

## 直升机旋翼结冰后的飞行品质

李国知 曹义华

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京, 100191)

**摘要:**研究了旋翼结冰后直升机飞行品质分析模型的建立方法,该方法通过引入结冰参数,计算结冰后桨叶翼型升阻力系数增量,建立旋翼结冰模型。并以系数增量形式计入结冰对旋翼力、力矩和旋翼挥舞模型的影响,建立结冰后飞行动力学模型。基于线性小扰动理论,进一步建立结冰后直升机飞行品质分析模型。根据军用旋翼飞行器驾驶品质要求(ADS-33E-PRF),研究了旋翼结冰对直升机开环状态下飞行品质的影响。按照品质规范要求,主要分析了结冰时间、环境温度、液态水含量和平均水滴直径的变化对直升机姿态敏捷性、轴间耦合特性、垂直轴操纵功效和横向突风扰动的影响。计算结果的对比分析显示,直升机旋翼结冰后的飞行品质模型合理,可以用来进行工程应用上的定性分析。

**关键词:**直升机;旋翼结冰;飞行动力学;飞行品质

**中图分类号:** V212.4      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2011)03-0381-06

## Effects of Rotor Icing on Flying Qualities of Helicopter

*Li Guozhi, Cao Yihua*

(School of Aeronautical Science and Engineering, Beijing University  
of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100191, China)

**Abstract:** A method for establishing the helicopter flying qualities analysis model due to rotor icing is studied. By introducing several icing parameters, the increment of blade airfoil lift/drag coefficient due to rotor icing is calculated, and the rotor icing model is established. Then considering the rotor icing effects on rotor force and torque and rotor flapping model with the forms of coefficient increment, the iced flight dynamic model is developed. Based on the linear perturbation theory, the helicopter flying quality analysis model is established. Based on the handling quality requirements for military helicopters (ADS-33E-PRF), the effects of icing on the open-loop flying qualities of helicopter are analyzed. According to those requirements, the attitude quickness, interaxis coupling, vertical axis control power, and disturbance of the lateral gust are mainly analyzed with the variation of icing time, atmospheric temperature, liquid water content, and median volumetric diameter. Calculation results indicate that the flying qualities analysis model due to rotor icing is effective, and they can be used as an engineering qualitative analysis tool.

**Key words:** helicopter; rotor icing; flight dynamics; flying qualities

自1970年以来,当直升机被允许在仪表飞行规则下进行飞行后,直升机飞行遇到了越来越多的云层结冰问题。结冰对直升机性能的影响主要体现在旋翼结冰问题上。从20世纪80年代起,相关研究

机构就在对固定翼飞机和螺旋桨飞行器结冰研究经验的理解基础上,逐步对直升机旋翼结冰问题展开了探索<sup>[1-4]</sup>。

目前,直升机旋翼结冰研究主要从冰风洞试

**基金项目:**北京航空航天大学博士研究生创新基金(YWF-10-02-380)资助项目。

**收稿日期:**2010-11-16; **修订日期:**2011-01-13

**通讯作者:**曹义华,男,教授,博士生导师,1962年生, E-mail: yihuacaobu@126.com。

验、理论和经验工程算法研究三方面进行<sup>[5-7]</sup>。冰风洞试验最接近实际飞行情况,但易受自然环境、结冰气象条件和飞行风险的影响,且成本较大,对试验设备的要求较高。相对于试验研究,结冰数值模拟的理论研究有投资少、模拟范围广等优点,但由于旋翼桨叶不同径向和周向位置的翼型来流迎角与马赫数的不同,对旋翼结冰数值模拟的复杂和繁琐程度远大于对固定翼飞机的结冰数值模拟。结冰经验工程算法研究主要基于早期的翼型冰风洞试验数据展开,从某种程度上能够得到适合于工程应用的一些定性的研究结果,既能避免冰风洞试验的高风险和高成本,又能省去结冰数值模拟研究方法的复杂性和繁琐性。早期的旋翼结冰经验工程算法较为成功,却很少全面考虑旋翼桨叶表面附着冰脱落现象和桨叶表面局部温度对结冰的影响。目前,文献[8]基于经验的旋翼结冰模型,建立了结冰后直升机飞行动力学模型,初步研究了结冰对直升机飞行动力学特性的影响。

