月地高速再入耐烧蚀天线设计与验证

陈刚*, 杨昌昊, 孙大媛, 智国平

中国空间技术研究院总体部, 北京 100094

* E-mail: chengang501@126.com

收稿日期: 2014-12-20; 接受日期: 2014-12-30

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 月地高速再入返回飞行器是我国首次深空再入返回的航天器, 飞行器以第二宇宙速度再入地球大气层, 与近地轨道再入返回的返回式卫星及飞船相比, 再入热环境条件更为严酷, 具有热流密度峰值高、比热焓高、总加热量大、加热时间长的特点, 对于再入飞行器天线设计要求更为苛刻. 本文对月地高速再入返回轻小型宽频耐烧蚀天线设计方法以及试验验证情况进行了阐述, 给出了试验验证结果, 飞行验证结果表明, 耐烧蚀天线的防隔热、电、机一体化协同设计与验证技术得到了充分验证, 各项性能满足总体指标要求.

关键词

月地高速再入
耐烧蚀
宽频带
轻小型
天线

1 引言

月地高速再入返回飞行器是我国首次深空再入返回的航天器, 目的是为了验证返回器技术方案的可行性和正确性, 为后续探月三期采样返回任务奠定技术基础.

飞行器配备 S 频段测控天线及 GPS 天线两种耐烧蚀天线, S 频段测控天线在返回再入段建立射频通信信道, 满足测控链路要求, 实现返回器与地面站的测控通信; GPS 接收天线建立 GPS 射频接收通道, 供 GPS 接收机实现定位.

飞行器将以 11 km/s 半弹道跳跃式二次再入地球大气层. 与近地轨道返回式卫星及飞船相比, 再入热环境条件更为严酷, 具有峰值热流密度高、比热焓高、总加热量大、加热时间长的特点.

因此, 本文着重介绍月地高速再入返回飞行器耐烧蚀天线设计方案及其关键技术, 并对试验验证情况进行介绍.

2 任务分析

月地高速再入返回任务的热气动加热环境特点是高热流密度峰值、高焓、大剪力、长加热时间、大总加热量, 其最大总加热量弹道下的热流密度曲线如图 1 所示.

各种再入航天器的天线布局位置的再入气动加热环境条件比较如表 1 所示. 飞行器耐烧蚀天线布局位置的最大峰值热流密度、气体总焓、再入加热时间以及总加热量均约是飞船 2 倍.

月地高速再入返回飞行器耐烧蚀天线的防隔热设计是飞行器设计的关键技术之一, 月地高速再入返回飞行器耐烧蚀天线的再入热环境具有高焓值、高热流密度、总加热时间长以及二次烧蚀的特点, 同时由于重量指标的严格约束, 不仅需要掌握 11 km/s 二次再入地球大气层的热防护关键技术, 同时还要实现耐烧蚀天线的宽频带、轻小型化设计目标.

现有的以近地轨道返回式卫星和飞船返回舱均

引用格式: 陈刚, 杨昌昊, 孙大媛, 等. 月地高速再入耐烧蚀天线设计与验证. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 268–275

Chen G, Yang C H, Sun D Y, et al. The ablation antenna design and verification of circumlunar free return and reentry flight vehicle (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 268–275, doi: 10.1360/N092014-00463

图 1 热流密度曲线

表 1 月地再入与近地轨道再入航天器环境技术指标对比

型号	再入方式	再入速度 (km/s)	气体总焓 (MJ/kg)	加热时间 (s)
飞船	半弹道 直接再入	约 7.8	29	530
返回式卫星	弹道再入	约 7.8	/	160
月地高速飞 行器	半弹道 跳跃式二次 再入	初次约 11 二次约 7.8	57	1075

采用半弹道式直接再入方式返回地球，其再入速度为近第一宇宙速度，所用的平装耐烧蚀测控天线的工作温度为 $-100^{\circ}\text{C}\sim+1200^{\circ}\text{C}$ (短时耐受 $+1400^{\circ}\text{C}$)。而月地高速再入返回飞行器以 11 km/s 超高速半弹道跳跃式再入地球大气层，返回器耐烧蚀天线布局位置的热流密度峰值、气体总焓、以及再入总加热时间大约都是近地轨道返回航天器如飞船的 2 倍以上，总加热量也远大于飞船，且天线为窄带设计，不能满足收发共用的宽频设计需求，原有型号产品无法满足新任务要求，需要重新设计以满足任务需求。

