旋翼结冰对“黑鹰”直升机飞行性能影响分析

The Influence of Rotor Icing to the Flight Performance of Black Hawk Helicopter

刘国强　于琦　董明明　李静雯／中国飞行试验研究院

摘　要：基于西科斯基公司翼型冰风洞结冰试验推导的公式，建立了“黑鹰”直升机旋翼翼型结冰模型，计算了结冰后翼型气动特性变化；在此基础上建立了直升机悬停和前飞计算模型，结合旋翼翼型结冰情况，分析了旋翼结冰后飞行性能的变化和影响。计算证明建立的结冰模型正确，可以用于预测直升机结冰后的飞行性能。

Abstract: In this paper, based on the rotor airfoil icing tunnel test derivation formula by Sikorsky Aircraft, and established the airfoil icing model, then calculated the change of icing airfoil aerodynamic characteristics. The helicopter in hover and forward flight model were set up on this condition, combined with the rotor airfoil icing condition we analyzed the rotor icing on flight performance changes and effects though the calculation, indicates the ice model is correct, and can be used to predict helicopter flight performance after icing.

关键词：“黑鹰”直升机；翼型结冰；气动性能；结冰影响

Keywords：Black Hawk helicopter；airfoil icing；aerodynamic performance；icing effect

0 引言

直升机有着固定翼飞机不可比拟的优越性，能够在各种复杂环境和条件下完成多项任务。但是直升机的飞行高度多处于低空，一旦进入低温和液态水含量较高的恶劣气象环境就有积冰的危险。积冰对直升机的旋翼影响最大，翼型积冰破坏了原有的空气动力特性，使得升力降低阻力增大，燃油消耗也随之增加。不均匀的积冰以及随着桨叶旋转附着冰在离心力作用下脱落，都会使旋翼重心位置发生变化，破坏旋翼平衡，还伴随着较大的振动，导致直升机操作困难、安全性变差。所以，研究旋翼桨叶结冰有着重要意义。

西科斯基公司从事直升机结冰研究以及防冰系统的研发已超过 57 年，进行了直升机真实结冰气象的飞行试验，旋翼和翼型全尺寸模型以及缩比例模型的风洞试验等[1]。“黑鹰”、CH−47、贝尔 214/412、法国“超级美洲豹”等机型都进行了结冰试验，积累了不少数据。总的来看，直升机积冰问题研究主要有四种方法：第一，真实自然条件下的结冰飞行试验；第二，模拟结冰飞行试验；第三，结冰数值模拟计算；第四，冰风洞实验。本研究基于冰风洞试验建立的翼型结冰计算公式，建立了“黑鹰”直升机悬停和前飞气动模型，进而将翼型结冰后的模型加入气动模型之中，通过不停迭代配平，最终求解出结冰后“黑鹰”直升机的飞行性能变化，既可以避免翼型结冰数值模拟计算带来的复杂性，能够正确预测翼型结冰后的气动特性，又可以对直升机旋翼结冰后性能影响做出定量和定性的分析，具有一定的研究意义。

1 结冰模型计算

1.1 翼型结冰特性

大量冰风洞试验表明，旋翼桨叶翼型表面的结冰形状主要有楔型冰 (rime) 和槽型冰（glaze）两种类型，也可能是两种冰形的混合形状[2]，这主要是受翼型所处来流马赫数、水分子含量以及当地迎角等的影响。另外，由于受到旋翼旋转等气动加热因素的影响，桨叶的某些区域是不会结冰的。桨叶翼型结冰与否可以通过下式判断[3]：

$$T_C=273.15/(1+0.2rMa^2)+0.33(\alpha-6)-273.15 \quad (1)$$

式中，Ma为来流马赫数，α为当地桨叶翼型迎角，r为复温因子。

T_C为结冰的起始温度，当$T_S \geqslant T_C$时（T_S为环境温度），桨叶表面不结冰；当$T_S < T_C$时，桨叶开始结冰。即外界环境必须提供一个比T_C要低的温度桨叶才会结冰，否则在高速飞行下桨叶与空气在压缩附面层摩擦，使得桨叶表面温度升高，达不到结冰零点，此时不会结冰。楔形冰的结冰起始温度要比槽型冰低，其结冰起始温度判据为：

$$T_{rime}=(224.79W^2-326.25W+35.59)Ma^2-83.05W^2-57.73W+26.38Ma \quad (2)$$

式中，W为液态水含量。当环境温度T_S在T_C和T_{rime}范围之间，主要以槽型冰为主；T_S小于T_{rime}时，主要以楔形冰为主；T_S在$T_{rime}\pm2$℃温度附近，则会产生两种冰形的混合。桨叶结冰的不同冰形如图1所示。

