

座舱热载荷太阳辐射模拟器设计研究

陈圆圆¹, 方贤德^{2*}, 郭龙¹, 刘森云¹, 赖庆仁¹

¹中国空气动力研究与发展中心结冰与防除冰重点实验室, 四川 绵阳 621000;

²南京航空航天大学航空学院, 江苏 南京 210016

摘要 针对特定机型座舱热载荷实验, 提出太阳辐射模拟器光学系统的设计方法, 并在此基础上研制出一套太阳辐射模拟器。设计了单只太阳辐射灯, 完成了空间灯阵设计。采用提出的预调节方法, 获得了合理的单灯安装位置。根据设计方案完成了光学系统的加工和安装, 并对其开展了性能测试。结果表明: 辐照度分布计算误差为12.0%, 证明提出的预调节方法可行; 根据预调节方法得到的座舱透明件表面热效应, 与设计热效应偏差为-3.1%, 说明达到了目标辐照环境; 光学系统辐照不稳定性为 $\pm 0.52\%$, 具有较好的稳定性。研究结果对太阳辐射模拟器的设计具有参考价值。

关键词 光学设计; 太阳辐射; 氙灯; 辐照强度; 热载荷

中图分类号 V216.5

文献标志码 A

doi: 10.3788/AOS202040.0922001

Design of a Solar Radiation Simulator for the Aircraft Cabin Thermal Load Tests

Chen Yuanyuan¹, Fang Xiande^{2*}, Guo Long¹, Liu Senyun¹, Lai Qingren¹

¹Key Laboratory of Icing and Anti/De-icing, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang, Sichuan 621000, China;

²College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, Jiangsu 210016, China

Abstract In this study, we proposed a method to design an optical system for conducting a specific type of aircraft cabin thermal load tests. Thus, a solar radiation simulator was developed. Herein, a single lamp was designed; subsequently, the spatial structure of the lamp was studied. A reasonable installation location for the lamp was ascertained using the pre-adjustment method. Further, the optical system was processed and installed according to the design scheme. Some relative tests were also performed. The results prove that the calculation error associated with the irradiance distribution is 12.0%, demonstrating the feasibility of the proposed method. Furthermore, the deviation between the thermal effects obtained based on the calculation and design value is -3.1% , proving that the system achieves the expected requirements. The temporal instability associated with the irradiance is $\pm 0.52\%$, and the system exhibits favorable stability. This study is expected to have a considerable reference value with respect to the design of a solar radiation simulator.

Key words optical design; solar radiation; xenon lamp; radiation intensity; thermal load

OCIS codes 220.4830; 220.4840; 140.6810

1 引 言

座舱热载荷是飞行器环境控制系统设计的依据, 合理地确定座舱热载荷是保证舱内人员舒适性以及确保飞行安全的一个基本要求^[1]。座舱热载荷实验台需具备模拟气动加热、太阳辐射以及各种附加加热载荷的能力, 可真实地模拟飞机飞行状态下的

热载荷环境。太阳辐射热载荷是影响座舱热载荷的一个重要因素, 太阳辐射模拟器可实现对太阳辐射的模拟, 是一种利用人工光源模拟太阳辐照特性的设备^[2]。该装置主要由光学系统、冷却系统以及控制系统三部分组成。其中, 光学系统作用于飞机座舱产生相应的热效应, 冷却系统用于满足辐射灯的散热需求, 控制系统主要配合实现相应的功能。

收稿日期: 2019-11-08; 修回日期: 2019-12-18; 录用日期: 2020-01-15

* E-mail: xd_fang@nuaa.edu.cn

目前,太阳辐射模拟技术已广泛应用于航空航天、农业科学、光伏行业等领域。国外很早就展开了太阳模拟器的研制工作^[3-5],尤其是美国、俄罗斯、德国等航天大国,这些国家已经拥有成熟的太阳辐射模拟技术。与国外相比,国内的太阳辐射模拟技术起步较晚,起源于航空航天事业的发展^[6]。自20世纪60年代以来,我国相继研制出KM系列空间太阳模拟器^[7]。其中KM6太阳模拟器曾先后承担了神舟系列飞船及“资源二号”卫星的空间环境模拟实验任务,为我国航天事业的发展做出了重大贡献。该模拟器的辐照面直径达6 m,辐照强度范围为500~1760 W/m²,辐照面不均匀度在±4%以内,体不均匀度在±6%以内^[8]。国内,随着对空间太阳模拟器研制的不断成功,对其他领域太阳模拟器的研究也越加深入,如用于汽车实验的全光谱太阳辐射模拟器^[9],以及用于光伏电池检测的太阳模拟器等^[10]。目前应用于航空航天领域的太阳模拟器,主要是完成航天器在太空环境运行时对环境工况的模拟^[11],如航天器的热平衡实验、热控涂层特性实验和材料老化实验。用于座舱热载荷实验的太阳辐射模拟器,还没有文献专门对其进行研究。因此,对座舱热载荷太阳辐射模拟器的设计方法还需要深入探究。

