直升机旋翼积冰的数值模拟

钟 国 曹义华 赵 明

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为研究直升机旋翼桨叶积冰问题,通过对积冰形成机理和直升机飞行原理的分析,建立了基于 CFD(Computational Fluid Dynamics)技术的直升机旋翼桨叶结冰预测的理论模型;采用欧拉法求解水滴控制方程,在经典 Messinger 模型的基础上提出了积冰表面质能平衡的改进模型;以 UH-60 型直升机和 CH-47 型直升机为样机,具体分析了积冰条件下直升机桨叶冰形预测的方法,为进一步研究直升机结冰后的飞行动力学问题及防除冰系统的设计奠定了基础,对提高直升机飞行安全性具有积极意义.

关 键 词: 旋翼结冰; 积冰预测; 数值模拟; 热力学模型

中图分类号: V 221.5

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)03-0330-05

Numerical simulation of ice accretion on helicopter rotor

Zhong Guo Cao Yihua Zhao Ming

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to study the prediction of ice accretion on helicopter rotor, a theoretical rotor icing model was founded based on the computational fluid dynamics (CFD) technique by analyzing the theory of ice accretion and helicopter flight. Euler two-phase flow theory was used in solving the governing equations corresponding to droplets, and a modified model of the mass and heat transfer on ice surface was proposed based on the classical Messinger model. The method of prediction of ice shape on rotor was analyzed detailedly by using UH-60 and CH-47 as examples, and they can lay the foundation of the research about the helicopter dynamics in the icing condition and the design of anti/de-ice system. The result shows that the method has positive significance of improving the flight safety performance of helicopter.

Key words: rotor icing; prediction of ice accretion; numerical simulation; thermodynamic model

直升机是一种依靠旋翼控制水平和垂直方向运动的特种飞行器,广泛应用于军事、民用领域的多个方向. 直升机多在 6 000 m 以下的低空飞行,常遇到雨雪冰霜等恶劣天气,当大气中的液态水含量较高时,会使直升机发生结冰现象并导致安全隐患[1].

相较于固定翼飞机,直升机在飞行时更容易遭遇结冰状况,且其对飞行品质的影响更为突出,尤其是旋翼桨叶的结冰会导致飞行阻力增加,需用功率增加,并引起桨叶失速、空速受限、续航时间和航程显著下降等问题.

我国对飞行器结冰问题的研究相对落后,尤其在数值模拟方面的探索还处于初级阶段. 从 20 世纪 90 年代开始,陆续有国内学者发表了关于飞机部件水滴撞击特性计算、机翼表面霜冰的数值模拟、机翼表面明冰的数值模拟等研究成果[2-5]. 但这些研究多限于固定翼飞机,在直升机结冰预测方面国内目前仍较少有研究涉及.

本文的主要内容是通过对翼面结冰理论的探索和分析,预测直升机旋翼桨叶结冰的位置和形

收稿日期: 2010-11-01; **网络出版时间**: 2012-03-20 10:38

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120320.1038.016.html

基金项目: 航空科学基金资助项目(2009ZA51007)

作者简介: 钟 国(1985 -),女,天津人,研究实习员,zhongguo_ferrari@yahoo.com.cn.

状,同时考察径向和周向位置对结冰的影响. 具体包括:分析直升机旋翼桨叶的运动状态,模拟旋翼流场,计算桨叶翼面的水滴收集特性,在经典 Messinger 模型的基础上提出结冰表面质能平衡的改进模型,预测不同径向和周向位置下旋翼桨叶翼型的积冰范围和积冰形状,进一步探讨旋翼积冰对气动特性的影响.

1　旋翼桨叶结冰的数值模拟

1.1　直升机旋翼桨叶结冰预测模型

本文基于 CFD(Computational Fluid Dynamics)技术建立旋翼结冰理论模型,采用二维翼型结冰的数值模拟方法,将旋翼桨盘沿周向和径向等分为多个计算区域,均化处理每个区域内的来流迎角和速度,计算结冰前桨叶翼型的空气流场和水滴撞击特性,应用改进的结冰热力学模型模拟桨叶翼型在每个计算区域内的结冰外形,整体考察全部计算区域,即可得到直升机旋翼的结冰状况. 图 1 为直升机旋翼结冰数值模拟流程图.

