

航空相机载荷舱热环境分析

李春林, 王贵全, 赵振明

(北京空间机电研究所, 北京 100094)

摘要: **目的** 详细分析航空相机主体热设计的关键边界条件——航空相机载荷舱的热环境。**方法** 通过载荷舱的热平衡方程,分析影响载荷舱热环境的主要因素,系统地总结适用于工程应用的分析方法。**结果** 对于辐射热环境需考虑大气透明度、地面状况等因素,对流热环境可采用 Hilbert 提出的经验表达式计算载荷舱背风面的对流换热系数,气动热环境采用 Eckert 参考焓法估算载荷舱的气动热是合适的,且宜采用电热防冰系统及热空气加热防结露系统。**结论** 该研究结果是航空相机主体热设计的基础,适用于对各类航空相机载荷舱热环境分析和环境控制系统设计。

关键词: 航空相机; 载荷舱; 热环境; 边界条件

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2014.02.007

中图分类号: V11 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2014)02-0032-06

Thermal Environment Analysis of Aerial Camera Pod

LI Chun-lin, WANG Gui-quan, ZHAO Zhen-ming

(Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China)

ABSTRACT: Objective To get the correct boundary conditions for thermal design of aerial camera. **Methods** Thermal environments of aerial camera pod were analyzed systematically. **Results** According to the analysis, calculation methods for radiative heat transfer should consider atmospheric transparency and ground conditions, convective heat transfer especially on the leeward side can be calculated by experience expression developed by Hilbert, aero-dynamic heat transfer can be estimated using the reference enthalpy method developed by Eckert, and ice accretion of outside surfaces and fogging on the view-port window were concluded. In addition, thermal control methods of anti-icing and anti-condensing were also discussed. **Conclusion** The analysis results can be used as boundary conditions of aerial camera thermal design and such a research can be used for thermal analysis of other aerial camera pods.

KEY WORDS: aerial camera; aircraft pod; thermal environment; boundary condition

收稿日期: 2013-12-29; 修订日期: 2014-01-13

Received: 2013-12-29; Revised: 2014-01-13

作者简介: 李春林(1977-),男,河北唐山人,硕士,高级工程师,主要研究方向为空间光学遥感器总体热设计及相关热控技术。

Biography: LI Chun-lin(1977-), Male, from Tangshan, Hebei, Master, Senior engineer, Research focus: thermal design of optical remote sensor and related thermal control technologies.

空间光学遥感器是在大气层外对空间和地球进行观测与研究^[1],航空相机则不同,它常用于战斗机、无人机等的航拍任务^[2],也将在临近空间飞行器上发挥巨大的作用。载荷舱作为航空相机主体与外界环境的边界与屏障,直接接触复杂大气环境。大气温度的剧烈变化以及飞行器高速飞行导致的强对流换热、气动加热等给载荷舱带来复杂、恶劣的热环境变化。载荷舱环境控制系统设计是保证航空相机不受外部恶劣环境条件影响,能够正常工作的必要手段。相比于空间相机,其环境控制系统需要考虑更多因素,如对流换热、气动热及窗口防结冰/防结露等。设计方案的试验验证需要借助飞行试验或借助风洞、冰风洞进行,耗资巨大。考虑到试验验证的难度很大,利用流体计算、热模型仿真分析对载荷舱热环境进行准确的仿真分析和性能预估,成为缩短设计周期,减少试验次数的有效手段。目前的研究集中于航空飞行器的电子设备吊舱及平流层内飞行器的热环境分析,如 Michel Engelhardt^[3]建立了电子吊舱内的热控系统;Sasaki建立了平流层内飞艇的热分析模型,侧重于浮空器蒙皮光学特性设计;刘伟毅^[4]、王领华^[5]对飞行高度为20 km、马赫数为0.7的航空相机主光学系统进行了热设计。对带有光学窗口的航空相机载荷舱的热分析,对气动热、光学窗口结露、对流层及平流层底部结冰等问题影响载荷舱热控系统的研究却鲜有报道。

文中对航空相机载荷舱热环境进行分析,通过建立载荷舱热力学模型,从辐射热环境、对流热环境、气动热环境、防结冰、防结露等5个方面更全面、系统地计算航空相机主体的热边界条件。

