

文章编号: 1000-8055(2023)07-1561-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220763

基于相界面数据交换的结冰多相传热过程研究

高 轩¹, 邓文豪¹, 刘 松^{1,2}, 陈胜广², 李海旺¹

(1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;

2. 中国航发四川燃气涡轮院, 成都 610500)

摘 要: 发动机结冰会对飞行安全造成影响, 研究发动机结冰过程机理可以帮助提高飞行安全性能和完成适航验证。使用欧拉法计算了水滴运动过程, 使用能量平衡法计算了结冰的多相传热流动过程, 使用一维导热模型修正了壁面导热过程, 并提出了基于相界面导热平衡方程的数据交换模型。基于此模型进行了发动机进口部件的冰风洞实验数据数值验证, 模拟计算最大结冰厚度与试验误差能够控制在 10% 左右。相界面数据交换模型能够对近壁的水膜流动和温度梯度进行精细化模拟, 并且将用户自定义函数(UDF)与求解器进行流场参数的实时交换, 经验证后表明该模型在计算结冰最大厚度时具有较好的精度。

关 键 词: 发动机结冰机理; 相界面数据交换; 多相传热; 相界面导热平衡; 冰形验证

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Study on icing multiphase heat transfer process based on phase interface data exchange

GAO Xuan¹, DENG Wenhao¹, LIU Song^{1,2}, CHEN Shengguang², LI Haiwang¹

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Sichuan Gas Turbine Research Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Aero-engine icing can affect flight safety. Studying the mechanism of aero-engine icing process can help improve the flight safety performance and accomplish airworthiness verification. The Eulerian method was used to calculate the motion of water droplet. The energy balance method was adopted to calculate the multiphase heat transfer and flow process of icing, and the one-dimensional heat conduction model was employed to correct the process of heat conduction with wall. The data exchange model based on phase interface heat conduction equilibrium equation was proposed. Based on this model, numerical verification of icing wind tunnel test data on the engine inlet part was accomplished. The maximum icing thickness error compared by simulation and test could be controlled at about 10%. The phase interface data exchange model can accurately simulate the water film flow and the temperature gradient near wall, and can also currently exchange the flow parameters between the user defined function (UDF) and the solver. The results showed that the model had good accuracy in calculating the maximum icing thickness.

收稿日期: 2022-10-03

基金项目: 国家自然科学基金(52206066)

作者简介: 高轩(1987—), 男, 副研究员、博士生导师, 博士, 主要从事发动机结冰与防冰方面的研究。E-mail: xuangao@buaa.edu.cn

通信作者: 李海旺(1980—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机高温部件冷却技术方面的研究。E-mail: lihaiwang@buaa.edu.cn

引用格式: 高轩, 邓文豪, 刘松, 等. 基于相界面数据交换的结冰多相传热过程研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(7): 1561-1570. GAO Xuan, DENG Wenhao, LIU Song, et al. Study on icing multiphase heat transfer process based on phase interface data exchange[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(7): 1561-1570.

Keywords: aero-engine icing mechanism; phase interface data exchange;
multiphase heat transfer; phase interface heat conduction balance;
ice shape verification

在飞机持续飞行的过程中,发动机结冰是影响飞行安全的一个重要因素,当飞机穿越含水量较高的云层时,发动机的进口支板、整流帽罩、风扇叶片都是易发生结冰的部位^[1]。结冰会改变发动机气动外形,减小进气流量,造成进气畸变、压气机喘振,当风扇叶片结冰后会导致叶片功耗增加^[2],过冷水冻结后释放相变潜热会使壁面温度升高^[3],近年来因结冰引起的飞行事故造成了严重后果,有大量人员伤亡^[4],带来经济损失,且民用发动机都需通过结冰适航验证,因此研究发动机结冰能够提升飞行安全性,具有重要的科研和经济价值。

目前常用的商业结冰软件如 FENSAP-ICE^[5-6]、LEWICE^[7-9]、CIRA^[10]等,能够快速的预测结冰冰形与厚度,但是也有较大的局限性,如 FENSAP-ICE 软件直接导入流场计算结果并作为初始条件进行结冰计算,这样会导致流场的非定常性无法在结冰过程中体现,并且结冰过程导致的表面温升、气流对水膜流动的影响等关键参数无法实现与求解器的数据交换,导致结冰精度降低。Francois 等^[11]提出了薄水膜理论,将水膜的速度分布类比为固壁边界层的速度分布,还考虑了固壁在结冰过程中的导热作用,将构件类比为半无限大平板,忽略了沿薄壁面法向的温度梯度,应用半无限大平板导热计算方法进行了结冰过程固壁导热量的计算,这种导热计算方式虽然对结冰过程导热量进行了修正,但是无论从几何模型还是壁面法向无温度梯度的假设来看都与实际情况差异较大。Chankyu 等^[12]建立了基于薄水膜理论的结冰模型,认为水膜非常薄,且由空气剪切力驱动的,所以水膜的流动速度方向只由气流决定,控制体内的水膜流入与流出被划为空气流场求解中的对流项计算,并未在结冰过程中对水膜流动进行校正。

董威团队^[13]建立了一套多步法的结冰过程模拟方法,提出了在水膜流动中,不仅受气流剪切力影响,还受到表面黏性应力和压力梯度的影响,将水膜的速度分布类比为抛物线形的气流边界层分布,积分得到水膜质量,在结冰能量计算中,并没有考虑导热过程。李静^[14]在处理三维水膜流动时提出了根据相邻网格中心方向矢量与速

度矢量夹角构成了水膜向相邻不同单元格流入的比例分配,并应用能量守恒方程进行结冰过程的计算。卜雪琴等^[15]建立了混合相结冰计算模型,增加了冰晶的黏附效应经验公式,在能量模型中考虑了壁面温度和融化温度之间温差引起的显热传递。常士楠团队^[16]在进行结冰能量方程计算时,使用了 Myers 结冰增长模型^[17],并且在处理与固壁导热时,假设冰与固壁温度相同,冰水界面为 273.15 K,计算了从冰顶层到底层的导热量。这种方法虽然对固壁导热进行了修正,但是对控制体内冰水两相的温度梯度描述有所欠缺,不能对水膜的温度分布进行精细化的描述。张强等^[18]基于结冰计算经典 Messinger 模型^[19]进行了结冰模拟与验证,明冰工况的误差较大,原因可能是扰流变化增大了冰积聚非定常效应对数值模拟的影响,另外 Messinger 模型简化了结冰热力学过程,对明冰预测存在一定的局限性。张文伟等^[20]针对两相流相界面多尺度问题的处理方法,指出网格精度和建模边界条件精度是制约计算精度的重要原因,需要快速有效的对相界面进行捕捉。

