

带整体式粒子分离器的涡轴发动机进口 支板的三维积冰数值研究^{*}

张 敏¹, 胡娅萍¹, 陈宁立¹, 曹广州², 苏长明¹, 吉洪湖¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 无人机研究院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 整体式粒子分离器对涡轴发动机的气动乃至积冰都会有影响。为了获得涡轴发动机进口支板的积冰特性, 以包含整体式粒子分离器的涡轴发动机进气机匣为模型, 选取间断最大结冰条件, 采用欧拉-欧拉法模拟了进气机匣内的空气-过冷水滴两相流场, 并计算了支板表面的水滴撞击特性, 再应用考虑水膜流动和蒸发的三维积冰模型对支板表面的积冰进行了模拟。计算结果表明, 机匣进口的水滴有99.4%进入了扫气流道, 而且结冰参数在支板前缘上游呈现出明显的周向不均匀性。对于主流道下游的4片支板, 仅距离蜗壳起始位置最近的支板前缘局部受到显著的水滴撞击, 最大水收集系数达到3.8, 当积冰总时间为74s时, 该支板表面最大积冰厚度约8mm, 其余3片支板表面几乎没有水滴撞击和积冰现象。本文的研究结果可为考虑整体式粒子分离器影响的涡轴发动机进口支板的防冰设计提供依据。

关键词: 整体式粒子分离器; 支板; 水收集系数; 积冰

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2019) 06-1274-11

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 180415

Numerical Simulation of Three-Dimensional Ice Accretion on Struts of Turbo-Shaft Engine with Inertial Particle Separator

ZHANG Min¹, HU Ya-ping¹, CHEN Ning-li¹, CAO Guang-zhou², SU Chang-ming¹, JI Hong-hu¹

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Research Institute of Unmanned Aircraft, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Inertial Particle Separator (IPS) plays an important role on aerodynamics and ice accretion of turbo-shaft engine. Ice accretion on struts of turbo-shaft engine with IPS was numerically simulated using a three-dimensional ice accretion model with water film flowing and evaporating, before which the two-phase flow of air-droplet and the impingement characteristics of droplets on struts were analyzed with the Euler-Euler method under the intermittent maximum icing conditions. The results indicate that 99.4% of the droplets from inlet flow into scavenging channel and the icing parameters upstream the struts show obvious circumferential non-uniform distribution. Only one of the four struts, whose leading edge is nearest to beginning of volute, suffers from remarkable droplet impingement with maximum water collection efficiency up to 3.8. The strut is covered with ice of which the maximum thickness was 8mm when the total time of ice accretion was 74s, while droplets impingement or ice accretion hardly occurred on the other three struts. The research findings can provide guidance to icing protection design on struts of turbo-shaft engine with IPS.

^{*} 收稿日期: 2018-07-05; 修订日期: 2018-10-22。

基金项目: 国家自然科学基金(51506084); 江苏省自然科学基金(BK20150740)。

作者简介: 张 敏, 硕士生, 研究领域为航空发动机积冰、防冰。E-mail: nuaazm@qq.com

通讯作者: 胡娅萍, 博士, 副教授, 研究领域为航空发动机积冰、防冰及密封技术。E-mail: hyp@nuaa.edu.cn

Key words: Inertial particle separator; Struts; Water collection efficiency; Ice accretion

1 引言

整体式粒子分离器(IPS)安装在直升机涡轴发动机的前端,能够有效减小砂粒和杂质吸入发动机内^[1]。当直升机在含有过冷水滴的大气中飞行时,其迎风表面会产生积冰现象,发动机进口部件如支板、导向叶片表面积冰会减小进气流通面积,降低推力。为保证发动机的推力,就需要增大燃油的消耗。其次,积冰会破坏进口部件的气动特性,引起发动机叶片的振动等。此外,冰块脱落可能损伤发动机转子叶片^[2]。因此,有必要掌握涡轴发动机进口部件的积冰特性。

含有过冷水滴的空气在流经发动机进气道时,其结冰参数会发生变化,因此发动机进口部件积/防冰研究需考虑进气道影响。目前,国内外主要针对发动机进气道唇口、内壁面及不考虑进气道影响的发动机进口部件进行水滴撞击和积冰研究。在数值模拟方面,国外起步较早并已开展了大量研究^[3-6],同时发展了大型三维积冰计算软件,如美国的 LEWICE3D^[7]、加拿大的 FENSAP-ICE^[8]等。Alkhalil K 等^[9]对某喷气式飞机的 S 型进气道唇口和内壁面进行了水收集系数计算,Silva D M D 等^[10]对波音 737-300 的发动机唇口的水滴撞击特性进行了预测;Papadakis M 等^[11]对某轴对称的进气道唇口进行了三维积冰数值模拟,结合试验评估了 LEWICE3D 软件在预测发动机唇口冰形方面的性能;Sang Lee 等^[12]对不考虑进气道影响的定子叶片进行了积冰模拟,发现结冰会严重影响发动机的气动性能。在试验方面,Stiefel W^[13]对带整体式粒子分离器的 T800 型直升机发动机进行了结冰试验,发现位于进气道下游的支板有结冰现象。

国内早期对飞机积冰的研究大都以机翼为研究对象^[14-17],近几年也开始针对发动机进口部件进行研究^[18-20],但对于考虑进气道影响的进口部件积冰研究则很少。董威等^[21-24]对单独的支板、导向叶片、帽罩等发动机进口部件的积/防冰特性进行了相关的数值与冰风洞模拟试验研究,提出了一套用于计算防冰表面温度和换热的计算方法。申晓斌等^[25-26]利用 Fluent 软件的 UDS 平台,采用欧拉法对某型三维发动机进气道唇口的水滴撞击和积冰特性进行了研究,并对唇口的积冰进行了三维数值模拟。对于进气道沿程的结冰参数变化,胡娅萍等^[27]采用 ANSYS CFX

的欧拉-欧拉两相流模型,对 S 型进气道沿程的两相流场进行了数值计算和分析;屈靖国等^[28]采用欧拉-欧拉法求解两相流场,对蛇形进气道的沿程结冰参数和支板的水滴撞击特性进行了分析。可见,空气-过冷水滴两相流场经过进气道后,其液态水含量等结冰参数会发生明显变化,并直接影响到进气道下游支板等进口部件表面积冰的范围、大小和形状。

