



شبیه سازی و بررسی عملکرد یک سیستم هدایت نوعی با مدل سازی مناسب اجزای آن و تعیین حساسیت سیستم هدایت به ضرایب آیرودینامیکی

ولی اله غفاری^{۱*}، حسن محمد خانی^۲ و کاظم حیدری^۳

^۱ استادیار، گروه مهندسی برق، دانشگاه خلیج فارس

^۲ استادیار، گروه مهندسی هوا و فضا، دانشگاه امام حسین (ع)

^۳ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه تربیت مدرس

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۹/۱۹، تاریخ بازنگری: ۱۳۹۶/۰۳/۳۰، تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۳/۱۹

چکیده

در امر هدایت اجسام، بیشتر فرمان هدایت با محاسبه زاویه خط دید تولید می‌شود. از بین الگوریتم‌های هدایت مبتنی بر خط دید، قانون هدایت تناسبی PN ، دارای کاربردهای فراوانی است. در این قانون هدایت، نیاز به داشتن مشتق زاویه خط دید است. در بین مطالعات موجود، زاویه خط دید با اندازه‌گیری زاویه‌های جسم و هدف تعیین شده و از آن مشتق عددی گرفته می‌شود. تغییرات زاویه خط دید بین وسیله و هدف، می‌تواند مستقیماً توسط یک سیکر (بدون مشتق گیری) اندازه‌گیری گردد. چنین سیستم هدایتی، یک سیستم هدایت مبتنی بر سیکر بوده که شامل زیر سیستم‌های سیکر، دینامیک وسیله، نوع مسیر پروازی و سنسورهای ناوبری است. بدیهی است که هر کدام از زیرسیستم‌ها، وابسته به تعدادی پارامتر است. در این مقاله با انجام شبیه‌سازی عددی، عملکرد یک حلقه هدایت مبتنی بر سیکر بر حسب ضرایب آیرودینامیکی آن حلقه بررسی می‌شود.

کلمات کلیدی: زاویه خط دید؛ ضرایب آیرودینامیکی؛ عملکرد سیستم هدایت؛ قانون هدایت.

Simulation and Performance Investigation of a Typical Guidance System with Suitable Modeling of the Guidance System Elements and its Sensitivity with Respect to Aerodynamic Coefficients

V.Ghaffari^{1,*}, H. Mohamadkhani², K. Heydari³

¹ Assistant Professor, Department of Electrical Engineering, Persian Gulf University, Bushehr, Iran.

² Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Imam Hussin University, Tehran, Iran.

³ Ph.D. Student, School of Electrical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran.

Abstract

The Guidance commands are mostly generated by determining of the line of sight (LOS) angle. Among the existed guidance laws, proportional navigation (PN) is the most widely used algorithm. In this way, the differentiation of the LOS angle is required. Then the LOS rate are usually computed by numerical differentiation of the LOS angle. The LOS rate can be directly measured by an embedded internal seeker which it would be a differential free technique. Nowadays, in practical, guidance algorithms equipped with a seeker have been interested. Such a guidance loop includes some subsystems like vehicle dynamics, the type of flight path and also navigation sensors. Each subsystems may have some parameters as well as aerodynamic coefficients. Therefore the guidance system performance would be affected by changing in these parameters. In this paper, in a typical vehicle equipped with a seeker, the guidance system efficiency would be numerically investigated in terms of the aerodynamic coefficients change.

Keywords: Line of Sight Angle; Aerodynamic Coefficients; Guidance System Performance; Guidance law.

۱- مقدمه

امروزه با پیشرفت روز افزون علم و رشد تکنولوژی، الگوریتم هدایت کارآمد، جز لاینفک وسیله‌های هدایت پذیر است. از دیدگاه یک مهندس کنترل، سیستم هدایت را می‌توان یک حلقه بیرونی تصور نمود که به حلقه درونی (حلقه کنترل)، سیگنال مرجع مناسب را فرمان می‌دهد. در یک وسیله هدایت پذیر، سیستم کنترل (اتوپایلوٹ) فرامین مناسب برای سطوح کنترل وسیله را محاسبه و به عملگرهای آن اعمال می‌کند. در امر هدایت اجسام شش درجه آزادی از قبیل، هواپیما، موشک، قایق و اژدر که اصطلاحاً به آن‌ها واژه اختصاری وسیله یا پرتابه هدایت پذیر اطلاق می‌شود، از روش‌های هدایت متنوعی از قبیل، هدایت اینرسیایی، هدایت آشیانه‌ای (فعال، نیمه فعال و غیر فعال)، هدایت ماهواره‌ای و غیره استفاده می‌شود [۱-۴]. هر کدام از روش‌های هدایت ذکر شده، دارای مزایا و معایبی می‌باشند. به عنوان مثال در هدایت اینرسیایی، به مرور زمان خطای تجمعی ایجاد می‌شود و در هدایت آشیانه‌ای نوع فعال، امکان رهگیری و جمینگ آن وجود دارد. بهتر است در هدایت وسیله‌های مدرن، از تجمیع روش‌های مطرح شده بهره گرفته شود تا به یک سیستم هدایت با عملکرد مورد انتظار دست یابند. مهم‌ترین روش ترکیبی که امروزه در امر هدایت اجسام شش درجه آزادی رایج و مرسوم است، هدایت اینرسیایی - آشیانه‌ای می باشد. در این روش هدایت، در لحظات اولیه از هدایت اینرسیایی و سپس در نزدیکی هدف، از هدایت آشیانه‌ای فعال استفاده می‌شود [۵، ۶].

در هدایت آشیانه‌ای عمدتاً از قوانین هدایت مبتنی بر زاویه خط دید استفاده می‌شود. در دسته وسیعی از این قوانین هدایت، با اندازه‌گیری نرخ زاویه خط دید، فرامین هدایت آن وسیله استخراج می‌شود. هدایت تناسبی PN ، از رایج‌ترین نوع الگوریتم هدایت است. در این قانون هدایت، متناسب با تغییرات زاویه خط دید وسیله، فرمان شتاب جانبی آن وسیله تولید می‌شود [۷-۱۲]. با اندازه‌گیری زاویه خط دید بین وسیله و هدف، به گونه‌ای فرمان هدایت به عملگر وسیله ارسال می‌گردد تا تغییرات زاویه خط دید صفر گردد. به زبان ساده تر زاویه خط دید آن وسیله با هدف مورد انتظار تغییراتی نداشته و عدد ثابتی شود.

بدیهی است که اگر زاویه خط دید، در طول پرواز یک وسیله عدد ثابتی باشد، آن وقت اگر وسیله، با همان زاویه قبلی (حفظ زاویه فعلی خود) به مسیر کنونی خود ادامه دهد، حتماً به سمت هدف مورد نظر پیش خواهد رفت. در الگوریتم هدایت تناسبی، متناسب با تغییرات زاویه خط دید، فرمان هدایت به وسیله صادر می‌شود. به دلیل وجود نویز در سنسورهای اندازه‌گیری، محاسبه تغییرات (مشتق) زاویه خط دید، از روی زاویه خط دید محاسبه شده، دارای خطای قابل توجه‌ای است [۱۳]. معمولاً تغییرات زاویه خط دید، توسط یک سیکر که روی آن وسیله نصب و اندازه‌گیری می‌شود. سیکر با داشتن اطلاعات زاویه‌ای وسیله و زاویه خط دید، تغییرات زاویه خط دید را اندازه‌گیری می‌نماید [۳].

در اجسام شش درجه آزادی که مجهز به سیستم هدایت می‌باشند با انجام محاسبات ریاضی یک فرمان هدایت که معمولاً شتاب جانبی است، به عملگر وسیله ارسال می‌شود. همان طور که می‌دانیم، در پاسخ به این فرمان شتاب، این گونه نیست که آن وسیله واکنش آنی و سریعی داشته باشد (رفتار استاتیکی)، بلکه آن وسیله با توجه به لختی (رفتار دینامیکی) که از خود نشان می‌دهد، به این فرمان هدایت پاسخ می‌دهد. به چنین رفتاری، اصطلاحاً رفتار دینامیکی وسیله اطلاق می‌شود. از مفاهیم کنترل پرواز می‌دانیم که رفتار دینامیکی یک جسم، تابعی معلوم از ضرایب آیرودینامیکی آن جسم است [۱۴]؛ بنابراین به منظور پیاده سازی مدل دینامیکی وسیله در محیط شبیه‌ساز، بررسی مدل مناسب وابسته به ضرایب آیرودینامیک لازم و ضروری است. در این مقاله، با مدل سازی وابسته پارامترها و ضرایب آیرودینامیکی وسیله، عملکرد سیستم هدایت (زمان رسیدن وسیله به هدف) با تغییر پارامترهای مدل آیرودینامیکی وسیله بررسی می‌شود. مهم‌ترین هدف یک سیستم (یا حلقه) هدایت، آن است که در مدت زمان محدود، با خطای قابل قبولی، وسیله به هدف مورد نظر برسد. در یک حلقه هدایت، عوامل زیادی از جمله وجود سیکر، آیرودینامیک آن وسیله، نوع قانون هدایت انتخابی (مانند قانون هدایت PN و یا مشتقات آن) و مانور و مسیر پرواز هدف، سبب می‌گردد تا

عملکرد سیستم هدایت را با جزییات بیشتری در نظر گرفت.

