

一种机载吊舱环控系统稳态工作性能分析方法

刘健¹, 温永强², 刘春华¹, 李运动¹, 孙蓓¹

(1. 中国航空工业集团公司洛阳电光设备研究所, 河南 洛阳 471009;

2. 中国人民解放军驻六一三所军代表室, 河南 洛阳 471009)

摘要: 机载吊舱是一种能够显著提高飞机作战性能的光电探测与对抗设备。环控系统作为吊舱的重要组成部分, 是吊舱设计的重点和难点之一。介绍了一种吊舱环控系统稳态工作性能的分析方法, 给出了吊舱内外温差计算公式和不同飞行高度上允许的最低和最高飞行速度的计算公式, 结合某光电吊舱环控系统分析实例, 对该方法进行了理论计算与仿真验证。验证表明, 该方法能够有效指导环控系统的设计, 可广泛应用于吊舱环控系统设计与评估。

关键词: 机载吊舱; 环控系统; 工作性能; 稳定工作区间; 热路图

中图分类号: V245.3 文献标志码: A 文章编号: 1671-637X(2014)07-0064-05

A Method for Stable Working Performance Analysis to the Environmental Control System of Airborne Pods

LIU Jian¹, WEN Yong-qiang², LIU Chun-hua¹, LI Yun-dong¹, SUN Bei¹

(1. Luoyang Institute of Electro-Optical Equipment, AVIC, Luoyang 471009, China;

2. Military Representative Office of PLA in No. 613 Institute, Luoyang 471009, China)

Abstract: The airborne pod is a kind of airborne optical-electronic detection and countermeasure equipment, which can observably improve the airplane's operational performance in combat. The environmental control system is an important part of the pod, which design is difficult and very important for the pod design. A method for working performance analysis of the environmental control system was presented. According to the method, we obtained the formula for calculating the temperature difference between inside and outside of the pod, and that for calculating the minimum and the maximum speed permissible for different altitudes. This method was certified by theoretic analysis and simulation with an example of an optical-electronic pod, which can be taken as a good reference for the design of an environmental control system.

Key words: airborne pod; environmental control system; working performance; stable operating field; thermal road map

1 研究背景

机载吊舱能够显著提高飞机的作战性能, 广泛应用于光电探测与对抗领域, 具有搜索、跟踪、瞄准、测量与遥感等功能。机载吊舱通常安装在固定翼战斗机、运输机、直升机和无人机上。根据结构形状可以将机载吊舱分成两类: 一类是球头形小吊舱(也称转塔), 广泛应用于直升机和无人机^[1-3], 如图1^[3]所示; 另一类是大尺寸圆柱形吊舱^[3-4], 广泛应用于固定翼战斗机, 如图2^[3]所示。

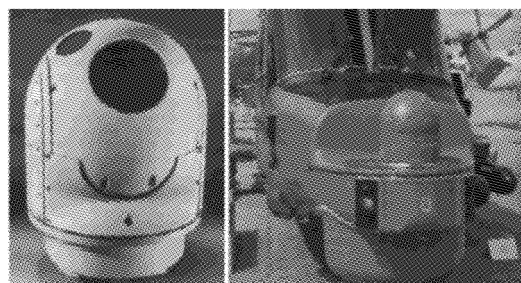


图1 球头形小吊舱(MST-S吊舱, 安装在超级山猫300鼻端)

Fig.1 Small dimension spherical pod(MST-S mounted on the nose of a Super Lynx 300)

吊舱内部设备(如传感器)对湿度、温度、振动环境有严格要求。吊舱环境控制系统(简称环控系统)

收稿日期: 2013-09-02

修回日期: 2014-04-15

作者简介: 刘健(1983—), 男, 重庆梁平人, 硕士, 研究方向为光机结构仿真与振动测试。

主要功能是控制吊舱内部温度在设备要求的工作温度范围内。通常,球头形小吊舱受体积限制,只有电加热及扰流风机等环控手段;大尺寸圆柱形吊舱除此之外还有专门的制冷系统,常用的制冷系统主要有3种:水蒸发制冷系统、逆升压环控制制冷系统和蒸汽循环制冷系统^[5]。



图2 大尺寸圆柱形吊舱(F-15E“攻击鹰”战斗机安装的Sniper XR吊舱)

Fig. 2 Big dimension column pod(Sniper XR pod of F-15E Strike Eagle)

