

# کنترل زاویه فراز ماهواره بر انعطاف‌پذیر به کمک کنترل‌کننده مدل پیش‌بین مبتنی بر شبکه عصبی

سجاد صادقیان بافقی<sup>۱</sup>

کارشناس ارشد

محسن فتحی<sup>۲</sup>

استادیار

ناصر رهبر<sup>۳</sup>

استادیار

در این مقاله به منظور کنترل زاویه فراز یک ماهواره بر انعطاف‌پذیر، روش کنترل مدل پیش‌بین که مبتنی بر شبکه عصبی است، ارائه می‌شود. بدین منظور ابتدا معادلات حرکت ماهواره بر با در نظر گرفتن اثرات انعطاف‌پذیری در صفحه فراز بدست می‌آید. اثرات آیروداستیسیته با اضافه کردن ترم های الاستیک سازه به معادلات حالت کنترل، در نظر گرفته می‌شود و مدل‌سازی سیستم ماهواره بر تکمیل می‌گردد. برای سامانه کنترل ماهواره بر کنترل‌کننده مدل پیش‌بین که مبتنی بر شبکه عصبی است، انتخاب شده است. مفاهیم اصلی این روش کنترلی ارائه می‌شود و استفاده از شبکه عصبی در این کنترل‌کننده تبیین می‌شود. نمایش پیاده‌سازی این روش در محیط سیمولینک برای کنترل یک ماهواره بر انعطاف‌پذیر هدف اصلی این مقاله است، که طی آن توانایی شبکه عصبی در کنترل مدل غیرخطی و انعطاف‌پذیر ماهواره بر نشان داده می‌شود.

واژه‌های راهنما: ماهواره بر انعطاف‌پذیر، اندرکنش سازه و کنترل، کنترل مدل پیش‌بین، کنترل زاویه فراز، شبکه عصبی

## ۱- مقدمه

امروزه کنترل ماهواره‌برهای انعطاف‌پذیر با توجه به توسعه سازه‌های این سامانه‌ها و افزایش اثر انعطاف‌پذیری بر دینامیک پرواز آن‌ها مورد توجه قرار گرفته است. در ماهواره‌برها برای افزایش قابلیت از دیدگاه انرژی (افزایش جرم محموله) و وجود محدودیت‌های ساختی (افزایش قطر)، محدودیت‌های آیرودینامیکی و همچنین وجود مشکل تلاطم در مخازن، ناگزیر طول حامل افزایش می‌یابد. افزایش طول به قطر، باعث افزایش انعطاف‌پذیری پرنده می‌گردد.

<sup>۱</sup> نویسنده مسئول، کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران amirsajad@gmail.com

<sup>۲</sup> استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران fathi@sharif.edu

<sup>۳</sup> استادیار، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران rahbar.nas@gmail.com

تاریخ دریافت: ۹۳/۰۵/۲۰، تاریخ پذیرش: ۹۴/۱۲/۱۱

رفتار اجسام پرنده انعطاف‌پذیر باعث ایجاد پدیده آیروالاستیسیته<sup>۱</sup> می‌شود. این پدیده، در اثر تداخل نیروهای آیرودینامیک و الاستیک بوجود می‌آید. به طور کلی در هر جسم پرنده، پدیده‌های دینامیکی شامل ترکیبی از رفتار سازه، آیرودینامیک، سیستم کنترل و غیره روی می‌دهد. پدیده‌ای که از ترکیب دینامیک سازه، آیرودینامیک و کنترل بوجود می‌آید پدیده آیروسرووالاستیسیته<sup>۲</sup> نامیده می‌شود. در این پدیده بین تحریکات کنترلی و رفتار آیروالاستیک یکی از قسمت‌های سازه یا یکدیگر، جفت‌شدگی روی می‌دهد. اندرکنش دینامیکی انعطاف‌پذیری سازه و سیستم کنترل باعث ظهور مشکلاتی می‌شود که متاثر از موقعیت حسگرها، انعطاف‌پذیری محلی سازه و فرکانس، ویژگی‌های میرایی و شکل مود سازه هستند. معمولاً با در نظر گرفتن اثرات نامطلوب اندرکنش انعطاف‌پذیری سازه و سیستم کنترل، با انجام اصلاحاتی در سیستم کنترل مانند تغییر فیلتر یا جابجایی مکان حسگرها، این اثرات را بهبود می‌بخشند. اما اگر چنین تغییرات و اصلاحاتی نتوانند اثرات انعطاف‌پذیری را حل کنند، سازه ماهواره بر می‌بایست دوباره طراحی شود تا این اثرات را کاهش دهد.

