

هدایت فازی مرحله صعود حامل‌های ماهواره برای کاهش اثر باد

محسن سهراب^{۱*}، رضا زردشتی^۲ و سید حمید جلالی نائینی^۳

۱ و ۳- دانشکده فنی و مهندسی - دانشگاه تربیت مدرس

۲- مجتمع دانشگاهی هوافضا - دانشگاه صنعتی مالک اشتر

* تهران، کد پستی ۱۴۷۶۶۱۸۴۵۱

m.sohrab@modares.ac.ir

در این مقاله، یک الگوریتم هدایت برای حامل‌های ماهواره در مرحله صعود در داخل اتمسفر و در حضور باد با استفاده از منطق فازی ارائه می‌شود. در این الگوریتم، قیود میانی ماکزیمم زاویه حمله مجاز در لحظه ماکزیمم فشار دینامیکی و حاصل ضرب فشار دینامیکی در زاویه حمله و همچنین قیود نهایی ارتفاع، زاویه بردار سرعت و حداقل اندازه سرعت در نظر گرفته شده‌است. این الگوریتم با استفاده از کنترل‌کننده فازی ممدانی به روش مینیمم- ماکزیمم برای سیستم استنتاج فازی و روش مرکز جرم برای غیرفازی ساز طراحی شده‌است تا اثر نامطلوب باد تقلیل یابد و در عین حال قیود میانی و نهایی را ارضاء کند. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که الگوریتم ارائه‌شده، سبب بهبود عملکرد پروازی حامل ماهواره شده و می‌تواند قیود مذکور را در بازه‌های مشخص از حداکثر خطای تخمین سرعت باد تأمین کند.

واژه‌های کلیدی: حامل ماهواره، هدایت، منطق فازی، غیرفازی‌ساز، زاویه فراز، اثر باد

علائم و اختصارات

m	جرم پرنده		
\bar{q}	فشار دینامیکی		
S_{ref}	سطح مرجع	C_d	ضریب آیرودینامیکی پسا
T	نیروی پیشران	C_L	ضریب آیرودینامیکی برآ
V	سرعت در دستگاه مختصات اینرسی	$C_{m\alpha}$	شیب ضریب گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله
V_a	سرعت نسبت به هوا	D	نیروی پسا
V_X, V_Z	مؤلفه‌های سرعت در دستگاه مختصات اینرسی	d	قطر بدنه حامل
X, Z	مؤلفه‌های موقعیت در دستگاه مختصات اینرسی	g	شتاب جاذبه
α	زاویه حمله	I_{yy}	ممان اینرسی
$\hat{\alpha}$	تخمین زاویه حمله	K_{IG}, K_a, K_R	بهره حلقه‌های کنترلی
α_{ref}	زاویه حمله مسیر مرجع	L	نیروی برآ
γ	زاویه مسیر پرواز	l_{cg}	فاصله مرکز جرم از خط اثر نیروی پیشران

۳. استادیار

۱. کارشناس ارشد (نویسنده مخاطب)

۲. مربی

جستجوی گرادیان بهینه‌سازی می‌شود. پروفیل باد در مرجع مذکور از ارتفاع صفر تا ۲۰ کیلومتر و با توجه به مدل باد مرجع [۵] در نظر گرفته شده‌است. در مرجع [۶] یک الگوریتم برای هدایت حامل ماهواره با استفاده از آموزش سیستم عصبی- فازی و با توجه به حل بهینه مسئله، ارائه شده‌است. در مرجع [۷] یک الگوریتم هدایت فازی برای حامل ماهواره در داخل اتمسفر و در حضور باد با استفاده از روش ممدانی با ۲۵ قانون، توسعه یافته‌است که در آن با استفاده از دو ورودی خطای زاویه حمله و نرخ خطای زاویه حمله نسبت به مسیر نامی^۳، خروجی دستور سرعت زاویه‌ای کانال فراز^۴ تولید می‌شود. شایان ذکر است که در مرجع [۸] با استفاده از فیلتر کالمن، زاویه حمله حامل ماهواره تخمین زده شده‌است.

در وسایل پروازی دیگر نیز از منطق فازی برای تولید فرامین هدایت استفاده شده‌است که از نتایج و تجربیات حاصل، در کاربرد موشک‌های حامل ماهواره می‌توان بهره برد. به طور نمونه، در مرجع [۹] یک الگوریتم هدایت فازی مبتنی بر مسیر نامی برای یک وسیله پروازی زیرمداری (با زاویه مسیر پروازی اولیه ۱۵ درجه، سرعت نهایی ۱۴۹ متر بر ثانیه) با پرواز از ارتفاع ۲۵ تا ۳۴ کیلومتری ارائه شده است که ورودی‌های کنترل آن، زاویه حمله، زاویه رول و ترمز سرعت است. در مرجع [۱۰] مقایسه‌ای بین روش‌های تاکاگی سوگنو و کنترل بهینه همسایگی به منظور هدایت فضاپیماها با پیشران کم انجام شده است. نتایج این مرجع نشان می‌دهد که روش فازی تاکاگی سوگنو روشی مقاوم برای حذف اغتشاش‌های موجود برای مانورهای مداری با پیشران کم است. در مرجع [۱۱] به منظور تولید فرامین هدایتی شامل: زاویه چرخش و شتاب جانبی برای یک حامل سرنشین‌دار بازگشت‌پذیر، از منطق فازی استفاده شده‌است که در آن از ورودی‌های خطای ارتفاع و خطای سرعت عمودی برای تولید فرامین مطلوب استفاده شده‌است. در این مرجع قوانین فازی با استفاده از فرد خبره استخراج شده‌است.

