

涡扇发动机短舱结冰试验相似方法

杨倩, 董威, 郭之强, 郑梅

(上海交通大学机械与动力工程学院, 上海 200240)

摘 要: 通过分析短舱表面结冰缩比试验相似要求,在保证绕流流场、水滴撞击特性和结冰冰型相似的基础上,分别采用基于气流雷诺数,气流韦伯数和水滴韦伯数3种速度选取方法建立了试验相似准则。利用该准则获得了明冰和霜冰条件下涡扇发动机短舱1/2缩比模型的结冰试验参数,开展了短舱进气道表面结冰冰型预测,对参考模型和缩比模型表面过冷水滴撞击特性、结冰特性、溢流水分布特性进行了分析。结果表明:采用基于气流韦伯数和水滴韦伯数速度选取方法的相似准则,在明冰和霜冰条件下均能保证缩比模型与参考模型表面水滴撞击特性相似,且相似性不受结冰温度影响;溢流水变化趋势与参考模型相似,流动极限相近;缩比模型表面冰型均与参考模型相似,该方法能够为短舱结冰试验参数选取提供依据。

关 键 词: 结冰相似准则; 发动机短舱; 结冰数值计算; 水滴撞击特性; 结冰特性

中图分类号: V216.5⁺7

文献标志码: A

Scaling method of turbofan engine nacelle under icing test

YANG Qian, DONG Wei, GUO Zhiqiang, ZHENG Mei

(School of Mechanical Engineering,

Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: In order to eliminate the constrains of engine icing test on experimental ability and space, an icing scaling law of turbofan engine nacelle icing test was established based on similar requirements such as the airflow field, water droplet impingement and ice accretion characteristics. And there were three airflow velocity selections based on airflow Reynolds number, airflow Weber number and water droplet Weber number respectively, and these three velocity selections can be used to reflect different influencing parameters on icing similarity. The glaze and rime ice accretion conditions of 1/2 sub-scale turbofan engine nacelle model were obtained by this scaling law. And the ice prediction on turbofan nacelle inlet was carried out with numerical simulation, and the similarities of water droplet impingement, ice accretion and runback water characteristics were analysed. Results show that the scaling law based on airflow Weber number and water droplet Weber number can better ensure the similarity of the droplets impingement on the surface of the scale model and the reference model under the glaze ice and rime ice conditions, and the similarity is not affected by the freezing temperature. The variation and limit of the runback water is similar to the reference model. Under different icing conditions, the surface ice accretion of scale model is similar to the ref-

收稿日期: 2019-03-14

基金项目: 国家自然科学基金(11572195); 国家重点基础研究发展计划(2015CB755800)

作者简介: 杨倩(1994—),女,硕士生,研究方向为飞机及发动机结冰与防冰。E-mail:qianyang@sjtu.edu.cn

通信作者: 董威(1970—),男,教授、博士生导师,博士,研究方向为航空航天流动与传热问题。E-mail:wdong@sjtu.edu.cn

引用格式: 杨倩,董威,郭之强,等. 涡扇发动机短舱结冰试验相似方法[J]. 航空动力学报,2019,34(9):1988-2000. YANG Qian, DONG Wei, GUO Zhiqiang, et al. Scaling method of turbofan engine nacelle under icing test[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(9): 1988-2000.

erence, and this scaling law can provide a good basis for the subscale nacelle icing test.

Key words: icing scaling law; engine nacelle; numerical ice accretion simulation; water droplet impingement; icing characteristics

飞机迎风表面,如机翼前缘、发动机进口部件等位置,穿越过冷水滴云层时会发生结冰。在没有进行充分防冰、及时除冰的情况下,结冰的产生会对飞行带来极大的危害^[1-3],因此对于飞机及发动机的设计必须开展结冰与防冰性能的研究。现有的飞机结、防冰研究方法主要有飞行试验、地面冰风洞试验以及数值计算等。在实际结冰条件下进行飞行试验是防冰验证最可靠的方式,但是飞行试验成本高,风险大。利用数值方法模拟结防冰部件表面过冷水滴撞击^[4-5]、水膜流动^[6-8]、结冰过程^[9-10]和热气防冰^[11-12]具有成本低、便于实现等优势。但是由于缺乏精确的结冰流动换热模型,对于复杂形状部件结、防冰数值模拟,现有的方法仍存在一定的局限性。地面冰风洞结冰试验通过在低温气流中喷入满足试验条件的云雾来模拟实际过冷水滴结冰环境来开展结、防冰试验,是进行飞机及发动机结、防冰研究的重要手段。

国内外大型结冰风洞有美国航空航天局 NASA Glenn 研究中心冰风洞 (IRT)^[13-14],加拿大高空模拟冰风洞 (AIWT)^[15],意大利宇航中心 (IWT) 冰风洞,法国宇航局 (ONERA) 冰风洞^[16],以及中国空气动力研究与发展中心 3 m×2 m 大型结冰风洞^[17]。冰风洞内可容纳试验件实际尺寸和试验参数范围会限制结冰试验的开展,特别是大涵道比涡扇发动机的进气短舱采用一体化设计,结构尺寸大,在设计阶段很难在冰风洞中开展全尺寸模型结冰和防冰试验研究。

国内外许多学者对飞机结冰相似问题开展了研究。Anderson 等^[18]提出了在满足模型特征尺寸、来流气体参数和水滴平均直径相等后通过满足液态水质量浓度与结冰时间的乘积来实现液态水撞击量相等,从而实现结冰相似;Olsen 等^[19]提出在满足模型特征尺寸、来流气体压力和速度、水滴平均直径、液态水撞击量相等的基础上,利用结冰系数来代替来流空气温度作为相似条件。Ingelman 等^[20]提出可以通过满足缩比模型和参考模型气流温度和压力相等,并保证水滴惯性参数 K 、液态水撞击量相等来实现结冰相似,这一方法忽略了对结冰系数的有效相似,使用较少。Ruff^[21]系统地考虑了水滴运动方程和结冰能量平衡方程,将水滴惯性参数、液态水撞击量、结冰

系数、热相对因子、空气能量传递势以及水滴能量传递势相结合得到缩比试验相似 (AEDC) 准则。此外,法国宇航局^[22]提出了实现缩比模型试验条件相结冰似的 ONERA 准则。易贤^[23]基于对 AEDC 和 ONERA 准则的分析,给出了一种考虑来流动压对结冰脱落影响的改进结冰试验相似准则,并利用数值方法对改进的相似准则进行了有效性评估。周志宏等^[24]通过对水滴运动、撞击过程中的动力学效应建立了一套结冰试验相似准则,并通过数值模拟验证了准则的有效性。

目前对于大涵道比涡扇发动机短舱结、防冰的研究还不够深入,其中地面试验设备开展全尺寸的短舱结冰、防冰试验非常困难,是研究面临的难题之一。尽管国内外在结冰相似方面开展了很多研究,但大多数研究针对二维翼型开展,对于复杂部件的三维结冰相似问题仍需继续探索。本文通过对过冷水滴运动和结冰过程分析,通过保证绕流流场相似、水滴撞击相似和结冰相似建立短舱结冰缩比试验相似准则,分别采用基于气流雷诺数,气流韦伯数,水滴韦伯数等三种速度选取方法获得相应缩比模型的结冰试验参数,并通过数值仿真方法进行结冰预测,对该准则进行了相似性验证,得到了涡扇发动机短舱表面结冰试验适用的结冰相似准则。

1 结冰缩比相似准则

通过分析结冰表面空气流场,过冷水滴受到的空气阻力、重力等作用力以及结冰过程质量和能量守恒,可以得到短舱结冰缩比试验中需要满足的相似条件。短舱结冰相似需要在模型几何相似的基础上,满足短舱结冰表面绕流流场相似、水滴在部件表面的撞击特性相似、结冰过程及结冰冰型相似。

模型几何相似是保证结冰相似的基础。模型几何相似既需要保证无冰模型几何尺寸,表面材质相似,又需要保证在结冰过程中任意时刻参考模型和缩比模型表面结冰相似。由空气流动 Navier-Stokes (N-S) 方程可知,满足参考模型和缩比模型绕流流场相似,必须满足流场雷诺数和马赫数相等。考虑到结冰试验中,气流速度较小,忽略压缩性的影响;水滴撞击和结冰过程主要发