国内对吊舱的环控系统研究工作主要包括:逆升压环控制制冷系统理论分析^[5-6]、直接冲压空气环控系统研究^[7]和吊舱内部热载荷分析^[8]。

本文给出了一种吊舱环控系统稳态工作性能的分析方法,用以评估环控系统在载机长时间稳定飞行情况下的工作性能。环控系统设计时,需要对环控系统的稳态工作性能进行评估,得到吊舱的稳定工作区间(吊舱在不同飞行高度下允许的最低飞行速度和最高飞行速度范围)。环控系统稳定工作区间过小则需要对其改进设计;如果无法提升其工作性能,则调整吊舱的稳定工作区间和载机的飞行能力限制吊舱的使用范围。

2 吊舱环控系统工作性能分析

环控系统的性能体现在:当吊舱外温度较高时,吊舱内温度维持在较低水平;吊舱外温度较低时,吊舱内温度维持在较高水平。环控系统性能的优劣主要表现在舱内外温差的大小及稳定工作区间范围的大小。

对环控系统稳态工作性能进行分析时主要包括以下几个步骤,如表1所示。

表1 环控系统稳态工作性能分析步骤

Table 1 Analysis steps of working performance of environmental control system

步骤	分析内容	分析手段
1	热路图分析	理论分析
2	热阻计算	理论计算、仿真计算、试验
3	舱内外温差计算	理论计算、仿真计算、试验
4	稳定工作区间计算	理论计算
5	稳定工作区间计算修正	理论计算、试验
6	稳定工作区间验证	仿真计算、试验

2.1 热路图分析

在飞行状态下,吊舱内产生的热量首先进行舱内

热交换,将热量传递至吊舱舱壁;吊舱舱壁将热量通过辐射和对流换热传递至外界大气。

将吊舱内的设备看成一体,吊舱的热特性一般可以用图3所示的热路图表示。对于不同的吊舱,其热路图也存在差异,在使用图3时需要根据吊舱的实际情况进行修正。

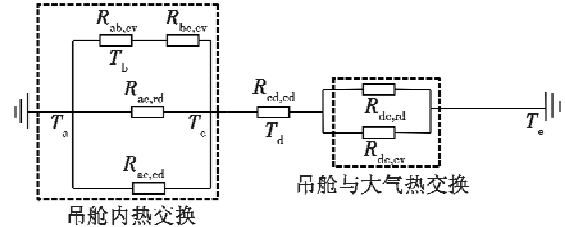


图3 吊舱热路图

Fig. 3 Thermal road map of pod

图3中: T_a 为吊舱内部设备温度; T_b 为吊舱内气体平均温度; T_c 为吊舱内壁温度; T_d 为吊舱外壁温度; T_e 为吊舱外气体温度; $R_{ab,ov}$ 为吊舱内部设备与吊舱内空气对流热阻; $R_{bo,ov}$ 为吊舱内气体与吊舱内壁对流热阻; $R_{ac,rd}$ 为吊舱内部设备与吊舱内壁辐射热阻; $R_{sc,rd}$ 为吊舱内部设备与吊舱内壁传导热阻; $R_{cd,cd}$ 为吊舱壁传导热阻; $R_{de,rd}$ 为吊舱外壁辐射热阻; $R_{de,ov}$ 为吊舱外壁对流热阻。

2.2 热阻计算

图3所示热路图中包含了传导热阻、对流热阻和辐射热阻3种类型的热阻,可采用相应的理论公式进行计算,必要时,需进行仿真计算或者模拟试验。

传导热阻计算时,一般根据吊舱的几何参数和材料参数进行理论计算即可。

对流热阻计算时,因吊舱内部和外部形状较为复杂,没有合适理论公式可用于计算,通常需通过仿真计算或模拟试验得到对流换热系数,然后将对流换热系数代入对流热阻计算公式。

辐射热阻计算时,通常采用理论计算的方法,辅之以仿真计算或模拟试验。

2.3 温差计算

根据吊舱的热路图,可以估算吊舱内外的温差,用 T_{se} 评估温控系统的工作性能,即

$$T_{se} = T_a - T_e = q \cdot \left(R_{cd,cd} + \frac{1}{\frac{1}{R_{de,rd}} + \frac{1}{R_{de,ov}}} + \frac{1}{\frac{1}{R_{sc,rd}} + \frac{1}{R_{sc,cd}} + \frac{1}{R_{ab,ov}} + \frac{1}{R_{bo,ov}}} \right) \quad (1)$$

