

不同温度环境下复合材料/金属混合壁板结构热应力试验研究*

EXPERIMENTAL STUDY ON THERMAL STRESS OF FASTENED HYBRID COMPOSITE/METALLIC STRUCTURES UNDER DIFFERENT TEMPERATURES

曹素** 雷凯 陈向明 魏景超 成李南

(中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 西安 710065)

CAO Su LEI Kai CHEN XiangMing WEI JingChao CHENG LiNan

(National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

摘要 极端气候条件,如高温、低温和湿热环境,均会影响飞机上复合材料/金属混合结构的承载能力和工作寿命,进而影响飞机的飞行性能和安全。由于复合材料和金属材料之间的热膨胀系数差异较大,实际飞行中遇到的温度变化会导致复合材料元件和金属元件内部产生较高的热应力。这种附加热应力会改变复合材料/金属混合连接结构内部的载荷传递和内应力分布情况。对大规模、多钉连接的复合材料/金属混合结构壁板在不同温度环境中的热力学行为进行了试验研究,并研究了不同温度条件下受到单向拉伸载荷时的热响应。通过试验过程中的应变变化,对不同环境和载荷条件下复合材料/金属混合结构内不同组件的应力分布和钉载情况进行了分析。

关键词 复合材料 混合结构 温度效应 热应力

中图分类号 TB332

Abstract Extreme climatic conditions, such as hot, cold and hot-humid environment, affect the bearing performance and the life expectancy of composite and metal hybrid structural components in aircraft, which have a great impact on the flight performance and safety of the aircraft. Due to the large coefficient of thermal expansion mismatch between the composite and metallic structures, the temperature change in the actual flight condition induces high thermal stresses in both composite component and metallic component. This additional stress would alter load transfer and internal stress distribution in fastened hybrids of composite and metallic structure. Thermal/mechanical behavior of the large-scale, multi-joint hybrid composite/metal structure was investigated experimentally in different temperature conditions, as well as bearing axial load under different temperatures. The internal stress distribution of different components and fasteners in hybrid composite/metal structure under different temperature and load conditions was obtained by the strain gage method.

Key words Composite material; Hybrid structure; Temperature effect; Thermal stress

Corresponding author: CAO Su, E-mail: and_here@126.com, Tel: +86-29-88268417, Fax: +86-29-88214765

The project supported by the Aeronautical Science Foundation of China (No. 2020Z048023001).

Manuscript received 20221128, in revised form 20230111.

0 引言

由于具有优越的比强度、比刚度、抗疲劳、耐腐蚀等性能,复合材料在航空航天结构上已经得到了广泛应用^[1-2]。飞机在使用过程中常常会经历高温、低温环境,极端高温环境中温度可能会达到60℃以上,而极端低温环境中温度在-55℃以下^[3-4]。飞机常使用的金属材料 and 复合材料混合连接结构件,由于各组分元件的热膨胀系数存在明显差异,再加上连接螺栓的约束

作用,可能导致结构在温度变化过程中产生较高水平的热应力,进而影响结构的钉载分配和应力分布^[5-16]。

郭居上^[17]对飞机尾翼处复合材料与金属板钉组合结构通过试验方法和有限元方法,研究了不同温度场下内应力分布和钉载分配的影响:温度升高,复合材料板的内应力水平降低,铝合金板的内应力升高,并且钉载分布的不均匀程度提高,载荷向某个螺栓集中。邓文亮等^[18]以受拉伸载荷的复合材料和铝合金连接结构为研究对象,使用有限元方法对五螺栓单剪

*20221128收到初稿,20230111收到修改稿。航空科学基金项目(2020Z048023001)资助。

**曹素,女,1986年生,陕西西安人,汉族,中国飞机强度研究所工程师,硕士研究生,主要研究方向为复合材料结构强度技术。

搭接及双剪对接结构,分别在不同温度环境下的钉载分配进行对比分析。结果表明,复合材料与铝合金混合结构的钉载分配呈U形分布,即中部低、两侧高;温度载荷对结构两侧钉载分配影响较大。YANG C等^[19]通过试验方法和有限元方法研究了铝合金长桁/复合材料壁板结构在温差环境中(铝合金长桁 23.8 °C,复合材料壁板底部-53.8 °C)因热应力导致的内应力分布和钉载分配情况,结果表明,铝合金长桁最大热应力发生在其长度方向的中心,而混合结构两端的紧固件承受的载荷最高。

