

旋转整流罩积冰生长与脱落过程的实验

王 健, 胡娅萍, 吉洪湖, 陈宁立, 曹广州

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 采用冰风洞模拟实验的方法对旋转整流罩表面的积冰过程进行了研究. 积冰实验装置的主体部分位于冰风洞实验段内, 驱动部分在外部, 采用皮带传动. 通过实验得到了旋转整流罩在典型结冰条件下的积冰生长特性: 开始阶段积冰生长比较缓慢, 沿旋转整流罩表面分布均匀, 主要为透明的明冰; 然后在明冰表面出现分布不连续的白色霜冰, 其形状类似“羽毛”状, 生长速度较快, 最终旋转整流罩表面的“羽毛”状霜冰还发生了脱落现象.

关 键 词: 旋转整流罩; 冰风洞; 积冰模拟实验; 积冰生长; 积冰脱落

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment of ice accretion and shedding on rotating spinner

WANG Jian, HU Ya-ping, JI Hong-hu,

CHEN Ning-li, CAO Guang-zhou

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The ice accretion on the rotating spinner was tested in the icing wind tunnel. The main portion of the icing equipment was installed in the test section of the icing wind tunnel, driven by the external portion with strap. The ice accretion characteristics on the rotating spinner were obtained through icing test under typical icing conditions. The test results showed that at the beginning, the ice accretion was relatively slow, resulting in evenly distributed glaze ice on the spinner surface. And then, the glaze ice was discontinuously covered with white rime ice like ‘feather’ and grew rapidly. Finally, a majority of the ‘feather’ shaped rime ice shed from the icing surface of the rotating spinner.

Key words: rotation spinner; icing wind tunnel; icing simulation experiment; ice accretion; ice shedding

当飞机在含过冷水滴的云层中飞行时, 撞击到发动机进口迎风表面上的水会冻结产生积冰现象, 其中旋转整流罩表面的积冰尤其值得关注^[1], 积冰会使发动机气动性能恶化, 导致推力减小, 并且积冰容易发生脱落, 脱落的冰块还可能打坏压气机叶片^[2]. 因此需要对发动机旋转整流罩表面的积冰现象进行研究, 其研究结果也可螺旋桨、直升机旋翼等飞机部件表面的积冰现象提供参考.

对于旋转部件表面积冰现象的研究, 国外开展得比较早. 在 1972 年, 美国就建立了直升机积冰喷雾系统(HISS)对直升机旋翼的积冰进行实验模拟^[3]. 1984 年, Korkan 等^[4]对直升机主旋翼积冰的形状尺寸进行了实验研究. 1985 年, Shaw 等^[5]集合飞行测试、风洞实验、分析建模研究直升机旋翼积冰对飞机气动性能的影响. 1986 年, Belz 等^[6]利用高灵敏度的视频图像系统观察了运转中的整流罩表面的积冰和冰脱落现象, 给出了不同

时刻的表面冰层图片.1991年,Kwon等^[7]用数值模拟的方法研究了影响直升机旋翼积冰的各种因素.1992年,Reddy等^[8]数值模拟了不同旋转叶片形状对积冰的影响,发现叶片根部处的偏角和厚度对积冰的影响较大.2003年,Baruzzi等^[9]用FENSAP-ICE软件模拟了飞机螺旋桨的积冰情况,结果可用来评估螺旋桨飞机和旋翼的安全.2010年,Tsao等^[10]对旋翼积冰实验方法进行了研究,建立了一个统一的缩比转换方法.在国内,赵秋月等^[11]基于Fluent软件采用拉格朗日法研究了旋转整流罩水滴撞击特性,结果表明,随着转速增加,局部水收集系数下降,且撞击区域变小.