本文开发了一种能够实现结冰程序与求解器间进行数据交换的计算模型,对流场参数与结冰参数进行实时更新,并能充分考虑结冰表面的水膜流动情况和温度梯度的影响,还针对固壁导热问题开发了一维导热计算模型,给出了针对不同材料、几何尺寸构件的导热修正计算方法。

1 结冰多相传热过程基本方程

1.1 空气流场计算

计算干净空气流场是水滴撞击特性计算和结冰计算的基础,通过对计算模型进行网格划分和网格无关性检验,并求解 Navier-Stokes 方程可得到空气流场数据,本文选用的湍流模型为 SST(shear stress transportation) $k-\omega$,并验证了表面压力系数分布,表明了空气流场计算准确性^[21]。采用 PISO(pressure implicit with splitting of operators)速度压力耦合,2 阶迎风格式速度离散,PRESTO(pressure staggering option)压力离散,采用非定常计算。

1.2 水滴撞击特性计算

在空气流场求解的基础上,通过求解水滴运

动方程即可得到水滴运动与撞击过程的参数。采用欧拉法求解水滴运动方程, 其中连续方程和动量方程^[22]可以表示为

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha v_d) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\alpha v_d)}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha v_d \times v_d) = \frac{C_d Re_d}{24K} \alpha (v_a - v_d) + \alpha \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_d} \right) \frac{1}{Fr^2} g \quad (2)$$

其中 α 表示水的组分数, v_d 表示水滴运动速度, Re_d 表示水滴雷诺数, v_a 表示空气速度, ρ_a 和 ρ_d 分别表示空气和水滴的密度, K 为水滴空气影响因子, Fr 为弗劳德数, C_d 为阻力系数。

水滴雷诺数 Re_d 可以表示为

$$Re_d = \frac{\rho_a v_{d-a} d_0}{\mu_a} \quad (3)$$

其中 v_{d-a} 表示水滴-空气相对速度, d_0 表示水滴直径, μ_a 表示空气动力黏度。

弗劳德数 Fr 可以表示为

$$Fr = \frac{v_d}{\sqrt{g d_0}} \quad (4)$$

水滴空气影响因子 K 可以表示为

$$K = \frac{18\mu_a}{\rho_d d_0^2} \quad (5)$$

1.3 结冰多相传热计算

过冷水滴结冰过程是一个复杂的多物理场耦合多相流问题, 准确模拟计算控制体内的水膜流动、相变传热过程是关键。本模型建立了相变-传热-流动的基本顺序假设, 通过求解质量守恒方程和能量守恒方程, 描述结冰这个复杂的气、水、冰三相传热流动高度耦合的过程, 如图 1 所示^[23]。

在结冰的过程中, 质量流量变化 $\Delta \dot{m}$ 主要来源于: 控制体间的水膜流动 $\dot{m}_{flow}$ 、水滴撞击带来的水

量 $\dot{m}_{imp}$ 、蒸发带走的水量 $\dot{m}_{evapo}$ 、结冰减少的水量 $\dot{m}_{ice}$, 因此, 结冰质量守恒方程

$$\Delta \dot{m} = \dot{m}_{flow} + \dot{m}_{imp} - \dot{m}_{evapo} - \dot{m}_{ice} \quad (6)$$

在结冰过程中, 通过热力学第二定律构建能量守恒方程。热量变化的来源主要有: 水膜蒸发释放的蒸发潜热 $\dot{Q}_{evapo}$ 、结冰释放的相变潜热 $\dot{Q}_{ice}$ 、控制体内水与冰层及结构表面的导热 $\dot{Q}_{cond}$, 水膜与气流的换热 $\dot{Q}_{conv}$ 。能量变化的主要来源有: 冰的内能变换 ΔE_{ice} 、水的内能变化 ΔE_{water} 。因此, 结冰能量守恒方程为

$$\dot{Q}_{evapo} + \dot{Q}_{ice} + \dot{Q}_{cond} + \dot{Q}_{conv} = \Delta E_{water} + \Delta E_{ice} \quad (7)$$

$$\dot{Q}_{ice} = \dot{m}_{ice} L_{is} \quad (8)$$

$$\Delta E_{water} = -\dot{m}_{water} T_{cell} c_{p,water} + (\dot{m}_{flow} + \dot{m}_{imp} - \dot{m}_{evapo}) T_{new} c_{p,water} \quad (9)$$

$$\Delta E_{ice} = (\dot{m}_i + \dot{m}_{ice}) T_{new} c_{p,ice} - \dot{m}_i T_{cell} c_{p,ice} \quad (10)$$

其中 L_{is} 表示结冰相变潜热, $\dot{m}_{water}$ 表示当前时刻控制体内水含量, $c_{p,water}$ 表示水的比定压热容, T_{cell} 表示前一时时刻控制体的温度, T_{new} 表示下一时刻控制体的温度, $\dot{m}_i$ 表示控制体内原有结冰量, $c_{p,ice}$ 表示冰的比定压热容。

本文的模型求解基于 Fluent 软件, 通过 UDF (用户自定义函数) 程序进行结冰过程的计算。通过联立求解式(6)和式(7)可以得到结冰变化量 $\dot{m}_{ice}$, 从而得到整个结冰表面的结冰分布。

1.4 一维导热模型

在结冰过程中, 固体壁面导热始终处于非稳态, 水膜流动、结冰厚度与水滴撞击均会影响导热过程。通过给定结冰潜热释放量来还原结冰过程, 计算当在固体表面施加恒定热载荷时, 对流换热与导热之间的相对大小关系(此时仅考虑对流换热与导热), 从而求得当量导热系数 κ , 由此计算结冰时与固体壁面的导热量, 对实际情况进行修正。在结冰初始时刻, 固体表面没有水和冰, 此时的小液滴撞击到表面时由于导热量相对较大, 会立即冻结成冰, 当表面聚集了一部分的冰和水之后, 冰层就会阻碍水和固壁之间的导热作用, 因为冰的导热效应远远小于一般的金属结构部件。因此, 需要将固壁表面有冰层和固壁表面无冰层进行单独讨论。