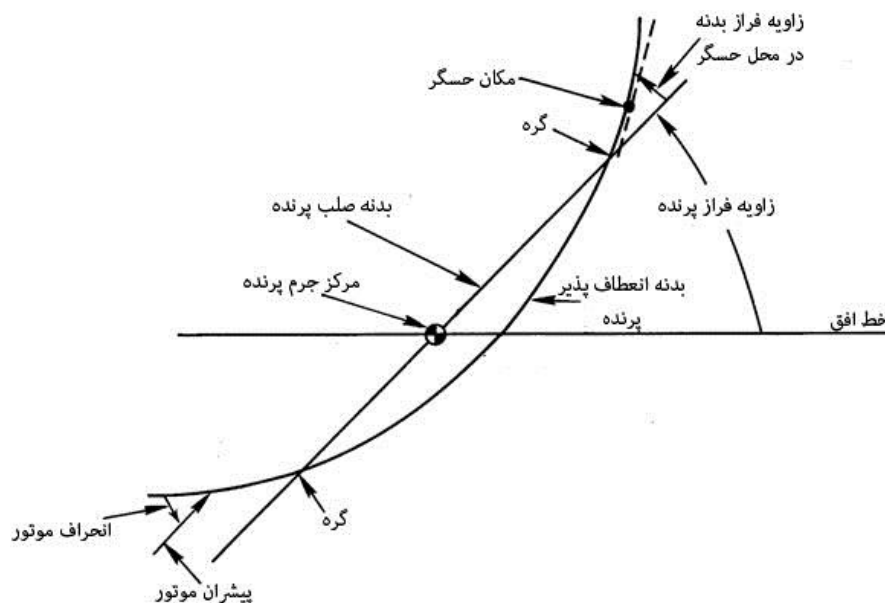
نمونه‌ای از این اندرکنش‌ها در موارد زیر بیان شده‌اند [۱].

- دینامیک عملگر و موتور ممکن است با تغییر شکل سازه اندرکنش داشته باشند.
- نویز و ارتعاشات موتور می‌تواند بر عملکرد حسگر تاثیر بگذارد.
- ممکن است انعطاف‌پذیری سازه نگره‌دارنده حسگر باعث ایجاد پاسخ‌های نامطلوب شود.
- ممکن است سوخت و محموله رفتارهای دینامیکی قابل توجهی از خود نشان دهند و از این رو لازم باشد که برای تشخیص مودهای ارتعاشی سازه فضاپیما در نظر گرفته شوند.
- علاوه بر موارد بالا، نویز لایه مرزی، بافت و اثرات آیروالاستیک ممکن است باعث ایجاد ورودی قابل توجهی به حسگر شوند.

