

علمی- پژوهشی

## شبهه‌سازی ۶-درجه آزادی و روش هدایت ترکیبی برای سامانه

## پارافویل - محموله در حضور باد و قیدهای عوارض زمینی

حمید محمد حسین <sup>۱</sup>	حمید رادمنش <sup>۲</sup>	امین رادمنش <sup>۳</sup>	محمد رضا قربانی <sup>۴</sup>
دانشگاه فرماندهی و ستاد آجا	دانشکده مهندسی برق	دانشکده پرواز	دانشکده مهندسی هوافضا
دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری	دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری	دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری	دانشگاه صنعتی شریف
	(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۲/۲۸؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۶/۰۸)		

## چکیده

در این مقاله، روش هدایت ترکیبی برای فرود دقیق سامانه پارافویل-محموله در حضور باد و قیود عوارض زمینی ارائه شده است. در این راستا، یک شبهه‌ساز دقیق ۶-درجه آزادی با در نظر گرفتن اثرات جرم و اینرسی ظاهری مورد بررسی قرار گرفته است. در روش هدایت ترکیبی، از بهینه‌سازی مسیر در فاز آشیانه‌یابی و هدایت تقرب  $T$  اصلاح‌یافته در فاز مدیریت ارتفاع و فرود بهره گرفته شده است. بهره‌گیری از دقت بالای فرود هدایت تقرب  $T$  و مقاوم بودن آن در برابر باد به همراه قابلیت جلوگیری از برخورد با قیود عوارض زمینی در روش بهینه‌سازی مسیر از دلایل توسعه هدایت ترکیبی می‌باشد. برای جبران کردن اثرات نامساعد باد در دقت فرود، روش حداقل مربعات بازگشتی برای شناسایی باد تنها با استفاده از داده‌های جی‌پی‌اس ارائه شده است. به منظور بررسی صحت عملکرد مدل پیشنهادی، مدل‌سازی ریاضی انجام شده است و از نرم‌افزار متلب برای استخراج نتایج شبهه‌سازی استفاده شده است.

**واژه‌های کلیدی:** سامانه پارافویل - محموله، بارریزی هوایی دقیق، بهینه‌سازی مسیر، تخمین باد، هدایت، عوارض زمینی

## Six Degree of Freedom Simulation and Hybrid Guidance of Parafoil-Payload Systems Considering Wind and Terrain Constraints

H. Mohammad Hossein

AJA University, Tehran, Iran

H. Radmanesh

Electrical Engineering Department, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran, Iran

A. Radmanesh

Flight Department, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran, Iran

M.R. Qorbani

Aerospace Engineering Department Sharif University of Technology, Tehran, Iran

(Received: 18/May/2019; Accepted: 30/August/2019)

## ABSTRACT

In this paper, a hybrid guidance method is proposed for the precise landing of parafoil-payload systems in the presence of wind and terrain constraints. In this respect, a precise 6-DoF simulator is presented considering apparent mass effects. The hybrid guidance method consists of trajectory optimization in the coming phase and T-approach guidance in the height management and landing phases. In order to realize accurate homing to the waypoints obtained from the hybrid guidance method, proportional navigation guidance is proposed. To compensate for the adverse effects of wind on the accuracy of landing, the method of recursive least squares for wind identification is provided using GPS data. In order to evaluate the performance of T-Approach guidance that determines the landing accuracy in the hybrid guidance method, a Monte-Carlo analysis with noisy GPS data, errors in wind estimation, turbulence and uncertainty in the dynamics of the system is performed. The results of this analysis have shown high landing accuracy.

**Keywords:** Parafoil-Payload system, Trajectory Optimization, Wind Estimation, Guidance, T-Approach

۱- مرتبه علمی: استادیار hmd.1343@yahoo.com

۲- مرتبه علمی (نویسنده پاسخگو): دانشیار radmanesh@ssau.ac.ir

۳- مرتبه علمی: مربی radmanesh.amin130@yahoo.com

۴- کارشناس ارشد: m\_ghorbani@ae.sharif.ir

جهت باد، بارریزی را از فاصله افقی نسبتاً زیاد ساخته و هدایت‌پذیری به سمت نقطه هدف را با کمترین خطا میسر می‌سازد. در سامانه‌های پارافویل-محموله به دلیل عدم کنترل یا لاقل کنترل بسیار ناچیز در بخش طولی و تأثیرپذیری شدید از باد، مدیریت ارتفاع و هدایت به سمت نقطه هدف زمینی در حضور باد و قیده‌های عوارض زمینی از چالش‌های اساسی می‌باشد.



شکل (۱): سامانه بارریزی هوایی دقیق Panther

کارهای انجام شده در حوزه هدایت، ناوبری و کنترل سامانه‌های بارریزی هوایی دقیق را می‌توان به دو بخش زمانی قبل و بعد از ظهور جی‌پی‌اس تقسیم کرد. تا قبل از ظهور جی‌پی‌اس در سال ۱۹۹۵، هدایت آشیانه‌یابی با استفاده از ایستگاه‌های زمینی رادیویی روش اصلی در سامانه‌های تحویل هوایی دقیق بوده است [۳-۱]. به پاس ظهور جی‌پی‌اس، الگوریتم‌های هدایت، ناوبری و کنترل جدیدی از اواسط دهه ۱۹۹۰ شروع به توسعه یافت. امروزه، هدایت طیف بسیاری از سامانه‌های بارریزی هوایی دقیق، تنها و تنها وابسته به داده‌های جی‌پی‌اس هستند.

در مرجع [۴]، روش هدایت تقریب  $T^3$  که بر اساس نقاط مسیر هست، ارائه شده است. به دلیل تخمین باد، در نظر گرفتن اثرات آن در الگوریتم هدایت و همچنین به‌روزرسانی پیوسته نقاط مسیر، این روش دارای دقت فرود بالا و مقاومت بالا در برابر بادهای ناشناخته هست. در مرجع [۵]، طراحی مسیر با استفاده از مسیرهای دوبین<sup>۴</sup> ارائه شده است. مرجع [۶] برای رسیدن به دقت فرود بالا، رهیافت

## فهرست علائم و اختصارات (در صورت لزوم)

جرم سامانه پارافویل - محموله، kg	$m$
جرم هوای گیر افتاده داخل کانوپی، kg	$m_e$
تانسور اینرسی	$I$
مؤلفه‌های سرعت در قاب بدنی	$u, v, w$
مؤلفه‌های سرعت در قاب پارافویل	$\tilde{u}, \tilde{v}, \tilde{w}$
سرعت‌های دورانی در قاب بدنی	$p, q, r$
سرعت‌های دورانی در قاب پارافویل	$\tilde{p}, \tilde{q}, \tilde{r}$
نیرو و ممان آئرو‌دینامیکی	$\mathbf{M}_a, \mathbf{F}_a$
سطح مرجع کانوپی	$S$
ماتریس دوران	$\mathbf{R}$
تانسور جرم و اینرسی ظاهری	$\mathbf{I}_{a.i}, \mathbf{I}_{a.m.}$
ضریب پسا و برآ از انحراف متقارن فلپ‌ها	$C_{L\delta_s}, C_{D\delta_s}$
<b>علائم یونانی</b>	
چگالی، $\text{kg/m}^3$	$\rho$
زاویه حمله و سرش جانبی	$\beta, \alpha$
فرمان کنترلی	$\sigma$

## ۱- مقدمه

بارریزی هوایی محموله‌ها با استفاده از چتر همواره یک نیازمندی کلیدی در حوزه‌های مختلف نظامی، امداد رسانی و یا فضایی بوده است. به دلایل مختلف، سامانه‌های بارریزی هوایی لازم هست تا از ارتفاعات بالاتر رها شوند. رهاسازی ارتفاع-بالا ممکن است به وسیله الزامات ایمنی هواپیمای حامل مانند شناسایی، هدف‌گیری آن و یا قیده‌های عوارض زمینی تحمیل شود. به موجب پرواز طولانی‌مدت در معرض بادهای ناشناخته و تأثیرپذیری شدید نیروهای آئرو‌دینامیکی چتر از باد، خطای فرود زیادی انتظار می‌رود. در این راستا، در اواخر دهه ۱۹۶۰ سامانه‌های بارریزی هدایت‌پذیر معرفی شدند. تاکنون ده‌ها عدد از سامانه‌های بارریزی هوایی دقیق<sup>۱</sup> با استفاده از چترهای پارافویلی<sup>۲</sup> در کلاس‌های وزنی مختلف توسعه، تست و به‌طور موفق برای کاربردهای متنوعی به کار گرفته شده‌اند، که در شکل ۱ یک نمونه را مشاهده می‌فرمایید.

پارافویل‌ها در مقایسه با چترهای دایروی به دلیل قابلیت سرش بالا، کنترل‌پذیری در بخش عرضی و نفوذ در خلاف

<sup>3</sup> T-Approach Guidance

<sup>4</sup> Dubin Paths

<sup>1</sup> Precision Aerial Delivery System (PADS)

<sup>2</sup> Parafoil

در چند دهه اخیر، کارهای زیادی در زمینه مدل‌سازی سامانه پارافویل-محموله انجام گرفته است [۱۹-۱۶]. این مدل‌سازی‌ها از مدل ساده ۳-درجه آزادی شروع شده و تا مدل‌های ۷-۸/۹-درجه آزادی توسعه یافته‌اند.

حتی در اولین سامانه‌های بارریزی هوای دقیق نیز متوجه اثرات نامساعد باد شدند و برای جبران آن جهت فرود با دقت بالا از تخمین باد استفاده کردند (مرجع [۲۰]). کارهای مختلفی در حوزه تخمین باد در سامانه‌های بارریزی هوایی دقیق انجام گرفته است [۴، ۷، ۲۱ و ۲۲]. در روش‌های ارائه‌شده در این مراجع، سرعت هوا  $V_a$  نیز در تخمین باد دخیل هست و در دسترس بودن این پارامتر از تست‌های پرواز اولیه در تخمین دقیق باد مؤثر هست. در مرجع [۷] به دلیل استفاده از روش بازگشتی نیوتون-رافسون، تخمین به شرایط اولیه خیلی حساس بوده و در موارد زیادی واگرا می‌شود. مرجع [۱۲] یک روش تخمین باد تنها با استفاده از داده‌های جی‌پی‌اس ارائه کرده‌است. در این روش سرعت هوا به نحوی از معادلات حذف شده و در اینجا از این روش برای تخمین باد استفاده خواهد شد.