生在翼型前缘,气流边界很薄,流速影响很小,因此不严格要求流场雷诺数和马赫数相等。

1.1 过冷水滴撞击特性相似

过冷水滴的运动由在气流中受到的作用力决定,可以表示为

$$m_d \frac{du_d}{dt} = F_{\text{drag}} \quad (1)$$

式中 m_d 为水滴质量, du_d/dt 为水滴运动加速度, F_{drag} 为水滴在空气流场中受到的作用力。

$$F_{\text{drag}} = \frac{\pi}{8} D_{\text{mv}}^2 C_d \rho_{\text{air}} (u_{\text{air}} - u_d)^2 \quad (2)$$

式中 u_{air} 为气流速度, D_{mv} 为水滴平均直径, C_d 为水滴阻力系数。将式(2)带入式(1),等式两边同时乘 d/u_{∞}^2 无量纲化得到

$$\frac{dU_d}{dt} = \frac{C_d Re_{\text{rel}}}{24} \cdot \frac{1}{K} (U_{\text{air}} - U_d) \quad (3)$$

式中

$$Re_{\text{rel}} = \frac{\rho_{\text{air}} D_{\text{mv}} (u_{\text{air}} - u_d)}{\mu_{\text{air}}}, \quad K = \frac{\rho_d D_{\text{mv}}^2 u_{\infty}}{18 d \mu_{\text{air}}}$$

其中 U_{air} 、 U_d 分别为空气、水滴的无量纲速度; ρ_{air} 、 ρ_d 分别为空气、水滴的密度; K 为无量纲水滴惯性参数, d 为短舱特征截面翼型前缘曲率直径, u_{∞} 为自由来流速度。

保证 $C_d Re_{\text{rel}}/24$ 和 K 值相等,可以实现水滴运动轨迹和撞击特性相似,但是在实际试验参数选择时,不能同时满足这两个条件。为了解决这一问题,Langmuir 和 Blodgett^[25] 提出了修正水滴惯性参数 K_0

$$K_0 = \frac{1}{8} + \frac{\lambda}{\lambda_{\text{stokes}}} \left(K - \frac{1}{8} \right) \quad (4)$$

式中 λ 为水滴的惯性。 $\lambda/\lambda_{\text{stokes}}$ 为水滴雷诺数 Re_d 的函数,如式(5)

$$\frac{\lambda}{\lambda_{\text{stokes}}} = \frac{1}{0.8388 + 0.001483 Re_d + 0.1847 \sqrt{Re_d}} \quad (5)$$

在翼型撞击驻点处,水滴撞击系数 β_0 满足

$$\beta_0 = \frac{1.4 \left(K_0 - \frac{1}{8} \right)^{0.84}}{1 + 1.4 \left(K_0 - \frac{1}{8} \right)^{0.84}} \quad (6)$$

保证修正水滴惯性参数 $K_{0,r} = K_{0,s}$, 其中下标 r 为参考模型, s 为缩比模型。可以实现过冷水滴运动轨迹相似,保证短舱表面的局部水滴收集系数相等,且水滴撞击极限的位置相同。

1.2 表面结冰特性相似

过冷水滴撞击表面后其结冰过程需要满足质

量守恒和能量平衡。其中,撞击在表面的液态水量可以用质量收集因子 A_c 来衡量。 A_c 表示成来流液态水质量浓度 C_{lw} 、气流速度 u_{air} 、翼型前缘曲率直径 d 以及暴露在气流中的结冰时间 t 的函数。

$$A_c = \frac{C_{\text{lw}} u_{\text{air}} t}{\rho_{\text{ice}} d} \quad (7)$$

结冰系数 n_0 为控制体内液态水结冰质量与液态水总质量的比值,这一变量对结冰冰型有很大影响。通过对结冰过程质量守恒和能量平衡的分析,驻点处的结冰系数可以表示成

$$\begin{cases} n_0 = \frac{c_{p,w}}{H_f} \left(\phi + \frac{\Theta}{b} \right) \\ \phi = T_{\text{film}} - T - \frac{u_{\text{air}}^2}{2c_{p,\text{water}}} \end{cases} \quad (8)$$

式中 c_p 为水的比定压热容, ϕ 为水滴能量传递势, Θ 为空气能量传递势, b 为热相对因子^[23], H_f 为结冰潜热, T_{film} 为边界层温度。在驻点处结冰系数计算中,驻点处表面传热系数 h 通过经验公式得到

$$\begin{cases} Nu_{\text{air}} = 1.14 Pr_{\text{air}}^{0.4} Re_{\text{air}}^{0.5} \\ Re_{\text{air}} = \frac{\rho_{\text{air}} u_{\text{air}} d}{\mu_{\text{air}}} \\ h = \frac{\kappa_{\text{air}}}{Nu_{\text{air}} d} \end{cases} \quad (9)$$

式中 κ_{air} 为空气的导热系数。

因此要想实现缩比模型结冰特性与参考模型相似,两者表面的质量收集因子 A_c 必须保证相等;通过保证驻点水滴能量传递势 $\phi_{0,r} = \phi_{0,s}$, 计算得到来流温度;通过 $n_{0,r} = n_{0,s}$ 计算得到液态水质量浓度,并且保证驻点处结冰系数一致。驻点处结冰系数是保证缩比模型与参考模型能量平衡和质量平衡的参数,在光滑结冰表面保证驻点处结冰系数相似,可以保证其他位置结冰系数也相似。

$$\begin{cases} A_{c,r} = A_{c,s} \\ \phi_{0,r} = \phi_{0,s} \\ n_{0,r} = n_{0,s} \end{cases} \quad (10)$$

1.3 缩比模型试验速度选取

在结冰缩比试验中, AEDC^[21] 和 ONERA^[22] 相似准则使用较多,但是两种方式中对试验中来流气体速度的选取并没有给出明确的规定。来流速度对结冰过程的影响研究也主要集中在翼型结冰,因此有必要提出合适于三维短舱相似速度确定方法。

结冰表面通过蒸发和对流带走的热量受到表面对流传热系数的影响。在进行结冰部件能量平衡分析时,表面传热系数可以表示成气流雷诺数的函数,因此可以通过保证气流雷诺数相似来选

择试验速度, 如式(10)

$$\begin{cases} Re = \frac{\rho_{\text{air}} u_{\text{air}} L}{\mu_{\text{air}}} \\ Re_r = Re_s \end{cases} \quad (11)$$

式中 L 为结冰部件特征长度。

在结冰试验中, 液态水表面张力会对冰角位置、角度等结冰特性有很大影响, 可以通过韦伯数来体现。选取不同的韦伯数参考物理量可以从不同角度来体现结冰过程液态水的物理特性, 从而将表面张力对结冰的影响体现在缩比结冰参数的确定中。以气体物性参数、部件特征尺寸 d 作为参考时, We 可以体现结冰表面溢流水流动变形特性, 如式(11); 以水滴物性参数和平均直径 D_{mv} 作为参考, We 数可以体现水滴表面张力对水滴运动和结冰过程的影响, 如式(12), 其中 $\sigma_{\text{w}, \text{a}}$ 为气液表面张力系数。

$$\begin{cases} We_d = \frac{\rho_{\text{air}} u_{\text{air}}^2 d}{\sigma_{\text{w}, \text{a}}} \\ We_{\text{d}, \text{r}} = We_{\text{d}, \text{s}} \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} We_{\text{mvd}} = \frac{\rho_{\text{w}} u_{\text{air}}^2 D_{\text{mv}}}{\sigma_{\text{w}, \text{a}}} \\ We_{\text{mvd}, \text{r}} = We_{\text{mvd}, \text{s}} \end{cases} \quad (13)$$

1.4 结冰试验参数确定

结冰试验中主要参数有: 结冰部件几何尺寸, 来流气体温度、压力、速度, 气流挟带过冷水滴平均直径 D_{mv} , 气流液态水质量浓度 C_{lw} 以及结冰时间这七个主要参数。