1.4.1 无冰层与有冰层导热计算

一维导热模型长为 0.15 m, 测试材料为铝(导

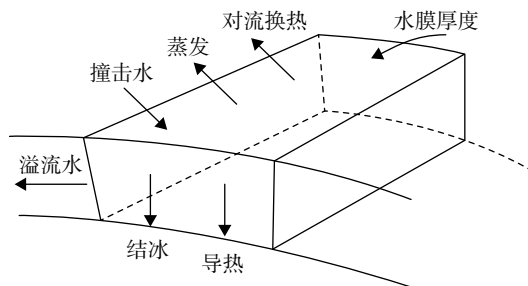


图 1 结冰传热流动过程

Fig. 1 Heat transfer and flow process of icing

热系数为 $202 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$, 一维杆件初始温度为 268.15 K , 来流温度为 268.15 K , 侧壁面及下壁面均为绝热壁面。在上壁面添加 $50\,000 \text{ W}/\text{m}^2$ 的恒定热载荷来模拟结冰释放的热量。对于上壁面恒定热载荷数值的确定, 是基于已有模型和结冰计算的基础, 对一定时间内总结冰量所释放潜热进行估值得到的。此处导热固体部件的长度设置为 0.15 m 是通过将结冰计算常见的部件等效为一个一维的杆件, 本文应用的算例验证部件长度为 0.15 m , 因此选取此长度作为一维杆件的长度。在具体的结冰计算中, 需要根据实际部件长度对一维导热的杆件长度做出调整。有冰层一维导热模型, 长为 0.15 m , 测试材料为铝, 固体壁面上方有一层厚度为 1 mm 的均匀冰层, 因为本节模拟的是瞬态导热过程, 所以先假定冰层厚度为 1 mm 来观察冰层对导热的影响。

热载荷被分配为对流换热与导热

$$Q = Q_1 + Q_2 \quad (11)$$

$$Q_1 = h \times (T_1 - T_0) \quad (12)$$

$$Q_2 = k \times (T_1 - T_2) \quad (13)$$

其中 Q 为施加的恒定热载荷, Q_1 、 Q_2 分别表示对流换热和导热, h 为表面传热系数, κ 表示当量导热系数, T_0 、 T_1 、 T_2 分别表示来流温度、上壁面温度和下壁面温度。

联立式(11)~式(13)可得到当量导热系数 κ 的计算公式

$$\kappa = \frac{Q - h \times (T_1 - T_0)}{T_1 - T_2} \quad (14)$$

通过施加恒定热载荷来模拟结冰工况能量源项, 计算得到铝的 κ 关于时间的变化趋势, 如图 2 所示。当液滴撞击到构件表面的时候, 发生的是一个瞬态的导热过程, 这个过程的时间是非常短的, 因此模拟一维导热模型在短时间内的导热量并计算得到当量导热系数比较符合结冰过程。由计算结果可以观察到, 当表面存在冰层时, 当量导热系数的差异是比较明显的, 这是因为在本节的瞬态导热计算中, 施加在上壁面的热载荷在较短的时间内并未将更多的热量通过冰层传递给一维杆件, 且冰的导热系数相对金属是比较小的, 更加阻碍了这一传热过程。在当前的计算中, 假设冰层厚度仅为 1 mm , 这只是为了初步探究无冰层与有冰层两种状态下的导热差异, 接下来需要

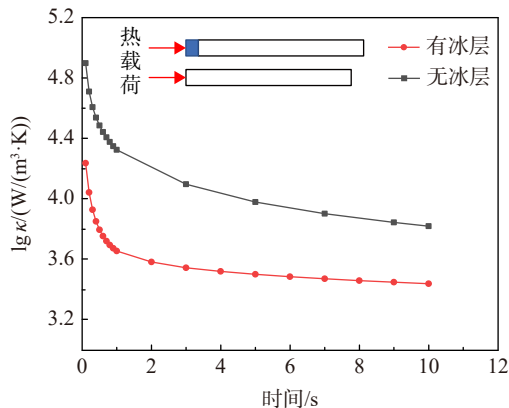


图 2 当量导热系数随时间变化

Fig. 2 Equivalent heat conductivity coefficient varies with time

进一步对不同冰层厚度的导热计算进行分析。

1.4.2 不同冰层厚度导热计算

应用文中第 1.4.1 节 κ 的计算方式, 为了得到不同冰层厚度下当量导热系数的变化趋势, 研究了冰层厚度 δ 分别为 0.5 、 1 、 2 、 4 、 6 mm 的 κ 的计算结果, 如表 1 所示。因为在本文的结冰计算中, 设置的计算时间步长为 1 s , 所以本节的导热时间也设置为 1 s , 来和结冰时间对应, 表达这一瞬态导热过程。

表 1 不同冰层厚度当量导热系数

Table 1 Equivalent heat conductivity coefficient with different ice thicknesses

时间/s	$\kappa/(\text{W}/(\text{m}^3\cdot\text{K}))$				
	$\delta=0.5 \text{ mm}$	$\delta=1 \text{ mm}$	$\delta=2 \text{ mm}$	$\delta=4 \text{ mm}$	$\delta=6 \text{ mm}$
0.2	12 394	11 704	7 864	7 851	7 851
0.4	8 760	7 468	4 593	4 580	4 580
0.6	7 624	5 912	3 446	3 423	3 420
0.8	7 078	5 119	2 848	2 813	2 813
1	6 725	4 654	2 479	2 430	2 430

由计算结果可以得到, 当冰层厚度在 2 mm 以内时, 当量导热系数 κ 的变化比较明显, 当冰层厚度大于 2 mm 时, κ 基本保持不变, 说明此时冰层厚度已经足够影响导热过程, 在 1 s 的瞬态导热时间内, 冰层占了导热的主导作用。

因此, 结合上述规律, 拟合得到了当量导热系数 κ 随冰层厚度的变化规律。由于此处的 κ 与计算时间相关, 所以必须根据结冰的计算时间步长来对应导热的计算时间, 通过表 1 的数据对特定时间步长进行差值得到对应的 κ 随结冰厚度分布, 再拟合得到 κ 随结冰厚度 d 的变化公式

当 $d < 2 \text{ mm}$ 时

$$\kappa = -2736 \times d + 7812 \quad (15)$$

当 $d \geq 2 \text{ mm}$ 时

$$\kappa = 2430 \quad (16)$$

1 s 时间内 κ 随冰层厚度变化规律如图 3 所示。在结冰计算中, 实时读取当前时刻的结冰厚度, 就可以将此公式应用于导热项的计算中。

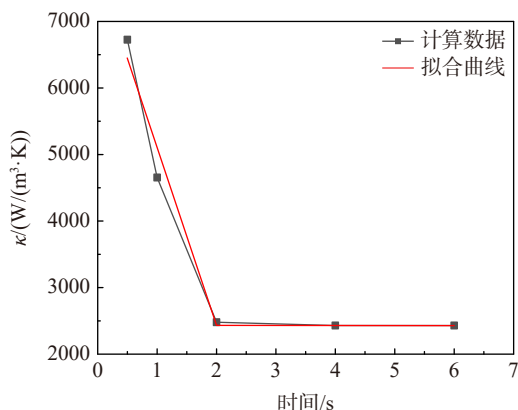


图 3 当量导热系数随冰层厚度变化

Fig. 3 Equivalent heat conductivity coefficient varies with ice thickness

由本节的模型分析可以看出, 在不同的结冰阶段, 导热的作用强度是不同的。在实际的结冰计算中, 初始阶段构件表面的结冰量很少, 构件的材料、结构分布会对导热产生较大影响, 可以应用一维导热模型的计算方法校正壁面导热过程。当冰层积累到一定厚度以后, 结冰释放潜热由于冰层的阻碍而作用于原有冰层, 不能与结构表面发生导热作用。因此此时的当量导热系数趋于定值, 当冰层厚度继续增加到更大的厚度时, 这一规律仍然适用。

