

基于天链卫星的箭载 Ka 频段中继 用户终端设计与实现

翟高伟¹, 梁晨光², 赵锦瑾², 邓昊¹

(1. 北京遥测技术研究所, 北京 100076;

2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 论述了一种利用中继卫星进行通信的通用型箭载 Ka 频段中继用户终端的设计方案, 对微波信道技术、箭星指向算法技术、热控技术、通用化技术等关键技术进行了重点分析, 最后给出了该通用型 Ka 频段中继用户终端的性能指标。

关键词: 跟踪与数据中继卫星系统; Ka 频段中继用户终端; 天基测控

中图分类号: V556.1

文献标识码: A

文章编号: 2096-4080 (2020) 04-0007-08

The Design and Implementation of General Ka-Band Terminal Based on TDRSS

ZHAI Gaowei¹, LIANG Chengguang², ZHAO Jinjin², DENG Hao¹

(1. Beijing Research Institute of Telemetry, Beijing 100076, China;

2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: This paper discusses the design of a Ka-band terminal for launch vehicle communication using relay satellite. The key technologies, such as microwave channel technology, launch vehicle and satellite pointing technology, thermal control technology and general technology are discussed. The performance index of the terminal is also given.

Key words: Tracking and Data Relay Satellite System (TDRSS); Ka-band relay terminal; Space-based telemetry

0 引言

运载火箭天基测控技术是利用中继卫星系统来提高运载火箭测控覆盖率的一种技术手段。随着航天事业的发展, 地基测控方式的缺点逐步暴露了出来, 表现为运载火箭发射弹道存在测控空白、某些运载火箭发射轨道涉及领土问题导致无法布船以及测量船的数量短缺影响发射周期。因此, 航天测控通信系统从“地基网”向“天基网”发展已成为航天测控界的共识, 天基测控必将成为今后运载火箭测控手段的重要组成部分^[1-8]。

在运载火箭卫星中继系统中, 中继卫星系统提供一条 SSA 反向低速链路和两条 KSA 反向高速链路, 箭载中继终端安装于火箭平台, 利用中继卫星系统实现运载火箭遥测数据的传输。运载火箭与中继卫星间跟踪方式主要有两种, 即程控跟踪模式与自动跟踪模式^[9-10]。目前国内已有的 S 频段箭载用户终端采用的跟踪方式为程控跟踪模式, 即箭载用户终端提取运载火箭平台送来的位置、姿态信息, 解算获取运载火箭与中继卫星的相对位置信息, 通过波束控制器控制相控阵天线波束指向中继卫星, 国内首台箭载 S 频段中继终端也

收稿日期: 2019-12-21; 修订日期: 2020-07-01

作者简介: 翟高伟 (1986-), 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为箭载中继用户终端。E-mail: zhaigw1986@163.com

已于2012年搭载于CZ-3C运载火箭进行首飞^[2]。目前国内运载火箭使用的中继用户终端均为S频段,遥测数据传输码率普遍为2 Mbit/s以内^[5];目前美国的中继卫星系统已发展至第三代中继卫星系统^[11],执行NASA任务的运载火箭均配置使用天基测控,主要为S频段中继用户终端,遥测数据传输码率普遍为3 Mbit/s以内^[12]。

随着国内航天事业的发展,5 Mbit/s,10 Mbit/s以及更高码率遥测需求的提出,S频段链路受到中继卫星系统SSA链路的限制以及天线安装口径等的限制,已不能满足当前测控需求,需要采用Ka频段链路解决传输高码率遥测数据的问题^[3-4]。

本文研究了可应用于运载火箭的通用型Ka频段中继用户终端技术,可支持20 Mbit/s的遥测数据传输码率,论述了Ka频段中继用户终端的设计方案及关键技术的解决措施,最后给出该终端的性能指标。

1 Ka频段中继用户终端设计方案

Ka频段中继用户终端链路工作原理如图1所示。Ka频段中继用户终端接收火箭平台的遥测数据,对其进行编码、调制、上变频及功率放大后经相控阵天线波束合成后发送至中继卫星,中继卫星通过自身对地Ka频段信道回传至卫星地面站,地面站将接受的数据送至控制管理中心进行