本文对铝合金/复合材料混合结构壁板在高温(74 °C±3 °C)和低温(-55 °C±3 °C)环境下的热响应进行了试验研究,并对通过施加载荷消除高温和低温环境产生的热应力进行了探索,以及在高温和低温环境中施加拉伸载荷后结构的热力耦合响应进行了试验研究。

1 试验介绍

1.1 试验件

铝合金/复合材料混合结构壁板试验件如图1所示。图1中编号1为复合材料层合板,长984 mm,宽210 mm,预浸料为MTM28/T700,采用热压罐成型工艺,固化后单层厚度为0.12 mm,铺层顺序为[45/-45/0/0/-45/0/90/45/0/-45/0/90/45/0]_s,共28层,总厚度约为3.36 mm。编号2为φ6螺栓,材料为低合金高强度钢16Mn。编号3为Z型铝合金筋条,材料为铝合金7050-T7451,具体尺寸如图2所示。

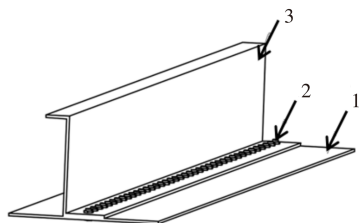


图1 金属加筋复合材料壁板试验件

Fig. 1 Test specimen of the metal rib and composite wall panel

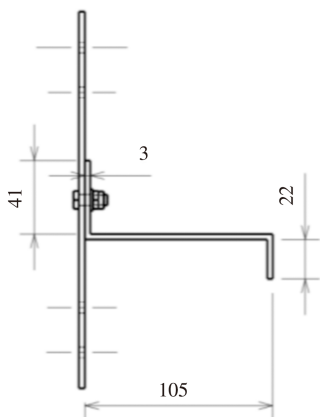


图2 铝合金筋条尺寸

Fig. 2 Dimension of aluminum alloy rib

1.2 试验装置与加载方法

本文包括以下2项试验:温度载荷试验,温度和拉伸载荷联合作用试验。试验均在专用环境箱内进行。

温度载荷试验过程中,试验件两端自由,置于由槽钢制成的支座上,支座顶部打磨光滑,支座底部用螺栓固定在环境箱内,尽量减少摩擦对试验件热变形的影响。分别将环境箱内温度调节到74 °C±3 °C和-55 °C±3 °C,使试验件发生由温度变化引起的材料膨胀/收缩。环境箱内温度达到目标温度后,试验件在环境箱中至少放置30 min,以保证试验件温度分布均匀。

温度和拉伸载荷联合作用试验中,试验件分别在高温(74 °C±3 °C)和低温(-55 °C±3 °C)环境下完成温度载荷试验,即试验件达到高温/低温温度分布均匀后,先通过加载消除因温度变化产生的载荷,后在试验件复合材料板上施加60 kN的试验载荷。试验载荷通过专用工装和作动筒加载,如图3所示。

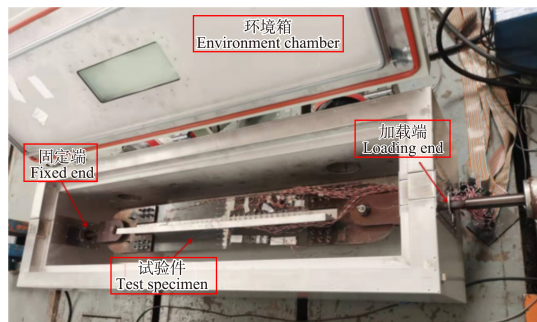


图3 试验件支持与加载

Fig. 3 Support and loading of the test specimens

1.3 试验测试项目

试验过程中采用电测法进行应变测量,应变计型号为BA120,粘贴剂型号为B-711胶,两者的理论工作温度范围分别为-80 ~ -30 °C和60 ~ 120 °C。试验件上应变计布置情况如图4和图5所示。同时,在环境箱中放入与试验件材料相同的铝合金和复合材料试样,用于监控材料因温度变化而产生的变形情况,并用于壁板结构应变测量的温度补偿。试验过程中使用ST-24数据采集系统实时测量和采集试验件应变数据。

