

文章编号:1000-6893(2010)11-2152-07

飞机三维结冰模型及其数值求解方法

易贤, 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)

Numerical Method of a Three-dimensional Ice Accretion Model of Aircraft

Yi Xian, Gui Yewei, Zhu Guolin

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

摘要: 对飞机结冰外形进行纯三维数值模拟,是目前飞机结冰预测中的一大难点。为了建立三维结冰数值模拟方法,基于 Messinger 的二维结冰模型,提出了一种考虑液态水溢流效应的三维结冰计算模型,并针对该模型建立了表面单元内溢流水流动的分配方案,发展了相应的迭代求解方法。采用本文方法对 MS-317 后掠翼结冰进行了计算,并与实验和 Lewice3D 的计算结果进行了对比。研究结果显示:本文方法具有较好的收敛性,计算的霜冰和明冰外形均与 Lewice3D 计算的冰形一致;对于霜冰和结冰时间较短的明冰,本文计算的冰形与实验吻合较好;对于结冰时间较长的明冰,本文计算的冰形与实验对比还有一定差异,但冰生长的总体趋势和大致体积与实验一致。同时,对比了 MS-317 无后掠翼与有后掠翼结冰明冰的外形,发现机翼后掠导致的三维溢流效应对结冰外形有明显影响,因此,对于三维结冰分析,如果用二维截面的结果来代替三维结果,其合理性还需验证。

关键词: 飞机结冰; 三维结冰模型; 溢流水; 水滴收集率; 欧拉法; 数值计算

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Abstract: A major difficulty in the prediction of aircraft icing is to calculate the three-dimensional ice shape on the surface of an aircraft. The main purpose of this article is to establish a numerical method for calculating the three-dimensional ice accretion. Based on the classic icing model proposed by Messinger, a three-dimensional model is presented in the article which takes into consideration the effect of runback water. Then the method of deciding the flowing direction and flux of the runback water on the surface cell is given, and an iterative algorithm for solving the model is developed. Ice accretion on an MS-317 swept wing is calculated, and the consequent ice shape is compared with that of an experiment and Lewice3D. The results show that the convergence of this method and arithmetic is good, and both rime and glaze ice shape agree well with the results of Lewice3D. For rime ice and short time glaze ice, the computational results are in good agreement with experimental data; for long time glaze ice, there are some discrepancies between the computational and experimental shape. However, the overall growth patterns and size of ice is reproduced well. The glaze ice shape of a non-swept wing is also compared with that of a swept wing, which shows that the three-dimensional effect of runback water caused by the swept wing affects icing significantly. Therefore, further verification is necessary in trying to represent the ice on a three-dimensional body by the ice on two-dimensional cross-sections of the body.

Key words: aircraft icing; three-dimensional ice accretion model; runback water; droplet collection efficiency; Eulerian method; numerical simulation

飞机在低于冰点的温度下飞行时,如果遇到含有过冷水滴的云层,云层中的水滴撞击在飞机表面上,就会导致结冰。飞机结冰是飞行实践中广泛存在的一种现象,也是造成飞行安全事故的主要隐患之一^[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]。

根据过冷水滴在飞机表面冻结过程的不同,可将飞机结冰作以下分类^[4]:①霜冰(Rime Ice),
©航空学报杂志社 http://hkxb.buaa.edu.cn

收稿日期:2010-01-21; 修订日期:2010-07-08

基金项目:国家自然科学基金(10672174,10772191);空气动力学国家重点实验室基金(SKLA2009A0105)

通讯作者:易贤 E-mail: yixian_2000@163.com

发生于温度较低的情况,是由水滴与物面碰撞之后立即冻结而形成;②明冰(Glaze Ice),发生于温度相对较高的情况,是由于碰撞以及相变放出的热量使得水滴只有部分会在碰撞点冻结、未冻结的液态水沿物体表面溢流并逐渐冻结而形成;③混合冰(Mixed Ice),由以上两种冰混合组成。预测给定条件下飞机结冰的部位、冰的类型和形状,是进行结冰防护设计、开展结冰危害分析以及制定合理操纵应对措施的基础。结冰预测,既可通过飞行试验或结冰风洞试验进行,也可通过数值模拟的方法进行。

