

文章编号: 100028055(2010) 092194206

航空电子设备冷却用环路热管冷凝器热沉分析

苏向辉
(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 为确定环路热管用于机载电子设备散热的适用性, 讨论了应用于航空电子设备冷却的环路热管冷凝器可用热沉, 提出将机翼蒙皮作为环路热管冷凝器的热沉. 通过机翼蒙皮的传热分析, 计算了飞行任务包线下机翼蒙皮内表面温度, 以确定环路热管冷凝器热沉温度范围. 理论计算表明, 利用环路热管将机载电子设备的热量耗散于飞机蒙皮是一种可行的热管理技术.

关 键 词: 航空电子设备; 环路热管; 热管理; 热沉; 冷却

中图分类号: V245.3+43 **文献标识码:** A

Analysis of heat sink for rejected condenser heat of loop heat pipes for cooling avionics

SU Xianghui
(College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: For the purpose of suitability validation of the approach to dissipate heat from aircraft avionics by the loop heat pipes, the available heat sinks for rejected condenser heat of loop heat pipe were discussed in this paper. The potential for using the aircraft wings skin as a heat sink of the loop heat pipe condenser was proposed. An analysis of the heat transfer for an aircraft wing skin was performed. The aircraft wing inner skin temperature for the entire mission envelope was predicted to determine heat sink temperature range of the loop heat pipe condenser. Theoretical calculations reveal that dissipating heat from the aircraft skin using a loop heat pipe between the avionics package and the aircraft skin is a possible thermal management technique.

Key words: avionics; thermal management; loop heat pipe; heat sink; cooling

现代战斗机大约 80% 以上的环控系统冷量用于电子设备冷却, 电子设备的冷却负荷极大地影响到环控系统的容量, 先进电子设备冷却技术的应用将减少环控系统的负荷, 从而减少环控系统的代偿损失. 此外, 电子设备的冷却方式对电子设备设计、性能和可靠性有重要影响, 因此电子设备冷却技术的选择与电子设备设计及整个武器系统密切相关. 目前电子设备冷却技术包括空气自然对流冷却、空气强迫对流冷却、液体冷却、相变冷却. 由于在同样温差下, 相变传热的传热量要大得多, 因此在航空电子设备冷却中使用相变冷却技术具有优势, 环路热管(loop heat pipe, 简称 LHP)技术是相变冷却技术中极具潜力的一种, 这种技术目前发展较为成熟, 已在高热流密度电子器件散热和航天热控制方面得到应用.

由于环路热管具有较强的系统反重力能力、

较大的传热距离及系统的管路布置容易、方便, 可实现点对点的传热等特点, 使其成为航空电子设备冷却领域的研究热点.

1 环路热管冷凝器可用热沉分析

环路热管是一种两相回路传热设备, 图 1 是 LHP 回路的原理图, 它利用蒸发器内的毛细芯产生的毛细力驱动回路运行, 利用工质的蒸发和冷凝来传递热量. 环路热管的蒸发器内部装有高性能的毛细芯, 与之相连的液体补偿器处在液体回流管路上, 与蒸发器集成为一体, 内部通过副芯与蒸发器相连; 环路热管的冷凝器是一些盘管; 蒸发器与冷凝器之间由蒸汽管线或液体管线相连接, 蒸汽管路和液体管路通常是流阻较小的细长光管, 细长而易于弯曲的光管使得蒸发器与冷凝器可以相距较远且灵活布置. 过冷液体工质由冷凝器通过液体回流管路被预热到饱和状态; 然后逆流进入副芯, 近乎均匀地被分配到毛细芯内表面; 饱和液体工质径向流过毛细芯并被加热到一定过热度, 随后在毛细芯外表面吸收电子设备的散热而蒸发; 蒸汽由蒸汽槽收集后流向蒸汽管路, 进入冷凝器放出热量冷凝为液体, 并使液体工质有一定的过冷度.

