

结冰条件下大型飞机翼面分离流场 结构及空气动力学特性研究

魏 扬¹, 李 杰², 李 明³, 李 哲¹, 张 恒²

(1. 空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038; 2. 西北工业大学航空学院, 西安, 710072;
3. 中国空气动力研究发展中心空气动力学国家重点实验室, 四川绵阳, 621000)

摘要 结冰对飞机的空气动力学影响特性是飞机结冰研究的重要内容。构建了具有典型大型客机几何外形的背景飞机模型, 基于 RANS 方法对机翼结冰条件下全机的复杂空间流场结构及气动特性进行了研究。研究结果表明, 机翼结冰主要影响背景飞机失速点附近的气动特性, 翼面分离始发大幅提前、分离梯次完全消失是全机失速特性恶化、气动边界缩小的直接原因。研究可为深刻认识飞机结冰对气动力影响的流动机理提供支撑, 为大型飞机结冰后的气动特性分析及飞行动力学研究提供依据。

关键词 机翼结冰; RANS 方法; 流场结构; 气动特性

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2020.05.002

中图分类号 V211 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2020)05-0009-08

Research on the Airflow Separation Structure and Aerodynamic Characteristics of Large Aircraft under Condition of Ice Formation on Wings

WEI Yang¹, LI Jie², LI Ming³, LI Zhe¹, ZHANG Heng²

(1. Aeronautical Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
3. State Key Laboratory of Aeronautics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, Sichuan, China)

Abstract The influence of icing on the aerodynamics of aircraft is a focal point of aircraft icing research contents. An aircraft model on the background of a typical geometry of large passenger aircraft is constructed. By the RANS method, the complex flow field structure and aerodynamic characteristics of the aircraft under condition of wing icing are studied. The research results show that the wing icing mainly affects the aerodynamic characteristics near the stall point of the background aircraft, and the departure of the airfoil flow separation is greatly in advance and the separation ladder disappears completely, which is the direct reason for the deterioration of the stall characteristics and the reduction of the aerodynamic boundary. The study can provide full support to deeply understand the aerodynamic flow mechanism of the effect of aircraft icing on aerodynamics, and provide a basis to analyze aerodynamic characteristics and flight dynamics of large aircraft after icing.

Key words wing icing; RANS method; flow field structure; aerodynamic characteristics

收稿日期: 2020-06-19

基金项目: 国家 973 计划(2015CB755802)

作者简介: 魏 扬(1992—), 男, 陕西汉中, 博士生, 主要从事飞机飞行动力学与空气动力学研究。E-mail: 15339171636@163.com

通信作者: 李 哲(1990—), 男, 河南新乡人, 讲师, 博士, 主要从事飞行仿真与飞行安全研究。E-mail: lizhe08402@163.com

引用格式: 魏扬, 李杰, 李明, 等. 结冰条件下大型飞机翼面分离流场结构及空气动力学特性研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2020, 21(5): 9-16. WEI Yang, LI Jie, LI Ming, et al. Research on the Airflow Separation Structure and Aerodynamic Characteristics of Large Aircraft under Condition of Ice Formation on Wings[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2020, 21(5): 9-16.

结冰作为引发飞行失控(Loss of Control, LOC)环境因素中最重要的因素^[1],长期以来一直受到研究人员的高度关注。飞机结冰会导致飞机的飞行性能下降和操纵特性恶化,严重时甚至会危害飞行安全甚至造成毁灭性灾难。尽管人们对于结冰问题的研究从上世纪就已经开始,但由于结冰现象的复杂性与随机性,迄今为止,国际上对结冰的发生、发展及灾害的诱发、形成、演化等本质规律还缺乏细致深入的认识。基于现有有限认知能力发展起来的结冰防护技术,还不能完全消除结冰对飞行安全的危害,因此国内外由于结冰导致的飞行事故仍时有发生。据美国国家运输安全委员会(National Transportation Safety Board, NTSB)统计,1998~2007年,结冰有关的飞行事故共计565起,并造成229人遇难^[2]。

国外很早便系统地开展针对结冰对飞机空气动力学特性的研究工作。总体来看,发展趋势是:从二元翼型积冰^[3-10]研究发展到三维机翼积冰研究^[11-14]、从单段机翼积冰研究发展到多段机翼(缝翼)积冰研究^[15-16]、从前缘积冰研究^[17-20]发展到冰脊^[21-26]、回流冰^[27-30]等复杂冰形的研究,研究的方法不断拓展,飞行试验、结冰风洞试验和基于CFD的数值模拟计算成为主流的研究手段。在此期间取得了不少重要的试验和理论成果,相应的试验设备、试验及测试技术、结冰动力学数值计算的基本理论以及计算软件(如 LEWICE^[31]、FENSAP-ICE^[32]等)也得到发展。国内针对结冰后气动特性的影响研究起步较晚,大多借助于CFD数值模拟^[33-37]的手段,而大型的冰风洞等结冰试验设备相较国外建造较晚,相关的报道并不多见。

目前,结冰对飞机气动特性的影响研究常见于简单机翼或翼身组合体模型,结冰后流场数值模拟方法精度较低,流场结构分析不够精细,涉及的冰形和翼型有限,对失速分离流场细节和气动特性变化过程的机理认识不足,同时缺乏全面的大型飞机结冰致灾气动数据和系统的机理分析研究。这在一定程度上限制了对结冰条件下大型飞机气动特性影响规律的本质认识。

为此,本文采用基于RANS的数值模拟方法,对构建的典型大型客机机翼结冰构型进行了数值模拟,分析了该背景飞机结冰复杂空间流场结构及气动特性,为大型飞机结冰条件下飞行动力学研究提供了数据支撑,也为翼面防除冰装置设计提供参考。

1 数值模拟方法

1.1 控制方程及其离散

不考虑体积力及外部热源,直角坐标系下三维

非定常可压缩 N-S 方程组为:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{F} - \mathbf{F}^v)}{\partial x} + \frac{\partial (\mathbf{G} - \mathbf{G}^v)}{\partial y} + \frac{\partial (\mathbf{H} - \mathbf{H}^v)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

式中:

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix}, \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho u h_t \end{bmatrix}, \mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho v h_t \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho w u \\ \rho w v \\ \rho w^2 + p \\ \rho w h_t \end{bmatrix}, \mathbf{F}^v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \varphi_x \end{bmatrix}, \mathbf{G}^v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ \varphi_y \end{bmatrix}, \mathbf{H}^v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ \varphi_z \end{bmatrix}$$

式中: $\mathbf{Q}$ 为守恒变量; $\mathbf{F}$ 、 $\mathbf{G}$ 、 $\mathbf{H}$ 分别为直角坐标系下 x, y, z 3个方向上的无粘通量; $\mathbf{F}^v$ 、 $\mathbf{G}^v$ 、 $\mathbf{H}^v$ 分别对应3个方向粘性通量。采用Jameson有限体积法对控制方程进行空间离散,对无粘项空间离散采用三阶MUSCL格式,对粘性项空间离散采用二阶中心格式。

采用隐式LU-SGS伪时间子迭代格式进行时间推进,该方法在经典隐式LU-SGS格式中引入伪时间导数项,借助伪时间方向的子迭代技术(τ -TS迭代),使得时间离散精度达到二阶。

1.2 湍流模拟方法

基于雷诺平均(RANS)方法对背景飞机进行基本气动力计算工作。该方法将满足流体动力学方程的瞬时运动分解为平均运动和脉动运动两部分,脉动部分对平均运动的影响通过湍流模型描述;依靠对湍流的理论分析、试验数据或直接数值模拟结果,对雷诺应力做出各种假设,建立附加方程组以描述湍流平均量。RANS方法总体计算所需的网格数量相对较少,对计算资源的需求较易满足,因而在工程领域中得到了广泛应用。由于本文涉及全机的流场计算,考虑到计算资源的限制,网格数量不能太大,因此在本文中采用RANS方法。湍流模型采用Spalart-Allmaras(SA)模型。

2 背景飞机的几何建模及网格划分

2.1 背景飞机结冰构型三维几何数模构建

综合考虑知识产权和研究对象的工程适用性,

完成了背景飞机几何模型构建工作。对 A320、B737 等大型客机几何外形和机翼结冰情况开展了综合调研,形成了具有典型客机特征的背景飞机模型。确定了背景飞机基本几何参数;进行了超临界机翼设计,建立了干净构型的三维数模见图 1。根据类似机型结冰风洞的实验数据,形成了典型结冰环境下的机翼重度和中度角状冰模型,见图 2。

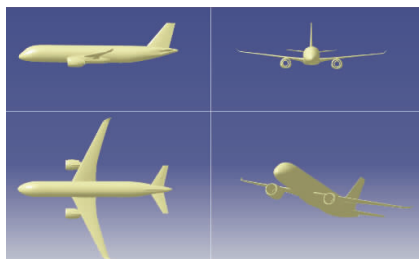
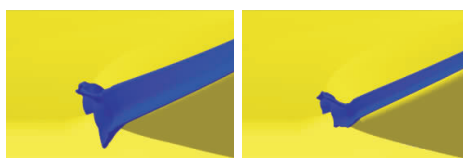


图1 背景飞机的三维几何模型



(a) 重度结冰数模

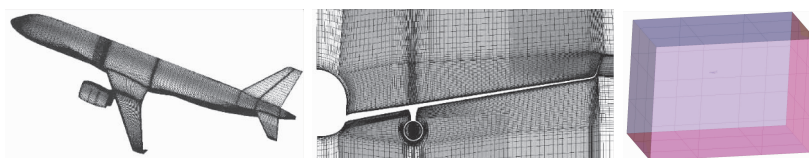
(b) 中度结冰数模

图2 重度、中度角状冰的三维数模

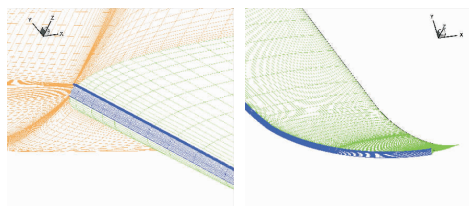
2.2 背景飞机结冰构型网格划分

流场计算所用网格是利用先进的网格生成工具 ICEM 软件生成的点对接多块网格。针对机翼前缘角状冰的不规则几何形状,在保证分离区域网格质量的前提下,确定了能够准确描述冰形几何特征的网格拓扑结构。基于多块面搭接网格思路,根据结冰位置特点对计算区域进行了合理分区,形成了适用于背景飞机机翼结角状冰后流动分析的基本网格拓扑形式。在该网格拓扑基础上对背景飞机带冰构型复杂外形生成了高质量网格,见图 3。为了说明网格疏密对数值模拟结果的影响,构建了密、中、疏 3 套网格进行无关性验证,以气动力系数作为网格无关判定依据。当半模网格总量约为 $3.0E+7$ 时,数值计算结果保持较高精度,同时能够保证近壁面 $y^+ \leq 1$ 。

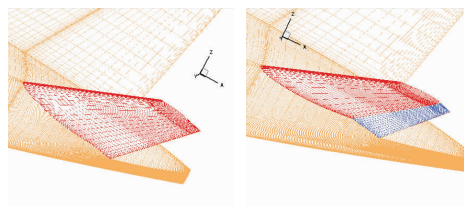
飞机半模的计算域为一个长方体,其尺寸为:上下边界距离(计算域的高度)为飞机长度的 10 倍,入口边界到出口边界的距离(计算域的长度)为飞机长度的 20 倍,展向方向距离(计算域的宽度)为飞机长度的 15 倍。全模网格可由半模对称得到。



(a) 飞机表面网格、网格空间截面及计算域



(b) 机翼前缘带冰网格



(c) 平尾及升降舵偏网格

图3 背景飞机整机网格、机翼前缘带冰网格及平尾舵偏网格

3 背景飞机机翼结冰构型的复杂流场结构分析

将生成的网格输入到 CFL3D 开源流体力学计算程序中进行流场计算。计算域采用远场自由来流条件,对称面采用对称边界条件,物面采用绝热、无滑移和法向零压力梯度的固壁条件。

图 4 给出了 $Ma=0.2$ 、平尾安装角无变化、无舵偏条件下背景飞机干净构型(Clean)、机翼前缘中度结冰构型(IceB)和重度结冰构型(IceA)翼面分离的流动形态。从图可知,背景飞机机翼前缘结冰后,翼面分离始发位置、分离沿展向和弦向的发展变化

