Archive of SID

# دمشاند على - پژوهش علوم و فناوري فضاي

# روش نوین ردگیری اتوماتیک ماهواره با اعمال پدیدهٔ داپلر بر TLE

مهرزاد نصیریان'\*و ساناز قائمی سردرودی'

۱ و ۲ - دانشکدهٔ مهندسی برق، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

\*تهران، لویزان، کدپستی: ۱۷۷۴۱۵۸۷۵

nasirian@mut.ac.ir

در این مقاله به یک نوع روش ردگیری نوین اتوماتیک ماهواره توسط ایستگاه زمینی با کمک تغییر TLE از طریق اندازه گیری فرکانس داپلر دریافتی پرداخته می شود. روش کار به این صورت است که با اندازه گیری فرکانس مرکزی سیگنال بیکن ارسالی توسط ماهواره و مقایسهٔ آن با فرکانس داپلر محاسبه شده از روی TLE میزان انحراف زمانی TLE استخراج و پارامترهای مداری ماهواره طوری اصلاح می گردد که این انحراف فرکانسی صفر شود. بدین صورت آنتن جهت گیری شده و سیگنال دریافتی در ماکزیمم مقدار خود قرار می گیرد. این روش در باند فرکانسی HF و مدولاسیون WC بر روی ماهواره های آماتور تست و صحت آن تأیید شده است

واژه های کلیدی: پیش بین مسیر ماهواره، TLE، شیفت فرکانس داپلر، حلقهٔ کنترل خودکار فرکانس، تفکیک کننده

بسته به این که فرستنده و گیرنده به یکدیگر نزدیک یا از هم دور شوند، فرکانس سیگنال حامل دریافتی در گیرنده کمی بیشتر یا کمتر از مقدار مورد انتظار خواهد بود. همانگونه که در شکل ۱ نشان داده شده است، در ارتباط رادیویی بین ماهواره و ایستگاه زمینی، با توجه به این نکته که ماهواره نسبت به ایستگاه در حال حرکت است، همواره اثر انحراف فرکانس مرکزی به دلیل پدیدهٔ داپلر وجود دارد. مقدار دقیق انحراف فرکانس محاسباتی ناشی از پدیدهٔ استخراج میشود. دقت انحراف فرکانس محاسباتی ناشی از پدیدهٔ داپلر به میزان دقت پارامترهای مداری ماهواره که از روی TLE



شکل 1- انحراف فرکانس مرکزی ناشی از پدیدهٔ داپلر در مخابرات ماهوارهای

علائم و اختصارات

TLE	Two Line Element
LNA	Low Noise Amplifier
UHF	Ultra High Frequency
CW	Continuous Wave
MA	Mean Anomaly
AP	Argument of Perigee
RAAN	Right Ascension of Right Ascending Node
ECI	Earth Centered Inertial
ECEF	Earth Centered Earth Fixed
UTC	Universal Time Coordinated
GPS	Global Positioning System
AFC	Automatic Frequency Control
VCO	Voltage Control Oscillator
DIFAFC	Differential Automatic Frequency Control
DPSK	Differential Phase Shift Keying
FSK	Frequency Shift Keying

#### مقدمه

پدیدهٔ داپلر موضوعی است که در ارتباطات رادیویی بین فرستنده و گیرندهای که نسبت به یکدیگر در حال حرکت هستند رخ میدهد.

دریافت مقاله: ۹۲/۰۷/۰۷ ، تأیید مقاله: ۹۴/۰۸/۱۸

۱. استادیار (نویسنده مخاطب) ۲. کارشناس ارشد

مهرزاد نصیریان و ساناز قائمی سردرودی

$$\sin M'(t) = \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin E(t)}{1 - e \cos E(t)}$$
$$\cos E(t) = \frac{e + \cos M'(t)}{1 + e \cos M'(t)}$$
$$\sin E(t) = \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin M'(t)}{1 - e \cos M'(t)}$$
$$\operatorname{Arc from Apogee} = \tau = \omega + M'$$
$$\operatorname{Distance} = r_s = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos M'(t)}$$

$$\overline{r} = \left[\frac{\sqrt{1-e^2}\sin M'(t)}{1-e\cos M'(t)}\frac{a(1-e^2)CosM'}{1+eCosM'}\right]\overline{P} + \left[\frac{a(1-e^2)SinM'}{1+eCosM'}\right]\overline{Q}$$

$$\overline{V} = \left[-kSinM'\sqrt{\frac{1}{a(1-e^2)}}\right]\overline{P} + \left[k(CosM'+e)\sqrt{\frac{1}{a(1-e^2)}}\right]\overline{Q}$$

$$V = k\sqrt{\frac{1+2eCosM'+e^2}{a(1-e^2)}}$$

$$V_{\min} = \left[k\sqrt{\frac{1-e}{a(1-e)}}\right]$$

$$V_{\max} = \left[k\sqrt{\frac{1+e}{a(1-e)}}\right]$$

در معادلهٔ (۲)،  $\overline{r}$  بردار مکان ماهواره و  $\overline{V}$  بردار سرعت آن است. بعد از حل معادلهٔ (۲) و به کمک هندسهٔ فضایی میتوان موقعیت ماهواره را در فضا مشخص کرد.

