

文章编号:1674-8190(2020)05-636-09

叶型结冰计算及流场分析

任永鹏¹, 申连洋², 王忠义¹, 王艳华¹, 万雷¹, 王松¹

(1. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001)

(2. 海装沈阳局驻哈尔滨地区第二军事代表室, 哈尔滨 150001)

摘要: 叶型结冰会改变叶型原有的气动外形, 影响气动特性。采用 FENSAP-ICE 软件对 NACA0012 翼型的结冰进行数值计算, 并与试验结果进行对比验证; 对压气机进口导叶叶型进行二维结冰计算, 并对数值计算结果进行流场分析。结果表明: 明冰对叶型的气动性能影响大于毛冰, 叶型气动特性的衰退主要受分离区中上分离涡的影响, 叶型前缘上翘的明冰引起叶型尾部分离区域面积增大, 强烈的分离涡导致结冰后叶型压力损失增大。

关键词: FENSAP-ICE; 进口导叶; 二维冰形; 结冰特征量; 流场分析

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.05.004

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Calculation of Blade-profile Icing and Analysis of Flow Field

REN Yongpeng¹, SHEN Lianyang², WANG Zhongyi¹, WANG Yanhua¹,

WAN Lei¹, WANG Song¹

(1. College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

(2. The Second Military Representative Office of Shenyang Bureau of Marine Equipment in Harbin, Harbin 150001, China)

Abstract: The icing of the blade will change its original aerodynamic shape and affect its aerodynamic characteristics. The FENSAP-ICE software is used to compare and verify the numerical calculation results of icing on NACA0012 airfoil with the experimental results. The two-dimensional icing calculation of the compressor inlet guide vane profile is carried out, and the numerical calculation results of flow field are analyzed. The results show that the aerodynamic effect of glaze ice on the blade profile is greater than that of rime ice, the aerodynamic characteristics of the blade profile are mainly affected by the upper separation vortex in the separation zone, the upturned glaze ice on the leading edge of blade profile causes the tailing separation area to expand, and the strong separation vortex can increase the pressure loss of the icing blade profile.

Key words: FENSAP-ICE; inlet guide vane; two-dimensional icing shape; icing typical factor; flow field analysis

收稿日期:2019-11-12; 修回日期:2019-12-30

基金项目:国家自然科学基金(51679051); 国家科技重大专项(2017-I-0007-0008, 2017-V-0002-0051, 2017-V-0012-0064); 黑龙江省优秀青年基金(YQ2019E015)

通信作者:王艳华, wangyanhua@hrbeu.edu.cn

引用格式:任永鹏, 申连洋, 王忠义, 等. 叶型结冰计算及流场分析[J]. 航空工程进展, 2020, 11(5): 636-644.

REN Yongpeng, SHEN Lianyang, WANG Zhongyi, et al. Calculation of blade-profile icing and analysis of flow field[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(5): 636-644. (in Chinese)

0 引言

飞机机翼、压气机进气部件结冰主要是由于过冷水滴($0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下仍为液态的水滴)撞击到固体表面冷凝,因此产生了结冰现象^[1]。大气环境温度、液态水含量、过冷液滴直径和气流速度等因素都会对结冰的种类、结冰量和结冰区域产生影响^[2-3]。翼型和叶型结冰都会改变其原有的气动外形,影响气动特性。因此,对于结冰机理的研究十分重要^[4-5]。

20 世纪 60 年代,科研人员开始对结冰问题开展数值模拟研究。21 世纪随着计算机科学的迅猛发展,数值模拟已成为预测翼型结冰的重要手段之一。以计算流体力学和计算传热学为基础,流场、液滴撞击特性、结冰量的计算方法日趋成熟,数值模拟以其经济高效的优势,在结冰问题研究上得到了广泛的应用。

国外,美国代顿大学的 C. MacArthur^[6]建立了二维翼型上明冰和霜冰积累的数学模型,对含有液态水的结冰过程进行热力学分析,使液滴收集系数、传热和物质交换随着翼型表面积冰形状的改变而进行动态更新,从而对翼型周边的流场及液滴轨迹进行标准化的计算;美国通用电气全球研究中心的 S. Saxena 等^[7],模拟了液滴在动叶、静叶上的飞溅效应、叶片固结效应和叶片尾缘的蔓延效应,研究发现液滴与动、静叶间的相互作用会导致压气机喘振裕度的变化达到 25%;S. Ozgen 等^[8]利用 FORTRAN 代码对二维 NACA0012 翼型积冰形状和二维 Twin Otter 翼型的水滴收集系数进行预测,计算结果与试验结果吻合较好。我国对于翼型结冰的研究虽起步较晚,但近些年来在结冰数值模拟方法上也积累了一定的科研成果,赵秋月^[9]利用 Fluent 用户自定义设计,计算过冷水滴的运动轨迹、航空发动机三维进口支板的水收集系数、以及三维旋转航空发动机进口整流罩帽的水收集系数,并将数值计算结果与改进后的冰风洞运行相似准则结果进行对比,结果表明翼型的水收集系数和缩放后的翼型水收集系数吻合较好;张丽芬等^[10]利用欧拉-拉格朗日法计算空气-液滴两相流,结合溢流水的溢流方向以及空气速度矢量,整合出一套计算三维翼型表面积冰的方法,利用该方法对 NACA0012 平直翼和截面为 GLC-305 的后掠翼

