DOI:10.16410/j.issn1000-8365.2023.3216

低温风洞中航空发动机进口支板的结冰行为

张　涛[1],裴　誉[2],王嘉瞳[1],邓洪伟[1],张桐鑫[2],李俊杰[2],王志军[2]

(1. 中国航发沈阳发动机研究所,辽宁 沈阳 110015; 2. 西北工业大学 凝固技术国家重点实验室,陕西 西安 710072)

摘　要:为了掌握航空发动机进口支板表面的冰层生长机理和结冰规律,本文采用循环式低温风洞模拟高空结冰环境,并对 3 种不同复合材料支板–支板 A(复合材料+金属包边)、支板 B(复合材料+涂层)和支板 C(蜂窝复合材料+涂层+气膜孔及沟槽)进行结冰试验。结果表明,支板表面的结冰宏观过程可分解为液态水滴撞击支板表面而发生的吸附、流动、冻结过程,这个过程受到液态水含量、平均水滴直径、来流速度、温度、持续时间的影响。在一定温度和持续时间下,积冰种类会随来流速度的增大和平均水直径减小,逐渐由明冰向霜冰转变。结冰量和脱落周期随气量和来流速度的增大而减小,但气量达到一定程度后不会再影响积冰的脱落尺寸。综合比较,支板 C 在模拟的两种发动机典型状态慢车、中间推力下防冰效果最佳。试验结果为发动机进口支板防冰设计提供一定的参考,并为飞机防除冰甚至空气系统优化提供较为翔实的理论支持。

关键词:航空发动机进口支板;低温风洞;冰层生长机理

中图分类号:V231.1　　**文献标识码**:A　　**文章编号**:1000-8365(2023)11-1043-07

Ice Formation Behavior of Aircraft Engine Inlet Support Plate in Low Temperature Wind Tunnel

ZHANG Tao[1], PEI Yu[2], WANG Jiatong[1], DENG Hongwei[1], ZHANG Tongxin[2], LI Junjie[2],WANG Zhijun[2]

(1. China Aerospace Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China; 2. State Key Laboratory of Solidification Processing, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To understand the mechanism of ice layer growth and icing patterns on the surface of an aircraft engine inlet support plate, this paper used a cyclic low-temperature wind tunnel to simulate a high-altitude icing environment and conducted icing tests on three different composite material support plates: support plate A (composite material+metal edge), support plate B (composite material+coating), and support plate C (honeycomb composite material+coating+gas film holes and grooves). The test results show that the macro process of icing on the support plate surface can be divided into the adsorption, flow and freezing process of liquid water droplets hitting the support plate surface, which is affected by the liquid water content, average water droplet diameter, incoming flow velocity, temperature and duration. At a certain temperature and duration, the type of ice accumulation will gradually transition from clear ice to frost ice as the inflow velocity increases and the average water diameter decreases. The amount of ice formation and the detachment period decrease with increasing air volume and inflow velocity, but the detachment size of ice formation will not be affected after the air volume reaches a certain level. Overall, support plate C has the best anti-icing effect under the simulated two typical engine states of idle and intermediate thrust. The test results provide a reference for the anti icing design of the engine inlet support plate and provide detailed theoretical support for aircraft anti-icing and even air system optimization.

Key words: aeroengine inlet support plate; low temperature wind tunnel; ice growth mechanism

进口支板作为航空发动机进气部件最重要的组成部分之一,其防除冰研究在实际应用中十分重要[1-4]。进气道空气因发动机叶片高速旋转处于抽吸状态，气流加速及温度下降使得航空发动机进口支板易受到天气的影响产生结冰[5]。进口支板结冰会使流路气动特性恶化、发动机质量发生变化,影响发

收稿日期:2023-08-20

作者简介:张　涛,1991 年生,工程师.主要从事强度及流体换热方面的工作. Email: zhangtao_10011@163.com

通讯作者:王志军,1984 年生,博士,教授.研究方向为凝固科学与技术研究. Email: zhjwang@nwpu.edu.cn

引用格式:张涛,裴誉,王嘉瞳,等.低温风洞中航空发动机进口支板的结冰行为[J].铸造技术,2023,44(11):1043-1049

ZHANG T, PEI Y, WANG J T, et al. Ice formation behavior of aircraft engine inlet support plate in low temperature wind tunnel[J]. Foundry Technology, 2023, 44(11): 1043-1049

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

动机的工作效率。超过安全尺寸的积冰脱落卷入发动机会对压气机叶片造成机械损伤，严重时可能导致熄火停车，引发严重事故[6-7]。航空发动机进气系统结冰问题的研究涉及航空安全问题，因此航空发达国家对其研究非常重视[8-11]。

