

طراحی سیستم هدایت و کنترل یک ربات هوایی بر اساس شتاب مسير مرجع

یوسف عباسی^۱، سید علی اکبر موسویان^۲، علیرضا باصحبت نوین زاده^۳

۱ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، y.abbasi@dena.kntu.ac.ir

۲ استاد دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

۳ دانشیار دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۳/۲۸

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۰۶/۲۵

چکیده

در این مقاله به طراحی سیستم هدایت و کنترل یک ربات هوایی برای دنبال کردن یک مسیر مرجع پرداخته شده است. در الگوریتم ارائه شده، ابتدا فرمان‌های هدایت با استفاده از خطای مسیر حرکت ربات هوایی، به صورت فرمان‌های شتاب پس‌خوراند و پیش‌خوراند در دستگاه مختصات اینرسی استخراج شده است. سپس با استفاده از یک ماتریس تبدیل، فرمان‌های شتاب به دستگاه مختصات بدنه نگاشته شده است. فرمان‌های شتاب بر اساس راهبردی جدید در دستگاه مختصات بدنه به فرمان‌های سرعت، زاویه وضعیت غلت و تاب و نیز زاویه نرخ گردش تبدیل شده، به طوری که مشکلات روش تبدیل قطبی را نداشته و قابلیت‌های ائرو دینامیکی و عملکردی ربات هوایی و نیز محدودیت‌های متناظر با آنها در نظر گرفته شده باشد. سپس، با استفاده از یک مدل شش درجه آزادی سیستم کنترلی طراحی شده است که بتواند فرمان‌های هدایت را دنبال کند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی جامع سیستم با در نظر گرفتن مدل شش درجه آزادی ربات‌های هوایی نشان می‌دهد که الگوریتم هدایت و کنترل ارائه شده به خوبی فرمان‌های هدایت را اجرا و ربات هوایی با دقت بیشتری نسبت به روش‌های قبلی، مسیر مطلوب را دنبال کرده است.

واژگان کلیدی

ربات هوایی، هدایت، کنترل، مسیر مرجع، فرمان شتاب، شش درجه آزادی

۱. مقدمه

کرده است. در این میان افزایش سطح خودگردانی^۱ این پرنده‌ها برای انجام مستقل مأموریت‌ها از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. در بیشتر مأموریت‌هایی که برای ربات‌های هوایی خودگردان تعریف می‌شود، ربات هوایی باید بتواند مسیری را که در دستگاه مختصات اینرسی و اغلب به صورت سه‌بعدی تعریف می‌شود دنبال و در مسیر

رشد سریع کاربردهای نظامی، غیرنظامی و تجاری ربات‌های هوایی و نیز انعطاف‌پذیری و تطبیق‌پذیری آنها در انجام مأموریت‌های گوناگون به همراه هزینه و ریسک بسیار تندک آنها در مقایسه با هواپیماهای سرنشین‌دار، زمینه پژوهشی گسترده‌ای را در حوزه طراحی، ساخت، هدایت، کنترل و ناوبری این نوع از پرنده‌ها ایجاد

از پیش تعیین شده پرواز کند [۱-۲]. برای نیل به این هدف لازم است سیستم‌هایی طراحی و روی ربات‌های هوایی خودگردان نصب شوند؛ این سیستم‌ها عبارت‌اند از:

۱. سیستم ناوبری برای تعیین موقعیت و سرعت پرنده
 ۲. سیستم هدایت برای پردازش اطلاعات حاصل از ناوبری و مسیر مرجع در دستگاه مختصات اینرسی و به دست آوردن فرمان‌های هدایت مانند سرعت و ارتفاع پرنده
 ۳. سیستم کنترل برای تولید سیگنال‌های ورودی به عملگرها برای رساندن پرنده به وضعیت مطلوب
- ربات هوایی زمانی مأموریت خود را با موفقیت انجام خواهد داد که هر یک از موارد سه‌گانه فوق به‌خوبی وظیفه خود را انجام دهند. پس از مشخص شدن مسیر حرکت، برای هر ربات هوایی می‌توان دو وضعیت متصور شد:

۱. وضعیتی که ربات هوایی باید بر اساس مسیر طراحی شده در آن قرار بگیرد که می‌توان از آن با نام وضعیت مطلوب یاد کرد.
 ۲. وضعیتی که ربات هوایی به‌صورت واقعی دارد.
- اختلاف این دو وضعیت در واقع خطای موقعیتی پرنده را مشخص می‌کند که می‌توان با استفاده از روش‌های گوناگون آن را کنترل کرد. در واقع متناسب با این اختلاف، فرمان هدایت استخراج و به حلقه داخلی (حلقه کنترلی ربات) وارد می‌شود تا فرمان‌های کنترلی مناسب تولید و به عملگرها ارسال شود. در ربات‌های متداول بال‌ثابت، این فرمان‌ها به عملگرهای سطوح کنترل (الویتور، ایلران و رادر) و تراژل ارسال می‌شود. روش‌های متنوعی برای دنبال کردن مسیر طراحی شده وجود دارد. یکی از این روش‌ها که با توجه به حسگرهای ناوبری موجود (مثل جی. پی. اس^۲) استفاده از آن در ربات‌های هوایی متداول است، دنبال کردن مسیر با استفاده از نقاط مسیر^۳ می‌باشد. این نحوه هدایت را می‌توان به دو روش کلی تقسیم کرد [۳]:

۱. حرکت مستقیم به‌طرف نقطه مسیر^۴
 ۲. دنبال کردن نقطه مسیر^۵
- حرکت مستقیم به‌طرف نقطه مسیر، بر اختلاف زاویه بین مسیر حرکت ربات هوایی و مسیری که ربات هوایی را به نقطه مسیر وصل می‌کند استوار است و فرمان تغییر جهت رأس هواپیما^۶ بر مبنای این اختلاف محاسبه و استخراج می‌شود. وقتی هواپیما به نقطه مسیر مورد نظر رسید، نقطه مسیر بعدی، نقطه مسیر هدف در

نظر گرفته شده و بر این اساس فرمان هدایت استخراج و سیستم کنترل با اجرای فرمان هدایت، پرنده را به‌سمت نقطه مسیر جدید هدایت می‌کند. این روش تا انتهای مسیر حرکت مورد نظر ادامه می‌یابد و پرنده در مسیر مشخص پرواز می‌کند.

در روش دنبال کردن نقطه مسیر اما، تلاش می‌شود ربات هوایی مسیر بین دو نقطه مسیر را طی کند. در این روش، سیستم هدایت باید بتواند خطای جانبی بین مسیر حرکت از پیش تعیین شده (مسیر بین نقاط مسیر) و مسیر واقعی حرکت ربات هوایی را کمینه کند. این امر معمولاً با استفاده از فرمان‌های رأس انجام می‌شود و هواپیما در مسیر مشخص شده قرار می‌گیرد؛ بنابراین در این روش، ربات هوایی علاوه بر اینکه باید از یک نقطه مسیر به‌سمت نقطه مسیر بعدی حرکت کند، مقید به دنبال کردن مسیر بین دو نقطه مسیر نیز هست و هدف تنها رسیدن از یک نقطه مسیر به نقطه دیگر نیست. پس از رسیدن پرنده به نقطه مسیر و در حین تغییر مسیر به‌سمت نقطه بعدی، معمولاً ربات هوایی دچار یک فراجش در دنبال کردن مسیر می‌شود و چنانچه تغییر مسیر با زاویه تندی همراه باشد، این فراجش محسوس‌تر خواهد بود. اگر این فراجش‌ها در انجام یک مأموریت مشکل‌ساز باشد، برای کاهش یا حذف آنها روش‌های متنوعی وجود دارد که از آن جمله می‌توان به روش‌های کنترل مدرن مانند کنترل مدل پیش‌بین^۷ اشاره کرد که قبل از رسیدن به نقطه مسیر فرمان‌های لازم را برای تغییر مسیر صادر می‌کند و با جلوگیری از تغییر مسیر ناگهانی، فراجش را به حداقل مقدار ممکن می‌رساند [۴-۷].

با توجه به مأموریت‌های متنوع ربات‌های هوایی و در نتیجه قابلیت‌های مورد انتظار از سیستم هدایت، الگوریتم‌های متنوعی برای دنبال کردن مسیر ارائه شده است که از آن جمله می‌توان به قوانین هدایت غیرخطی [۸]، مبتنی بر بردار میدان [۹]، مبتنی بر ال. کیو. آر.^۸ [۱۰] و روش‌های مبتنی بر تعقیب خالص^۹ و خط دید [۱۱] اشاره کرد. البته الگوریتم‌های دیگری نیز وجود دارد که از روش‌های هدایت و کنترل پیشرفته برای طراحی سیستم‌های هدایت و کنترل مجزا یا یکپارچه استفاده کرده‌اند که از آن جمله می‌توان به پژوهش‌های [۱۲] تا [۱۶] اشاره کرد.