翼型进行非稳态、非结构网格的数值模拟,其结果与试验值吻合较好。

目前对于结冰方面的研究主要集中在冰形预测上,对于结冰前后叶型气动特性的对比分析相对较少。虽然有少数研究人员分析了结冰前后翼型、叶型周围流场的变化,但缺少相关气动参数的分析^[11-12]。

本文通过商业软件 FENSAP-ICE 模拟 NACA0012 翼型的结冰过程,对比 NASA 的结冰试验数据,验证结冰数值计算结果的正确性;对某型压气机进口导叶进行结冰计算,定量分析结冰前后叶片气动参数的变化情况,总结结冰对叶型气动特性的影响情况,以为后续相关工作奠定基础。

1 结冰数值模拟方法

本文采用定常描述计算结冰,假定空气工质为理想气体,忽略质量力。利用微小颗粒偏微分方程计算液滴速度,采用欧拉法计算液滴撞击特性;利用 Shallow-Water 结冰模型,根据守恒定理对机翼表面的结冰量和结冰冰形进行求解。利用模块化思想,使用时间多步长法,将总的结冰过程分成 N 步进行计算,在每个步长内分别进行绕流流场、液滴撞击特性、热力学结冰的计算,单步完成后重新划分网格,继续计算直至总的结冰过程结束。

1.1 微小颗粒偏微分方程

FENSAP-ICE 解决了微小颗粒偏微分方程对于颗粒速度和水浓度的问题,因此可以计算获得单次液滴喷射中的水浓度、液滴速度、液态水捕捉效率分布、撞击模式和整个区域的撞击极限,而不需要在喷射点处对液滴进行繁琐的迭代,从而加快了液滴撞击特性的计算效率。

1.2 Shallow-Water 结冰模型

Shallow-Water 结冰模型是一种基于表面水膜运动而建立的固体表面结冰模型,当液态水撞击到固体表面时形成一层薄膜,在气流的作用下,水膜会发生回流,加之热力学的作用,水膜会发生冻结、蒸发和升华。模型通过确定固体表面每个节点上的水膜厚度,对结冰时和液态水回流时的传热和传质问题进行计算。

Shallow-Water 结冰模型假设水膜以液态水

或积冰的形式附着在固体表面,在固体表面和法向上建立三维坐标系,并在该坐标系内构建水膜速度函数。同时,对水膜速度函数问题进行简化,假设水膜速度沿固体表面法线方向呈线性变化,在粘性壁面处速度为 0。对水膜上的速度进行平均,得到水膜厚度与水膜平均速度间的函数关系。最终通过水膜运动偏微分方程,即水膜的质量守恒方程和能量守恒方程计算固体表面的结冰量和结冰冰形。

2 NACA0012 翼型结冰数值模拟

2.1 模型及边界条件介绍

以结冰计算中常见的 NACA0012 翼型为计算模型,其翼型弦长 0.533 4 m,在气流攻角 4° ,空气总压 101 325 Pa,空气流速 67 m/s,液态水含量 1.0 g/m^3 ,液滴颗粒直径 $20 \text{ }\mu\text{m}$,结冰时间 6 min 的情况下,给定翼型壁面为固体无滑移壁面,分别对翼型在环境温度为 $-2.22 \text{ }^\circ\text{C}$ 、 $-26.11 \text{ }^\circ\text{C}$ 时的结冰情况进行计算。其中,美国 NASA 的研究人员经过长期试验和计算研究,对比冰形发现以 1 min 为间隔进行时间多步长法数值计算最为合理^[13],因此使用时间多步长法计算的时间间隔也选取 1 min。

2.2 网格划分

采用 ICEM 软件对模型进行网格划分,在翼型周围采用 O 型结构化网格,计算模型翼型前缘网格分布情况如图 1 所示,其中第一层网格高度 0.003 mm,膨胀比 1.1,保证网格 y^+ 值小于 1。