1.2 翼型结冰后的升阻变化计算

翼型结冰后升阻特性变化受到下列结冰参数的影响。首先是水滴撞击的惯性系数K；其次受到积聚参数Ac的影响，Ac表征在结冰时间t内桨叶翼型弦长上垂直于来流方向上的结冰厚度；最后，还受到翼型剖面总的水滴收集率E的影响[2][6]。考虑到桨叶表面附着冰的脱落和气动加热蒸发的影响，对结冰时间t做如下修正：

$$t_C=t/e^{0.00139\times t} \quad (3)$$

当结冰时间大于600s时，t的表达式为：

$$t_C=260+49.77(\ln t-6.379) \quad (4)$$

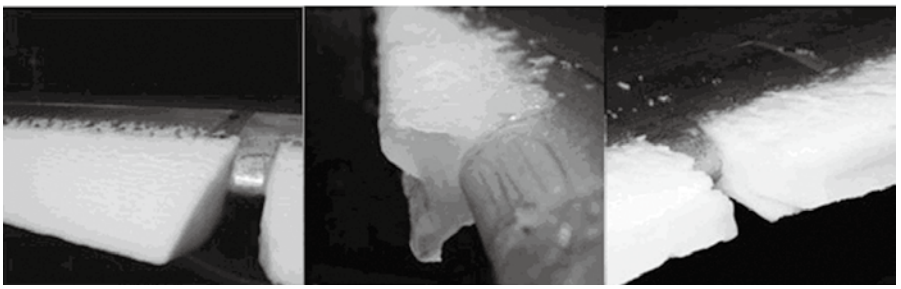
不同冰形对翼型升阻特性的影响也可以通过工程算法表示。三种结冰外形下翼型的升力系数减少量可以用下式表示：

$$\Delta Cl=[-0.1335K_0\bar{t}(\alpha+2+0.00555K_{L1})](\alpha-6)^2)]\times K_L\times W\cdot t_c\cdot SCA \quad (5)$$

式中，$SCA=(c/0.1524)^{0.2}/(c/0.1524)^{1.2}$

楔形冰的阻力系数增加值为：

$$\Delta Cd_{rime}=Cd_{noice}[0.158\ln\frac{K}{c}+175A_c\cdot E\cdot SCA+1.7]\times(\alpha+6)/10 \quad (6)$$



楔形冰　　槽型冰　　混合冰

图1　桨叶结冰的典型形状

槽型冰的阻力系数增加值为：

$$\Delta Cd_{glaze}=K_{D1}\cdot[0.00686K_0\bar{t}^{1.5}(\alpha+6)+0.006K_D\cdot Ma^{2.4}-0.0313\cdot ROC^2]\times W\cdot t_c\cdot SCA \quad (7)$$

混合冰的阻力系数增加值为：

$$\Delta Cd_{mix}=\Delta Cd_{rime}+(\Delta Cd_{glaze}-\Delta Cd_{rime})(T_{rime}-T_S-2)/4 \quad (8)$$

以上各式中，K_L、K_{L1}、K_D、K_{D1}为冰风洞试验系数，Cd_{noice}是未结冰前翼型的阻力系数，ROC为翼型相对前缘半径。为了验证结冰模型的正确性，本研究计算了NACA0012翼型在Ma=0.39、LWC=0.48g/m^3、环境温度为T_S=−10℃、结冰时间t=60s情况下，结冰前后升力系数的变化对比，如图2所示。

2 “黑鹰”直升机气动模型验证

本研究的主要根据是改进的动量理论和叶素理论，悬停状态考虑叶尖损失并加入尾流旋转影响，前飞采用均匀入流模型，将桨叶沿着径向和周向分成若干微段，计算每个微段上桨叶翼型的迎角和来流马赫数，通过迭代方法配平直升机的总距和周期变距，进而求解旋翼总的拉力和功率。

表1给出了“黑鹰”直升机旋翼的主要参数。图3所示为悬停状态拉力系数、扭矩系数的计算值与试验值的对比，可以看出计算结果和试验值吻合较好。图4表征的是主旋翼功率随前飞速度的影响，从计算结果可以看出，均匀入流模型在计算前飞小速度时准确度不够，随着速度增加，计算结果和试验值比较准确。

