

文章编号: 1000-8055(2010)02-0284-07

三维复杂表面水滴撞击特性计算

杨胜华, 林贵平, 申晓斌

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为预测多段翼和发动机进气道等三维复杂形状表面在结冰气象条件下的水滴撞击特性, 提出了一种基于欧拉两相流模型求解水滴收集系数的方法. 空气相和水滴相认为是单相耦合的, 空气流场由 Euler 或 Navier-Stokes (N-S) 方程独立求得. 给出了一种水滴相撞击壁面边界条件的处理方法. 为避免因局部水滴容积分数异常而导致计算发散, 提出了一种自适应的数值扩散模型以增加高阶计算的稳定性. 验证计算了圆柱、MS(1)-0317 翼型、球面等典型二三维物面的收集系数, 并计算了水滴直径呈某种分布时的情形. 与公开发表的试验数据对比表明, 计算方法准确有效, 能很好的应用于三维复杂表面的水滴撞击特性预测.

关 键 词: 飞机结冰; 两相流; 收集系数; 欧拉法; 水滴撞击

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Water droplet impingement prediction for three-dimensional complex surfaces

YANG Sheng-hua, LIN Gui-ping, SHEN Xiao-bin

(School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An Eulerian two-phase method was presented to predict water droplets impingement for three-dimensional complex surfaces such as multi-element airfoil and engine inlet under icing conditions. The air-droplet two-phase flow was considered one-way coupled, and the airflow field was solved independently from the Euler or Navier-Stokes (N-S) equations. A treatment of boundary conditions of the droplet phase at the impingement surfaces was given. An adaptive numerical diffusion model was proposed to avoid divergence in higher order simulations caused by the singularity of droplet volume fraction in localized regions. Validation cases were performed for typical two or three dimensional bodies, including a cylinder, a MS(1)-0317 airfoil, a sphere, a multi-element airfoil and an engine inlet. Cases with droplet sizes in certain distribution were also calculated. In comparison with published experimental results, the present computational method is accurate and effective, and applicable to three-dimensional complex surfaces.

Key words: aircraft icing; two-phase flow; collection efficiency; Eulerian method; water droplet impingement

飞机结冰是一个威胁飞行安全的重要因素, 结冰可使飞机的升力减小, 阻力增大, 失速攻角和操纵性降低, 严重时可导致坠机. 结冰来源于云层

中的过冷水滴, 即低于 0°C 的液态水滴, 过冷水滴是极不稳定的, 受到扰动后就可能转化为冰. 当过冷水滴撞击到没有采取热防护措施的表面后, 它

收稿日期: 2009-10-19; 修订日期: 2009-12-05

作者简介: 杨胜华(1981-), 男, 湖南道县人, 博士生, 主要研究方向为飞机防冰技术.

们可能会立即结成霜冰,或往后溢流一段距离再结成明冰.获取结冰量或结冰区域的方法包括冰风洞试验、飞行试验和数值计算等途径.试验具有花费昂贵、周期长且受限于设备条件或气象条件等缺点,因此美英法等各国都在积极研发飞机结冰的数值计算方法和软件.

防除冰研究的第一步,就是获得部件表面对水滴的收集效率,即水滴收集系数(简称收集系数).收集系数的计算方法主要有两种:拉格朗日法和欧拉法.拉格朗日法追踪水滴在流场中的流动;欧拉法则把水滴看成一个连续相,在引入水滴容积分数的概念后,通过求解水滴相的连续性方程和动量方程,来得到水滴容积分数和水滴速度的分布.拉格朗日法对二维或几何形状简单的表面比较简便,但对多段翼或发动机进气道等三维复杂外形,由于粒子释放位置较难确定,处理起来较为复杂.而欧拉法没有这个问题,因此特别适合三维复杂表面的收集系数求解.

