

二维翼型大尺寸过冷水滴撞击特性 及冰形分析

杜晨慧, 郁 嘉, 林贵平, 申晓斌, 卜雪琴

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 基于现有大尺寸过冷水滴(supercooled large droplet, SLD)动力学特性, 分析水滴变形对阻力的影响. 并根据几种典型的反弹/飞溅模型, 分析了 SLD 的阻力变化、反弹、飞溅等对水滴撞击特性的影响, 采用软件 FENSAP-ICE 的飞溅模型和 LEWICE 2.0 的反弹模型研究了反弹及飞溅现象对冰形的影响. 计算结果显示: 水滴撞击前的破碎现象对水滴尺寸分布有较大的影响, 进行撞击特性以及冰形计算的时候需进行考虑; SLD 破碎、飞溅、反弹降低了局部水收集系数、减小了水滴撞击范围; 飞溅现象主要发生在机翼前缘附近区域, 反弹主要在撞击边缘区域; 水滴直径增加, 飞溅现象逐渐减弱, 但边缘位置的反弹现象一直很明显. SLD 变形带来的阻力影响对冰形及结冰区域影响很小; 与未考虑飞溅及反弹现象得到的冰形比较, 考虑飞溅及反弹得到冰形前缘区域形状变化不大, 但是整体结冰区域减小.

关 键 词: 大尺寸过冷水滴; 经验模型; 破碎; 飞溅; 反弹; 撞击特性; 结冰

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Analysis on supercooled large droplet impingement characteristics and ice shape of two-dimensional airfoils

DU Chen-hui, YU Jia, LIN Gui-ping, SHEN Xiao-bin, BU Xue-qin

(School of Aeronautic Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on existing supercooled large droplet (SLD) dynamic characteristics, the effects of droplet deformation on drag were analyzed, and the effects of drag change, rebounding and splashing of SLD on droplet impingement characteristics were analyzed by several typical rebounding/splashing models. The splashing model from software of FENSAP-ICE and rebounding model from software of LEWICE 2.0 were used to study the influence of rebounding and splashing to ice shape. The results show that the droplet diameter distribution is influenced greatly by the breaking up before droplet impingement, which should be considered in calculation of impingement characteristics and ice shape; breaking up, splashing and rebounding of SLD results in the decrease of local water collection coefficient and droplet impingement region; the splashing occurs mainly near the leading edge of airfoils and rebounding occur near the edge of the impingement region; with the droplet size increasing, splashing becomes weak, while rebounding is still obvious; the effect of drag change induced by SLD deformation on ice shape and ice accretion region is negligible; compared with the ice shape without considering splashing and rebounding, the ice shape considering splashing and rebounding is approximately the same at the leading edge, while the whole ice accretion region is smaller.

收稿日期: 2013-01-28

基金项目: 凡舟基金(20110503)

作者简介: 杜晨慧(1989—), 女, 河北沧州人, 硕士生, 主要从事飞机防除冰技术研究.

Key words: supercooled large droplet; empirical models; breaking up; splashing; rebounding; impingement characteristics; ice accretion

飞机在含有过冷水滴的云层中飞行,迎风部件表面可能会发生结冰现象,进而影响飞机的飞行性能^[1].美国联邦航空条例中规定,影响飞机飞行安全的水滴平均有效直径为 $10\sim 40\mu\text{m}$.1994年美国客机ATR-72发生飞行事故,分析发现飞机当时所处的结冰环境中存在大尺寸过冷水滴(以下简称大水滴),在机翼上表面防除冰区域外形成一层脊状冰,造成飞机不受控翻转,引发飞行事故^[2].大水滴是指云层中平均有效直径大于 $50\mu\text{m}$ 的水滴.不同于大气环境标准中规定的一般尺寸水滴,大水滴在运动以及撞击过程中可能会发生变形、破碎、反弹以及飞溅,对水滴撞击特性有很大的影响,进而影响了结冰冰形的计算.大水滴导致机翼前缘结冰严重,造成后沿大范围结冰,溢流导致机翼的冰形难以预测,容易产生各种形状的冰角,影响飞机的气动性能,带来飞行安全隐患^[3].

近年,国外针对大水滴撞击过程中的变形、破碎、反弹、飞溅现象的产生机理开展了大量试验研究,提出了一系列经验公式,并进行了大水滴环境下的冰风洞试验及试飞试验,积累了大量的经验和试验数据.近几年,国内展开对大水滴的研究:基于拉格朗日方法分析了重力对水滴撞击特性的影响,为冰风洞试验喷嘴位置安装提供了依据^[4];利用经典TAB(Taylor analogy breakup)理论建立破碎模型,并结合飞溅效应对大水滴结冰过程进行了模拟^[2].

大水滴撞击过程中的变形、破碎、反弹、飞溅等现象会影响壁面水滴的质量分布,因此需要研究大水滴撞击过程中出现的上述现象对壁面水滴撞击特性的影响.国外对大水滴撞击壁面的机理开展了大量试验研究,总结了各种经验公式,因不同经验公式是在不同试验条件下得到的,可能存在适用范围的问题,不一定适用于飞机飞行环境中大水滴结冰条件.基于此,本文以MS(1)-0317翼型为研究对象,分析了大水滴运动过程中变形对阻力系数的影响以及近壁面大水滴的破碎现象.在水滴撞击特性数学模型的基础上,将引入国外反弹/飞溅模型得到的局部水收集系数与试验数据、未考虑飞溅、反弹现象得到的数值结果进行比较分析,分析了大水滴反弹、飞溅现象对水滴撞击特性的影响,提出了各模型的适用范围,为以后研究大水滴反弹、飞溅现象选取合适的模型提供

了一定的依据.在一定的状态下,采用合适的反弹/飞溅模型进行了结冰冰形的计算,预测了水滴反弹、飞溅现象对冰形的影响.