月地高速再入返回飞行器耐烧蚀天线需采用良好的气动外形形式，开展超高速再入返回宽频带耐烧蚀 S 频段测控及 GPS 天线防隔热关键技术攻关工作。

首先，需要通过大量的材料体系调研及分析工作，结合地面风洞烧蚀试验，筛选出能够抗高热流和强冲刷的耐烧蚀/透波多功能材料。高热流密度峰值要求采用耐烧蚀性能好的材料，大剪力要求采用抗冲刷、抗机械剥蚀的材料，这样的材料一般密度高；而长加热时间、大总加热量要求采用隔热性能好的材料，隔热性能好的材料密度低，耐烧蚀性能差，抗剪

力能力差。同时，月地高速再入返回飞行器再入过程气体总焓达到 57 MJ/kg ，而目前导弹和飞船、返回式卫星所遇到的最高气体总焓不大于 30 MJ/kg ，总焓增大，使得真实气体效应加剧，可能会对天线材料的烧蚀机理产生影响。因此，需要对天线材料进行筛选，并对天线的结构尺寸进行热防护设计，以保证完成月地高速再入返回飞行器天线的防隔热性能要求。

其次，通过对天线防隔热性能、电性能和机械性能的一体协同设计和仿真分析，实现天线总体性能的最优化，同时，通过地面风洞试验方案设计，完成长时间、多台阶、大差异热流下的二次再入轨道模拟考核试验。

3 总体技术设计

3.1 设计约束

月地高速再入返回飞行器是我国首个实现深空再入返回的航天器，根据月地高速再入返回任务特点，耐烧蚀天线设计具有如下约束条件：

- 1) 11 km/s 的再入速度二次再入地球大气层所带来的高热流密度峰值、高焓、大剪力、长加热时间、大总加热量的恶劣环境，需要耐烧蚀天线具备热防护能力；
- 2) 采用半弹道二次跳跃再入方式所带来的二次烧蚀，需要耐烧蚀天线能够承载二次烧蚀环境冲击，同时确保天线性能不下降；
- 3) 返回器体积小、重量轻，返回器重量资源受限严重，需优化系统设计，并进行产品轻小型化设计，确保满足返回器重量和体积的约束；
- 4) 采用收发共用的测控设计，需要耐烧蚀天线具备宽频带性能。

3.2 总体技术设计

近地轨道的耐烧蚀天线已在返回式卫星以及飞船上得到长期的应用，拥有良好的气动结构外形。月地高速再入返回飞行器充分继承前期成功型号的经验，采取与返回器共形的平装结构形式，以减少再入段的强气流冲刷。

月地高速再入返回飞行器耐烧蚀 S 频段测控天线采用收发共用工作模式，两副组阵形成近全空间覆盖。从返回器平台、飞行轨道、耐受更宽温度范围、天线波束覆盖区域广、频率带宽以及轻小型化程度高

的要求等因素综合考虑, 并根据以上分析思路, 单元天线气动结构外形采用平装方式, 馈电部分采用腔体螺旋形式^[1], 螺旋圈数 $n=2\sim4$ 圈, 螺旋半径 $r=\lambda/8\sim\lambda/6$, 螺旋线间距 $\lambda/8\sim\lambda/6$, 腔体口径 $D=\lambda/4\sim\lambda/3$, 可实现宽频带、轻小型的设计要求, 天线增益及驻波比如图 2 和 3 所示; 天线窗透波部分材料可以采用二氧化硅复合材料, 可满足防隔热指标要求及收发共用宽频带要求, 因此耐烧蚀 S 频段测控天线采用平装耐烧蚀腔体螺旋天线型式, 实现宽频带、宽波束、轻小型设计; 耐烧蚀 GPS 天线也采用相同结构形式实现宽波束、轻小型设计。

