

文章编号: 1000-8055(2007)03-0360-05

直升机旋翼桨叶防/除冰系统防护范围研究

常士楠¹, 刘达经², 袁修干¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;
2. 中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

摘 要: 直升机主旋翼桨叶在结冰气象条件下有结冰的危险, 为了满足直升机全天候仪表飞行的要求, 必须对桨叶采取结冰防护。本文针对某翼型直升机桨叶, 通过分析表面各项热流, 计算表面温度为零时极限结冰状态的临界速度, 确定了桨叶展向结冰防护范围为沿展向从翼根到翼尖 0~95%; 采用分析水滴在气流场中运动的拉格朗日法计算水滴撞击特性, 确定桨叶弦向结冰防护范围为上表面 12%, 下表面 33%。在此基础上对桨叶表面加热形式和结构进行设计, 可为直升机旋翼桨叶防/除冰系统设计奠定基础, 此研究具有重要的实用价值。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 直升机旋翼; 防/除冰系统; 水滴撞击特性; 桨叶

中图分类号: V275.1

文献标识码: A

Research on protected range of the anti-icing/ deicing system for helicopter rotor

CHANG Shi-nan¹, LIU Da-jing², YUAN Xiu-gan¹

(1. School of Aeronautic Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: Under icing conditions, helicopter rotor is prone to icing. The rotor icing menaces the safety of the helicopter seriously, so the blade must be protected from icing. Through the analysis of external heat fluxes, the critical velocity was calculated for a given blade at ultimate state of icing when surface temperature was 0 °C. The protected range along spanwise was then determined to be 0~95% form blade root to tip. By calculating the droplet impinging characteristic, the protected range along chordwise form the leading edge was then determined to be 12% along the upper surface and 33% along the lower surface. On the basis of the results, the configuration and structure of the heating system for a rotor blade can be designed.

Key words: aerospace propulsion system; helicopter rotor; anti-icing/ deicing system; water droplet impingement; rotor blade

直升机以其良好的机动性和灵活性, 在军事侦察、作战, 以及民用运输、抢险、救援等各个领域有着广泛的应用。直升机的飞行高度多处于 6 000 m 以下, 在此高度范围内, 经常会遇到雨雪

冰霜等恶劣天气, 大气中的液态水含量也较高, 这些都会使直升机在执行任务期间遭遇结冰的危险。直升机的主旋翼既是升力部件, 同时也承担着操纵等主要功能, 桨叶表面结冰将直接威胁直升

收稿日期: 2006-03-09; 修订日期: 2006-05-18

作者简介: 常士楠(1968-), 女, 山西省榆次市, 北京航空航天大学航空科学与工程学院副教授, 主要从事飞机防冰技术/ 人机与环境工程/ 制冷技术等方面的研究。

机的安全,必须对其采取防护措施^[1].

本文的研究内容是直升机旋翼桨叶防/除冰系统设计的前提,对保证直升机在结冰气象条件下的安全飞行具有重要意义.

1 计算条件

1.1 计算模型

计算对象为某型直升机主旋翼桨叶,该桨叶为变截面直桨叶,从桨根至桨尖由12个不同翼型的剖面经线性过渡形成,如图1所示.旋翼最大半径为 $R = 6\text{ m}$,弦长为 $L = 0.3\text{ m}$.

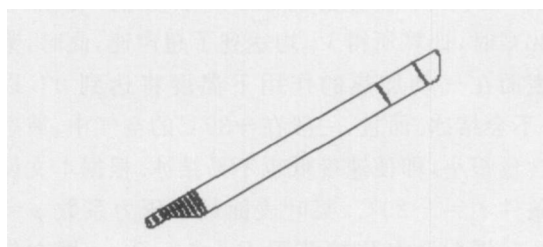


图1 旋翼桨叶示意图

Fig.1 Profile of the rotor blade

1.2 飞行参数及气象参数

计算中,取飞行速度 $V_0 = 220\text{ km/h}$,飞行高度 $H = 4\,000\text{ m}$,桨叶转速 $n = 400\text{ r/min}$.

按间断最大结冰条件,液态水含量取为 $\omega = 1\text{ g/m}^3$,环境温度 $t_0 = -20\text{ }^\circ\text{C}$,水滴有效平均直径 $d = 20\text{ }\mu\text{m}$,最大水滴直径 $d_{\max} = 40\text{ }\mu\text{m}$.