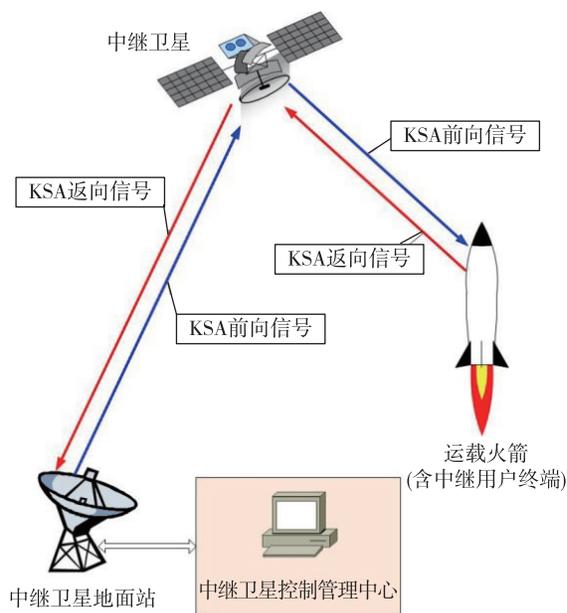


图1 Ka频段中继用户终端链路工作原理

Fig. 1 Ka-band terminal for launch vehicle link operating principle

数据解调处理;同时控制管理中心通过地面站向中继卫星发送遥控信息,中继卫星接收后通过Ka频段信道转发至箭载Ka频段中继用户终端,Ka频段中继用户终端接收后进行下变频、解调、译码后将遥控指令发送至火箭平台。

1.1 设备组成

Ka频段中继用户终端由Ka频段相控阵天线和Ka频段测控终端组成,其中Ka频段相控阵天线由收发天线阵列、有源电路、波束控制器、电源及天线罩等构成,Ka频段测控终端包括Ka频段接收信道、Ka频段发射信道、综合数字基带、时钟单元和电源等。

中继用户终端中的测控终端的接收信道包括选频滤波器、低噪声放大器、下变频器、放大器、滤波器和AGC电路;发射信道包括上变频器、放大器和滤波器;综合数字基带由A/D变换单元、D/A变换单元和数字处理电路构成,其中数字处理电路由FPGA、DSP、接口电路等组成;时钟单元包括高稳定性恒温晶振、鉴相器、VCO及环路滤波器,主要功能是产生上、下变频所需的本振信号;电源包括保险丝、防浪涌电路、EMI滤波器及DC/DC模块,主要功能是将输入的一次电源变换到各模块相应工作电压。

中继用户终端中的相控阵天线包含T/R组件模块、发射功分网络模块和接收合成网络模块;波束控制器模块接收终端送来的波束指向角信息,进行波控码的计算后发送给T/R组件;电源模块包括保险丝、防浪涌电路、EMI滤波器及DC/DC模块,主要功能是将输入的一次电源变换到各模块相应工作电压,并接收系统发送的大小功率控制信号控制天线工作模式;天线罩主要用于保护天线阵列。

设备组成如图2所示。

1.2 工作流程

中继卫星发来的微弱信号由天线接收后进入Ka频段相控阵天线,经相控阵天线R组件接收合成后送至Ka频段测控终端的接收信道,接收信道对该微弱信号进行低噪放大、滤波、下变频和自动增益控制,并输出稳定的中频信号,送给综合数字基带进行处理;综合数字基带对上行信号进行载波、伪码的快速捕获与跟踪、对解扩后的指令数据流进行位同步及卷积译码、将数据和位同步信号送出给火箭平台,同时对火箭平台送来的

遥测数据流进行编码处理,并按 TDRSS 反向链路信号形式进行 BPSK 调制,送 Ka 频段发射信道;Ka 频段发射信道将该调制信号上变频到 Ka 频段,经放大滤波后将 Ka 频段信号输出给相控阵天线;