رایج‌ترین مشکلات بازخورد سازه ای مواردی هستند که در آنها، نوسانات کل بدنه و یا نوسانات اجزا توسط سیستم کنترل تقویت می‌شوند. موقعیت نامناسب حسگر منجر به ایجاد بازخورد سازه‌ای می‌شود. شکل (۱) تغییر شکل یک ماهواره بر تیرمانند را تحت مود اول خمشی اش نشان می‌دهد. معمولاً یک حسگر حرکت زاویه ای که می‌تواند یک ژایروی نرخی باشد، زاویه فراز بدنه را اندازه‌گیری می‌کند. این مقدار اندازه‌گیری شده با مقدار زاویه فراز ناشی از حرکت صلب جمع می‌شود و به سیستم کنترل فرستاده می‌شود. این سیگنال ممکن است فرمان کنترلی نامطلوبی را تولید کند که باعث ادامه یافتن تغییر شکل یا افزایش آن گردد. در این زمینه، نخست موضوع استخراج معادلات توأم دینامیکی و الاستیکی و شبیه سازی آنها مورد توجه قرار گرفته و پس از آن توجه زیادی به کنترل پرنده های انعطاف پذیر معطوف شده است. معادلات ترکیبی حرکت و الاستیسیته برای اولین بار توسط میروویچ و نلسون در سال (۱۹۶۶) استخراج شد [۲]. در زمینه پایداری دینامیکی سازه‌های ماهواره‌برها و موشک‌ها تحت تاثیر خواص الاستیکی سازه، کار پلاتوس جز نخستین فعالیت‌ها است [۳].

<sup>1</sup> Aeroelasticity

<sup>2</sup> Aeroservoelasticity



شکل ۱- تغییر شکل ماهواره بر طبق مود خمشی

در این کار، با استفاده از رویکرد لاگرانژی<sup>۱</sup> ترم‌های غیرخطی بیانگر جفت شدگی<sup>۲</sup> بین تغییرات الاستیکی و پارامترهای حرکت بدست آمده است. با صرف نظر کردن از ترم‌های غیرخطی، معادلات غیرخطی حاصل به دسته معادلات خطی تبدیل شده و تحلیل پایداری نیز انجام گرفته است.

در مرجع [۴] معادلات حرکت الاستیک و غیرخطی ماهواره بر با استفاده از روش مدهای فرض شده<sup>۳</sup> و رویکرد لاگرانژی بدست آمده است. در این پژوهش، اثرات برهم کنش مودال الاستیک-صلب و همچنین تاثیرات نیروی های کنترلی بر خواص الاستیک پرنده بررسی شده است. تاثیر ارتعاشات IMU، جانمایی بهینه دستگاه‌های اندازه‌گیری، دینامیک زیرسیستم های دوآر و میرایی سازه ای بر روی مسیر پرواز مورد بررسی و ارزیابی قرار گرفته و تاریخچه زمانی فرمان‌های کنترلی بدست آمده است.

در مرجع [۵] نیز به کمک رویکرد لاگرانژی معادلات دینامیک پرنده استخراج شده است. معادلات سیستم کنترلی و معادلات رفتار الاستیک پرنده به معادلات دینامیک اضافه شده اند. با استفاده از مدهای نرمال و دستگاه های مختصات و نیروهای عمومی اثر انعطاف پذیری مدل شده است. انجام تحلیل آیرودینامیک و الاستیسیته و مطابقت نتایج با حالت صلب و داده های آزمایش از دستاوردهای این پژوهش به شمار می روند. نویسندگان در این پژوهش با در نظر گرفتن جفت شدگی سیستم کنترل و آیرودینامیک، نشان داده اند که اندرکنش این دو موضوع می تواند باعث بروز ناپایداری شود.

مرجع [۶] به تحلیل پایداری سیستم کوپل آیرودینامیک و تلاطم سوخت در مورد یک ماهواره بر پرداخته است. برای این منظور معادلات حاکم با استفاده از روش لاگرانژ استخراج گردیده و برای بررسی پایداری معادلات خطی شده‌اند.

<sup>1</sup> Lagrangian Approach

<sup>2</sup> Coupling

<sup>3</sup> Method of assumed modes

سرانجام به تحلیل پایداری بدنه کامپوزیتی و مقایسه آن با بدنه فلزی پرداخته شده است. برای کنترل این دسته از پرنده ها با احتساب انعطاف پذیری فعالیت های زیادی انجام شده است. استخراج مدل خطی صلب و مدل خمشی سازه در کانال فراز یک ماهواره بر و سپس طراحی یک اتوپیلوت پایدارساز از جمله تلاش هایی است که در زمینه کنترل ماهواره‌برهای انعطاف پذیر انجام گرفته است [۷]. با توجه به توانمندی بالای شبکه عصبی در فراگیری رفتارهای پیچیده دینامیکی اجسام پرنده هوافضایی، رویکرد بسیاری از محققین به استفاده از این روش معطوف شده است.

