



Physical Initial Flight Alignment For Stabilized Platform Inertial Navigation system Using State Feedback

Seyed Ali Zahiripour

Faculty of Electrical and Computer Engineering, University of Kashan, Kashan, Iran.

Corresponding Author Email: Zahiripour@kashanu.ac.ir

ABSTRACT: In this article, a method for increasing the accuracy of the initial alignment process of inertial navigation systems with a stable platform is presented through state feedback control in flight mode. In the presented method, the state feedback controller is designed by using the stable plate deviation angles and the sensor error which is extracted with the help of Kalman filter. To do this, while checking the observability of the system, by adding suitable flight maneuvers and expressing the equations of propagation of navigation error, in the form of a fixed piece system with time, it is possible to estimate the angles and errors of the sensors in the align phase. The groundwork is provided for the design of state feedback. Then, taking into account the stable platform motion equations and using the principle of separation of observer and controller design, a state feedback controller is designed. In the end, the simulation results of the proposed method show an increase in the accuracy of the alignment process and, consequently, an increase in the accuracy of the navigation, compared to the conventional output feedback method.

Keywords: Initial Alignment, Navigation Systems, Stable Platform, Estimation, State Feedback

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

سیدعلی ظهیری پور

۱-دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه کاشان، کاشان، ایران

ایمیل نویسنده مخاطب Zahiripour@kashanu.ac.ir

در این مقاله روشی برای افزایش دقت فرایند ترازیابی اولیه سیستم‌های ناوبری اینرسی با صفحه پایدار، از طریق کنترل فیدبک حالت در مود پرواز ارائه شده است. در روش ارائه شده، کنترل‌کننده فیدبک حالت، با استفاده از زوایای انحراف صفحه پایدار و خطای سنسورها که به کمک فیلتر کالمن استخراج می‌شود، طراحی شده است. برای انجام این کار، ضمن بررسی وضعیت مشاهده‌پذیری سیستم، با اضافه کردن مانورهای پروازی مناسب و بیان معادلات انتشار خطای ناوبری، به فرم یک سیستم نکه‌ای ثابت با زمان، امکان تخمین زوایا و خطاهای سنسورها در فاز ترازیابی میسر شده و زمینه برای طراحی فیدبک حالت فراهم شده است. سپس با در نظر گرفتن معادلات حرکت صفحه پایدار و استفاده از اصل جداپذیری طراحی رُویتگر و کنترل‌کننده، یک کنترل‌کننده فیدبک حالت طراحی شده است. در انتها، نتایج شبیه‌سازی روش پیشنهادی، بیانگر افزایش دقت فرایند ترازیابی و به تبع آن افزایش دقت ناوبری، نسبت به روش متداول فیدبک خروجی است.

واژه‌های کلیدی: ترازیابی اولیه، سیستم‌های ناوبری، صفحه پایدار، تخمین، فیدبک حالت

فرایند ترازیابی، بسته به شرایط می‌تواند در هر دو مد ساکن [۹-۱۱] و متحرک [۱۲، ۱۳] انجام شود. در حالت سکون، در سیستم ناوبری بدون صفحه پایدار از خروجی ژيروسکوپها و شتاب‌سنجها و در سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار از خروجی شتاب‌سنجها 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 تحقیقات انجام شده در این حوزه به خصوص 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

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 (ترازیابی 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.

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

به منظور بررسی کیفیت فرایند تراز یابی 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 به عنوان دستگاه مرجع تعریف می شود. مدل خطای INS با خطای افزوده شده سنسورها توسط ۱۲ متغیر حالت به صورت زیر بیان می شود:

$$\dot{x} = Ax + W \quad (1)$$

در رابطه فوق

$$x = \begin{bmatrix} v_N \\ v_E \\ v_D \\ \varphi_N \\ \varphi_E \\ \varphi_D \\ b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ d_1 \\ d_2 \\ d_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

که در آن v_N ، v_E و v_D به ترتیب مؤلفه های سرعت خطای ناوبری اینرسی در راستای شمالی، شرقی و عمودی، φ_N ، φ_E و φ_D به ترتیب مؤلفه های انحراف صفحه پایدار نسبت به دستگاه مختصات جغرافیایی، b_1 ، b_2 و b_3 به ترتیب بایاس شتاب سنج های سه محور، d_1 ، d_2 و d_3 به ترتیب دررفت ژيروسکوپ های سه محور و $W = \begin{bmatrix} W_1(6 \times 1) \\ W_2(6 \times 1) \end{bmatrix}$ بردار تصادفی نویز سفید، معرف نویز فرایند است. W_1 نویز سنسورها و W_2 مربوط به تغییرات بایاس سنسورهاست.

