

文章编号: 0258-1825(2010)05-0596-06

结冰面水滴收集率欧拉计算方法研究及应用

易 贤, 王开春, 桂业伟, 朱国林

(中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要:发展了一套用欧拉法计算飞机结冰表面水滴收集率的算法。先用 CFD 方法计算空气场, 在获得空气流场分布的基础上, 求解水滴相控制方程, 进而得到水滴收集率。空气相控制方程和水滴相控制方程均写成典型输运方程的形式, 采用一致的有限体积法离散求解, 方便了计算程序的编制。计算了典型条件下圆柱和 NACA0012 翼型的水滴收集率, 得到了与实验或文献一致的结果, 初步表明本文发展的有限体积算法以及相应的计算代码是有效的。最后给出了本文方法在三维复杂外形水滴收集率计算中的应用, 对三段翼、T 型尾翼的水滴收集率进行了计算, 获得了相应的分布规律。

关键词:飞机结冰; 水滴收集率; 欧拉方法; 有限体积法; 数值计算

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

0 引 言

飞机结冰是飞行实践中广泛存在的一种现象,也是导致飞行安全事故的主要隐患^[1]。结冰会改变飞机的绕流流场,导致部件载荷分布发生变化,从而破坏空气动力学性能,影响飞机的操纵性和稳定性,危害飞行安全,轻者会使安全飞行范围减小,重者会导致机毁人亡的严重事故。自飞机发明以来,由于结冰而导致的空难时有发生,飞机结冰及其防护问题也一直是航空领域重要的研究内容^[2-3]。结冰是由于云层中的过冷水滴撞击在飞机表面并冻结而引起的,因此,获取部件表面水滴的撞击特性,是结冰研究的主要内容之一,也是进行结冰预测以及防/除冰设计的基础。水滴收集率 β (也称水滴局部收集系数)定义为物面某局部区域实际所收集的水量与该区域可能收集的水量最大之比,它表征了部件表面的水滴撞击范围以及撞击区域内水量的分布,是最重要的水滴撞击特性参数,可以由实验测量得到,也可以用计算的方法获得。水滴收集率计算主要有两种方法^[4-5],一种是拉格朗日法,即用拉格朗日的观点,计算跟踪流场中单个水滴的运动,并判断其是否与物面碰撞,从而得到物面各处的水滴收集量及其分布;另一种是欧拉法,该方法将水滴看作与空气单向作用的、在空

间连续分布的液态相,通过流体力学的观点求解水滴相的控制方程,得到绕流场中水滴的分布,进而获得水滴收集率。两种方法都必须在得到空气流场分布的基础上进行,因此水滴收集率计算必须先计算空气流场。拉格朗日法最早出现于上世纪 40 年代,适合于二维简单外形的收集率计算,至今仍广泛应用于一些二维结冰分析软件如 LEWICE^[6]、ONERA^[7]、CIRA^[8]等,在三维或复杂外形的情况下,拉格朗日法的实现过程较繁琐和困难,计算效率和精度尚需提高。欧拉法是随着计算流体力学(CFD)的发展而发展起来的,在三维或复杂外形的水滴收集率计算方面,较拉格朗日法有明显优势,近年来得到了较大发展,被成功应用于 FEN-SAP-ICE^[9]等结冰分析软件。

国外目前采用欧拉法计算水滴收集率的研究,水滴相控制方程主要通过有限差分^[10]或有限元方法求解^[9],也有采用商业软件 FLUENT 的用户定义函数进行求解^[11]。在国内,大部分研究主要采用拉格朗日法^[12-13],近年来开始出现应用欧拉法的研究论文,主要是采用有限差分法^[14]或基于 FLUENT 的用户定义函数进行^[15]。本文提出了一种水滴相控制方程的有限体积求解方法,该方法采用与流场控制方程一致的离散手段,方便了计算程序的编制,其显著特点是适合于三维、复杂构型的水滴收集率计算;采用本文方法计算了翼型、圆柱等典

* 收稿日期:2009-06-29; 修订日期:2009-12-23

基金项目:国家自然科学基金(10672174,10772191);民口 973 项目(2009CB723802)