相控阵天线将 Ka 信号送至有源网络,同时接收波束控制器发送的 T 组件阵元指向信息,将放大后的信号经波束合成后的天线阵列转发回中继星。

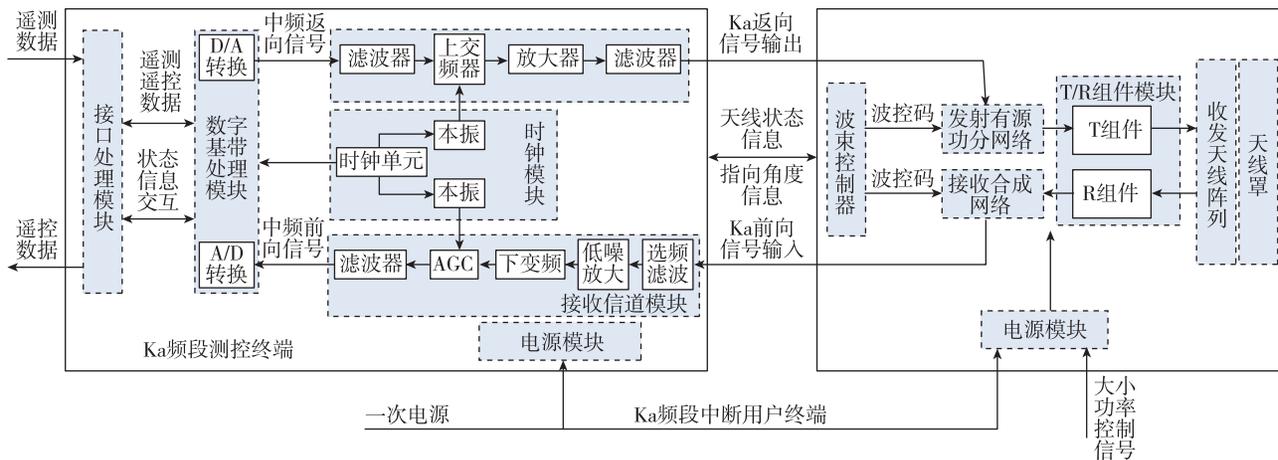


图 2 Ka 频段中继用户终端组成框图

Fig. 2 Ka-band terminal for launch vehicle link composing frame

Ka 频段中继用户终端的伪码锁定指示,载波锁定指示、AGC 的控制电压状态、Ka 收发信道锁定指示、天线大小功率指示等工作状态信息经状态指示接口送至火箭平台。

2 关键技术

2.1 微波信道设计技术

Ka 频段发射信道将综合数字基带输出的中频信号搬移到 Ka 频段,进行滤波放大后输出。针对 Ka 频率高的特性,在混频方式上着重进行分析和设计。

Ka 频段发射信道模块可分为信道部分及频综部分,信道部分采用谐波混频方式将输入的中频信号变频为 Ka 频段信号输出,同时完成放大及滤波功能。

目前常用的混频方式主要有两种:基波混频和谐波混频。由于现有的压控振荡器输出频率不能完全满足 Ka 频段的使用要求,若采用基波混频方式,则需对压控振荡器的输出频率进行倍频处理,增加了电路设计的复杂度,在体积、功耗方面也带来了不利影响,同时也不利于小型化设计的开展和实现,故在设计时采用了谐波混频的方式。

谐波混频主要是利用本振的 N 次谐波来跟 RF 信号混频,通过输出滤波器选出所需的信号,这种方式可以降低本振频率至所需频率的 $1/N$,本振

调谐范围窄,简化了本振的设计难度,实现了本振电路的小型化设计。

2.2 箭星指向算法技术

箭载相控阵天线和中继卫星之间相互指向,并完成信号的捕获、跟踪是箭载数据准确回传的前提。相控阵天线相对中继星的指向角算法则尤为关键。

在飞行过程中,火箭实时轨迹坐标和自身姿态一直在发生变化,通过箭星空间几何分析及一系列相关坐标转换,可以明晰箭载相控阵天线至中继卫星指向角的算法^[6]。

在飞行过程中,火箭实时轨迹坐标和自身姿态一直在发生变化,通过箭星空间几何分析及一系列相关坐标转换,可以明晰箭载相控阵天线至中继卫星指向角的算法。天线指向角度算法研究首先从常用坐标系定义及相互转换方法入手,研究分析箭星空间几何关系;再根据飞行位置和姿态确定天线指向的计算方法^[7]。

2.2.1 坐标系定义

在卫星中继测控中,涉及不同的坐标系。一般来说,发射场、中继卫星选用大地坐标系,火箭弹道数据采用发射坐标系,测控天线使用球面箭体坐标系。

(1) 地心直角坐标系 OXYZ

坐标系原点在地心。OX 在赤道平面内指向某

时刻 t_0 的起始子午线(通常取格林威治天文台所在子午线), OZ 轴垂直于赤道平面指向北极。 $OXYZ$ 组成右手直角坐标系。由于坐标 OX 与所指向的子午线随地球一起转动, 因此这个坐标系为一动参考系, 如图 3 所示。

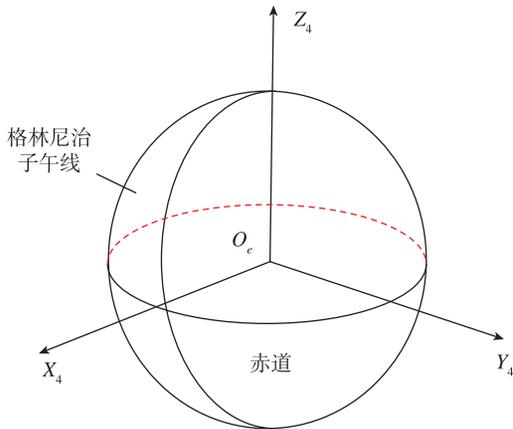


图 3 地心直角坐标系

Fig. 3 Geocentric coordinate system

(2) 地心直角惯性坐标系 $OX_I Y_I Z_I$

在火箭起飞的瞬间, 地心直角惯性坐标系 $OX_I Y_I Z_I$ 与地心直角坐标系 $OXYZ$ 重合。地心直角惯性坐标系在惯性空间保持不动。

(3) 发射惯性坐标系 $O_F x y z$

在发射瞬间, 坐标原点与发射点 O_F 重合, $O_F x$ 轴在发射点水平面内, 指向发射瞄准方向, $O_F y$ 轴垂直于发射点水平面指向上方, $O_F z$ 轴与 $xO_F y$ 面相垂直并构成右手坐标系。发射惯性坐标系在惯性空间保持不动, 如图 4 所示。