式中: q 为吊舱热流量,对于无制冷系统的环控系统,主要是舱内设备和加热元件的发热功率;对于有制冷

系统的环控系统,除了舱内设备和加热元件的发热功率,还包括制冷系统带走的热流量。

2.4 稳定工作区间计算

记低温环境舱内外温差为 $T_{se,cool}$,高温环境舱内外温差为 $T_{se,hot}$,舱内设备允许的最低温度为 T_{min} ,允许的最高温度为 T_{max} 。

通过理论分析可知,吊舱外气体温度 T_e 等于气流恢复温度 T_r 。气流恢复温度 T_r 与气流来流温度 T_∞ 和飞行速度有关,即

$$T_r = T_\infty \left(1 + 0.2r \frac{V^2}{kRT_\infty} \right) \quad (2)$$

式中: r 为温度恢复系数,一般可取为0.8; V 为飞行速度; $k=1.4$; $R=287.06 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$; T_∞ 为气流来流温度。

T_∞ 与海拔高度有关,不同高度 T_∞ 有

$$T_\infty = \begin{cases} T_{hh} + \beta H, & 0 \text{ km} \leq H \leq 11 \text{ km} \\ T_{hh} - 11\beta, & 11 \text{ km} < H \leq 20 \text{ km} \end{cases} \quad (3)$$

式中: H 为海拔高度; T_{hh} 为海平面温度; β 为垂直温度梯度,等于 $-6.5 \text{ K}/\text{km}$ 。

根据式(1)~式(3)可以推导出不同高度上允许的最低飞行速度 V_{min} 和最高飞行速度 V_{max} 分别为

$$V_{min} = \begin{cases} \sqrt{5kRr^{-1}(T_{min} - T_{se,cool} - T_{hh} - \beta H)}, & 0 \text{ km} \leq H \leq 11 \text{ km} \\ \sqrt{5kRr^{-1}(T_{min} - T_{se,cool} - T_{hh} - 11\beta)}, & 11 \text{ km} \leq H \leq 20 \text{ km} \end{cases} \quad (4)$$

$$V_{max} = \begin{cases} \sqrt{5kRr^{-1}(T_{max} - T_{se,hot} - T_{hh} - \beta H)}, & 0 \text{ km} \leq H \leq 11 \text{ km} \\ \sqrt{5kRr^{-1}(T_{max} - T_{se,hot} - T_{hh} - 11\beta)}, & 11 \text{ km} < H \leq 20 \text{ km} \end{cases} \quad (5)$$

根据式(4)和式(5),以高度为纵轴,以速度为横轴,即可绘制出吊舱的稳定工作区间。

2.5 稳定工作区间的修正

对于标准大气条件,将标准大气数据 $T_{hh} = 288.2 \text{ K}$ 代入式(4)和式(5)就可以得到标准大气条件下的稳定工作区间。在春秋季节,我国大多数地方可以近似按照标准大气条件处理。

对于非标准大气条件,需要对海平面温度 T_{hh} 进行修正,将修正后的 T_{hh} 代入式(4)和式(5)即可得到修正后的稳定工作区间。夏季和冬季一般都需要进行大气条件修正。

这里给出一个非标准大气条件修正的例子:假设某地海拔高度为0.2 km,夏季正午气温 315 K ($41.85 \text{ }^\circ\text{C}$),按照式(3)可修正出海平面温度 $T_{hh} = 316.3 \text{ K}$ 。

上述大气条件修正方法基于如下假设:空气是没有水蒸气和灰尘的理想气体,因此存在一定的误差。为了得到更准确的稳定工作区间,则需要通过实验手段或者查阅相关手册得到当地、当时不同高度的温度分布。

2.6 稳定工作区间验证

通常需对稳定工作区间边界上尽可能多的稳定工作点进行验证,确认计算得到的稳定工作区间是否正确。如果各个稳定工作点上舱内设备温度基本在设备允许的温度边界上,则说明稳定工作区间是可信的。

3 环控系统工作性能分析实例

3.1 吊舱基本情况

某光电吊舱由气密舱和后舱组成,长 3000 mm ,直径 500 mm ,如图4所示。气密舱内安装传感器、加热元件、运动机构等,用以实现目标搜索、跟踪、瞄准和测量等功能,如图5所示。后舱不气密,无发热元器件,主要由结构件组成。后舱主要功能是:为气密舱提供安装接口;保持良好气动外形;安装其他设备;通过配重调整吊舱重心。



