# 面向编队飞行的天文多普勒差分/脉冲星组合导航

喻子原1, 刘劲1, 宁晓琳2, 马辛2, 桂明臻2, 康志伟3

(1. 武汉科技大学信息科学与工程学院武汉 430081; 2. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院北京 100191;3. 湖南大学信息科学与工程学院长沙 410082)

**摘 要:** 太阳光较强,太阳多普勒差分导航测量精度高,但难以提供多方位速度信息。恒星星光弱,恒星多普勒差分导航测量精度低,但可提供多方位速度信息。为了提高航天器的天文自主导航能力,提出一种面向编队飞行的天文多普勒 差分/脉冲星组合导航方法。利用3颗及以上的脉冲星导航是完全可观测的,但滤波周期较长,难以获得连续的导航信息。 3种导航方法具有互补性,可以进行组合导航。利用扩展卡尔曼滤波器作为导航滤波器来融合天文多普勒差分和脉冲到达时 间,并为编队飞行提供绝对和相对导航信息。仿真结果表明,该组合导航方法能为编队飞行提供高精度的绝对和相对导航 信息。

关键词:编队飞行;天文多普勒差分导航;卡尔曼滤波器;脉冲星

中图分类号: V249.32 文献标识码: A 文章编号: 2095-7777(2018)03-0212-07 **DOI**:10.15982/j.issn.2095-7777.2018.3.002

引用格式:喻子原,刘劲,宁晓琳,等.面向编队飞行的天文多普勒差分/脉冲星组合导航[J].深空探测学报,2018,5(3):212-218.

**Reference format:** YU Z Y, LIU J, NING X L, et al. Celestial Doppler difference/pulsar for formation flying and its integrated navigation[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5 (3) : 212-218.

# 0 引 言

传统的航天器导航方法,如天文导航系统<sup>[1]</sup>、地磁 导航系统<sup>[2]</sup>等都是与地面站进行信息交流,仅能在地球 附近提供高精度的导航信息。在深空探测中,航天器 离地面距离遥远,这会导致信号的严重滞后,无法为 航天器提供精确的、实时的导航信息。因此,许多国 家都在进行航天器自主天文导航系统<sup>[34]</sup>的研究,完全 不依赖地面支持的自主导航系统是当今研究的热点。

太阳的方向矢量常作为量测量,但航天器与太阳 距离较远时会导致测量误差极大。许多学者提出利用 太阳多普勒频移来测量航天器相对于太阳的速度,但 基于太阳频移的导航系统是不完全可观测的,不能单 独工作。崔平远等提出将脉冲星和多普勒频移相结合 的导航方法<sup>[54]</sup>,但太阳表面的活动会导致太阳光谱线 的漂移,难以直接利用太阳频移测得航天器的绝对速 度。刘劲等提出了面向编队飞行的太阳频移径向速度 差分的测量方法<sup>[7]</sup>,该方法消除了太阳表面活动引起的 测量速度误差,但太阳系中只有一个太阳,难以提供 多方位的速度信息。

恒星多普勒差分导航圈的原理和太阳多普勒差分导

航相似,均利用光谱频移获得多普勒速度信息。面向 编队飞行的恒星多普勒差分导航可以很好地解决部分 恒星的径向速度难以确定的问题。与太阳多普勒差分 导航相比,恒星多普勒差分导航具有其局限性:星光 较弱,测量精度低,单独使用测量时误差较大<sup>(9)</sup>,但其 优点是可提供多方位的速度信息。

脉冲星是高速旋转的中子星,它对外不断辐射唯一的、极其稳定的、具有可预见性的脉冲信号<sup>[10-11]</sup>。当 采用3个及以上脉冲星时,系统便完全可观测<sup>[12]</sup>。X射 线脉冲星导航<sup>[13-10]</sup>利用脉冲到达探测器的时间与到达太 阳系质心的时间作为量测量,进而求得航天器相对于 太阳系质心的位置矢量。但该导航系统的滤波周期较 长,难以得到连续的导航信息。

综上所述,太阳光谱频移测速精度高,难以提供 多方位速度信息;恒星光谱频移测速可提供多方位速 度信息,但精度低;两种测速方法的组合导航系统不 完全可观测;但利用3颗及以上的脉冲星导航是完全可 观测的。

鉴于以上3种方法具有互补性,可组合利用。该组 合导航中的量测量有3个:太阳径向速度差分、恒星径

收稿日期: 2018-01-03 修回日期: 2018-05-30

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61501336,61772187,61873196)