从图 3 的当量导热系数分布可以看出, 初始结冰阶段的当量导热系数远大于后期有一定冰层厚度时的当量导热系数, 本模型的应用也主要是校正初始结冰阶段的导热系数, 将拟合的当量导

热系数带入导热计算公式即可分别计算不同结冰状态的导热量。掌握了这一规律后, 就可以根据不同的构件对结冰导热过程做出修正。

2 相界面数据交换模型

2.1 模型理论

常用结冰软件在处理结冰计算时, 通常将流场计算结果作为初始条件直接带入结冰程序, 再以一定结冰量为标准进行多步法计算。这种方法的明显缺点是, 流场的非定常性和结冰过程的温度变化不能够及时地更新, 影响了结冰计算的精度。

本文构建了一种能够实时交换流场数据的结冰计算模型, 即相界面导热平衡模型, 如图 4 所示。通过对单元格内水膜流动过程和温度梯度进行精细化模拟, 并将水膜与温度作为源项与 Fluent 之间进行数据交换, 实现了流场数据的实时更新。

在前一时刻中, 水膜组分数为 α , 温度为 T_{cell} , 冰的温度为 T_{ice} , 在下一时刻中, 水膜一部分冻结为冰, 并发生了控制体间的流动, 故水膜组分数变为 α_{new} , 水膜温度也改变为 T_{new} 。在考虑了控制体内冰水温度梯度后, 认为冰水相界面处于冰水混合状态, 界面温度为 273.15 K, 由水膜朝相界面的导热量与由相界面朝冰的导热量处于动态平衡状态。本模型是基于 VOF (volume of fluid) 模型的开发, 在水膜运动过程中, 气液相界面可能会出现斜坡、波浪等非图 4 所示的水平界面, 本模型将气液相界面做了水平分布的简化^[16], 一方面是因为主要关注控制体内的温度梯度分布, 另一方面也可以简化模型提高计算效率。通过加密前缘网格也能够减少简化模型带来的误差。

控制体内的结冰能力主要受控制体温度、气液界面对流换热能力、结冰潜热的影响, 当过冷水滴撞击到固体表面后, 如果温度较高、结冰潜热释放大或对流换热量较小时, 就会导致全部新冰层的融化, 即不结冰状态, 表明控制体结冰能力弱。当温度较低、结冰潜热释放大或对流

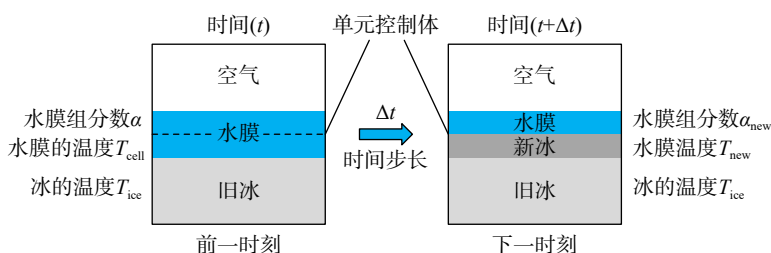


图 4 相界面导热平衡模型

Fig. 4 Heat conduction balance model of phase interface

换热量较大时,过冷水滴撞击后会部分或全部冻结,对应霜冰或明冰工况,表明控制体结冰能力强。

在构建本模型时,提出了以下假设:

1) 在前一时刻,综合判断结冰潜热、对流换热与控制体温度,当控制体结冰能力强时,能够发生结冰;当控制体结冰能力弱时,直接判定为不能结冰。为了便于模型进行定量化的描述,使用控制体内温度作为能否发生结冰的判据^[12]。当 $T_{\text{cell}} \leq 273.15 \text{ K}$ 时,能够结冰;当控制体内温度 $T_{\text{cell}} > 273.15 \text{ K}$ 时,不能结冰。

2) 在下一时刻,当水的组分数 $\alpha_{\text{new}} > 0$ 时,表示控制体内有水,即并未完全冻结为冰,此时控制体温度 $T_{\text{new}} > 273.15 \text{ K}$;当水的组分数 $\alpha_{\text{new}} = 0$ 时,控制体内无水,水膜完全冻结为冰,此时控制体温度 $T_{\text{new}} < 273.15 \text{ K}$ 。

3) 冰、水构成了控制体内热量的重新分配,且冰的温度与壁面温度保持一致,此时结冰释放潜热用于加热水膜。

4) 冰、水相界面处于导热平衡,形成了冰水混合状态,温度为 273.15 K 。

基于以上假设构建了相界面导热平衡方程

$$\kappa_{\text{ice}} \times \left(\frac{273.15 - T_{\text{ice}}}{\dot{m}'_{\text{ice}} / \rho_{\text{ice}}} \right) = \kappa_{\text{water}} \times \left(\frac{T_{\text{new}} - 273.15}{\dot{m}'_{\text{water}} / \rho_{\text{water}}} \right) \quad (17)$$

其中 κ_{ice} 表示冰的导热系数, ρ_{ice} 表示冰的密度, κ_{water} 表示水的导热系数, ρ_{water} 表示水的密度, $\dot{m}'_{\text{ice}}$ 表示下一时刻控制体内冰的总量, $\dot{m}'_{\text{water}}$ 表示下一时刻控制体内水膜的总量, $\dot{m}'_{\text{ice}} / \rho_{\text{ice}}$ 表示沿导热方向冰的厚度, $\dot{m}'_{\text{water}} / \rho_{\text{water}}$ 表示沿导热方向水膜的厚度。

结冰多相传热计算模型仅对控制体的质量与能量变化做了整体的计算,缺乏控制体内水膜流动和温度梯度的描述,本文建立的相界面数据交换模型通过求解方程(式(17))可以得到下一时刻控制体内水膜的温度 T_{new} ,并将水膜数据和温度数据通过 UDF 传递给求解器,精细化地描述了控制体内的结冰过程。结冰相界面水膜流动与温度梯度的数据交换模型实现了 UDF 程序与流场求解器间的数据交换和参数实时更新,如图 5 所示。