首先给定结冰部件几何尺寸, 文中给定参考模型短舱几何尺寸, 缩比模型与参考模型相似比为 $1/2$; 认为进行地面试验, 压力值恒等于一个大气压; 通过式(10)~式(12), 确定来流速度; 通过满足水滴轨迹相似可以得到平均过冷水滴直径 D_{mv} ; 通过满足驻点处结冰系数相等可以得到来流液态水质量浓度 C_{lw} ; 通过满足水滴传递势相等得到来流温度 T ; 通过满足质量收集因子 A_c 相似得到结冰时间 t , 如下:

$$\begin{cases} \beta_{0, \text{r}} = \beta_{0, \text{s}} \\ A_{\text{c}, \text{r}} = A_{\text{c}, \text{s}} \\ n_{0, \text{r}} = n_{0, \text{s}} \\ \phi_{0, \text{r}} = \phi_{0, \text{s}} \end{cases} \quad (14)$$

2 结冰计算模型和结冰条件

2.1 模型与计算网格

如图 1 所示, 选用某型号涡扇发动机短舱三

维模型作为研究对象, 保留短舱气动外形。通过上文的相似准则和速度选取方法确定数值模拟计算条件, 分析不同速度选取方法对缩比模型结冰相似性的影响。图 1 中标注了进行水滴撞击、结冰特性以及溢流水特性分析的特征截面。

为了保证流场计算结果的可靠性, 计算边界上游距进气道唇口设置为 15 倍发动机风扇直径; 为了使短舱出口流动充分发展, 设置下游边界距短舱后缘 21 倍风扇直径, 四周远场边界设置为 10 倍风扇直径。图 2 中给出了短舱计算流域全局网格, 进气道唇口附近的加密网格, 以及在 $\theta=0^\circ$ 和 $\theta=90^\circ$ 截面处网格剖面。

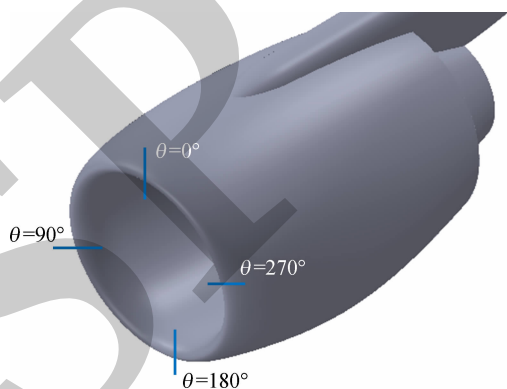


图 1 短舱几何结构和特征截面位置

Fig. 1 Nacelle model and the locations of characteristic profiles

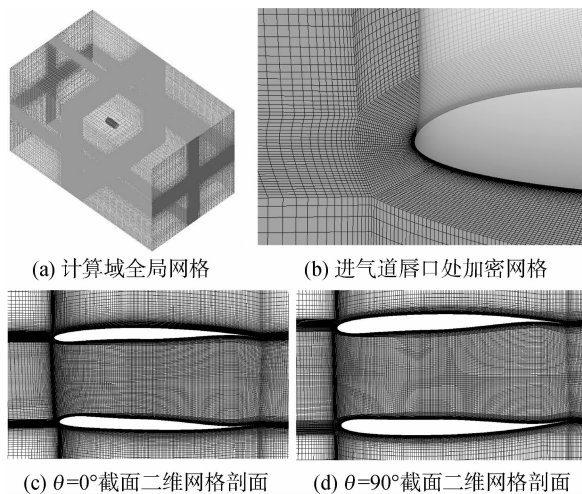


图 2 短舱结冰计算网格

Fig. 2 Grid of nacelle for icing accretion simulation

2.2 结冰预测计算条件

为了验证上述结冰相似准则和速度选取方法满足短舱结冰试验相似性要求, 选取了明冰(来流温度 $T=263.15\text{ K}$), 霜冰($T=253.15\text{ K}$, $T=$

243.15 K)三组结冰条件,并依据上述准则对几何模型和试验参数进行严格缩比。本文中选取发动机短舱长度作为特征长度 L ,选取特征截面 $\theta=0^\circ$ 处翼型截面前缘曲率直径作为特征尺寸 d ,计算得到相应结冰参数,如表 1~表 3 所示。如果缩比模型计算得到的结冰特性和冰型经归一化处理,与参考模型表面结冰相似,则认为该相似准则和速度选取方法是有效的。

表 1 明冰 ($T=263.15\text{ K}$) 计算条件

Table 1 Parameters of glaze icing accretion simulation at $T=263.15\text{ K}$

参数	模型	Re	We_d	We_{mvd}
$u/(\text{m/s})$	69.2	138.4	97.9	90.5
T/K	263.15	262.85	263.25	263.35
$D_{mv}/\mu\text{m}$	40.0	20.0	22.7	23.4
$C_{lw}/(\text{g/m}^3)$	1.00	0.35	0.91	1.03
t/min	18.00	12.87	6.97	6.68

表 2 霜冰 ($T=253.15\text{ K}$) 计算条件

Table 2 Parameters of rime icing accretion simulation at $T=253.15\text{ K}$

参数	模型	Re	We_d	We_{mvd}
$u/(\text{m/s})$	69.2	138.4	97.9	90.6
T/K	253.15	252.65	253.35	253.65
$D_{mv}/\mu\text{m}$	40.0	20.0	22.7	23.4
$C_{lw}/(\text{g/m}^3)$	1.00	0.65	1.05	1.13
t/min	18.00	6.84	6.08	6.08

表 3 霜冰 ($T=243.15\text{ K}$) 计算条件

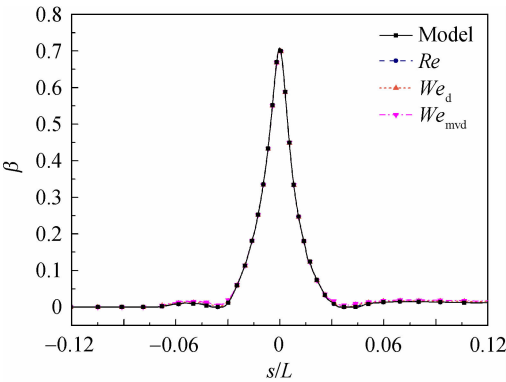
Table 3 Parameters of rime icing accretion simulation at $T=243.15\text{ K}$

参数	模型	Re	We_d	We_{mvd}
$u/(\text{m/s})$	69.2	138.4	97.9	90.6
T/K	243.15	241.95	243.75	243.95
$D_{mv}/\mu\text{m}$	40.0	20.0	22.7	23.4
$C_{lw}/(\text{g/m}^3)$	1.00	0.75	1.09	1.16
t/min	18.00	5.99	5.85	5.93

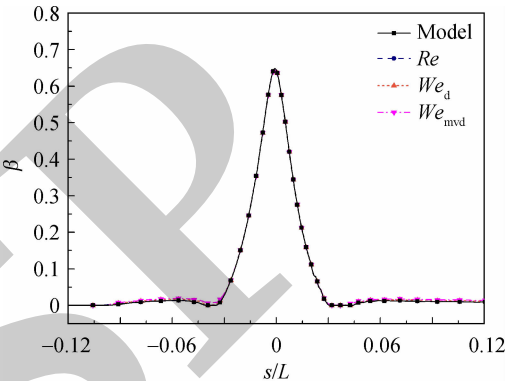
3 结果与分析

3.1 局部水滴收集系数分析

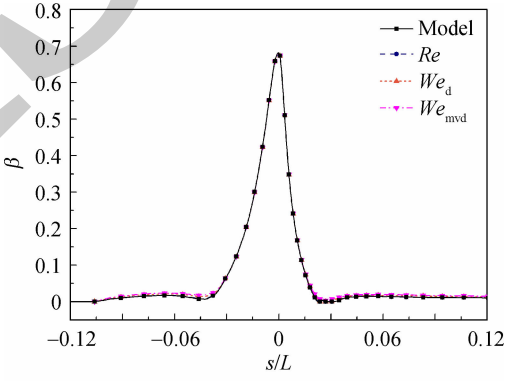
短舱表面水滴撞击特性采用欧拉法计算得到。图 3 给出了明冰条件 ($T=263.15\text{ K}$) 下参考