国外一些经典的结冰数值软件,如美国的 LEWICE^[1-2],英国的 TRAJICE2^[3],法国的 ONERA^[4],都是采用无黏的势流模型或欧拉方程加边界层修正来求解空气流场,再使用拉格朗日法来求解收集系数.近来,欧拉法正逐渐被广泛使用.Bourgault, Habashi 等^[5]使用欧拉法来计算收集系数,并把该方法应用到他们新开发的三维结冰计算软件 FENSAP-ICE^[6]中. FENSAP-ICE 采用模块化的设计方法,基于现代计算流体动力学(CFD)计算技术,被称为是继 LEWICE 之后的第二代结冰数值模拟软件^[7].其中的 FENSAP 模块使用考虑了空气可压缩性和黏性的 Navier-Stokes(N-S)方程来获得空气流场, DROP3D 模块则通过使用有限元法求解欧拉模型来获得收集系数. Wirogo 等^[8]基于 CFD 软件 FLUENT,使用欧拉法计算了二维圆柱、二维机翼和三维球面等典型算例的收集系数. Tong^[9]提出了一种自适应的数值扩散模型,对欧拉模型进行修正,来解决局部解奇异的现象. Iuliano, Brandi 等^[10]使用欧拉法计算了多段翼型的收集系数,并分析了空气黏性对计算结果的影响.国内,较多的研究也主要集中在拉格朗日法^[11-13].张大林等^[14]使用欧拉法计算了二维 NACA 0012 翼型的撞击特性.而对于三维物面、多段翼型、或者非单一水滴直径的收集系数计算尚未见有系统的报道.

1 数学模型

欧拉法中引入了容积分数的概念,它表示单

位体积的混合流体中,某一相所占有的体积.水滴的容积分数 α 为

$$\alpha = \frac{V_{\text{droplet}}}{V_{\text{mixture}}} = \frac{G_{\text{lw}}}{\rho} \quad (1)$$

式中 G_{lw} 是液态水含量(liquid water content),指的是单位云体中所含的液态水的质量,其单位通常取 g/m^3 ; ρ 为水的密度.

在结冰条件下,由于水滴的容积分数较小,一般在 10^{-6} 量级,可认为空气和水滴之间是单向耦合的,即空气流场影响水滴,而水滴对空气流场的影响忽略.这使得空气相和水滴相可以分离求解:先得到空气流场,再使用空气流场结果计算水滴相.

1.1 假设

结冰条件下的欧拉模型基于以下假设:①水滴是球形的,无变形或破裂;②水滴之间无碰撞、聚合,撞击到壁面后无飞溅;③水滴相的动量方程中,不考虑黏性和压力项;④水滴和周围的空气无质量和热量的传递;⑤作用在水滴上的力,只考虑阻力和重力,忽略所有非稳态力;⑥作用在水滴上的阻力是稳态的.

1.2 控制方程

水滴相的连续性方程和动量方程分别为

$$\nabla \cdot (\rho \alpha \mathbf{u}) = I \nabla^2 (\rho \alpha) \quad (2)$$

$$\nabla \cdot (\rho \alpha \mathbf{u} \mathbf{u}) = \rho \alpha K (\mathbf{u}_a - \mathbf{u}) + \rho \alpha \mathbf{F} \quad (3)$$

其中 $\mathbf{u}$ 是水滴的速度矢量; $\mathbf{u}_a$ 为空气的速度矢量, I 是数值扩散系数(见 1.4 节), $\mathbf{F}$ 是作用于水滴上的除阻力外的力.

K 为空气-水滴交换系数,由下式给出:

$$K = \frac{18 \mu_a f}{\rho d_p^2} \quad (4)$$

式中 μ_a 是空气的动力黏度; d_p 是水滴直径; f 为阻力函数,对于不同的交换系数模型, f 的定义各不相同.本文将采用 Schiller-Naumann 模型^[8],即

$$f = \frac{C_d Re}{24} \quad (5)$$

其中

$$C_d = \begin{cases} 24(1 + 0.15 Re^{0.687}) / Re, & Re \leq 1000 \\ 0.44 & Re > 1000 \end{cases} \quad (6)$$

Re 是相对雷诺数,由下式给出:

$$Re = \frac{\rho_a |\mathbf{u}_a - \mathbf{u}| d_p}{\mu_a} \quad (7)$$

式中 ρ_a 为空气密度.

1.3 边界条件

在撞击表面,它对空气而言只是普通的固壁,但对水滴而言,却相当于一个单向出口,即只允许水滴从此处流出计算域,而不允许流进计算域.这是因为,在飞机结冰气象条件下,过冷水滴是极不稳定的,它撞击到壁面后会立刻结冰,或以水珠、水膜等形式附着于壁面上,如果不考虑水滴的飞溅(见 1.1 节假设),那么撞击上壁面的这部分水滴应从计算域中予以排除.在撞击区和非撞击区,边界条件的处理方式是不同的.设 n 为撞击表面的外法矢, u 为水滴速度矢量,如图 1 所示.如果 $u \cdot n < 0$,则说明水滴将从此处流出计算域,该处壁面的水滴容积分数和速度都取来流网格中心点的值;如果 $u \cdot n > 0$,则说明水滴将从此处流进计算域,该处壁面的水滴容积分数取零值,而速度取下游网格中心点的速度值.