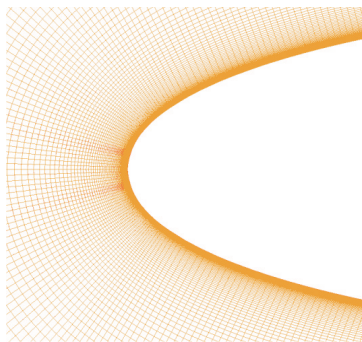


图 1 NACA0012 翼型计算网格

Fig.1 Calculation mesh of NACA0012 airfoil

在空气流速 67 m/s,液态水含量 1 g/m^3 ,温度 $-2.22 \text{ }^\circ\text{C}$,结冰时间 6 min,攻角 4° ,液滴颗粒直径

$20 \text{ }\mu\text{m}$ 的条件下,对计算模型进行网格无关性验证,网格数量对翼型结冰量的影响规律分布如图 2 所示,最终选择 20 万网格量进行计算。

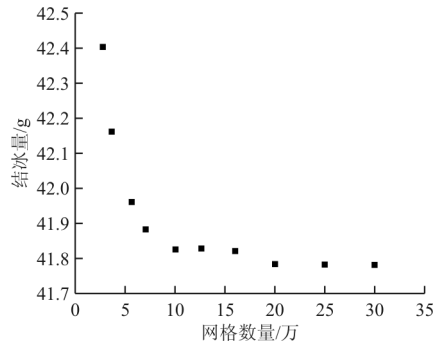


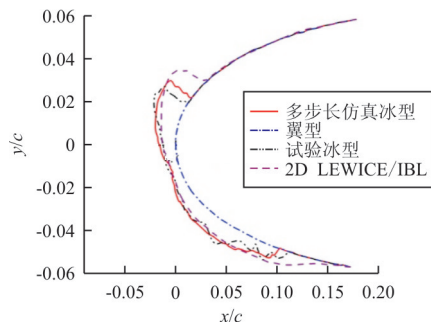
图 2 网格数量与翼型结冰量关系

Fig.2 The relationship between mesh number and airfoil icing amount

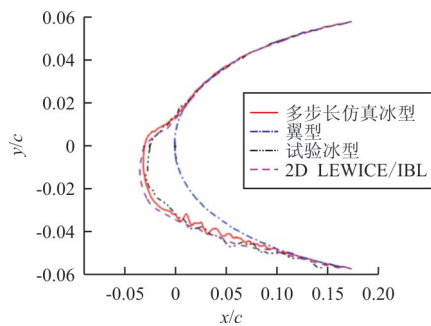
2.3 数值计算结果分析

2.3.1 冰形计算结果

环境温度为 $-2.22 \text{ }^\circ\text{C}$ 、 $-26.11 \text{ }^\circ\text{C}$ 时翼型的结冰冰形计算结果如图 3 所示,其中 c 为弦长。



(a) $-2.22 \text{ }^\circ\text{C}$



(b) $-26.11 \text{ }^\circ\text{C}$

图 3 不同环境温度下翼型结冰计算结果

Fig.3 Calculation results of airfoil icing at different environment temperature

从图 3 可以看出:在其他条件一致的情况下,当环境温度为较高的 $-2.22\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,由于撞击到翼型表面的液滴仅有一部分冻结为冰,另一部分受来流影响继续向翼型的上方或后方移动最终冻结,这一部分溢流水在翼型前缘形成了向上翘起的角冰,因此翼型在环境温度为 $-2.22\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时凝结成了典型的明冰;当环境温度为较低的 $-26.11\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,由于来流液滴撞击到翼型表面后立即全部冻结,并无溢流水的形成,因此翼型在环境温度为 $-26.11\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,冻结成为外形与翼型型线较为一致,形状较规则的毛冰。

2.3.2 计算结果误差分析

为考察数值模拟方法的准确性,本文利用商业软件 FENSAP-ICE 计算得到的翼型结冰冰形与现有的试验冰形、结冰代码预测冰形进行对比。试验冰形来源于 NASA Lewis 研究中心的结冰风洞试验台^[14-15]。Lewis 研究中心利用自行研发的 2D LEWICE/IBL 代码对 NACA0012 翼型结冰情况进行预测,计算数据丰富。为了精准地对翼型结冰计算冰形与试验冰形进行定量分析,获得结冰数值模拟方法的计算精度,引入三个无因次结冰特性量(无单位)对翼型结冰数值计算结果进行误差分析,如表 1~表 2 所示。对于 NACA0012 这类对称翼型特征量^[16]有三个。

无因次结冰面积 η_s :

$$\eta_s = \frac{S}{A} \tag{1}$$

无因次结冰上极限 η_{L_u} :

$$\eta_{L_u} = \frac{L_u}{c} \tag{2}$$

无因次结冰下极限 η_{L_d} :

$$\eta_{L_d} = \frac{L_d}{c} \tag{3}$$

式中: A 为翼型的面积, m^2 ; c 为翼型的弦长, m ; S 为翼型结冰面积, m^2 ; L_u 为结冰上极限, m ; L_d 为结冰下极限, m 。

