

Simulation study of spatial fluid heat dissipation circuit

Jicai Rui Hanqing Zheng Qiaoyue Dong Linbao Hou

Shanghai Institute of Aerospace Control Technology, Shanghai, 201109, China

Abstract

With the popularity of space photoelectric load, load temperature control has also become a popular research content, among which the temperature control and fluctuation suppression of focal surface chip components are the core requirements. In this regard, the fluid heat dissipation loop based on heat exchanger and fluid pump is put forward, and the finite element model of the whole system is established with NX-TMG module. The response characteristics of the loop system to mutation and alternating external heat flow are analyzed. Based on the analysis of the mainstream orbital external heat flow and working mode, the representative thermal load curve of the worst working condition is fitted and loaded into the main model. As a result, the maximum temperature rise of the fluid loop is only 14.3°C, and the response time is 190s.

Keywords

space photoelectric load; fluid circuit; NX-TMG; orbital external heat flow

空间流体散热回路工作特性仿真研究

芮骥才 郑翰清 董乔月 侯林宝

上海航天控制技术研究所, 中国 · 上海 201109

摘 要

随着空间光电载荷的普及, 载荷温控也成为热门研究内容, 其中焦面芯片组件的温度控制和波动抑制属于核心要求, 对此提出了基于换热器和流体系组800成的流体散热回路, 并利用NX-TMG模块建立了整套系统的有限元模型。分析了回路系统对突变以及交变外热流的响应特性, 基于主流轨道外热流和工作模式的分析, 拟合出具有代表性的最恶劣工况热载荷曲线, 加载到主模型, 结果流体回路最大温升仅14.3°C, 响应时间为190s。

关键词

空间光电载荷; 流体回路; NX-TMG; 轨道外热流

1 引言

大功耗光电芯片被越来越多地用于空间高分辨率成像系统中^[1,2], 其散热问题也逐渐成为制约系统功性能的严重短板, 温度过高会引入强暗电流噪声, 甚至危及探测器的生存安全。目前空间大热耗器件主流散热方式为通过热管、柔性导热索等方式将热量带至卫星冷板^[3,4], 但上述方式均面临长距离损耗过大的问题, 而流体回路作为主动控温手段是应对该类问题的有效解决方案之一, 对此本文开展了典型使用场景的流体回路仿真研究。

2 模型建立

考虑某典型焦平面探测器为氮化硅基板整体尺寸为

76mm×60mm, 为匹配热膨胀系数, 选用铜水换热器作为热端换热器, 整个换热器尺寸为 40mm×40mm×2.5mm, 散热器采用多级 Y 型分支作为内通道。冷端设置冷板并设定为恒温边界 15°C, 将整个模型建立如图 1 所示。为缩短计算时间, 所有部组件采用 shell 单元, 所有流体简化为内径 2mm 的一维管流处理, 按照粗糙度 5μm 自动计算壁面阻力系数。泵体设置在换热器出口位置, 选用出口流体温度作对流量进行闭环控制。

3 突变热流换热特性研究

对模拟芯片设置突变外热流, 在时间为 1s 时, 加载 10W 热耗并保持不变, 对罐内流体施加不同的体积流量 (1~125ml/s, 等比例取值), 得到芯片最中央高温点的温度时变特性如图 2 所示。从图中数据可见, 随着流量的增加, 平衡温度降低较明显, 从初始的 26.3°C 降低到了最终的 20.3°C, 整个系统的传热温差降低接近一倍。随着流量的提升, 系统达到稳态的迟滞周期也同样得到了大量提升, 比较平衡所需时间 $t_{0.95}$, 该值从 1ml/s 对应 187s 提升至 125ml/s 流量对应的 72s。可以得出的基本结论是在泵体扬程能力允