1.3 分析方法

旋翼桨叶的防护范围通常由展向范围和弦向范围来确定,但由于直升机旋翼工作原理的特殊性和复杂性,某片桨叶处于桨盘不同周向位置时,即便在该桨叶的同一位置,其速度、攻角等参数也不一样.因此,计算中在确定了展向范围的基础

上,如图2所示,在展向范围内沿翼展的不同截面(速度不同),如20%,40%,60%,80%等处,以及桨叶所处的不同周向位置(攻角不同),如 $0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$ 等,对翼型进行分析,再计算桨叶弦向的防护范围^[2].

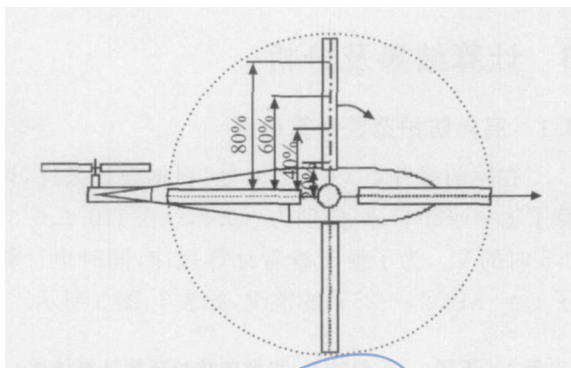


图2 计算桨叶位置和所取截面示意图

Fig.2 Schematics for the locations of the calculated cross-section

2 防护范围的设计计算

2.1 展向范围

直升机旋翼桨叶沿展向的各点速度不同,离翼根越远速度越大,气动加热效应越大,当气动加热效应大到一定程度,即使不加热,桨叶表面温度也可能大于零度,而不发生结冰现象.为此,需要进行计算来确定桨叶沿展向的防护范围.

在结冰气象条件下,桨叶表面各项热流达到平衡状态时,表面在各种热流密度作用下,可达到某一平衡温度.此平衡温度达到零度,飞机刚好不结冰,称此状态为极限结冰状态.表面温度为零时,分析表面各项热流就可以得到某环境温度下 T_0 极限结冰状态的临界速度 V_{cr} ^[3].

$$V_{cr} = \frac{2\,010 \left[1\,550 \left(\frac{610}{p_l} - \frac{e_0}{p_0} \right) - \left(4\,187 \frac{W}{a} + 1 \right) (t_0 - 273) \right]}{\sqrt{1 - 0.11 \left(\frac{V_l}{V_0} \right)^2 + 1\,005 \frac{W}{a}}} \quad (1)$$

式中, e_0 : T_0 对应的饱和水蒸汽压 (Pa); p_0 : 来流气压 (Pa); p_l : 附面层外边界局部静压 (Pa); W : 水收集率 ($\text{kg/m}^2 \cdot \text{s}$); a : 外表面放热系数 ($\text{W/m}^2 \cdot \text{K}$); V_0 : 来流速度(即飞行速度) (m/s); V_l : 附面层局部速度 (m/s).

通过假设、迭代,由上式可编程求解得到临界速度 V_{cr} ,利用公式 $R_{\max} = \frac{(V_{cr} - V_0) \cdot 30}{n \cdot \pi}$ 就可求

出对应的桨叶半径 $R_{\max}$,即桨叶展向结冰范围.式中 n 为旋翼转速, V_0 为飞行速度.

2.2 弦向范围

桨叶弦向防护范围需要通过对桨叶二维翼型进行水滴撞击特性计算来确定.同时,水滴撞击特性计算还为确定满足设计条件要求的展向防护范围以及防护需用功率提供了部分所需参数.是旋翼防/除冰系统设计的基础.

本文采用分析水滴在气流场中运动的拉格朗日法计算水滴撞击特性. 主要计算过程包括: ①二维桨叶翼型周围气流场的计算; ②水滴轨迹计算; ③水滴撞击特性计算等. 计算方法详见参考文献[4]. 计算结果中的水滴撞击区即可视为桨叶弦向的防护范围.