翼型结冰特征量示意图如图 4 所示。

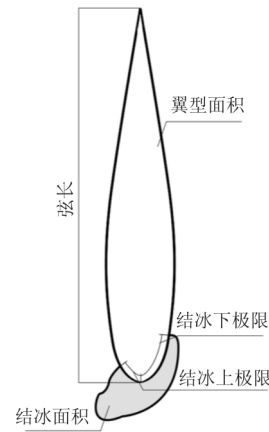


图 4 翼型结冰特征量

Fig. 4 Typical factors of airfoil icing

表 1 $-2.22\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时翼型结冰特征量计算结果与误差分析

Table 1 Calculation results and errors of typical factors of airfoil icing at $-2.22\text{ }^{\circ}\text{C}$

方 法	结冰特征量			误差/%		
	无因次结冰面积	无因次结冰上极限	无因次结冰下极限	无因次结冰面积	无因次结冰上极限	无因次结冰下极限
时间多步长法	0.076 96	0.055 55	0.222 98	12.356	14.295	6.983
试验	0.068 49	0.048 60	0.239 72	—	—	—
2D LEWICE/IBL	0.089 15	0.094 09	0.328 94	30.159	93.593	37.218

表 2 $-26.11\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时翼型结冰特征量计算结果与误差分析

Table 2 Calculation results and errors of typical factors of airfoil icing at $-26.11\text{ }^{\circ}\text{C}$

方 法	结冰特征量			误差/%		
	无因次结冰面积	无因次结冰上极限	无因次结冰下极限	无因次结冰面积	无因次结冰上极限	无因次结冰下极限
时间多步长法	0.080 69	0.047 59	0.237 31	1.902	12.037	24.222
试验	0.082 26	0.054 11	0.313 17	—	—	—
2D LEWICE/IBL	0.091 39	0.040 71	0.344 93	11.105	24.764	10.142

从表 1~表 2 可以看出:在环境温度为 $-2.22\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 $-26.11\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,利用时间多步长法计算获得的冰形在无因次结冰面积、无因次结冰上限、无因次结冰下极限这三个结冰特征量的误差整体小于由 2D LEWICE/IBL 代码获得的翼型结冰冰形误差,主要是由于 FENSAP-ICE 将气流粘性考虑在流场计算中,并利用 Shallow-Water 结冰模型进行冰形计算;结合翼型结冰冰形和结冰特征量误差分析来看,利用 FENSAP-ICE 时间多步长数值模拟方法可以获得与试验冰形吻合情况较好的明冰、毛冰冰形,能够清晰的反映出冰形的增长趋势和变化情况,计算结果处于研究所允许的误差范围内。因此,本文采用的数值模拟方法获得的明冰和毛冰冰形可用于后续研究。

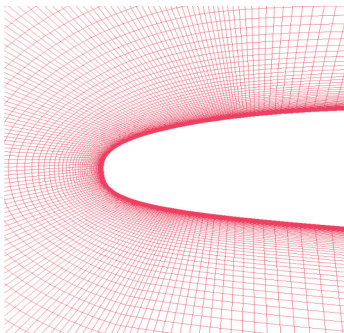
3 压气机进口导叶结冰数值模拟

3.1 模型及边界条件

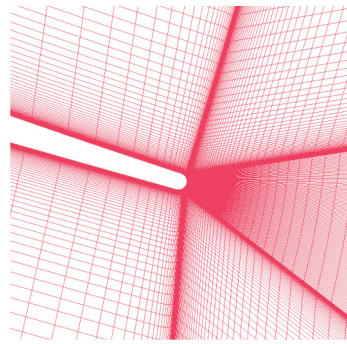
以某型号压气机进口导叶为模型,不考虑叶片根部、冠部区域以及相邻叶片间的影响,计算压气机进口导叶 50%叶高处的结冰情况。其边界条件为:气流攻角 0° ,空气总压 $101\ 325\ \text{Pa}$,空气流速 $100\ \text{m/s}$,液态水含量 $0.25\ \text{g/m}^3$,液滴颗粒直径 $10\ \mu\text{m}$,结冰时间 $60\ \text{s}$,多步长计算时间间隔 $20\ \text{s}$,叶型壁面为固体无滑移壁面;环境总温分别为 $265\ \text{K}$ 和 $276\ \text{K}$ 。