由于制造工艺和设备的限制,在冰风洞内进行全尺寸条件实验是不可能的,一般都会采用缩比模型.早期积冰相似实验使用得比较广泛的方法是液态水含量法,该方法的特点是确保液态水质量含量(以下简称液态水含量)和积冰时间的乘积不变.Olsen等^[12]对LWC法进行了改进,除液态水含量之外还假设了相似模型之间冻结因子相等,提出了Olsen法.前苏联和瑞典的飞行安全联合研究小组提出了Swedish-Russian准则^[13],可以实现实验模型和水滴尺寸的缩比.Charpin等^[14]考虑了相似模型的热平衡相似,提出了ONERA(Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales)准则,该准则除了允许液态水含量和水滴直径缩比之外,还通过要求冻结比例和相对热因子相等来实现热力学过程的相似.Anderson等^[15]改进了ONERA准则,用层流的

表面传热系数取代湍流的表面传热系数提出了适用于固定表面霜冰和混合冰的积冰相似实验的AEDC(Arnold Engineering Development Center)准则.研究表明采用该方法选取实验参数,可以在实验模型和参考物体上得到相似的积冰,包括明冰和混合冰.

总的来说,国外对旋转部件的积冰研究主要还是针对机翼和直升机旋翼等飞机部件开展,针对发动机进口旋转部件的积冰研究较少;而国内目前还未出现对旋转部件的积冰研究报道.

本文采用冰风洞模拟实验的方法对旋转整流罩表面的积冰过程进行研究.受冰风洞实验条件的限制,实验装置须满足小阻塞比、稳定的高速旋转等要求.通过实验获得典型结冰气象条件下旋转整流罩表面积冰随时间增长的特性以及积冰分布特征.

1 实验冰风洞

冰风洞实验已成为积冰实验研究的主要手段.本文的实验研究选定在武汉航空仪表公司的冰风洞^[16]内进行,其构造如图1所示,由制冷机、风扇叶片、喷雾系统、实验段等组成.其中实验段截面尺寸为 $180\text{ mm} \times 280\text{ mm}$,长度为 860 mm .来流速度 u_∞ 最高可达 180 m/s ,结冰温度最低可达 $-20\sim-25\text{ }^\circ\text{C}$,液态水含量为 $0.3\sim 3\text{ g/m}^3$,过冷水滴平均有效直径(MVD)为 $20\sim 25\text{ }\mu\text{m}$.实验段总压约为 $92\,448\text{ Pa}$.

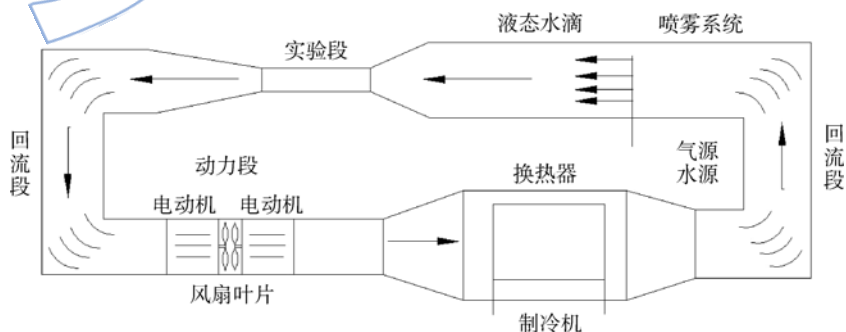


图1 本文冰风洞构造示意图

Fig.1 Schematic of icing wind tunnel in this paper

2 积冰模拟实验参数

典型的民用涡扇发动机旋转整流罩的直径约为 400 mm ,积冰可能发生时的旋转整流罩转速约为 3500 r/min .由于实际旋转整流罩无法在图1所示冰风洞中进行实验,因此本文需要采用缩比

模型进行模拟实验.根据冰风洞实验段内阻塞比不超过 15% 的限制,确定缩比旋转整流罩模型的锥底直径为 100 mm ,此直径与旋转整流罩实体直径的比值为几何缩比因子.需要根据此缩比因子确定实验条件下的结冰参数.

根据原型整流罩的实际结冰条件参数,选取

间断最大结冰条件:结冰温度为 263 K,液态水含量为 0.3 g/m^3 ,水滴平均直径为 $50 \mu\text{m}$,结冰时间约为 74 s.

