水滴撞击飞溅效应对过冷大水滴结冰影响研究

桑为民[1], 贾韫泽[1], 鲁天[2]

(1.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 2.中国飞行试验研究院 飞行部, 陕西 西安 710089))

摘 要:过冷大水滴(SLD)结冰的结冰量较大、位置靠后且容易形成复杂冰型,对飞机气动性能和飞行安全具有更大危害性。在结冰过程数值模拟的基础上,针对 SLD 条件下水滴撞击的飞溅效应及其对成冰过程影响进行研究。采用结构化网格和中心有限体积法求解 N-S 方程获得空气流场,运用拉格朗日法求解水滴流场,基于改进的 Messinger 热力学模型进行翼面结冰模拟。对 SLD 结冰,采用飞溅碰撞模型,分析了水滴飞溅现象及其对 SLD 结冰过程的影响,完成了典型翼型结冰算例的数值模拟和分析讨论,与参考文献和试验结果的对比,说明了文中计算模型及计算方法在模拟 SLD 结冰的撞击飞溅效应时是可行和正确的,获得的影响规律和结论对于深入研究 SLD 结冰具有重要的参考价值。

关 键 词:飞机结冰;过冷大水滴;水滴飞溅;拉格朗日方法;N-S 方程
中图分类号:V211.3 **文献标志码**:A **文章编号**:1000-2758(2016)05-0739-08

飞机结冰是导致飞行安全事故的主要隐患,自美国鹰航 ATR-72-212 飞机事故之后,人们开始对过冷大水滴(supercooled large droplet,SLD)结冰进行了深入研究[1-2]。在 SLD 结冰过程中,会出现水滴撞击区域变化,更容易在结冰防护区后部形成复杂冰型等,对飞行安全的危害更加严重。SLD 结冰环境是指大直径的过冷水滴(50 μm 以上)在特定云层中存在着广泛分布。SLD 与常规小水滴的明显区别就是会出现显著的动力学效应,例如水滴变形破碎、水滴撞击反弹和飞溅等,会造成水滴运动轨迹的变化,对结冰收集系数和结冰量以及结冰位置产生较大影响。目前 SLD 结冰机理和结冰过程研究,已成为飞机结冰问题研究的热点之一并得到了广泛关注。

美国联邦航空管理局 FAA 于 2010 年发布了《飞机和发动机在过冷大水滴、混合态和冰晶结冰条件下的合格审定要求》的规章制定通告,将航空管理条例 FAR 25 部和 33 部适航规章确定的结冰条件扩展到了 SLD 结冰条件下,同时建议增加了新的适航标准以改善安全性[3-4]。NASA-Glenn 研究中心一直致力于飞机结冰的系统性研究,制定了详细的 SLD 研究计划,全面涵盖了结冰的环境特征,结冰对飞机气动特性和发动机性能的影响等[5-6]。

欧美等发达国家的结冰数值模拟计算软件,例如 FENSAP-ICE 和 LEWICE 等,通过研究 SLD 撞击和飞溅效应及其对结冰过程的影响等,改进修订其软件内容,研究工作还在不断的深入和完善[7-8]。对于 SLD 结冰环境,Tan 等[9]在计算基础上,通过试验研究建立 WSU 模型并分析结冰过程中水滴飞溅的影响;Honsek 等[10]采用欧拉法,数值分析了水滴的飞溅和反弹现象,将原有的半经验飞溅模型进行转换给出了适用当前计算的数学模型;Colin 等[11]采用集成了水滴飞溅计算模块的 LEWICE 3D,数值分析了三维外形的水滴收集系数,并与风洞试验数据进行了对比研究;Iuliano 等[12]通过与试验结果的对比研究,采用欧拉法分析了几种飞溅和反弹模型的计算精度和适用范围及影响规律;Quero 等[13]采用高速成像技术,在垂直风洞中对 SLD 撞击水膜的水滴飞溅过程进行了研究。

国内对 SLD 结冰的研究工作开展的比较晚,王超和常士楠等[14]基于欧拉法进行了 SLD 结冰过程中的飞溅效应及影响研究;权生林和李维仲等[15]利用高速摄影仪记录了水滴撞击不同固体表面的形态变化,研究水滴撞击固体表面的影响因素;闵现花和

收稿日期:2016-03-02 **基金项目**:国家自然科学基金(11072201)及航空科学基金(2015ZA53007)资助
作者简介:桑为民(1974—),西北工业大学教授,主要从事空气动力学和计算流体力学研究。

董威等[16]采用拉格朗日法对 SLD 环境下水滴撞击特性的重力影响进行了研究和分析。还有其他一些高校和院所的科研团队不断加入到 SLD 结冰研究中来。

本文在结冰过程数值模拟基础上,通过对 SLD 条件下结冰过程的分析,针对 SLD 撞击过程中水滴飞溅特性,分析模拟 SLD 结冰过程及飞溅影响规律,对比 2 种不同飞溅计算模型,研究了水滴撞击飞溅对成冰过程和结果影响。通过以上研究和分析,说明 SLD 结冰条件时考虑水滴撞击飞溅效应的必要性和计算方法的可行性,获得的影响规律和分析结论对于深入认识和研究 SLD 结冰问题具有重要参考价值。