در مقاله حاضر، الگوریتم هدایت فازی در فاز صعود در داخل اتمسفر به منظور بهبود عملکرد در مقابل اثر باد و با ارضاء قیود میانی و پایانی مسیر ارائه شده‌است. برای این منظور از کنترل‌کننده فازی ممدانی با چهار ورودی خطای زاویه حمله، نرخ خطای زاویه حمله، خطای جابه‌جایی در جهت محور افقی و خطای جابه‌جایی در جهت محور عمودی نسبت به مسیر نامی و خروجی دستور سرعت زاویه‌ای فراز استفاده شده است.

V_a	زاویه بردار سرعت V_a نسبت به افق
θ	زاویه فراز
$\dot{\theta} = \omega$	سرعت زاویه‌ای فراز
$\dot{\theta}_{cmd}$	دستور سرعت زاویه‌ای فراز
$\dot{\theta}_{ref}$	دستور سرعت زاویه‌ای مرجع برای کانال فراز بدون اعمال باد
$\dot{\theta}_{FLC}$	دستور سرعت زاویه‌ای اصلاح‌کننده فازی برای کانال فراز
δ	زاویه بردار نیروی پیشران نسبت به محور طولی
δ_c	دستور زاویه بردار نیروی پیشران نسبت به محور طولی

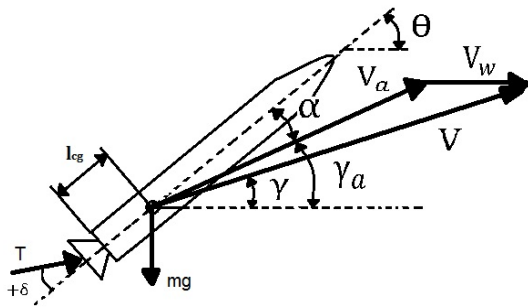
مقدمه

طراحی مسیر موشک‌های حامل ماهواره در مرحله عبور از جو غلیظ، معمولاً با توجه به قیود میانی مسیر، که شامل زاویه حمله و حاصل ضرب زاویه حمله در فشار دینامیکی است، انجام می‌شود. هدایت این مرحله، به طور معمول به صورت پیش‌تنظیم و تابعی از زمان برنامه‌ریزی می‌شود [۱]. با توجه به پیش‌تنظیم بودن این مرحله از پرواز، اثر باد می‌تواند عملکرد موشک را تقلیل داده یا (بر حسب شدت آن) باعث شکست مأموریت شود. در این زمینه، مدل‌های تقریبی متفاوتی برای پروفیل باد در نظر گرفته شده است که از آن جمله در مرجع [۲] به مدل‌های تقریبی مختلفی اشاره کرده است که در پایگاه کیپ کندی^۲ فلوریدای آمریکا به دست آمده‌است.

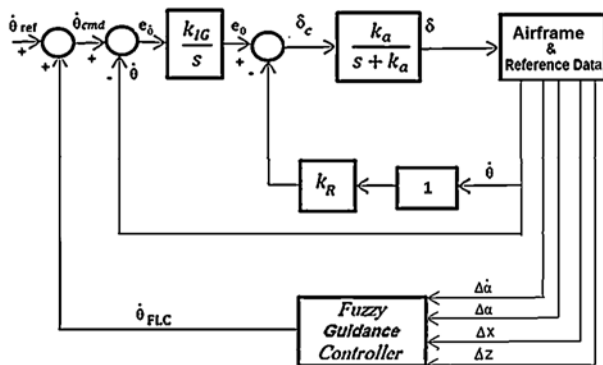
با توجه به اثر باد و به منظور جبران آن بر روی عملکرد حامل ماهواره، نیاز است تا توسط قانون هدایت، اثر باد تقلیل یافته و در عین حال قیود مفروض در مسیر پروازی ارضاء شود. به طور کلی، روش‌های مختلفی برای طراحی (تنظیم یا بهینه‌سازی) الگوریتم‌های هدایت موشک‌های حامل ماهواره وجود دارد که از آن جمله استفاده از روش‌های هوش مصنوعی مانند منطق فازی، شبکه عصبی و الگوریتم ژنتیک است. به طور نمونه در مرجع [۳] با استفاده از منطق فازی یک روش حلقه بسته برای مرحله صعود موشک حامل ماهواره ارائه شده‌است. در این روش با استفاده از کنترل بهینه و مدل‌سازی فازی به روش تاکاگی سوگنو، الگوریتمی برای هدایت حامل ماهواره در داخل اتمسفر توسعه یافته‌است. همچنین در مرجع [۴] یک الگوریتم هدایت برای حامل ماهواره تک مرحله‌ای در فاز صعود و در داخل جو، براساس اسپلاین مکعبی برای پروفیل پروازی ارتفاع - سرعت توسعه داده شده‌است که در آن قید فشار دینامیکی ماکزیمم و معیار عملکرد حداکثر بار مفید قابل حمل، در نظر گرفته شده‌است. در این روش ابتدا پارامترها به صورت آفلاین و به کمک الگوریتم ژنتیک تخمین زده شده و در ادامه به صورت آنلاین و به روش

4. Pitch
 5. Thrust

2. Cape Kennedy
 3. Nominal Trajectory



شکل ۱- هندسه مسئله و تعریف پارامترها



شکل ۲- نمودار جعبه‌ای کانال فراز حامل ماهواره

الگوریتم هدایت فازی زاویه فراز حامل ماهواره

استخراج یک رابطه ریاضی برای جبران اثر باد ممکن است دشوار باشد. یکی از روش‌های معادل برای این منظور، منطق فازی است. البته این روش نیاز به پایگاه قواعد مبتنی بر نظر خبره دارد. در صورت تنظیم صحیح پارامترها، کنترل‌کننده‌های فازی در مقابل نویز و اغتشاش بطور نسبی مقاوم هستند. همچنین استفاده از روش فازی می‌تواند حد تحمل در مقابل باد (از لحاظ جلوگیری از کاهش عملکرد) را افزایش دهد. البته این بدان معنا نیست که با روش‌های غیرفازی نتوان به این مهم دست یافت. یکی از معایب سیستم‌های فازی، اثبات پایداری آنها است. اثبات پایداری سیستم‌های فازی نوعاً دشوار بوده اما روش‌هایی تاکنون ارائه شده‌است. همچنین منطق فازی بار محاسباتی نسبتاً زیادی دارد و برای این منظور، سخت‌افزارهای ویژه‌ای برای کنترل‌کننده‌های منطق فازی توسعه یافته است.