3.2 网格划分

使用 ICEM 软件对模型进行网格划分,在叶型周围采用 O 型结构化网格,进口导叶叶型前缘、尾缘网格分布情况如图 5 所示。



(a) 叶型前缘网格分布



(b) 叶型尾缘网格分布

图 5 叶型计算网格

Fig. 5 Calculation mesh of blade-profile

在叶型计算网格中,第一层网格高度 $0.001\ \text{mm}$,膨胀比 1.1。保证网格 y^+ 值小于 1,在空气流速 $100\ \text{m/s}$,液态水含量 $0.25\ \text{g/m}^3$,温度 $276\ \text{K}$,结冰时间 $60\ \text{s}$,攻角 0° ,液滴颗粒直径 $10\ \mu\text{m}$ 的条件下,对计算模型进行网格无关性验证,网格数量对叶型结冰量的影响规律分布如图 6 所示,本文选择 20 万网格量进行计算。

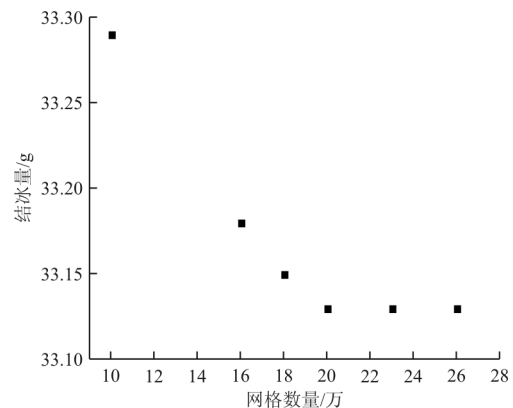


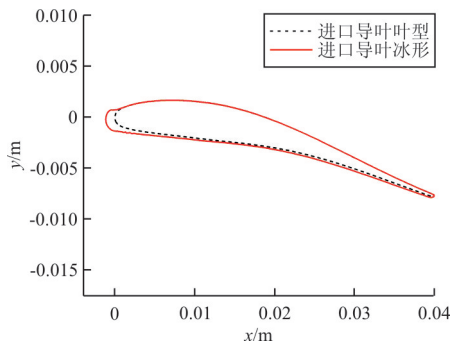
图 6 网格数量与叶型结冰量关系

Fig. 6 The relationship between mesh number and blade-profile icing amount

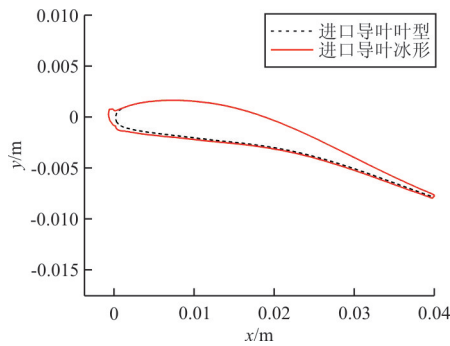
3.3 数值计算结果分析

3.3.1 冰形计算结果

环境温度为 265 、 $276\ \text{K}$ 时叶型结冰冰形的计算结果如图 7 所示。



(a) 265 K 叶型结冰冰形



(b) 276 K 叶型结冰冰形

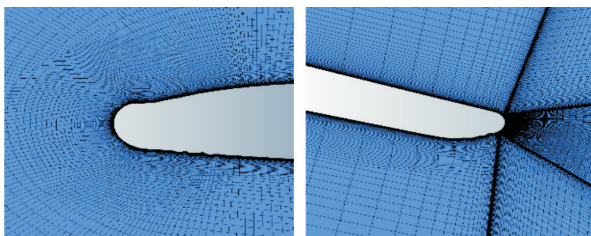
图 7 不同环境温度下叶型结冰计算结果

Fig. 7 Calculation results of blade-profile icing at different environment temperature

从图 7 可以看出:当环境温度为较低的 265 K 时,叶片前缘形成了与叶片形线较为一致的毛冰;当环境温度为较高的 276 K 时,叶片前缘形成了向上翘起的明冰。这与 NACA0012 对称翼型的结冰情况相同,对于具有非对称结构的进口导叶来说,除了叶片前缘产生积冰外,在叶片压力面上也发生了结冰现象。但压力面上的积冰厚度不大,且冰形与叶片压力面型线基本保持一致。