从 20 世纪 40 年代开始，国外研究人员针对航空发动机结冰问题开展了大量分析计算[12-14]和实验研究[15-17]。Acker 等[18]对发动机进口部件进行结冰试验，证实结冰现象会造成发动机气动性能降低、推力下降以及功率损失。Belz 等[19]通过高灵敏度的视频图像系统观察了工作中的发动机叶片和整流帽罩的结冰以及积冰脱落现象。Ranaudo 等[20]的结冰试验研究证实，明冰比霜冰对发动机推力产生的影响更严重。欧美航空发达国家对于影响航空发动机结冰的气象条件、飞行参数、部件结构参数等已有了一定认识，并且拥有较为完整、配套的试验设备和专业分析软件。国内对飞机结冰的研究工作开展较晚。近些年，沈阳发动机设计研究所、西北工业大学等开始建立小型冰风洞，并进行一系列结冰试验研究。董威等[21]开展了发动机进口支板滑油防冰的实验研究。杨军等[22]利用冰风洞对引压气机热气防冰的进口支板进行了防冰、融冰和结冰试验，初步验证了进口支板防冰系统的可靠性并掌握进口支板热气防冰规律。胡娅萍[23]通过旋转帽罩结冰试验探究了锥角对旋转帽罩结冰的影响。目前国内鲜有大型冰风洞，在飞机发动机部件结冰和防冰方面的研究还很少，对于进口支板结冰的理论和试验研究都处于起步阶段[24-27]。

由于飞机结冰受很多因素的影响[28]，如云层液态水的含量(liquid water content, LWC)、过冷水滴的尺寸及温度、发动机进气部件结构和材料的表面特性等，航空发动机进气系统结冰机理研究仍是一个非常复杂的问题。国外掌握了发动机进气唇口、整流帽罩等部件的结冰规律[29]。但对发动机进口支板的冰风洞结冰试验研究还不够深入。国内研究以及应用大都是针对飞机结冰，而对发动机结冰研究非常少，尚没有完整的数值模拟方法和系统的试验方法。发动机由于涉及到旋转部件及形状不规则部件，其结冰研究比飞机的结冰研究更加复杂和困难。同时，结冰条件的多样性、结冰过程的复杂性以及结冰的流动换热机理未完全认识清楚，使得发动机进气部件上的结冰机理性研究仍然不够细致和系统。因此，进行发动机进口支板表面冰层生长情况的机理性研究具有较为重要的现实意义，可以为飞机防除冰甚至空气系统优化提供较为翔实的理论支持。

本实验利用循环低温风洞对高空结冰环境进行试验模拟，研究不同环境参数对采用不同处理方法的支板表面冰形和结冰种类的影响规律，准确了解结冰发生的条件和不同情况下的积冰程度和种类。并对比不同环境参数下及不同支板表面的冰层脱落周期和脱落尺寸情况，阐明发动机进气支板表面的冰层生长机理。试验结果可为设计防除冰装置以及积冰预警模型提供理论支撑，最大限度降低积冰危害和减少事故发生。

1 实验材料与方法

1.1 实验设备和实验件

试验模拟飞行结冰的气象条件所使用设备为循环式低温风洞，由冰风洞洞体、空气动力系统、制冷系统、喷水雾化系统、二次流系统等相互连接构成一个封闭环状通道[30]，如图 1a 所示。试验在循环式低温风洞试验段进行。试验段装置简图及气流方向如图 1b 所示。冰风洞的空气由空气动力系统驱动，试验段空气速度也通过其调整进行连续变化，液态水来自喷水雾化系统，其含量和平均有效直径通过控制各个喷嘴的开闭和喷嘴内水的压力及水与雾化空气的压比来实现。冰风洞试验段的总温、总压、静温、静压由冰风洞效验过的专用传感器测量。液态水含量采用水流量计及水含量专用测试杆来标定。

航空发动机进口支板试验件以某型航空发动机进口支板为原型，保持气动外形和叶身试验段结构尺寸不变。其表面采用不同的改性和结构处理，分别

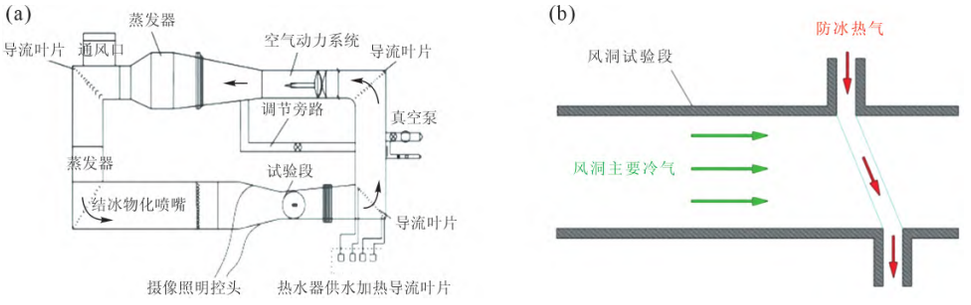


图 1 循环式低温风洞：(a) 低温风洞示意图，(b) 风洞试验段

Fig.1 Circulating low-temperature wind tunnel: (a) schematic diagram of the low-temperature wind tunnel, (b) wind tunnel test section