1 结冰过程数值模拟方法

结冰过程的数值模拟是基于对结冰机理的认识和探索,预测结冰的范围、形状及其影响,主要包括以下 4 个步骤:空气流场计算、水滴运动及撞击特性分析、结冰过程计算、冰型确定。

1.1 空气流场求解

流场中过冷水滴的运动、水滴与物面的碰撞以及物面结冰的相变过程等都在很大程度上决定于空气流场分布。非定常 N-S 方程可写成如下积分形式:

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_{\Omega}\boldsymbol{U}\mathrm{d}\Omega+\int_{S}\boldsymbol{F}\cdot\boldsymbol{n}\mathrm{d}s=\frac{1}{Re}\int_{S}\boldsymbol{F}_{v}\cdot\boldsymbol{n}\mathrm{d}s \tag{1}$$

式中,$\boldsymbol{U}$ 为解向量,$\boldsymbol{F}$ 为无黏对流项,$\boldsymbol{F}_v$ 为黏性耗散项。

采用有限体积法和经典四步 Runge-Kutta 方法求解上述方程,利用 Spalart-Allmaras 一方程湍流模型,对于物面边界和远场边界,分别采用无穿透和无反射边界条件。算法详见参考文献[17]。

1.2 水滴流场及撞击特性分析

在空气流场计算的基础上或与此同时,采用数值方法求解水滴运动方程得到水滴运动轨迹,获得结冰表面水滴撞击特性。本文基于拉格朗日方法来分析撞击特性并获得水滴收集系数[18]。水滴运动轨迹以及水滴与翼面碰撞点的确定是准确预测结冰位置以及结冰形状的基础。

用拉格朗日法进行水滴流场求解时,对每个水滴进行跟踪,以确定水滴是否与物体发生碰撞,并确定碰撞位置。计算过程有如下假设:

1)水滴在运动过程中既不相互碰撞也不分解;

2)水滴的密度、温度等在运动中保持不变;

3)水滴初速度与自由来流相同,水滴流场不会对空气流场产生影响。

考虑到作用在水滴上的阻力和重力,根据牛顿第二定律获得水滴的运动方程为

$$\rho_d V_d\frac{\mathrm{d}^2x_d}{\mathrm{d}^2t}=(\rho_d-\rho_a)V_d\boldsymbol{g}+\frac{1}{2}\rho_a A_d C_{dd}\mid\boldsymbol{u}_a-\boldsymbol{u}_d\mid(\boldsymbol{u}_a-\boldsymbol{u}_d) \tag{2}$$

式中,ρ_d 为水滴密度,V_d 为水滴体积,ρ_a 为空气密度,$\boldsymbol{u}_a$ 为当地空气速度,$\boldsymbol{u}_d$ 为水滴速度,C_{dd} 为水滴阻力系数,计算公式采用如下形式

$$\frac{C_{dd}Re_d}{24}=1.0+0.197Re_d^{0.63}+2.6\times10^{-4}Re_d^{1.38} \tag{3}$$

通过求解公式(2)分别跟踪每一个水滴,在得到所有碰撞水滴的轨迹后,可以由水滴的初始位置和碰撞位置,得到局部收集系数。

1.3 结冰热力学模型及冰型生成

在空气流场及水滴撞击特性已知的基础上,对热力学系统建立传质传热模型,获得结冰表面的液态水分布及冻结量等,由给定时间内的冻结量得到每个控制体内冰层厚度的增长,从而在时间推进过程中完成结冰形状的变化计算和修正。

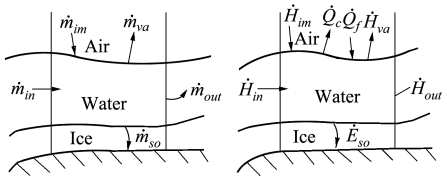


图 1 控制体内质量和能量平衡示意图

在结冰预测研究中,热力学过程的描述常采用基于平衡关系的 Messinger 模型。参照图 1,控制体内的质量和能量平衡方程分别为

$$\dot{m}_{\mathrm{im}}+\dot{m}_{\mathrm{in}}-\dot{m}_{\mathrm{va}}-\dot{m}_{\mathrm{out}}=\dot{m}_{\mathrm{so}} \tag{4}$$

$$\dot{E}_{\mathrm{so}}+\dot{H}_{\mathrm{va}}+\dot{H}_{\mathrm{out}}-\dot{H}_{\mathrm{in}}-\dot{H}_{\mathrm{im}}=\dot{Q}_{\mathrm{f}}-\dot{Q}_{\mathrm{c}} \tag{5}$$