用数值模拟的方法预测结冰,是从 20 世纪 80 年代开始,随着计算流体力学(CFD)的发展而兴起的,经过多年的发展,数值模拟已经成为结冰预测的重要手段之一^[5]。结冰数值模拟的基本步骤可以概括为:首先,求解流体力学的基本方程组得到飞机绕流的流场解;其次,根据流场解的结果作为定解条件来求解水滴运动的控制方程从而得到水滴在物面的碰撞特性;最后,求解结冰模型从而得到与物体相碰撞的水滴的结冰情况。当冰累积到一定的厚度时,由于结冰物面形状的改变,绕物体的流场解也会发生相应的变化,从而又影响到水滴的运动,因此结冰是一个时间相关的过程,以上 3 个步骤要迭代计算。计算时,把冰看成是一层一层增长的,把每一层内部冰的成长看成是定常的,如此往复,直到达到计算所需要的时间为止。

对于三维复杂构型的结冰,应该采用纯三维方法进行数值模拟,但一些难点限制了三维结冰模型的应用,尤其是对于三维结冰模型的求解是进行纯三维结冰模拟的一个主要难点^[6]。在二维情况下,未结冰的液态水,其溢流的方向是在二维平面内沿着物面向后;而三维情况下,液态水的溢流方向未知,给三维结冰模型的求解带来困难。对于该问题的处理,常用的办法是将物面按不同位置(如机翼的展向站位)截成二维剖面进行分析,或者在物面建立与表面流线一致的网格,以保证液态水沿着表面网格方向溢流,从而可以用求解二维结冰模型的方法进行计算^[7-9]。这些处理办法或者不准确,或者实现起来非常繁琐,因此目前应用于工程分析的结冰计算软件,主要还是以二维为主^[10]。

为了建立三维结冰数值模拟的方法,本文在 B. L. Messinger 提出的二维结冰模型的基础上^[11],建立了一种考虑液态水溢流效应三维结冰

计算模型,并针对该模型建立了表面单元内溢流水流动的分配方案、发展了相应的迭代求解方法。采用本文方法对 MS-317 后掠翼结冰进行了计算,并与实验冰形和 Lewice3D 的计算冰形进行了对比,初步结果表明本文的算法收敛性好,计算得到的结冰外形合理。

1 Messinger 二维结冰模型及求解方法

1.1 结冰表面的质量平衡和能量平衡

对于二维外形结冰表面上的某个控制单元,结冰过程中的质量传递情况如图 1 所示。

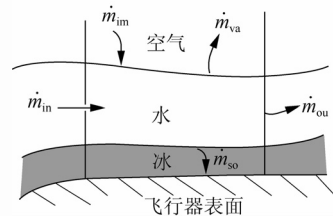


图 1 结冰表面质量传递

Fig. 1 Mass transfer on icing surface

其中单位时间进入控制单元的质量包括两项:①与控制单元表面相碰撞的所有水滴的质量总和 \dot{m}_{im} ; ②从前一控制单元溢流进入当前单元的液态水质量 \dot{m}_{in} 。单位时间离开当前控制单元的质量有 3 项:①从当前控制单元溢流到下一控制单元的液态水质量 \dot{m}_{ou} ; ②由于蒸发而损失的水质量 \dot{m}_{va} ; ③单位时间留在当前控制单元中结成冰的质量 \dot{m}_{so} 。根据质量守恒,进入当前控制单元的质量减去离开当前控制单元的质量,所得到的质量即是最后留在当前控制单元内结成冰的质量,即

$$\dot{m}_{im} + \dot{m}_{in} - \dot{m}_{va} - \dot{m}_{ou} = \dot{m}_{so} \quad (1)$$