3 结冰对飞行性能的影响

在建立“黑鹰”直升机气动模型并验证其正确性后，将结冰模型与“黑

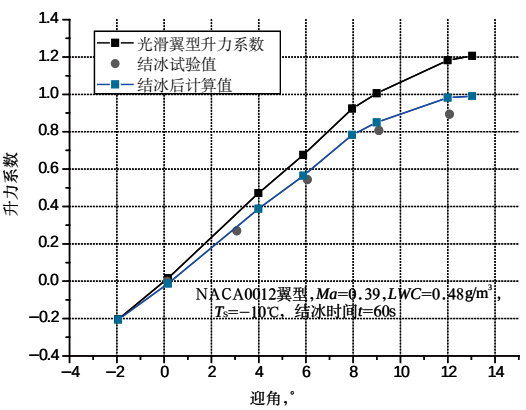


图2　NACA0012翼型结冰前后升力系数变化

表1　“黑鹰”直升机旋翼参数

桨叶片数	4	翼型	SC1094R8,SC1095R8
预扭角	−18°	弦长	0.5276m
旋翼实度	0.0821	旋翼转速	26.47rad/s
桨叶半径	8.18m	挥舞铰外伸量	0.3843m
飞行高度	1000m	任务起飞重量	7484kg

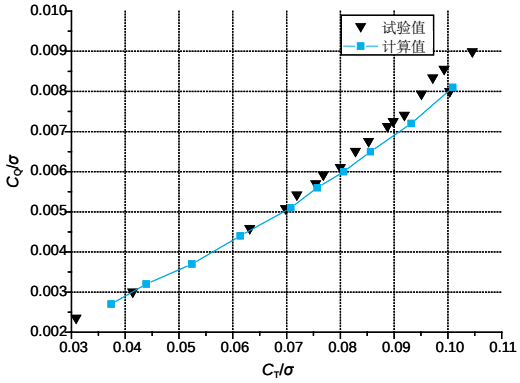


图3 悬停状态C_Q/σ随载荷C_T/σ变化关系

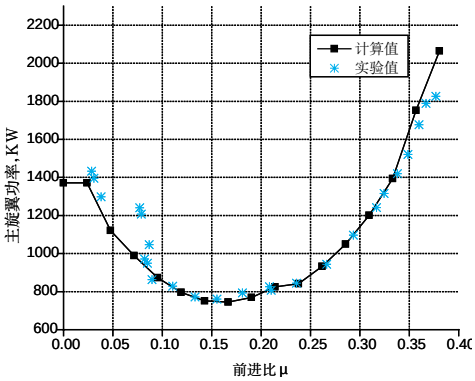


图4 主旋翼功率随飞行速度变化

鹰”直升机飞行性能计算模型结合起来，首先计算桨叶不同径向剖面上翼型的来流速度和迎角，进而求解出当地翼型的升力系数和阻力系数，代入结冰模型计算出翼型结冰后升阻特性的变化，最终结冰后翼型的升力系数和阻力系数分别为：

$$CL=Cl+\Delta Cl$$
$$CD=Cd+\Delta Cd \quad (9)$$

此时，由于翼型升阻特性变化必然影响旋翼的诱导速度、旋翼拉力和扭矩，应对气动模型进行迭代处理，最终求解出稳定的结冰模型和结冰后旋翼桨叶的气动性能。

3.1 结冰对悬停的影响

对于悬停状态来说，旋翼处于定常状态，桨叶不同半径位置处的来流速度和迎角都是稳定的，结冰模型的计算比较简单。以表2中结冰环境为例，研究旋翼结冰对悬停和前飞性能影响。

表3给出了“黑鹰”直升机结冰前后悬停状态一些主要性能参数的变化。从中可以看出，桨叶结冰后主旋翼性能变差，升力系数的减少使旋翼为提供同等拉力而必须增加总距；翼型阻力系数的变大使扭矩同样增大，阻力的增加对旋翼性能影响更大，直接导致悬停效率急剧降低。

3.2 结冰对前飞性能的影响

表2 直升机结冰环境设定

T_s(℃)	LWC (g/m^3)	D (μm)	t(s)
−15	0.75	20	120

表3 结冰前后悬停结果对比

	结冰前计算值	结冰后计算值
总距	7.78	7.89
拉力系数C_T/σ	0.0664	0.066
扭矩系数C_Q/σ	0.0048	0.0067
悬停效率FM	72.5%	53%