过程都与干净无冰状态存在本质区别。干净无冰状态在较大迎角下($\alpha=12^\circ$)出现分离,且分离始发位置位于内翼,内外翼分离流动发展梯次较为明显,机翼具备良好的失速分离特性。而在重度结冰状态下,即使迎角较小($\alpha=4^\circ$),内外翼分离就几乎同时出现,始发位置均位于机翼前缘,且外翼的展向分离特征极为明显。随着迎角增加,分离流动的发展并不存在明显的展向梯次,而是沿弦向向后迅速推进,并且在较大迎角下,附着流动区域也显示出了较为明显的展向流动趋势,在 $\alpha=8^\circ$ 时,翼面流动就几乎完全分离,失速分离特性相对干净无冰状态全面恶化。对于中度结冰情况而言,相同迎角下分离流动发展的趋势与重度结冰定性一致,但分离区域相对

较小。失速分离特性较重度结冰没有定性差异。

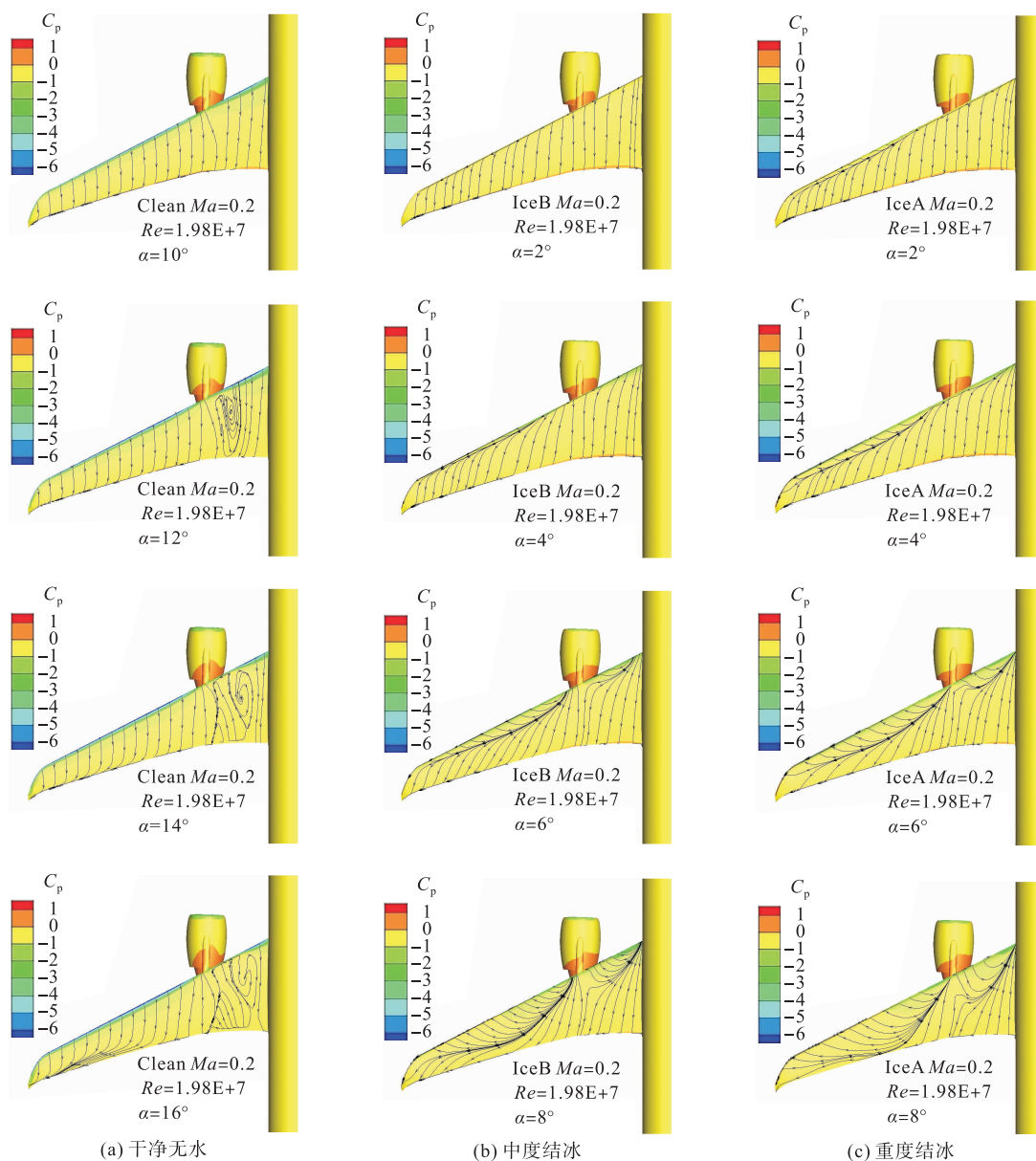


图4 背景飞机翼面分离流动形态对比

图5给出了分别在 $Ma=0.2$ 、 $Ma=0.3$ 时,重度结冰条件下翼面分离流动演化的过程。可以看到在低速、小迎角条件下,马赫数改变对翼面分离形态的影响并不显著。但在失速点附近,马赫数的增加明显加剧了翼面流动分离的趋势。这是由于在失速点附近,随着来流马赫数增加,外部流动与分离泡回流区域之间的速度差异更大,流向剪切效应更强,分离泡结构能够承受剪切效应的迎角范围相对更小,宏观表现为流动分离的趋势更强。内翼分离流动沿弦向的扩展速显著增加,且无论在流动分离区域还是附着区域,外翼的展向横流效应均更加明显,但分离形态并未发生定性改变。

图6给出了侧滑角影响下,背景飞机机翼/平尾带冰构型失速分离流动的特征(α 表示迎角、 β 表示侧滑角)。从图6可以看到,在侧滑角的影响下,两

侧机翼分离流动形态存在定性差异,加剧了结冰条件下横侧气动力的非线性趋势。大迎角下,迎风面机翼呈现弦向分离特征,背风面机翼呈现展向分离特征。迎风面和背风面机翼流动特征的差异导致滚转力矩非线性。