本文将系统地研究太阳辐射模拟器光学系统的设计方法,针对特定机型座舱热载荷实验,完成了模拟器光学系统的设计与研制。

2 光学系统的设计与预调节

在座舱热载荷实验中,将太阳辐射模拟器光学系统置于座舱透明件上方,辐射灯发出的光线照射在风挡和座舱盖上,为座舱提供真实的辐照环境。光学系统要实现的功能包括:1)模拟太阳光谱特性;2)在光分布满足座舱热载荷要求的情况下,模拟真实太阳在座舱透明件表面产生的热效应;3)能量输出稳定,即满足辐照稳定性要求。

2.1 太阳辐射灯设计

光源是整个系统中的核心部件,光源的选取直接决定了最终研制出的太阳辐射模拟器的质量。光源应具有光谱分布近似真实太阳光、输出功率高、光稳定输出以及使用寿命长等特性。氙灯被认为是对太阳光模拟性能最好的一种人工光源,它具有光谱分布范围很宽、近似太阳光谱、与太阳色温相当、亮度高且显色性好、光电参数一致性好等优点,目前国际上大型太阳模拟器通常采用的都是以氙灯作为光

源^[12],因此本文选择稳态长弧风冷型氙灯作为模拟器光源。

选定光源后要确定其功率大小。光学系统投射到辐照面上的辐照强度为^[13]

$$E = \frac{4P \cdot K}{\pi D_0^2}, \quad (1)$$

式中: E 为辐照面上的辐照度值,W/m²; P 为光源功率,W; K 为系统的光能利用率; D_0 为有效辐照面直径,m。由(1)式推导出氙灯功率的计算公式为

$$P = \frac{\pi D_0^2 E}{4K}. \quad (2)$$

光能在传递过程中会产生能量损失,因此要考虑系统的光能利用率 K ,包括光源的光电转换效率、光学系统中各个组件的传递效率。系统的光能利用率为

$$K = K_e \cdot K_c \cdot K_l, \quad (3)$$

式中: K_e 为氙灯光电转换效率,取0.45^[14]; K_c 为反光罩的聚光效率,预计为0.75; K_l 为滤光片的光能利用率,取0.6。经计算 $K=0.2025$ 。 E 值先取一个太阳常数,即1353 W/m²。此外,每只氙灯管长415 mm,假定接收面是400 mm×400 mm,外圆直径应为 $D_0=400\sqrt{2}=565.7$ mm。将 D_0 、 E 、 K 值代入(2)式,可计算出氙灯功率 $P=1.68$ kW。该计算结果是基于理论分析所得,在实际情况中会存在能量损耗,并且氙灯的发光效率会随着使用时间的增长而变小,因此最终选择的氙灯功率应比理论计算的功率值大,本文选择1.8 kW氙灯作为太阳辐射模拟器光源。为了验证选取的氙灯功率是否合适,分别测量了单只氙灯以及三只氙灯组合运行时,距离灯400,500,600,700 mm处的辐照强度,结果表明选择1.8 kW的氙灯满足应用要求。

对太阳辐射灯的其他组件进行设计:设计反光罩使光线充分会聚,目的是保证光能利用率最优化;在贴近灯管5 mm处安装光学滤光片,以修正氙灯光谱;氙灯的弧光放电需要依靠触发器来启动,在反光罩外侧固定一方形盒来放置触发器;设计了一块弯折角度为120°的导风板,使从触发器过来的冷却空气朝灯管方向导入,在反光罩和滤光片之间形成一个散热风道。至此完成了单只太阳辐射灯的设计,其整体如图1所示。

