文章编号: 1000-8608(2017)01-0011-05

三维高升力机翼水滴撞击特性数值模拟研究

么 虹*, 王 强

(中国航空工业空气动力研究院 高速高雷诺数气动力航空科技重点实验室,辽宁 沈阳 110034)

摘要:基于分区多块结构网格体系,采用欧拉方法建立过冷水滴控制方程,通过有限体积方法对方程进行求解,发展了适合三维复杂外形飞机的水滴撞击特性计算方法和计算程序.通 过二维单段翼型、多段翼型等算例对该方法的验证计算表明,在常规尺寸水滴算例中,水滴撞 击特性计算结果与国外标准模型试验数据吻合良好.在此基础上,开展了三维高升力机翼水 滴撞击特性数值模拟研究,分析表明计算结果可用于飞机防/除冰系统设计.

关键词:欧拉方法;水滴撞击特性;高升力机翼;飞机结冰

中图分类号: V215. 21 文献标识码: A doi: 10.7511/dllgxb201701002

0 引 言

飞机穿越低温云层飞行时,其机翼、尾翼等部 件经常出现结冰现象.飞机结冰有很大的随机性、 突然性,是导致飞行安全事故的主要隐患,危害性 巨大.各国民航部门都对飞机在结冰气象条件下 的飞行制定了相应的规定,同时,也投入大量的人 力和物力开展飞机结冰基础研究,深入了解飞机 结冰过程及其机理,为飞机防/除冰系统设计和优 化提供理论依据和工具.

飞机结冰基础研究的一个重要方面,就是研 究空气中过冷水滴的运动及其在飞机表面的撞击 特性.这既是开展结冰外形数值模拟的前提,也是 进行飞机防/除冰系统设计的依据^[1-2].开展水滴 撞击特性研究的主要手段有冰风洞实验和数值模 拟两种.近年来,随着计算机硬件的发展,以及计 算流体力学(CFD)和结冰数值模拟理论的完善, 数值模拟方法在结冰研究上所占的比重越来越 大.由于数值模拟方法花费远小于冰风洞实验,同 时克服了冰风洞实验条件的限制和实验资源有限 的缺陷,降低了飞机设计费用,缩短了飞机设计和 适航取证的周期,这使得其已成为结冰研究的重 要手段.

水滴撞击特性的数值模拟方法主要有两种:

拉格朗日方法和欧拉方法.与拉格朗日方法相比, 用欧拉方法计算水滴撞击特性通用性好.对于不 连贯的多段翼型、三维机翼等复杂情况,欧拉方法 也有较强的优势,因此,该方法近年来得到了越来 越多的应用^[3-6].目前,国外飞机结冰专业计算软 件都采用欧拉方法进行水滴撞击特性计算.

本文基于欧拉方法,发展分区多块结构网格 体系下、适合三维复杂外形飞机的过冷水滴撞击 特性计算方法和计算程序,以期成为飞机结冰研 究和防/除冰系统设计工具.

1 计算方法

欧拉方法把水滴看作连续分布的流体相,要 建立水滴运动的数学模型,本文首先进行如下简 化假设:

(1)假设水滴在微小控制体内是连续分布的流体,均匀地充满在控制体内,并引入水滴体积因子 α 代表水滴体积占整个控制体积的比例;

(2)在运动过程中,水滴之间不碰撞、不融合、 不破裂、不变形,体积、密度保持不变,并将水滴看 作具有相等体积的球体;

(3)水滴在流场中的体积含量很小,且水滴尺 寸足够小,因此忽略水滴运动对空气流动的影响,

收稿日期: 2016-09-05; 修回日期: 2016-11-20.

基金项目:中航工业集团公司创新基金资助项目(2013A62601R).

作者简介: 么 虹*(1963-), 女, 高级工程师, E-mail: 617162950 @ qq. com; 王 强(1983-), 男, 硕士, 工程师, E-mail: nuaa_wangqiang@ sina. com.

水滴的初速度与自由流的速度相等;

(4)水滴在运动过程中不发生热交换,不蒸 发、不凝结,水滴温度不变;

(5) 作用于水滴的外力只有空气阻力、重力 和空气浮力.

在引入水滴体积因子 α 的同时,用 u 代表该 流体微团中水滴的速度,结合以上假设条件,则水 滴控制方程的微分形式可写为

$$\frac{\partial \boldsymbol{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \boldsymbol{F}}{\partial x} + \frac{\partial \boldsymbol{G}}{\partial y} + \frac{\partial \boldsymbol{H}}{\partial z} = \boldsymbol{P}$$
(1)

式中

$$\boldsymbol{Q} = \begin{pmatrix} a \\ au \\ av \\ av \\ aw \end{pmatrix}, \quad \boldsymbol{F} = \begin{pmatrix} au \\ auu \\ auu \\ avu \\ awu \end{pmatrix}, \quad \boldsymbol{G} = \begin{pmatrix} av \\ auv \\ avv \\ awv \end{pmatrix}, \quad \boldsymbol{H} = \begin{pmatrix} av \\ avv \\ awv \\ awv \end{pmatrix}, \quad \boldsymbol{P} = \begin{pmatrix} 0 \\ Ka(u_a - u) + aF_x \\ Ka(v_a - v) + aF_y \\ Ka(w_a - w) + aF_z \end{pmatrix} \quad (2)$$