本文在前人研究基础上,对旋翼结冰后直升机飞行品质分析模型的建立方法展开研究,并以UH-60A单旋翼直升机为研究对象,对旋翼结冰条件下的直升机飞行品质进一步展开研究。根据飞行品质规范ADS-33E-PRF<sup>[9]</sup>,主要分析了结冰时间、环境温度、液态水含量和平均水滴直径的变化对直升机开环状态下的姿态敏捷性、轴间耦合特性、垂直轴操纵功效和横向突风扰动的影响。

## 1 方法概述

### 1.1 结冰后的翼型升阻力系数增量计算

根据冰风洞试验结果<sup>[7]</sup>,结冰后的桨叶翼型升、阻力系数增量随一些结冰参数(碰撞水滴惯性系数 $K$ ,积聚参数 $A_c$ ,水滴收集率 $E$ )而变化。

旋翼桨叶表面碰撞水滴惯性系数 $K$ 是平均水滴直径 $D$ ,桨叶翼型来流速度 $V$ ,水滴密度 $\rho_w$ ,翼型弦长 $c$ 和空气粘性 $\mu$ 的函数<sup>[2]</sup>

$$K = \frac{\rho_w D^2 V}{18c\mu} \quad (1)$$

在典型积冰条件下, $K$ 可作如下修正<sup>[10]</sup>

$$K_0 = 18K \left[ Re^{-2/3} - \frac{\sqrt{6} \arctan\left(\frac{Re^{(1/3)}}{\sqrt{6}}\right)}{Re} \right] \quad (2)$$

式中: $Re$ 为水滴雷诺数。

积聚参数 $A_c$ 为量纲一的质量流量,表征在结冰时间 $\tau$ 内,旋翼桨叶翼型弦长上垂直于来流方向的平面上的结冰厚度,定义为

$$A_c = \frac{VL\tau}{\rho_l c} \quad (3)$$

式中: $L$ 为液态水含量; $\rho_l$ 为冰密度。

旋翼桨叶翼型剖面总的水滴收集率 $E$ 可采用如下根据翼型冰风洞试验数据拟合得出的经验公式<sup>[11]</sup>计算

$$E = 0.08686 \ln(K_0) + 0.6111\bar{t}^2 - 0.7433\bar{t} + 0.56 \quad (4)$$

式中: $\bar{t}$ 为桨叶翼型相对厚度。

结冰后的桨叶翼型升、阻力系数增量<sup>[7]</sup>分别为

$$\Delta C_L = -\bar{t}K_0 K_L L \tau [\alpha + 2 + K_{L1}(\alpha - 6)^2] / c \quad (5)$$

$$\Delta C_D = [0.158 \ln k_s + 175 A_c E + 1.7] \left( \frac{\alpha + 6}{10} \right) \delta_0 \quad (6)$$

式中: $\alpha$ 为桨叶翼型来流迎角; $K_L, K_{L1}$ 为冰风洞试验数据修正系数; $\delta_0$ 为结冰前桨叶翼型阻力系数; $k_s$ 为结冰表面粗糙度,利用等效沙粒粗糙度来考虑结冰表面粗糙度对旋翼桨叶结冰的影响<sup>[12]</sup>

$$k_s = 0.6839 k_s^L \cdot k_s^D \cdot k_s^T \cdot k_s^B \quad (7)$$

式中: $k_s^L, k_s^D, k_s^T$ 分别为液态水含量 $L$ ,水滴直径 $D$ 和环境温度 $T_s$ 对 $k_s$ 的影响系数; $k_s^B$ 为试验模型基准值, $k_s^B = 0.001177$ 。

$$k_s^L = 0.5714 + 0.2457L + 1.2571L^2$$

$$k_s^D = \begin{cases} 1, & D \leq 20 \mu\text{m} \\ 1.667 - 0.0333D, & D > 20 \mu\text{m} \end{cases}$$