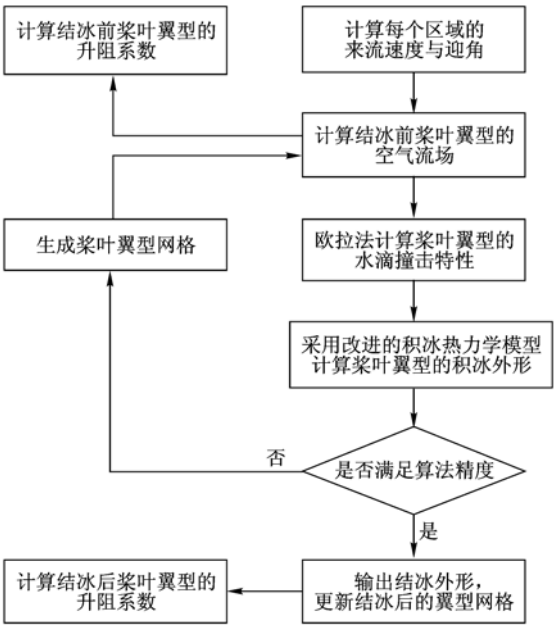


图 1　直升机旋翼桨叶结冰数值模拟流程图

1.2　积冰预测的热力学模型

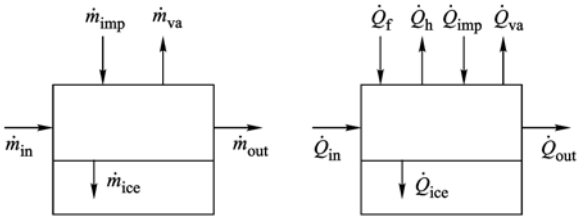
本文基于经典 Messinger 模型[6]提出了改进方案,在结冰表面的每个控制体内建立质量和能量守恒方程,通过联立求解该平衡方程组获得每个结冰控制体的积冰量. 改进后的积冰热力学模型(如图 2 所示)可表示为如下形式:

$$\dot{m}_{imp} + \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} - \dot{m}_{va} = \dot{m}_{ice} \tag{1}$$

$$\dot{Q}_h - \dot{Q}_{fm} + \dot{Q}_{vam} - \dot{Q}_{imp} + \dot{Q}_{ice} - \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{out} \tag{2}$$

其中,$\dot{m}_{imp}$表示与控制体表面发生碰撞的水滴的质量;$\dot{m}_{in}$表示从上一控制体流入当前控制体的水的质量;$\dot{m}_{out}$表示从当前控制体流入下一控制体的水的质量;$\dot{m}_{va}$表示由于蒸发而损失的水的质量;$\dot{m}_{ice}$表示当前控制体内的结冰量;$\dot{Q}_h$ 表示气流与结冰表面的对流换热量;$\dot{Q}_{fm}$表示空气与结冰表面摩擦的加热量;$\dot{Q}_{vam}$表示水滴或积冰表面蒸发的热量;$\dot{Q}_{imp}$表示撞击在结冰表面的水滴所带有的热能和动能的总和;$\dot{Q}_{ice}$表示水滴冻结成冰的相变过程所释放的能量.

通过联立求解式(1)、式(2)所构成的方程组即可获得每个控制体的结冰量,进而实现对翼面结冰外形的预测.



a　控制体质量守衡　　b　控制体能量守恒

图 2　改进后的积冰热力学模型

改进模型的解析方法详见文献[7]. 从 2.1.1 节的算例分析中可以看出,计算所得的数值结果与实验数据有较好的吻合效果.

2　算例分析

2.1　旋翼桨叶翼型的积冰预测

2.1.1　NACA0012 翼型的积冰预测

以 NACA0012 翼型为例,采用 1.2 节所述的结冰模拟方法对翼型表面的结冰外形进行数值模拟,并与已有实验数据[8]进行对比,从而验证计算的准确性. 计算条件如表 1 所示.

表 1　NACA0012 翼型翼面积冰环境

参数	弦长 c/m	液态水含量 LWC/(g·m^{-3})	平均水滴直径 MVD/μm	来流速度 V/(m·s^{-1})	迎角 α/(°)	积冰时间 τ/s
数值	0.5344	1.0	20	41.67	4	360

环境温度 $T = -3.9$℃时的结冰外形如图 3 所示. 计算结果显示,翼型驻点附近结冰量较少,而在驻点两侧的结冰量较多,并形成了两个冰角. 这主要是由于撞击到翼型表面的过冷水滴在撞击处部分发生冻结,未冻结的水则沿着翼型表面分别向上下翼面流动,并在流动过程中逐渐冻结. 本文计算所得的结冰外形和范围同实验数据基本吻合,该算法具有良好的准确性.

