

P-ISSN: 2008-4560 E-ISSN: 2423-4516

**Original Research Paper** 

#### Journal of Space Science and Technology

Vol. 17, No. 1, pp. 1-10, 2024 https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1446 Journal Homepage: https://jsst.ias.ir



ACCESS

Archive of SID.ir

### Physical Initial Flight Alignment for Stabilized Platform Inertial Navigation System Using State Feedback

#### Seyed Ali Zahiripour

Assistant Professor, Faculty of Electrical and Computer Engineering, University of Kashan, Kashan, Iran

#### ARTICLE INFO

#### Article History:

Received 01 June 2023 Revised 13 August 2023 Accepted 29 August 2023 Available Online 29 August 2023

#### Keywords:

Initial Alignment Navigation Systems Stable Platform Estimation State Feedback

#### ABSTRACT

This article presents a method for enhancing the accuracy of the initial alignment process of inertial navigation systems with a stabilized platform using state feedback control in flight mode. In the proposed method, a state feedback controller is designed utilizing stable platform deviation angles and sensor errors extracted via a Kalman filter. By verifying the system's observability and incorporating suitable flight maneuvers, the navigation error propagation equations are expressed as a timeinvariant system, enabling the estimation of sensor angles and errors during the alignment phase. This lays the groundwork for state feedback design. Subsequently, considering the stable platform's motion equations and applying the principle of separation of observer and controller design, a state feedback controller is developed. Finally, simulation results demonstrate that the proposed method improves the accuracy of the alignment process and, consequently, enhances navigation accuracy compared to the conventional output feedback method.

Corresponding Author's E-mail: zahiripour@kashanu.ac.ir

#### How to Cite this Article:

S. A. Zahiripour, "Physical Initial Flight Alignment for Stabilized Platform Inertial Navigation System Using State Feedback," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 1-10, 2024, (in Persian), <u>https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1446</u>.



COPYRIGHTS © 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article open distributed under the terms and conditions of <u>The Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0)</u>.



علوم و فناوری فضایی

سال ۱۴۰۳، دوره ۱۷، شماره ۱، صفحه ۱–۱۰ https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1446 Journal Homepage: <u>https://jsst.ias.ir</u>

شاپای چاپی: ۴۵۶۰-۲۰۰۸ شاپای الکترونیکی: ۴۵۱۶-۲۴۲۳

مقاله پژوهشی

# ترازیابی اولیه سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار در مود پرواز بهصورت فیزیکی از طریق فیدبک حالت

#### سیدعلی ظهیری پور 💿

استادیار، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه کاشان، کاشان، ایران

اطلاعات مقاله	چکیدہ
تاريخچه مقاله:	به منظور افزایش دقت فرایند ترازیابی اولیه سیستمهای ناوبری اینرسی با صفحه پایدار، روشی
دریافت ۱۱ خرداد ۱۴۰۲	از طریق کنترل فیدبک حالت در مود پرواز ارائه شده است. در روش ارائه شده، کنترل کننده
بازنگری ۲۲ مرداد ۱۳۰۲ پذیرش ۷ شهریور ۱۴۰۲	فیدبک حالت، با استفاده از روایای انحراف صفحه پایدار و خطای سنسورها که به کمک فیلتر کالمن استخراج میشود، طراحی شده است. برای انجام این کار، ضمن بررسی وضعیت
اولین انتشار ۷ شهریور ۱۴۰۲	مشاهده پذیری سیستم، با اضافه کردن مانورهای پروازی مناسب و بیان معادلات انتشار خطای
واژەھاي كليدى:	ناوبری، به فرم یک سیستم تکهای ثابت با زمان، امکان تخمین زوایا و خطاهای سنسورها در فاز ترازیابی میسر شده و زمینه برای طراحی فیدیک حالت فراهم شده است. سیس یا در نظر
ترازيابي اوليه	گرفتن معادلات حرکت صفحه پایدار و استفاده از اصل جداپذیری طراحی رؤیتگر و کنترل کننده،
سیستمهای ناوبری صفحهٔ پایدار	یک کنترل کننده فیدبک حالت طراحی شده است. در انتها، نتایج شبیهسازی روش پیشنهادی،
تخمی <i>ن</i> فیدبک حالت	بیانگر افرایس دفت فرایند تراریابی و به بع آن افرایس دفت تاویزی، نسبت به روس منداول فیدبک خروجی است.

پست الکترونیکی نویسنده مسئول: <u>zahiripour@kashanu.ac.ir</u>

How to Cite this Article:

S. A. Zahiripour, "Physical Initial Flight Alignment for Stabilized Platform Inertial Navigation System Using State Feedback," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 1-10, 2024, (in Persian), <u>https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1446</u>.



COPYRIGHTS © 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article open conditions of The Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0).



ترازیابی اولیه سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار در مود پرواز به صورت فیزیکی از ...