图7以速度等值线的形式给出了重度和中度结冰条件下,机翼展向不同站位的空间流场基本结构。由图可知,对于重度结冰条件,在较小迎角下翼面上就形成了典型的分离泡结构,呈现典型的全翼展同时分离特征。随着迎角增加,再附位置不断后移,回流强度不断增加。在失速点附近,分离泡体积迅速膨胀,形成大范围回流区域,表明分离泡的弦向发展过程和再附决定了翼面的基本分离形态。其中内翼和外翼中段位置显示出了较高的回流强度,虽然内翼分离区域范围较外翼小,但回流强度却明显大于

外翼。表明机翼/机身、机翼/短舱等部件之间的气动干扰削弱了分离泡的弦向扩展过程,同时抑制了横向流动,降低了当地流动分离的趋势。对于中度

结冰情况,分离泡的基本形态与重度结冰一致,较小迎角下的回流区域大小与重度结冰差异并不明显,但在失速点附近,内翼分离流动强度低于重度结冰。

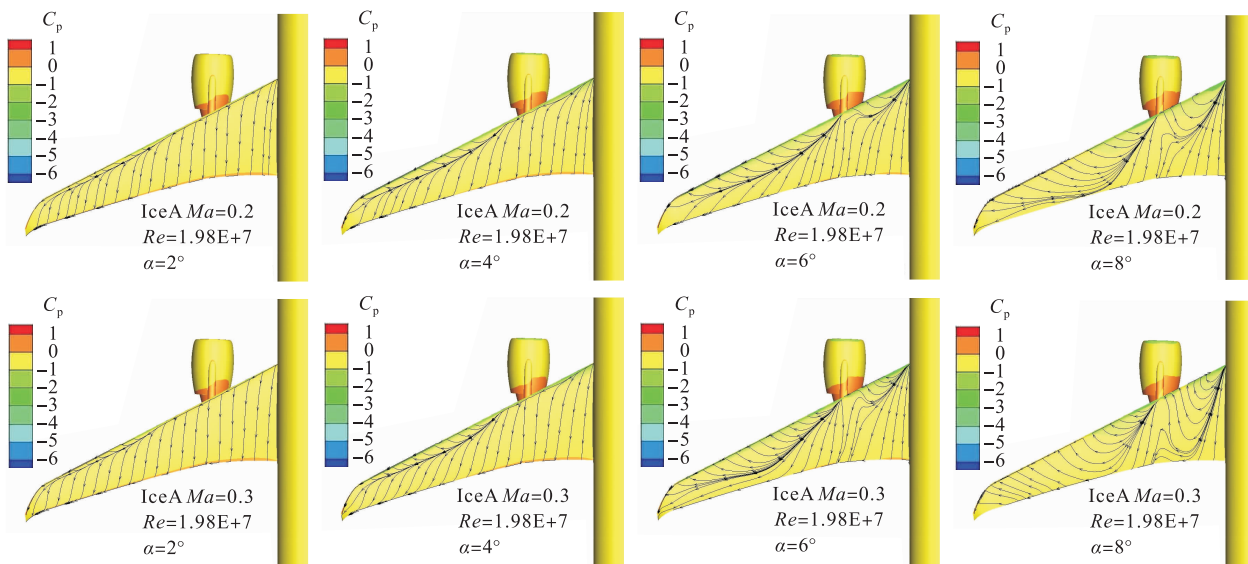


图5 马赫数变化对重度结冰条件下翼面分离流动演化过程的影响

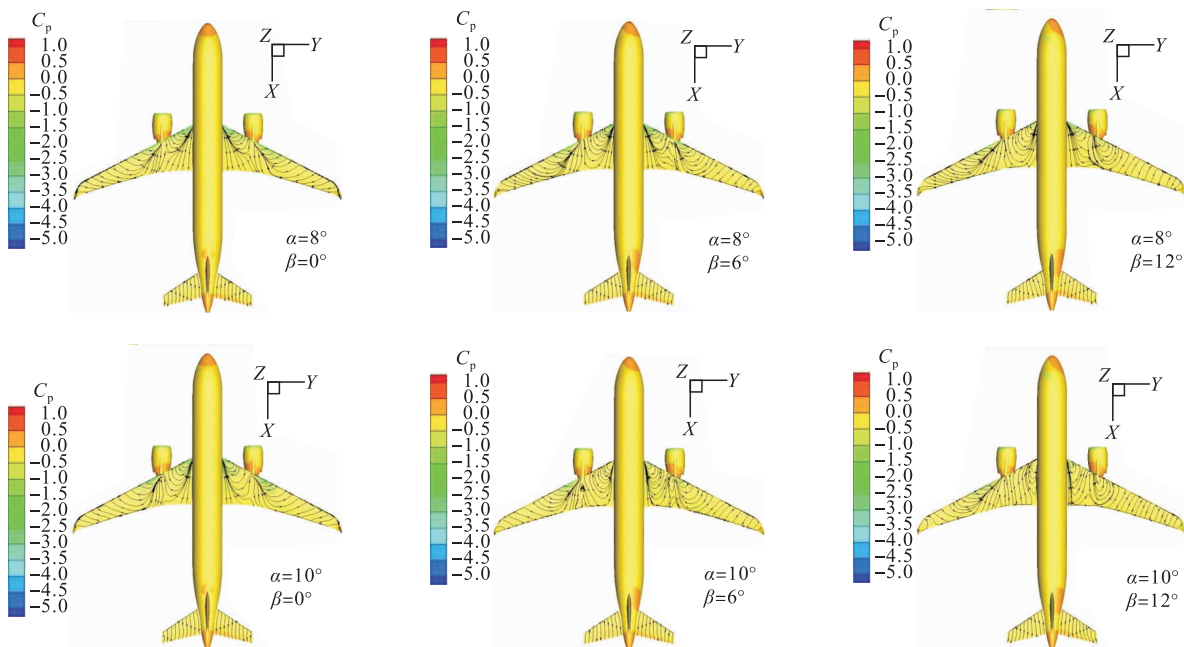


图6 大迎角机翼/平尾同时带冰构型不同迎角/侧滑角表面极限流线对比情况

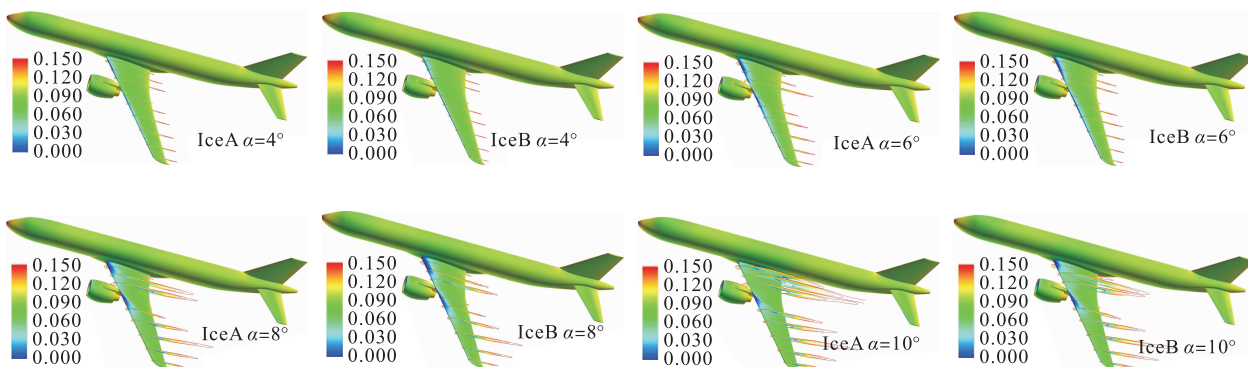


图7 背景飞机机翼重度和中度结冰翼面分离流动空间结构