2.1.2　NLF0414 翼型的积冰预测

以弦长为 0.9 m 的 NLF0414 翼型为例,采用

1.2 节所述的结冰模拟方法对翼型表面的结冰外形进行数值模拟,并与已有实验数据[9]进行对比,从而验证本文算法对于直升机旋翼桨叶翼型的适用性. 计算条件如表 2 和表 3 所示.

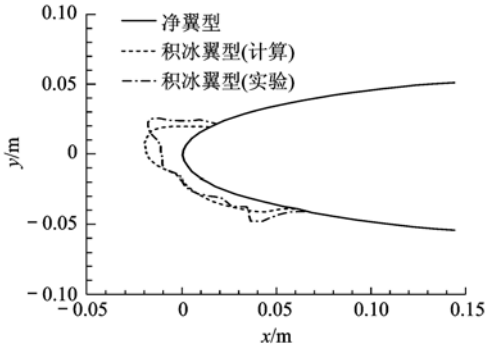
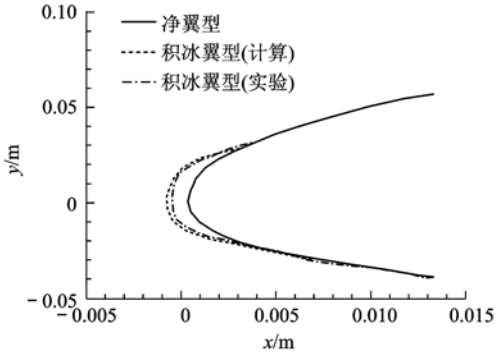


图 3 −3.9℃时的积冰外形

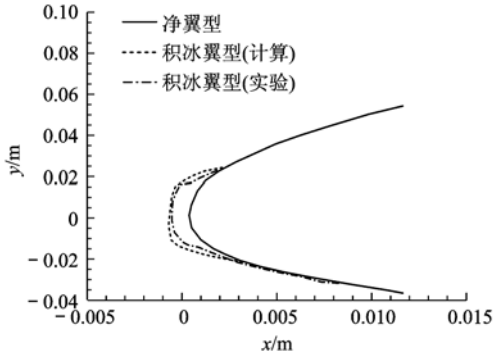
表 2 NLF0414 翼型翼面积冰环境(LWC 不同)

参数	T/℃	LWC 值/(g·m^{-3})	MVD 值/μm	V/(m·s^{-1})	α/(°)	τ/min
数值	−7.8	0.44	20	66.9	0.3	6
	−7.8	0.60	20	66.9	0.3	6

图 4 所示为不同液态水含量下的积冰外形. 可见,在其他条件相同的情况下,液态水含量较小时,积冰量较小,如图 4a 所示;反之,液态水含量较大时,积冰量较大,且明冰所占的比重也有所增大,如图 4b 所示.



a 液态水含量为 0.44 g/m^3 时的积冰外形



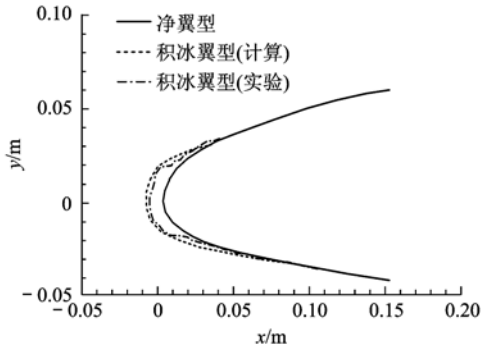
b 液态水含量为 0.60 g/m^3 时的积冰外形

图 4 不同液态水含量下的积冰外形

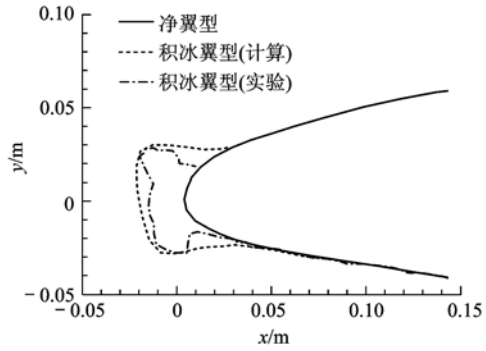
图 5 所示为不同积冰时间下的积冰外形. 可见,随着积冰时间的增加,积冰量不断积累,明冰的特征也随之增强. 如图 5a 所示,积冰时间为 6 min,冰形呈现混合冰的特征;如图 5b 所示,积冰时间为 22.5 min,冰形出现羊角形,呈现典型的明冰特征.