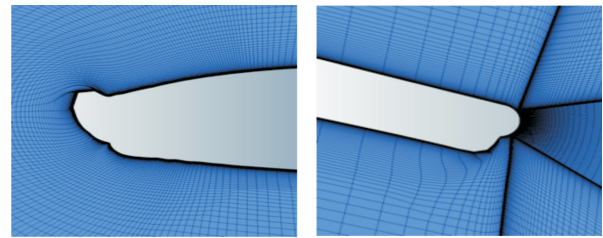
3.3.2 结冰前后流场分析

采用 FENSAP-ICE 计算叶型结冰,该软件会自动生成由于结冰而发生位移后的叶型计算网格,如图 8 所示。



(a) 265 K 叶型前缘

(b) 265 K 叶型尾缘



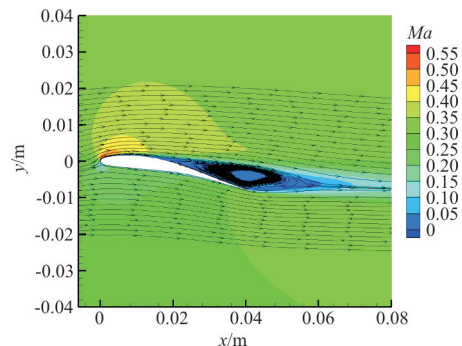
(c) 276 K 叶型前缘

(d) 276 K 叶型尾缘

图 8 不同环境温度下结冰后叶型计算网格

Fig. 8 Calculation mesh of icing blade-profile at different environment temperature

利用商业软件 Fluent,设置与初始流场计算相同的边界条件,对结冰后叶型进行流场计算。结冰前后叶型的流场情况如图 9 所示,可以看出:即使气流以 0° 攻角流向叶型,但叶型的滞止区域仍发生在叶型的前缘偏下部,主要是由于气流流过叶片吸力面的速度要大于气流流过叶片压力面的速度,因此在叶型前缘处生成了一个下大上小的压力梯度,导致气流以一定角度流向叶型,在结冰前后叶型的尾部上侧都存在一个低速区,这个低速区内存在一个顺时针的大面积分离涡和一个逆时针的小面积分离涡,其中顺时针的分离涡主要是由于吸力面上发生的气流分离造成的,而较小面积的逆时针分离涡是由于顺时针分离涡与主流发生掺混而形成的;当环境温度为 265 K 时,结冰后叶型仅在前缘上部形成了一片较小的气流分离区,但并没有影响叶片周围流场的分布情况,结冰前后叶型的气流分离都发生在叶片吸力面侧,起始于弦长的 50% 处,毛冰的形成并没有对叶片周围流场产生较大影响;当环境温度在 276 K 时,由于向上翘起的角冰,导致结冰后叶型的气流分离加剧,分离点提前至叶片弦长的 1% 处,产生了一个面积约为原来 2 倍的低速分离区,低速区内的两个分离涡面积也随之增大,导致叶型的气动性能急剧恶化。



(a) 265 K 结冰前

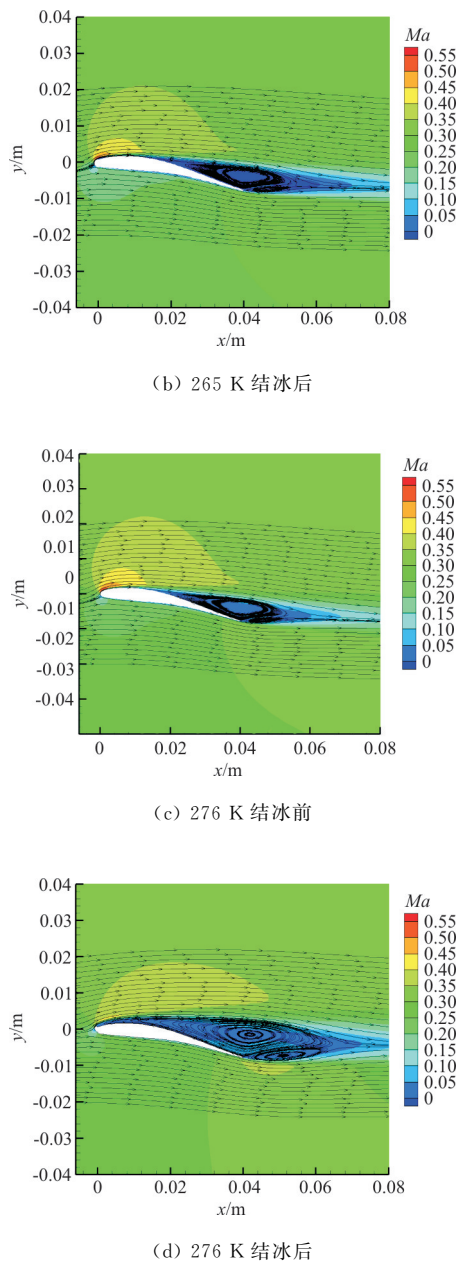
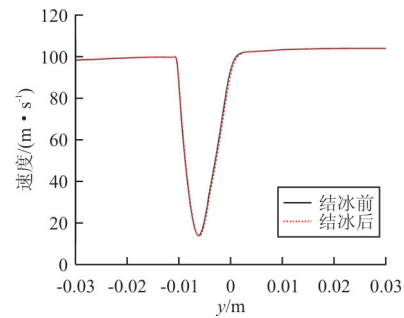


