

## تخمین مدل باد در یک پرنده بدون سرنشین بال ثابت مبتنی بر روش ناوبری مدل مبنا

نوبهاری، هادی<sup>۱</sup>، محمدکریمی، حامد<sup>۲\*</sup>، شریفی، علیرضا<sup>۳</sup>

۱- استاد، دینامیک پرواز و کنترل، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران  
۲- استادیار، دینامیک پرواز و کنترل، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران  
۳- استادیار، دینامیک پرواز و کنترل، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران  
(دریافت مقاله: ۱۴۰۱/۰۵/۱۷ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۱/۳۰)

### چکیده

پرواز یک پرنده بدون سرنشین بال ثابت به دلیل وجود نامعینی‌های مدل، نویز اندازه‌گیری، اغتشاشات محیط مانند باد و پدیده آیرودینامیکی اثر زمین یک مسئله چالش برانگیز است. از این رو، دانستن اطلاعات دقیق از پدیده باد و همچنین متغیرهای حالت از اولویت‌های پرواز خودکار وسایل بدون سرنشین به‌شمار می‌آید. در این پژوهش، روش ناوبری مدل مبنا به منظور تخمین مدل باد و متغیرهای حالت در یک پرنده بدون سرنشین بال ثابت ارائه شده است. به این منظور، ابتدا مدل‌سازی پرنده انجام شده است. سپس برای مدل‌کردن باد از مدل‌های استاندارد موجود در مراجع شامل مدل باد ثابت، مدل باد 1-cosine و مدل باد برشی استفاده شده است. در گام بعد، از روش ناوبری مدل مبنا به منظور تخمین مدل باد و نیز تخمین لحظه‌ای متغیرهای حالت استفاده شده است. در این روش، خطاهای سرعت، موقعیت و وضعیت پرنده در سیستم مختصات اینرسی از تلفیق سیستم ناوبری اینرسی و سیستم تعیین موقعیت یاب جهانی با استفاده از یک فیلتر کالمن تخمین‌زده می‌شود. همچنین از یک فیلتر UKF به منظور تخمین متغیرهای حالت پرنده و سرعت‌های باد مبتنی بر خروجی‌های سیستم ناوبری اینرسی استفاده می‌شود. در نهایت، سیستم ناوبری تلفیقی در هر لحظه بهترین تخمین مدل باد و متغیرهای حالت پرنده را مبتنی بر تلفیق خروجی‌های فیلتر کالمن و فیلتر UKF پیدا می‌کند. نتایج شبیه‌سازی حاکی از کارایی مناسب روش ناوبری مدل مبنا به منظور تخمین مدل باد و متغیرهای پرنده در پرواز پرنده بدون سرنشین بال ثابت است.

واژه‌های کلیدی: پرنده بدون سرنشین بال ثابت، مدل باد، تخمین باد، تخمین متغیرهای حالت، ناوبری مدل مبنا

## Model-Aided Inertial Navigation Applied to Wind Estimation for a Fixed Wing UAV

### Abstract

The flight of unmanned aerial vehicles is often associated with model uncertainties, measurement noises, and environmental disturbances such as wind gust. To mitigate these challenges, the accurate estimation of states is vital. Moreover, the wind model and its parameters should also be estimated and compensated during the flight. In this paper, a model-aided inertial navigation is implemented for this purpose. To investigate the performance of the model-aided inertial navigation, two different models including constant wind, "1-cosine" model and wind shear are considered. The model-aided inertial navigation integrates the output from a dynamics model of unmanned aerial vehicle in the navigation system to simultaneously estimate the model of wind as well as the current states. The results show that the model-aided inertial navigation provides good performance and the wind model is properly estimated. Moreover, small estimation errors, obtained from the simulations, prove the good performance of this approach in estimation of states and wind model.

**Keywords:** *Unmanned Aerial Vehicle, Wind Models, Wind Estimation, State Estimation, Model-Aided Inertial Navigation*

\* حامد محمدکریمی، تلفن: ۰۹۱۲۵۰۷۶۶۷۶، پست الکترونیک: [h.mohammadkarimi@aut.ac.ir](mailto:h.mohammadkarimi@aut.ac.ir)

این مقاله تحت لایسنس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لایسنس از آدرس <https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode> دیدن فرمایید.



## مقدمه

پرنده‌های بدون سرنشین (UAV)<sup>۱</sup> به صورت گسترده‌ای در کاربردهای نظامی و غیرنظامی هم‌چون شناسایی، نظارت، کنترل مرزها، کنترل ترافیک و تشخیص آلودگی مواد شیمیایی بیولوژیکی و رادیولوژیکی استفاده شده‌اند. مراحل پروازی این پرنده‌ها تحت تاثیر اغتشاشات اتمسفری هم‌چون باد است. اغتشاشات اتمسفری باعث منحرف شدن پرنده از مسیر مطلوب پروازی، پرواز ناپایدار و در نتیجه سقوط پرنده می‌شوند [۱]. بنابراین پرواز توسط اپراتور در شرایط بادی علاوه بر اینکه پر مخاطره است؛ به مهارت فراوانی نیز نیاز دارد.

همچنین پرواز خودکار یک پرنده بدون سرنشین بال ثابت نیاز به داشتن حسگرها و کنترل‌کننده‌های دقیق و با عملکرد بالا است. چنین کنترل‌کننده‌هایی به تمام متغیرهای حالت و نیز اطلاعات اغتشاشات ورودی به منظور تولید سیگنال‌های کنترلی مناسب نیاز دارند. در عمل، بعضی از متغیرهای حالت و اغتشاشات ورودی قابل اندازه‌گیری نیستند؛ لذا لازم است تا متغیرهای حالت غیرقابل اندازه‌گیری، سرعت باد و جهت باد به منظور بهبود عملکرد پروازی مناسب پرنده بدون سرنشین بال ثابت در شرایط بادی تخمین زده شوند. در این صورت، پرنده بدون سرنشین بال ثابت می‌تواند تاثیر باد را خنثی کرده و مسیر مطلوب را به صورت دقیق ردیابی کند.

پژوهش‌های انجام‌شده در زمینه تخمین اغتشاشات اتمسفری به شناسایی مولفه‌های سرعت و شتاب باد می‌پردازد. از مهم‌ترین مزیت تخمین اغتشاشات اتمسفری می‌توان به بهبود تخمین متغیرهای حالت پرنده اشاره کرد. پژوهش‌های انجام شده در این زمینه را می‌توان به دو روش مثلث باد<sup>۲</sup> [۲] و تخمین مبتنی بر خروجی‌های پرنده [۳] طبقه‌بندی کرد. روش مثلث باد یک روش گرافیکی مبتنی بر ارتباط هندسی بین بردارهای سرعت باد، سرعت پرنده نسبت به زمین<sup>۳</sup> و سرعت حقیقی پرنده نسبت به جریان هوا<sup>۴</sup> است. در این صورت، سرعت و جهت بردار باد از اختلاف برداری بین سرعت پرنده نسبت به زمین و سرعت حقیقی پرنده نسبت به هوا حاصل می‌شود. سرعت حقیقی پرنده نسبت به جریان هوا همان سرعت پرنده در سیستم مختصات باد است که با اندازه‌گیری خروجی سرعت از لوله پیتوت و نیز زوایای حمله و لغزش جانبی محاسبه می‌شود.