1 航空相机载机的飞行环境

航空相机载机称为航空飞行器,而临近空间飞行器是指传统航天与航空之间的空白区域,但临近空间层的底层与航空层的顶层并无分界,且热环境分析方法相同,因此文中所述的航空相机载荷舱热环境分析适用于航空飞行器(<20 km)及部分临近空间飞行器(20~60 km)。

1.1 航空航天的基本概念与范围

航空航天是人类利用飞行器在地球大气层及外

层空间活动的总称,但大气层的外缘距地面的高度目前尚未完全确定,一般认为距地面90~100 km是其分界区域,从物理与工程上对大气层分类为^[6-8]:从物理上,以大气热力结构随高度的分布为主要依据,可划分为对流层、平流层、中间层、热层和散逸层;从工程上,大气层从低到高分为航空层(<20 km),临近空间层(20~100 km)和空间层(>100 km)。

1.2 航空器飞行器

传统航空器是以飞机为代表,主要包括固定翼(飞机、滑翔机)、旋翼(直升机、旋翼机)、扑翼机等,运行空间是近空间以下的空域,涵盖平流层底部及全部的对流层。在平流层内,基本没有水汽凝结,气流只有水平方向的流动,大气密度小于 0.1 kg/m^3 。在对流层内,气压高,空气密度大,温度随高度的增加而降低,气流具有强烈的湍流运动,存在雨、雷电等自然现象,飞行环境更加恶劣。

1.3 临近空间飞行器

飞机最高飞行高度与空间轨道飞行器最低飞行高度之间的空域常被称为“临近空间”,目前被广泛接受的定义是20~100 km。浮空器和太阳能无人飞机只能在近太空底部空气相对稠密的区域飞行,高度一般在20~30 km,少数高空气球的飞行高度能超过30 km。高超音速巡航飞行器的飞行高度在30~60 km。近太空的顶部是亚轨道飞行器的活动区域^[9]。

平流层内存在2种典型飞行速度飞行器:一种为近似停驻状态,此时的热环境存在强烈的太阳辐射和极低的对流换热系数;另一种为马赫数大于0.3的高速飞行器,甚至是马赫数大于5.0的超高速飞行器,此时的热环境还存在气动热环境。

2 航空相机载荷舱热环境

根据航空相机执行任务的不同,对航空相机载荷舱热分析工况的选择也不尽相同。从整个飞行器系统热分析角度看,描述航空相机载荷舱与外界热传递的基本原理是一致的,主要传热方式为辐射换热与对流换热。

2.1 载荷舱热力学模型

载荷舱热平衡方程为:

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = Q_{Sun} + Q_{Reflect} + Q_{E-Air} + \bar{Q} - (Q_{Rad} + Q_{Conv} + Q_{Aero} + Q_{Cond}) \quad (1)$$

如图1所示,载荷舱温度波动受到以下参数的影响:太阳直接热辐射 Q_{Sun} , 地球反射太阳热辐射 $Q_{Reflect}$, 地球-大气系统热辐射 Q_{E-Air} , 舱内热载荷的散热量 \bar{Q} , 载荷舱与环境背景的辐射换热 Q_{Rad} , 载荷舱与周围环境的对流换热 Q_{Conv} 及气动热 Q_{Aero} , 载荷舱与载机的热传导 Q_{Cond} 。其中,对于不同的航空相机,热载荷 \bar{Q} 不同。 Q_{Cond} 对于载荷舱悬挂方式不同,计算方法亦不同,且对于热传导计算方法较为成熟,因此暂不考虑。

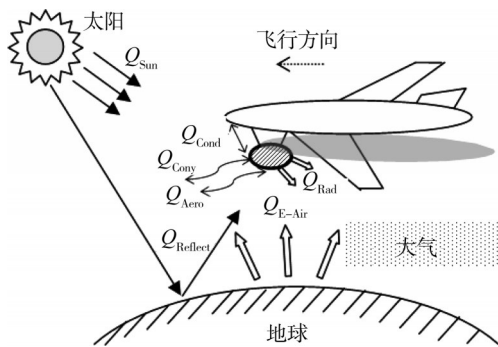


图1 载荷舱热平衡示意

Fig.1 The thermal environment for aerial camera pod

2.2 辐射换热环境

航空相机载荷舱的热辐射环境主要来自太阳直接热辐射、地球-大气系统的反射太阳热辐射及地球-大气系统红外热辐射。

2.2.1 太阳直接热辐射

太阳热辐射 Q_{Sun} 与太阳辐射强度、大气消光系数、太阳高度角都有密切的关系。用 I_0 表示太阳常数,在日地平均距离的条件下, $I_0=1353 \text{ W/m}^2$ 。

