

发动机唇口防冰腔的热变形仿真分析

于 磊¹, 张书晔¹, 李 延²

(1. 航空工业沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035;

2. 航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089)

[摘要] 双蒙皮热气防冰腔在加热防冰过程中, 内、外蒙皮的温度相差较大, 热膨胀变形将导致两层蒙皮之间的间隙发生变化, 进而影响防冰效果, 甚至堵塞防冰通道。以发动机唇口热气防冰系统为研究对象, 为解决双蒙皮防冰腔的热变形问题, 选择了在双蒙皮之间增加垫板进行补偿的方式, 采用有限元方法对防冰腔的热变形情况进行仿真分析, 得到了不同垫板数量条件下的防冰腔最大热变形区域、防冰腔的热变形情况及变化规律, 为双蒙皮防冰腔的设计提供依据。

关键词: 发动机唇口; 防冰腔; 热变形; 有限元

Thermal Deformation Simulation Analysis for Anti-Icing Cavity of Engine Inlet

YU Lei¹, ZHANG Shuyue¹, LI Yan²

(1. AVIC Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China;

2. AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

[ABSTRACT] During the heating process of hot air anti-icing cavity, the temperature difference between the inner and outer skin is large, which will result in the changes of the gap between the two skins due to the thermal expansion deformation and influence anti-icing effect, even block anti-icing passageway. This paper is focused on the hot air anti-icing system of a certain engine inlet aspect. In order to solve the thermal deformation of double skin anti-icing cavity, the method of adding the number of shims between the two skins is chosen. The finite element method was used to analyze anti-icing cavity's thermal deformation, and obtained the maximum thermal deformation area and the change law of thermal deformation the anti-icing cavity of under different number of shims conditions, which provides the design foundation of the double skin anti-icing cavity.

Keywords: Engine inlet; Anti-icing cavity; Thermal deformation; Finite element

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2017.19.105

飞机发动机结冰是影响飞行安全的一个重要因素^[1]。发动机热气防冰系统是通过导管将发动机压气机的高温气体输入防冰腔, 加热防冰腔外表面以达到防冰的目的。对于双蒙皮防冰腔结构, 在不同的飞行条件下, 由于内、外蒙皮的换热边界条件不一致, 使得内、外蒙皮的温度相差较大, 内、外蒙皮的热变形量不一致, 从而影响双层蒙皮之间的间隙值。如果没有相应的补偿措施保证蒙皮间隙, 防冰腔在发生热变形后, 蒙皮间隙将得不到保证, 从而影响防冰效果^[2], 甚至堵塞防冰通道或发生疲劳破裂, 给飞机的安全带来隐患。因此, 双蒙皮防冰腔结构的设计需具备较高的可靠性, 并充分考虑防冰腔的热变形因素。国内外对发动机唇口热气防冰的数值研究多集中在不同结构防冰腔的防冰性能上^[3-7], 对防冰腔的热变形研究相对较少。本文基于 FLUENT 软件对防冰腔的温度及压力场进行仿真计算, 并利用 NASTRAN

软件对防冰腔的热变形量进行分析和校核, 为双蒙皮防冰腔的设计和优化提供参考。

1 防冰腔工作原理

某发动机进气道唇口简化模型见图 1, 防冰腔是其中的红色区域。由于发动机引气能力不足, 为提高防冰效率, 因此将防冰腔设计为图 2 所示的双蒙皮结构。这种形式的防冰腔在工作时, 热空气从笛形管上的笛形孔喷出后, 直接加热前缘蒙皮, 热气从内外蒙皮之间的防冰通道(图 3) 向后流动, 加热外蒙皮, 从而达到防冰的目的。在防护区域末端, 热空气进入防冰腔的后腔内, 然后从后壁板上的排气孔排到大气环境中。

2 防冰腔温度分析

防冰腔内笛形孔喷出的高温热气, 受防冰腔结构和

热空气流速的影响,在防冰腔内流动形式为湍流。为准确模拟热气在防冰腔内的流动,并确定内、外蒙皮的温度和压力分布情况,仿真时采用 FLUENT 软件中的 Spalart-Allaras (简称 S-A) 湍流模型^[8]。