B. L. Messinger^[11]在分析结冰表面质量传递的基础上,考虑空气摩擦对表面的加热、对流换热以及各质量项携带的能量,如图 2 所示,建立了结冰表面控制单元中的能量守恒方程:

$$\dot{E}_{so} + \dot{H}_{va} + \dot{H}_{ou} - \dot{H}_{in} - \dot{H}_{im} = \dot{Q}_f - \dot{Q}_c \quad (2)$$

式中: \dot{Q}_f 为气流摩擦对表面的加热量; \dot{Q}_c 为气流与表面的对流换热量; \dot{E}_{so} 为液态水冻结导致离开当前控制体的能量,包括冻结液态水本身的能量和冻结过程中释放的潜热和显热; \dot{H}_{va} 为液态水蒸发导致离开当前控制体的能量,包括蒸发水本身的能量和蒸发过程吸收的潜热; \dot{H}_{im} 为与控制单元表面相碰撞的水滴所带来的能量; \dot{H}_{ou} 和 \dot{H}_{in}

分别为流出和流入当前体积的溢流水的能量。式(1)和式(2)中各项的表达式及计算方法可参见文献[12]和文献[13],此处不再详述。

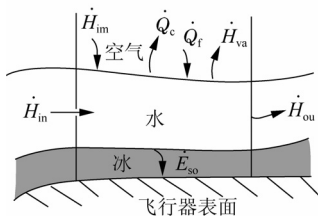


图2 结冰表面能量传递

Fig. 2 Energy transfer on icing surface

1.2 二维结冰模型的求解方法

要联立求解质量守恒方程式(1)和能量守恒方程式(2),必须有个前提,即方程的数目要等于未知量的个数。为了便于求解,引入冻结比例 f , 其定义为表面某控制单元中冻结成冰的水质量与进入该控制单元的所有水质量的比值,即

$$\dot{m}_{so} = f(\dot{m}_{im} + \dot{m}_{in}) \quad (3)$$

将式(3)代入式(1),质量守恒方程可以写成

$$\dot{m}_{ou} = (1-f)(\dot{m}_{im} + \dot{m}_{in}) - \dot{m}_{va} \quad (4)$$

蒸发质量 \dot{m}_{va} 可以在计算完空气流场之后确定, \dot{m}_{im} 可以在水滴撞击特性计算完成后确定,这样,式(4)中的未知量就只有 \dot{m}_{ou} 、 \dot{m}_{in} 和 f 。同时,在计算完空气流场和水滴撞击特性之后,式(2)中的未知数也只剩下 \dot{m}_{in} 、 f 和 T_s , 其中 T_s 为控制单元的表面温度。

对于二维结冰计算,可以有进一步减少未知数的方法,使得方程可以求解。首先找到前缘驻点,由于与驻点相邻的第1个控制单元,其 \dot{m}_{in} 为零,则式(2)的未知数只剩 f 和 T_s , 由于 T_s 是冻结比例 f 的函数,即

$$T_s = T_s(f) \quad (5)$$

因此式(2)可以通过迭代方法获得求解^[12], 由式(2)求解得到 f 后,代入式(4)即可求得 \dot{m}_{ou} 。在二维情况下,溢流水是沿着物体表面从驻点向后流,当前控制单元中求解得到的 \dot{m}_{ou} 可以作为下一控制单元的 \dot{m}_{in} , 即

$$\dot{m}_{in,i+1} = \dot{m}_{ou,i} \quad (6)$$

式中:下标 i 表示控制单元的编号,从而使下一控制单元得到求解。这样,从驻点两侧的控制单元向后推进,即可以逐次计算完每个控制单元的结冰^[13]。

2 三维结冰模型及其求解方法

2.1 考虑溢流效应的三维结冰模型

本文建立三维结冰时的质量守恒和能量守恒方程的方法与二维类似,不同的是,由于液态水溢流方向未知,综合考虑了各种可能的溢流情况。

如图3所示,对于物体表面某个以 P 点为中心的控制单元,考虑各边界可能存在液态水溢流的情况,则式(1)可写成

$$\dot{m}_{im} + \sum_{nb} \dot{m}_{in,nb} - \dot{m}_{va} - \sum_{nb} \dot{m}_{ou,nb} = \dot{m}_{so} \quad (7)$$