در اینجا از یک کنترل‌کننده فازی از نوع ممدانی با توابع عضویت مثلثی برای هدایت حامل ماهواره در فاز صعود در داخل جو استفاده شده‌است. برای ورودی این سیستم فازی مطابق شکل (۲)، خطای زاویه حمله مطابق رابطه (۱۳)، نرخ خطای زاویه حمله، مطابق

مدل ریاضی حامل ماهواره

در اینجا برای شبیه‌سازی موشک حامل ماهواره از مدل سه درجه آزادی با فرض زمین تخت و موشک صلب و مدل اتمسفر استاندارد ۱۹۷۶ ایالات متحده [۱۲] استفاده شده‌است. همچنین کنترل‌کننده کانال فراز با توجه به ورودی سرعت زاویه‌ای فراز، خروجی زاویه بردار نیروی پیشران (δ) را تولید می‌کند. مطابق مرجع [۱۳]، روش کنترلی مذکور برای کانال فراز عملکرد مناسبتری نسبت به روش کنترل زاویه فراز (با ورودی دستور زاویه فراز) در حضور اثر باد خواهد داشت. مطابق شکل (۱) معادلات حاکم به صورت زیر نوشته می‌شود [۱۴]:

$$\dot{X} = V_x \quad (1)$$

$$\dot{Z} = V_z \quad (2)$$

$$\dot{V}_x = -\frac{L}{m(t)} \sin(\gamma) - \frac{D}{m(t)} \cos(\gamma) + \frac{T(t)}{m(t)} \cos(\theta - \delta) \quad (3)$$

$$\dot{V}_z = \frac{L}{m(t)} \cos(\gamma) - \frac{D}{m(t)} \sin(\gamma) + \frac{T(t)}{m(t)} \sin(\theta - \delta) - g \quad (4)$$

$$\dot{\theta} = \omega \quad (5)$$

$$\dot{\omega} = \frac{T(t) l_{cg}}{I_{yy}} \sin(\delta) + \frac{\bar{q} S_{ref} d C_{m\alpha}}{I_{yy}} \quad (6)$$

$$e_{\theta} = K_{IG} (\dot{\theta}_{cmd} - \dot{\theta}) \quad (7)$$

$$\dot{\delta} = K_a (\delta_c - \delta) \quad (8)$$

که در آن:

$$L = \bar{q} S_{ref} C_L \quad (9)$$

$$D = \bar{q} S_{ref} C_D \quad (10)$$

همچنین با استفاده از شکل (۲) می‌توان نوشت:

$$\delta_c = e_{\theta} - K_R \dot{\theta} \quad (11)$$

$$\dot{\theta}_{cmd} = \dot{\theta}_{ref} + \dot{\theta}_{FLC} \quad (12)$$

که در آن $\dot{\theta}_{ref}$ دستور سرعت زاویه‌ای کانال فراز مربوط به مسیر طراحی شده بدون اعمال باد، $\dot{\theta}_{cmd}$ دستور سرعت زاویه‌ای اعمال شده به موشک حامل ماهواره و $\dot{\theta}_{FLC}$ مقدار اصلاح دستور سرعت زاویه‌ای به منظور جبران اثر باد است که با استفاده از منطق فازی استخراج می‌شود.

نتایج شبیه‌سازی

برای شبیه‌سازی، مدل هندسی / جرمی یک موشک دو مرحله‌ای انتخاب شده است [۱۷]. در اینجا، پروفیل سرعت باد به صورت شکل (۴) و تا ارتفاع ۲۰ کیلومتر اعمال شده است که در آن سرعت باد در جهت مخالف نشان داده شده در شکل (۱) منظور شده است، اما در ادامه برای سادگی بیان، علامت منفی سرعت باد حذف شده است.

در این شرایط، قیود میانی شامل قید زاویه حمله در لحظه حداکثر فشار دینامیکی برابر ۲ درجه و مقدار حداکثر $\bar{q}\alpha$ (که متناسب با حداکثر نیروی جانبی) حامل ماهواره در طول مسیر پروازی $10^4 \times 8$ کیلوگرم درجه بر متر مجذور ثانیه در نظر گرفته شده است. قیود نهایی شامل ارتفاع پروازی 1 ± 35 کیلومتر و زاویه مسیر 5 ± 58 درجه و مقدار حداقل سرعت ۹۵۰ متر بر ثانیه می‌باشد. همچنین قید حداکثر زاویه حمله مجاز در طول مسیر پروازی (به دلیل محدودیت سیستم کنترل)، ۱۰ درجه منظور شده است. نتایج شبیه‌سازی الگوریتم هدایت طراحی شده به ازای سرعت بادهای مختلف در شکل‌های (۵) تا (۱۲) آورده شده است.

همان‌طور که در شکل (۵) مشاهده می‌شود، رفتار زاویه حمله در حضور باد، قیود میانی شامل حداکثر زاویه حمله در طول مسیر پرواز و همچنین زاویه حمله مجاز در حداکثر فشار دینامیکی (مطابق شکل ۶ حدود ثانیه ۶۰) را ارضاء کرده است. شایان ذکر است که مسیر نامی طراحی شده [۱۸] که در شکل (۵) نمایش داده شده است، بدون حضور باد است. قید حداکثر $\bar{q}\alpha$ نیز در طول مسیر پروازی تأمین شده است (شکل ۷). همچنین مطابق شکل (۸)، قید ارتفاع پروازی 1 ± 53 کیلومتر ارضاء شده است و زاویه مسیر پروازی مطابق شکل (۹) در محدوده مجاز قرار گرفته است. در شکل (۱۰) و (۱۱) نیز مقدار حداقل سرعت پروازی مورد نیاز برای ادامه مسیر تأمین شده است. در شکل (۱۲) دستور سرعت زاویه‌ای اعمال شده به کانال فراز حامل ماهواره مشاهده می‌شود.