式中,$\dot{m}_{\mathrm{im}}$ 是撞击水滴的质量,$\dot{m}_{\mathrm{in}}$ 为流入水质量,$\dot{m}_{\mathrm{va}}$ 为蒸发或升华损失的质量,$\dot{m}_{\mathrm{out}}$ 是流出水质量,$\dot{m}_{\mathrm{so}}$ 和 $\dot{E}_{\mathrm{so}}$ 分别表示冻结成冰的水的质量和能量,$\dot{H}_{\mathrm{va}}$ 为蒸发或升华带走的能量,$\dot{H}_{\mathrm{out}}$ 流出水带走的能量,$\dot{H}_{\mathrm{in}}$

流入水带入的能量,$\dot{H}_{\mathrm{im}}$ 碰撞水滴带来的能量,$\dot{Q}_{\mathrm{f}}$ 表示气动摩擦对壁面加热,$\dot{Q}_{\mathrm{c}}$ 表示与壁面的对流换热。

在进行方程联立求解时,先确定结冰翼面驻点位置,与驻点相邻的控制体内有 $\dot{m}_{\mathrm{in}}=0$,然后沿驻点向后依次求解,可以顺次得到每个控制体内流出的质量流量,也就是下一个控制体流入的质量流量,则方程简化为表面温度 T_s 和冻结比例 n 的方程[17]。

2　SLD 撞击飞溅效应分析

由以上结冰数值模拟过程可以看出,水滴撞击特性分析是结冰预测的关键环节,通常大直径水滴容易导致比较强烈的撞击飞溅,对于 SLD 结冰,应该充分考虑水滴撞击飞溅效应及其影响。

2.1　水滴撞击飞溅影响分析

在水滴撞击翼面结冰的过程中,无论水滴的大小如何都会或多或少的发生飞溅现象,对常规小水滴可以忽略其影响,而对于 SLD 条件下的结冰模拟而言水滴飞溅是一个不可忽略的过程。

Gent 和 Ford 等[19]在 ACT Luton 冰风洞中的试验研究表明:由于水滴飞溅造成的水滴质量损失在水滴平均容积直径 MVD 为 50 μm 时的小尺寸水滴状态下仅有 5%,这在工程计算中通常是可以忽略的,而在水滴平均容积直径 MVD 增加到 180 μm 后水滴飞溅引起的水滴质量损失却增加到了 25%,变得非常明显,如图 2 所示:

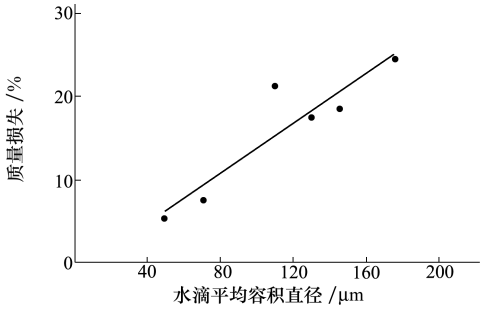


图 2　不同直径水滴飞溅质量损失

水滴撞击飞溅效应给 SLD 的撞击特性预测带来了严峻的挑战,由于真实条件下 SLD 的撞击现象非常复杂,目前应用在 SLD 撞击特性计算领域的飞溅模型大多是基于常温水滴或其他种类液滴与壁面撞击的计算模型通过一定修正得到的。

2.2　水滴撞击飞溅计算模型

在 SLD 条件下的结冰模拟中,水滴飞溅是一个不可忽略的过程。为了获得水滴的飞溅特性,需要对水滴飞溅过程进行完整模拟。水滴飞溅模型主要包括以下几个部分:(1) 根据水滴撞击速度和角度等判定水滴是否发生飞溅;(2) 求解撞击水滴由于飞溅而产生的质量损失;(3) 得到飞溅和反弹后的细小水滴的大小以及其飞行角度和速度。目前比较常用的飞溅模型有以下 2 种[5,20-21]:

1) Mundo 模型

Mundo 等人根据对水滴飞溅的实验研究,提出水滴撞击飞溅主要取决于水滴 Re 数和 Oh 数等无量纲参数的大小。为了判定水滴飞溅的临界值以及质量损失大小引入了水滴的撞击参数 K,表示了水滴撞击能的大小,其表达式为

$$K=(Oh^{-2/5}We_n)^{5/8} \tag{6}$$

式中,We_n 为水滴的撞击 Weber 数,与水滴的法向入射速度相关,因此水滴在物面上的撞击角度大小直接影响 K 的取值范围。根据 Mundo 实验研究,撞击水滴的飞溅条件是 $K\geqslant 57.7$,即 K 值在大于此临界值时,撞击水滴将会发生飞溅现象。水滴飞溅的质量损失率可表示为

$$\frac{m_s}{m_0}=0.7(1-\sin\theta_0)(1-\mathrm{e}^{-0.0092(K_{\mathrm{ctr}}-200)}) \tag{7}$$