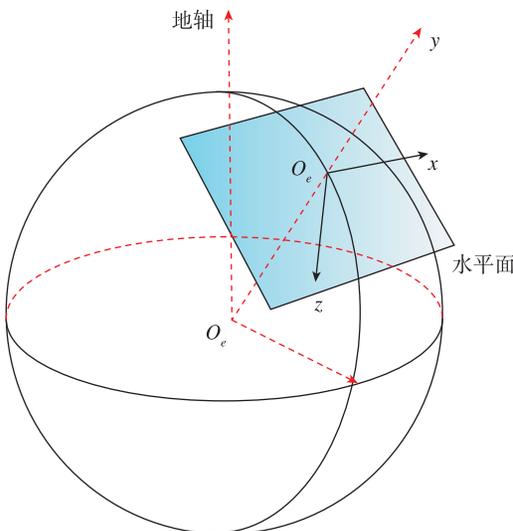


图 4 发射惯性坐标系

Fig. 4 Launch inertial coordinate system

(4) 箭体坐标系 $O_o x_1 y_1 z_1$

坐标原点 O_o 为火箭的质心。 $O_o x_1$ 为箭体外壳对称轴, 指向火箭的头部。 $O_o y_1$ 在火箭的主对称面内, 该平面在发射瞬时与发射坐标系 $x_1 O_o y_1$ 平面重合, y_1 轴垂直 x_1 轴。 z_1 轴垂直于主对称面, 顺着发射方向看去, z_1 轴指向右方。 $O_o x_1 y_1 z_1$ 为右手直角坐标系。该坐标系在空间的位置反映了火箭在空中的姿态, 如图 5 所示。

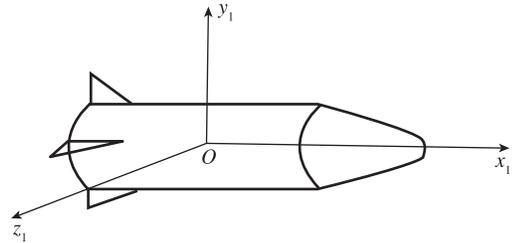


图 5 箭体坐标系

Fig. 5 Launch vehicle coordinate system

(5) 天线本体坐标系 $Ox y z$

坐标原点 O 在箭轴上, Oz 轴与箭体坐标系的 Ox_1 轴重合。 Ox 轴为天线的法线方向, $Ox y z$ 为右手直角坐标系。假设天线安装的位置使 $O_o y_1$ 轴对应相控阵天线的法线方向, 则天线本体坐标系的 Oy 轴对应箭体坐标系的 Oz_1 轴, Ox 轴对应箭体坐标系的 Oy_1 轴。

2.2.2 星箭空间的坐标系转换

为了计算箭体指向中继星的天线指向角度, 需进行相应的坐标变换, 变换过程如图 6 所示。



图 6 坐标转换过程

Fig. 6 The process of coordinate transformation

首先是将中继卫星在地心直角坐标系中的坐标转换至地心直角惯性坐标系, 然后再转换至发射惯性坐标系, 进而导出在发射惯性坐标系中箭载相控阵天线指向中继星的向量 S_f , 然后将 S_f 转换至箭体坐标系中箭载相控阵天线指向中继星的向量 S_o , 由 S_o 可以得出在球面箭体坐标系中箭载相控阵天线指向中继星的指向角 α_a, β_a 。

在星箭空间几何分析中涉及的坐标系变换有: 地心直角惯性坐标系和地心直角坐标系的转换关系, 发射惯性坐标系和地心直角惯性坐标系之间的转换, 箭体坐标系与发射惯性坐标系之间的

转换。

(1) 地心直角坐标系 $OXYZ$ 和地心直角惯性坐标系 $Ox_Iy_Iz_I$ 的转换关系

$$\begin{bmatrix} X_I \\ Y_I \\ Z_I \end{bmatrix} = \mathbf{R}_z(-\omega t) \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中, \mathbf{R}_z 为旋转矩阵, 如式(8)所示。 ω 为地球自转的角速度, t 为自火箭起飞开始的时间。