در این مقاله، یک روش هدایت ترکیبی با بهره‌گیری از روش هدایت تقرب T اصلاح‌یافته در فاز مدیریت انرژی و فاز نهایی و روش بهینه‌سازی مسیر در فاز آشیانه‌یابی برای هدایت دقیق سامانه پارافویل محموله در حضور باد و قیود عوارض زمینی ارائه شده است. در واقع با ترکیب این دو روش، معایب هر کدام از روش‌ها توسط دیگری همپوشانی شده است و به عملکرد مطلوب منجر شده است. این روش تنها متکی به داده‌های سرعت و موقعیت جی‌پی‌اس بوده و مقاومت بالایی در برابر نامعینی‌های موجود در دینامیک سامانه، باد، خطاهای بایاس و نویزهای موجود در داده‌های جی‌پی‌اس دارد.

در ادامه، در بخش ۲ مدل‌سازی ۶-درجه آزادی سامانه پارافویل محموله با در نظر گرفتن اثرات جرم و اینرسی ظاهری ارائه خواهد شد و الگوریتم‌های هدایت و کنترل بر روی این مدل اعمال خواهند شد. در بخش ۳، الگوریتم تخمین باد تنها با استفاده از جی‌پی‌اس برای استفاده در الگوریتم هدایت ارائه خواهد شد. در بخش ۴، هر دو روش هدایت و بهینه‌سازی مسیر به‌طور مفصل تشریح خواهد شد.

کنترل بهینه را برای طراحی مسیر در فاز نهایی به‌کار گرفته‌است. در مرجع [۷] روش هدایت پهنای باند-محدود<sup>۱</sup> برای هدایت و کنترل سامانه بارریزی هوایی دقیق در حضور باد ارائه شده است. این الگوریتم نیازمند داشتن اطلاعات باد در ارتفاعات مختلف هست و از بهینه‌سازی مستقیم برای کمینه‌کردن تابع هزینه مربوط به موقعیت فرود نهایی استفاده شده است. در مقاله [۸]، روش کنترل تطبیقی شیب سرش<sup>۲</sup> برای افزودن کانال طولی برای کنترل ارتفاع ارائه شده است. مرجع [۹]، با در نظر گرفتن محدودیت عوارض زمینی از روش طراحی مسیر منحنی بزیر<sup>۳</sup> برای رسیدن به نقطه هدف بهره گرفته است. این روش بهینه‌سازی مسیر از لحاظ محاسباتی با افزایش نقاط کنترلی سنگین می‌شود و همگرایی آن به شرایط اولیه حساس هست. مرجع [۱۰]، الگوریتم طراحی مسیر برخط با روش CC-RRT<sup>۴</sup> در حضور بادهای متغیر و قیود عوارض زمینی برای هدایت فاز نهایی ارائه کرده است. این روش بر اساس مدل دینامیکی سامانه پارافویل-محموله هست، و لذا هر گونه نامعینی‌ها، تغییرات در دینامیک سامانه سبب ایجاد خطای زیاد از مسیر نامی و احتمال برخورد به عوارض را در پی خواهد داشت. مرجع [۱۱]، بهینه‌سازی مسیر با روش ازدحام ذرات را بدون قیود عوارض زمینی در هدایت فاز نهایی انجام داده است. مرجع [۱۲] یک روش هدایت آشیانه‌یابی بر اساس بهینه‌سازی مسیر در حضور قیود عوارض زمینی ارائه کرده است. در این مقاله اثر باد در طراحی مسیر لحاظ نشده است. همچنین به دلیل حجم محاسباتی بالا، بهینه‌سازی مسیر برخط نبوده و در نتیجه در برابر تغییرات و نامعینی‌های باد مقاوم نخواهد بود. مرجع [۱۳] از روش کنترل تطبیقی در هدایت سامانه پارافویل-محموله در حضور نامعینی‌ها در دینامیک سامانه به دلیل عیب‌های موجود در چتر استفاده کرده است. در مرجع [۱۴] با استفاده از روش کنترل مدل پیش‌بینی تعمیم‌یافته ردیابی مسیر برای سامانه پارافویلی در حضور باد ارائه شده است. مرجع [۱۵] به موضوع کنترل و فرود آرام سامانه پارافویل-محموله موتوردار در حضور باد پرداخته است.

<sup>1</sup> Band-limited guidance

<sup>2</sup> Glide slope

<sup>3</sup> Bézier Curve Path Planning

<sup>4</sup> Chance-constrained rapidly exploring random trees

تشکیل می‌یابند. با ترکیب دینامیک خطی و دورانی، معادلات حرکت در یک فرم ماتریسی واحد به صورت زیر خواهند بود.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F} - (m+m_e)\mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}) & \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \\ \dots & \dots \\ \mathbf{M} - \mathbf{S}(\boldsymbol{\omega})\mathbf{I} & \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \end{bmatrix} \quad (1)$$

در معادله (۱)،  $\mathbf{I}_{3 \times 3}$  و  $\mathbf{0}_{3 \times 3}$  ماتریس‌های  $3 \times 3$  هستند که به ترتیب نشانگر ماتریس صفر و ماتریس واحد هستند.  $\mathbf{S}(\boldsymbol{\omega})$  در رابطه (۲) ماتریس شبه‌متقارن بردار  $\boldsymbol{\omega} = (p, q, r)^T$  هست.

$$\mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

نیروی کل  $\mathbf{F}$  و گشتاور  $\mathbf{M}$  ناشی از وزن و آئرویدینامیک هستند. سهم نیروی وزن سامانه در قاب بدنی  $\{b\}$  به صورت رابطه (۳) بیان می‌شود.

$$\mathbf{F}_g = mg \begin{bmatrix} -\sin(\theta) \\ \cos(\theta) \sin(\varphi) \\ \cos(\theta) \cos(\varphi) \end{bmatrix} \quad (3)$$

کانوپی و محموله هر دو در مقادیر نیروها و گشتاورهای آئرویدینامیکی سهم هستند. برای سامانه‌های بزرگتر کانوپی سهم زیادی دارد، بنابراین، می‌توان از نیروها و گشتاورهای آئرویدینامیکی محموله صرف نظر کرد. به منظور سادگی، سهم کانوپی و محموله را در یک مدل آئرویدینامیکی واحد با استفاده از مشتقات آئرویدینامیکی استاندارد ادغام می‌کنیم.

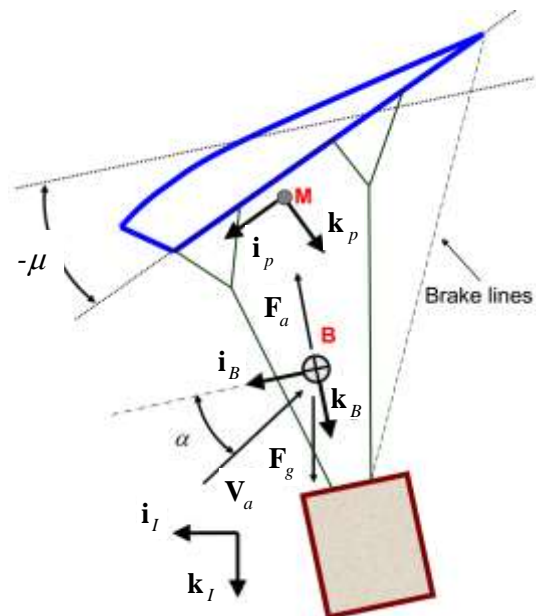
$$\mathbf{F}_a = \frac{\rho V_a^2 S}{2} \mathbf{b}_w \mathbf{R} \begin{bmatrix} C_{D0} + C_{D\alpha^2} \alpha^2 + C_{D\delta_s} \bar{\delta}_s \\ C_{Y\beta} \beta \\ C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_s} \bar{\delta}_s \end{bmatrix} \quad (4)$$

در رابطه (۴)،  $S$ ، سطح کانوپی،  $\bar{\delta}_s = \delta_s / \bar{\delta}_{s \max} \in [0; 1]$  انحراف متقارن لبه فرار و  $\mathbf{b}_w \mathbf{R}$  ماتریس تبدیل از دستگاه مختصات آئرویدینامیکی (باد)  $\{w\}$  به قاب بدنی  $\{b\}$  هست و در رابطه (۵) آورده شده است.

به علاوه، الگوریتم آشیانه‌یابی برای هدایت به سمت نقاط مسیر توسعه داده می‌شود. در بخش ۵ نتایج هدایت ترکیبی ارائه خواهد شد و در نهایت در بخش ۶ نتیجه‌گیری ارائه شده است.

## ۲- مدل سازی دینامیکی

در این بخش، مدل سازی ۶-درجه آزادی سامانه پارافویل-محموله بر اساس مراجع [۲۳] و [۲۴] ارائه خواهد شد. شکل ۲ شماتیک سامانه را به همراه دستگاه مختصات بدنی  $\{b\}$  و کانوپی  $\{p\}$  نشان می‌دهد. فرض می‌شود پس از این که کانوپی پارافویل به طور کامل باد شد، دارای شکل ثابتی باشد. دستگاه مختصات بدنی با بردارهای واحد  $\mathbf{i}_b$  و  $\mathbf{k}_b$  که به سمت جلو و پایین هستند، در مرکز جرم سامانه در نظر گرفته می‌شود. دستگاه مختصات کانوپی-ثابت  $\{p\}$  نسبت به قاب  $\{b\}$  به اندازه منفی زاویه نصب  $\mu$  دوران داده می‌شود. توجه شود که در این شکل مرکز دستگاه مختصات  $\{p\}$  در مرکز جرم ظاهری واقع شده است.



شکل (۲): سامانه پارافویل-محموله، مرجع [۲۴]

معادلات دینامیکی با جمع کردن نیروها و ممان‌ها حول مرکز جرم سامانه در دستگاه مختصات بدنی  $\{b\}$  و مساوی قرار دادن آن با مشتق زمانی تکانه‌های خطی و زاویه‌ای

<sup>1</sup> Rigging angle

هست. هرچند هیچ نیروی دیگری وجود ندارد که در نظر گرفته شود، با این حال، وقتی یک جسم در هوا (یا سیال مایع) حرکت می‌کند، هوای اطراف خود را با خودش به حرکت در می‌آورد. به عبارتی، این حرکت یک نیرو بر روی جسم اعمال می‌کند، که به نیروهای جرم ظاهری معروف است. این نیروها و گشتاورهای ناشی از آن برای چترها که هوای گیرافتاده و جابجا شده هم‌ارز جرم چتر هستند، قابل چشم‌پوشی نیستند. در مرجع [۲۳] اثرات جرم ظاهری به‌طور کامل برای پارافویل‌ها بررسی و ارائه شده است.