温度越高,防冰腔的热变形量越大,对防冰效果的影响越大,而在结冰气象条件下,防冰腔整体温度会低于非结冰气象条件^[9]。因此,从设计安全性角度考虑,计算中选择非结冰气象条件。由于零高度时,引气温度和环境温度最高,引气流量最大,内、外蒙皮温度最高,热变形量将达到最大值。因此,计算条件选取为零高度条件,环境温度 5℃、引气温度 385℃,外蒙皮按对流换热边界,外蒙皮外侧的对流换热系数为 200W/(m²·K),防冰腔入口压力 200kPa (表压)。

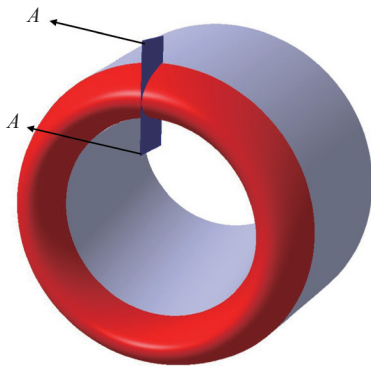


图1 发动机唇口简化模型

Fig.1 Simplified model of engine inlet

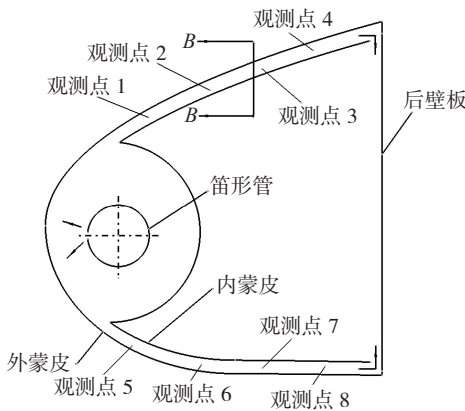


图2 防冰腔的剖面示意图

Fig.2 Schematic of anti-icing cavity

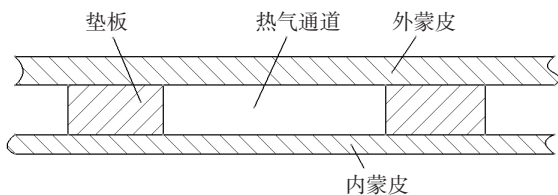


图3 剖面上热气通道

Fig.3 Schematic of anti-icing passageway

图 4、图 5 分别为零高度条件下,内、外蒙皮的温度分布云图。从中可知,零高度时,内蒙皮最高温度为 613K,外蒙皮最高温度为 497K。

图 6、图 7 分别为零高度条件下,内、外蒙皮的压力分布云图。从中可知,零高度时,内、外蒙皮的内外表面压差最大值分别 4.59kPa 和 9.98kPa。

3 防冰腔热变形讨论

3.1 边界条件和材料特性

将零高度条件下, FLUENT 计算得到的温度及压力场作为防冰腔热变形分析的边界条件。

防冰腔的材料选择钛合金 TC4,密度为 4440kg/m³,泊松比为 0.34,线膨胀系数 α 、弹性模量 $E^{[10]}$ 见表 1,其他状态点通过线性拟合获得。

3.2 防冰腔热变形分析

垫板的数量对内、外蒙皮的热变形起到了关键的补偿作用。如果垫板数量太少,防冰腔受热膨胀后,由于内、外蒙皮的变形量不一致,使得双蒙皮之间的间隙沿发动机周向分布不均匀,进而影响防冰效果;如果垫板

