

空间碎片普测雷达的体制选择

马 林, 肖文书

(南京电子技术研究所, 江苏南京 210039)

摘 要: 空间碎片数量不断增加, 建设我国空间目标碎片普测雷达的需求日益加强. 体制选择是空间碎片普测雷达方案论证的一个重要方面, 本文重点比较分析了单屏电磁篱笆体制 (NAVSPASUR 系统体制)、同时双屏电磁篱笆体制、Graves 体制及常规相控阵雷达体制 4 种雷达体制的探测性能. 结果表明: 单屏电磁篱笆体制是我国空间碎片普测雷达较好的选择.

关键词: 空间目标监视; 空间碎片; 电磁篱笆; 定轨

中图分类号: TN958 **文献标识码:** A **文章编号:** 0372-2112 (2011) 12-2863-05

System Analysis on Space Debris Surveillance Using General Survey Radar

MA Lin, XIAO Wen-shu

(Nanjing Research Institute of Electronics Technology, Nanjing, Jiangsu 210039, China)

Abstract: The number of debris is continuously increasing, so it is necessary to develop the space surveillance radar and collect the information of the space debris. The selection of the radar system is a very important issue and it affects the performance of the General survey radar. The comparison of the single radar fence, double radar fence, Graves, phased array is presented; as a result, the single radar fence is a better choice for the space surveillance radar.

Key words: space object surveillance; space debris; fence; orbit determination

1 引言

空间碎片是人类航天活动遗弃在空间的废弃物, 是空间环境的主要污染, 据统计, 目前在轨的 10cm 以上空间碎片已超过 14000 个, 已对各国航天活动构成严重威胁^[1].

目前, 用于空间目标普测的装备有: 美国空间监视系统 (NAVSPASUR)^[2~4]、法国空间监视网 (Graves)^[5] 和俄罗斯空间监视系统. NAVSPASUR 系统是一个收发分置的米波雷达网, 工作频率为 217MHz, 由 3 个发射站、6 个接收站组成, 是美国空间监视网中最主要的专用设备之一, 可探测到倾角大于 33° 的大部分低轨道碎片在内网轨道数据的引导下, Graves 可实现对轨道高度 400 ~ 1000km、轨道倾角 30° ~ 45° 之间空间碎片的管理^[5], 并对运行在轨道上的新目标及其在轨道上的变化信息提供 48 小时预警; 俄罗斯地处高纬度, 通过相控阵雷达实现空间目标普测.

进入 21 世纪, 美国拟对 NAVSPASUR 系统进行现代化改造, 新的监视需求是^[6]: 探测近地轨道 5cm 目标, 最

终目的是探测 1cm 目标. 从 2002 年起, 美国开始研究 NAVSPASUR 系统的升级方案, 2005 年 ~ 2008 年启动降低风险计划, 2009 年启动 A 阶段计划.

文献[7]提出了一种被称之为“同时双屏电磁篱笆”的电磁篱笆系统体制, 认为该体制具有时效性高、设备经度跨度小的特点.

因此, 有如下几种体制可用于空间碎片普测: (1) 单屏电磁篱笆体制 (NAVSPASUR 系统体制); (2) 同时双屏电磁篱笆体制; (3) Graves 体制; (4) 常规相控阵雷达体制. NAVSPASUR 系统的探测性能已有大量文献分析, 这里不再赘述, 本文主要分析其余 3 种体制装备的探测效能, 给出我国空间目标普测设备的体制选择建议.

2 同时双屏电磁篱笆

NAVSPASUR 系统产生类似“篱笆”网一样的单个搜索屏, 东西向波束宽度为 115°, 南北向波束宽度为 0.02°, 称之为单屏电磁篱笆. 与之相对应, 同时双屏电磁篱笆是“双搜索屏雷达”的简称, 如图 1 所示, 双搜索屏雷达由发射天线发出两个有一定夹角的指向天顶方

向南北两侧的 V 型扇面波束,当空间碎片先后穿越两个电磁屏时,可分别被捕获探测到.

同时双屏电磁篱笆工作原理为^[7]:当空间碎片从同一个方向连续穿越电磁篱笆的两个屏以后,根据获得的两个位置信息和时间信息进行初轨计算.

根据文献[7]研究成果,将单屏电磁篱笆系统和双屏电磁篱笆系统性能比较列表 1.