علوم و فناوری فضایی / 🌱 سال ۱۴۰۳، دورهٔ ۱۷، شمارهٔ ۱

#### علائم اختصاري

$b_1$	باياس شتابسنج اول
$b_2$	باياس شتابسنج دوم
<b>b</b> <sub>3</sub>	باياس شتابسنج سوم
<b>d</b> <sub>1</sub>	دريفت ژيروسکوپ اول
<b>d</b> <sub>2</sub>	دريفت ژيروسکوپ دوم
<b>d</b> <sub>3</sub>	دريفت ژيروسکوپ سوم
$W_1$	نويز سنسورها
$W_2$	تغييرات باياس سنسورها
τ	ماتریس بازه همبستگی خطا
ω	سرعت دوران زمین
$F_D$	مؤلفه عمودى شتاب ظاهرى
Ζ	بردار مشاهدات
v	خطاى محاسبه سرعت ناوبري ماهوارهاي
L	بهره فيلتر
$v_N$	مؤلفه شمالى سرعت
$v_E$	مؤلفه شرقى سرعت
$v_D$	مؤلفه عمودي سرعت
$\varphi_N$	مؤلفه اول انحراف صفحه
$\varphi_E$	مؤلفه دوم انحراف صفحه
$\varphi_D$	مؤلفه سوم انحراف صفحه
L	طول جغرافيايى
λ	عرض جغرافيايي
$F_N$	مؤلفه شمالى شتاب ظاهرى
$F_E$	مؤلفه شمالى شتاب ظاهرى

#### مقدمه

دقت ناوبری در سیستمهای ناوبری اینرسی، به میزان زیادی به کیفیت فرایند ترازیابی (تنظیم) اولیه بستگی دارد. فرایند ترازیابی اولیه به معنای تعیین زوایای اولیه سمت و تراز سنسورهای اینرسی وسیله مورد نظر نسبت به دستگاه دیگر (ترازیابی تحلیلی) یا منطبقسازی دستگاه مختصات

سنسورها بر یک دستگاه مرجع (ترایابی فیزیکی)، از موضوعات مهم در مبحث ناوبری است که پژوهشهای مختلفی را به خود اختصاص داده است. ترازیابی تحلیلی در سیستمهای ناوبری متصل به بدنه [۱–۳] و دارای صفحه پایدار [۴, ۵] قابل استفاده است در حالیکه ترازیابی فیزیکی میتواند در سیستمهای ناوبری با صفحه پایدار به کار رود [۶–۸]. ترازیابی فیزیکی اگرچه نسبت به نوع تحلیلی به دلیل نیاز به طراحی یک سیستم کنترل، پیچیدهتر است، ولی در عوض در فاز ناوبری با حذف یکی از عوامل ایجاد خطا، به بهبود دقت ناوبری منجر میشود.

فرایند ترازیابی، بسته به شرایط میتواند در هر دو مد ساکن [۹– ۱۱] و متحرک [۱۳, ۱۳] انجام شود. در حالت سکون، در سیستم ناوبری بدون صفحه پایدار از خروجی ژیروسکوپها و شتاب سنجها و در سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار از خروجی شتاب سنجها به منظور ترازیابی اولیه استفاده میشود. برای انجام ترازیابی در حال حرکت، ضمن استفاده از اطلاعات سنسورهای اینرسی، اطلاعات یک سیستم کمک ناوبری مانند GPS نیز میتواند مفید باشد [۱۴].

در سیستمهای ناوبری با صفحه پایدار، ترازیابی فیزیکی با میراسازی زوایای انحراف صفحه اتفاق میافتد [۸] که تحقیات انجام شده در این حوزه بهخصوص در مد پرواز محدود است [۱۵, ۱۶]. در یک نمونه از این تحقیقات از تفاضل سرعتهای محاسبه شده سیستم ناوبری اینرسی و خروجی سیستم کمکناوبری برای استخراج سیگنال کنترلی و تصحیح زوایای انحراف صفحه پایدار استفاده شده است. البته برای کاهش اثر نویز و خطای سنسورها، این تفاضل سرعتها از فیلتر کالمن عبور داده شده و از تخمین آن توسط فیلتر کالمن برای ساخت سیگنال کنترل استفاده شده است [۱۵] در نمونهای دیگر، محاسبه سيگنال كنترلى، مستقيماً از طريق فيلتراسيون خروجى شتابسنجها انجام گرفته است [۱۶]. در این مقاله بهمنظور بهبود کیفیت ترازیابی فیزیکی، از حالتهای دیگر فرایند ترازیابی نیز در ساخت سیگنال کنترل استفاده می شود. به بیان دقیق تر، با تخمین خطای سنسورها و زوایای انحراف صفحه پایدار، ورودی کنترل مناسب برای اعمال به گشتاورساز ژيروسكوپها بهمنظور دوران صفحه پايدار و جبران فيزيكي انحراف آن استخراج می شود. برای انجام این کار، بررسی رؤیت پذیری این سیستم ضرورت پیدا می کند [۱۸, ۱۸] . نتایج تحلیل مشاهده پذیری معادلات انتشار خطای ناوبری در مد پرواز بیانگر این موضوع است که در یک مانور مشخص، فارغ از نوع مانور، نمی توان حالتهای سیستم را به طور کامل از مشاهدات استخراج کرد و لذا چالش اصلی در طراحی کنترل کننده فیدبک حالت برای این سیستم، عدم مشاهده پذیری کامل متغیرهای حالت است.