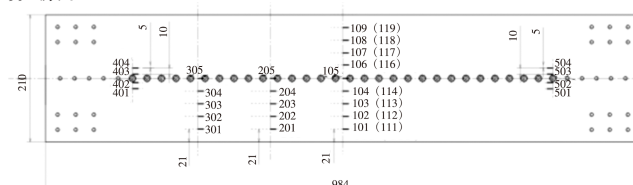


图4 复合材料面板应变片分布

Fig. 4 Distribution of strain gauges on composite laminates

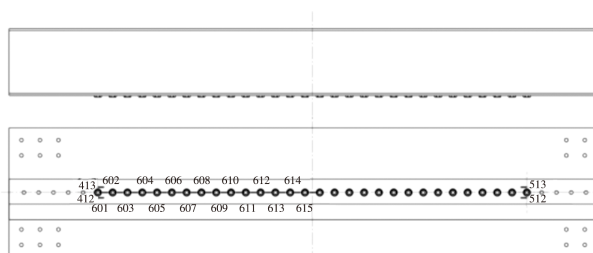


图5 铝合金筋条应变片分布

Fig. 5 Distribution of strain gauges on aluminum alloy beams

2 试验结果及分析

2.1 温度载荷试验

2.1.1 高温 74 °C 温度试验

复合材料和铝合金试样在高温环境下的温度-应变曲线如图 6 所示。由图 6 可以看出,高温使得铝合金发生膨胀,而复合材料发生收缩,随着温度升高,应变逐渐增大。然而,在 40 ~ 50 °C 和 60 ~ 70 °C 内,应变值出现了突变,这可能是由于该温度区间没有处在粘贴剂的有效工作温度范围内。高温环境中混合结构壁板各组件的温度-应变曲线如图 7 ~ 图 9 所示,由于螺栓连接的结构限制以及两种组件变形程度不同的相互限制,复合材料/金属混合结构壁板各组件产生的热应变与材料试样差异很大。其中,混合结构的最大应变值出现在铝合金筋条顶端,而最小应变值出现在复合材料板端部螺栓孔边。复合材料板在高温状态下整体呈现“压缩”状态,端部螺栓处的应变水平相对较高;铝合金筋条呈现“拉伸”状态,试验件端部的应变水平高于中间部位,说明温度升高产生的热载荷主要由连接区端部的螺栓承担。复合材料板非连接表面的应变水平略高于其与金属连接的表面,而铝合金筋条的非连接区域的应变水平远高于连接区域,这是由于复合材料热膨胀系数小于铝合金,且复合材料板受到金属筋条和螺栓的约束,温度升高使整个结构产生向复合材料板方向弯曲的趋势。

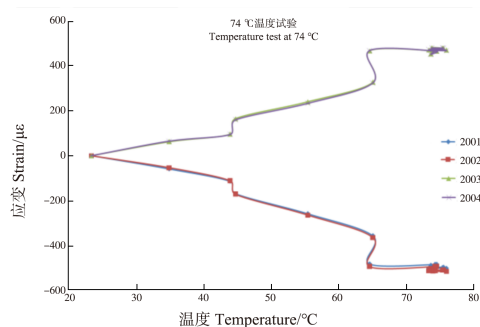


图6 74 °C 高温环境中铝合金和复合材料试样的温度-应变曲线

Fig. 6 Temperature-strain curves of aluminum alloy specimen and composite specimen at 74 °C

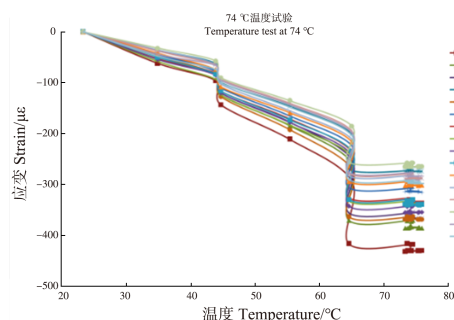


图7 74 °C 高温环境中混合结构复合材料板中间截面的温度-应变曲线

Fig. 7 Temperature-strain curves of middle sections of composite laminates in hybrid structure at 74 °C

