

热力学仿真在天线罩热防护设计中的应用

蒋苏苏,沈红祥,李兴勇,张兰兰,杜方辉

(上海航天控制技术研究所,上海 201109)

摘要:天线罩随飞行器高速飞行过程中产生大量的热,会降低天线的可靠性,需要进行合理的热防护设计。根据天线罩表面冷壁热流和热壁热流的关系,提取天线罩表面热壁热流作天线罩热力学仿真的温度载荷。根据天线罩结构的特点,设计了4种热防护设计方案,进行天线罩热力学仿真,得到4种方案的温度分布云图,并与原始仿真模型进行对比。仿真结果表明,采用第4种热防护设计方案时,热防护效果最佳。

关键词:飞行器;天线;冷壁热流;热壁热流;热仿真;热防护

中图分类号:TP391.9 文献标志码:B 文章编号:1671-5276(2019)06-0139-03

Application of Thermodynamic Simulation in Radiation Protection Design of Radome

JIANG Susu, SHEN Hongxiang, LI Xingyong, ZHANG Lanlan, DU Fanghui

(Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: The radome generates lots of heat during high-speed flight of the aircraft, thus reducing the flight reliability of the antenna inside the radome. So the radome has need to do the reasonable thermal protection design. Based on the relationship between cold-wall heat flux and hot-wall heat flux, this paper extracts the hot-wall heat flow of the radome surface as the temperature load of its thermodynamic simulation. According to its structural characteristics, four thermal protection schemes are designed and its thermodynamic simulation is performed, then the result is obtained. The result shows that the result of the fourth thermal protection scheme is the best.

Keywords: aircraft; radome; cold-wall heat flux; hot-wall heat flux; thermodynamic simulation; thermal protection

0 引言

飞行器在大气环境中沿轨道飞行时,高速气流流过飞行器表面时,由于摩擦、压力改变和速度受到阻滞等因素的影响,导致飞行器周围空气温度升高,空气中的热量通过热传导和辐射等方式传递给飞行器^[1]。这种气动加热方式对飞行器结构会产生一系列不利影响,比如降低结构的承载能力、恶化内部仪器设备的工作环境以及降低工作的可靠性等^[2]。

本文通过研究冷壁热流和热壁热流的关系,提取天线罩外壁表面的热壁热流,将其作为天线罩热力学仿真的温度载荷,针对天线罩内部天线温度过高的问题,提出4种热防护设计方案,并分别进行热力学仿真,找出最佳热防护设计方案。

1 飞行器热壁热流的计算

1.1 冷壁热流和热壁热流的关系

冷壁热流是指假定结构表面温度为热力学温度 0° 时,结构受气动加热的热流;热壁热流是指结构净吸收的热流,其与结构表面温度相关。

热壁热流和冷壁热流的关系^[3]为

$$q_n = q_c \left(1 - \frac{h_w}{h_r} \right) - \sigma \varepsilon T_w^4$$

式中: q_n 为结构净吸收的热流即热壁热流; q_c 为表面热力学温度为 0° 时结构吸收的热流,即冷壁热流; h_w 为表面壁温下的空气焓值; h_r 为气体恢复温度下的空气焓值; ε 为防热层表面辐射系数; σ 为斯忒藩-波尔兹曼常数,一般取值 $= 5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$; T_w 为表面壁温。

当飞行器飞行马赫数不高时,热壁热流和冷壁热流的关系可简化为^[4]:

$$q_n = q_c \left(1 - \frac{T_w}{T_r} \right) - \sigma \varepsilon T_w^4$$

式中 $\frac{T_w}{T_r}$ 为壁面温度和气体恢复温度之比。

1.2 热壁热流计算结果

根据飞行器飞行弹道参数计算出的冷壁热流进行仿真,得到天线罩外壁温度曲线如图1所示,热壁热流曲线如图2所示。

由图1可以看出,天线罩外壁温度开始时随时间增加,在34s时温度达到最高,可达到 454°C ,之后温度逐渐开始降低,60s时温度为 215.6°C ;由图2可以看出,天线罩外壁热壁热流随时间先增加后降低,在12s时达到最高