برای عبور از این چالش، در این مقاله به کمک [۱۹] که مربوط به تحلیل مشاهدهپذیری سیستمهای تکهای ثابت با زمان است، نشان

علوم و فناوری فضایی ۲ / سال ۱۴۰۳، دورهٔ ۱۷ ، شمارهٔ ۱

دادهایم که اگر در فرایند ترازیابی، ترکیبی از مانورهای پروازی استفاده شود، معادلات انتشار خطا با مشاهدات خطای سرعتها، بهطور کامل رؤیتپذیر شده و زمینه برای طراحی فیدبک حالت فراهم می شود.

با توجه به آنچه گفته شد، نقاط قوت پژوهش جاری در قیاس با گذشته بهصورت خلاصه زیر بیان میشوند:

 ۱- ترازیابی فیزیکی سیستم ناوبری اینرسی در مد پرواز انجام شده است که در مقایسه با تنظیم تحلیلی، منجر به حذف یک عامل ایجاد خطا و کاهش حجم محاسباتی در فاز بعد از ترازیابی، یعنی ناوبری می-شود.

۲– دقت ترازیابی بهصورت فیزیکی در مود پرواز، در قیاس با معدود تحقیقات گذشته در این حوزه بالاتر است.

۳- مانورهای مناسبی پیشنهاد شده که از طریق آن امکان تخمین زوایای انحراف صفحه پایدار و خطای سنسورها به وجود آید.

- در یک جمع بندی، نوآوری های این مقاله عبارت است از:
- ۱- تلفیق چند مانور و تعیین نوع و تعداد آنها جهت رؤیت پذیر شدن کامل خطاهای الگوریتم ناوبری اینرسی
- ۲- طراحی کنترل کننده فیدک حالت با معرفی سیگنال کنترل مجازی، استفاده از درجات آزادی موجود در طراحی، با هدف ساده شدن سیستم کنترل و ساده سازی سیستم کنترل با استفاده از قضیه دایره گرشگورین

پیکربندی مقاله به این صورت است که در بخش دوم، مدل خطای مناسبی برای سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار در مود پرواز ارائه میشود و در بخش سوم، مشاهده پذیری فرایند ترازیابی اولیه در مانورهای مختلف مورد ارزیابی قرار می گیرد. در بخش چهارم طراحی کنترل کننده فیدبک حالت برای جبران انحراف صفحه پایدار انجام شده و نتایج شبیه سازی این طراحی در بخش پنجم ارائه شده است. سرانجام در بخش پایانی نتیجه گیری پژوهش جاری بیان شده است.

#### مدل خطای سیستم ناوبری در مد پرواز

بهمنظور بررسی کیفیت فرایند ترازیابی فیزیکی اولیه در مود پرواز، مدل خطای مناسبی مورد نیاز است که نمونه متداول آن از مرجع [۲۰]، استخراج شده است. در این مدل، دستگاه مختصات جغرافیایی بهعنوان دستگاه مرجع تعریف می شود. مدل خطای INS با خطای افزوده شده سنسورها توسط ۱۲ متغیر حالت به صورت زیر بیان می شود:

$$\dot{x} = Ax + W \tag{1}$$

در رابطه فوق

$$x = \begin{bmatrix} v_N \\ v_E \\ v_D \\ \varphi_N \\ \varphi_E \\ \varphi_D \\ b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ d_1 \\ d_2 \\ d_3 \end{bmatrix}$$
(Y)

که در آن  $v_E$  ،  $v_N$  و  $v_D$  به ترتیب مؤلفههای سرعت خطای ناوبری اینرسی در راستای شمالی، شرقی و عمودی،  $\varphi_P$  ،  $\varphi_P$  و  $\varphi_P$  به ترتیب مؤلفههای انحراف صفحه پایدار نسبت به دستگاه مختصات جغرافیایی،  $d_2$  ،  $d_1$  ، و  $b_2$  ،  $d_1$  ،  $b_2$  و  $d_2$  ،  $d_1$  ،  $b_2$  ،  $b_1$  $d_2$  ،  $b_1$  ،  $b_2$  ،  $b_1$   $d_2$  ،  $b_1$   $d_2$  ,  $b_1$   $d_2$  ,  $b_1$  الا  $W = \begin{bmatrix} W_{1(6\times 1)} \\ W_{2(6\times 1)} \end{bmatrix}$  سه محور و  $\begin{bmatrix} W_{1(6\times 1)} \\ W_{2(6\times 1)} \end{bmatrix}$ بردار تصادفی نویز سفید، معرف نویز فرایند است.  $W_1$  نویز سنسورها بردار عادفی نویز سفید، معرف نویز فرایند است.  $W_1$  نویز سنسورها  $W_2$ 

لازم به ذکر است که معادلات انتشار خطای INS در شکل دقیق خود غیرخطی هستند. اگر در بسط تیلور توابع، از تقریب مرتبه اول استفاده شود، مدل خطا در شکل تقریبی خود، خطی خواهد بود. در رابطه (۱)، ماتریس A بهصورت زیر است:

$$A = \begin{bmatrix} \tilde{\Omega} & F & I & 0 \\ 0 & \Omega & 0 & I \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$
(7)

اگر بردار بایاس سنسورها و دریفت ژیروسکوپها را e بنامیم، با توجه به مدل انتشار خطا داریم:

$$\dot{e} = W_2$$

توضیح اینکه بایاس سنسورها و دریفت ژیروسکوپها، معمولاً یک فرایند تصادفی با فرکانس کوچک (تغییرات آهسته) بهصورت زیر در نظر گرفته میشود:

$$\dot{e} = \tau^{-1}e + W_2$$

که در آن au ماتریس قطری بازه زمانی همبستگی خطا و  $W_2$  نویز سفید است.