1 数学模型

1.1 模型假设

大水滴在撞击过程中会产生变形、破碎、反弹、飞溅等一系列动力学效应,小水滴撞击特性计算的假设不再适用.所以结合国外大水滴的试验和理论研究,在进行大水滴撞击特性计算时,作如下假设^[4-7]:①水滴初始状态为球状粒子;②水滴在破碎条件下,完全破碎;③水滴在运动过程中无旋转;④忽略水滴蒸发、湍流以及重力的影响;⑤不考虑水滴之间的相互影响;⑥不考虑大水滴重力的影响;⑦运动过程中,水滴形状可以发生变化;⑧水滴初始速度和来流速度相等.

1.2 控制方程

水滴撞击特性计算方法有两种:拉格朗日法和欧拉法.拉格朗日法追踪水滴粒子在流场中的流动,欧拉法则把水滴看成连续相,引入水滴容积分数的概念,通过求解水滴相的连续方程和动量方程,得到网格各节点的水滴容积分数和水滴速度.本文采用欧拉法计算水滴撞击特性^[8].

欧拉法下普通水滴的连续方程和动量方程为

$$\frac{\partial(\rho_d \alpha)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_d \alpha \mathbf{u}_d) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho_d \alpha \mathbf{u}_d)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_d \alpha \mathbf{u}_d \mathbf{u}_d) = \rho_d \alpha K(\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d) + \rho_d \alpha \mathbf{F} \quad (2)$$

式中 ρ_d 为水滴的密度, α 为水滴的容积分数, $\mathbf{u}_d$ 为水滴的速度矢量, $\mathbf{u}_a$ 为空气的速度矢量, $\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d$ 为水滴和气流的相对速度矢量, $\mathbf{F}$ 为作用在水滴上的除阻力外的外力, K 是空气-水滴动量交换系数

$$K = \frac{18\mu_a f}{\rho_d D^2} \quad (3)$$

其中 μ_a 为空气动力黏度, D 为水滴直径, f 为阻力函数,采用Schiller和Naumann模型定义^[9]

$$f = \frac{C_d Re}{24} \quad (4)$$

其中 C_d 为阻力系数, Re 为相对雷诺数,由下式给出:

$$Re = \frac{\rho_a D |\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d|^2}{\mu_a}$$

其中 μ_d 为水滴动力黏度, ρ_a 为空气密度.

欧拉法中局部水滴收集系数 β 的计算式为

$$\beta = \alpha_n \cdot \frac{\mathbf{u} \cdot \mathbf{n}}{V_\infty} \quad (5)$$

式中 $\mathbf{u}$ 为壁面的水滴速度矢量, $\mathbf{n}$ 为壁面法向矢量, V_∞ 为远场速度, α_n 为水滴的相对容积分数, 由下式定义:

$$\alpha_n = \frac{\alpha}{\alpha_\infty} \quad (6)$$

式中 α_∞ 为远场自由流的水滴容积分数.

经验证采用该控制方程计算得到的普通水滴的撞击特性能够和对应条件下的试验数据很好吻合, 证明此方法在计算水滴撞击特性方面有较好的适用性^[8].

1.3 大水滴阻力模型

普通小水滴在运动过程中受空气剪切力和表面张力作用, 能够维持水滴表面受力平衡, 可假设水滴在运动过程中保持球状粒子状态. 但对大水滴而言, 因水滴直径偏大, 有些情况下不能保持表面受力平衡, 当水滴表面张力不能克服空气剪切力时, 水滴形状会发生变化, 由球状向扁圆盘状过渡, 甚至会发生破碎, 破碎成许多小水滴. 通常采用水滴韦伯数 We 来衡量水滴所有惯性力和表面张力之间的关系

$$We = \frac{\rho_a D |\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d|^2}{\sigma_d} \quad (7)$$

式中 σ_d 为水滴表面张力.

采用 Clift 等^[10] 基于球体阻力系数 $C_{d, \text{sphere}}$ 和扁圆盘阻力系数 $C_{d, \text{disk}}$ 经验公式提出的大水滴阻力系数公式^[8] 对普通水滴控制方程式(4)中的阻力系数进行修正

$$C_d = (1 - e)C_{d, \text{sphere}} + eC_{d, \text{disk}} \quad (8)$$

其中

$$e = 1 - (1 + 0.007\sqrt{We})^{-6}$$

$$C_{d, \text{sphere}} = \begin{cases} \frac{24(1 + 0.15Re^{0.687})}{Re} & Re \leq 1000 \\ 0.44 & Re > 1000 \end{cases} \quad (9)$$

$$C_{d, \text{disk}} = \begin{cases} \frac{64(1 + 0.138Re^{0.792})}{\pi Re} & Re \leq 133 \\ 1.17 & Re > 133 \end{cases} \quad (10)$$

1.4 大水滴破碎模型

大水滴在运动过程中, 当变形发展到一定程度, 会破碎成小水滴, 通常采用水滴临界韦伯数

We_p 来判断大水滴是否发生破碎. 为简化模型, 假设大水滴发生破碎后生成等尺寸的小水滴. 根据 Hsiang 与 Faeth^[11] 的计算模型, 大水滴破碎的临界韦伯数为 13, 当 $We_p > 13$ 时, 大水滴破碎, 生成的小水滴直径计算公式为

$$\bar{D} = 6.2 \left(\frac{\rho_d}{\rho_a} \right)^{0.25} \left(\frac{\rho_d V_d D_0}{\mu_d} \right)^{-0.5} D_0 \quad (11)$$

其中 D_0 为初始时大水滴直径, V_d 为初始时大水滴速度.

