

太阳辐射作用下的飞机表面温场分布实验研究*

张春华, 赵元, 喻煌超, 陈循

(国防科技大学装备综合保障技术重点实验室, 湖南长沙 410073)

摘要: 提出一种通过缩比模型测试飞机在太阳辐射作用下的表面温度场分布, 进而通过有限元方法实现太阳辐射温场的三维模拟显示的实验方法。该方法避免了外场测试条件中自然日光辐射强度不可控和环境温度变化的影响, 为飞机在太阳辐射作用下的表面温场理论模型验证和实测提供一种有效的方法, 对飞机红外特性、日历寿命等研究具有借鉴意义。

关键词: 太阳辐射; 飞机表面温场; 温场分布; 三维模拟显示

中图分类号: TH133.1 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2012)03-0085-04

Experimental research on surface temperature field of airplane under solar radiation

ZHANG Chunhua, ZHAO Yuan, YU Huangchao, CHEN Xun

(Laboratory of Science and Technology on Integrated Logistics Support, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: This paper presents an experimental method to measure surface temperature field distribution of airplane under solar radiation by airplane downsizing model, and suggests a method to realize analogue display of 3 dimensions for temperature field distribution by finite element method. This method may avoid the influence of the uncontrollable intensity of natural solar radiation and the variable ambient temperature under field measuring condition, and provide an efficient method to validate the theoretical model of surface temperature field distribution of airplane under solar radiation and to measure it by experiment. It will be beneficial to the research of infrared characteristics and calendar life for airplane.

Key words: solar radiation; surface temperature field of airplane; temperature field distribution; analogue display of 3 dimensions

飞机在停机坪停放时, 太阳辐射作用的红外热效应在机体蒙皮结构表面产生一定的附加温场分布, 并且沿飞机表面形成完整的红外图像。目前红外制导导弹多采用 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段的红外成像制导, 而飞机蒙皮热辐射能量主要集中于这个波段, 因此飞机蒙皮温场是形成飞机红外图像的基本因素。随着红外探测性能的提高, 将可能基于太阳辐射热效应产生的附加温场实现机型识别。此外, 由于太阳辐射在机体蒙皮表面造成温度分布梯度, 这种温度梯度的长期累积作用将造成飞机蒙皮结构的损伤, 从而影响飞机的日历寿命。因此, 飞机蒙皮在太阳辐射作用下的表面温场分布特性已成为飞机设计、研制、使用中的重要问题。

文献[1~3]研究了飞机蒙皮红外辐射热效应的理论模型和模拟计算方法, 指导飞机设计对红外特性进行理论计算和数值模拟, 但是这些模型和数值方法的准确性有待进一步的实验验证。文献[4]介绍了应用动态温度测试系统测量发动

机进口瞬态温场的方法, 通过对温度场数据的修正、处理及计算, 绘制温场波形图, 但不能直观反映出温度场的三维分布情况。

一般情况下, 在外场实际条件下对太阳辐射造成的温场进行实测是一种可行的技术途径, 文献[5~6]研究了太阳能板上温场分布的相关方法; 文献[7]研究了采用红外热成像测试建筑物外表面温场的方法, 但是实测的方法往往受到外场测试条件中自然日光辐射强度不可控和环境温度变化的影响, 难以实现飞机表面温场的准确测量。为了克服这一问题, 在实验室通过太阳辐射设备和飞机缩比模型进行表面温场测试成为一种有效的替代途径。该方法可以准确模拟控制日光辐射强度和环境温度, 实现温场准确测量, 并且可以应用于在飞机设计阶段对飞机设计方案的太阳辐射特性进行实测研究。

针对上述问题, 本文提出一种通过缩比模型测试飞机在太阳辐射作用下的表面温度场分布的实验方法, 避免了外场测试条件中自然日光辐射

* 收稿日期: 2012-01-06

基金项目: 国防科技大学本科生创新实验资助项目(20090301)

作者简介: 张春华(1974—), 男, 重庆人, 副教授, 博士。E-mail: chzhang@nudt.edu.cn

强度不可控和环境温度变化的影响,并通过有限元方法实现太阳辐射温场的三维模拟显示,为飞机在太阳辐射作用下的表面温场理论模型验证和实测提供一种有效的方法,对于飞机红外特性、日历寿命等研究具有借鉴意义。