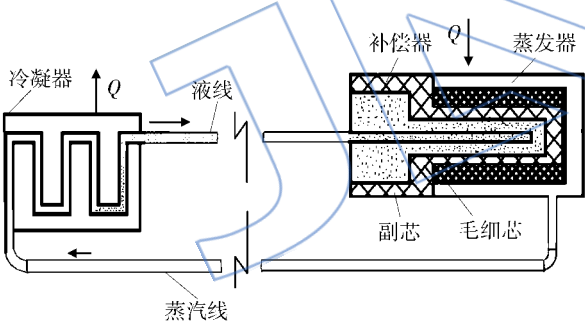


图 1 环路热管原理图
Fig. 1 Schematic of a LHP

工程上应用环路热管冷却航空电子设备面临的一个重要问题是合适的冷凝器热沉和热沉位置. 目前飞机上可用的热沉包括冲压空气、燃油及飞机机体结构本身. 冲压空气入口管提供了飞机的雷达和红外特征信号, 严重影响战斗机的隐身性能; 在机身上设置冲压空气入口管将增加阻力损失, 对飞机的飞行速度和控制有不利影响. 早在上世纪 60 年代, 美国就提出了以燃油作为热沉的环控系统方案. 作为环路热管来说, 将燃油作为冷凝器的热沉增加了燃油系统的复杂性; 此外, 燃油流量取决于发动机的燃烧需要而不是热管理需

要, 因此, 在某些燃油流量下有可能无法满足一些高热流密度电子设备的冷却要求; 在飞行过程中, 燃油热沉容量随燃油的减少而下降, 特别是在较长航程的最后, 燃油量的减少加上电子设备较大的冷却负荷, 可能造成燃油温度升高到临界值而失去冷却能力.

由于一些机载高热流密度电子设备工作温度较高和所处机上位置特点, 在上世纪 90 年代有学者提出利用机身蒙皮对机载高热流密度电子设备冷却的概念^[1]. 这一冷却技术作为环控系统的补充, 可减少飞机性能代偿损失. 针对这一冷却技术, Dyson 和 Hashemi 等利用计算流体力学进行了机身冷却管道内传热系数和压降计算^[24], 并且 Hashemi 等还对机身蒙皮冷却机载高热流密度电子设备进行了性能预测和控制系统设计^[5]. 由于冷却介质为空气, 因此其能够提供的冷量受到一定的限制. 近年来, 由于环路热管优良的传热性能和结构特性, 为机载高热流密度电子设备冷却提供了新的思路^[28]. 根据环路热管较高传热性能和热传输管线的柔韧性特点, 直接用环路热管将机载电子设备产生的热量转移到飞机机翼蒙皮加以耗散, 是当前军用飞机热管理系统中新的设计理念. 将机翼蒙皮作为环路热管冷凝器的热沉, 需要分析在具体飞行任务包线及给定热流量下机翼蒙皮内表面温度变化, 以确定环路热管冷凝器热沉温度范围.

2 机翼蒙皮传热数学模型

将环路热管冷凝器外壁面安装在飞机蒙皮内壁上, 如图 2 所示为飞机蒙皮冷却环路热管冷凝器的电子设备冷却系统方案图.

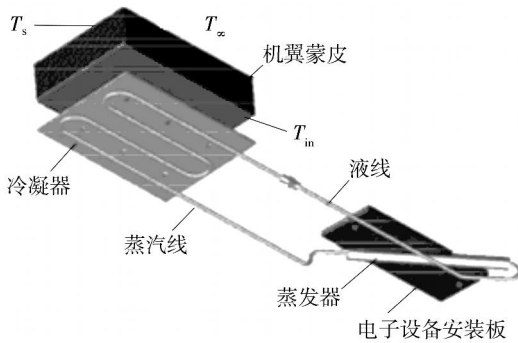


图 2 飞机蒙皮冷却 LHP 冷凝器的电子设备冷却系统
Fig. 2 Cooling system of the avionics with LHP condenser cooling by aircraft skin

将机翼蒙皮作为环路热管冷凝器的热沉, 设需要通过机翼蒙皮移去的热量为 Q_x , 在机翼表面的散热面积为 A_x , 则由飞机机翼下蒙皮的热平衡可得

$$q_x = \frac{Q_x}{A_x} = h(t_s - t_e) + \frac{1}{2}E_g U_g (T_s^4 - T_g^4) \tag{1}$$

式中

T_s) 蒙皮外表面温度(K)

$$t_s = T_s - 273$$

t_e) 附面层内的恢复温度(e)

$$t_e = T_e - 273$$

$$T_e = T_1 \left[1 + r \frac{J - 1}{2} Ma^2 \right] \tag{2}$$

J) 空气的等熵指数, $J = 1.4$.

r) 恢复系数, 对于层流, $r = Pr^{0.5}$;
对于紊流, $r = Pr^{0.33}$.