与 S 型、蛇形进气道不同的是,带整体式粒子分离器的涡轴发动机进气机匣包含有扫气流道,空气-过冷水滴两相流会有一部分进入扫气流道而分离出去,使得主流道下游的结冰参数变化相比于其它进气道更加显著。为了能更加真实地了解带整体式粒子分离器的涡轴发动机进口支板的三维积冰特性,本文采用欧拉-欧拉法^[29]求解进气机匣的两相流场,然后利用课题组发展的考虑水膜流动和蒸发的三维积冰程序^[30],进行支板表面水滴撞击特性和积冰的计算。本文的研究结果可为带整体式粒子分离器的涡轴发动机进口支板的防冰设计提供依据。

2 计算方法

本文的积冰数值模拟分为三个步骤:首先是计算空气-过冷水滴两相流场,为积冰模拟提供支板表面受到的空气剪切力 τ_{air} 和对流换热系数 h ;其次是计算水滴撞击特性,为积冰模拟提供局部水收集系数 β ;最后是对支板表面水膜流动传热与积冰相变进行耦合计算。

2.1 空气-过冷水滴两相流计算

对于空气-过冷水滴两相流场,本文采用商业软件 ANSYS CFX 的欧拉-欧拉两相流模型进行计算,该模型中离散流体相的体积分数适用于 10^{-7} ~0.8 的范围,涵盖了本文空气-过冷水滴两相流中水滴相的体积分数范围。其中空气是连续相,采用 SST 湍流模型;水滴也视为连续分布,采用离散相零方程湍流模型。

2.2 水滴撞击特性计算

局部水收集系数 β 是表征水滴撞击特性的重要参数。对于本文所采用的欧拉法,局部水收集系数可用公式(1)来计算

$$\beta = -\frac{\alpha_w \rho_w}{LWC} \cdot \frac{U_{nw}}{U_\infty} \quad (1)$$

式中 α_w 为撞击表面上水滴的体积分数, ρ_w 为水滴的密度, LWC 为两相流来流液态水含量, U_∞ 为两相

流来流速度, U_{nw} 为水滴在表面的法向撞击速度。因水滴撞击速度为负(以表面外法向为正时), 故式(1)右端前有负号, 使 β 始终为正值。对于无滑移边界条件, 壁面上水滴速度为 0, 因此本文采用靠近壁面第一层网格上的参数近似求解壁面上的局部水收集系数^[31]。本文采用课题组自主开发的程序对撞击壁面的局部水收集系数进行计算。

2.3 结冰计算

对于结冰计算, 本文采用文献[30]所发展的考虑水膜流动和蒸发的三维结冰模型。该模型建立了描述水膜流动传热的水膜连续方程、动量方程、能量方程以及冰生长方程与冰层能量方程, 并将水膜流动传热与结冰相变进行耦合求解。其计算流程如图 1 所示, 本文的结冰计算步骤如下:

(1) 结冰开始时间 $t=0$, 冰层厚度 H_i , 水膜厚度 H_w 和水膜蒸发量 m_e 均设为 0。

(2) 在水滴撞击区和溢流区内求解冰层生长方程得到冰层厚度 H_i 。

(3) 求解水膜动量方程, 得到水膜沿厚度方向的平均速度, 然后代入水膜连续方程, 反复迭代直至收敛, 求解出水膜厚度 H_w 。

(4) 求解水膜能量方程, 获得水膜表面的温度分布 T_w 。

(5) 判断当前冰形构建时间步 Δt_{b-c} 是否达到, 若

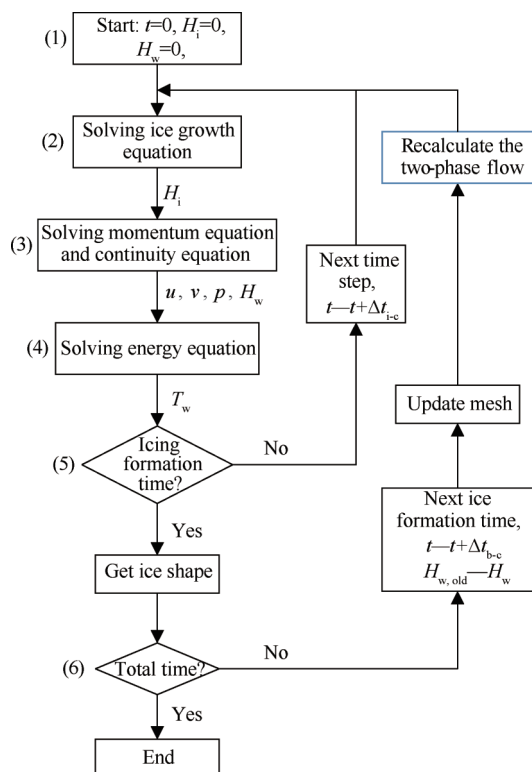


Fig. 1 Calculation progress of icing simulation

没有, 则重复以上步骤(2)~(4), 求解下一个结冰模拟时间步 Δt_{i-c} ; 若达到, 则构建冰形。

(6) 判断结冰总时间是否达到, 若没有, 则更新结冰后支板外部的两相流场, 并重复以上步骤(2)~(5), 将上一时间步的水膜厚度 $H_{w,old}$ 作为新的 H_w , 冰层厚度 H_i 重新设为 0; 若达到, 则整个结冰计算结束。

2.4 计算方法的验证

为了验证本文的计算方法, 选取与研究对象进口支板具有类似气动外形的 NACA0012 翼型, 进行水滴撞击特性的算例验证。图 2 给出了本文的局部水收集系数计算结果与文献[32]的试验数据及计算结果的对比。可见, 本文计算结果与试验数据符合很好, 无论是撞击范围还是局部水收集值都比 LEWICE 的精度高。关于结冰模拟, 课题组发表的文献[30]给出了 NACA0012 翼型冰生长与 NASA 试验和计算结果的对比, 已验证本文结冰模型和计算方法的可靠性, 此处不再赘述。