4 背景飞机机翼结冰后的气动特性分析

根据背景飞机机翼重度结冰和中度结冰条件下

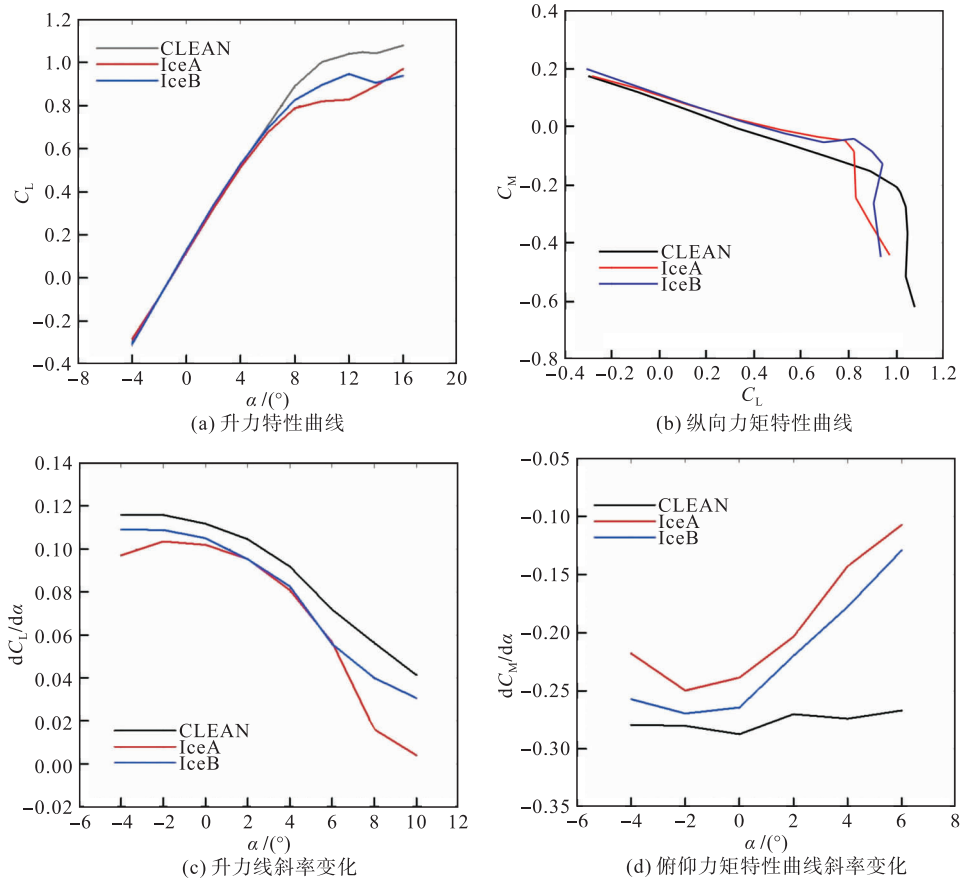


图8 背景飞机机翼重度结冰气动计算结果示例($Ma=0.2$, 零舵偏, 零安装角)

低速条件下的机翼中度和重度结冰计算结果表明:对于背景飞机而言,机翼结冰主要影响飞机失速点附近的气动特性,将导致失速迎角普遍提前 $2^{\circ}\sim 4^{\circ}$ 不等,最大升力系数下降 $10\%\sim 20\%$ 左右,升力线斜率降低,纵向静稳定度下降,力矩非线性特征提前出现,之后低头力矩迅速增加。失速后普遍存在升力系数缓慢爬升的现象,这与回流区域的相对稳定发展有关,与国外相关参考文献[38~39]中得到的结论一致。在文献[38]中,NASA 针对通用运输机模型(Generic Transport Model, GTM)在 Langley 实验室的 12 inch 低速风洞中开展了带冰条件下三维全机构型风洞测力试验。从试验结果来看,在机翼前缘带典型角状冰的前提下,失速点后方也出现了升力缓慢爬升的现象,与本文结论定性一致。其中 GTM 飞机模型与本文中的背景飞机模型气动布局较为相似。文献[39]中,NASA 针对带典型角状冰条件下二维翼面进行了风洞测力试验,得到了类似结论。