3 计算结果及分析

3.1 展向防护范围计算结果

在距前缘驻点 $s=0.2\text{ m}$ 处, 根据设计条件, 计算了 $t_0=-20\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\bar{p}$ 分别为 $-0.3, -0.1, 0.1, 0.3, 0.5$ 时的 V_{cr} , 为了便于查看计算规律, 同时也计算了 $t_0=-10\text{ }^{\circ}\text{C}, -25\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的情况, 如表 1、图 3 所示.

表 1 不同 $t_0, \bar{p}$ 时的 V_{cr} 和展向防护范围计算结果

Table 1 V_{cr} and protected scope along blade length with different t_0 , $\bar{p}$						
	$\bar{p}$	- 0.3	- 0.1	0.1	0.3	0.5
$t_0 = - 10\text{ }^{\circ}\text{C}$	V_{cr}	239.81	231.14	224.68	219.9	216.66
$e_0 = 282\text{ Pa}$	R/m	3.978	3.840	3.737	3.661	3.609
$t_0 = - 20\text{ }^{\circ}\text{C}$	V_{cr}	307.15	295.87	285.47	277.36	272.2
$e_0 = 123.64\text{ Pa}$	R/m	5.528	5.269	5.103	4.990	4.908
$t_0 = - 25\text{ }^{\circ}\text{C}$	V_{cr}	406.43	377.39	362.27	352.69	346.49
$e_0 = 50.15\text{ Pa}$	R/m	6.790	6.328	6.087	5.935	5.836

注: $V_{cr}/\text{m/s}$.

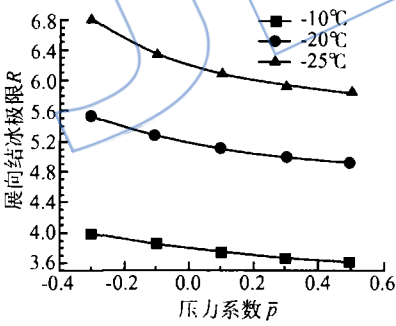


图 3 展向范围随压力系数和温度的变化
Fig.3 Protected scope along the blade varying with pressure coefficient and temperature

对于直升机旋翼桨叶, 表面上各点的压力系数 $\bar{p}$ 不同, 使各点的 V_{t1}/V_0 及 p_{t1} 都不同, 根据式 (1), 当 V_{t1}/V_0 最大 ($\bar{p}$ 最小) 或者 p_{t1} 最小时, V_{cr} 值最大. 因此, 只要求出最小压力点的 V_{cr} .

从表 1 和图 3 中可以看到结冰极限速度和展向防护范围随环境温度的降低而增大, 随压力系数的升高而减小, 并且减小的速度趋向于变慢, 即曲线随着压力系数的增大变得平缓. 因此, 可以得出结论, 温度越低, 需要防护的展向范围越大. 与现有的资料和国外文献和试验数据相比, 在 $t_0=-10\text{ }^{\circ}\text{C}, t_0=-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时符合的较好^[5-7], 而在 $t_0=-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时, 就有很大的出入. 事实上, 在 $t_0=-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时, 计算所得 V_{cr} 均达到了超声速, 此时, 桨叶表面在气动加热的作用下温度将达到 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上, 不会结冰. 而且, 一般在 $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的空气中, 液态水含量很小, 即使速度低也不易结冰. 根据本文设计条件 $t_0=-20\text{ }^{\circ}\text{C}$, 桨叶表面最小压力系数 $\bar{p}\approx-0.4$, 展向最大防护范围 $R_{\max}\approx5.7\text{ m}$. 据文献报道一般直升机旋翼桨叶沿展向的结冰防护范围为从 20 % 至 99 %, 如超美洲豹主旋翼沿展向从半径的 17 % 至 99 % 的范围内进行了结冰防护^[7], 与本文计算结果吻合良好.

3.2 弦向防护范围的计算结果

如分析方法中所述, 取不同速度 (沿桨叶展向的不同截面), 以及不同攻角 (桨叶所处的不同周向位置), 对相应翼型进行水滴撞击特性计算, 获得桨叶沿弦向的防护范围, 计算结果如以下各图及表 2 所示. 图中水滴轨迹与各翼型表面的撞击极限用黑色圆圈标出. 0 攻角时, 上表面的撞击范围最大, 用以确定翼型沿上表面弦向的防护范围; 有攻角时, 攻角越大, 同一翼型上表面的撞击范围越小, 下表面的撞击范围越大, 用以确定翼型沿下表面弦向的防护范围.