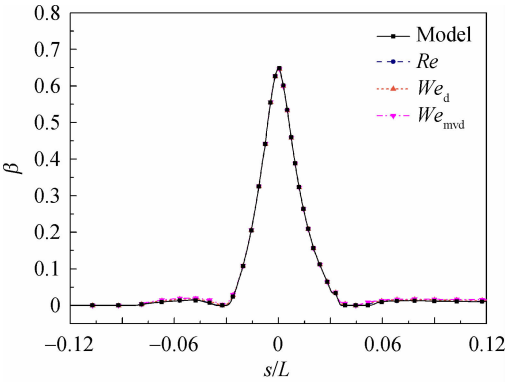
(a) $\theta=0^\circ$ 截面



(b) $\theta=90^\circ$ 截面



(c) $\theta=180^\circ$ 截面



(d) $\theta=270^\circ$ 截面

图 3 明冰条件 ($T=263.15\text{ K}$) 局部水滴收集系数分布
Fig. 3 Collection coefficient distributions under graze condition at $T=263.15\text{ K}$

模型和缩比模型局部水滴收集系数 β 的分布。图中横坐标为截面表面坐标 s 归一化结果,其中 $s/L>0$ 表示短舱外缘, $s/L<0$ 表示短舱内缘。可以发现,采用三种速度方法计算得到的局部水滴收集系数分布除在进气道内外缘有微小差别外,驻点及驻点附近区域均保持一致,且都能得到与参考模型一致的水滴撞击极限。

图 4 展示了不同结冰条件下, $\theta=0^\circ$ 截面处局部水滴撞击参数分布。采用欧拉法计算水滴撞击时不考虑水滴运动过程中与气流的传热传质,因此结冰温度对水滴撞击特性没有影响,采用三种速度选择方法构造相似准则均能较好的保证短舱表面过冷水滴撞击特性相似。

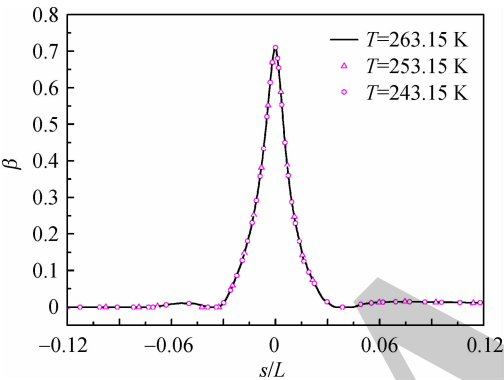
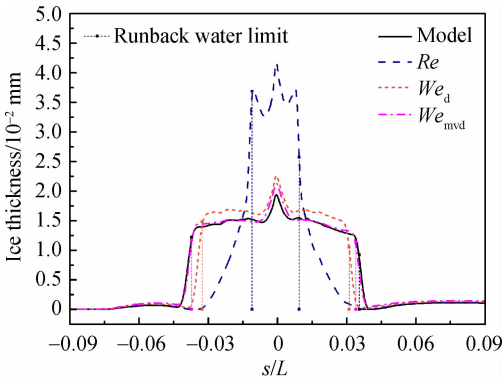


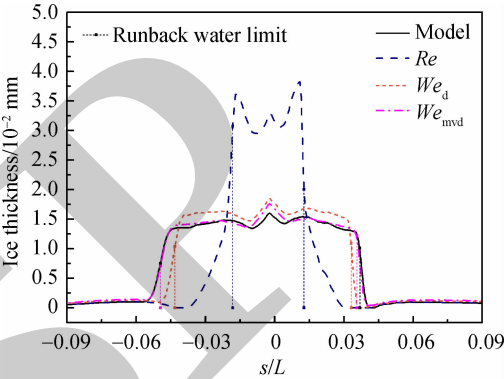
图 4 $\theta=0^\circ$ 截面局部水滴收集率分布
Fig. 4 Collection coefficient distributions at $\theta=0^\circ$ section

3.2 表面结冰特性分析

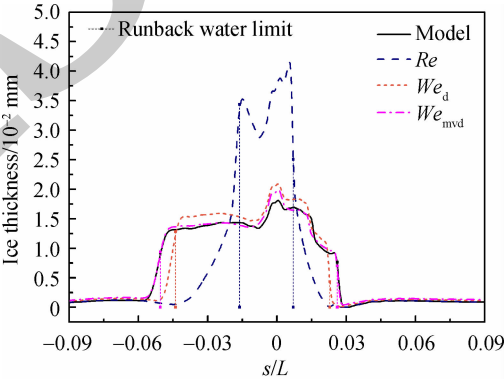
由几何相似性要求可知,要想保证缩比试验与参考模型试验冰型一致,任意时刻模型表面的几何均满足归一化相似。图 5 给出了短舱参考模型和缩比模型特征截面在明冰条件($T=263.15\text{ K}$)下,第一个时间步长(参考模型时间步长为 1 s ,缩比模型时间步长为参考模型结冰总时间与缩比模型结冰总时间之比折算得到)结冰厚度归一化处理后的分布。可以看出,通过来流韦伯数 We_d 和水滴韦伯 We_{mvd} 速度选取方法得到结冰厚度的归一化结果与参考模型较为接近,结冰厚度相差较小,且结冰厚度的变化趋势也相似;其中, We_{mvd} 方法的效果要稍优于 We_d 方法;采用 Re 速度方法时,得到的缩比模型结冰厚度变化趋势和参考模型结果相差较大。图 5 中竖直实线表示溢流水极限位置,该区域内撞击水冻结不完全,形成明冰。可以看出采用 We_{mvd} 和 We_d 方法的溢流水边界与参考模型的结果相近, Re 方法得到的结



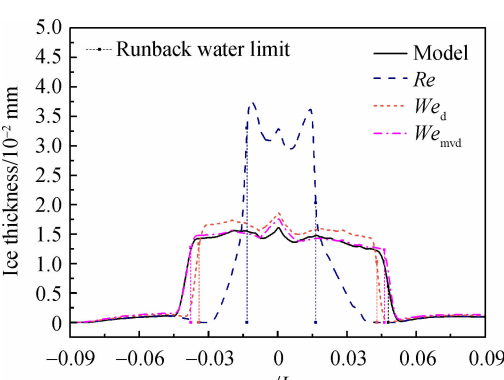
(a) $\theta=0^\circ$ 截面



(b) $\theta=90^\circ$ 截面



(c) $\theta=180^\circ$ 截面

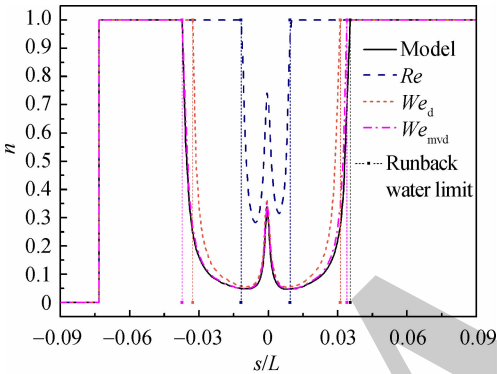


(d) $\theta=270^\circ$ 截面

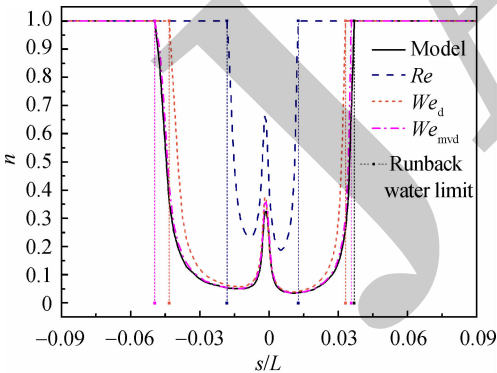
图 5 明冰条件($T=263.15\text{ K}$)第一个时间步长结冰厚度
Fig. 5 Icing thickness in the first time-step at graze condition at $T=263.15\text{ K}$

