جلد ۷ / شمارهٔ ۳/ پاییز ۱۳۹۳ ص. ص. ۸– ۱

# للماندة على - يروهش علوم و قاوري وقداني

## استخراج حالتهای رؤیتناپذیر در فرایند توجیه و کالیبراسیون سیستمهای ناوبری اینرسی با صفحهٔ پایدار

سید محسن صالحیامیری'، امیرعلی نیکخواه'\*و هادی نوبهاری"

۱ و۲ - دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

۳- دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

\*تهران،کد پستی: ۱۶۵۶۹۸۳۹۱۱

nikkhah@kntu.ac.ir

در این مقاله، به کمک تخمین حالت در سیستمهای استاتیکی و روشهای بهینهسازی ابتکاری، حالتهای مشاهدهناپذیر در فرایند کالیبراسیون و توجیه اولیهٔ سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار استخراج شده است. حالتهای مشاهدهناپذیر در فرایند توجیه شامل بایاس شتابسنجهای افقی و ژیروسکوپ آزیموت هستند، بهمنظور به کارگیری روشهای تخمین در سیستمهای استاتیک، از مشاهدات سیستم در یک بازه زمانی مشخص بهمنظور تبدیل سیستم دینامیک به سیستم استاتیک استفاده شده است. نتایج شبیهسازی بیانگر دقت مناسب روش ارائه شده است. هر چند که مورد خاص مطالعه شده برای سیستم ناوبری اینرسی با صفحهٔ پایدار از نوع نیمه تحلیلی بوده است. هر چند که مورد خاص مطالعه شده برای سیستم ناوبری اینرسی با صفحهٔ پایدار از نوع تیمه تحلیلی بوده است. لیکن روش پیشنهادی و فرمولاسیون کلی مسئله میتواند در مورد انواع دیگر سیستمهای ناوبری اینرسی حتی سیستمهای بدون سکو نیز مورد استفاده قرار گیرد. در این تحقیق از روش بهینهٔ فراابتکاری تکاملی (ژنتیکی) استفاده شده است.

**واژههای کلیدی:** ناوبری اینرسی، صفحه پایدار، توجیه اولیه، بهینهسازی ابتکاری ژنتیکی

11/

#### علائم و اختصارات

U U	واحد اندازه گیری اینرسی
INS	سیستم ناوبری اینرسی
$D_y$	دريفت ژيروسکوپ محور y صفحه پايدار
$D_z$	دريفت ژيروسكوپ محور z صفحه پايدار
$D_x$	دريفت ژيروسکوپ محور x صفحه پايدار
$\overline{X}$	بردار حالت فرايند توجيه اوليه
Α	ماتريس سيستم فرايند توجيه
$\overline{W}$	بردار نويز سيستم توجيه
$\bar{v}$	بردار نویز اندازهگیری سیستم توجیه
$\delta v_N$	خطای سرعت سیستم ناوبری در راستای شمال
$\delta v_E$	خطای سرعت سیستم ناوبری در راستای شرق
$\phi_N$	انحراف زاویهای صفحهپایدار حول محور شمال

$\phi_E$	انحراف زاویهای صفحهپایدار حول محور شرق
$\phi_D$	انحراف زاويهاى صفحهپايدار حول محور آزيموت
$B_{x}$	بایاس شتابسنج راستای محور X صفحه پایدار
$B_y$	بایاس شتابسنج راستای محور Y صفحه پایدار
$\Omega_N$	مؤلفه افقی دوران زمین در نقطه آزمون
$\Omega_D$	مؤلفه عمودی دوران زمین در نقطه آزمون
$J(\bar{X}_s)$	هزینه در الگوریتم بهینهسازی ابتکاری
Н	ماتریس اندازهگیری فرایند توجیه

#### مقدمه

فرایند توجیه یا تنظیم اولیه به معنای تعیین وضعیت زاویهای سیستم ناوبری قبل از شروع حرکت وسیله پرنده و استخراج خطای حسگرها اعم از دریفت ژیروسکوپها و بایاس شتابسنجها، از موضوعات بسیار

۳. استادیار

۱. دانشجوی دکتری

۲. دانشیار (نویسنده مخاطب)