1 实验方案

本文采用的实验方案如图 1 所示,利用太阳辐射试验设备模拟自然太阳光对飞机蒙皮的红外加热效应,在蒙皮表面建立温度场测试传感器阵列,温度传感阵列将温度信号转换为电信号,由数据采集器进行数据采集和记录。其中,太阳辐射设备的辐射强度为 $1120\text{W}/\text{m}^2$,温度范围 $-10 \sim 120^\circ\text{C}$,满足 GJB150.7《军用设备环境试验方法 太阳辐射试验》的技术要求;飞机模型为 XX 高仿金属缩比模型,可以较好地反映飞机表面温场分布的实际情况;温场测试系统由多路数据采集接口、多路开关、传感器探头及引线组成,可测量温度范围为 $-200 \sim +630^\circ\text{C}$,分辨率为 0.01°C 。

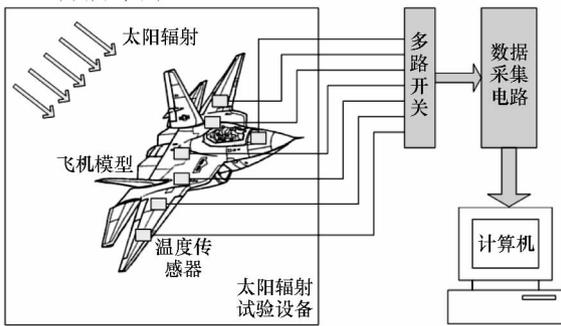


图 1 太阳辐射作用下的飞机表面温场测试方案

Fig. 1 Experimental scheme to measure surface temperature field of airplane under solar radiation

2 飞机蒙皮表面温场测试实验

在有限测点的情况下,综合考虑蒙皮形状的变化梯度和可能存在的温度变化梯度进行测点布局优化,以减小表面温场测试和拟合误差。考虑到表面温场的对称性,在模型单面选定了 14 个测量点,如图 2 所示。温度传感器感应部分通过锡箔包裹后固定在模型表面,避免太阳辐射对传感器直接加热。本实验采用 KEITHLEY 2700 组建温场测试系统,将所选测点传感器信息采集反馈,并通过环采通数据采集软件实现自动温度巡检,对温场测试设备按需要进行配置,对采集的温场数据进行实时记录。

按照 GJB150.7 的试验条件对飞机缩比模型

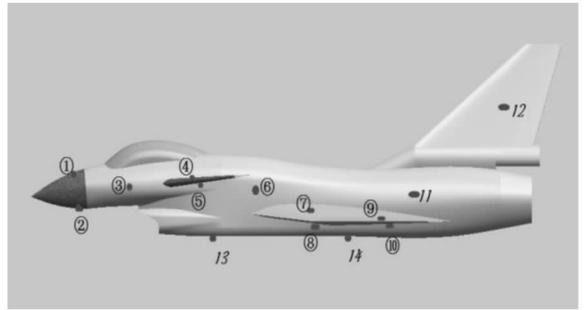


图 2 温度测点在飞机模型表面的分布情况
Fig. 2 Temperature measuring point distribution on the surface of airplane model

加载太阳辐射,总辐射强度为 $1120(\pm 10\%) \text{W}/\text{m}^2$,此条件代表了我国大部分地区的自然太阳辐射条件。在具体加载太阳辐射条件时还应满足以下要求:①飞机缩比模型在太阳辐射试验设备内的放置应保证气流不受阻挡;②太阳辐射光源离开飞机缩比模型充足的距离,尽可能在飞机缩比模型范围内模拟太阳光的平行照射。在此条件下,分别在环境温度为 20°C 、 25°C 、 30°C 、 35°C 、 40°C 情况下测试蒙皮表面温场数据,测试实验场景如图 3 所示。实验流程如下:

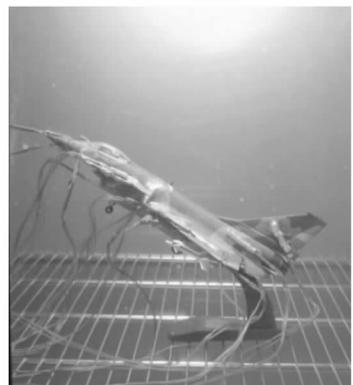


图 3 温度测试实验场景

Fig. 3 Temperature measuring experiment

- ①预处理:将实验用的飞机模型表面清洁干净,并在正常的实验大气条件下放置 1h;
- ②在开始对飞机缩比模型加载太阳辐射条件的同时使温度测试系统开始工作;
- ③分布在飞机蒙皮表面的温度传感器阵列测量出各个布点的温度,通过多路数据接口和温度采集系统软件对数据进行实时采集和记录;
- ④在工作界面中显示数据实时变化,当温场数据达到稳定时停止加载太阳辐射条件,结束数据采集。表 1 为测得的太阳辐射作用下飞机表面各测量点的稳态温度数据。