قدم اول در طراحی شبیه ساز، حل معادلات کپلر است. بعد از حل معادلات کپلر، با استفاده از ماتریس های انتقال زیر و در نظر گرفتن اختلالات، موقعیت ماهواره در فضا به دست آورده می شود. جایی که i، زاویهٔ میل،  $\Omega$  طول جغرافیایی نقطهٔ صعود (RAAN) ، $\omega$ آرگومان نقطهٔ حضیض AP، M ناهنجاری متوسط در سیستم مختصات اینرسی در اولین روز بهار است؛ ماتریس های انتقال برای حل این مسئله به صورت زیر هستند [۱۲] و [۱۳]. توسط این ماتریس های انتقال، موقعیت ماهواره در سیستم مختصات اینرسی به دست می آید.

ماتریس انتقال حول محور Z به اندازهٔ w به منظور تعیین A<sub>1</sub> موقعیت ماهواره در سیستم مختصات نودال.

فصلنامهٔ علمی– پژوهشی علوم و فناوری فضایی جلد ۸/ شمارهٔ ۲/ تابستان ۱۳۹۴

روشهای متعددی برای اندازهگیری فرکانس دقیق دریافتی در گیرندهٔ ایستگاه زمینی وجود دارد که در بخش بعد به آن اشاره خواهد شد. با داشتن میزان دقیق فرکانس داپلر و مقایسهٔ آن با انحراف محاسبه شده از روی پارامترهای مداری ماهواره میتوان خطاهای TLE را اصلاح و دقت ردیابی آنتن ایستگاه زمینی را افزایش داد. مزیت این روش، زمانی آشکار میگردد که TLE بهروز ماهواره جهت ردگیری در دسترس نباشد.

## معماري سيستم

نمودار بلوکی کل سیستم در شکل (۲) نشان داده شده است. همان گونه که در شکل نشان داده شده، نسخهای از سیگنال دریافتی آنتن ایستگاه توسط یک تقویت کنندهٔ کم نویز (LNA) تقویت شده و از یک فیلتر میان گذر عبور داده می شود تا سیگنالی با سطح توان مناسب در اختیار تقویت کننده و فیلتر میانگین فرکانس قرار گیرد. وظیفهٔ این فیلتر جستجوی فرکانس حامل و اندازه گیری مقدار شیفت فرکانسی سیگنال حامل نسبت به حالت عادی (بدون اثر داپلر) است. سپس مقدار شیفت فرکانسی اندازه گیری شده در اختیار بخش کنترل برای اصلاح پارامترهای مداری ماهواره و همچنین کنترل آنتن ایستگاه قرار می گیرد.



**شکل ۲**- نمودار بلوکی معماری سیستم

تعیین موقعیت ماهواره و آنتن ایستگاه زمینی از مجموعه روابط (۱) میتوان برای تعیین موقعیت و سرعت ماهواره در فضای دو بعدی یا مدل بیضی بهره جست.

$$\mu = 3.986 \times 10^{14} \, m^3 \, / \, s^2, \, \omega_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

$$M(t) = \omega_0(t - t_0)$$

$$E(t) = M(t) + e \sin E(t)$$

$$\begin{cases} \text{Recursive Equation for Solve it} \\ E_0 = M(t) + e \sin M(t) + \frac{e^2}{2} \sin 2M(t) \\ M_0 = E_0 - e \sin E_0 \\ \cos M'(t) = \frac{\cos E(t) - e}{1 - e \cos E(t)} \end{cases}$$
(1)

$$A_{1} = \begin{bmatrix} \cos \omega & \sin(-\omega) & 0\\ \sin \omega & \cos \omega & 0\\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$
(Y)

$$A_{2} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin(-i) \\ 0 & \sin i & \cos i \end{bmatrix}$$
(\*)

A<sub>3</sub> ماتریس انتقال حول محور Y به اندازهٔ Ω به منظور تعیین موقعیت ماهواره در سیستم مختصات اینرسی زمینی.  $\begin{bmatrix} \cos \Omega & \sin(-\Omega) & 0 \\ 0 & \cos \Omega & \sin(-\Omega) \end{bmatrix} = 1$ 

$$A_3 = \begin{bmatrix} \sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$
 ( $\Delta$ )

اگر  $X_N$  ا موقعیت ماهواره در مدار بیضی در سیستم مختصات نودال تغییر یافته در نظر بگیریم،  $X_1$ ، موقعیت ماهواره در سیستم مختصات اینرسی زمینی برابر است با:

$$X_1 = A_3 A_2 A_3 X_N. \tag{(5)}$$

شایان ذکر است که چرخش صفحهٔ مداری بر روی استوا، به دلیل دو چرخش کره زمین به دور خود و چرخش مدار ماهواره ناشی از غیر کروی بودن زمین است که در محاسبات هر دو چرخش منظور می گردد. با استفاده از  $X_1$ ، ارتفاع، طول و عرض جغرافیای زمینی ماهواره در سیستم مختصات اینرسی قابل محاسبه است. به طوری که از روی اندازهٔ آن ارتفاع ماهواره استخراج می گردد. توسط زاویه ارتفاع آن در سیستم مختصات اینرسی زمینی، عرض جغرافیایی ماهواره و از روی زاویه سمت آن، طول جغرافیایی ماهواره در سیستم مختصات اینرسی زمینی قابل استخراج است. در صورتی که تفاوت زاویهای دو سیستم مختصات ECEF و ECI (سیستم مختصات گرینویچ) که یک چرخش زاویهای حول محور قطبین در سيستم مختصات اينرسي به اندازهٔ (α=1.74476716333061(rad براساس محاسبات انجام گرفته در تاریخ اول ژانویه سال ۲۰۰۰ میلادی است را در محاسبات وارد کنیم، موقعیت  $X_G$  و طول و عرض جغرافیای نامی ماهواره در سیستم مختصات گرینویچ به دست می آید. لازم به ذکر است که زاویه  $\alpha$  بر اثر حرکات تقدیمی و ترقصی زمین تغییر میکند که به طور استاندارد در عرض هر چند دهه آن را ثابت و در محاسبات وارد می کنند. در این صورت:  $\Omega \rightarrow \Omega + \alpha$ (Y)

مرحلهٔ بعد در طراحی شبیه ساز ایستگاه زمینی چگونگی  $X_G$  به دست آوردن زوایای آنتن ایستگاه زمینی از روی موقعیت است. برای به دست آوردن زوایای آنتن ایستگاه زمینی، باید موقعیت ماهواره را از سیستم مختصات گرینویچ به سیستم مختصات آنتن

(سیستم مختصات Topocentric) انتقال داد. برای انجام این هدف به یک انتقال و دو چرخش در سیستم مختصات گرینویچ همان طور که در شکل (۳) نشان داده شده است نیاز است. در این شکل  $X_1Y_1Z_1$  سیستم مختصات آنتن و  $X_2Y_2Z_2$  سیستم مختصات گرینویچ است.



شکل ۳- نمایش سیستم مختصات آنتن و سیستم مختصات اینرسی

ماتریسهای انتقال لازم برای این تبدیل به صورت رابطههای (۸) تا (۱۰) هستند:

$$A_{4} = \begin{bmatrix} \cos \lambda & 0 & \sin \lambda \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(-\lambda) & 0 & \cos \lambda \end{bmatrix}$$
(A)  
$$A_{5} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin(-\varphi) & 0 \\ \sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$
(A)  
$$A_{6} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$
(Y)

موقعیت ماهواره در سیستم مختصات آنتن،  $X_a$ ، بدین صورت بهدست میآید:

$$X_a = A_4 A_5 X_G - A_6 \tag{11}$$

با کمک موقعیت ماهواره در مختصات آنتن، به سادگی می توان زوایای سمت  $\alpha$ ، و زوایای ارتفاع ماهواره  $\beta$ ، در هر لحظه از زمان در ایستگاه زمینی به دست آورد. معادلات مربوطه به صورت رابطهٔ (۱۲) است:

$$\alpha = tg^{-1} \left( \frac{x_a(3)}{x_a(2)} \right)$$

$$\beta = tg^{-1} \left( \frac{x_a(1)}{\sqrt{x_a(2)^2 + x_a(3)^2}} \right)$$
(17)

اگر آنتن ایستگاه زمینی دارای تیلت (انحراف بین سطح مقطع آنتن و سطح تراز زمین) باشد، ماتریس انتقال مربوطه باید به رابطهٔ (۱۱) اضافه گردد. شایان ذکر است که در حال حاضر زمین به شکل کروی درنظر گرفته شده است و اندازهها به صورت نرمالیزه در نظر

۶ / فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی جلد ۸ / شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۳۹۴

گرفته شدهاند، همان طور که دیده می شود در ماتریس A<sub>6</sub> ارتفاع از سطح دریا، یک در نظر گرفته شده است که در نرم افزار واقعی بهجای عدد یک از نسبت شعاع زمین از سطح دریا به علاوه ارتفاع از سطح دریا در هر نقطه به شعاع از سطح دریا استفاده می شود.

با توجه به مطالب گفته شده الگوریتم محاسبهٔ زاویهٔ سمت و اوج مطابق دیاگرام بلوکی شکل (۴) صورت می پذیرد:



شکل ۴- مراحل پیش بینی موقعیت و سرعت زاویه ای

# محاسبهٔ شیفت فرکانس داپلر با استفاده از پارامترهای مداری ماهواره

نرم افزار پیش بین مسیر ماهواره برای تعیین موقعیت ماهواره استفاده می شود. شمای کلی این نرم افزار در شکل (۲) و شکل (۸) نشان داده شده است. همان طور که در بخش قبل اشاره شد، این شبیه ساز با گرفتن اطلاعات موقعیت جغرافیایی ایستگاه زمینی، پارامترهای کپلر ماهواره و همچنین زمان دقیق جهانی (UTC) توسط دستگاه موقعیت یاب جهانی (GPS)، زوایای سمت و ارتفاع آنتن ایستگاه را به منظور ردیابی ماهواره محاسبه می کند [۲ و ۳].