در این مقاله، عملکرد یک سیستم هدایت مجهز به سیکر با تغییر پارامترهای اثر گذار آن بررسی می‌شود. به همین منظور ابتدا در بخش دوم، با نوشتن معادلات حاکم، مدل دینامیکی اجسام شش درجه آزادی بررسی می‌شود. سیکر نیز دارای یک مدل دینامیکی بوده که وابسته به تعدادی پارامتر است. در بخش سوم، مدل سیکر بررسی می‌شود. در بخش چهارم یک قانون هدایت برای این سیستم هدایت انتخاب می‌شود. در فصل پنجم، با انجام شبیه‌سازی، عملکرد سیستم هدایت با وجود مدل‌های پارامتری مطرح شده، بررسی می‌شود. در بخش ششم برای وسیله یک مدل دینامیکی وابسته به ضرایب آیرودینامیکی پیشنهاد می‌شود. با وجود ساختار هدایت انتخابی و همچنین مدل دینامیکی وابسته به ضرایب آیرودینامیکی، در بخش هفتم سیستم هدایت شبیه‌سازی می‌شود. در بخش هشتم، حساسیت سیستم هدایت بر حسب ضرایب آیرودینامیکی مطالعه می‌شود. در نهایت در بخش آخر، نتیجه‌گیری مقاله گنجانده شده است.

۲- مدل دینامیکی جسم شش درجه آزادی

برای هر جسم صلب شش درجه آزادی، مطابق شکل ۱، می‌توان با نوشتن معادلات نیروها و گشتاورها (هر کدام در سه جهت)، به یک مجموعه معادلات دیفرانسیلی دست یافت [۳].

در شکل ۱، سرعت خطی جسم در دستگاه مختصات بدنه با ترم های u, v, w نشان داده شده است که با نصب یک شتاب سنج سه محوره در وسیله و با انتگرال گیری از آن‌ها بدست می‌آید؛ همچنین سرعت زاویه‌ای جسم در مختصات بدنه P, Q, R بوده که توسط ژيروسکوپ نرخ‌ی اندازه گیری می‌شود.

در هر لحظه از زمان، با دانستن سرعت‌های زاویه‌ای وسیله در دستگاه مختصات بدنه (P, Q, R) ، می‌توان با انتگرال‌گیری مناسب به موقعیت زاویه‌ای اویلر فعلی وسیله در دستگاه مختصات اینرسی (θ, ϕ, ψ) دست یافت؛ همچنین با معلوم بودن شرایط اولیه موقعیت وسیله در دستگاه مختصات اینرسی، زاویه ای اویلر وسیله در دستگاه

تغییراتی در پارامترهای آن عوامل، خطای رسیدن به هدف را تحت تاثیر قرار دهد [۱۵].

سیکرها عمدتاً در دو نوع راداری و مادون قرمز مورد استفاده قرار می‌گیرند. اجزای اصلی سیکر راداری شامل، یک مجموعه مکانیکی گیمبالی، ریدوم و رادار است. رادار با ارسال و دریافت امواج الکترومغناطیسی، سرعت و موقعیت هدف را با یک خطایی اندازه‌گیری می‌کند [۱۶]. وجود محفظه‌ای به نام ریدوم در حوالی گیرنده و فرستنده رادار، باعث می‌شود که سیگنال‌های ارسالی به یا برگشتی از هدف، دچار پدیده انکسار گردند و انرژی آن‌ها افت کند؛ بنابراین وجود ریدوم باعث وجود خطایی در اندازه‌گیری سرعت و یا موقعیت هدف می‌شود. هر هدف با توجه به سطح مقطع راداری RCS که از خود نشان می‌دهد، می‌تواند آشکار شده و مقداری از انرژی موج ارسالی رادار را باز گرداند [۱۵]. هدف نیز می‌تواند دارای مانور بوده و یا سناریوهای پروازی متفاوتی از قبیل، سرعت ثابت، شتاب ثابت و یا یک مسیر پروازی از پیش تعیین شده باشد. نوع سناریوی پروازی نیز می‌تواند بر عملکرد سیستم هدایت (خطای رسیدن وسیله به هدف) تاثیر بگذارد [۱۷].

در بین مقالات موجود، به منظور مطالعه عملکرد یک سیستم هدایت، معمولاً سیکر به صورت یک بلوک ساده مشتق گیر مدل سازی شده و همچنین دینامیک وسیله با یک تابع تبدیل ثابت (غالب اوقات با یک دینامیک مرتبه اول) توصیف می‌شود [۱۸، ۱۹]. از جمله می‌توان به این موارد اشاره کرد که کنترل و عملکرد سیستم هدایت یک وسیله پرنده با وجود کانارد نوسانی، بررسی شده است [۲۰]. همچنین به منظور دنبال کردن یک مسیر مرجع، سیستم هدایتی برای یک ربات هوایی پیشنهاد شده است [۲۱].

در این مقاله، مدل جامع‌تری برای سیکر، شتاب‌سنج، ژایروسکوپ نرخ‌ی، عملگرها و مدل دینامیکی وسیله در نظر گرفته شده است. سپس عملکرد سیستم هدایت به صورت پارامتری و بر حسب ضرایب آیرودینامیکی آن وسیله بررسی می‌شود که در مقالات موجود، به این مساله پرداخته نشده است. بدیهی است که فرض بلوک مشتق گیر برای سیکر و همچنین تابع تبدیل ثابت برای دینامیک وسیله حالت خاصی برای شبیه‌سازی سیستم هدایت است. پس با رویکرد پیشنهادی، می‌توان رفتار دینامیکی وسیله و

هر کدام از نیروهای خارجی مذکور، دارای سه مولفه بوده و گشتاورهایی را نیز ممکن است، حول سه محور وسیله ایجاد کند. به سه نیروی L ، D و F_Y جانبی F_Y اصطلاحاً نیروهای آیرودینامیکی اطلاق می‌شود. معمولاً نیروهای آیرودینامیکی وسیله با ضرایب آیرودینامیکی C_L ، C_D و C_Y به صورت رابطه (۲) بیان می‌شوند:

$$\begin{aligned} D &= C_D q S \\ L &= C_L q S \\ F_Y &= C_Y q S \end{aligned} \quad (2)$$

در رابطه

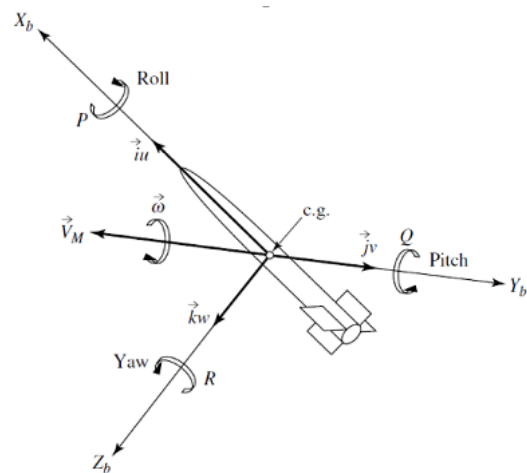
(۲)، C_L ضریب برآ، C_D ضریب پسا و C_Y ضریب نیروی جانبی وسیله است؛ همچنین q فشار دینامیکی و S نیز یک سطح مرجع است. فشار دینامیکی از رابطه $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ بدست می‌آید که ρ چگالی هوا بوده و V نیز سرعت وسیله نسبت به هوا است. ترم‌های D ، L و F_Y از جنس نیرو بوده و دارای بعد یکسانی است؛ بنابراین ضرایب آیرودینامیکی C_L ، C_D ، C_Y اعداد بدون بعد است؛ بنابراین نیروهای آیرودینامیکی معمولاً به صورت فرم رابطه (۳) نیز نوشته می‌شوند:

$$\begin{aligned} F_X &= q(V, h) \cdot S \cdot C_D(V, h, \alpha, \beta) \\ F_Y &= q(V, h) \cdot S \cdot C_Y(V, h, \alpha, \beta) \\ F_Z &= q(V, h) \cdot S \cdot C_L(V, h, \alpha, \beta) \end{aligned} \quad (3)$$

در رابطه (۳)، F_Z نیروی نرمال (برآ)، F_Y نیروی جانبی و F_X نیروی محوری (پسا) جسم است. در این فرم نمایش، وابستگی ضرایب و همچنین نیروهای آیرودینامیکی به زاویه حمله α ، زاویه سرش جانبی β ، سرعت وسیله V و ارتفاع آن h دیده می‌شود. ضرایب آیرودینامیکی ممکن است، تابعی از حالت‌های جسم و پارامترهای دیگر از قبیل، عدد ماخ M ، عدد رینولد و ... باشد؛ بنابراین، به عنوان مثال، ضریب پسا C_D به صورت $C_D(\alpha, \beta, M, q, \dots)$ نوشته می‌شود [۳]. ارتباط بین ضریب پسا C_D با پارامترهای مذکور $\alpha, \beta, M, q, \dots$ در حالت کلی، تابع غیرخطی است. با استفاده از مشتق‌گیری جزئی، دیفرانسیل ضریب پسا dC_D به صورت رابطه (۴) نوشته می‌شود:

$$\begin{aligned} dC_D &= \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} d\alpha + \frac{\partial C_D}{\partial \beta} d\beta + \frac{\partial C_D}{\partial M} dM \\ &+ \frac{\partial C_D}{\partial q} dq + \dots \end{aligned} \quad (4)$$

مختصات اینرسی (θ, ϕ, ψ) و همچنین سرعت وسیله در دستگاه مختصات بدنه (u, v, w) می‌توان با انتگرال‌گیری مناسب به موقعیت فعلی وسیله در دستگاه مختصات اینرسی (x, y, z) دست یافت [۳].