(2) 发射惯性坐标系 $O_Fx_Fy_Fz_F$ 和地心直角惯性坐标系 $OXYZ$ 的转换关系

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{OF} \\ Y_{OF} \\ Z_{OF} \end{bmatrix} + \mathbf{R}_Z(90^\circ - \lambda_{OF}) \cdot \mathbf{R}_X(-\varphi_{OF}) \cdot \mathbf{R}_Y(90^\circ + \alpha_{OF}) \cdot \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{R}_Y^{-1}(90^\circ + \alpha_{OF}) \cdot \mathbf{R}_X^{-1}(-\varphi_{OF}) \cdot \mathbf{R}_Z^{-1}(90^\circ - \lambda_{OF}) \cdot \left(\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_{OF} \\ Y_{OF} \\ Z_{OF} \end{bmatrix} \right) \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{R}_Y(-90^\circ - \alpha_{OF}) \cdot \mathbf{R}_X(\varphi_{OF}) \cdot \mathbf{R}_Z(-90^\circ + \lambda_{OF}) \cdot \left(\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_{OF} \\ Y_{OF} \\ Z_{OF} \end{bmatrix} \right) \quad (4)$$

式中, (X_{OF}, Y_{OF}, Z_{OF}) 为发射点 O_F 在地心直角惯性坐标系的坐标。 $(\alpha_{OF}, \lambda_{OF}, \varphi_{OF})$ 为发射点的大地方位角、大地经度、大地纬度。 $(\mathbf{R}_X(-\varphi_{OF}), \mathbf{R}_Y(90^\circ + \alpha_{OF}), \mathbf{R}_Z(90^\circ - \lambda_{OF}))$ 为旋转矩阵, 旋转矩阵表达式见式 (5) ~ (7)。

$$\mathbf{R}_X(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\mathbf{R}_Y(\varphi) = \begin{bmatrix} \cos\varphi & 0 & -\sin\varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\varphi & 0 & \cos\varphi \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\mathbf{R}_Z(\phi) = \begin{bmatrix} \cos\phi & \sin\phi & 0 \\ -\sin\phi & \cos\phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

(3) 发射惯性坐标系 $O_Fx_Fy_Fz_F$ 和箭体坐标系

$O_o x_1 y_1 z_1$ 的转换关系

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \mathbf{R}_x(\gamma) \cdot \mathbf{R}_y(\phi) \cdot \mathbf{R}_z(\varphi) \cdot \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中, 角 φ 为俯仰角, 为箭体坐标系 $O_o x_1$ 轴在发射惯性坐标系 xO_Fy_F 平面上的投影与 O_Fx_F 轴的夹角, 投影在 O_Fx_F 轴的上方为正角。角 ϕ 为偏航角, 为箭体坐标系 $O_o x_1$ 轴与发射惯性坐标系 xO_Fy_F 平面的夹角, $O_o x_1$ 轴在 xO_Fy_F 平面的左方, 角 ϕ 取正值。角 γ 为滚动角, 为火箭绕箭体坐标系 $O_o x_1$ 轴旋转的角度, 当旋转角速度矢量与 $O_o x_1$ 轴方向一致时, 角 γ 取正值。 $(\mathbf{R}_x(\gamma), \mathbf{R}_y(\phi), \mathbf{R}_z(\varphi))$ 为旋转矩阵, 旋转矩阵表达式见式 (5) ~ (7)。

2.2.3 箭载中继终端指向中继卫星的指向角 α, β

中继卫星的经度 λ , 地面到中继卫星的距离 H , 火箭飞行位置在发射惯性坐标系中的坐标为 (x_m, y_m, z_m) , 发射点 O_F 在地心直角坐标系的坐标为 (X_{OF}, Y_{OF}, Z_{OF}) , 发射点的大地方位角、大地经度、大地纬度为 $(\alpha_{OF}, \lambda_{OF}, \varphi_{OF})$, 在箭体坐标系中火箭姿态数据的俯仰角、偏航角、滚动角为 (φ, ϕ, γ) , 天线在火箭上的安装角度 θ , 天线坐标系的原点在箭体坐标系 x 轴的坐标为 Δx 。箭载中继终端指向中继卫星的指向角计算方法如下

(1) 中继卫星在地心直角坐标系中的坐标 (X_R, Y_R, Z_R)

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\alpha + H)\cos\lambda \\ (\alpha + H)\sin\lambda \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中, α 为地球赤道半径。

(2) 中继卫星在地心直角惯性坐标系中的坐标 (X_I, Y_I, Z_I)

$$\begin{bmatrix} X_I \\ Y_I \\ Z_I \end{bmatrix} = \mathbf{R}_Z(-\omega t) \begin{bmatrix} X_R \\ Y_R \\ Z_R \end{bmatrix} \quad (10)$$