در مرجع [۲۴]، نیروها و گشتاورهای ناشی از جرم و اینرسی ظاهری در دستگاه مختصات چرخان پارافویل  $\{p\}$  به‌صورت زیر نوشته شده است.

$$\mathbf{\tilde{F}}_{a.m.} = - \left( \mathbf{I}_{a.m.} \begin{bmatrix} \dot{\tilde{v}}_x \\ \dot{\tilde{v}}_y \\ \dot{\tilde{v}}_z \end{bmatrix} + \mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}) \mathbf{I}_{a.m.} \begin{bmatrix} \tilde{v}_x \\ \tilde{v}_y \\ \tilde{v}_z \end{bmatrix} \right) \quad (10)$$

$$\mathbf{\tilde{M}}_{a.i.} = - \left( \mathbf{I}_{a.i.} \begin{bmatrix} \dot{\tilde{p}} \\ \dot{\tilde{q}} \\ \dot{\tilde{r}} \end{bmatrix} + \mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}) \mathbf{I}_{a.i.} \begin{bmatrix} \tilde{p} \\ \tilde{q} \\ \tilde{r} \end{bmatrix} + \mathbf{S}(\tilde{\mathbf{V}}_a) \mathbf{I}_{a.m.} \begin{bmatrix} \tilde{v}_x \\ \tilde{v}_y \\ \tilde{v}_z \end{bmatrix} \right) \quad (11)$$

در دو رابطه بالا،  $(\tilde{v}_x, \tilde{v}_y, \tilde{v}_z)^T$  و  $(\tilde{p}, \tilde{q}, \tilde{r})^T$  مؤلفه‌های بردار سرعت هوای کانوپی  $\tilde{\mathbf{V}}_a$  و بردار سرعت زاویه‌ای کانوپی  $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$  هستند. این مؤلفه‌ها در قاب کانوپی پارافویل  $\{p\}$  بیان شده‌اند (~ نشانگر این موضوع هست). نیروی ناشی از جرم ظاهری، رابطه (۱۰)، و گشتاور اینرسی ظاهری، رابطه (۱۱)، در مرکز جرم ظاهری  $\mathbf{M}$  اعمال می‌شوند. این نقطه به هندسه جسم بستگی دارد و برای کانوپی‌های بیضی شکل تقریباً در مرکز حجمی کانوپی جای می‌گیرد.

ماتریس‌های اینرسی و جرم ظاهری در روابط (۱۰) و (۱۱)،  $\mathbf{I}_{a.i.}$  و  $\mathbf{I}_{a.m.}$ ، دارای فرم قطری هستند و در مرجع [۲۳] به‌صورت رابطه (۱۲) ارائه شده‌اند.

$$\mathbf{I}_{a.m.} = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ 0 & B & 0 \\ 0 & 0 & C \end{bmatrix}, \quad \mathbf{I}_{a.i.} = \begin{bmatrix} I_A & 0 & 0 \\ 0 & I_B & 0 \\ 0 & 0 & I_C \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} {}^b_w \mathbf{R} = \mathbf{R}_\alpha \mathbf{R}_\beta &= \begin{bmatrix} c_\alpha & 0 & -s_\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ s_\alpha & 0 & c_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_\beta & s_\beta & 0 \\ -s_\beta & c_\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} c_\alpha c_\beta & c_\alpha s_\beta & -s_\alpha \\ -s_\beta & c_\beta & 0 \\ s_\alpha c_\beta & s_\alpha s_\beta & c_\alpha \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

اگر زوایای حمله و سرش جانبی کوچک باشند (کوچکتر از ۱۰ درجه)، ماتریس دوران به رابطه (۶) کاهش می‌یابد.

$${}^b_w \mathbf{R} = \begin{bmatrix} 1 & \beta & -\alpha \\ -\beta & 1 & 0 \\ \alpha & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

زاویه حمله و سرش جانبی با استفاده از مؤلفه‌های بردار سرعت هوا  $V_a$  در قاب بدنی  $(v_x, v_y, v_z)^T$  به‌دست می‌آید.

$$\alpha = \tan^{-1} \left( \frac{v_z}{v_x} \right) \quad \beta = \tan^{-1} \left( \frac{v_y}{\sqrt{v_x^2 + v_z^2}} \right) \quad (7)$$

مؤلفه‌های سرعت در رابطه (۷) با استفاده از رابطه (۸) محاسبه می‌شوند.

$$\begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} - {}^b_n \mathbf{R} \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} \quad (8)$$

گشتاور آئرو‌دینامیکی در قاب  $\{b\}$  می‌تواند به‌صورت رابطه (۹) نوشته شود.

$$\mathbf{M}_a = \frac{\rho V_a^2 S}{2} \begin{bmatrix} b \left( C_{l\beta} \beta + \frac{b}{2V_a} C_{lp} p + \frac{b}{2V_a} C_{lr} r + C_{l\delta_a} \bar{\delta}_a \right) \\ \bar{c} \left( C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + \frac{\bar{c}}{2V_a} C_{mq} q \right) \\ b \left( C_{n\beta} \beta + \frac{b}{2V_a} C_{np} p + \frac{b}{2V_a} C_{nr} r + C_{n\delta_a} \bar{\delta}_a \right) \end{bmatrix} \quad (9)$$

در رابطه (۹)،  $\bar{c}$  وتر آئرو‌دینامیکی میانگین و  $\bar{\delta}_a = \delta_a / \delta_{a, \max} \in [-1; 1]$  انحراف نامتقارن لبه فرار است.

## ۲-۱- جرم و اینرسی ظاهری<sup>۱</sup>

در رابطه (۱) نیروی  $\mathbf{F}$  شامل نیروهای آئرو‌دینامیکی  $\mathbf{F}_a$  و نیروی گرانش  $\mathbf{F}_g$  هست و گشتاور  $\mathbf{M}$  ناشی از این نیروها

<sup>۱</sup> Apparent mass and inertia

می‌تواند در دستگاه مختصات  $\{p\}$  به صورت رابطه (۱۷) محاسبه شوند.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \tilde{v}_x \\ \tilde{v}_y \\ \tilde{v}_z \end{bmatrix} &= {}^p_b \mathbf{R} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} + \mathbf{S}(\omega) \begin{bmatrix} x_{BM} \\ y_{BM} \\ z_{BM} \end{bmatrix} - {}^b_n \mathbf{R} \mathbf{W} \\ &= {}^p_b \mathbf{R} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} - \mathbf{S}(\mathbf{r}_{BM}) \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} - {}^b_n \mathbf{R} \mathbf{W} \end{aligned} \quad (17)$$

با جایگذاری دو رابطه بالا در معادلات (۱۳) و (۱۴) و در ادامه با جایگذاری این نیروها و گشتاورهای ظاهری به همراه نیروها و گشتاورهای آئرودینامیکی و نیروی جاذبه در رابطه (۱) و مرتب کردن عبارت‌ها، در نهایت معادلات دینامیکی حرکت در دستگاه بدنی به صورت فرم یکپارچه زیر در می‌آید.

$$\begin{bmatrix} \mathbf{A}_{11} & \vdots & \mathbf{A}_{12} \\ \dots & \dots & \dots \\ \mathbf{A}_{21} & \vdots & \mathbf{A}_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dots \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_1 \\ \dots \\ \mathbf{B}_2 \end{bmatrix} \quad (18)$$

در رابطه (۱۸) ماتریس‌های  $\mathbf{A}_{11}$ ،  $\mathbf{A}_{12}$ ،  $\mathbf{A}_{21}$ ،  $\mathbf{A}_{22}$ ،  $\mathbf{B}_1$  و  $\mathbf{B}_2$  از روابط (۱۹) تا (۲۱) محاسبه می‌شوند.

$$\begin{aligned} \mathbf{A}_{11} &= (m + m_e) \mathbf{I}_{3 \times 3} + \mathbf{I}'_{a.m.} \\ \mathbf{A}_{12} &= -\mathbf{I}'_{a.m.} \mathbf{S}(\mathbf{r}_{BM}) \\ \mathbf{A}_{21} &= \mathbf{S}(\mathbf{r}_{BM}) \mathbf{I}'_{a.m.} \\ \mathbf{A}_{22} &= \mathbf{I} + \mathbf{I}'_{a.i.} - \mathbf{S}(\mathbf{r}_{BM}) \mathbf{I}'_{a.m.} \mathbf{S}(\mathbf{r}_{BM}) \end{aligned} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{B}_1 &= \mathbf{F}_a + \mathbf{F}_g - \mathbf{S}(\omega) [(m + m_e) \mathbf{I}_{3 \times 3} + \mathbf{I}'_{a.m.}] \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \\ &+ \mathbf{S}(\omega) \mathbf{I}'_{a.m.} \mathbf{S}(\mathbf{r}_{BM}) \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \mathbf{S}(\omega) \mathbf{I}'_{a.m.} {}^b_n \mathbf{R} \mathbf{W} \end{aligned} \quad (20)$$

نیروها و گشتاورهای مربوط به جرم ظاهری در روابط (۱۰) و (۱۱) به مرکز جرم ظاهری M اعمال می‌شوند و باید به دستگاه مختصات بدنی  $\{b\}$  تصویر شوند.

$$\mathbf{F}_{a.m.} = {}^p_b \mathbf{R}^T \tilde{\mathbf{F}}_{a.m.} = -{}^p_b \mathbf{R}^T \begin{pmatrix} \mathbf{I}_{a.m.} \begin{bmatrix} \dot{\tilde{v}}_x \\ \dot{\tilde{v}}_y \\ \dot{\tilde{v}}_z \end{bmatrix} + \mathbf{S}(\omega) \mathbf{I}_{a.m.} \begin{bmatrix} \tilde{v}_x \\ \tilde{v}_y \\ \tilde{v}_z \end{bmatrix} \end{pmatrix} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_{a.i.} &= {}^p_b \mathbf{R}^T \tilde{\mathbf{M}}_{a.i.} + \mathbf{S}(\mathbf{r}_{BM}) \mathbf{F}_{a.m.} \\ &= -{}^p_b \mathbf{R}^T \begin{pmatrix} \mathbf{I}_{a.i.} \begin{bmatrix} \dot{\tilde{p}} \\ \dot{\tilde{q}} \\ \dot{\tilde{r}} \end{bmatrix} + \mathbf{S}(\tilde{\omega}) \mathbf{I}_{a.i.} \begin{bmatrix} \tilde{p} \\ \tilde{q} \\ \tilde{r} \end{bmatrix} \end{pmatrix} + \mathbf{S}(\mathbf{r}_{BM}) \mathbf{F}_{a.m.} \end{aligned} \quad (14)$$