表 3 NLF0414 翼面积冰环境(τ 不同)

参数	T/℃	LWC 值/(g·m^{-3})	MVD 值/μm	V/(m·s^{-1})	α/(°)	τ/min
数值	−2.8	0.54	20	66.9	0.3	22.5
	−2.8	0.54	20	66.9	0.3	6.0



a 积冰时间为 6 min 时的积冰外形



b 积冰时间为 22.5 min 时的积冰外形

图 5 不同积冰时间下的积冰外形

2.2 UH-60 直升机前旋翼桨叶的积冰预测

以 UH-60 型直升机前旋翼为例,采用 1.1 中提出的直升机旋翼桨叶积冰模型,以及 1.2 节所述积冰模拟方法对其前旋翼桨叶的积冰外形进行数值模拟. 模拟条件如表 4 和表 5 所示.

表 4 UH-60 直升机旋翼桨叶参数

翼型	桨叶半径 R/m	桨叶负扭度 θ_T/(°)	旋翼转速 Ω/(rad·s^{-1})	c/m
SC-1095	8.18	−18	27	0.5427

表 5 UH-60 直升机翼面积冰环境

参数	T/℃	LWC 值/(g·m^{-3})	MVD 值/μm	V/(m·s^{-1})	τ/s
数值	−5	0.55	20	0 (0kn)	120

2.2.1 旋翼桨叶各剖面的飞行状态

将旋翼桨盘沿径向取 5 个位置点(0.25R, 0.43R,0.61R,0.79R,0.97R),沿周向分为 12 个

计算区域(0°,30°,60°,90°,120°,150°,180°,210°,240°,270°,300°,330°),并作均化处理. 这里主要讨论悬停状态下的情况.

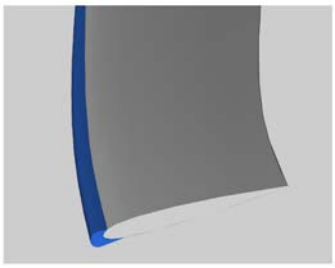
根据涡流理论可求得,3 种情况下各剖面的迎角和马赫数,如表 6 所示.

表 6　悬停时 UH-60 型直升机桨叶各剖面的飞行状态

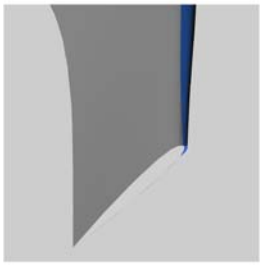
参数	0.25R	0.43R	0.61R	0.79R	0.97R
迎角/(°)	9.391 15	7.741 27	6.105 71	4.482 12	2.868 02
速度马赫数	0.165 24	0.282 84	0.399 59	0.515 79	0.631 71

2.2.2　悬停状态下的冰形预测

图 6 所示为悬停状态下旋翼桨叶的冰形预测结果.



a　桨尖视图



b　桨根视图

图 6　UH-60 型直升机悬停时的桨叶冰形

2.3　CH-47 直升机前旋翼桨叶的积冰预测

以 CH-47 型直升机前旋翼为例,采用 1.1 节提出的直升机旋翼桨叶积冰模型,以及 1.2 节所述积冰模拟方法对其前旋翼桨叶的积冰外形进行数值模拟. 模拟条件如表 6 和表 7 所示.

表 6　CH-47 直升机旋翼桨叶参数

翼型	R/m	θ_T/(°)	Ω/(rad·s^{-1})	挥舞绞外伸量 e_s/m	c/m
VR-7	9.144	−9.14	24	0.203	0.814 4

表 7　CH-47 直升机翼面积冰环境

参数	T/℃	LWC 值/(g·m^{-3})	MVD 值/μm	V/(m·s^{-1}) 悬停	V/(m·s^{-1}) 前飞	τ/s
数值	−5	0.55	20	0 (0 kn)	10.29 (20 kn)	180

2.3.1　旋翼桨叶各剖面的飞行状态

将旋翼桨盘沿径向取 5 个位置点(0.25R,0.43R,0.61R,0.79R,0.97R),沿周向分为 12 个计算区域(0°,30°,60°,90°,120°,150°,180°,210°,240°,270°,300°,330°),并作均化处理. 这里主要讨论悬停和前飞状态下 90°方位角、270°方位角,共 3 种情况.