از جمله مشکلات روش مثلث باد می‌توان به ضرورت اندازه‌گیری زوایای حمله و لغزش، نیاز به اندازه‌گیری زوایای اوپلر، خطا در خروجی حسگر تعیین موقعیت یاب جهانی (GPS)<sup>۵</sup> [۴]، خطای نصب لوله پیتوت [۵] و نویزی بودن خروجی‌های سنسور اشاره کرد. این مشکلات باعث عدم دقت در محاسبه سرعت و جهت باد می‌شود. از این رو، پژوهش‌های مختلفی به منظور رفع این مشکلات انجام شده‌است.

در مرجع [۶]، فیلتر کالمن توسعه یافته (EKF)<sup>۶</sup> به منظور تخمین سرعت و جهت باد دو بعدی و نیز فاکتور تصحیح سنسور سرعت هوا مستقل از زوایای حمله و لغزش استفاده شده‌است. همچنین، در مرجع [۷]، پیشرفت‌های اخیر در پرنده‌های بدون سرنشین هم‌چون تخمین سرعت باد را بررسی کرده است. در مرجع [۸]، مساله تخمین باد در حالت دو بعدی با استفاده از فیلتر کالمن Unscented (UKF)<sup>۷</sup> انجام شده‌است. همچنین، در روش پیشنهاد شده در مرجع [۹]، سرعت باد را تنها با استفاده از حسگر GPS و واحد اندازه‌گیری اینرسی (IMU)<sup>۸</sup> تخمین می‌زنند. همچنین در مرجع [۱۰] سرعت باد با اندازه‌گیری حرکت پرنده نسبت به زمین و با استفاده از یک دوربین تخمین زده می‌شود.

در مرجع [۱۱]، از یک فیلتر کالمن به منظور تخمین سرعت باد، زاویه حمله و زاویه جانبی پرنده بال ثابت مبتنی بر دارا بودن حسگرهای سیستم ماهواره‌های ناوبری جهانی (GNSS)<sup>۹</sup>، سیستم تعیین وضعیت و سمت (AHRS)<sup>۱۰</sup> و یک لوله پیتوت استفاده شده‌است. اما در این روش، سرعت باد ثابت فرض می‌شود. همچنین در مرجع [۱۲] تخمین هر سه مولفه سرعت باد با استفاده از فیلتر کالمن انجام شده‌است. در این روش، فیلتر کالمن مولفه‌های سرعت باد را با استفاده از حسگرهای GPS، IMU، قطب‌نما و سنسور هوا<sup>۱۱</sup> اندازه‌گیری می‌کند.

در روش تخمین باد مبتنی بر خروجی‌های پرنده، بردار شتاب باد را می‌توان با اندازه‌گیری خروجی‌های پرنده (GPS، IMU، سرعت هوا و مغناطیس‌سنج) و نیز پیش‌بینی حرکت پرنده با استفاده از مدل دینامیکی آن محاسبه کرد [۳]. این روش بیانگر محاسبه مولفه‌های سرعت باد مبتنی بر خروجی‌های پرنده است. از جمله مشکلات این روش می‌توان به خطا در خروجی حسگر GPS، نویزی بودن و عدم دقت در خروجی‌های سنسور، وابستگی به مدل دینامیکی دقیق پرنده و

سرعت‌های زاویه‌ای پرنده نسبت به فضای اینرسی استفاده می‌کند. به مجموعه شتاب سنج‌ها و ژیرو سکوپ‌ها IMU گفته می‌شود. اطلاعات خروجی از IMU وارد رایانه سیستم ناوبری شده و در آنجا با انجام محاسبات ناوبری، سرعت، موقعیت و وضعیت وسیله پرنده نسبت به دستگاه اینرسی در هر لحظه از پرواز محاسبه می‌شود.

همچنین با استفاده از GPS می‌توان سرعت و موقعیت وسیله پرنده نسبت به دستگاه اینرسی را محاسبه کرد. اما، مشکل این سیستم وابستگی به ماهواره‌های ارسال‌کننده است. در صورتیکه ماهواره‌ها ارسال سیگنال را متوقف کنند و یا اینکه سیگنال‌های ارسالی از ماهواره‌ها دچار اغتشاش‌های خواسته یا ناخواسته شوند، سیستم تعیین موقعیت کارآیی خود را از دست خواهد داد.

همچنین سیستم ناوبری اینرسی قادر به تأمین اطلاعات موقعیت و وضعیت پرنده با نرخ بالا هستند، اما خطای این سیستم با گذشت زمان رشد می‌کند. در مقابل، خطای GPS ثابت است، اما اولاً نرخ تأمین اطلاعات توسط آنها کم است و ثانیاً قادر به ارائه اطلاعات در مورد وضعیت پرنده نیستند.

به منظور برخورداری از مزایای سیستم ناوبری اینرسی و سیستم تعیین موقعیت یاب جهانی و رفع معایب آنها، اطلاعات هر دو سیستم در یک فیلتر کالمن با یکدیگر تلفیق شده و خطاهای سرعت، موقعیت و وضعیت پرنده در سیستم مختصات اینرسی تخمین زده می‌شود. سپس با اعمال خطاهای تخمین زده شده به رایانه سیستم ناوبری، موقعیت، سرعت و وضعیت پرنده تصحیح می‌شوند.

همچنین از یک فیلتر UKF به منظور تخمین متغیرهای حالت پرنده و سرعت‌های باد مبتنی بر خروجی‌های سیستم ناوبری اینرسی استفاده می‌شود. در نهایت سیستم ناوبری تلفیقی در هر لحظه بهترین تخمین مدل باد و متغیرهای حالت پرنده را مبتنی بر تلفیق خروجی فیلترهای کالمن و UKF پیدا می‌کند.

### مدل سازی پرنده بدون سرنشین

مدل سازی ریاضی اولین گام در طراحی سامانه‌های هوافضایی محسوب می‌شود. در این مرحله، دینامیک پرنده بدون سرنشین با استفاده از قوانین پایه نیوتن و معادلات حاکم بر حرکت

وابستگی مدل دینامیکی پرنده به گرادیان باد اشاره کرد. این مشکلات باعث عدم دقت در پیش‌بینی سرعت و جهت باد می‌شود.