حال به منظور مقایسه، به مرجع [۱۹] اشاره می‌شود که در آن به یک روش حلقه باز برای هدایت حامل ماهواره اشاره شده است که در رابطه (۱۵) آورده شده است:

$$\theta(t) = \frac{\theta_0 - \theta_1}{(t_1 - t_v)^2} (t_1 - t)^2 + \theta_1 \quad t_v \leq t < t_1 \quad (15)$$

در آن t زمان پرواز، t_1 زمان تا انتهای مرحله روشن بودن موتور، t_v زمان پرواز عمودی، θ_0 زاویه فراز در انتهای پرواز عمودی و θ_1 زاویه فراز در انتهای مرحله اول پرواز است.

رابطه (۱۴)، خطای جابه‌جایی در جهت محور افقی و خطای جابه‌جایی در جهت محور عمودی نسبت به مسیر نامی و برای غیرفازی‌ساز^۶ نیز از روش مرکز جرم استفاده شده است [۱۵]:

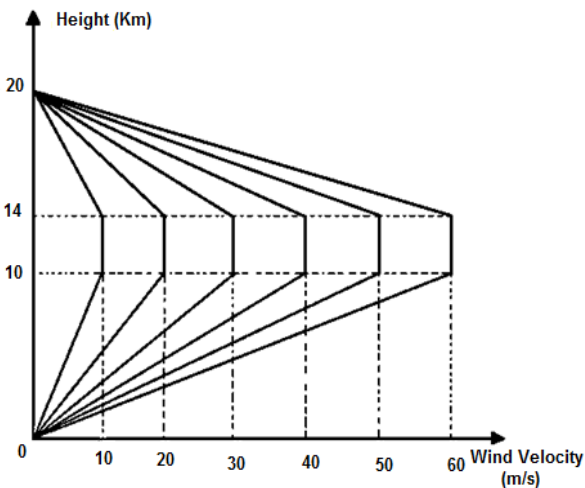
$$\Delta\alpha = \hat{\alpha} - \alpha_{ref} \quad (13)$$

$$\dot{\Delta\alpha} = \dot{\hat{\alpha}} - \dot{\alpha}_{ref} \quad (14)$$

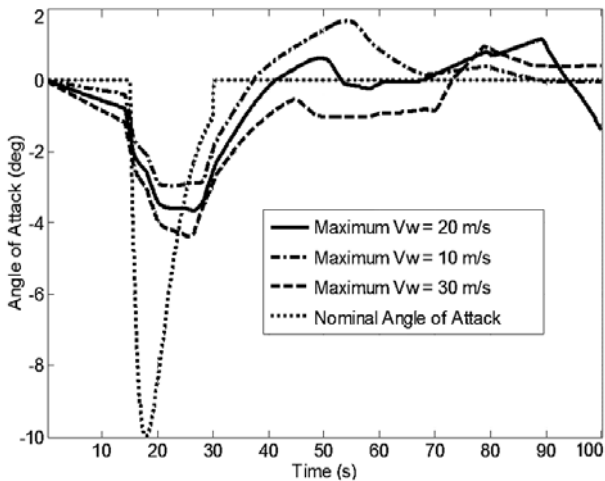
که در آن، $\hat{\alpha}$ تخمین زاویه حمله است که در اینجا پس از عبور مقدار واقعی آن از فیلتر رسته یک به دست می‌آید و α_{ref} زاویه حمله مسیر نامی طراحی شده است. همچنین برای هر کدام از ورودی‌های خطای زاویه حمله و نرخ خطای زاویه حمله، ۵ تابع عضویت به نام‌های VH, VL, M, L, H تعریف و برای خطای جابه‌جایی در جهت محور عمودی و خطای جابه‌جایی در جهت محور افقی، ۳ تابع عضویت به نام‌های H, M, L تعریف و برای خروجی دستور سرعت زاویه‌ای فازی، ۹ تابع عضویت به نام‌های $VVVH, VVH, VH, H, M, L$ تعریف شده است که در شکل (۳) مشاهده می‌شود. این توابع عضویت، با استفاده از شبیه‌سازی‌های متعدد در شرایط مختلف پروازی و درک رفتار حاکم بر مسئله بدست آمده است. روش ممدانی با توابع عضویت مثلثی با توجه به نتایج مرجع [۱۶] انتخاب شده است. در این مرجع به منظور طراحی یک اتوپیلوت کانال فراز حامل ماهواره برگشت‌پذیر و در فاز صعود در داخل جو، مقایسه‌ای بین عملکرد روش‌های فازی تاکاگی سوگنو و ممدانی انجام شده است. نتایج این مقایسه نشان داده است که سیستم منطق فازی ممدانی طراحی شده مذکور با استفاده از توابع عضویت مثلثی عملکرد مناسبتری نسبت به تاکاگی سوگنو در آن مرجع داشته است.

شایان ذکر است، اگر الگوریتم تولید فرامین هدایت (که در اینجا دستور سرعت زاویه فراز است) اصلاح شود، در واقع در بخش قانون هدایت این اصلاح انجام شده است. اما اگر این اصلاح در فاصله بین فرامین هدایت تا تغییر زاویه بالک یا نازل لحاظ شود، این اصلاح مربوط به سیستم کنترل (اتوپیلوت) می‌شود. بنابراین، در تحقیق حاضر، به این علت که دستور سرعت زاویه‌ای موشک (به عنوان فرمان هدایت) برای جبران اثر باد اصلاح شده است، در حوزه هدایت دسته‌بندی می‌شود. نکته دوم این است که یکی از وظایف سیستم کنترل، مقاومت در برابر اغتشاش است تا خروجی با دقت بهتری ورودی را تعقیب کند. بعبارت دیگر، سیستم کنترل می‌تواند اثر اغتشاش باد را در تعقیب ورودی تقلیل دهد؛ اما این به معنای ارضای شرایط میانی و پایانی مسیر نیست.