213

向速度差分和脉冲到达时间。鉴于轨道动力学模型和 测量模型的非线性,针对深空探测火星环绕段选用扩 展卡尔曼滤波器(Extended Kalman Filter, EKF)作为 导航滤波器进行信息的融合<sup>[12]</sup>,并分析了不同太阳频 移精度、不同天文多普勒差分测量周期对该组合导航 方法精度的影响。该组合导航方法具有可靠性高、易 于实现的特点,可以为火星探测提供一种方案参考。

# 1 导航方法

### 1.1 天文多普勒差分导航

在传统导航方法中,大多是利用天体的方位作为 量测量。航天器上的光传感器可以精确测量天体的方 向,但测量精度随航天器与天体的距离增大而下降。 实际上,天体的方向和光谱都可以作为导航信息。航 天器相对于光源运动,光谱线会从原来的位置发生移 动,可以根据该移动量来获得航天器相对于天体的速度。

考虑到太阳表面活动对太阳光谱线的影响,可利 用面向编队飞行的航天器径向速度差分来消除该影 响。太阳径向速度差分测量的是太阳频移,测量对象 是径向速度差分,它不受太阳表面活动引起的变化误 差影响。其原理如图1所示,该径向速度差分表示为<sup>77</sup>

$$v_{\text{Sun}}^{r} = (\mathbf{v}_{\text{A}} \cdot \frac{\mathbf{r}_{\text{A}}^{\text{T}}}{|\mathbf{r}_{\text{A}}|} + \Delta v_{e}) - (\mathbf{v}_{\text{B}} \cdot \frac{\mathbf{r}_{\text{B}}^{\text{T}}}{|\mathbf{r}_{\text{B}}|} + \Delta v_{e})$$

$$= \frac{\mathbf{r}_{\text{A}}^{\text{T}}}{|\mathbf{r}_{\text{A}}|} \cdot \mathbf{v}_{\text{A}} - \frac{\mathbf{r}_{\text{B}}^{\text{T}}}{|\mathbf{r}_{\text{B}}|} \cdot \mathbf{v}_{\text{B}}$$
(1)

其中: $\Delta v_e$ 是由太阳表面活动引起的变化误差; $r_A$ 、 $r_B 和 v_A$ 、 $v_B$ 分别表示航天器A、B的位置和速度。



图 1 天文多普勒差分导航 Fig. 1 Celestial Doppler difference navigation

在测量过程中,考虑到航天器上分光计造成的测量干扰,假设为ω<sub>x</sub>和ω<sub>x</sub>,则径向速度差分可以表示为

$$\boldsymbol{v}_{\text{Sun}}^{r} = \frac{\boldsymbol{r}_{\text{A}}^{\text{T}}}{|\boldsymbol{r}_{\text{A}}|} \cdot \boldsymbol{v}_{\text{A}} - \frac{\boldsymbol{r}_{\text{B}}^{\text{T}}}{|\boldsymbol{r}_{\text{B}}|} \cdot \boldsymbol{v}_{\text{B}} + \boldsymbol{\omega}_{_{\boldsymbol{v}\text{A}}}^{r} - \boldsymbol{\omega}_{_{\boldsymbol{v}\text{B}}}^{r}$$
(2)

基于太阳径向速度差分测量模型可以描述为

$$\mathbf{Y}^{1}(t) = h^{1}(\mathbf{X}, t) + \boldsymbol{\omega}_{vA} - \boldsymbol{\omega}_{vB}$$
(3)

其中:  $Y^{1}(t)$ 为测量的径向速度差分;  $X = [X_{A}^{T}, X_{B}^{T}]^{T}$ 为 A、B的位置和速度状态矢量。

同太阳多普勒频移相似,利用恒星星光多普勒频移 可以得到航天器相对于恒星的速度。基于IFIM(Instream Flow Increcement Method)的导航恒星选取策略,计算 在不同导航恒星下的Fisher信息逆矩阵的迹,以拥有最 小迹的星为导航星<sup>[8]</sup>。考虑到恒星径向速度难以确定, 利用面向编队飞行的多普勒差分作为量测量消除恒星 径向速度的影响。v<sub>A</sub>和v<sub>B</sub>分别为航天器A、B的速度矢 量,*s*是恒星的方向矢量,v<sub>s</sub>是恒星速度,分光计的测 量误差为ω<sup>\*</sup><sub>A</sub>和ω<sup>\*</sup><sub>B</sub>,则两个航天器在导航星视线方向上 的相对速度可表示为

$$v_{\text{star}}^{r} = \mathbf{s} \cdot (\mathbf{v}_{\text{A}} - \mathbf{v}_{\text{s}}) + \omega_{\text{A}}^{r} - \mathbf{s} \cdot (\mathbf{v}_{\text{B}} - \mathbf{v}_{\text{s}}) - \omega_{\text{B}}^{r}$$
  