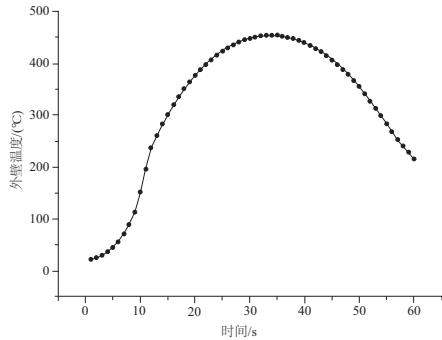


图1 天线罩外壁温度曲线图

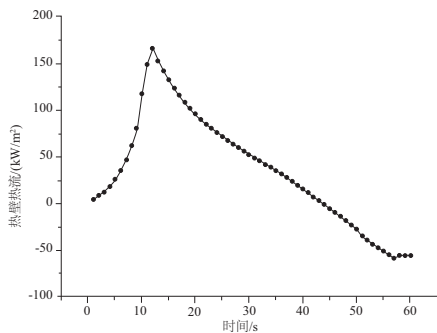


图2 天线罩外壁热壁热流曲线图

166.2 kW/m², 在 44 s 时由 3 kW/m² 变为 -1 kW/m²。

2 天线罩热仿真分析

2.1 天线罩模型及初始热仿真

天线罩采用螺钉紧固联接的方式,天线安装在安装座上,安装座和保护罩固连在一起,天线罩结构简图如图 3 所示。

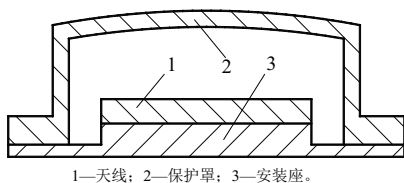


图3 天线罩结构示意图

由图 2 可以看出,保护罩外壁温度最高可达 454 °C,此时不锈钢、铝合金等材料已经失效,因此保护罩采用能耐 450 °C~500 °C 高温的钛合金材料^[5]。对天线罩进行热力学仿真,天线温度分布云图如图 4 所示。由图 4 可以看出,当不增加隔热措施时,天线的温度最高到 124.5 °C。

一般热防护措施都是采用新型耐高温材料或热防护层进行隔热^[6]。本文拟采用导热系数极低的防热材料进行隔热,这种导热系数极低的材料可以有效阻止外部热流向内传递,降低内部结构的温度。常见的无机材料隔热涂层熔点高,但是比较脆,密度大,不利于隔热;有机片状防热层密度小,有一定的弹性,和金属材料粘接力较强,是一种较为理想的防热涂层材料^[7]。

本文采取的保护罩为钛合金材料,安装座为铝合金材

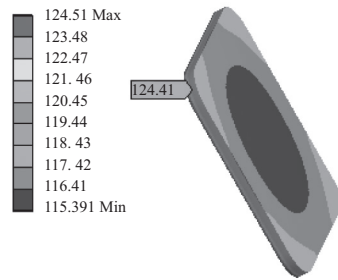


图4 原始方案天线温度分布云图

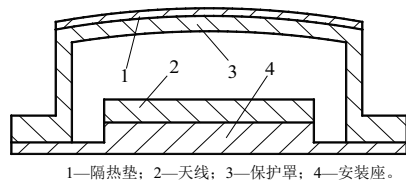
料,天线罩各零部件材料参数详见表 1。

表1 天线罩各零部件材料参数

零部件	密度/ (kg/m ³)	比热容/ J · (kg · K) ⁻¹	热导系数/ W · (m · K) ⁻¹
隔热垫	1 700	1 190	0.50
天线	2 000	1 100	0.40
安装座	2 700	837	155.00
保护罩	4 500	520	15.24

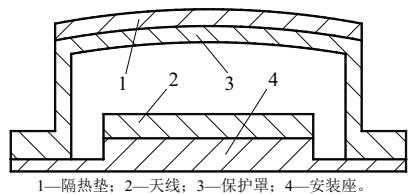
2.2 天线罩热防护设计

根据天线罩的结构特点,本文提出了 4 种解决方案,方案 1 采取在保护罩外安装 2 mm 厚隔热垫,结构简图如图 5 所示;方案 2 采取在保护罩外安装 4 mm 厚隔热垫,结构简图如图 6 所示;方案 3 在保护罩和安装座、安装座和天线之间分别安装 2 mm 厚隔热垫,结构简图如图 7 所示;方案 4 将保护罩整体材料改为与隔热垫同一种材料,结构简图如图 3 所示。