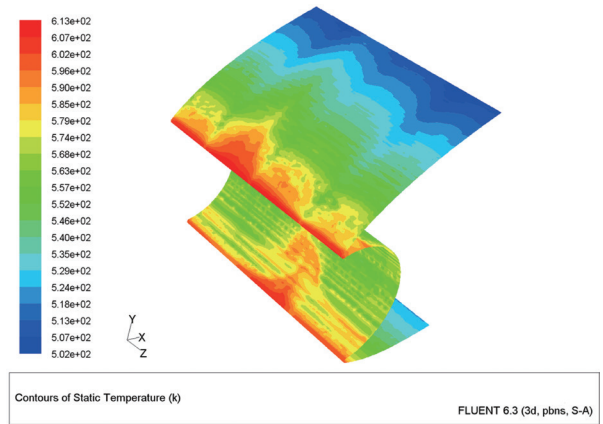


图4 内蒙皮温度分布云图

Fig.4 Temperature nephogram of inner skin

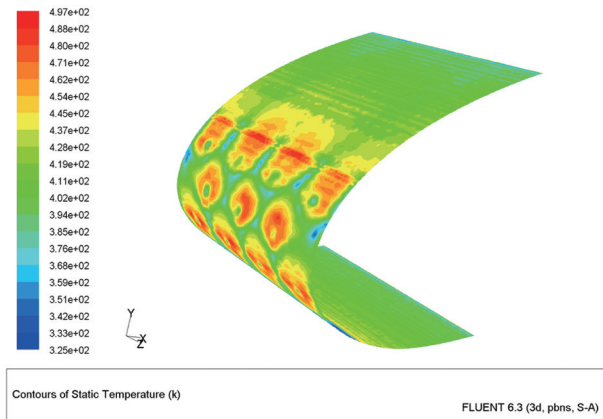


图5 外蒙皮温度分布云图

Fig.5 Temperature nephogram of outer skin

数量过多,又会降低热空气的有效流通面积,同样会影响防冰效果。本文针对6种不同数量垫板的防冰腔模型进行仿真分析,评估其热变形差异。

为分析垫板数量对防冰腔热变形的作用效果,本文计算选取了6种不同数量的垫板进行了对比分析。垫板数量分别取8、10、12、14、16、18个,且每种数量的垫板均沿发动机唇口周向均匀分布。

图8、图9分别为采用NASTRAN软件计算得到的

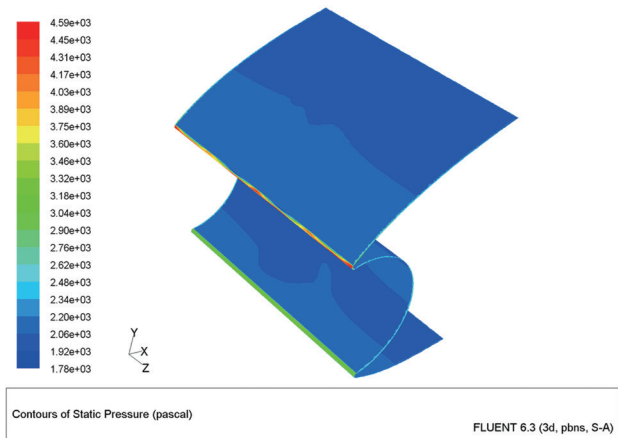


图6 内蒙皮压力分布云图

Fig.6 Pressure nephogram of inner skin

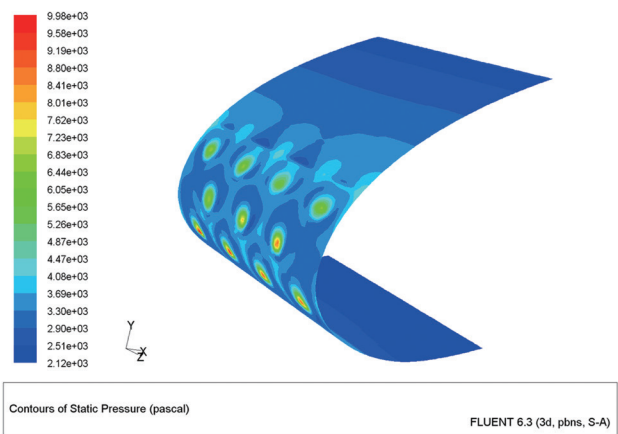


图7 外蒙皮压力分布云图

Fig.7 Pressure nephogram of outer skin

表1 钛合金TC4线膨胀系数

温度 / $^{\circ}\text{C}$	$\alpha / (\times 10^6 \text{ } ^{\circ}\text{C}^{-1})$	E/GPa
20	9.1	109
100	9.1	—
150	9.2	97
250	9.3	91
350	9.5	85
450	9.7	75

发动机唇口周向均匀分布8块垫板时,内、外蒙皮的热变形量分布云图。

图10、图11分别为发动机唇口周向均匀分布16块垫板时,内、外蒙皮的热变形量分布云图。

从计算结果可以看出,防冰腔出现最大热变形的节点均生在内蒙皮外侧靠近发动机唇口前缘的区域(图2中观测点1附近区域)。

根据计算结果显示,在防冰腔加热过程中,由于内蒙皮的温度高于外蒙皮,使得内蒙皮的热膨胀变形量大于外蒙皮。又由于防冰腔的热变形由对称中心向进气道外侧膨胀,因此进气道内侧的双层蒙皮之间的间隙较设计状态增大,进气道外侧双层蒙皮之间的间隙较设计状态减小。