图 9 不同环境温度下叶型结冰前后马赫云图及流线图

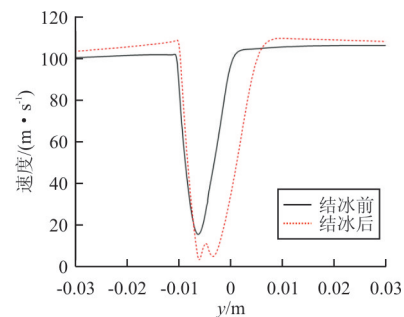
Fig. 9 Mach cloud and streamline before and after blade-profile icing at different environment temperature

结冰前后叶型出口处,即 $x=0.06$ mm 处气流速度大小分布如图 10 所示。当环境温度为 265 K 时,结冰前后速度值变化不大。此时,低速区主要集中在 $-0.01 \sim 0.0025$ mm,这与图 9(a), (b) 所展现的马赫云图分布一致。但当环境温度为 276 K 时,叶型出口处的最低速度值下降了约 80%,低速区范围扩大了 40%。同时,当环境温度为 276 K 时,结冰后叶型尾部低速区两侧的气流速

度明显高于结冰前,可能是由于结冰导致的气流分离加剧,涡流流速增加,掺混主流后造成的。此外,结冰后尾流低速区中部存在一个速度值先增大后减小的过程,而结冰前却没有这个过程,这主要是叶型前缘结冰,使得尾部分离区沿弦向扩大,分离区中两个方向不同的分离涡在出口处共同作用而导致的气流速度值增大。综上,结冰会明显增大叶型出口速度不均匀性分析。



(a) 265 K 结冰前后叶型出口处速度分布



(b) 276 K 结冰前后叶型出口处速度分布

图 10 不同环境温度下叶型出口处速度分布

Fig. 10 Velocity distribution at the outlet of blade-profile at different environment temperature

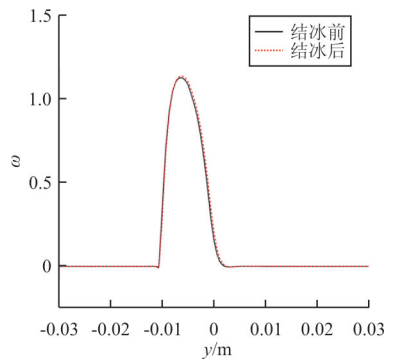
3.3.3 结冰前后总压损失系数分析

叶型总压损失系数 ω 的计算公式为

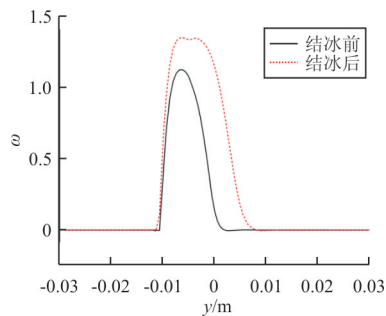
$$\omega = \frac{P_{T1} - P_{T2}}{P_{D1}} \quad (4)$$

式中: P_{T1} 为叶型进口,即 $x=-0.02$ mm 处气流总压; P_{T2} 为叶型进口气流动压; P_{D1} 为叶型出口,即 $x=0.06$ mm 处气流总压。

不同环境温度下叶型总压损失系数分布如图 11 所示。



(a) 265 K 结冰前后叶型总压损失系数分布



(b) 276 K 结冰前后叶型总压损失系数分布

图 11 不同环境温度下叶型总压损失系数分布

Fig. 11 Distribution of total pressure loss coefficient of blade-profile at different environment temperature

从图 11(a)可以看出:环境温度为 265 K 时,在 $y = -0.006$ mm 处总压损失系数最大,整体来看,结冰后叶型的总压损失系数有所增大,但增量极小。因此,叶型在 265 K 冻结形成的毛冰并不会额外产生较大的总压损失。从图 11(b)可以看出:当环境温度为 276 K 时,结冰后总压损失系数明显升高,在 $y = -0.006$ mm 处总压损失系数达到最大值,较结冰前升高了约 22%,随后总压损失系数呈现先下降,后上升再下降的趋势,主要是由于出口处速度先上升后下降再上升而导致的。还可以看出:无论环境温度高低,结冰后叶型压力损失系数的增大主要集中在尾流分离区的上部,这表明,结冰后叶型的压力损失大小主要由分离区上部的顺时针分离涡影响。叶型前缘结冰上翘角度越大,叶型尾部分离区域面积越大,分离涡越强烈,导致结冰后叶型压力损失越大。