1.5 大水滴反弹/飞溅模型

不同于小水滴撞击壁面, 大水滴因其自身的不稳定性, 撞击壁面的过程中会产生一系列的动理学效应, 主要包括黏附、反弹、铺展以及飞溅现象^[12-13] (如图 1 所示). 黏附是指在较小的速度撞击壁面的情况下, 水滴直接停留在壁面, 增加了对应撞击位置的水收集量; 反弹是指水滴撞击壁面后, 未停留在壁面, 以一定的角度飞离壁面; 铺展是指水滴撞击壁面后, 停留在撞击位置附近区域; 飞溅是指水滴撞击壁面后, 部分停留在壁面上, 部分破碎成小水滴以一定的角度飞离壁面. 这 4 种动理学效应在对应的临界条件下发生. 因反弹、飞溅现象造成的水滴局部水收集量损失比较大, 国外针对反弹、飞溅现象的机理、发生的临界条件以及引起的水收集量损失展开了较多理论及试验研究. 本文主要研究反弹、飞溅现象对局部水收集系数分布范围及数值大小的影响, 并分析典型的反弹/飞溅模型的适用范围, 为含大水滴的结冰环境下的防除冰的数值计算提供一定的依据.

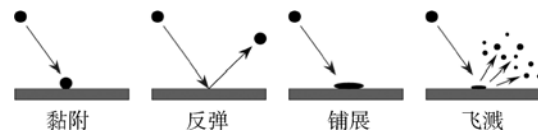


图 1 大水滴动力学特性

Fig. 1 Dynamic characteristics of supercooled large droplets

1) 大水滴反弹模型

基于大水滴撞击试验, 国外采用无量纲因数来定义撞击过程中水滴反弹开始的临界状态. 而不同模型基于不同试验条件, 因此不同模型中定义无量纲因数存在一定的差别. 本节总结了描述水滴反弹现象的 4 个模型, 包括 LEWICE 2.0 反弹模型^[6], FENSAP-ICE 反弹模型^[12], Bai and Cosman 反弹模型^[6] 以及 LEWICE 3.0 反弹模型^[7]. 模型中水滴的质量损失以质量损失系数的

形式体现于局部水收集系数表达式中。

2) 大水滴飞溅模型

大水滴撞击翼面发生飞溅现象时,部分水量脱离翼面,剩余水量留在翼面结冰.即水滴发生飞溅现象时,局部水收集量会产生一定的损失,对沿翼展方向的局部水收集系数分布会有一些影响,进而影响冰形. FENSAP-ICE 飞溅模型^[14], LEWICE 2005 飞溅模型^[7], Trujillo 飞溅模型^[6]以及 Honsek 飞溅模型^[15]中,均采用了无量纲飞溅系数定义飞溅现象开始,但在不同的试验条件下,飞溅系数表达式存在一定的差异,模型中水滴的质量损失以质量损失系数的形式体现于局部水收集系数表达式中,而质量损失系数的表达式差异比较大。

2 撞击特性分析

本节选用 MS(1)-0317 翼型进行大水滴撞击特性分析.计算状态采用冰风洞试验计算状态^[16](见表 1).大水滴平均容积直径(MVD,量符号记为 D_{mv})分别为 79, 137, 168 μm ,采用表 2 所示的水滴尺寸分布。

表 1 MS(1)-0317 翼型计算状态

Table 1 Computational conditions of MS(1)-0317 airfoils

No.	$D_{mv}/\mu\text{m}$	液态水含量/ (g/m^3)	远场速度/ (m/s)	攻角/ ($^\circ$)	远场温 度/K
1	79	0.496	78.25	0	280.93
2	137	0.680	78.25	0	280.93
3	168	0.747	78.25	0	280.93

表 2 水滴尺寸分布

Table 2 Distribution of droplet sizes

No.	质量 百分比/ %	$D_{mv}/\mu\text{m}$		
		79	137	168
1	5	9.136017	13.32621	15.0874
2	10	22.39215	41.75555	52.53882
3	20	39.92843	81.43927	102.2525
4	30	77.47293	138.2274	172.0972
5	20	123.5943	206.7984	264.3778
6	10	166.6061	285.2506	395.5832
7	3	206.4749	382.6111	530.8987
8	1	241.5367	471.4704	624.4741
9	0.5	270.4389	534.0984	705.3605
10	0.5	310.3147	693.9445	1110.787