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

为复合材料+金属包边、复合材料+涂层、蜂窝复合材料+涂层+气膜孔及沟槽。并按上述顺序分别命名为支板 A、支板 B 和支板 C 试验件,如图 2a~c 所示。由于该进口支板尺寸较小,可以在冰风洞中直接进行试验。进口支板表面结冰过程由数字摄像机全程摄像记录,并由高速照相机对一些结冰和积冰脱落现象进行快速拍摄。

1.2　实验方案

试验测试风速的设置以发动机典型状态—慢车和中间推力区分。温度的设定需满足可形成明冰、霜冰以及混合冰等,较为真实地模拟进口支板的工作环境,确定温度为 -10 ℃。根据中国民用航空局《航空发动机适航规定》,航空发动机防冰取证试验 LWC 不少于 0.3 g/m³,平均有效直径(mean volume diameter, MVD)不小于 20 μm。通常认为航空发动机结冰应该按液态水含量较高的积云考虑,确定LWC 为 2 g/m³。Acker 等[18]指出 LWC 为 0.9 g/m³ 时,进口部件结冰对发动机的性能影响显著。结合发动机实际工作状态确定 MVD 为 20 μm[22]。试验相关参数如表 1 所示。

试验具体步骤为:①液态水含量和平均有效直径参数的测量和效验[2];②调节冰风洞中的总温、风速到规定的值;③打开喷雾系统,待雾化水压达到稳定开始试验,观察支板表面结冰情况并记录开始结冰的时间以及积冰脱落情况;④按照步骤①~③进行下一个状态的试验。

表1 试验测试参数
Tab.1 Test parameters

发动机状态	风速 /(m·s⁻¹)	总温 /℃	液态水含量 /(g·m⁻³)	水滴直径 /μm
慢车	45	-10	2	20
中间推力	180	-10	2	20

2　实验结果及讨论

2.1　支板 A 试验件的结冰行为

按照表 1 中慢车状态测试参数对支板 A 试验件进行试验模拟,图 3a 所示为慢车状态下支板 A试验件的结冰试验变化图。图中可以看出,试验 1 min 后支板金属前缘中上部可见结冰,冰型为更偏向明冰的混合冰。3 min 开始冰层增长速度变快,结冰主要集中在金属前缘中下部,且下部冰量较中部更多。5 min 之后复合材料壁面开始出现结冰,10 min 时试验停止。试验结果显示:在风速相对较小、温度为 -10 ℃情况下,过冷液滴撞击支板试验件表面时只有部分液滴冻结,大部分液滴没有在撞击叶片表面瞬间结冰,而是经过一系列垂直方向上的振动之后沿着表面流动随后结冰,形成集中分布在金属前缘中下部的更偏向明冰的混合冰型。这种状况下积冰的密度较高,可达 900 kg/m³,且与支板的表面附着力很强。

在 LWC 为 2 g/m³,温度为 -10 ℃,MVD 为 20 μm 的条件下,支板 A 试验件 1 min 即可发生积冰。结冰

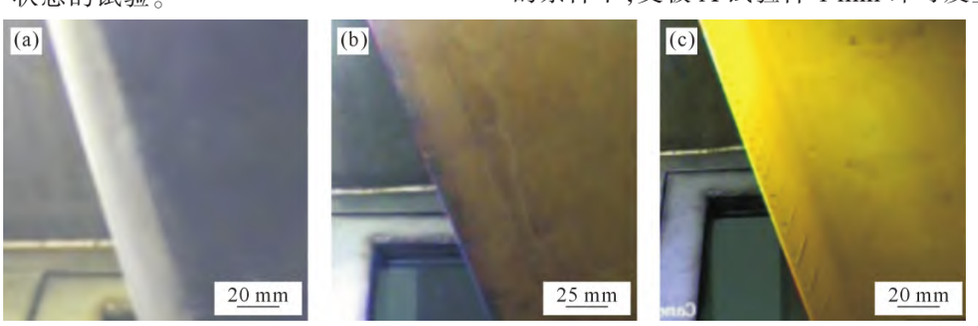


图 2　3 种支板示意图:(a) 支板 A,(b) 支板 B,(c) 支板 C

Fig.2　Schematic diagram of three types of support plates: (a) support plate A, (b) support plate B, (c) support plate

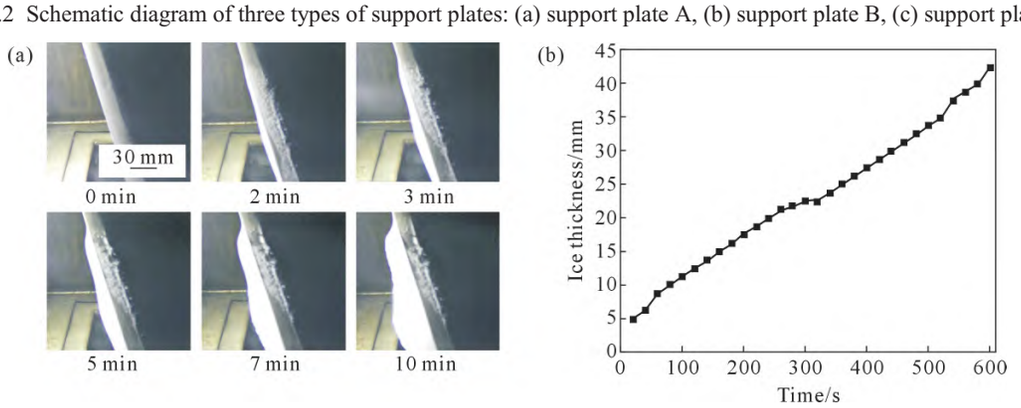


图 3　支板 A 试验件慢车状态:(a) 结冰试验照片,(b) 结冰厚度变化图

Fig.3　Support plate A under the idling condition: (a) photos of the ice test, (b) variation of the ice thickness