果与参考模型相差较大。

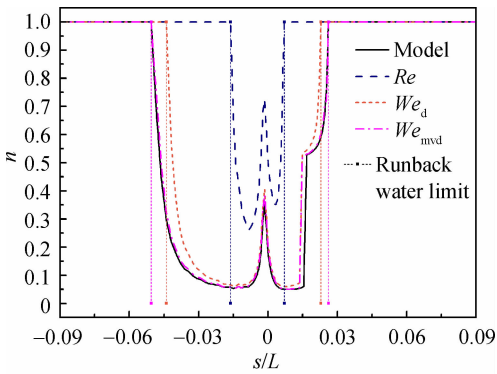
图 6 中展示了明冰(来流温度为 263. 15K)条件下短舱参考模型和缩比模型特征截面处第一个时间步长内的结冰系数分布。由于驻点处撞击水量大,滞止区内液态水不能完全冻结,结冰系数小于 1;在驻点附近,一方面由于该位置局部水收集系数较大,撞击水量较大,另一方面由于驻点处液态水不完全冻结,存在溢流水,导致进入驻点后方的控制体的液态水不断增加,造成结冰系数逐渐降低;随后,溢流水质量和撞击水质量逐渐减少,进入后方控制体液态水减少,冻结系数逐渐升高,最后等于 1。在短舱进气道外侧($s/L>0$)结冰系数一直保持为 1,表示在这些位置发生结冰,并且不



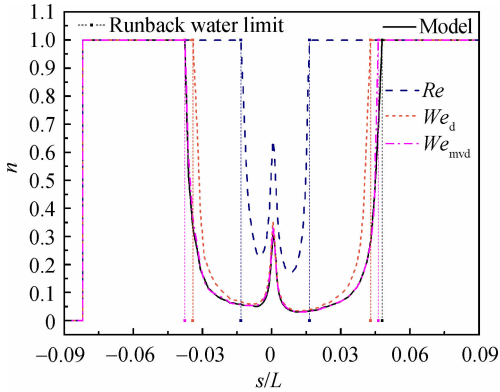
(a) $\theta=0^\circ$ 截面



(b) $\theta=90^\circ$ 截面



(c) $\theta=180^\circ$ 截面

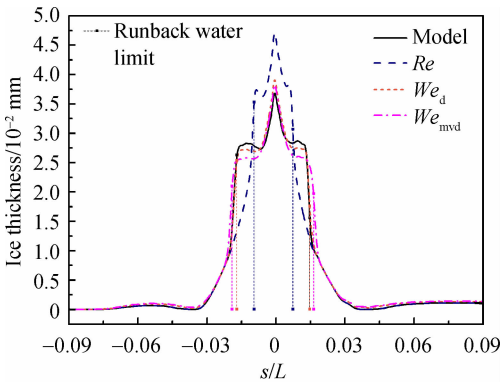


(d) $\theta=270^\circ$ 截面

图 6 明冰条件($T=263.15\text{ K}$)第一个时间步长结冰系数分布
Fig. 6 Icing fraction in the first time-step at graze condition at $T=263.15\text{ K}$

存在溢流水,结冰质量等于通过水滴撞击收集的液态水质量。在短舱进气道内侧($s/L<0$)结冰系数从 1 又变为 0,表示在结冰系数变为 0 的位置后方不再发生结冰。与结冰厚度相似性类似,通过 We_d 和 We_mv 方法得到明冰条件结冰系数与参考模型较为接近;采用 Re 方法不能对结冰系数有准确的预测,无论在驻点区,还是驻点区域以外的结冰位置,都与参考模型的结冰系数分布较大误差。

图 7 中展示了霜冰条件($T=253.15\text{ K}$)下短舱参考模型和缩比模型特征截面处第一个时间步长内结冰厚度分布。在该条件下,结冰厚度分布应与局部液态水收集系数分布相似。但是计算发现,驻点处仍存在不完全冻结的情况,溢流水对驻点处结冰有轻微影响。不完全冻结的区域较明冰条件有所减小,溢流水边界向驻点移动,在溢流水边界之后,结冰厚度完全由过冷水滴撞击特性决定。从参考模型和缩比模型结果对比可以看出,在该条件下采用来流韦伯数 We_d 和水滴韦伯 We_mv 速度选取方法获得的结冰厚度归一化结果能够满足相似性要求;相较于明冰条件,该霜冰条



(a) $\theta=0^\circ$ 截面

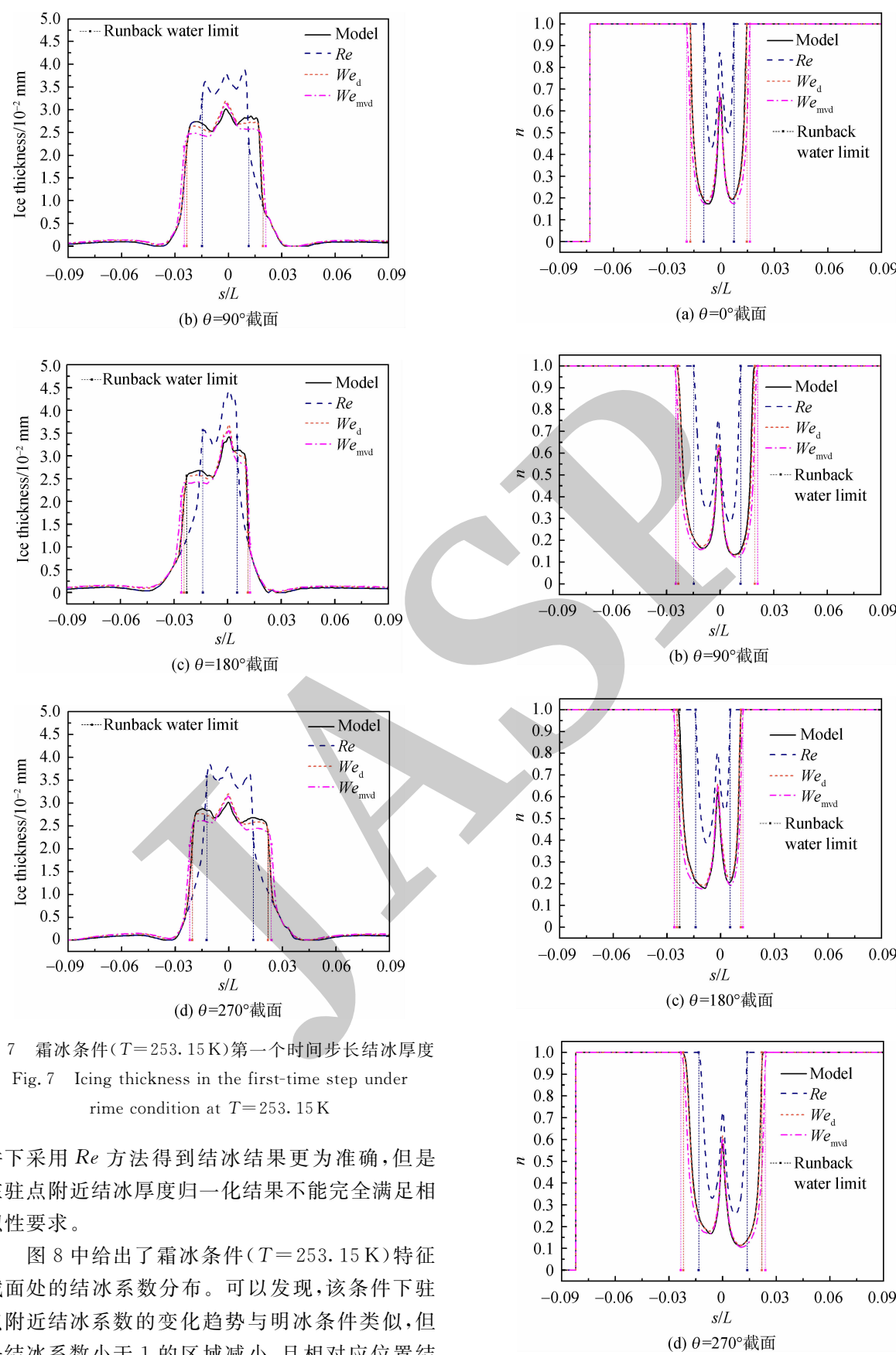


图 7 霜冰条件($T=253.15\text{ K}$)第一个时间步长结冰厚度

Fig. 7 Icing thickness in the first-time step under rime condition at $T=253.15\text{ K}$

件下采用 Re 方法得到结冰结果更为准确,但是在驻点附近结冰厚度归一化结果不能完全满足相似性要求。

图 8 中给出了霜冰条件($T=253.15\text{ K}$)特征截面处的结冰系数分布。可以发现,该条件下驻点附近结冰系数的变化趋势与明冰条件类似,但是结冰系数小于 1 的区域减小,且相对应位置结冰系数数值大于明冰条件。