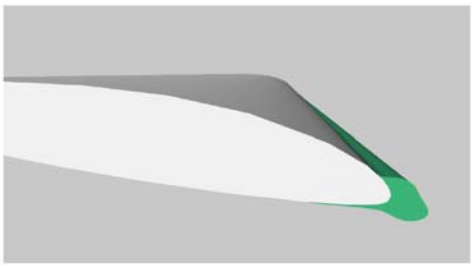
根据涡流理论可求得,3 种情况下各剖面的迎角和马赫数,如表 8 所示.

表 8　CH-47 直升机桨叶各剖面的飞行状态

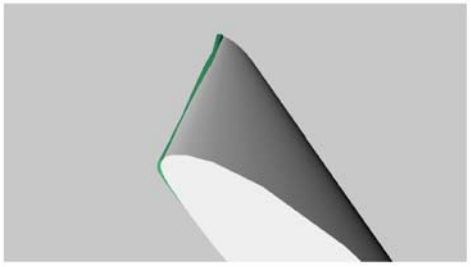
位置点	悬停 迎角/(°)	悬停 速度马赫数	前飞 90°方位角 迎角/(°)	前飞 90°方位角 速度马赫数	前飞 270°方位角 迎角/(°)	前飞 270°方位角 速度马赫数
0.25R	6.624 45	0.162 37	0.560 03	0.196 12	14.424 22	0.131 29
0.43R	5.821 31	0.278 85	0.387 85	0.313 40	11.712 98	0.247 42
0.61R	5.020 58	0.395 06	0.414 33	0.429 49	9.504 84	0.363 57
0.79R	4.221 91	0.511 07	0.448 42	0.544 83	7.51941	0.479 73
0.97R	3.424 91	0.626 96	0.430 19	0.659 82	5.694 92	0.595 90

2.3.2　悬停状态下的冰形预测

图 7 所示为悬停状态下旋翼桨叶的冰形预测结果.



a　桨尖视图



b　桨根视图

图 7　悬停时的桨叶冰形

2.3.3　前飞状态下的冰形预测

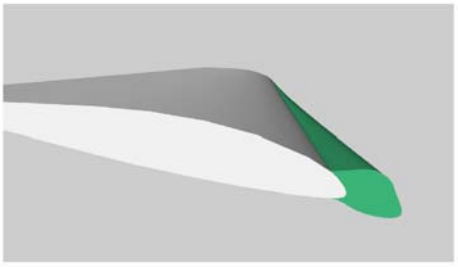
图 8 所示为前飞状态下 90°方位角旋翼桨叶的冰形预测结果.

图 9 所示为前飞状态下 270°方位角旋翼桨叶的冰形预测结果.

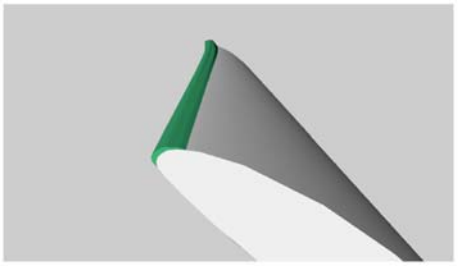
2.3.4　积冰预测结果分析

由直升机飞行原理可知,旋翼以某一角速度旋转,沿翼展方向的切向线速度发生变化,桨尖处最大,桨根处则最小,如表 8 所示. 由数值模拟的冰形结果可以看出,在其条件不变时,相对气流速度越大,积冰越严重,如图 7 ~ 图 9 所示. 在实际情况中,由于桨叶转动产生的离心力导致溢流水

向桨尖方向流动,翼尖的积冰情况可能更为严重.而桨尖的气动性能对直升机整体性能的影响更为严重,这就加剧了积冰问题的危害.