式中,m_s 表示水滴碰撞过程中损失的质量,m_0 表示撞击液滴的总质量,θ_0 表示水滴入射速度与碰撞表面切向的夹角,K_{ctr} 表示水滴飞溅的临界值。

可以看出当 $\theta_0=90°$ 时,水滴飞溅的质量损失率为零,即当水滴沿法向撞击时将不会发生飞溅现象。因为该方法将水滴的撞击能量与撞击角度都考虑在模型内,可以较好地模拟水滴飞溅效应。

为了进一步获得水滴飞溅后的运动轨迹,判断水滴是否会与翼面发生二次碰撞,需要知道飞溅出的水滴的大小和飞溅速度。采用 t 代表切线方向,n 代表法线方向,ξ 和 ζ 分别表示水滴飞溅速度与入射速度在切向和法向分量的比值,并且设飞溅水滴直径为 d_s,撞击水滴直径为 d_0,则可得

$$\frac{d_s}{d_0}=8.72\mathrm{e}^{-0.028\,1K}\left(0.05\leqslant\frac{d_s}{d_0}\leqslant 1\right) \tag{8}$$

$$\xi=\frac{v_{t,s}}{v_{t,0}}=1.337+1.318\frac{d_s}{d_0}-1.56\left(\frac{d_s}{d_0}\right)^2 \tag{9}$$

$$\zeta=\frac{v_{n,s}}{v_{n,0}}=-0.249-2.959\frac{d_s}{d_0}+7.794\left(\frac{d_s}{d_0}\right)^2 \tag{10}$$

在此模型中,水滴的飞溅后的运动状态主要受到飞溅水滴的大小的影响。

2) FENSAP 模型

FENSAP-ICE 软件在实际结冰模拟中有着广泛应用,其飞溅模型与 Mundo 模型相比,最大不同是考虑了撞击固壁表面的粗糙度对飞溅的影响。

定义表面无量纲粗糙度 $R_n = \frac{R_s}{d}$,其中 d 为水滴直径。根据试验结果[22]:可取 $R_s = 0.25$ mm,此时水滴飞溅的临界参数 $K_{\text{ctr}} = K^{8/5}$,其中 K 由公式(6) 获得。当满足 $K_{\text{ctr}} > 540R_n^{-0.35}$ 时,碰撞水滴发生反弹飞溅。此时水滴飞溅的质量损失率为

$$\frac{m_s}{m_0} = \frac{3.8(1 - \mathrm{e}^{-0.85(K_y - 17)})}{\sqrt{K_y}} \tag{11}$$

式中, K_y 为水滴撞击能量参数,Λ 为入射频率

$$K_y = \frac{1}{\Lambda^{3/8}}(Oh^{-2/5}We)^{5/16} = \frac{\sqrt{K}}{\Lambda^{3/8}}, \Lambda = 1.5\left(\frac{LWC}{\rho_d}\right)^{1/3}$$

飞溅水滴的速度参数为

$$\xi = \frac{v_{t,s}}{v_{t,0}} = 0.85 + 0.002\,5\theta_0 \tag{12}$$

$$\zeta = \frac{v_{n,s}}{v_{n,0}} = -0.993 + 1.76\theta_0 - 1.56\theta_0^2 + 0.49\theta_0^3 \tag{13}$$

此模型中飞溅水滴的速度变化主要考虑了撞击水滴与壁面撞击角度的影响。

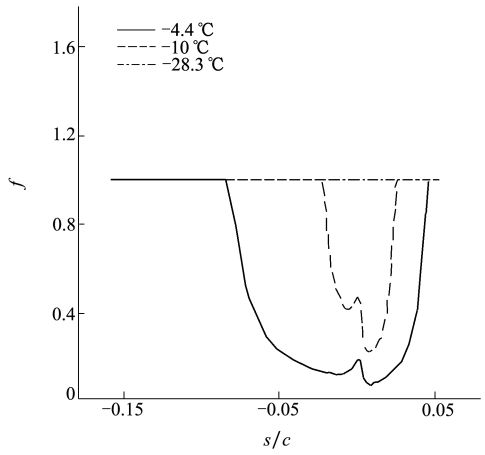


图 3 水滴冻结系数

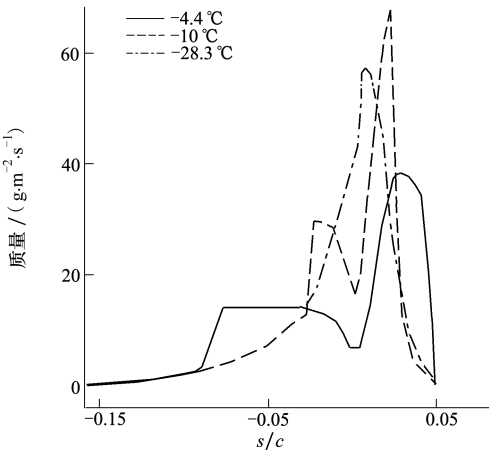


图 4 结冰质量

3 算例及结果分析

3.1 常规小水滴结冰过程模拟及影响分析

以广泛采用的典型 NACA0012 翼型为例,取翼型弦长 $c = 0.533\,4$ m,来流速度 $u = 67.05$ m/s,迎角 $\alpha = 4°$,水滴平均容积直径 MVD = 20 μm,液态水含量 LWC = 1.0 g/m^3,结冰时间 $t = 360$ s,选取 3 种不同结冰温度:Case1 为 $T = -28.3°$C(霜冰状态),Case2 为 $T = -10.0°$C(对应混合冰状态),Case3 为 $T = -4.4°$C(明冰状态)。