=  $\mathbf{s} \cdot (\mathbf{v}_{\text{A}} - \mathbf{v}_{\text{B}}) + \omega_{\text{A}}^{r} - \omega_{\text{B}}^{r}$  (4)

基于恒星的径向速度差分测量模型为

$$Y^{2}(t) = h^{2}(X,t) + \omega_{\mathrm{A}} - \omega_{\mathrm{B}}$$
(5)

从式(5)中可以得到,恒星径向速度多普勒速度 差分与恒星的径向速度测量无关,该方法能很好地应 用于编队飞行。

### 1.2 X射线脉冲星导航

X射线脉冲星导航是以脉冲到达探测器的时间和 到达太阳系质心(Solar System Barycenter, SSB)的 时间作为量测量,其中脉冲到达探测器的时间t由X射 线探测器观测得到,脉冲到达SSB的时间t<sub>b</sub>利用脉冲星 计时模型预测得到<sup>[12]</sup>。脉冲星导航的基本原理如图 2 所示。



Fig. 2 Pulsar navigation

 $n = [\cos \delta \cos \alpha, \cos \delta \cos \alpha, \sin \delta]^{T}$ 是脉冲星的方向 矢量,  $\delta \pi \alpha$ 是脉冲星的赤纬和赤经。r是航天器相对于 太阳系质心的位置矢量。利用 $r \alpha n$ 上的投影可以得到 航天器在脉冲星视线方向上的距离,即

$$c \cdot (t_b - t) = \boldsymbol{r} \cdot \boldsymbol{n} \tag{6}$$

考虑相对论的影响,量测模型可以表示为

$$h^{3}(\boldsymbol{X},t) = \frac{\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{r}}{c} + \frac{2\mu_{\text{sun}}}{c^{3}}\ln\left|\frac{\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{r}+\boldsymbol{r}}{\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{b}+\boldsymbol{b}}+1\right| + \frac{1}{2cD_{0}}\left[-r^{2} + (\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{r})^{2} - 2\boldsymbol{b}\cdot\boldsymbol{r} + 2(\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{b})(\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{r})\right]$$
(7)

其中: *c*为光速; *D*<sub>0</sub>是脉冲星到达太阳系质心的距离; *b*为太阳系质心相对于太阳的位置矢量; μ<sub>sun</sub>表示太阳引力常数。

# 2 导航信息融合

在深空探测自主导航系统中,状态模型和测量模型参考文献[8]。鉴于状态模型和测量模型的非线性, 采用具有良好非线性预测能力的EKF作为导航滤波器。滤波时,测量数据包括太阳/恒星多普勒差分和脉 冲到达的时间。滤波过程包括预测和更新。预测是 由轨道动力学模型来实现,更新是由测量的数据来 实现。

由于X射线脉冲星导航的滤波周期较长,可以根据脉冲到达与否分两种情况来设计测量模型。

1) 脉冲星观测期内,量测量为太阳/恒星多普勒 差分。

相应的测量方程为

$$h(\boldsymbol{X},t) = \begin{bmatrix} h^1(\boldsymbol{X},t) \\ h^2(\boldsymbol{X},t) \end{bmatrix}$$
(8)

2)获得脉冲到达时间,量测量为脉冲到达时间、 太阳/恒星多普勒差分。相应的测量方程为

$$h(X,t) = \begin{bmatrix} h^{1}(X,t) \\ h^{2}(X,t) \\ h^{3}(X,t) \end{bmatrix}$$
(9)

天文多普勒差分/脉冲星组合导航系统如图 3所示。





Fig. 3 Celestial Doppler difference/pulsar integrated navigation system

# 3 实验仿真

### 3.1 仿真条件

以火星环绕段为例,编队飞行的航天器A、B的轨 道信息如表 1所示。仿真时间是从1 Jul 2007 12:00: 00.00UT到2 Jul 2007 12:00:00.00UT。导航滤波器参 数如表 2所示。X射线脉冲星方位参数如表 3所示。考 虑恒星星等对多普勒测量精度影响较大,故选择星等 较低的天狼星为导航恒星,其方位如表 3所示。