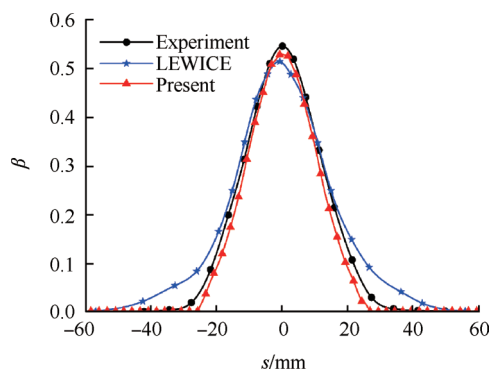


Fig. 2 Collection efficiency for NACA0012

3 计算模型

3.1 物理模型

本文采用的物理模型为带整体式粒子分离器的涡轴发动机进气机匣, 如图 3 所示, 其中主流道的无量纲尺寸源自文献[33]。本文研究对象进口支板位于主流道的后半段, 沿周向共 4 片等间距分布。扫气结构位于主流道的分离截面 (Separation section) 下游, 如图 4 所示, 扫气流道内包含 12 片间距不等的扫气叶片, 外部由蜗壳包围, 蜗壳的流通截面积从起始位置 (Beginning of volute) 沿逆时针方向增大, 蜗壳包含两个出口。

3.2 计算域及边界条件

为减少出口边界条件对于上游流场的影响, 将进口支板后方的主流道沿轴向向下游延长 D (D 表示主流道出口外径), 即图 3 所示的出口 (Outlet) 延伸至

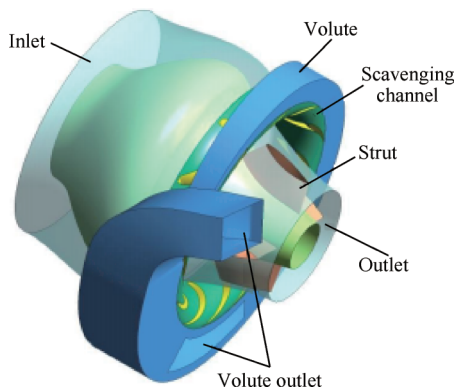


Fig. 3 Shape of air inlet

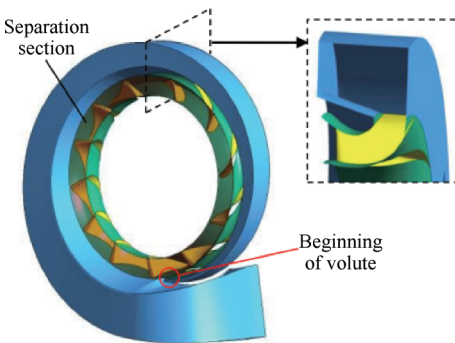


Fig. 4 Shape of scavenging flow channel and volute

距离为 D 的轴向下游位置,由此获得空气-过冷水滴两相流场的计算域,其主要边界条件设置也已在图3中标识。

本文对直升机涡轴发动机工作的典型结冰环境进行分析,选取间断最大结冰条件^[34]进行计算,含有过冷水滴的云层水平范围为4.82km,当飞行速度为65m/s时,结冰总时间约为74s。飞行海拔高度为2.5km,对应大气压力 p_0 为74.7kPa。结冰条件参数如表1所示。

计算域的各边界条件如表2所示。主流道进口(Inlet)设为速度进口;主流道出口(Outlet)和扫气蜗壳出口(Volute outlet)均设为压力出口,压力值分别为 $0.82p_0$ 和 p_0 ;支板壁面设为无滑移定温边界,温度与两相流来流温度一致;其余壁面均设为无滑移绝热边界。经过试算,在该条件下,整体式粒子分离器的扫气比(SCR)为20.7%,总压恢复系数为0.980,处于正常工作范围。

3.3 网格划分

采用商业软件ICEM-CFD对计算域进行网格划分。为保证数值计算的精度,全模型采用六面体结构化网格。根据所采用的湍流模型(SST)对近壁区网格的要求,对主流道近壁区划分了边界层网格,壁面第一层网格高度设为0.1mm,图5给出了主流道内处于相邻两片支板间某一轴对称截面上的部分网格。对于支板近壁区的网格,同样做加密处理,第一层网格高度设为0.05mm,对应的 $y^+ < 5$ 。

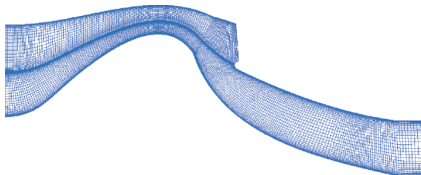


Fig. 5 Grid of symmetry section for the air inlet

对于扫气流道和蜗壳,由于结构复杂,因此单独划分网格,如图6所示。将主流道与扫气流道的分离面定义为interface面,通过此interface面将主流道和扫气流道的计算域连接起来。

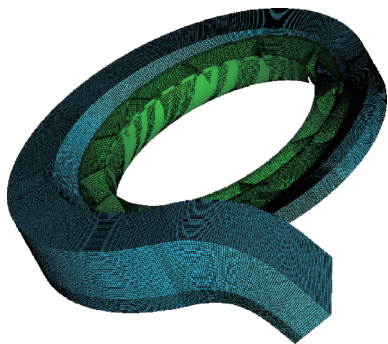


Fig. 6 Grid of scavenging channel and volute

为了消除网格疏密程度对计算结果的影响,本文分别采用201万、334万、475万、582万、646万和839万的六套网格进行计算,并监测距离蜗壳起始位置最近的支板前缘某处水滴速度和主流道出口流量,监测点位置如图7所示。发现当网格单元数大于475万时,监测点的水滴速度值和主流道出口流量的变化都比较小,如图8所示。因此本文最终采用582万的网格进行两相流场计算。

Table1 Parameters of icing

Air temperature T_∞ /K	Medial valid diameter of droplets $d/\mu\text{m}$	Liquid water content $LWC/(g/m^3)$	Air pressure p_0 /kPa	Total time of icing t_{total}/s
263.15	20	2.2	74.7	74

4 计算结果与分析

进气机匣的主流道是周向均匀结构,但扫气叶片和蜗壳的几何结构非轴对称,会使主流道内的流场受到扰动呈现周向非均匀性。为方便分析,对4片支板进行编号,如图9所示,距离蜗壳流通截面最小的起始位置最近的支板设为支板1,沿蜗壳周向流通截面增大的逆时针方向,依次编为支板2,支板3和支板4。

Table 2 Boundary condition of the computational domain

Inlet $U_{\infty}/(\text{m/s})$	Outlet p_1/kPa	Volute outlet p_2/kPa	Strut T_{∞}/K	Other wall
65	61.3	74.7	263.15	Adiabatic