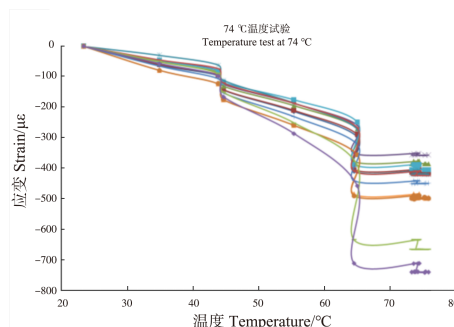


图8 74 °C 高温环境中混合结构两端螺栓孔边的温度-应变曲线

Fig. 8 Temperature-strain curves of bolt holes at both ends of hybrid structure at 74 °C

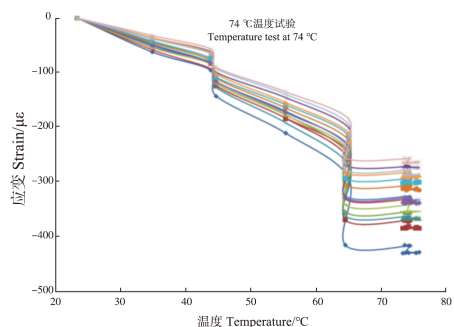


图9 74 °C 高温环境中混合结构铝合金筋条上的温度-应变曲线

Fig. 9 Temperature-strain curves of aluminum alloy beam in hybrid at 74 °C

2.1.2 低温 -55 °C 温度试验

复合材料和铝合金在低温环境下的温度-应变曲线如图 10 所示,在低温环境中,铝合金发生收缩,而复合材料发生膨胀。低温环境中混合结构各组件的温度-应变曲线如图 11 ~ 图 13 所示,螺栓连接的结构限制以及两种组件变形程度不同的相互限制,使复合材料/金属混合结构壁板内部的热应力表现如下:最大应变值出现在复合材料板端部螺栓孔边,而最小应变值出现在金属筋条上端部螺栓孔之间。复合材料板在低温状态下整体呈现“拉伸”状态,且除了螺栓孔边的应变片外,复合材料板上其余的应变曲线随着温度的降低,呈现先增大后减小的趋势,在 -40 ~ -30 °C 时达到最大水平;并且,复合材料板非连接表面的应变水平略高于其与金属连接表面。铝合金筋条在低温状

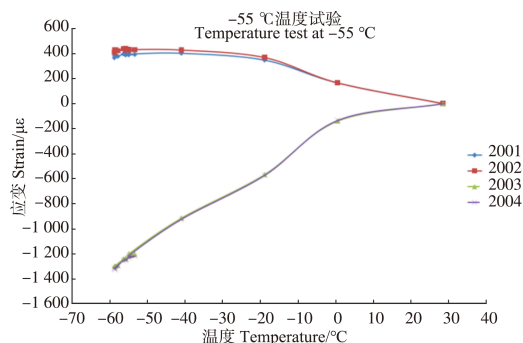


图10 -55 °C低温试验铝合金材料和复合材料试样的温度-应变曲线

Fig. 10 Temperature-strain curves of aluminum alloy specimen and composite specimen at -55 °C

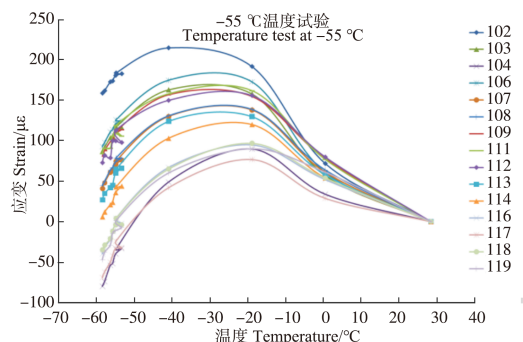


图11 -55 °C低温环境中混合结构复合材料板中间截面的温度-应变曲线

Fig. 11 Temperature-strain curves of middle sections of composite laminates in hybrid structure at -55 °C

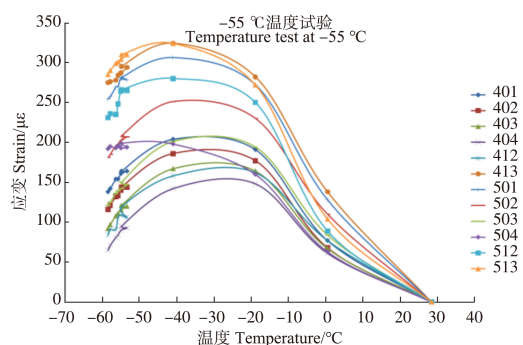


图12 -55 °C低温环境中混合结构两端螺栓孔边的温度-应变曲线

Fig. 12 Temperature-strain curves of bolt holes at both ends of the hybrid structure at -55 °C