表 1 航天器轨道参数 Table 1 Spacecraft arbital parameters

1 able 1	Spacecrait orbital paral	neters
轨道参数	Α	В
半长轴/km	21 000	14 000
偏心率	0.3	0.3
轨道倾角/(°)	60	10
升交点赤经/(°)	30	0
近地点幅角/(°)	30	40
真近点角/(°)	50	50

表 2 导航滤波器参数

Table 2	Navigation	filter	parameters

参数	数值	
X射线敏感器数量	3	
X射线敏感器 面积/cm <sup>2</sup>	400	
初始状态协方差阵	P(0)随机选择	
脉冲星观测周期/s	2 000	
多普勒测量周期/s	5	
太阳测量精度/(m·s <sup>-1</sup> )	0.01	
恒星星光测量精度/(m·s <sup>-1</sup> )	1	
状态处理噪声方差	$\boldsymbol{Q} = \operatorname{diag} \begin{bmatrix} q_1^2, q_1^2, q_1^2, q_2^2, q_2^2, q_2^2 \\ q_1^2, q_1^2, q_1^2, q_2^2, q_2^2, q_2^2 \end{bmatrix},$ $q_1 = 2 \text{ m},$ $q_2 = 3 \times 10^{-3} \text{ m/s}$	
初始状态误差	$\begin{split} \delta X_{\rm A} & (0) &= [5\ 200\ {\rm m}, \ -5\ 200\ {\rm m}, \\ & 5\ 200\ {\rm m}, \ 19\ {\rm m/s}, \\ & -19\ {\rm m/s}, \ 14\ {\rm m/s}] \\ \delta X_{\rm B} & (0) &= [6\ 000\ {\rm m}, \ -6\ 000\ {\rm m}, \\ & 6\ 000\ {\rm m}, \ 20\ {\rm m/s}, \\ & -20\ {\rm m/s}, \ 15\ {\rm m/s}] \end{split}$	

#### 表 3 恒星及脉冲星方位

Table 3         Stars and pulsar direction				
恒星/脉冲星	天狼星	B0531+21	B1821-24	B1937+21
赤经/(°)	101.29	83.63	276.13	294.92
赤纬/(°)	-16.72	22.01	-24.87	21.58

### 3.2 仿真结果

图 4是3种导航方法的估计误差。从图 4中可以看

出3种导航方法均能很好地收敛,都能获得高精度的导航信息。



图 4 3种导航方法的估计误差 Fig. 4 Estimation error of three navigation methods

经过100次的蒙特卡罗模拟实验,从图 4和表 4可 以看出,与太阳多普勒差分/脉冲星组合导航以及恒星 多普勒差分/脉冲星组合导航相比,在绝对位置上,天 文多普勒差分/脉冲星组合导航分别提升了9.89%和 31.48%;在绝对速度上,天文多普勒差分/脉冲星组合 导航分别提升了10.96%和2.28%;在相对位置上,天 文多普勒差分/脉冲星组合导航分别提升了16.59%和 29.66%;在相对速度上,天文多普勒差分/脉冲星组合 导航分别提升了27.69%和12.73%。

从表 4中可以知道,天文多普勒差分/脉冲星组合 导航在相对导航精度上有较大提高,这是因为多普勒 差分导航是一种相对导航方法。

表 4 3种导航方法的比较

Та	ble 4 Comparison	for three navigation meth	ods	
系统	绝对位置/m	绝对速度/(m·s <sup>-1</sup> )	相对位置/m	相对速度/(m·s <sup>-1</sup> )
太阳多普勒差分/脉冲星组合导航	1 220.34	0.175 2	1 705.47	0.234 7
恒星多普勒差分/脉冲星组合导航	1 459.99	0.161 5	1 896.64	0.207 2
天文多普勒差分/脉冲星组合导航	1 110.41	0.157 9	1 462.83	0.183 8

接着,分析了太阳频移测量精度对天文多普勒差 分/脉冲星组合导航的影响。图 5给出了不同测量精度 下的仿真结果。从图 5中可以看出,随着太阳多普勒 测速精度的提高,绝对和相对导航精度也相应地提 高。当太阳频移测量精度达到1 m/s时,继续提高测量 精度对组合导航精度的提升不大,这说明该组合导航 方法对仪器的精度要求不高。