2.2 模型求解方法

本模型使用 C 语言编写,是基于 UDF 程序的 Fluent 二次开发,在结冰计算中,通过判断控制体内的温度来划分结冰状态,应用相界面数据交换模型进行 UDF 程序和求解器间的源项、流场参数的交换和实时更新,具体流程步骤如下,计算流程如图 6 所示。

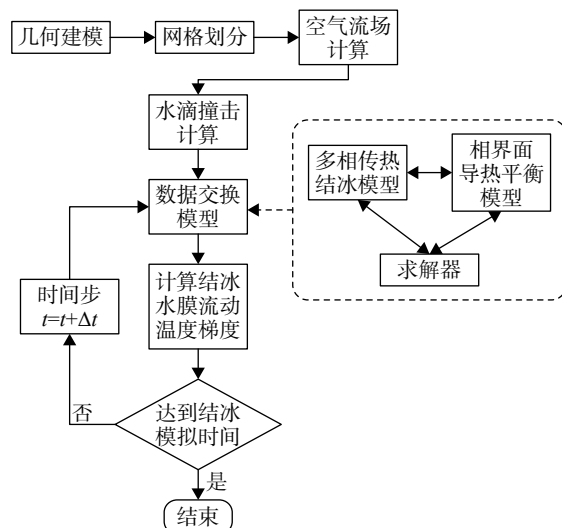


图 5 结冰过程计算模型

Fig. 5 Numerical model of icing process

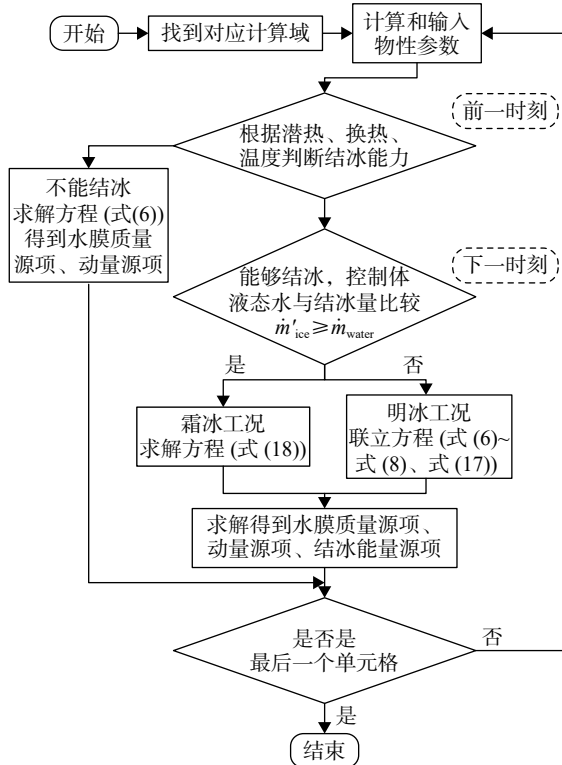


图 6 计算流程

Fig. 6 Solving process

1) 综合判断结冰潜热、对流换热与控制体温度,当控制体结冰能力弱时,判断当前控制体不能结冰, $\dot{m}_{\text{ice}} = 0 \text{ kg/s}$ 、 $T_{\text{new}} = T_{\text{cell}}$, 转 4);当控制体结冰能力强时,判断当前控制体能够结冰,前一时刻水量为 $\dot{m}_{\text{water}}$, 如果 $\dot{m}'_{\text{ice}} \geq \dot{m}_{\text{water}}$, 为霜冰工况则转 2), 如果 $\dot{m}'_{\text{ice}} < \dot{m}_{\text{water}}$, 为明冰工况则转 3)。

2) 霜冰工况,液态水完全冻结

$$\dot{m}_{\text{ice}} = \dot{m}_{\text{imp}} - \dot{m}_{\text{evapo}} \quad (18)$$

将式(18)计算得到的结冰质量 $\dot{m}_{ice}$ 带入式(6)、式(8)得到结冰质量源项 $\Delta\dot{m}$ 和能量源项 $\dot{Q}_{ice}$, 转4)。

3) 明冰工况, 液态水部分冻结, 求解相界面导热平衡方程式(17)得到下一时刻的温度 T_{new} , 并带入式(6)~式(8)中求解得到质量源项 $\Delta\dot{m}$, 结冰质量 $\dot{m}_{ice}$ 和能量源项 $\dot{Q}_{ice}$ 。

4) 将计算得到的质量源项 $\Delta\dot{m}$ 和能量源项 $\dot{Q}_{ice}$ 通过 UDF 程序和求解器计算得到的流场参数之间进行数据交换。

5) 判断是否是最后一个计算单元格, 是则结束, 否则转1)。

2.3 模型优势比较

以 NLF0414-622 翼型为研究对象进行了相界面数据交换模型计算结冰与 LEWICE/CIRA 等软件计算结冰的比较。计算工况为: 攻角为 2° , 气流来流速度为 67.06 m/s, 来流温度为 267.8 K, 来流压力为 101 325 Pa, 平均液滴直径为 29.5 μm , 液态水含量为 0.54 g/m³, 结冰时间为 361 s。将结冰冰形数值模拟结果与 Kind^[24] 的实验结果、LEWICE 软件计算结果、CIRA 软件计算结果进行对比。在 361 s 的结冰时间内, 模拟结冰最大厚度为 8.50 mm, 实验结冰最大厚度为 9.77 mm, 相差 1.22 mm, 误差为 12.49%。LEWICE 软件计算的最大结冰厚度为 9.57 mm, 误差为 2.05%, CIRA 软件计算的最大结冰厚度为 8.33 mm, 误差为 14.74%。各个结冰的冰形如图 7 所示, 其中 X/C 和 Y/C 分别表示 X 、 Y 轴坐标被弦长 C 无量纲化后的距离。

从本模型的结冰计算结果与实验数据对比来看, 结冰厚度误差控制在了 15% 以内, 结冰范围比实验的结冰范围要大一些, 但是结冰冰形分布

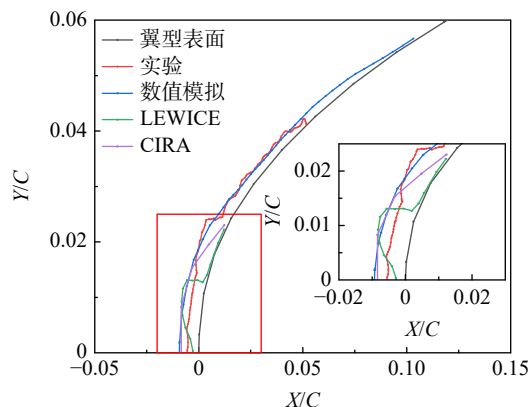


图7 数据交换模型冰形与实验、LEWICE 软件、CIRA 软件冰形比较

Fig. 7 Ice shape comparison of data exchange model, test, LEWICE software and CIRA software