2.1 近壁面区域 We 分布

在表 1 计算状态下,不考虑水滴破碎情况下,计算不同尺寸大水滴撞击机翼时近壁面区域 We 分布,如图 2 所示。

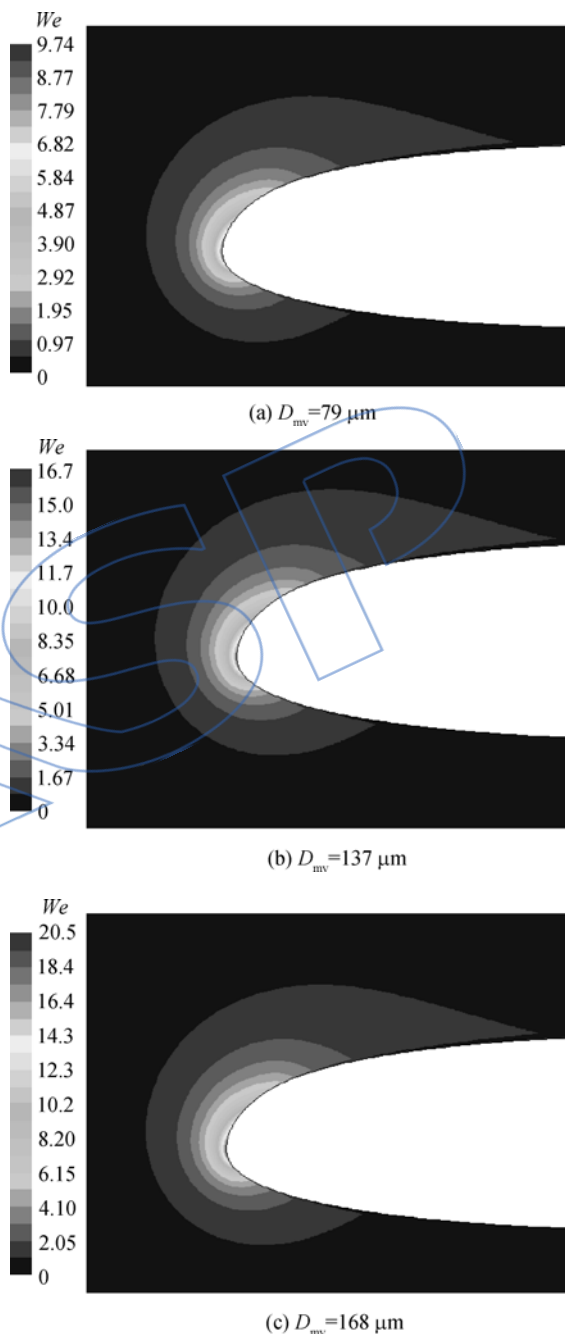


图 2 近壁面区域 We 分布

Fig. 2 Distribution of We near wall region

由图 2 可见,越靠近前缘壁面 We 越大,在前缘位置达到最大.随着水滴尺寸的增加, We 增加,并达到 We_p ,即在水滴撞击壁面的过程中,会发生破碎,因前缘位置 We 最大,故前缘位置水滴先发生破碎,破碎成较小尺寸的水滴.综上,在进

行大水滴环境下的结冰、防除冰分析的时候,需要考虑大水滴破碎现象带来的影响。

2.2 大水滴反弹现象影响

在考虑大水滴在撞击壁面前可能会发生破碎的情况下,通过表1的3种计算状态得到大水滴局部水收集系数分析反弹现象带来的影响。将试验数据、采用4种典型反弹模型得到的局部水收集系数以及不考虑反弹/飞溅现象得到的结果进行比较,如图3所示(s 为弧长)。

从对比结果可见,不考虑反弹现象得到的水滴撞击范围和局部水收集系数均比试验数据大,且在撞击极限附近区域和前缘驻点附近区域局部水收集系数数值相差较大。加入反弹模型计算得到的水滴撞击范围和试验数据吻合比较好,在撞击极限附近区域吻合较好,即引进反弹模型之后,撞击极限附近区域局部水收集系数得到了很好的

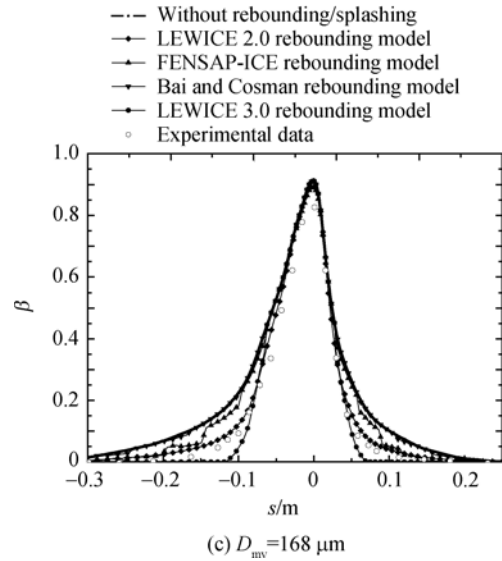


图3 不同反弹模型局部水收集系数比较

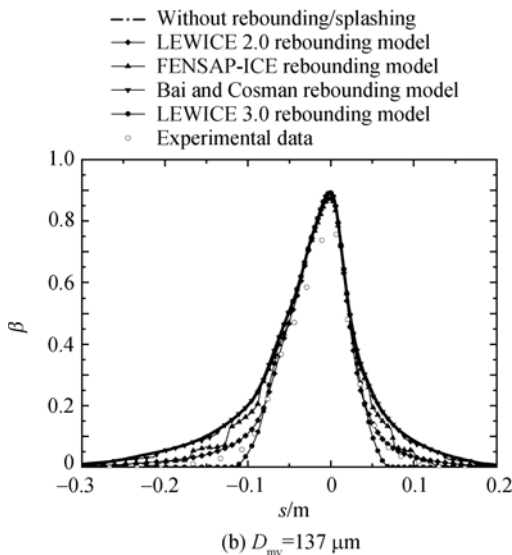
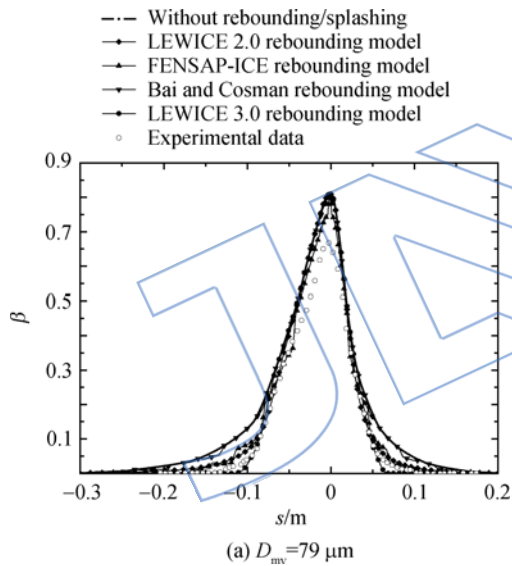
Fig. 3 Local water collection coefficients comparison of different rebounding models