در بیشتر روش‌های ارائه‌شده، سیستم هدایت و کنترل مجزایی طراحی می‌شود و در واقع سیستم هدایت در حلقه بیرونی و سیستم کنترل در حلقه داخلی قرار می‌گیرد. در این رویکرد، سیستم هدایت بدون در نظر گرفتن قابلیت اجرایی فرمان‌ها و تنها بر اساس مسیر

و ممان‌های اینرسی هواپیما و تغییرات زمانی آنها و اعمال نیروها و ممان‌ها به پرنده، تغییرات زمانی متغیرهای حالت معادلات حرکت به دست می‌آید. در مدل‌سازی فرض شده است جرم پرنده ثابت است و به دنبال آن ممان‌های اینرسی و مرکز ثقل در طول پرواز ثابت می‌ماند. همچنین زوایای حمله و وضعیت تاب کوچک بوده، به طوری که بتوان سینوس و تانژانت آنها را با اندازه آنها برابر دانست. همچنین در مدل‌سازی، ربات هوایی بال ثابت به صورت یک جسم شش درجه آزادی در نظر گرفته شده است. سه درجه مربوط به حرکت هواپیما در راستای سه محور فضای سه بعدی و سه درجه دیگر مربوط به دوران حول این سه محور، که در دستگاه مختصات اینرسی زوایای اوپلر نامیده می‌شود.

۲-۱. معادلات حرکت

معادلات حرکت یک هواپیما از ۱۲ رابطه تشکیل شده است که در ادامه بیان می‌شوند [۱۷-۱۸].

۲-۱-۱. سه معادله دینامیک مرتبه اول نیرویی

$$\dot{U} = RV - QW - g_D \sin \theta + \frac{(F_{Ax} + F_{Tx})}{M} \quad (1)$$

$$\dot{V} = -RU + PW + g_D \sin \varphi \cos \theta + \frac{(F_{Ay} + F_{Ty})}{M} \quad (2)$$

$$\dot{W} = QU - PV + g_D \cos \varphi \cos \theta + \frac{(F_{Az} + F_{Tz})}{M} \quad (3)$$

در این معادلات F_{Ax} ، F_{Ay} و F_{Az} مؤلفه‌های نیروهای ائرو دینامیکی و F_{Tx} ، F_{Ty} و F_{Tz} مؤلفه‌های نیروی تراست در راستای محورهاست. دستگاه مختصات متصل به بدنه هواپیما هستند. همچنین φ و θ و ψ زوایای اوپلر و به ترتیب معرف زوایای غلت، تاب و گردش^{۱۲} هستند که نسبت به دستگاه مختصات اینرسی سنجیده می‌شوند. در روابط ۱ تا ۳ جملات شامل g_D نشان دهنده مؤلفه‌های نیروی وزن در دستگاه مختصات بدنی هستند. مقادیر U ، V و W سرعت‌های خطی و P ، Q و R سرعت‌های زاویه‌ای به ترتیب در راستا و حول محورهای X ، Y و Z دستگاه مختصات متصل به بدنه هواپیما و M جرم هواپیماست.

۲-۱-۲. سه معادله گشتاور

$$\dot{P} = \frac{1}{I} (I_{xz} [I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}] PQ - [I_{zz} (I_{zz} - I_{yy}) + I_{xz}^2] QR + I_{zz} I + I_{xz} n) \quad (4)$$

حرکت مطلوب، فرمان‌های هدایت را استخراج می‌کند و این فرمان‌ها به عنوان ورودی وارد سیستم کنترل ربات هوایی می‌شوند. اگر بتوان محدودیت‌های ائرو دینامیکی و عملکردی ربات هوایی در استخراج فرمان‌های هدایت را در نظر گرفت اجرای فرمان‌های هدایت توسط سیستم کنترل خطای کمتری خواهد داشت. از طرفی، فرمان‌های هدایتی که مبتنی بر شتاب‌اند نسبت به روش‌های دیگر از دقت بالاتری برخوردارند؛ به طوری که در موشک‌هایی که مأموریت آنها دنبال کردن هدف و برخورد به آن است سیستم هدایت اغلب مبتنی بر فرمان‌های شتاب است، اما به کارگیری این الگوریتم در ربات‌های هوایی مستلزم انجام برخی اصلاحات است.

در این مقاله سیستم هدایت و کنترل یک ربات بال ثابت سبک بر اساس شتاب مسیر مرجع در دستگاه مختصات اینرسی طراحی شده است. فرمان‌های هدایت به صورت شتاب و با استفاده از خطای موقعیت لحظه‌ای مطلوب و موقعیت واقعی ربات هوایی و مشتق دوم نسبت به زمان مسیر استخراج شده است. این فرمان‌ها ابتدا در راستای محوره‌های دستگاه مختصات اینرسی به دست می‌آید، اما به منظور اعمال آنها به سیستم کنترل ربات هوایی، با استفاده از ماتریس تبدیل، که بر اساس زوایای وضعیت اوپلر شکل می‌گیرد، به محورهای مختصات متصل به بدنه ربات هوایی نگاشته شده است. این فرمان‌ها با استفاده روابط ائرو دینامیک و دینامیک پرواز به فرمان‌های سرعت، زوایای غلت^{۱۰} و تاب^{۱۱} تبدیل شده و سیستم کنترل طراحی شده با دنبال کردن این فرمان‌ها ربات هوایی را به مسیر مطلوب هدایت می‌کند.

در بخش دوم مقاله به مدل‌سازی شش درجه آزادی ربات هوایی پرداخته شده است. در بخش سوم، با استفاده از شتاب مسیر مرجع، قوانین هدایت استخراج و سیستم کنترل لازم برای دنبال کردن فرمان‌های سیستم هدایت طراحی شده است. شبیه‌سازی شش درجه آزادی پرواز ربات هوایی بر اساس الگوریتم هدایت و کنترل طراحی شده در بخش چهارم انجام و نتایج به صورت نمودار ارائه شده است. در بخش پنجم نیز نتیجه‌گیری نهایی مطرح شده است.

۲. مدل‌سازی شش درجه آزادی ربات هوایی

در این بخش به مدل‌سازی جامع شش درجه آزادی حرکت یک ربات هوایی با بال‌های ثابت پرداخته شده است. برای مدل کردن حرکت یک ربات هوایی و شبیه‌سازی پرواز آن، نیروها و ممان‌های ائرو دینامیکی و تراست محاسبه و با در دست داشتن وزن، مرکز ثقل

در این روابط P_N و P_E جابه‌جایی در راستای شمال و شرق و h ارتفاع هواپیماست که نسبت به یک دستگاه مختصات ثابت متصل به زمین می‌باشد و معمولاً محور X آن در راستای شمال، محور Y در راستای شرق و محور Z آن به طرف مرکز زمین در نظر گرفته می‌شود و اصطلاحاً به دستگاه مختصات NED^{۱۳} گفته می‌شود.

در حل معادلات حرکت، چون ضرایب اثرودینامیکی، مشتقات پایداری و ضرایب کنترلی تابعی از زاویه‌ی حمله، زاویه‌ی لغزش جانبی و سرعت کل هواپیما هستند، باید حین حل معادلات دیفرانسیل حرکت، مقادیر این متغیرها نیز در هر لحظه محاسبه شود. برای به‌دست آوردن زاویه‌ی حمله، لغزش جانبی و سرعت هواپیما از روابط هندسی که بین سه متغیر و مؤلفه‌های سرعت هواپیما در دستگاه مختصات متصل به بدنه وجود دارد استفاده می‌شود. این روابط عبارت‌اند از [۱۷]:

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{W}{U}\right) \quad (۱۳)$$

$$\beta = \sin^{-1}\left(\frac{V}{V_T}\right) \quad (۱۴)$$

$$V_T = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2} \quad (۱۵)$$

با توجه به مطالب ذکر شده می‌توان پرواز شش درجه آزادی یک ربات هوایی بال ثابت را، که شامل جابه‌جایی و دوران به ترتیب در راستا و حول محورهای دستگاه مختصات XYZ است، با ۱۲ معادله دیفرانسیل غیرخطی بیان کرد. متغیرهای حالت را نیز می‌توان به صورت زیر در نظر گرفت:

$$x = [U, V, W, \phi, \theta, \psi, P, Q, R, P_N, P_E, P_D]^T \quad (۱۶)$$

۳. استخراج قوانین هدایت و کنترل

یک ربات هوایی باید بتواند مطابق پروفیل مأموریت^{۱۴} خود در یک مسیر مشخص به سمت محل انجام مأموریت پرواز کند و پس از رسیدن به منطقه مورد نظر مطابق الگویی مشخص مأموریت خود را انجام دهد و نهایتاً به مکان مشخص بازگردد. در طول پرواز، با توجه به سطح خودگردانی مورد انتظار از ربات هوایی، قوانین هدایت و کنترل متناسب طراحی و پیاده‌سازی می‌شود. به‌طور معمول مسیر حرکت از ابتدا و به صورت از قبل برنامه‌ریزی شده^{۱۵} به ربات هوایی داده می‌شود؛ اگرچه ممکن است در طول پرواز با توجه به شرایط، مسیر حرکت ربات هوایی توسط کاربران و یا خود ربات هوایی تغییر

$$\dot{Q} = \frac{1}{\Gamma} \left([I_{zz} - I_{xx}] PR - I_{xz} (P^2 - R^2) + m \right) \quad (۵)$$

$$\dot{R} = \frac{1}{\Gamma} \left(([I_{xx} - I_{yy}] I_{xz} + I_{xz}^2) PQ - I_{xz} [I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}] QR + I_{xz} l + I_{xx} n \right) \quad (۶)$$

به طوری که I_{**} ممان‌های اینرسی و $\Gamma = I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2$ است. در استخراج معادلات فرض شده است که هواپیما نسبت به صفحه XZ دارای تقارن باشد؛ لذا مقادیر I_{xy} و I_{yz} صفر شده است. مقادیر l, m و n گشتاورهای وارد بر هواپیما در دستگاه بدنه به ترتیب در امتداد محورهای X و Y و Z بوده و مجموع گشتاورهای حاصل از نیروهای اثرودینامیکی و تراست موتور هواپیما هستند. با شش معادله دیفرانسیل حاصل، که در معادلات نیرو و معادلات گشتاور به آنها اشاره شد، می‌توان حرکت شش درجه آزادی یک هواپیما را توصیف کرد. اما همان‌گونه که اشاره شد، این معادلات در دستگاه مختصات متصل به بدنه نوشته شده و برای بیان حرکت هواپیما از نظر ناظر زمینی لازم است معادلات دیگری به این معادلات افزوده شود. این معادلات در دو بخش معادلات سینماتیکی و ناوبری است؛ معادلات سینماتیکی برای به‌دست آوردن تغییرات زمانی زوایای اوایلر و معادلات ناوبری برای به‌دست آوردن تغییر مکان هواپیما نسبت به دستگاه مختصات متصل به زمین است.