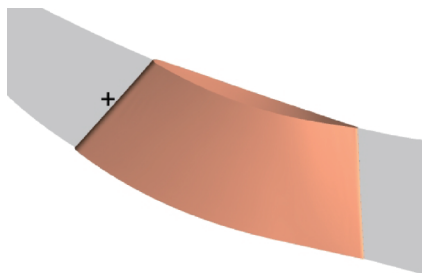


Fig. 7 Location of monitoring point

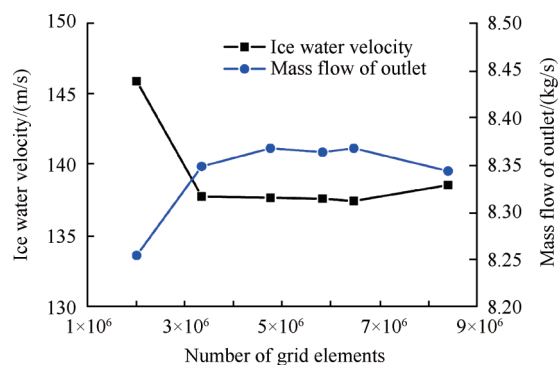


Fig. 8 Variation of monitoring parameter versus number of grid elements

沿来流方向,截取两个互相垂直的面A-A和B-B,如图10所示,其中截面A-A穿过支板1和支板3的中截面,截面B-B穿过支板2和支板4的中截面。再垂直于轴向,在距离支板最前缘点 $0.1c$ (c 表示支板平均几何弦长)的位置截取主流道的截面C-C,如图11所示。下文将主要分析这三个截面上的两相流场参数。

4.1 两相流场

图12给出了截面A-A上空气的压力分布,其值

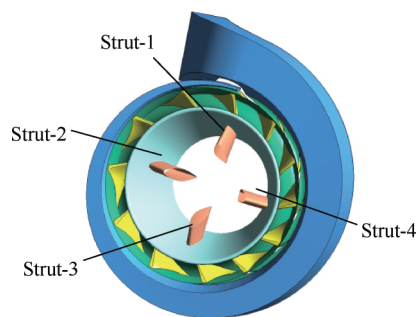


Fig. 9 Location of four struts

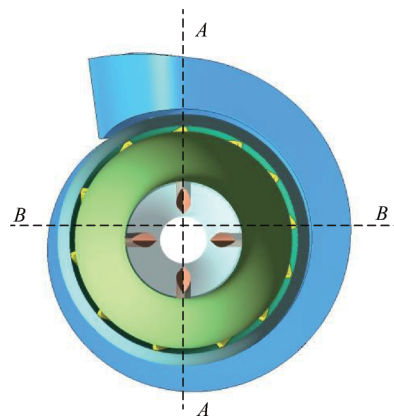


Fig. 10 Location on section A-A and B-B

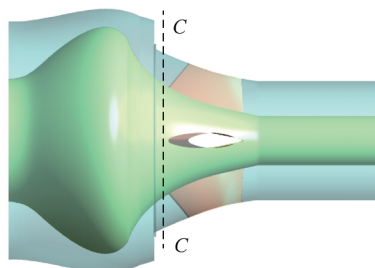


Fig. 11 Location on section C-C

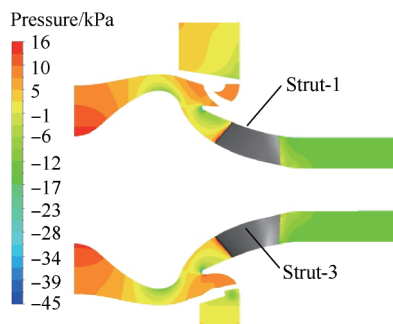


Fig. 12 Distribution of air pressure on section A-A

为相对于环境大气压74.7kPa的压力值。从图中可以看出,空气压力从机匣进口到喉部位置逐渐减小,这是由于机匣壁面的弯曲,形成了一个收缩的流道。

在扫气流道和主流道的连接处,主流道的压力相对于扫气流道较小,会使得更多的气流流向主流道,计算结果也表明此时主流道下游的空气流量约为扫气流道的4.8倍。受支板的阻碍,压力在支板前缘附近较大。

图13给出了截面A-A上空气和水滴的轴向速度分布。可见,空气和水滴的轴向速度分布趋势大致相同。喉部位置之前轴向速度逐渐增大,在喉部位置贴近主流道内壁面的位置相对较大,达到了约200m/s,这是由于主流道内壁面弯曲程度更大所致。从喉部位置到分离面这一段区域内由于流道的扩张,轴向速度逐渐减小。在分离面轴向下流的主流道中,轴向速度呈现出增大的趋势,机匣出口附近的空气和水滴的轴向速度均达到了200m/s左右。

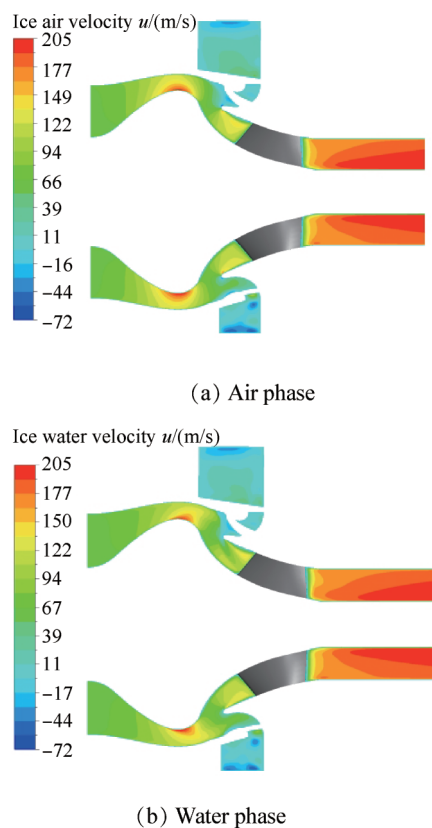


Fig. 13 Distribution of axial velocity on section A-A for two phase

为了了解水滴在支板前缘附近上游的速度分布情况,给出截面C-C上的水滴轴向速度云图,如图14所示。

可见,水滴的轴向速度在该截面上沿周向已呈现不均匀分布,最大速度值已达到约153m/s,大部分区域在130m/s左右,与进口处两相流来流速度65m/s相比增加了近一倍。