缩比模型实验时的结冰参数是根据实际结冰状态的参数与冰风洞的可提供的参数并采用旋转表面积冰相似实验方法^[14]综合确定的.文献[14]基于固定表面积冰的相似理论,将描述旋转整流罩的绕流空气流动、过冷水滴的运动、结冰表面水滴的撞击以及结冰的热力过程的控制方程无量纲化,获得旋转表面的结冰相似参数系,其中比固定表面的结冰相似参数系^[15]增加了考虑旋转效应的 Ro ,其表达式为

$$Ro = u_{\infty} / (\omega_0 r) \quad (1)$$

式中 ω_0 为整流罩转速, r 为整流罩外表面的半径.

在应用于固定表面积冰相似实验的最严格的 AEDC 方法^[17]中,选取对结冰生长和冰形影响最显著的 5 个相似参数来表征原型和缩比模型结冰的相似,这 5 个参数分别为冻结系数 n 、聚集因子 A_c 、水滴能量传递参数 ϕ 、空气的能量传递参数 θ 以及修正水滴惯性系数 K_0 .文献[14]在此基础上,增加了考虑旋转效应的 Ro ,根据这 6 个参数的匹配,由原型旋转整流罩的结冰条件以及实验模型的几何缩比因子来确定缩比模型的实验结冰参数,具体方法如下:首先设实验来流速度与实际结冰条件下来流速度相等,再根据 Ro 相等确定旋转整流罩的实验转速,由表征结冰热力过程相似的水滴能量传递参数 ϕ 相等确定实验的结冰温度,由表征过冷水滴运动过程相似的修正水滴惯性系数 K_0 相等确定水滴平均直径,通过表征结冰热力过程相似的冻结系数 n 的匹配确定实验的液态水含量;由表征过冷水滴撞击过程相似的聚集因子 A_c 相等确定实验的结冰时间.

根据以上方法,计算得到的缩比旋转整流罩模型的冰风洞实验结冰参数如下:旋转整流罩转速为 15200 r/min ,结冰温度为 263 K,液态水含量为 0.61 g/m^3 ,水滴平均直径为 $21 \mu\text{m}$,结冰时间约为 9 s.

3 旋转实验装置

根据以上实验参数,设计旋转整流罩的结冰实验装置.由于冰风洞实验段较小,旋转整流罩实验模型的转速又高达 15200 r/min ,为了尽量减小实验装置对冰风洞实验段的阻塞面积以及对气流的扰动,本文设计了如图 2 所示的方案.实验装置由主体部分与驱动部分组成:主体部分包括实验

件、主轴、轴套等,置于冰风洞实验段内;驱动部分包括电动机、主动皮带轮等,位于在冰风洞外,两部分以安装在冰风洞侧壁的侧板相隔并通过皮带轮系统传动.主体部分中支撑转轴的轴承座通过 4 个支柱固定在侧板上,其中 4 根支架通过螺纹连接在轴套上.实验件轴线处于实验段截面中心.本实验装置已获得相关国家专利(发明专利公开号:CN102853987A,实用新型授权号:202947855U).

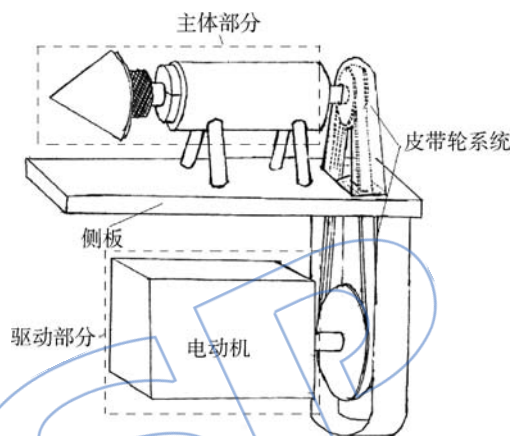


图 2 旋转积冰实验装置示意图

Fig. 2 Schematic of rotary icing equipment

组装完成的旋转积冰实验装置如图 3 所示.可见,实验装置采用铁块把两侧支柱分别焊接相连以减小振动.经测试,该实验装置高速旋转时的振动远远小于冰风洞正常运转产生的振动,不会对冰风洞的安全和结冰实验带来不利的影响.