耐烧蚀天线采用平装的气动外型形式, 通过大量的材料体系调研及分析工作, 结合地面风洞烧蚀试验, 筛选出能够抗高热流和强冲刷的耐烧蚀/透波多功能材料, 采用低热导率、高机械强度、介电性能稳定的二氧化硅复合材料^[2,3], 解决了天线防热、透波、力学承载等技术难题; 通过天线防隔热性能、电性能和机械性能的一体协同设计和仿真分析, 解决透波

图 2 S 频段天线 1.9~2.3 GHz 增益方向图

图 3 S 频段天线驻波比

辐射和流固耦合等复杂传热机理下的机电热多目标优化问题, 实现了天线总体性能的最优化; 通过地面风洞试验方案设计, 完成了长时间、多台阶、大差异热流下的二次再入轨道模拟考核试验. 月地高速再入返回耐烧蚀 S 频段测控及 GPS 天线解决了 11 km/s 二次再入地球大气层的热防护技术难题, 比近地轨道返回的航天器天线能够耐受更高焓值、更高(2 倍)热流密度、更长(近 2 倍)加热时间, 天线表面耐受温度近 1800℃, 频带宽, 体积更小, 设计重量更轻.

通过从再入返回器平台、飞行轨道、耐受更宽温度范围、天线波束覆盖区域广、频率带宽以及轻小型化程度高的要求等因素综合考虑, 耐烧蚀天线采用平装耐烧蚀腔体螺旋天线型式, 单元天线气动结构外形平装设计形式, 馈电部分采用腔体螺旋形式, 天线窗透波部分材料采用二氧化硅复合材料, 既可满足防隔热指标要求及收发共用宽频带要求, 又能够保证整体性能达到防隔热、小型化、轻量化的目的.

3.3 防隔热设计与分析

1) 材料筛选

月地高速再入返回飞行器气动加热环境的特点是高热流密度峰值、高焓、大剪力、长加热时间、大总加热量. 高热流密度峰值要求采用耐烧蚀性能好的材料, 大剪力要求采用抗冲刷、抗机械剥蚀的材料, 这样的材料一般密度高; 而长加热时间、大总加热量要求采用隔热性能好的材料, 隔热性能好的材料密度低, 耐烧蚀性能差, 抗剪力能力差.

根据以往的型号经验, 以及国内相关材料的实际研制水平, 对备选材料性能进行了的分析、比较, 并结合材料烧蚀试验进行了筛选. 用于天线表面耐烧蚀、透波的材料选用二氧化硅复合材料, 该材料优点: 极低的线膨胀系数, 抗热震性优异, 介电性能优异, 直至烧蚀状态介电损耗变化较小, 耐烧蚀性能优异, 热导率低, 材料使用可靠性高; 天线内部组件材料选用极低的线膨胀系数, 低热导率, 有良好机械性能的材料, 确保良好的隔热、机械性能.

2) 详细设计

返回器再入过程中, 天线腔体内部保持较低的气压, 因此对流传热的影响可以忽略不计. 在返回器耐烧蚀天线的热防护设计中, 热能传递方式主要考虑透波窗与金属腔体、天线支撑介质之间的热辐射效应、透波窗与外界环境之间的热辐射效应、透波窗与

透波窗安装座之间的热传导效应以及透波窗安装座与金属腔体之间的热传导效应。

根据耐烧蚀天线的结构形式,透波窗与透波窗安装座兼具耐烧蚀、防隔热功能,因此将其定义为隔热层;而金属腔体外壁面有温控要求,因此定义为冷结构。增加隔热层的厚度可以有效的降低内部冷结构的峰值温度,但由于透波窗同时存在电性能要求,而透波窗安装座则不存在这方面的限制,因此对透波窗的厚度、以及透波窗安装座的厚度分别设定取值范围,并选作为温度场分析计算的设计主要变量。

