积冰对飞机飞行性能的影响

张 强 曹义华 潘 星 蒋崇文

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对飞机飞行过程中出现的积冰所带来的不利影响,提出一种求解积冰条件下飞行性能的思路. 基于二维有限基本解法对翼型前缘的积冰形状进行预测;在计算飞行性能时,利用数值模拟的方法求解 RNG(Renormalization Group) k-ε 湍流模型下的雷诺平均 N-S (Navier-Stokes)方程,对飞机全机流场进行解算,从而得出积冰状态下飞机的升力、阻力特性. 最终结果表明:积冰严重影响着飞机的飞行性能,这与由相关实验得出的结论一致. 该方法可应用于工程领域,对积冰条件下飞机的飞行性能进行快捷、有效地求解,为研究飞机防冰技术、提高飞行性能提供参考.

关 键 词: 积冰; 雷诺平均 N-S 方程; 湍流模型; 飞行性能

中图分类号: V 211

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)06-0654-04

Effect of ice accretion on aircraft flight performance

Zhang Qiang Cao Yihua Pan Xing Jiang Chongwen

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: An engineering method was presented to deal with the problems of aircraft flight performance affected by ice accretion. Based on the calculation method placing linear varying strength vortex panels on airfoil contour, ice accretion shapes on the leading edges of airfoils were predicted. While computing aircraft flight performance affected by ice accretion, the numerical simulation method was used to solve RANS(Reynolds averaged Navier-Stokes) equations of RNG (renormalization group) k-ε turbulence model and calculate the flow field characteristics of the whole aircraft. Flight performance, including lift and drag characteristics, was obtained according to the simulation results. The lift and drag penalties showed that ice accretion can worsen aircraft flight performance severely. The agreement of this conclusion with some experimental results indicates that this method could be applied into engineering field to estimate aircraft flight performance which is affected by ice accretion quickly and effectively, and to provide references for developing de-icing technologies and improvement of the aircraft flight performance.

Key words: ice accretion; Reynolds averaged Navier-Stokes equations; turbulence model; flight performance

飞机飞行过程中所出现的积冰现象对飞行性能有着严重的影响. 有关实验表明[1-3],飞机机翼和尾翼前缘所形成的积冰,使得机翼和尾翼气动外形发生变化,造成飞机升阻比减小,失速速度增大,平飞速度范围减小等一系列问题,导致飞行性能下降,甚至会造成飞机坠毁的事故,严重危胁着飞行安全.

近些年来,飞机的积冰问题越来越被人们所重视,国外对于积冰问题的研究主要有实验手段和数值模拟 2 种方法,国内相关实验设备尚不完善,大多以数值模拟的方法研究积冰问题. 本文基于二维有限基本解法对翼型前缘的积冰形状进行

收稿日期: 2005-07-05

作者简介: 张 强(1980-), 男, 陕西延安人, 博士生, zqlwlj@sina.com.cn.

了预测. 在此基础上对飞机在积冰条件下气动性能的变化情况进行了研究,利用数值模拟的方法求解 RNG(Renormalization Group) k-ε 湍流模型下的雷诺平均 N-S 方程,对积冰条件下的飞机全机流场进行解算,最后得到飞机的升力、阻力特性.

1　积冰形状预测

1.1　流场分析

采用在翼型周线布线性涡的有限基本解法求解流场中翼型周线的涡分布[4]. 将翼型周线分成若干段,每段上布强度线性变化的梯形涡,并选取一个控制点,翼型各段分布涡在该点法线方向产生的诱导速度与来流速度在此方向分量的矢量和为零,由此可以得到翼型周线上的涡分布.

流场中一点(x,y)的速度分布是来流速度与翼型分布涡对该点诱导速度的矢量和:

$$\boldsymbol{V}=\boldsymbol{V}_0+\sum_{i=1}^{m}\boldsymbol{V}_i \tag{1}$$

式中,$\boldsymbol{V}_0$ 为(x,y)点处的来流速度;$\boldsymbol{V}_i$ 为翼型周线第 i 段上的涡对(x,y)点的诱导速度.

1.2　水滴运动轨迹计算

建立水滴运动的数学模型,把水滴看作微球体,直径取等效直径,水滴的运动微分方程为[5]:

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{v}_x}{\mathrm{d}\tau}=\frac{C_{\mathrm{D}}Re}{24}\frac{1}{K}(\boldsymbol{u}_x-\boldsymbol{v}_x) \tag{2}$$

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{v}_y}{\mathrm{d}\tau}=\frac{C_{\mathrm{D}}Re}{24}\frac{1}{K}(\boldsymbol{u}_y-\boldsymbol{v}_y) \tag{3}$$

式中,$\boldsymbol{u}$,$\boldsymbol{v}$ 分别为气流和水滴的无因次速度;τ,C_{D},Re,K 分别为无因次时间、水滴阻力系数、水滴雷诺数和惯性参数.