式中:u,v,w分别为水滴的速度, u_a,v_a,w_a 为空 气的速度, F_x,F_y,F_z 为水滴所受 3 个方向的外 力.因为水滴浮力很小,所以以上公式只考虑水滴 的阻力和重力.此外,公式各项约去了水滴密度, 外力项也相应除去水密度.K的公式如下:

$$K = 18\mu f / \rho_{\rm w} d_{\rm ep}^2 \tag{3}$$

式中:μ为空气动力黏性系数,d_{ep}为过冷水滴的当 量直径,ρ_w为水的密度.

$$f = C_D R e_w / 24 \tag{4}$$

式中:C_D 是水滴的阻力系数;Re_w 为水滴相对雷 诺数,可通过下式求解:

$$Re_{\rm w} = \frac{\rho |u_{\rm a} - u| d_{\rm ep}}{\mu} \tag{5}$$

水滴流场的初始条件可以设为

$$u_{\infty} = u_{a^{\infty}}$$

$$v_{\infty} = v_{a^{\infty}}$$

$$\omega_{\infty} = w_{a^{\infty}}$$

$$\alpha = C_{iw} / \rho_{w}$$
(6)

其中 u_{∞} 、 v_{∞} 、 w_{∞} 为水滴在远场地区x、y、z3个方向上的初始速度, $u_{a\infty}$ 、 $v_{a\infty}$ 、 $w_{a\infty}$ 为远场地区空气的初始速度, C_{lw} 为液态水含量.

对于物面边界,如果水滴的速度与物面的法 向量点乘为负,则确定为水滴撞击在物面.

在给定初始条件下,通过水滴控制方程的空

间离散,结合时间推进方法,可对水滴流场进行迭 代求解,得到水滴流场数据,再通过以下公式求得 飞机表面的水滴当地撞击效率:

$$\beta = \frac{\alpha_{\rm s} \cdot \rho_{\rm w} \cdot (-\boldsymbol{n}_{\rm s} \cdot \boldsymbol{v}_{\rm s})}{C_{\rm lw^{\infty}} \cdot \boldsymbol{v}_{\infty}}$$
(7)

2 二维单段翼型验证算例

2.1 计算模型与网格

该验证算例采用 MS-0317 翼型为研究对象, 翼型弦长 0.914 4 m. 翼型计算网格如图 1 所示.



图 1 MS-0317 翼型网格 Fig. 1 Grid of MS-0317 airfoil

翼型数据来自文献[7].该文献提供了详细的 模型数据、试验条件参数、试验结果和美国航空航 天局(NASA)研制的专业飞机结冰计算软件 (Lewice)的计算结果.需要注意的是,该文献在使 用 Lewice软件计算时,通过调整计算攻角、对比 模型表面压力分布的方式,使计算流场情况尽可 能与试验流场相似,从而减小流场差异,提高水滴 撞击特性结果对比的一致性.

本文在进行验证计算时,采用的是 Lewice 计 算攻角条件,并分别采用单一水滴分布模型和多水 滴分布模型进行计算.该算例的计算状态如下:弦长 为0.914 m,压力为101216 Pa,温度为291.0463 K,速度为78.66 m/s,攻角分别为0°和8°,中值 体积直径为21 µm,液态水含量为0.19 g/m³.

2.2 计算结果

图 2 是 MS-0317 翼型表面压力系数分布计 算结果与文献数据的对比结果.图 3 是翼型表面 水滴撞击效率与文献数据的对比结果.

从以上结果对比可以看出,本文方法计算的 翼型表面压力系数分布与参考数据十分吻合,水 滴撞击特性结果整体趋势与参考数据一致,最大



图 2 MS-0317 翼型表面压力系数分布与参考数据对比

Fig. 2 Comparison of surface pressure coefficient distribution and reference data of MS-0317 airfoil



图 5 1013-0317 美生农 面 小 闹 裡 山 然 十 习 梦 得 数 施 内 比

Fig. 3 Comparison of surface droplet impingement efficiency and reference data of MS-0317 airfoil

撞击效率和最大撞击效率所在位置与参考数据一 致,只是采用单一水滴分布模型计算得到的撞击 极限比较小,而采用多水滴分布模型计算得到的 撞击极限与试验结果吻合良好.

该算例表明:本文发展的水滴撞击特性计算 方法在常规水滴直径情况下,计算结果与试验参 考结果吻合很好,说明该方法具备在常规水滴情 况下的数值模拟能力.

3 二维多段翼型验证算例

3.1 计算模型与网格

该验证算例采用 GA(W)-1 两段翼型为研究 对象,模型包括主翼和 30%襟翼两部分,襟翼偏 角 40°.翼型计算网格如图 4 所示.