两相流场中的液态水含量LWC是重要的结冰参数,其分布直接影响到结冰特性。为方便显示,以下仅分析包含支板的进气机匣主流道中的LWC分布。图15给出了截面A-A和B-B上的LWC分布。由于两个截面上LWC值跨度较大,但大部分区域位于0~6g/m³之间,仅在分离面处主流道的外壁面有LWC值更大的局部区域。为突出重点,两图显示LWC处于0~6g/m³的范围(红色区域表示LWC大于等于6g/m³)。

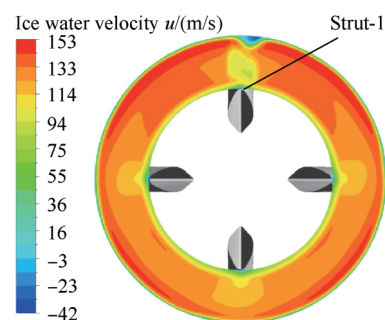


Fig. 14 Distribution of axial velocity on section C-C for water phase

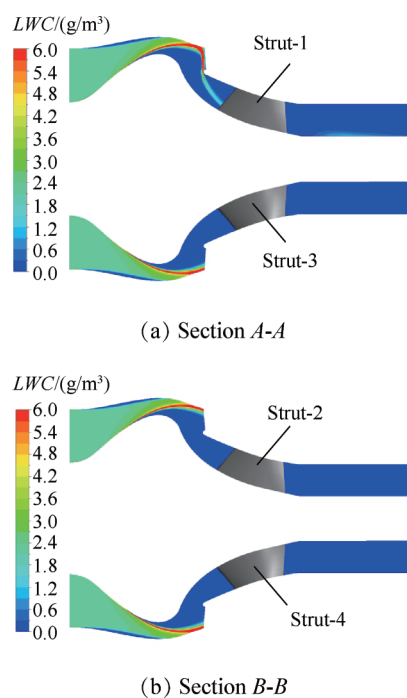


Fig. 15 Distribution of LWC on section A-A and B-B

由图可见,在机匣进口到分离面这一段流道内,LWC由最初的均匀分布逐渐变得局部区域增大,尤其分离面上游靠近机匣外壁附近。这是由于喉部位置流道收缩,而水滴的密度和惯性比空气大,其运动具有保持原有轴向的趋势,故水滴在此处聚集。水滴在分离面上游的机匣外壁附近汇聚后流向扫气流道。通过计算发现,机匣进口的水滴流量有99.4%进

入扫气流道,仅0.6%向主流道下游流动。这可能造成扫气叶片上发生严重积冰现象,甚至堵塞扫气流道。而主流道下游的LWC极小,大部分区域均在 $0.1\text{g}/\text{m}^3$ 以下。

从图15中还可以发现,对比4片支板,支板1前缘附近区域的LWC值相比于其它3片支板大得多。为了更直观地观察,图16(a)给出了截面C-C上LWC分布。可见,在支板1前缘附近,有一LWC值很大的区域,最大约 $2.4\text{g}/\text{m}^3$ 。为了获得其它3片支板前缘附近LWC分布,将图16(a)中色标范围缩小到 $0\sim 0.05\text{g}/\text{m}^3$,如图16(b)所示。可见,支板2,3,4前缘附近LWC非常小,大部分在 $0.02\text{g}/\text{m}^3$ 左右。由此推测,这3片支板表面水滴撞击和积冰会非常小。

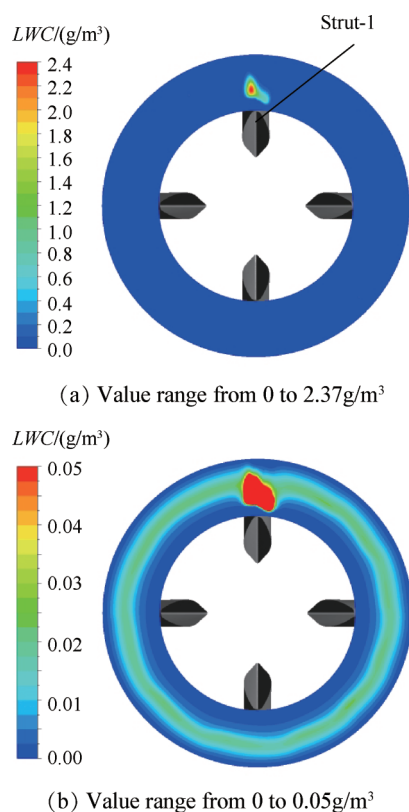


Fig. 16 Distribution of LWC on section C-C

为了更深入探究4片支板前缘附近LWC分布出现如此显著差异的原因,图17给出了支板1和支板2上游分离面附近水滴的速度矢量图。可以看出,支板1前缘上游机匣外壁附近汇聚的水滴流向扫气流道时遇到堵塞,在堵塞处形成漩涡。产生堵塞是由于支板1距离蜗壳起始位置最近,上游分离面附近蜗壳流通截面积最小,这就迫使部分LWC较高的两相流向主流道下游流动,造成支板1前缘附近LWC较大。而支板2上游分离面附近蜗壳流通截面积较大,

故机匣外壁附近汇聚的水滴能顺利流进扫气流道。支板3,4前缘上游的情况与支板2相似,此处不再赘述。

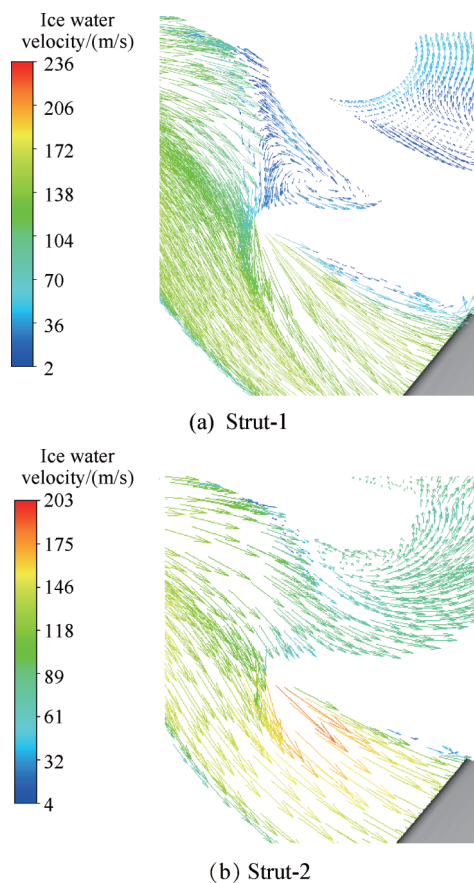


Fig. 17 Distribution of upstream velocity vector of strut-1 and strut-2 for water phase