图 3 与图 4 显示了全部 3 种结冰温度下的水滴冻结系数和结冰质量分布的比较。可以看出,随着结冰温度的不断升高,明冰范围逐渐变大。由结冰质量流量图也可以看出在明冰和混合冰条件下翼型表面会出现 2 个分离的冰角。

图 5~图 7 分别为 Case1、Case2 和 Case3 条件下结冰计算结果及对比,用本文方法预测的冰型与试验结果以及 LEWICE 软件预测结果吻合较好,结冰上下极限位置一致,较准确模拟出明冰中羊角产生的位置和方向,说明本文方法能够较好预测常规小水滴结冰条件下冰型生成过程。

3.2 SLD 飞溅效应及其影响分析

水滴飞溅影响主要表现在大尺寸水滴在撞击到翼面后由于撞击能量较大,不会立刻附着到翼面而是发生飞溅,部分水滴会离开表面。

以 NACA0012 翼型为例,取计算条件:翼型弦长 $c = 0.533\,4$ m,来流速度 $u = 77$ m/s,迎角 $\alpha = 0°$,MVD = 160 μm,液态水含量 LWC = 1.0 g/m^3,结冰时间 $t = 360$ s,结冰温度 $T = 244.85$ K。

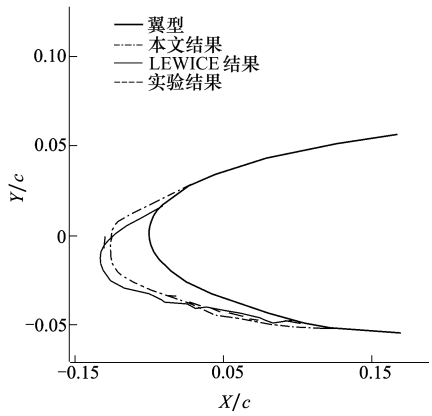


图 5　Case1 条件下结冰计算结果对比

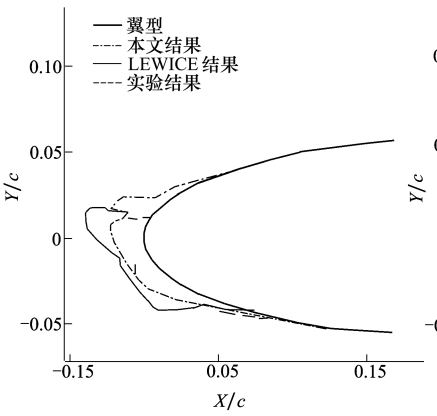


图 6　Case2 条件下结冰计算结果对比

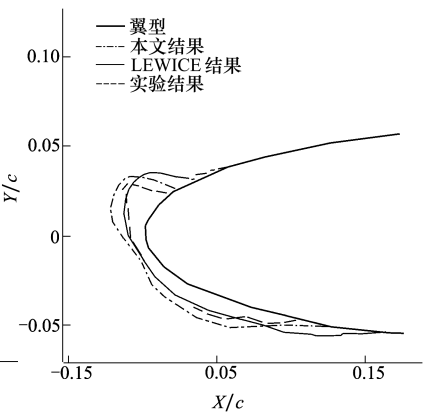


图 7　Case3 条件下结冰计算结果对比

图 8 比较了 2 种飞溅模型在飞溅质量损失方面的区别,可以看出,2 种模型的水滴飞溅损失变化趋势一致,但 Mundo 模型中不同撞击位置水滴飞溅变化较大,前缘点附近出现了不发生飞溅的情况;而 FENSAP 模型,水滴在所有碰撞位置都发生飞溅现象,而且不同位置之间变化比较平均。这是因为 Mundo 模型主要依靠撞击能量系数来作为水滴飞溅的判断依据,不同位置处撞击能量变化较大,FENSAP 模型主要考虑碰撞面的粗糙程度,由于在不同位置碰撞面上的粗糙度变化较小,以致飞溅模拟结果也较为平均。