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

厚度随时间延长而不断增加，如图 3b 所示。图中 1 min 时段附近积冰厚度增长速度加快，5 min 时段附近增长速度减慢，符合上述试验现象金属前缘开始积冰和复合材料壁面开始出现结冰对应的时间。1 min 时段前液滴不断撞击支板表面，在上述条件下持续一定时间可满足结冰条件在支板表面形成一层薄冰。液态水滴在冰上的黏附力比光滑表面更大，使得后面的液滴撞击到冰层表面比撞击支板表面更容易结冰，因此在 1 min 时段积冰厚度增长有一个突变。而 5 min 时段部分液滴在金属前缘未结冰从而被气流吹到复合材料壁面随后结冰，导致 5 min 时段附近金属前缘积冰厚度增长速度减慢。试验结束支板 A 试验件表面结冰厚度达到 42.5 mm。

同样，按照上述表 1 中间推力状态测试参数对支板 A 试验件进行试验模拟，中间推力状态下支板 A 试验件的结冰试验变化如图 4 所示。试验开始时气量为 35 g/s，可见支板金属前缘出现结冰，冰型为偏向霜冰的混合冰，并周期性脱落。3 min 30 s 时将气量调整至 39.5 g/s，支板金属前缘出现结冰，并周期性脱落，结冰量较调整前更小，脱落周期更短。5、7 min 时分别将气量调整至 42.6、44.7 g/s，结冰脱落的尺寸和趋势同调整前一致，但脱落周期变得更短。在整个试验过程中壁面结冰量处于持续增长并未见明显脱落。

试验结果表明，在风速相对较大、温度为 -10 ℃的情况下，液滴以较大速度撞击支板表面会发生回缩反弹，在此过程中液滴破碎使得 MVD 减小。温度不变的条件下，风速的增大和 MVD 减小会导致积冰种类由明冰向霜冰转变。同时，随着气量的增大，结冰量和脱落周期持续减小。但气量达到一定程度继续增长不会使结冰脱落的尺寸和趋势再变化，只是脱落周期变得更短。因此气量达到一定程度之后不再是影响防冰效果的主导因素。

2.2 支板 B 试验件的结冰行为

按照表 1 中慢车状态测试参数对支板 B 试验件进行试验模拟，图 5a 所示为慢车状态下支板 B 试验件的结冰试验变化图。试验现象与支板 A 试验件类似且冰型同样为偏向明冰的混合冰，但由于支板 B 试验件表面覆有的涂层具有较低的表面能和摩擦系数，使得其表面润湿性小，积冰形状和厚度发生了变化。积冰主要集中在支板前缘中间部位，随着试验进行，该处冰层持续增长，冰质地较为致密，全

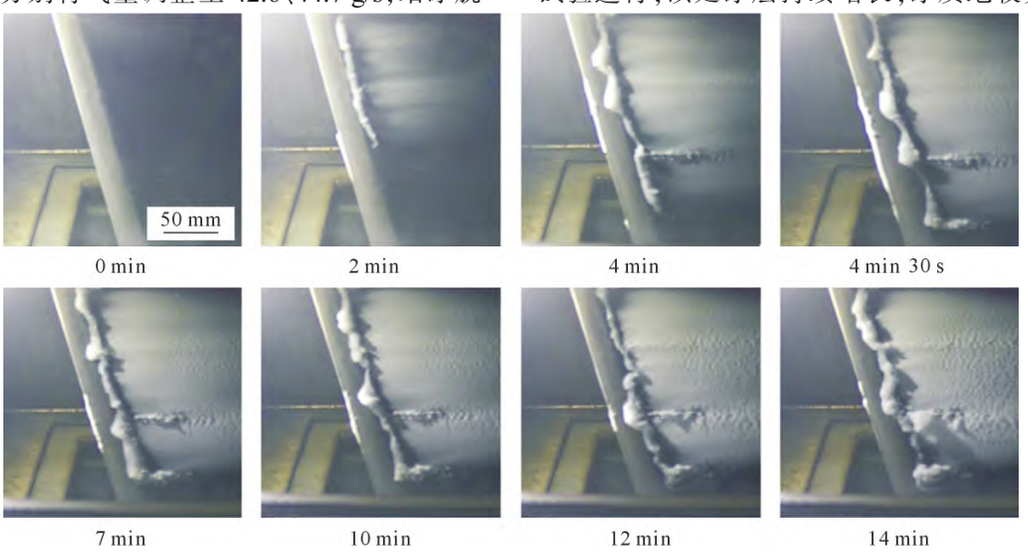


图 4 支板 A 中间推力临界流量摸底试验照片

Fig.4 Photos of the critical flow test for intermediate thrust of support plate A