در نتیجه با داشتن زاویه El و r، موقعیت ماهواره در دستگاه ECI بهدست آمده از نرمافزار ردگیری بومی و معادلات فوق میتوان شیفت فرکانسی داپلر را محاسبه کرد. مقدار انحراف فرکانسی ناشی از پدیده داپلر از رابطهٔ (۱۳) قابل محاسبه است:

$$f_d = -\frac{v_{s,r}}{c} f_0 \tag{137}$$

که در رابطهٔ فوق  $v_{s,r}$  سرعت نسبی ماهواره نسبت به ایستگاه زمینی، c سرعت انتشار موج در محیط مورد نظر و  $f_0 \, \phi$  کانس سیگنال بدون درنظر گرفتن اثر داپلر است. با توجه به ثابت بودن c و  $f_0 \, c$  در هر لینک ماهوارهای، محاسبهٔ میزان فرکانس داپلر از رابطهٔ (۱)، مستلزم آگاهی از

مهرزاد نصیریان و ساناز قائمی سردرودی

سرعت نسبی ماهواره نسبت به ایستگاه زمینی در هر لحظه است که این مسئله با استفاده از پارامترهای مداری ماهواره و موقعیت ایستگاه زمینی قابل انجام است. بنابراین دقت انحراف فرکانس محاسباتی ناشی از پدیدهٔ داپلر به میزان دقت پارامترهای مداری ماهواره که از روی TLE استخراج می شود بستگی دارد.



**شکل ۵**- شماتیک کلی مدار ماهواره

طبق شکل (۵)، سرعت نسبی ماهواره نسبت به ایستگاه زمینی در هر لحظه عبارت است از:  $v_{s,r} = v \cos \theta$  (۱۴) که در این معادله، vسرعت ماهواره و زاویهٔ  $\theta$ ، زاویه نشان داده

که در این معادله، ۴ سرعت ماهواره و راویه ۲۰ راویه نسان داده شده در شکل است که بدین صورت محاسبه می شود.

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{r}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_E + H}} \tag{10}$$

در معادلهٔ فوق  $\mu$ ، پارامتر جاذبه،  $R_E$  شعاع کره زمین، r، موقعیت ماهواره در دستگاه مختصات اینرسی زمین مرکز (ECI) و H، ارتفاع ماهواره از سطح زمین شد.

$$\mu = GM \tag{19}$$

در معادله بالا، G ثابت جهانی گرانش و M جرم کره زمین است. زاویهٔ heta معادلهٔ (۱۴) برابر است با:

$$\theta = \lambda + El \tag{1Y}$$

$$\lambda = 90^{\circ} - El - \eta \tag{1A}$$

مقدار زاویهٔ 
$$\eta$$
 نیز بدین صورت محاسبه می شود:  
 $\sin \eta = \sin^{-1} (\sin \rho \cos El)$  (۱۹)

$$\sin \rho = \frac{R_E}{R_E + H} = \frac{R_E}{r} \tag{7}$$

که در آن

در این معادله، El، زاویهٔ ترفیع و r، موقعیت ماهواره در دستگاه ECI است [۱].

اما این شیفت فرکانسی محاسبه شده همواره به دلیل عوامل محیطی دارای خطاست. بلوک دیاگرام محاسبهٔ انحراف فرکانسی در شکل (۶) آمده است.







**شکل ۷**– شمای کلی نرمافزار پیش بین مسیر ماهواره



**شکل ۸**- نمایش منطقه دید ایستگاه زمینی و ناحیه پوشش ماهواره

#### حلقة كنترل خودكار فركانس

همان طور که در بخش قبل بحث شد، شیفت فرکانسی ناشی از پدیده داپلر به دلیل اختلالات محیطی و خطای احتمالی TLE

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۶۹ جلد ۸/ شمارهٔ ۲/ تابستان ۱۳۹۴

دارای خطاست. بنابراین برای تعیین فرکانس سیگنال حامل دریافتی دقیق از کنترل کنندههای خودکار فرکانس استفاده میشود. کنترل خودکار فرکانس (AFC)، روشی است که در گیرندههای رادیویی برای کنترل اسیلاتور محلی و تنظیم فرکانس کاری آن با فرکانس سیگنال حامل دریافتی مورد استفاده قرار می گیرد. به این ترتیب، گیرنده به طور خودکار با فرکانس مورد نظر سنکرون شده و سیگنال دریافتی با وجود تغییرات فرکانسی، به درستی دمدوله میشود. تغییرات فرکانس ممکن است به دلایل مختلف ایجاد شود، برای مثال، یکسان نبودن فرکانس اسیلاتور در فرستنده و گیرنده و شایع جابهجایی فرکانسی در فرستندهها و گیرندههای رادیویی به شمار میرود. در مخابرات ماهوارهای علاوه بر موارد فوق، جابهجایی فرکانس بر اثر پدیدهٔ داپلر یکی از موارد قابل توجه شیفت فرکانسی به حساب میآید.

همان گونه که در شکل (۹) نشان داده شده است، برای یک سیستم AFC همواره دو زیرسیستم اصلی وجود دارد: تفکیککنندهٔ فرکانس: که باید بتواند تغییرات فرکانسی را به

تغييرات ولتاژ تبديل كند.