图12为内、外蒙皮的最大热变形量分别与垫板数

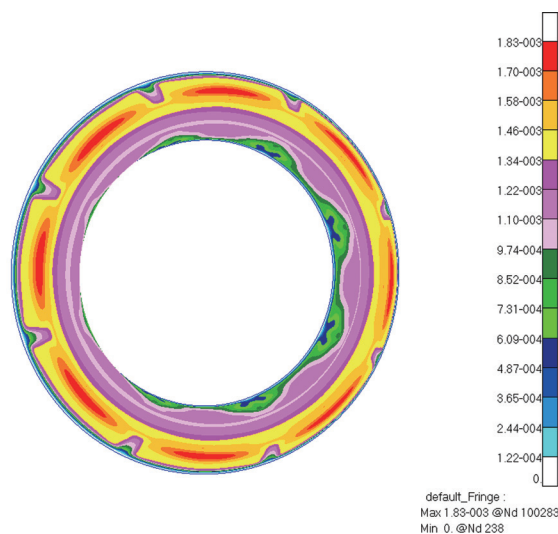


图8 8块垫板时内蒙皮热变形量分布云图

Fig.8 Thermal deformation nephogram of inner skin with 8 shims

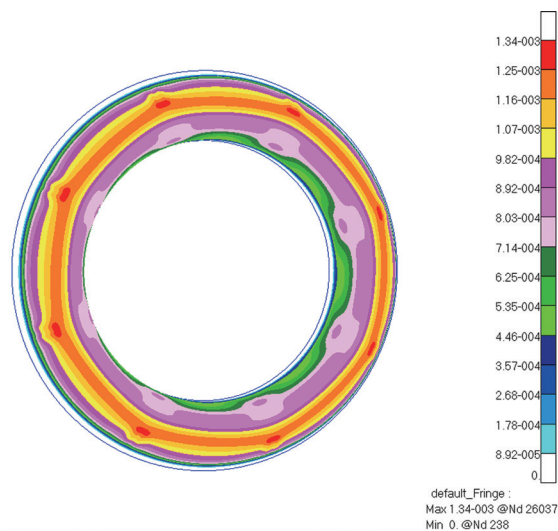


图9 8块垫板时外蒙皮热变形量分布云图

Fig.9 Thermal deformation nephogram of outer skin with 8 shims

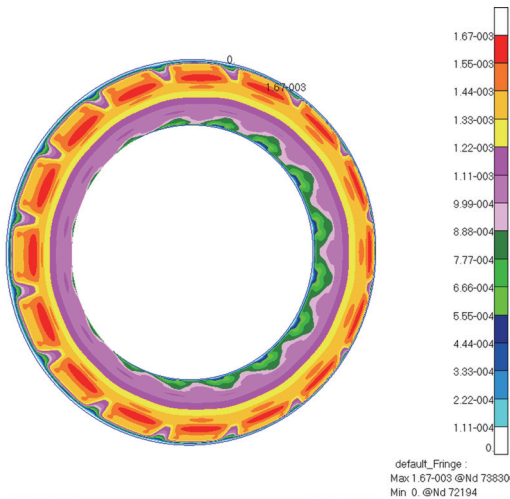


图10 16块垫板时内蒙皮热变形量分布云图
Fig.10 Thermal deformation of inner skin with 16 shims

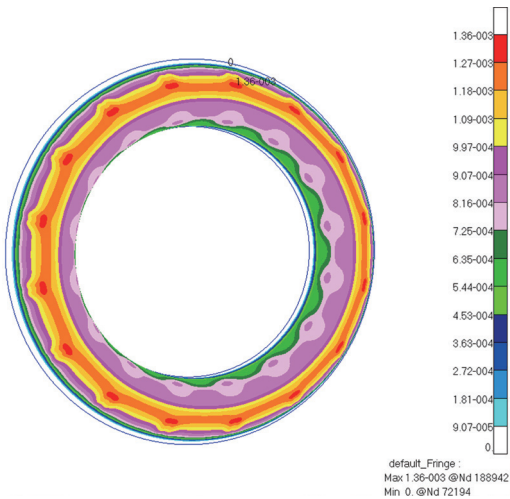


图11 16块垫板时外蒙皮热变形量分布云图
Fig.11 Thermal deformation of outer skin with 16 shims

量之间的关系。可见,垫板数量的增加对于内蒙皮的最大热变形量改善效果较为明显,8块垫板的最大热变形量为1.83mm,18块垫板的最大热变形量为1.63mm。而外蒙皮的最大热变形约为1.35mm,随垫板数量变化不大。