图4 某光电吊舱外形

Fig. 4 The external form of an electro-optical pod

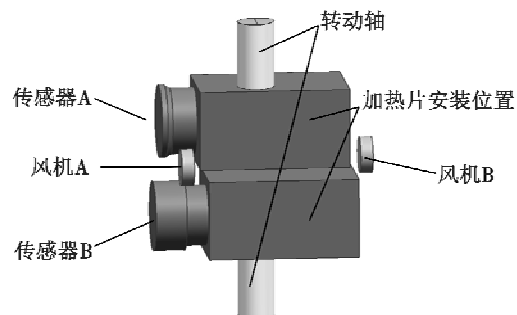


图5 气密舱内结构外形

Fig. 5 The air-seal section of pod

吊舱内设备主要为传感器A和传感器B,工作温度范围为 $T_{min} = 5 \text{ }^\circ\text{C}$, $T_{max} = 50 \text{ }^\circ\text{C}$ 。吊舱内部无制冷系统;为使吊舱能够在更低的温度条件下稳定工作,在传感器表面安装有加热片。当舱内温度低于 $5 \text{ }^\circ\text{C}$ 时,加热片工作;当舱内温度高于 $10 \text{ }^\circ\text{C}$ 时,加热片不工作。由于光学系统要求舱内温度均匀,气密舱内安装有扰流风机。

受供电条件和内部空间限制,加热片发热功率为 120 W 。根据吊舱内的电子和电气设备的特点,可以计算出吊舱内各种电子和电气设备的发热功率^[8],总共为 60 W 。气密舱内热流量在加热片工作时为 180 W ,加热片不工作时为 60 W 。

3.2 热路图分析及热阻计算

气密舱内产生的热量首先进行舱内热交换,将热量传递至气密舱壁;气密舱壁将一部分热量通过辐射和对流换热传递至大气;另一部分热量传递给后舱,后

舱通过辐射和对流换热传递到大气。气密舱热路如图6所示。

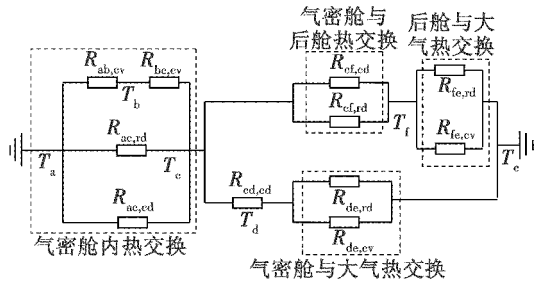


图6 气密舱热路图

Fig. 6 Thermal road map of air-seal section of pod

图6中： $T_a, T_b, T_c, T_d, T_e, T_f, R_{ab, cv}, R_{bc, cv}, R_{ac, rd}, R_{ac, cd}, R_{cd, cd}, R_{de, rd}, R_{de, cv}, R_{cf, cd}$ 的含义与图3相同； $R_{cf, cd}$ 为气密舱与后舱导热热阻； $R_{cf, cd}$ 为气密舱与后舱辐射热阻； $R_{fe, rd}$ 为后舱外壁与大气辐射热阻； $R_{fe, cv}$ 为后舱外壁对流热阻。

根据吊舱几何参数及材料参数得到热路图中的传导热阻,运用 CFXDesign 软件进行仿真计算,得到了飞行高度 1 km,飞行速度 200 m/s 条件下的对流热阻,如表2所示。当环境温度 5 °C 左右, T_m 可以近似取为 275 K,当环境温度 50 °C 左右, T_m 可以近似取为 320 K,据此得到的辐射热阻如表3所示。

表2 传导热阻和对流热阻

Table 2 Conduction and convective thermal resistance

热阻	传导热阻			对流热阻			
	$R_{ac, cd}$	$R_{cd, cd}$	$R_{cf, cd}$	$R_{ab, cv}$	$R_{bc, cv}$	$R_{de, cv}$	$R_{fe, cv}$
热阻值	2.81	2.51E-05	3.36E-04	7.46E-02	5.67E-02	3.64E-03	1.16E-03

表3 辐射热阻

Table 3 Radiational thermal resistance

环境条件	$R_{ac, rd}$	$R_{de, rd}$	$R_{cf, rd}$	$R_{fe, rd}$
$T_m = 275$ K (环境温度 5 °C 左右)	1.24	1.21	4.86	0.25
$T_m = 320$ K (环境温度 50 °C 左右)	0.79	0.77	3.09	0.16