اسیلاتور کنترل شونده با ولتاژ (VCO): که متناسب با تغییرات ولتاژ، فرکانس خروجی مطلوب را تولید کند.



**شکل ۹**- ساختار کلی حلقهٔ AFC

## تفكيك كنندة فركانس

وظیفهٔ تفکیک کننده فرکانس، فراهم کردن ولتاژ کنترلی متناسب با انحراف فرکانس سیگنال حامل دریافتی از نوسان ساز محلی است. زمانی که اسیلاتور محلی در گیرنده به طور دقیق روی فرکانس سیگنال دریافتی تنظیم شود، خروجی تفکیک کننده فرکانس صفر میشود. در این حالت OCO در حالت نرمال عمل میکند. هر انحراف فرکانسی بین سیگنال حامل دریافتی و اسیلاتور محلی، بسته به میزان انحراف و جهت آن، به صورت ولتاژی با شدت و علامت متفاوت در خروجی تفکیک کننده ظاهر میشود. در

فرکانسهای دریافتی بالاتر یا پایینتر از فرکانس اسیلاتور محلی، ولتاژ خروجی تفکیککننده مقداری بالاتر یا پایینتر از صفر خواهد داشت. رابطهٔ بین فرکانس ورودی و ولتاژ خروجی در یک تفکیککننده خطی در شکل (۱۰) نشان داده شده است. با استفاده از ساختار نشان داده شده، میتوان نوسانساز محلی را به صورت خودکار بر روی فرکانس سیگنال دریافتی قفل کرده و در نتیجه عمل دمدولاسیون را به درستی انجام داد.



**شکل ۱۰** – رابطهٔ بین فرکانس ورودی و ولتاژ خروجی یک تفکیک کننده فرکانس خطی

برای بیان مفاهیم ذکر شده به زبان ریاضی، فرض کنید در حلقهٔ AFC شکل (۹)، سیگنال دریافتی گیرنده به فرم زیر باشد:

$$s(t) = A\cos\lfloor\omega_0 t + \varphi(t)\rfloor + n(t)$$
(Y1)

$$S_n(f) = \frac{N_0}{2} \tag{YY}$$

میتوان 
$$n(t)$$
 را به صورت زیر در نظر گرفت:  
 $n(t) = n_1(t)\cos\omega_0 t - n_2(t)\sin\omega_0 t$ 
(۲۳)

به این ترتیب،  $n_1(t)$  و  $n_2(t)$  فرآیندهایی با ویژگی گوسی و چگالی طیفی  $n_1(t) = S_{n_1}(f) = S_{n_2}(f) = N_0$  خواهند بود. فرض بر این است که خروجی VCO حلقهٔ AFC شکل (۹) به صورت رابطهٔ (۲۴) باشد: (۲۴)

$$q_r(t) = 2\cos\omega_1 t \tag{14}$$

به این ترتیب:

$$I(t) = A\cos\left[\Delta\omega t + \varphi(t)\right] + \tag{Ya}$$

$$n_1(t)\cos\Delta\omega t - n_2(t)\sin\Delta\omega t$$

$$Q(t) = A \sin \left[ \Delta \omega t + \varphi(t) \right] + \tag{75}$$

$$n_1(t)\sin\Delta\omega t + n_2(t)\cos\Delta\omega t$$

. $\Delta \omega = \omega_{\!_0} - \omega_{\!_1}$  که در روابط فوق

- ۱. تفکیک کننده ای Differentiate and multiply؛
  - ۲. تفکیک کنندههای cross product؛

مهرزاد نصیریان و ساناز قائمی سردرودی

مبنای انتخاب یک ساختار کنترل فرکانسی اتوماتیک بر اساس نوع مدولاسیون، ملاحظات سختافزاری و کارایی است. این سه ساختار تقریباً کارایی یکسانی تحت شرایط *SNR* پایین دارند. البته ساختار SNR برای مقادیر بالای *SNR* کارایی بهتری نسبت به دو ساختار دیگر دارد. مقایسهٔ کیفیت سه ساختار AFC برای سیگنالهای CW در شکل (۱۱) نشان داده شده است. با توجه به مقایسهٔ کیفیت ساختارهای AFC، در این روش نوین ردگیری اتوماتیک از پیکر بندی DIFAFC برای اندازه گیری دقیق فرکانس حامل دریافتی استفاده میکنیم.



شکل ۱۱ – مقایسهٔ کارایی حلقههای ردیابی برای سیگنالهای CW

### تفكيككنندة ديفرانسيلي

ساختار AFC با تفکیک کنندهٔدیفرانسیلی (DIFAFC) در شکل (۱۲) نشان داده شده است. این تفکیک کننده اولین بار توسط Park [۴] ارائه شد. در مقایسه با دیگر تفکیک کنندهها، تفکیک کننده دیفرانسیلی برای پیادهسازی به صورت آنالوگ بسیار مناسب است. عملکرد سایر تفکیک کنندههای آنالوگ در مراجع [۵] و [۶] ارائه شده است. خروجی تفکیک کننده، که در واقع ولتاژ کنترلی متناسب با خطای حلقه است، به صورت رابطهٔ (۲۷) است:

$$D_{e}\left(\omega\right) = A^{2} \left|H_{LP}\left(\omega\right)\right|^{2} \Delta\omega \tag{YY}$$

منحنی مربوط به این رابطه در شکل (۱۳) برای دو نوع فیلتر پایینگذر به نمایش در آمده است.