水滴运动微分方程的求解可以看作一阶常微分方程的初值问题,采用 4 阶龙格-库塔算法. 给定水滴在流场中的初始位置,利用时间步长法,对水滴的运动轨迹进行跟踪,直到水滴与翼型相碰撞或者运动到界定的区域以外.

1.3　冰形预测

由于槽形冰对翼型的气动性能影响较大,所以将其作为研究对象. 当翼型表面形成一定程度的积冰后,由于翼型外形发生变化,因此需要重新计算翼型的绕流流场,然后求解水滴在新的流场中的运动轨迹,得到新的冰形. 如此反复迭代直到研究时间结束,得到最终的积冰形状.

采用该方法对文献[2]中的 1 号翼型在一定飞行环境中的积冰形状进行预测,预测结果如图 1所示,图 2 为文献[2]中相近条件下的实验结果. 图中,以翼型弦长 C 作为无量纲化参数.

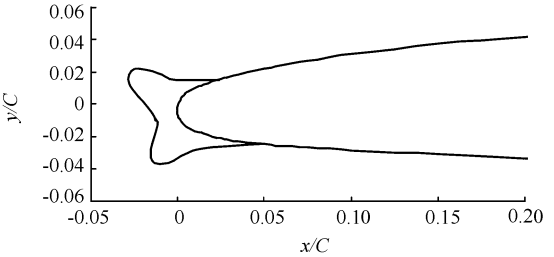


图 1　预测的积冰形状

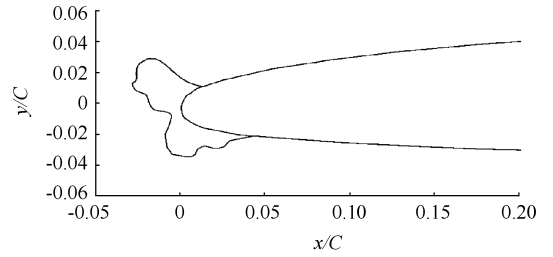


图 2　实验所得积冰形状

由图 1、图 2 可以看出,利用本文所述方法进行冰形预测,可以满足一般工程需要.

2　积冰条件下全机流场数值模拟

2.1　不可压流的雷诺平均 N-S 方程

本文考虑的是低速下的飞机积冰问题,因此流动是不可压缩的. 时间 $t\in(0,T)$ 带边界 Γ_t,令 $\boldsymbol{\Omega}_t\subset\boldsymbol{R}^{n_{\mathrm{sd}}}$ 为流体力学空间域,下标 t 表示空间域和其边界是与时间相关的. 不可压流的雷诺平均 N-S 方程可以写成如下形式:

$$\nabla\cdot\boldsymbol{V}=0 \tag{4}$$

$$\frac{\partial\boldsymbol{V}}{\partial t}+\boldsymbol{V}\cdot\nabla\boldsymbol{V}-\boldsymbol{F}-\frac{1}{\rho}\nabla\cdot\boldsymbol{P}=0 \tag{5}$$

$$\boldsymbol{P}=-p\boldsymbol{I}+2(\mu+\mu_t)\boldsymbol{S} \tag{6}$$

$$\boldsymbol{S}=\frac{1}{2}(\nabla\boldsymbol{V}+\nabla\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}) \tag{7}$$

式中,ρ,$\boldsymbol{V}$,$\boldsymbol{F}$,p,$\boldsymbol{I}$ 和 μ 分别是密度、速度、体力、压力、单位张量和分子粘性系数;$\boldsymbol{P}$,$\boldsymbol{S}=(s_{sj})$ 为应力张量和应变率张量;$\mu_t=\rho C_\mu\dfrac{k^2}{\varepsilon}$ 是涡粘性系数.