مهم در مبحث ناوبری اینرسی است. استخراج وضعیت زاویهای اولیهٔ سیستم ناوبری به منظور تعیین شرایط اولیهٔ معادلات ناوبری ضروری است؛ تعیین وضعیت زاویهای یک سیستم ناوبری به معنای تعیین زاویهٔ سمت و زوایای تراز سکوی سیستم ناوبری با دستگاه مرجع و اغلب دستگاه جغرافیایی است. استخراج زوایای مذکور بر اساس اطلاعات خروجی حسگرهای اینرسی صورت میگیرد. در سیستم ناوبری بدون صفحهٔ پایدار<sup>۴</sup> از خروجی ژیروسکوپها و شتابسنجها و در سیستم ناوبری اینرسی با صفحهٔ پایدار نوع تحلیلی، از خروجی شتابسنجها استفاده میشود. در عین حال بهدلیل وجود خطا در خروجی شتابسنجها و ژیروسکوپها، فرایند تنظیم اولیه باید توأم با کالیبراسیون حسگرهای اینرسی باشد تا خطای حسگرها کمتر بر فرایند محاسبهٔ زوایای تنظیم اولیه اثرگذار باشد.

نتایج تحلیل مشاهدهپذیری فرایند تنظیم اولیه [۳–۱]، بیانگر این موضوع است که نمیتوان پارامترهای وضعیت زاویهای (سه حالت) و خطاهای حسگرهای اینرسی (حداقل ۶ حالت) را بهطور کامل از مشاهدهٔ خروجی حسگرهای اینرسی تخمین زد. فعالیتهای انجام شده برای استخراج حالتهای مشاهده نشده، حول تحریک مصنوعی صفحهٔ پایدار با سرعت زاویهای و موقعیتهای مختلف بوده است. در این راستا، الگوریتمهای بهینهٔ مختلفی به منظور استخراج مسیر بهینه برای تحریک صفحهٔ پایدار ارائه شده است؛ فعالیتهای زیادی از جمله برای تحریک سفحهٔ پایدار ارائه شده است؛ فعالیتهای زیادی از جمله [۴] از مسیر بهینه برای تحریک حسگرهای اینرسی استفاده کردهاند.

در کنار تحریک صفحهٔ پایدار با اعمال سرعت زاویهای بهینه، بعضی فعالیتها با قراردهی صفحهٔ پایدار در وضعیتهای بهینهٔ گوناگون، مبادرت به تحریک شتابسنجها و ژیروسکوپهاکرده است [۵]. در فعالیت [۶] با استفاده از فیلتر کالمن و تغییر فاکتور شولر به منظور تغییر پریود شولر در مود ناوبری، موفق به استخراج ضرایب کالیبراسیون شده است.

ایراد تمامی فعالیتهای فوق لزوم تنظیم مجدد صفحهٔ پایدار در مد توجیه است که زمان زیادی را صرف خود خواهد کرد. در این مقاله، با استفاده از خروجی صفحهٔ پایدار در مدت زمان مشخص و با تبدیل سیستم دینامیکی توجیه به سیستم استاتیکی، حالتهای غیر قابل تخمین در سیستم دینامیکی با استفاده از روش تخمین در سیستمهای استاتیکی استخراج شدهاند. به دلیل این که در این روش صفحهٔ پایدار تحت هیچگونه فرمان کنترلی بیرونی قرار نمی گیرد، در نتیجه نیازی به تنظیم مجدد صفحه پایدار نیست. برای پیادهسازی روش تخمین سیستم استاتیکی از الگوریتم بهینهسازی ابتکاری ژنتیکی<sup>۵</sup> استفاده شده است.

## مدل ریاضی سیستم توجیه اولیهٔ سیستم ناوبری اینرسی

به منظور تحلیل مسئله، مدل خطای برمن<sup>۶</sup> و بارایتژاک<sup>۷</sup>، برای تنظیم اولیهٔ زمینی درنظرگرفته شده است.