لازم به ذکر است که معادلات انتشار خطای INS در شکل دقیق خود غیر خطی 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 به صورت زیر است:

$$A = \begin{bmatrix} \tilde{\Omega} & F & I & 0 \\ 0 & \Omega & 0 & I \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

اگر بردار بایاس سنسورها و دررفت ژيروسکوپ ها را e بنامیم، با توجه به مدل انتشار خطا داریم:

$$\dot{e} = W_2$$

ساخت سیگنال کنترل استفاده شده است [۱۵] در نمونه ای دیگر، محاسبه سیگنال کنترلی، مستقیماً از طریق فیلتراسیون خروجی شتاب سنج ها انجام گرفته است [۱۶]. در این مقاله به منظور بهبود کیفیت تراز یابی فیزیکی، از حالت های دیگر فرایند تراز یابی 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 گشتاور ساز ژيروسکوپ ها به منظور دوران صفحه پایدار و جبران فیزیکی انحراف آن استخراج می شود. برای انجام این کار، بررسی رویت پذیری این سیستم ضرورت پیدا می کند [۱۷، 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 حالت های 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 مشاهده پذیری سیستم های تکه ای ثابت با زمان است، نشان داده ایم که اگر در فرایند تراز یابی، ترکیبی از مانورهای پروازی استفاده شود، معادلات انتشار خطا با مشاهدات خطای سرعت ها، به طور کامل رویت پذیر شده و زمینه برای طراحی فیدبک حالت فراهم می شود. با توجه به آن چه گفته شد، نقاط قوت پژوهش جاری در قیاس با گذشته به صورت خلاصه زیر بیان می شوند:

۱- تراز یابی 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 تراز یابی، یعنی ناوبری می شود.

۲- دقت تراز یابی به صورت 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 آن ها جهت رویت پذیر شدن کامل خطاهای الگوریتم ناوبری اینرسی

۲- طراحی کنترل کننده فیدبک 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 می شود و در بخش سوم، مشاهده پذیری فرایند تراز یابی اولیه در مانورهای مختلف مورد ارزیابی قرار می گیرد. در بخش چهارم طراحی

$$Z = Cx + v \quad (۹)$$

$$C = [I \ 0] \quad (۱۰)$$

که در آن I ماتریس واحد مرتبه سه و 0 ماتریس صفر با ابعاد 3×9 است. در رابطه (۹)، Z بردار مشاهدات است و v بردار خطای محاسبه سرعت در سیستم ناوبری ماهواره‌ای است.

تحلیل مشاهده‌پذیری فرایند توجیه اولیه

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

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

$$F = \begin{bmatrix} 0 & g & 0 \\ -g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (۱۱)$$

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

$$F = \begin{bmatrix} 0 & g & 0 \\ -g & 0 & -F_N \\ 0 & F_N & 0 \end{bmatrix} \quad (۱۲)$$

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

$$F = \begin{bmatrix} 0 & g & F_E \\ -g & 0 & 0 \\ -F_E & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (۱۳)$$

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

$$F = \begin{bmatrix} 0 & g & F_E \\ -g & 0 & -F_N \\ -F_E & F_N & 0 \end{bmatrix} \quad (۱۴)$$

(۵) مانور به سمت بالا با شتاب F_D

$$F = \begin{bmatrix} 0 & -F_D & 0 \\ F_D & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (۱۵)$$

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 تکه‌ای ثابت با زمان قابل مدل‌سازی است که روش بررسی مشاهده‌پذیری چنین سیستم‌هایی در [۱۹] بیان شده است. برای رؤیت‌پذیری کامل این سیستم، کافی است رتبه ماتریس زیر کامل باشد:

$$Q_S = \begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ \dots \\ Q_i \end{bmatrix} \quad (۱۶)$$

که در آن، Q_i معرف ماتریس رؤیت‌پذیری تکه i ام (مانور i ام) است. به بیان دیگر:

توضیح اینکه بایاس سنسورها و دریافت ژيروسکوپ‌ها، معمولاً یک فرایند تصادفی با فرکانس کوچک (تغییرات آهسته) به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

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

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

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

$$\dot{e} = W_2$$

در ماتریس حالت A ، زیر ماتریس پادمتقارن $\tilde{\Omega}$ به صورت زیر است:

$$\tilde{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & \tilde{\Omega}_D & -\tilde{\Omega}_E \\ -\tilde{\Omega}_D & 0 & \tilde{\Omega}_N \\ \tilde{\Omega}_E & -\tilde{\Omega}_N & 0 \end{bmatrix} \quad (۴)$$

که در آن:

$$\begin{aligned} \tilde{\Omega}_E &= -(2\omega + \lambda)\sin L \\ \tilde{\Omega}_N &= (2\omega \\ &+ \lambda)\cos L \end{aligned} \quad (۵)$$

در رابطه (۵)، ω سرعت دوران زمین و λ و L به ترتیب طول و عرض جغرافیایی وسیله پرنده می‌باشند.

در ماتریس حالت A ، زیر ماتریس پادمتقارن Ω به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & \Omega_D & -\Omega_E \\ -\Omega_D & 0 & \Omega_N \\ \Omega_E & -\Omega_N & 0 \end{bmatrix} \quad (۶)$$

که در آن:

$$\begin{aligned} \Omega_D &= -(\omega + \lambda)\sin L \\ \Omega_N &= (\omega + \lambda)\cos L \\ \Omega_E &= -\dot{L} \end{aligned} \quad (۷)$$

و سرانجام ماتریس F به صورت زیر است:

$$F = \begin{bmatrix} 0 & -F_D & F_E \\ F_D & 0 & -F_N \\ -F_E & F_N & 0 \end{bmatrix} \quad (۸)$$

که در آن F_E ، F_D و F_N 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. بنابراین می‌توان نوشت:

طراحی کنترل کننده فیدبک حالت

با توجه به اصل جدپذیری طراحی کنترل کننده و رویتگر، در این بخش فرایند طراحی کنترل کننده فیدبک حالت به صورت جدای از رویتگر تشریح می شود.

با توجه به آن که هدف فرایند تراز یابی اولیه، از بین بردن انحراف صفحه پایدار نسبت به دستگاه مرجع NED است، با استفاده از رابطه (۱) معادلات خطای وضعیت صفحه پایدار را می توان به صورت زیر نوشت:

$$\dot{\varphi} = \Omega\varphi + d \quad (24)$$

که در آن

$$\varphi = [\varphi_N \quad \varphi_E \quad \varphi_D]^T \\ d = [d_1 \quad d_2 \quad d_3]^T \quad (25)$$

حال اگر از گشتاورساز ژيروسکوپ برای کنترل صفحه پایدار استفاده شود، معادلات خطا، به صورت زیر در می آید:

$$\dot{\varphi} = \Omega\varphi + d + u \quad (26)$$

که در آن u بردار فرمان سرعت زاویه ای (ورودی کنترل) صفحه پایدار نسبت به دستگاه جغرافیایی است که توسط گشتاورساز ژيروسکوپها حول سه محور به سخت افزار بلوک ناوبری اعمال می شود. رابطه (۲۶) به صورت زیر قابل بازنویسی است:

$$\dot{\varphi} = \Omega\varphi + \tilde{u} \quad (27)$$

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

$$\tilde{u} = u + d \quad (28)$$

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

$$K = \Omega + \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$= \begin{bmatrix} k_1 & \Omega_D & -\Omega_E \\ -\Omega_D & k_2 & \Omega_N \\ \Omega_E & -\Omega_N & k_3 \end{bmatrix}$$

که در آن k_i ها مقادیر مثبتی باشند، در سیستم حلقه بسته خواهیم داشت:

$$\dot{\varphi} = \Omega\varphi + \tilde{u} \\ = \Omega\varphi - \left\{ \Omega + \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \right\} \varphi \quad (30)$$

$$\dot{\varphi} = - \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \varphi$$

$$Q_i = [C^T \quad (CA_i)^T \quad (CA_i^2)^T \quad \dots \quad (CA_i^{11})^T] \quad (17)$$