بهطور کلی به دلیل روند کند تغییرات بایاس سنسورها و دریفت ژیروسکوپها، درایههای ماتریس ۲ بزرگ است (حدود چند صد ثانیه). با توجه به کوتاه بودن فاز ترازیابی (حدود چند ده ثانیه)، در این مقاله، مقادیر درایهها بینهایت در نظر گرفته شده است و لذا:

 $\dot{e} = W_2$ 

ملوم و فناوری فضایی / **۵** / سال ۱۴۰۳، دورهٔ ۱۷، شمارهٔ ۱

تحليل مشاهده يذيري فرايند توجيه اوليه

مانورهای پیشنهادی برای ترازیابی سیستم ناوبری در مد پروازی میتواند بهصورت یک یا تلفیقی از موارد زیر باشد:

F مانور در یک ارتفاع مشخص با سرعت ثابت که زیر ماتریس (1) در آن به صورت زیر است:

$$F = \begin{bmatrix} 0 & g & 0 \\ -g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$
(11)

 $F_N$  مانور در یک ارتفاع مشخص و دارای شتاب شمالی (۲

$$F = \begin{bmatrix} 0 & g & 0 \\ -g & 0 & -F_N \\ 0 & F_N & 0 \end{bmatrix}$$
(17)

 $F_E$  مانور در یک ارتفاع مشخص و دارای شتاب شرقی (۳

$$F = \begin{bmatrix} 0 & g & F_E \\ -g & 0 & 0 \\ -F_E & 0 & 0 \end{bmatrix}$$
(17)

۴) مانور در یک ارتفاع مشخص و دارای شتاب افقی (شتاب شمالی و شرقی ثابت)

$$F = \begin{bmatrix} 0 & g & F_E \\ -g & 0 & -F_N \\ -F_E & F_N & 0 \end{bmatrix}$$
(14)

 $F_D$  مانور به سمت بالا با شتاب (۵

$$F = \begin{bmatrix} 0 & -F_D & 0 \\ F_D & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$
(1 $\Delta$ )

با توجه به روابط فوق اگر در فاز ترازیابی اولیه، تلفیقی از مانورهای ذکر شده استفاده شود، از یک مانور به مانور بعدی، زیر ماتریس *F* تغییر کرده و به دلیل کوتاه بودن فرایند ترازیابی (در حدود چند ده ثانیه)، سایر زیرماتریسها تقریباً ثابت خواهند بود؛ بنابراین، سیستم حاصل، به صورت یک سیستم تکه ای ثابت با زمان قابل مدل سازی است که روش بررسی مشاهده پذیری چنین سیستم، هایی در [۱۹] بیان شده است. برای رؤیت پذیری کامل این سیستم، کافی است رتبه ماتریس زیر کامل باشد:

$$Q_{S} = \begin{bmatrix} Q_{1} \\ Q_{2} \\ \dots \\ Q_{i} \end{bmatrix}$$
(15)

که در آن، Q<sub>i</sub> معرف ماتریس رؤیتپذیری تکه *i*ام (مانور *i*ام) است. به بیان دیگر: ترازیابی اولیه سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار در مود پرواز به صورت فیزیکی از ...

در ماتریس حالت A، زیر ماتریس پادمتقارن  $\widetilde{\Omega}$  بهصورت زیر است:

$$\widetilde{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & \widetilde{\Omega}_D & -\widetilde{\Omega}_E \\ -\widetilde{\Omega}_D & 0 & \widetilde{\Omega}_N \\ \widetilde{\Omega}_E & -\widetilde{\Omega}_N & 0 \end{bmatrix}$$
(\*)

$$\begin{split} \widetilde{\Omega}_{E} &= -(2\omega + \dot{\lambda}) sinL \\ \widetilde{\Omega}_{N} &= (2\omega + \dot{\lambda}) cosL \\ \widetilde{\Omega}_{D} &= -\dot{L} \end{split} \tag{(b)}$$

در رابطه (۵)، w سرعت دوران زمین و  $\lambda$  و L به ترتیب طول و عرض جغرافیایی وسیله پرنده می. اشند.