增加金属腔体承载能力同样可以有效的降低天线内部冷结构的峰值温度,但由于金属材料的密度较大,增加金属腔体的热容会显著增加天线的重量,因此金属腔体的性能参数设计范围较窄;另外,金属腔体的结构尺寸较多,作为设计变量会严重影响到主要问题的分析计算效率。所以,金属腔体的尺寸采取变厚度设计予以固化,即尽可能的增加金属腔体法兰盘与底部圆盘之间的热阻,使得天线安装法兰部位的温度满足要求。

耐烧蚀天线的防隔热性能与其电性能之间还存在耦合关系,在协同设计过程中,通过多次设计迭代,完成耐烧蚀天线的结构设计尺寸的确定。

3.4 仿真分析

1) 控制方程

描述固体瞬态传热行为的微分方程及其边界条件、初始条件在三维情形下表述如下^[4]:

$$\begin{aligned} \rho C \frac{\partial T}{\partial t} &= \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right), \\ \lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{\Gamma} &= q_n, \\ T(x, y, z, t_0) &= T_0. \end{aligned} \quad (1)$$

其中, T 为温度, ρ 为材料密度, C 为材料比热, λ 为材料导热系数, q_n 为边界净热流, T_0 为初始温度。

2) 热流边界条件

热流边界条件共分为三种:在天线窗外表面采用气动对流加热和自然辐射换热;在腔内表面考虑天线窗内表面和其他表面之间的辐射换热;其余外表面采用绝热边界条件。

(1) 外表面换热计算方法

对于外表面的对流和自然辐射换热,热流表达

为

$$q_n = q_{or} (1 - h_w / h_r) - \varepsilon \sigma T_w^4, \quad (2)$$

其中, q_{or} 为冷壁热流, h_r 为恢复焓, h_w 为壁焓,它是紧贴壁面的气体温度(因而可认为即固壁温度 T_w)和壁面压力 p 的函数,可表示为 $h_w = f(p, T_w)$, ε 为材料辐射系数, σ 为波尔兹曼常数。

(2) 内表面换热计算方法^[5]

对于内腔表面的辐射热流计算模型,采用如下假设条件:

①腔内介质为透明体,固体表面为非透明体,这意味着腔内气体不参与辐射换热,固体间辐射只发生在表面;

②定向辐射强度为常数,即固体内表面为漫射表面;

③热辐射交换满足 Kirchhoff 定律,即对黑体投入辐射的吸收率等于同温度下该物体的发射率;

④黑体辐射强度满足 Stefan-Boltzmann 定律,即黑体辐射强度正比于热力学温度四次方 $E_b = \sigma T^4$ 。

3) 三维热传导方程的有限元离散

方程(1)一般情况下无法获得解析解,需要通过数值计算求解。首先对方程进行离散,离散的目的在于把无限自由度问题转化为有限自由度问题,将对微分方程的求解变为代数方程的求解,最终得到离散点上的数值解。

本文在空间域采用伽辽金加权余量形式的有限元法来实现对微分方程(1)的离散,而在时间域则采用差分离散。

令求解域为 Ω , 其边界为 Γ 。将此空间域划分为 N_e 个六面体单元,每个单元包含 8 个结点,结点总数是 N_p 。对方程(1)的数值模拟将获得每一时刻 N_p 个结点上的温度值。在求解域里,权函数把结点值和除结点以外的任意点的值联系起来。即

$$u = \phi_j u_j, \quad x = \phi_j x_j. \quad (3)$$

以下推导过程中,使用张量记法,下标遵守爱因斯坦求和约定。

4) 代数方程的求解方法

热传导方程是描述相应物理规律的偏微分方程,经有限元离散之后,对它的数值求解问题转化为对某一线性代数方程组的求解问题。本文采用预处理共轭梯度法(PCG)对线性代数方程组进行求解。

设所求解的线性代数方程组为

$$Ax = b, \quad (4)$$

其中, A 为 $N \times N$ 满秩矩阵, x 为 N 维待解向量, b 为 N 维载荷向量.

应用经典的共轭梯度法求解代数方程组的步骤如下.