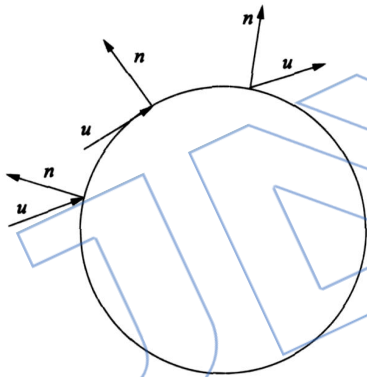


图 1 撞击壁面水滴速度与表面外法线示意图

Fig.1 Sketch-map of droplet velocities and surface normal vectors at the impingement surface

1.4 数值扩散

在计算中发现,特别是采用二阶以上离散格式时,经常会出现局部区域水滴容积分数异常大的情况——某些网格的值比其相邻网格的大 50~100 倍.这些区域通常出现于机翼后方,流经机翼上表面和下表面的两股气流交汇处.文献[9]把这种现象解释为两股不同速度方向的水滴相交后以同一速度运动,进而造成了一个无限大的密度脉冲.若不能及时“抹平”这些异常区域将可能会导致下一步迭代的发散,通过在水滴连续性方程中加入数值扩散项可解决此问题.数值扩散系数 I 应具有一定的自适应性,在异常区域 I 应较大,而在正常区域 I 应趋于 0.为此,本文定义 I 如下:

$$I = a \cdot (e^b - 1.0) \tag{8}$$

$$b = \max \left\{ \frac{|a_p - a_{N_i}|}{\min\{a_p, a_{N_i}\}}, i = 0, \cdots, k \right\} \tag{9}$$

其中 p 表示当前网格, N_i 表示周围网格, b 的意义是当前网格和周围网格之间水滴容积分数的最大相对差值, a 根据经验取为 0.001.

2 方法验证

为验证方法的正确有效性,对一些典型二三维算例进行了试算,并用文献试验数据进行了水滴收集系数对比验证.

局部收集系数 β ,是指微元表面上的实际收集率与该微元表面上最大可能的收集率之比.在欧拉法中, β 的计算式为

$$\beta = a_i \cdot \frac{u \cdot n}{|u_\infty|} \tag{10}$$

式中 u 和 n 分别为当地的水滴速度矢量和撞击表面法矢量, u_∞ 表示自由流的水滴速度矢量, a_i 称为水滴的相对容积分数,由下式给出:

$$a_i = \frac{a}{a_\infty} \tag{11}$$

式中 a 为当地的水滴容积分数, a_∞ 为自由流的水滴容积分数.

对于水滴直径是某种分布的流动,如 Langmuir-D 分布(详见表 1),综合收集系数(composite collection efficiency)的计算由式(12)给出

$$\beta = \sum_{i=1}^N p_i \beta_i \tag{12}$$

式中 N 为水滴直径大小的种类, p_i 为第 i 类直径的水滴所占的比例, β_i 为第 i 类水滴直径下的收集系数.

表 1 Langmuir-D 分布

Table 1 Langmuir-D distribution

$C_{iw} / \%$	d_p / D_{mv}	$d_p / \mu m$	
		$D_{mv} = 16 \mu m$	$D_{mv} = 18.6 \mu m$
5	0.31	5.0	5.7
10	0.52	8.3	9.7
20	0.71	11.4	13.2
30	1.00	16.0	18.6
20	1.37	21.9	25.5
10	1.74	27.8	32.4
5	2.22	35.5	41.3

下面是本文计算的一些典型算例,计算条件取为与试验条件一致.

1) 二维圆柱

计算条件:圆柱直径为 10.16cm,空气为无黏不可压缩流体,自由流速度为 80 m/s,空气密度为 1.097 kg/m³,环境压力为 89867 Pa.