$$k_s^T = 0.047(T_s + 273.15) - 11.27$$

### 1.2 旋翼结冰模型

采用旋翼桨盘“平均化”方法<sup>[13]</sup>,将旋翼桨盘分别沿周向和径向均等划分计算区域,对每个区域内桨叶微段的来流迎角与马赫数均化处理,首先研究每个计算区域桨叶微段翼型的结冰情况,计算每个计算区域内结冰后的桨叶翼型升、阻力系数增量,从而得到每个计算区域内桨叶微段的气动特性,综合考虑所有计算区域,以及桨叶表面附着冰脱落与桨叶表面局部温度对结冰的影响<sup>[14]</sup>,可得到整个旋翼的结冰情况,由此建立旋翼结冰模型。

### 1.3 结冰后飞行动力学模型

关于直升机飞行动力学的建模,国内外已经做了深入、系统的研究<sup>[15-17]</sup>。本文主要基于直升机动量理论、涡流理论和叶素理论建立结冰前的直升机飞行动力学模型。首先完成结冰前的直升机平衡特性计算,得到结冰前的旋翼桨盘各个划分区域的翼型来流迎角与马赫数;然后结合结冰参数,计算旋翼各个划分区域的桨叶翼型升、阻力系数增量,得到结冰后的桨叶翼型升、阻力系数

$$C'_L = (1 + \Delta C_L / C_L) C_L \quad (8)$$

$$C'_D = (1 + \Delta C_D / C_D) C_D \quad (9)$$

式中: $C_L, C_D$ 分别为无冰情况下的桨叶翼型升、阻力系数。

在此基础上,结合旋翼结冰模型,以系数增量形式计入结冰对旋翼力、力矩和旋翼挥舞模型的影响,进一步建立结冰后的飞行动力学模型。

$$\begin{cases} C'_T = C_T + \Delta C'_T \\ C'_Y = C_Y + \Delta C'_Y \\ C'_H = C_H + \Delta C'_H \\ C'_Q = C_Q + \Delta C'_Q \\ a'_0 = a_0 + \Delta a'_0 \\ a'_{1s} = a_{1s} + \Delta a'_{1s} \\ b'_{1s} = b_{1s} + \Delta b'_{1s} \end{cases} \quad (10)$$

式中:  $C_T, C_Y, C_H, C_Q, a_0, a_{1s}, b_{1s}$  分别为与结冰无关的旋翼拉力、侧力、后向力和扭矩系数以及旋翼锥角、后倒角和侧倒角; 等式左边为结冰后的相关系数; 等式右边第二项为由于结冰引起的系数增量, 这些系数增量表达式为

$$\Delta C'_T = \frac{\sigma}{4\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^1 \bar{u}_T^2 \Delta C_L \bar{r} d\bar{r} d\psi \quad (11)$$

$$\Delta C'_Y = -\frac{\sigma}{4\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^1 [(\bar{u}_T^2 \Delta C_D - \bar{u}_T \bar{u}_P \Delta C_L) \cos\psi - \bar{u}_T^2 \Delta C_L \beta \sin\psi] \bar{r} d\bar{r} d\psi \quad (12)$$

$$\Delta C'_H = \frac{\sigma}{4\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^1 [(\bar{u}_T^2 \Delta C_D - \bar{u}_T \bar{u}_P \Delta C_L) \sin\psi - \bar{u}_T^2 \Delta C_L \beta \cos\psi] \bar{r} d\bar{r} d\psi \quad (13)$$

$$\Delta C'_Q = \frac{\sigma}{4\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^1 (\bar{u}_T^2 \Delta C_D - \bar{u}_T \bar{u}_P \Delta C_L) \bar{r} d\bar{r} d\psi \quad (14)$$

$$\Delta a'_0 = \frac{\gamma}{2\pi a_s} \int_{-\pi}^{\pi} \int_0^1 \bar{u}_T^2 \Delta C_L \bar{r} d\bar{r} d\psi \quad (15)$$

$$\Delta a'_{1s} = -\frac{4}{\pi \left(1 - \frac{\mu^2}{2}\right) a_s} \int_{-\pi}^{\pi} \int_0^1 \bar{u}_T^2 \Delta C_L \bar{r} \sin\psi d\bar{r} d\psi \quad (16)$$

$$\Delta b'_{1s} = \frac{4}{\pi \left(1 + \frac{\mu^2}{2}\right) a_s} \int_{-\pi}^{\pi} \int_0^1 \bar{u}_T^2 \Delta C_L \bar{r} \cos\psi d\bar{r} d\psi \quad (17)$$