作者简介:易 贤(1977-),男,四川金堂人,博士,主要从事低速空气动力学数值计算和飞机结冰方面的研究。E-mail:yixian_2000@163.com

型外形的水滴收集率,得到了与实验及文献一致的结果;文章最后给出了本文方法在复杂构型结冰面水滴收集率计算中的应用。

1 数值计算方法

1.1 控制方程

空气流场计算的控制方程为低速粘流的时均 N-S 方程,其通用形式为:

$$\frac{\partial(\rho_a \phi)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_a \mathbf{u}_a \phi - \Gamma_a \text{grad} \phi) = q_a \quad (1)$$

方程(1)中, ρ_a 为空气密度, \mathbf{u}_a 为空气速度, ϕ , Γ_a 和 q_a 取不同的值,可代表空气场的连续性方程、动量方程和湍动能等其他标量的输运方程,方程中各项的物理意义及具体表达式可参见文献[16],此处不再详述。

引入水滴容积分数 α ,其定义为空间微团中水滴相所占的体积比例,则可以建立水滴相的控制方程,包括连续方程和动量方程,分别为^[5]:

$$\frac{\partial(\rho_d \alpha)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_d \alpha \mathbf{u}_d) = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho_d \alpha \mathbf{u}_d)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_d \alpha \mathbf{u}_d \mathbf{u}_d) = \rho_d \alpha K (\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d) + \rho_d \alpha \mathbf{g} \quad (3)$$

方程(2-3)中, \mathbf{u}_d 为水滴速度, ρ_d 为水滴密度, \mathbf{g} 为重力加速度, K 为惯性因子,其表达式为:

$$K = \frac{18\mu_a}{\rho_d d_{eq}^2} \cdot \frac{C_D Re}{24} \quad (4)$$

式(4)中, μ_a 为空气动力粘性系数, d_{eq} 为水滴直径, C_D 为水滴阻力系数, Re 为相对雷诺数,其表达式为:

$$Re = \rho_a |\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d| d_{eq} / \mu_a \quad (5)$$

水滴运动过程中,阻力随相对雷诺数变化而变化,本文采用如下公式计算阻力^[12]:

$$\frac{C_D Re}{24} = 1 + 0.197 Re^{0.63} + 2.6 \times 10^{-4} Re^{1.38} \quad (6)$$

与空气场控制方程类似,水滴相控制方程可以统一写成输运方程的形式:

$$\frac{\partial(\rho_a \alpha \phi)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_d \alpha \mathbf{u}_d \phi) = q_a \quad (7)$$

其中, q_a 为源项, ϕ 取 1、 u_d 、 v_d 或 w_d 分别代表连续方程和 x 、 y 、 z 方向的动量方程。

1.2 控制方程的有限体积离散

采用有限体积法离散求解方程(1)和方程(7),如图 1,节点 P 为控制体中心点,其它各几何点的定义都是相对于 P 点的位置,其中 w 、 e 等代表界面, W 、 E 等为相邻控制体的节点,多维以此类推,未知变量均

存储于节点上。

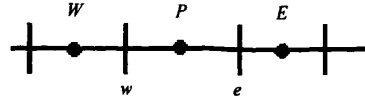


图 1 一维控制体示意图

Fig. 1 1D control volumes

(1) 对流项的离散

方程(1、7)中对流项采用如下方案进行离散:

$$I^C = \int_{\delta V} \nabla \cdot (f) dV = \oint_S f \cdot dS \approx \sum_{nb} (f_{nb} \cdot S_{nb}) \quad (8)$$

