第 18 卷 第 2 期 2018 年 1 月
1671—1815(2018)002-0363-04

科 学 技 术 与 工 程
Science Technology and Engineering

Vol. 18 No. 2 Jan. 2018

引用格式:侯乃先,郑李鹏,余 放,等. 风扇叶片结冰对航空发动机不平衡响应的影响[J]. 科学技术与工程,2018,18(2):363—366
Hou Naixian,Zheng Lipeng,Yu Fang,et al. The influence of fan blade icing on aero-engine rotor unbalance[J]. Science Technology and Engineering,2018,18(2):363—366

航空、航天

风扇叶片结冰对航空发动机不平衡响应的影响

侯乃先 郑李鹏 余 放 杨 坤
(中国航发商用航空发动机有限责任公司,上海商用飞机发动机工程技术研究中心,上海 201108)

摘 要 航空发动机风扇叶片结冰对转子不平衡具有显著的影响;并导致发动机推力的损失。针对风扇叶片结冰对转子不平衡的影响问题,采用结冰软件详细分析了商用航空发动机风扇叶片结冰情况。基于隐式动力学模型研究了风扇叶片结冰引起的整机转子不平衡。通过整机有限元模型研究了风扇叶片结冰对不同支撑轴承载荷和位移的影响;进一步研究了不平衡条件下转子和静子的间隙。研究结果表明风扇叶片结冰质量的最大工况为地面慢车状态,对一号轴承和二号轴承有一定的影响。提出的分析方法可以为风扇叶片防冰设计和验证提供指导。

关键词 航空发动机 风扇叶片结冰 转子不平衡 转子动力学
中图法分类号 V231.9; **文献标志码** A

飞机及发动机结冰问题的研究开始于 20 世纪 20 年代后期和 30 年代的早期,人们开始认识到结冰对飞行的危害。结冰使得飞机部件表面形状改变,从而对飞机气动性能产生影响。最初对于飞机结冰的研究是从结冰对飞机性能影响的研究开始的。航空发动机对结冰效应的反应更敏感、更容易造成危险;一旦发动机进气系统结冰,轻者发生气流畸变,影响发动机的工作稳定性;严重时可能导致发动机熄火停车,造成致命后果。发动机旋转部件对结冰反应更敏感:一方面旋转部件结冰更容易导致气流分离;另一方面旋转部件冰脱落更容易进入核心机并导致危害性的后果[1]。

对于航空发动机风扇叶片,一般不采用专门的防冰系统,只能在自然旋转的情况下脱落,因此不可避免地会出现结冰,从而引起航空发动机整机的不平衡。在 AC 20-147A[2] 中 明确要求风扇叶片结冰和冰脱落事件不能导致超出工作限制,或结构限制的任何其他异常情况(如振动),这就需要研究风扇叶片结冰情况下的不平衡响应问题。

2017 年 6 月 20 日收到 上海市科委基础研究领域项目(14DJ1400300)和国家科技部国际科技合作专项(2015DFA71500)资助
第一作者简介:侯乃先(1982—),男,山东临沂人,博士,高级工程师。研究方向:航空发动机结构强度技术。E-mail:hounaixian@163.com。

针对航空发动机风扇叶片结冰不平衡问题,需要从风扇叶片结冰和结冰引起的整机响应分析开展研究。目前,在结冰数值计算方面已开发有二维或三维的求解 N-S 或 Euler 方程的水滴轨迹计算、冰增长、结冰后部件的气动特性计算分析程序、冰脱落及脱落后轨迹模拟[3—9]。在旋转部件结冰分析以及整机不平衡响应方面开展的研究较少。同时,由于风扇叶片结冰引起的转子不平衡问题需要采用整机模型进行分析,目前整机模型的研究主要集中在风扇叶片脱落(fan blade-out, FBO)等较大的不平衡问题,针对风扇叶片结冰引起的不平衡问题还比较少。

针对风扇叶片结冰问题,采用数值模拟的方法研究旋转状态下风扇叶片结冰特点,将结冰量输入到航空发动机整机有限元中,进一步分析风扇叶片结冰对发动机转子不平衡量的影响,为风扇叶片防冰设计和评估提供可行的方法。

1 风扇叶片结冰仿真方法

由于风扇叶片为大弯掠叶片,并且增压级其他叶片也存在一定弯度,因此采用欧拉方法来进行三维水滴撞击特性的计算,不仅可以更准确地预测旋转件各处的水收集系数,还可以提高计算效率,计算一次即可得到该状态下所有表面水滴撞击情况。另外采用欧拉法计算水收集系数的关键在于撞击表面