修正。但和试验数据相比,驻点附近区域存在一定的差距,在仅考虑反弹现象情况下不能对驻点附近区域局部水收集系数进行修正。不同的计算状态下4个模型的计算结果和试验数据比较发现,3种计算条件下,不同模型和试验数据吻合程度不同,即各经验模型均对应一定的适用范围。

采用Bai and Cosman反弹模型得到的3种计算状态下的结果,水滴撞击范围和试验数据吻合较好,但局部水收集系数和试验数据存在一定差距。分析原因,Bai and Cosman反弹模型是基于单个水滴撞击湿表面试验得到的,和表1中的计算条件下多个水滴撞击存在一定的不同。

通过3种计算状态下局部水收集系数分析,采用LEWICE 3.0反弹模型得到的局部水收集系数和试验数据相比较,其撞击范围偏小,并且随着水滴直径增加,撞击范围偏差变大;撞击边缘位置吻合较差,前缘位置数值较试验数据大,但随着水滴尺寸的增加,这种现象减弱, $D_{mv} = 168 \mu\text{m}$ 时,吻合较好。故此模型能够较好描述较大尺寸的大水滴的反弹现象,并对其撞击特性模型进行修正计算。

FENSAP-ICE反弹模型在3种不同计算状态下,水滴撞击范围和试验数据吻合很好,撞击极限附近区域局部水收集系数和试验数据吻合很好;撞击极限位置存在一定的偏差,数值偏大,但随着 D_{mv} 增加,吻合程度逐渐变好, $D_{mv} = 168 \mu\text{m}$ 时,数值上和试验数据吻合很好;驻点到撞击极限之间区域局部水收集系数和试验数据相比较偏



大,且随着 D_{mv} 的增加,偏差变大,小 D_{mv} 时数值吻合较好. 所以 FENSAP-ICE 反弹模型更适用于尺寸偏小的水滴的反弹现象的模拟.

和试验数据比较,在3种计算状态下, LEWICE 2.0 反弹模型在撞击范围、撞击极限附近区域数值上均和试验数据吻合比较好. 在驻点附近区域和其他模型一样,数值计算结果较试验数据大,大水滴尺寸较大 (D_{mv} 为 $137\ \mu\text{m}$ 和 $168\ \mu\text{m}$) 时,和试验数据吻合较好,尺寸较小 (D_{mv} 为 $79\ \mu\text{m}$) 时,计算结果比试验数据大.

综合分析4个模型, LEWICE 反弹模型具有更好的通用性和适用范围,能够对反弹现象进行较好地描述. 因为试验数据是反弹和飞溅现象综合作用的结果,仅考虑反弹模型得到的局部水收集系数的结果和试验数据比较,必然有一定的差异. 基于 LEWICE 2.0 反弹模型计算结果在驻点附近位置比试验数据偏大,需综合考虑反弹、飞溅现象的影响,所以下节中采用经典飞溅模型对 LEWICE 2.0 反弹模型进行修正,来分析不同的飞溅模型以及同时考虑反弹和飞溅现象的影响.

2.3 大水滴飞溅现象影响

依据表1中的计算条件,在考虑水滴破碎现象影响的基础上,基于 LEWICE 2.0 反弹模型,引入飞溅模型,同时考虑大水滴反弹/飞溅现象,得到局部水收集系数. 将试验数据、反弹/飞溅模型的计算结果以及不考虑反弹/飞溅现象影响的局部水收集系数进行比较,如图4所示.

由图4的对比分析可知,在反弹模型的基础上,同时考虑飞溅现象带来的影响后,数值计算得到的局部水收集系数与试验数据有了更好的吻合

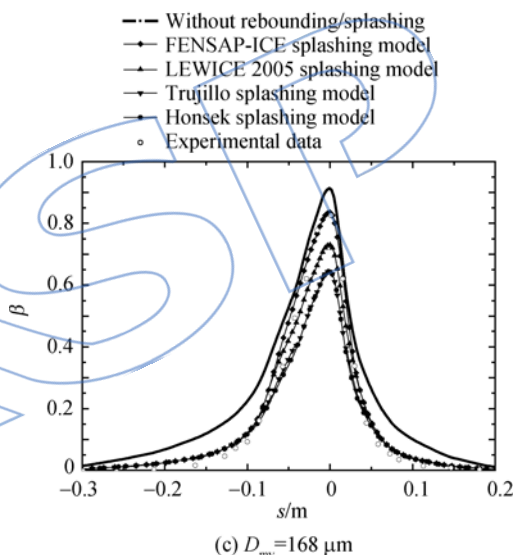
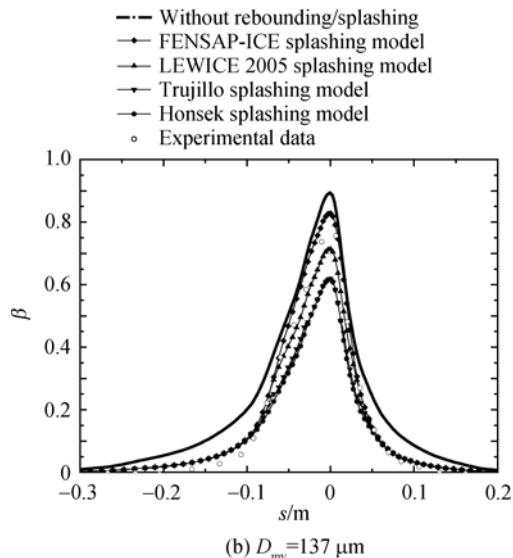