式中:  $\bar{u}_T$  和  $\bar{u}_P$  分别为桨叶叶素在旋转平面内的量纲为一的切向速度和垂向速度;  $\sigma$  为旋翼实度;  $\bar{r}$  为量纲为一的旋翼桨叶径向位置;  $\psi$  和  $\beta$  分别为旋翼桨叶方位角和挥舞角;  $\gamma$  为结冰前的旋翼桨叶洛克数;  $a_s$  为结冰前的桨叶翼型升力线斜率;  $\mu$  为前进比。

#### 1.4 结冰后飞行品质分析模型

基于结冰后飞行动力学模型, 完成结冰后直升机的平衡特性计算, 采用线性小扰动理论计算结冰后的稳定性、操纵性导数<sup>[17]</sup>, 引入直升机小扰动线化的全耦合状态空间模型, 得到基本的结冰后直升机飞行品质分析模型。采用该模型进一步研究旋翼结冰对直升机飞行品质的影响。整个分析模型主要研究了旋翼结冰后的直升机姿态敏捷性、轴间耦合特性、垂直轴操纵功效和横向突风扰动影响。

姿态敏捷性用以表征直升机机动动作的时间短暂性, 或操纵产生机动响应的有效性。以俯仰姿态为例, 品质计算指标为  $q_{pk}/\Delta\theta_{pk}$ , 即俯仰角速率的

变化峰值与俯仰角改变幅值的比值。相同俯仰角变化最小角度  $\Delta\theta_{\min}$  下, 该比值越大, 品质越好。本文对模型施加驾驶舱纵向操纵 1.0 cm 脉冲输入, 作用时间为 1.0 s, 研究俯仰姿态敏捷性。

直升机轴间耦合特性可以从以下 3 个方面分析: 总距-偏航耦合、俯仰-滚转耦合以及滚转-俯仰耦合。本文对模型施加驾驶舱总距 1.0 cm 的阶跃操纵输入, 研究各种结冰条件下总距-偏航耦合特性。若取  $r_1$  为偏航角速度 3.0 s 之内的第一个响应峰值;  $r(3)$  为第 3.0 s 末的偏航角速度响应;  $w(3)$  为 3.0 s 末的直升机垂向速度;  $r_3$  为

$$r_3 = \begin{cases} r(3) - r_1 & r_1 > 0 \\ r_1 - r(3) & r_1 < 0 \end{cases} \quad (18)$$

则品质评定指标为  $|r_1/w(3)|$  和  $r_3/|w(3)|$ 。

垂直轴操纵功效是直升机最重要的飞行品质评价内容之一。自总距快速偏离配平位置起 1.5 s 后, 直升机产生的垂向速度  $w_{1.5}$  可以作为垂直轴操纵功效的评价指标。此外, 横向突风扰动对直升机安全飞行影响较大, 也是直升机最重要的飞行品质评价内容之一。直升机在受到最危险方向的阶跃突风扰动后的前 3.0 s 内, 偏航角速度变化峰值  $r_{pk}$  与突风速度幅值  $V_g$  之比越小, 品质越好。本文以文献[18]建立的横向突风扰动输入模型为基础, 研究不同结冰环境对横向突风扰动品质的影响。