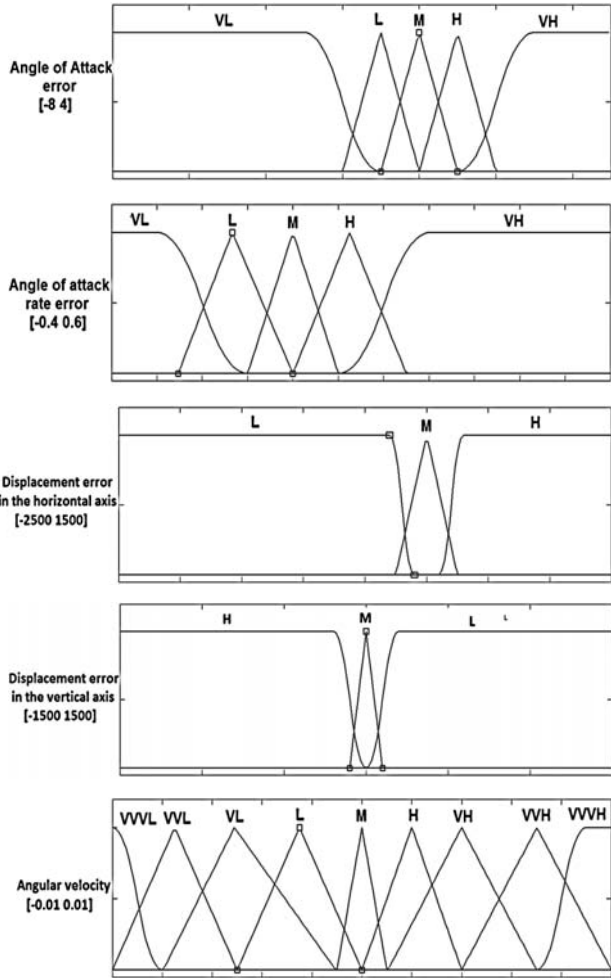
متربرثانیه عملکرد مناسبتری نسبت به مراجع مذکور دارد. به طوری که در لحظه ماکزیمم فشار دینامیکی، زاویه حمله کوچکتری را احساس کرده و در عین حال قیود میانی به صورت مطلوبتری ارضاء شده است (شکل ۱۴). شکل (۱۵) نیز نشان از بهبود عملکرد حامل ماهواره در تعقیب مسیر نامی دارد. در شکل (۱۶) مقایسه ای بین سرعت نهایی به دست آمده از الگوریتم طراحی شده و مرجع مذکور نسبت به تغییرات سرعت باد انجام شده است و همچنین در شکل (۱۷) مقایسه خطای نهایی ارتفاع پروازی نسبت به ارتفاع مطلوب حامل ماهواره نسبت به تغییرات سرعت باد نشان داده شده است که هر دو نمودار نشان از بهبود عملکرد حامل ماهواره دارد (شایان ذکر است که در شکل های (۱۵)، (۱۶) و (۱۷) مقایسه بین الگوریتم طراحی شده و مرجع [۷] که نتایج مطلوبتری در مقابل اثر باد داشته، انجام شده است).