برای تشریح مدل فوق، دستگاه مختصات جغرافیایی محلی با محورهای شمال(N)، شرق (E) و قائم (D) (به سمت پایین) را برای سیستم ناوبری اینرسی در نظر می گیریم. از آن جا که ارتباط<sup>۸</sup> کانال قائم با کانالهای افقی ضعیف است [Y]، از کانال عمودی در این مدل صرفنظر شده است. با توجه به اینکه فرایند تنظیم اولیه در نقطه مشخصی که مختصات جغرافیایی آن به دقت معلوم است صورت می گیرد، خطای جاذبه و خطای تعیین موقعیت را می توان صفر درنظر گرفت. به علاوه فرایند تنظیم اولیه بر تکیه گاه ثابت (بر روی زمین) و غیر متحرک انجام می شود و به همین دلیل می توان شتاب کوریولیس را نیز درنظر نگرفت. تحت فرضیات فوق، خطای دینامیک فرایند، شامل خطای سرعتهای افقی و خطای وضعیت سکوی پایدار به صورت سادهای بیان خواهند شد. در این حالت مدل خطای تنظیم اولیهٔ زمینی سیستم ناوبری اینرسی به صورت زیر خواهد بود:

$\left[\delta \dot{v}_{N}\right]$		Γ Ο	$2\Omega_{\rm D}$	0	g	ך 0		Γδv <sub>N</sub> -	I	[B <sub>N</sub> ]	
$\delta \dot{v}_{F}$		$-2\Omega_{\rm D}$	0	-g	0	0		δv <sub>E</sub>		B <sub>E</sub>	
ψ́N	=	0	0	0	$\Omega_{\mathrm{D}}$	0	x	$\varphi_{\rm N}$	+	D <sub>N</sub>	(١)
ώ <sub>F</sub>		0	0	$-\Omega_{\rm D}$	0	$\Omega_{\rm N}$		$\phi_{E}$		D <sub>E</sub>	
ψ'n		LO	0	0	$-\Omega_{\rm N}$	0		Lφ <sub>D</sub> .	l, '	lo <sub>D</sub> J	

که در آن  $\delta V$  و  $\phi$  بیانگر خطای سرعت و خطای وضعیت صفحهٔ پایدار،  $\delta V$  و  $\delta R$ ,  $D_E$ ,  $D_N$ ,  $D_E$ ,  $D_{D0}$  و  $B_N$ ,  $B_E$  بیانگر مجموع خطای ثنابسنجها و مجموع خطای ژیروسکوپها هستند. g شتاب محلی و  $\Omega$  سرعت زاویه ای زمین است. مدل خطای فوق برای هر دو سیستم ناوبری اینرسی با صفحهٔ پایدار و بدون صفحهٔ پایدار قابل استفاده است.

با افزودن بایاسها به مدل حالت و درنظر گرفتن نویز سیستم و اندازه گیری، مدل خطی فرایند توجیه در سیستمهای ناوبری اینرسی با صفحهٔ پایدار به صورت زیر بیان می شود: (t) س A = (X(t) + G + W(t))

$$Z(t) = C.X(t) + v(t)$$
(7)

$$X = [\delta v_N, \delta v_E, \varphi_N, \varphi_E, \varphi_D, B_N, B_E, D_N, D_E, D_D]^T C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

که در آن:

<sup>4.</sup> Strapped down Inertial Navigation System

<sup>5.</sup> Genetic Heuristic Optimization Algorithm

<sup>6.</sup> Berman

<sup>7.</sup> Bar-Itzhack

<sup>8.</sup> Coupling

استخراج حالتهای رؤیتناپذیر در فرایند توجیه و کالیبراسیون سیستمهای ناوبری اینرسی با صفحهٔ پایدار

حالتهای  $D_E$  و  $B_N, B_E$  به عنوان حالتهای مشاهده ناپذیر انتخاب شوند [۱].

یادآور می شویم که هدف از فرایند توجیه، تخمین ۳ زاویهٔ صفحه پایدار به همراه تخمین ۵ خطای ثابت حسگرهاست (دو شتاب سنج افقی، و سه ژیروسکوپ). بدین ترتیب از ۵ خطای حسگرها دو دریفت ژیروسکوپ افقی به دست آمده است. در صورتی که سه خطای دیگر نیز مشخص شود، با واردکردن این ۵ خطا به معادلات سیستم به عنوان مقادیر اولیه، بدیهی است که با فیلتر کالمن می توان سه زاویهٔ صفحه پایدار را به صورت لحظه ای با استفاده از مشاهدات موجود به دست آورد.