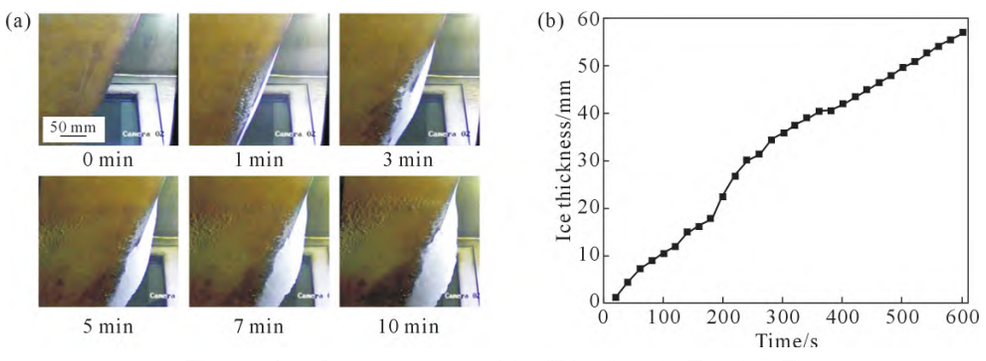


图 5 支板 B 慢车状态：(a) 结冰试验照片，(b) 结冰厚度变化图

Fig.5 Support plate B under the idling condition: (a) photos of the ice test, (b) variation in the ice thickness

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

程未见脱落，积冰厚度达到 57 mm。支板壁面中部在试验过程中散布形成少量附着冰粒，全程未见明显脱落。

支板 B 试验件在 LWC 为 2 g/m³，温度为 -10 ℃，MVD 为 20 μm 的条件下持续 1 min 即可发生积冰，结冰厚度变化如图 5b 所示。在试验过程中，200 s 时段附近结冰厚度有快速的增长，其原因与支板 A 试验件厚度快速增长一致。由于只有极少数液滴到达支板 B 试验件壁面形成附着冰粒，故 360 s 附近有个短暂的厚度不变化时段，之后结冰厚度稳定增长，且支板 B 试验件最终厚度达到 57 mm。

按照表 1 中间推力状态测试参数再次对支板 B 试验件进行试验模拟，中间推力状态下支板 B 试验件的结冰试验变化如图 6a 所示。

试验开始时，支板前缘中部形成冰层，结冰过程同时产生了明冰和霜冰，该处冰层持续生长，7 min 左右冰层第一次脱落，随后在气动力和重力的共同作用下循环生长脱落直到试验结束。3 min 左右支板壁面中部近前端处开始形成霜层，随试验进行持续向后生长且霜层逐渐增厚，最终在支板壁面中部形成一道霜带。结冰厚度变化如图 6b 所示，整个循环生长过程中积冰达到的最大厚度为 39 mm。

根据试验结果，由于涂层表面在同一温度下的一定时间内存在一个冰层累积量的饱和值，当风速较小时，一定时间内撞击支板表面的液滴量未达到饱和值，随着液滴量愈多则支板表面冰层形成量愈多，正如支板 B 试验件慢车状态下的试验结果；当风速较大时，液滴速度很快，一定时间内撞击支板表面的液滴量已超过液滴能够凝结成冰块的饱和值，液滴在积冰表面无法结冰而在气流作用下吹走，从而使冰层产生速度减慢。同时，在高速气流和重力作用下，积冰达到一定质量会产生脱落现象。

2.3　支板 C 试验件的结冰行为

图 7a 所示为按照表 1 中慢车状态测试参数对支板 C 试验件进行试验模拟得到的结冰试验变化图。图中冰层形成于支板前缘中部，冰态为更偏向霜冰的混合冰，冰层随时间进行逐渐堆积呈双山峰状。3 min 左右支板壁面产生细颗粒状结冰，随后于支板壁面中部形成一块带状结冰区域。8 min 30 s 左右支板前缘冰层第一次脱落，尺寸约为高 8 cm、宽 4 cm、厚 2 cm。脱落后冰层继续生长，于 11 min 30 s 第 2 次脱落。

试验结果表明，对比支板 B 试验件慢车状态下相同测试参数的试验现象，支板 C 试验件因其蜂窝结构、气膜孔及沟槽使积冰类型和形状发生改变，也导致了积冰首次在慢车状态下出现脱落现象。由于蜂窝结构、气膜孔及沟槽使得撞击支板表面的液滴有更多的附着位置，过冷液滴在气流作用下导致平均水直径减小，从而冰型更偏向于霜冰。霜冰质地较为疏松，表面粗糙，达到一定尺寸后，会在气流的作