表1 太阳辐射作用下飞机表面各测量点的稳态温度

Tab.1 Stable temperature of measuring points on surface of airplane under solar radiation

测点 编号	环境温度(°C)				
	20	25	30	35	40
1	28.66	32.47	38.92	43.87	48.5
2	29.21	33.95	39.48	44.25	48.23
3	34.01	38.12	44.06	48.86	52.1
4	32.81	36.6	43.04	47.96	53.2
5	29.79	34.72	40.14	45.35	50.22
6	36.43	40.21	46.64	51.61	54.38
7	40.05	42.65	49.88	54.37	57.01
8	36.69	40.98	46.87	51.58	53.92
9	42.15	44.64	52.02	56.59	58.64
10	34.67	38.87	44.78	49.74	52.52
11	39.63	42.86	49.54	54.31	56.5
12	29.48	34.03	40.04	44.74	47.78
13	29.11	33.64	39.16	44.15	47.47
14	31.01	35.49	41.42	46.39	49.25

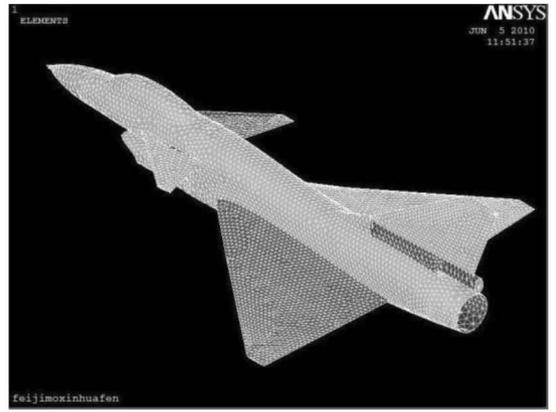


图5 飞机缩比模型表面的网格划分

Fig.5 Grid division for surface of simplified airplane model in experiment

条件,在飞机模型上选择和试验测点相对的节点输入试验温度数据,以试验箱环境温度作为整个飞机模型的热载荷,利用有限元分析软件计算和云图显示功能直接显示飞机缩比模型表面的温度云图,显示不同环境温度条件下的太阳辐射在飞机表面造成的附加温场分布。图6、图7分别为环境温度为20°C和25°C时飞机模型表面的温度云图。

3 飞机蒙皮表面温场拟合

3.1 飞机缩比模型三维造型

根据缩比模型实际测量尺寸,利用三维造型软件采用放样扫描再对称的方法进行飞机缩比模型三维造型,完成的缩比模型三维造型如图4所示。考虑到简化后续有限元网格划分及降低温度场分布拟合计算量的需要,对图4所示的模型进行简化,并在有限元分析软件中对简化飞机模型表面进行有限元网格划分,得到如图5所示的简化三维造型。

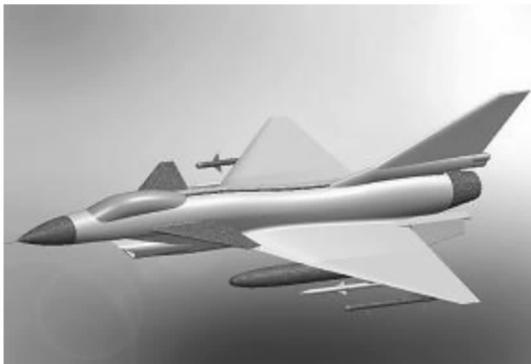


图4 飞机缩比模型的三维造型

Fig.4 3-dimension model of the airplane in experiment

3.2 温度数据加载及温场云图显示

以表1所示的各节点测量温度作为温度边界

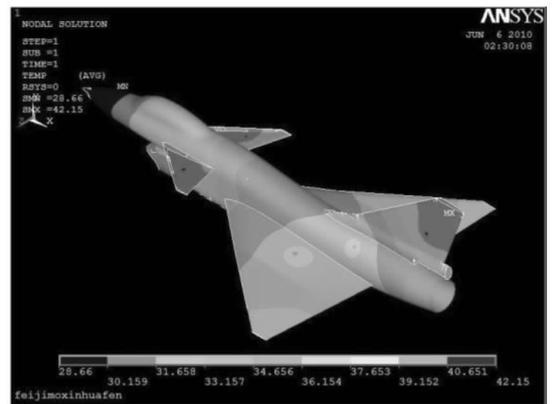


图6 飞机模型表面的温度云图(环境温度为20°C)