表 1 单屏和双屏电磁篱笆系统性能比较

	单屏	双屏
发射功率(相同威力)	小	大
数据匹配	较复杂	复杂
探测性能	72.36%	72% ^[6]
轨道更新	较快	较快 ^[6]
经度跨度	屏宽 30°	屏宽约 25° ^[6]
建设成本	小	大
维护成本	小	大,约为单屏系统的 1.5 倍左右

综合考虑轨道更新速度、可探测性及成本等因素,空间目标普测雷达不宜采用双屏电磁篱笆体制.

3 Graves 体制

在 Graves 设计者看来只要有两个点的测量数据,每个点均给出径向速度(使用多普勒效应)的测量数据和角度测量数据,就可实现对空间目标定轨,因此,Graves 测量的参数有角度和径向速度.

当空间碎片穿过雷达波瓣时,如图 2 所示,接收信号会产生 S 状的多普勒偏移,通过测量(即使是部分测量)这种现象,并将信号和匹配于轨道的信号副本进行相干运算,可以计算出空间目标轨道^[5].

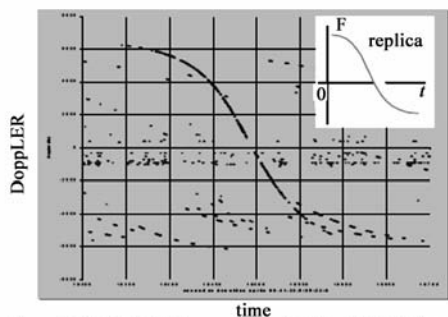


图2 空间碎片穿越Graves波束时多普勒变化^[5]

Graves 是适合其本国地理特点的电磁篱笆形式,据法国太空研究办公室公布,Graves 所获得的数据是美国 NAVSPASUR 系统的 1/4^[5].布站经度跨度小是 Graves 的主要优点,但具有如下不足之处:

(1)探测效能低;

(2)自主探测能力差,需要引导.

因此,空间普测雷达不宜采用 Graves 体制.

4 相控阵雷达体制

时间资源设计是相控阵雷达设计时需要重点考虑的一个因素,扫描时间是相控阵雷达时间资源设计基础,称相控阵雷达对所覆盖空域完成 1 次扫描需要的时间为扫描时间,设为 T_s .假设用于空间目标普测的相控阵雷达共有 N 个波位,每个波位的驻留时间为 T ;假设所有空间碎片穿越相控阵雷达波束的最小时间,也就是最小穿屏时间,为 T_0 .对扫描时间 T_s 、驻留时间 T 以及最小穿屏时间 T_0 有如下关系:

$$T_s = NT \leq T_0 \quad (1)$$

由式(1)可知,最小穿屏时间是影响驻留积累时间和扫描时间的重要因素,下面重点分析空间碎片穿屏时间.

4.1 穿屏时间分析建模

在分析穿屏时间过程中,需要用到 3 种坐标系:地球惯性坐标系 $\{x_g, y_g, z_g\}$ 、地固坐标系 $\{x_e, y_e, z_e\}$ 和测站坐标系 $\{x_m, y_m, z_m\}$.这 3 种坐标是常用坐标系,3 种坐标系的定义以及之间相互转换关系可参阅相关文献,这里不再赘述.

文献[8]给出典型用于空间碎片探测的相控阵雷达监视屏设置,称图 3 给出的监视屏为扫描平面,俯仰波束宽度 θ 为扫描屏厚度.根据文献[8]分析,空间监视雷达的扫描屏厚度约为 1° ,本文取 1° .

设相控阵雷达扫描平面的仰角为 δ (测站坐标系中扫描平面与 XOY 平面之间夹角),则扫描平面在测站坐标中的法向矢量 \mathbf{n}_m 为:

$$\mathbf{n}_m = (-\sin\delta, 0, \cos\delta)^T \quad (2)$$

因此,扫描平面在地固坐标中的法向矢量 $\mathbf{n}_e = \mathbf{C}_m^e \mathbf{n}_m$, \mathbf{C}_m^e 为测站坐标系向地固坐标系的转移矩阵.图 3 给出了空间目标穿越相控阵雷达扫描屏时的情况.