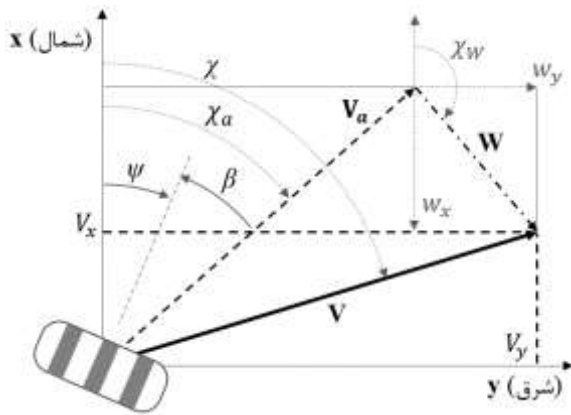
در روابط (۱۳) و (۱۴)، که به ترتیب نیرو و گشتاور ناشی از جرم ظاهری در دستگاه مختصات بدنی هستند، بردار جایجایی  $\mathbf{r}_{BM} = (x_{BM}, y_{BM}, z_{BM})^T$  از مرکز جرم سامانه (مبدأ دستگاه مختصات بدنی) به مرکز جرم ظاهری (در این مورد ساده‌شده مبدأ دستگاه مختصات  $\{p\}$ ) است، بنابراین عبارت دوم در معادله (۱۴) انتقال از مبدأ  $\{p\}$  به مبدأ  $\{b\}$  می‌باشد. ماتریس دوران  ${}^p_b \mathbf{R}$  با یک انتقال تک‌محوره از قاب بدنی به قاب مرجع کانوپی به اندازه زاویه نصب  $\mu$  با استفاده از رابطه (۱۵) تعیین می‌شود.

$${}^p_b \mathbf{R} = \mathbf{R}_\mu = \begin{bmatrix} \cos(\mu) & 0 & -\sin(\mu) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\mu) & 0 & \cos(\mu) \end{bmatrix} \quad (15)$$

گام نهایی قبل از جایگذاری نیروها و گشتاورها در معادله (۱)، مشخص کردن بردارهای  $(\tilde{v}_x, \tilde{v}_y, \tilde{v}_z)^T$  و  $(\tilde{p}, \tilde{q}, \tilde{r})^T$  در قاب بدنی  $\{b\}$  هست. سرعت‌ها و شتاب‌های دورانی در قاب کانوپی  $\{p\}$  به صورت رابطه (۱۶) بیان می‌شوند.

$$\begin{bmatrix} \tilde{p} \\ \tilde{q} \\ \tilde{r} \end{bmatrix} = {}^p_b \mathbf{R} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \dot{\tilde{p}} \\ \dot{\tilde{q}} \\ \dot{\tilde{r}} \end{bmatrix} = {}^p_b \mathbf{R} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \quad (16)$$

بردار سرعت هوای کانوپی در مرکز جرم ظاهری M



شکل (۳): بردار سرعت زمینی  $V$ ، سرعت هوا  $V_a$ ، سرعت باد  $W$ ، تصویر از بالا

برای موقعیتی با مشخصه زمانی  $k$  و در نظر گرفتن فرض‌های قبلی، یعنی ثابت بودن سرعت هوا  $V_a$  و سرعت باد  $W$ ، رابطه (۲۴) به فرم زیر در می‌آید:

$$|V_a|^2 = |V(k)|^2 + |W|^2 - 2[V_x(k)W_x + V_y(k)W_y] \quad (25)$$

در صورتی‌که رابطه (۲۵) را برای دو موقعیت متوالی با مشخصه‌های زمانی  $k$  و  $k-1$  بنویسیم و از هم کم کنیم، داریم:

$$\frac{(|V(k)|^2 - |V(k-1)|^2)}{2} = [V_x(k) - V_x(k-1)]W_x(k) + [V_y(k) - V_y(k-1)]W_y(k) \quad (26)$$

روش حداقل مربعات بازگشتی<sup>۱</sup> برای به‌روزرسانی سرعت باد در هر گام زمانی ارائه می‌شود. رابطه (۲۶) را می‌توانیم به‌صورت زیر بنویسیم:

$$y(k) = \varphi(k)^T \theta(k) \quad (27)$$

که

$$y(k) = (|V(k)|^2 - |V(k-1)|^2) / 2 \quad (28)$$

$$\varphi(k) = [V_x(k) - V_x(k-1) \quad V_y(k) - V_y(k-1)]^T \quad (29)$$

$$\theta(k) = [W_x(k) \quad W_y(k)]^T \quad (30)$$

در رابطه (۲۷)،  $\theta(k)$  مؤلفه‌های سرعت باد در رابطه

$$B_2 = M_a - [S(\omega)(I + I'_{a.i.}) - S(r_{BM})S(\omega)I'_{a.m.}S(r_{BM})] \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} - S(r_{BM})S(\omega)I'_{a.m.} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + S(r_{BM})S(\omega)I'_{a.m.n}{}^b R W \quad (21)$$

تانسورهای  $I'_{a.i.}$  و  $I'_{a.m.}$  در روابط بالا از رابطه (۲۲) محاسبه می‌شوند.

$$I'_{a.m.} = {}^p R^T I_{a.m.} {}^p R, \quad I'_{a.i.} = {}^p R^T I_{a.i.} {}^p R \quad (22)$$

در این مقاله شبیه‌سازی سامانه snowflake را انجام خواهیم داد. داده‌های مدل ۶-درجه آزادی مربوط به این سامانه در مرجع [۲۴] داده شده است.

### ۳- تخمین باد

با توجه به اینکه در سامانه‌های پارافویلی در شرایط پرواز پایا سرعت هوا ثابت هست، لذا در این روش اندازه سرعت هوا  $V_a$  را ثابت فرض می‌کنیم. باد، سرعت زمینی  $V$  سامانه پارافویل-محموله را مطابق شکل ۳ تغییر می‌دهد. واضح است که بردار سرعت زمینی  $\vec{V}$  برابر با مجموع سرعت هوا  $\vec{V}_a$  و سرعت باد  $\vec{W}$  خواهد بود. در شکل ۳،  $\psi$  بیانگر زاویه سمت (یاو)،  $\beta$  زاویه سرش جانبی،  $V_a$  سرعت هوا در صفحه افق،  $W$  سرعت باد و  $V$  سرعت زمینی می‌باشد. بین این سه بردار رابطه زیر برقرار است:

$$\begin{cases} V_x = w_x + |V_a| \sin(\chi_a) \\ V_y = w_y + |V_a| \sin(\chi_a) \end{cases} \quad (23)$$

به‌طوریکه در رابطه (۲۳)،  $x$  و  $y$  محورهای دستگاه مختصات زمینی را نشان می‌دهند. مجذور هر دو معادله بالا را با هم جمع می‌بندیم:

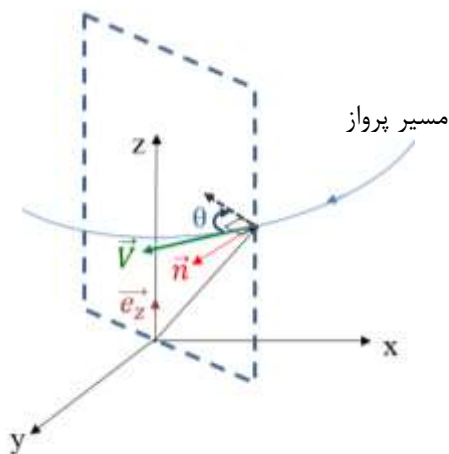
$$|V_a|^2 = (V_x - W_x)^2 + (V_y - W_y)^2 = |V|^2 + |W|^2 - 2(V_x W_x + V_y W_y) \quad (24)$$

<sup>1</sup> Recursive Least Square Method

برای آشیانه‌یابی بهره می‌گیریم. در رابطه بالا  $k$  ضریب هدایت است و در اینجا برابر با ۱ در نظر گرفته شده است. زاویه  $\theta$ ، که در شکل ۴ نمایش داده شده است، از رابطه (۳۳) محاسبه می‌شود.

$$\begin{cases} \theta = \frac{\pi}{2} - \delta \\ \delta = \cos^{-1}\left(\frac{\mathbf{V} \cdot \mathbf{g}\mathbf{n}}{|\mathbf{V}|}\right), \quad \mathbf{n} = \frac{\mathbf{P}}{|\mathbf{P}|} \times \mathbf{e}_z \end{cases} \quad (33)$$

در رابطه (۳۳)، بردار  $\bar{P}$  موقعیت پارافویل نسبت به هدف،  $\bar{V}$  بردار جهت سرعت زمینی سامانه و  $\bar{e}_z$  بردار یکه در جهت محور  $Z$  به سمت بالا می‌باشد.  $\delta$  زاویه بین بردار یکه  $\bar{n}$  و بردار سرعت زمینی است. نشان خواهیم داد که این الگوریتم نسبت به اغتشاشات باد مقاوم می‌باشد و باد در این فاز مشکلی ایجاد نخواهد کرد.



شکل (۴): تعریف بردارها در الگوریتم آشیانه‌یابی

#### ۴-۲- هدایت تقرب T اصلاح یافته

یکی از روش‌های کاربردی در هدایت سامانه‌های بارریزی هوایی دقیق روش هدایت تقرب T هست که توسط انستیتو سامانه‌های پروازی DLR توسعه یافته است (مراجع [۱۰] و [۲۵]). در این روش بر اساس موقعیت واقعی و اطلاعات در دسترس، نقاط مسیر به‌طور پیوسته تا لحظه فرود به‌روزرسانی می‌شوند. از این طریق، انحرافات ناشی از بادهای ناشناخته و نامعینی‌های موجود در پارامترهای سامانه می‌توانند جبران شوند. در این روش به‌جای استفاده از مسیر دایروی برای کاهش ارتفاع در فاز مدیریت انرژی، نقاط مسیر در یک الگوی "T" شکل توزیع می‌شوند که در نتیجه پرواز در طول آن مسیر باعث کاهش ارتفاع اضافی

(۳۰) هست که در هر گام باید محاسبه شوند. ضمناً،  $y(k)$  و  $\varphi(k)$ ، که به ترتیب در رابطه (۲۸) و (۲۹) آورده شده‌اند، از سرعت زمینی اندازه‌گیری شده توسط جی‌پی‌اس قابل محاسبه هستند. در صورتی که باد متغیر باشد، استفاده از فاکتور فراموشی  $\lambda$  مناسب خواهد بود. در نهایت، فرمول حداقل مربعات بازگشتی برای تخمین سرعت باد به صورت زیر هست.

$$\begin{cases} \hat{\theta}(k) = \hat{\theta}(k-1) + K(k) [y(k) - \varphi^T(k) \hat{\theta}(k-1)] \\ K(k) = \frac{P(k-1) \varphi(k)}{\lambda + \varphi^T(k) P(k-1) \varphi(k)} \\ P(k) = [I_{2 \times 2} - K(k) \varphi^T(k)] P(k-1) / \lambda \end{cases} \quad (31)$$

در رابطه (۳۱)، در صورتی که حرکت در خط مستقیم باشد در روابط (۲۸) و (۲۹)،  $y(k)$  و  $\varphi(k)$  صفر خواهند شد و لذا تخمین مؤلفه‌های سرعت باد میسر نخواهد شد. لذا در این روش لازم هست تا مسیر پرواز منحنی‌وار باشد تا تخمین باد امکان‌پذیر شود.