2.2 空间灯阵设计

现有太阳模拟器典型的光学系统结构包括:交叉光学结构模型、光学积分器模型、箱体式或积分球式光学结构模型、采用导光管的光学结构模型^[15]。

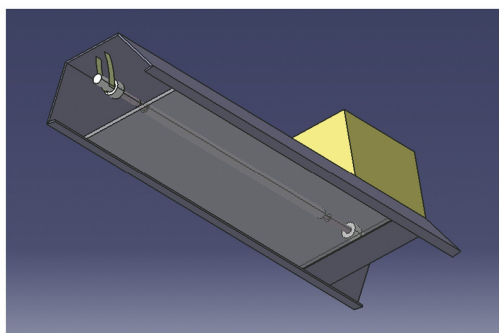


图 1 单只太阳辐射灯设计
Fig. 1 Single sunlamp design

Amoh^[16]设计了一种 AM0 太阳模拟器交叉光学系统,如图 2 所示。通过这种多灯交叉使用的方式,模

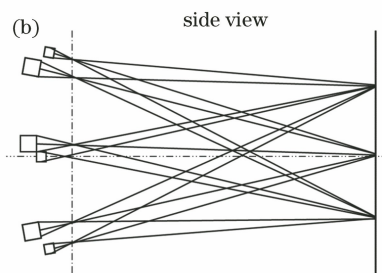
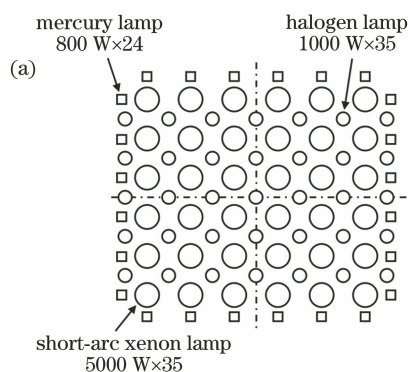


图 2 交叉光学结构模型举例。(a)灯阵;(b)侧面

Fig. 2 Example of crossover optical structural model. (a) Lamp array; (b) side view

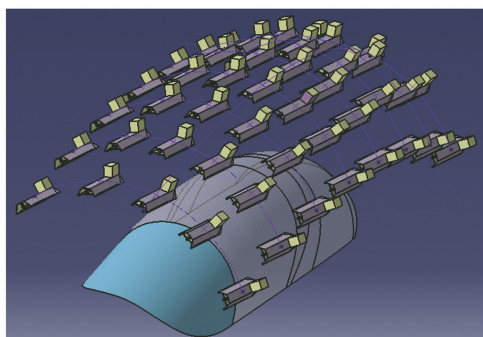


图 3 空间灯阵设计
Fig. 3 Design of lamp array

2.3 辐射灯预调节

空间灯阵的作用是要模拟太阳在座舱透明件上产生的热效应,当灯阵作用于座舱透明件上时,风挡和座舱盖表面会产生一个辐照度分布,热效应的大小可通过辐照强度来衡量。在实际实验中,需要设计一个辐照度分布,即用户期望在座舱透明件上达到的目标热效应。再对灯阵进行调试,即调整辐射灯在灯阵中的安装角度和位置,使座舱透明件上实际的热效应与目标热效应相一致。这一过程比较繁

拟器在辐照强度、均匀性以及光谱能量分布上达到了更好的效果。因此本文设计的光学系统也采用交叉光学结构模型。通过对辐射灯进行空间排布,形成了这种交叉光学系统结构。

图 3 所示为某型机座舱透明件示意图。为使空间灯阵贴合座舱透明件的外轮廓,将辐射灯按图所示呈曲面式排布。考虑氙灯在空间的光强分布特点,结合座舱透明件的轮廓大小,将辐射灯按横向上 5 只、6 只、6 只、7 只、7 只、6 只、6 只、5 只进行排列,共使用 48 只 1.8 kW 的氙灯,光学系统的总投影尺寸为 4200 mm×1550 mm。在实际应用中,辐射灯的安装位置和角度可根据实验需求进行调节。

琐且耗费人力,为了能有效缩短灯阵调试时间,并方便快捷地完成辐射灯安装,有必要对辐射灯进行预调节^[17]。研究灯阵辐照度分布计算方法,对灯阵作用下座舱透明件表面任意位置点的辐照强度大小进行预测,从而指导空间灯阵排布,获得合理的单灯安装位置。