在来流温度为 243.15 K 时,短舱进气道表面撞击水完全冻结,不存在溢流水,所有结冰表面上

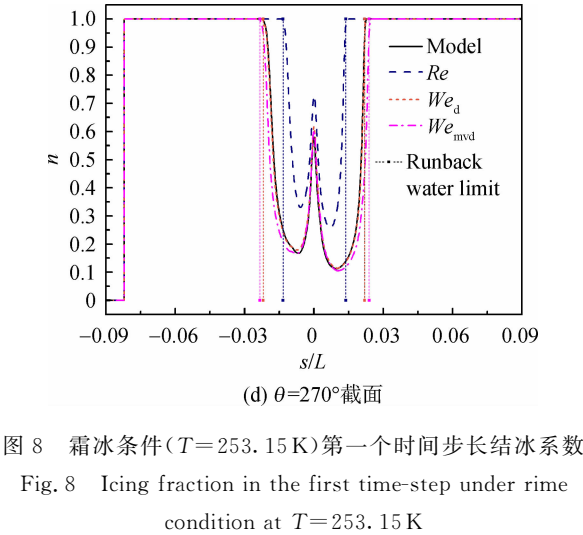
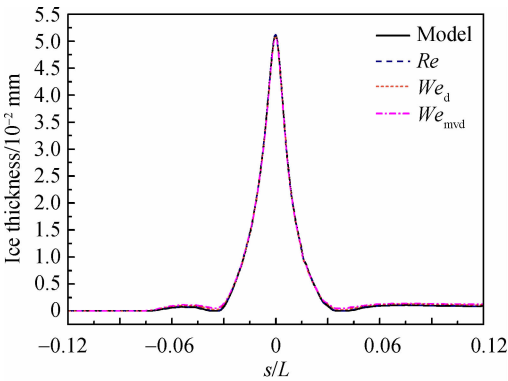


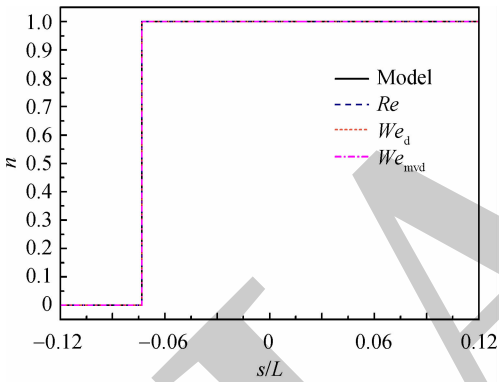
图 8 霜冰条件($T=253.15\text{ K}$)第一个时间步长结冰系数

Fig. 8 Icing fraction in the first time-step under rime condition at $T=253.15\text{ K}$

都形成霜冰。图 9 中给出了特征截面 $\theta=0^\circ$ 处的结冰厚度和结冰系数分布。其中,结冰厚度和图 4 中局部水收集系数分布相似,结冰系数在截面任意位置都等于 1。在该结冰条件下,严格满足相似条件时,三种速度选取方法得到的结果均与模型结果相似。



(a) 结冰厚度



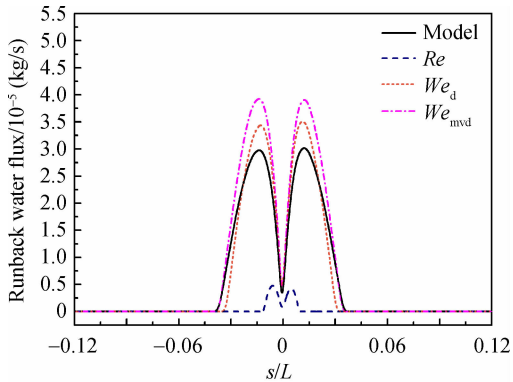
(b) 结冰系数

图 9 霜冰条件($T=243.15\text{ K}$)第一个时间步长结冰参数
Fig. 9 Icing parametres in the first time-step under time condition at $T=243.15\text{ K}$

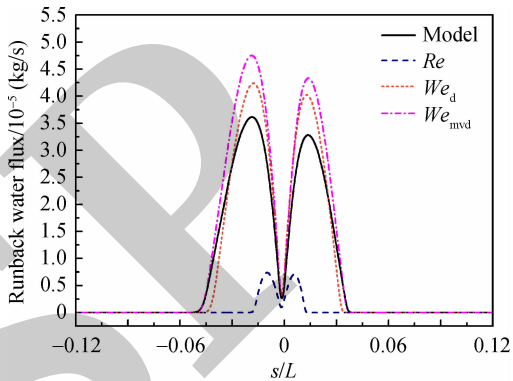
3.3 表面溢流水特性分析

图 10 和图 11 分别展示了明冰($T=263.15\text{ K}$)和霜冰($T=253.15\text{ K}$)条件下,短舱表面溢流水分布。尽管在进行相似准则有效性分析时,不要求结冰表面溢流水相似,但是溢流水的范围和变化趋势对短舱表面结冰位置和形态有重要影响,因此对参考模型和缩比模型表面溢流水流动范围和流量变化趋势进行对比分析。

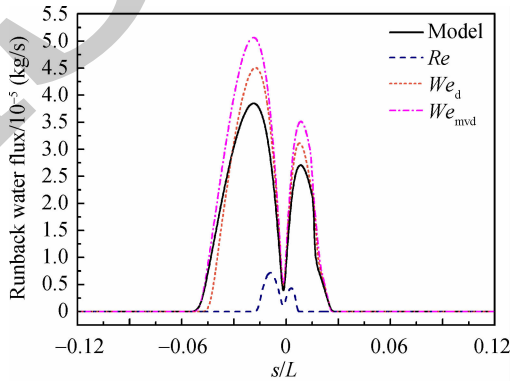
从图 10 和图 11 可以看出,在两种结冰条件下,采用 We_d 和 We_{mvd} 速度选取方法时,缩比模型与参考模型溢流水流量变化趋势相同,且分布区域和流动极限相近,表明这两种方法可以准确预测出结冰表面明冰向霜冰转变的位置,从而保证明冰冰角位置,角度等特性的准确预测。采用 Re



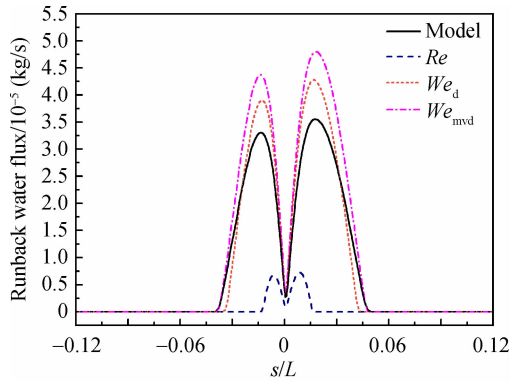
(a) $\theta=0^\circ$ 截面



(b) $\theta=90^\circ$ 截面



(c) $\theta=180^\circ$ 截面



(d) $\theta=270^\circ$ 截面

图 10 明冰条件($T=263.15\text{ K}$)溢流水分布
Fig. 10 Runback water distribution under glaze condition at $T=263.15\text{ K}$