图 4、图 5 显示, 0 攻角时, 随着展向半径的增大上表面撞击范围逐渐增大, 下表面撞击范围受攻角影响较大, 对于同一翼型 (如图 4 的 (b), (c),

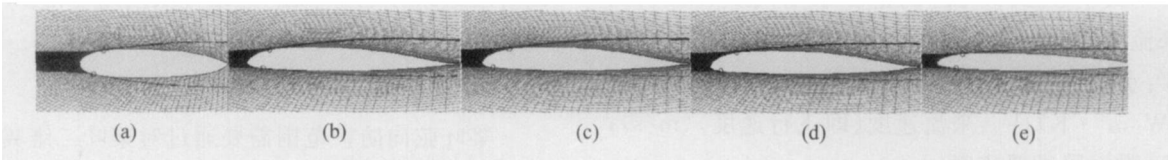


图 4 攻角为 0 时, 不同翼展截面处的水滴轨迹及撞击范围 (a) 展向 20 % 处, (b) 展向 26 % 处, (c) 展向 70 % 处, (d) 展向 82 % 处, (e) 展向 93 % 处

Fig.4 Droplet trajectory and impinging scope of calculated cross-sections along the blade length when $\alpha=0^{\circ}$ (angle of attack) (a) 20 %, (b) 26 %, (c) 70 %, (d) 82 %, (e) 93 %

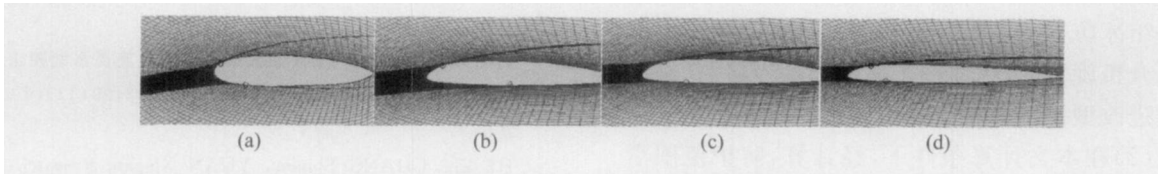


图 5 不同翼展截面,不同攻角的水滴轨迹及撞击范围 (a)展向 20 %处 7 攻角,(b)展向 70 %处 8 攻角,(c)展向 82 %处 4 攻角,(d)展向 93 %处 2 攻角

Fig. 5 Droplet trajectory and impinging scope of calculated cross-sections along the blade at different angle of attack (a) 20 %, $\alpha = 7^\circ$ (b) 70 %, $\alpha = 8^\circ$ (c) 82 %, $\alpha = 4^\circ$ (d) 93 %, $\alpha = 2^\circ$

(d)和图 5 的(b),(c)),攻角越大,下表面的撞击范围也越大,但下表面的撞击范围还同时受翼型和速度(展向位置)的影响。

表 2 给出了桨叶截面翼型不变,攻角为 8 时,不同桨叶半径上下表面的弦向防护范围计算结果。

表中 s_u, s_l 分别为无量纲上下表面撞击极限,将 s_u, s_l 代入式 $S = s \times L$ 得到 S_u, S_l ,如图 6 所示。图 7 还给出了攻角为 0 时,不同水滴尺寸对上表面水滴撞击范围随速度(马赫数 Ma)变化的影响,通常在计算水滴撞击特性时,水滴尺寸取 $d_{max} = 40\mu\text{m}$ 。

表 2 弦向防护范围的计算结果

Table 2 Protected scope along the blade chord direction from leading edge for different cross-section locations												
R/m	0	0.7	1	0.5	2	2.5	3	3.5	4	4.5	5	5.7
s_u	0	0.055	0.061	0.071	0.08	0.086	0.095	0.10	0.106	0.111	0.115	0.120
s_l	0	0.235	0.25	0.272	0.285	0.295	0.305	0.313	0.32	0.323	0.325	0.33