与实验结冰冰形分布是基本吻合的。从本模型结果与 LEWICE、CIRA 软件的计算结果对比来看, 虽然 LEWICE 软件最大结冰厚度误差最小, 但是它的模拟结冰范围与实验结果相差也是最大的, 说明在 LEWICE 软件的计算中, 液态水过多地聚集在了翼型前缘而未向后流动。CIRA 软件计算得到的最大结冰厚度误差比本模型模拟得到的结果误差更大, 且结冰范围也比较小。从上述与两种软件的横向对比可知, 软件模拟的结冰范围与实验结冰范围均存在较大差异, 说明撞击到表面的液态水未向后流动, 而是在前缘部分就大量地结冰。而在本模型中, 由于应用了基于相界面导热平衡方程的数据交换模型, 各控制体内的水膜流动情况能够更加精确的被模拟, 所以从整体冰形分布上来看, 本模型的冰形分布与实验结果更加符合。

3 相界面数据交换模型的验证

3.1 计算模型

本节以发动机进口支板为对象进行了结冰流场的计算, 部件的几何结构如图 8 所示, 支板类似后掠翼型。构件的长度为 0.15 m, 材质为铝, 对其及周围流场域进行了三维的结构化网格划分, 流场域前缘为 10 倍弦长, 后缘为 20 倍弦长, 网格总数为 103 万, 在近壁区进行了加密处理, 选取不同的底层网格高度为 0.5、0.1、0.01、0.005 mm 进行了网格无关性检验, 并确定 0.01 mm 为底层网格的高度, 保证前缘的 $Y^+ \approx 1$ 。选取流场工况条件: 气流来流速度为 30 m/s, 来流温度为 252.55 K, 来流压力为 101 325 Pa, 攻角为 0° , 雷诺数为 2.5×10^5 , 空气密度取为 1.225 kg/m³。

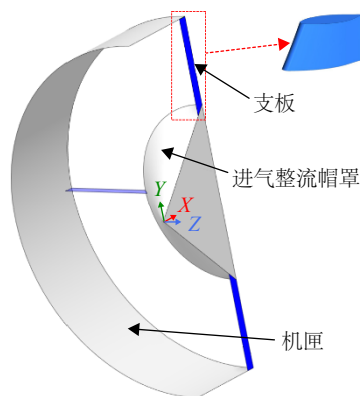


图8 几何模型

Fig. 8 Geometric model

3.2 结冰计算结果与验证

本节进行了不同霜冰、明冰工况的结冰计算模拟。结冰气象条件为: 工况①气流来流速度为 31 m/s, 来流温度为 251.95 K, 来流压力为 101 325 Pa, 平均液滴直径为 20.9 μm , 液态水含量为 0.425 g/m^3 , 结冰时间为 600 s; 工况②气流来流速度为 30 m/s, 来流温度为 252.55 K, 来流压力为 101 325 Pa, 平均液滴直径为 21 μm , 液态水含量为 1.05 g/m^3 , 结冰时间为 300 s; 工况③气流来流速度为 30 m/s, 来流温度为 266.75 K, 来流压力为 101 325 Pa, 平均液滴直径为 29.5 μm , 液态水含量为 2.05 g/m^3 , 结冰时间为 361 s。

水滴撞击计算得到的局部液态水收集系数如图 9 所示。

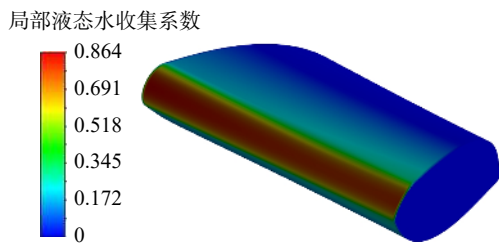


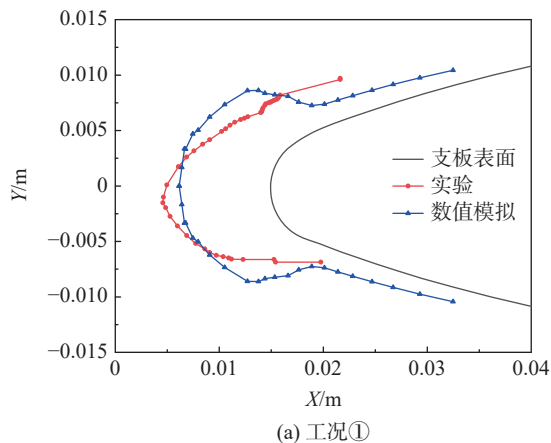
图 9 液态水收集系数

Fig. 9 Water collection coefficient

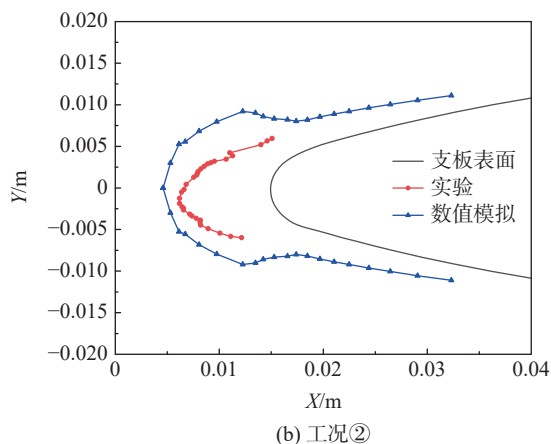
将工况①、工况②的数值模拟冰形结果与中国航发湖南动力机械研究所冰风洞实验结果进行比较, 如图 10 所示。工况①, 数值模拟最大结冰厚度(8.85 mm)与实验最大结冰厚度(10.49 mm), 相差 1.64 mm, 误差为 15.63%; 工况②, 数值模拟最大结冰厚度(10.40 mm)与实验最大结冰厚度(9.87 mm), 相差 0.53 mm, 误差为 5.37%。

在工况③中, 由于实验数据仅有翼根和翼尖处的最大结冰厚度, 所以在此仅进行翼根和翼尖处的最大结冰厚度的验证。翼尖处, 数值模拟最大结冰厚度(13.60 mm)与实验最大结冰厚度(15.81 mm), 相差 2.21 mm, 误差为 13.98%; 翼根处, 数值模拟最大结冰厚度(11.72 mm)与实验最大结冰厚度(13.38 mm), 相差 1.66 mm, 误差为 12.41%。