基于以上对比分析,为了模拟 SLD 的撞击飞溅特性,本文主要采用 Mundo 模型,来研究水滴飞溅效应及其对结冰过程和冰型生成的影响。

图 9 为不同尺寸条件下水滴的撞击能量参数对比情况。可以看出:水滴直径越大,撞击能量参数也就越大,而且在翼型的前缘点位置,水滴的撞击能量达到了最大值。

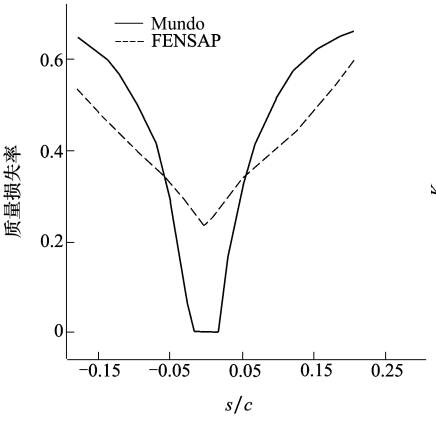


图 8　2 种模型飞溅质量损失率对比

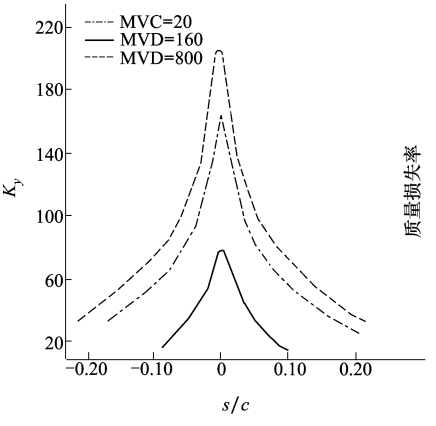


图 9　不同水滴撞击能量参数对比

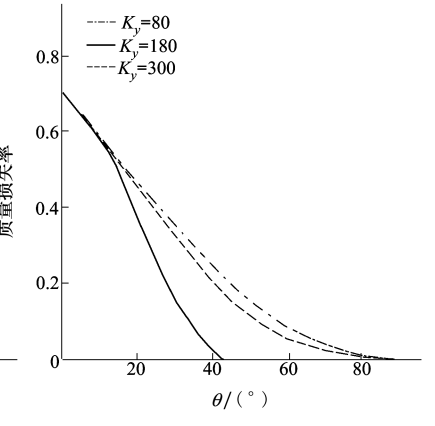
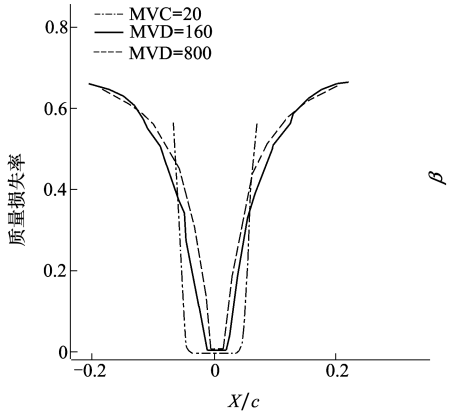


图 10　撞击角度与质量损失率关系

图 10 给出了不同撞击能量参数 K_y 下撞击角度与飞溅质量损失率之间的关系。可以看出,随着撞击角度变大,水滴撞击质量损失率慢慢变小直到为零,即不发生飞溅。水滴与物面撞击越倾斜,就越容易发生飞溅。能量参数越大,水滴飞溅系数也越大,而且这种差距随着撞击角度的变大越来越明显,甚至在能量参数 K_y = 80,撞击角度超过 40° 时便不再发生飞溅。同时可以看到,小尺寸水滴由于撞击能量较小不易发生飞溅,而随着水滴尺寸变大水滴飞溅情况也会变得比较严重。

图 11 为 3 种不同大小的水滴的飞溅质量损失率比较图。对于小尺寸水滴,只在两边撞击极限位置有很少的飞溅产生。而大尺寸水滴时,大部分碰撞位置均有飞溅情况发生,只在最大收集系数位置

有少量区域由于撞击角度较大而不发生飞溅。而且越靠近两边碰撞极限,水滴飞溅导致的质量损失也就越大。同时水滴尺寸的增大也会引起飞溅范围变大,相同位置的飞溅质量损失率也越大。



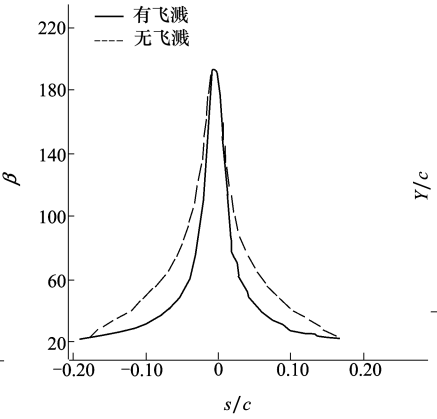


图 11 不同水滴飞溅质量损失率对比

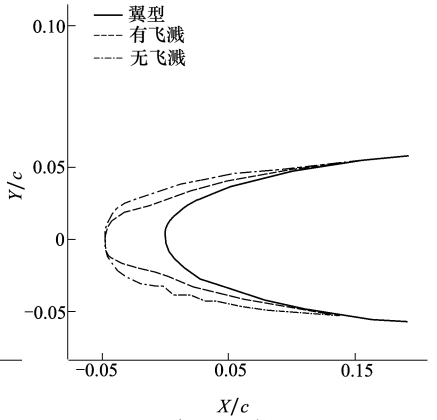


图 12 有无飞溅模型时计算结果对比

图 12 给出 MVD = 300 μm 时加入飞溅模型和不加模型时水滴收集系数和生成冰型的对比。可以看出加入飞溅模型后,最大水滴收集系数的大小和位置、水滴撞击极限的位置都不会出现太大变化,但整个水滴撞击区域内的收集系数会有明显减小。这种变化反映到冰型上可以看出,结冰极限位置和最大结冰厚度几乎没有改变,但总结冰量却因为飞溅变小,导致冰型外形会发生变化。