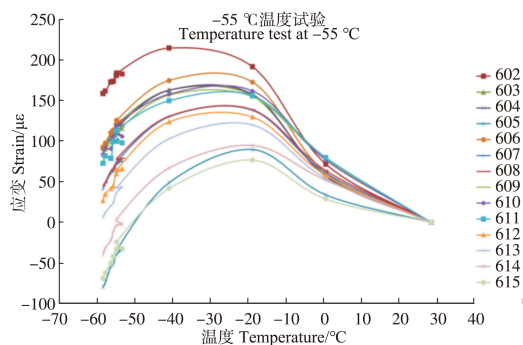


图13 -55 °C低温环境中混合结构金属筋条上的温度-应变曲线

Fig. 13 Temperature-strain curves of aluminum alloy beam in hybrid structure at -55 °C

态下呈现“压缩”状态,随着温度降低,应变均呈下降趋势,且在螺栓连接区,呈现两端应变水平高于中间区域的趋势;而铝合金筋条顶端出现较大压缩应变。可见,随着温度降低,整个结构表现出向铝合金筋条方向弯曲的趋势。

2.2 温度和拉伸载荷联合作用试验

2.2.1 高温74 °C环境拉伸试验

在高温环境中施加拉伸载荷的载荷-应变曲线如图14~图16所示,其中前4个加载级为升温至74 °C和保温过程的应变变化,第5个加载级为通过加载抵消温度引起试验件变形而产生的附加载荷后测量的应变值,当加载级达到100%时,保载时进行了10次应变测量。由图14~图16可以看出,随着温度上升,复合材料板发生收缩,而铝合金筋条发生膨胀。通过加载消除因试验件热变形而产生的附加载荷后,试验件的应变仅有微小变化。拉伸加载过程中,试验件应变呈线性变化。保载过程中,应变值保持稳定。卸载后,试验件恢复到因高温而产生的应变水平。

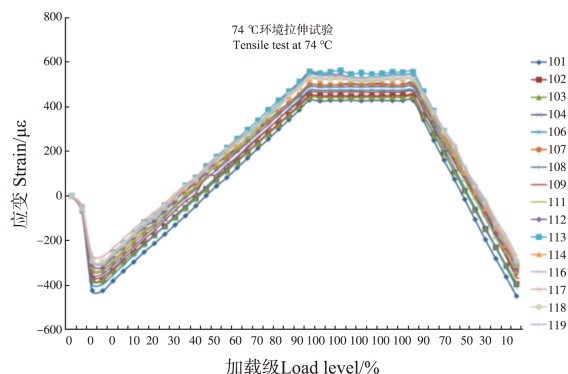


图14 74 °C高温环境中混合结构受拉伸载荷时复合材料板中间截面的载荷-应变曲线

Fig. 14 Load-strain curves of middle section of composites laminates in hybrid structure under tensile load at 74 °C

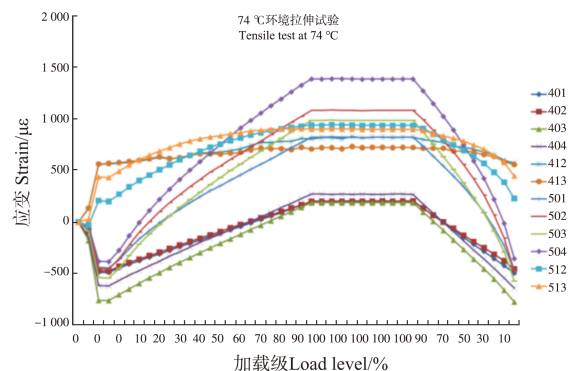


图15 74 °C高温环境中混合结构受拉伸载荷时两端螺栓孔边的载荷-应变曲线

Fig. 15 Load-strain curves of bolt holes at both ends of hybrid structure under tensile load at 74 °C