### تبدیل سیستم دینامیکی توجیه به سیستم استاتیکی

براساس آنالیز مشاهدهپذیری و نتایج فیلتر کالمن، مشخص است که امکان تخمین بهینهٔ دینامیکی برای بایاس شتابسنجها و دریفت ژایروی آزیموت وجود ندارد. ایدهٔ اصلی این مقاله، تبدیل مسئلهٔ تخمین دینامیک به مسئلهٔ تخمین استاتیک و استفاده از روشهای تخمین استاتیک برای استخراج پارامترهای مجهول است.

#### محاسبات ماتريسي

مدل سیستم دینامیکی نوعی رابطه (۲) را میتوان با تعریف ماتریس های مناسب و استفاده از محاسبات ماتریسی به حالت استاتیک بازنویسی کرد [۹].

فرض كنيد:

$$Z_{N} = [Z(1), Z(2), ..., Z(N)]^{T}$$

$$\nu_{N} = [\nu(1), \nu(2), ..., \nu(N)]^{T}$$

$$w_{N} = [w(1), w(2), ..., w(N)]^{T}$$
(\*)

مشاهدات تا زمان N است. نشان داده می شود که ماتریس هایی  $Z_N$  مشاهدات تا زمان R و  $B_N$  و  $B_N$  و  $B_N$  و زیر برقرار است:

 $Z_N = A_N X(0) + \tilde{\nu}_N$  $\tilde{\nu}_N = B_N w_N + \nu_N$ ( $\Delta$ )

N ماتریسهای  $A_N$  و  $A_N$  تابعی از ماتریسهای A,w(.) و A,w(.) و  $A_N$  و M ماتریسهای .

بدین ترتیب سیستم دینامیکی فرایند توجیه با در اختیار داشتن مشاهدات  $Z_N$  و استخراج ماتریسهای  $A_N$  و  $M_N$  به سیستم استاتیکی با حالت X(0) تبدیل شده است. با داشتن روابط استاتیکی فوق و به

$$E[w(n_1)\dot{w}(n_2)] = \begin{cases} Qn_1 = n_2\\ 0 & n_1 \neq n_2 \end{cases}$$
$$E[v(n_1)\dot{v}(n_2)] = \begin{cases} Rn_1 = n_2\\ 0 & n_1 \neq n_2 \end{cases}$$

 $X_0 = [\delta v_N, \delta v_E, \varphi_{N0}, \varphi_{E0}, \varphi_{D0}, B_N, B_E, D_N, D_E, D_D]^T$ 

$$E[X(0)] = X_0$$

$$E[X(t)X'(t)] = \Gamma_X(0)$$

 $w(t), v(t), \Gamma_X(0)$ : Gaussian uncorrelated

و 
$$A_{10 \times 10}$$
 ماتریس ضرایب سیستم به صورت زیر است:

	Γ Ο	$2\Omega_D$	0	g	0	1	0	0	0	ך0				
4 =	$-2\Omega_D$	0	-g	0	0	0	1	0	0	0				
	0	0	- 0	$\Omega_D$	0	0	0	1	0	0				
	0	0	$-\Omega_D$	0	$\Omega_N$	0	0	0	1	0				
	0	0	0	$-\Omega_N$	0	0	0	0	0	1				
	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0				
	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0				
	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0				
	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0				
	LŌ	0	0	0	0	0	0	0	0	01				

 $\Omega_E$  و  $\Omega_E$  به ترتیب مؤلفههای عمودی، شمالی و شرقی بردار دوران سرعت زمین و g شتاب ثقل،  $G_{10\times 10}$  ماتریس کوواریانس نویز سیستم،  $\Omega_{2\times 10}$  ماتریس اندازه گیری،  $Z_{2\times 1}$  بردار اندازه گیری، w, vنویزهای گاوسی اندازه گیری و سیستم با میانگین صفر هستند.