شکل ۱- نمایش شش درجه آزادی یک وسیله [۳]

بنابراین هر جسم صلب شش درجه آزادی حداقل با ۱۲ معادله دیفرانسیل مرتبه اول توصیف می‌شود. در این نمایش حالت‌های وسیله $\xi \in R^{12}$ به قرار زیر است:

$$\xi = [x \ y \ z \ u \ v \ w \ \phi \ \theta \ \psi \ P \ Q \ R]^T$$

بنابراین مدل دینامیکی یک جسم شش درجه آزادی، در فضای حالت به فرم (۱) می‌تواند نوشته شود:

$$\frac{d\xi}{dt} = f(\xi, \chi) \quad (1)$$

تابع غیر خطی $f(\cdot, \cdot)$ تابع معلومی است. بردار $\xi(t)$ بیانگر بردار حالت جسم بوده و بردار $\chi(t)$ نیز برآیند بردار نیروهای خارجی و گشتاورهای ناشی از آن نیروها است.

نیروهای خارجی اعمال شده به وسیله مورد نظر در حین پرواز به قرار زیر است:

- ۱- نیروی پیشران
- ۲- نیروی جاذبه زمین
- ۳- نیروی برآ
- ۴- نیروی پسا
- ۵- نیروی جانبی

حضور داشت؛ بنابراین دینامیک وسیله غیرخطی بوده و تابعی از ضرایب آیرودینامیکی نیز است.

از حل معادله غیرخطی $f(\bar{\xi}, \bar{\chi}) = 0$ ، نقطه تعادل سیستم غیرخطی بدست می‌آید. به کمک بسط سری تیلور، تابع غیر خطی $f(\xi, \chi)$ ، حول نقطه کار $\bar{\xi}$ و $\bar{\chi}$ می‌تواند تقریب زده شود [۲۲]. با تعریف $\delta\xi(t) = \xi(t) - \bar{\xi}$ و $\delta\chi = \chi - \bar{\chi}$ ، سیستم غیر خطی با تقریب خوبی، با رابطه (۷) توصیف می‌شود:

$$\frac{d\delta\xi(t)}{dt} = A\delta\xi(t) + B\delta\chi(t) \quad (7)$$

ماتریس‌های A و B با رابطه (۸) بدست می‌آیند:

$$A(\alpha, \beta, M, q, \dots) = \left. \frac{\partial f(\xi, \chi)}{\partial \xi} \right|_{\xi=\bar{\xi}, \chi=\bar{\chi}}$$

$$B(\alpha, \beta, M, q, \dots) = \left. \frac{\partial f(\xi, \chi)}{\partial \chi} \right|_{\xi=\bar{\xi}, \chi=\bar{\chi}} \quad (8)$$

در نتیجه مدل دینامیکی وسیله با یک تابع تبدیل وابسته به پارامترهای آن وسیله $\alpha, \beta, M, q, \dots$ توصیف شود.

در رابطه فوق، متغیرهای تعریف شده جدید، همان متغیرهای قدیم بوده که حول نقطه کار بیان شده‌اند. در شرایطی که پارامترهای وسیله نیز اعداد ثابتی است، تابع تبدیل آن وسیله نیز عدد ثابتی می‌شود. در مطالعه و بررسی سیستم کنترل و هدایت، از بین توابع تبدیل‌های موجود، سیستم مرتبه اول و مرتبه دوم استاندارد بیشتر مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱۴]. سیستم مرتبه اول، دارای تابع تبدیل با رابطه (۹) است:

$$G(s) = \frac{K}{1 + Ts} \quad (9)$$

در این تابع تبدیل، K بهره ماندگار و T ثابت زمانی سیستم بر حسب ثانیه می باشد. معمولاً بهره ماندگار K ، عددی نزدیک به یک بوده و ثابت زمانی سیستم نیز عددی مثبت است.

بدیهی است که پارامترهای K و T در حالت کلی تابعی از پارامترهای وسیله و ضرایب آیرودینامیکی وسیله است. در حالت کلی یافتن رابطه منطقی بین K و T و ضرایب آیرودینامیکی وسیله، کار دشوار و پیچیده‌ای است. در حالت حدی اگر ثابت زمانی یک سیستم مرتبه اول صفر باشد، آن سیستم رفتار دینامیکی نداشته و استاتیکی است. هر چه ثابت زمانی سیستم بزرگتر باشد، آن سیستم

بنابراین ضرایب آیرودینامیکی C_L, C_D, C_Y بر حسب پارامترهای آن وسیله، می‌توانند به صورت رابطه (۵) بیان گردند:

$$C_D = C_{D0} + C_{D\alpha}|\alpha| + C_{D\alpha^2}|\alpha|^2 + C_{D\beta}|\beta| + C_{D\beta^2}|\beta|^2 + C_{D\alpha\beta}|\alpha\beta| + \dots$$

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha}|\alpha| + C_{L\alpha^2}|\alpha|^2 + C_{L\beta}|\beta| + C_{L\beta^2}|\beta|^2 + C_{L\alpha\beta}|\alpha\beta| + \dots$$

$$C_Y = C_{Y0} + C_{Y\alpha}|\alpha| + C_{Y\alpha^2}|\alpha|^2 + C_{Y\beta}|\beta| + C_{Y\beta^2}|\beta|^2 + C_{Y\alpha\beta}|\alpha\beta| + \dots \quad (5)$$

در رابطه (۵)، مانند ضرایب بسط سری تیلور، هر کدام از ضرایب را می‌توان جداگانه محاسبه نمود. برای مثال ضریب $C_{D\alpha}$ به صورت $C_{D\alpha} = \left. \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} \right|_{\alpha=0}$ است. روشن است که برای محاسبه دقیق نیروهای آیرودینامیکی در حین پرواز، نیاز می‌باشد که ضرایب آیرودینامیکی با دقت قابل قبولی در اختیار باشد. برای هر وسیله خاص، این ضرایب توسط نرم‌افزارهای محاسباتی (CFD)، در مدت زمان قابل توجه‌ای، استخراج می‌شود. نتیجه محاسبات، به صورت تعدادی جدول بر حسب پارامترها بیان می‌شود. این جدول‌ها در حین پرواز وسیله به کار گرفته شده تا در هر لحظه از زمان، با توجه به سرعت، زاویه حمله، زاویه سرش جانبی و ... ضرایب آیرودینامیکی وسیله تعیین شده و بر اساس آن کنترل و هدایت وسیله انجام گیرد. محاسبه دقیق ضرایب آیرودینامیکی، کار زمان بر و طاقت فرسایی است، می‌توان با بکار بردن تقریب‌هایی به روابط خطی ساده دست یافت. برای مثال، ضرایب آیرودینامیکی یک وسیله می‌تواند با ترم‌های خطی به صورت رابطه (۶) تقریب زده شود:

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha$$

$$C_D = C_{D0} + C_{D\alpha}\alpha$$

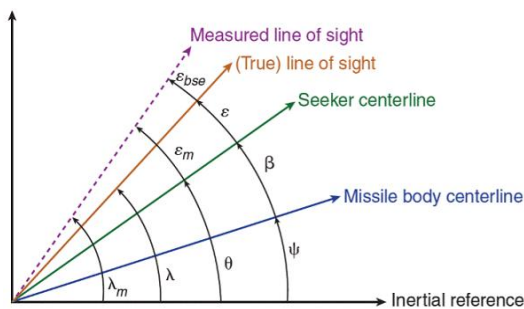
$$C_Y = C_{Y0} + C_{Y\beta}\beta + C_{Y\delta}\delta_A \quad (6)$$

در این تقریب، ضریب C_L و ضریب C_D تابع خطی از زاویه حمله α بوده و ضریب نیروی جانبی C_Y نیز، تابع خطی از زاویه سرش جانبی β و زاویه آیلرون δ_A وسیله می باشد.

از رابطه (۱) دیده شد که معادلات دینامیکی حاکم بر حرکت وسیله در حالت کلی، غیر خطی بود. همچنین ترم‌هایی به خاطر نیروهای خارجی (آیرودینامیکی) نیز

مطابق شکل (۲)، زاویه های مورد نیاز، به قرار زیر است [۱۵]:

- ۱- زاویه ψ : زاویه محور بدنه وسیله در مختصات اینرسی
 - ۲- زاویه θ : زاویه محور سیکر در دستگاه مختصات اینرسی
 - ۳- زاویه β : زاویه گیمبال (زاویه بین محور وسیله و سیکر)
 - ۴- زاویه ε : خطای ردگیری واقعی (زاویه خط دید و سیکر)
 - ۵- زاویه ε_{bse} : انحراف در خطای ردگیری هدف (زاویه ε به خاطر وجود پدیده شکست موج)
 - ۶- زاویه ε_m : خطای ردگیری اندازه گیری شده
 - ۷- زاویه λ : زاویه خط دید در دستگاه مختصات اینرسی
 - ۸- زاویه λ_m : زاویه خط دید اندازه گیری شده در ردگیری هدف نیاز است، همواره نشان گیری بیم سیکر به سمت هدف باشد. قسمت گیرنده سیکر، خطای ردگیری $\varepsilon_m(t)$ را در دستگاه مختصات سیکر اندازه گیری می کند.
- خطای ردگیری اندازه گیری شده توسط سیستم ردگیری استفاده می شود تا از طریق سروو موتور، زاویه دیش سیکر θ را به گونه ای بچرخاند تا خطای ردگیری $\varepsilon_m(t)$ مینیمم گردد.
- در نتیجه هدف را در میدان دید خود قرار می دهد. با لحاظ نمودن پدیده شکست در ریدوم یا ایردوم r ، مدل دینامیکی سیکر در بلوک دیاگرام شکل ۳ نشان داده می شود [۱۵]. در این شکل، نرخ زاویه فرمان داده شده به دیش سیکر $\dot{\theta}_c$ ، متناسب با خطای ردگیری هدف است $(\dot{\theta}_c = \frac{1}{\tau_s} \varepsilon_m)$.