表 2 10-bin 水滴直径分布($D_{mv} = 21\mu\text{m}$)
Table 2 Ten-bin droplet size distribution

Bin No.	$G_w/\%$	$d_p/\mu\text{m}$
1	5	4.040659
2	10	9.67207
3	20	14.24772
4	30	20.9438
5	20	28.15316
6	10	45.23621
7	3	70.07175
8	1	88.85927
9	0.5	103.4068
10	0.5	163.9674

图 2 显示了局部收集系数计算结果与试验值的比较,分别计算了两种水滴直径情况:一种是单一水滴平均容积直径为 $D_{mv} = 16\mu\text{m}$ 的结果,图中虚线表示;另一种是 $D_{mv} = 16\mu\text{m}$,且满足 Langmuir-D 分布的 7 种水滴直径(详见表 1)的综合收集系数结果.图中阴影区为试验结果的范围.可以看出,两种预测结果大体上接近,并与试验值吻合的较好.但 Langmuir-D 的结果在撞击极限的预测上比单一 D_{mv} 要更接近试验值,这主要是由于试验中的水滴直径大小并非均一的,且具体分布未知,因此采用 Langmuir-D 分布更能近似反映试验情况.

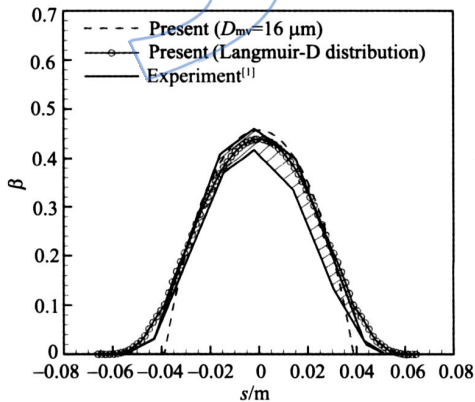


图 2 二维圆柱收集系数与试验结果的比较
Fig. 2 Comparison of collection efficiency with experimental results for a two-dimensional cylinder

2) 二维 MS(1)-0317 翼型

计算条件:机翼弦长为 0.9144 m,攻角为 -1.85° ,自由流速度为 78.232 m/s,环境压力为 95292 Pa,远场入口的空气密度为 1.213 kg/m³,水滴平均容积直

径 D_{mv} 为 $21\mu\text{m}$,具体分布见表 2 所示.
图 3 是本文计算的综合收集系数结果与 Papadakis 的试验数据^[18]及 LEWICE 计算结果的对比,可以看出本文计算结果令人满意.

3) 三维球面

计算条件:球的直径是 15.04cm,空气认为无黏、不可压,自由流速度是 75 m/s,空气密度为 1.097 kg/m³,环境压力是 95840 Pa.计算了 D_{mv} 为 $18.6\mu\text{m}$,满足 Langmuir-D 分布的 7 种水滴直径的收集系数(详见表 1).

图 4 显示了球的中截面上,Langmuir-D 分布的综合收集系数与 Bidwell 等的试验数据^[17]的比较.比较表明,计算结果和试验结果吻合得比较好,验证了本方法在三维条件下的有效性.

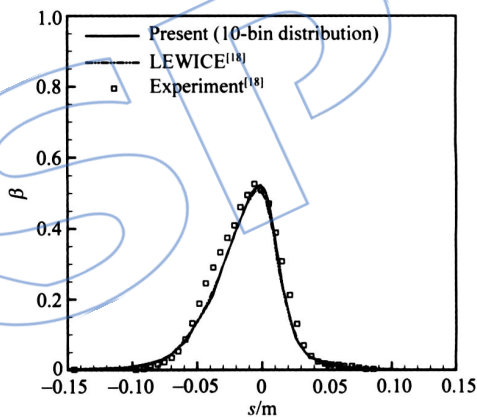


图 3 二维 MS(1)-0317 翼型的收集系数与 LEWICE 计算值及实验结果的比较
Fig. 3 Comparison of collection efficiency with LEWICE and experimental results for a two-dimensional MS(1)-0317 airfoil

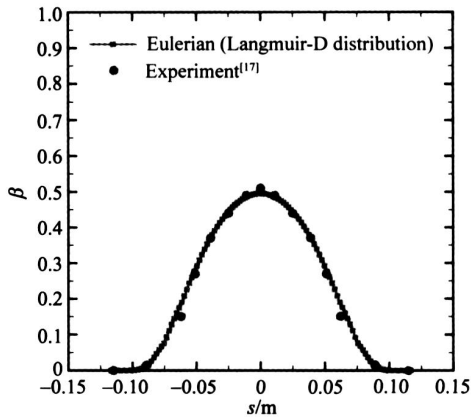


图 4 收集系数与试验值的比较
Fig. 4 Comparison of collection efficiency with experimental data

3 应用实例

上述三个验证算例表明,该方法能很较准确的预测三维物面的收集系数.下面是该方法应用于某型运输机的工程计算实例.第一个为多段翼截面,第二个为发动机进气道.