4.2 支板迎风表面水滴撞击特性

由于支板2,3,4前缘附近LWC约为 $0.02\text{g}/\text{m}^3$,通过计算发现其表面水收集系数最大值在0.02以下。因此下文仅针对支板1迎风表面的水滴撞击特性进行分析。图18为支板1迎风表面的局部水收集系数分布,可见水滴主要撞击在支板1前缘靠近机匣内壁面的区域。定义支板前缘展向高度为 H ,前缘上某一点距离支板根部展向高度为 h ,则水滴撞击的主要范围位于 $h/H=0.1\sim 0.45$ 处。撞击核心区水收集系数大于1,最大值达到3.8,位于前缘 $h/H=0.2$ 处。从图18还可以看出,水收集系数在支板前缘两侧非对称分布,这与扫气流道和蜗壳对主流道两相流场的影响有关,因此造成了明显的三维效应。

沿支板1前缘展向选取五个截面, h/H 分别为0.12,0.15,0.2,0.3和0.4,这五个截面上局部水收集系数 β 随壁面无量纲弧长坐标 s/c 变化的关系如图19所示。其中 $s/c=0$ 表示截面前缘几何驻点位置, s/c

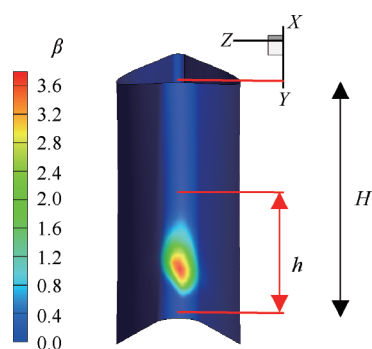


Fig.18 Water collection efficiency of strut-1 on leading edge

<0 表示支板1的左侧(相对于图18的视角), $s/c > 0$ 表示支板1的右侧。可见,各截面上 β 均在支板前缘几何驻点附近达到最大值,其位置稍往右侧表面偏移。水滴撞击主要集中在前缘迎风表面内,从最大值点往两侧表面急剧减小至零。其中,位于 $h/H=0.2$ 的截面上的 β 最大,最大值达 3.8,撞击范围也最大,支板左侧撞击极限位于 $s/c=-0.15$ 处,右侧撞击极限位于 $s/c=0.25$ 处;位于 $h/H=0.15$ 和 0.3 的两个截面上的 β 最大值比较相近,约为 2.3,但左侧撞击极限差异较大。位于 $h/H=0.12$ 和 0.4 的两个截面上的 β 值相对较小,最大值分别为 1.3 和 0.5,左侧撞击极限也有明显的差异。通过这五个截面上的 β 分布可知,支板表面的水滴撞击沿前缘展向呈现出明显的三维分布。

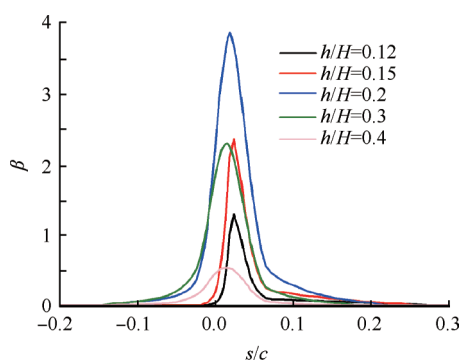


Fig. 19 Variation of water collection efficiency on five sections of strut-1

从以上结果可知,支板1前缘撞击核心区的局部水收集系数 β 大于 1。图20给出了支板1前缘壁面第一层网格上的液态水含量(即公式(1)中的 $\alpha_w \rho_w$)和水滴撞击法向速度(即公式(1)中的 $-U_{nw}$)分布。由图可见,支板1前缘撞击核心区的壁面液态水含量 $\alpha_w \rho_w$ 大多位于 $2\text{g/m}^3 \sim 5\text{g/m}^3$ 的范围,大于机匣进口的 LWC ;而水滴撞击法向速度 $|U_{nw}|$ 在前缘撞击核心区

内大多位于 $90\text{m/s} \sim 105\text{m/s}$ 的范围,也大于机匣进口的 U_∞ 。由公式(1)可判断, β 在水滴撞击核心区大于 1。

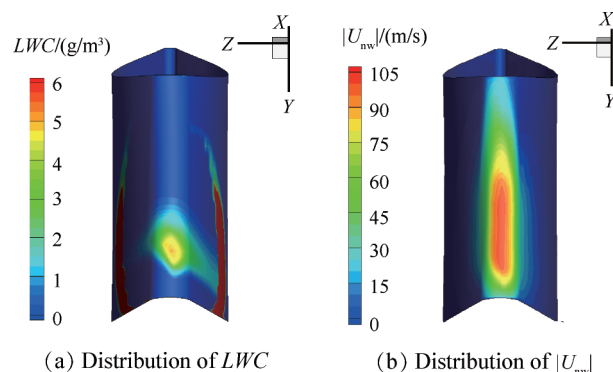
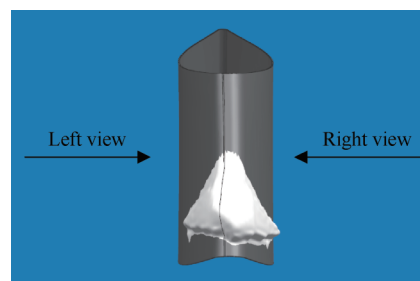


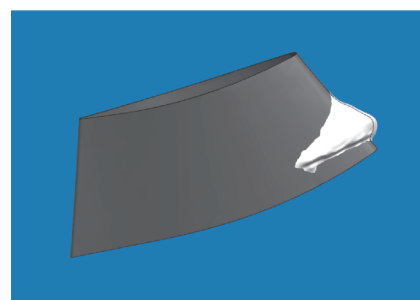
Fig. 20 Distribution of LWC and $|U_{nw}|$ on leading edge of strut-1