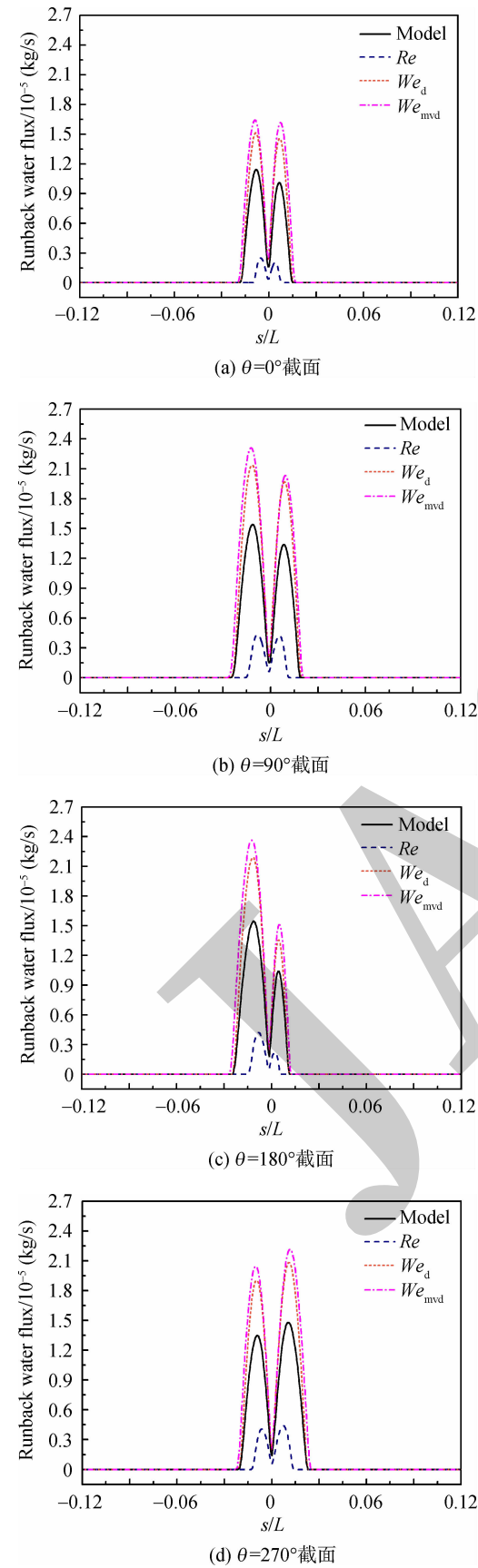


图 11 霜冰条件($T=253.15\text{ K}$)溢流水分布
Fig. 11 Runback water distribution under rime condition
at $T=253.15\text{ K}$

方法时,溢流水的变化趋势和参考模型相似,但是溢流极限位置存在很大差距,会造成缩比试验得到冰型冰角特性有较大偏差。

3.4 结冰冰型归一化分析

依据表 1 和表 2 结冰计算参数,通过数值计算得到结冰冰型,将缩比模型在 $\theta=0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$ 截面处冰型进行归一化处理,与参考模型结果进行相似性对比。上文分析中发现 $T=243.15\text{ K}$ 时,结冰相似性严格满足,故不再对其冰型进行分析。图 12 给出了计算得到的参考模型在霜冰条件($T=253.15\text{ K}$)下表面三维结冰冰型。

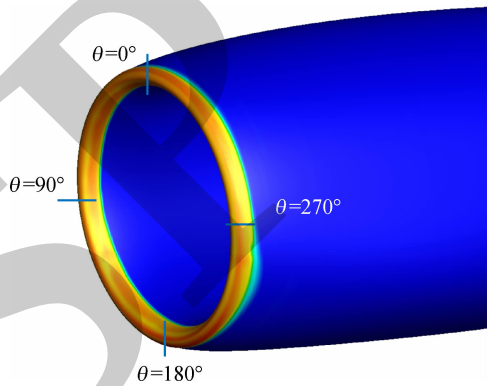


图 12 参考模型霜冰条件($T=253.15\text{ K}$)三维结冰冰型
Fig. 12 Three-dimensional ice shape of reference model under rime condition at $T=253.15\text{ K}$

图 13 给出的是明冰条件($T=263.15\text{ K}$)下参考模型和缩比模型表面的归一化冰型对比。可以发现,采用 We_d 和 We_{mvd} 速度选取方法在进气道前缘驻点位置的结冰厚度完全相同;在上翼面(进气道外缘, $s/L>0$)和下翼面(进气道内缘, $s/L<0$)缩比模型结冰厚度略小于参考模型;结冰极限与参考模型也近似,与前文中对第一个时间步预测得到的结冰极限一致;采用 Re 速度选取方法,前缘驻点结冰厚度与参考模型结果存在较大偏差,驻点区域之外的翼面结冰厚度小于参考模型,与第一个时间步预测的相似性比较结果一致。

图 14 给出了霜冰条件($T=253.15\text{ K}$)下参考模型和缩比模型表面的归一化冰型对比。可以发现,采用 We_d 和 We_{mvd} 速度选取方法得到的结冰冰型和结冰极限预测都很准确。在该条件下,采用 Re 速度选取方法,除 $\theta=180^\circ, 270^\circ$ 截面附近前缘驻点处结冰存在偏差外,其他位置的结冰基本满足相似性要求。

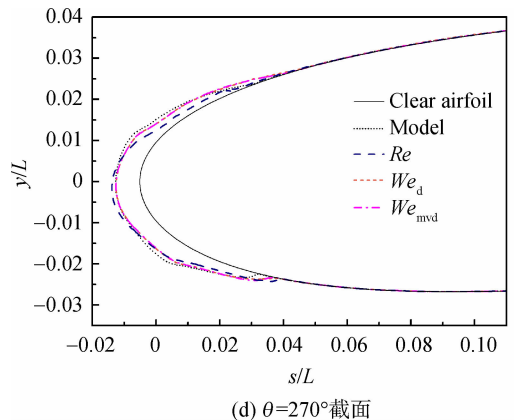
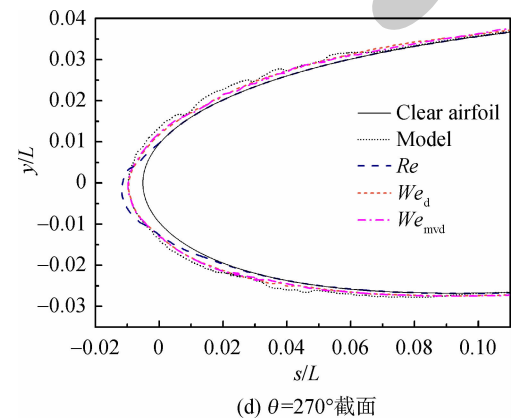
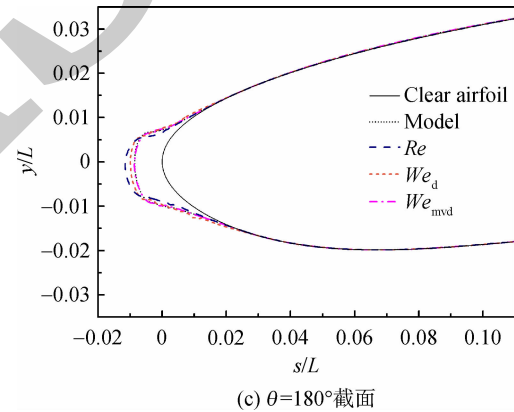
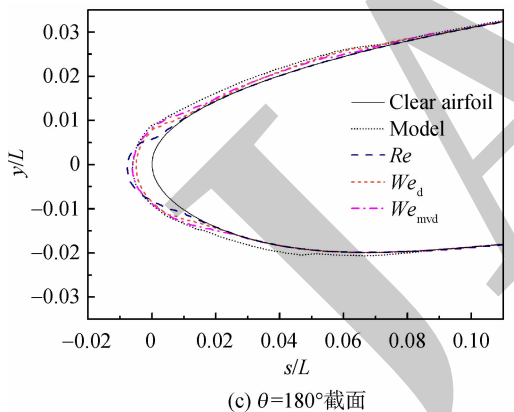
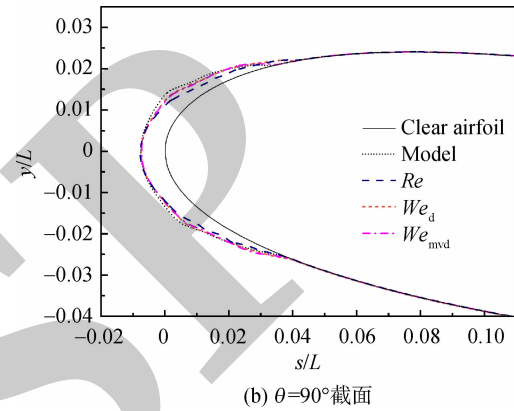
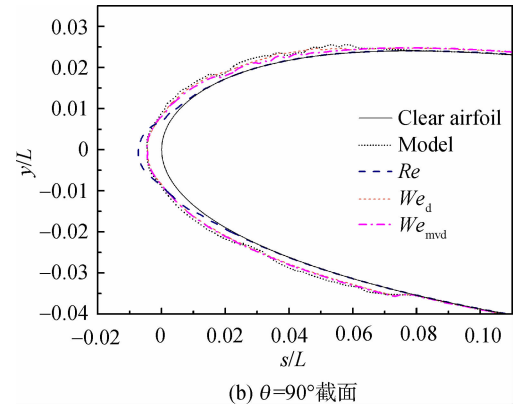
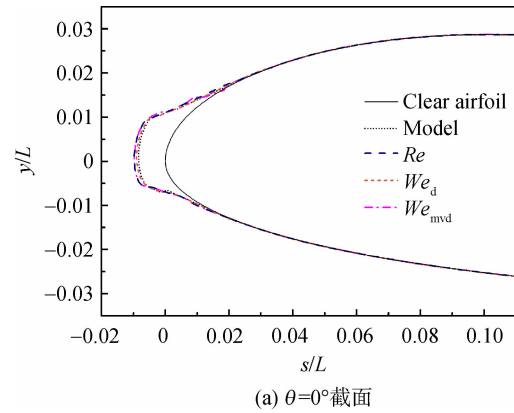
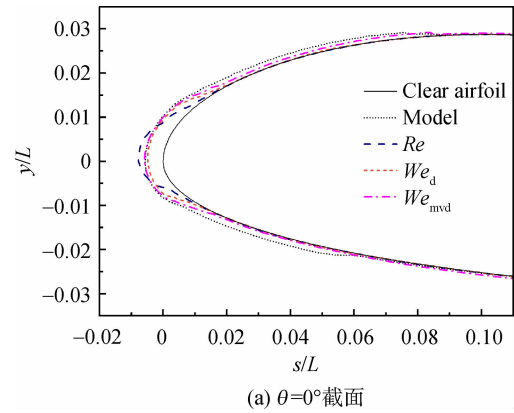