شکل ۴- پروفیل مفروض سرعت باد

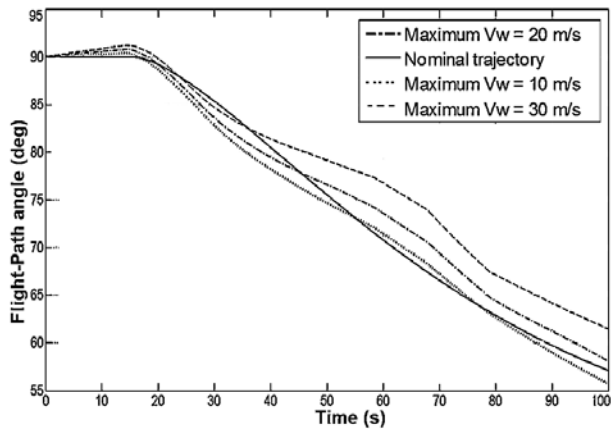


شکل ۵- نمودار زاویه حمله بر حسب زمان به ازای سرعت بادهای مختلف

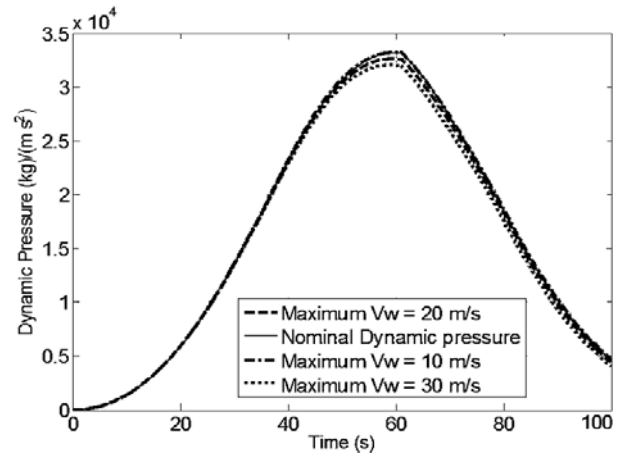


شکل ۳- محدوده توابع عضویت ورودی و خروجی

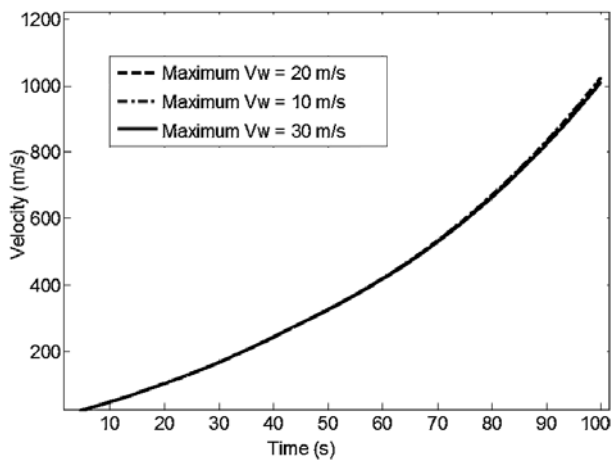
همچنین در مرجع [۲۰] یک رابطه ریاضی درجه سوم ارائه شده است که ضرایب تصحیح آن با استفاده از دو نقطه آزمون و آموزش به روش شبکه عصبی به صورت پیش تنظیم لحاظ شده است. اما همان طور که اشاره شد، استخراج یک رابطه ریاضی برای هدایت حامل های ماهواره به منظور جبران اثر باد دشوار است. به همین منظور و برای بهبود نتایج، در مرجع [۷]، یک الگوریتم هدایت فازی برای حامل ماهواره در داخل اتمسفر و در حضور باد با استفاده از دو ورودی خطای زاویه حمله و نرخ خطای زاویه حمله نسبت به مسیر نامی تولید شده است. در الگوریتم حاضر، دو ورودی جدید خطای جابه جایی در جهت محور افقی و خطای جابه جایی در جهت محور عمودی به الگوریتم [۷] افزوده شده است. بنابراین، نتایج الگوریتم حاضر با ۴ ورودی، با الگوریتم فازی مذکور در مرجع [۷] مقایسه می شود که نتایج حاصل، در شکل های (۱۳) تا (۱۷) آورده شده است. این نتایج نشان از بهبود عملکرد الگوریتم هدایتی دارد. همان طور که در شکل (۱۳) مشاهده می شود، رفتار زاویه حمله حامل ماهواره به ازای سرعت باد ۳۰



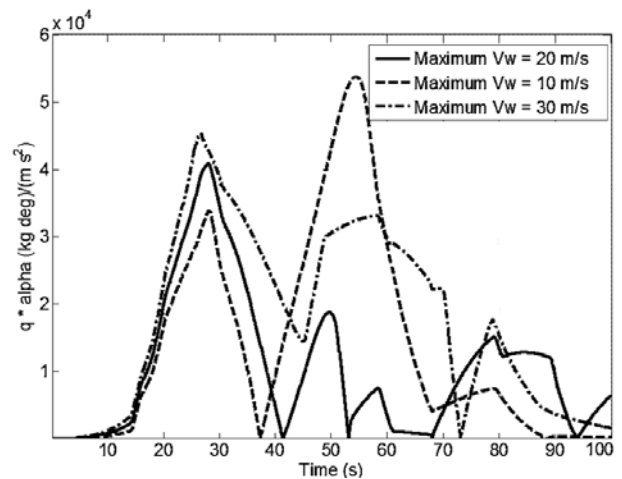
شکل ۹- نمودار زاویه مسیر پروازی به ازای مقادیر مختلف سرعت باد



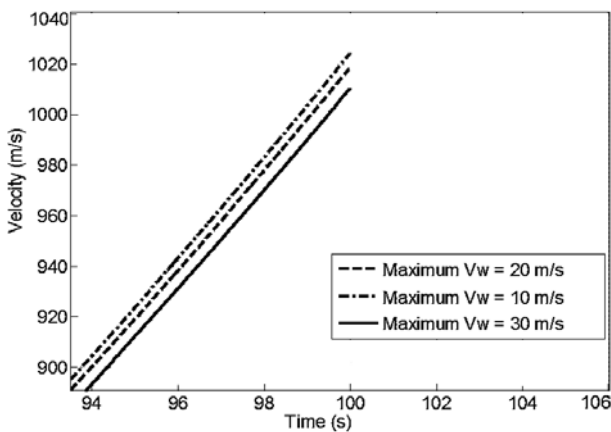
شکل ۶- نمودار فشار دینامیکی بر حسب زمان به ازای سرعت بادهای مختلف



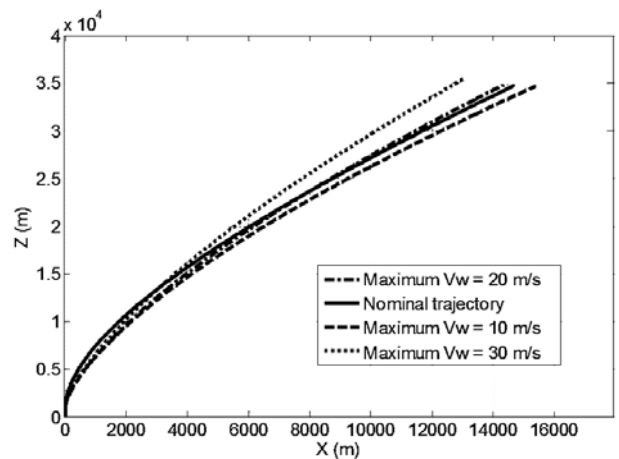
شکل ۱۰- نمودار سرعت حامل ماهواره به ازای مقادیر مختلف سرعت باد