直升机前飞状态的结冰环境比较复杂。首先，旋翼桨叶不同剖面处的来流和迎角都是随着方位角变化而进行交变的，即旋翼始终处于非定常气动环境下，利用上述结冰判据很难预测结冰形状和翼型结冰后的升阻变化。根据文献[3]提供的方法，首先将桨叶沿径向和周向分解成若干微段，计算不同径向位置上桨叶的来流马赫数和迎角，在旋转一周的方位角上取来流马赫数和迎角的平均值，由此代入结冰模型，计算此时翼型上结冰后升阻变化，通过迭代配平结冰后旋翼桨叶的总距和周期变距，进而计算出整片桨叶结冰后的拉力和扭矩。

同样，根据表2中设定的旋翼结冰环境，计算“黑鹰”直升机在前进比μ=0.27时桨叶的结冰对前飞性能的影响和变化。图5和图6是旋翼桨盘上方迎角在结冰前后的分布情况，后行桨叶桨根空白区域为反流区，中心部分为桨毂区域。结冰前后迎角变化最大的区域在后行桨叶270°附近，桨叶迎角成扩大趋势，这也是结冰导致的翼型特性变差的原因，升力系数的减少使得直升机在保持高度不变的前提下，桨盘上方不同剖面处的迎角呈现整体增大趋势，以此提供足够大的升力来保持飞行高度不变。旋翼结冰后飞行阻力增加，为了保持原来的飞行速度，桨盘前倾角必然加大，通过计算可知桨盘前倾角由9.386°增加到10.39°。