图 1 为旋翼结冰后的直升机飞行品质计算分析流程图。

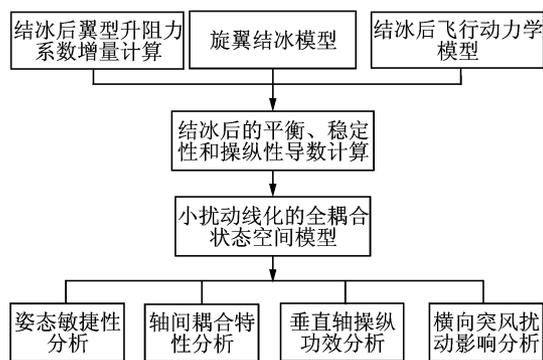


图 1 旋翼结冰后的直升机飞行品质计算分析流程图

## 2 计算分析

基于飞行品质规范 ADS-33E-PRF, 对开环状态下 UH-60A 直升机姿态敏捷性、轴间耦合特性、垂直轴操纵功效和横向突风扰动影响展开研究。表 1 为基本旋翼结冰环境(即当研究某一结冰参量对飞行品质的影响时, 其他结冰参量均保持为表 1 的相应基准值不变)。直升机前飞速度  $X=74.0$  km/h, 全机质量为 7 264.0 kg, 飞行高度为 1 600.0 m。

表 1 旋翼基本的结冰状态

$t_s/C$	$L/(g \cdot m^3)$	$D/\mu m$	$\tau/s$
-25.0	0.75	20	100

### 2.1 姿态敏捷性分析

图2给出了直升机俯仰姿态敏捷性随不同结冰环境的影响。可以看出,旋翼结冰明显降低了俯仰姿态敏捷性,且随着结冰时间的增加,品质指标有沿评价图左下方移动的趋势,表明品质越来越差。

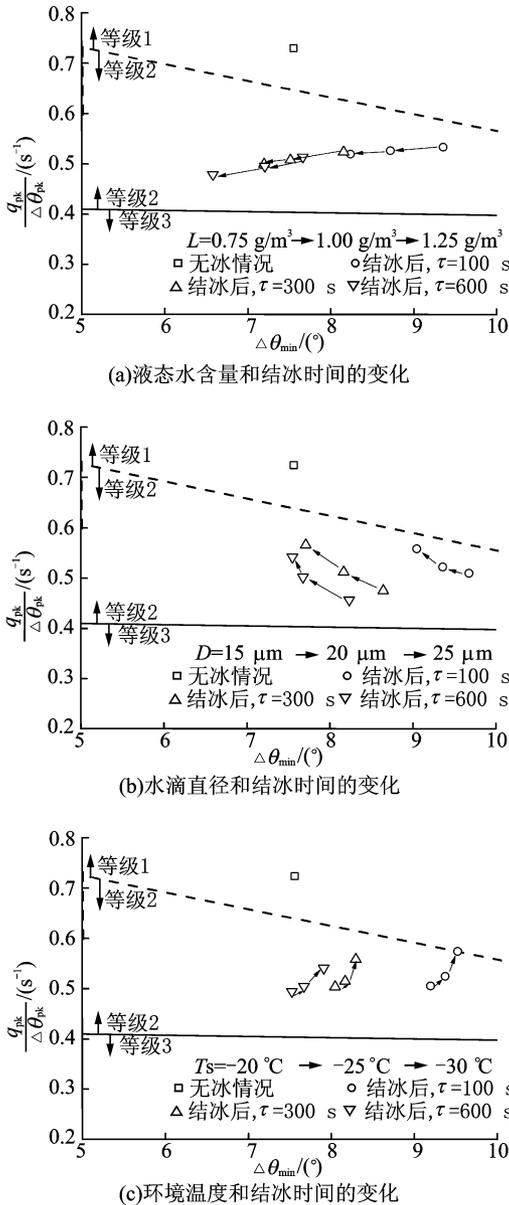


图2 结冰对直升机俯仰姿态敏捷性的影响

在结冰环境下,液态水含量的增加使得品质指标沿评价图左下方移动,表明姿态敏捷性越来越差;水滴直径的增大使得品质指标沿评价图左上方移动,表明姿态敏捷性有向结冰前回复的趋势。此外,环境温度的降低使得品质指标沿评价图右上方移动,也表明姿态敏捷性有向结冰前回复的趋势。这一现象主要由旋翼桨叶结冰表面粗糙度的变化引起。式(7)中关于水滴直径和环境温度对结冰表面粗糙度的影响表明,水滴直径的增大使结冰表面粗糙度减小,结冰表面变得光滑,使结冰后的桨叶