除此之外,本文还分析了当脉冲信号观测周期不变, 天文多普勒差分测量周期变化时,天文多普勒差分/脉冲 星组合导航的精度变化情况,其仿真结果如图 6所示。





40

35

1 200

1 1 0 0

 $1\ 000$ 

5

10

15

从图 6可以看出,当脉冲信号观测周期不变,天 文多普勒差分/脉冲星组合导航的精度随天文多普勒差 分测量周期的增大而降低。这是由于天文多普勒差分 测量周期的增大导致测量数据的减少,进而影响了组 合导航的精度。

25

测量周期/s

(a) 绝对位置误差

30

### 4 结 论

1 200

1 1 0 0

 $1\,\,000$ 

5

10

15

20

本文针对深空探测的火星环绕段,提出了面向编

队飞行的天文多普勒差分/脉冲星组合导航方法。该方 法结合了太阳多普勒差分、恒星多普勒差分、脉冲星 导航方法的优点,以EKF为导航滤波器,实现了3种导 航方法的信息融合。除此之外,分析了太阳频移测量 精度、不同的测量周期对该组合导航的影响。仿真结 果表明该组合导航方法对仪器的精度要求不高,能够 为编队飞行的航天器提供高精度的导航信息。因此, 该组合导航方法具有可靠性高、易于实现的特点,能

20

25

测量周期/s

(b) 相对位置误差

35

40

30

满足火星环绕段的导航任务。

### 参考文献

- NING X L, FANG J C. Spacecraft autonomous navigation using unscented particle filter-based celestial/Doppler information fusion[J]. Measurement Science and Technology, 2008, 19(9): 1-8.
- [2] ZHOU J, GE Z L, SHI G G, et al. Key technique and development for geomagnetic navigation[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(5): 467-72.
- [3] 魏二虎,杨洪洲,张帅,等.脉冲星非实时平差的火星探测自主导航 模型[J]. 深空探测学报,2014,1(4):298-302.
  WEI E H, YANG H Z, ZHANG S, et al. Modeling on autonomous navigation of Mars probe with pulsar and non real-time adjustment methods[J]. Journal of Deep Space of Exploration, 2014,1(4):298-302.
- [4] 郑伟,张璐,王奕迪.基于星联网的深空自主导航方案设计[J]. 深空 探测学报,2017,4(1):31-37.

ZHENG W, ZHANG L, WANG Y D. Design of deep space autonomous navigation system based on spacecraft networking[J]. Journal of Deep Space of Exploration, 2017, 4(1): 31-37.

 [5] 刘劲,马杰,田金文.利用X射线脉冲星和多普勒频移的组合导航[J]. 字航学报,2010,31(6):1552-1557.
 LIU J, MA J, TIAN J W. Integrated X-ray pulsar and Doppler shift navigation[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(6):1552-1557.

- [6] CUI P Y, WANG S, GAO A, et al. X-ray pulsars/Doppler integrated navigation for Mars final approach[J]. Advances in Space Research, 2016, 57(9): 1889-1990.
- [7] LIU J, FANG J C, LIU G. Solar frequency shift-based radial velocity difference measurement for formation flight and its integrated navigation[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2017, 30(5): 04017049.
- [8] 房建成, 宁晓琳, 刘劲. 航天器自主天文导航原理与方法[M]. 第2版, 北京: 国防工业出版社, 2017.

FANG J C, NING X L, LIU J. Principles and methods of spacecraft celestial navigation[M]. Second Edition, Beijing: National Defense Industry Press, 2017.

[9] 郑谔. 卫星-惯性-星光最优组合导航系统在航天飞机导航中的应用
 [J]. 航空学报,1988,10(10):448-453.

ZHENG E. Application of GPS-INS-STAR integrated navigation system in spacecraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1988, 10(10): 448-453.