【基金项目】上海市启明星培育项目 (项目编号: 22YF1416800)。

【作者简介】芮骥才 (1990-), 男, 博士, 高级工程师, 从事载荷热管理研究。

许的条件下，应尽量加大流量以提升整个流体回路的响应。

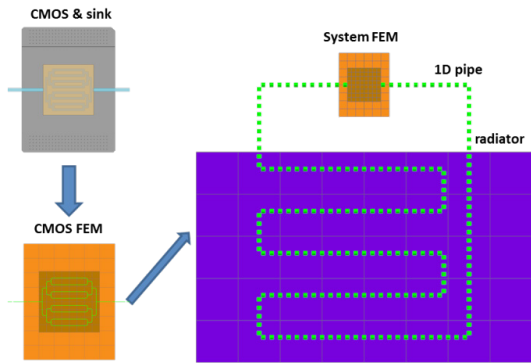


图 1 系统有限元模型建立

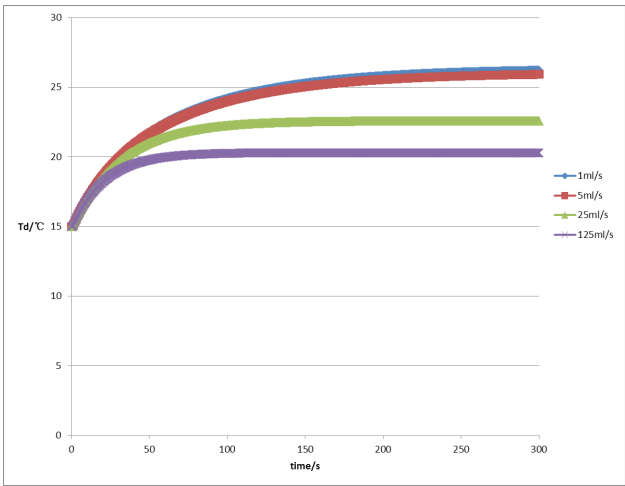


图 2 不同体积流率下的芯片温度变化曲线

4 不同频率外热流特性研究

上述单轨日凌外热流整个循环周期 5800s，属于低频外热流，无法体现流体回路的高响应特征，因此引入不同小周期的外热流，具体设置了循环周期为 10s~80s 并加载到系统上得到结果如图 3 所示。

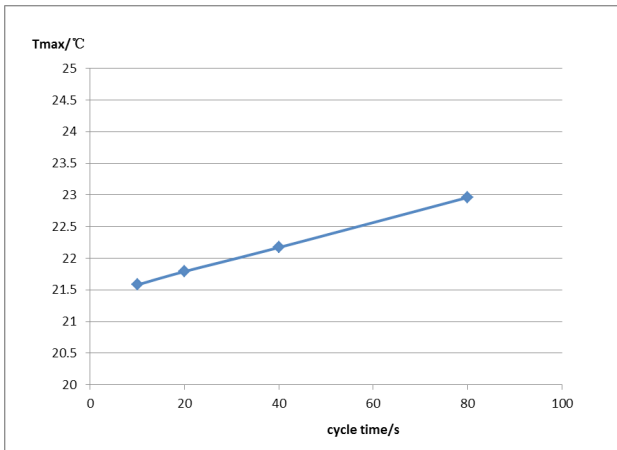


图 3 芯片中心最高温与热流循环周期对应关系

由拟合关系可以看出，芯片中心最高 a 温与循环周期存在正相关的对应关系，外热流变换得越缓慢，则第一个周期引入的温度过冲越明显。实际运行过程中若要保证温度过冲低于探测器与辐射板温度差值的一个数量级，则需要满足

$$f V / Q_v = T_{cycle} \quad (1.1)$$

V 为流动域总体积， Q_v 为体积流量， T_{cycle} 为热流振荡特征周期。

4 真实热载荷响应分析

考虑 100mm 口径 5° 视场的光学相机搭载于商业化 1m 平台，运行的轨道参数信息如表 1 所示，卫星帆板法向为 -Z，为避免遮挡，载荷通常安装于 +X 舱板，这样基于 NX-TMG 模块建立模拟整星的有限元模型，按表 1 加载轨道并进行细分，得到外热流计算模型。

表 1 一种常用的商业航天器轨道参数

轨道类型	太阳同步
轨道高度	500km
轨道离心率	0.002
降交点地方时	11:00am
卫星姿态控制	三轴稳定对地 (+X 飞行, +Z 对地, +Y 按照右手定则)

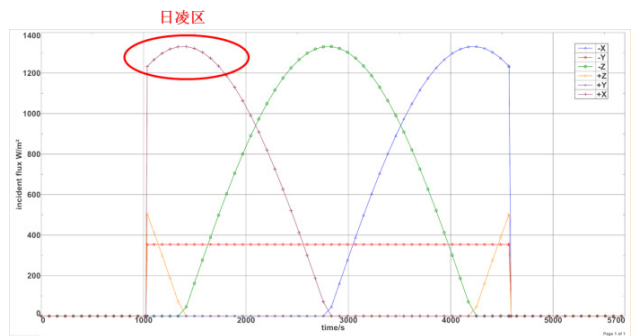


图 4 卫星各朝向一次外热流密度变化曲线

为精确得到光学系统进出地影射入视场内的能量波动，将整个轨道细分成 72 部分后，计算各个面入射外热流密度变化如图 4 所示，其中 X 朝向的曲线初始部分为 0 因为仿真起点为升交点处于地影区域，载荷脱离地影后即面临最恶劣的阳光入射条件，入射的能量密度约为 1378W/m^2 。