4.3 支板表面冰形

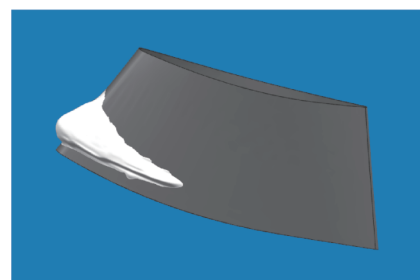
支板1表面的积冰计算结果如图21所示。其中图21(a)为从来流方向观察到积冰外形,21(b)为左



(a) Upwind view



(b) Left view



(c) Right view

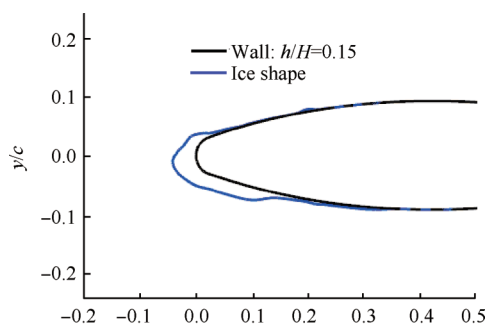
Fig. 21 Icing shape on strut-1

侧视图, 21(c) 为右侧视图。图中暗灰色为支板的壁面, 白色表示积冰外轮廓。可以看出, 积冰主要位于支板前缘靠近内壁面的区域, 自前缘向下游延伸, 越往下游积冰的展向覆盖范围越小, 并且支板右侧向下游表面的积冰范围大于左侧。

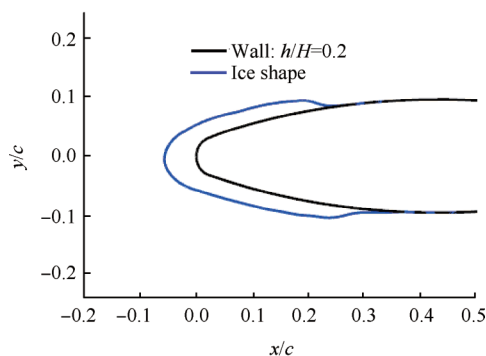
为了更直观地了解支板表面不同展向高度的积冰情况, 分别给出支板 1 上 h/H 为 0.15, 0.2 和 0.3 三个截面上的冰形, 如图 22 所示。可见, 三个截面上的积冰均集中在支板前缘迎风表面, 但积冰厚度和覆盖范围各不相同。其中, 位于 $h/H=0.2$ 的截面上支板前缘积冰最厚, 最大积冰厚度约为 8mm; 且覆盖范围也最大, 积冰覆盖极限位置在 $x/c=0.3$ 左右, 这是由于该截面上的水收集系数和撞击范围最大。对于 $h/H=$

0.15 处的截面, 左侧迎风表面上积冰较少, 积冰集中在最前缘和右侧表面, 最大积冰厚度约为 6mm, 右侧表面积冰覆盖极限位置在 $x/c=0.2$ 左右。对于 $h/H=0.3$ 处的截面, 积冰在两侧表面的厚度和范围大致相同, 最大积冰厚度约为 6.5mm, 积冰覆盖极限位置在 $x/c=0.15$ 左右。通过这三个截面上的冰形可以看出, 积冰在支板表面上呈现出显著的三维分布, 沿支板展向不同截面各不相同, 并且在支板两侧表面也并非每个截面上都对称分布。

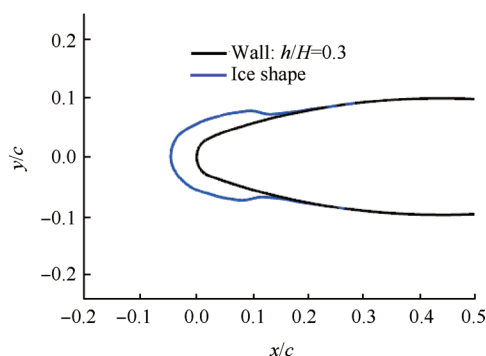
对比图 21 和图 18 还可发现, 积冰沿支板前缘向下游的覆盖范围相比于水滴撞击的范围更大。为了了解积冰过程中水膜的流动特性, 图 23 给出了不同积冰时间步 (1, 2, 5, 10) 水膜的覆盖范围 (黑色轮廓线代表水膜前锋位置), 其中红色区域为积冰刚开始时刻水膜的范围, 与水滴撞击范围大致相同。随着积冰时间步的推进, 更多的水滴撞击到支板前缘的冰层表面, 未凝结的液态水在气流剪切力的作用下沿着支板表面向下游流动形成薄水膜。水膜在流动过程中一部分凝结成冰, 一部分蒸发, 因此水膜在冰层表面的覆盖范围与前锋随积冰时间步向下游推进, 直到积冰相变和水膜蒸发使水膜前锋处厚度变为零。由此可见, 撞击水有一部分溢流到支板前缘的下游表面结冰, 形成溢流冰。



(a) Section on $h/H=0.15$



(b) Section on $h/H=0.2$



(c) Section on $h/H=0.3$

Fig. 22 Ice shape on different sections

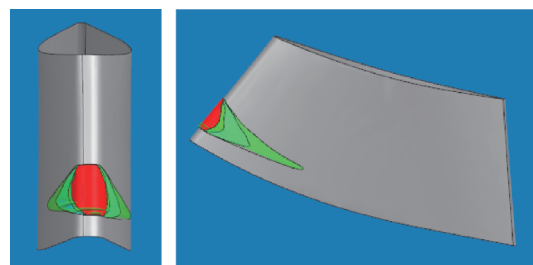


Fig. 23 Distribution of water film on strut-1

5 结论

本文对带整体式粒子分离器的涡轴发动机进口支板的积冰特性进行了研究, 得到以下结论:

(1) 整体式粒子分离器能够将进入机匣的大部分过冷水滴分离到扫气流道中去。在本文计算条件下, 机匣进口的过冷水滴中有 99.4% 流向了扫气流道, 仅 0.6% 流向了主流道下游。

(2) 受扫气流道和蜗壳的影响, 均匀两相来流在支板前缘呈现了明显的周向不均匀性, 仅距蜗壳起始位置最近的支板前缘局部受到明显的水滴撞击, 最大水收集系数达 3.8, 另外 3 片支板表面的水收集

系数均小于0.02。

(3)本文计算条件下,距蜗壳起始位置最近的支板前缘有明显积冰,位于支板前缘靠近内壁面的区域,自前缘向下游延伸,越往下游展向覆盖范围越小,最大积冰厚度约8mm,处于水收集系数最大的展向截面上。并且该支板表面出现了溢流水结冰。