为进一步分析垫板对热变形的补偿作用与效果,选取发动机唇口的8个观测点(图2),各观测点处双层蒙皮之间的间隙变化量与垫板数量之间的关系见图13。

由图13可以看出,随着垫板数量的增加,各观测点位置处的双蒙皮间隙变化量值均发生了不同程度的减小,垫板对于维持防冰腔间隙的作用效果明显。当垫板数量由8个增加到18个时,双蒙皮间隙变化量由最大0.73mm降低至0.43mm,进气道内侧间隙变化量由最大0.61mm降低至0.43mm。当垫板数量达到18个时,各观测点位置处的间隙变化量值均达到最小值。

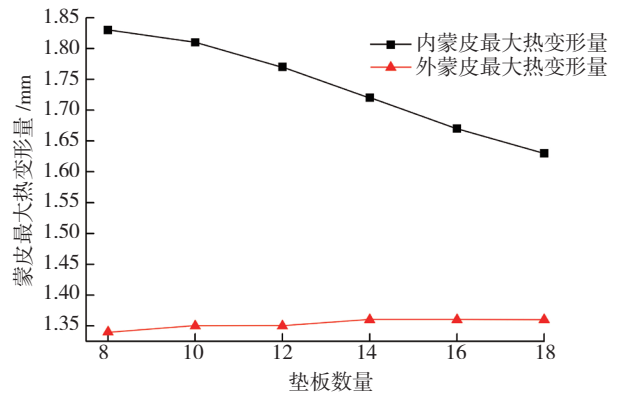


图12 最大热变形量与垫板数量的关系
Fig.12 Relationship between the maximum thermal deformation and number of shims

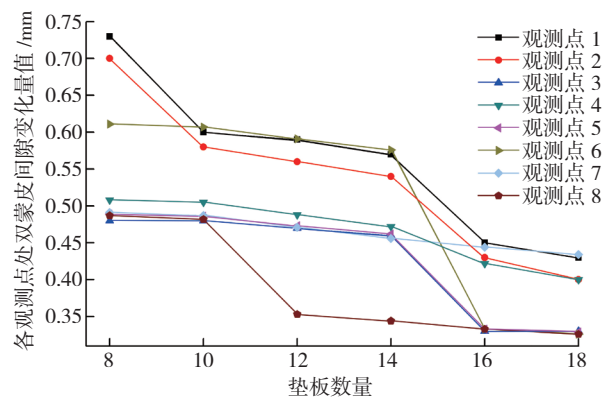


图13 双蒙皮间隙变化量与垫板数量的关系
Fig.13 Relationship between the gap of two layers of skin and number of shims

4 结论

本文对发动机唇口防冰腔的温度、压力以及热变形情况进行仿真分析,得到了6种垫板数量条件下防冰腔的热变形规律。

(1)不同垫板数量的防冰腔最大热变形区域一致,均发生在内蒙皮上,进气道外侧靠近发动机唇口前缘的区域。随着垫板数量的增多,最大热变形量逐渐减小。

(2)内蒙皮热变形量大于外蒙皮,进气道外侧的双蒙皮间隙较初始设计状态减小,而进气道内侧反之。

(3)随着垫板数量的增加,各观测点处的双蒙皮之间的间隙变化量逐渐减小,垫板对防冰腔热变形的补偿效果较为明显。根据仿真结果,当垫板数量达到18个时,双蒙皮间隙变化程度最小,各观测点中最大间隙变化量为0.43mm。

对工程而言,温度变化导致结构形体变化,就必然导致系统精度降低。双蒙皮防冰腔在设计过程中需要考虑热变形的影响,在满足变形量的基础上,尽可能减少垫板数量,以降低系统重量。本文的研究对发动机唇