شکل ۱۲ – ساختار حلقهٔ AFC با استفاده از تفکیک کننده دیفرانسیلی



شکل ۱۳ – منحنی خروجی تفکیک کنندهٔ انتگرالی به فرکانس ورودی

حلقهٔ AFC با استفاده از تفکیککننده دیفرانسیلی برای دنبال کردن فرکانس سیگنال حامل در مدولاسیونهای CW، CW و همین طور مدولاسیون FSK قابل استفاده می باشد. برای عملکرد صحیح تفکیککننده، پهنای باند ورودی بایستی به اندازهٔ کافی بزرگ باشد تا طیف سیگنال ورودی را بدون آسیب جدی از خود عبور دهد.

رنج ردیابی تفکیک کنندهٔ فرکانسی به صورت رابطهٔ (۲۸) تخمین

$$TR = \pm 0.38B_I \tag{YA}$$

همچنین ثابت می شود که عملکرد DIFAFC در برابر نویز به صورت زیر است [۷]:

$$\sigma_{\Delta f}^{2} = \frac{B_{LP}^{3}}{3(P_{s}/N_{0})(B_{LP}/B_{I})^{2}} \times \left\{ \left( \frac{B_{LP}}{B_{I}} \right)^{2} + \frac{1}{2SNR_{I}} \left[ 1 - \frac{2}{3} \left( \frac{B_{LP}}{B_{I}} \right) + \left( \frac{B_{LP}}{B_{I}} \right)^{2} - \frac{1}{4} \left( \frac{B_{LP}}{B_{I}} \right)^{3} \right] \right\}$$

$$\sigma_{\Delta f}^{2} \cong \frac{0.33(B_{LP}/B_{I})B_{IF}^{2}}{SNR_{I}} \left[ \left( \frac{B_{LP}}{B_{I}} \right)^{2} + \frac{1}{2SNR_{I}} \right] \text{ for } B_{LP} \ll B_{I}$$

# اصلاح خطای TLE با اختلاف مقدار محاسبه شده و دقیق شیفت دایلر

همان طور که بحث شد، ابتدا زوایای سمت و ارتفاع آنتن ایستگاه زمینی را به منظور ردیابی ماهواره توسط نرمافزار پیش بین بهدست آورده و به سمت ماهوارهٔ مورد نظر نشانه گیری می کنیم. در قدم بعدی، شیفت فرکانس داپلر توسط نرمافزار پیش بین مسیر ماهواره و معادلات ذکر شده، مطابق جدول (۱) محاسبه میشود. سپس فرکانس داپلر دقیق دریافتی در گیرندهٔ ایستگاه زمینی توسط ساختار دقیق دریافتی اندازه گیری میشود. در مرحلهٔ بعدی، فرکانس داپلر دقیق دریافتی اندازه گیری میشود. در مرحلهٔ بعدی، فرکانس داپلر متناسب با آن را میخوانیم. حال اختلاف این زمان را با زمان واقعی خوانده شده از سختافزار DIFAFC بهدست میآوریم. اختلاف زمانی حاصله را در اولین رابطهٔ سری معادلات (۱) وارد می نماییم (به جای t در معادلهٔ ( $m(t-t_0)$ ، اختلاف زمانی حاصله را نیز اضافه می کنیم). سپس بار دیگر این معادلات را حل می کنیم و معادلات کپلر را بهدست آورده و در نهایت TLE جدید اصلاحیافته را بهدست میآوریم.

ِ ماهواره	مسير	پيشبين	نرمافزار	شده از	– داده استخراج	1 ر	جدول
-----------	------	--------	----------	--------	----------------	-----	------

NOAA-16						
Row	Date	Time	Azimuth	Elevation	Range	Doppler
١	70100970	١٣٠٢٣٠.٩٩٢٨	754.478	۵.۱۶۹	1266.11.50544	4.07787170090
٢	70100970	180221.9925	754.77	۵.۲۰۲	1827.8524.9.5	4.0049140910
٣	70100970	18.222	754.05	۵.۲۳۵	1880.1888800	٣.٩٧٢٠٠۶٣٣١٣٩
۴	70100970	18+266.9422	783.70	۵.۲۶۸	1877.67577861	T.9TA9FATTAS
۵	70100970	18.426	757.579	۵.۳۰۱	1826.7979.79	T.9 · DYF · FFFA9
۶	70100970	۱۳۰۲۳۵.۹۹۱۸	758.477	۵.۳۳۴	1828.1011808	ም.አላፖፖለፖነዮዮኖዓ
٧	70100970	180226918	188.210	۵.۳۶۶	1874.4287	37299997377777
٨	7.10.57.	180220016	7577	۵.۳۹۸	1441794941	3+99711760-6.