式中:nb=e,w,n,s,分别代表以 P 点为中心的表面控制单元的四条边。同样,式(2)可以写成

$$\dot{E}_{so} + \dot{H}_{va} + \sum_{nb} \dot{H}_{ou,nb} - \sum_{nb} \dot{H}_{in,nb} - \dot{H}_{im} = \dot{Q}_f - \dot{Q}_c \quad (8)$$

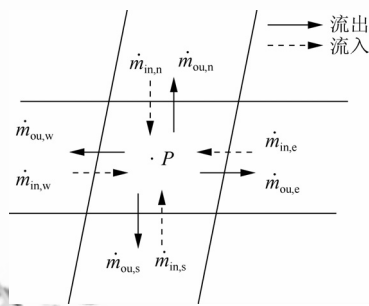


图3 考虑溢流效应的三维结冰表面质量传递

Fig. 3 Mass transfer on three-dimensional icing surface

2.2 三维结冰模型的求解方法

对于式(7)和式(8),二维计算时采用的从驻点开始对每个控制单元顺序求解的方法已经不再适用,许多研究者采用在物面上重新建立沿流方向网格的方法,认为液态水沿着网格线方向溢流,使得三维模型可以用二维的方法求解,这种办法只适合于简单外形,在复杂外形的情况下,其实现过程非常繁琐,且容易导致计算发散。

本文提出一种直接求解三维结冰模型的方法,与二维计算不同,该方法通过迭代,对表面各控制单元内的结冰过程同时求解,其思路如下:

(1) 先假定进入表面各控制单元内的溢流水质量 $\sum_{nb} \dot{m}_{in,nb}$ 为零。

(2) 根据 $\sum_{nb} \dot{m}_{in,nb}$ 的值,采用二维算法中计

算与驻点邻近控制单元的办法,求解式(8),得到流出各控制单元的溢流水总质量 $\sum_{nb} \dot{m}_{ou,nb}$ (记为 M_{ou})。

(3) 对计算得到的各控制单元内流出的溢流水总质量进行分配,得到流出各边的溢流水量 $\dot{m}_{ou,nb}$ 。

(4) 令某条边的流出溢流水量 $\dot{m}_{ou,nb}$ 等于共用该条边的相邻控制单元的流入溢流水量,给通过每条边进入控制单元的溢流水质量 $\dot{m}_{in,nb}$ 赋值,从而得到每个控制单元新的流入溢流水总质量 $\sum_{nb} \dot{m}_{in,nb}$ 。

(5) 重复步骤(2)~(4),直到收敛为止。

以上步骤中,对控制单元内流出溢流水总质量的分配是关键,如果分配不合理,不但会引起额外的计算负担,还会导致计算不收敛,得出与物理实际不符合的结果。考虑到液态水在物体表面溢流的主要驱动力是空气的摩擦力,因此,溢流的方向和流量将主要决定于当地的空气速度,本文提出如下按速度进行溢流水分配的方案:

令

$$s_{nb} = \mathbf{v}_P \cdot \mathbf{n}_{nb} \quad (9)$$

式中: \mathbf{v}_P 为 P 点处的速度; \mathbf{n}_{nb} 为编号为 nb 的边的法线矢量,其方向沿着物面,并以指向控制单元外为正。

如果 $s_{nb} \leq 0$,

$$\dot{m}_{ou,nb} = 0 \quad (10)$$

如果 $s_{nb} > 0$,

$$\dot{m}_{ou,nb} = M_{ou} \cdot \frac{l_{nb} s_{nb}}{\sum_{nb} (l_{nb} s_{nb})} \quad (11)$$