مسئله بررسی شده در این مقاله، استفاده از روش ناوبری مدل مینا به منظور تخمین مدل باد و متغیرهای حالت در یک پرنده بدون سرنشین بال ثابت است. به این منظور، ابتدا مدل سازی پرنده انجام شده است. از آنجا که، پرنده تحت تاثیر اغتشاشات اتمسفری مانند باد است؛ برای مدل کردن باد از مدل‌های استاندارد موجود در مراجع شامل مدل باد ثابت، مدل باد "1-cosine" و مدل باد برشی استفاده شده است. در گام بعد، از روش ناوبری مدل مینا به منظور تخمین مدل باد و نیز تخمین لحظه‌ای متغیرهای حالت استفاده شده است. در این روش، سیستم اندازه‌گیری اینرسی با مدل پروازی پرنده تلفیق شده و سیستم ناوبری تلفیقی در هر لحظه بهترین تخمین مدل باد را پیدا می‌کند. در نهایت، عملکرد روش ناوبری مدل مینا به منظور تخمین نوع مدل باد با انجام شبیه‌سازی بررسی شده است. نتایج حاکی از عملکرد مناسب روش ناوبری مدل مینا به منظور تخمین متغیرهای حالت پرنده، نوع مدل باد و پارامترهای آن است.

در این مقاله، ابتدا به مدل‌سازی مساله پرداخته می‌شود. سپس مدل سازی پرنده بدون سرنشین بال ثابت و مدل سازی پدیده باد ارائه می‌شود. در گام بعد، روش تلفیق داده‌ها معرفی می‌شود. در مرحله بعد، نتایج شبیه‌سازی روش ناوبری مدل مینا به منظور تخمین نوع مدل باد و متغیرهای حالت پرنده ارائه می‌شود. در نهایت به جمع‌بندی و نتیجه‌گیری پرداخته می‌شود.

### مدل سازی مساله

این بخش به بیان مدل‌سازی مسئله تخمین مدل باد و متغیرهای حالت پرنده با استفاده از ناوبری مدل مینا می‌پردازد. شماتیک کلی بلوک دیاگرام تخمین متغیرهای حالت و مدل باد برای پرنده بدون سرنشین بال ثابت در شکل ۱ نشان داده شده است. به منظور مدل‌سازی دینامیکی، پرنده صلب فرض می‌شود. همچنین به منظور مدل‌سازی خروجی‌های پرنده، از مدل‌های آغشته به نویز سیستم ناوبری اینرسی (INS) <sup>۱۲</sup> و سیستم تعیین موقعیت یاب جهانی (GPS) استفاده می‌شود.

سیستم ناوبری اینرسی از حسگرهای اینرسی شامل شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها برای اندازه‌گیری شتاب‌ها و

$$Z = \bar{q}S(-C_D \sin \alpha - C_L \cos \alpha) \quad (۹)$$

$$L = \bar{q}SbC_l \quad (۱۰)$$

$$M = \bar{q}S\bar{c}C_m \quad (۱۱)$$

$$N = \bar{q}SbC_n \quad (۱۲)$$

در روابط فوق،  $\bar{q}$ ،  $S$ ،  $\bar{c}$ ،  $b$ ،  $\alpha$ ،  $T_{\max}$  و  $\delta_t$  به ترتیب بیانگر فشار دینامیکی، مساحت بال، وتر آیرودینامیکی، اسپین بال، زاویه حمله، بیشینه تراست و میزان انحراف تراست هستند. همچنین ضرایب آیرودینامیکی پرنده، که معمولاً تابعی خطی از زاویه حمله، زاویه لغزش، عدد ماخ، سرعت‌های زاویه‌ای نسبی و سطوح کنترلی هستند، به صورت زیر بیان می‌شوند [۱۳]:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_M} M + C_{D_{\delta_e}} \delta_e \quad (۱۳)$$

$$C_Y = C_{Y_\beta} \beta + (C_{Y_r} r_{rel} + C_{Y_p} p_{rel}) \frac{b}{2V_T} + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r \quad (۱۴)$$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_M} M + C_{L_q} \frac{q_{rel} \bar{c}}{2V_T} + C_{L_{\delta_e}} \delta_e \quad (۱۵)$$

$$C_l = C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{p_{rel} b}{2V_T} + C_{l_r} \frac{r_{rel} b}{2V_T} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \quad (۱۶)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_M} M + C_{m_q} \frac{q_{rel} \bar{c}}{2V_T} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \quad (۱۷)$$

$$C_n = C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{p_{rel} b}{2V_T} + C_{n_r} \frac{r_{rel} b}{2V_T} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \quad (۱۸)$$

در روابط فوق،  $\delta_a$ ،  $\delta_e$  و  $\delta_r$  به ترتیب نشان‌دهنده میزان انحراف سطح کنترلی الویتور، الرون و رادر هستند. همچنین  $p_{rel}$ ،  $q_{rel}$  و  $r_{rel}$  بیانگر سرعت‌های زاویه‌ای نسبی هستند که از روابط زیر حاصل می‌شوند:

$$p_{rel} = p - \frac{1}{2} \mathbf{C}^{BI} \left( \frac{\partial w_g}{\partial y} - \frac{\partial v_g}{\partial z} \right) \quad (۱۹)$$

$$q_{rel} = q - \frac{1}{2} \mathbf{C}^{BI} \left( \frac{\partial u_g}{\partial z} - \frac{\partial w_g}{\partial x} \right) \quad (۲۰)$$

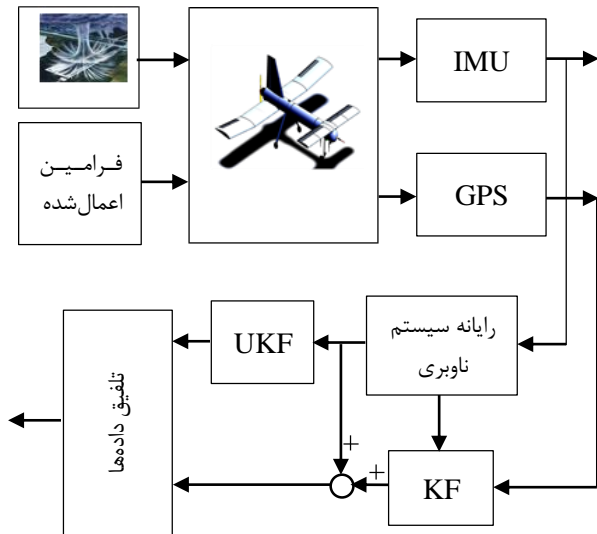
$$r_{rel} = r - \frac{1}{2} \mathbf{C}^{BI} \left( \frac{\partial v_g}{\partial x} - \frac{\partial w_g}{\partial y} \right) \quad (۲۱)$$