#### ۴- روش هدایت ترکیبی

در این بخش، الگوریتم هدایت ترکیبی برای هدایت سامانه پارافویل-محموله در حضور باد و قیود عوارض زمینی ارائه خواهد شد. می‌توان هدایت سامانه‌های بارریزی هوایی دقیق کنونی را به سه فاز تقسیم کرد: ۱- فاز آشیانه‌یابی، ۲- فاز مدیریت انرژی به منظور کاهش ارتفاع، ۳- فاز نهایی و فرود.

در الگوریتم هدایت ترکیبی برای فاز آشیانه‌یابی به منظور جلوگیری از برخورد با عوارض زمینی از بهینه‌سازی مسیر بهره خواهیم گرفت و در فاز مدیریت انرژی و فاز نهایی فرود از هدایت تقرب T اصلاح‌یافته استفاده خواهیم کرد.

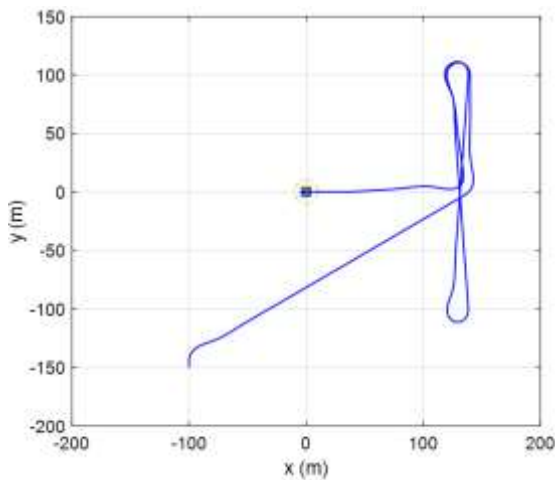
#### ۴-۱- الگوریتم هدایت آشیانه‌یابی

هدایت ترکیبی که در بخش ۳-۲ ارائه خواهد شد، بر پایه نقاط مسیر می‌باشد و لذا ضروری هست الگوریتم آشیانه‌یابی برای هدایت به سمت نقاط مسیر توسعه داده شود. هدف از آشیانه‌یابی، رساندن سامانه به نزدیکی نقطه مسیر در صفحه افق هست. در اینجا از الگوریتم هدایت تناسبی

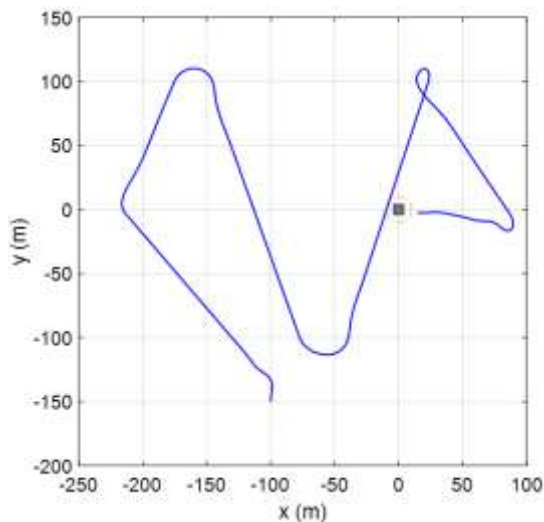
$$\sigma = k\theta \quad (32)$$



شرایط عدم حضور باد ترسیم شده است. مشاهده می‌شود که سامانه با دقت بسیار بالایی به نقطه هدف واقعی هدایت شده و به‌علاوه مسیر حرکت دارای فرم T- شکل هست. در شکل ۷ با شرایط اولیه قبلی و در حضور باد  $(3, 0) \text{ m/s}$  مسیر حرکت بر روی صفحه افق دستگاه مختصات زمینی ترسیم شده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌کنید مسیر پرواز در حضور باد فرم T- شکل خود را از دست می‌دهد. در واقع، اگر مسیر حرکت را در دستگاه باد-ثابت ترسیم کنیم، فرم T- شکل خواهد داشت.

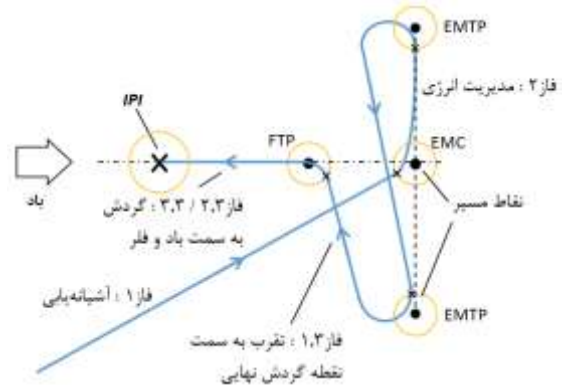


شکل (۶): مسیر حرکت سامانه روی دستگاه مختصات زمینی در شرایط عدم حضور باد



شکل (۷): مسیر حرکت سامانه روی دستگاه مختصات زمینی در حضور باد  $(3, 0) \text{ m/s}$

می‌شود. در شکل ۵ مسیر پرواز و فازهای مختلف پروازی برای روش هدایت تقرب T ترسیم شده است. فازهای مختلف پروازی برای این روش هدایت به شرح زیر هست: در فاز آشیانه‌یابی سامانه از موقعیت واقعی به سمت نقطه مسیر<sup>۱</sup> EMC تقرب می‌کند. در فاز مدیریت انرژی پس از رسیدن به نقطه مسیر EMC، ارتفاع اضافی با پرواز در مسیر "S"-شکل بین نقاط گردش<sup>۲</sup> EMTP، کاهش می‌یابد. در فاز ۳ یعنی فاز فرود پس از عبور از آخرین نقطه مسیر فاز مدیریت انرژی، سامانه به سمت نقطه<sup>۳</sup> FTP پرواز می‌کند و پس از رسیدن به این نقطه سامانه برای فرود در خلاف جهت باد آماده می‌شود. در نهایت مانور فلر در یک ارتفاع از پیش تعیین شده برای کاهش سرعت فرود انجام می‌پذیرد.



شکل (۵): فازهای مختلف روش هدایت تقرب T

فاصله بین نقاط مختلف مسیر با توجه به مشخصات فیزیکی و دینامیک سامانه پارانویل-محموله و عوارض موجود در نزدیکی نقطه هدف تعیین می‌شود. در جدول ۱ فواصل مختلف برای سامانه snowflake با استفاده از سعی و خطا به‌دست آمده است.

جدول (۱): پارامترهای مختلف هدایت تقرب T

۱۲۰ m	فاصله EMC و $EMTP_{max}$
۱۰۰ m	فاصله FTP و EMC
۴۰ m	فاصله FTP و هدف
۲۰ m	ارتفاع مانور فلر

با فرض پارامترهای بالا، هدایت تقرب T بر روی مدل ۶-درجه آزادی شبیه‌سازی شده است. در شکل ۶ مسیر حرکت سامانه در صفحه افق دستگاه مختصات زمینی در

<sup>۱</sup> Energy Management Circle (EMC)

<sup>۲</sup> Energy Management Turn Point (EMTP)

<sup>۳</sup> Final Turn Point (FTP)

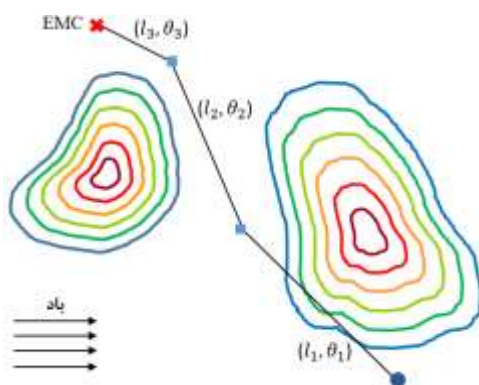
### ۴-۳- بهینه‌سازی مسیر

در این بخش، هدف یافتن مسیری بهینه متشکل از خطوط مستقیم به نقطه EMC بدون برخورد به عوارض و کاهش ارتفاع مدنظر در طول مسیر هست. لازم به ذکر است به دلیل ابعاد کوچک مانور T در اکثر موارد فضای باز کافی در اطراف EMC خواهد بود.

در شکل ۸ به‌طور شماتیک مسیر بهینه در حضور عوارض زمینی ترسیم شده است. مسئله بهینه‌سازی مسیر در اینجا، یافتن طول خطوط مسیر  $l_i$  و زاویه آنها  $\theta_i$  در مختصات زمینی می‌باشد. در اینجا، پارامتر بهینه‌سازی  $l_i$  را در بازه  $(200 : 600)$  و  $\theta_i$  را در بازه  $(\pi : -\pi)$  در نظر می‌گیریم. تعداد خطوط مسیر  $n$  وابسته به نوع عوارض می‌باشد. در مرجع [۱۸]، رابطه زیر را برای محاسبه تعداد خطوط مسیر اولیه ارائه کرده است.

$$n = 1 + n_m + \left\lceil \frac{\Delta s}{k_l} \right\rceil, \quad n \geq 3 \quad (35)$$

در رابطه (۳۵)،  $n_m$  تعداد کوه‌ها،  $\Delta s$  فاصله لحظه‌ای سامانه از نقطه هدف در صفحه افق و  $k_l$  پارامتر فاصله هست که براساس پیچیدگی عوارض انتخاب می‌شود و در اینجا  $1200 \text{ m}$  انتخاب شده است. در صورتی که تابع هزینه از مقدار مشخصی کمتر نشد، یک خط مسیر اضافه خواهد شد  $(n = n + 1)$  و بهینه‌سازی مجدداً انجام می‌پذیرد.