图 3 中 \mathbf{r}_0 表示雷达站在地固坐标系中的位置矢

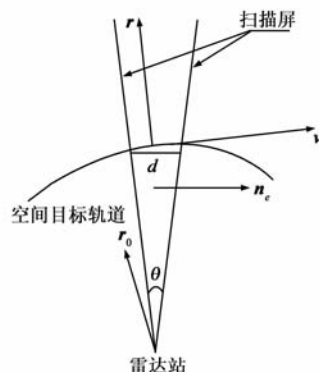


图3 空间碎片穿越相控阵雷达扫描屏

量, \mathbf{r} 表示空间碎片穿屏时在地固坐标中的位置矢量, \mathbf{v} 表示空间碎片穿屏时在地固坐标中的速度矢量, d 由式 (3) 给出

$$d = 2 \left| \mathbf{r} - \mathbf{r}_0 \right| \sin(\theta/2)$$

(3)

空间目标穿屏过程中的运动轨迹为椭圆曲线的一部分, 由于扫描屏厚度 θ 较小 (约为 1°), 认为空间目标穿屏过程中的运动轨迹为直线, 长度 $l = d/\cos\beta$, β 为速度矢量 \mathbf{v} 和法向矢量 \mathbf{n}_e 之间的夹角.

因此, 空间碎片的穿屏时间 t 由下式给出

$$t = l/|\mathbf{v}| = d/|\mathbf{v}| \cos\beta$$

(4)

4.2 相控阵雷达穿屏时间仿真分析

空间碎片于某时刻的轨道通常用地球惯性坐标系中 6 个轨道根数 $\sigma_i(t_i)$ 描述, 也可以用地球惯性坐标系中空间碎片的位置矢量 $\mathbf{r}_i(t_i)$ 和速度矢量 $\dot{\mathbf{r}}_i(t_i)$, 在同一时刻 t_i 两者是等效的. 空间目标的 6 个轨道根数 $\sigma_i(t_i)$ 包括: 升交点赤经 Ω 、轨道倾角 i 、近地点幅角 ω 、轨道长半轴 a 、轨道离心率 e 、真近地点角 f . 其中升交点赤经 Ω 和轨道倾角 i 决定了轨道平面的位置, 近地点幅角 ω 决定了轨道平面内轨道的位置, 轨道长半轴 a 和轨道离心率 e 决定了轨道的大小和形状, 真近地点角 f 决定了空间目标在轨道上的位置. 空间目标 6 个轨道根数的定义可参见相关文献.

穿屏时间仿真分析的具体流程如下:

- (1) 给定一组轨道倾角 i 、轨道长半轴 a 和轨道离心率 e ;
- (2) 令升交点赤经 $\Omega = 0$ 、近地点幅角 $\omega = 0$ 、和真近地点角 $f = 0$;

(3) 根据给定空间碎片轨道 6 根数, 计算空间碎片在地球惯性坐标系中的速度矢量和位置矢量, 并转换至地球轨道坐标系;

(4) 根据相控阵雷达扫描屏的设置, 判断空间碎片是否穿屏, 如果穿屏, 则计算穿屏时间, 保存结果后, 转 (5); 否则, 直接转 (5);

(5) 在 $0 \sim 2\pi$ 范围内, 令升交点赤经 $\Omega = \Omega + \Delta\Omega$ 、近地点幅角 $\omega = \omega + \Delta\omega$ 、和真近地点角 $f = f + \Delta f$, 转 (3).

(6) 计算该组轨道倾角 i 、轨道长半轴 a 和轨道离心率 e 时的最小穿屏时间, 重新给定一组轨道倾角 i 、轨道长半轴 a 和轨道离心率 e , 转 (2).

对现有 TLE 数据库中的数据进行统计分析后, 可知: 轨道高度低于 1000km 的空间碎片中, 约 88% 轨道离心率在 $0 \sim 0.1$ 之间, 约 90% 轨道倾角大于 40° . 对于相控阵雷达而言, 轨道高度越高, 探测距离越大, 空间碎片在扫描波束内的驻留时间越大, 因此, 本文重点仿真分析轨道高度为 900km、轨道离心率在 $0 \sim 0.1$ 之间、轨道倾角大于 40° 的空间碎片, 内容包括最小穿屏时间

和平均穿屏时间.

假设某相控阵雷达水平波束扫描 $\pm 60^\circ$, 雷达阵面法向为正南, 作用距离 $\geq 5000\text{km}$, 下面分别分析轨道离心率分别为 0.1、0.05、0.01、0.005、0 时, 空间碎片最短穿屏时间与轨道倾角、相控阵雷达站址纬度及仰角的关系, 具体如表 2、3、4 所示.