1) 载机为临近空间飞行器。由于平流层及以上的大气密度很小,特别是水蒸气含量低,对太阳热辐射的吸收率很小,因此计算近太空飞行器的太阳热辐射时,忽略大气遮挡,近似认为近太空飞行器接收到的太阳辐射强度就是太阳常数在工程计算中是

合理的。

2) 载机为传统航空器。传统航空器工作在大气层底部,受云层遮挡,因此太阳热辐射需要考虑大气透明度。此部分内容涉及气象等相关行业,在计算中,如涉及机身遮挡,可以忽略太阳直射辐射;或按照方贤德^[10]采用NASA数据中遮云系数与大气质量修正系数的方法计算太阳热辐射。查阅相关气象文献,可以估算飞行当地不同季节的相关数据。

2.2.2 地球反射太阳热辐射

地球反射太阳热辐射 $Q_{Reflect}$ 与多种因素相关。徐向华^[9]对临近太空飞行器热控制的初步分析中认为,地面及云层对太阳光反射的影响因素很小,强度很低,在计算中被忽略。方德贤^[7]在计算中认为,草地和城市取地球平均反射率 $R=0.2$,有雪时取 $R=0.7$ 。David Clark^[11]对在南极及中纬度地区2个地点投放的浮空器进行极冷与极热等2种工况分析,得到:在南极地球反照率最大为0.95,最小为0.5;在中纬度地区,地球反照率最大为0.33,最小为0.08。

2.2.3 地球-大气系统热辐射

地面对大气层的热辐射 Q_{E-Air} 较为复杂,与纬度、季节、对流层的云层状况有关,因此在对计算影响较小的条件下,可以按照文献[9-10]中将地球-大气热辐射称为地球红外辐射,取值范围为 $237\sim 250 \text{ W/m}^2$ 。David Clark^[11]对在南极及中纬度地区2个地点投放的浮空器进行极冷与极热等2种工况分析时,忽略了大气长波辐射,得到:在南极,地球红外热流最大为 247.6 W/m^2 ,最小为 189.3 W/m^2 ;在中纬度地区,地球红外热流最大为 261.2 W/m^2 ,最小为 189.3 W/m^2 。若对计算影响较大,则需要进一步参考飞行地上空年积累的天气、大气状况,而近年来对此方向的相关研究^[12]具有一定的参考价值。

2.2.4 载荷舱对外环境热辐射

载荷舱除光学窗口外都是不透明的,而物体表面面对太阳辐射与长波红外辐射的光学反应往往是不同的。载荷舱对外环境的热辐射 Q_{Rad} 为长波辐射,按照载荷舱是否可以假设为灰体,有如下2种计算方法。

1) 灰体假设条件下。同时考虑载荷舱与地球-大气热辐射换热,计算方程为:

$$Q_{Rad} - Q_{E-Air} = \sigma \epsilon_{Surf} A_{Surf} [F_{Surf-Air} (T_{Surf}^4 - T_{Air}^4) + F_{Surf-Earth} (T_{Surf}^4 - T_{Earth}^4)] \quad (2)$$

式中: σ 为波尔兹曼常数; $\varepsilon_{\text{surf}}$ 为载荷舱表面发射率; T_{Earth} 为地表温度; T_{Air} 为大气温度; $F_{\text{Surf-Air}}$ 及 $F_{\text{Surf-Earth}}$ 分别为载荷舱对大气及地面的视角系数。其中 T_{Earth} 与 T_{Air} 根据地区与季节不同而有所不同, 需要查阅相关文献获得。

2) 非灰体假设条件下。将载荷舱对外部环境的热辐射与地球-大气系统对载荷舱的热辐射分开考虑, 此时认为载荷舱外表面在长波段的吸收率与发射率不同, 单独计算, 其中 $Q_{\text{E-Air}}$ 按载荷舱长波辐射吸收率乘以地球-大气系统热辐射计算, 而 Q_{Rad} 按式(3)计算:

$$Q_{\text{Rad}} = \sigma \varepsilon_{\text{Surf}} A_{\text{Surf}} T_{\text{Surf}}^4 \quad (3)$$