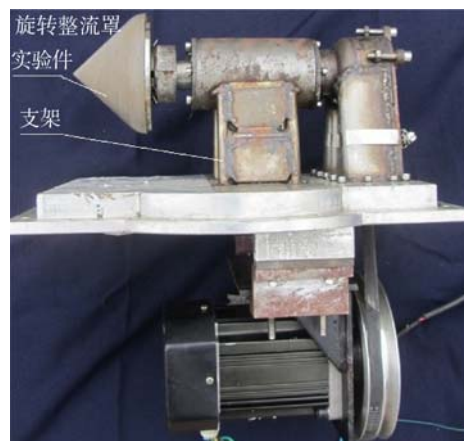


图 3 旋转积冰实验装置实物

Fig. 3 Material object of rotary icing equipment

3.1 实验组件及其与转轴的连接

旋转整流罩实验组件由复合材料制的圆锥体实验件与金属制的锥轴连接件构成,如图 4 所示,

实验件锥角为 84° 。经过强度计算,当旋转整流罩以 $30\,000\text{ r/min}$ 高速旋转时,其材料的拉伸和剥离强度均远远大于其所受应力,实验件内部和表面都不会产生拉断、裂纹等现象。实验件与锥轴连接件采用 9394 强力胶黏接,胶的黏接范围包括实验件内所钻孔的内侧面与锥底面。此胶可保证实验组件在 $30\,000\text{ r/min}$ 的转速下可靠运转。

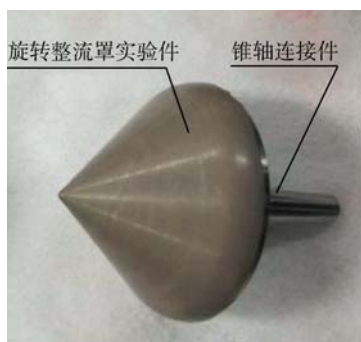


图4 旋转整流罩实验组件

Fig. 4 Components of the rotating spinner

旋转整流罩组件的锥轴连接件插入转轴内锥形孔,与转轴连接,如图5所示。锥部采用2号莫氏锥度,其前端还开有与实验件转向相反的螺纹,用以套上螺纹套,使实验件旋转时与轴的连接更紧固^[18]。

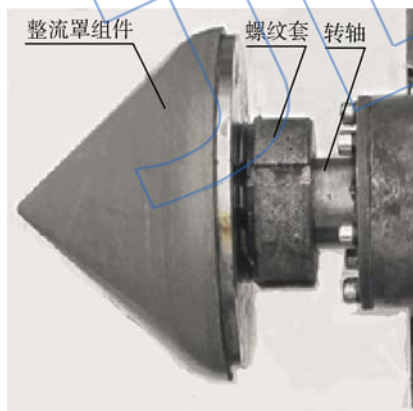


图5 旋转整流罩组件与转轴的连接图

Fig. 5 Connection diagram of rotating spinner and shaft

3.2 驱动与传动部分

根据对实验件加速、表面积冰所需载荷的预测以及侧板的尺寸限制,旋转积冰实验装置采用 ZW80-02-CNC 型直流无刷电动机进行驱动,其额定功率为 750 W ,额定转速为 $8\,000\text{ r/min}$ 。

考虑到冰风洞的阻塞比要求,实验装置采用承载线速度较高、配合的皮带轮直径较小的窄型高速 O 型皮带。设定电动机在积冰实验时的工作转速为

$6\,000\text{ r/min}$,于是皮带轮系统的传动比为 2.53。

为了防止实验中被动皮带轮和皮带直接暴露在水雾中发生积冰堵塞以及减少对气流的扰动,在被动皮带轮与皮带外部套以密封罩,包括皮带轮罩和皮带罩两部分,如图3所示。

4 冰生长图形记录设备

积冰实验中,旋转整流罩表面的冰生长过程采用高速摄影机和高清照相机来记录。高速摄影机的工作性能参数为:拍摄速度为 100 帧/s ,曝光时间为 0.0001 s ,图片分辨率为 $1280\text{ 像素} \times 1024\text{ 像素}$,主要用来记录积冰的动态过程和冰形轮廓特征。高清照相机作为辅助的采集工具主要用来捕捉积冰过程中的冰形细节特征和最终的冰形。