致谢:感谢国家自然科学基金、江苏省自然科学基金资助。

参考文献:

- [1] 李洁琼,王锁芳,董伟林,等.整体式粒子分离器性能的试验研究[J].推进技术,2016,37(9):1617-1623. (LI Jie-qiong, WANG Suo-fang, DONG Wei-lin, et al. Experimental Study on Performance of Inertial Particle Separator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(9): 1617-1623.)
- [2] 裘夔纲,韩风华.飞机防冰系统[M].北京:国防工业出版社,2004.
- [3] Kim J J. Particle Trajectory Computation on a 3-Dimensional Engine Inlet[R]. *AIAA 85-0411*.
- [4] Schuster E, Fisher M, Gambill J. Computational Icing Analysis for Aircraft Inlets[C]. *Nashville:28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1992.
- [5] Papadakis M, Yeong H W, Wong S C, et al. Comparison of Experimental and Computational Ice Shapes for an Engine Inlet[R]. *AIAA 2010-7671*.
- [6] Li L, Hu H. An Experimental Study of Dynamic Ice Accretion Process on Aero-Engine Spinners[C]. *Grapevine: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2017.
- [7] Bidwel C, Pinella D, Garrison P. Ice Accretion Calculations for a Commercial Transport Using the LEWICE3D, ICEGRID3D and CMARC Programs [C]. *Reno: 37th Aerospace Sciences Conference*, 1999.
- [8] Bourgault Y, Boutanos Z, Habashi W G, et al. Three-Dimensional Eulerian Approach to Droplet Impingement Simulation Using FENSAP-ICE, Part 1: Model, Algorithm, and Validation[J]. *Journal of Aircraft*, 2000, 37(1): 95-103.
- [9] Alkhalil K, Hitzgrath R, Philippi O, et al. Icing Analysis and Test of a Business Jet Engine Inlet Duct [C]. *Reno:38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2000.
- [10] Silva D M D, Bachchan N, Kim I, et al. Icing Collection Efficiency Prediction Using an Eulerian-Eulerian Approach [C]. *Atlanta: 44th AIAA Fluid Dynamics Conference*, 2014.
- [11] Papadakis M, Yeong H W, Wong S C, et al. Comparison of Experimental and Computational Ice Shapes for an Engine Inlet[C]. *Toronto: AIAA Atmos-Pheric and Space Environments Conference*, 2010.
- [12] Sang Lee, Eric Loth. Simulation of Icing on a Cascade of Stator Blades [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(6).
- [13] Stiefel W. Environmental Icing Test of T800 Helicopter Engine with Integral Inlet Particle Separator [C]. *Monterey: 25th Joint Propulsion Conference*, 1989.
- [14] 常士楠,苏新明,邱义芬.三维机翼结冰模拟[J].航空学报,2011,32(2):212-222.
- [15] 杨胜华,林贵平.机翼结冰过程的数值模拟[J].航空动力学报,2011,26(2):323-330.
- [16] 孙志国,朱春玲.三维机翼表面水滴撞击特性计算[J].计算物理,2011,28(5):677-685.
- [17] 易贤,桂业伟,朱国林,等.运输机翼型结冰的计算和实验[J].航空动力学报,2011,26(4):808-813.
- [18] 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.
- [19] 吕亚国,刘振侠,张丽芬,等.尾部可调的发动机进口支板结冰数值模拟研究[J].航空计算技术,2011,41(6):58-61.
- [20] 董威,朱剑鋆,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.
- [21] Dong W, Zhu J, Lei G, et al. Numerical Simulation of Hot Air Anti-Icing Characteristics of an Aero-Engine Strut [C]. *Kissimmee: 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2015: 77-105.
- [22] Dong W, Zhu J, Zhao Q. Numerical Simulation Analysis of a Guide Vane Hot Air Anti-Icing System [C]. *Honolulu: 42nd AIAA Thermophysics Conference*, 2011.
- [23] Dong W, Zhu J, Zheng M. Thermal Analysis and Testing of a Cone with Leading Edge Hot Air Anti-Icing System [C]. *Maryland: 52nd Aerospace Sciences Meeting*, 2014: 565-570.
- [24] Dong W, Zheng M, Zhu J, et al. Experimental Investigation on Anti-Icing Performance of an Engine Inlet Strut [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 33(2).
- [25] 申晓斌,林贵平,杨胜华.三维发动机进气道水滴撞击特性分析[J].北京航空航天大学学报,2011,37(1):1-5.

- [26] Shen X B, Lin G, Yu J, et al. Three-Dimensional Numerical Simulation of Ice Accretion at the Engine Inlet [J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(2): 635-642.
- [27] 胡娅萍, 庞黎刚, 吉洪湖, 等. S型进气道沿程结冰参数变化的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2014, 29(1): 23-30.
- [28] 屈靖国, 吉洪湖, 胡娅萍, 等. 蛇形进气道影响下发动机进口部件水撞击特性的数值研究[J]. 推进技术, 2016, 37(12): 2251-2260. (QU Jing-guo, JI Hong-hu, HU Ya-ping, et al. Numerical Study on Water Droplets Impingement on Aero-Engine Entry Components with a Serpentine Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(12): 2251-2260.)
- [29] Norde E, Weide E T A V D, Hoeijmakers H W M. Eulerian Method for Ice Crystal Icing [J]. *AIAA Journal*, 2017, 56(1): 1-13.
- [30] 苏长明, 胡娅萍, 曹广州, 等. 考虑水膜蒸发的三维明冰积冰数值研究[J]. 推进技术, 2018, 39(7): 1540-1548. (SU Chang-ming, HU Ya-ping, CAO Guangzhou, et al. Numerical Investigation on Glaze Ice Accretion with Evaporation of Water Film [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(7): 1540-1548.)
- [31] 曹广州. 迎风表面三维积冰的数学模型与计算方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [32] Silveira R A d, Maliska C R, Estivam D A. Evaluation of Collection Efficiency Methods for Icing Analysis [R]. COBEM-2003-1810.
- [33] 曾平君, 孙 姝, 黄河峡, 等. 直升机/粒子分离器一体化流场特性: 第一部分前进比的影响[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 858-866.
- [34] 林贵平, 卜雪琴, 申晓斌. 飞机结冰与防冰技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016.

(编辑: 梅 瑛)