(3) 中继卫星在发射惯性坐标系中的坐标 (x_R, y_R, z_R)

$$\begin{bmatrix} x_R \\ y_R \\ z_R \end{bmatrix} = \mathbf{R}_Y(-\pi/2 - \alpha_{OF}) \cdot \mathbf{R}_X(\varphi_{OF}) \cdot \mathbf{R}_Z(-\pi/2 + \lambda_{OF}) \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}$$

$$\lambda_{OF} \begin{pmatrix} X_I \\ Y_I \\ Z_I \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} X_{OF} \\ Y_{OF} \\ Z_{OF} \end{pmatrix} \quad (11)$$

(4) 发射惯性坐标系中火箭指向中继卫星的向量 \mathbf{S}_f

$$\mathbf{S}_f = \begin{bmatrix} x_R - x_m \\ y_R - y_m \\ z_R - z_m \end{bmatrix} \quad (12)$$

(5) 箭体坐标系中火箭指向中继卫星的向量 \mathbf{S}_o

$$\mathbf{S}_o = \mathbf{R}_x(\gamma) \cdot \mathbf{R}_y(\phi) \cdot \mathbf{R}_z(\varphi) \cdot \mathbf{S}_f = \begin{bmatrix} x_o \\ y_o \\ z_o \end{bmatrix} \quad (13)$$

(6) 天线本体坐标系中火箭指向中继卫星的指向角 α_a, β_a

$$\mathbf{S}_a = \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix}, \mathbf{R}_x(\theta) \cdot \begin{pmatrix} \mathbf{S}_o - \begin{bmatrix} \Delta x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} z_a \\ x_a \\ y_a \end{bmatrix} \quad (14)$$

$\alpha_a =$

$$\begin{cases} \alpha_{a0}, & x_a > 0, y_a > 0 \\ \pi - \alpha_{a0}, & x_a < 0, y_a > 0 \\ \pi + \alpha_{a0}, & x_a < 0, y_a < 0 \\ 2\pi - \alpha_{a0}, & x_a > 0, y_a < 0 \end{cases} \left(\alpha_{a0} = \arctan \left| \frac{y_a}{x_a} \right| \right) \quad (15)$$

$$\beta_a = \arccos \frac{z_a}{|\mathbf{S}_a|} \quad (0 \leq \beta \leq \pi) \quad (16)$$

式中, \mathbf{S}_a 为天线本体坐标系中火箭指向中继卫星的向量。

国内自 2009 年已开展对指向角度算法研究及软件设计, 并通过中继对接试验对设计结果进行了验证, 试验结果满足设计要求, 并已通过多型火箭的飞行试验验证。Ka 频段中继用户终端根据某型号火箭实际飞行弹道进行模飞计算的指向角 α, β 角度值如图 7 所示, 与实际飞行时指向角 α, β 曲线一致。

2.3 前向信号接收捕获技术

前向链路主要用于接收中继卫星发送的遥控信息, 因此要求具有较高的接收灵敏度, 以保证火箭在飞行过程中的遥控安全性。根据终端的 G/T 值, 以及前向传输信息速率, 可以推算出终端接收所需的灵敏度要求。具体数值见表 1。

由计算可知, 要求 Ka 频段中继用户终端保精度接收灵敏度要达到 -140 dBW。一方面, 上述论

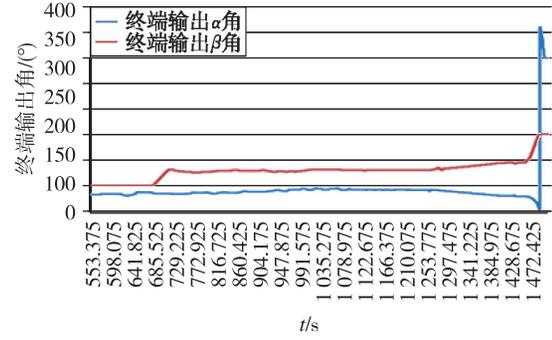


图 7 Ka 频段中继用户终端 α, β 实际模飞指向角度

Fig. 7 The angle value of actual simulation flight with α, β in Ka-band terminal

证中已经考虑了存在天线指向偏差情况的影响, 并且保留了 6 dB 的安全裕量。另一方面, 卫星遥控信号的接收灵敏度要求也不是越高越好, 系统应具有一定的抗干扰能力。