در مورد استفاده از شبکه عصبی در زمینه بررسی اثر نیروی پیشران در ارتعاشات ماهواره بر می توان به کار جعفری و خوشنود [۸] اشاره کرد. در این فعالیت با استفاده از قابلیت آموزش شبکه های عصبی و براساس اطلاعات بدست آمده از تحلیل ارتعاشی سیستم در یک نرم افزار المان محدود، شبکه ای برای تحلیل ارتعاشی طراحی شده است. استفاده از این شبکه طراحی شده به عنوان یک المان ارتعاشی در نرم افزار تحلیل دینامیکی امکان حل همزمان و روی خط<sup>۱</sup> معادلات ارتعاشی و دینامیکی را فراهم می کند. در فعالیت یاد شده از قابلیت آموزش شبکه های عصبی برای حل معادلات دینامیکی و ارتعاشی به صورت همزمان استفاده شده است. استفاده از شبکه عصبی برای کنترل ماهواره بر انعطاف پذیر موضوعی است که مورد توجه طراحان این اجسام پرنده است. سادگی محاسبات و سرعت عمل بالای شبکه عصبی موجب شده است که طراحان این سامانه ها تمایل زیادی به استفاده از این روش جهت کنترل ماهواره برها پیدا کنند.

استفاده از شبکه های عصبی در زمینه کنترل صنعتی گوناگون رو به رشد است. محاسبات موازی سریع و استفاده از فرم های تابع عمومی برای نگاشت های پیچیده غیرخطی از مزیت های کنترل های دربرگیرنده شبکه عصبی است. برنامه های کنترل به کمک شبکه عصبی نیز بسیار گسترده و گوناگون هستند [۹].

استفاده از شبکه های عصبی برای کنترل سامانه های هوافضایی نیز مورد توجه بوده است. پارک و همکاران [۱۰] برای کنترل وضعیت شبیه ساز بالگرد، بعد از استخراج معادلات گشتاور به کمک معادلات لاگرانژ یک کنترل کننده PID مبتنی بر شبکه عصبی طراحی کردند. رفتار غیرخطی سیستم در این نمونه وجود جفت شدگی متقابل باعث شده که از این روش کنترلی استفاده شود. برای کنترل وضعیت ماهواره به خاطر وجود تاثیرات انعطاف پذیری با چالش نامعینی مدل روبرو خواهیم شد. برای کنترل اختلالات و رفتار دینامیک نامعین ماهواره، ژانگ و همکاران [۱۱] از رویکرد عصبی- فازی استفاده کرده اند. در این فعالیت سه کنترلر عصبی- فازی بر پایه کنترلر PID برای کنترل وضعیت و مدار ماهواره بکار گرفته شده است. نتایج ناشی از شبیه سازی ها حاکی از این است که این کنترلرها عملکرد مناسبی در کاهش تاثیرات اختلالات، ارتعاشات و تغییرات پارامترهای اینرسی ماهواره دارند.

پینگ و کیون [۱۲] برای یک ماهواره بر چند مرحله ای که با مکانیسم تراستر جت جانبی و بالک مشبک کنترل می شود، کنترلر نوینی طراحی کردند. این کنترلر ترکیبی از یک کنترلر PID معمول و یک کنترلر سوپچینگ هوشمند روشن- خاموش است.

<sup>1</sup> Online

پارامترهای کنترل سوئیچینگ به صورت روی خط توسط یک الگوریتم شبکه عصبی تعیین می شود. نتایج شبیه سازی بیان می کند که این کنترلر مقاومت، پایداری و دقت مناسبی دارد و از الگوریتم ساده و کاربردی برخوردار است.