شکل ۲- زاویه های مورد استفاده در ناوبری تناسبی [۱۵]

لخت تر است. سیستم مرتبه دوم استاندارد نیز، دارای تابع تبدیل (۱۰) است:

$$G(s) = \frac{K\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (10)$$

در این رابطه، K بهره ماندگار، ζ ضریب میرایی سیستم و ω_n فرکانس طبیعی بر حسب رادیان بر ثانیه است. معمولاً بهره ماندگار سیستم K ، عددی نزدیک به یک بوده و ضریب میرایی سیستم نیز عددی بدون بعد بین صفر تا یک است.

در بررسی و مطالعه مساله هدایت، معمولاً مدل دینامیکی جسم با تابع تبدیل مرتبه اول یا مرتبه دوم ثابت بیان می شود. دینامیک وسیله می تواند دارای تابع تبدیل مرتبه بالاتری نیز باشد، اما به توجه به مفهوم قطب غالب، می توان با تقریب خوبی هر سیستم مرتبه بالاتر را با یک سیستم مرتبه اول و یا مرتبه دوم تقریب زد [۲۲].

روشن است که اگر یک سیستم دینامیکی دارای پاسخ فوق میرا باشد، رفتار سیستم، با یک تابع تبدیل مرتبه اول و اگر سیستمی دارای پاسخ زیر میرا باشد، با تابع تبدیل مرتبه دوم تقریب زده می شود.

بدیهی است اگر بخواهیم رفتار دینامیکی جسمی که دارای پاسخ فوق میرا است را توصیف نماییم، دینامیک آن جسم با یک سیستم مرتبه اول با رابطه (۱۱) بیان می شود:

$$G_{FC}(s) \stackrel{\text{def}}{=} \frac{a_M(s)}{a_{MC}(s)} = \frac{1}{1 + \tau_{FC}s} \quad (11)$$

در رابطه (۱۱)، ترم τ_{FC} ثابت زمانی جسم در پاسخ به فرمان شتاب a_{MC} (ارسالی از سیستم هدایت) است.

۳- مدل دینامیکی سیکر

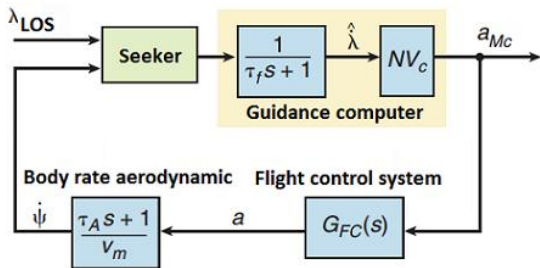
در قانون هدایت PN نیازمند به داشتن تغییرات زاویه خط دید وسیله با هدف در دستگاه مختصات اینرسی می باشیم. به دلیل وجود نویز در زاویه خط دید، محاسبه تغییرات با مشتق گیری عددی (مانند اولر) دارای خطای قابل توجهی بوده و از سیکر برای اندازه گیری تغییرات زاویه خط دید استفاده می شود.

سیکر دارای قابلیت دوران و چرخش بوده و معمولاً روی وسیله نصب می شود. زاویه هایی که در بررسی رفتار یک سیکر وجود دارند، در شکل ۲ نشان داده شده است.

در این بخش با یک مثال، به شبیه‌سازی حلقه هدایت پرداخته می‌شود. مسیر پرواز هدف به گونه‌ای در نظر گرفته می‌شود که زاویه خط دید مقدار ثابت $\lambda_{LOS} = 0.5$ رادیان گردد.

دینامیک وسیله با یک تابع تبدیل $G_{FC}(s) \approx \frac{0.28}{1+0.56s}$ تقریب زده می‌شود [۱۷]. سیستم هدایت در محیط Simulink نرم افزار Matlab شبیه‌سازی می‌شود. مطابق شکل ۴، پارامترهای سیستم هدایت به صورت زیر انتخاب می‌گردند:

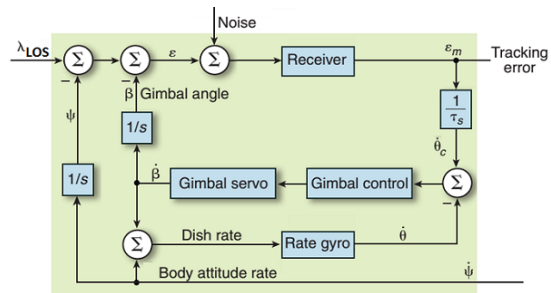
- $N=3$ % Navigation ratio
- $V_c=1000$ % closing velocity (meter per second)
- $ta_f=0.1$ % guidance filter time constant (second)
- $ta_s=1$ % seeker track-loop time constant (second)
- $ta_d=0.01$ % lead network time constant (second)
- $r_s=0.1$ % radome distortion
- $ta_a=0.1$ % turning rate time constant (second)
- $V_m=500$ % vehicle velocity (meter per second)



شکل ۴- بلوک دیاگرام سیستم هدایت با وجود سیکر، آبرودینامیک و قانون هدایت

نتیجه شبیه سازی که خطای ردگیری $\varepsilon_m(t)$ است، در شکل ۵ نشان داده شده است. دیده می‌شود که با بکارگیری قانون هدایت PN خطای ردگیری $\varepsilon_m(t)$ به صفر میل می‌نماید؛ بنابراین هدف سیستم هدایت برآورده شده که رسیدن وسیله به هدف است.

در این مقاله به دنبال آن هستیم که عملکرد سیستم هدایت را به صورت پارامتری و بر حسب ضرایب آبرودینامیکی مطالعه نماییم. بایستی مدل دینامیکی جسم، تابعی از ضرایب آبرودینامیکی باشد. در بخش بعد به ذکر مدل دینامیکی وسیله مورد نظر پرداخته شده است.



شکل ۳- بلوک دیاگرام سیکر [۱۵]

مطابق شکل ۳، سیکر یک سیستم دو ورودی و یک خروجی است. تغییرات زاویه وسیله $\dot{\psi}(t)$ و زاویه خط دید $\lambda(t)$ ورودی آن بوده و تغییرات زاویه خط دید $\dot{\lambda}(t)$ ، خروجی سیکر است.

۴- قانون هدایت تناسبی

هدایت تناسبی PN، یک روش هدایت مبتنی بر خط دید است. در هدایت تناسبی متناسب با حاصل ضرب سرعت نزدیک شوندگی V_c در تغییرات زاویه خط دید $\dot{\lambda}$ در دستگاه مختصات اینرسی، فرمان شتاب $a_M(t)$ تولید می‌شود. در دستگاه مختصات دو بعدی، قانون هدایت PN با رابطه $a_M(t) = NV_c \dot{\lambda}(t)$ بیان می‌شود که N عدد ثابتی بوده و معمولاً $N > 2$ است [۴-۱]. هدایت تناسبی انواع مختلفی از قبیل، حقیقی، خالص، تعمیم یافته و... دارد. با توجه به مدل حلقه هدایت که در این مقاله استفاده می‌شود، نسخه‌های مختلف هدایت تناسبی، باز به همان رابطه ریاضی مشهور $a_M(t) = NV_c \dot{\lambda}(t)$ منجر می‌شود.

۵- مدل سازی سیستم هدایت

اجزای اصلی یک سیستم هدایت شامل، سیکر، قانون هدایت و مدل دینامیکی جسم است. بلوک دیاگرام سیستم هدایت با وجود مدل سیکر، آبرودینامیک و قانون هدایت در شکل ۴ نشان داده شده است. شکل ۴، مدل دینامیکی جامعی از یک سیستم هدایت مبتنی بر سیکر بوده که ارتباط بین اجزای حلقه هدایت دیده می‌شود. در پیاده‌سازی این بلوک دیاگرام برای گیرنده رادار، گیمبال‌ها، ژيروسکوپ های نرخی از سیستم مرتبه اول با ثابت زمانی کوچک استفاده می‌شود.

$$k_1 = \frac{V_M(M_\alpha Z_\delta - M_\delta Z_\alpha)}{M_q Z_\alpha - M_\alpha} \quad n_{12} = \frac{-Z_\delta}{M_\alpha Z_\delta - M_\delta Z_\alpha}$$

$$n_{22} = n_{12} + \Delta X \cdot n_{31} \cdot \frac{k_2}{k_1} \quad k_2 = \frac{k_1}{V_M}$$

$$n_{31} = \frac{M_\delta}{M_\alpha Z_\delta - M_\delta Z_\alpha}$$

لازم به ذکر می باشد که در این روابط، ترمهای Z_α ، M_δ ، M_α و M_q ، بیانگر ضرایب آیرودینامیکی جسم مورد نظر است.