首先设计一个期望的辐照度分布。根据座舱热载荷设计点高度和《飞机环境控制系统通用规范》(GJB1193-1991),确定太阳辐射强度为 1150 W/m²。则设计座舱透明件上接收最大太阳辐照的表面上的辐照度为 1150 W/m²,该表面的法向与太阳辐照方向一致。其他点的辐照强度可表示为

$$I = 1150 \times \cos \theta, \quad (4)$$

式中: θ 为太阳射线与座舱表面该点法向的夹角。在实际飞行条件下,太阳投射方向多样,因此座舱透明件上最大辐照强度点和辐照度分布是不确定的。本文以座舱透明件顶端中心位置处为最大辐照强度点为例进行设计,太阳射线垂直入射到该点,根据(4)式计算得到座舱透明件表面的辐照度分布如图 4 所示。

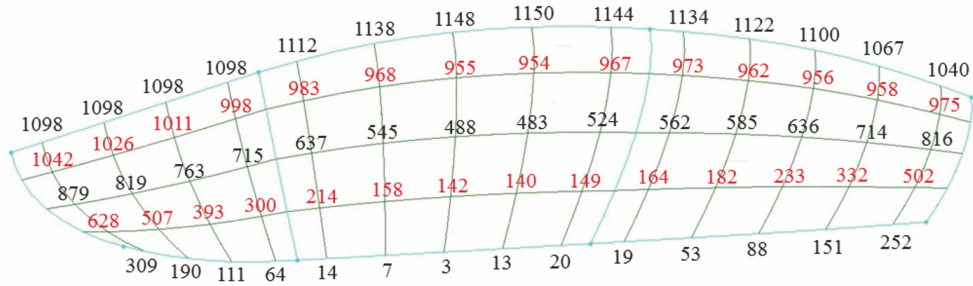


图 4 座舱透明件网格划分及辐照度分布设计

Fig. 4 Grid partition and design of irradiation distribution for aircraft cabin transparency

根据传热学理论,任意放置的两非凹黑体表面 A_1 与 A_2 间的辐射换热量可表示为^[18]

$$\Phi_{dA_2-dA_1} = E_{b2} \frac{\cos \theta_1 \cos \theta_2}{\pi r^2} dA_1 dA_2, \quad (5)$$

式中: E_{b2} 表示表面 A_2 的辐射力, A_1 和 A_2 的温度分别为 T_1 和 T_2 ,如图 5 所示,分别从 A_1 和 A_2 表面上取微面积元 dA_1 、 dA_2 ,二者距离为 r ,两表面的法线 \mathbf{n} 与连线 \mathbf{r} 的夹角分别为 θ_1 、 θ_2 ,M 和 N 表示两个黑体。

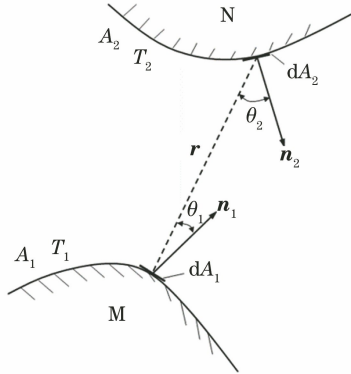


图 5 任意位置两非凹黑体表面的辐射换热

Fig. 5 Radiative heat transfer on two non-concave blackbody surfaces at any arbitrary position

参照上述方法来研究灯阵辐照度分布计算方法。首先在座舱透明件上方画出对应的 48 只辐射灯,如图 6 所示,为简化计算,将辐射灯视为点光源。借助交互式 CAD/CAE/CAM 系统软件(Computer Aided Three-dimensional Interactive Application, 简称 CATIA)的测量功能,可以得到辐射灯中心到网格点的距离 r ,连线 \mathbf{r} 与灯所在平面的法线 \mathbf{n}_1 的夹角 θ_1 ,连线 \mathbf{r} 与座舱表面过网格点的法线 \mathbf{n}_2 的夹角 θ_2 。定义表征单只辐射灯与某网格点的空间关系的参数为