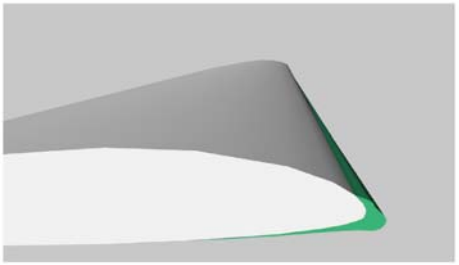


a 桨尖视图

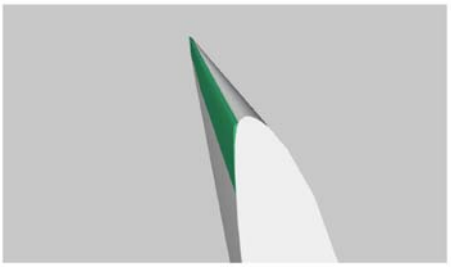


b 桨根视图

图 8 前飞时 90°方位角的桨叶冰形



a 桨尖视图



b 桨根视图

图 9 前飞时 270°方位角的桨叶冰形

由于直升机旋翼的复合运动,不仅径向的积冰状况不同,不同方位角上桨叶翼型的迎角和速度也不同,于是桨叶沿周向的积冰量和积冰位置会有很大不同.这一点在对比前飞 90°和 270°两种情况时可以发现,如表 8、图 8、图 9 所示.前飞 90°时,桨叶迎角较小,积冰位置更靠近前缘处;前飞 270°时,桨叶迎角较大,积冰位置更靠近下翼面.积冰位置的差异使得直升机旋翼机轴在不平衡的状态下运转,加速了机件的磨损,降低了工作的可靠性.

通过对流场的分析可得出旋翼桨叶各剖面积冰前后升阻系数的变化情况,如表 9 所示.

表 9 桨叶各剖面积冰前后的升阻系数变化情况

位置点	悬停		前飞 90°方位角		前飞 270°方位角	
	升力系数减小量/%	阻力系数增加量/%	升力系数减小量/%	阻力系数增加量/%	升力系数减小量/%	阻力系数增加量/%
0.25R	2.403	5.753	8.451	9.958	2.509	1.662
0.43R	5.588	10.287	6.088	18.829	2.708	4.333
0.61R	8.150	17.189	7.630	40.908	4.278	7.432
0.79R	10.585	30.508	9.710	38.468	5.285	12.053
0.97R	10.728	32.459	9.825	56.202	8.984	29.257

由表 9 可以看出,积冰破坏了旋翼桨叶的气动外形,使得桨叶翼型升力减小,阻力增加,气动性能严重恶化.其中桨尖部分由于速度较大,积冰现象最为严重,气动性能的变化也最大.

3 结 论

为研究直升机旋翼桨叶积冰问题,通过对积冰形成机理和直升机飞行原理的分析,建立了基于 CFD 技术的直升机旋翼桨叶积冰预测的理论模型;采用欧拉法求解水滴控制方程,提出了基于经典 Messinger 模型的积冰表面传质传热的改进模型.

通过对 UH-60 和 CH-47 型直升机前旋翼积冰问题的研究,探讨了直升机旋翼积冰模拟的方法,为进一步研究直升机积冰后的飞行动力学问题及防除冰系统的设计奠定了基础.

参考文献 (References)

[1] 李国知,胡利,张瑞民,等. 直升机旋翼桨叶翼型积冰的数值模拟[J]. 直升机技术,2008,155(3): 78 - 81
Li Guozhi, Hu li, Zhang Ruimin, et al. Numerical simulation of ice accretions on an airfoil of helicopter rotor[J]. Helicopter Technique, 2008, 12(3): 78 - 81(in Chinese)

[2] 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)

[3] 易贤,朱国林,王开春,等. 翼型积冰的数值模拟[J]. 空气动力学报,2004,22(4): 490 - 493
Yi Xian, Zhu Guolin, Wang Kaichun, et al. Numerically simulating of ice accretion on airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(4): 490 - 493(in Chinese)

(下转第 339 页)

测量的相对论效应误差分析. 由图可知,相对论效应对不同轨道高度卫星 MEO 与 GEO(IGSO)卫星间的距离测量引起百米量级的误差,引起的时间同步测量误差为微秒量级.

4 结　论

本文通过研究与分析相对论效应对 DOWRT 法测量的影响,得到了以下结论:①相对论效应引起的误差与测距卫星相对距离和在此距离方向上的速度投影有关;②卫星的轨道高度和星间相对距离决定了相对论效应引起的误差量级;③相对论效应对短基线 LEO 卫星编队距离测量产生的误差为米级、时间同步误差为亚皮秒级,但在导航星座中,相对论效应引起的距离测量误差为百米级、时间同步误差为微秒级.