图 13 明冰条件($T=263.15\text{ K}$)结冰冰型

Fig. 13 Ice shapes under glaze condition at $T=263.15\text{ K}$

图 14 霜冰条件($T=253.15\text{ K}$)结冰冰型

Fig. 14 Ice shape under rime condition at $T=253.15\text{ K}$

4 结 论

在满足发动机短舱结冰相似要求的基础上,本文建立了基于不同速度选取方法的结冰相似准则,并通过结冰数值模拟计算对所提出的相似准则在涡扇发动机短舱结冰缩比试验中的适用性进行了验证,分析对比了不同结冰条件下过冷水滴撞击特性,结冰、溢流水特性,以及结冰冰型的相似性,得到以下结论:

1) 采用3种速度选择方法计算得到的参考模型和缩比模型的局部水收集系数和撞击极限相似性吻合较好,且相似性不受结冰温度的影响。

2) 溢流水的分布范围和变化趋势对短舱表面结冰区域和形态具有重要影响。采用 We_d 和 We_{mvd} 速度选取方法时,参考模型和缩比模型溢流水变化趋势相同,且溢流水流动极限相近,可以准确预测明冰条件下冰角位置等特性。

3) 对比不同结冰条件下的结冰冰型,采用 We_d 和 We_{mvd} 速度选取方法,均能得到与参考模型结冰相似的结果; Re 方法只能在霜冰条件下获得与参考模型相近的结冰结果。因此以 We_d 和 We_{mvd} 速度选取方法为基础,采用本文提出的结冰相似准则可以指导短舱缩比结冰试验的开展。

参考文献:

- [1] 裴燮纲,韩风华.飞机防冰系统[M].北京:航空专业教材编审组,1985.
- [2] DONG W,ZHENG M,ZHU J J,et al. Experimental investigation on anti-icing performance of an engine inlet strut[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 33(2): 379-386.
- [3] CHEN X,ZHAO Q J. Numerical simulations for ice accretion on rotors using new three-dimensional icing model[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(4): 1428-1442.
- [4] TONG X L,LUKE E. Eulerian simulations of icing collection efficiency using a singularity diffusion model[R]. Reno, Nevada: the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005.
- [5] 杨胜华,林贵平,申晓斌.三维复杂表面水滴撞击特性计算[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 284-290.
YANG Shenghua, LIN Guiping, SHEN Xiaobin. Water droplet impingement prediction for three-dimensional complex surfaces[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 25(2): 284-290. (in Chinese)
- [6] ZHENG M,DONG W,LEI G L,et al. Study of the flow and heat transfer of water film on hot air anti-icing airfoil surface[R]. Kyoto: the 15th International Heat Transfer Conference, 2014.
- [7] DONG W,ZHENG M,ZHU J J,et al. Calculation and a-

nalysis of runback water flow on anti-icing airfoil surface[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(6): 1597-1605.

- [8] MU Z D,SHEN X B,LIN G P,et al. Numerical simulation for ice accretion on rotating cowl considering water film shedding[R]. San Diego, CA: the 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016.
- [9] ZHANG X,MIN J C,WU X M. Model for aircraft icing with consideration of property-variable rime ice[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 97(1): 185-190.
- [10] 王健,胡娅萍,吉洪湖,等. 旋转整流罩积冰生长与脱落过程的实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1352-1357.
WANG Jian, HU Yaping, JI Honghu, et al. Experiment of ice accretion and shedding on rotating spinner[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1352-1357. (in Chinese)
- [11] 杨军,张靖周,郭文,等. 航空发动机进口支板结冰和防冰试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 277-283.
YANG Jun, ZHANG Jingzhou, GUO Wen, et al. Experiment of anti-icing and icing on inlet strut of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 277-283. (in Chinese)
- [12] 郁嘉,赵柏阳,卜雪琴,等. 某型飞机发动机短舱热气防冰系统性能数值模拟[J]. 空气动力学报, 2016, 34(3): 302-307.
YU Jia, ZHAO Baiyang, BU Xueqin, et al. Numerical simulation of the performance of an engine nacelle hot-air anti-icing system[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(3): 302-307. (in Chinese)
- [13] BHARGAVA C,LOTH E,POTAPCZUK M. Numerical simulation of icing clouds in the NASA glenn icing research tunnel[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(6): 1442-51.
- [14] 王宗衍. 美国冰风洞概况[J]. 航空科学技术, 1997, 3(1): 45-47.
WANG Zongyan. Icing aerodynamic tunnel in USA[J]. Aeronautical Science and Technology, 1997, 3(1): 45-47. (in Chinese)
- [15] VECCHIONE L,DE MATTEIS P P,LEONE G. An overview of the CIRA icing wind tunnel[R]. Reno, Nevada: the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003.
- [16] GUFFOND D,CASSAING J,HENRY R. Overview of icing research at ONERA[R]. Reno, Nevada: the 23rd Aerospace Sciences Meeting, 1985.
- [17] 易贤,朱国林,桂业伟. 结冰风洞高度模拟能力评估[J]. 科技导报, 2009, 27(9): 65-68.
YI Xian, ZHU Guolin, GUI Yewei. Evaluation of the simulation capability of an icing wind tunnel[J]. Science and Technology Review, 2009, 27(9): 65-69. (in Chinese)
- [18] ANDERSON D N,RUFF G A. Scaling methods for simulating aircraft in-flight icing encounters[R]. NASA-TM-107538, 1997.
- [19] OLSEN W,NEWTON J. Experimental and analytical evaluation of existing icing scaling laws[R]. Washington: Un-

published Draft of NASA Technical Memorandum,1986.

[20] INGELMAN S M, TRUNOV O K, IVANIKO A. Methods for prediction of the influence of ice on aircraft flying characteristics[R]. Sweden:Flight Characteristics,1977.

[21] RUFF G A. Analysis and verification of the icing scaling equations[R]. AEDC-TR-85-30,1986.

[22] ARMAND C, CHARPIN F, FASSO G, et al. Techniques and facilities used at the ONERA modane centre for icing tests[R]. AGARD-AR-127, Appendix A6,1981.

[23] 易贤. 飞机积冰的数值计算与积冰试验相似准则研究[D]. 四川 绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2007.

YI Xian. Numerical computation of aircraft icing and study on icing test scaling law [D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2007. (in Chinese)

[24] 周志宏,易贤,桂业伟. 考虑水滴动力学效应的结冰试验相似准则[J]. 实验流体力学,2015,30(2):20-25.

ZHOU Zhihong, YI Xian, GUI Yewei. Icing scaling law with the dynamic effects of water droplets[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016, 30(2):20-25. (in Chinese)

[25] LANGMUIR T, BLODGETT K B. A mathematical investigation of water droplet trajectories [R]. Washington: Army Air Forces Technical Report No. 5418,1946.

(编辑:叶 青)