شکل (۸): شماتیک مسیر بهینه در حضور عوارض زمینی

به‌منظور بهینه‌سازی یک مسیر عملی و مطلوب، نیازمند تعریف یک تابع هزینه  $J$  مناسب به همراه قیدهای مربوطه هستیم. این تابع هزینه باید شامل دقت رسیدن به نقطه نهایی مسیر، یعنی EMC، عدم برخورد به عوارض و زوایای مطلوب و عملی بین خطوط مسیر باشد. برخلاف مرجع

همان‌طور که در بالا اشاره شد، هدایت تقریب T در مرجع [۴] در دستگاه مختصات باد- ثابت ارائه شده است و فرم آن در این دستگاه T- شکل خواهد بود. در حالی که، در دستگاه مختصات زمینی مسیر متفاوتی انتظار می‌رود و در صورتیکه عوارض زمینی در منطقه وجود داشته باشد، احتمال برخورد به عوارض وجود دارد و قابلیت این روش برای رسیدن به نقطه هدف از دست می‌رود. در واقع، در این روش کنترلی روی مسیر در مختصات زمینی نداریم. به این منظور، روش هدایت تقریب T اصلاح‌یافته را در دستگاه مختصات زمینی توسعه می‌دهیم، به نحوی که در حضور باد مسیر حرکت در مختصات زمینی T- شکل باشد. در روش تقریب T نقاط مسیر در هر لحظه با در نظر گرفتن اختلاف ارتفاع با نقطه هدف و فرض نسبت سرش ثابت محاسبه می‌شوند. در واقع، در دستگاه مختصات باد- ثابت هست که می‌توان نسبت سرش را ثابت فرض کرد و دلیل استفاده از این دستگاه مختصات هم این موضوع می‌باشد. می‌دانیم حضور باد نسبت سرش را تغییر می‌دهد و لذا برای اینکه هدایت تقریب T را در دستگاه مختصات زمینی توسعه بدهیم باید نسبت سرش را در قسمت‌های مختلف مسیر در حضور باد تخمین بزنیم. برای تخمین نسبت سرش از رابطه زیر استفاده می‌کنیم.

$$GR = \frac{V_h + \vec{W} \cdot \vec{s}}{V_v} \quad (34)$$

در رابطه (۳۴)، مقادیر ثابت  $V_h$  و  $V_v$  به ترتیب مؤلفه‌های افقی و عمودی سرعت هوا در شرایط عدم حضور باد هستند و برای هر سامانه پارافویل- محموله از مشخصات فیزیکی آن محسوب می‌شوند. این مقادیر با استفاده از تست‌های پرواز برای هر سامانه اندازه‌گیری می‌شوند.  $\vec{W}$  بردار باد هست که به طریقی از تخمین و یا اطلاعات جوی در دسترس هست و  $\vec{s}$  بردار یکه برای هر قسمت از مسیر می‌باشد. با این کار، می‌توان در هر لحظه بر اساس ارتفاع و نسبت سرش معلوم در قسمت‌های مختلف مسیر، نقاط مسیر را انتخاب کرد و در نتیجه هدایت تقریب T اصلاح‌یافته در دستگاه مختصات زمینی به دست می‌آید. نتایج این روش هدایتی را به همراه نتایج بهینه‌سازی مسیر در بخش ۵ ارائه خواهد شد. در ادامه، روش بهینه‌سازی مسیر در فاز آشیانه‌یابی به‌منظور جلوگیری از برخورد با عوارض ارائه خواهد شد.

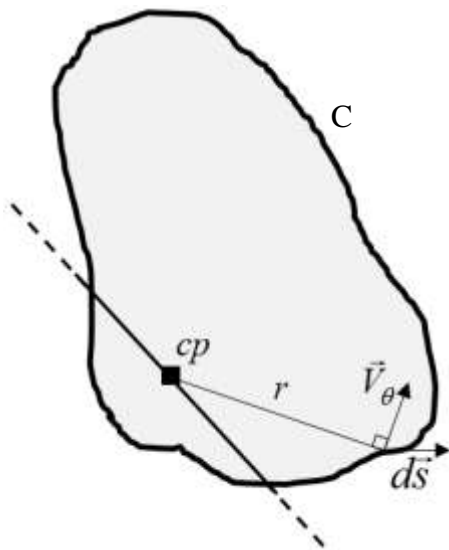
برای جلوگیری از برخورد با عوارض از مفهوم گردابه در آیرودینامیک بهره گرفته شده است. منحنی C در شکل ۱۰ نشانگر برشی از عوارض زمینی در صفحه افق در یک ارتفاع دلخواه هست. نقطه کنترلی cp روی خط مسیر را در نظر بگیرید. برای بررسی این‌که این نقطه کنترلی در داخل منحنی قرار گرفته یک گردابه با قدرت  $c=5$  در آن نقطه قرار داده می‌شود. در نتیجه در هر نقطه سرعت ناشی از این گردابه از رابطه (۴۰) به دست می‌آید.

$$V_{\theta} = \frac{c}{r} \quad (40)$$

اکنون انتگرال سرعت ناشی از گردابه بر روی منحنی بسته C محاسبه می‌شود.

$$g_p = \oint_C \vec{V} \cdot d\vec{s} \quad (41)$$

در صورتی‌که نقطه کنترلی cp در داخل منحنی باشد مقدار قید عوارض زمینی  $g_p$  در رابطه (۴۱) برابر با C خواهد شد و اگر خارج از آن باشد، برابر با صفر خواهد شد.



شکل (۱۰): اختلاف زاویه بین مسیر حرکت در نقاط مسیر

با ترکیب قیدها و توابع هزینه، تابع هزینه نهایی به صورت رابطه (۴۲) تعریف می‌شود:

$$J = 0.01 J_t + 0.1 J_u - \frac{1}{1 + g_{\alpha}} - \frac{1}{1 + g_p} \quad (42)$$

برای انجام بهینه‌سازی برای تابع هزینه (۴۲) از تابع  $fmincon$  تولباکس بهینه‌سازی نرم‌افزار متلب استفاده شده است، که نتایج آن در بخش ۶ آمده است.

[۱۸] که برای بهینه‌سازی مسیر، اثرات باد را در طراحی مسیر لحاظ نکرده است، در اینجا برای اعمال اثر باد در دقت رسیدن به نقطه نهایی از تابع هزینه زیر بر حسب زمان استفاده شده است

$$J_t = \left| \int_{s_0}^{s_f} \frac{1}{(V_{ha} + \vec{W} \cdot \vec{u}_s)} ds - \frac{\Delta h}{V_v} \right| \quad (36)$$

در رابطه (۳۶)،  $\Delta h$  اختلاف ارتفاع از ابتدای مسیر تا انتهای مسیر، یعنی EMC، هست. در واقع، این تابع هزینه به این معناست که مسیر باید به نحوی انتخاب شود که زمان پرواز در طول مسیر تا نقطه نهایی برابر با  $t = \Delta h / V_v$  باشد. همچنین برای محدود کردن تلاش کنترلی  $u$  تابع هزینه به صورت رابطه (۳۷) در طول مسیر تعریف می‌شود.

$$J_u = \int_{t_0}^{t_f} |u(t)| dt \quad (37)$$

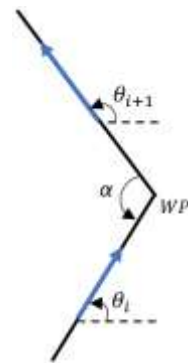
با در نظر گرفتن اینرسی بالای سامانه‌های پارافویلی و نرخ گردش محدود آنها، زاویه بین خطوط مسیر بایستی به نحوی باشد که سامانه بتواند با دقت خوبی آن را ردیابی کند. با توجه به کمینه شعاع گردش سامانه، در اینجا  $1.0 \text{ m}$ ، زاویه بین خطوط مسیر بزرگتر از  $\pi/4$  فرض می‌شود.

$$g_{\alpha i} = \left| \alpha_i - \frac{\pi}{4} \right|, \quad \text{if } 0 < \alpha < \frac{\pi}{4} \quad (38)$$

در نهایت قید مربوط به زوایای بین خطوط مسیر در کل مسیر برابر با رابطه (۳۹) خواهد بود.

$$g_{\alpha} = \sum_{i=1}^{n-1} g_{\alpha i} \quad (39)$$

مقدار زاویه بین خطوط مسیر  $\alpha$  در رابطه (۳۸) با توجه به شکل ۹ از رابطه  $\alpha = \pi - (\theta_{i+1} - \theta_i)$  محاسبه می‌شود.



شکل (۹): اختلاف زاویه بین مسیر حرکت در نقاط مسیر

## ۵- ساخت نمونه آزمایشگاهی

به منظور بررسی عملکرد روش هدایتی توسعه داده شده یک نمونه کوچک از سامانه پارافویل-محموله ساخته شده است. در اینجا از یک چتر کوچک با طول بال دو متری استفاده شده است. با توجه به اینکه امکان رهاسازی از ارتفاع با استفاده از یک پرنده دیگر وجود نداشت، اجباراً یک موتور برای رساندن سامانه به ارتفاع مشخص به کار گرفته شده است. پس از رسیدن به این ارتفاع مشخص موتور خاموش شده و الگوریتم هدایت که بر روی برد Arduino Mega-2560 پیاده سازی شده با استفاده از دو سروموتور سامانه را به سمت نقطه هدف هدایت می کند. به دلیل محدودیت موجود در تأمین توان برای ارتفاع گرفتن، ارتفاع ۴۰ m از سطح زمین برای شروع هدایت سامانه به سمت نقطه هدف زمینی در نظر گرفته شده است. در شکل ۱۱ قسمت محموله سامانه ساخته شده را مشاهده می کنید. این قسمت شامل موتور ملخ، ۲ عدد سروموتور به عنوان عملگر برای الگوریتم هدایت، برده الکترونیکی، باتری و گیرنده رادیو می باشد. در شکل ۱۲ تصویری از پرواز این سامانه را مشاهده می کنید.



شکل (۱۱): قسمت محموله شامل ۱ موتور براشلس به همراه ملخ، ۲ عدد سروموتور و تجهیزات جانبی.

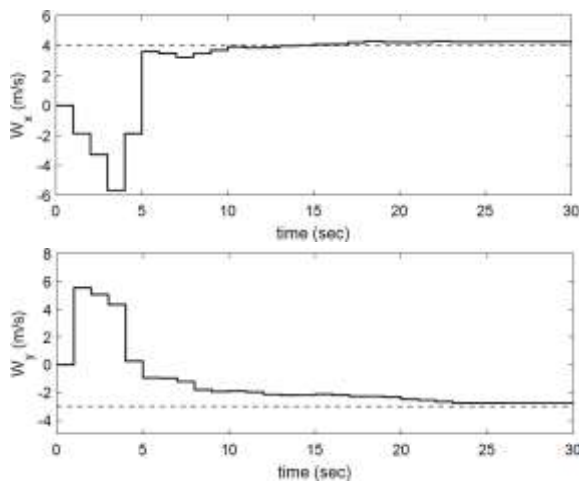


شکل (۱۲): پرواز نمونه ساخته شده

## ۶- نتایج و بحث

در این قسمت، نتایج تخمین باد و نتایج هدایت ترکیبی سامانه پارافویل-محموله در حضور باد و قیود عوارض زمینی ارائه می شود.

در شکل ۴ نتایج تخمین باد با استفاده از داده های نویزی جی پی اس که با فرکانس ۱ هرتز به روزرسانی می شوند، نشان داده شده است. به این منظور پس از رهاسازی سامانه و پایدار شدن آن، به مدت ۲۰ ثانیه فرمان انحراف نامتقارن فلپها ( $\delta_a / \delta_{a_{max}} = 0.18$ ) جهت حرکت دایروی اعمال شده و سرعت باد در این بازه زمانی تخمین زده می شود. مشاهده می شود که این روش دارای دقت تخمین مناسبی هست. همچنین در ادامه مسیر مانورهایی که سامانه در فاز مدیریت انرژی انجام می دهد، تخمین باد را دقیق تر و در صورت تغییر باد، تخمین مجدد باد را میسر می سازد.