表 2 相控阵雷达最短穿屏时间与轨道倾角的关系
(仰角 30° , 北纬 30° 布站)

	$i = 40^\circ$	$i = 60^\circ$	$i = 80^\circ$	$i = 90^\circ$
$e = 0.1$	7.48s	3.50s	1.20s	0.99s
$e = 0.05$	4.26s	3.50s	2.62s	3.00s
$e = 0.01$	8.27s	3.91s	3.88s	4.25s
$e = 0.005$	8.36s	3.98s	4.09s	4.49s
$e = 0$	8.49s	4.01s	4.13s	4.52s

表 3 相控阵雷达最短穿屏时间与站址纬度的关系
(仰角 30° , 轨道倾角 90°)

	$N30^\circ$	$N50^\circ$	$N70^\circ$	$N80^\circ$
$e = 0.1$	0.99s	0.83s	0.78s	0.86s
$e = 0.05$	3.00s	2.75s	2.73s	2.81s
$e = 0.01$	4.25s	4.21s	4.14s	4.27s
$e = 0.005$	4.49s	4.24s	4.36s	4.49s
$e = 0$	4.52s	4.46s	4.59s	5.51s

表 4 相控阵雷达最短穿屏时间与仰角的关系
(轨道倾角 60° , 北纬 30° 布站)

	$\delta = 20^\circ$	$\delta = 30^\circ$	$\delta = 40^\circ$	$\delta = 50^\circ$
$e = 0.1$	3.81s	3.50s	3.40s	3.29s
$e = 0.05$	3.76s	3.50s	3.40s	3.34s
$e = 0.01$	4.51s	3.91s	3.89s	3.78s
$e = 0.005$	4.54s	3.98s	3.95s	3.79s
$e = 0$	4.61s	4.01s	4.00s	3.80s

对比分析表 2、3、4, 可以看出:

- (1) 轨道倾角对空间碎片最短穿屏时间影响较小;
- (2) 当相控阵雷达布站纬度低于北极圈时, 站址纬度对空间碎片最短穿屏时间影响较小;
- (3) 相控阵雷达扫描平面仰角和空间碎片轨道离心率对空间碎片最短穿屏时间影响较大;
- (4) 为了不漏过空间碎片, 建议相控阵雷达扫描时间为 1s, 扫描平面仰角小于 30° .

该相控阵雷达覆盖 $120^\circ (\pm 60^\circ \text{扫描})$ 空域, 根据文献[8], 水平波束宽度约为 1° , 本文取 1° . 因此, 共有 120 个波位, 忽略扫描切换时间, 如果只有 1 个扫描平面, 1s 的扫描时间对应积累时间为 8.3ms.

美国 NAVSPASUR 系统发射天线长度为 3.2km, 远场条件在 10000km 以上, 其覆盖空域 (轨道高度低于 2000km) 均为天线近场区, 轨道高度越低, 空间碎片穿屏时的角速度越大, 但扫描屏厚度越大, 因此, 穿屏时间基本不变. 此外, 由于波束不扫描, 电磁篱笆系统可有更多的时间资源用于同一目标的相参积累, 通过分析可

知^[8], NAVSPASUR 系统的目标积累时间约大于 30ms.

综合上述分析可知,电磁篱笆系统由于采用连续波体制,并且不扫描,具有更多的时间资源用于相参积累,节省功率口径积.

4.3 空域覆盖分析

相控阵雷达作用距离与轨道高度及仰角的关系.

$$\begin{cases} \theta = 90^{\circ} - \beta - \arcsin(\frac{r_E}{r_E + h} \cos\beta) \\ R = (r_E + h) \frac{\sin\theta}{\cos\beta} \end{cases} \quad (5)$$

其中 β 为仰角, r_E 为地球半径, h 为轨道高度, R 为观测距离.

根据式(5)可知,表 5 给出了不同仰角时,覆盖 1000km 轨道高度所需要的雷达最小作用距离.

由上一节仿真分析可知,为了保证足够的穿屏时间,扫描平面仰角 δ 应小于 30° ,因此,相控阵雷达对任何空间目标最小探测距离应 $\geq 1700\text{km}$.