T_1) 飞行高度 H 上的大气热力学温度(K).

$\frac{1}{2}E_g U_g (T_s^4 - T_g^4)$) 机翼下蒙皮向地球表面辐射的热流密度(W/m^2).

E_g) 蒙皮外表面与在地面间辐射系统的黑度,
 $E_g = E E_g$, 其中 E, E_g 分别为蒙皮黑度和地面黑度.

U_g) 蒙皮外表面对地面的辐射角系数, $U_g = 1$.

T_g) 地面平均热力学温度(K).

$h(t_s - t_e)$) 由蒙皮外表面对流换热所散失的热流密度(W/m^2).

式(1)中的 h 为机翼表面沿流动方向的平均表面传热系数($W/(m^2 \cdot K)$), 这一参数与附面层内的恢复温度一样都是飞行高度和飞行速度的函数. 取参考温度 $T^* = 0.28T_1 + 0.5T_s + 0.22T_e$ 作为确定空气物性参数的定性温度^[9], 则附面层内空气的密度为

$$\rho = \rho \frac{T_1}{T^*} \tag{3}$$

由于当地声速 $a_1 = \sqrt{RT_1}$, 则空气流速为

$$u_1 = Ma \cdot a_1 \tag{4}$$

参考文献[10], 空气掠过机翼表面时的当地摩阻系数

$$C_f = \frac{0.455}{\ln^2(0.06Q u_1 L / L^*)} \tag{5}$$

斯坦顿数

$$St^* = \frac{h_o}{Q u_1 c_p} = \frac{C_f / 2}{1 + 12.7 (Pr^{*2/3} - 1) (C_f / 2)^{1/2}} \tag{6}$$

则机翼蒙皮外对流换热表面传热系数

$$h_o = \frac{C_f Q u_1 c_p / 2}{1 + 12.7 (Pr^{*2/3} - 1) (C_f / 2)^{1/2}} \tag{7}$$

机翼表面沿流动方向的平均表面传热系数为

$$h = 1.15 h_o \tag{8}$$

由式(1)~ (8)可得机翼蒙皮外表面温度 T_s , 如果机翼蒙皮厚为 D 导热系数为 K 则蒙皮内表面温度为

$$T_{in} = T_s + \frac{q_x D}{K} \tag{9}$$

3 机翼蒙皮内表面温度预测

以典型的飞行剖面^[11] (如图3)为例, 对给定通过机翼蒙皮散热量进行机翼下表面蒙皮内表面温度预测, 以确定环路热管冷凝器热沉温度范围. 具体飞行任务包线: 飞行总时间 50 min, 其中 0~10 min 加速爬升; 10~13 min 等速平飞; 13~15 min 减速爬升; 15~25 min 等速巡航平飞; 25~30 min 加速俯冲; 30~35 min 减速爬升; 35~45 min 等速平飞; 45~50 min 减速下降^[11].

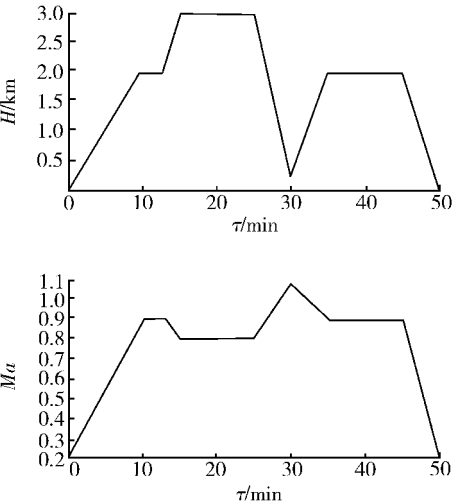


图 3 典型的飞行剖面

Fig.3 Flight envelope

大气温度和密度随高度变化如图4和图5所示.