式(8)中, $nb=e, w, n, s, t, b$, 分别代表以 P 点为中心的控制体的六个面, S_{nb} 为对应的面积,对于空气相的控制方程有:

$$f = \rho_a \mathbf{u}_a \phi - \Gamma_a \text{grad} \phi \quad (9)$$

对于水滴相的控制方程有:

$$f = \rho_d \alpha \mathbf{u}_d \phi \quad (10)$$

控制体界面上的变量值 f_{nb} 用迎风插值和线性插值相结合的方法计算,以边界面“ e ”为例,插值方法为

$$f_e = f_e^{UDS} + r(f_e^{CDS} - f_e^{UDS}) \quad (11)$$

其中 f_e^{UDS} 为迎风插值的量, f_e^{CDS} 为线性插值的量, r 为混合因子, $0 \leq r \leq 1$ 。

(2) 源项的离散

输运方程的源项对不同的方程都有不同的表达式,为了使其离散化表达式尽可能逼近源项本身,加强代数方程的主对角优势,提高代数方程组求解的稳定性,对源项采用线性化方式做进行处理,即令

$$q_a = q_1 + q_2 \phi \quad (12)$$

则源项的离散形式为:

$$\int_{\delta V} q_a dV \approx (q_1 \cdot \delta V + q_2 \phi \cdot \delta V)_P \quad (13)$$

式中 δV 为控制体的体积。

(3) 时间项离散

方程(1)的时间项采用如下二阶精度的隐式离散:

$$\frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} \int_{\delta V} \frac{\partial \rho_a \phi}{\partial t} dV dt \approx [3(\rho_a \phi)_P^{n+1} - 4(\rho_a \phi)_P^n + (\rho_a \phi)_P^{n-1}] \delta V_P / (2\Delta t) \quad (14)$$

其中,上标 $n+1$ 、 n 和 $n-1$ 分别代表 $t+\Delta t$ 时刻、 t 时刻和 $t-\Delta t$ 时刻的值。

方程(7)的时间项采用一阶显式离散:

$$\frac{1}{\Delta t} \int_i^{i+\Delta t} \int_{\partial V} \frac{\partial \rho_d \alpha \phi}{\partial t} dV dt \approx [(\rho_d \alpha \phi)_{P}^{i+1} - (\rho_d \alpha \phi)_{P}^i] \delta V_P / (\Delta t) \quad (15)$$

1.3 壁面边界条件

对于空气相,采用无滑移壁面边界条件。对于水滴相,采用壁面吸入边界条件,即如果水滴与物面碰撞,则认为水滴从碰撞点流出。

1.4 水滴收集率的计算

由于水滴容积分数 α 较小(10^{-6} 量级),可以认为空气和水滴是单向作用,即只考虑空气对水滴的作用,忽略水滴对空气的作用。因此,水滴收集率的计算步骤可概括为:首先,计算空气场,本文采用SIMPLEC方法计算空气场,湍流模型为标准 $k-\epsilon$ 湍流模型^[16];其次,在得到空气流场分布的基础上,求解水滴相控制方程;最后,水滴收集率 β 可在获得当地水滴容积分数 α 和水滴速度 u_d 之后,由以下表达式得到:

$$\beta = \frac{\alpha}{\alpha_\infty} \frac{|u_d \cdot n|}{|u_\infty|} \quad (16)$$

其中, α_∞ 为远场水滴容积分数, u_∞ 为远场水滴速度, n 为物面碰撞点处的单位法线向量。

2 验证计算

选取了两个典型算例进行计算,并与实验和文献结果进行对比,用于验证本文方法和计算代码。

2.1 三维圆柱

计算条件为:圆柱直径 101.6mm,空气速度 80m/s,密度 1.097kg/m³,压力 89867Pa,水滴直径 16 μ m,液态水含量为 1.0g/m³(即 $\alpha_\infty = 1.0 \times 10^{-6}$)。

图2为圆柱表面水滴收集率分布云图,可以看到,本文计算的收集率沿圆柱展向有较好的一致性;图3为与圆柱轴心垂直截面内的水滴容积分数分布云图,该图显示,在圆柱头部迎风区,形成了水滴聚集的区域,而在中后部的背风区,则为没有水滴存在的阴影区域;图4给出了水滴收集率分布,其中,横坐标为物面点到驻点的弧长,图中还给出了采用拉格朗日法计算的结果以及文献采用欧拉法计算的结果^[11],三者一致性较好。

空气中水滴的尺寸往往不是单一的,而是存在一定的分布。为了考虑水滴多尺寸分布的影响,并与实验结果进行对比,本文计算了水滴为 Langmuir-D 分布^[17]时,容积平均直径 MVD 为 16 μ m 时圆柱表面的