در بلوک دیاگرام شکل ۶ مدل غیر خطی عملگر لحاظ شده و همچنین از مدل شتاب سنج و ژيروسکوپ نرخ استفاده شده است. شتاب سنج دارای خطای بایاس $(a_A)_B$ بوده و نویز آن دارای توزیع گاوسی با میانگین صفر و واریانس n_a است.

بنابراین شتاب سنج با رابطه زیر مدل سازی می شود:

$$(a_A)_m = \frac{K_{ACC}}{\frac{s^2}{\omega_{nACC}^2} + 2 \frac{\xi_{ACC}}{\omega_{nACC}} s + 1} a_A + (a_A)_B + n_a \quad (15)$$

به طرق مشابه، ژيروسکوپ نرخ نیز دارای خطای بایاس q_B و واریانس نویز n_q بوده و به صورت رابطه (۱۶) مدل می شود:

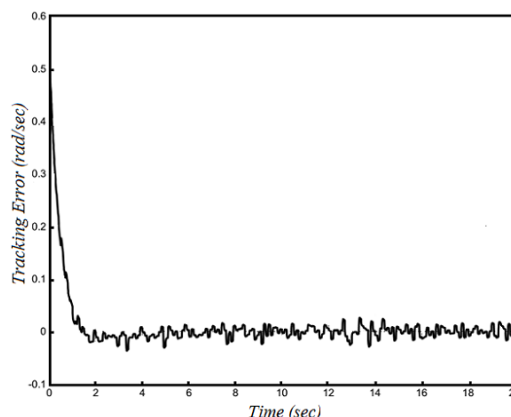
$$q_m = \frac{K_{RG}}{\frac{s^2}{\omega_{nRG}^2} + 2 \frac{\xi_{RG}}{\omega_{nRG}} s + 1} q + q_B + n_q \quad (16)$$

رفتار عملگر وسیله (بالک) در ناحیه خطی (غیر اشباع) با تابع تبدیل (۱۷) توصیف می شود:

$$\frac{\delta(s)}{\delta_c(s)} = \frac{K_{servo}}{\frac{s^2}{\omega_{nservo}^2} + 2 \frac{\xi_{servo}}{\omega_{nservo}} s + 1} \quad (17)$$

در رابطه (۱۷)، محدودیت بالک $|\delta_L(t)| \leq \delta_{Max}$ است. پس بالک وسیله با رابطه غیرخطی $\delta_L(t) = \delta_{Max} \text{sat} \left\{ \frac{\delta(t)}{\delta_{Max}} \right\}$ در محیط شبیه سازی، پیاده سازی می شود.

در این مقاله، برای مطالعه و شبیه سازی سیستم هدایت، از قانون هدایت PN استفاده شده است. در قانون هدایت PN ، شتاب جانبی محاسبه می شود که بایستی به جسم اعمال شود. پس از چنین تابع تبدیل هایی می توان در شبیه سازی برای بررسی عملکرد سیستم هدایت، استفاده نمود؛ بنابراین به منظور مطالعه اثر دینامیک ناشی از



شکل ۵- خطای ردگیری با در نظر گرفتن مدل مرتبه اول برای دینامیک وسیله

۶- مدل دینامیکی وابسته به ضرایب آیرودینامیکی

در مراجع [۱۷، ۲۳] یک مدل دینامیکی مرتبه ۱۳ وابسته به ضرایب آیرودینامیکی برای دینامیک جسم ۶ درجه آزادی مطرح شد است. این مدل دینامیکی از مرتبه ۱۳ بوده که ارتباط بین شتاب اعمالی و شتاب وسیله را بیان می نماید؛ همچنین اثرات غیر خطی عملگرهای وسیله نیز در آن مدل لحاظ شده است. بلوک دیاگرام این نوع مدل سازی دینامیکی، در شکل ۶ نشان داده شده است. مطابق بلوک دیاگرام شکل ۶ دیده می شود که با تعدادی تابع تبدیل، بین شتاب اعمالی به وسیله a_{Mc} و شتاب واقعی آن وسیله a_M یک ارتباط ریاضی برقرار شده است. در بلوک دیاگرام شکل ۶، توابع تبدیل $\frac{q(s)}{\delta(s)}$ و $\frac{a_A(s)}{\delta(s)}$ ، $\frac{a_R(s)}{\delta(s)}$ به ترتیب به قرار زیر می باشند [۱۷]:

$$\frac{a_R(s)}{\delta(s)} = \frac{k_1(n_{12}s^2 + n_{11}s + 1)}{d_{12}s^2 + d_{11}s + 1} \quad (12)$$

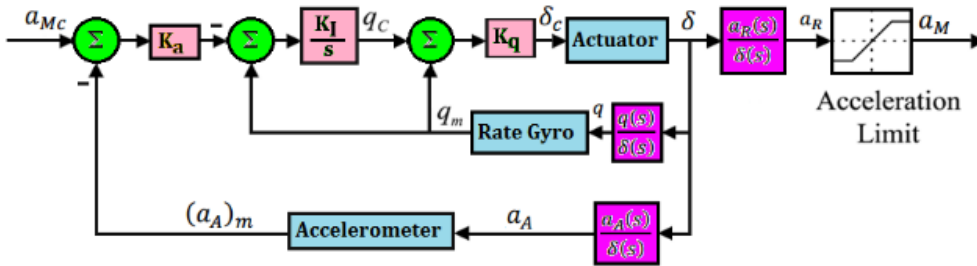
$$\frac{a_A(s)}{\delta(s)} = \frac{k_1(n_{22}s^2 + n_{21}s + 1)}{d_{12}s^2 + d_{11}s + 1} \quad (13)$$

$$\frac{q(s)}{\delta(s)} = \frac{k_2(n_{31}s + 1)}{d_{12}s^2 + d_{11}s + 1} \quad (14)$$

ضرایب توابع تبدیل در رابطه های (۱۲-۱۴)، بر حسب ضرایب آیرودینامیکی وسیله به قرار زیر می باشند [۱۷]:

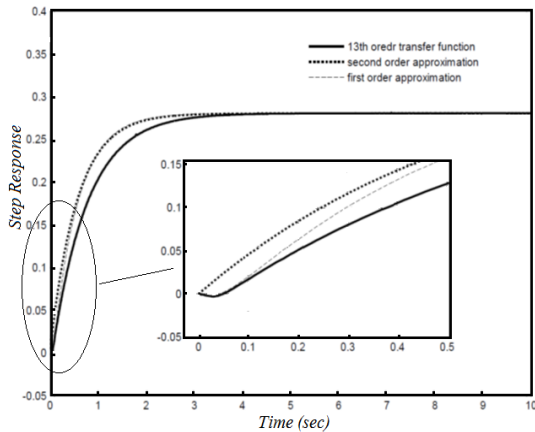
$$d_{11} = \frac{M_q + Z_\alpha}{M_\alpha - M_q Z_\alpha} \quad d_{12} = \frac{1}{M_q Z_\alpha - M_\alpha}$$

$$n_{11} = \frac{M_q Z_\delta}{M_\alpha Z_\delta - M_\delta Z_\alpha} \quad n_{21} = n_{11} + \Delta X \frac{k_2}{k_1}$$



شکل ۶- بلوک دیاگرام دینامیک وسیله با مدل مرتبه بالا [۱۷]

دینامیک وسیله است؛ بنابراین سیستم هدایت را می‌توان با در نظر گرفتن دینامیک مرتبه اول برای آیرودینامیک وسیله شبیه سازی نمود.



شکل ۷- مقایسه پاسخ وسیله با تقریب مرتبه اول و دوم آن

برای مطالعه عملکرد وسیله مورد نظر، شاخص‌های مختلفی از قبیل فاصله از دست دهی، زمان اصابت، خطای ردگیری و . . . می‌توانند انتخاب گردند. از آن جا که این وسیله، مجهز به سیکر است خطای ردگیری وسیله $\varepsilon_m(t)$ به عنوان شاخصی از عملکرد سیستم هدایت انتخاب شده است.

نتایج شبیه‌سازی سیستم هدایت در شکل‌های ۸-۱۰ نشان داده شده است. انحراف زاویه بالک وسیله در شکل ۹ آورده شده است. مطابق شکل ۱۰ دیده می‌شود که در مدت زمان تقریبی ۴ ثانیه، خطای ردگیری وسیله صفر می‌شود.

آیرودینامیک وسیله بر عملکرد سیستم هدایت، این توابع تبدیل در شبیه سازی مورد استفاده قرار می‌گیرد.

اگر چه سیستم مرتبه اول (با یک ثابت زمانی T_{FC}) و سیستم مرتبه دوم (با ضریب میرایی ζ و فرکانس طبیعی ω_n) تقریب قابل قبولی برای تابع تبدیل $G_{FC}(s)$ است، اما در این مقاله به منظور داشتن دقت کافی در شبیه سازی، از مدل دینامیکی درجه ۱۳ برای توصیف دینامیک جسم استفاده شده است.

۷- شبیه سازی سیستم هدایت

در ناحیه خطی (غیر اشباع)، مدل مرتبه ۱۳ مطرح شده برای دینامیک وسیله، با یک تابع تبدیل مرتبه دوم به صورت رابطه (۱۸) تقریب زده می‌شود [۱۷]:

$$G_{FC}(s) \approx \frac{0.28 \left(1 - \frac{s}{40.3}\right)}{\left(1 + \frac{s}{23.3}\right) \left(1 + \frac{s}{1.93}\right)} \quad (18)$$

در ادامه، قبل از شبیه سازی رفتار سیستم هدایت، ابتدا پاسخ پله دینامیک وسیله با مدل مرتبه ۱۳ و تقریب‌های مرتبه اول و دوم آن با هم در شکل ۷ مقایسه شده است.