综上,为实现导航星座卫星间的高精度 DOWRT,必须考虑相对论效应的影响,并按修正公式进行解耦计算.

参考文献(References)

[1] 李雪,张其善,徐勇,等. AFF 组网通信与测距/时间同步的新体制研究[J]. 通信学报,2008,29(5):81 - 87
Li Xue, Zhang Qishan, Xu Yong, et al. New techniques of intra-satellite communication and ranging/time synchronization for autonomous formation flyer[J]. Journal on Communications, 2008, 29(5): 81 - 87(in Chinese)

[2] Jeongrae Kim. Measurement time synchronization for a satellite-to-satellite ranging system [C]//International Conference on Control, Automation and Systems. Seoul, Korea: [s. n.], 2007: 190 - 194

[3] 钟兴旺,陈豪. 卫星运动对星间双向法时间同步的影响分析与校正[J]. 中国空间科学技术,2007,6(12):54 - 58
Zhong Xingwang, Chen Hao. Analysis and correction techniques of movement influence on inter-satellite two-waytime transfer [J]. Chinese Space Science and Technoigy, 2007, 6(12): 54 - 58(in Chinese)

[4] Ananda M P, Bernstein H, Cunningham K E, et al. Global positioning system (GPS) autonomous navigatio[C]//Position Location and Navigation Symposium, 1990. Record. The 1990's-A Decade of Excellence in the Navigation Sciences. Las Vegas, NV, USA: [s. n.], 1990: 497 - 508

[5] 黄飞江,卢晓春,吴海涛,等. 基于星间距离变化的动态双向时间同步算法[J]. 武汉大学学报:信息科学版,2010,1(1):13 - 16
Huang Feijiang, Lu Xiaochuan, Wu Haitao, et al. An algorithm of dynamic two-way time transfer based on inter-satellite range variation[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2010, 1(1): 13 - 16(in Chinese)

[6] 刘利. 相对论时间比对理论与高精度时间同步技术[D]. 郑州:解放军信息工程大学测绘学院,2004
Liu Li. Relativistic theory of time transfer and techniques of clock synchronization[D]. Zhengzhou: School of Geodesy and Geomatics, The PLA Information Engineering University, 2004(in Chinese)

[7] 韩春好. 相对论框架中的时间计量[J]. 天文学进展,2002,20(6):107 - 112
Han Chunhao. Time measurement within the framework of relativity[J]. Progress in Astronomy, 2002, 20(6): 107 - 112(in Chinese)

[8] Gernot M R Winkler. Synchronization and relativity[J]. Proceedings of the IEEE, 1991, 79(6): 1029 - 1039

[9] Francis S, Stein S, Celano T, et al. Analytical tools for clock in space[C]//Proceedings of the 2003 IEEE International Frequency Control Symposium and PDA Exhibition/Jointly with the 17 th European Frequency and Time Forum. Tampa, Florida USA: IEEE, 2003: 312 - 316

(编　辑:娄　嘉)

(上接第 334 页)

[4] 陈维建,张大林. 瘤状冰结冰过程的数值模拟[J]. 航空动力学报,2005,20(3): 472 - 476
Chen Weijian, Zhang Dalin. Numerical simulation of glaze ice accretion process[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 472 - 476(in Chinese)

[5] Cao Y H, Zhang Q, Sheridan J. Numerical simulation of rime ice accretions on an aerofoil using an eulerian method[J]. The Aeronautical Journal, 2008, 112(1131): 243 - 249

[6] Messinger B L. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of airspeed[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1953, 20(1): 29 - 42

[7] 钟国,曹义华. 多段翼积冰的数值模拟及防冰预测[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(1):36 - 40
Zhong Guo, Cao Yihua. Numerical simulation of ice auretion ou multiple element airfoil and prediction on anti-ice situation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(1): 36 - 40(in Chinese)

[8] Shin J, Bond T H. Repeatability of ice shapes in the NASA lewis icing research tunnel [J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(5): 1057 - 1063

[9] Flemming R J, Lednicer D A. High speed ice accretion on rotorcraft airfoils[R]. NASA CR-3910, 1985

(编　辑:李　晶)