4 结 论

(1) 明冰对于翼型和叶型的气动影响均大于

毛冰。

(2) 明冰会导致叶型吸力面上分离点提前,尾部分离区面积明显增大,进而恶化叶型出口处速度分布,导致叶型总压损失升高。而毛冰对叶型气动特性影响很小。

(3) 叶型气动特性的衰退主要受分离区中上分离涡影响,下分离涡则是由上分离涡和主流掺混而形成的,对叶型气动特性影响不大。

(4) 采用商业软件 FENSAP-ICE 可以高效、准确地对明冰、毛冰这两种典型的翼型、叶型结冰情况进行预测。

参考文献

- [1] 林贵平,卜雪琴,申晓斌,等. 飞机结冰与防冰技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2016.
LIN Guiping, BU Xueqin, SHEN Xiaobin, et al. Aircraft icing and anti-icing technology[M]. Beijing: Beihang University Press, 2016. (in Chinese)
- [2] ADDY H E, BROEREN A P, ZOECKLER J G, et al. A wind tunnel study of icing effects on a business jet airfoil: AIAA-2003-727[R]. [S. l.]: AIAA, 2003.
- [3] LYNCH F T, KHODADOUST A. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2001, 37(8): 669-767.
- [4] Jr ADDY H E. Ice accretions and icing effects for modern airfoils: DOT/FAA/AR-99/89[R]. [S. l.]: NASA, 2000.
- [5] OTTA S P. Stability of stagnation and attachment line icing [D]. Iowa: Iowa State University, 2009.
- [6] MacARTHUR C. Numerical simulation of airfoil ice accretion[C]// 21st AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reno: AIAA, 1983: 112.
- [7] SAXENA S, WOO G T K, SINGH R, et al. Effect of ice and blade interaction models on compressor stability[J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139(4): 1-10.
- [8] OZGEN S, UĞUR N, GÖRGÜLLÜ I, et al. Ice accretion simulations on airfoils[J]. Progress in Flight Physics, 2017 (9): 107-126.
- [9] 赵秋月. 航空发动机进口支板及整流帽罩水滴撞击特性的计算分析[D]. 上海:上海交通大学,2011.
ZHAO Qiuyue. Computational analysis of water droplet impingement property for the inlet struct and the cone[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2011. (in Chinese)
- [10] 张丽芬,刘振侠,胡剑平. 机翼三维结冰数值模拟[J]. 航空计算技术,2013,43(1): 36-39.
ZHANG Lifen, LIU Zhenxia, HU Jianping. Numerical simulation of three-dimensional ice accretion on airfoils[J].

- Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(1): 36-39. (in Chinese)
- [11] 李寒清, 陈杰, 孙刚. 三维机翼结冰外形生成及流场分析[J]. 复旦学报(自然科学版), 2011, 50(6): 780-786.
LI Hanqing, CHEN Jie, SUN Gang. Numerical simulation of ice accretion on wings and flow field analysis[J]. Journal of Fudan University (Natural Science), 2011, 50(6): 780-786. (in Chinese)
- [12] LEE S, LOTH E. Simulation of icing on a cascade of stator blades[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(6): 1309-1316.
- [13] SHIN J, BERKOWITZ B. Prediction of ice shapes and their effect on airfoil drag[J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(2): 263-270.
- [14] SHIN J, BOND T. Results of an icing test on a NACA 0012 airfoil in the NASA Lewis Icing Research Tunnel [C]//30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno: AIAA, 1992: 647.
- [15] OLSEN W, SHAW R. Ice shapes and the resulting drag increase for a NACA 0012 airfoil[C]//22th Aerospace Sciences Meeting. Nevada: NASA, 1992: 1934.
- [16] 李岩, 王绍龙, 冯放, 等. 绕轴旋转翼型结冰分布的结冰风洞试验研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2017, 38(4):

545-553.

LI Yan, WANG Shaolong, FENG Fang, et al. An icing wind tunnel experiment on the icing distribution of a blade airfoil rotating around a shaft[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2017, 38(4): 545-553. (in Chinese)

作者简介:

任永鹏(1993—),男,博士研究生。主要研究方向:燃气轮机结冰机理与试验研究。

申连洋(1981—),男,学士,工程师。主要研究方向:船舶动力装置总体性能。

王忠义(1982—),男,博士,教授。主要研究方向:船舶动力装置总体性能与系统分析。

王艳华(1987—),男,博士,讲师。主要研究方向:燃气轮机总体性能分析与内部流场测量。

万雷(1981—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:船舶动力装置总体性能与系统分析。

王松(1963—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:船舶动力装置进排气系统。

(编辑:丛艳娟)