در شکل ۸ محدودیت لحاظ شده برای شتاب وسیله نشان داده شده است. در این شبیه‌سازی، برای زاویه بالک وسیله محدودیت حرکتی $\pm 15^\circ$ در نظر گرفته شده است که در شکل ۹ محدودیت بالک وسیله دیده می‌شود.

همچنین دینامیک وسیله در محدوده خطی، با یک تابع تبدیل مرتبه اول با رابطه (۱۹) نیز تقریب زده می‌شود:

$$G_{FC}(s) \approx \frac{0.28}{1 + 0.56s} \quad (19)$$

از شکل ۷ دیده می‌شود که در فرکانس‌های پایین، تقریب‌های مرتبه اول و دوم تقریب قابل قبولی برای

در نظر گرفتن تابع تبدیل مرتبه اول برای شبیه سازی سیستم هدایت، دارای معایبی است. به عنوان مثال تابع تبدیل مرتبه اول، تابعی از ضرایب آیرودینامیکی وسیله نبوده و همچنین اثرات غیرخطی بالک وسیله در آن نظر گرفته نشده است؛ بنابراین در ادامه به منظور داشتن دقت کافی، داشتن تابع تبدیل برحسب ضرایب آیرودینامیکی و همچنین لحاظ نمودن محدودیت‌های بالک و شتاب وسیله، سیستم هدایت با وجود دینامیک مرتبه ۱۳ برای وسیله شبیه سازی شده است.

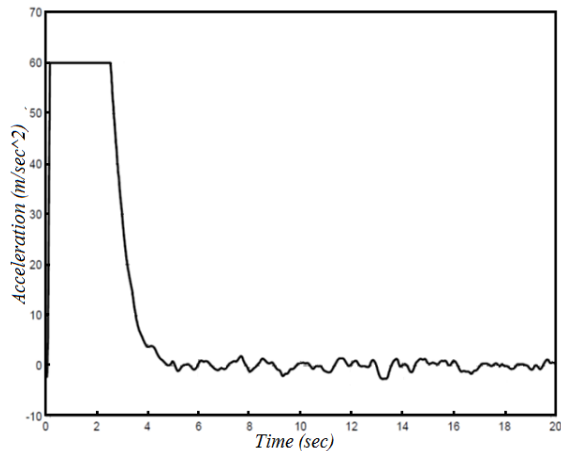
در این مقاله هدف بررسی عملکرد سیستم هدایت نسبت به ضرایب آیرودینامیکی است. اگر مدل ریاضی حلقه هدایت مدل ساده‌ای بود، می‌توانستیم با مشتق‌گیری، تابع حساسیت نسبت به ضرایب را تعیین نمود؛ اما مدل ریاضی سیستم هدایت مبتنی بر سیکر، مدل دینامیکی به نسبت پیچیده‌ای است؛ بنابراین در چنین شرایطی ناگزیر هستیم، از شبیه سازی و روش‌های عددی استفاده نموده تا حساسیت حلقه هدایت نسبت به ضرایب آیرودینامیکی تعیین گردد.

۸- تعیین حساسیت و تاثیر ضرایب آیرودینامیکی وسیله بر عملکرد سیستم هدایت

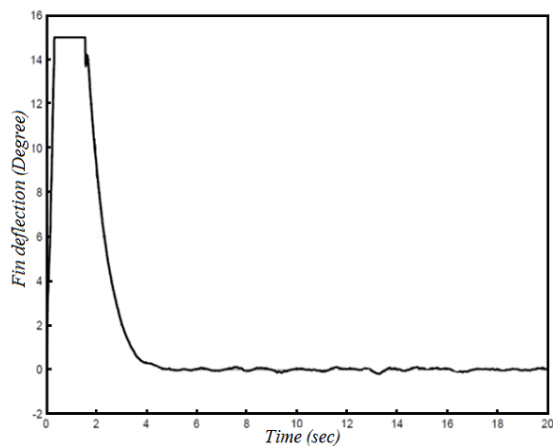
در این بخش، اثر ضرایب آیرودینامیکی وسیله، بر عملکرد سیستم هدایت مطالعه می‌شود. از بخش قبل دیدیم که در تابع تبدیل دینامیک وسیله، ضرایب آیرودینامیکی Z_α ، M_α ، M_q ظاهر گردید. بدیهی است که تغییر در این ضرایب، پاسخ وسیله را تحت تاثیر قرار می‌دهد. حال در این بخش، اثر هر کدام از ضرایب مذکور، بر عملکرد سیستم هدایت بررسی می‌شود.

یکی از روش‌های ممکن برای این امر، بررسی حساسیت سیستم هدایت نسبت به انواع ضرایب آیرودینامیکی است. به همین منظور در شبیه سازی، در هر بار به ازای تغییر فقط یک از ضرایب آیرودینامیکی حول مقدار نامی (به ترتیب ۵۰ درصد مقدار نامی، ۸۰ درصد مقدار نامی، ۱۰۰ درصد مقدار نامی و ۱۲۰ درصد مقدار نامی)، سیستم هدایت شبیه سازی می‌شود.

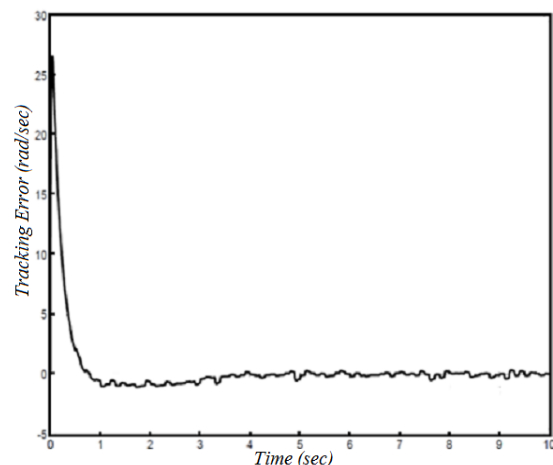
نتایج شبیه سازی (خطای ردگیری $\varepsilon_m(t)$ و پروفایل زاویه بالک $(a_m(t))$ در شکل‌های ۱۱ تا ۲۰ آورده شده است.



شکل ۸- شتاب وسیله با در نظر گرفتن مدل مرتبه ۱۳

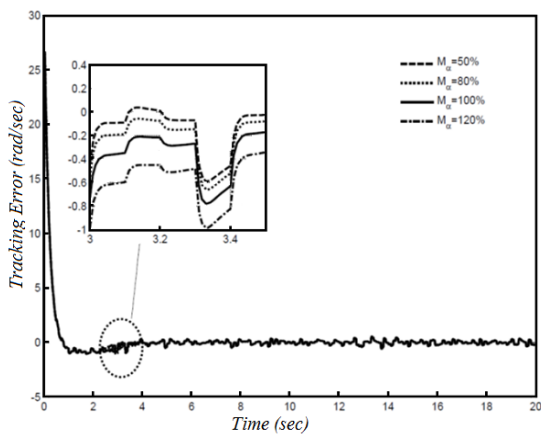


شکل ۹- انحراف زاویه بالک با وجود مدل مرتبه ۱۳



شکل ۱۰- خطای ردگیری با در نظر گرفتن مدل مرتبه ۱۳

و کنترل نمی‌توان تغییر در این ضرایب ایجاد نمود. اگر ضرایب آیرودینامیکی دقیق نباشد، می‌توان یک محدوده مجاز برای آن در نظر گرفت. نتایج شبیه سازی نشان می‌دهد که تغییرات در ضرایب آیرودینامیکی روی پروفایل زاویه بالک‌ها تاثیر (مثبت یا منفی) قابل ملاحظه‌ای دارد. با استفاده از جدول ۲ می‌توان حساسیت و محدوده مجاز برای تغییر ضرایب آیرودینامیکی جسم دست یافت. برای مثال اگر ضریب M_α به اندازه ۲۰ درصد افزایش یابد، شاخص پروفایل زاویه بالک ۲۷ درصد افزایش می‌یابد.



شکل ۱۱- تاثیر ضریب M_α بر عملکرد سیستم هدایت

با مشاهده نتایج شبیه‌سازی‌ها می‌توان فهمید که با رویکرد پیشنهادی، عملکرد سیستم هدایت (خطای ردگیری) نسبت به همه ضرایب آیرودینامیکی ($M_\alpha, M_\delta, Z_\delta, Z_\alpha$) و M_q مقاوم است. به بیان ساده، علی‌رغم وجود تغییر در ضرایب آیرودینامیکی وسیله، پروفایل خطای ردگیری تغییرات قابل ملاحظه‌ای نداشته و خطای ردگیری $\varepsilon_m(t)$ به صفر میل می‌نماید.

همان‌گونه که انتظار داریم و در شبیه‌سازی‌ها نیز دیده می‌شود، خطای ردگیری و پروفایل زاویه بالک با گذشت زمان به عدد صفر میل می‌کند پس انتگرال توان دوم $\varepsilon_m(t)$ و $a_m(t)$ می‌تواند معیار عددی خوبی برای مقایسه عملکرد سیستم هدایت بر حسب تغییر در ضرایب آیرودینامیکی ($M_\alpha, M_\delta, Z_\delta, Z_\alpha$) و M_q ، انتگرال توان دوم خطای ردگیری در جدول ۱ و انتگرال توان دوم پروفایل زاویه بالک در جدول ۲ آورده شده است.