的边界处理。撞击边界的特点是:它对空气而言相当于固体壁面,允许空气在其上滑移(Euler 方程)或无滑移(Navier-Stokes 方程);对水滴而言,它相当于单向出口,只允许水滴流出计算域,而不允许流进计算域。

结冰热力学分析将基于 Messinger 模型。Messinger 模型建立物体表面控制容积的能量与质量守恒方程,根据流场空气流动方向确定水溢流的方向,确定表面驻点即求解的起始点。分别在旋转叶片压力面和吸力面,按溢流方向从驻点开始往后逐一对每个控制体进行求解,直到遍及旋转件表面的每个控制体,最终得到表面所有控制容积的结冰质量和冰型。文中采用 ICEM 软件进行网格划分,分布单独划分风扇转子、风扇外涵出口整流叶片和风扇内涵增压级进口导流叶片的网格,网格划分后如图 1 所示。经过分析后,不同风扇截面结冰量如图 2 所示。结冰量最大的状态是地面慢车结冰试验状态,结冰 15 min (900 s)后,最大的积冰质量为0. 287 178 kg。

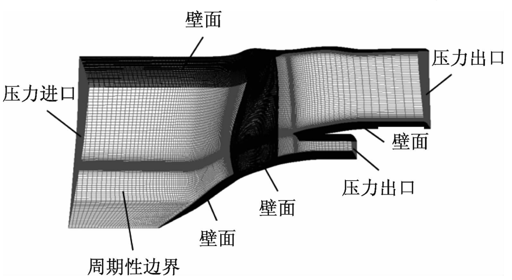

图 1 风扇叶片网格及边界条件

Fig. 1 The mesh of fan blade and boundary conditions

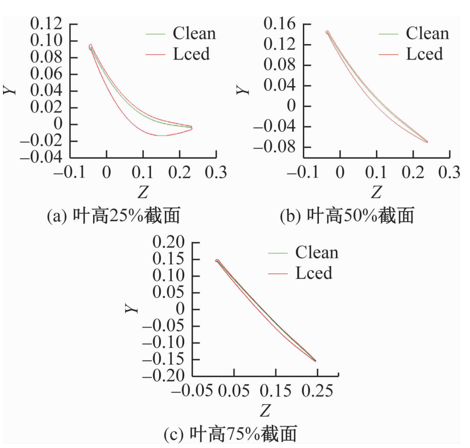

图 2 不同风扇叶片截面结冰量

Fig. 2 The ice of different fan blade section

2 航空发动机整机不平衡分析模型及方法

为了研究风扇叶片结冰对轴承载荷和振动的影响,采用简化的发动机整机梁壳模型的方法进行分析。由于航空发动机整机结构涉及的零件多,如采用实体单元就需要非常多的单元,进行动力学分析就会非常困难。目前主要采用梁壳单元建立发动机模型[10]。采用壳模型基于 MIDLIN 板薄壳理论,在厚度方向采用辛普生积分或五点高斯积分,使得壳单元的刚度能够匹配实体的情况;同时又能克服实体单元在薄板厚度方向单元过少,产生刚度自锁的缺点。细长杆件乃至中粗短杆件,力学特性通常表征为一个维度,通过采用梁单元,基于 Timishinko 梁理论,在断截面处通过多点积分,到达梁的刚度能够匹配真实模型;同时也能克服实体或壳模型规模过大的缺点。采用 ANSYS 中 SHELL181 和 SHELL281 两种基于 3D 有限应变壳单元,与其他的 ANSYS 壳单元相比,这两种壳单元能够提供更强的非线性分析能力;而且对于横截面数据定义,分析和显示都有着巨大的改进。

基于上述理论,将发动机静子机匣、安装系统和飞机吊挂使用壳单元进行简化,将发动机转子使用梁单元和质量点单元进行简化,然后对每个部件简化模型的质量、模态与实体模型进行对比后,将各部件简化模型进行组装,进而得到发动机整机简化隐式动力学模型。图 3 给出了发动机整机模型。模型总单元数为 73 986,总节点数为 22 253。