در ماتریس حالت A، زیر ماتریس پادمتقارن  $\Omega$  به صورت زیر تعریف می شود:

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & \Omega_D & -\Omega_E \\ -\Omega_D & 0 & \Omega_N \\ \Omega_E & -\Omega_N & 0 \end{bmatrix}$$
(7)

که در آن:

$$\Omega_{D} = -(\omega + \dot{\lambda})sinL$$
  

$$\Omega_{N} = (\omega + \dot{\lambda})cosL$$
(Y)

 $\Omega_D = -\dot{L}$ 

و سرانجام ماتریس F به صورت زیر است:

$$F = \begin{bmatrix} 0 & -F_D & F_E \\ F_D & 0 & -F_N \\ -F_E & F_N & 0 \end{bmatrix}$$
(A)

که در آن  $F_E$ ,  $F_N$  و  $F_D$  مؤلفههای شمالی، شرقی و عمودی شتاب ظاهری وسیله پرنده است.

در اینجا، مشاهدات، تفاضل سه مؤلفه سرعت محاسبه شده توسط الگوریتم ناوبری اینرسی و سرعت محاسبه شده توسط سیستم کمک ناوبری (در اینجا سیستم ناوبری ماهوارهای) است. به بیان دیگر، مشاهدات، مرتبط با سه متغیر حالت اول، در مدل خطای (۱) هستند. بنایراین می توان نوشت:

$$Z = Cx + v \tag{9}$$

$$C = \begin{bmatrix} I & 0 \end{bmatrix} \tag{(1.)}$$

که در آن I ماتریس واحد مرتبه سه و 0 ماتریس صفر با ابعاد  $9 \times 8$ است. در رابطه (۹)، Z بردار مشاهدات است و v بردار خطای محاسبه سرعت در سیستم ناوبری ماهوارهای است.

علوم و فناوری فضایی ۲ / سال ۱۴۰۳، دورهٔ ۱۷ ، شمارهٔ ۱

$$Q_i = [C^T \quad (CA_i)^T \quad (CA_i^2)^T \quad \dots \quad (CA_i^{11})^T]$$
(1Y)

با توجه به آنچه گفته شد، در صورتی که صرفاً از یک مانور استفاده شود، فارغ از نوع مانور، با یک سیستم خطی تغییرناپذیر با زمان مواجه خواهیم بود که بررسی رؤیت پذیری آن ساده است. در این حالت خواهیم داشت:

$$Q_S = Q_1 \Longrightarrow Rank(Q_S) = 9 \tag{1A}$$

که بیانگر آن است که سیستم رؤیتپذیر کامل نیست.

در صورتی که از دو مانور اشاره شده در بالا استفاده شود، فارغ از نوع و اولویت استفاده از آنها، خواهیم داشت:

$$Q_{S} = \begin{bmatrix} Q_{1} \\ Q_{2} \end{bmatrix}$$

$$\Rightarrow Rank(Q_{S}) = 11$$
(19)

که علی رغم افزایش مرتبه ماتریس رؤیت پذیری، بیانگر آن است که سیستم، رؤیت پذیر کامل نیست.

در صورتی که از سه مانور اشاره شده در بالا استفاده شود، فارغ از نوع و اولویت استفاده از آنها، خواهیم داشت:

$$Q_{S} = \begin{bmatrix} Q_{1} \\ Q_{2} \\ Q_{3} \end{bmatrix}$$

$$\Rightarrow Rank(Q_{S}) = 12$$
(Y · )

که بیانگر آن است که سیستم رؤیتپذیر کامل است.

بنابراین، در شرایط استفاده از سه مانور از مانورهای (۱۱)، (۱۳)، (۱۳)، (۱۴) و (۱۵)، فارغ از نوع و اولویت انجام آنها، تخمین حالتهای سیستم به خصوص زوایای انحراف صفحه و بایاس شتاب سنجها و دریفت ژیروسکوپها توسط یک رؤیتگر مناسب امکان پذیر است که در این مقاله از فیلتر کالمن برای تخمین حالتها استفاده شده است. معادله مربوط به تخمین حالت با استفاده از این فیلتر به صورت زیر است:

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + L(y - C\hat{x}) \tag{(1)}$$

در رابطه فوق L بهره فیلتر است و به صورت زیر محاسبه می شود:

$$L = PC^T R^{-1} \tag{(YY)}$$

که در آن P ماتریس کوواریانس حالتها بوده و قانون بهروزرسانی آن بهصورت زیر است:

$$\frac{dP}{dt} = AP + PA^{T} + Q - PC^{T}R^{-1}CP$$

$$P(t_{0}) = P_{0}$$
(YY)

### Archive of SID.ir

سيدعلى ظهيرى پور

در رابطه (۲۳)، Q ماتریس کوواریانس نویز فرایند (خطای سنسورهای اینرسی) و R ماتریس کوواریانس نویز مشاهدات (خطای سیستم کمک ناوبری) است.

#### طراحي كنترل كننده فيدبك حالت

با توجه به اصل جداپذیری طراحی کنترل کننده و رؤیتگر [۲۱]، در این بخش فرایند طراحی کنترل کننده فیدبک حالت بهصورت جدای از رؤیتگر تشریح می شود.