翼型气动性能较水滴直径较小时要好,使直升机姿态敏捷性有向结冰前回复的趋势;随着环境温度的降低,旋翼桨叶表面结冰的冰形越来越规则,使得结冰后的桨叶翼型气动特性较环境温度较高时略微变好,因而也使得直升机姿态敏捷性有向结冰前回复的趋势。这一现象与实际结冰情况相符合,表明本文的结冰后直升机飞行品质分析模型合理。

### 2.2 轴间耦合特性分析

根据图3,旋翼结冰降低了直升机总距—偏航耦合特性。结冰时间的增加使品质指标更早的由等级1退化至等级2。液态水含量的增加使品质指标沿左上方移动,表明总距—偏航耦合特性越来越差。环境温度的降低使品质指标朝右下方移动,表明品质有向结冰前回复的趋势。

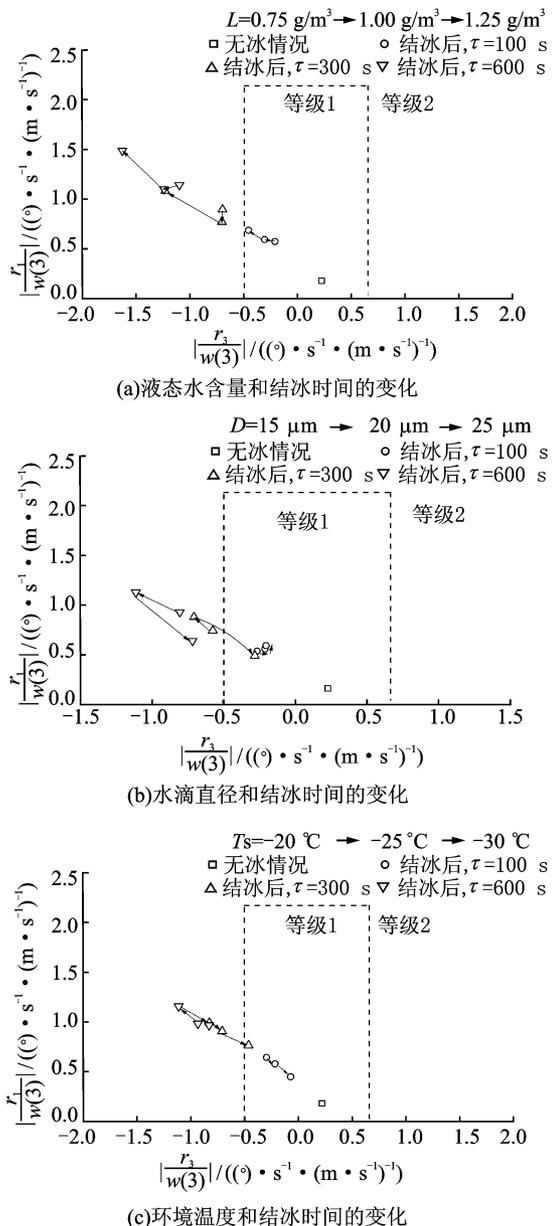
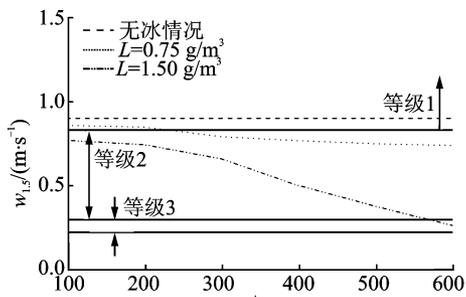