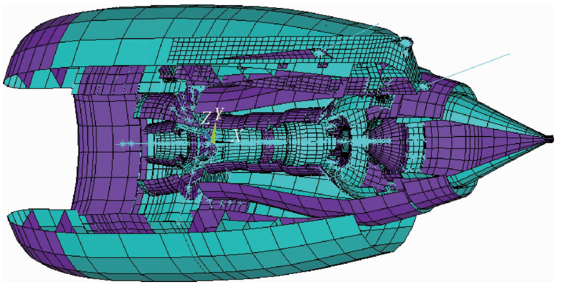

图 3 发动机整机梁壳模型

Fig. 3 The beam shell model of engine

3 风扇叶片结冰对航空发动机不平衡影响规律分析

基于发动机整机隐式动力学模型,在风扇叶片质量点处施加由结冰产生的不平衡力载荷($F_{unb}=m\omega r^2$),以及地面慢车转速,在飞机吊挂处进行固支约束,进行瞬态动力学分析。分析的时间历程为 0. 2 s,一号轴承和二号轴承产生的相较于 FBO 工况的载荷和位移的时间历程曲线分别如图 4 和图 5 所示。可以看出,在结冰量最大的地面慢车状态下,发动机由于风扇叶片结冰导致一号轴承 y 向或 z 向的最大载荷仅为 FBO 工况的 0. 3% 左右;二号轴承 y 向或 z 向的最大载荷仅为

FBO 工况的 0.15%。由此引起的一号轴承的 y 向或 z 向的最大位移仅为 FBO 工况的 1.5% 以内;二号轴承的 y 向或 z 向的最大位移仅为 FBO 工况的 6% 左右。一号轴承和二号轴承的 y、z 向绝对位移在 0.4 mm 左右,这些位移会引起发动机的轻微振动。由风扇叶片结冰引起的一号和二号轴承的载荷和位移均要比 FBO 导致的载荷和位移小两个数量级及以上。进一步分析转静子间隙,通过轴承及风扇叶片质量点的位移可以看出,结冰对风扇叶片质量点的最大位移影响为 0.49 mm,在地面慢车状态下典型的转静子间隙一般超过 1 mm,说明发动机风扇叶片结冰对转静子间隙几乎无影响。

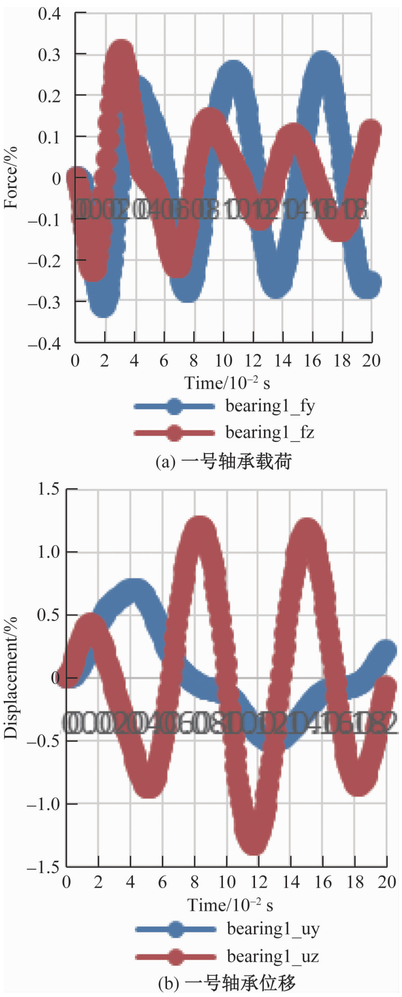

图 4　风扇叶片结冰对一号轴承载荷和位移的影响(相较于 FBO 工况)

Fig. 4　The influence of fan blade ice on the 1# bearing load and displacement (relative to FBO condition)

4　结论

针对风扇叶片结冰问题,采用商用结冰软件详细分析了风扇叶片结冰情况,采用整机简化动力学

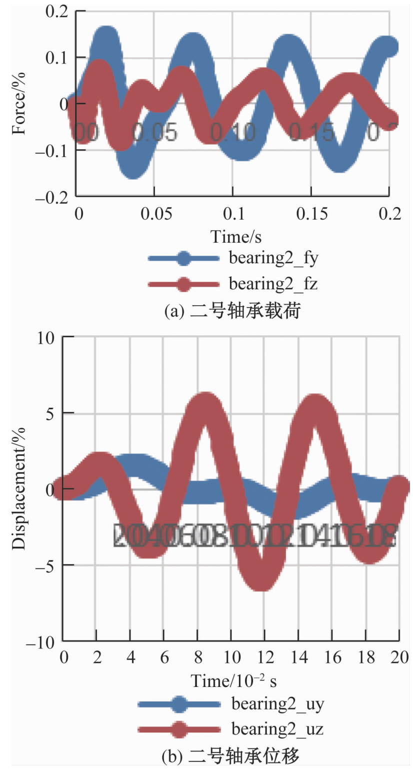

图 5　风扇叶片结冰对二号轴承载荷和位移的影响(相较于 FBO 工况)