با توجه به آن که هدف فرایند ترازیابی اولیه، از بین بردن انحراف صفحه پایدار نسبت به دستگاه مرجع NED است، با استفاده از رابطه (۱) معادلات خطای وضعیت صفحه پایدار را میتوان به صورت زیر نوشت:  $\dot{\varphi} = \Omega \varphi + d$ 

 $\varphi + d$  (YF)

استفاده شود، معادلات خطا، بهصورت زیر در میآید:

$$\dot{\varphi} = \Omega \varphi + d + u \tag{(78)}$$

که در آن *u* بردار فرمان سرعت زاویهای (ورودی کنترل) صفحه پایدار نسبت به دستگاه جغرافیایی است که توسط گشتاورساز ژیروسکوپها حول سهمحور به سختافزار بلوک ناوبری اعمال می شود. رابطه (۲۶) به صورت زیر قابل بازنویسی است:

$$\dot{\varphi} = \Omega \varphi + \tilde{u} \tag{(YY)}$$

که در آن  $ilde{u}$  ورودی کنترل مجازی بوده و به صورت زیر قابل بیان است:

$$\tilde{u} = u + d \tag{7A}$$

با توجه به وجود سه ورودی کنترلی برای کنترل زوایای صفحه، درجه اَزادی مناسبی برای انتخاب بهره فیدبک حالت K در قانون کنترل  $\widetilde{u} = -K \phi$  وجود دارد. مثلاً با انتخاب

$$K = \Omega + \begin{bmatrix} k_{1} & 0 & 0 \\ 0 & k_{2} & 0 \\ 0 & 0 & k_{3} \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} k_{1} & \Omega_{D} & -\Omega_{E} \\ -\Omega_{D} & k_{2} & \Omega_{N} \\ \Omega_{E} & -\Omega_{N} & k_{3} \end{bmatrix}$$
(Y9)

که در آن  $k_i$  ها مقادیر مثبتی باشند، در سیستم حلقهبسته خواهیم داشت:

علوم و فناوری فضایی / **۷** سال ۱۴۰۳، دورهٔ ۱۷، شمارهٔ ۱

#### شبيەسازى

شبیه سازی برای ترازیابی در مد پرواز با انجام مانورهای ۱، ۲ و ۳ اشاره شده در متن مقاله و به همین ترتیب گفته شده و هر یک به مدت ۵ ثانیه صورت گرفته است. سایر پارامترها به صورت زیر مقداردهی شدهاند:

$$F_{N} = F_{E} = 0.05g$$

$$P_{0} = diag \left\{ \begin{array}{l} 10^{-6}, 10^{-6}, 10^{-6}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, \\ 10^{-6}, 10^{-6}, 10^{-6}, 10^{-10}, 10^{-10}, 10^{-10} \end{array} \right\}$$

$$Q = diag \left\{ \begin{array}{l} 10^{-7}, 10^{-7}, 10^{-7}, 10^{-17}, 10^{-17}, 10^{-17}, \\ 10^{-5}, 10^{-5}, 10^{-5}, 10^{-13}, 10^{-13}, 10^{-13} \end{array} \right\}$$

$$R = diag \{ 2 \times 10^{-3}, 2 \times 10^{-3}, 2 \times 10^{-3} \}$$

$$\omega = 15^{\circ}/h$$

$$\lambda = 32^{\circ} , L = 53^{\circ}$$

در ضمن از تغییرات طول و عرض جغرافیایی با توجه به کوتاه بودن فاز ترازیابی، صرفنظر شده است.

همچنین با توجه به اینکه  $m \ll 1$  مقادیر  $k_i$ ها برابر ۱ در نظر گرفته شدهاند.

روش متداول ترازیابی فیزیکی در مود پرواز، که مبتنی بر فیدبک خروجی است، صرفاً اطلاعات مربوط به سرعتها یعنی تفاضل سرعت محاسبه شده توسط الگوریتم ناوبری اینرسی و سرعت محاسبه شده توسط سیستم کمک ناوبری را برای ساخت سیگنال کنترل استفاده می کند و از سایر متغیرهای حالت مثلاً خطاهای محاسبه وضعیت و دریفت ژیروسکوپها فیدبک نمی گیرد. با توجه به اطلاعات ارزشمندی که در این متغیرها وجود دارد، پیشنهاد پژوهش جاری این بوده است که بعد از تخمین این متغیرها از آنها در شکلدهی سیگنال کنترل استفاده شود.

برای شبیه سازی روش متداولی که با فیدبک از خطای سرعت ها کار می کند از روابط و مقادیر مندرج در مرجع [۱۵] استفاده شده است. شکل ۲، دو روش کنترل زوایای انحراف صفحه را در فرایند ترازیابی مقایسه می کند. همان طور که نمودارهای شکل ۲ نشان می دهد، روش پیشنهادی با دقت و سرعت مناسب تری صفحه پایدار را با دستگاه جغرافیایی منطبق کرده است. روش دیگر اگرچه انحراف صفحه نسبت ترازیابی اولیه سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار در مود پرواز به صورت فیزیکی از ...

$$\begin{split} \dot{\varphi} &= \Omega \varphi + \tilde{u} = \Omega \varphi - \left\{ \Omega + \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \right\} \varphi \\ &= - \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \varphi \end{split} \tag{7.}$$