式中: l_{nb} 为编号为 nb 的边的长度。

3 应用算例

为了验证以上的三维结冰模型及求解方法,本文对 MS-317 后掠翼结冰进行了数值模拟,并与实验冰形和 Lewice3D 的计算冰形进行了对比。

3.1 数值计算方法

根据结冰数值模拟的基本步骤,本文首先采用 SIMPLE 算法计算空气流场^[14];其次,以流场计算的结果为基础,采用欧拉法^[15]计算水滴撞击特性;最后,采用本文提出的三维结冰模型的求解

方法,计算得到结冰表面控制单元内冻结水的质量 \dot{m}_{so} ,进而得到冰的厚度。

单位时间内某控制单元上的新结冰厚度为

$$h_{ice} = \frac{\dot{m}_{so}}{\rho_{ice} A} \quad (11)$$

式中: ρ_{ice} 为冰的密度; A 为控制单元的面积。

3.2 计算条件

计算外形为 MS-317 后掠翼,后掠角为 30° ,如图 4 所示,在翼面的不同展向站位,沿流动方向的截面均为大小相同的 MS-317 翼型,其弦长等于 0.914 4 m。

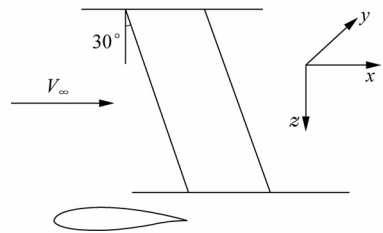


图 4 计算外形示意图

Fig. 4 Schematic of configuration for calculation

计算速度为 67 m/s,迎角为 8° ,空气中的液态水含量为 1.03 g/m^3 ,水滴直径为 $20 \mu\text{m}$,结冰时间分别为 390 s 和 1 164 s,选取了两种计算温度,分别为 -17.8°C 和 -2.2°C 。以上参数组合起来共有 4 组,如表 1 所示。

表 1 计算参数表

Table 1 Parameters for calculation

序号	温度/ $^\circ\text{C}$	时间/ s	水含量/ $(\text{g} \cdot \text{m}^{-3})$	粒径/ μm	速度/ $(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	迎角/ $(^\circ)$
1	-17.8	390	1.03	20	67	8
2	-17.8	1 164	1.03	20	67	8
3	-2.2	390	1.03	20	67	8
4	-2.2	1 164	1.03	20	67	8

3.3 计算结果及分析

为了与文献[16]的计算结果及文献[17]的实验结果进行对比,将计算获得的冰形沿流向切成了二维截面,选择截取冰形的截面位置位于机翼展向中点。

图 5 给出了温度为 -17.8°C 时的结冰外形,由于温度较低,水滴在与翼面碰撞时即冻结,没有液态水在物体表面溢流,因此结冰类型为霜冰。图 5(a)给出了结冰时间为 390 s 的结果,可以看

出,无论是结冰极限位置,还是冰的体积大小及冰形轮廓,本文结果和 Lewice3D 的计算结果均与实验结果吻合较好。图 5(b)显示的是结冰时间为 1 164 s 的结果,可见,结冰时间增加使得冰明显变厚,实验冰形在翼型下表面有一些不规则的起伏,本文结果和 Lewice3D 的计算还不能体现这些特征,但计算和实验的冰形轮廓还是较为一致。