Fig. 5　The influence of fan blade ice on the 2# bearing load and displacement (relative to FBO condition)

模型研究了风扇叶片结冰引起的整机转子不平衡,通过整机梁壳有限元模型研究了风扇叶片结冰对不同支撑轴承载荷和位移的影响。主要结论如下。

(1)风扇叶片结冰质量的最大工况为地面慢车状态,最大结冰质量为 0.287 178 kg。

(2)风扇叶片结冰对一号轴承和二号轴承有一定的影响,但与典型的 FBO 工况相比,风扇叶片结冰导致的一号和二号轴承上的载荷和位移均要比 FBO 导致的载荷和位移小两个数量级。

(3)通过轴承及风扇叶片质量点的位移可以看出,在地面慢车状态下,发动机风扇叶片结冰对转静子间隙几乎无影响。

参　考　文　献

1　Hayashi R, Yamamoto M. Numerical investigation of ice shedding associated with engine fan icing. SAE Technical Paper 2015-01-2091. Reston: SAE, 2015

2　FAA. Turbojet, turboprop, and turbofan engine induction system icing and ice ingestion. AC 20-147A. Reston: FAA, 2014

3　Wirogo S, Srirambhatla S. An Eulerian method to calculate the collection efficiency on two and three dimensional bodies. AIAA 2003-1073. Reston: AIAA, 2003

4　Tong X L, Luke E A. Eluerian simulations of icing collection efficiency using a singularity diffusion model. AIAA 2005-1246. Re-

ston: AIAA, 2005
5 Baruzzi G S, Lagacé P, Aubé M S, *et al*. Development of a shed-ice trajectory simulation in FENSAP-ICE. SAE Technical Papers. Reston: SAE, 2007
6 Murooka T, Shishido S, Hiramoto R, *et al*. Surface coating effect on protection of icing for axial fan blade: SAE Technical Papers. Reston: SAE, 2011
7 邢玉明, 刘海丽, 徐柳青. 飞机发动机结冰研究进展. 空军工程大学学报(自然科学版), 2011; 12(6): 8—12
Xing Yuming, Liu Haili, Xu Liuqing. Research evolvement on icing of aircraft engine. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2011; 12(6): 8—12
8 朱永峰, 方玉峰, 封文春. 某型飞机发动机短舱防冰系统设计计算. 航空动力学报, 2012; 27(6): 1326—1331
Zhu Yongfeng, Fang Yufeng, Feng Wenchun. Design and calculation of aircraft nacelle anti-icing system. Journal of Aerospace Power, 2012; 27 (6): 1326—1331
9 杨胜华, 林贵平. 机翼结冰过程的数值模拟. 航空动力学报, 2011; 26(2): 323—330
Yang Shenghua, Lin Guiping. Numerical simulation of ice accretion on airfoils. Journal of Aerospace Power, 2011; 26(2): 323—330
10 Heidari M. An efficient multi-disciplinary simulation of engine fan-blade out event using MD nastran: AIAA 2008—2333. Reston: AIAA, 2008

The Influence of Fan Blade Icing on Aero-engine Rotor Unbalance

HOU Nai-xian, ZHENG Li-peng, YU Fang, YANG Kun
(AECC Commercial Aircraft Engine Co.,Ltd., Shanghai Engineering Research Center of Civil Aero Engine, Shanghai 201108, China)

[**Abstract**] The fan blade icing has significant influence on aero-engine rotor unbalance, which may induce the engine power loss. Based on the influence of fan blade icing, the mass of fan blade icing is analyzed by commercial software, and the implicit transient rotordynamic analysis is then conducted to simulate the unbalance of rotor. The influence of the icing on the rotor unbalance is analyzed in details by the whole engine finite element model. Furthermore, the closure of rotor and stator is analyzed, and the most critical condition of fan blade icing is obtained. The results show that the most critical condition of fan blade is idle, and there are influences on the 1# bearing and 2# bearing. This work provides useful design and test guidance for the fan blade icing.

[**Key words**] aero-engine fan blade icing rotor unbalance rotor dynamic