图3 结冰对直升机总距—偏航耦合特性的影响  
此外,根据图3(b)可以明显看出,水滴直径的

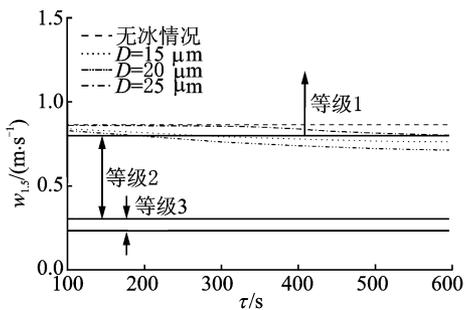
变化对总距—偏航耦合特性有较为特殊的影响。当水滴直径由  $D=15\ \mu\text{m}$  增大至  $D=20\ \mu\text{m}$  时, 品质指标移至评价图的左上方, 表明品质进一步下降; 而当水滴直径由  $D=20\ \mu\text{m}$  增大至  $D=25\ \mu\text{m}$  时, 品质指标又开始移至评价图的右下方, 表明品质有略微的好转趋势。进一步研究发现, 这一现象也是由旋翼桨叶结冰表面粗糙度的变化引起。由式(7)可看出, 水滴直径的变化对结冰表面粗糙度的影响较为特殊: 当水滴直径小于  $20\ \mu\text{m}$  时, 水滴直径的变化对结冰表面粗糙度的影响可以忽略不计; 当水滴直径大于  $20\ \mu\text{m}$  时, 水滴直径的增大导致结冰表面粗糙度减小, 使结冰表面变得光滑, 因而使得结冰后的旋翼桨叶气动性能较结冰条件下水滴直径较小时略微变好, 从而使直升机的总距—偏航耦合特性有向结冰前回复的趋势。

### 2.3 垂直轴操纵功效分析

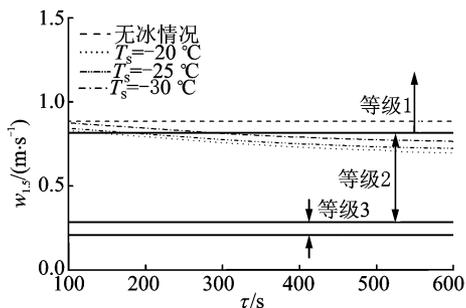
图4给出了直升机垂直轴操纵功效随不同结冰环境的影响。旋翼结冰使直升机垂直轴操纵功效降低, 且随着结冰时间的增加, 逐渐由等级1降至



(a) 液态水含量和结冰时间的变化



(b) 水滴直径和结冰时间的变化



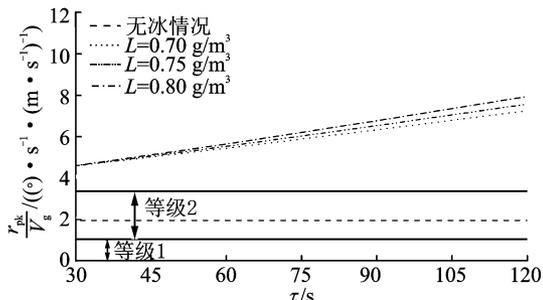
(c) 环境温度和结冰时间的变化

图4 结冰对直升机垂直轴操纵功效的影响

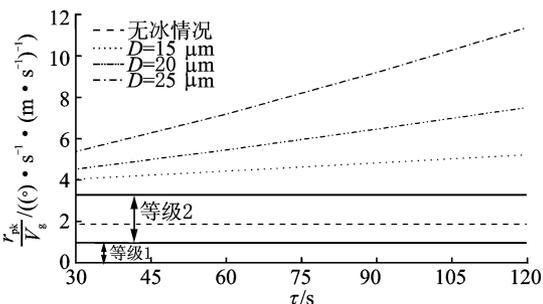
等级2。尤其随着液态水含量的增加, 评价等级会更快地降至等级3。水滴直径的变化对垂直轴操纵功效的影响规律与总距—偏航耦合特性分析基本相似; 环境温度的变化对垂直轴操纵功效的影响规律与姿态敏捷性分析基本一致。

### 2.4 横向突风扰动影响分析

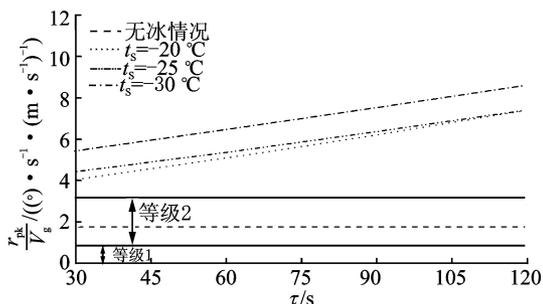
根据图5, 旋翼结冰降低了直升机横向突风扰动品质, 且随着结冰时间的增加, 品质呈线性下降趋势。液态水含量的增加、水滴直径的增大以及环境温度的下降均使直升机横向突风扰动品质下降。