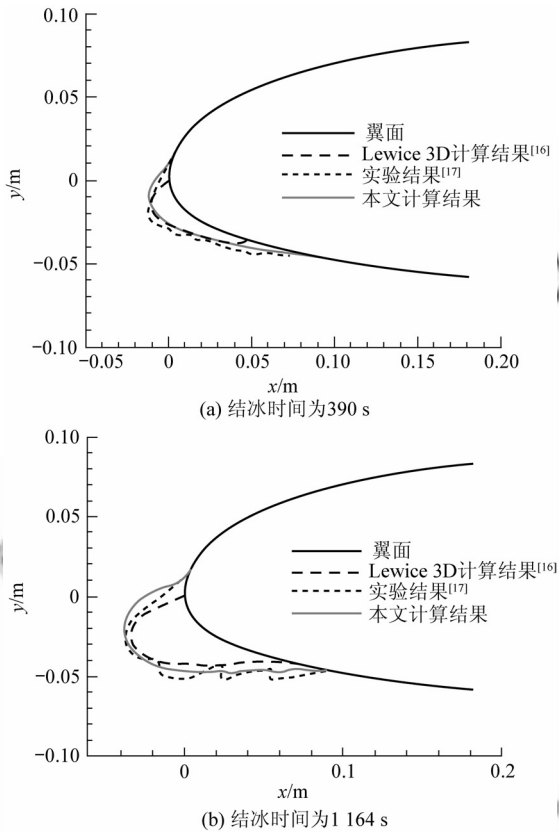


图5 温度为 $-17.8\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时的结冰外形

Fig. 5 Ice shape for temperature of $-17.8\text{ }^{\circ}\text{C}$

图6显示的是温度为 $-2.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时的结冰外形,由于温度接近 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$,水滴在与翼面碰撞之后,并不会完全冻结,物体表面有液态水溢流,结冰类型为明冰。图6(a)给出的是结冰时间为390 s的结果,可以看到,本文、Lewice3D以及实验结果的结冰外形,三者均比较吻合,实验得到的冰体在前缘上部有一上扬的冰角,而本文和 Lewice3D 计算的冰角位置则稍微靠下一些。图6(b)显示的是结冰时间为1 164 s的结果,可以看到,本文计算的冰形与实验的外形对比还有一定差别,冰体上部的冰角没有实验的冰角突出,下表面的结冰极限比实验的结冰极限大。从图6(b)还可以看到,本文结果与 Lewice3D 的结果较为吻合,虽然两种软件计算的具体冰形都与实验结果有差异,但在冰生长的总体趋势和大致体积方面与实验一致。

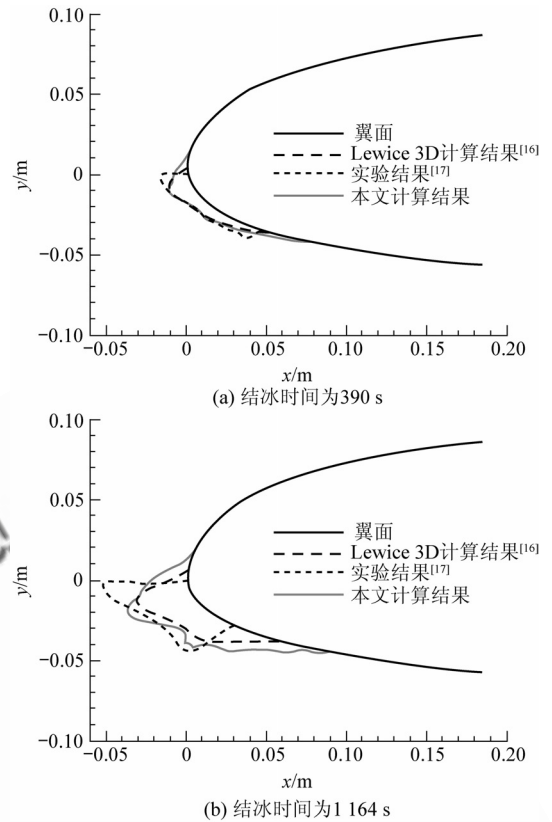


图6 温度为 $-2.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时的结冰外形

Fig. 6 Ice shape for temperature of $-2.2\text{ }^{\circ}\text{C}$

对于明冰的结冰外形不能精确模拟,是目前所有结冰计算软件没有解决好的问题。本文认为主要原因有两点,值得深入研究:

(1) 现有结冰计算都是按准定常方法进行,与实际结冰过程比较存在差异。在实际结冰过程中,随着结冰时间的增加,物面外形不断变化,物体的绕流场也随之改变,直接影响到水滴撞击特性和结冰过程。结冰计算通常将结冰过程分成几个时间步,认为冰是一层一层累积,计算时间步长取得过大(尤其是三维结冰计算往往将整个结冰时长当成一个时间步),必然会导致计算结果与实验结果不一致。如果结冰类型为霜冰,或者是结冰时间较短的明冰,由于冰形相对较规则,对流场改变小,计算结果和实验的差别不会太明显,如图5和图6(a)所示,反之,对于结冰时间较长的明冰,计算和实验结果将会有明显差异,如图6(b)所示。

(2) 现有结冰计算模型本身还不够完善,需要改进。由于对结冰机理的认识还不够,现有的结冰模型主要从宏观角度分析结冰过程中的传热传质现象,对于过冷水滴撞击物面并冻结的物理过程、不同条件所对应的冰密度、冰层的表面特性

如何确定等问题,还缺乏考虑。

图 7 给出了温度为 $-2.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的计算过程中,表面溢流水量残差的收敛曲线。表面溢流水量残差定义为迭代计算过程中,流出每个表面单元的溢流水量与前一次迭代计算的溢流量之差的平方、对表面所有单元求和之后再开平方。如图 7 所示,计算过程具有较好的收敛性,迭代至 400 步的时候已经完全收敛。

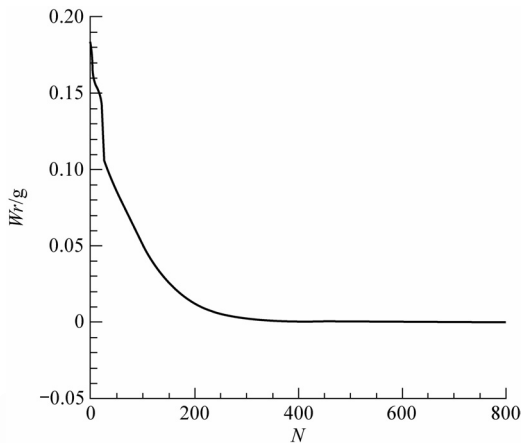


图 7 溢流水量残差曲线

Fig. 7 Residual mass of runback water

为了考察机翼后掠对结冰的影响,还计算了温度为 $-2.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、结冰时间为 $1\ 164\text{ s}$ 时,平直无后掠 MS-317 机翼的结冰外形。图 8 给出了无后掠翼结冰与有后掠翼结冰外形的对比,可见,两种冰在下部的轮廓线基本吻合,而冰体前缘上部的冰角则有较大差异,说明机翼后掠导致的三维溢流效应对结冰过程有明显影响,也说明对于三维结冰分析,如果用二维截面的结冰来代替三维结果,其合理性还需验证。

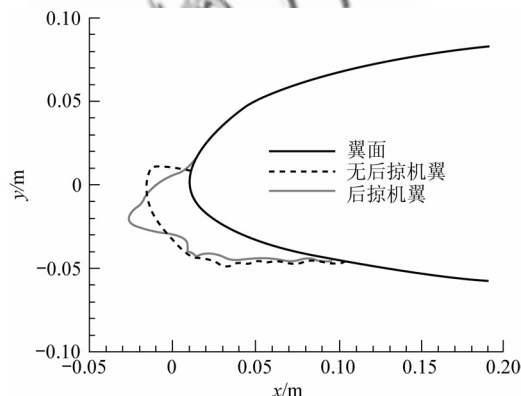


图 8 有后掠和无后掠机翼冰形对比

Fig. 8 Comparison of ice shape with swept wing and without swept wing

4 结 论

建立了考虑液态水溢流效应的三维结冰计算模型,发展了一套针对该模型的数值计算方法,采用该方法对后掠翼结冰进行了计算,并与实验结果和 Lewice3D 的计算结果进行了对比,结果表明:

(1) 本文提出的三维结冰计算模型,考虑了液态水在表面溢流的效应,针对该模型建立了表面单元内溢流水流动的分配方案、发展了相应的求解方法,该方法采用迭代计算的思路,克服了需要在物体表面重新建立沿流线网格的复杂步骤,计算显示,该方法具有较好的收敛性。