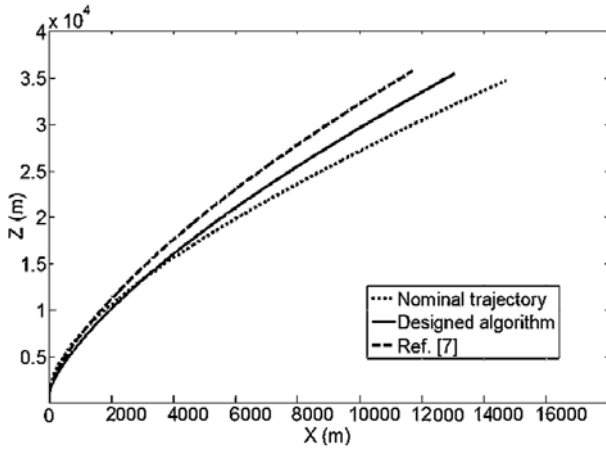
شکل ۷- نمودار $q\alpha$ بر حسب زمان به ازای مقادیر مختلف سرعت باد



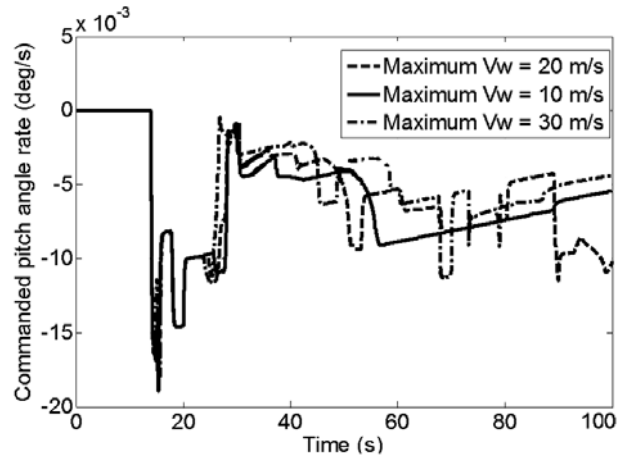
شکل ۱۱- بزرگ‌نمایی نمودار سرعت در شکل ۱۰ برای ثانیه‌های پایانی



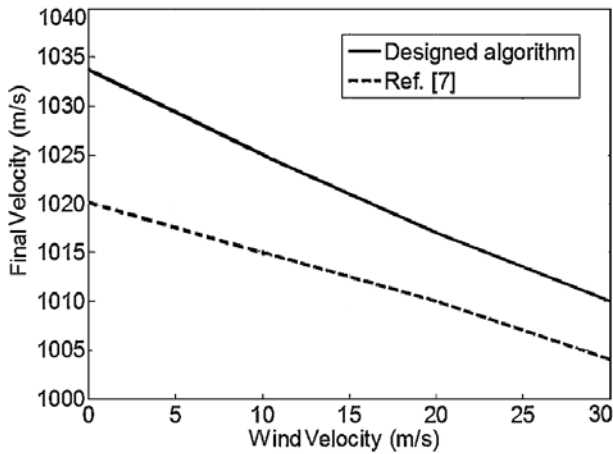
شکل ۸- نمودار مسیر حامل ماهواره به ازای مقادیر مختلف سرعت باد



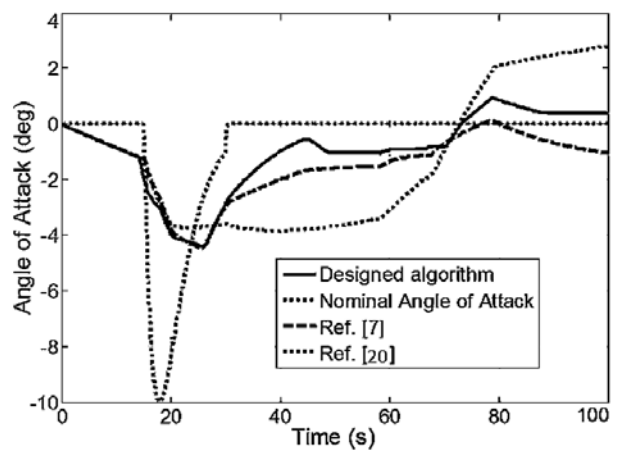
شکل ۱۵- مقایسه مسیر حامل ماهواره در حضور ماکزیمم سرعت باد ۳۰ متربرثانیه



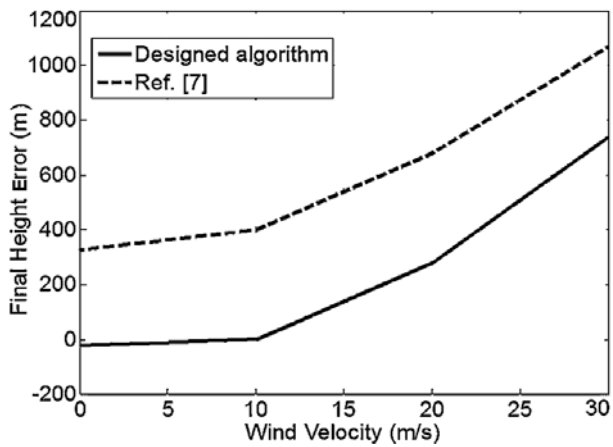
شکل ۱۲- نمودار دستور سرعت زاویه‌ای به ازای مقادیر مختلف سرعت باد



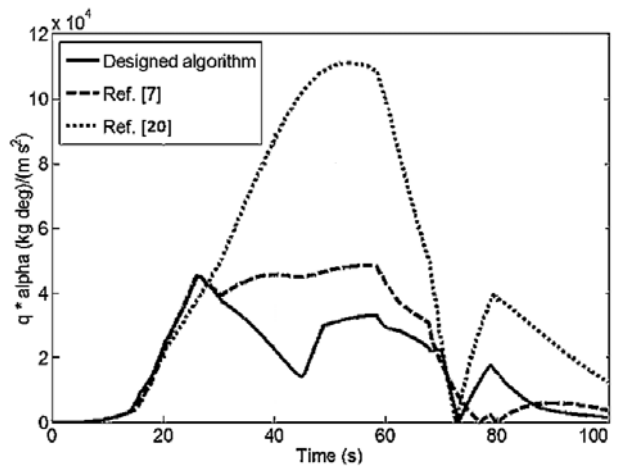
شکل ۱۶- مقایسه سرعت حامل ماهواره بر حسب ماکزیمم سرعت باد در ثانیه‌های پایانی