2.2　RNG k-ε 湍流模型

标准的 k-ε 模型是基于输运微分方程的半经验湍流模型,通过引入湍流动能 k 和湍流耗散率 ε,将雷诺应力用涡粘性系数和平均运动变形率表示. RNG k-ε 模型来源于严格的统计技术,由暂态 N-S 方程推出. 在 ε 方程中引入附加生成项,考虑了湍流旋涡,对于近壁区域,考虑了低雷诺数流动粘性,有效地改善了精度,使得 RNG k-ε 模型比标准 k-ε 模型在更广泛的流动中有更高的可信

度和精度. 在 RNG k-ε 模型中:

$$\rho\frac{\partial k}{\partial t}+\rho(\boldsymbol{V}\cdot\nabla)k=\nabla\cdot(\alpha_k\mu_t\nabla k)+\mu_t\bar{S}^2-\rho\varepsilon \tag{8}$$

$$\rho\frac{\partial \varepsilon}{\partial t}+\rho(\boldsymbol{V}\cdot\nabla)\varepsilon=\nabla\cdot(\alpha_\varepsilon\mu_t\nabla\varepsilon)+C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}\mu_t\bar{S}^2-\rho C_{2\varepsilon}\frac{\varepsilon^2}{k}-R_\varepsilon \tag{9}$$

式中,$\bar{S}=\sqrt{2s_{ij}s_{ij}}$;$R_\varepsilon$ 为附加项,其表达式为

$$R_\varepsilon=\frac{C_\mu\rho\eta^3\left(1-\frac{\eta}{\eta_0}\right)}{1+\beta\eta^3}\frac{\varepsilon^2}{k} \tag{10}$$

式中,$\eta=\bar{S}k/\varepsilon$ 为无量纲应变或者平均流时间尺度与湍流时间尺度之比;$\eta_0=4.38$,$\beta=0.012$. 在此湍流模型中,常系数对应为 $C_{1\varepsilon}=1.42$,$C_{2\varepsilon}=1.68$,$C_\mu=0.0845$,$\alpha_k=\alpha_\varepsilon=1.393$.

2.3 计算边界条件

1) 对称边界条件:在飞机对称面应用对称边界条件;

2) 远场边界条件:采用有限截断法将外边界选在足够远的地方,可以直接采用无限远的条件;

3) 固壁边界条件:在飞机壁面应用固壁边界条件.

2.4 数值模拟方法

求解 N-S 方程时将对流项按 Euler 方程的离散方式处理,而粘性通量则以中心差分进行离散.

非定常的 Euler 方程是双曲型方程,求解它的核心技术是如何处理好流场中可能出现激波的问题. 目前已有的计算方法绝大多数是采用时间相关法取得定态流动解,对流场中可能存在的激波是自动捕捉的. 其中,一种简便方法是采用半离散法,它将空间的离散和时间的推进完全分开,使得空间离散的误差、人工粘性和捕捉激波的精度等与时间推进的步长无关. 有限体积法是目前空间离散常用的一种方法,只要正确估算转换矩阵的导数,物理空间中有限体积的通量求和即等价于贴体坐标系中强守恒形式流体动力学方程的有限差分解[6].

3 算例分析

以某型号飞机为研究对象,研究时间取 154 s 和 1 800 s,对若干翼型截面在一定飞行环境中的积冰形状进行了预测. 图 3 为 154 s 时的各翼型截面冰形图,图 4 为 1 800 s 时的冰形图.

对积冰条件下的全机流场进行模拟求解,图 5、图 6 分别为飞机对称面网格图和远场边界网格图. 图 7 为 1 800 s 时全机的静压图.