با توجه به آن چه 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 رویت پذیری آن ساده است. در این حالت خواهیم داشت:

$$Q_S = Q_1 \Rightarrow Rank(Q_S) = 9 \quad (18)$$

که بیانگر آن است که سیستم رویت پذیر کامل نیست. در صورتی که از دو مانور اشاره شده در بالا استفاده شود، فارغ از نوع و اولویت استفاده از آن ها، خواهیم داشت:

$$Q_S = \begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \end{bmatrix} \Rightarrow Rank(Q_S) = 11 \quad (19)$$

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

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

$$Q_S = \begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ Q_3 \end{bmatrix} \Rightarrow Rank(Q_S) = 12 \quad (20)$$

که بیانگر آن است که سیستم رویت پذیر کامل است. بنابراین در شرایط استفاده از سه مانور از مانورهای (۱۱)، (۱۲)، (۱۳)، (۱۴) و (۱۵)، فارغ از نوع و اولویت انجام آن ها، تخمین حالت های سیستم به خصوص زوایای انحراف صفحه و بایاس شتابسنجها و دریافت ژيروسکوپها توسط یک رویتگر مناسب امکان پذیر است که در این مقاله از فیلتر کالمن برای تخمین حالت ها استفاده شده است. معادله مربوط به تخمین حالت با استفاده از این فیلتر به صورت زیر است:

$$\hat{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + L(y - C\hat{x}) \quad (21)$$

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

$$L = PC^T R^{-1} \quad (22)$$

که در آن P ماتریس کوواریانس حالت ها بوده و قانون به روزرسانی آن به صورت زیر است:

$$\frac{dP}{dt} = AP + PA^T + Q - PC^T R^{-1} CP \\ P(t_0) = P_0 \quad (23)$$

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

شبیه‌سازی

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

$$F_N = F_E = 0.05g$$

$$P_0 = \text{diag} \{ 10^{-6}, 10^{-6}, 10^{-6}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-6}, 10^{-6}, 10^{-6}, 10^{-10}, 10^{-10}, 10^{-10} \}$$

$$Q = \text{diag} \{ 10^{-7}, 10^{-7}, 10^{-7}, 10^{-17}, 10^{-17}, 10^{-17}, 10^{-5}, 10^{-5}, 10^{-5}, 10^{-13}, 10^{-13}, 10^{-13} \}$$

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

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

$$\lambda = 32^\circ, \quad L = 53^\circ$$

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 می‌کند و از سایر متغیرهای حالت مثلاً خطاهای محاسبه وضعیت و دریافت ژيروسکوپ‌ها فیدبک نمی‌گیرد. 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 شبیه‌سازی روش متداولی که با فیدبک از خطای سرعت‌ها کار می‌کند از روابط و مقادیر مندرج در مرجع [۱۵] استفاده شده است. شکل ۲، دو روش کنترل زوایای انحراف صفحه را در فرایند ترازیابی مقایسه می‌کند. همان‌طور که نمودارهای شکل ۲ نشان می‌دهد، روش پیشنهادی با دقت و سرعت مناسب‌تری صفحه پایدار را با دستگاه جغرافیایی منطبق کرده است. روش دیگر اگرچه انحراف صفحه نسبت 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 همان‌طور که مشخص است، روش دیگر در کاهش انحراف آزمون صفحه موفق عمل نکرده است. (نمودار سوم شکل ۲)

به این معنا که مقادیر ویژه سیستم حلقه‌بسته $-k_i$ خواهند بود که نشان می‌دهد انحراف صفحه پایدار بعد از گذشت زمانی از بین می‌رود. برای پیاده‌سازی ساده‌تر این کنترل‌کننده و با توجه به کوچک بودن درایه‌های ماتریس Ω ، با فرض آن که m کران بالایی برای اندازه درایه‌های Ω باشد، با انتخاب بهره فیدبک حالت به صورت:

$$K_0 = \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \quad (31)$$

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

$$|\lambda_i(\Omega - K_0) + k_i| \leq 2m \quad (32)$$

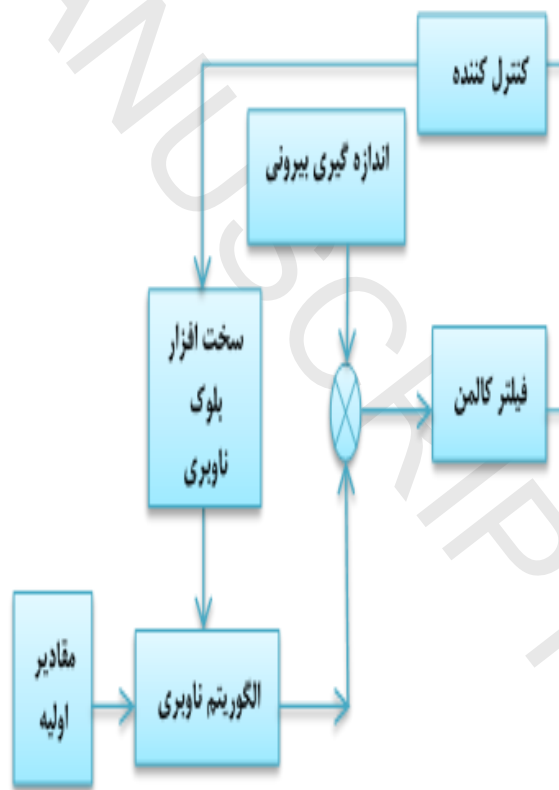
و با توجه به اینکه $k_i \gg 2m$ خواهیم داشت:

$$\lambda_i(\Omega - K_0) \approx -k_i \quad (33)$$

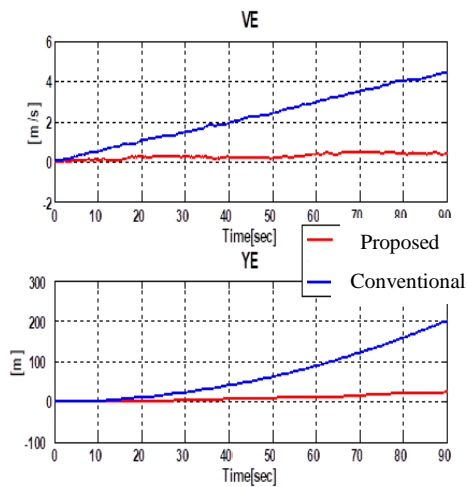
بنابراین ورودی کنترل اصلی عبارت است از:

$$u = \tilde{u} - d = -K_0\phi - d \quad (34)$$

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



شکل ۱- بلوک دیاگرام روش پیشنهادی



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

نتیجه گیری

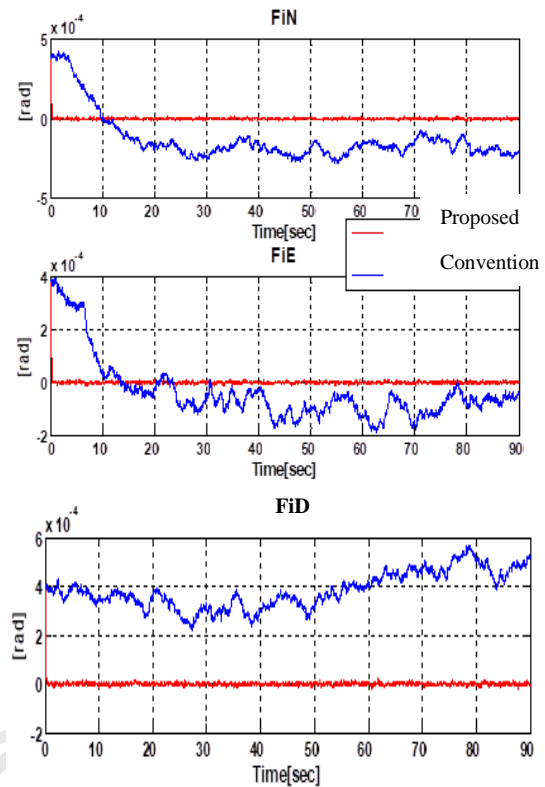
در این مقاله به منظور افزایش دقت ترازبایی در سیستم‌های ناوبری اینرسی با صفحه پایدار در مود پرواز از کنترل فیدبک حالت برای میراسازی زوایای انحراف صفحه پایدار استفاده شد. ورودی کنترلی بر مبنای انحراف زوایای صفحه که توسط فیلتر کالمن تخمین زده می‌شود، طراحی شد. قابلیت تخمین زوایای انحراف صفحه از طریق ایجاد یک مانور تلفیقی مناسب با استفاده از نظریه رؤیت‌پذیری سیستم‌های تکه‌ای ثابت با زمان، تضمین شد. خطای ترازبایی در روش ارائه شده، به دلیل آن که در ساخت ورودی کنترل به جای استفاده از خطای سرعت‌ها، از زوایای انحراف صفحه پایدار و دریافت ژيروسکوپ‌ها استفاده شد، نسبت به روش قبلی که مستقیماً خطای سرعت‌ها را به گشتاورساز بلوک ناوبری اعمال می‌کرد، کمتر بود و به تبع آن دقت ناوبری به‌طور محسوسی افزایش یافت.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