试验件的最大应变值出现在复合材料板连接区端部螺栓孔边,最小应变值出现在复合材料板连接区

端部的螺栓之间,这与高温环境试验不同,说明拉伸载荷对壁板结构因高温产生的变形造成了影响。对于复合材料板来说,连接区端部的应变水平相对较高,且非连接表面的应变水平略低于其与金属连接表面,这是由于温度升高使整个结构产生向复合材料板方向弯曲的趋势,导致非连接表面因高温产生的压缩应变更大。对于铝合金筋条来说,试验件端部的应变水平高于试验件中间部位;而铝合金筋条顶部应变随着拉伸载荷的增大逐渐减小,这是由于拉伸载荷在一定程度上缓解了壁板结构因高温产生的弯曲趋势。

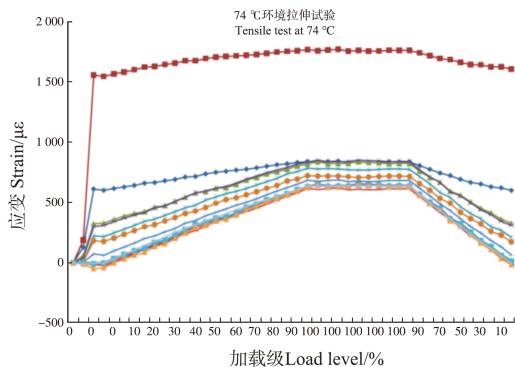


图 16 74 °C 高温环境中混合结构受拉伸载荷时铝合金筋条上的载荷-应变曲线

Fig. 16 Load-strain curves of aluminum alloy beam in hybrid structure under tensile load at 74 °C

2.2.2 低温-55 °C 环境拉伸载荷试验

在低温环境中施加拉伸载荷的载荷-应变曲线如图 17~图 19 所示,其中前 5 个加载级为降温至-55 °C 和保温过程的应变变化,第 6 个加载级为通过加载抵消温度引起试验件变形而产生的附加载荷后测量的应变值,当加载级达到 100% 时,保载时进行了 10 次应变测量。由图 17~图 19 可以看出,随着温度下降,复合材料板发生膨胀,而铝合金发生收缩。通过加载消除试验件因温度变化而产生的附加载荷后,试验件的应变发生较大的变化。拉伸加载过程中,试验件应变呈

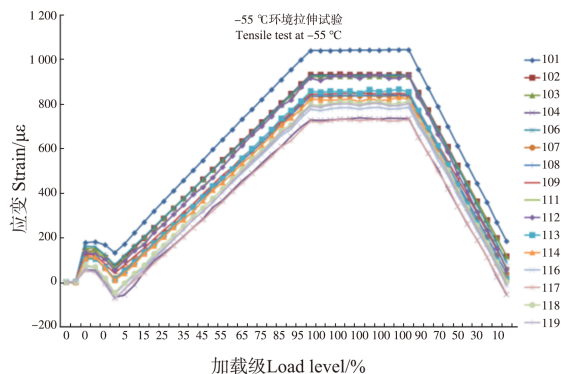


图 17 -55 °C 低温环境中混合结构受拉伸载荷时复合材料板中间截面的载荷-应变曲线

Fig. 17 Load-strain curves of middle section of composite laminate in hybrid structure under tensile load at -55 °C

线性变化。保载过程中,应变值保持稳定。卸载后,试验件上大部分应变恢复到因低温而产生的应变水平。

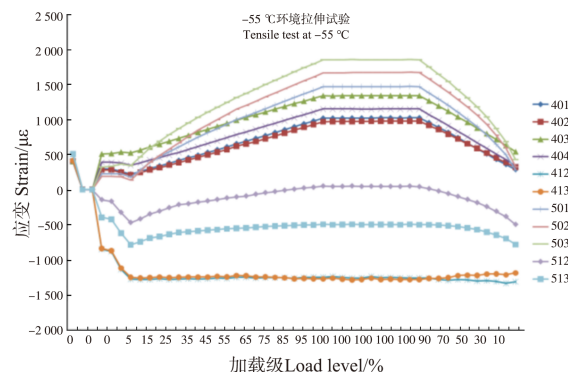


图 18 -55 °C 低温环境中混合结构受拉伸载荷时两端螺栓孔边的载荷-应变曲线

Fig. 18 Load-strain curves of bolt holes at both ends of hybrid structure under tensile load at -55 °C

