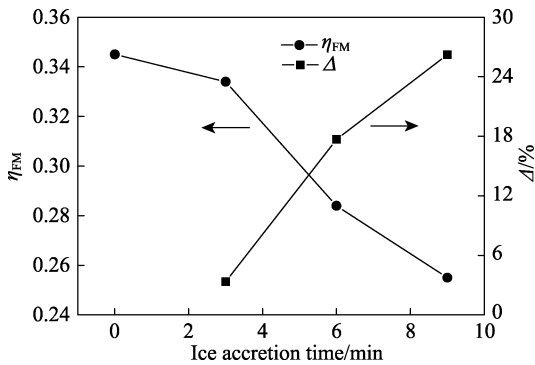


图 4 结冰时间对悬停效率的影响

Fig.4 The influence of freezing time on hovering efficiency

2.3 MVD 对悬停性能的影响

Case2、Case4 和 Case5 研究了不同 MVD 对旋翼结冰后直升机悬停性能的影响,计算得到 0.45R 处的截面冰形,如图 5 所示。随着 MVD 的增加,前缘结冰厚度增大,且旋翼表面结冰范围增大。这是因为随着水滴直径增大,水滴质量及惯性增大,其较难偏离原来的轨道,更易与翼面撞击,从而使得旋翼表面的水滴撞击范围以及水滴收集系数增大,结冰量增大。计算得到不同 MVD 条件下旋翼结冰后直升机的悬停效率及其下降百分比,如图 6 所示。

从图 5 和图 6 可以看出,随着 MVD 增大,旋翼前缘结冰厚度和结冰范围增大,导致旋翼气动性能下降,从而使得直升机的悬停效率下降。另外,从图 6 可以看出,悬停效率的下降趋势随着 MVD 的增大逐渐变缓,下降幅度逐渐减小。

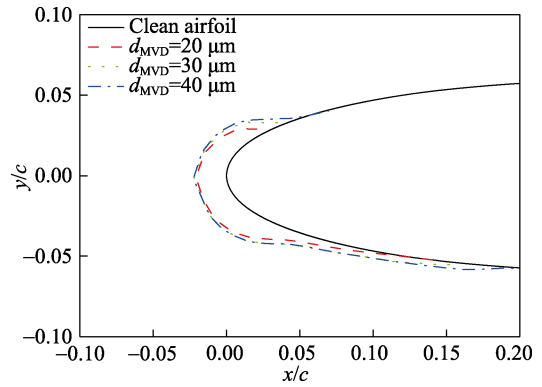


图 5 不同 MVD 下的冰形

Fig.5 Ice shape under different MVD

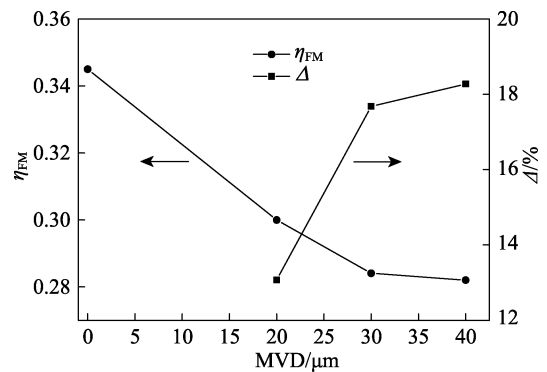


图 6 MVD 对悬停效率的影响

Fig.6 The influence of MVD on hovering efficiency

2.4 LWC 对悬停性能的影响

Case3、Case6 和 Case7 研究了 LWC 对旋翼结冰后直升机悬停性能的影响,计算得到 0.45R 处的截面冰形,如图 7 所示。由图 7 可知,LWC 增大会使得旋翼前缘结冰厚度以及结冰范围增大。这是因为 LWC 越大,过冷水滴的数量就越多,撞击到旋翼表面的水滴越多,从而引起结冰量的增大。计算得到不同 LWC 条件下直升机的悬停效率及其下降百分比,如图 8 所示。