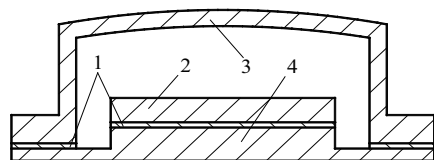
1—隔热垫; 2—天线; 3—保护罩; 4—安装座。

图5 方案1结构示意图



1—隔热垫; 2—天线; 3—保护罩; 4—安装座。

图6 方案2结构示意图



1—隔热垫; 2—天线; 3—保护罩; 4—安装座。

图7 方案3结构示意图

根据方案 1-方案 4 建立相应模型,将模型分别导入到 ANSYS Workbench 中进行热仿真,将图 2 中热壁热流作为温度载荷添加到天线罩外壁,分析天线罩中天线的温度分布云图,如图 8-图 11 所示。

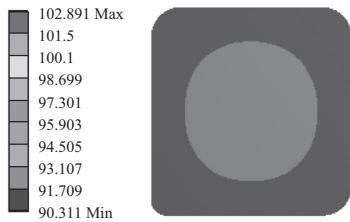


图 8 方案 1 天线温度分布云图

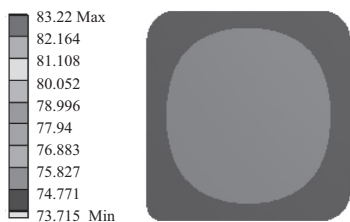


图 9 方案 2 天线温度分布云图

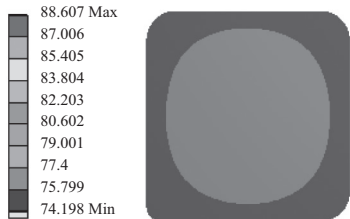


图 10 方案 3 天线温度分布云图

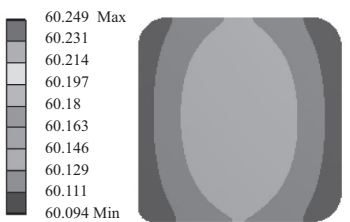


图 11 方案 4 天线温度分布云图

2.3 天线罩热仿真结果分析

由图 8-图 11 可得,采取不同方案的热防护设计时,天线最高温度及最低温度,详见表 2。

表 2 4 种方案天线温度 单位:℃

方案	最高温度	最低温度
原始方案	124.5	115.4
方案 1	102.9	90.3
方案 2	83.2	73.7
方案 3	88.6	74.2
方案 4	60.2	60.1

由表 2 可以看出,当采用方案 1 进行热防护设计时,天线最高温度降低了 17.3%;采用方案 2 进行热防护设计时,天线最高温度降低了 33.2%;采用方案 3 进行热防护设计时,天线最高温度降低了 28.8%;采用方案 4 进行热防护设计时,天线最高温度降低了 51.6%。

3 结语

根据热仿真分析结果可以看出,将保护罩材料改为隔热材料一致时,与不采取热防护设计时相比,最高温度降低了 51.6%,天线罩热防护效果最佳。因此这种热防护设计更有效地降低了天线罩内部天线的温度,保证了天线罩内天线在飞行过程中的可靠性。

参考文献:

- [1] 沈娟,李舰. 高超声速飞行器的防热材料与防热结构进展[J]. 飞航导弹,2013(1):86-90.
- [2] 陈东阳,LAITH K·Abbas,芮筱亭. 旋转弹箭气动导数与气动热仿真计算[J]. 计算机仿真,2014,31(5):26-30.
- [3] 王智勇,巨亚堂,黄世勇. 结构热试验中冷壁热流边界模拟方法研究[J]. 航天器环境工程,2008,25(1):33-35.
- [4] 李翔,傅波. 高超声速飞行器复杂结果热试验技术[J]. 航空学报,2016,37(S1):73-79.
- [5] 张海鑫,杨沫,于娟,等. TC4 钛合金高温热拉伸行为及本构方程研究[J]. 机械制造与自动化,2017,46(2):34-36.
- [6] 周宇航. 考虑防热层的高速火箭弹气动热计算[D]. 南京:南京理工大学,2017.
- [7] 余旭东,葛金玉,段德高,等. 导弹现代结构设计[M]. 北京:国防工业出版社,2007.

收稿日期:2018-08-01