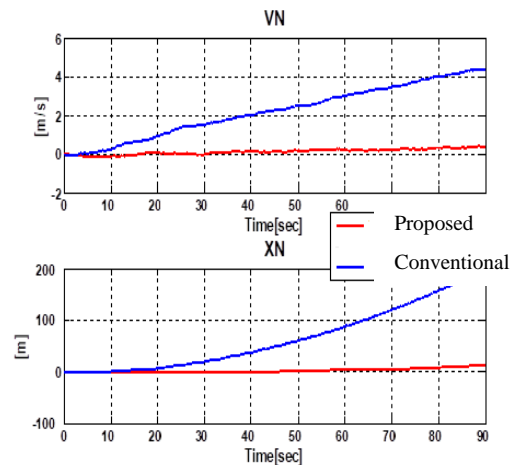
مراجع

- [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, p. 5123, 2022.
- [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.
- [3] R. Ghasrizadeh and A. Nikkhah, "improve coarse alignment in inertial navigation system By the method of Identification the Kalman filter matrix,"



شکل ۵- زوایای انحراف صفحه پایدار نسبت به دستگاه جغرافیایی حول سه محور

برای آن که اثر ترازبایی 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. همان‌طور که این شکل‌ها نشان می‌دهد، روش پیشنهادی به دلیل منطبق‌سازی دقیق‌تر 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 ۶- خطای سرعت و موقعیت الگوریتم ناوبری اینرسی در کانال شمالی

- Navigation System Based on Federal UKF," *Sensors*, vol. 22, no. 16, p. 5985, 2022.
- [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, no. 1, p. 946, 2022.
- [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, p. 512, 2020.
- [15] Н. Т. К. а. О. S. Salyshev, "инертциальная навигация и оптимальная фильтрация, машиностроение," *М.: Машиностроение.*, 1982.
- [16] V. Meleshko, "Инерциальные навигационные системы. Начальная выставка," *К.: "Korniychuk*, 1999.
- [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.
- [18] J. H. Dambeck, *Observability and controllability analysis for a strapdown inertial navigation system*. 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 Guidance, control, and Dynamics*, vol. 11, no. 3, pp. 237-245, 1988.
- [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.
- [21] D. G. Luenberger, "Positive linear systems," *Introduction to dynamic systems*, 1979.
- [22] G. Strang, "Orthogonal Projections and Least Squares," *Linear Algebra and Its Applications, Second Edition, Academic Press, New York, New York*, p. 138, 1980.
- [4] W. Zhao, L. Zhou, and G. Song, "A Study on Alignment of analytic Space Stable Inertial Navigation System," in *2019 26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS)*, 2019, pp. 1-6: IEEE.
- [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 *2018 IEEE CSAA Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC)*, 2018, pp. 1-4: IEEE.
- [6] S. SalehiAmiri, A. Nikkhah, and H. Nobahari, "Extracting the Non-Observable States in Alignment & Calibration Process for Gimballed Inertial Navigation Systems," *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 on a stationary base," *J. Astronaut*, vol. 38, pp. 612-620, 2017.
- [8] M.-A. Massoumnia and R. Rezaei-Far, "Stable platform initial alignment using state feedback controllers," in *[Proceedings 1992] The First IEEE Conference on Control Applications*, 1992, pp. 326-329: IEEE.
- [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.
- [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.
- [11] M. Fathi, A. Mohammadi, and N. Ghahramani, "INS alignment improvement using rest heading and zero-velocity updates," *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

COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