3.3 气密舱内外温差计算

根据气密舱热路图得到气密舱内外温差 T_{ac} 算式为

$$T_{ac} = q \cdot \left[\frac{1}{\left(R_{cd, cd} + \frac{1}{R_{de, rd}^{-1} + R_{de, cv}^{-1}} \right)^{-1} + \left(\frac{1}{R_{cf, cd}^{-1} + R_{cf, rd}^{-1}} + \frac{1}{R_{fe, rd}^{-1} + R_{fe, cv}^{-1}} \right)^{-1}} + \frac{1}{\frac{1}{R_{ab, rd}^{-1}} + \frac{1}{R_{ac, cd}^{-1}} + \frac{1}{R_{ab, cv}^{-1} + R_{bc, cv}^{-1}}} \right] \quad (6)$$

式中:热阻值参见表2~表3; q 为热流量。

代入相应热阻和热流量,得到低温环境舱内外温差

$T_{ac, cool}$ 和高温环境气密舱内外温差 $T_{ac, hot}$,如表4所示。

表4 气密舱内外温差

Table 4 Temperature difference between inside and outside of the pod

项目	数值/K	工作条件
$T_{ac, hot}$	6.58	加热片不工作,舱外温度接近 50 °C
$T_{ac, cool}$	20.76	加热片工作,舱外温度低于 5 °C

3.4 标准大气条件下的稳定工作区间

考虑到载机的飞行能力,稳定工作区间计算的范围为:高度 0 ~ 20 km,速度 50 m/s 以上。吊舱在标准大气条件下的稳定工作区间如图7所示,曲线所围范围为稳定工作区间。

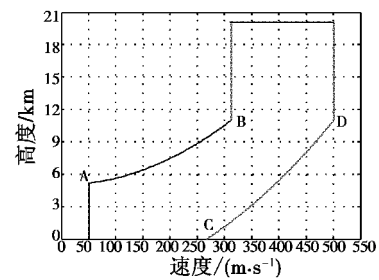


图7 标准大气条件的稳定工作区间

Fig. 7 Stable operating field under standard atmospheric pressure

3.5 非标准大气条件下的稳定工作区间

采用 2.5 节的大气条件修正的例子,将 $T_{bh} = 316.3$ K 代入式(4)和式(5),得到修正的稳定工作区间,如图8所示。

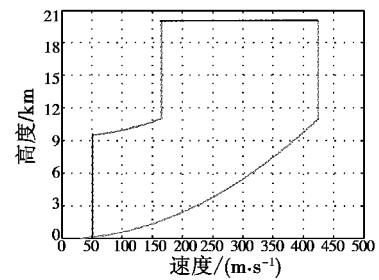


图8 非标准大气条件的稳定工作区间

Fig. 8 Stable operating field under non-standard atmospheric pressure

3.6 仿真计算验证

本文运用 CFXDesign 软件对图7稳定工作区间的几个典型的稳定工作点 A、B、C、D 进行了仿真计算验证。仿真得到吊舱内传感器温度如表5所示,气密舱内温度分布如图9所示。

稳定工作点 A 是典型的高空低速飞行状态,气流来流温度低,需将舱内设备温度控制到 5 °C 以上。仿真计算得到吊舱内设备温度为 5.55 °C,与设备允许的温度边界(5 °C)相差 0.55 °C。

表5 一些稳定工作点传感器温度
Table 5 Temperature of the sensor on some stable operating point

稳定工作点	高度/km	速度/(m·s ⁻¹)	传感器目标温度/℃	传感器实际温度/℃	温度误差/℃
A	5.21	50.12	5	5.55	0.55
B	11.00	311.74	5	7.24	2.24
C	0.00	267.37	50	50.19	0.19
D	11.00	501.08	50	51.89	1.89

稳定工作点 B 是典型的高空亚音速飞行状态,气流来流温度低,有气动加热效应,需将舱内设备温度控制到 5℃ 以上。仿真计算得到吊舱内设备温度为 7.24℃,与设备允许的温度边界(5℃)相差 2.24℃。

稳定工作点 C 是典型的低空亚音速飞行状态,有气动加热效应,需将舱内设备温度控制在 50℃ 以下。仿真得到舱内设备温度为 50.19℃,与设备允许的温度边界(50℃)相差 0.19℃。

稳定工作点 D 是典型的高空高速飞行状态,气动加热尤为显著,需将舱内设备温度控制在 50℃ 以下。仿真得到舱内设备温度为 51.89℃,与设备允许的温度边界(50℃)相差 1.89℃。