步骤 1, 计算初始残差 $r_0 = b - Ax$, $p_0 = r_0$;

步骤 2, 开始循环至收敛(收敛条件为 r_j 小于事先给定的小量 ε);

步骤 3, $\alpha_j = (r_j, r_j) / (Ap_j, p_j)$;

步骤 4, $x_{j+1} = x_j + \alpha_j p_j$;

步骤 5, $r_{j+1} = r_j - \alpha_j Ap_j$;

步骤 6, $\beta_j = (r_{j+1}, r_{j+1}) / (r_j, r_j)$;

步骤 7, $p_{j+1} = r_{j+1} + \beta_j p_j$;

步骤 8, 结束循环.

5) 分析结果

耐烧蚀天线的仿真分析结果经地面试验数据校核, 得到如图 4 所示的各特征点的温度曲线和整体温度云图. 返回器耐烧蚀天线单机再入过程的各处温度响应均满足指标要求.

耐烧蚀天线在再入典型时刻的温度云图如图 4 所示, 其中 1075 s 为气动加热结束时刻, 1800 s 为返回器落地时刻. 可以看出, 根据温度场分析预示的结果, 耐烧蚀天线的背温最高时刻出现在落地状态, 且小于指标要求, 能够满足任务需求.

图 4 天线温度沿弹道的变化
(a) 天线外表面温度曲线; (b) 天线腔体背壁温度曲线

图 5 天线特征时刻温度云图
(a) 1075 s; (b) 1800 s

4 地面试验验证

4.1 烧蚀试验

1) 鉴定试验

针对耐烧蚀天线结构设计相应的试验件模型, 利用地面风洞设备建立相当的高温和高气流环境进行烧蚀试验, 通过适当的测试和计算对耐烧蚀天线的防隔热设计和结构性能进行验证. 验证内容主要包括: 获取耐烧蚀天线结构的温度分布数据, 通过与计算数据的对比, 验证分析计算模型的正确性, 并进行必要的模型修正; 通过试验前后试验件模型的状态对比, 对耐烧蚀天线结构的材料、结构和生产工艺环节进行验证; 通过试验前后试验件模型的状态对比, 对耐烧蚀天线结构的热应力破坏、烧蚀匹配、以及缝隙隔热问题进行验证; 对耐烧蚀天线耐受返回再入段气动热环境的能力进行验证.

2) 试验状态

由于耐烧蚀天线采用平装结构形式设于返回器侧壁上, 其外表面与侧壁大面积防热结构基本共形, 没有明显的突起物和凹陷区, 因此在该热结构烧蚀试验中, 采用超声速平板自由射流试验技术. 在紧贴二维矩形喷管出口处, 与气流有一定攻角地放置平板模型, 试验布局示意图如图 6.

图 6 超声速平板试验示意图

图 7 烧蚀试验前后天线外表状态对比

(a) 天线烧蚀前; (b) 天线烧蚀后

3) 试验结果

经过高量级的材料烧蚀试验考核, 天线表面选用材料具备良好的耐烧蚀能力, 隔热性能能够满足任务要求, 天线能够耐受 1800°C , 天线安装面不超过 200°C . 烧蚀试验前后的天线状态如图 7 所示.

鉴定烧蚀试验后经检查, 天线内部结构完好, 未有蹿火、破坏、熔融现象, 耐烧蚀天线的气动外形, 能够承受再入段气动加热载荷, 并为天线本体提供热防护功能; 安装于返回器侧壁表面的耐烧蚀天线具备与周边防热层的烧蚀匹配性. 因此, 耐烧蚀天线能够耐受月地高速再入返回段的气动热环境.

烧蚀试验后, 进行耐烧蚀 S 频段测控天线、GPS 天线电性能(增益方向图及驻波比)测试, 各耐烧蚀天线均能够正常工作, 烧蚀前后天线电性能一致, 增益方向图如图 8 所示, 满足总体指标要求.

4.2 电性能测试

耐烧蚀 S 频段测控天线 RM 器组阵净增益方向图如图 9(a)所示, 增益不小于 -9 dB 覆盖率为 99.60% ; 全空间内增益不小于 -20 dB 的覆盖率为 99.43% .