$$k = \frac{\cos \theta_1 \cos \theta_2}{\pi r^2}. \quad (6)$$

当所有辐射灯按同一功率运行时,影响辐照度

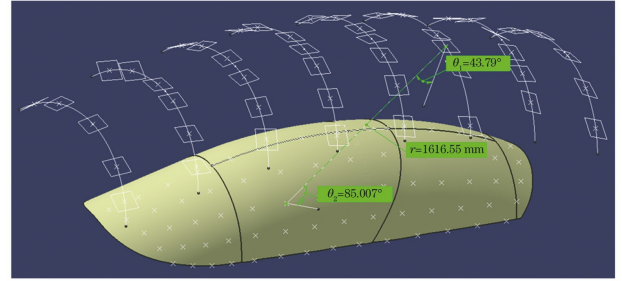


图 6 灯阵辐照度分布计算模型建立

Fig. 6 Calculation model for irradiation distribution of lamp array

分布的因素仅为辐射灯的安装角度和位置,也就是说某点的辐照度大小仅取决于它与灯阵的空间关系,因此可得

$$I = \sum k \cdot \frac{I_{\max}}{\sum k_{\max}}, \quad (7)$$

式中: I_{\max} 为最大辐照强度点处的辐照度值,由实际测量得到; $\sum k_{\max}$ 表示所有辐射灯在最大辐照强度点的比例系数和; I 为待求点的辐照度值; $\sum k$ 为所有辐射灯在待求点的比例系数和。通过(6)式和(7)式,可预测座舱透明件表面的辐照度分布。

通过(6)式和(7)式预测的辐照度分布很难与设计辐照度分布(图 4)达成一致,考虑到座舱热载荷实验属于热效应实验,当试验件上获得的热效应与设计的热效应相吻合时,就可认为辐照强度达到技术指标要求。预测与设计的平均相对误差(MRD)可表示为

$$e_{\text{pred-des}}^{\text{MRD}} = \frac{\sum_{i=1}^N S_i (I_{\text{pred},i} - I_{\text{des},i})}{\sum_{i=1}^N S_i I_{\text{des},i}}, \quad (8)$$

式中: S 是以网格点为中心的单元面积; I_{pred} 是辐照度的预测值,可通过(6)式和(7)式计算得到; I_{des} 是辐照度分布的最初设计值,如图 4 所示; i 是网格节点编号; N 是总网格点数。通过(8)式可以

衡量是否达到目标热效应。若计算得到的 MRD 值很小,说明预调节成功,辐射灯按这种形式排布能产生目标热效应;若计算得到的 MRD 值偏大,表明辐射灯按这种形式排布还未达到目标热效应,故需要在 CATIA 中对灯的安装角度和位置进行调整。

整个预调节方法可概括为:利用 CATIA 画出调节后的辐射灯情况,测量得到相关数据后代入(6)式和(7)式中进行计算,求出所有网格点的新辐照度值,(7)式中 I_{\max} 可通过实际测量得到。根据(8)式,分析调节后热效应是否达到要求,不断调节

直至整个座舱透明件表面形成的热效应,能与设计的目标热效应一致,最后根据预调节的结果来指导实际的调试。采用这种预调节方法,对 48 只辐射灯的安装角度和位置进行调整。当辐射灯按表 1 所示情况安装时,得到对应的辐照度分布预测如图 7 所示。利用(8)式计算得到 $e_{\text{pred-des}}^{\text{MRD}} = -3.1\%$,预测座舱透明件上获得的热效应与设计的热效应偏差较小,辐射灯按这种方式安装符合应用要求。对 48 只辐射灯从左至右、由远及近进行编号,表 1 记录了每只辐射灯的安装角度和相对位置。其中,中距表示辐射灯至座舱盖中心线的距离,顶距表示