2.3 对流热环境

载荷舱与空气对流换热 Q_{Conv} 包括自然对流和强迫对流。对于临近空间浮空器载荷舱, 其驱动力来源于当地风速, 因此若当地风速较低, 自然对流占据主要因素; 对于除浮空器外的载机, 在飞行过程中, $Gr_L/Re_L^2 \ll 1$, 可忽略自然对流。其中 Gr 为格拉晓夫数, Re 为雷诺数, 下标 L 为特征长度。

载荷舱壁面形状通常为平板或球形, 对于几何形状为平板、圆球的努赛尔数 (Nu) 在文献[13]中均有经验表达式。当空气掠过载荷舱, 在背风面的流动为回流作用产生涡, 涡的作用使得背风面的对流以湍流为主, 此时的对流换热系数可以按 Hilbert 提出的式(4)计算:

$$Nu = 0.102 Pr^{1/3} Re^{0.638} \quad (4)$$

综上所述, 对流换热系数与飞行天气、飞行高度及飞行器与空气的相对速度有密切的关系。

2.4 气动热环境

当载荷舱在高速运动的情况下, 外壁面附近气体温度将按照 $u_\infty/2C_{p,g}$ 的规律呈显著上升^[14], 此时需要考虑气动加热的影响, 载荷舱的气动热为 Q_{Aero} 。目前常用的工程算法主要有: Spalding-Chi 法、 $\rho_r \mu_r$ 法、Van Driest 法和 Eckert 参考焓法。由文献^[15]对其比较可知, Spalding-Chi 法、 $\rho_r \mu_r$ 法比 Van Driest 法和 Eckert 参考焓法的计算结果更接近实验结果, 但 Eckert 参考焓法更简便, 对于航空相机载荷舱气动热计算来讲, 精度亦满足要求。Eckert 参考焓法的计算过程如下: 首先, 由相关公式计算得到参考

焓, 根据气体动力学特性, 可以方便地得到其他流体力学参数, 然后, 将这些参数代入热流密度公式中进行计算即可。文献[4, 16]采用参考焓法对飞行高度为 20 km、飞行马赫数为 0.7 的航空相机气动外热流进行估算, 得到气动热产生的表面热流密度约为 437.5 W/m², 整体的热设计结果与实验结果吻合较好。

2.5 防结冰

2.5.1 结冰的基本概念

航空相机载荷舱外壁面在一定气象条件下会积聚冰层, 若结冰发生在光学窗口, 则会对成像质量产生较大的影响。结冰的主要方式有 3 种: 干结冰、凝华结冰、水微滴结冰。飞行实践证明, 干结冰和凝华结冰是比较少见的, 水微滴结冰是飞机结冰最常见的形式。目前的防冰方法有 2 类:

1) 防冰系统, 即不允许在飞机部件上产生结冰的系统, 可分为液体防冰系统、气动防冰系统、电热防冰系统、用热空气做热源的气热防冰系统等。

2) 除冰系统。这类系统允许结少量的冰, 然后周期地把冰除去。

2.5.2 对防冰研究的主要方法

试验研究方面, 主要试验场所为冰风洞。国外典型的有: 美国阿诺德工程发展中心 (AEDC) 发动机实验站 (ETF)、美国刘易斯研究中心结冰研究风洞 (IRT)、美国洛克希德公司冰风洞、美国波音公司冰风洞、加拿大高速冰风洞、法国莫当中心冰风洞等。

数值模拟研究方面, 国外开发了一些结冰计算软件, 如美国的 LEWICE、英国的 DR、法国的 ONERA、意大利的 CIRAMIL、加拿大的 FENSAP-ICE。

国外采用数值模拟方法进行飞机防冰方面的主要研究内容有: 求解 Euler 方程或 N-S 方程, 获得结冰表面外空气流场; 建立过冷水滴的运动方程和数值模拟方法; 求解水滴运动方程, 获得结冰区大小和水收集系数; 建立冰型的生长模型, 进行结冰过程研究; 根据结冰情况, 用数值模拟的方法计算防冰热流, 进行防冰系统的热设计。

2.6 防结露

航空相机载机在下落时, 外部气压变化极大, 因而载荷舱常具备通气阀门, 导致载荷舱与外部环境有气体交换, 而外界湿度较高的空气会进入载荷舱

内部,如载荷舱光学窗口或相机本体光学镜头温度低于露点温度,载荷舱光学窗口有结露的可能^[17]。目前光学玻璃防露主要有2种方法:

1) 电加热。在玻璃表面制备导电膜或涂层,通电加热玻璃内表面,使其温度高于舱内空气露点温度。

2) 热空气加热。利用飞机引气或加热内部空气,经过喷嘴在玻璃内表面形成气封,保证光学玻璃内表面温度高于舱内空气露点温度。

露点温度的直接测量较难实现,需以露点温度为因变量,建立与舱内干球温度与相对湿度为自变量的经验公式。载荷舱防结露系统可设计为闭环控制热控系统。为保证可靠性,光学窗口附近常需布置干燥剂,且温度应控制在高于露点温度5~10℃,以保证成像质量。

3 结语

针对航空相机载荷舱复杂热环境分析这一复杂问题,通过建立载荷舱热平衡方程,分析影响载荷舱热环境的主要因素,系统地总结适用于工程应用的分析方法。

1) 辐射热环境。太阳热辐射 Q_{sun} ,对于近太空飞行器,近似认为等于太阳常数,对于传统飞行器,需要考虑大气透明度;地球反射太阳热辐射 Q_{reflect} ,在中纬度地区可以取地球平均反照率,最大为0.33,最小为0.08;地面对大气层的热辐射 $Q_{\text{E-Air}}$,在中纬度最大可以取最大为261.2 W/m²,最小为189.3 W/m²;载荷舱对外界环境的热辐射 Q_{rad} ,按照外壁面是否可以假设为灰体有2种计算方法。

2) 对流热环境。对流换热 Q_{conv} 包括自然对流和强迫对流。飞行器高速飞行可以忽略自然对流。对于平板、圆球及垂直迎风面的强迫对流,其 Nu 均有经验表达式,需要注意的是在载荷舱背风面,对流换热系数可以通过Hilbert提出的经验表达式求得。

3) 气动热环境。载荷舱的气动热为 Q_{Aero} ,经过试验验证,采用Eckert参考焓法估算载荷舱的气动热是合适的。

4) 防结冰。对于载荷舱光学窗口外表面,宜采用电热防冰系统,以保证光学窗口驻涡区不结冰。

5) 防结露。对于载荷舱光学窗口内表面,宜采

用热空气加热,通过合理设计喷气口,在窗口形成干燥气封并保证窗口内壁面温度高于当地露点温度。

参考文献:

- [1] 岳涛,李博,陈晓丽,等.空间光学发展现状和未来发展[J].航天返回与遥感,2011,32(5):1-9.
YUE Tao, LI Bo, CHEN Xiao-li, et al. The Current and Future Development of Space Optics [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2011, 32(5): 1-9.
- [2] DAVIS L, MRINAL I, LARRY M, et al. The Goodrich 3rd Generation DB-110 System: Successful Flight Test on the F-16 Aircraft [C]//Proceedings of SPIE, 2007: 6-7. (余不详)
- [3] MICHEL E. Thermal Control of an Airborne Electronics Bay [C]//The 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, USA, 2007: 12-17. (余不详)
- [4] LIU W Y, DING Y L, WU Q W, et al. Thermal Analysis and Design of the Aerial Camera's Primary Optical System Components [J]. Applied Thermal Engineering, 2012, 38: 40-47.
- [5] 王领华,吴清文,郭亮,等.高分辨率可见光航空相机的热设计及热分析[J].红外与激光工程,2012,41(5):1236-1240.
WANG Ling-hua, WU Qing-wen, GUO Liang, et al. Thermal Design and Analysis for the High Resolution Visible Light Aeronautic Camera [J]. Infrared and Laser Engineering, 2012, 41(5): 1236-1240.
- [6] 童靖宇,向树红.临近空间环境及环境试验[J].装备环境工程,2012,9(3):1-4.
TONG Jing-yu, XIANG Shu-hong. Near Space Environment and Environment Tests [J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(3): 1-4.
- [7] 王彦广,李健全,李勇.近空间飞行器的特点及其应用前景[J].航天器工程,2007,16(1):50-57.
WANG Yan-guang, LI Jian-quan, LI Yong. Characters and Application Prospects of Near Space Flying Vehicles [J]. Space Engineering, 2007, 16(1): 50-57.
- [8] 陈凤贵,陈光明,刘克华.临近空间环境及其影响分析[J].装备环境工程,2013,10(4):71-85.
CHEN Feng-gui, CHEN Guang-ming, LIU Ke-hua. Analysis of Near Space Environment and Its Effect [J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 10(4): 71-75.
- [9] 徐向华,梁新刚,任建勋.近太空飞行器热控制的初步分析[C]//中国宇航学会飞行器总体专业委员会2006年学术研讨会论文集,2006:450-455. (余不详)
XU Xiang-hua, LIANG Xin-gang, REN Jian-xun. Prima-