为了进一步了解结冰参数对旋翼结冰影响的严重程度，观察某个参

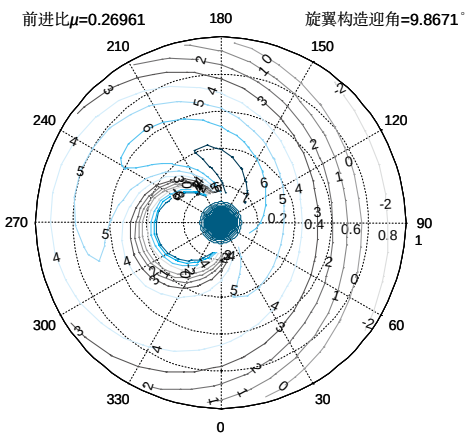


图5 旋翼结冰前桨盘平面迎角分布

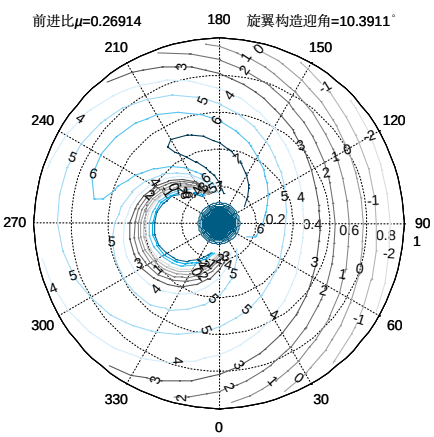


图6 旋翼结冰后桨盘平面迎角分布

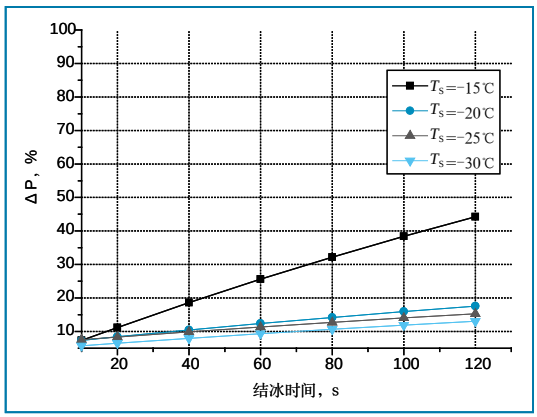


图7　环境温度变化对结冰后功率增量影响

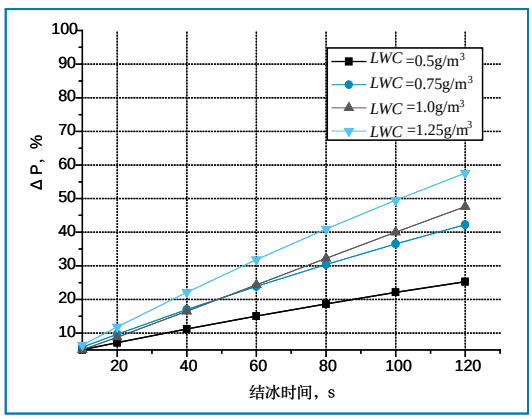


图8　水分子含量变化对结冰后功率增量影响

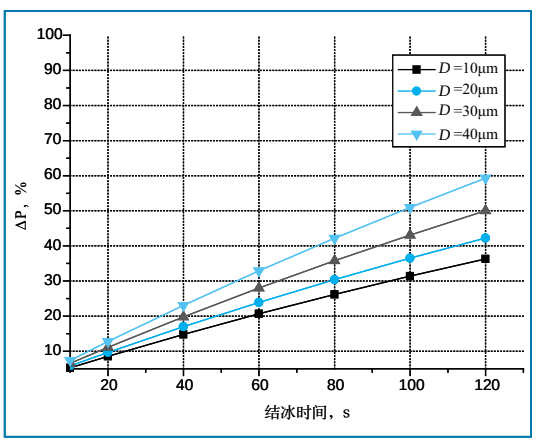


图9　平均水分子直径变化对结冰后功率增量影响

数变量随结冰时间的变化，从而分析不同变量对结冰影响的严重程度。以表 2 为结冰环境基础，计算在前进比 μ=0.27 时主旋翼结冰后功率的增量。为了进行直观对比，将功率增加量以百分比表示，即 $\Delta P=\frac{P_{ice}-P_{unice}}{P_{unice}}$，$P_{ice}$ 为结冰后的功率，P_{unice} 为结冰前的功率值。

图 7、图 8 和图 9 分别显示了环境温度、水分子含量和有效平均水滴直径三个结冰参数对结冰后旋翼需用功率的影响程度。由图 7 看出环境温度对旋翼功率损失影响比较明显，随着环境温度的降低旋翼功率损失减小，这与文献 [7] 所述一致。这是因为，由上述结冰特性可知低温情况下以楔形冰为主，这种冰附着力差且表面相对光滑，对旋翼气动性能的影响相对较小；随着温度升高，结冰形状以槽型冰为主，这种冰附着力强不易去除，对旋翼气动性能的影响最大。图 8 和图 9 显示了水分子含量和平均水滴直径对旋翼气动性能的影响，水滴直径变化对功率影响相对比较平缓，水分子含量变化的影响波动比较大，但是这两者对功率变化的影响都较为严重。

4 总结

本文在建立旋翼翼型结冰的数值计算模型后，对“黑鹰”直升机气动性能进行了计算，计算结果与试验值能很好地吻合。在加入结冰模型后，分析了“黑鹰”直升机旋翼结冰后悬停和前飞性能，并且对不同结冰参数的影响程度进行了对比分析。通过本次计算，建立了一种研究直升机旋翼结冰对飞行性能影响的计算方法，该方法同样也适用于其他直升机的结冰研究，可进行定量和定性分析，具有一定的工程适应性。AST

参考文献

[1] Flemming R J .The past twenty years of icing research and development at Sikorsky aircraft[R]. AIAA2002−0238.

[2] Flemming R J，Lednicer D A. Correlation of airfoil icing relationships with two−dimensional model and full scale rotorcraft icing test data[R]. AIAA 23rd Aerospace Sciences Meeting，AIAA−85−0337.

[3] Flemming R J，Lednicer D A. High speed ice accretion on rotorcraft airfoils[R]. NASA Contractor Report 3910.

[4] Bragg M B. Rime ice accretion and its effect on airfoil performance[R]. NASA Contractor Report 165599.

[5] Bragg M B，Gregorek G M. An analytical approach to airfoil icing[R]. AIAA 19rd Aerospace Sciences Meeting，AIAA−81−0403.

[6] 李国知，曹义华．直升机旋翼结冰后的飞行品质 [J]．南京航空航天大学学报，2011(6).

[7] 曲春雷，杨延滨．直升机旋翼除冰系统研究 [C]．第十七届全国直升机年会论文，2001.

[8] Shinoda P M. Rotor performance of a UH−60 rotor system in the NASA ames 80−by−120−foot wind tunnel[R]. Presented at American Helicopter Society 58th Annual Forum, Montreal, Canada. 2002(6).

[9] 傅见平．直升机防冰技术研究 [J]．飞行力学，1999(12).

作者简介

刘国强，硕士，主要研究方向为直升机空气动力学，主要从事直升机试飞技术研究。