耐烧蚀 GPS 天线 RM 器净增益方向图如图 9(b)所示, 满足 $\pm 70^{\circ}$ 范围内不小于 -1 dB , $\pm 75^{\circ}$ 范围内不小于 -2.5 dB .

图 8 烧蚀试验前后天线增益方向图对比
(a) S 频段测控天线烧蚀前后; (b) GPS 天线烧蚀试验前后

图 9 (a) S 频段测控天线 RM 器组阵增益方向图; (b) GPS 天线 RM 器增益方向图

5 飞行试验验证

2014 年 11 月 1 日 6 时 42 分, 返回器圆满完成了半弹道跳跃式再入返回并安全着陆于内蒙古四子王旗. 返回器返回过程中实际进入黑障^[6]时间与仿真数据对比见表 2. 再入前、二次再入之间以及再入后, 遥测遥控以及 GNC 信号正常, 地面站接收正常、GNC 接收 GPS 定位信息正常, 证明耐烧蚀天线经受住月地超高速二次再入返回飞行试验任务考核.

经检查, 耐烧蚀天线状态良好, 与周边防热结构烧蚀匹配状态符合预期, 防隔热设计圆满成功.

6 结论与展望

月地高速再入返回飞行器耐烧蚀天线通过在轨

表 2 返回器黑障仿真与实测结果对比

序号	高度(km)	返回器是否进入黑障	
		仿真	实测
1	95	否	94.2 km 进黑障
2	90	是	
3	85	是	
4	70	是	是
5	80	是	是
6	85	是	86.3 km 出黑障
7	90	否	
8	85	否	83.5 km 进黑障
9	80	是	
10	75	是	是
11	70	是	是
12	65	是	是
13	60	是	是
14	55	是	是
15	50	否	50.6 km 出黑障

飞行试验验证了深空超高速再入返回宽频带轻小型耐烧蚀天线设计的正确性, 验证了与测控及 GNC 系统的匹配性以及与防热层结构的烧蚀匹配性. 其设

计技术、性能预测与评估技术对载人登月飞行器、深空返回/进入器、载人飞船、返回式卫星、运载火箭、导弹、武器系统等领域有借鉴意义.

参考文献

- 1 金显盛. 再入飞行器天线. 北京: 国防工业出版社, 2000
- 2 黎义, 张大海, 陈英, 等. 航天透波多功能材料研究进展. 宇航材料工艺, 2000, 30: 1-5
- 3 黎义, 李建保, 张大海, 等. 航天透波多功能复合材料的介电性能分析. 宇航材料工艺, 2001, 31: 4-9
- 4 皮茨, 西索姆. 葛新石, 译. 传热学(全美经典学习指导系列). 第二版. 北京: 科学出版社, 2002
- 5 杨世铭, 陶文铨. 传热学. 第三版. 北京: 高等教育出版社, 1998
- 6 王家胜, 杨显强, 经姚翔, 等. 钝头型航天器再入通信黑障及对策研究. 航天器工程, 2014, 23: 6-16

The ablation antenna design and verification of circumlunar free return and reentry flight vehicle

CHEN Gang, YANG ChangHao, SUN DaYuan & ZHI GuoPing

Institute of Spacecraft System Engineering, Chinese Academy of Space Technology, Beijing 100094, China

The circumlunar return and reentry spacecraft is the first return and reentry spacecraft applied for deep space mission in China, which maneuvered into aerosphere of the earth at 2th cosmic velocity by suffering an even harder thermal environment with higher peak of thermal current density, higher specific heat enthalpy, higher quantity of heat and longer heating duration, compared with reentry capsule and spaceship in near earth orbit. Therefore, antenna used for circumlunar return and reentry spacecraft must satisfy an even harder design requirement. In this article, design techniques and performance verification process and result for a light and miniaturized ablation antenna operated within wide frequency range applied for circumlunar return and reentry mission are introduced. In-orbit verification result proves that heat insulation design, coordinated design of electrical and mechanical components of ablation antenna have been verified absolutely, and all of the performance complies with the target requirement of the spacecraft system.

circumlunar free return, high velocity reentry ablation, wide band, lightweight, antenna

doi: 10.1360/N092014-00463