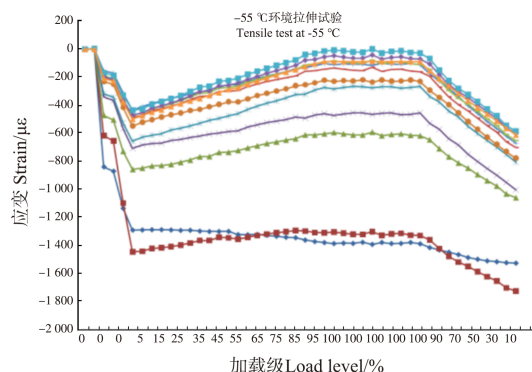


图 19 -55 °C 低温环境中混合结构受拉伸载荷时铝合金筋条上的载荷-应变曲线

Fig. 19 Load-strain curves of aluminum alloy beam in hybrid structure under tensile load at -55 °C

试验件的最大应变值出现在复合材料板连接区端部螺栓孔边,最小应变值出现在铝合金筋条顶端,这与低温环境试验结果类似。对于复合材料板来说,试验件端部的应变水平相对较高,且复合材料板非连接表面的应变水平略高于其与金属连接表面,这是由于随着温度降低,整个结构产生向铝合金筋条方向弯曲的趋势。对于铝合金筋条来说,试验件端部的应变水平高于试验件中间部位;铝合金筋条腹板的压缩应变随着拉伸载荷的增大逐渐减小,而顶部的压缩应变逐渐增大,这是由于拉伸载荷在一定程度上增加了混合结构壁板因低温产生的弯曲趋势。

3 结论

通过对铝合金/复合材料混合结构壁板在不同温度环境下的热响应和热/力耦合响应进行的试验研究,可以得到以下结论:

1) 高温环境中,温度载荷主要由试验件连接区端部的螺栓承担,复合材料板呈现“压缩”状态,铝合金

筋条呈现“拉伸”状态,随着温度升高,混合结构中各组件的应变值增大,整个结构产生向复合材料板方向的弯曲趋势。

2)在低温环境中,温度载荷主要由试验件连接区端部的螺栓承担,复合材料板呈现“拉伸”状态,且在 $-40\sim-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时达到最大应变水平,铝合金筋条呈现“压缩”状态,随着温度降低,筋条上的应变增大,而整个结构产生向铝合金筋条方向的弯曲趋势。

3)高温环境中,通过加载消除试验件因高温变形而产生的附加载荷效果较小,拉伸载荷在一定程度上缓解了壁板结构因高温产生的弯曲趋势。

4)低温环境中,通过加载消除试验件因低温变形而产生的附加载荷效果较为明显,热力耦合载荷主要由连接区端部的螺栓承担,而拉伸载荷在一定程度上增加了壁板结构因低温产生的弯曲趋势。

参考文献(References)