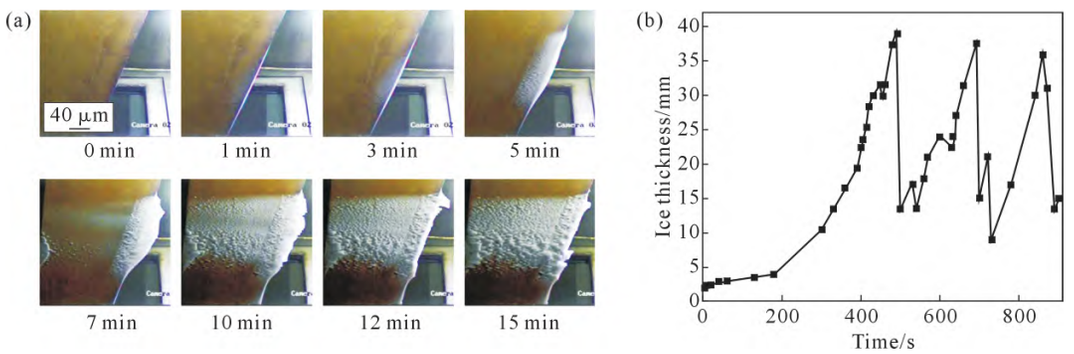


图 6　支板 B 中间推力状态：(a) 结冰试验照片，(b) 结冰厚度变化图

Fig.6　Intermediate thrust state of support plate B: (a) photos of the ice test, (b) variation in the ice thickness

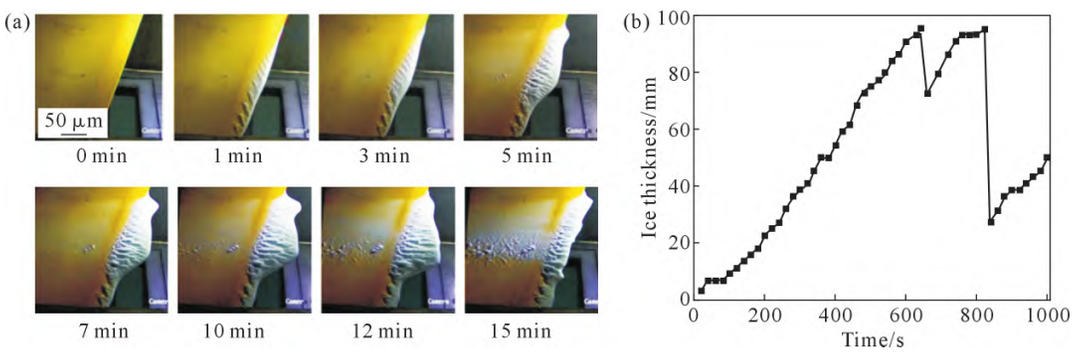


图 7　支板 C 慢车状态：(a) 结冰试验照片，(b) 结冰厚度变化图

Fig.7　Support plate C under the idling condition: (a) photos of the ice test, (b) variation in the ice thickness

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

用下断裂或脱落。结冰厚度变化如图 7b 所示。

图 8 所示为按照表 1 中间推力状态测试参数对支板 C 试验件进行试验模拟得到的结冰试验变化图，从图中可以看出，支板前缘中下部自试验开始产生极少量结冰，在随后试验过程中该处冰层发生周期性生长脱落，脱落积冰尺寸较慢车状态明显减小。支板壁面在试验过程中形成上下两道冰带，伴随试验进行有着少量脱落，壁面结冰范围较慢车状态少。

依据试验结果对比支板 C 试验件慢车状态，增大风速没有改变其表面积冰类型，但积冰质量、积冰脱落尺寸以及支板壁面结冰范围都明显减小。对比支板 A、B 试验件，支板 C 试验件在两种发动机典型状态测试参数下，其防冰效果最佳。