به این معنا که مقادیر ویژه سیستم حلقه بسته  $-k_i$  خواهند بود که نشان می دهد انحراف صفحه پایدار بعد از گذشت زمانی از بین می رود. برای پیاده سازی ساده تر این کنترل کننده و با توجه به کوچک بودن درایه های ماتریس  $\Omega$ ، با فرض آن که m کران بالایی برای اندازه درایه های  $\Omega$  باشد، با انتخاب بهره فیدبک حالت به صورت:

$$K_0 = \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0\\ 0 & k_2 & 0\\ 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix}$$
(71)

که در آن 2m مقادیر ویژه سیستم حلقهبسته تقریباً همان  $k_i$ ها خواهند بود، زیرا با استفاده از قضیه دایره گرشگورین [۲۲] داریم:

$$|\lambda_i(\Omega - K_0) + k_i| \le 2m \tag{(77)}$$

: و با توجه به اینکه  $k_i \gg 2m$  خواهیم داشت  $k_i \gg 2m$ 

$$\lambda_i(\Omega - K_0) \approx -k_i \tag{(TT)}$$

بنابراین، ورودی کنترل اصلی عبارت است از:

$$u = \tilde{u} - d = -K_0 \varphi - d \tag{(TF)}$$

بلوک دیاگرام روش ترازیابی فیزیکی پیشنهادی در مد پرواز در شکل ۱ رسم شده است.



**شکل ۱** – بلوک دیاگرام روش پیشنهادی

Figure 1. Block diagram of the proposed method

علوم و فناوری فضایی ۸ / سال ۱۴۰۳، دورهٔ ۱۷ ، شمارهٔ ۱

به افق را کمی کاهش داده (نمودارهای اول و دوم در شکل ۲)، در قیاس با روش پیشنهادی دقت و سرعت کمتری دارد. در ضمن همان طور که مشخص است، روش دیگر در کاهش انحراف آزیموت صفحه موفق عمل نکرده است. (نمودار سوم شکل ۲)

برای آنکه اثر ترازیابی دقیق و سریع صفحه پایدار را در افزایش دقت ناوبری نشان دهیم، نمودارهای مربوط به خطای سرعت و موقعیت (متناسب با طول و عرض جغرافیایی) الگوریتم ناوبری نیز در شکلهای ۳ و ۴ رسم شده است. همان طور که این شکلها نشان میدهد، روش پیشنهادی به دلیل منطبق سازی دقیق تر صفحه پایدار به دستگاه جغرافیایی و از بین بردن یکی از عوامل ایجاد خطای ناوبری، نسبت به روش متداول، خطای ناوبری کمتری را ثبت کرده است.



شکل ۲- زوایای انحراف صفحه پایدار نسبت به دستگاه جغرافیایی حول سه محور

Archive of SID.ir

**Figure 2.** Stabilized platform deviation angles with respect to the geographic coordinate system in three axes

سيدعلى ظهيرى پور



شکل ۳- خطای سرعت و موقعیت الگوریتم ناوبری اینرسی در کانال شمالی

**Figure 3.**Velocity and position error of the inertial navigation algorithm in northern canal



شکل ۴- خطای سرعت و موقعیت الگوریتم ناوبری اینرسی در کانال شرقی

**Figure 4.** Velocity and position error of the inertial navigation algorithm in Eastern canal

#### نتيجه گيرى

در این مقاله به منظور افزایش دقت ترازیابی در سیستمهای ناوبری اینرسی با صفحه پایدار در مود پرواز از کنترل فیدبک حالت برای میراسازی زوایای انحراف صفحه پایدار استفاده شد. ورودی کنترلی بر مبنای انحراف زوایای صفحه که توسط فیلتر کالمن تخمین زده می شود، طراحی شد. قابلیت تخمین زوایای انحراف صفحه از طریق

علوم و فناوری فضایی / ۹ سال ۱۴۰۳، دورهٔ ۱۷، شمارهٔ ۱

on a stationary base," *Journal Astronaut*, vol. 38, no. 6, pp. 612-620, 2017.