۲-۱-۳. معادلات سینماتیکی [۱۸]

$$\dot{\phi} = P + \tan \theta (Q \sin \phi + R \cos \phi) \quad (۷)$$

$$\dot{\theta} = Q \cos \phi - R \sin \phi \quad (۸)$$

$$\dot{\psi} = \frac{(Q \sin \phi + R \cos \phi)}{\cos \theta} \quad (۹)$$

۲-۱-۴. معادلات ناوبری [۱۸]

$$\dot{P}_N = U \cos \theta \cos \psi + V (-\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi) + W (\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \quad (۱۰)$$

$$\dot{P}_E = U \cos \theta \sin \psi + V (\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi) + W (-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi) \quad (۱۱)$$

$$\dot{h} = U \sin \theta - V \sin \phi \cos \theta - W \cos \phi \cos \theta \quad (۱۲)$$

رویکرد که به منطق تبدیل قطبی^{۱۸} مشهور است به صورت زیر می‌باشد [۲۰-۲۱]:

$$\phi_c = \arctan\left(\frac{a_{cy}^B}{-a_{cz}^B}\right) \quad (۱۹)$$

$$\dot{\theta}_c = -\text{sign}(a_{cz}^B) \sqrt{a_{cz}^{B2} + a_{cy}^{B2}} \quad (۲۰)$$

همان‌طور که در این روابط مشاهده می‌شود، وقتی مؤلفه عمودی فرمان شتاب، a_{cz}^B ، صفر می‌شود و تغییر علامت می‌دهد یک ناپیوستگی در فرمان غلت به وجود می‌آید. همچنین در معادله دوم یک تغییر علامت در فرمان نرخ تغییرات زاویه تاب به وجود می‌آید و در صورت دنبال کردن مسیری که سبب تغییرات a_{cz}^B در حول صفر شود، موجب تغییر علامت مکرر $\dot{\theta}_c$ شده و سیستم کنترل را دچار مشکل خواهد کرد. یکی دیگر از مشکلات این تبدیل عدم در نظر گرفتن نیروی جاذبه است. این امر اگرچه برای پرنده‌هایی که نیروی برا در آنها چند برابر نیروی وزن است مشکلی ایجاد نمی‌کند، اما سیستم‌های هدایت و کنترل ربات‌های هوایی متداول در اجرای این فرمان‌ها دچار مشکل خواهند شد.

در این مقاله رویکرد جدیدی برای تبدیل فرمان‌های شتاب به دست آمده ارائه شده است که ضمن برطرف کردن محدودیت‌های مذکور توانمندی‌ها و مزایای دیگری نیز دارد. در راهبرد پیشنهادی، فرمان‌های شتاب به فرمان‌های زوایای وضعیت غلت و تاب و نیز فرمان سرعت تبدیل شده است. برای تبدیل از معادلات عملکردی حاکم بر پرواز ربات‌های هوایی استفاده شده است در این معادلات وزن و ضرایب اثرودینامیکی پرنده ظاهر می‌شود. در نتیجه برای به دست آوردن فرمان‌های به دست آمده علاوه بر در نظر گرفتن محدودیت‌های شتاب‌های وارد به ربات هوایی ناشی از اثرودینامیک، سازه و سیستم پیش‌رانش، توانمندی اثرودینامیکی و عملکردی ربات‌های هوایی در استخراج فرمان‌های هدایت مورد توجه قرار می‌گیرد و این فرمان‌ها به دلیل در نظر گرفتن محدودیت‌های مرتبط با ربات هوایی با خطای کمتری قابل اجراست.

در این مقاله فرض شده است که سیستم هدایت، مسیر حرکت ربات‌های هوایی را به صورت تابعی از زمان در اختیار سیستم کنترل گذاشته باشد و در واقع رویکرد هدایتی در نظر گرفته شده دنبال کردن نقطه مسیر است. سیستم کنترل باید تلاش کند با اجرای فرمان‌های هدایت، ربات هوایی را در مسیر مطلوب به پیش ببرد. اگر موقعیت مطلوب (مرجع) در راستای محورهای X ، Y و Z دستگاه مختصات متصل به زمین به ترتیب با x_r ، y_r و z_r و

داده شود. کاربران می‌توانند مشخصات مسیر جدید را با استفاده از ارتباط داده‌ای بین ایستگاه زمینی و ربات هوایی به آن ارسال کنند. همان‌طور که در مقدمه نیز بیان شد، در بیشتر سیستم‌های هدایت و ناوبری، مسیر حرکت ربات‌های هوایی به صورت نقطه مسیر تعیین می‌شود و ربات هوایی با عبور از این نقاط، مسیر تعیین شده را دنبال می‌کند. فرمان‌های هدایت زاویه رأس و زاویه مسیر بر اساس این نقاط مسیر به صورت زیر به دست می‌آید [۳-۱۲]:

$$\psi_c = \arctan\left(\frac{Y_{wi} - Y_{AR}}{X_{wi} - Z_{AR}}\right) \quad (۱۷)$$

$$\gamma_c = \arcsin\left(\frac{Z_{wi} - Z_{AR}}{R}\right) \quad (۱۸)$$

در این روابط Z_{wi} و Y_{wi} ، X_{wi} موقعیت نقطه مسیر جاری (i) و Z_{AR} و Y_{AR} موقعیت ربات هوایی در دستگاه مختصات اینرسی و R فاصله بین ربات هوایی و نقطه مسیر جاری است. منظور از نقطه مسیر جاری، نقطه مسیری است که ربات هوایی به سمت آن در حال پرواز است. همچنین در این روابط ψ_c فرمان زاویه رأس و γ_c فرمان زاویه مسیر ربات هوایی نسبت به افق است. در این رویکرد هدایتی با توجه به مأموریت و با در نظر گرفتن محدودیت‌های عملکردی ربات هوایی فرمان سرعت نیز به دو فرمان هدایت قبلی افزوده می‌شود.

الگوریتم‌های هدایت مبتنی بر شتاب از روش‌های دیگر طراحی سیستم هدایت می‌باشند. الگوریتم‌های هدایتی که بر مبنای فرمان‌های شتاب شکل می‌گیرند نسبت به سایر الگوریتم‌های متداول از دقت بیشتری در دنبال کردن مسیر مطلوب برخوردارند. اگرچه این الگوریتم‌ها بیشتر در موشک‌ها کاربرد دارند [۱۹]، اما از آنها در هدایت ربات‌های هوایی نیز می‌توان استفاده کرد. فرمان‌های هدایت به صورت شتاب بیشتر در موشک‌ها غلت پایدار^{۱۶} به کار گرفته می‌شوند و برای دینامیک ربات‌های هوایی مناسب نیستند. بنابراین ابتدا باید فرمان‌های شتاب به فرمان‌های متناسب با دینامیک ربات‌های هوایی تبدیل شده و سیستم کنترل آنها را دنبال کند. فرمان‌های هدایت ورودی به سیستم کنترل ربات‌های هوایی معمولاً به صورت سرعت، ارتفاع، زاویه رأس^{۱۷}، زاویه مسیر، زوایای اوایلر و نرخ تغییرات زوایای اوایلر تبدیل شده و سیستم‌های کنترل طراحی شده با اجرای این فرمان‌ها، پرنده را در مسیر مطلوب هدایت می‌کنند. از روش‌های تبدیل متداول می‌توان به تبدیل فرمان‌های شتاب به فرمان غلت و نرخ تغییرات زاویه تاب اشاره کرد. این

$$a_{cx}^E = \ddot{x} \quad (34)$$

$$a_{cy}^E = \ddot{y} \quad (35)$$

$$a_{cz}^E = \ddot{z} \quad (36)$$

در این روابط بالاتویس E نشان‌دهنده متغیر در دستگاه مختصات اینرسی و اندیس‌های c فرمان‌بودن متغیر را نشان می‌دهد. همان‌طور که اشاره شد، این شتاب‌ها خروجی سیستم هدایت و ورودی سیستم کنترل است. با جایگذاری \ddot{x} ، \ddot{y} و \ddot{z} در روابط ۳۴ تا ۳۶ با مقادیر متناظر آنها در روابط ۳۱ تا ۳۳ می‌توان روابط ۳۷ تا ۳۹ را برای فرمان‌های شتاب در دستگاه مختصات اینرسی به‌دست آورد.