假设某相控阵雷达在北纬 30° 、东经 115° 建站,波束

表 6 北纬 30° 布站,不同仰角、不同作用距离时的经度跨度

作用距离	仰角 30°			仰角 10°			仰角 5°		
	高度 300km	高度 500km	高度 1000km	高度 300km	高度 500km	高度 1000km	高度 300km	高度 500km	高度 1000km
2000km	16°	20°	16°	21°	18°	0°	21°	0°	0°
2500km	16°	22°	23°	24°	26°	0°	26°	25°	0°
3000km	16°	22°	30°	26°	30°	20°	27°	30°	0°
3500km	16°	22°	32°	24°	31°	31°	28°	34°	25°
4000km	16°	22°	34°	24°	32°	38°	28°	35°	36°

表 7 北纬 50° 布站,不同仰角、不同作用距离时的经度跨度

作用距离	仰角 30°			仰角 10°			仰角 5°		
	高度 300km	高度 500km	高度 1000km	高度 300km	高度 500km	高度 1000km	高度 300km	高度 500km	高度 1000km
2000km	20°	25°	20°	21°	26°	0°	26°	0°	0°
2500km	20°	28°	30°	30°	31°	0°	30°	28°	0°
3000km	20°	28°	35°	30°	36°	22°	34°	36°	0°
3500km	20°	30°	40°	30°	40°	36°	34°	40°	30°
4000km	20°	30°	40°	30°	40°	44°	34°	42°	40°

4.4 与单屏电磁篱笆性能比较

由 4.2 节分析可知,常规相控阵雷达用于空间碎片普测时,积累时间 $\leq 10\text{ms}$,而 NAVSPASUR 系统的积累时间 $\geq 30\text{ms}$ ^[11],因此,常规相控阵雷达用于空间碎片普测时,积累时间约为 NAVSPASUR 系统的 1/3.

由 4.3 节分析可知,对于 RCS 为 -10dBsm 的空间碎片,常规相控阵雷达的探测距离应与 NAVSPASUR 系统相当.

综合上述 2 点,对 RCS 为 -10dBsm 的空间碎片进

扫描范围 $\pm 60^{\circ}$,表 6 给出了该相控阵雷达在不同探测距离和仰角条件下,轨道高度分别为 300km, 500km, 1000km 时,雷达覆盖的经度跨度.

由表 6 可知,当相控阵雷达在北纬 30° 布站时,由于地球曲率的影响,不管如何增加相控阵作用距离,覆盖轨道高度 500km 区域的经度跨度增加有限,探测效能低,因此,空间目标普测的相控阵宜在更高纬度布站.

假设该相控阵雷达在北纬 50° 、东经 115° 建站,波束扫描范围仍为 $\pm 60^{\circ}$,表 7 给出了该相控阵雷达作用距离和仰角不同,轨道高度分别为 300km, 500km, 1000km 时的经度跨度.

由表 7 可知,当相控阵雷达最小作用距离 $\geq 3500\text{km}$ 、扫描平面仰角 $\leq 10^{\circ}$,北纬 50° 布站时,可有效保证低轨道的覆盖.美国 NAVSPASUR 系统对 30cm 空间碎片(RCS 为 -10dBsm)的作用距离 $\geq 3700\text{km}$ ^[9],可有效保证轨道高度低于 2000km 区域的经度跨度 $\geq 40^{\circ}$ ^[10],因此,对于 RCS 为 -10dBsm 的空间碎片,相控阵雷达的探测距离应与美国 NAVSPASUR 系统相当.由于相控阵雷达在北纬 50° 以上布站,只能探测轨道倾角大于 50° 的空间碎片,约漏过 12% 的低轨道空间碎片,比 NAVSPASUR 系统(北纬 33° 布站)多约 4%.

行普测时,为了实现相同的探测效能,常规相控阵雷达的功率口径积约是 NAVSPASUR 系统的 3 倍.因此,为了降低成本,提高性价比,我国空间目标普测雷达不宜采用常规相控阵雷达体制.

5 结论

文章对可用于空间目标普测雷达的 4 种体制的探测效能进行了分析,通过分析,有如下结论:

(1) NAVSPASUR 系统体制是目前应用较为成功的

体制.

(2)当探测效能相当时,同时双屏电磁篱笆与单屏电磁篱笆具有相同的空域覆盖,功率口径积是单屏电磁篱笆的 2 倍,而两种体制的探测时效性和定轨精度相当.