Archive of SID

NOAA-16						
Row	Date	Time	Azimuth	Elevation	Range	Doppler
٩	70120870	18+22412	787.789	۵.۴۳	1819.77.49770	T.VV1F1AV910F
١٠	50100550	18+2641	222.070	0.487	1818.8.88	٣.٧٣٧۴۶٨١٠٧٧٩
11	20100520	18+26+34+6	787.78	۵.۴۹۳	1814.1888.488	<b>Т.Ү.ТҮТӨ.ҮДЛЛ</b>
١٢	50100850	18+261.99+0	222.140	۵.۵۲۴	1811.5494007	<i>۳.۶۶</i> ۹ <i>۱۲۵۹۴۴</i> ۷۹
۱۳	20100520	18+262.94+6	751.979	۵۵۵۵۵	۱۸۰۹.۱۵۶۰۸۴۳۵	٣.۶۳۴٧٣۵۵۴۶۶٧
14	50100850	18+262.94+1	751.717	۵.۵۸۶	18+8.88880	۳.۶۰۰۱۹۹۷۱۹۰۵
۱۵	70120870	18+266.6766	221.490	۵.۶۱۷	18+4.74+87701	<u> </u>
١۶	70100870	18+249740	751.777	۵.۶۴۷	18032112100	<b>8.02.26419120</b>
۱۷	70120870	18+245.9740	۲۶۱.۰۵۸	۵.۶۷۷	1799.4201024	<b>ም.۴۹۵۷۲۵۷۸۸۹</b> ۳
۱۸	70120870	18+2467.9764	۶۶۰.۸۳۹	۵.۷۰۷	1797.+4584.54	٣.۴۶۰۶۱۴۴۹۰۲۸
١٩	70120870	1842441	78.57	۵.۷۳۶	1794.59714774	۳.۴۲۵۳۶۱۰۱۹۳۸
۲.	70100970	18+269.9779	75٣٩٩	۵.۷۶۵	1797.77177557	<b>۳.</b> ۳ <b>አ</b> ٩٩۶۶٠٩۲
71	70120870	۱۳۰۲۵۰.۹۸۸۷	۲۶۰.۱۷۸	۵.۷۹۴	١٧٩٠.٠٧٠٧٠٠٩۴	٣.٣۵۴۴٣٠۴۵۴٣٢
77	70120870	۱۳۰۲۵۱.۹۸۸۴	۲۵۹.۹۵۲	777.6	1777.24612.08	۳.۳ነ۹۰እ۶ለ۵۷۲۳
۲۳	70120870	18+121.9242	۲۵۹.۷۳۵	767.6	1770.0661616197	T.T. T.
74	70120870	18+202.471	769.617	٨٨.۵	١٧٨٣.٣١۴٨٠٩٠٧	٣.٢۴۶٩٨٧١٠١٩٢
۲۵	70120870	180204.471	۲۵۹.۲۸۹	۵.۹۰۸	1781.11777718	٣.٢١٠٨٩۶۵۶۶٣۶
75	70120870	18+200.9716	۲۵۹.۰۶۵	۵.۹۳۶	1777.9269.798	٣.١٧۴۶۶٩۴١٣٣٧
77	70120870	1802029444	171.167	0.957	1998.94197809	r.1rxr+80rfa8
77	70120870	18+224.474	202.212	۵.۹۹	ነሃሃ۴.۶۵۳۹۸ነ۴۷	۳.۱۰۱۸۰۸۸۵۱۸
79	70120870	18+202	۲۵۸.۳۹	۶.۰۱۷	1777.00185869	T.+801777777
۳.	70100870	180209.9724	201.184	۶.۰۴۴	177.47795579	۳.۰۲۸۴۱۲۸۲۷۰۵

این ایده به صورت عملیاتی در ایستگاه زمینی دریافت تصویر از ماهوارههای هواشناسی NOAA-16، NOAA-18، NOAA-19، و Fengyun راهاندازی شده است. به عنوان نمونه، TLE بهدست آمده از سایت NORAD برای ماهواره NOAA-16 بدین صورت است.

100000 12001A 12007.47148100 .0000000 0000-0 0000-0 8439 2 00000 098.2272 145.8157 0033660 144.7681 360.0000 14.7868830000016 محاسبه شده توسط نرمافزار پیش بین این ماهواره نیز در جدول (۱) آورده شده است. فرکانس و زمان خوانده شده از سختافزار DIFAFC نیز ۳۶۰۰ هرتز در زمان ۲:۵۲ بود. عدد فرکانس داپلر ۳۶۰۰ هرتز در جدول (۱) مربوط به ردیف ۱۴ و زمان ۱۳:۰۲:۴۲ است. در نتیجه اختلاف زمانی حاصله، ده ثانیه است. سپس با حل دوبارهٔ معادلات (۱) و (۲)، TLE این ماهواره را بدین صورت اصلاح می نماییم.

1 00000U 12001A 12007.47158565 .0000000 00000-0 00000-0 8439 2 00000 098.2272 145.8535 0033660 144.7681 360.0000 14.78688300000016 این اعمال اختلاف زمانی بهدست آمده بر روی پارامترهای کپلر TLE تأثیر می گذارد. البته در شبیه سازی انجام شده به دلیل اختلاف زمانی اندک، این اصلاح زمانی فقط بر روی پارامترهای RAAN و Epoch تأثیر خود را نشان داد.