در روابط فوق،  $u_g$ ،  $v_g$  و  $w_g$  به ترتیب بیانگر سرعت‌های باد در جهت‌های افقی، عرضی و عمودی هستند. همچنین  $V_T$  بیانگر برآیند سرعت پرنده در سیستم مختصات بدنی است. سرعت پرنده در سیستم مختصات بدنی به صورت زیر از اختلاف برداری بین سرعت پرنده نسبت به زمین با سرعت باد به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$\mathbf{V}^B = \mathbf{C}^{BI} [\mathbf{V}^I - \mathbf{V}^g] \quad (۲۲)$$

زوایای رول، پیچ و یاو با توجه به انتشار اویلر از رابطه زیر محاسبه می‌شوند:

به صورت مجموعه‌ای از معادلات دیفرانسیلی به صورت زیر بیان می‌شوند [۱۳]:



شکل ۱ - بلوک دیاگرام الگوریتم تخمین مدل باد

$$\dot{u} = -g \sin \theta + \frac{X}{m} + vr - wq \quad (۱)$$

$$\dot{v} = g \sin \phi \cos \theta + \frac{Y}{m} - ur + wp \quad (۲)$$

$$\dot{w} = g \cos \phi \cos \theta + \frac{Z}{m} + uq - vp \quad (۳)$$

$$\dot{p} = \frac{I_{zz}[L + (I_{yy} - I_{zz})qr] + I_{xz}[N + (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})pq - I_{xz}qr]}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \quad (۴)$$

$$\dot{q} = \frac{M + I_{xz}(r^2 - p^2) + (I_{zz} - I_{xx})rp}{I_{yy}} \quad (۵)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xx}[N + (I_{xx} - I_{yy})pq] + I_{xz}[L + (I_{yy} - I_{xx} - I_{zz})qr + I_{xz}pq]}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \quad (۶)$$

در معادلات فوق،  $u$ ،  $v$  و  $w$  به ترتیب بیانگر سرعت‌های افقی، عرضی و عمودی و  $p$ ،  $q$  و  $r$  به ترتیب بیانگر نرخ رول، اسپین و یاو هستند. همچنین  $\phi$ ،  $\theta$  و  $\psi$  به ترتیب نشان‌دهنده زوایای اویلر رول، پیچ و یاو و  $I_{xx}$ ،  $I_{yy}$  و  $I_{zz}$  به ترتیب بیانگر ممان اینرسی در راستای  $x$ ،  $y$  و  $z$  سیستم مختصات بدنی و  $I_{xz}$  نشان‌دهنده ممان اینرسی ضربی پرنده هستند. پارامترهای  $m$  و  $g$  بیانگر جرم پرنده و شتاب جاذبه هستند. به علاوه،  $X$ ،  $Y$  و  $Z$  بیانگر نیروهای آیرودینامیکی و  $L$ ،  $M$  و  $N$  گشتاورهای آیرودینامیکی در راستای  $x$ ،  $y$  و  $z$  سیستم مختصات بدنی هستند که از روابط زیر حاصل می‌شوند:

$$X = \bar{q}S(-C_D \cos \alpha + C_L \sin \alpha) + T_{\max} \delta_t \quad (۷)$$

$$Y = \bar{q}SC_Y \quad (۸)$$

می تواند به منظور ارزیابی پاسخ پرند در برابر اغتشاشات بادهای بزرگ استفاده شود. مدل ریاضی سرعت باد "۱-cosine" در سیستم مختصات بدنی به صورت زیر بیان می شود [۱۵]:

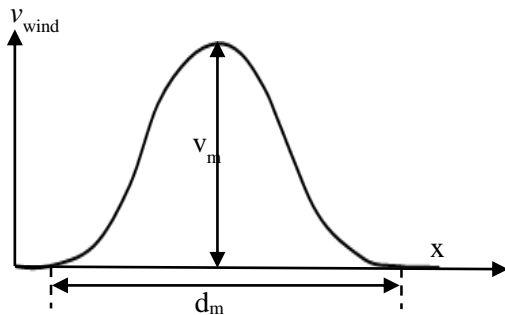
$$v_{wind}(x_g) = \frac{v_m}{2} (1 - \cos(\frac{2\pi x_g}{d_m})) \quad (27)$$

در رابطه فوق،  $v_m$  و  $d_m$  به ترتیب بیانگر اندازه و طول موج باد<sup>۱۵</sup> در هر کدام از محورهای مختصات هستند. همچنین  $x$  بیانگر فاصله طی شده است. لازم به ذکر است که  $\frac{d_m}{2}$  را فاصله گرایانی<sup>۱۶</sup> می نامند.

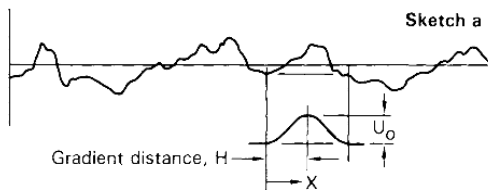
مدل فوق می تواند در هر کدام از محورها یا در هر سه محور استفاده شود. همچنین به منظور محاسبه پاسخ پرند لازم است تا سرعت باد در حوزه زمان محاسبه شود. در این صورت، هنگامی که پرند دارای سرعت ثابت  $V$  باشد؛ آنگاه بال پرند با باد "۱-cosine" در موقعیت  $x_g = Vt$  مواجه می شود. بنابراین، پاسخ زمانی باد "۱-cosine" به صورت زیر حاصل می شود:

$$v_{wind}(t) = \frac{v_m}{2} (1 - \cos(\frac{2\pi Vt}{d_m})) \quad (28)$$

در رابطه فوق،  $V$  بیانگر سرعت حقیقی هوا (TAS)<sup>۱۷</sup> است.



شکل ۲ - پروفیل سرعت باد "۱-cosine"



شکل ۳ - ساختار ایده آل باد شامل "۱-cosine" [۱۶]

$$\dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \quad (23)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (24)$$

$$\dot{\psi} = q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta \quad (25)$$

همچنین موقعیت پرند در دستگاه مختصات اینرسی با

توجه به سرعتهای خطی پرند از رابطه زیر حاصل می شود:

$$\begin{bmatrix} \dot{s}_n \\ \dot{s}_e \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \mathbf{C}^{IB} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (26)$$

در رابطه فوق،  $s_n$ ،  $s_e$  و  $h$  به ترتیب بیانگر مولفه های موقعیت در راستای شمال و شرق و ارتفاع پرند هستند.