$$a_{cx}^E = \ddot{x}_r + k_{Dx} \dot{e}_x - k_{Px} e_x - k_{Ix} \int e_x dt \quad (37)$$

$$a_{cy}^E = \ddot{y}_r + k_{Dy} \dot{e}_y - k_{Py} e_y - k_{Iy} \int e_y dt \quad (38)$$

$$a_{cz}^E = \ddot{z}_r + k_{Dz} \dot{e}_z - k_{Pz} e_z - k_{Iz} \int e_z dt \quad (39)$$

همان‌طور که این روابط نشان می‌دهند، فرمان‌های شتاب حاصل از دو بخش پس‌خوراند و پیش‌خوراند تشکیل شده‌اند: جملات اول سمت راست این معادلات که بدون استفاده از خطا تولید می‌شوند فرمان پیش‌خوراند و مابقی جملات، که با استفاده از پس‌خوراند متغیرها و محاسبه خطا به‌دست آمده است، فرمان پس‌خوراند هدایت هستند. در صورت بروز اختلال در حسگرهای اندازه‌گیری و محاسبات خطا و سایر مواردی که می‌توانند سبب بروز اغتشاش در سیستم هدایت و کنترل شوند، با توجه به خواص عملکردی پیش‌خوراند در مواجهه با اغتشاش، استفاده از ترکیب پس‌خوراند و پیش‌خوراند موجب بهبود عملکرد سیستم هدایت و کنترل ربات هوایی خواهد شد و در نتیجه ربات هوایی مسیر مورد نظر با خطای کمتری دنبال خواهد کرد [۲۲-۲۵]. با توجه به انتگرال‌گیری از خطا و وجود نوفه در سیستم‌های اندازه‌گیری ممکن است خطای موقعیت ایجاد شود، اما چون موقعیت واقعی ربات هوایی به‌وسیله موقعیت‌یاب‌های دقیق، همچنین موقعیت مطلوب در هر لحظه مشخص است، لذا در صورت بروز خطای موقعیت ناشی از انتگرال‌گیری خطا، مجموعه سیستم‌های هدایت، کنترل و ناوبری آن را احساس و برطرف خواهد کرد. برای اجرای این فرمان‌ها توسط سیستم کنترل، باید مقادیر متناظر آنها در دستگاه متصل به بدنه به‌دست آید. چون با دوران دستگاه مختصات اینرسی به اندازه زوایای اویلر می‌توان این دستگاه مختصات را با دستگاه

موقعیت ربات هوایی با α و y و z نشان داده شود در مورد خطای بین موقعیت مطلوب و موقعیت واقعی ربات هوایی می‌توان نوشت:

$$e_x = x - x_r \quad (21)$$

$$e_y = y - y_r \quad (22)$$

$$e_z = z - z_r \quad (23)$$

با مشتق‌گیری مرتبه اول و دوم، مشتق مرتبه اول و دوم خطا به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

$$\dot{e}_x = \dot{x} - \dot{x}_r \quad (24)$$

$$\dot{e}_y = \dot{y} - \dot{y}_r \quad (25)$$

$$\dot{e}_z = \dot{z} - \dot{z}_r \quad (26)$$

$$\ddot{e}_x = \ddot{x} - \ddot{x}_r \quad (27)$$

$$\ddot{e}_y = \ddot{y} - \ddot{y}_r \quad (28)$$

$$\ddot{e}_z = \ddot{z} - \ddot{z}_r \quad (29)$$

فرض می‌شود دینامیک خطا در هر سه محور به‌صورت زیر باشد:

$$\ddot{e} + k_D \dot{e} + k_P e + k_I \int e dt = 0 \quad (30)$$

برای پایداری دینامیکی، لازم است ضرایب k_D ، k_P و k_I در معادله ۳۰ شرایط زیر را برآورده کنند:

$$k_P, k_I \text{ and } k_D > 0$$

$$k_P k_D > k_I$$

با قراردادن معادل \ddot{e} از رابطه‌های ۲۷ تا ۲۹، رابطه ۳۰ را می‌توان به‌صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\ddot{x} = \ddot{x}_r - k_{Dx} \dot{e}_x - k_{Px} e_x - k_{Ix} \int e_x dt \quad (31)$$

$$\ddot{y} = \ddot{y}_r - k_{Dy} \dot{e}_y - k_{Py} e_y - k_{Iy} \int e_y dt \quad (32)$$

$$\ddot{z} = \ddot{z}_r - k_{Dz} \dot{e}_z - k_{Pz} e_z - k_{Iz} \int e_z dt \quad (33)$$

چون در روابط ۳۱ تا ۳۳ متغیرهای سمت چپ، شتاب‌های ربات هوایی و جمله اول سمت راست تساوی شتاب‌های مطلوب هستند، اگر با طراحی سیستم کنترل مناسب خطای فاصله بین موقعیت مطلوب و موقعیت واقعی به صفر همگرا شود در این صورت ربات هوایی مسیر مطلوب را دنبال خواهد کرد. برای این منظور فرض می‌شود در روابط ۳۱ تا ۳۳ شتاب‌های ربات هوایی به‌عنوان فرمان‌های سیستم هدایت به سیستم کنترل باشد؛ بنابراین فرمان‌های شتاب در راستای محورهای دستگاه مختصات اینرسی به‌صورت زیر خواهد بود:

$$a_y^B = a_{horiz} \cos \phi \quad (45)$$

$$\tan \phi = \frac{a_y^B}{g \cos \phi} \quad (46)$$

بنابراین می توان نوشت:

$$\phi = \sin^{-1} \frac{a_y^B}{g} \quad (47)$$

همان طور که اشاره شد، این رابطه با فرض $\theta = 0$ به دست آمده است، اما این فرض در عمل همواره صادق نیست؛ لذا اگرچه این رابطه چندان رابطه دقیقی نیست، اما با استفاده از آن می توان فرمان غلت ϕ_c از فرمان شتاب در راستای y (a_{cy}^B) تقریب زد.

$$\phi_c = \sin^{-1} \frac{a_{cy}^B}{g} \quad (48)$$

چون تا زمانی که a_{cy}^B صفر نشود، زاویه غلت صفر نخواهد شد، لذا تا وقتی به تغییر مسیر ربات هوایی نیاز باشد، فرمان هدایت a_{cy}^B صفر نخواهد شد و ربات هوایی با توجه ϕ_c به گردش خود ادامه خواهد داد؛ اما وقتی نیاز به تغییر نباشد، مقدار a_{cy}^B صفر خواهد شد و با توجه به رابطه فرمان زاویه غلت (ϕ_c) صفر شده و ربات هوایی در مسیر مستقیم حرکت خواهد کرد؛ به عبارت دیگر چون برای تولید فرمان های هدایت، از پس خوراند موقعیت ربات هوایی استفاده می شود، فرمان هدایتی a_{cy}^B و مقدار ϕ_c هر لحظه تصحیح شده و خطاهای ناشی از تقریب پوشش داده خواهد شد.

محدودیت های عملکردی، سازهای، حسگرها و محموله ها سبب ایجاد محدودیت در فرمان ϕ_c می شود که باید در طراحی سیستم هدایت مد نظر قرار گیرد. در غیر این صورت دنبال کردن فرمان های هدایت توسط سیستم کنترل دچار اختلال شده و ربات هوایی به صورت مطلوب در مسیر مورد نظر حرکت نخواهد کرد. در طراحی سیستم هدایت و فرمان های خروجی آن باید محدودیت های مذکور لحاظ شده باشد. در این پژوهش اشباع کننده هایی در مسیر فرمان ها (هم فرمان های هدایت شتاب و هم فرمان زوایای وضعیت و سرعت) قرار داده شده است تا این فرمان ها از محدوده های مجاز خارج نشوند. برای حالت گردش مسطح می توان رابطه ۴۹ را به دست آورد [۲۶]:

$$r = \frac{g}{V_T} \sin \phi \quad (49)$$

این رابطه در واقع نرخ گردش ربات هوایی حول محور Z دستگاه مختصات بدنه را به زاویه غلت و سرعت پرنده مرتبط

مختصات متصل به بدنه ربات هوایی همراستا کرد، با استفاده از ماتریس تبدیل ۴۰، فرمان های شتاب در راستای دستگاه مختصات اینرسی به راستای دستگاه مختصات بدنه نگاشته می شود [۱۸].

$$T_E^B = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\theta s_\psi & -s_\theta \\ -c_\phi s_\psi + s_\phi s_\theta c_\psi & c_\phi c_\psi + s_\phi s_\theta s_\psi & s_\phi c_\theta \\ s_\phi s_\psi + c_\phi s_\theta c_\psi & s_\phi c_\psi + c_\phi s_\theta s_\psi & c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \quad (40)$$

در این رابطه منظور از s_* و c_* به ترتیب $\sin(*)$ و $\cos(*)$ است؛ بنابراین برای به دست آوردن فرمان های شتاب در دستگاه مختصات بدنه می توان نوشت:

$$a_c^E = T_E^B a_c^E \quad (41)$$

در این رابطه a_c^E فرمان های شتاب در دستگاه مختصات اینرسی و a_c^B فرمان های شتاب در راستای محورهای دستگاه مختصات بدنه است.