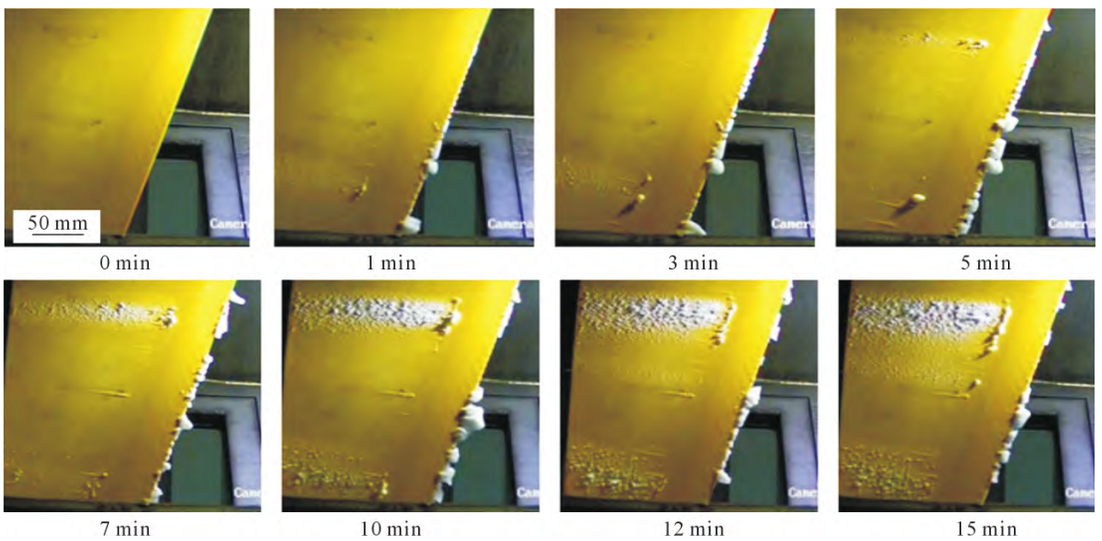


图 8 支板 C 中间推力状态结冰试验照片

Fig.8 Photos of the ice test of support plate C under the intermediate thrust state

3 结论

(1)支板表面的结冰宏观过程可分解为液态水滴撞击支板表面而发生的吸附、流动、冻结过程，这个过程受到 LWC、MVD、温度、持续时间的影响，且这些参数从宏观到微观都有相互的联系。

(2)针对慢车和中间推力两种发动机典型状态，液滴撞击到支板表面会经历迅速而复杂的变形过程。液滴较低速度撞击表面，经过一系列垂直方向上的振动之后，在表面停留。液滴以较大速度撞击表面，经过铺展、回缩等过程后反弹导致 MVD 减小。风速的增大和 MVD 减小会导致积冰种类由明冰向霜冰转变。同时，风速的变化会影响积冰脱落尺寸和脱落周期。在一定范围内，气流的增大会导致积冰脱落尺寸、周期减小，但增大到一定程度气流不再是影响防冰效果的主导因素。

(3)通过对比 3 种表面采用不同表面处理方法的支板试验件在两种发动机典型状态测试参数下的试验现象，得到支板 C 试验件的防结冰效果是最佳的试验结论，同时获得 3 种支板试验件发生结冰的试验参数以及不同积冰类型的形成条件。当温度略低于冰点，水结冰时释放的潜热容易使大部分水滴温度高于冰点而未能冻结随气流向后方流动形成明冰。当 MVD 很小、低温低速及 LWC 很小的条件下时，水结冰时释放的潜热无法使水高于冰点，水滴撞击表面后立即冻结后形成霜冰。

(4)支板表面上的积冰过程，从积冰相变、冰层表面的水膜流动以及两相流动、水滴撞击、对流换热都具有明显的非稳态性，LWC、MVD、温度、来流速度、持续时间与水膜滑动这些物理过程之间又相互影响。但是这些因素对物理过程的影响机理还有待深入研究。

参考文献：

[1] 王真，蒋红娜.飞机防冰系统及其技术发展现状[J]. 中国科技信息，2017(13): 56-58.
WANG Z, JIANG H N. Aircraft anti icing system and its technological development status[J]. China Science and Technology Information, 2017(13): 56-58.

[2] ADDY H E, POTAPCZUK M G J R, SHELDON D W. Modern airfoil ice accretions[A]. 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit[C]. Reno: AIAA, 1997. 97-174.

[3] HILL E G. Toward safer aircraft operations in environmental icing conditions[R]. Federal Aviation Administration, 2007, 158.

[4] 唐管财. 航空发动机进口支板热气防冰数值模拟研究[D]. 北京：北京交通大学，2021.
TANG G C. Numerical simulation and study of hot-air anti-icing on the aero-engine intake strut[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2021.

[5] MASON J G, STRAPP J W. The ice particle threat to engines in

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

flight[A]. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit[C]. Reno: AIAA, 2006. 206.

[6] 杜丽娟.飞机积冰对飞行安全的影响研究[J]. 科技视界，2017(1): 207.
DU L J. Research on the impact of aircraft ice accumulation on flight safety[J]. Science & Technology Vision, 2017(1): 207.

[7] 裘燮纲，韩凤华.飞机防冰系统[M]. 北京：航空专业教材编审组，1985.
QIU X G, HAN F H. Anti icing system of aircraft[M]. Beijing: Aviation Professional Teaching Materials Editing Group, 1985.

[8] MASS D M, MCCOWN N M. Turbine inlet ice related failures and predicting inlet ice formation [J]. The American Society of Mechanical Engineers, 2007, 4: 1531-1543.

[9] WENDISCH M, GARRETT T J, STRAPP J W. Wind tunnel tests of the airborne PVM-100A response to large droplets[J]. Journal of Atmospheric & Oceanic Technology, 2002, 19(10): 1577-1584.

[10] GUFFOND D, HEDDE T, HENRY R. Overview of icing research at ONERA[A]. 23rd Aerospace Sciences Meeting[C]. Reno: AIAA, 1985. 335.