#### تدوين مسئله

ماتریس مشاهده پذیری برای سیستم رابطه (۲) بهصورت زیر است:

$$O = \begin{bmatrix} C & CA & \cdots & CA^9 \end{bmatrix}^T \tag{(7)}$$

با انجام محاسبات لازم، رتبهٔ ماتریس مشاهدهپذیری O برابر ۷ بهدست میآید که با توجه به اینکه مرتبهٔ سیستم برابر ۱۰ است، در نتیجه ماتریس مشاهدهپذیری مرتبهٔ کامل<sup>۹</sup> نبوده و بنابراین سیستم دارای مشاهدهپذیری کامل نیست [۸].

عدم مشاهده پذیری کامل سیستم به دلیل گسترش حالت سیستم با خطای حسگرها به وجود آمده است. در مجموع سه حالت مشاهده ناپذیر وجود دارد. یکی از این سه حالت را می توان به طور اختیاری از بردار  $[ x_1 = [ \phi_E, D_N, B_N, D_D ] = x$  انتخاب کرد. دو حالت دیگر را می توان از بردار  $[ x_2 = [ \phi_N, \phi_D, B_N, D_E ] = x_2 ]$  انتخاب کرد [۹]. البته این انتخاب دلخواه نیست چرا که حالتهای  $\phi_D$  و  $\phi_E$  به صورت همزمان مشاهده پذیر نیستند. انتخاب حالت مشاهده ناپذیر به ملزومات مسئله بر می گردد. برای توجیه زمینی بهتر است تا

9. Full Rank

کمک روشهای تخمین استاتیکی میتوان بردار مجهول (X(0) را استخراج کرد.

- د. مدل بیزین $^{\cdot \cdot}$ : در این مدل x و v بردار تصادفی اند.
- ۲. مدل فیشر<sup>۱۱</sup>: در این مدل *x* کاملاً نامشخص و *v* بردار تصادفی است.
- ۳. حداقل مربعات وزنی<sup>۲۱</sup>: در این روش مدل تصادفی برای X و V
   وجود ندارد.

برای مسئله بازتعریف شده استاتیکی رابطه (۵) به دلیل نامشخص بودن بردار  $\widetilde{N}_{N}$  که از پیچیدگی زیاد محاسبهٔ ماتریس  $B_{N}$  و همین طور نامعلوم بودن مقادیر لحظه ای نویز ناشی می شود، در عمل تنها روش ممکن برای تخمین استاتیک بردار (0)X استفاده از روش حداقل مربعات وزنی است که البته در این روش نیازی به در نظر گرفتن نویز اندازه گیری، V، نیست؛ در عین حال، این روش از دیدگاه در نظر گرفتن اثر نویز روش «بهینه» نیست. در تئوری حداقل مربعات وزنی، هدف، تخمین «معقول»<sup>۲۲</sup> بردار (0)X با استفاده از مشاهدات  $Z_{N}$  با حداقل کردن رابطهٔ زیر است:

$$J(X(0)) = (Z_{\rm N} - HX(0))^{T} {\rm R}^{-1} (Z_{\rm N} - HX(0))$$
(Y)

که در آن  $\mathbb{R}^{-1}$  ماتریس وزنی مثبت معین است که بر اساس دیدگاه مهندسی استخراج می شود. فرض کنید  $\widehat{X}(0)$  بیانگر (0)Xی باشد که رابطهٔ فوق را می نیمم می کند؛ در این صورت:

$$\hat{X}(0) = (A_N^T R^{-1} A_N)^{-1} A_N^T R^{-1} Z_N$$
(A)

$$J(\hat{X}(0)) = Z_N^T [R^{-1} + R^{-1} A_N (A_N^T R^{-1} A_N)^{-1} A_N^T R^{-1}] Z_N \quad (\mathfrak{R})$$

#### تعيين ماتريس R

برای تعیین زمان لازم برای شکلدهی بردار  $Z_N$  باید توجه داشت که مشاهدات Z یک فرایند تصادفی <sup>۱۴</sup> است و ماتریس کوواریانس <sup>۱۵</sup> آن در زمان متغیر بوده و از رابطهٔ زیر استخراج می شود:

$$\Gamma_z(n) = H\Gamma_X(n)H^T + R$$

$$\Gamma_X(n+1) = F\Gamma_X(n)F^T + \Delta GQG^TF = I_{10\times 10} + \Delta A \qquad (1\cdot)$$