### مدل سازی باد

مدل سازی اغتشاشات اتمسفری نقش مهمی را در کنترل پرند بدون سرنشین ایفا می کند. اغتشاشات اتمسفری واقعی غیرمنظم بوده و به ندرت از یک الگوی قابل پیش بینی استاندارد تبعیت می کند. در دهه های گذشته، توجه زیادی به منظور مدل سازی اغتشاشات اتمسفری طبیعی به صورت تقریبی انجام شده است. پژوهش های انجام شده در زمینه اغتشاشات اتمسفری را می توان به دو دسته مدل های معین و مدل های تصادفی طبقه بندی کرد [۱۴].

باد روبه رو<sup>۱۲</sup>، باد از پشت<sup>۱۳</sup>، باد جانبی<sup>۱۴</sup> و مدل باد "1-cosine" نمونه هایی از مدل های باد معین هستند. در مدل بادهای تصادفی برخلاف مدل باد معین، سرعت های انتقالی و دورانی باد حول میانگین مشخصی دارای نوسان بوده و به صورت یک فرایند آماری با مشخصه های همچون طیف توان مدل می شوند. در ادامه، مدل بادهای معین شامل مدل باد ثابت و مدل باد "1-cosine" با توجه به مدل های موجود در مقالات تشریح می شوند.

### مدل سازی باد ثابت

بادهای افقی و عمودی با مشخصه هایی مانند سرعت و جهت در سیستم مختصات زمینی بیان می شوند. جهت باد بیانگر جهت وزش باد است. به منظور مدل سازی بادهای ثابت، میزان سرعت و جهت باد ثابت فرض می شود.

### مدل سازی باد "۱-cosine"

بر مبنای استاندارد MIL-F-8785C [۱۴]، مدل استاندارد "۱-cosine" در شکل ۲ نشان داده شده است. باد "۱-cosine" ایده آل یک ساختار باد شامل یک پالس "۱-cosine" مطابق با شکل ۳ است. این باد

### مدل سازی باد برشی

سرعت و جهت میانگین باد نسبت به زمین همواره در امتداد مسیر پروازی ثابت نیست. تغییرات میانگین باد در امتداد مسیر پرواز به صورت باد برشی شناخته می شوند. به عبارت دیگر، باد برشی از مجموع بادهای انتقالی، دورانی صلب و تغییر شکل یافته خالص حاصل می شود. تاثیر باد برشی بر حرکت پرند به خصوص در طول فازهای پروازی فرود و برخاست و نیز هنگامیکه اندازه باد نسبتاً بزرگ باشد، دارای اهمیت است. با در نظر گرفتن تاثیرات لایه مرزی جو، سرعت میانگین باد برشی در ارتفاعات پایین و در امتداد محور طولی قاب NED، هنگامیکه باد از جهت شمال می وزد، بر مبنای استاندارد MIL-F-8785C [۱۷] به صورت زیر در نظر گرفته می شود [۱۸]:

$$w_{n,wind\ shear} = w_{20} \frac{\ln(\frac{h}{z_0})}{\ln(\frac{20}{z_0})} \quad 3ft < h < 1000ft \quad (29)$$

در رابطه فوق،  $h = -pd$  بیانگر ارتفاع پرند و  $w_{20}$  بیانگر سرعت باد اندازه گیری شده در ارتفاع ۲۰ فوت (۶ متری) است. همچنین،  $z_0$  معادل ۰/۱۵ فوت برای فاز پروازی C و ۲ فوت برای سایر فازهای پروازی است. فاز پروازی C بیانگر فاز مراحل برخاست و نهایی شامل تقرب و فرود است. در صورتیکه جهت بردار باد نسبت به شمال با  $\psi_{wind}$  نشان داده شود؛ آنگاه مولفه های باد برشی در قاب NED به صورت زیر حاصل می شوند:

$$w_{n,wind\ shear} = w_{20} \frac{\ln(\frac{h}{z_0})}{\ln(\frac{20}{z_0})} \cos(\psi_{wind}) \quad (30)$$

$$w_{e,wind\ shear} = w_{20} \frac{\ln(\frac{h}{z_0})}{\ln(\frac{20}{z_0})} \sin(\psi_{wind}) \quad (31)$$

### تلفیق داده ها

به منظور ترکیب خروجی فیلترهای کالمن و UKF می توان از روش های تلفیق داده ها<sup>۱۸</sup> استفاده کرد. در این صورت بردار متغیر حالت نهایی به صورت زیر حاصل می شود [۱۷]:

$$\hat{x}_f = P_f [P_1^{-1} \hat{x}_1 + P_2^{-1} \hat{x}_2] \quad (32)$$

در رابطه فوق،  $\hat{x}_1$  و  $P_1$  به ترتیب بیانگر متغیرهای حالت تخمین زده شده توسط فیلتر کالمن و ماتریس کواریانس متناظر با آن است. همچنین  $\hat{x}_2$  و  $P_2$  به ترتیب بیانگر متغیرهای حالت تخمین زده شده توسط فیلتر UKF و ماتریس کواریانس متناظر با آن است. همچنین  $P_f$  نشان دهنده ماتریس کواریانس ترکیب شده است که از رابطه زیر حاصل می شود [۱۹]:

$$P_f = [P_1^{-1} + P_2^{-1}]^{-1} \quad (33)$$

بر اساس معادله فوق، ماتریس کواریانس نهایی از ماتریس کواریانس های فیلترهای کالمن فیلتر و UKF کوچکتر است. لذا متغیر حالت نهایی ( $\hat{x}_f$ ) از خطای کمتری نسبت به  $\hat{x}_1$  و  $\hat{x}_2$  برخوردار است.

### نتایج شبیه سازی

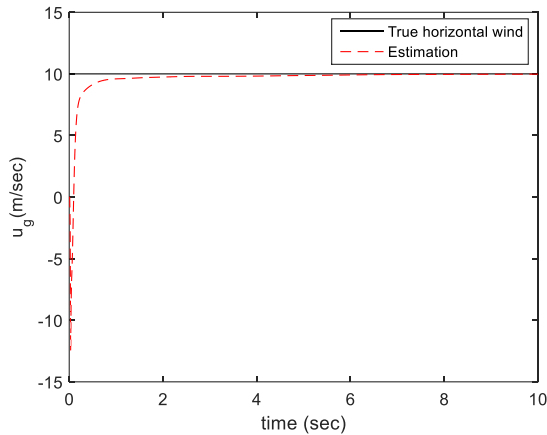
در این بخش، نتایج حاصل از شبیه سازی ناوبری مدل مینا به منظور تخمین مدل باد و متغیرهای حالت پرند در طول پرواز بررسی می شود. در ابتدا، عملکرد فیلتر چندمدلی به منظور تخمین مدل باد ثابت و متغیرهای حالت پرند بررسی می شود. سپس، مدل باد "1-cosine" و متغیرهای حالت پرند با استفاده از فیلتر چندمدلی تخمین زده می شود. پارامترهای پرند و همچنین مقادیر ضرایب آیرودینامیکی به ترتیب در جدول ۱ و جدول ۲ نشان داده شده است.