采用 Mundo 飞溅模型,对 SLD 结冰过程进行数值模拟分析,以典型 NACA0012 翼型为例,选取 MVD = 160 μm,其他计算条件如下表 1 所示。

表 1 飞溅模型应用的计算条件

算例	LWC /(g · m^{-3})	速度 /(m · s^{-1})	温度 /(℃)	时间/s
1	1.5	52	−19.5	300
2	1.04	77	−19.2	336

将计算结果与 Potapczuk 等人的试验结果[5-6]进行对比分析,如图 13 和图 14 所示。

其中 Ice Shape 表示文献数据,Predict 表示本文计算结果。可以看出,考虑水滴飞溅效应后,本文方法在模拟 SLD 条件下翼型结冰过程中能够获得较好的预测结果,特别是能够较好地预测 SLD 条件下冰型生成的极限位置,同时对于冰角出现的位置和大小以及整个冰型轮廓趋势都能较好模拟。计算结果与试验结果吻合较好,说明本文方法在 SLD 条件下撞击飞溅效应模拟及冰型预测方面具有较好的准确性,在实际工程应用中具有一定的参考价值。

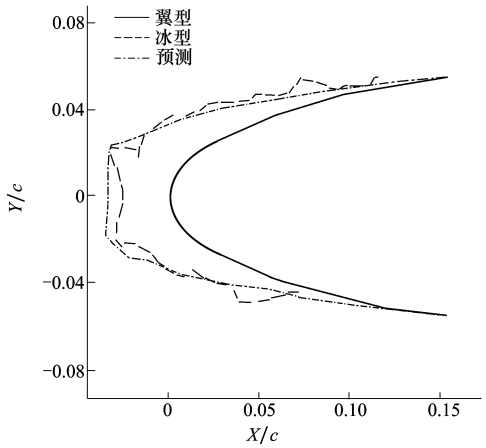


图 13 Case1 冰型计算结果对比

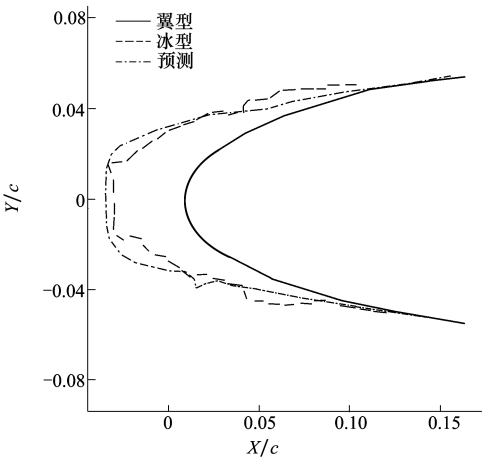


图 14 Case2 冰型计算结果对比

4 结　论

本文基于结冰过程的模拟,主要开展了 SLD 条件下水滴撞击飞溅效应及其对结冰过程影响的数值研究分析。主要结论如下:

1) 对于常规小水滴结冰过程,通常可以忽略水滴撞击中飞溅效应造成的水滴质量损失,但对于 SLD 条件下的结冰模拟而言,水滴飞溅对质量损失的影响是不应忽略的。

2) 讨论了 2 种常用的水滴飞溅模型,对比分析了两种模型的区别。计算结果显示 SLD 条件下水滴飞溅过程对结冰的极限位置和最大结冰厚度影响不大,但却使水滴撞击的总收集系数变小,使得冰型前缘更容易出现尖点和冰角外形。

3) 对于 SLD 结冰过程,充分考虑水滴撞击的飞溅特性,可以更好地模拟冰角出现的位置和大小以及整个冰型轮廓趋势。

参考文献:

[1] Lee S, Bragg M B. Experimental Investigation of Simulated Large-Droplet Ice Shapes on Airfoil Aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(5): 844-850

[2] Dunn T A, Loth E, Bragg M B. Computational Investigation of Simulated Large-Droplet Ice Shapes on Airfoil Aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(5): 836-843

[3] FAA. Transport Certification Update: Improving Operation in Icing Conditions[EB/OL]. (2010-10-09). http://www.faa.gov/aircraft air-cert/design-approvals

[4] FAA. Aircraft Ice Protection Appendix K: Ice and Icing Condition Detection[S]. AC20-73A, 2006

[5] Wright W B, Potapczuk M G. Semi-Empirical Modeling of SLD Physics[R]. AIAA-2004-412

[6] Potapczuk M G. Aircraft Icing Research at NASA Glenn Research Center[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2013, 26(2): 260-276