$$a_c^E = [a_{cx}^E, a_{cy}^E, a_{cz}^E]^T$$

$$a_c^B = [a_{cx}^B, a_{cy}^B, a_{cz}^B]^T$$

۴. تبدیل فرمان های شتاب به فرمان های زوایای وضعیت و نرخ گردش و سرعت

در این بخش به راهبرد جدیدی برای تبدیل فرمان های شتاب به فرمان های متناسب با سیستم کنترل ربات های هوایی متداول پرداخته می شود، به طوری که محدودیت های روش های قبل را نداشته باشد. برای این منظور از معادلات دینامیکی حاکم بر پرواز یک ربات بال ثابت استفاده شده و فرمان های شتاب به فرمان های زوایای وضعیت غلت و تاب، نرخ گردش (r_c) و نیز فرمان سرعت تبدیل شده است. انتظار می رود این روش نسبت به روش های دیگر مسیر مطلوب را با خطای کمتری دنبال کند. در گردش مسطح هماهنگ^{۱۹} یک ربات هوایی با فرض کوچک بودن زاویه وضعیت θ روابط زیر حاکم است [۲۶]:

$$L \sin \phi = M a_{horiz} \quad (42)$$

$$L \cos \phi = Mg \quad (43)$$

که در آن a_{horiz} شتاب افقی وارد به ربات هوایی و L نیروی برآست. از ترکیب این روابط می توان به رابطه ۴۴ دست یافت [۲۶].

$$\tan \phi = \frac{a_{horiz}}{g} \quad (44)$$

با توجه به زاویه غلت ϕ ، مؤلفه شتاب لازم در راستای محور y بدنه را می توان بدین صورت به دست آورد:

می‌سازد؛ لذا با استفاده از این رابطه می‌توان فرمان نرخ گردش ربات هوایی را به صورت ۵۰ به دست آورد:

$$r_c = \frac{g}{V_T} \sin \phi_c \quad (50)$$

خطای بین r_c و r از طریق یک کنترل کننده و با استفاده از سکان عمودی کنترل می‌شود. فرمان‌های شتاب در راستای محور طولی بدنه (a_{cx}^B) با توجه به ماهیت ربات‌های هوایی بال ثابت با تغییرات سرعت قابل اجراست. برای این منظور می‌توان از فرمان شتاب انتگرال گیری کرد و آن را به فرمان سرعت در راستای محور طولی بدنه تبدیل نمود. با توجه به اینکه بردار سرعت در راستای محور طولی بدنه با U نشان داده می‌شود، می‌توان نوشت:

$$U_c = \int a_{cx}^B dt \quad (51)$$

با توجه به کوچک بودن سایر مؤلفه‌های سرعت می‌توان سرعت کل ربات هوایی را تقریباً با مؤلفه سرعت در راستای محور طولی ربات هوایی یکسان در نظر گرفت، بنابراین:

$$V_{Tc} \cong U_c = \int a_{cx}^B dt \quad (52)$$

در این رابطه V_{Tc} فرمان سرعت کل ربات هوایی است. برای اجرای فرمان سرعت سیگنال خطای سرعت وارد سیستم کنترل شده و فرمان تراول مناسب تولید می‌شود. با توجه به پس‌خوراند سرعت، خطایی که در به دست آوردن رابطه ۵۲ به آن اشاره شد پوشش داده خواهد شد و فرمان شتاب a_{cx}^B دنبال خواهد شد. در اجرای فرمان شتاب a_{cx}^B نیز لازم است در تولید فرمان شتاب و فرمان سرعت، محدودیت‌های عملکردی، سازه‌ای و محموله مورد توجه قرار گرفته و فرمان‌ها در محدوده مجاز باشند. فرمان هدایت a_z^B برای هدایت اجسام پرنده به ارتفاع مطلوب به کار گرفته می‌شود. برای این منظور اگر دنبال کردن مستقیم این فرمان مورد نظر نباشد می‌توان با تبدیل آن به متغیرهایی مثل زاویه وضعیت یا ارتفاع، فرمان ورودی به سیستم کنترل را تولید کرد. با فرض اینکه نیروی تراست موازی محور طولی ربات هوایی است در راستای محور Z دستگاه مختصات بدنه می‌توان نوشت [۱۷]:

$$Ma_z^B = (-C_D \sin \alpha - C_L \cos \alpha) \bar{q}s + Mg \cos \theta \cos \phi \quad (53)$$

اگر از تغییرات پسا و برا در اثر تغییرات سطوح کنترل و سرعت‌های زاویه‌ای صرف نظر شود، رابطه ۵۳ را می‌توان بدین صورت بازنویسی کرد:

$$a_z^B = -(C_{D0} + C_{D\alpha}) \sin \alpha - (C_{L0} + C_{L\alpha}) \cos \alpha \frac{\bar{q}s}{M} + g \cos \theta \cos \phi \quad (54)$$

در معادلات حرکت θ برابر با $\alpha + \gamma$ است که در آن γ زاویه مسیر حرکت مرکز ثقل هواپیما نسبت به افق است.

$$\cos \theta = \cos(\alpha + \gamma) = \cos \alpha \cos \gamma - \sin \alpha \sin \gamma \quad (55)$$

با استفاده از نتایج شرایط تریم و نرخ اوج‌گیری در ربات هوایی در نظر گرفته شده می‌توان نشان داد که زاویه حمله و مسیر کمتر از ۷ درجه است؛ بنابراین با فرض $\sin \alpha \approx \alpha$ و $\cos \alpha \approx 1$ و نیز $\cos \gamma \approx 1$ می‌توان نوشت:

$$a_z^B = -(C_{D0} + C_{D\alpha} \alpha) \alpha - (C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha) \frac{\bar{q}s}{M} + g \cos \phi \quad (56)$$

با توجه به کوچکی مقادیر α و $C_{D\alpha}$ ، در رابطه ۵۶ از $C_{D\alpha} \alpha$ صرف نظر کرد و از این رابطه می‌توان به صورت زیر، رابطه‌ای را برای α به دست آورد:

$$\alpha = -\frac{Ma_z^B - Mg \cos \phi + \bar{q}s C_{L0}}{\bar{q}s(C_{D0} + C_{L\alpha})} \quad (57)$$

با استفاده از معادلات دینامیک پرواز می‌توان نوشت [۲۷]:

$$\dot{h} = V_T \sin \gamma \quad (58)$$

$$\gamma = \sin^{-1} \frac{\dot{h}}{V_T} \quad (59)$$

با استفاده از رابطه $\theta = \alpha + \gamma$ و روابط ۵۷ تا ۵۹ و حذف α می‌توان رابطه زیر را برای θ به دست آورد:

$$\theta = -\frac{Ma_z^B - Mg \cos \phi + \bar{q}s C_{L0}}{\bar{q}s(C_{D0} + C_{L\alpha})} + \sin^{-1} \frac{\dot{h}}{V_T} \quad (60)$$

چون a_z^E شتاب در راستای محور Z دستگاه مختصات اینرسی است، لذا با انتگرال گیری از آن نسبت به زمان می‌توان نرخ تغییرات ارتفاع را به دست آورد:

$$\dot{h} = \int a_z^E dt \quad (61)$$

با جایگذاری رابطه ۶۱ و با توجه به اینکه $\bar{q} = 0.5 \rho V_T^2$ است، رابطه ۶۰ را می‌توان به این صورت بازنویسی کرد:

طراحی کنترل خطی استفاده شده است. برای این منظور معادلات غیرخطی ربات هوایی حول شرایط تریبم خطی شده و ماتریس فضای حالت به دست آمده و متغیرهای حالت کانال طولی و عرضی - سمتی جداسازی شدند. با طراحی بهره‌های کنترلی مناسب تلاش شد تا ریشه‌های مودهای دینامیکی طولی و عرضی - سمتی در موقعیت مطلوبی قرار گیرند. برای این منظور از سرعت‌های زاویه‌ای ϕ ، q و r پس‌خوراند گرفته شده و با استفاده از بهره‌های کنترلی طراحی شده دینامیک حلقه بسته ربات‌های هوایی شکل گرفت. مقادیر بهره‌های کنترلی به دست آمده عبارت‌اند از:

$$K_p = 0.6 \quad K_q = -1.35 \quad K_r = 2$$

همان‌طور که در طراحی سیستم هدایت مشاهده شد، برای دنبال کردن فرمان‌های سیستم هدایت، باید سیستم کنترل بتواند فرمان‌های (ϕ_c) ، سرعت (U_c) و زاویه وضعیت تاب (θ_c) را دنبال کند. برای هر سه متغیر حالت پس از به دست آوردن توابع تبدیل از ماتریس‌های فضای حالت، کنترل‌کننده لازم طراحی گردید تا ربات هوایی بتواند این فرمان‌ها را دنبال کند. طراحی کنترل‌کننده‌ها بر اساس معادلات خطی انجام شده، اما شبیه‌سازی پرواز بر اساس معادلات غیرخطی شش درجه آزادی صورت گرفته است. لذا لازم بود بهره‌های کنترلی تنظیم مجدد شوند. اساس طراحی کنترل، استفاده از کنترل‌کننده‌های PID بوده و پیکره‌بندی سیستم حلقه بسته مطابق شکل ۱ در نظر گرفته شده است. در این شکل منظور از D^2 مشتق دوم سیگنال و X_D بردار موقعیت مطلوب است. مطابق روابط ۳۷ تا ۳۹ برای کنترل خطی فاصله بین موقعیت ربات هوایی و موقعیت مطلوب، این خطا از یک کنترل‌کننده PID عبور می‌کند و با استفاده از مشتق دوم مسیر مطلوب فرمان‌های هدایت به صورت شتاب تولید می‌شود. در بهره‌های کنترلی این کنترل‌کننده برای هر یک از محورهای مختصات دستگاه مختصات آورده شده است.

$$\theta = -\frac{Ma_z^B - Mg \cos \phi + 0.5 \rho V_T^2 s C_{L0}}{0.5 \rho V_T^2 s (C_{D0} + C_{L\alpha})} + \sin^{-1} \frac{\int a_z^E dt}{V_T} \quad (62)$$