- [8] M.A. Massoumnia and R. Rezaii-Far, "Stable platform initial alignment using state feedback controllers," *in The First IEEE Conference on Control Applications* (*CCA*), Dayton, OH, USA, vol. 1, pp. 326-329, 1992, <u>https://doi.org/10.1109/CCA.1992.269855</u>.
- [9] T. Du, C. Tian, J. Yang, S. Wang, X. Liu, and L. Guo, "An autonomous initial alignment and observability analysis for sins with bio-inspired polarized skylight sensors," *IEEE Sensors Journal*, vol. 20, no. 14, pp. 7941-7956, 2020, <u>https://doi.org/10.1109/JSEN.2020.2981171</u>.
- [10] F. O. Silva, W. C. Leite Filho, and E. M. Hemerly, "Design of a stationary self-alignment algorithm for strapdown inertial navigation systems," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 48, no. 9, pp. 55-60, 2015, <u>https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2015.08.059</u>.
- [11]M. Fathi, A. Mohammadi, and N. Ghahramani, "INS alignment improvement using rest heading and zero-velocity updates," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 8, no. 4, pp. 45-51, 2016, (in Persian).
- [12] S. Cao, H. Gao, and J. You, "In-flight alignment of integrated SINS/GPS/Polarization/Geomagnetic navigation system based on federal UKF," *Sensors*, vol. 22, no. 16, 2022, Art. no. 5985, <u>https://doi.org/10.3390/s22165985</u>.
- [13] W. Chen, Z. Yang, S. Gu, Y. Wang, and Y. Tang, "Adaptive transfer alignment method based on the observability analysis for airborne pod strapdown inertial navigation system," *Scientific Reports*, vol. 12, 2022, Art. no. 946, <u>https://doi.org/10.1038/s41598-021-04732-4</u>.
- [14] Z. Lu *et al.*, "A new in-flight alignment method with an application to the low-cost SINS/GPS integrated navigation system," *Sensors*, vol. 20, no. 2, 2020, Art. no. 512, <u>https://doi.org/10.3390/s20020512</u>.
- [15] N. Kuzovkov and O. Salychev, Inertial Navigation and Optimal Filtration, Mashinostroenie, 1982, (in Russian).
- [16] V. Meleshko, *Inertial Navigation Systems: Initial Exhibition*, Korniychuk, 1999, (in Russian).
- [17] I. Y. Bar-Itzhack and B. Porat, "Azimuth observability enhancement during inertial navigation system in-flight alignment," *Journal of Guidance and Control*, vol. 3, no. 4, pp. 337-344, 1980, <u>https://doi.org/10.2514/3.55999</u>.
- [18] J.H. Dambeck, "Observability and controllability analysis for a strapdown inertial navigation system," in 3rd International Workshop on High Precision Navigation, University of Stuttgart, Bonn, 1995.
- [19] I.Y. Bar-Itzhack and N. Berman, "Control theoretic approach to inertial navigation systems," *Journal of*

ترازیابی اولیه سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار در مود پرواز به صورت فیزیکی از ...

ایجاد یک مانور تلفیقی مناسب با استفاده از نظریه رؤیت پذیری سیستمهای تکه ای ثابت با زمان، تضمین شد. خطای ترازیابی در روش ارائه شده، به دلیل آن که در ساخت ورودی کنترل به جای استفاده از خطای سرعتها، از زوایای انحراف صفحه پایدار و دریفت ژیروسکوپ ها استفاده شد، نسبت به روش قبلی که مستقیماً خطای سرعتها را به گشتاورساز بلوک ناوبری اعمال می کرد، کمتر بود و به تبع آن دقت ناوبری به طور محسوسی افزایش یافت.

#### تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسنده بیان نشده است.

#### مراجع

- [1] J. Tang, H. Bian, H. Ma, and R. Wang, "One-step initial alignment algorithm for sins in the eci frame based on the inertial attitude measurement of the CNS," *Sensors*, vol. 22, no. 14, 2022, Art. no. 5123, <u>https://doi.org/10.3390/s22145123</u>.
- [2] L. Chang, J. Li, and S. Chen, "Initial alignment by attitude estimation for strapdown inertial navigation systems," *IEEE Transactions on Instrumentation* and Measurement, vol. 64, no. 3, pp. 784-794, 2014, <u>https://doi.org/10.1109/TIM.2014.2355652</u>.
- [3] R. Ghasrizadeh and A. Nikkhah, "Improve coarse alignment in inertial navigation system by the method of identification the kalman filter matrix," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 13, no. 4, pp. 81-90, 2020, (in Persian), https://doi.org/10.30699/jsst.2021.1213.
- [4] W. Zhao, L. Zhou, and G. Song, "A study on alignment of analytic space stable inertial navigation system," in 26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), Petersburg, Russia, 2019, pp. 1-6, https://doi.org/10.23919/ICINS.2019.8769359.
- [5] S. Wang, Q. Xu, M. Liu, Y. Tang, and R. Lin, "Initial alignment algorithm for platform inertial navigation system based on fuzzy kalman filter," in *IEEE CSAA Guidance, Navigation and Control Conference* (CGNCC), Xiamen, China, 2018, pp. 1-4, https://doi.org/10.1109/GNCC42960.2018.9019079.
- [6] S. SalehiAmiri, A. Nikkhah, and H. Nobahari, "Extracting the non-observablestates in alignment & calibration process for gimballed inertial navigation systems," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 7, no. 3, pp. 1-8, 2014, (in Persian).
- [7] Z. Ding, H. Zhou, S. Zhang, H. Yang, and H. Cai, "Initial self-alignment method for inertial platform

سيدعلى ظهيرى پور

- [21] D. G. Luenberger, Introduction to Dynamic Systems: Theory, Models, and Applications : Theory, Models, and Applications, New York: John Wiley and Sons, 1979.
- [22]G. Strang, *Linear Algebra and its Applications*, New York: Academic Press, 1980.

*Guidance, Control, and Dynamics,* vol. 11, no. 3, pp. 237-245, 1988, https://doi.org/10.2514/3.20299.

[20] D. Goshen-Meskin and I. Bar-Itzhack, "Observability analysis of piece-wise constant systems. II. application to inertial navigation in-flight alignment (military applications)," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 28, no. 4, pp. 1068-1075, 1992, <u>https://doi.org/10.1109/7.165368</u>.