由图4和图5的热天情况进行曲线拟合得

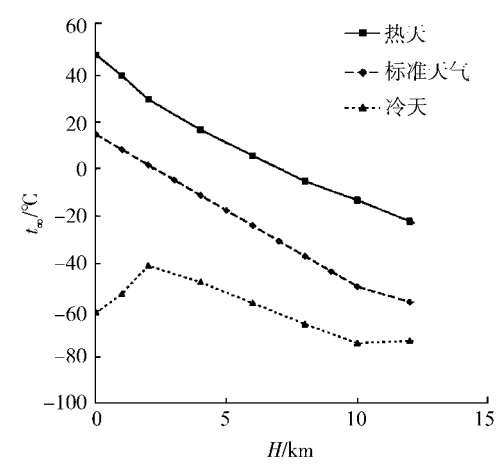


图 4 大气温度随高度变化

Fig. 4 Atmospheric temperature versus altitude

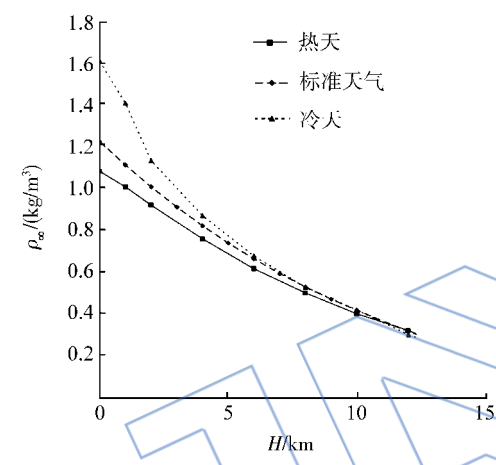


图 5 大气密度随高度变化

Fig. 5 Atmospheric density versus altitude

$$t_1 = (7.7664 @ 10^{-4}) H^4 - (2.8994 @ 10^{-2}) H^3 + (5.3483 @ 10^{-1}) H^2 - 9.5033 H + 48.507$$
$$Q = (-4.9336 @ 10^{-6}) H^3 + (2.0898 @ 10^{-3}) H^2 - (8.9917 @ 10^{-2}) H + 1.0868$$

具体计算过程中取可利用的机翼蒙皮面积为 0.3 m @ 0.3 m; 蒙皮厚 0.002 m; 导热系数为 0.7 W/(m # K); 蒙皮黑度 $\epsilon = 0.5$; 通过蒙皮散热量为 500 W; 地面平均热力学温度 $T_g = 284\text{K}$.

根据以上条件, 分别进行机翼蒙皮外表面温度 T_s 、机翼蒙皮内表面温度 T_{in} 、机翼蒙皮外表面温度与附面层内恢复温度差 $T_{se} = T_s - T_e$ 、附面层内恢复温度与飞行高度上大气热力学温度差 $T_{e1} = T_e - T_1$ 及平均表面传热系数 h 等参数在整个飞行过程中的计算, 图 6~ 图 9 为计算

结果.

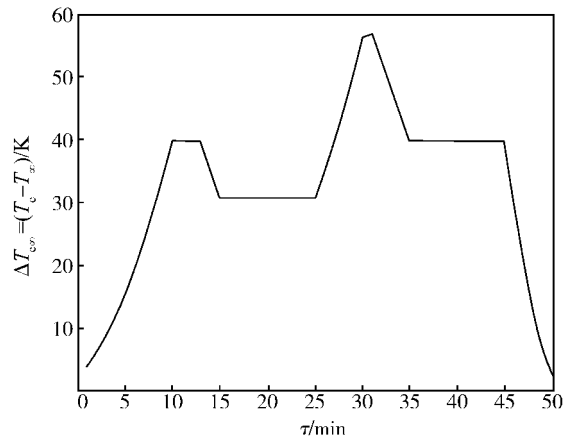


图 6 温差 $T_{e1} = T_e - T_1$ 在飞行过程中的变化

Fig. 6 Temperature difference $T_{e1} = T_e - T_1$ for the entire mission envelope