جدول ۱- پارامترهای پرند

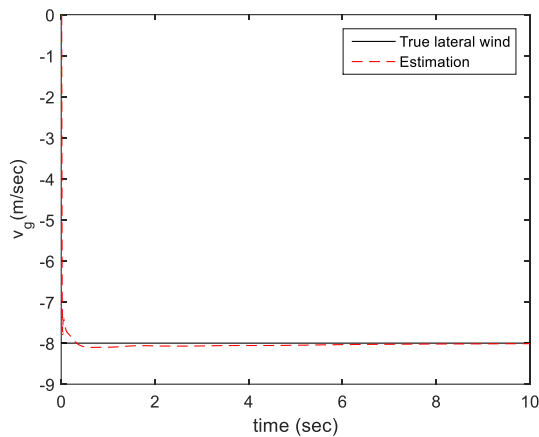
واحد	مقدار	ضرایب
m.s <sup>-2</sup>	۹/۷۹	g
m	۳	b
m	۱/۱۲۵	S
m	۰/۳۷۵	c
Kg	۱۵	m
Kg.m <sup>2</sup>	۲/۵	I <sub>XX</sub>
Kg.m <sup>2</sup>	۲/۵	I <sub>YY</sub>
Kg.m <sup>2</sup>	۲/۵	I <sub>ZZ</sub>
N	۵۰	T <sub>max</sub>

جدول ۲- ضرایب آیرودینامیکی

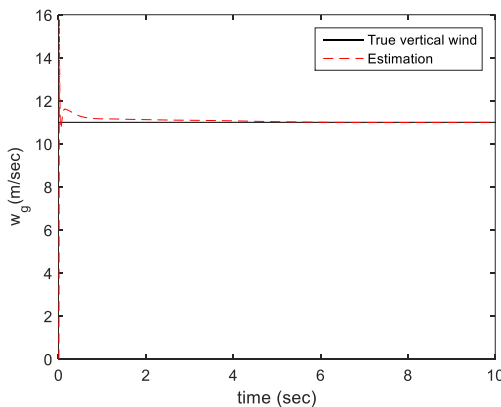
مقدار	ضرایب	مقدار	ضرایب
۰/۱۷۱۹	$C_{D_0}$	۰/۰۴۷	$C_{D_0}$
۰/۰۰۳۹	$C_{D_{\alpha}}$	۱/۲۵	$C_{D_{\alpha}}$
۰	$C_{Y_{\beta}}$	-۰/۴۹۲۱	$C_{Y_{\beta}}$
۰/۵۳۸۶	$C_{Y_{\alpha}}$	۰/۰۰۳۴	$C_{Y_{\alpha}}$



شکل ۴ - تخمین اندازه مدل باد ثابت افقی



شکل ۵ - تخمین اندازه مدل باد ثابت عرضی



شکل ۶ - تخمین اندازه مدل باد ثابت عمودی

۶/۸۷۵۵	$C_{L_{\alpha}}$	۰/۱۲۳	$C_{L_0}$
۳/۸۹۳۸	$C_{L_{\alpha^2}}$	۳/۷۳	$C_{L_M}$
-۰/۰۴۵۳	$C_{L_p}$	۰/۱۴۷۸	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$
۰/۰۲۷۵	$C_{L_i}$	-۰/۵۳۲۵	$C_{L_p}$
۰/۰۴۹۲	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	۰/۹۰۵۳	$C_{L_{\ddot{\alpha}}}$
-۱/۱۴۰۲	$C_{m_{\alpha}}$	۰/۰۰۸۹	$C_{m_0}$
-۲۵/۲۶۷۴	$C_{m_{\alpha^2}}$	۰/۳۱۱	$C_{m_M}$
۰/۰۳۶۲	$C_{m_p}$	۱/۸۳۸	$C_{m_{\dot{\alpha}}}$
-۰/۰۱۷	$C_{m_i}$	-۰/۰۰۱۲	$C_{m_p}$
-۰/۰۷۶۹	$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-۰/۰۰۱۳	$C_{m_{\ddot{\alpha}}}$

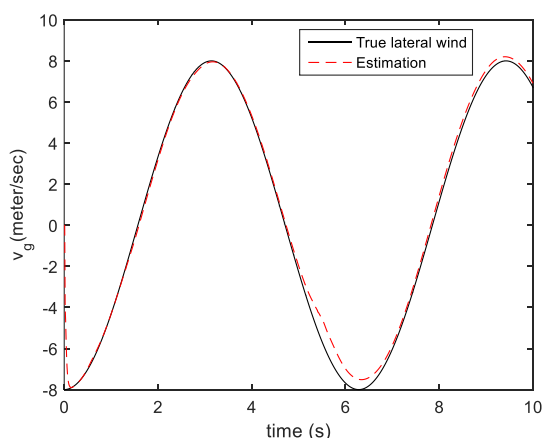
## تخمین مدل باد ثابت

در این بخش، عملکرد روش ناوبری مدل مبنا به منظور تخمین مدل باد ثابت و همچنین متغیرهای حالت پرنده ارزیابی می‌شود. به این منظور، مدل باد ثابت در مدل دینامیکی پرنده استفاده شده است؛ اما ناوبری مدل مبنا از این مدل مطلع نیست. شکل ۴ تا شکل ۶ عملکرد ناوبری مدل مبنا را در تخمین مدل باد ثابت نشان می‌دهد.

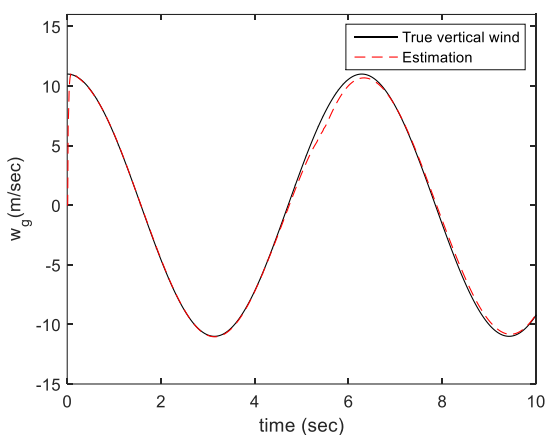
مقدار باد افقی واقعی و مقدار تخمین زده شده در شکل ۴ مقایسه می‌شود. مقدار تخمین زده شده پس از چندثانیه به مقدار واقعی برابر با ۱۰ متر بر ثانیه همگرا می‌شود. شکل ۵ عملکرد ناوبری مدل مبنا را در تخمین اندازه باد عرضی بیان می‌کند. مقدار تخمین زده شده پس از چندثانیه به باد عرضی واقعی برابر با ۸- متر بر ثانیه همگرا می‌شود. به علاوه، شکل ۶ (الف) عملکرد ناوبری مدل مبنا را در تخمین اندازه باد عمودی بیان می‌کند. مقدار تخمین زده شده پس از چندثانیه به باد عمودی واقعی برابر با ۱۱ متر بر ثانیه همگرا می‌شود.