5 实验结果及分析

5.1 旋转整流罩冰生长/脱落过程分析

图6给出了旋转整流罩表面在各时段的积冰照片。图6(a)所示为积冰开始 10 s 时的冰形。可见,此时旋转整流罩表面被一薄层透明的明冰所覆盖,在从锥顶往下游约占轴向长度 $1/10$ 的范围内积冰表面相对比较平整,在此范围下游的旋转整流罩其他部分的明冰表面出现一些“沟渠”,局部有径向的突起。图6(b)是积冰时间为 20 s 时的

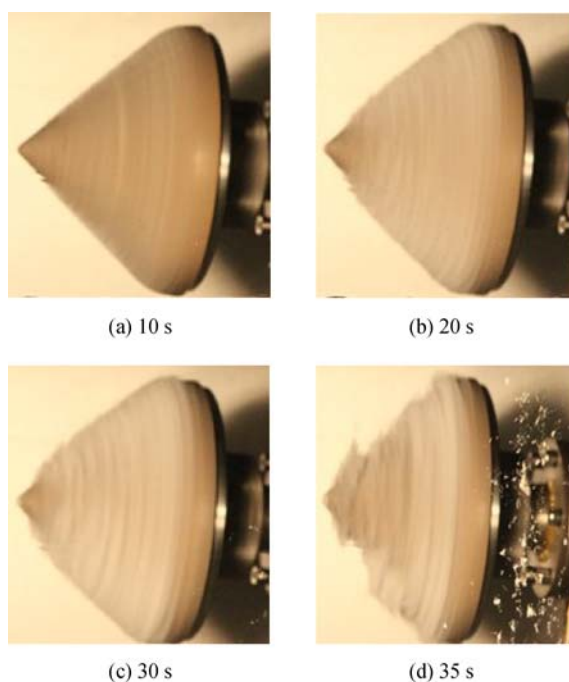


图6 旋转整流罩表面在不同时刻的积冰情况

Fig. 6 Icing conditions on the rotating spinner's surface at different times

冰形图片。由图可见,此时旋转整流罩表面前端依旧为明冰,而下游其他部分表面呈现为分布不连续的白色的霜冰,霜冰的生长不均匀并且比较疏松,从霜冰未覆盖处仍可见底层明冰。对比图 6(a)和图 6(b)可发现,在 10 s 到 20 s 的结冰时间段中,冰的生长形态逐渐由明冰转变为霜冰。图 6(c)是结冰时间为 30 s 时的冰形照片,与图 6(b)相比,锥顶依旧为明冰,其厚度变化不明显,而下游白色霜冰的增长比较迅速,开始呈现出一片片的“羽毛”状,向后倾斜地“插”在表面。图 6(d)是结冰时间为 35 s 时的照片。可见,结冰表面的“羽毛”状霜冰出现明显的脱落,尤其在旋转整流罩前部的脱落面积较大,脱落处底层明冰则依旧和旋转整流罩表面紧密结合。

从图 6 中可看出,在整个结冰过程中,旋转整流罩实验件的锥顶前端一直呈现出透明且比较光滑的明冰形态,而除了前端,实验件的其他部分表面随着时间推移出现了分布不连续、形状不规则的霜冰。这种现象说明旋转产生的离心力对结冰有很大的影响。前端因为旋转半径小,从而离心力就小,水膜不会因离心力而甩离表面,而实验件中后段,离心力的作用就很明显,于是水膜就有离开表面的趋势,表面的结冰就产生凹凸、不平整,以致后面出现羽毛状的霜冰。