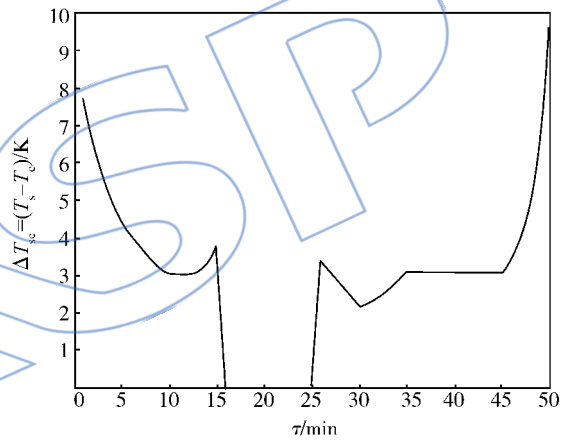


图 7 温差 $T_{se} = T_s - T_e$ 在飞行过程中的变化

Fig. 7 Temperature difference $T_{se} = T_s - T_e$ for the entire mission envelope

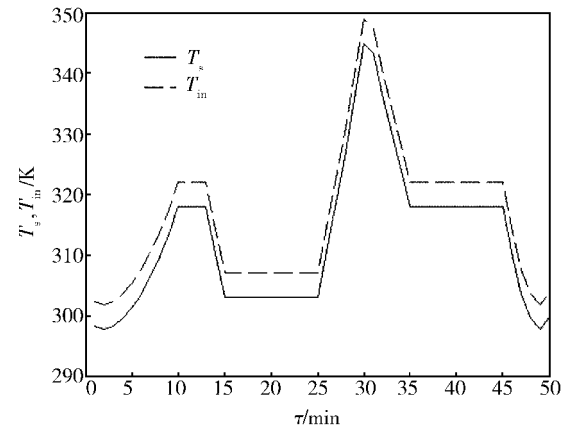


图 8 机翼蒙皮外表面温度 T_s 、机翼蒙皮内表面温度 T_{in} 在飞行过程中的变化

Fig. 8 Aircraft skin temperature T_s and inner skin temperature T_{in} for the entire mission envelope

[4] Hashemi A, Dyson E. Performance characterization of high power electronic equipment onboard an aircraft [R]. AIAA 19920596, 1997.

[5] Hashemi A, Fast M, Schneider J, et al. Performance prediction and control system design of an aircraft skin cooling technique[R]. AIAA 199820837, 1998.

[6] Gernert N J, Baldassarre G J, Gottschlich J. Loop heat pipes for avionics thermal control[R]. SAE 921318, 1996.

[7] Thayer J, Hall G. Flexible air cooled loop heat pipe for high density avionics cooling[R]. AIAA 20023413, 2006.

[8] Beam J. Heat sink options for a more electric aircraft thermal management system[R]. SAE 199721244, 1997.

[9] 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.

SHOU Rongzhong, HE Huishan. Aircraft environmental control[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004. (in Chinese)

[10] Fleming A J, Leland Q H, Yerkes K L, et al. Aircraft thermal management using loop heat pipes: experimental simulation of high acceleration environments using the centrifuge table test bed[R]. AD Report, AFRL2PR2WP2TP2 2002208, 2007.

[11] 余建祖, 陈延民, 苏楠. 电子设备吊舱瞬态热载荷分析与计算[J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 26(1): 70274.

YU Jianzu, CHEN Yanmin, SU Nan. Calculation of transient heating load for avionics pod[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26(1): 70274. (in Chinese)

[12] Phillips A L, Fale J E, Gernert N J, et al. Loop heat pipe qualification for high vibration and high G environments [R]. AIAA 19980885, 1998.

[13] Ku J, Ottenstein L, Rogers P, et al. Testing of a loop heat pipe subjected to variable accelerating forces: Part 1 - Startup[R]. SAE 20020122488, 2000.