نتایج جدول ۱ نشان می‌دهد که خطای ردگیری سیستم هدایت نسبت به تغییرات در ضرایب آیرودینامیکی جسم مقاوم می‌باشد.

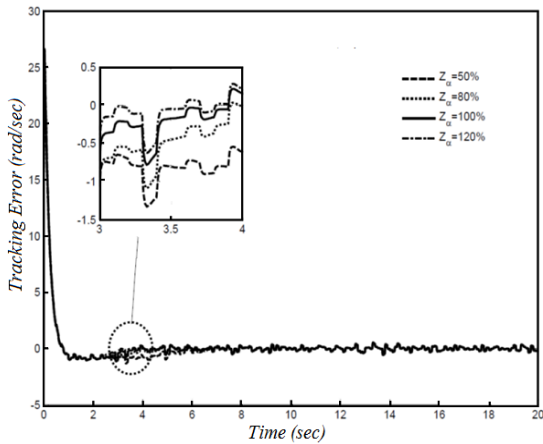
ضرایب آیرودینامیکی برای هر جسم ۶ درجه آزادی مقداری ثابتی بوده که در تحلیل و طراحی سیستم هدایت

جدول ۱- مقایسه توان دوم خطای ردگیری

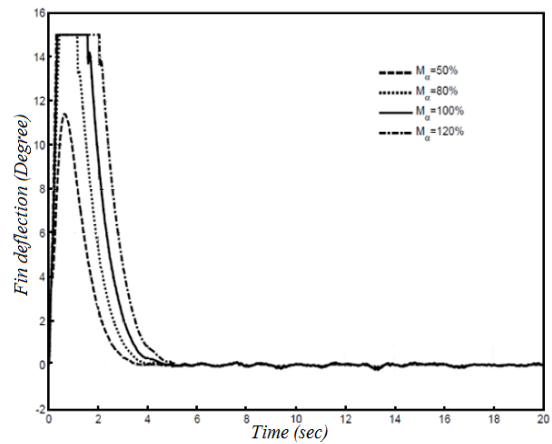
$\int_0^{20} \varepsilon_m^2(t) dt$	M_q	M_α	M_δ	Z_δ	Z_α
مقدار نامی × 0.5	92.34	91.97	94.36	92.11	94.55
مقدار نامی × 0.8	92.35	92.14	92.83	92.25	92.94
مقدار نامی	92.36	92.36	92.36	92.36	92.36
مقدار نامی × 1.2	92.37	92.62	92.08	92.46	91.97

جدول ۲- مقایسه توان دوم پروفایل زاویه بالک

$\int_0^{20} a_m^2(t) dt$	M_q	M_α	M_δ	Z_δ	Z_α
مقدار نامی × 0.5	392.2	118.6	965.8	365.9	894.3
مقدار نامی × 0.8	393.8	286.3	531.2	382.8	514.1
مقدار نامی	394.9	394.9	394.9	394.9	394.9
مقدار نامی × 1.2	395.9	503.1	303.7	407.7	316.8



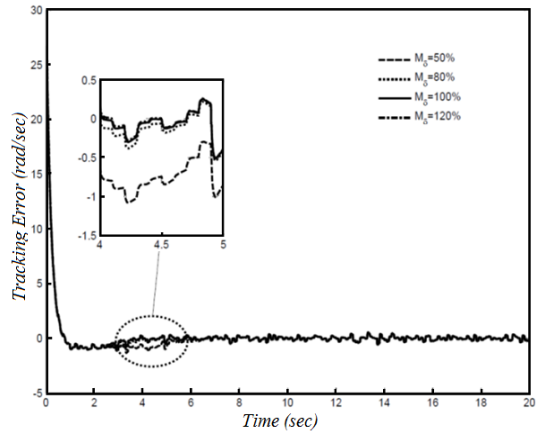
شکل ۱۵- تاثیر ضریب Z_α بر عملکرد سیستم هدایت



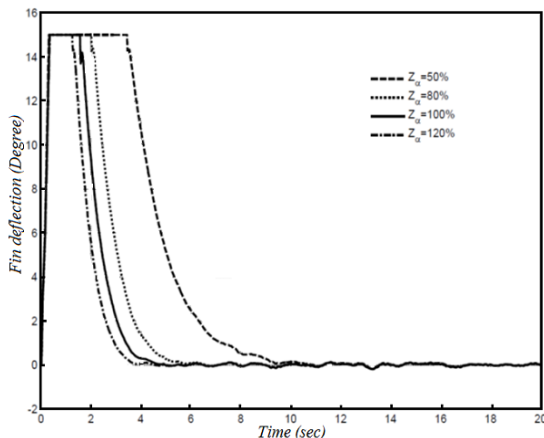
شکل ۱۲- تاثیر ضریب آیرودینامیکی M_α بر زاویه بالک وسیله

مقاوم بودن عملکرد حلقه هدایت نسبت به ضرایب آیرودینامیکی در شکل های ۱۱، ۱۳، ۱۵، ۱۸ و ۱۹ نشان داده شده است؛ همچنین پروفایل تغییرات زاویه بالک وسیله بر حسب ضرایب آیرودینامیکی وسیله مورد نظر نیز، در شکل های ۱۲، ۱۴، ۱۶، ۱۷ و ۲۰ آورده شده است.

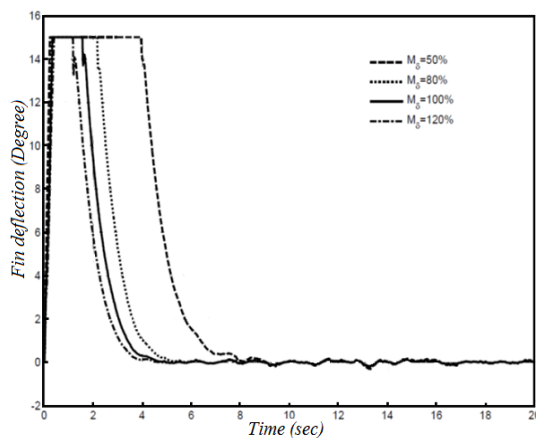
از نتایج شبیه سازی ها، دیده می شود که پروفایل زاویه بالک وسیله نسبت به ضرایب Z_δ و M_q تا حد خوبی مقاوم بوده (حساسیت کمتری داشته)، اما نسبت به ضرایب Z_α ، M_δ و M_α حساس بوده و مقاومت کمتری دارد. واضح است، ضرایب Z_α ، M_δ و M_α دارای محدوده مجاز کمتری بوده، ولی ضرایب Z_δ و M_q دارای محدوده مجاز بیشتری است.



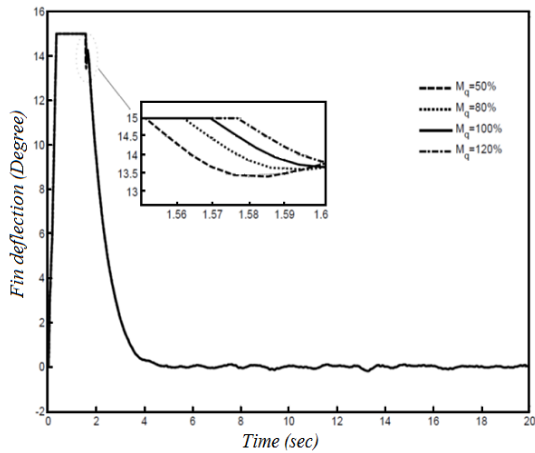
شکل ۱۳- تاثیر ضریب M_δ بر عملکرد سیستم هدایت



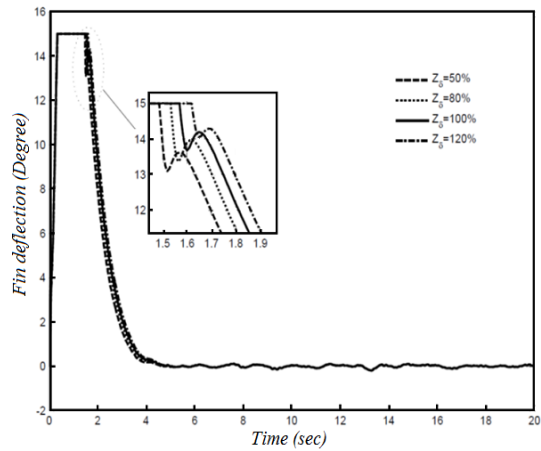
شکل ۱۶- تاثیر ضریب Z_α بر تغییرات زاویه بالک



شکل ۱۴- تاثیر ضریب M_δ بر تغییرات زاویه بالک



شکل ۲۰- تاثیر ضریب M_q بر تغییرات زاویه بالک وسیله



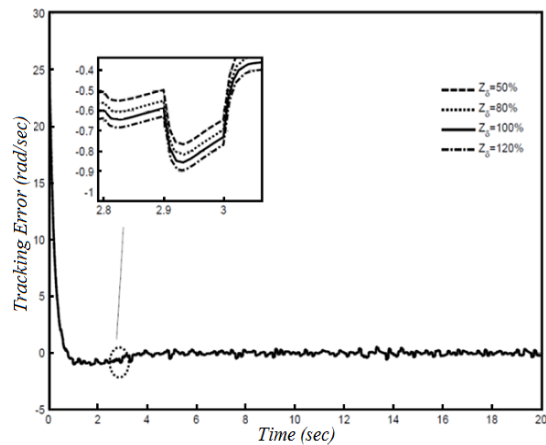
شکل ۱۷- تاثیر ضریب Z_δ بر تغییرات زاویه بالک

از نتایج شبیه‌سازی انجام شده می‌توان دید که ساختار هدایت مبتنی بر سیکر دارای عملکرد مقاوم و قابل قبولی است؛ بنابراین با تغییر در ضرایب آیرودینامیکی وسیله، همچنان عملکرد سیستم هدایت حفظ می‌شود. در جدول‌های ۱ و ۲ دیده شد که تغییر در هر کدام از ضرایب آیرودینامیکی به تنهایی ممکن است، اثر مثبت یا منفی بر عملکرد سیستم هدایت داشته باشد. در شبیه‌سازی، برای بررسی اثر هر ضریب بر خطای ردگیری و زاویه بالک، سایر ضرایب آیرودینامیکی وسیله، ثابت در نظر گرفته می‌شد.