从结冰生长的时间特性方面考虑,在结冰过程的最开始,冰基本都是贴合旋转整流罩表面生长,这是因为表面初始收集到的过冷水具有跟旋转表面几乎一致的周向速度,因此会在沿着表面周向“铺展”开来的过程中逐渐凝固,而且只有部分凝固,因而形成的是明冰,覆盖了整个实验件表面。随着时间的推进,在离心力以及气流剪切的作用下,水膜向外、向后的流动趋势以及凝固使得结冰表面出现局部径向的突起。突起处的表面传热系数越来越大,其对流换热也越来越剧烈,因此,撞击到表面的过冷水以及来自上游的未凝结水几乎全部凝固形成白色霜冰,径向的突起继续增长,而且增长越来越快,在 20 s 左右,这种冰形的径向突起已经开始形成白色“羽毛”状特征。再往后,“羽毛”状特征越来越显著,白色霜冰厚度的增长也越来越快。随着时间的进一步推移,“羽毛”状霜冰的质量也随厚度不断增长,所受离心力增大,当达到一定程度时,即结冰时间大约达到 35 s 时便发生脱落,如图 7 通过高速摄影机捕捉到的脱落瞬间所示。

图 8 给出了结冰过程结束后拍摄到的最后的冰形情况。由图可见,表面大部分的“羽毛”状的白



图 7 高速摄影机拍摄的冰脱落瞬间
Fig. 7 Moment of ice shedding shot by high-speed camera



图 8 最终冰形图
Fig. 8 Image of final ice shape

色霜冰都已经脱落,脱落位置主要集中在实验件的中后段,脱落量较大,这应该是因为后端的离心力和气流剪切力要比前端的要大。从脱落处,仍然可见底层透明的明冰。从实验结束后的除冰过程可知,底层明冰与实验件表面的结合比较紧密。

5.2 冰形轮廓变化分析

为了对结冰过程的冰形生长进行定量分析,本文采用轮廓提取软件提取不同时刻高速摄影机所拍摄的结冰照片中的冰形轮廓,将所有轮廓图合成在一起,形成结冰过程的冰形轮廓生长图。图 9 为锥角为 84° 的旋转整流罩实验件在结冰过程中的冰形轮廓合成图,其中 0, 10, 20, 30, 40 s 时刻的冰形分别用黑色、蓝色、红色、绿色和紫色线表示。

从图 9 能明显看出,在旋转整流罩的锥顶,冰厚增长的速度几乎不变,冰厚相对于旋转整流罩的其他区域也小很多。这一方面是因为此处收集的过冷水量尽管较多,但是水并没有全部凝固成冰,部分水流向下游,在下游逐渐凝固;另一方面是由于此处水膜所受的离心力较小,甩离表面的趋势较小,故结冰的形态一直保持比较光滑和均

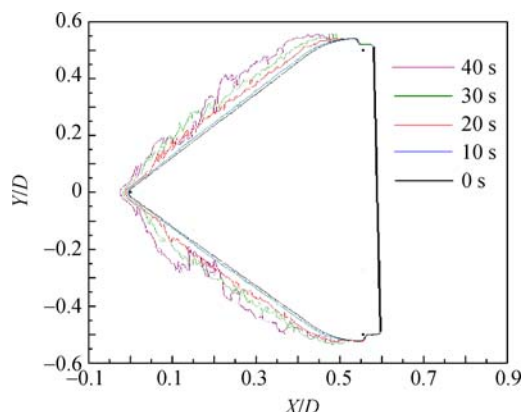


图9 旋转整流罩的积冰生长图

Fig. 9 Chart of ice accretion on rotating spinner

匀的明冰,冰厚增加的速度也几乎不变.图9还显示,在旋转整流罩表面接近锥底的区域,几乎没有积冰形成.这是由于此处几乎收集不到过冷水,而且上游的未凝结水很难运动到此处.

对于除去锥顶和锥底区域的旋转整流罩的其他大部分表面,10 s 时结冰表面比较平整,冰的厚度较小;20 s 时,冰厚相对于 10 s 时增长得较明显,冰形轮廓变得毛糙不平整,局部能看到有“针状”的突起;30 s 时的冰形轮廓跟 20 s 相似,冰的厚度也增长得较快,表面更加显得凹凸不平;到 40 s 时,可发现已经发生了明显的冰块脱落,局部区域在 10 s 后生长的外观毛糙的冰层从表面脱落,而前 10 s 所产生的比较光滑的冰层依然与实验件贴合紧密,而且未发生脱落的区域毛糙冰增长速度仍然较快.