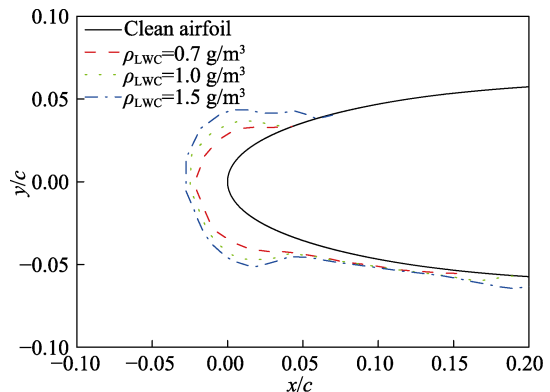


图 7 不同 LWC 下的冰形

Fig.7 Ice shape under different LWC

由图 7 和图 8 可知,随着 LWC 增大,旋翼前缘结冰厚度和结冰范围增大,造成旋翼气动性能下降,

悬停效率降低。另外,从图8可以看出,悬停效率的下降趋势随着LWC的增大逐渐变缓,下降幅度逐渐减小。

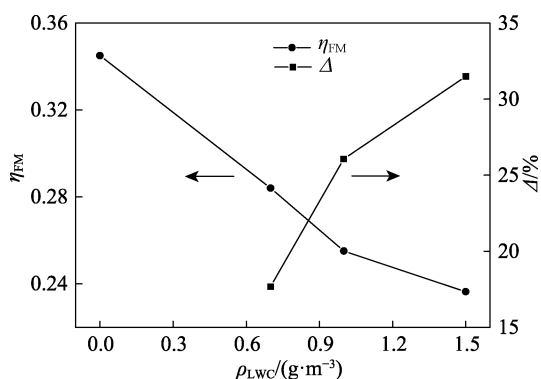


图8 LWC对悬停效率的影响

Fig.8 The influence of LWC on hovering efficiency

3 结论

文中采用数值模拟的方法,以UH-1H直升机悬停状态为算例,研究了旋翼结冰对直升机悬停性能的影响,计算得到了不同结冰条件下的悬停效率,分析了各条件对悬停效率的影响趋势,得到了如下结论。

1) 结冰会使得直升机悬停效率显著下降,且随着结冰时间、MVD和LWC的增大,直升机的悬停效率逐渐降低。

2) 不同结冰条件对直升机悬停效率下降趋势的影响不同,随着结冰时间的增大,悬停效率基本呈线性下降;随着MVD和LWC的增大,悬停效率的下降趋势逐渐变缓,下降幅度逐渐减小。

参考文献:

- [1] BRITTO R K, BOND T H. A Review of Ice Accretion Data From a Model Rotor: Icing Test and Comparison With Theory[C]// 29th Aerospace Sciences Meeting. Reno, NV, USA, 1991.
- [2] FORTIN G, PERRON J. Spinning Rotor Blade Tests in Icing Wind Tunnel[C]// 1st AIAA Atmospheric and Space

Environments Conference. San Antonio, Texas, 2009.

- [3] NARDUCCI R, KREEGER R E. Analysis of a Hovering Rotor in Icing Conditions[C]// 66th Annual Forum and Technology Display. United States: American Helicopter Society, Inc, 2012.
- [4] 刘国强,于琦,董明明,等.旋翼结冰对“黑鹰”直升机飞行性能影响分析[J].航空科学技术,213(1):34-37.
LIU Guo-qiang, YU Qi, DONG Ming-ming, et al. The Influence of Rotor Icing to the Flight Performance of Black Hawk Helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 213(1): 34-37.
- [5] KORKAN K D, DADONE L, SHWA R J. Performance Degradation of Helicopter Rotor in Forward Flight Due to Ice[J]. Journal of Aircraft, 1984, 22(8): 713-718.
- [6] ROBERT J S, RICHTER G P. The UH-1H Helicopter Icing Flight Test Program: An Overview[C]// 23rd Aerospace Sciences Meeting. Reno, NV, USA, 1985.
- [7] 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 Guo-zhi, CAO Yi-hua. Effect of Rotor Icing on Helicopter Flight Dynamic Characteristics[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2011, 32(2):187-194.
- [8] 徐玉貌,吕少杰,曹义华,等.旋翼桨叶结冰对直升机飞行性能的影响[J].航空动力学报,2016,31(2):399-404.
XU Yu-mao, LYU Shao-jie, CAO Yi-hua, et al. Effects of Rotor Blade Icing on Helicopter Flight Performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 399-404.
- [9] 招启军,徐国华.直升机计算流体力学基础[M].北京:科技出版社,2016.
ZHAO Qi-jun, XU Guo-hua. Helicopter on Foundations of Computational Fluid Dynamics[M]. Beijing: Science and Technology Press, 2016.
- [10] 林贵平,卜雪琴,申晓斌,等.飞机结冰与防冰技术[M].北京:北京航空航天大学出版社,2016.
LIN Gui-ping, BU Xue-qin, SHEN Xiao-bim, et al. Aircraft Icing and Deicing Technology[M]. Beijing: Beihang University Press, 2016.
- [11] LEE J D, PALKO R L. Documentation of Ice Shapes on the Main Rotor of A UH-1H Helicopter in Hover[R]. United States: NASA, 1984.