که در آن:  $\Delta$  گام گسسته سازی است. با توجه به اینکه با گذشت زمان، عدم قطعیت مشاهدات افزایش می یابد، استفاده از مشاهدات در زمان های زیاد باعث افزایش عدم قطعیت تخمین بردار ( $\hat{X}(0)$  خواهد شد. برای انتخاب ماتریس وزنی R می توان از ماتریس کواریانس شد. برای انتخاب ماتریس وزنی R می توان از ماتریس  $Y_z(n)$ شد. برای انتخاب ماتریس وزنی N می توان از ماتریس  $Y_z(n)$ (۱۱)

با استفاده از رابطهٔ فوق اختلاف میان مشاهدات واقعی و مشاهدات شبیهسازی شده در زمانهایی که مشاهدات واقعی دارای قطعیت بیشتری هستند با ضریب بالاتری در محاسبهٔ هزینه ظاهرمی شوند. باید توجه داشت که محاسبهٔ ماتریس کوواریانس مستقل از مشاهده بوده و با داشتن مدل سیستم و مدل نویزهای سیستم و اندازه گیری می توان آنرا از قبل محاسبه کرد.

## استفاده از روش بهینهسازی ابتکاری تکاملی (الگوریتم ژنتیک)

واقعی و تحت نویز،  $Z_{\rm R}$ ، که قبل از به کارگیری الگوریتم بهینهیابی استخراج و ذخیره شده است، به صورت مجموع مربعات خطای لحظهای بهدست می آید. این اختلاف،  $(x_s)$  *ا*, تحت عنوان هزینه بردار (0) *X* در هر گام به الگوریتم وارد می شود. در نهایت با پیشنهاد مکرر و هدفمند (0) *X* توسط الگوریتم HOA (با تغییر مؤلفههای غیر قابل تخمین، بردار  $x_s$ . توسط روش بهینه)، هزینه  $(x_s)$  به می نیمم خود نزدیک شده و این به معنی نزدیک شدن (0) *X* به مقدار واقعی خود است.

<sup>10.</sup> Bayesian

<sup>11.</sup> Fisher

<sup>12.</sup> Weighted Least Square

<sup>13.</sup> Reasonable

<sup>14.</sup> Stochastic process

<sup>15.</sup> Covariance matrix

در شکل (۱) نمودار شماتیک الگوریتم بهینه یابی ابتکاری برای استخراج حالتهای مشاهده ناپذیر ارائه شده است. در شکل،  $T_R$  بردار مشاهدات واقعی تحت نویز (ذخیره شده) است که در مدت زمان T ثانیه در دسترس است، X بردار حالت شبیه سازی شده،  $T[B_N, B_E, D_D]$  بردار مجهول،  $Z_T$  بردار اندازه گیری ایجاد شده بر اساس  $X_s = [X_s)$  مجموع مربعات خطای مشاهدات واقعی و شبیه سازی هستند. هزینهٔ استاتیکی (مجموع هزینه در مدت T ثانیه) در هرگام از رابطه زیر به دست می آید:

$$V(X_s) = \sum_{n=1}^{N} (Z_R(n) - CX(n))^T R(n)^{-1} (Z_R(n) - CX(n))$$
 (11)

در صورتی که بردار مجهول  $X_s$  به درستی تخمین زده شود، با توجه به اینکه مقادیر خطای دریفتهای ژایروهای افقی نیز از قبل توسط کالمن بهدست آمده است، در این صورت مدل سیستم به مدل واقعی (که مشاهدات  $Z_R$  بر اساس آن بهدست آمده است) نزدیک می شود؛ که به معنی نزدیکی بردارهای  $Z_T$  و  $Z_T$  نیز خواهد بود.



شکل ۱ –الگوریتم بهینه یابی ابتکاری برای استخراج حالتهای مشاهده ناپذیر

شبيەسازى

به عنوان یک سیستم واقعی مدل خطی فرایند را با شرایط اولیهٔ زیر درنظر می گیریم:

$$X_{0} = [0,0, \varphi_{N0}, \varphi_{E0}, \varphi_{D0}, B_{N}, B_{E}, D_{N}, D_{E}, D_{D}]^{T}$$
  

$$\varphi_{N0} = 360 \text{ sec} , \varphi_{E0} = 360 \text{ sec}$$
  

$$\varphi_{D0} = 720 \text{ sec}, B_{N} = -0.2 mg$$
  

$$B_{E} = 0.6 mg, D_{N} = 0.05 deg/h$$
  

$$D_{E} = 0.02 deg/h, D_{D} = -0.01 deg/h$$
  
(17)

www.SID.ir









شکل ۴- تخمین حالتهای مشاهدهناپذیر بدون استفاده از فیلتر کالمن

www.SID.ir

۲.