[11] 金维明，王炳仁，刘建文. 飞机发动机积冰原因探讨[J]. 气象，1997, 23(2): 8-11.
JIN W M, WANGB R, LIU J W. A preliminary study on the cause of aircraft engine icing[J]. Meteorological Monthly, 1997, 23(2): 8-11.

[12] HAMED A, DAS K, BASU D. Numerical simulations of ice droplet trajectories and collection efficiency on aero-enginerotating machinery[A]. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit[C]. Reno: AIAA, 2005. 1248.

[13] JIN W, TAGHAVI R. A computational study of icing effects on the performance of S-duct inlets[A]. 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit[C]. Hartford: AIAA, 2008. 4584.

[14] JORGENSON P C E, VERES J P, WRIGHT W B, et al. Engine icing modeling and simulation (Part I): ice crystal accretion on compression system components and modeling its effects on engine performance[A]. International Conference on Aircraft & Engine Icing & Ground Deicing[C]. Chicago: SAE Technical Papers, 2011. 0025.

[15] LUTTRELL J P, WEST T G. F-22 inlet shed ice particle sizing test [A]. 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit[C]. Reno: AIAA, 2001. 0091.

[16] Al-KHALIL K, HITZIGRATH R, PHILIPPI O, et al. Icing analysis and test of a business jet engine inlet duct[A]. 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit[C]. Reno: AIAA, 2000, 1040.

[17] VENKATARAMANI K S, BALAN C, CANEY R D, et al. Wind tunnel tests and modeling studies of ice accretion relevant to aircraft engines[A]. 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit[C]. Reno: AIAA, 2003. 906.

[18] ACKER L W, KLEINKNECHT K S. Effects of inlet icing on performance of axial-flow turbojet engine in natural icing conditions [R]. Washington: NACA, 1950: 1-66.

[19] BELZ R A, BRASIER C W, MURPHY P J, et al. A turbine engine inlet viewing system[A]. 22nd Joint Propulsion Conference[C]. Huntsville: AIAA, 1986, 86: 1647.

[20] RANAUDO R J, MIKKELSEN K L, MCKNIGHT R C, et al. Performance degradation of a typical twin engine commuter type aircraft in measured natural icing conditions[A]. 22nd Aerospace Sciences Meeting[C]. Reno: AIAA, 1984. 0179.

[21] 董威，朱剑玺，周志翔，等. 航空发动机支板热滑油防冰性能试验[J]. 航空学报，2014, 35(7): 1845-1853.
DONG W, ZHU J Y, ZHOU Z X, et al. Test on performance of an aero-engine strut hot lubrication oil anti-icing system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(7): 1845-1853.

[22] 杨军，张靖周，郭文，等. 航空发动机进口支板结冰和防冰试验[J]. 航空动力学报，2014, 29(2): 277-283.
YANG J, ZHANG J Z, GUO W, et al. Experiment of anti-icing and icing on inlet strut of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 277-283.

[23] 胡娅萍. 航空发动机进口部件积冰的数值模拟研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2009.
HU Y P. Numerical simulation of ice accretion on aero-engine entry components[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.

[24] 刘华，郭文，杨军，等. 发动机进气帽罩防冰热载荷的数值模拟研究[J]. 燃气涡轮试验与研究，2012, 25(1): 45-48.
LIU H, GUO W, YANG J, et al. Numerical investigation of anti-icing thermal loads for engine inlet cowl[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012, 25(1): 45-48.

[25] 胡剑平，刘振侠，张丽芬. 发动机整流支板大尺寸过冷水滴撞击特性[J]. 航空学报，2011, 32(10): 1778-1785.
HU J P, LIU Z X, ZHANG L F. Supercooled large droplet impact behaviors on an aero-engine strut[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(10): 1778-1785.

[26] 徐磊，周建军，张大林，等. 发动机进口支板防冰热负荷数值模拟[J]. 航空发动机，2009, 35(4): 20-24, 16.
XU L, ZHOU J J, ZHANG D L, et al. Numerical simulation of anti-icing heat load for strut of aeroengine inlet[J]. Aeroengine, 2009, 35(4): 20-24, 16.

[27] 王波，董葳，崔浩. 防冰状态下涡轴发动机零级导叶壁面温度场的计算[J]. 能源技术，2007, 28(3): 129-132.
WANG B, DONG W, CUI H. Temperature field calculation of turbo-shaft engine's inlet guide vane under anti-icing condition[J]. Energy Technology, 2007, 28(3): 129-132.

[28] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册：第 16 册[M]. 北京：航空工业出版社，2001.
AERO ENGINE DESIGN MANUAL EDITORIAL BOARD. Aero engine design manual: Volume 16[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001.

[29] 李静. 发动机进口静止/旋转部件结冰及结冰试验的相似研究[D]. 西安：西北工业大学，2015.
LI J. Numerical simulation of ice accretion and study for icing scaling law on aero-engine entry components[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015.

[30] 王宗衍. 冰风洞与结冰动力学[J]. 制冷学报，1999(4): 15-17.
WANG Z Y. Icing wind tunnel and icing aerodynamics[J]. Journal of Refrigeration, 1999(4): 15-17.

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net