شکل ۱۳- مقایسه نمودار زاویه حمله بر حسب زمان در حضور ماکزیمم سرعت باد ۳۰ متربرثانیه



شکل ۱۷- مقایسه خطای ارتفاع نهایی حامل ماهواره نسبت به مسیر مرجع بر حسب ماکزیمم سرعت باد



شکل ۱۴- مقایسه نمودار $q\alpha$ بر حسب زمان در حضور ماکزیمم سرعت باد ۳۰ متربرثانیه

نتیجه گیری

در این مقاله نشان داده شده است که با استفاده از الگوریتم هدایت فازی طراحی شده، می توان تأثیر باد را در عملکرد موشک حامل ماهواره تقلیل داد. برای این منظور با استفاده از کنترل کننده فازی ممدانی و با استفاده از ورودی های خطای زاویه حمله، خطای نرخ زاویه حمله، خطای جابه جایی در جهت محور عمودی و خطای جابه جایی در جهت محور افقی نسبت به مسیر نامی، قیود میانی مسیر شامل زاویه حمله موشک و حاصل ضرب فشار دینامیکی در زاویه حمله در طول مسیر پروازی و قید زاویه حمله در لحظه ماکزیمم فشار دینامیکی (حداکثر ۲ درجه) ارضاء شده است. همچنین شرایط نهایی پروازی، شامل زاویه مسیر ۵۸ درجه (با خطای ± 5 درجه) در انتهای فاز مرحله اول تأمین شده است. نتایج شبیه سازی نشان می دهد که الگوریتم توسعه یافته برای ارضای قیود مورد نظر تا خطای سرعت باد ۳۰ متر بر ثانیه نسبت به مقدار سرعت باد تخمین زده شده، جواب مطلوبی می دهد.

مراجع

- [7] Sohrab, M., Zardashti, R., Jalali Naini, S.H., "Fuzzy Guidance Algorithm Design for Launch Vehicles in the Presence of Wind Disturbance," *11th Conference of Iranian Aerospace Society*, Sattari University, 2011 (In Persian).
- [8] Min, C. and Lee, D. and Cho, K. and Jo, S. and Yang, J. and Lee, W., "Control of Approach and Landing Phase for Reentry Vehicle Using Fuzzy Logic," *Aerospace science and Technology*, Vol. 15, 2011, pp. 269-282.
- [9] Wei-jun, H. and Jun, Z., "A New Method of Terminal Energy Management for Suborbital Launch Vehicle," *IEEE International Conference on Intelligent Computing and Intelligent Systems*, Vol. 2, 2009, pp. 710-714.
- [10] Shafieenejad, I. and Novinzadeh, A.B., "Close-Loop Guidance Laws for Law-Thrust Spacecraft," *Journal of Modelling, Identification and Control*, Vol. 21, No.1, 2014, pp. 17-28.
- [11] Burchett, B.T., "Fuzzy Logic Trajectory Design and Guidance for Terminal Area Energy Management," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No. 3, 2004, pp. 444-450.
- [12] Tewari, A., *Atmosphere & Spacecraft Dynamic Modeling and Simulation with Matlab and Simulink*, Birkhauser Press, India, 2007.
- [13] Blakelock, J. H., *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, 2nd Edition, John Wiley & Sons, Inc., 1991.
- [14] Zipfel, P. H., *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, 2nd Edition, AIAA, 2007.
- [15] Wang, L. X., *A Course in Fuzzy Systems and Control*, Prentice-Hall International, 1997.
- [16] Kisabo, A. B. and Osheku, C. A., Moshood Adesoye Lanre, A. and Funmilayo Adebimpe, A., "Fuzzy Logic Control for an Expendable Launch Vehicle Autopilot," *European Journal of Scientific Research*, Vol. 59, No. 2, 2011, pp. 226-240.
- [17] Savage, M., *Launch Vehicle Handbook*, National Aeronautics and Space Administration, USA, 1982.
- [18] Yaroshevski, V.A., *Space Vehicle Atmospheric Entry*, Nauka-Moskow, 1998.
- [19] Karimi Mazraeshahi, H., Hashemi Doolabi, M., *Ballistic Missile and Launch Vehicle Design*, Jahad. Press, Iran, 2005 (In Persian).
- [20] Sohrab, M., Zardashti, R., Jalali Naini, S.H., "Launch Vehicle Pitch Programming Design for Improving Performane in the Effect of Wind," *1st Symposium on Space Launch System*, K.N.Toosi University, 2011 (In Persian).
- [1] Malyshev V. V. (Editor), *Aerospace Vehicle Control: Modern Theory and Applications*, Brazil, 1996.
- [2] The Advisory Group for Aerospace Research and Development of NATO, *Wind Effects on Launch Vehicles*, Technivision Services Slough, England, 1970.
- [3] Mohanlal, P. P. and Kaimal, M. R. and Dasgupta, S., "Exact Fuzzy Modeling and Optimal Control of a Launch Vehicle in the Atmospheric Phase," *7th International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision*, Singapore, 2002.
- [4] Pamadi, B. N., "Simple Guidance Method for Single Stage to Low Earth Orbit," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 18, No. 6, 1995, pp. 1420-1426.
- [5] Queen, E. M. and Warner, M. S., and Moerder, D. D., "Monte Carlo Simulation of Launchsite Winds at Kennedy Space Center," *Journal of Spacecraft and Rocket*, Vol. 31, No. 2, 1994, pp. 249-258.
- [6] Rohollahi, S.M.S., Novinzade, A., Amintorabi, A., "Optimal Design of Preset Guidance System Using Neuro-Fuzzy," *1st Symposium on Space Launch System*, K.N.Toosi University, 2011 (In Persian).