工况①和工况②是霜冰工况, 过冷水滴撞击到壁面立即冻结, 由于温度较低, 结冰释放潜热不足以融化冰, 因此此时的结冰量取决于水滴撞击到当地的水量。工况③是明冰工况, 此时由于温度较高, 过冷水滴撞击到壁面冻结后, 会因为结冰潜热的释放使得部分或全部的结冰量融化, 形成液态水膜在壁面向后缘移动, 由于壁面导热



(a) 工况①



(b) 工况②

图 10 支板冰形验证

Fig. 10 Ice shape verification of strut

和与空气的对流换热, 水膜的温度逐渐降低并在下游结冰。

综合对比图 7 和图 10 的冰形分布, 可以发现本文模型计算的冰形在前缘滞止区附近存在冰形偏厚、下游冰层覆盖范围较大的问题。对流换热过程是影响结冰的重要因素, 结冰初始表面粗糙度和流态的转换过程, 影响了表面传热系数的变化^[25], 本文模型未考虑结冰初始表面粗糙度的影响, 对流换热过程直接应用湍流表面传热系数计算, 因此对前缘滞止区的结冰量预测与实验相比存在一定的误差。在水滴撞击过程计算中, 过冷水滴直径分布采用了均一化的假设, 即所有水滴的直径都是相同的, 而在实际的冰风洞实验中, 水滴直径分布是不均匀的, 相比计算工况可能偏大也可能偏小, 因此下游的冰层覆盖范围也会受到影响, 未考虑水滴撞击过程粒径非均一化分布是导致计算冰层覆盖面积较大的一个因素。从图 10 实验数据的分布也可以看到, 在结冰下游区域的实验数据采集并不完整甚至缺失, 这也导致了计算冰形与实验冰形存在一定误差。水滴撞击

过程粒径非均一化分布和结冰初始表面粗糙度不是本文的研究重点, 后续的研究工作将会围绕此重点开展。

工况③构件翼根处的表面温度分布模拟结果如图11所示。

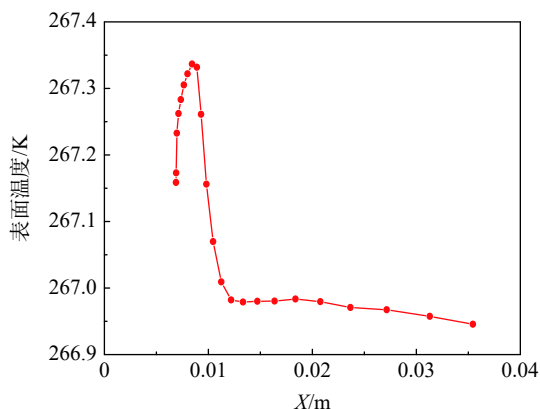


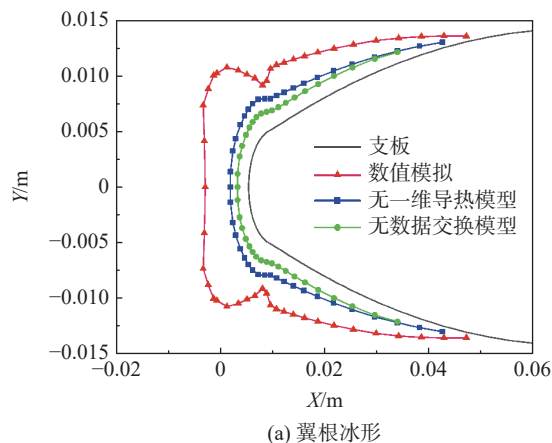
图11 表面温度分布

Fig. 11 Surface temperature distribution

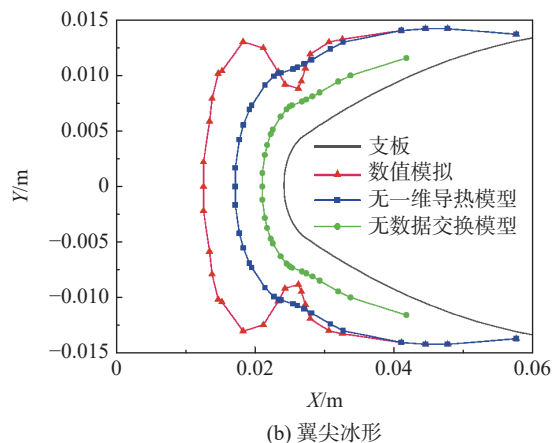
在水滴撞击与水膜流动的过程中, 前缘部分液态水含量较高, 但此时对流换热还没有对结冰过程产生较大影响, 过冷水滴冻结成冰后会立刻被自身释放的潜热所融化。在水膜往后缘流动过程中, 对流换热在结冰能量计算中逐渐占主导地位, 水膜温度也随着对流换热的作用而逐渐降低, 此时发生结冰就相对不容易被自身释放潜热所融化, 从而使相变潜热作用于构件表面造成了一定程度的温升。在之后的流动过程中, 结冰量逐渐减少, 释放相变潜热量降低, 翼型表面温度又呈现了下降的趋势。

本文的相界面数据交换模型和一维导热模型主要针对的是明冰工况下构件表面复杂多相传热流动过程, 因此选取工况③分别进行了翼根和翼尖处本文完整模型、无相界面数据交换模型和无一维导热模型的结冰冰形比较, 冰形分布如图12所示。相界面数据交换模型的优势在于可以准确描述控制体内的温度梯度和控制体间的水膜流动情况, 在明冰工况下水膜未完全冻结并向后缘流动, 在对流换热与导热的作用下重新在下游冻结, 因此最大结冰厚度的位置在驻点下游, 与图10霜冰工况中的最大结冰厚度位置有所区别。当没有相界面数据交换模型时, 支架表面的水膜流动情况和水膜温度无法被准确地描述, 也不能和图11的前缘结冰释放大量结冰潜热导致温升的现象相吻合。一维导热模型的目的在于修正初始结冰阶段撞击水滴因为与壁面导热而立即冻结的现象,

图9表明前驻点附近的局部液态水收集系数偏大, 因此当冰层较薄时会因为导热的作用有大量的过冷水滴撞击到支架表面并立即冻结。当没有一维导热模型时, 壁面的导热无法被准确修正计算, 导致前缘附近的结冰量与完整模型所计算的结冰量差异较大。



(a) 翼根冰形



(b) 翼尖冰形

图12 支架冰形比较

Fig. 12 Ice shapes comparison of strut

应用基于相界面导热平衡的数据交换模型能够较好地描述明冰工况的水膜流动与换热过程, 并将关键的水膜参数与温度数据传递给求解器, 进行流场参数的实时更新。

4 结 论

本文针对发动机过冷水滴结冰问题, 提出了求解结冰相变传热过程的模型理论和方法, 并进行了发动机进口部件的冰风洞实验数据模拟验证工作, 表明了模型的准确性, 并得出以下结论:

1) 提出了结冰过程与壁面导热的一维导热计算模型, 详细阐述了针对特定构件材料和尺寸的一维导热过程当量导热系数的计算方法, 得到了随冰层厚度变化的当量导热系数拟合公式, 应

用于初始结冰阶段导热量的计算。

2) 提出了基于相界面导热平衡方程的数据交换模型,能够精确模拟近壁水膜流动过程和传热过程,并实现了结冰程序与求解器之间关键参数(液态水流动、近壁温度梯度)的实时传递与交换。

3) 应用相界面数据交换模型进行了发动机进口部件的冰风洞实验数据模拟验证,结冰最大厚度模拟结果与实验结果误差能够控制在10%左右,表明此模型具有较好的精度。应用本模型进行了不同结冰软件、不同计算模型的结冰冰形比较,表明了本模型在描述壁面水膜流动和导热计算方面的优势。

参考文献:

- [1] 宋建宇, 吴晶峰, 邱长波, 等. 民用涡轴发动机进气系统结冰试验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(5): 1089-1098.
SONG Jianyu, WU Jingfeng, QIU Changbo, et al. Civil turboshaft engine inducting system icing test[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 1089-1098. (in Chinese)
- [2] TIAN Linchuan, LIU Yang, HU Hui, et al. An experimental study to evaluate hydro-/ice-phobic coatings for icing mitigation over rotating aero-engine fan blades[R]. Atlanta, US, Atmospheric and Space Environments Conference, 2018.
- [3] LIU Yang, HU Hui. An experimental investigation on the unsteady heat transfer process over an ice accreting airfoil surface[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 122: 707-718.
- [4] 马科昌. 发动机进口支板防冰加热功率分布特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
MA Kechang. Performance of heat power distribution characteristic for strut of aeroengine inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [5] THOMAS R, GUIDO B, ISIK O. FENSAP-ICE simulation of icing on wind turbine blades: Part 1 performance degradation[R]. Dallas, US: the 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2013.
- [6] OZCER I, BARUZZI G, REID T, et al. FENSAP-ICE: numerical prediction of ice roughness evolution, and its effects on ice shapes[R]. Vienna, Austria: SAE International Conference on Aircraft and Engine Icing and Ground Deicing, 2011.
- [7] WRIGHT W, STRUK P, BARTKUS T, et al. Recent advances in the LEWICE icing model[R]. Vienna, Austria: SAE International Conference on Icing of Aircraft, Engines, and Structures, 2015.
- [8] WILLIAM B W, VANTAGE P. Validation process for LEWICE by use of a Navier-Stokes solver[R]. Washington, US: AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition, 2016.
- [9] TIMOTHY A S, STEPHEN T M. An assessment of LEWICE roughness and convection enhancement models[R]. Vienna, Austria: SAE International Conference on Icing of Aircraft, Engines, and Structures, 2019.
- [10] FORTIN G, PERRON J, MINGGIONE G, et al. CIRAAMIL ice accretion code improvement[R]. San Antonio, US: the 1st AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, 2009.
- [11] FRANCOIS M, FATIH T, ION P. Anti-icing system simulation using CANICE[J]. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(6): 999-1006.
- [12] CHANKYU S, TAESEONG K. Development of an icing simulation code for rotating wind turbines[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2020, 203: 104239.1-104239.12.
- [13] YANG Qian, GUO Xiaofeng, DONG Wei. Ice accretion and aerodynamic effects on a turbofan engine nacelle under takeoff conditions[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 126: 107571.1-107571.13.
- [14] 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 Jing. Numerical simulation of ice accretion and study for icing scaling law[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015. (in Chinese)
- [15] 卜雪琴, 李皓, 黄平, 等. 二维机翼混合相结冰数值模拟[J]. *航空学报*, 2020, 41(12): 124085.1-124085.11.
BU Xueqin, LI Hao, HUANG Ping. Numerical simulation of mixed phase icing on two-dimensional airfoil[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(12): 124085.1-124085.11. (in Chinese)
- [16] 雷梦龙, 常士楠, 杨波. 基于Meyers模型的三维结冰数值仿真[J]. *航空学报*, 2018, 39(9): 121952.1-121952.11.
LEI Menglong, CHANG Shinan, YANG Bo. Three-dimensional numerical simulation of icing using myers model[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(9): 121952.1-121952.11. (in Chinese)
- [17] MYERS T G. Extension to the messinger model for aircraft icing[J]. *AIAA Journal*, 2001, 39(2): 211-218.
- [18] 张强, 陈迎春, 周涛, 等. 民用飞机机翼结冰试验与数值预测[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(1): 22-26.
ZHANG Qiang, CHEN Yingchun, ZHOU Tao, et al. Test and numerical prediction of ice accretions on civil aircraft wing[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(1): 22-26. (in Chinese)
- [19] BERNARD L M. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of airspeed[J]. *Journal of the Aeronautics Sciences*, 1953, 20(1): 29-42.
- [20] 张文伟, 柯鹏, 杨春信, 等. 气液两相流界面多尺度问题可计算性研究进展[J]. *化工学报*, 2014, 65(12): 4645-4654.
ZHANG Wenwei, KE Peng, YANG Chunxin, et al. Progress of computability of multi-scale interface problems in gas-liquid two-phase flow[J]. *CIESC Journal*, 2014, 65(12): 4645-4654. (in Chinese)
- [21] 邓文豪. 航空发动机过冷水滴结冰过程模拟工具的开发和验证[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2022.
DENG Wenhao. Development and validation of simulation tools on aeroengine supercooled water icing process[D]. Beijing: Beihang University, 2022. (in Chinese)
- [22] SUTIKNO W, SHASHIDHAR S. An Eulerian method to calculate the collection efficiency on two and three dimensional bodies[R]. Reno, US: the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003.
- [23] 郭琦, 申晓斌, 林贵平, 等. 飞机旋转表面结冰数值模拟研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2021, 48(11): 2259-2269.
GUO Qi, SHEN Xiaobin, LIN Guiping, et al. Analysis and numerical simulation of icing on aircraft rotating surfaces[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021, 48(11): 2259-2269. (in Chinese)
- [24] KIND R J. RTO technical report 38: ice accretion simulation evaluation test[R]. Paris, France: the Research and Technology Organization (RTO) of NATO, 2001.
- [25] BRAGG M B, CUMMINGS M J, HENZE C M. Boundary layer and heat transfer measurements on an airfoil with simulated ice roughness[R]. Reno, US: AIAA 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1996.

(编辑: 王碧琚)