Fig.6 Temperature nephogram for surface of simplified airplane model in experiment (when ambient temperature is 20°C)

从图6、图7的温度分布云图可以总结出飞机模型在太阳辐射条件下表面温场分布的规律:

- 1) 飞机模型表面温场呈阶梯状分布,机身头部和垂直尾翼受辐射面积小,温度较低,两侧机翼由于太阳辐射面积大,温度较高;
- 2) 随着环境温度的升高,飞机模型上的阶梯状温度分布规律基本保持一致。
- 3) 由于机翼较薄,热传导效率较高,所以温度分布比较均匀,机身材料复杂,热传导效率较低,所以温度分布梯度较大。

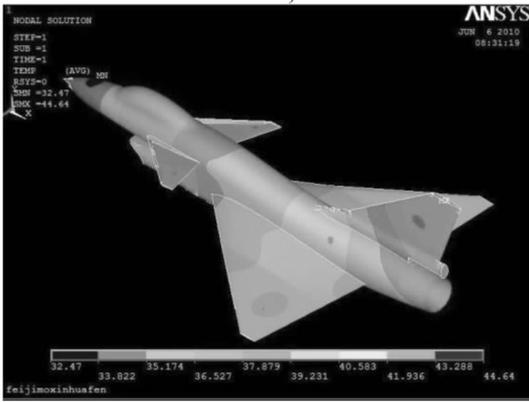


图 7 飞机模型表面的温度云图(环境温度为 25℃)

Fig.7 Temperature nephogram for surface of simplified airplane model in experiment (when ambient temperature is 25℃)

4 结 论

1) 本文为实际测试飞机蒙皮在太阳辐射作用下的表面温场分布提供了可行的实验方法,该方法排除了自然日光辐射强度不可控、环境温度不稳定等因素的干扰,并且借助有限元方法实现了飞机蒙皮温场分布的三维显示,可以直观表示出温场沿飞机蒙皮表面的分布情况;

2) 太阳辐射作用在飞机蒙皮表面造成的附加温场反映了飞机的基本外形特征,可以为飞机红外导引和反导、飞机红外隐身设计等研究提供依据;

3) 通过实验测定飞机蒙皮在太阳辐射作用下的温场分布情况,可以在此基础上进一步计算飞机蒙皮结构的热应力分布,对飞机蒙皮结构的日历寿命研究提供依据。

参考文献 (References)

[1] 艾青,夏新林,唐尧. 求解飞机蒙皮耦合热效应的壁面热流函数法[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(4): 635-637. AI Qing, XIA Xinlin, TANG Yao. The wall heat flux function for solving coupled heat transfer of aircraft skin[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(4): 635-637. (in Chinese)

[2] 夏新林,艾青,任德鹏. 飞机蒙皮红外辐射的瞬态温度场分析[J]. 红外与毫米波学报, 2007, 26(3): 174-177. XIA Xinlin, AI Qing, REN Depeng. Analysis on the transient temperature-fields for infrared radiation of aircraft skin[J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2007, 26(3): 174-177. (in Chinese)

[3] 翟泉慧,王强,额日其太. 高速飞机红外成像特性数值模拟研究[J]. 激光与红外, 2002, 32(3): 146-148. ZHAI Quanhui, WANG Qiang, Eriqitai. Numerical simulation of IR image of high-speed aircraft[J]. Laser and Infrared, 2002, 32(3): 146-148. (in Chinese)

[4] 齐亦农,李承辉,赵刚. 发动机进口瞬态温度场测试技术[J]. 航空发动机, 1999(3): 37-43. QI Yinong, LI Chenghui, ZHAO Gang. Testing technique of the transient temperature-fields in the engine entrance [J]. Aeroengine, 1999(3): 37-43. (in Chinese)

[5] Sadykov B S. Distribution of temperature field of a flat-plate solar collector and evaluation of its efficiency [J]. Applied Solar Energy, 1988, 24(5): 49-54.

[6] Avezov R R, Avezova N R, Samiev K A. Temperature field and heat flows through transparent covers of flat-plate solar collector housing[J]. Applied Solar Energy, 2008, 44(1): 13-16.

[7] 周克印,田裕鹏,姚恩涛,等. 建筑物温度场红外测试的研究[J]. 航空计测技术, 2004, 24(4): 5-8. ZHOU Keyin, TIAN Yupeng, YAO Entao, et al. Study of the method for measuring the temperature field of the building by infrared technology [J]. Aviation Metrology and Measurement Technology, 2004, 24(4): 5-8. (in Chinese)