1) 多段翼型

计算条件:自由流马赫数为 0.4,环境压力为 96 000 Pa,环境温度为 264 K,水滴直径为 20 μm ,攻角为 5°.

欧拉法在复杂形状表面的收集系数计算中,比拉格朗日法更具优势,因为它可以在一次计算中得到各段翼面各处的撞击特性.由于空气流速较高,且翼型外形较为复杂,空气流场的计算采用了考虑黏性和可压缩性的 N-S 方程模型,湍流模型采用了 Spalart-Allmaras 一方程模型.

图 5 和图 6 显示了欧拉法的求解结果,即水滴容积分数和水滴速度.图 5 中水滴容积分数在机翼后方存在较明显的遮蔽区,遮蔽区中没有水滴存在,这主要是由于水滴的惯性产生的.

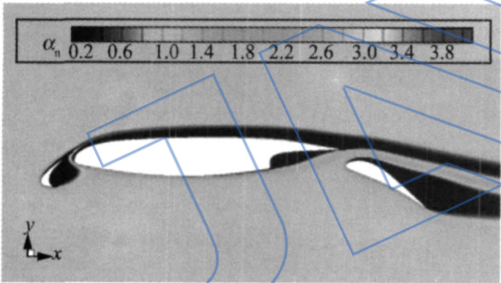


图 5 水滴相对容积分数等值线图
Fig. 5 Contour of normalized droplet volume fraction for a multi-element airfoil

由水滴容积分数和速度可求得水滴收集系数,如图 7 和图 8 所示,值得一提的是在前缘缝翼的后下方有水滴撞击,而用传统的拉格朗日法将难以捕捉到该区域.

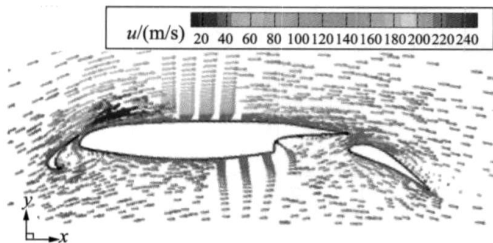


图 6 水滴速度矢量图
Fig. 6 Vector plot of droplet velocity

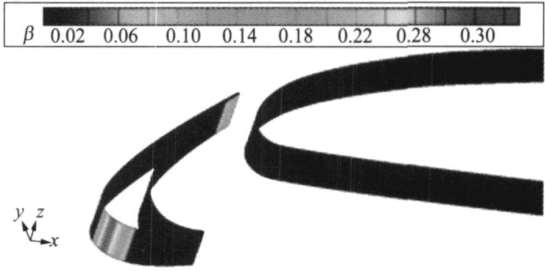


图 7 缝翼表面的收集系数等值线图
Fig. 7 Contour of collection efficiency at the slat

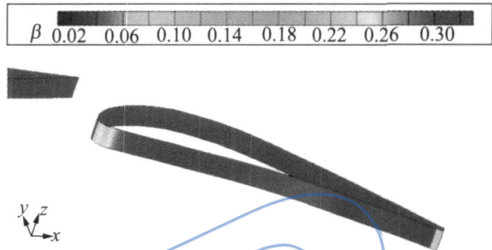


图 8 襟翼表面上的收集系数等值线图
Fig. 8 Contour of collection efficiency at the flap

2) 发动机进气道

发动机进气道是一个重要的防冰部件,因此它的撞击特性也是需要重点关注的.本文对进气道部件进行了适当的简化,用于计算的计算机辅助设计(CAD)模型如图 9 所示.计算条件为:自由流马赫数为 0.67,进气流量为 102.3 kg/s,环境温度为 253 K,水滴直径为 20 μm ,攻角为 2°.