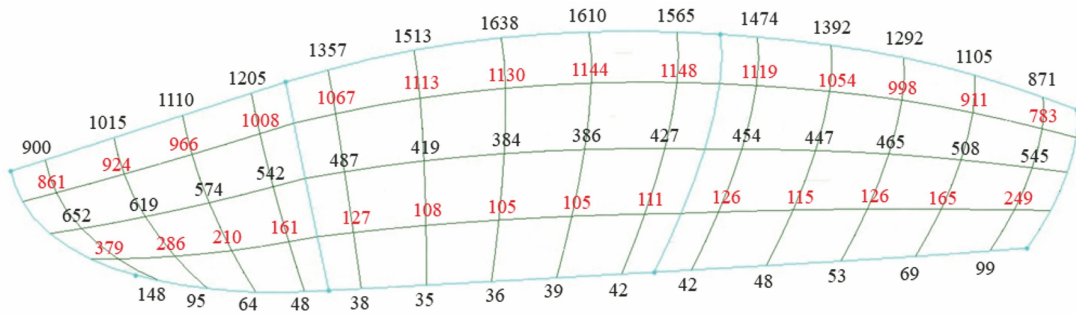


图 7 预测的辐照度分布

Fig. 7 Predicted irradiation distribution

表 1 辐射灯的安装位置和角度

Table 1 Position and angle of the xenon lamp

Lamp number	Middle distance / mm	Top distance / mm	$\alpha / (^{\circ})$	$\beta / (^{\circ})$	$\gamma / (^{\circ})$	Lamp number	Middle distance / mm	Top distance / mm	$\alpha / (^{\circ})$	$\beta / (^{\circ})$	$\gamma / (^{\circ})$
11	-650	1560	-5	-25	-15	51	-705	725	-5	-8	-38
12	-420	1510	0	-25	-10	52	-450	600	-2	-15	-30
13	0	1400	-5	-30	0	53	-190	550	3	-6	-6
14	420	1490	15	-3	15	54	0	530	-8	-15	15
15	660	1540	-5	-35	45	55	160	530	-5	-15	12
21	-640	1300	0	-15	-5	56	440	600	-8	-8	45
22	-420	1250	0	-15	-10	57	680	710	-15	-5	50
23	-120	1210	-5	-20	-5	61	-720	600	-10	-5	-25
24	100	1200	5	-15	5	62	-350	465	30	4	-8
25	410	1270	25	-20	-20	63	-130	450	12	-5	0
26	630	1310	-5	-20	-25	64	15	430	-8	0	10
31	-625	1020	0	-27	-40	65	430	485	-30	3	30
32	-405	950	-5	-25	-20	66	660	560	-20	3	40
33	-130	900	0	-25	5	71	-560	490	0	12	-30
34	120	910	0	-27	5	72	-350	420	15	-5	-12
35	420	940	10	-30	25	73	-150	380	10	0	-10
36	610	1020	-5	-15	40	74	90	380	5	15	15
41	-700	880	0	-16	-32	75	390	440	3	-10	40
42	-470	760	-3	-13	-25	76	610	530	0	-6	30
43	-195	700	-3	-15	-15	81	-645	535	3	6	-25
44	0	685	3	-13	10	82	-370	430	6	10	-14
45	190	690	3	-10	10	83	-45	405	0	7	5
46	550	765	-15	-8	15	84	310	450	-6	5	13
47	700	870	3	-8	30	85	590	560	2	9	35

辐射灯至实验间顶棚的距离, α 、 β 、 γ 分别表示辐射灯的摆角、倾角和转角。

3 应用实例及分析

根据太阳辐射灯的设计方案,完成实物制作,如图 8 所示。按照预调节的结果对辐射灯进行安装。为了验证光学系统设计及预调节方法的可靠性,将制作完成的模拟器置于热载荷实验间进行性能测试。采用图 9 所示的全光谱辐照计测量辐照强度,该辐照计的光谱测量范围为 $0.3\sim 3\ \mu\text{m}$,辐照强度测量范围为 $0\sim 1500\ \text{W}/\text{m}^2$,精度为 $\pm 2\%$ 。要测量座舱透明件上某点的辐照度时,将辐照计底座紧贴该点,使光线透过石英玻璃罩照在感应元件上。在线性范围内,辐照计输出信号与接收的太阳辐照强度成正比。



图 8 太阳辐射模拟器单只太阳辐射灯

Fig. 8 Single sunlamp of solar radiation simulator

3.1 辐照度分布测试与验证

首先测试座舱透明件表面的辐照度分布,结果如图 10 所示。预测与实际测量的辐照度分布间的平均绝对相对误差(MAD)可以表示为

$$e_{\text{pred-exp}}^{\text{MAD}} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \left| \frac{I_{\text{pred},i} - I_{\text{exp},i}}{I_{\text{exp},i}} \right|, \quad (9)$$



图 9 全光谱辐照计

Fig. 9 Full-spectrum radiometer

式中: I_{exp} 是辐照度的实际测量值,如图 10 所示。通过(9)式可验证灯阵辐照度分布计算方法的准确性。经计算 $e_{\text{pred-exp}}^{\text{MAD}} = 12.0\%$,可见预测结果与实际测量结果的误差较小,证明灯阵辐照度分布预测方法成立。同时说明座舱透明件上的总热效应达到预期要求,验证了预调节方法的可行性。