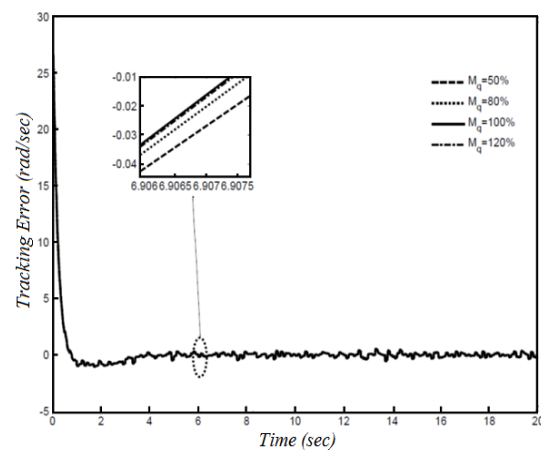
در ادامه ۴ سناریو برای شبیه‌سازی وسیله مورد نظر با وجود تغییرات در همه ضرایب آیرودینامیکی جسم در جدول ۳ پیشنهاد شده است. در سناریوی اول مقادیر نامی ضرایب آیرودینامیکی جسم در نظر گرفته شده است. در هر یک از سناریوهای ذکر شده در جدول ۳ سیستم هدایت شبیه‌سازی می‌شود. نتایج عددی آن در جدول ۴ نشان داده شده است.

جدول ۳- سناریوهای پیشنهادی برای تغییر در ضرایب آیرودینامیکی جسم

سناریوی اول	سناریوی دوم	سناریوی سوم	سناریوی چهارم
$M_q \times 1.0$	$M_q \times 0.5$	$M_q \times 1.0$	$M_q \times 0.8$
$M_\alpha \times 1.0$	$M_\alpha \times 0.8$	$M_\alpha \times 1.2$	$M_\alpha \times 1.0$
$M_\delta \times 1.0$	$M_\delta \times 1.2$	$M_\delta \times 0.8$	$M_\delta \times 0.5$
$Z_\delta \times 1.0$	$Z_\delta \times 0.5$	$Z_\delta \times 1.2$	$Z_\delta \times 1.0$
$Z_\alpha \times 1.0$	$Z_\alpha \times 0.8$	$Z_\alpha \times 0.5$	$Z_\alpha \times 1.2$



شکل ۱۸- تاثیر ضریب Z_δ بر عملکرد سیستم هدایت



شکل ۱۹- تاثیر ضریب M_q بر عملکرد سیستم هدایت

جدول ۴- مقایسه عملکرد سیستم هدایت با تغییر در همه

ضرایب آیرودینامیکی جسم		
نوع عملکرد	$\int_0^{20} a_m^2(t) dt$	$\int_0^{20} \varepsilon_m^2(t) dt$
سناریوی اول	394.9	92.36
سناریوی دوم	263.6	92.16
سناریوی سوم	1859.8	95.27
سناریوی چهارم	776.66	93.61

در ضرایب آیرودینامیکی آن وسیله، همچنان عملکرد سیستم هدایت حفظ می‌شود.

۱۰- مراجع

- [1] Shneydor NA (1998) Missile guidance and pursuit: kinematics, dynamics and control. 1st edn. Woodhead Publishing.
- [2] Zarchan P (2002) Tactical and strategic missile guidance. 5th edn. AIAA.
- [3] Siouris GM (2004) Missile guidance and control systems. 1st edn. CRC Press.
- [4] Yanushevsky R (2007) Modern missile guidance. 1st edn. CRC Press.
- [5] Jeon IS, Ji Lee, Tahk MJ (2010) Homing guidance law for cooperative attack of multiple missiles. J Guid Control Dyn 33(1): 275-280.
- [6] Menon P, Ohlmeyer EJ (2001) Nonlinear integrated guidance-control laws for homing missiles. in AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit.
- [7] Murtaugh SA, Criel HE (1966) Fundamentals of proportional navigation. IEEE Spectrum 3(12): 75-85.
- [8] Guelman M (1974) The closed form solution of true proportional navigation. DTIC Document.
- [9] Yang CD, Yeh FB, Chen JH (1987) The closed-form solution of generalized proportional navigation. J Guid Control Dyn 10(2): 216-218.
- [10] Becker K (1990) Closed-form solution of pure proportional navigation. IEEE Trans Aerosp Electron Syst 26(3): 526-533.
- [11] Yuan P, Chern J (1992) Ideal proportional navigation. J Guid Control Dyn 15(5): 1161-1165.
- [12] Ghose D (1994) True proportional navigation with maneuvering target. IEEE Trans Aerosp Electron Syst 30(1): 229-237.
- [13] Ghaffari V (2018) Stability analysis and guidance law design with finite-time stability property in presence of measurement noise. J Nonlinear Sys Elec Eng 4(1): 97-110.
- [14] Roskam J (2001) Airplane flight dynamics and automatic flight controls.
- [15] Palumbo NF, Blauwkamp RA, Lloyd JM (2010) Basic principles of homing guidance. Johns Hopkins APL Tech Dig 29(1): 25-41.
- [16] Dong FZ, Zeng X, Zhang A, Wang Y (2013) Research on Radar/IR Dual-mode Seeker Against Chaff-jamming. Fire Control and Command Control 3: 15-20.

از نتایج شبیه سازی دیده می‌شود خطای ردگیری و پروفایل زاویه بالک با گذشت زمان به عدد صفر میل می‌کند. انتگرال توان دوم $\varepsilon_m(t)$ و $a_m(t)$ به عنوان عملکرد های سیستم هدایت انتخاب شده است. پروفایل زاویه بالک وسیله نسبت به تغییرات در ضرایب آیرودینامیکی حساس بوده و تغییر در ضرایب بر عملکرد سیستم هدایت تاثیر می‌گذارد. از جدول ۴ نیز دیده می‌شود، عملکرد سیستم هدایت به ضرایب M_α و M_δ, Z_α حساس بوده، ولی نسبت به ضرایب M_q و Z_δ حساسیت کمتری دارد.

۹- نتیجه گیری

در این مطالعه، یک ساختار هدایت مبتنی بر سیکر و یک مدل دینامیکی پارامتری و وابسته به ضرایب آیرودینامیکی برای توصیف رفتار وسیله انتخاب گردید. با انجام شبیه‌سازی، عملکرد سیستم هدایت با وجود مدل‌های پارامتری مطرح شده، بررسی گردید. صفر نمودن تغییرات زاویه خط دید، به عنوان یک عملکرد برای این سیستم هدایت در نظر گرفته شده است. دیده شد که سیستم هدایت پیشنهادی به گونه‌ای به سیستم کنترل وسیله، فرمان می‌دهد تا خطای رسیدن وسیله به هدف، صفر گردد. در محیط شبیه ساز، می‌توان پارامترهای دیگر حلقه هدایت را تغییر داد و اثر هر پارامتر را بر خطای ردگیری بررسی نمود. نتایج شبیه‌سازی نشان داد که ساختار هدایت پیشنهادی علی‌رغم وجود تغییرات در پارامترهای حلقه هدایت، دارای عملکرد مقاومی است؛ بنابراین با وجود تغییر

- spinning flight vehicle with dithering canard. Modares Mechanical Engineering 14: 169-175.
- [21] Abbasi Y, Moosavian SAA, Novinzadeh AB (2015) Guidance and control system design for an aerial robot based on reference trajectory acceleration. Aerospace Knowledge and Technology Journal 4(1): 17-31.
- [22] Ogata K, Yang Y (2009) Modern control engineering. 5th edn. Prentice Hall.
- [23] Nesline FW, Nesline ML (1984) Homing missile autopilot response sensitivity to stability derivative variations. in the IEEE conference on decision and control.
- [17] Gurfil P (2003) Zero-miss-distance guidance law based on line-of-sight rate measurement only. Control Eng Pract 11: 819-832.
- [18] Shi X, Xu J, Xu Y, Song J (2005) A simulation study on agent-network based route guidance system. IEEE Proceedings in Intelligent Transportation Systems.
- [19] Chen CW, Kouh JS, Tsai JF (2013) Modeling and simulation of an AUV simulator with guidance system. IEEE J Oceanic Eng 38(2): 211-225.
- [20] Mirzaei M, Alishahi MM (2014) Performance investigation of control and guidance system for a