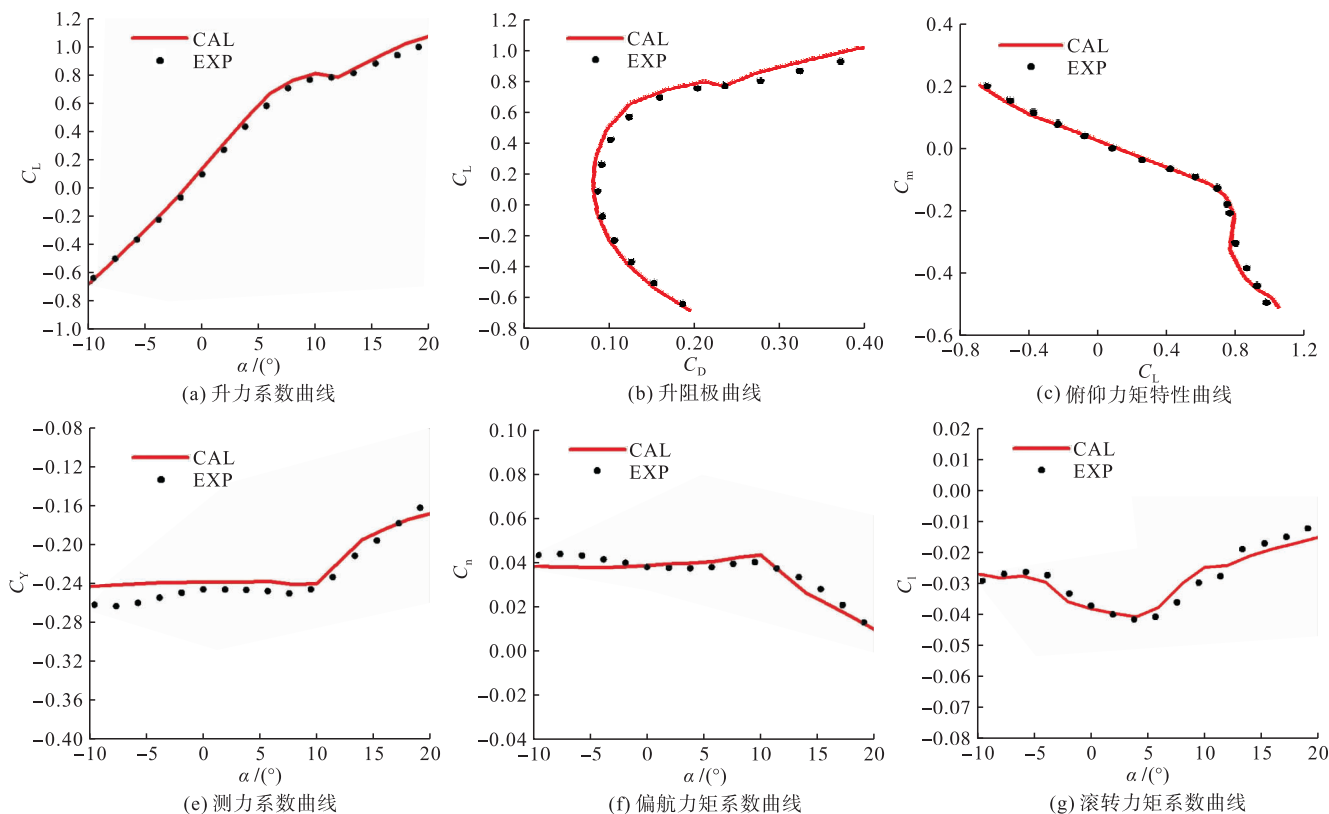
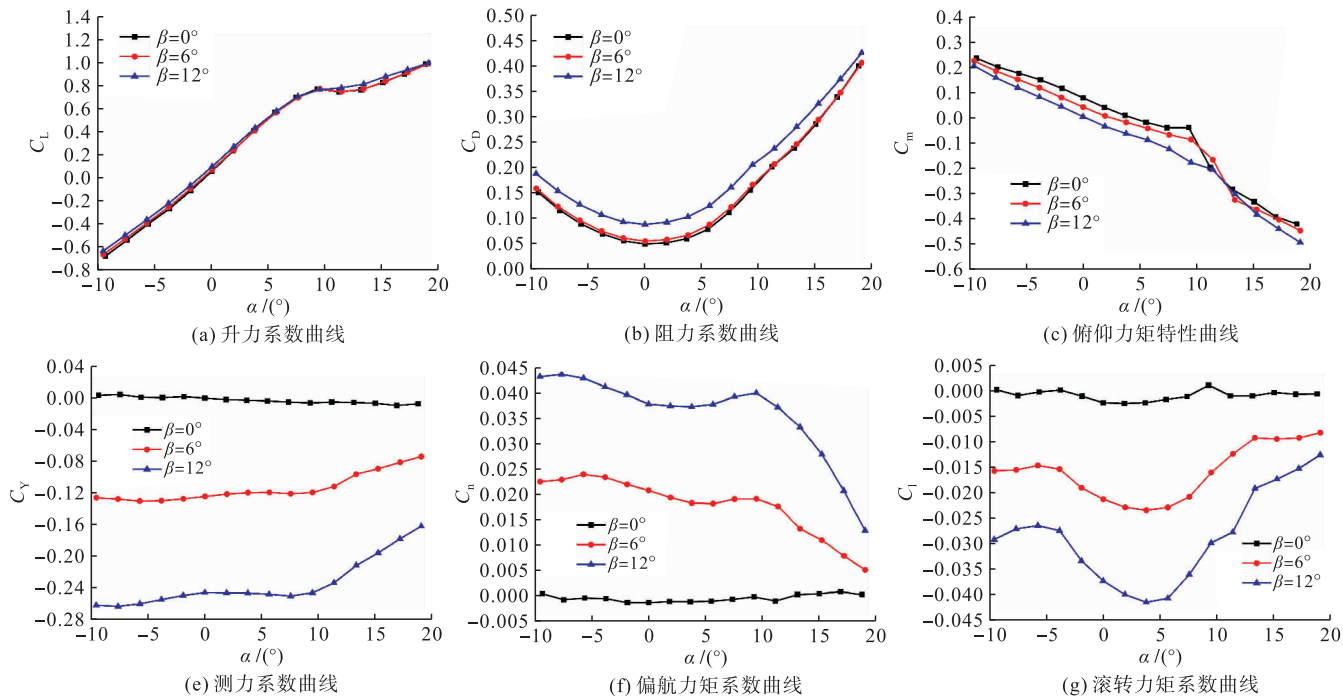
计算结果还反映了结冰构型与干净无冰构型之

纵向基本气动力计算所得数据,对结冰条件下背景飞机气动特性的变化规律进行了分析研究。如图 8 所示,为背景飞机在 $Ma=0.2$, 零舵偏, 零安装角条件下机翼重度结冰气动力的计算结果。