[7] Reid T, Baruzzi G, Ozcer I, Switchenko D, Habashi W G. FENSAP-ICE Simulation of Icing on Wind Turbine Blades Part 1: Performance Degradation[R]. AIAA-2013-0750

[8] Wright W B, Potapczuk M G, Levinson L H. Comparison of LEWICE and GlennICE in the SLD Regime[R]. AIAA-2008-0439

[9] Tan S C, Papadakis M. Droplet Breakup, Splashing and Re-Impingement on an Iced Airfoil[R]. AIAA-2005-5185

[10] Honsek R, Habashi W G, Aube M S. Eulerian Modeling of In-Flight Icing Due to Supercooled Large Droplets[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(4): 1290-1296

[11] Colin S, Bidwell C S. Super Cooled Large Droplet Analysis of Several Geometries Using LEWICE3D Version 3[R]. AIAA-2010-7675

[12] Iuliano E, Mingione G, Petrosino F, Hervy F. Eulerian Modeling of Large Droplet Physics toward Realistic Aircraft Icing Simulation[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(5): 1621-1632

[13] Quero M, Hammond D W, Purvis R, Smith F T. Analysis of Super-Cooled Water Droplet Impact on a Thin Water Layer and Ice Growth[R]. AIAA-2006-466

[14] 王超, 常士楠, 吴孟龙, 靳军. 过冷大水滴飞溅特性数值分析[J]. 航空学报, 2014, 35(4): 1004-1011
Wang Chao, Chang Shinan, Wu Menglong, Jin Jun. Numerical Investigation of Splashing Characteristics in Super-Cooled Large Droplet Regime[J]. Acta Aeronoutica et Astronautica Sinica, 2014, 35(4): 1004-1011 (in Chinese)

[15] 权生林, 李维仲, 朱卫英. 水滴撞击固体表面实验研究[J]. 大连理工大学学报, 2009, 49(6): 832-836
Quan Shenglin, Li Weizhong, Zhu Weiying. Experimental Study of Water Droplet Impacted onto Solid Surfaces[J]. Journal of Dalian University of Technology, 2009, 49(6): 832-836 (in Chinese)

[16] 闵现花, 董威, 朱剑望. 水滴撞击特性的重力影响分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(3): 42-45
Min Xianhua, Dong Wei, Zhu Jianwang. Analysis of Gravity Influence on the Droplet Impingement Property[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(3): 42-45 (in Chinese)

[17] 鲁天. 大水滴多尺度分布翼型结冰过程数值分析[D]. 西安: 西北工业大学, 2014
Lu Tian. Numerical Simulation of Ice Accretion at Multi-Scale Distribution of Large Droplets over Airfoil[D]. Xi'an, Northwestern Polytechnical University, 2014 (in Chinese)

[18] Villedieu1 P, Trontin P, Guffond D, Bobo D. SLD Lagrangian Modeling and Capability Assessment in the Frame of ONERA 3D Icing Suite[R]. AIAA-2012-3132

[19] Gent R W, Ford J M, Moser R J, Miller D. Results From Super-Cooled Large Droplets Mass Loss Tests in the ACT Luton Icing Wind Tunnel[R]. AIAA-2003-389

[20] Mundo C, Sommerfeld M, Tropea C. On the Modeling of Liquid Sprays Impinging on Surfaces[J]. Atomization and Sprays, 1998, 8(6): 625-652

[21] Trujillo M F, Mathews W S, Lee C F, et al. Modeling and Experiment of Impingement and Atomization of a Liquid Spray on a Wall[J]. International Journal of Engine Research, 2000, 1(1): 87-105

[22] Anderson D N, Hentschel D B, Ruff G A. Measurement and Correlation of Ice Accretion Roughness[R]. AIAA-1998-0486

Numerical Analysis of Splashing for Icing Effects at Supercooled Large Droplet Impingement

Sang Weimin[1], Jia Yunze[1], Lu Tian[2]

(1.School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China
2.Institute of Flight, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: The icing with Supercooled Large Droplet (SLD) can form the complex ice shape and may result in the extremely severe performance degradation to hazard the flight safety. Research objectives in this paper are to master and reveal the icing effects of droplets splashing under SLD conditions. A numerical solver is developed to analyze the ice accretion, which include the centered finite volume method for solving the N-S equations to get the air flow field, and the Lagrangian method for predicting the flow field of droplets, and a revised Messinger model for simulating the thermodynamic process of icing. Two different splashing models are presented to investigate the splashing phenomenon and droplet impingement. Using the above methods, we complete the numerical simulation of ice accretion and icing effects of droplets splashing over the NACA 0012 airfoil. The calculation results are in good agreement with experimental data, indicating that the methods are feasible and effective. The investigation has important engineering application value for the SLD icing prediction.

Keywords: angle of attack; drops; flow fields; flow velocity; turbulence models; aircraft icing; supercooled large droplet; droplets splashing; Lagrangian method; N-S equations