عملکرد ناوبری مدل مبنا به منظور تخمین متغیر حالت ارتفاع پرنده در شکل ۷ نشان داده شده است. خطوط پر و نقطه چین به ترتیب بیانگر ارتفاع واقعی و ارتفاع تخمین زده شده است. این نتایج حاکی از عملکرد مناسب ناوبری مدل مبنا به منظور تخمین مدل باد ثابت و متغیرهای حالت پرنده است. لازم به ذکر است که در روش ناوبری مدل مبنا، تا زمانی که کنترل کننده قادر به پایدار پرنده بدون سرنشین باشد؛ سیستم ناوبری مدل مبنا قادر به تخمین مقادیر مختلف سرعت باد است.

مقدار تخمین زده شده را با یکدیگر مقایسه می کند. مقدار باد عمودی واقعی  $11 \sin(\frac{t}{100})$  متر بر ثانیه است؛ که ناوبری مدل مینا پس از چند ثانیه به آن همگرا می شود. عملکرد ناوبری مدل مینا به منظور تخمین ارتفاع پرنده در شکل ۱۱ نشان داده شده است. این نتایج حاکی از عملکرد مناسب ناوبری مدل مینا در تخمین مدل باد "1-cosine" و متغیرهای حالت پرنده است.



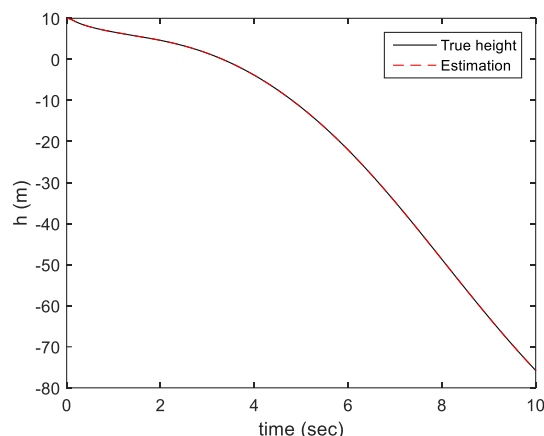
شکل ۹ - تخمین مدل باد عرضی "1-cosine"



شکل ۱۰ - تخمین مدل باد عمودی "1-cosine"

### تخمین مدل باد برشی

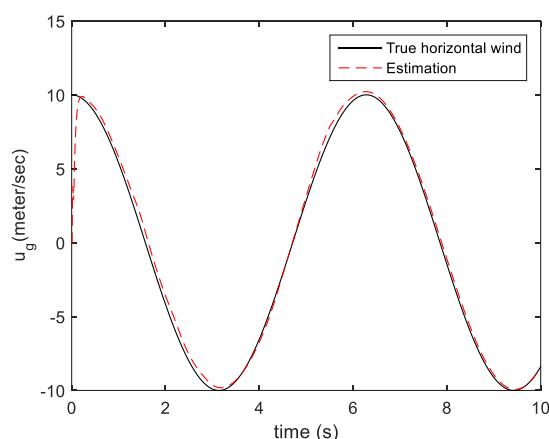
در این بخش، عملکرد ناوبری مدل مینا در حضور مدل باد برشی بررسی می شود. در این شبیه سازی، جهت بردار باد نسبت به شمال برابر با  $\psi_{wind} = 40 \text{ deg}$  در نظر گرفته شده است. عملکرد مناسب این روش در تخمین مولفه های سرعت باد برشی در شکل ۱۱ تا ۱۳ نشان داده شده است. نتایج حاکی از تخمین



شکل ۷- تخمین متغیر حالت ارتفاع در حضور مدل باد ثابت

### تخمین مدل باد "1-cosine"

در این بخش، عملکرد ناوبری مدل مینا در حضور مدل باد "1-cosine" ارزیابی می شود. به این منظور، مدل باد "1-cosine" در مدل دینامیکی پرنده استفاده شده است؛ اما ناوبری مدل مینا از این مدل آگاه نیست. شکل ۸ تا شکل ۱۰ عملکرد ناوبری مدل مینا را در تخمین مدل باد "1-cosine" نشان می دهد. شکل ۸ عملکرد ناوبری مدل مینا را در تخمین مدل باد افقی "1-cosine" بیان می کند. مدل باد افقی واقعی ( $10 \sin(\frac{t}{100})$ ) و مقدار تخمین زده شده در شکل ۸ مقایسه می شود.



شکل ۸ - تخمین مدل باد افقی "1-cosine"

همچنین، شکل ۹ مقدار واقعی اندازه باد عرضی را با مقدار تخمین زده شده مقایسه می کند. مقدار تخمین زده شده پس از چند ثانیه به باد عرضی واقعی برابر با  $-8 \sin(\frac{t}{100})$  متر بر ثانیه همگرا می شود. به علاوه، شکل ۱۰ مدل باد عمودی واقعی و

## نتیجه‌گیری

در این بخش، روش ناوبری مدل مینا به منظور تخمین نوع مدل باد و متغیرهای حالت در یک پرنده بدون سرنشین بال ثابت ارائه شد. به این منظور ابتدا دینامیک پرنده و سپس پدیده باد به عنوان عامل تاثیرگذار در مسئله پرواز پرنده بدون سرنشین بال ثابت مدل‌سازی شد. همچنین به منظور مدل‌کردن باد از مدل‌های استاندارد موجود در مراجع شامل مدل باد ثابت و مدل باد 1- $\cosine$  استفاده شد. سپس شبیه‌سازی دینامیکی پرنده انجام شد. در گام بعد، از روش ناوبری مدل مینا به منظور تخمین نوع مدل باد و نیز تخمین لحظه‌ای متغیرهای حالت استفاده شد. در این روش، سیستم اندازه‌گیری اینرسی با مدل پروازی پرنده تلفیق شده و سیستم ناوبری تلفیقی در هر لحظه بهترین تخمین مدل باد را پیدا می‌کند. نتایج شبیه‌سازی حاکی از کارایی مناسب روش ناوبری مدل مینا به منظور تخمین نوع مدل باد و متغیرهای پرنده در پرواز پرنده بدون سرنشین بال ثابت است.