(a) 液态水含量和结冰时间的变化



(b) 水滴直径和结冰时间的变化



(c) 环境温度和结冰时间的变化

图5 结冰对直升机横向突风扰动的影响

## 3 结论

本文通过研究旋翼结冰后直升机飞行品质分析模型的建立方法, 基于飞行品质规范 ADS-33E-PRF, 进一步分析了旋翼结冰对直升机飞行品质的影响。计算分析表明:

(1) 以系数增量形式研究旋翼结冰模型和结冰后直升机飞行动力学模型,可以用来进一步研究直升机旋翼结冰后的飞行动力学问题。

(2) 结冰时间、环境温度、液态水含量和平均水滴直径对直升机飞行品质均有一定影响,且环境温度和平均水滴直径的变化对直升机部分飞行品质评价指标有较为特殊的影响。相关计算结果与实际的结冰情况相符合,表明本文所建立的分析模型是合理的,可以用来进行工程应用上的定性分析。

#### 参考文献:

- [1] Korkan K D, Dadone L, Shaw R J. Performance degradation of propeller systems due to rime ice accretion [J]. *Journal of Aircraft*, 1984, 21(1): 44-49.
- [2] Miller T L, Korkan K D, Shaw R J. Analytical determination of propeller performance degradation due to ice accretion [J]. *Journal of Aircraft*, 1987, 24(11): 768-775.
- [3] Hemming F J, Randall K B, Thomas H B. Role of wind tunnels and computer codes in the certification and qualification of rotorcraft for flight in forecast icing[R]. NASA TM-106747, 1994.
- [4] Ratvasky T P, Ranaudo R J, Barnhart B P, et al. Development and utility of a piloted flight imulator for icing effects training[R]. AIAA 2003-22, 2003.
- [5] Cao Yihua, Chen Ke. Helicopter icing [J]. *The Aeronautical Journal*, 2010, 114(1152): 83-90.
- [6] 李国知, 胡利, 张瑞民. 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.
- [7] Flemming R J, Luszcz M T. Incorporation of an empirical icing code in a flight simulator [R]. SAE Technical Paper Series 2003-01-2104, 2003.
- [8] 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.
- [9] United States Army Aviation and Missile Command. ADS-33E-PRF aeronautical design standard, performance specification, handling qualities requirements for military rotorcraft [S]. Redstone Arsenal Alabama: Aviation Engineering Directorate, 2000.
- [10] 袁坤刚. 结冰和风切变条件下的飞机飞行特性仿真[D]. 北京: 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 2007.
- [11] Flemming R J, Lednicer D A. High speed ice accretion on rotorcraft airfoils [R]. NASA CR 3910, 1985.
- [12] Shin J, Bond T H. Experimental and computational ice shapes and resulting drag increase for a NACA 0012 airfoil[R]. NASA TM-105743, 1992.
- [13] Korkan K D, Dadone L, Shaw R J. Performance degradation of helicopter rotor in forward flight due to ice [J]. *Journal of Aircraft*, 1985, 22(8): 713-718.
- [14] 李国知, 曹义华, 钟国. 旋翼结冰模型与纵列式直升机平衡特性分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2010, 36(9): 1034-1037.
- [15] Howlett J J. UH-60A black hawk engineering simulation program: volume I—mathematical model [R]. NASA CR-166309, 1981.
- [16] Cao Yihua, Li Guozhi, Yang Qian. Studies of trims, stability, controllability, and some flying qualities of a tandem rotor helicopter [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2009, 223(G2): 171-177.
- [17] 李国知, 曹义华, 杨倩. 纵列式直升机配平计算及稳定性、操纵性分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2009, 35(1): 74-77.
- [18] 李国知, 曹义华. 纵列式直升机悬停飞行品质研究[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(5): 1055-1060.