间的气动特征差异明显大于重度结冰与中度结冰,这是由翼面分离流动之间的定性差异所决定的。

针对背景飞机机翼/平尾同时结冰构型,在不同迎角/侧滑角下对全机气动力和力矩特性进行了计算分析。通过与中国空气动力研究与发展中心的风洞试验数据进行对比,验证了数值方法刻画结冰后全机气动特性特别是失速特性的能力。如图 9 所示,为背景飞机机翼前缘和平尾前缘重度结冰条件下,在 12° 大侧滑角的风洞试验测力结果与 CFD 计算结果的对比。从图 9 可以看到,大侧滑条件下,计算得到的宏观气动力和力矩与试验结果吻合良好,能够反映失速之后全机气动特性的变化趋势。

图 10 给出了背景飞机机翼/平尾重度结冰构型下在 0° 、 6° 及 12° 侧滑角的风洞试验气动测力结果。可以看到,随着侧滑角增加,全机阻力上升,纵向静稳定度下降,但升力特性基本不变。过失速条件下,侧力、偏航力矩和滚转力矩量值均以近似线性形式降低。大侧滑角下,气动力和力矩的变化趋势与中等侧滑角一致,横侧气动力的非线性特征更加显著。

图9 重度结冰条件下12°侧滑角CFD计算结果与风洞试验值对比情况($Ma=0.1, Re=0.51E+6$)图10 重度结冰构型下不同侧滑角风洞试验测力结果($Ma=0.1, Re=0.51E+6$)

5 结论

本文针对典型大型飞机构型,研究了机翼结冰条件下的复杂流场结构及气动特性变化情况。主要的研究内容及结论包括:

1)研究了机翼结冰条件下背景飞机的气动力特性,计算结果表明机翼结冰主要影响背景飞机失速

点附近的气动特性,将导致失速迎角普遍提前 $2^{\circ} \sim 4^{\circ}$ 不等,最大升力系数下降 $10\% \sim 20\%$ 左右,升力线斜率降低,纵向静稳定度下降,力矩非线性特征也提前出现,全机失速特性全面恶化。

2)针对背景飞机机翼结冰条件下大迎角失速分离复杂空间流场结构及特性进行了研究。计算结果表明:结冰将导致翼面分离形态由内翼始发分离变为全翼展同时分离。分离始发大幅提前、梯次完全

消失、流动非定常特征显著是全机失速特性恶化、气动边界缩小的直接原因。分离泡结构的弦向发展和再附过程决定了翼面的基本分离形态。

3) 针对背景飞机全机结冰构型下的流场及气动特性相互耦合特征进行了研究。在不同迎角/侧滑角下对全机气动力和力矩特性进行了计算分析。随着侧滑角增加,全机阻力上升,纵向静稳定度下降,但升力特性基本不变。大侧滑角下,横侧气动力的非线性特征更加显著。

参考文献

- [1] REEHORST A L, ADDY H E, COLANTONIO R O. Examination of Icing Induced Loss of Control and Its Mitigations; AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference[Z]. AIAA 2010-8140, 2010.
- [2] DILLINGHAM G L. Preliminary Information on Aircraft Icing and Winter Operations [Z]. GAO-10-441T, 2010.
- [3] BRAGG M R, GREGOREK G M. Wind Tunnel Investigation of Airfoil Performance Degradation Due to Icing[Z]. AIAA-82-0582, 1982.
- [4] BRAGG M B, ZAGULI R J, GREGOREK G M. Wind Tunnel Evaluation of Airfoil Performance Using Simulated Ice Shapes[Z]. NASA CR167960, 1982.
- [5] BRAGG M B, COIRIER W J. Detailed Measurements of the Flowfield in the Vicinity of an Airfoil with Glaze ice[Z]. AIAA-85-0409, 1985.
- [6] BRAGG M B, COIRIER W J. Aerodynamic Measurements of an Airfoil with Simulated Glaze Ice [Z]. AIAA-86-0484, 1986.
- [7] BRAGG M B, SPRING S A. An Experimental Study of the Flowfield about an Airfoil with Glaze Ice[Z]. AIAA-87-0100, 1987.
- [8] BRAGG M B, GREGOREK G M, LE J D. Airfoil Aerodynamics in Icing Conditions[J]. Journal of Aircraft, 1986, 23(1):76-81.
- [9] BRAGG M B. Experimental Aerodynamic Characteristics of an NACA 0012 Airfoil with Simulated Glaze Ice [J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(9):849-854.
- [10] SOHRAB G P, MASOUD M, MOHAMMAD-MAHDI N, et al. Experimental Study of Ice Accretion Effects on Aerodynamic Performance of an NACA 23012 Airfoil [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(3): 585-595.
- [11] BRAGG M B, KHODADOUST A. Effect of Simulated Glaze Ice on a Rectangular Wing [Z]. AIAA-89-0750, 1989.
- [12] KWON O J, SANKAR L N. Numerical Study of the Effects of Icing on Finite Wing Aerodynamics [Z]. AIAA-90-0757, 1990.
- [13] CAO YH, HUANG JS, YIN J. Numerical Simulation of Three-Dimensional Ice Accretion on an Aircraft Wing[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2001, 92 (2016) 34-54.
- [14] CAO Y H, MA C, ZHANG Q, et al. Numerical Simulation of Ice Accretions on an Aircraft Wing[J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 23 (2012): 296-304.
- [15] RAJA L P, LEE J W, MYONG R S. Ice Accretion and Aerodynamic Effects on a Multi-Element Airfoil under SLD Icing Conditions[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85(2): 320-333.
- [16] POTAPCZUK M G, BERKOWITZ B M. Experimental Investigation of Multielement Airfoil Ice Accretion and Resulting Performance Degradation[J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(8): 679-691.
- [17] POTAPCZUK M G. Navier-Stokes Computations for a NACA 0012 Airfoil with Leading Edge Ice [Z]. AIAA-87-0101, 1987.
- [18] POTAPCZUK M G. Navier-Stokes Analysis of Airfoils with Leading-Edge Ice Accretions[D]. Ohio: The University of Akron, 1989.
- [19] ZAMAN K B, POTAPCZUK M G. The Low Frequency Oscillation in the Flow over a NACA 0012 Airfoil with an Iced Leading Edge [C]//Low Reynolds Number Aerodynamics. New York: Springer-Verlag, 1989;271-282.
- [20] WALTER O, VALAREZO, FRANK T L, et al. Aerodynamic Performance Effects Due to Small Leading-Edge Ice (Roughness) on Wings and Tails Journal of Aircraft, 1993, 30(6): 807-812.
- [21] SATISH K, ERIC L. Aerodynamic Simulations of Airfoils with Upper-Surface Ice-Shapes[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(2):285-295.
- [22] BRAGG M B. Aircraft Aerodynamic Effects Due to Large Droplet Ice Accretions[Z]. AIAA-96-0932, 1996.
- [23] BRAGG M B. Aerodynamics of Supercooled-Large-Droplet Ice Accretion and the Effect on Aircraft Control[C]//Proceedings of the FAA International Conference on Aircraft Inflight Icing. 1996;387-399.
- [24] LEE S, DUNN T, GURBACKI H M, et al. An Experimental and Computational Investigation of Spanwise-Step-Ice Shapes on Airfoil Aerodynamics [Z]. AIAA-98-0490, 1998.
- [25] DUNN T A, LOTH E, BRAGG M B. Computational Investigation of Simulated Large-Droplet Ice Shapes on Airfoil Aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36 (5):836-843.