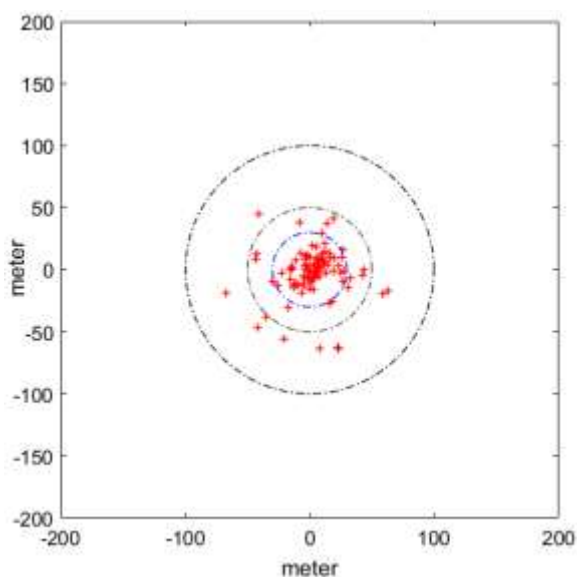
شکل (۱۳): نتایج تخمین مؤلفه های سرعت باد

برای بررسی عملکرد الگوریتم آشیانه یابی، که برای هدایت به سمت نقاط مسیر توسعه یافت، این الگوریتم بر روی مدل ۶-درجه آزادی سامانه پارافویل-محموله اعمال شده است. در شکل ۱۴ مسیر حرکت سامانه در شرایط بدون حضور باد ترسیم شده است. سامانه توانسته از شرایط اولیه، یعنی موقعیت  $(-300, -300)$  روی صفحه  $x-y$  اینرسی به نقطه هدف یعنی موقعیت  $(0, 0)$  برسد. واضح است در طول مسیر سامانه هیچ زاویه سرش جانبی ندارد، چراکه باد حضور ندارد. در شکل ۱۵ مسیر حرکت سامانه در شرایط

روش هدایت تقرب T به دلیل به‌روزرسانی لحظه‌ای و مداوم نقاط مسیر تا لحظه فرود، دارای دقت بالایی هست. برای بررسی عملکرد این روش، یک شبیه‌سازی مونت کارلو بر روی شبیه‌ساز ۶-درجه آزادی در حضور باد ناشناخته، توربولانس، نامعینی در نسبت سرش و نویز اندازه‌گیری در داده‌های موقعیت و سرعت حاصل از جی‌پی‌اس انجام گرفته است. مقادیر این پارامترها در جدول ۲ آورده شده است. برای تحلیل مونت کارلو، ۱۰۰ شبیه‌سازی با شرایط اولیه و باد مختلف انجام گرفته است. در شکل ۱۶ نتایج شبیه‌سازی مونت کارلو نمایش داده شده است. ۷۵٪ فرودها در شعاع ۳۰ m، ۹۰٪ فرودها در شعاع ۵۰ m و ۱۰۰٪ فرودها در شعاع ۷۰ m قرار گرفته‌اند. بنابراین می‌توان گفت، روش هدایت تقرب T با وجود خطاها و نامعینی‌های نسبتاً زیاد دارای دقت فرود بسیار مطلوبی هست.

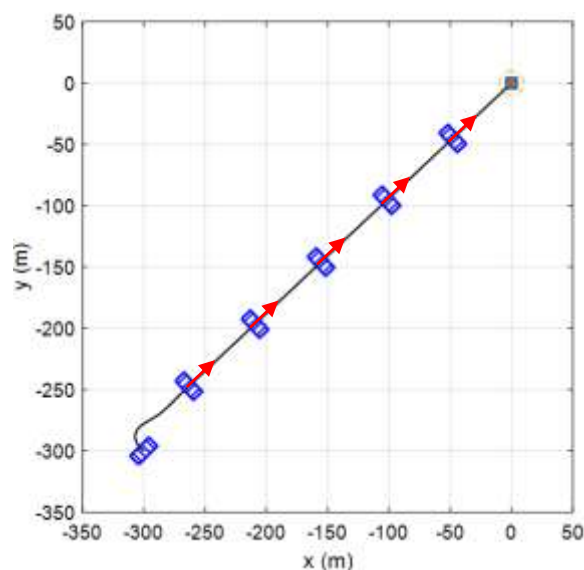
جدول (۲): میزان خطاهای اندازه‌گیری و نامعینی‌ها

خطای موقعیت GPS	(ارتفاع / موقعیت) $\pm 5 / 10$
نرخ نمونه‌برداری GPS	1 Hz
خطای زاویه سمت	(نویز / بایاس) $\pm 3 / 5$ deg
خطا در سرعت باد	$\pm 2$ m/s
خطا در جهت باد	$\pm 20$ deg
نامعینی نسبت سرش	$\pm 20\%$

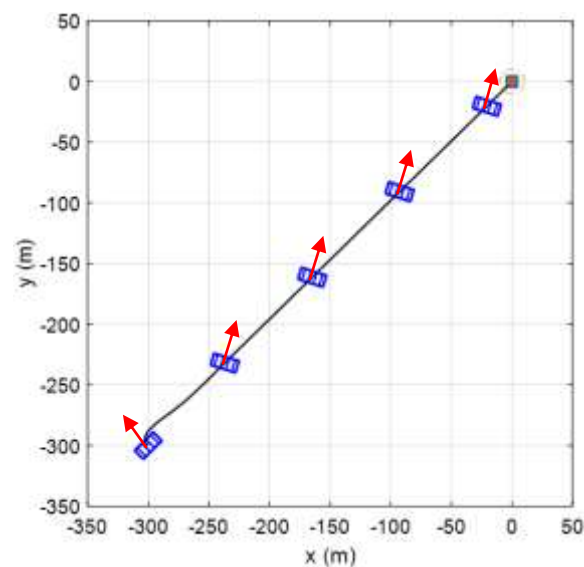


شکل (۱۶): تحلیل مونت کارلو

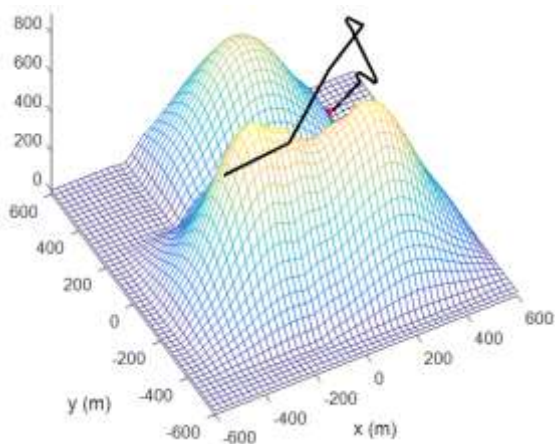
حضور باد با سرعت  $m/s$   $(5, 0)$  ترسیم شده است. سامانه توانسته در حضور باد از شرایط اولیه  $(-300, -300)$  روی صفحه  $x-y$  اینرسی به نقطه هدف  $(0, 0)$  برسد. در طول مسیر سامانه دارای زاویه سرش جانبی هست که به دلیل حضور باد می‌باشد. سامانه در این شرایط به سمت خلاف جهت باد چرخیده است تا بتواند اثر منفی باد را در هدایت به سمت نقطه هدف خنثی کند.



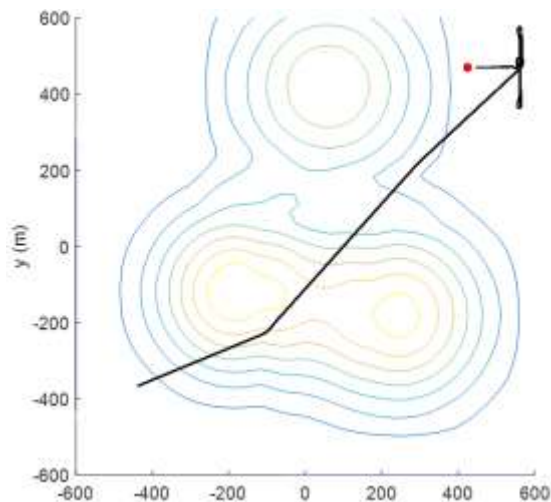
شکل (۱۴): مسیر آشیانه‌یابی سامانه پاراتویل-محموله ۶ درجه آزادی، عدم حضور باد.



شکل (۱۵): مسیر آشیانه‌یابی سامانه پاراتویل-محموله ۶ درجه آزادی، باد  $m/s$   $(5, 0)$



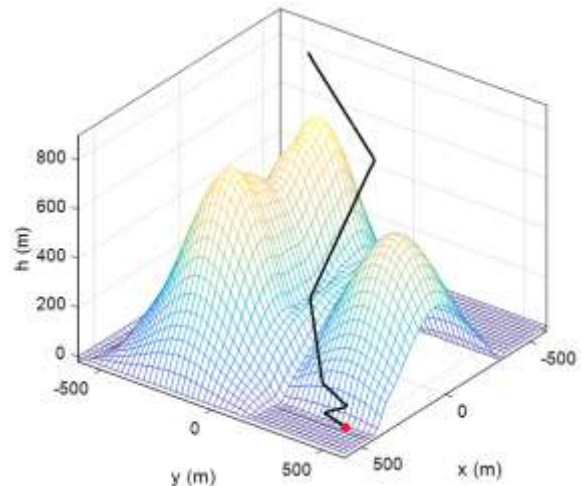
شکل (۱۹): مسیر حرکت ۳-بعدی در مختصات زمینی در حضور باد  $(3, 0)$  m/s، ارتفاع اولیه  $930$  m.



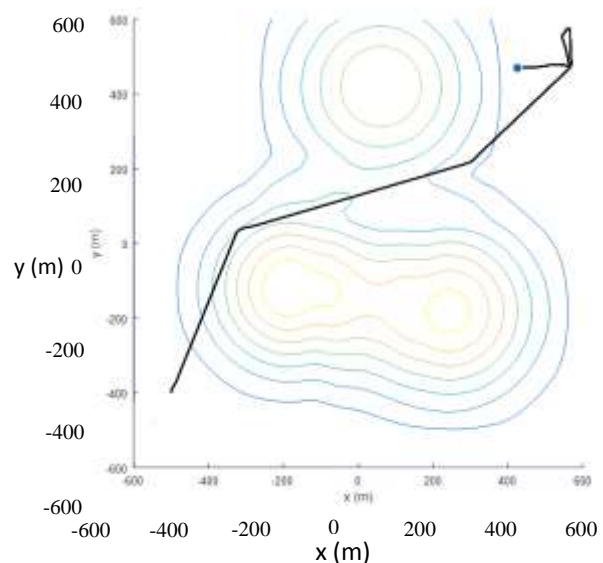
شکل (۲۰): مسیر حرکت سامانه در مختصات زمینی در حضور باد  $(3, 0)$  m/s، ارتفاع اولیه  $930$  m.