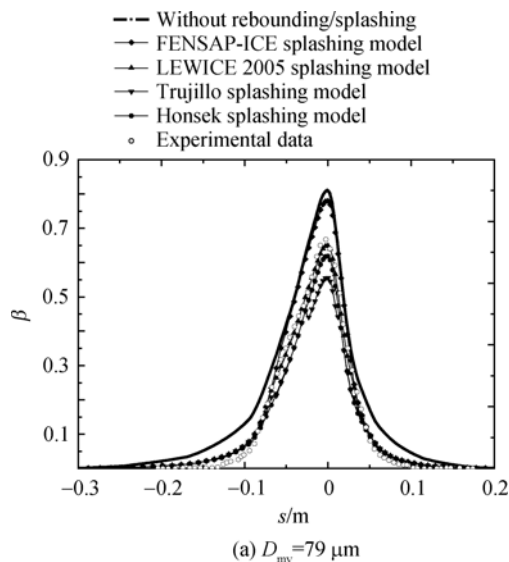
图4 不同反弹和飞溅模型局部水收集系数比较

Fig. 4 Local water collection coefficients comparison of different rebounding and splashing models

性,尤其是驻点附近区域局部水收集系数得到了很好的改善. 但是4个飞溅模型得到的结果又存在一定的差异性,结果的好坏与计算状态存在很大关系.

图4结果显示随着大水滴尺寸增加,考虑反弹/飞溅现象前后前缘位置的局部水收集系数变化减小,主要是由于前缘位置 We 比较大,达到水滴破碎临界条件后,大水滴破碎成小水滴,造成飞溅现象减弱,进而造成局部水收集系数在前缘驻点附近位置变化比较小.

在3种计算状态下, Trujillo 飞溅模型得到的局部水收集系数在驻点附近区域比试验数据小很多,没有很好反映水滴在前缘位置飞溅现象带来的影响. 因 Trujillo 飞溅模型是早期试验研究大水滴飞溅现象得到的经验模型,试验条件不在结



冰气象条件范围之内,该模型不适用于飞机大水滴结冰气象条件下飞溅现象的研究。

Honsek 飞溅模型是 Trujillo 飞溅模型的改进模型。在水滴尺寸较小时,计算结果和试验数据有很好的-致性,但随着 D_{mv} 增加,驻点附近区域的局部水收集系数远小于对应的试验数据。 $D_{mv}=137\mu\text{m}$ 时,计算结果和试验数据偏差已经很大,所以该模型比较适用于研究偏小尺寸(D_{mv} 为 $50\sim 79\mu\text{m}$ 或略大于 $79\mu\text{m}$)大水滴飞溅现象。

LEWICE 2005 飞溅模型在 D_{mv} 较小($79\sim 137\mu\text{m}$)时吻合较好,尤其是 $D_{mv}=79\mu\text{m}$ 时,整个撞击区域局部水收集系数均和试验数据吻合很好, D_{mv} 增大时,驻点区域吻合性变差, $D_{mv}=168\mu\text{m}$ 时,驻点区域数据偏差太大已经不能够反映水滴真实的撞击特性。所以大水滴 D_{mv} 偏小(小于 $137\mu\text{m}$)时,采用 LEWICE 2005 飞溅模型能够很好地描述飞溅现象造成的影响。

FENSAP-ICE 飞溅模型在水滴 D_{mv} 偏大(D_{mv} 为 $137\sim 168\mu\text{m}$)时,局部水收集系数数值计算结果和试验数据有很好的-致性。 $D_{mv}=79\mu\text{m}$ 时,和试验数据相比较,采用 FENSAP-ICE 飞溅模型得到的局部水收集系数数值过大,采用该模型进行小尺寸(D_{mv} 为 $50\sim 79\mu\text{m}$)大水滴撞击特性计算时存在较大的偏差,大水滴尺寸较大(D_{mv} 为 $137\sim 168\mu\text{m}$)时,采用该模型比较合适。

3 冰形预测

在分析大水滴反弹、飞溅现象对水滴撞击特性影响的基础上,将大水滴反弹、飞溅现象的影响考虑到冰形的计算中,分析大水滴变形、破碎、反弹以及飞溅对冰形的影响。本节数值计算采用 NACA 0012 翼型,结冰计算采用的是基于 Messinger 的时间步进结冰方法,其具体计算方法及验证见文献[5],以下结冰计算均采用两步结冰方法。计算状态如表 3 所示。