口双蒙皮防冰腔的工程设计有重要的意义。

参考文献

- [1] 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[J]. 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[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6):1326-1331.
- [2] 张峰, 姚会举, 南华, 等. 飞机防冰腔结构参数的重要性测度[J]. 交通运输工程学报, 2015, 15(3):85-91.
- ZHANG Feng, YAO Huiju, NAN Hua, et al. Importance measure of aircraft anti-icing cavity structure parameters[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2015, 15(3):85-91.
- [3] 檀妹静, 朱春玲. 发动机短舱防冰性能计算方法研究综述[J]. 航空计算技术, 2011, 41(5):72-80.
- TAN Meijing, ZHU Chunling. Review of engine nacelle anti-icing performance numerical approaches[J]. Aeronautical Computing Technique, 2011, 41(5):72-80.
- [4] 彭珑, 卜雪琴, 林贵平, 等. 热气防冰腔结构参数对其热性能影响研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(6):848-853.
- PENG Long, BU Xueqin, LIN Guiping, et al. Influence of the structural parameters on thermal performance of the hot air anti-icing system[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(6):848-853.
- [5] SAEED F, PARASCHIVOIU I. Optimization of a hot-air anti-icing system[C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, 2003.
- [6] 陈景松. 发动机进气道前缘防冰腔性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- CHEN Jingsong. Performance analysis of anti-icer in airplane engine inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [7] 周玉洁. 热气腔结构的优化设计与数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- ZHOU Yujie. Optimal design and numerical simulation of the hot air cavity Structure[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [8] 姚会举, 刘永寿, 张峰, 等. 结构参数对热气防冰系统性能影响的数值模拟[J]. 航空制造技术, 2015(15):46-49.
- YAO Huiju, LIU Yongshou, ZHANG Feng, et al. Numerical simulation of impact of structure parameter on hot air anti-icing system performance[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015(15):46-49.
- [9] 郁嘉, 卜雪琴, 林贵平, 等. 非结冰气象条件下机翼热气防冰系统数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(5):562-567.
- YU Jia, BU Xueqin, LIN Guiping, et al. Numerical simulation of a wing hot air anti-icing system in dry air conditions[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(5):562-567.
- [10] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.
- Editorial Board of China Aeronautical Materials Handbook. China aeronautical materials handbook[M]. Beijing: China Standards Press, 2002.

通讯作者: 于磊, 硕士、工程师, 研究方向为飞行器环境控制、防除冰系统设计, E-mail: yulei_601@163.com.

(责编 逸飞)

(上接第104页)

但相关复材零件的储存、运输、生产环节一定要注意湿热的影晌。

参考文献

- [1] 张子龙, 雷兴平. 航空非金属材料性能测试技术——复合材料篇[M]. 北京: 化学工业出版社, 2013.
- ZHANG Zilong, LEI Xingping. Aviation nonmetallic material performance test technology—composite section[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2013.
- [2] 王世明. 温度与湿度环境对碳纤维复合材料力学行为的影响研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- WANG Shiming. Effect of temperature and humidity environment on mechanical properties of carbon fiber composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011.
- [3] 郑路, 常新龙, 赵峰, 等. 湿热环境中复合材料吸湿性研究[J]. 纤维复合材料, 2007, 24(2):37-39.
- ZHENG Lu, CHANG Xinlong, ZHAO Feng, et al. Research on moisture absorption of composites in the hydrothermal environment[J]. Fiber Composites, 2007, 24(2):37-39.
- [4] ASTM International. ASTM D695 Test method for compressive properties of rigid plastics[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2010.
- [5] ASTM International. ASTM D2344 Test method for apparent interlaminar shear strength of parallel fiber composites by short-beam method[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2013.
- [6] ASTM International. ASTM D3039 Test method for tensile properties of polymer matrix composites[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2014.
- [7] ASTM International. ASTM D3171 Test method for constituent content of composite materials[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2015.
- [8] ASTM International. ASTM D5229 Test method for moisture absorption properties and equilibrium conditioning of polymer matrix composite materials[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2010.
- [9] ASTM International. ASTM D5379 Test method for shear properties of composite materials by the V-notched beam method[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2012.
- [10] ASTM International. ASTM D7028 Test method for glass transition temperature (DMA Tg) of polymer matrix composites by dynamic mechanical analysis (DMA)[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2007.
- [11] Federal Aviation Administration. DOT/FAA/AR-03/19 Material qualification and equivalency for polymer [S]. Alexandria: National Technical Information Service, 2003.
- [12] United States Department of Defense. MIL-HDBK-17 Composite materials handbook[S]. Philadelphia: Standardization Document Order Desk, 2002.
- [13] United States Department of Defense. MIL-STD-210 Climatic information to determine design and test requirements for military systems and equipment[S]. Philadelphia: Standardization Document Order Desk, 1973.

通讯作者: 屈腾腾, 工程师, 研究方向为复合材料检测与复合材料零件转包生产质量控制, E-mail: 18666956897@163.com.

(责编 逸飞)