6 结论

本文采用冰风洞模拟实验对锥角为 84° 的旋转整流罩缩比模型表面的积冰过程进行了研究,通过实验获得典型结冰气象条件下旋转整流罩表面积冰分布随时间增长的特性并观察到冰块脱落现象.主要研究结论如下:

1) 本文设计、制造的旋转积冰实验装置采用实验段内主体部分与外部驱动部分分离并依靠皮带传动的方案,可安全、稳定、可靠地高转速运转.

2) 旋转整流罩锥顶的积冰类型一直是明冰,厚度较小;锥顶后部出现不规则的类似“羽毛状”、厚度较大的白色霜冰.

3) 积冰开始阶段,旋转整流罩表面被一薄层生长较慢的明冰覆盖,之后在锥顶后部的冰生长过渡为白色霜冰,分布不连续但增长迅速,并逐渐从“针”状变化到“羽毛”状.

4) 积冰实验进行 30 s 之后,在旋转整流罩的中部和后部表面开始出现冰脱落现象,脱落量较大,脱落的冰都是表面的白色霜冰,底层明冰并未脱落.

参考文献:

- [1] Chaput M. Use of water vapor for engine deicing applications[R]. Seville, Spain; 2007 SAE Aircraft & Engine Icing Conference and Exhibition, 2007.
- [2] Graversen P. Grand based measuring and warning of weather conditions in which engine icing may occur[R]. Seville, Spain; 2007 SAE Aircraft & Engine Icing Conference and Exhibition, 2007.
- [3] Frankenberger C. United States Army helicopter icing qualifications 1980[R]. AIAA-81-0406, 1981.
- [4] Korkan K, Cross E. Experimental study of performance degradation of a model helicopter main rotor with simulated ice shapes[R]. AIAA-84-0184, 1984.
- [5] Shaw R, Richter G. The UH-1H helicopter icing flight test program; an overview[R]. AIAA-85-0338, 1985.
- [6] Belz R, Brasier C, Murphy P, et al. A turbine engine inlet viewing system[R]. AIAA-86-1647, 1986.
- [7] Kwon D, Sankar L. Numerical study of the effects of icing on fixed and rotary wing performance[R]. AIAA-91-0662, 1991.
- [8] Reddy E, Abumeri G. Structural tailoring of aircraft engine blade subject to ice impact constraints[R]. AIAA-92-4710, 1992.
- [9] Baruzzi G, Tran P, Habashi W. Actuator disk implementation in FENSAP-ICE, a 3D Navier-Stokes in-flight icing simulation system[R]. AIAA 2003-619, 2003.
- [10] Tsao J C, Kreeger R E. Evaluation of scaling methods for rotorcraft icing[R]. NASA/TM-2010-215801, 2010.
- [11] 赵秋月,董威,朱剑玺.发动机旋转整流罩的水滴撞击特性分析[J].燃气涡轮试验与研究,2011,24(4):32-35. ZHAO Qiuyue, DONG Wei, ZHU Jianjun. Droplets impinging characteristic analysis of the rotating fairing of aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(4):32-35. (in Chinese)
- [12] Olsen W. Survey of aircraft icing simulation test facilities in North America[R]. NASA-TM-1981-81707, 1981.
- [13] Ingelman S M, Trunov O K, Ivaniko A. Methods for prediction of the influence of ice on aircraft flying characteristics [R]. Swedish-Soviet Working Group on Flight Safety, 6th Meeting, Report No. J-1, 1977.
- [14] Charpin F, Fasso G. Icing testing in the large modane wing-tunnel on full-scale and reduced scale model [R]. NASA-TM-1979-75737, 1979.
- [15] Anderson D N. Methods for scaling icing test conditions [R]. AIAA-95-0540, 1995.
- [16] 王宗衍.冰风洞与结冰动力学[J].制冷学报,1999,20(4):15-17. WANG Zongyan. Icing wind tunnel and icing aerodynamics [J]. Journal of Refrigeration, 1999, 20(4):15-17. (in Chinese)
- [17] 余欣义.螺栓在塑性域紧固[J].机械设计,1986,9(6):17-21.