本算例计算采用的是单一水滴分布模型,计 算状态如下:马赫数 0.27, 雷诺数 10⁶, 攻角 2°, 中 值体积直径 20 µm, 液态水含量 0.55 g/m³.



Fig. 4 Schematic of grid of airfoil

3.2 计算结果

图 5 是该翼型主翼和襟翼表面水滴撞击效率 结果.可以看出,在翼型的主翼和襟翼上都有水滴 撞击的情况出现,并且,由于襟翼的偏转角度较 大,襟翼上的水滴撞击范围也较大,几乎整个襟翼 的下表面都有水滴撞击,这种情况下,襟翼的结冰 范围、结冰量会比较严重.



图 5 主翼及襟翼的水滴撞击效率

Fig. 5 Droplet impingement efficiency of main airfoil and wing airfoil

4 三维高升力机翼计算研究

4.1 计算模型与网格

高升力机翼带有偏转的前缘襟翼、后缘襟翼 等,机翼外侧带有翼梢小翼.机翼表面的网格如图 6 所示.

采用单一水滴分布模型开展计算研究,计算状态如下:马赫数 0.2, 雷诺数 2.5×10⁶, 攻角 9°,

中值体积直径 20 µm,液态水含量 1 g/m³.

4.2 计算结果

图 7 是机翼上下表面水滴撞击效率分布云图.

从图 7 中可以看出,在 9°攻角情况下,在高升 力机翼的前缘襟翼和后缘襟翼上,水滴撞击的范 围和撞击效率都很大,这些区域结冰情况会比较 严重.



5 结 语

本文发展了多块结构网格体系下,基于欧拉 方法的水滴撞击特性计算方法,并进行了二维单 段翼型算例、多段翼型算例和三维高升力机翼算 例的计算研究,结果表明:本文的计算方法在常规 水滴情况下,计算结果与试验参考结果吻合很好, 说明该方法具备在常规水滴情况下的数值模拟能 力,同时已经具备了三维复杂外形的水滴撞击计 算能力.本文方法能够为飞机结冰数值模拟研究 以及防/除冰系统防护范围设计等提供计算工具 和方法.后续将对计算方法进行改善,加入超大过 冷水滴(SLD)等数值模型,使数值模拟能力进一 步提高,适用范围进一步扩大,能够解决更多飞机 结冰安全设计领域的问题.

参考文献:

- [1] CHI X, WILLIAMS B, CRIST N, et al. 2-D and 3-D CFD simulations of a clean and an iced wings [C] // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings. Reno: AIAA, 2006: AIAA 2006-1267.
- [2] DEZITTER F, MONTREUIL E, GUFFOND D, *et al.* Enhancement of prediction capability in icing accretion and related performance penalties: Part II:

CFD prediction of the performance degradation due to ice [C] // 1st AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. San Antonio: AIAA, 2009: AIAA 2009-3970.

- [3] DURST F, MILOIEVIC D, SCHONUNG B. Eulerian and Lagrangian predictions of particulate two-phase flows: a numerical study [J]. Applied Mathematical Modelling, 1984, 8(2):101-115.
- [4] TRAN P, BRAHIMI M T, SANKAR L N, et al. Ice accretion prediction on single and multi-element airfoils and the resulting performance degradation [C] // AIAA, Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 35th, Reno, NV, Jan. 6-9. Reno: AIAA, 1997: AIAA 97-0178.
- [5] IULIANO E. An Eulerian method for the evaluation of ice accretion on airplanes [D]. Naples: University of Naples Federico II, 2004.
- [6] JOSEPH D D, LUNDGREN T S. Ensemble averaged and mixture theory equations for incompressible fluid-particle suspensions [J]. International Journal of Multiphase Flow, 1990, 16(1):35-42.
- PAPADAKIS M, HUNG Kuohsing E, VU G T, et al. Experimental investigation of water droplet impingement on airfoils, finite wings, and an S-duct engine inlet: NASA/TM-2002-211700 [R]. Hanover: NASA, 2002.

Numerical simulation study of droplet impingement characteristics on 3-D highlift wing

YAO Hong*, WANG Qiang

(Aviation Key Laboratory of Aerodynamics for High Speed and High Reynolds Number, AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China)

Abstract: Based on the partition multiblock structured grid system, the control equation of supercooled droplet is established by the Eulerian method. A finite volume method is used to solve the equation. A droplet impingement characteristics calculation method and the simulating program for 3-D complex configuration of airplane are developed. Some cases including 2-D airfoil, multi-element airfoil are used to validate the method. It is shown that, to the normal dimensional droplet, the computational results are in good agreement with the experimental data from abroad standard model. Then, the droplet impingement characteristics on a 3-D highlift wing are numerically simulated. Analyses show that the computational results can be used to design anti/deicing system of airplane.

Key words: Eulerian method; droplet impingement characteristics; highlift wing; airplane icing