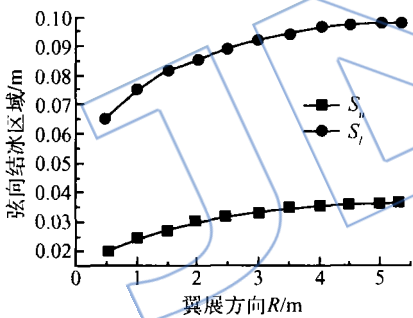


图 6 弦向结冰范围

Fig. 6 Icing scope along the blade chord

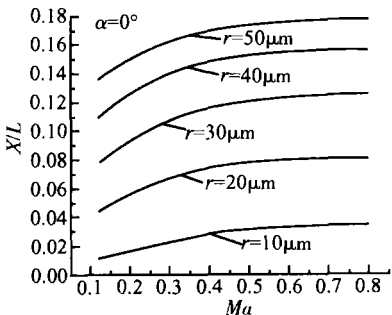


图 7 0 攻角时不同水滴尺寸对撞击范围的影响

Fig. 7 Influences of droplet size on impinging scopes at $\alpha = 0^\circ$

从图 6、图 7 可以看出,桨叶沿弦向结冰范围随翼展半径 R 的增大而增大,刚开始 R 随增长的速度较大,随着的 R 值变大,增大的速度变小,曲线趋于平缓,这与图 5 显示结论一致。表 2 显示,上表面的结冰范围 s_u 小于弦长的 12 %,下表面的结冰范围一般小于弦长的 33 %。根据文献报道^[7]:欧直公司的超美洲豹(SUPER PUMA)主旋翼桨叶沿弦向的防护范围是上表面为弦长的 7 %,下表面为弦长的 20 %。直升机桨叶弦向结冰防护范围除了受飞行参数的影响以外,受桨叶翼型的影响较大,对于不同的桨叶翼型,防护范围有所不同,一般上表面约为 10 %弦长,下表面约为 22 %弦长^[3,8,9]。本文计算所得结论与文献报道的直升机旋翼电热除冰系统的防护范围基本一致,说明计算方法可行,可以用这种方法计算旋翼桨叶弦向的结冰范围。

由于结构以及加工制造上的原因,通常在整个桨叶上弦向结冰防护范围保持均匀一致,所以加热条应布置在上表面 12 %到下表面 33 %的范围内。

4 结 论

(1)直升机旋翼结冰防护对直升机的飞行安全和性能保障十分重要,本文提出了确定直升机

旋翼结冰防护范围的计算方法,为国内进一步开展直升机旋翼防/除冰技术研究和型号研制、旋翼的改进改型提供了相关技术储备。

(2) 在本文计算条件下,经计算,防护范围沿弦向为上表面 12 %弦长,下表面 33 %弦长,沿展向为 0~5.7 m. 与国外现有直升机旋翼桨叶防护范围基本一致。

(3) 防护范围的确定是直升机旋翼防/除冰系统设计的第一步,接下来还需要确定防/除冰系统热载荷以及进行加热功率分配及其控制律方面的研究,完成整个系统的设计。相关工作见后续文章。

参考文献:

- [1] 傅见平. 直升机防冰技术研究[J]. 飞行力学, 1999, 17(4): 71-74.
FU Jianping. Research of helicopter icing protection [J]. Flight Dynamics, 1999, 17(4): 71-74.
- [2] Gent R W. Rotor icing research at RAE farnborough [A]. Helicopter Rotor Icing Symposium [C]. England: RAE, 1985: 77-97.
- [3] 裘變綱, 韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985.
- [4] 何治, 常士楠, 袁修干. 悬停状态下直升机旋翼水滴撞击特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11): 1055-1058.
HE Zhi, CHANG Shinan, YUAN Xiugan. Research on droplet impingement property of rotor blade in hover [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(11): 1055-1058.
- [5] Lunn Kenneth. Development of the chinook helicopter rotor blade deicing system [A]. Helicopter Rotor Icing Symposium [C]. England: RAE, 1986: 42-63.
- [6] Melcher H. The rotor blade deicing system on the MBB helicopter BO-105 [A]. Helicopter Rotor Icing Symposium [C]. England: RAE, 1978: 91-118.
- [7] Silvani J P. The deiced SUPER PUMA [A]. 11th European Rotorcraft Forum [C]. England: The city university, 1985: 53-1-53-9.
- [8] Siortinsky B S, Boulanovsky A V. Anti-icing systems of helicopter rotor blades [A]. AHS international Icing Symposium '95 proceedings [C]. USA: American Helicopter Society, 1995: 113-121.
- [9] Thomas S K, Cassoni R P. Aircraft anti-icing and de-icing technique and modeling [J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(5): 841-854.