- [1] 中国航空研究院. 复合材料连接手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994: 110-134.
Chinese Aeronautical Establishment. Handbook of joints for composite materials [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994: 110-134(In Chinese).
- [2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第3册: 材料[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004: 234-236.
Aircraft Design Manual Editorial Board. Aircraft design manual volume 3: materials [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004: 234-236(In Chinese).
- [3] 刘晓华. 复合材料环境影响的适航分析[J]. 航空标准化与质量, 2013(4): 32-34.
LIU XiaoHua. Airworthiness analysis of environmental impact of composite materials[J]. Aeronautic Standardization & Quality, 2013(4): 32-34(In Chinese).
- [4] 郑晓玲. 复合材料结构的适航符合性分析研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2017(1): 1-6.
ZHENG XiaoLing. Analysis and research on the airworthiness compliance of composite structure [J]. Civil Aircraft Design & Research, 2017(1): 1-6(In Chinese).
- [5] 陈向明, 柴亚南, 袁 菲, 等. 胶-螺混合连接结构的传力分析[J]. 机械强度, 2017, 39(3): 668-673.
CHEN XiangMing, CHAI YaNan, YUAN Fei, et al. Load transfer analysis in bonded-bolted hybrid joints [J]. Journal of Mechanical Strength, 2017, 39(3): 668-673 (In Chinese).
- [6] 欧阳林辉. 温度环境对复合材料力学性能影响研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015: 23-35.
OUYANG LinHui. Effect analysis of temperature environment on composite structure mechanical properties [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015: 23-35(In Chinese).
- [7] 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: 38-71.
WANG ShiMing. Effect of temperature and humidity environment on mechanical properties of carbon fiber composites [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011: 38-71 (In Chinese).
- [8] 雷 驰. 温度环境下复合材料层合结构疲劳寿命预测方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015: 32-50.
LEI Chi. Fatigue life prediction method of laminated structures under elevated temperature [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015: 32-50(In Chinese).
- [9] 成李南, 迟 坚, 屈天骄, 等. 夹芯复合材料 π 型接头失效实验研究[J]. 机械强度, 2020, 42(4): 837-841.
CHENG LiNan, CHI Jian, QU TianJiao, et al. Experimental research on failure of composite sandwich π -joint [J]. Journal of Mechanical Strength, 2020, 42(4): 837-841 (In Chinese).
- [10] MIVEHCHI H, VARVANI-FARAHANI A. The effect of temperature on fatigue damage of FRP composites [J]. Journal of Materials Science, 2010, 45(14): 3757-3767.
- [11] 樊俊铃, 张 伟, 焦 婷, 等. 飞机结构螺栓连接细节疲劳断裂失效机制与寿命分析[J]. 机械强度, 2023, 45(6): 1459-1464.
FAN JunLing, ZHANG Wei, JIAO Ting, et al. Failure mechanism of fatigue fracture and life analysis for bolted joint of aircraft structure [J]. Journal of Mechanical Strength, 2023, 45(6): 1459-1464 (In Chinese).
- [12] 张娇蕊, 山美娟, 黄 伟, 等. 湿热环境对CFRP复合材料-铝合金螺栓连接结构静力失效的影响[J]. 复合材料学报, 2021, 38(7): 2224-2322.
ZHANG JiaoRui, SHAN MeiJuan, HUANG Wei, et al. Effects of hygrothermal environment on quasi-static failure of CFRP composite-aluminum alloy bolted joints [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2021, 38(7): 2224-2322(In Chinese).
- [13] 李 玺, 李亚智, 磨承杰, 等. 基于连续损伤力学的复合材料多钉连接失效分析和试验研究[J]. 机械强度, 2022, 44(4): 911-920.
LI Xi, LI YaZhi, MO ChengJie, et al. Failure analysis and experimental study of composite multi-pin connections based on continuum damage mechanics [J]. Journal of Mechanical Strength, 2022, 44(4): 911-920(In Chinese).
- [14] MARIAM M, AFENDI M, ABDUL MMS, et al. Hydrothermal ageing effect on the mechanical behaviour and fatigue response of aluminium alloy/glass/epoxy hybrid composite single lap joints[J]. Composites Structures, 2019, 219: 69-82.
- [15] 彭 凡, 邹司农, 任毅如. 基于深度学习的复合材料螺栓连接失效预测[J]. 机械强度, 2023, 45(2): 447-453.
PENG Fan, ZOU SiNong, REN YiRu. Failure prediction of bolted connection of composite materials based on deep learning [J]. Journal of Mechanical Strength, 2023, 45(2): 447-453(In Chinese).
- [16] 汪源龙, 程小全, 范 舟, 等. 国产CCF300/双马树脂层合板高温拉伸与压缩性能试验研究[J]. 复合材料学报, 2011, 28(3): 180-184.
WANG YuanLong, CHENG XiaoQuan, FAN Zhou, et al. Experimental study on tensile and compressive properties of domestic CCF300/bismaleimide laminates at high temperatures [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2011, 28(3): 180-184(In Chinese).
- [17] 郭居上. 温度场中复合材料板与铝合金板钉接结构内应力研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013: 47-58.
GUO JuShang. Internal stress analysis of bolted joint composed of composite plate and aluminum plate in thermal field [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013: 47-58(In Chinese).
- [18] 邓文亮, 唐 虎, 成 竹, 等. 温度对复材与金属混合结构钉载分配的影响[J]. 工程与试验, 2018, 58(3): 27-30.
DENG WenLiang, TANG Hu, CHENG Zhu, et al. Influence of temperature on nail load distribution of composite and metal structures [J]. Engineering & Test, 2018, 58(3): 27-30(In Chinese).
- [19] YANG C, SUN W J, SENEVIRATNE W, et al. Thermally induced loads of fastened hybrid composite/aluminum structures [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(2): 569-580.