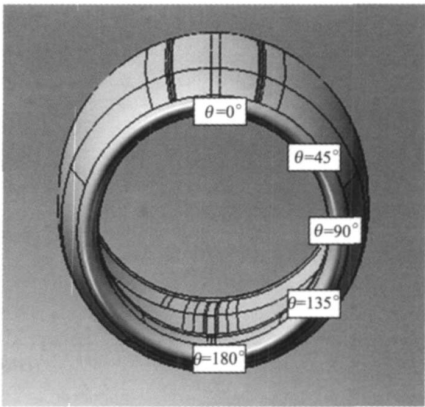


图 9 发动机进气道的几何模型
Fig. 9 Geometry of an engine inlet

空气流场也是通过求解 N-S 方程获得的,并且在进气道出口匹配进气流量.图 10 显示了发动机进气道的局部收集系数等值线图,可以看到撞击区主要在进气道唇口部位.图 11 显示了 5 个不同角度剖面上的收集系数随弧长的变化关系.

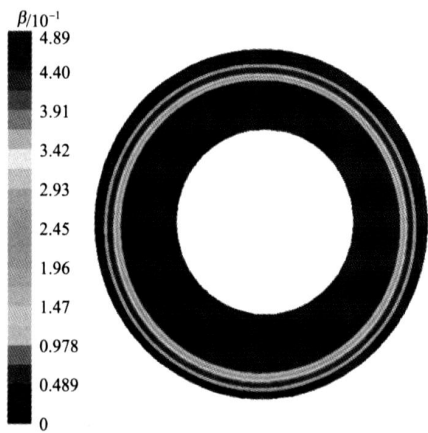


图 10 发动机进气道的收集系数等值线图
Fig. 10 Contour of collection efficiency at the engine inlet

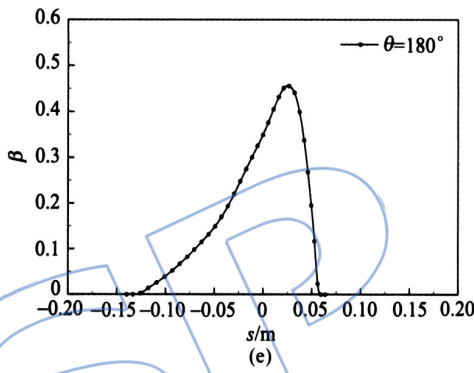
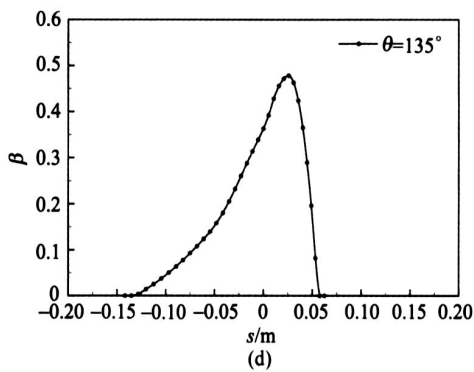
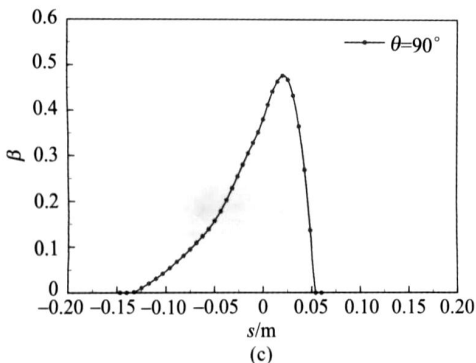
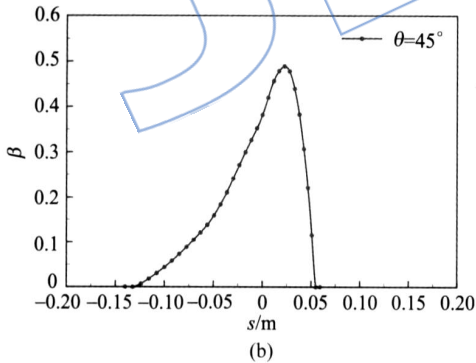
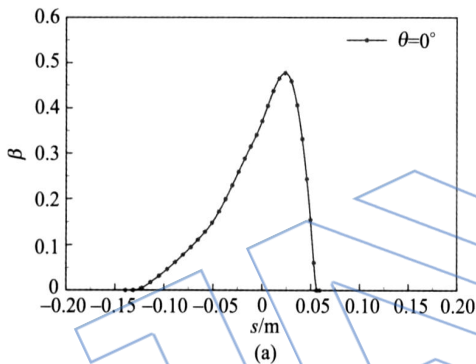