(下转第 22 页)

- [5] HILTNER D W. A Nonlinear Aircraft Simulation of Ice Contaminated Tailplane Stall[D]. Ohio: The Ohio State University, 1998.
- [6] 潘环, 艾剑良. 飞机结冰冰形预测的建模与仿真[J]. 系统仿真学报, 2014, 26(1):221-224.
- [7] ZEPPELELLI D, HABASHI W G. CFD-Icing: A Predictive Tool for In-Flight Icing Risk Management [Z]. SAE Technical Papers, 2018-38-0031, 2011.
- [8] ZEPPELELLI D, HABASHI W G. In-Flight Icing Risk Management Through Computational Fluid Dynamics-Icing Analysis[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(2): 611-621.
- [9] 魏扬, 徐浩军, 薛源, 等. 机翼前缘积冰对大飞机操纵特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1088-1095.
- [10] DONG Y Q, AI J L. Research on Inflight Parameter Identification and Icing Location Detection of the Aircraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 29(1):305-312.
- [11] BRAGG M B, HUTCHISON T, MERRET J, et al. Effect of Ice Accretion on Aircraft Flight Dynamics [C]//38th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno, NV:AIAA, 2000:1-16.
- [12] BRAGG M B, BASAR T, PERKINS W R, et al. Smart Icing Systems for Aircraft Icing Safety [Z]. AIAA 2002-0813, 2002.
- [13] MERRET J M, HOSSAIN K N, BRAGG M B. Envelope Protection and Atmospheric Disturbances in Icing Encounters[C]//The 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno, NV:AIAA, 2002: 1-17.
- [14] RATVASKY T P, VANZANTE J F, SIM A. NASA/FAA Tailplane Icing Program:Flight Test Report[Z]. NASA/TP-2000-209908, 2000.
- [15] RATVASKY T P, VANZANTE J F. In-Flight Aerodynamic Measurements of an Iced Horizontal Tailplane [C]//The 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno, NV:AIAA, 1999:1-9.
- [16] 陈威, 徐浩军, 王小龙, 等. 非对称结冰条件下的飞机飞行动力学仿真[J]. 飞行力学, 2015, 33(6): 491-494.
- [17] MCRUER D T. Human Dynamics in Man-machine Systems[J]. Automatica, 1980, 16(3):237-253.
- [18] 王健名, 徐浩军, 薛源, 等. 基于极值理论的平尾结冰飞行风险评估[J]. 航空学报, 2016, 37(10): 3011-3022.

(编辑:张建业,徐楠楠)

(上接第 16 页)

- [26] LEE S, BRAGG M B. Experimental investigation of Simulated Large-Droplet Ice Shapes on Airfoil Aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(5):844-850.
- [27] BROEREN A P, WHALEN E A, BUSCH G T, et al. Aerodynamic Simulation of Runback Ice Accretion [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3): 924-939.
- [28] CALAY R K, HOLDØ A E, MAYMAN P, et al. Experimental Simulation of Runback Ice[J]. Journal of aircraft, 1997, 34(2): 206-212.
- [29] WHALEN E A, BROEREN A P, BRAGG M B, et al. Characteristics of Runback Ice Accretions on Airfoils and Their Aerodynamics Effects[Z]. DOT/FAA/AR-07/16, 2007.
- [30] WHALEN E A, BROEREN A P, BRAGG M B. Aerodynamics of Scaled Runback Ice Accretions[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(2): 591-603.
- [31] RUFF G, BERKOWITZ B. Users' Manual for the NASA Lewis Ice Accretion Prediction Code (LEWICE)[R]. NASA TR 185129, 1990.
- [32] ALIAGA C N, AUBÉ M S, BARUZZI G S, et al. FENSAP-ICE-Unsteady: Unified In-Flight Icing Simulation Methodology for Aircraft, Rotorcraft, and Jet Engines [J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(1): 119-126.
- [33] 张力涛. 结冰后翼型、多段翼型及舵面的气动特性计算[D]. 南京:南京航空航天大学, 2005.
- [34] 陈科, 曹义华, 安克文, 等. 复杂积冰翼型气动性能分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6): 986-990.
- [35] 陈科, 曹义华, 安克文, 等. 应用混合网格分析复杂积冰翼型气动性能[J]. 航空学报, 2007, 28(S): 88-91.
- [36] 刘娟. 大型客机增升翼型 SLD 结冰模拟及气动特性分析[D]. 上海:上海交通大学, 2014.
- [37] 张恒, 李杰, 龚志斌. 多段翼型缝翼前缘结冰大迎角分离流动数值模拟[J]. 航空学报, 2017, 38(2): 520-733.
- [38] BROEREN A P, LEE S, SHAH G H, et al. Aerodynamic Effects of Simulated Ice Accretion on a Generic Transport Model[Z]. NASA/TM-2012-217246, 2012.
- [39] BRAGG M B, BROEREN A P, BLUMENTHAL L A. Iced-Airfoil Aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(5): 323-362.

(编辑:张建业,徐楠楠)