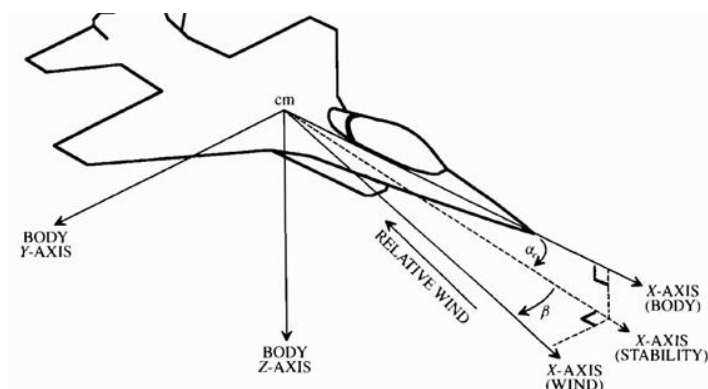
اگر فرمان‌های هدایت a_{cz}^E و a_{cz}^B مشخص باشد، می‌توان فرمان زاویه θ متناسب با این فرمان‌ها را از رابطه ۶۲ به دست آورد:

$$\theta_c = -\frac{Ma_{cz}^B - Mg \cos \phi + 0.5 \rho V_T^2 s C_{L0}}{0.5 \rho V_T^2 s (C_{D0} + C_{L\alpha})} + \sin^{-1} \frac{\int a_{cz}^E dt}{V_T} \quad (63)$$

اگر سیستم کنترلی بتواند این فرمان را دنبال کند، در واقع فرمان‌های هدایت a_{cz}^E و a_{cz}^B را دنبال کرده است. در به دست آوردن رابطه ۶۳ از تقریب‌های استفاده شد که سبب می‌شود این رابطه، رابطه دقیق نباشد؛ اما با توجه به اینکه از خطای مسیر به صورت پیوسته پس‌خور گرفته شده و مقادیر خطا به‌روز می‌شود بنابراین خطاهای تقریب پوشش داده می‌شود.

۵. نتایج شبیه‌سازی

در این بخش با استفاده از روش طراحی، که در قسمت قبل توضیح داده شد، یک سیستم هدایت و کنترل برای یک ربات هوایی بال‌ثابت طراحی و توانمندی آن با انجام شبیه‌سازی ارزیابی شده است. در انجام شبیه‌سازی از معادلات شش درجه آزادی استفاده و از اغتشاشات محیطی صرف‌نظر، زمین مسطح و ربات هوایی صلب فرض شده است. فرض شده است نقطه‌ای مجازی با سرعت ۸۰ کیلومتر بر ساعت در مسیر بین نقاط مسیر شکل گرفته در حال حرکت باشد و ربات هوایی با دنبال کردن آن روی مسیر از پیش تعیین شده پرواز می‌کند. برای طراحی سیستم کنترل از روش‌های



شکل ۱. زاویه حمله و زاویه لغزش جانبی [۱۸]

جدول ۱. بهره‌های کنترل فرمان‌های غلت، سرعت و زاویه تاب

	k_p	k_I	k_D
U_c	۰/۱۹۱۷۵	۰/۰۱۵۳۴	۰/۲۳۷۷۸
ϕ_c	۱۸/۹۵۸۲	۰/۲۱۱۲۱	۱۰/۵۱۵۸۸
θ_c	-۲۲/۰۴۹۴۹	-۰/۳۸۴۱۰	-۴۹/۱۰۰۵

جدول ۲. بهره‌های کنترلی کنترل‌کننده مسیر

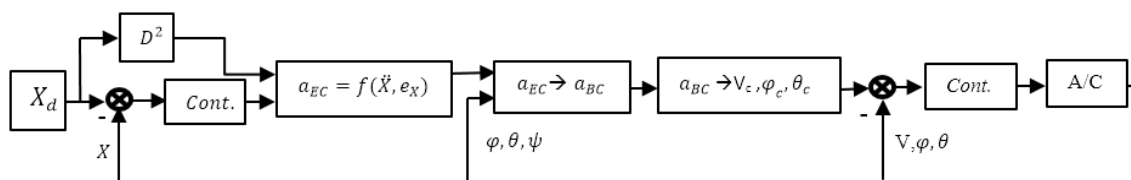
	k_p	k_I	k_D
X	۵/۶۳۶۸	۰/۲۹۲۸	۱۵/۴۴۶۴
Y	۰/۷۳۴۴	۰/۰۲۵۹	۲/۷۷۰۳۶
Z	۰/۰۶۱۵	۰/۰۰۰۴	۲/۲۷۹۴۳

جدول ۳. محدوده فرمان‌های شتاب (متر بر مجذور ثانیه)

	a_x^E	a_y^E	a_z^E
Min.	-۱۰	-۷	-۱۰
Max.	+۱۰	+۷	+۱۰

جدول ۴. محدوده فرمان‌های هدایت و کنترل

	ϕ_c	U_c	θ_c
Min.	-۴۰	۵۰	-۴۰
Max.	۴۰	۸۰	۲۵



شکل ۲. نمایش شماتیک از سیستم هدایت و کنترل

که این مقادیر در جداول ۳ و ۴ آورده شده است. برای اینکه توانمندی الگوریتم پیشنهادی نسبت به الگوریتم‌های هدایتی دیگر مورد ارزیابی قرار گیرد در این قسمت، الگوریتم پیشنهادی این مقاله با الگوریتم هدایتی روابط ۱۷ و ۱۸ مقایسه و نتایج آورده شده است.

با کنترل‌کننده طراحی شده، ربات هوایی می‌تواند فرمان‌های شتاب را دنبال کند. در طراحی سیستم کنترل و با توجه به ملاحظات سازه‌ای و عملکردی ربات هوایی، محدودیت‌هایی در فرمان‌های شتاب و نیز فرمان‌های ϕ_c ، U_c و θ_c در نظر گرفته شده است

قرار گرفته‌اند که با توجه به ربات هوایی در نظر گرفته مقدار معقولی می‌باشند. با توجه به چیدمان نقاط مسیر، ربات هوایی در هنگام تغییر مسیر باید به سمت راست گردش کند، لذا فرمان شتاب در جهت مثبت محور y بدنه تولید شده و به خوبی این موضوع را نشان می‌دهد. هنگام گردش، بدلیل کاهش نیروی برا ارتفاع پرنده کمی کاهش می‌یابد و سیستم هدایت باید فرمان شتاب در جهت منفی محور z بدنه تولید کند تا از افت ارتفاع جلوگیری نماید. نتایج شبیه‌سازی ارائه شده در شکل ۵ مؤید این واقعیت است. در شکل‌های ۵ و ۶ به ترتیب مسیر پرواز ربات هوایی در بین نقاط مسیر و خطای موقعیت ربات هوایی که از شبیه‌سازی شش درجه پرواز به دست آمده، نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود، سیستم هدایت و کنترل طراحی شده توانسته است به خوبی ربات هوایی را در مسیر پیش‌بینی شده هدایت نموده و مسیر مطلوب را با خطای خیلی کمی دنبال کرده است. تغییر راستای مسیر پرواز که طبیعتاً با مانور غلت همراه است سبب ایجاد نوساناتی در خطای موقعیت پرنده شده که در شکل ۶ و در ثانیه‌های حدود ۶۶ و ۱۲۷ پرواز قابل مشاهده است. به منظور ارزیابی مقاوم بودن سیستم کنترل در برابر اغتشاش، فرض شده است تبدادی با سرعت ۲۰ کیلومتر بر ساعت از ثانیه ۶۰ تا ۸۰ به ربات هوایی برخورد داشته باشد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد سیستم هم با قبول مقداری خطا، پرنده در مسیر مطلوب کنترل کرده و پس از حذف تند مجدداً خطا را کاهش داده و به خطای بدون تند همگرا شده است. در شکل ۷ تغییرات سرعت، زاویه حمله و لغزش جانبی ربات هوایی برحسب زمان نشان داده شده است. به علت خطای موقعیت ربات هوایی در شروع پرواز سرعت ربات هوایی بیشتر از سرعت مطلوب ۸۰ کیلومتر بر ساعت است. برای بالانس هواپیما افزایش سرعت موجب کاهش زاویه حمله می‌شود و شکل ۷ این تغییرات مورد انتظار را نشان می‌دهد. در هنگام تغییر مسیر، تغییر سرعت در دستگاه بدنه نیز مورد انتظار است و تغییرات سرعت، تغییرات زاویه حمله و لغزش جانبی را در پی خواهد داشت. شکل ۷ موارد مذکور را تأیید می‌کند. تغییرات زوایای اوپلر برحسب زمان در شکل ۸ نمایش داده شده است. همان‌طور که در این بخش ذکر شد، با توجه به نقاط مسیر و مسیر حرکتی که در شکل ۶ نمایش داده شده است ربات هوایی در تغییر مسیر همواره به سمت راست تغییر مسیر داده است. با توجه به جهت دستگاه مختصات اینرسی، تغییر مسیر به سمت راست مستلزم زاویه غلت مثبت و افزایش زاویه رأس است. همان‌طور که انتظار می‌رود،

برای انجام این شبیه‌سازی، روش هدایتی ارائه شده، هم به صورت حرکت مستقیم به طرف نقطه مسیر و هم به صورت دنبال کردن نقطه مسیر به کار گرفته شد.