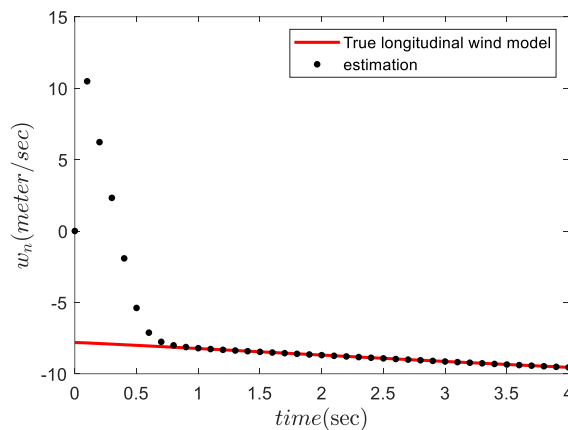
## پی‌نوشت‌ها

- ۱ Unmanned Aerial Vehicle
- ۲ Wind Tringle Method
- ۳ Ground Velocity
- ۴ Air Velocity
- ۵ Global Positioning System
- ۶ Extended Kalman Filter
- ۷ Unscented Kalman Filter
- ۸ Inertial Measurement Unit
- ۹ Global Navigation Satellite System
- ۱۰ Attitude and Heading Reference System
- ۱۱ Air Data Sensor
- ۱۲ Head wind
- ۱۳ Tail wind
- ۱۴ Cross wind
- ۱۵ Gust Length
- ۱۶ Gradient Distance
- ۱۷ True Air Speed
- ۱۸ Data Fusion

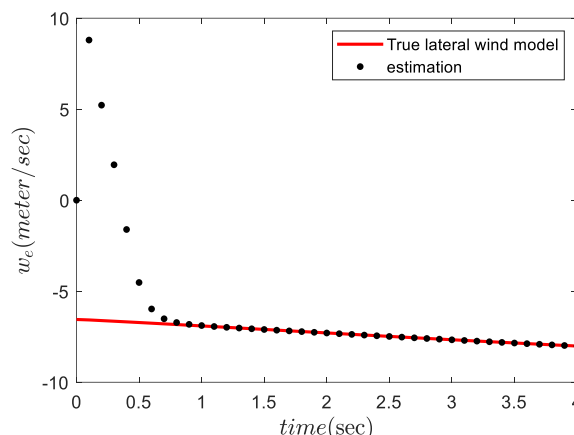
## منابع و مراجع

- [1] Van den Kroonenberg, A., Martin, T., Buschmann, M., Bange, J., and Vörsmann, P., "Measuring the wind vector using the autonomous mini aerial vehicle M2AV" Journal of Atmospheric and Oceanic Technology, 25(11), 1969-1982, 2008.
- [2] Langelaan, J. W., Alley, N., and Neidhoefer, J., "Wind field estimation for small unmanned aerial

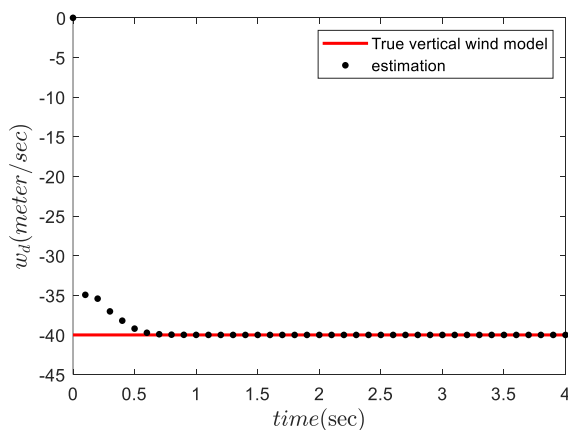
صحيح مدل باد برشی و متغیرهای حالت پرنده توسط الگوریتم ناوبری مدل مینا است.



شکل ۱۱- تخمین مولفه سرعت باد شمالی در حضور مدل باد برشی



شکل ۱۲- تخمین مولفه سرعت باد شرقی در حضور مدل باد برشی



شکل ۱۳- تخمین مولفه سرعت باد جنوبی در حضور مدل باد برشی

*velocity, angle-of-attack and sideslip angle of small uavs using standard sensors*”, In Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), IEEE International Conference on, pp. 510-519, 2015.

[11] Etele, J., “*Overview of wind gust modelling with application to autonomous low-level UAV control*” Mechanical and Aerospace Engineering Department, Carleton University, Ottawa, Canada, 2006.

[12] Aeronautics, N., & Torrance, C. A., “*On-board wind speed estimation for uavs*”, 2011.

[13] Simon, Nathaniel, et al. “*FlowDrone: wind estimation and gust rejection on UAVs using fast-response hot-wire flow sensors.*” arXiv preprint arXiv:2210.05857 (2022).

[14] Zipfel, Peter H. *Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics*. Amer Inst of Aeronautics &, 2007.

[15] R. Vepa, “*Flight Dynamics, Simulation, and Control: For Rigid and Flexible Aircraft,*” CRC Press, August 2014.

[16] U.S. Military Specification MIL-F-8785C, 5 November 1980.

[17] Hoblit, Frederic M., “*Gust loads on aircraft: concepts and applications*”, Aiaa, 1988.

[18] R. Vepa, “*Flight Dynamics, Simulation, and Control: For Rigid and Flexible Aircraft,*” CRC Press, August 2014.

[19] Rogers, Robert M. *Applied mathematics in integrated navigation systems*. Vol. 1. Aiaa, 2003.

*vehicles*” Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 34(4), 1016-1030, 2011.

[3] Ahmed, F., Mohanta, J. C., Keshari, A., & Yadav, P. S. (2022). *Recent Advances in Unmanned Aerial Vehicles: A Review*. Arabian Journal for Science and Engineering, 47(7), 7963-7984.

[4] Bronz, Murat, et al. “*Simultaneous Wind Field Measurements with Doppler Lidar, Quadrotor and Fixed-Wing UAV.*” AIAA SCITECH 2023 Forum. 2023.

[5] Wormley, S. J., “*GPS Errors and Estimating Your Receiver's Accuracy*” Retrieved October, 24, 2006.

[6] Robinson, R. A., Butterfield, D., Curtis, D., and Thompson, T., “*Problems with Pitots issues with flow measurement in stacks*” Internation Environmental Technology (IET), 2004.

[7] Cho, A., Kim, J., Lee, S., and Kee, C., “*Wind estimation and airspeed calibration using a UAV with a single-antenna GPS receiver and pitot tube*” IEEE transactions on aerospace and electronic systems, 47(1), 109-117, 2011.

[8] Simma, Magdalena, Håvard Mjøen, and Tobias Boström. “*Measuring wind speed using the internal stabilization system of a quadrotor drone.*” Drones 4, no. 2 (2020): 23.

[9] Zachariah, D., and Jansson, M., “*Self-motion and wind velocity estimation for small-scale UAVs*”, In Robotics and Automation (ICRA), IEEE International Conference on, pp. 1166-1171, 2011, May.

[10] Johansen, T. A., Cristofaro, A., Sørensen, K., Hansen, J. M., and Fossen, T. I., “*On estimation of wind*