表 1 Ka 频段中继终端前向接收灵敏度计算表

Tab. 1 Forward acceptance sensitivity calculation of Ka-band terminal

序号	参数名称	符号	参数来源	数值	单位
1	作用距离	Ls	要求	44000	km
2	大气损耗	La	取值	0	dB
3	雨衰	Lrain	取值	0	dB
4	干扰及系统恶化	Lss	取值	0	dB
5	安全裕量	Lsss	取值	6	dB
6	R 组件噪声系数	NF	取值	4.1	dB
7	前向信息速率	Rb	取值	10	kbit/s
8	接收 G/T 值	G/T	取值	-19	dB/K
9	接收灵敏度	Pr	计算	-140	dBW

在某火箭遥测系统应用中, 要求 10 kbit/s 信息速率接收灵敏度能够达到 -140 dBW, 能够满足信息传输使用要求。

为提高接收解调的灵敏度, 深入研究了数字 AGC 自动增益控制技术、FFT 技术与 COSTAS 环配合运用的技术、数字信号处理中有效位截取技术等, 最终达到了接收灵敏度 -140 dBW 的预期目标, 此时的捕获时间均小于 10 s, 捕获概率优于 90%。

2.4 热控技术

Ka 频段中继用户终端在工作期间, 受限于 Ka 频段功率器件的效率, 会产生大量热量, 需采用适当的热控技术, 及时引导散热, 提高产品的环境适应能力, 增强可靠性。

Ka 频段中继用户终端设计时采用的热控技术

主要有:

- 1) 印制板增加导热金属槽, 提高热量传导能力;
- 2) 采用高效率 T 组件, 合理布局;
- 3) 外壳采用先进的相变材料, 增大产品自身热容;
- 4) 增加温度检测, 实时上报温度状态;
- 5) 采用大、小功率输出模式, 降低空闲时刻热耗。

同时对相控阵天线开展常温 (+25℃)、高温 (+55℃) 环境工况下实物测试, 并进行热仿真工作。由图 8、图 9 可知, 在常温 (+25℃) 工况下, 天线全功率连续开机 4 h, 功放芯片最高温度约为 100℃, 功放芯片正常工作允许的最高温度为 175℃, 满足正常工作要求; 在高温 (+55℃) 工况下, 天线全功率连续开机 2 h, 功放芯片最高温度约为 115℃, 功放芯片结温最高为 175℃, 满足正常工作要求。

2.5 通用化技术

由于不同型号运载火箭存在不同的需求, 中继星用户终端性能可能存在差异。针对不同用户研制不同用户终端, 对用户个体需求无疑是最优的。但此模式必导致重复投资和研制, 造成资源浪费。因此, 通过总结分析不同用户的需求, 利用先进的模块化设计思想, 设计满足用户需求的通用化设备。

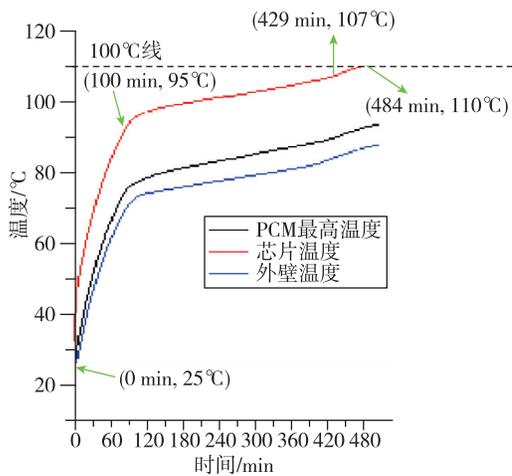


图 8 常温 (+25℃) 工作温度曲线

Fig. 8 Normal temperature (+25℃) working curve

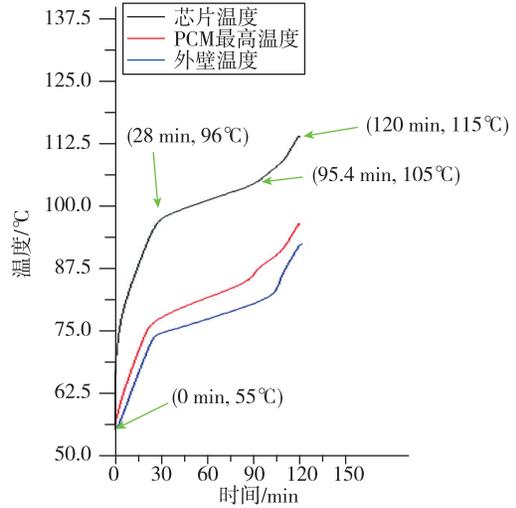


图 9 高温 (+55℃) 工作温度曲线

Fig. 9 High temperature (+55℃) working curve

Ka 频段中继用户终端主要由 Ka 频段测控终端和 Ka 频段相控阵天线两台产品组成, 每个产品分别有多个独立的模块组成, 各个模块功能独立、设计独立, 具有较强适用性; 可根据不同需求自由组合, 达到设备外形不变、安装尺寸不变、核心模块不变即可兼容不同需求的目的。