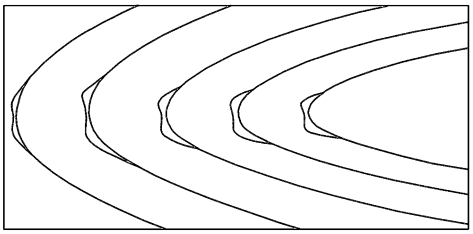


图 3 154 s 时各翼型截面冰形

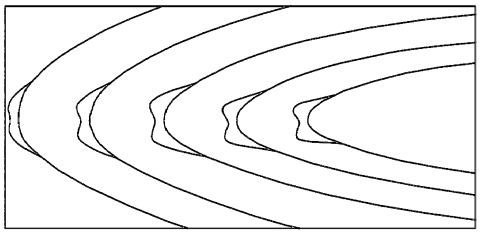


图 4 1 800 s 时各翼型截面冰形

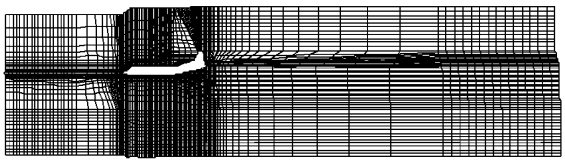


图 5 飞机对称面网格

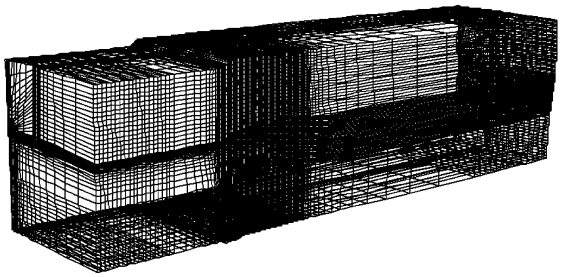


图 6 远场边界网格

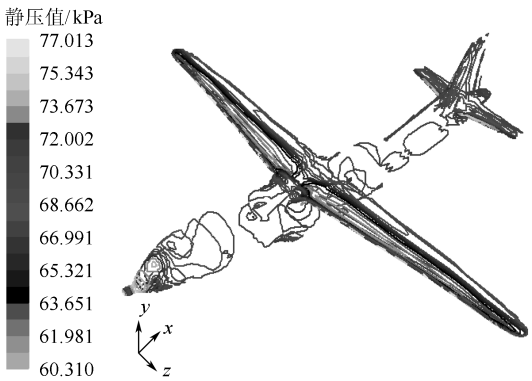


图 7 全机静压图

由于飞机及其流场均具有对称性,因此计算时只考虑全机的 1/2 部分即可. 全机 1/2 部分的升阻特性计算结果如表 1 所示.

表 1 全机 1/2 部分的升阻特性

结冰时间/s	升力值/N	阻力值/N	升力系数	阻力系数	升阻比
0(未结冰)	372 591.1	39 119.9	0.776 8	0.081 7	9.524 3
154	357 984.2	39 652.3	0.746 4	0.082 7	9.028 1
1 800	343 541.2	41 490.4	0.716 3	0.086 5	8.280 0

可以看出,随着积冰情况的加剧,飞机的升力减小,阻力增大,升阻比减小,与相关文献中根据实验所得出的结论一致. 机翼和尾翼前缘的积冰破坏了原翼型的气动外形,必然导致飞机的飞行性能下降. 而且,从图 3、图 4 可以看出,1 800 s时所形成的积冰显然要比 154 s 时的积冰更加不规则,对应地,1 800 s 时的飞行性能下降程度也就比 154 s 时的更大一些.

但由于实验所得冰形比预测的冰形更为不规则,积冰表面更为粗糙(对比图 1、图 2 可知),对翼型气动外形的破坏也就更为严重. 因此,计算结果中飞行性能的损失应比实际情况偏小一些.

4　结　论

本文预测了某型号飞机在一定飞行环境中机翼和尾翼前缘所形成的积冰形状,在此基础上对飞机全机流场进行了求解,得出飞机在积冰条件下的升阻特性,讨论了积冰现象对飞机飞行性能的不利影响,得出:

1) 飞机在积冰情况下会出现升力减小,阻力增大,升阻比减小等问题,对飞行安全有着严重的影响.

2) 积冰时间的长短、积冰外形的规则程度与飞行性能的下降程度直接相关,积冰时间越长,飞行性能下降越大;积冰外形越不规则,飞行性能下降越大. 对于实际的情况,往往需要对两者进行综合考虑.

3) 要消除积冰对飞行性能的不利影响,可以采取相应的防冰措施,使飞机在无冰状态下飞行.

参考文献 (**References**)

[1] 于庆芳. Y12-Ⅱ型飞机结冰对其飞行特性影响的试飞研究[J]. 飞行力学, 1995, 13(2): 63-70
Yu Qingfang. Flying test research of the icing and its effects on flight performance for Y12-Ⅱ aircraft [J]. Flight Dynamics, 1995,13(2):63-70(in Chinese)

[2] Addy H E. Ice accretions and icing effects for modern airfoils [R]. NASA/Tp-2000-210031, 2000

[3] Bragg M B, Hutchison T, Merret J. Effect of ice accretion on aircraft flight dynamics [R]. AIAA-2000-0360-CP, 2000

[4] 王振羽. 翼型周线布线性涡的有限基本解法 [J]. 北京航空航天大学学报, 1993, 19(1): 118-123
Wang Zhenyu. A method for aerodynamic calculation by placing linear vari-strength vortex panels on airfoil contour[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1993, 19(1): 118-123(in Chinese)

[5] Bowden D T. Engineering summary of airframe icing technical data [R]. FAA-ADS-4, 1964

[6] 朱自强,吴子牛,李津,等. 应用计算流体力学 [M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1998:27
Zhu Ziqiang, Wu Ziniu, Li Jin, et al. Applied computational fluid dynamics [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998:27(in Chinese)

(责任编辑:陈　琛)