(2) 本文计算的冰形与 Lewice3D 计算的冰形一致,对于霜冰和结冰时间较短的明冰,计算结果与实验吻合较好;对于结冰时间较长的明冰,计算的冰形与实验结果对比还有一定差异,但冰生长的总体趋势和大致体积与实验结果一致,初步表明本文提出的模型及求解方法是可行的。

(3) 对比了 MS-317 无后掠翼与有后掠翼结冰明冰的外形,发现两种冰在下部的轮廓线基本吻合,而冰体前缘上部的冰角则有较大差异,说明机翼后掠导致的三维溢流效应对结冰过程有明显影响,也说明对于三维结冰分析,如果用二维截面的结果来代替三维结果,其合理性还需验证。

(4) 飞机结冰数值计算是涉及流动、传热、传质和相变等多种物理现象综合效应的复杂问题,本文是对三维结冰数值计算的初步尝试,虽然初步结果让人满意,但计算模型及数值求解方法是否合理有效,还需进一步验证。

参 考 文 献

- [1] Lynch F T, Khodadoust A. 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-1999-243, 1999.
- [3] Bragg M B, Broeren A P, Blumenthal L A. Iced-airfoil aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(5): 323-362.
- [4] 易贤,朱国林,王开春,等. 翼型积冰的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(4): 428-433.
Yi Xian, Zhu Guolin, Wang Kaichun, et al. Numerical simulating of ice accretion on airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2002, 20(4): 428-433. (in Chinese)
- [5] Cebeci T, Kafyeke F. Aircraft icing [J]. Annual Review

- of Fluid Mechanics, 2003, 35: 11-21.
- [6] Hedde T, Guffond D. Development of a three-dimensional icing code-comparison with 3D experimental shapes[R]. AIAA-1992-41, 1992.
- [7] Hedde T, Guffond D. ONERA three-dimensional icing model[J]. AIAA Journal, 1995, 36(6): 1038-1045.
- [8] 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 wingtip, an axisymmetric inlet, and a Boeing 737-200 inlet[R]. AIAA-1995-755, 1995.
- [9] Bidwell C S, Pinella D, Garrison P. Ice accretion calculations for a commercial transport using the LEWICE3D ICEGRID3D and CMARC programs[R]. AIAA-1999-250, 1999.
- [10] Wright W B, Gent G W, Guffond D. DRA/NASA/ONERA collaboration on icing research part II -prediction of airfoil ice accretion[R]. NASA CR-202349, 1997.
- [11] Messenger B L. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1953, 20(1): 29-42.
- [12] 易贤, 朱国林. 考虑传质传热效应的翼型积冰计算[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(4): 490-493.
Yi Xian, Zhu Guolin. Computation of glaze ice accretion on airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(4): 490-493. (in Chinese)
- [13] Wright W B. Users manual for the improved NASA Lewis ice accretion code Lewice 1. 6[R]. NASA CR-198355, 1995.
- [14] Zhu G L, Kronast M. The calculation of ground effect on a car flow field using two dimensional Navier-Stokes equations[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1993, 11(1): 22-32.
- [15] 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.
- [16] Potapczuk M G, Bidwell C S. Numerical simulation of ice growth on a MS-317 swept wing geometry[R]. AIAA-1991-263, 1991.
- [17] Bidwell C S. Icing characteristics of a natural laminar flow, a medium-speed, and a swept medium-speed airfoil [R]. AIAA-1991-447, 1991.

作者简介:

易贤(1977—) 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 飞机结冰和低速空气动力学计算。

Tel: 0816-2463154

E-mail: yixian_2000@163.com

桂业伟(1963—) 男, 博士, 研究员。主要研究方向: 传热传质学和气动热力学。

Tel: 0816-2466005

E-mail: guiyewei@tom.com

朱国林(1943—) 男, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 计算空气动力学和风工程。

(编辑: 赵利)