در استفاده از رویکرد دنبال کردن نقطه مسیر به جای اینکه نقطه مسیر جاری، نقطه مسیر ثابتی باشد که ربات هوایی همانند رویکرد حرکت مستقیم به سمت آن پرواز می‌کند، به صورت یک نقطه مجازی متحرک در نظر گرفته شده است که با سرعت ۸۰ کیلومتر بر ساعت روی مسیر بین نقاط مسیر در حال حرکت است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود الگوریتم جدید نسبت به روش‌های دیگر عملکرد بهتری داشته و توانسته است مسیر از پیش تعیین شده را با خطای کمتری نسبت به الگوریتم دیگر دنبال کند. اگرچه روش ارائه شده در روابط ۱۷ و ۱۸ در پژوهش‌های دیگر بهبود پیدا کرده است، اما نتایج شبیه‌سازی، تفاوت قابل ملاحظه روش هدایت و الگوریتم‌های هدایت مبتنی بر شتاب ارائه شده در این مقاله را به خوبی نشان می‌دهد. کاهش خطا مستلزم هزینه کنترلی بیشتر است. برای نمونه تغییرات زمانی ورودی‌های کنترلی الویتور و ایلران در شکل ۳ نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، تغییرات ورودی کنترل در روش جدید نسبت به روش دیگر سریع‌تر و با دامنه بیشتر همراه است.

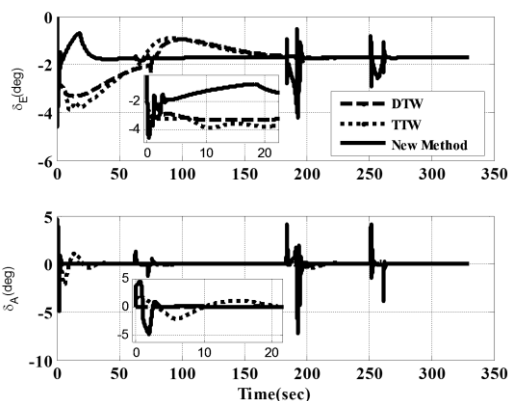
برای ارزیابی توانمندی سیستم کنترل طراحی شده یک مسیر سه‌بعدی در نظر گرفته شده و نقاط مسیر در جدول ۵ آورده شده است. با توجه به روابط ۳۷ تا ۳۹ و نیز موقعیت لحظه‌ای ربات هوایی که با استفاده از شبیه‌سازی معادلات شش درجه آزادی حاصل می‌شود فرمان‌های هدایت به صورت شتاب‌های در راستای دستگاه مختصات اینرسی استخراج گردیده و تغییرات آنها برحسب زمان به دست آمده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، شتاب‌ها در محدوده تعیین شده در جدول ۳ قرار گرفته است. مطابق رابطه ۴۱ برای اینکه ربات هوایی فرمان‌های هدایت شتاب در دستگاه مختصات اینرسی را دنبال کند لازم است این فرمان‌ها با استفاده از ماتریس تبدیل T_E^B ، به دستگاه مختصات بدنه منتقل شود. برای این منظور باید در هر لحظه زوایای اوپلر ربات هوایی مشخص شده باشد. در انجام شبیه‌سازی، این زوایا نیز به عنوان متغیرهای حالت ربات هوایی محاسبه و با استفاده از ماتریس تبدیل، فرمان‌های شتاب در راستای بدنه استخراج گردیده‌اند. نتایج به صورت تغییرات زمانی شتاب‌ها در دستگاه مختصات بدنه آورده شده است. در شکل ۵، فرمان‌های شتاب در محدوده ۱۰- تا ۱۰+ متر بر مجذور ثانیه

شکل ۸ افزایش زاویه رأس و نیز افزایش مقطعی زاویه مثبت غلت را در هنگام تغییر مسیر حرکت نشان می‌دهد. همچنین شکل ۸ تغییرات زاویه تاب را نشان می‌دهد. در شروع حرکت با توجه به اوج‌گیری پرنده، زاویه تاب که مجموع زاویه حمله و زاویه مسیر است افزایش یافته است و تا ثانیه ۶۵ و رسیدن ربات هوایی به ارتفاع مورد نظر ثابت مانده است. پس از آن با توجه به صفر شدن زاویه مسیر، زاویه تاب برابر با زاویه حمله شده و به‌جز نوسانات کم در تغییر مسیرها در زاویه حدود ۲ درجه و برابر با زاویه حمله ثابت مانده است. در شکل ۹ نیز تغییرات زمانی ورودی‌های کنترلی

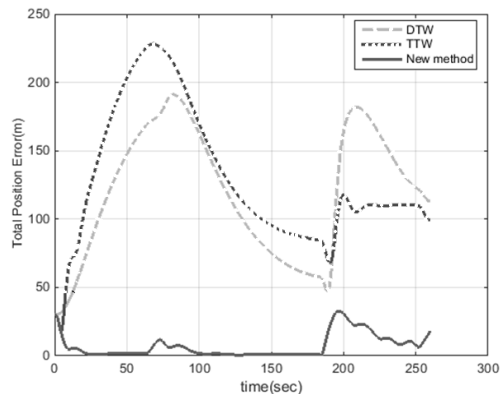
تراتل، الویتور، ایلران و رادر نمایش داده شده است. گفتنی است که از رادر برای کنترل زاویه لغزش جانبی استفاده شده است. تراتل در زمان اوج‌گیری پرنده تا ۶۰ ثانیه نخستین پرواز به‌خصوص در ۲۰ ثانیه اول که سیستم کنترل تلاش دارد خطای موقعیت اولیه را جبران کند بیشترین مقدار را دارد، اما پس از کاهش خطای موقعیت و رسیدن ربات هوایی به ارتفاع مورد نظر و شروع پرواز کروز، کاهش یافته و در حدود ۰/۳ ثابت مانده، اگرچه پرنده در زمان‌های تغییر جهت، به‌طور طبیعی نوساناتی داشته است. تغییرات سایر سطوح کنترل با توجه به پروفیل پروازی پرنده، معقول و مورد انتظار است.

جدول ۵. نقاط مسیر حرکت ربات هوایی

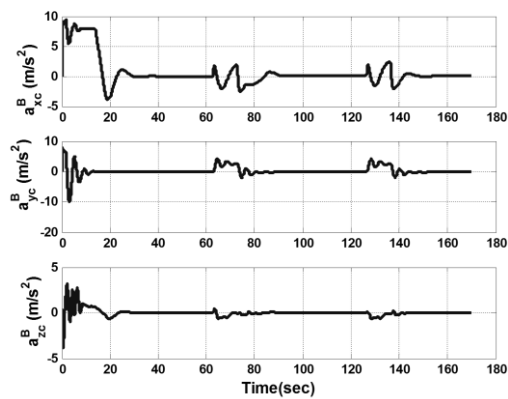
	۱	۲	۳	۴
$X(m)$	۰	۱۵۰۰	۲۵۰۰	۲۵۰۰
$Y(m)$	۰	۰	۱۰۰۰	۲۵۰۰
$H(m)$	۰	۱۰۰	۱۰۰	۱۰۰



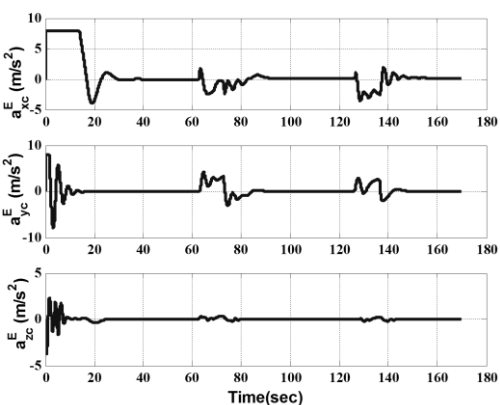
شکل ۴. تغییرات ورودی‌های کنترلی الویتور و ایلران



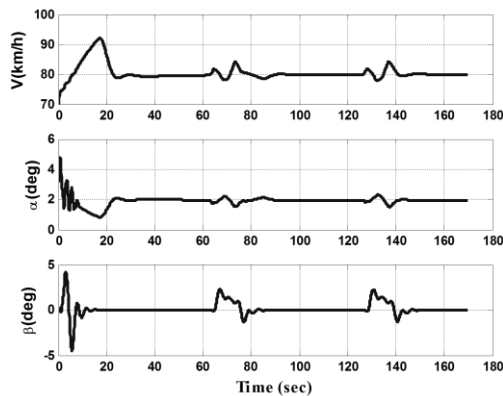
شکل ۳. خطای موقعیت روش‌های مختلف هدایت



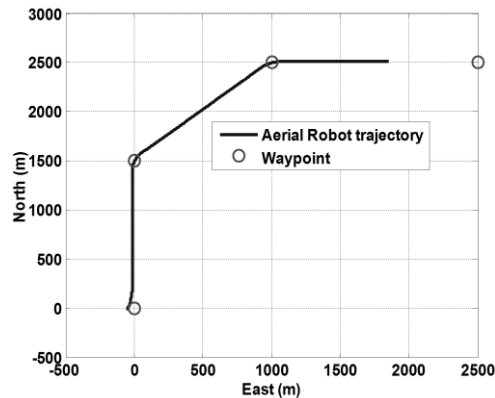
شکل ۶. فرمان‌های شتاب سیستم هدایت در دستگاه بدنه