根据以上分析可知,传感器实际温度与传感器允许的温度边界最大相差 2.24℃,在工程设计可接受的范围,说明分析得到的稳定工作区间是可信的。

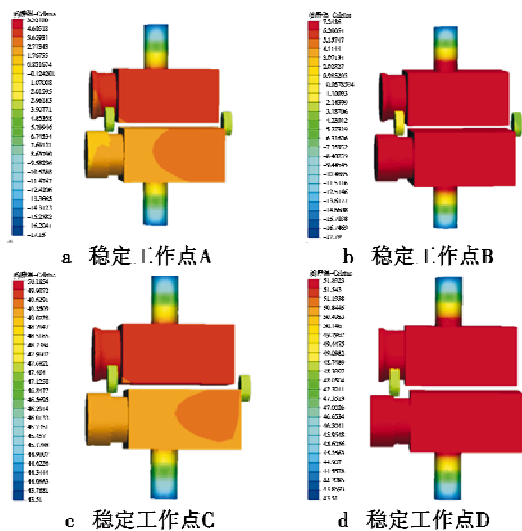


图9 气密舱内温度分布

Fig.9 Temperature distribution in the air-seal section of pod

4 结论与展望

本文通过对吊舱在飞行状态下的热路图进行分析,得到了吊舱内外温差及稳定工作区间的计算方法。通过某吊舱环控系统稳态工作性能分析实例可知,该方法准确有效,可广泛应用于各种光电吊舱、电子吊舱及其他外挂式机载产品环控系统的设计。

本文主要对吊舱的稳态工作性能进行了分析,适

用于吊舱长时间稳定飞行的情况。由于达到稳态需要较长时间,吊舱内部设备的温度在一段时间范围内是随时间变化的,吊舱可以短时间在稳定工作区间外正常工作。吊舱内部设备温度随时间变化规律由吊舱的瞬态热特性决定,因此,吊舱飞行状态的瞬态热特性有待进一步分析。

参考文献

- [1] 王方玉. 美国无人机的光电载荷与发展分析[J]. 激光与红外, 2008, 38(4): 311-314.
WANG F Y. Electric-optic load and development analysis of the american UAV[J]. Laser & Infrared, 2008, 38(4): 311-314.
- [2] 沈宏海, 黄猛, 李嘉全, 等. 国外先进航空光电载荷的进展与关键技术分析[J]. 中国光学, 2012, 5(1): 20-29.
SHEN H H, HUANG M, LI J Q, et al. Recent progress in aerial electro-optic payloads and their key technologies [J]. Chinese Optics, 2012, 5(1): 20-29.
- [3] 刘润, 王国华, 毛大鹏, 等. 军用飞机光电平台的研发趋势与技术剖析[J]. 中国光学与应用光学, 2009, 2(4): 269-288.
LIU X, WANG G H, MAO D P, et al. Developing trend and technological analysis of warplane optoelectronic platforms [J]. Chinese Journal of Optics and Applied Optics, 2009, 2(4): 269-288.
- [4] 庄昕宇, 陈兆兵. 圆柱形大尺寸机载吊舱技术分析[J]. 光机电信息, 2011, 28(4): 33-38.
ZHUANG X Y, CHEN Z B. Technology analysis of big dimension column plane carrying airborne pod [J]. OME Information, 2011, 28(4): 33-38.
- [5] 肖滨. 机载吊舱环境控制系统[J]. 电子机械工程, 2008, 24(3): 14-16, 27.
XIAO B. Environmental control system for airborne pods [J]. Electro-Mechanical Engineering, 2008, 24(3): 14-16, 27.
- [6] 熊贤鹏, 林丽, 刘卫华, 等. 电子设备吊舱环境控制系统的研究[J]. 测控技术, 2007, 26(10): 26-29.
XIONG X P, LIN L, LIU W H, et al. Research on the environmental control system for avionics pods [J]. Measurement & Control Technology, 2007, 26(10): 26-29.
- [7] 关宏山. 吊舱冲压空气环控系统研制[J]. 雷达科学与技术, 2011, 9(4): 383-386.
GUAN H S. Development of ram air environment control system for airborne pod [J]. Radar Science and Technology, 2011, 9(4): 383-386.
- [8] 王志强. 机载光电吊舱热特性分析[J]. 电光与控制, 2012, 19(8): 70-74.
WANG Z Q. Analysis on thermal characteristics of airborne electro-optical pod [J]. Electronics Optics & Control, 2012, 19(8): 70-74.