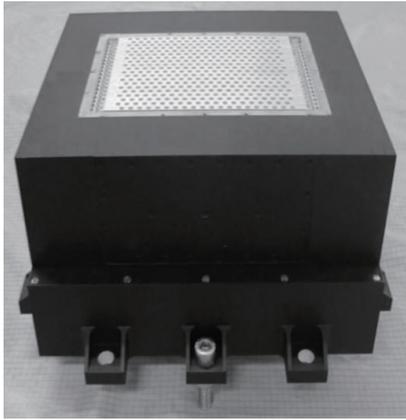
通用型 Ka 频段中继用户终端的研制成功, 可以极大地节约人力物力资源, 缩短产品的研制周期, 同时提高产品的可靠性。

3 性能指标

本文研究的 Ka 频段中继用户终端, 已经成功应用于新一代运载火箭, 为国内首次应用于运载火箭的 Ka 频段中继用户终端, 在国内处于领先水平。研制的 Ka 频段中继用户终端设备实物如图 10 所示, 性能指标如表 2 所示。



(a) 测控终端



(b) 相控阵天线

图 10 Ka 频段中继用户终端设备实物图

Fig. 10 The photo of Ka-band terminal equipment

表 2 Ka 频段中继用户终端主要性能指标测试表

Tab. 2 The performance index of Ka-band terminal

序号	主要技术指标	实测结果
1	返向频率准确度	1.1×10^{-7}
2	返向数据信息速率	最大可支持 20 Mbit/s
3	相位不平衡度	3.1°
4	增益不平衡度	-0.32 dB
5	返向输出 EIRP	41 dBW
6	接收 G/T 值 (波束扫描范围内)	≥ -15.24 dB/K
7	前向数据传输速率	10 kbit/s
8	接收灵敏度	优于 -110 dBm
9	接收动态	≥ 60 dB
10	波束扫描范围	不小于 $\pm 60^\circ$ (α, β 角)
11	波束转换时间	不大于 1 ms
12	天线极化方式	发射: 右旋圆极化; 接收: 左旋圆极化
13	天线极化轴比	优于 6 dB (发射、接收)
14	总功耗	< 300 W

4 结论

近年来,随着航天测控通信技术的突破性发展,运载火箭天基测控已经成为未来测控领域发展的主要方向。本文的研究成果可应用于未来国内运载火箭平台,可实现 20 Mbit/s 的高码率天基遥测数据的传输,解决了国内现役运载火箭高码率遥测传输的需求,填补了运载火箭高码率天基测控领域的空白,为运载火箭利用天基测控技术实现火箭全程测控和减少测量船出海的目标打下坚实的技术基础,同时进一步推动了运载火箭天基测控技术的发展。

参考文献

- [1] 张强,裴胤,王小辉,等.基于中继卫星的运载火箭天基测控系统研究[J].遥测遥控,2014,35(1):18-22.
- [2] 李艳华,卢满宏.天基测控系统应用发展趋势探讨[J].飞行器测控学报,2012,31(4):1-5.
- [3] 刘靖,宋岳鹏.运载火箭天基测控天线覆盖性能分析[J].遥测遥控,2012,33(5):51-55,69.
- [4] 杨天社,席政,李济生,等.航天器天基测控技术仿真研究[J].飞行器测控学报,2006,25(6):1-5.
- [5] 于志坚.我国航天测控系统的现状与发展[J].中国工程科学,2006,8(10):42-46.
- [6] 刘靖,宋岳鹏.运载火箭天基测控 S 和 Ka 频段链路分析[J].计算机测量与控制,2014(4):37-39,42.
- [7] 王家胜.数据中继卫星系统的研制与分析[J].航天器工程,2008,17(5):7-12.
- [8] 冯贵年,于志坚.跟踪与数据中继卫星系统的现状和发展[J].中国航天,2004(1):16-19.
- [9] 刘旭东.卫星通信技术[M].北京:国防工业出版社,2000.
- [10] Fourth generation TDRSS/GN compatible transponder [M]. General Dynam ICS Decision Systems, 2002.
- [11] 杨红俊.国外数据中继卫星系统最新发展及未来趋势[J].电讯技术,2016(1):109-116.
- [12] 跟踪与数据中继卫星系统及其技术的新发展[J].航天参考,2008(6):19-26.

引用格式: 翟高伟,梁晨光,赵锦瑾,等.基于天链卫星的箭载 Ka 频段中继用户终端设计与实现[J].宇航总体技术,2020,4(4):7-14.

Citation: Zhai G W, Liang C G, Zhao J J, et al. The design and implementation of general Ka-band terminal based on TDRSS [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(4): 7-14.