考虑通常的光学系统具备较长的遮光罩，可认为超出视场外的光线全部被遮光罩经多次反射后吸收^[5-7]，因此只需要提取出正入射前后 2.5° 部分的外热流，再与探测芯片本身的稳态发热叠加后即可，按以下表达式计算

$$Q_t = \varepsilon \cdot \phi(t) \cdot A_m + Q_d \quad (1.2)$$

其中 Q_t 为探测器总热耗，单位为 W， ε 为相敏元吸收率，一般 0.98 以上，为随时间变化的入射外热流， A_m 为通光面积，等效为 100mm 圆面积， Q_d 为探测器自身发热，当前分析默认其为恒定的 5W 不变。最终得到单轨 5800s 内，

探测器热耗随时间变化关系如下所示：

$$Q_t = \begin{cases} 5W & 0s \sim 1377s \\ 15.4W & 1377s \sim 1457s \\ 5W & 1457s \sim 5800s \end{cases} \quad (1.3)$$

迭代完成后的温度场和关键位置温度变化曲线分别如图5、图6所示。从图中可知在正常仅有5W的探测器热耗情况下，

芯片的最高温为21.2℃，流体入口16.7℃，出口为17.2℃，与冷板之间的传热温差为2℃；整个系统温升6.2℃。而对于周期性的镜头“日凌”工况，回路对于入射热流的动的响应时间仅有190s，且光电芯片的极限温升仅有14.3℃，远低于常规元器件的使用降额要求，足够覆盖实际使用场景。

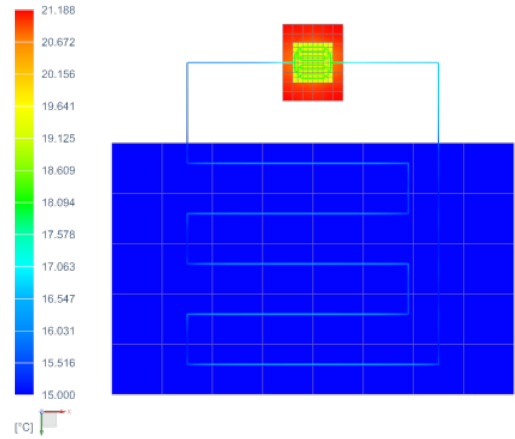


图5 稳态温度场分布

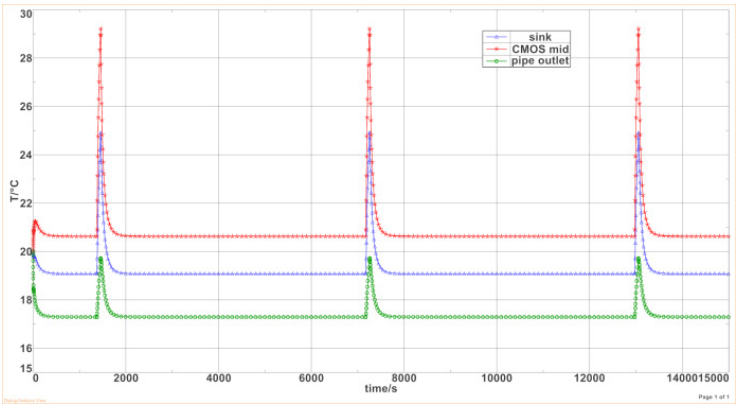


图6 真实外热流下关键位置温度变化曲线

5 结论

对一款商用光电芯片构建了空间用流体散热回路，开展了对应部组件的建模和数值分析，得到以下结论：

- ①流体泵的流动输送能力基本决定整套系统的性能上限，泵体选型时其体积流量使液体灌满整个流动空间的时间远低于实际热流波动周期；
- ②对于典型轨道的恶劣工况，构建的流体回路可有效应对光机系统的“日凌”状态，最大温升仅有14.3℃，能够保证元器件的极限条件适应性。

参考文献

[1] 张学军，樊延超，鲍赫，等.超大口径空间光学遥感器的应用

和发展[J].光学精密工程，2016,24(11):26-13-2626.

[2] 李果，孔祥皓.静止轨道高分辨率光学成像卫星发展概况[J].航天返回与遥感,2018,39(04):55-63.

[3] 屈金祥.航天器系统热分析综述[J].红外,2004,(10):20-27.

[4] 李永赞，胡明辅，李勇.热管技术的研究进展及工程应用[J].应用能源技术,2008,(06):45-48.

[5] 陈醒，胡春晖，颜昌翔，等.大视场空间可见光相机的杂散光分析与抑制[J].中国光学，2019,12（03）：678-685.

[6] 赵海涛，李士刚.低温环境下红外辐射标定技术研究[J].飞控与探测，2023,6（01）：75-79.

[7] 谈小超，易飞.基于光学天线的多光谱窄带热探测器及其应用[J].飞控与探测，2021,4（02）：36-50.