水滴收集率。典型的 Langmuir-D 分布包括了 7 种尺寸的水滴,每种尺寸的水滴直径 d_i 与平均水滴直径 MVD 的比例以及此类水滴在空气中所占的质量比例均有一固定值,多尺寸分布水滴的收集率 β 由下式计算:

$$\beta = \sum_{i=1}^N n_i \beta_i \quad (17)$$

式中, N 为水滴尺寸的数目, n_i 和 β_i 分别为对应尺寸水滴的质量比例和水滴收集率。

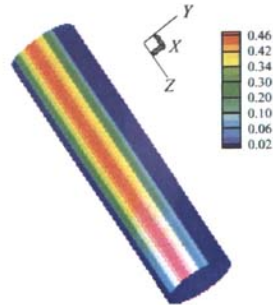


图2 圆柱表面水滴收集率分布云图

Fig. 2 Contours of collection efficiency for cylinder

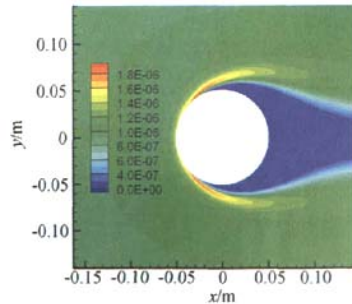


图3 截面内的水滴容积分数分布云图

Fig. 3 Contours of droplet volume fraction for cylinder

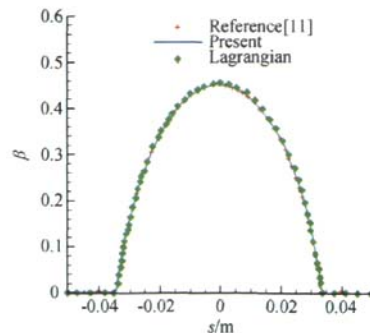


图4 沿截面的水滴收集率($d_w = 16\mu$ m)

Fig. 4 Collection efficiency for cylinder($d_w = 16\mu$ m)

图 5 给出了水滴为 Langmuir-D 分布时的水滴收集率分布,与图 4 对比可见,考虑多尺寸分布以后,水滴的撞击极限比单尺寸的计算值有明显增加,图中还给出了实验结果^[6]以及 FENSAP-ICE^[9]的计算结果,均与本文结果一致。

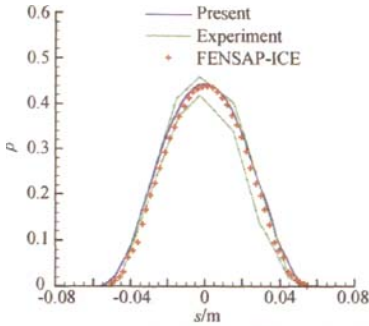


图 5 Langmuir-D 分布的水滴收集率 (MVD=16μm)
Fig. 5 Collection efficiency of Langmuir-D distribution droplets for cylinder (MVD=16μm)

2.2 NACA0012 翼型

计算条件为:翼型弦长 1.0m,攻角 5°,来流马赫数 0.4,环境压力 101325Pa,环境温度 300K,液态水含量为 0.5g/m³(即 $\alpha_\infty = 0.5 \times 10^{-6}$)。

图 6 为水滴容积分数分布云图,可以看到,有攻角之后,上表面的阴影区域较下表面的阴影区域范围更大,图 7 为水滴收集率分布与文献采用拉格朗日法计算结果^[11]的对比,二者吻合良好。

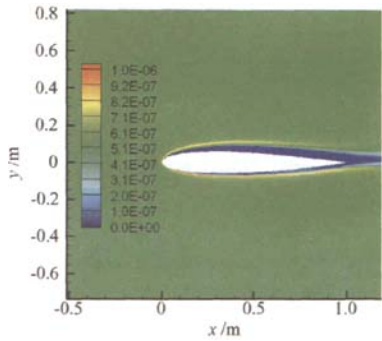


图 6 水滴容积分数分布云图
Fig. 6 Contours of droplet volume fraction for airfoil

3 三维复杂构型水滴收集率计算

基于本文所提出的数值方法,编制了针对三维复杂构型的计算代码,对三段翼、T 型尾翼表面的水滴收集率进行了计算,获得了相应的分布规律。

3.1 三段翼

计算条件:计算外形为前缘缝翼和襟翼打开的平直三段翼,从缝翼前缘点到襟翼尾缘点的距离为 1.22m,空气密度 1.12kg/m³,压力 90kPa,水滴直径 20μm,空气中的水滴容积分数 $\alpha_\infty = 1.0 \times 10^{-6}$,攻角 8°,速度 68m/s,采用多块对接网格,网格数 30 万左右。