- ry Thermal Control Analysis of Near Space Vehicle [C]// Symposium on Overall Vehicle Professional Committee of China Astronautically Society in 2006, 2006: 450—455. (余不详)
- [10] 方贤德, 王伟志, 李小建. 平流层飞艇热仿真初步探讨 [J]. 航天返回与遥感, 2007, 28(2): 5—9.
FANG Xian-de, WANG Wei-zhi, LI Xiao-jian. A Study of Thermal Simulation of Stratospheric Airships [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2007, 28(2): 5—9.
- [11] CLARK D, SPENCER S, PARNELL T A. Thermal Design of High Altitude Balloon Gondolas for the Antarctic [C]// The 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, USA, 1994: 10—13. (余不详)
- [12] STEFAN K. Thermal Effects on a High Altitude Airship [C]// Lighter Than Air Systems Conference. Anaheim, CA, USA, 1983: 94—100. (余不详)
- [13] INCROPERA F P, DEWITT D P, BERGMAN T L, et al. Fundamentals of Heat and Mass Transfer [M]. Sixth Edition. New Jersey: John Wiley & Sons, 2007.
- [14] 郭永怀. 边界层理论讲义 [M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2008.
GUO Yong-huai. Handout of Boundary Layer Theory [M]. Hefei: Press of University of Science & Technology China, 2008.
- [15] 沈遐龄. 航天飞机气动加热计算 [J]. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(2): 69—72.
SHEN Xia-ling. Calculating Method of Aerodynamic Heating for Space Shuttles [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24(2): 69—72.
- [16] 王领华, 吴清文, 郭亮, 等. 高分辨率可见光航空相机的热设计及热分析 [J]. 红外与激光工程, 2012, 41(5): 1236—1240.
WANG Ling-hua, WU Qing-wen, GUO Liang, et al. Thermal Design and Analysis for the High Resolution Visible Light Aeronautic Camera [J]. Infrared and Laser Engineering, 2012, 41(5): 1236—1240.
- [17] MICHEL E. Aircraft Equipment Bay Transient Condensation Model While Descending into a Humid Atmosphere [C]// The 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, USA, 2008: 1—12. (余不详)

(上接第10页)

- ZENG Rong-chang, HAN En-hou. The Corrosion and Protection Materials [M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2006: 4—6.
- [6] ZHU Xiang-rong. Corrosion and Protection of Metals in Marine Environment [M]. Beijing: National Defence Industry Publishing House, 1999.
- [7] HUANG Gui-qiao. Study of the Corrosion Potential of Metals in Seawater [J]. Corrosion & Protection, 2000, 21(1): 8—11.
- [8] GB/T 15748—1995, 船用金属材料电偶腐蚀试验方法 [S].
GB/T 15748—1995, Marine Metal Material Galvanic Corrosion Test Method [S].
- [9] 苏燕, 朱玉琴, 康凤. Ti8LC 钛合金与主要结构材料的电偶腐蚀及防护研究 [J]. 表面技术, 2010, 39(5): 39—41.
SU Yan, ZHU Yu-qin, KANG Feng. The Study on Galvanic Corrosion and Surface Protection between Ti8LC Titanium Alloy and Central Structural Material [J]. Surface Technology, 2010, 39(5): 39—41.
- [10] 陈兴伟. 船舶典型结构材料电偶腐蚀行为研究 [D]. 青岛: 中国海洋大学, 2011: 21—22.
CHEN Xing-wei. Research on Galvanic Corrosion Behavior of Ship Typical Materials [D]. Qingdao: Ocean University of China, 2011: 21—22.
- [11] 刘东. 舰船材料的电偶腐蚀与防护研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2002: 40—60.
LIU Dong. Research on Galvanic Corrosion and Protection of Ship Material [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2002: 40—60.