表 3 NACA 0012 翼型计算状态

Table 3 Computational conditions of NACA 0012 airfoils

No.	$D_{mv}/\mu\text{m}$	液态水含量/ (g/m^3)	远场速度/ (m/s)	攻角/ ($^\circ$)	远场温 度/ K	喷淋时 间/ s
1	80	0.86	102.8	3.5	262.04	200
2	50	1.6	67.1	3.5	265.07	360
3	80	0.86	102.8	3.5	262.04	270
4	140	1.6	67.1	3.5	265.07	360

3.1 阻力影响

大水滴在运动过程中,因变形引起阻力变化,在不考虑水滴在运动过程中破碎的情况下,对二维结冰软件[5]中阻力模型进行改进,得到表 3 中计算状态 1 下,考虑阻力模型前后冰形,如图 5 所示。

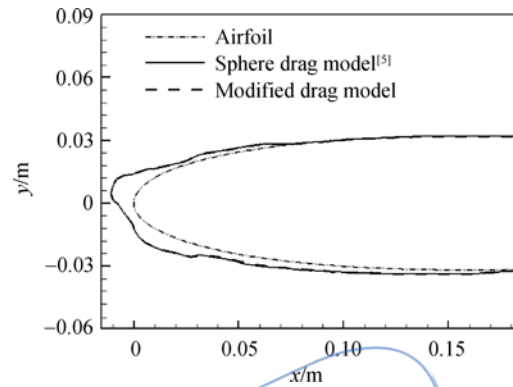


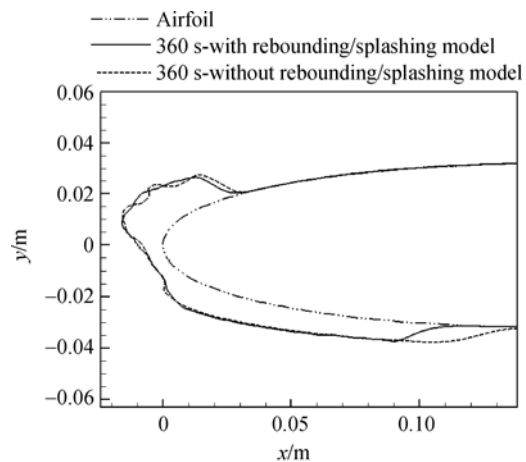
图 5 考虑阻力模型前后冰形比较

Fig. 5 Comparison of ice shapes considering drag model or not

由图 5 中冰形比较可见,对一般尺寸的大水滴($D_{mv}=80\mu\text{m}$ 附近区域),水滴在撞击前的运动过程中因变形而产生的阻力变化对冰形影响不大。分析原因,大水滴在撞击过程的变形对阻力系数 C_d 的影响不大,并且随 Re 变化不大,即阻力系数这个参数的变化对局部水收集系数的影响不大,进而最终冰形变化不大。

3.2 反弹/飞溅影响

考虑大水滴在撞击过程中的反弹、飞溅现象,采用反弹/飞溅模型对二维结冰软件进行修正,进行不同水滴尺寸、计算状态下(见表 3)的结冰计算,考虑反弹/飞溅现象与不考虑反弹/飞溅现象得到的冰形对比结果如图 6 所示。



(a) $D_{mv}=50\mu\text{m}$

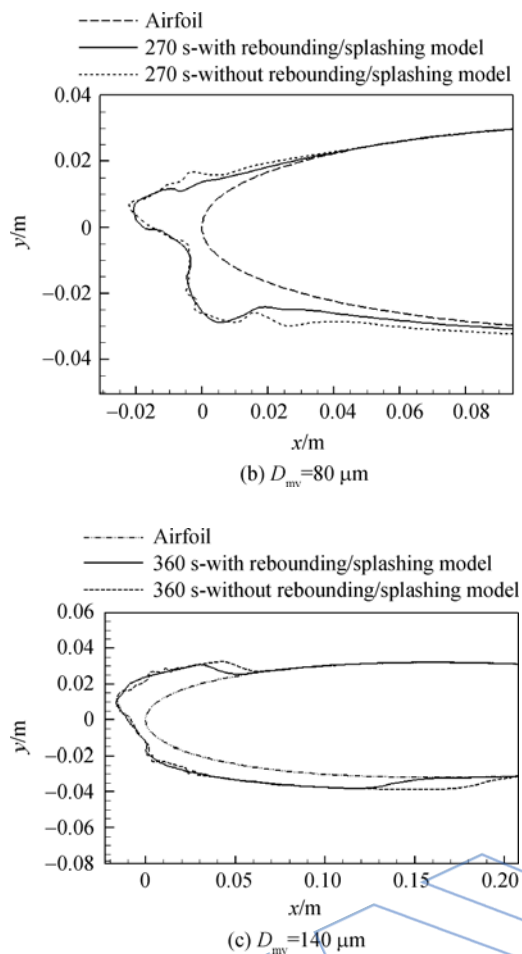


图6 加入反弹/飞溅模型前后冰形比较
Fig. 6 Comparison of ice shapes considering rebounding/splashing model or not

由图6冰形比较分析可见,考虑大水滴撞击过程得到的冰形和不考虑反弹/飞溅模型得到的冰形相比较,结冰范围均有减小,且上表面结冰范围变化较小,下表面结冰范围减少较多,但前缘部分冰形变化不大.因冰形的计算条件中,存在 3.5° 的攻角,造成水滴在机翼下表面的撞击范围、水滴撞击量大于上表面,下表面撞击极限附近区域水滴反弹现象比上表面更明显,进而下表面局部水收集量的减少量比较大,造成下表面结冰范围减少较多.而前缘冰形变化不大,原因主要有两个:其一是飞溅模型误差造成的.在大水滴尺寸偏小($D_{mv}=79\mu\text{m}$ 附近范围)时,和试验数据相比,反弹/飞溅模型得到的局部水收集系数在前缘驻点位置数值偏大,使前缘冰形存在一定的误差;其二是前缘区域水滴的破碎现象.水滴尺寸较大时,前缘位置水滴达到 We_p ,发生破碎现象,破碎成较小尺寸的水滴,导致考虑反弹/飞溅模型与否得到的前缘位置水滴收集系数差别不大.当水滴尺寸较