همان طور که از روی نمودارها نیز مشخص است، بایاس شتاب سنجها و دریفت ژایروی آزیموت در حالتی که زوایای صفحه پایدار و دریفت ژایروهای افقی با فیلتر کالمن تخمین زده شوند با دقت بهتری استخراج می شوند.

در حالت اول که از فیلتراسیون کالمن برای تخمین حالتهای رؤیت پذیر استفاده شده است، بایاس شتاب سنجها با حداکثر خطای ۸ درصد و در حالت دوم که از فیلتراسیون کالمن برای حالتهای رؤیت پذیر استفاده نشده است، بایاس شتاب سنجها با حداکثر خطای ۱۶ درصد استخراج شده اند. نکتهٔ مهم اینکه در هر دو حالت، دریفت ژایروی افقی قابل تخمین نیست.

نکته مهم در نمودار هزینه، صفر نشدن هزینه حتی در تکرارهای زیاد است. دلیل اصلی این موضوع این است که مشاهدات واقعی، *Z*<sub>R</sub>، تحت تأثیر نویز اندازه گیری استخراج و ثبت شده است، در صورتی که در مدل استاتیک، مشاهدات، *Z*<sub>r</sub>، بدون نویز استخراج شده است. در واقع وجود نویز در سیستم واقعی رسیدن به جواب بهینه را مشکل تر کرده و باعث خطای نسبی(که در نمودار مشخص است) شده است. دلیل دیگر، صفر نشدن هزینهٔ وجود خطای تخمین برای حالتهای مشاهده پذیر است. از دلایل دیگر نیز می توان از خطای مدل فرایند توجیه و خطای متدیک

موضوع مهم دیگری که باید در الگوریتم ارائه شده مورد بررسی قرار گیرید، میزان تأثیر نویز سیستم و اندازهگیری بر دقت استخراج پارامترهای مجهول است. در شبیهسازی ارائه شده، میزان انحراف معیار نویز ژیروسکوپ برابر با <sup>۹–</sup> ۱۰ رادیان بر ثانیه و انحراف معیار نویز شتابسنجها برابر با <sup>۱۲–</sup> ۱۰ متر بر مجذور ثانیه، مطابق با سیستم ناوبری یک جنگنده در نظر گرفته شده است [۱۲]. برای حالتی که میزان نویز سیستم و اندازهگیری در یک سیستم نوعی دیگر ۱۰ برابر بیشتر باشد، شبیهسازی با تخمین دریفتهای ژیروسکوپهای افقی تکرار و نتایج در شکل (۵) ارائه شده است.





**شکل ۵**– تخمین حالتهای مشاهدهناپذیر با استفاده از فیلتر کالمن با انحراف شدت نویز ۱۰ برابر

همان طور که از نتایج شبیه سازی مشخص است با افزایش شدت نویز به میزان ۱۰ برابر، خطای تخمین پارامترهای مشاهده ناپذیر نیز تا ۵۰ درصد افزایش یافته است.

#### نتيجه گيري

به دلیل عدم مشاهدهپذیری کامل فرایند کالیبراسیون و توجیه اولیهٔ سسیتمهای ناوبری اینرسی با صفحهٔ پایدار، امکان تخمین سه حالت  $B_N, B_E$  و  $D_D$  که مربوط به بایاس شتابسنجها و بایاس ژایروی آزیموت است، توسط فیلترکالمن وجود ندارد. همان طور که نشان داده شد، با استفاده از مجموعهای از مشاهدات سیستم توجیه در بازه