برای تست تجربی عملکرد الگوریتم هدایت طراحی شده، با توجه به اینکه امکان دستیابی به ارتفاعات بالاتر به دلیل محدود بودن باتری فراهم نبود، سامانه را تا ارتفاع حدود  $40$  m بالا می‌بریم. سپس موتور را خاموش کرده و هدایت سامانه شروع می‌شود. نقطه شروع هدایت سامانه در شکل ۲۱، نقطه  $(127, -31)$  هست. مشاهده می‌شود نقطه فرود به نقطه هدف، یعنی موقعیت  $(0, 0)$  خیلی نزدیک هست. گرچه نمایش همه فازهای پرواز اعم از فاز آشیانه‌یابی، فاز مدیریت ارتفاع و فاز تقرب و فرود به دلیل محدودیت توان باتری و ارتفاع گرفتن میسر نبود، ولی الگوریتم هدایت آشیانه‌یابی کارایی خود را در هدایت به سمت نقاط مسیر

در شکل ۱۷ تا ۲۰ مسیر حرکت سامانه پارافویل-محموله در حضور باد  $(3, 0)$  m/s و عوارض زمینی با استفاده از روش هدایت ترکیبی ترسیم شده است. تعداد خطوط مسیر در فاز آشیانه‌یابی که با روش بهینه‌سازی مسیر بدست آمده‌اند برابر با ۳ هست، که از رابطه (۳۵) محاسبه می‌شود و در ادامه مسیر روش هدایت تقرب T اصلاح‌یافته در فاز مدیریت انرژی و فرود به کار گرفته شده است. همان‌طور که در این شکل‌ها مشاهده می‌کنید، روش هدایت ترکیبی حتی در حضور باد، دارای دقت فرود بالایی هست و توانسته سامانه را به طور مطلوب بدون برخورد با عوارض زمینی به نقطه هدف هدایت کند.



شکل (۱۷): مسیر حرکت ۳-بعدی در مختصات زمینی در حضور باد  $(3, 0)$  m/s، ارتفاع اولیه  $830$  m.



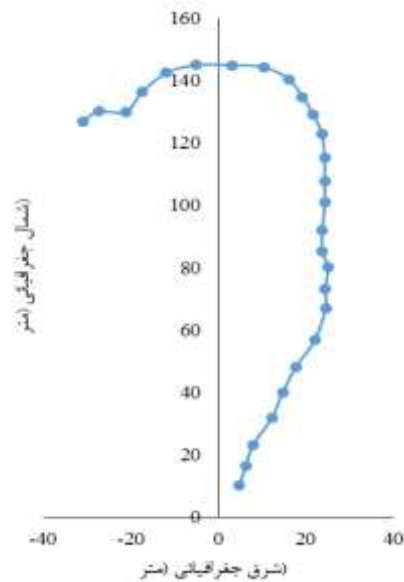
شکل (۱۸): مسیر حرکت سامانه در مختصات زمینی در حضور باد  $(3, 0)$  m/s، ارتفاع اولیه  $830$  m.

می‌داد و در نتیجه احتمال برخورد با عوارض به وجود می‌آمد، روش هدایت تقرب T اصلاح‌یافته توسعه داده شد. برای بهینه‌سازی مسیر توابع هزینه مختلفی ارائه شد. برای قیود عوارض زمینی از ایده گردابه آئرو دینامیکی در تعریف تابع هزینه بهره گرفته شده است. ترکیب روش هدایت تقرب T اصلاح‌یافته و بهینه‌سازی مسیر به دقت بالای فرود در حضور بادهای ناشناخته و عوارض زمینی منجر شده است. در نهایت، نتایج تجربی کارآمدی الگوریتم آشیانه‌یابی در هدایت به سمت نقطه هدف را نشان دهد.

#### ۸- مراجع

1. Goodrick, T., "Wind Effect on Gliding Parachute Systems with Non-Proportional Automatic Homing Control", Army Natick Labs. Technical Rept. TR 70-28-AD, Natick, MA, 1969.
2. Goodrick, T., A. MURPHY, JR, and A. PEARSON. "Analysis of various automatic homing techniques for gliding airdrop systems with comparative performance in adverse winds", 4th Aerodynamic Deceleration Systems Conference, Palm Springs, CA, U.S.A., 21 May 1973 - 23 May 1973.
3. Goodrick, T., "Hardware Options for Gliding Airdrop Guidance Systems", Proceedings of the 6th AIAA Aerodynamic Decelerator and Balloon Technology Conference, AIAA, New York, 1979.
4. Jann, T. "Advanced features for autonomous parafoil guidance, navigation and control", 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2005.
5. Rademacher, B., Lu, P., Strahan, A., and Cerimele, C., "Trajectory design, guidance and control for autonomous parafoils", In AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, p. 7417, 2008.
6. Slegers, N. and Yakimenko, O., "Optimal control for terminal guidance of autonomous parafoils", In 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, p. 2958, 2009.
7. Carter, D., Singh, L., Wholey, L., McConley, M., Tavan, S., Bagdonovich, B., Barrows, T., Gibson, C., George, S. and Rasmussen, S., "Band-limited guidance and control of large parafoils", In 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, p. 2981, 2009.
8. Ward, M., & Costello, M., "Adaptive glide slope control for parafoil and payload aircraft", Journal

(در اینجا نقطه فرود) نشان داد. بنابراین می‌توان نتیجه‌گیری کرد که آشیانه‌یابی نقاط مسیر، چه توسط روش هدایت تقرب T تولید شود، چه توسط بهینه‌سازی مسیر، به صورت عملی توسط الگوریتم ارائه‌شده امکان‌پذیر هست.



شکل (۲۱): مسیر حرکت سامانه در تست عملی

#### ۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله، شبهه‌سازی ۶-درجه آزادی و هدایت ترکیبی سامانه پارافویل-محموله در حضور باد و قیود عوارض زمینی ارائه شد. برای مدل‌سازی ۶-درجه آزادی اثرات جرم ظاهری نیز در نظر گرفته شد، چراکه نیروهای ناشی از آن در سامانه‌های پارافویلی غیرقابل چشم‌پوشی هستند. روش هدایت ترکیبی که در اینجا ارائه شد، فرود دقیق در حضور باد و قیود عوارض زمینی را میسر ساخته است. در مقایسه با روش‌های قبلی، این روش دارای هزینه محاسباتی کم، دقت فرود بالا و مقاوم در برابر خطاها، نامعینی‌ها و بادهای ناشناخته هست. به منظور جبران کردن اثر باد در دقت فرود، بایستی باد شناسایی می‌شد. برای این کار از روش حداقل مربعات بازگشتی استفاده شد. تحلیل مونت کارلو برای روش هدایت تقرب T در حضور نویزهای اندازه‌گیری جی‌پی‌اس، توربولانس، خطا در تخمین باد و نامعینی در دینامیک سامانه انجام گرفت و نشان داده شد این روش دارای دقت فرود مطلوب حتی در حضور باد ناشناخته است. به دلیل اینکه در روش هدایت تقرب T در حضور باد، مسیر حرکت در دستگاه مختصات زمینی فرم T- شکل خود را از دست

18. Redelinghuys, R., "A Flight Simulation Algorithm for a Parafoil Suspending an Air Vehicle," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, No. 3, pp. 791–803, 2007.
19. Toglia, C., and Vendittelli, M., "Modeling and Motion Analysis of Autonomous Paragliders," Technical Rept. No. 5, Dept. of Computer, Control and Management Engineering, Univ. "La Sapienza," Rome Italy, 2010.
20. Hattis, P., Appleby, B., Fill, T., Benney, R., "Precision Guided Airdrop System Flight Test Results", In 14th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, p. 1468. 1997.
21. Calise, A., and Preston, D., "Approximate Correction of Guidance Commands for Winds," *Proceeding of the 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*, AIAA, Reston, VA, 2009.
22. Ward, M., Slegers, N., and Costello, M., "Specialized System Identification for Parafoil and Payload Systems," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 35, No. 2, pp. 588–597, 2012.
23. Lissaman, P. B.S., and Brown, G. J., "Apparent Mass Effects on Parafoil Dynamics," *Proceedings of the 12<sup>th</sup> AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*, AIAA, Reston, VA, 1993.
24. Gorman, C. M., and Slegers, N. J., "Comparison and Analysis of Multi-Body Parafoil Models with Varying Degrees of Freedom," *Proceedings of the 21<sup>st</sup> AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*, AIAA, Reston, VA, 2011.
25. Jann, T., "Aerodynamic Model Identification and GNC Design for the Parafoil-Load System ALEX," *Proceedings of the 16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*, AIAA, Reston, VA, 2001.
9. Fowler, L., & Rogers, J., "Bezier curve path planning for parafoil terminal guidance", *Journal of Aerospace Information Systems*, Vol.11, no. 5, 300-315, 2014.
10. Luders, B., Ellertson, A., How, J. P., & Sugel, I., "Wind uncertainty modeling and robust trajectory planning for autonomous parafoils. ", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.39, no. 7, pp.1614-1630, 2016.
11. Weinstein, MJ, Streetman, BJ, Neave, M., Bergeron, K., & Noetscher, G., "Trajectory Optimization via Particle Swarms for Robust Parafoil Guidance", In 2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, p. 1855, 2018.
12. Sun, H., Sun, Q., Luo, S., Chen, Z., Wu, W., Tao, J., & He, Y., "In-flight compound homing methodology of parafoil delivery systems under multiple constraints", *Aerospace Science and Technology*, Vol.79, pp.85-104, 2018.
13. Cacan, M. R., & Costello, M. "Adaptive Control of Precision Guided Airdrop Systems with Highly Uncertain Dynamics." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.41, no. 5, pp.1025-1035, 2018.
14. Tao, J., Dehmer, M., Xie, G., & Zhou, Q. "A Generalized Predictive Control-Based Path Following Method for Parafoil Systems in Wind Environments." *IEEE Access*, Vol.7, pp.42586-42595, 2019.
15. Luo, S., Tan, P., Sun, Q., Wu, W., Luo, H., & Chen, Z. "In-flight wind identification and soft landing control for autonomous unmanned powered parafoils." *International Journal of Systems Science*, Vol. 49, no. 5, 929-946, 2018.
16. Mooij, E., Wijnands, Q. G. J., and Schat, B., "9 DoF Parafoil/Payload Simulator Development and Validation," *Proceedings of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, AIAA, Reston, VA, 2003.
17. Prakash, O., and Ananthkrishnan, N., "Modeling and Simulation of 9-DOF Parafoil-Payload System Flight Dynamics," *Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference & Exhibit*, AIAA, Reston, VA, 2006.