3.2 辐照不稳定性测试

辐照不稳定性表征了某一给定点在一段时间内辐照强度的偏差,用来衡量设备长时间工作时的可靠性^[19],表达式为

$$\Delta E' / \bar{E}' = \pm \frac{E'_{\text{max}} - E'_{\text{min}}}{E'_{\text{max}} + E'_{\text{min}}} \times 100\%, \quad (10)$$

式中: $\Delta E' / \bar{E}'$ 为辐照不稳定性; E'_{max} 为给定时间内某位置点的最大辐照强度; E'_{min} 为给定时间内某位置点的最小辐照强度。

本文研制的太阳辐射模拟器要求其不稳定性在 $\pm 1\%$ 以内。在座舱透明件表面均匀选取 10 个网格点,待氙灯至稳弧状态,利用辐照计每隔 1 min 采集一次数据,共采集 30 次。得到每个网格点在 30 min 内的 30 个辐照度值,再根据(10)式计算该点的不稳定性。计算结果如表 2 所示,可以看出本文研制的太阳辐射模拟器具有较好的稳定性。

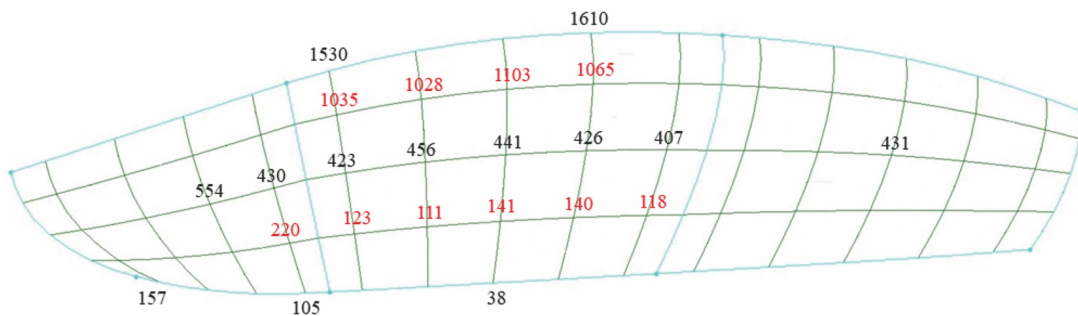


图 10 实测的辐照度分布

Fig. 10 Measured irradiation distribution

表 2 辐照不稳定性测试结果
Table 2 Test results of irradiation stability

Number of grid points	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Irradiation stability /%	0.32	0.48	0.35	0.30	0.28	0.40	0.51	0.38	0.36	0.52

4 结 论

本文提出了座舱热载荷太阳辐射模拟器光学系统的设计方法,测试表明研制出的模拟器能安全可靠地工作,主要结论如下:

1) 辐照度分布计算误差为 12.0%,表明灯阵辐照度分布计算方法成立,验证了预调节方法的可行性。

2) 根据预调节方法得到的座舱透明件表面热效应,与设计的目标热效应偏差为-3.1%,表明光学系统能为座舱提供预期的辐照环境;辐照不稳定性维持在±1%以内,说明光学系统能稳定可靠地工作。