(3)Graves 是适合法国地理特点的电磁篱笆形式,相对于 NAVSPASUR 系统,探测能力较低,建议我国空间目标普测雷达不采用 Graves 体制.

(4)对 RCS 为 -10dBsm 的空间碎片进行普测时,为了实现相同的探测效能,常规相控阵雷达的功率口径积约是 NAVSPASUR 系统 3 倍,考虑到性价比,建议我国空间目标普测雷达不采用常规相控阵雷达体制.

综合上述因素,我国空间碎片普测雷达宜采用 NAVSPASUR 系统体制.

参考文献

- [1] 王琦,邢孟道,周峰,等.空间碎片 SRMF-CLEAN 成像算法[J].电子学报,2007,35(12):2412-2416.
Wang Qi, Xing Meng-dao, Zhou Feng, et al. SRMF-CLEAN imaging algorithm for space debris[J]. Acta Electronica Sinica, 2007,35(12):2412-2416. (in Chinese)
- [2] Sridharan R, Antonio F P. US space surveillance network capabilities[A]. SPIE Conference on Characteristics and Consequences of Space Debris and Near-Earth Objects[C]. San Diego, California: SPIE Press, 1998. 88-100.
- [3] Roberts B R. Measuring NAVSPASUR Sensor Performance Using Logistic Regression Models[R]. AD-A 257 508, Monterey, CA: Naval Post-graduate School, 1992.
- [4] Knowles S H. Use of a NAVSPASUR-Type radar to track and catalog orbital debris[A]. Proceedings of 1995 Space Surveillance Workshop[C]. Massachusetts, USA: MIT Lincoln Laboratory, 1995(1). 121-127.
- [5] Allen Thomson. A GRAVES Sourcebook[EB/OL]. <http://www.onera.fr/news/.php>. 2007-04-08.
- [6] Schumacher P W. US naval space surveillance upgrade program 1999-2003[A]. 5th European Conference on Space Debris[C]. Darmstadt, Germany: European Space Agency, 2009.
- [7] 胡卫东.双搜索屏雷达空间碎片监测研究[J].空间碎片

研究,2007,7(3):21-27.

Hu Wei-dong. Research on double fence radar for space debris monitoring[J]. Space Debris Research, 2007,7(3):21-27. (in Chinese)

- [8] 赵绍颖,杨文军.用于空间目标监视的相控阵雷达需求分析[J].现代雷达,2006,28(1):16-19.
Zhao Shao-ying, Yang Wen-jun. Requirement analysis of phased array radar for space-object surveillance[J]. Modern Radar, 2006,28(1):16-19. (in Chinese)
- [9] Wadiak E J, Andrews M D. NAVSPASUR System Performance Analysis[R]. AD-A198848, Vienna, VA: Interferometrics, Inc, 1988.
- [10] 肖文书,刘炳奇. NAVSPASUR 系统的空域覆盖和定位精度分析[A].第五届全国空间碎片会议[C].烟台:国家国防科工局,2009.
Xiao Wen-shu, Liu Bing-qi. Analysis of coverage and location precision for NAVSPASUR system[A]. Proceedings of Fifth National Conference on Space Debris[C]. Yantai: State Administrator of Science Technology and Industry for National Defense, 2009. (in Chinese)
- [11] 肖文书,朱旭东.空间碎片穿越电磁篱笆屏的特性分析[J].现代雷达,2010,32(11):12-15.
Xiao Wen-shu, Zhu Xu-dong. Performance analysis during the space debris passing through the fence[J]. Modern Radar, 2010,32(11):12-15. (in Chinese)

作者简介



马 林 男,1965 年生,研究员级高级工程师.1990 年 4 月毕业于南京电子工程研究中心通信与电子系统专业,硕士.现任中国电子科技集团公司第十四研究所副所长.曾任该所地面雷达总体研究部室副主任、主任,研究部副主任、主任,所副总工程师等职务.荣获国防科学技术一等奖、国防科学技术二等奖、国防科学技术三等奖多次,获江苏省有突出贡献中青年专家、载人航天工程一等功荣誉证书、“神舟”六号载人航天飞行任务先进个人等多项荣誉,为我国大型测量雷达技术的研究与应用作出了突出贡献,具有很深的理论造诣和丰富的实践经验.近年来在国际雷达会议、全国雷达学术年会及多种学术期刊上发表专业论文数十篇.

E-mail: nrictel@yahoo.com.cn