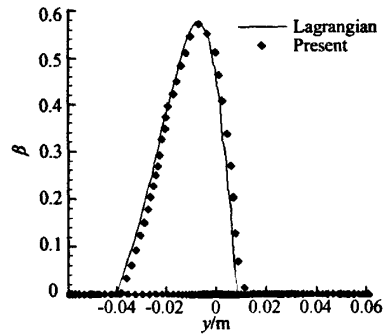


图 7 水滴收集率分布
Fig. 7 Collection efficiency for airfoil

图 8 为三段翼表面的水滴收集率分布云图,由图可见,缝翼、主翼和襟翼的前缘,均能收集到水滴,说明这些区域都可能发生结冰;图 9 给出的是截面内水滴容积分数的分布,可以看到,由于打开了前缘缝翼,机翼上部形成了大片的阴影区域;图 10 显示了流场中水滴的运动轨迹,可以发现,水滴主要碰撞在缝翼头部区域以及主翼和襟翼腹部的大部分区域;图 11 给出的是水滴收集率分布,该图显示,最大收集率出现在缝翼,而襟翼上的水滴撞击范围最大。

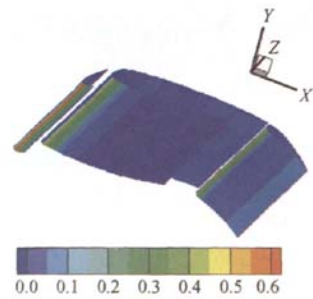


图 8 三段翼表面水滴收集率分布云图
Fig. 8 Contours of collection efficiency for three elements wing

3.2 T 型尾翼

计算条件:计算外形为某支线飞机 T 型尾翼,空气密度 1.15kg/m³,压力 94kPa,水滴直径 20μm,空气中的水滴容积分数 $\alpha_\infty = 0.5 \times 10^{-6}$,攻角 2°,速度 100m/s,采用多块对接网格,网格数 200 万左右。

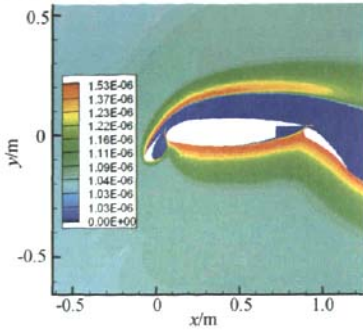


图 9 截面内的水滴容积分数分布云
Fig. 9 Contours of droplet volume fraction for three elements wing