3) 虽然座舱透明件获得的总热效应满足应用要求,但是局部区域可能与目标值偏差较大,可见预调节方法还存在优化改进的空间。

4) 在设计光学系统时只关注了座舱透明件表面的辐照强度,未考虑风挡、座舱盖等透明表面的透射率,存在座舱内部的热效应与表面热效应不一致的现象。

参 考 文 献

- [1] Shou R Z, He H S. Aircraft environmental control[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004: 62-64.
寿荣中, 何慧珊. 飞行器环境控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004: 62-64.
- [2] Du Z Q, Zhang L M, Si X L, et al. Optical design of large-area projection solar simulator[J]. Acta Optica Sinica, 2017, 37(6): 0623003.
杜志强, 张黎明, 司孝龙, 等. 大面积投影式太阳模拟器的光学设计[J]. 光学学报, 2017, 37(6): 0623003.
- [3] Bartera R E, Riise H N, Miller C G. Solar simulators at the jet propulsion laboratory [J]. Applied Optics, 1970, 9(5): 1068-1074.
- [4] Brinkman P W. Main characteristics of the large space simulator (LSS) at ESA/ESTEC[C]// Proceedings of the 13th Space Simulation Conference, Orlando, Florida. Washington: NASA, 1984: 22340.
- [5] Feil O G, Frey H U. Solar simulation with rectangular beam[C]// Proceedings of the 15th Space Simulation Conference, Williams burg. Washington: NASA, 1988, 3015: 278-288.
- [6] Yang L H. Large solar simulator development technologies [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 29(2): 173-178.
杨林华. 大型太阳模拟器研制技术综述[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(2): 173-178.
- [7] Du J L, Tang D W, Huang X. Research status and future development of solar simulator [J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2012, 33(S1): 70-76.
杜景龙, 唐大伟, 黄湘. 太阳模拟器的研究概况及发展趋势[J]. 太阳能学报, 2012, 33(S1): 70-76.
- [8] Pang H W, Huang B C, Zang Y Z, et al. Design of KM6 solar simulator [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2006, 23(3): 125-133.
庞贺伟, 黄本诚, 臧友竹, 等. KM6 太阳模拟器设计概述[J]. 航天器环境工程, 2006, 23(3): 125-133.
- [9] Wei M. The experimental study of manpower lamp-house on the whole-spectrum simulation of solar radiation[D]. Xi'an: Xi'an University of Architecture and Technology, 2004: 2-4.
尉敏. 太阳辐射全光谱模拟人工光源的实验研究[D]. 西安: 西安建筑科技大学, 2004: 2-4.
- [10] Li C, Shao J B, Xi X, et al. Development of LED solar simulator and solar cell test system[J]. Chinese Journal of Luminescence, 2019, 40(5): 635-642.
李超, 邵剑波, 席曦, 等. 多波段 LED 太阳模拟器及其测试系统的研制[J]. 发光学报, 2019, 40(5): 635-642.
- [11] Gao Y, Liu H B, Wang L, et al. Design and manufacture of a large-area collimation solar simulator [J]. Chinese Journal of Optics, 2014, 7(4): 657-664.
高雁, 刘洪波, 王丽, 等. 大面积准直型太阳模拟器的设计与研制[J]. 中国光学, 2014, 7(4): 657-664.
- [12] Yang L H, Li H S. The development of large solar simulators in the world[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009, 26(2): 162-167.
杨林华, 李竑松. 国外大型太阳模拟器研制技术概述[J]. 航天器环境工程, 2009, 26(2): 162-167.
- [13] Liu S. Study on key technique of collimation solar simulator with high-precision [D]. Changchun: Changchun University of Science and Technology, 2014: 32-35.
刘石. 高精度准直式太阳模拟器及其关键技术研究

- [D]. 长春: 长春理工大学, 2014: 32-35.
- [14] Li G Y. Research on alignment sun simulator for the photoelectric characteristic testing of silicon photocell [D]. Changchun: Changchun University of Science and Technology, 2014: 21-22.
李光云. 硅光电池光电特性测试用准直式太阳模拟器研究[D]. 长春: 长春理工大学, 2014: 21-22.
- [15] Cao J M. Optical design of large area steady solar simulator [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2011: 19-26.
曹建明. 大面积稳态太阳模拟器的光学设计[D]. 上海: 上海交通大学, 2011: 19-26.
- [16] Amoh H. Design for a multisolar simulator [J]. Proceedings of SPIE, 2004, 5520: 192-199.
- [17] Yang G W, Su X M, Pei Y F, et al. Study of simulation and optimization for heat flux distribution of infrared lamp array [J]. Spacecraft Engineering, 2011, 20(1): 134-141.
杨国巍, 苏新明, 裴一飞, 等. 红外灯阵热流分布仿真优化研究 [J]. 航天器工程, 2011, 20(1): 134-141.
- [18] Yang S M, Tao W Q. Heat transfer [M]. Beijing: Higher Education Press, 2006: 379-382.
杨世铭, 陶文铨. 传热学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2006: 379-382.
- [19] Liu J H, Bai H L, Zhao Y D. The design of large-scale full solar spectrum irradiation system for solar simulator [J]. Acta Armamentarii, 2019, 40(10): 2161-2169.
刘建河, 白海龙, 赵玉丹. 大幅面太阳全光谱辐照系统的设计 [J]. 兵工学报, 2019, 40(10): 2161-2169.