大($D_{mv}=168\mu\text{m}$ 附近范围)时,不考虑反弹/飞溅模型得到的前缘位置局部水收集系数和试验数据相较相差很少,虽然加入反弹/飞溅模型后得到的局部水收集系数和试验数据吻合较好,但由于考虑反弹/飞溅模型前后,前缘位置局部水收集系数变化很小,进而前缘位置冰形变化不大.

4 结 论

1) 由机翼前缘 We 分布可知,前缘 We 比较大,即大水滴在前缘位置先发生破碎,破碎成小水滴;一定条件下,大水滴撞击壁面前破碎成小水滴后对壁面的水滴局部水收集系数有很大影响,在考虑水滴反弹/飞溅现象时,必须考虑水滴破碎的影响.

2) 通过考虑反弹/飞溅模型前后撞击特性分析可见:机翼前缘附近区域飞溅现象明显,撞击边缘附近区域反弹现象明显.

3) 随着大水滴尺寸增加,机翼撞击边缘附近区域水滴反弹现象增强,对应局部水收集系数变化增大;由于大水滴的破碎现象造成前缘位置飞溅现象减弱,对应局部水收集系数变化减小.

4) 在结冰气象条件下,对于小尺寸(D_{mv} 为 $79\sim 137\mu\text{m}$)大水滴可采用FENSAP-ICE反弹模型描述反弹现象造成的局部水收集系数的损失;对于较大尺寸(D_{mv} 为 $137\sim 168\mu\text{m}$)大水滴,可采用LEWICE 2.0反弹模型来描述反弹现象造成的局部水收集系数的损失.

5) 在结冰气象条件下,可采用LEWICE 2005飞溅模型和Honsek飞溅模型对小尺寸(D_{mv} 为 $79\sim 137\mu\text{m}$)大水滴飞溅现象造成的局部水收集系数的损失进行修正;较大尺寸时(D_{mv} 为 $137\sim 168\mu\text{m}$),采用FENSAP-ICE飞溅模型对大水滴撞击特性模型进行修正.

6) 大水滴的破碎、反弹、飞溅现象使机翼表面结冰量以及结冰范围减小,与上述现象对局部水收集系数的影响有很好的一致性.前缘位置冰形变化不大,主要原因是前缘位置水滴发生破碎现象和未考虑飞溅现象产生的二次小水滴再次撞击壁面.

参考文献:

- [1] 裴燮纲,韩凤华.飞机防冰系统[M].北京:航空专业教材编审组,1985.
- [2] Miller D, Ratvasky T, Bernstein B, et al. NASA/FAA/NCAR supercooled large droplet icing flight research: summary of winter 96-97 flight operations[R]. AIAA 98-577,

- 1998.
- [3] 罗辉. SLD 环境下的水滴破裂和模拟成冰[D]. 上海:上海交通大学, 2011.
- LUO Hui. Droplets breakup under the SLD environment and its icing simulation[D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2011. (in Chinese)
- [4] 闵现花. 结冰条件下过冷水滴撞击特性及热平衡分析[D]. 上海:上海交通大学, 2010.
- MIN Xianhua. Supercooled water droplet impingement property and thermal balance analysis under the condition of icing[D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2010. (in Chinese)
- [5] Wright W B, Potapczuk M G. Semi-empirical modeling of SLD physics[R]. AIAA 2004-0412, 2004.
- [6] Iuliano E, Mingione G, Petrosino F. Eulerian modeling of SLD physics towards more realistic aircraft icing simulation[R]. AIAA 2010-7676, 2010.
- [7] Wright W B. Validation results for LEWICE 3.0[R]. AIAA 2005-1234, 2005.
- [8] 杨胜华. 二维飞机结冰过程仿真[D]. 北京:北京航空航天大学, 2010.
- YANG Shenghua. Two-dimensional in-flight ice accretion simulation[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [9] Fluent Inc. Fluent 6.3 user's guide[M]. New York: Fluent Inc, 2006.
- [10] Clift R, Grace J R, Weber M E. Bubbles, drops and particles[M]. New York: Academic Press, 1978.
- [11] Hsiang L P, Faeth G M. Second drop breakup in the deformation regime[R]. AIAA 92-0110, 1992.
- [12] Honsek R, Habashi W G. Fensap-ice: Eulerian modeling of droplet impingement in SLD regime of aircraft icing[R]. AIAA-2006-465, 2006.
- [13] Villedieu P, Trontin P, Guffond D. SLD Lagrangian modeling and capability assessment in the frame of ONERA 3D icing suite[R]. AIAA-2012-3132, 2012.
- [14] Newtech Infosystems. FENSAP-ICE manual[M]. Toronto, Canada: Newtech Infosystems, 2011.
- [15] Hospers J M, Harry W M. Eulerian method for ice accretion on multiple-element airfoil sections[R]. AIAA-2010-1236, 2010.
- [16] Papadakis M, Wong S C. Large and small droplet impingement data on airfoil and two simulated ice shapes[R]. NASA/TM-2007-213959, 2007.