- [10] SMITH F G. Pulsar astronomy [M]. 4th Edition, London: Cambridge University Press, 2012.
- [11] 钟敏,刘劲,孙永明,等. 基于EKF的脉冲星导航在转移轨道的应用[J]. 电子设计工程,2014,22(6):4-6.
   ZHONG M,LIU J,SUN Y M, et al. EKF-based pulsar navigation for transfer orbit[J]. Electronic Design Engineering, 2014, 22(6):4-6.
- [12] LIU J, MA J, TIAN J W, et al. X-ray pulsar navigation method for spacecraft with pulsar direction error[J]. Advances in Space Research, 2010, 46(11): 1409-1417.
- [13] 帅平,陈绍龙,吴一帆,等. X射线脉冲星导航原理[J]. 字航学报, 2007,28(6):104-109.
   SHUAI P, CHEN S L, WU Y F, et al. Navigation principles using Xray pulsar[J]. Journal of Astronautics, 2007,28(6):104-109.
- [14] 郑伟,孙守明,汤国建. 基于X射线脉冲星的深空探测自主导航方法
  [J]. 中国空间科学技术,2008,28(5):1-6.
  ZHENG W,SUN S M,TANG G J. Principle of deep space autonomous navigation based on X-ray pulsars[J]. Chinese Space Science and Technology,2008,28(5):1-6.
- [15] 苏哲,许录平,王婷. X射线脉冲星导航半物理仿真实验系统研究[J]. 物理学报,2011,60(11):827-834.
  SU Z, XU L P, WANG T. X-ray pulsar-based navigation semi-physical simulation experiment system[J]. Acta Physica Sinica, 2011,60(11): 827-834.
- [16] SHEIKH S I, PINES D J, RAY P S, et al. Spacecraft navigation using X-Ray pulsars[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2006, 29(1):49-63.

作者简介:

**喻子原**(1993-),男,硕士,主要研究方向:航天器自主导航。 通信地址:湖北省武汉市和平大道建设一路武汉科技大学信息科学 与工程学院(430081) 电话:18307203030

E-mail: yuziyuan710@qq.com

**刘劲**(1981-),男,副教授,主要研究方向:航天器自主导航。(本文通信 作者)。

E-mail: liujin@wust.edu.cn

# Celestial Doppler Difference/Pulsar for Formation Flying and Its Integrated Navigation

YU Ziyuan<sup>1</sup>, LIU Jin<sup>1</sup>, NING Xiaolin<sup>2</sup>, MA Xin<sup>2</sup>, GUI Mingzhen<sup>2</sup>, KANG Zhiwei<sup>3</sup>

(1. College of Information Science and Technology, Wuhan University of Science and Technology, Wuhan 430081, China;

2. School of Instrumentation Science & Opto-Electronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

3. College of Computer Science and Electronic Engineering, Hunan University, Changsha 410082, China)

**Abstract:** In order to improve the spacecraft capability of autonomous celestial navigation, a celestial Doppler difference/pulsar for formation flying and its integrated navigation method is proposed. The Sun light is strong, and the accuracy of the Sun Doppler difference navigation is high, but it is difficult to provide multi-directional velocity information. Star light is weak, and the accuracy of star Doppler difference navigation is low, but it can provide multi-directional velocity information. The Sun Doppler difference navigation and the star Doppler difference navigation are complementary, but which cannot be fully observable. Using three or more pulsar navigation is completely observable, but the filtering period is longer, and it is difficult to obtain continuous navigation information. The three navigation methods are complementary and can be used for integrated navigation. The extended Kalman filter is used as a navigation information for formation flying. Simulation results show that the integrated navigation method for formation flight can provide absolute and relative highly-accurate navigation information.

Key words: formation flight; celestial Doppler difference navigation; Kalman filter; pulsar

#### High lights:

- In this paper, the Doppler difference method can be used to solve Solar spectral line drift problem caused by the Sun's surface activity.
- Combining the star Doppler difference navigation method with the Sun Doppler difference navigation can provide multidirectional navigation information.
- The celestial Doppler difference navigation system is not fully observable. In this paper, we combine it with the pulsar navigation method to provide highly-accurate navigation information for formation flight.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 任树芳]

(上接第211页)

# An Overview of Pulsar Candidate Classification Methods

WANG Yuanchao<sup>1, 2</sup>, ZHENG Jianhua<sup>1, 2</sup>, PAN Zhichen<sup>3, 4, 5</sup>, LI Mingtao<sup>1, 2</sup>

(1. National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190; 2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049; 3. National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100012; 4. Center for Astronomical Mega-Science, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100012; 5. CAS Key Laboratory of FAST, NAOC, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100012)

**Abstract:** Pulsar searching is an important frontier in radio astronomy. Weaker signals can be received as the performance of search facilities continually improved. However, how to accurately identify the suspected pulsar signal from massive candidates has become a challenge. The pulsar candidate classification methods about development history and current situation at home and abroad. The classification methods in each stage include: manual selection methods and machine learning methods. At last, the future development trends are analyzed.

Key words: pulsar; pulsar candidate; machine learning

High lights:

- The development history of pulsar candidate classification methods is introduced.
- The pulsar candidate classification methods based on manual selection and machine learning are summarized and compared.
- The future trends of pulsar candidate classification are analyzed.

[责任编辑:杨晓燕,英文审校:朱恬]