- [2] Feng, Y. F., "Analysis on Observability of SINS Multi-Position Alignment Based on Singular Value Decomposition, "*Journal* of Chinese Inertial Technology, Vol. 22, No. 5, 2008, pp. 38-43.
- [3]Wang, Y.D., Liu, W., "Application of Local Observability Theory in Rapid Transfer Alignment of INS," *Journal of Chinese Inertial Technology*, Vol. 36, No. 2, 2007, pp. 11-16.
- [4] Zhou, D. H. and Guohui, H. H., "Application of Two Stage Decoupled Kalman Filtering to the Self Contained Calibration and Alignment of Platform Inertial Navigation System," *Harbin Institute of Technology*, Vol. 16, No. 7, 1996, pp. 42-49.
- [5] Hu, C., Zheng, J. and Li, J., "Rapid Self-Calibration for Small Gesture Inertial Platform before Launch," *Journal* of Chinese Inertial Technology, Vol. 19, No. 7, 2007, pp. 46-52.
- [6] Yong, J. S., Jeong, H. P. and Cheon, J. K., "Fast Calibration Technique for a Gimballed Inertial Navigation System," *ICAS Congress*, 2002.
- [7] Bar-Itzhack, I. Y. and Bermant, N., "Control Theoretic Approach to Inertial Navigation Systems," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 11, No. 8, 1988, pp. 237–245.
- [8] Wu Y., Wu M., Hu X., Hu D., "Self-Calibration for Land Navigation Using Inertial Sensors and Odometer: Observability Analysis," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Chicago, Illinois, USA*, 2009.
- [9]XJiang V. XLin, V. "Error Estimation of INS Ground Alignment through Observability Analysis," *IEEE Trans.* on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 28, No. 3, 1992, pp. 92–97.
- [10] Schweppe, F. C., Uncertain Dynamic System, Prentice-Hall, 1990, pp. 129-155.
- [11]Yaghini, M. and Akhavan, M., *Heuristic Optimization Algorithm, Amirkabir University*, Scientific Information Database, 2003 (In Persian).
- [12] Meleshco, V. V., Initial Alignment in Inertial Navigation System, Kornichok Kief, 1999, pp. 45-72 (In Russian).

زمانی مشخص و در ادامه با استفاده از سیستم بهدست آمده استاتیکی کالیبراسیون و توجیه، میتوان به کمک روشهای تخمین حالت در سیستمهای استاتیکی و با استفاده از روش بهینهسازی ابتكارى، حالت سيستم استاتيكي را، كه همان شرايط اوليه سيستم ديناميكي فرايند توجيه است، تخمين زد. نشان داده شد، درصورتی که بقیهٔ پارامترها در بردار شرایط اولیهٔ حالت در فرایند توجيه، يعنى  $D_N, D_E$  و $\phi_{N0}, \phi_{E0}, \phi_{D0}$ ، از قبل توسط فيلتر كالمن تخمین زده شوند، روش ارائه شده با دقت بسیار خوبی قادر به تخمین بایاس شتاب<br/>سنجها  $B_N, B_E$ ، است. در حالتی که از  $D_N, D_E$  فیلتراسیون کالمن استفاده نشود و برای پارامترهای وφ<sub>N0</sub>, φ<sub>E0</sub>, φ<sub>D0</sub> مقادیر امید ریاضی آنها یعنی صفر در نظر گرفته شود، یارامترهای B<sub>N</sub>,B<sub>E</sub> با دقت قابل قبول برای استفاده در الگوریتم ناوبری تخمین زده می شوند ولی در هر صورت پارامتر D<sub>D</sub>، دریفت ژیروسکوپ آزیموت، قابل تخمین نیست. در عین حال نشان داده شده است که الگوریتم پیشنهادی برای سیستمهای غیردقیق و با نویز سیستم و اندازهگیری بالا دارای دقت پایین تری نسبت به سیستمهای دقیق است.

هر چند که مورد خاص مطالعه شده یک سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار نوع نیمه تحلیلی است، لیکن روش پیشنهادی و فرمولاسیون کلی مسئله میتواند در مورد انواع دیگر سیستمهای ناوبری اینرسی، حتی سیستمهای ناوبری اینرسی بدون سکو نیز مورد استفاده قرار گیرد.

#### مراجع

[1] Jiang, Y.F. and Lin, Y.P.,"Error Estimation of INS Ground Alignment through Observability Analysis,"*IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 28, No. 3, 1992, pp. 92–97.