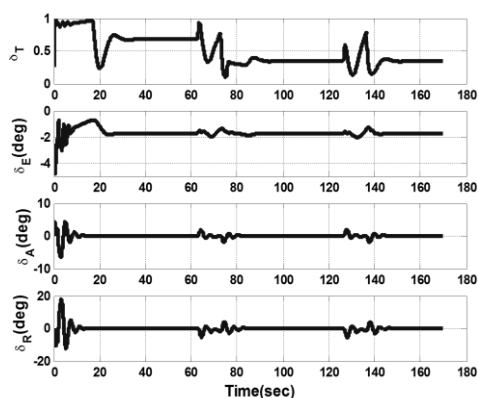
شکل ۵. فرمان‌های شتاب سیستم هدایت در دستگاه اینرسی



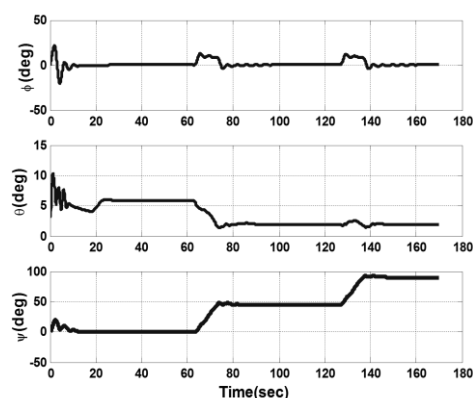
شکل ۸. تغییرات سرعت، زاویه حمله و لغزش جانبی



شکل ۷. مسیر حرکت ربات هوایی



شکل ۱۰. ورودی‌های کنترلی



شکل ۹. تغییرات زوایای اوایلر

۶. نتیجه گیری

هوایی را در مسیر مطلوب قرار دهد. نتایج شبیه‌سازی، که با در نظر گرفتن معادلات شش درجه آزادی انجام شد، نشان داد که الگوریتم هدایت و کنترل ارائه شده قادر است به خوبی فرمان‌های هدایت را اجرا کند و ربات هوایی را در مسیر مطلوب به حرکت درآورد. شبیه‌سازی انجام شده با فرض بدون اغتشاش بودن محیط پروازی و نیز بدون باد جانبی انجام شده است. طراحی سیستم کنترل بر اساس اندازه‌گیری شتاب‌های جانبی و بستن حلقه کنترل با پس‌خوراند شتاب‌های وارد بر بدنه و در نهایت مقایسه آنها با نتایج این مقاله می‌تواند از زمینه‌های پیشنهادی برای ادامه پژوهش حاضر باشد.

در این مقاله به هدایت و کنترل یک ربات هوایی برای دنبال نمودن یک مسیر مطلوب پرداخته شد. برای این منظور فرمان‌های هدایت با استفاده از خطای مسیر حرکت ربات هوایی و مسیر حرکت مطلوب در دستگاه مختصات اینرسی، به صورت شتاب در راستای سه محور دستگاه مختصات استخراج شد. با استفاده از یک ماتریس تبدیل فرمان‌های شتاب به دست آمده به دستگاه مختصات بدنی نگاشته شد. با تبدیل فرمان‌های شتاب در دستگاه مختصات بدنه به فرمان‌های سرعت، زاویه وضعیت غلت و تاب به دست آمده و این فرمان‌ها به عنوان فرمان‌های هدایت وارد سیستم کنترل شدند. سیستم کنترلی طراحی شده با اجرای این فرمان‌ها توانست ربات

۷. مأخذ

- [1] Costello, D., I. Kaminer, K. Carder, R. Howard. "The use of unmanned vehicle systems for coastal ocean surveys: Scenarios for joint underwater and air vehicle missions." *Proceedings 1995*

Workshop on Intelligent Control of Autonomous Vehicles, 1995, pp. 61-72.

- [2] Hong, Y., Y. Kim. "Integrated Design of Rotary UAV Guidance and Control Systems Utilizing

- Sliding Mode Control Technique." *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 13, pp. 90-98, 2012.
- [3] Medagoda, E. D. B., P. W. Gibbens. "Synthetic-waypoint guidance algorithm for following a desired flight trajectory," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 33, pp. 601-606, 2010.
- [4] Sprinkle, J., J. M. Eklund, H. J. Kim, S. Sastry. "Encoding aerial pursuit/evasion games with fixed wing aircraft into a nonlinear model predictive tracking controller." *Decision and Control*, 2004, CDC, 43rd IEEE Conference on, 2004, pp. 2609-2614.
- [5] Alexis, K., G. Nikolakopoulos, A. Tzes. "On trajectory tracking model predictive control of an unmanned quadrotor helicopter subject to aerodynamic disturbances." *Asian Journal of Control*, vol. 16, pp. 209-224, 2014.
- [6] Guerreiro, B. J., C. Silvestre, R. Cunha, A. Pascoal. "Trajectory tracking nonlinear model predictive control for autonomous surface craft." *Control Systems Technology*, IEEE Transactions on, vol. 22, pp. 2160-2175, 2014.
- [7] Kang, Y., J. K. Hedrick. "Linear tracking for a fixed-wing UAV using nonlinear model predictive control." *Control Systems Technology*, IEEE Transactions on, vol. 17, pp. 1202-1210, 2009.
- [8] Park, S., J. Deyst, J. P. How. "Performance and Lyapunov stability of a nonlinear path following guidance method." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 30, pp. 1718-1728, 2007.
- [9] Nelson, D. R., D. B. Barber, T. W. McLain, R. W. Beard. "Vector field path following for miniature air vehicles." *Robotics*, IEEE Transactions on, vol. 23, pp. 519-529, 2007.
- [10] Ratnoo, A., P. Sujit, M. Kothari. "Adaptive optimal path following for high wind flights," in 18th IFAC World Congress, Milano, Italy, 2011.
- [11] Venkatraman, K., V. Mani, M. Kothari, I. Postlethwaite, D.-W. Gu. "A suboptimal path planning algorithm using rapidly-exploring random trees." *International Journal of Aerospace Innovations*, vol. 2, pp. 93-104, 2010.
- [12] Osborne, J. R. Rysdyk. "Waypoint guidance for small UAVs in wind." *AIAA Infotech Aerospace*, vol. 193, pp. 1-12, 2005.
- [13] Shehab, S., L. Rodrigues. "Preliminary results on UAV path following using piecewise-affine control." *Control Applications*, 2005. CCA 2005. Proceedings of 2005 IEEE Conference on, 2005, pp. 358-363.
- [14] Cao, C., N. Hovakimyan, I. Kaminer, V. V. Patel, V. Dobrokhodov. "Stabilization of cascaded systems via L1 adaptive controller with application to a UAV path following problem and flight test results." in *American Control Conference*, 2007. ACC'07, 2007, pp. 1787-1792.
- [15] Da Silva, J. E., J. B. De Sousa. "A dynamic programming approach for the motion control of autonomous vehicles," in *Decision and Control (CDC)*, 2010 49th IEEE Conference on, 2010, pp. 6660-6665.
- [16] Karimi, J., S. H. Pourtakdoust. "Integrated motion planning and trajectory control system for unmanned air vehicles," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 227, pp. 3-18, 2013.
- [17] Roskam, J., *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls: DARcorporation*, 2003.
- [18] Stevens, B. L., F. L. Lewis, *Aircraft control and simulation*, John Wiley & Sons, 2003.
- [19] Lee, C.H., M.G. Seo, M. J. Tahk, J. I. Lee, B. E. Jun. "Missile acceleration controller design using pi and time-delay adaptive feedback linearization methodology." *arXiv preprint arXiv:1209.0864*, 2012.
- [20] Beard, R. W., T. W. McLain, *Small unmanned aircraft: Theory and practice*, Princeton University Press, 2012.
- [21] Soleymani, T., F. Saghaf. "Fuzzy trajectory tracking control of an autonomous air vehicle," in *Mechanical and Electronics Engineering (ICMEE)*, 2010 2nd International Conference on, 2010, pp. V2-347-V2-352.
- [22] Lambrechts, P., M. Boerlage, M. Steinbuch, "Trajectory planning and feedforward design for high performance motion systems." *Feedback*, vol. 14, p. 15, 2004.

- [23] Ito, K., M. Iwasaki, H. Hirai. "Improvement of trajectory tracking performance using pseudo feedforward control." in *Mechatronics (ICM)*, 2013 IEEE International Conference, 2013, pp. 768-773.
- [24] Yan, M.T., Y.J. Shiu. "Theory and application of a combined feedback–feedforward control and disturbance observer in linear motor drive wire-EDM machines." *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, vol. 48, pp. 388-401, 2008.
- [25] Chang, P. H., G. R. Cho. "Enhanced feedforward control of non-minimum phase systems for tracking predefined trajectory," *International Journal of Control*, vol. 83, pp. 2440-2452, 2010.
- [26] Blakelock, J. H. *Automatic control of aircraft and missiles*, John Wiley & Sons, 1991.
- [27] McLean, D., "Automatic flight control systems (Book)," Englewood Cliffs, NJ, Prentice Hall, 1990, 606.

پی نوشت

-
1. autonomy level
 2. GPS
 3. waypoint
 4. direct to waypoint (DTW)
 5. track to waypoint (TTW)
 6. heading
 7. model predictive control
 8. LQR
 9. pure pursuit
 10. roll
 11. pitch
 12. yaw
 13. north-east-down (NED)
 14. mission profile
 15. preprogramming
 16. roll-stabilized skid-to-turn
 17. heading angle
 18. polar converting logic
 19. coordinated level turn