با اصلاح خطای TLE، دقت ردیابی آنتن ایستگاه زمینی نیز افزایش مییابد. این اصلاح TLE و به تبع آن ردیابی بهتر ماهواره، کیفیت تصاویر هواشناسی دریافتی را نیز افزایش میدهد. تصاویر هواشناسی قبل و بعد از اصلاح TLE در شکل (۱۴) و شکل (۱۵) آمده است. عملیات اصلاح TLE بحث شده بایستی در هر گذر ماهواره به صورت زمان واقعی صورت گیرد تا خطای ردگیری در حین گذر تصحیح گردد. هدف این روش عملیاتی تولید TLE برای رد بعدی نیست بلکه هدف تصحیح اتوماتیک خطا به کمک فرکانس داپلر در هر رد است.



شکل **۱۴** – تصویر دریافتی از ماهوارهٔ نوا ۱۹ قبل از اصلاح TLE

- Nasirian, M., Simulator Design for Satellite Attitude Control and Earth Station Tracking, (PhD Thesis) of K. N. Toosi University of Technology Iran, 2007.
- [2] Nasirian, M., Bolandi, H., Khaki-sedigh, A. and Khoogar, A. R., "Design of an Satellite Atittude Control Simulator," 1<sup>st</sup> IEEE International Symposium on System and Control in Aerospace and Astronautics, China, 2006.
- [3] Nasirian, M., Bolandi, H., Khaki-sedigh, A. and Khoogar, A. R., "Design an Earth Through Satellite Simulator with Useful Application," 26<sup>th</sup> Asian Conference on Remote Sensing, ACRS, Hanoi, Vietnam, 2005.
- [4] Park, J. H. "AM FM Detector for Low S/N," *Communication*, Technology *IEEE Transactions*, Vol. 18, Issue 2, 1970, pp. 110-118.
- [5] Richman, D., "Color-Carrier Reference Phase Synchronization Accuracy in NTSC Color Television," *Proceedings of the IRE*, Vol. 42, Issue 1, 1954, pp. 106-133.
- [6] Enloe, L.H., "Decreasing the Threshold in FM by Frequency Feedback," *Proceedings of the IRE*, Vol. 50, Issue 1, 1962, pp. 18-30.
- [7] Hau, Q. and Natali, F. D., Unpublished, 1978.
- [8] Natali, F. D., "AFC Tracking Algorithms," *Communication*, Technology *IEEE Trans*actions, Vol. 32, No. 8, 1984, pp. 935-947.
- [9] Eason, G., Noble, B. and Sneddon, I. N., "On Certain Integrals of Lipschitz-Hankel Type Involving Products of Bessel Functions," Philosophical Transactions of the Royal Society of London, Vol. 247, Issue 935, 1955, pp. 529-551.
- [10] Young, M., The Technical Winter's Handbook. Mill Valley, CA: University Science, 1989.
- [11] Yorozu, Y., Hirano, M., Oka, K. and Tagawa, Y. "Electron Spectroscopy Studies on Magneto-Optical Media and Plastic Substrate Interface," *Magnetics in Japan, IEEE Translation Journal*, Vol. 2, Issue 8, pp. 740-741, 1987.
- [12] Wiesel, W.E., Spacecraft Dynamics, Mc Graw-Hill, 1997.
- [13] Bakhshiyan, B. Ts., Nazirov, R. R. and Elyasberg, P. E., Detemination and Correction of Satellite Movement, Science Publication, Mosco, 1980.
- [14] Wiesel, W. E., Spacecraft Dynamics, Mc Graw-Hill, 1997.



شکل 1۵ – تصویر دریافتی از ماهوارهٔ نوا ۱۹ بعد از اصلاح TLE

### نتيجه گيري

از آنجاکه، ماهواره نسبت به ایستگاه در حال حرکت است، همواره اثر انحراف فرکانس مرکزی به دلیل پدیدهٔ داپلر وجود دارد. مقدار دقیق انحراف فرکانسی از یک سری روابط استخراج می شود. دقت انحراف فرکانس محاسباتی ناشی از پدیدهٔ داپلر به میزان دقت پارامترهای مداری ماهواره که از روی TLE استخراج می شود بستگی دارد. بنابراین، عوامل محیطی و اختلالات در TLE و به روزنبودن آن باعث می شود ردگیری دقیقی نداشته باشیم.

بنابراین، فرکانس دقیق دریافتی در گیرندهٔ ایستگاه زمینی را توسط روش DIFAFC اندازه گیری میکنیم. در این روش نوین ردگیری اتوماتیک، از اختلاف میزان دقیق فرکانس داپلر و مقدار محاسبه شده از روی پارامترهای مداری ماهواره برای اصلاح خطاهای TLE استفاده می شود. در نتیجه دقت ردیابی آنتن ایستگاه زمینی با روش جدید و TLE اصلاح یافته افزایش مییابد. این روش در باند فرکانسی UHF و مدولاسیون CW بر روی ماهوارههای آماتور تست و صحت آن تأیید شده است.