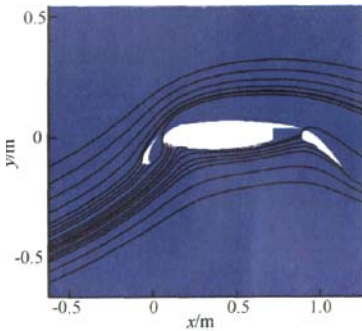


图 10 水滴运动轨迹图

Fig. 10 Droplets trajectories about three elements wing

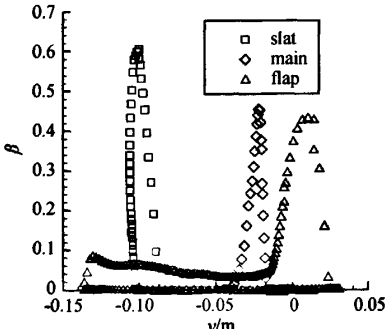


图 11 水滴收集率分布图

Fig. 11 Collection efficiency for three elements wing



图 12 T 型尾翼表面网格

Fig. 12 Surface mesh of T tail

图 12 给出的是 T 型尾翼表面网格示意图,由于水滴主要撞击在尾翼前缘,因此在前缘部位进行了网格加密;图 13 为水滴收集率分布云图,可见,平尾和立尾的前缘均能收集到水,是可能发生结冰的区域;图 14 显示的是立尾上三个典型截面(从下到上分别为立尾高度的 25%、55% 和 85%)的水滴收集率分布,可见,在立尾中部和下部,收集率随高度变化不多,但在立尾上部,收集率较中、下部有明显增加;图 15 给出了从对称面到平尾翼梢分别为平尾展长 25%、55%、85% 三个典型截面的水滴收集率分布,可以发

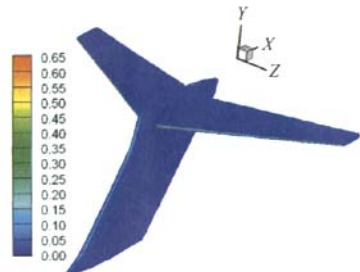


图 13 水滴收集率分布云图

Fig. 13 Contours of collection efficiency for T tail

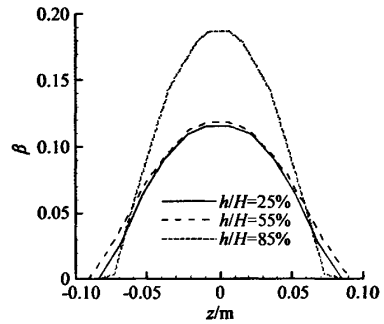


图 14 立尾上三个典型截面的水滴收集率分布

Fig. 14 Collection efficiency for vertical tail

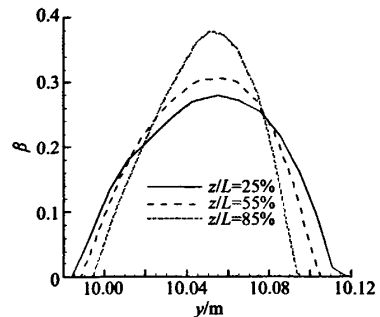


图 15 平尾上三个典型截面的水滴收集率分布

Fig. 15 Collection efficiency for horizontal tail

发现,越靠近翼梢,最大水滴收集率也越大,由于翼梢处翼型比翼根处薄,可以预计,相应位置的结冰也会更严重。对比图 14 和图 15 还可以发现,平尾上水滴收集率的值要整体大于立尾上的值。

4 结 论

本文采用欧拉法计算结冰面水滴收集率,提出了一种水滴相控制方程的有限体积求解方法,在此基础上,计算了圆柱、翼型等典型外形的水滴收集率,给出了本文方法在复杂构型结冰面的水滴收集率计算中的应用,得到如下结论:

(1) 本文所提出的水滴相控制方程的有限体积求解方法,采用与流场控制方程一致的离散手段,方便了计算程序的编制,对 NACA0012 翼型和三维圆柱表面水滴收集率的计算结果与实验或文献一致,初步表明本文发展的有限体积算法以及相应的计算代码是有效的。

(2) 计算了三段翼表面的水滴收集率,发现由于打开了前缘缝翼,机翼上部形成了大片的无水阴影区域,水滴主要碰撞在缝翼头部区域以及主翼和襟翼腹部的大部分区域,最大收集率出现在缝翼,而襟翼上的水滴撞击范围最大。

(3) 对 T 型尾翼表面的水滴收集率进行了计算,计算发现:平尾上水滴收集率的值要整体大于立尾上的值;在立尾中部和下部,收集率随高度变化不多,但在立尾上部,收集率较中、下部有明显增加;对于平尾,越靠近翼梢,最大水滴收集率也越大,由于翼梢处翼型比翼根处薄,可以预计,相应位置的结冰也会更严重。

参 考 文 献:

- [1] FRANK T L, ABDOLLAH KHODADOUST. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2001, 37(8):669-767.
- [2] POTAPCZUK M G. A review of NASA lewis' development plans for computational simulation of aircraft icing [R]. AIAA-99-0243, 1999.
- [3] CEBECI T, KAFYEKE F. Aircraft icing[J]. *Annu. Rev. Fluid Mech.*, 2003. 35:11-21.
- [4] BRAGG M B, GREGOREK G M, SHAW R J. An analytical approach to airfoil icing [R]. AIAA-81-0403, 1981.
- [5] BOURGAULT Y, HABASHI W G, DOMPIERRE J, et al. An Eulerian approach to supercooled droplets impingement calculations[R]. AIAA-97-0176, 1997.
- [6] RUFF G A, BERKOWITZ B M. Users manual for the NASA lewis ice accretion prediction code (LEWICE) [R]. NASA CR185129, May 1990.
- [7] HEDDE T, GUFFOND D. Development of a three-dimensional icing code, comparison with 3D experimental shapes[R]. AIAA-92-0041, 1992.
- [8] MINGIONE G, BRANDI V. Ice accretion prediction on multi-element airfoils[R]. AIAA-97-0177, 1997.
- [9] MORENCY F, BEAUGENDRE H, BARUZZI G S, et al. Fensap-ice; a comprehensive 3D simulation system for in-flight icing[R]. AIAA-2001-2566, 2001.
- [10] TONG X L, LUKE E A. Eulerian simulations of icing collection efficiency using a singularity diffusion model [R]. AIAA-2005-1246, 2005.
- [11] SUTIKNO WIROGO, SHASHIDHAR SRIRAMBHATLA. An Eulerian method to calculate the collection efficiency on two and three dimensional bodies[R]. AIAA-2003-1073, 2003.
- [12] 易贤,朱国林,等. 翼型积冰的数值模拟[J]. *空气动力学学报*, 2002, 20(4):428-433.
- [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.
- [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.
- [15] 卜雪琴,林贵平. 基于 CFD 的水滴收集系数及防冰表面温度预测[J]. *北京航空航天大学学报*, 2007, 33(10): 1182-1185.
- [16] ZHU G L, KRONAST M. The calculation of ground effect on a car flow field using two dimensional navier-stokes equations[J]. *Acta Aerodynamic Sinica*, 1993, 11(1):35-40.
- [17] HANSMAN R J. The effect of the atmospheric droplet size distribution on aircraft ice accretion[R]. AIAA-84-0108, 1984.

(下转第 608 页)

Investigation to disposition scheme of 2DPIV field of view

DONG Chao, DENG Xue-ying, WANG Yan-kui, ZHANG Jie

(*Institute of Fluid Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China*)

Abstract: In order to investigate the vector field of three-dimensional vortex separation flow at high angles of attack, an arrangement scheme of 2DPIV field of view was developed to reduce perspective error. And this scheme was applied to a two-vortex section of asymmetric vortex flow at high angles of attack. Direct comparison between 2DPIV and Stereoscopic PIV (SPIV) synchronous measurements was conducted. The results showed that the perspective errors of the vector components u and v were reduced from 14% and 18% respectively to below 5% by applying this scheme. Meanwhile, the measurement error of the vortex core position was in the range of the space resolution of the vector field.

Key words: 2DPIV; perspective error; SPIV; asymmetric vortex flow; high angle of attack

(上接第 601 页)

Study on Eulerian method for icing collection efficiency computation and its application

YI Xian, WANG Kai-chun, GUI Ye-wei, ZHU Guo-lin

(*State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China*)

Abstract: An Eulerian method to compute collection efficiency on icing surface is presented in the paper. The external flow field of gas phase is calculated with CFD method, based on which the governing equations of water droplet phase are solved, then the corresponding collection efficiency is obtained. Governing equations of gas and water are written in the form of transport equations. Both are solved with finite volume method, which make the development of numerical codes easier. Water droplet collection efficiency on a three dimensional cylinder and a NACA0012 airfoil are computed. The results agree well with data of experiments and references, which indicates that the method and numerical codes are valid. In the end, applications of the method to complex configuration are given. Collection efficiency on a three elements wing and the T tail of a feeder liner are computed. Then the distribution rules of impingement are yielded.

Key words: aircraft icing; droplet collection efficiency; Eulerian method; finite volume method; numerical simulation