图 11 5 个不同截面上的收集系数曲线
Fig. 11 Plot of collection efficiency on the five different sections



4 结 论

本文给出了欧拉法求解收集系数的数学模型,给出了水滴相撞击边界的具体处理方法.因为水滴的控制方程是高度非线性的,使用高阶离散格式求解时容易产生奇异解,本文提出了一种自适应的数值扩散模型,经大量算例表明,该模型能使高阶计算稳定,且不影响计算精度.二维圆柱、二维 MS(1)-0317 翼型和三维球面,作为 3 个验证算例,与公开发表的试验结果非常吻合,验证了本文方法模型的正确性.多段翼型和发动机进气道的计算显示了欧拉法在处理复杂三维表面时的优势,能较好的满足工程应用需要.

参考文献:

[1] Ruff G A, Berkowitz B M. Users manual for the NASA Lewis ice accretion prediction code (LEWICE) [R]. NASA CR 185129, 1990.
[2] Wright W B. Users manual for the improved NASA Lewis ice accretion code LEWICE 1. 6 [R]. NASA CR 198355, June 1995.
[3] Gent R W. TRAJICE2 - A combined water droplet and ice

- accretion prediction code for airfoils[R]. Royal Aerospace Establishment, TR90054, 1990.
- [4] Hedde T, Guffond D. Improvement of the ONERA 3-D icing code, comparison with 3D experimental shapes[R]. AIAA Paper 93-0169, 1993.
- [5] Bourgault Y, Habashi W G, Baruzzi G. A finite element method study of Eulerian droplets impingement models[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1999, 29: 429-449.
- [6] Bourgault Y, Boutanios Z, Habashi W G. 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.
- [7] Beaugendre H, Morency F, Habashi W G. Development of a second generation in-flight icing simulation code[J]. Journal of Fluids Engineering, 2006, 128(2): 378-387.
- [8] Wirogo S, Srirambhatla S. An Eulerian method to calculate the collection efficiency on two and three dimensional bodies[R]. AIAA 2003-1073, 2003.
- [9] Tong X L, Luke E A. Eulerian simulations of icing collection efficiency using a singularity diffusion model[R]. AIAA 2005-1246, 2005.
- [10] Iuliano E, Brandi V, Mingione G. Water impingement prediction on multi-element airfoils by means of Eulerian and Lagrangian approach with viscous and inviscid air flow[R]. AIAA 2006-1270, 2006.
- [11] 裘燮纲, 韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985.
- [12] 韩凤华, 张朝民, 王跃欣. 飞机机翼表面水滴撞击特性计算[J]. 北京航空航天大学学报, 1995, 21(3): 16-21.
- HAN Fenghua, ZHANG Chaomin, WANG Yuexin. Calculation of water-droplet impingement on an airfoil[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1995, 21(3): 16-21. (in Chinese)
- [13] 杨倩, 常士楠, 袁修干. 水滴撞击特性的数值计算方法研究[J]. 航空学报, 2002, 23(2): 173-176.
- YANG Qian, CHANG Shinan, YUAN Xiugan. Study on numerical method for determining the droplet trajectories[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(2): 173-176. (in Chinese)
- [14] 张大林, 杨曦, 昂海松. 过冷水滴撞击结冰表面的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 87-91.
- ZHANG Dalin, YANG Xi, ANG Haisong. Numerical simulation of supercooled water droplets impingement on icing surfaces[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 87-91. (in Chinese)
- [15] Fluent Inc. FLUENT 6.2 User's guide[M]. Penn., USA: Fluent Inc., 2005.
- [16] Fluent Inc. FLUENT 6.2 UDF manual[M]. Penn., USA: Fluent Inc., 2005.
- [17] Bidwell C S, Mohler S R, Jr. Collection efficiency and ice accretion calculations for a sphere, a swept MS(1)-317 wing, a swept NACA-0012 wing tip, an axisymmetric inlet, and Boeing 737-300 inlet. [R]. AIAA-95-0755, 1995.
- [18] Papadakis M, Hung K E, Bidwell C S, et al. Large and small droplet impingement data on airfoils and two simulated ice shapes[R]. NASA/ TM-2007-213959, 2007.