رهبر و بهرامی [۱۳] برای تعیین قانون کنترل بهینه حلقه بسته یک موشک آشیانه یاب که امکان بدست آوردن آن به خاطر غیرخطی بودن سیستم فراهم نیست، از شبکه عصبی کمک گرفته اند. در مقاله یاد شده با کمک شبکه های عصبی، قانون بهینه حلقه بسته در حالت خارج از خط<sup>۱</sup> بدست آمده و از آن به صورت برخط در موشک های آشیانه یاب استفاده شده است. نتایج بدست آمده نشان می دهد که شبکه عصبی به خوبی قادر به تولید همزمان قانون کنترل بهینه حلقه بسته در موشک های آشیانه یاب است.

## ۲- مدلسازی و شبیه سازی پرواز ماهواره بر انعطاف پذیر

انعطاف پذیری ماهواره بر موجب می شود عملکرد سیستم کنترل تحت تاثیر قرار گیرد که برای این منظور تحلیل آیروسرووالاستیسیته در طراحی اجسام پرنده کنترل شونده باید ارائه شود.

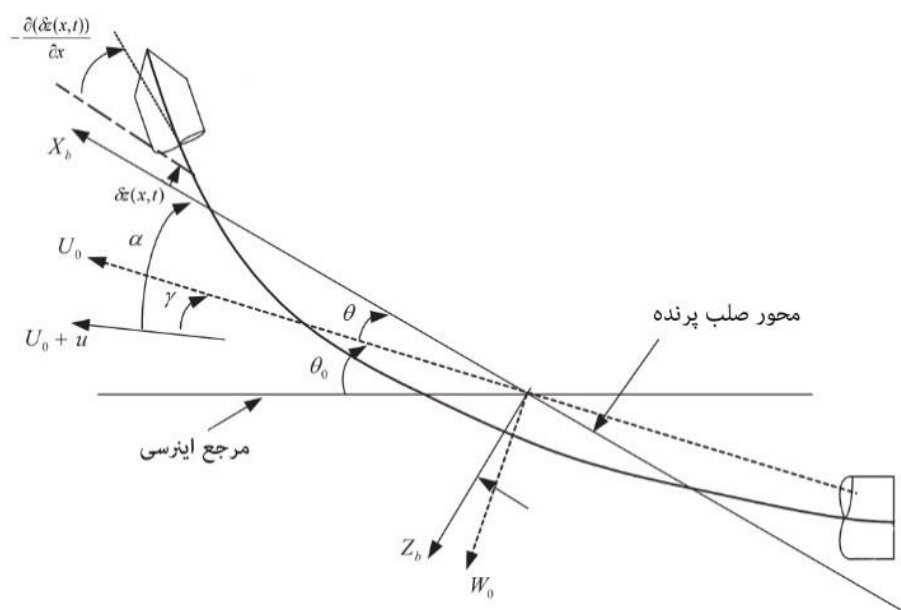
در این بخش رفتار ماهواره بر انعطاف پذیر مورد نظر مدلسازی می گردد و معادلات پرواز با در نظر گرفتن اثرات انعطاف پذیری ارائه می شوند. این معادلات به گونه ای که مناسب برای انجام شبیه سازی باشند بدست می آیند؛ و فرضیات و شرایط اولیه ای که در شبیه سازی اعمال می گردند نیز بیان می شود. با پیاده سازی این مجموعه از معادلات و انجام شبیه سازی، رفتار غیرخطی ماهواره بر را با در نظر گرفتن اثرات آیروالاستیسیته در اختیار خواهیم داشت. در نتیجه با داشتن مدل دینامیکی غیرخطی رفتار ماهواره بر انعطاف پذیر این امکان را خواهیم داشت که روش های کنترلی مورد نظر را بر روی آن اعمال کنیم و کارایی و عملکرد آن ها را بررسی نماییم. در مراجع، جهت حل مسأله آیروالاستیسیته دو روش مستقیم و غیرمستقیم وجود دارد.

در روش مستقیم با استفاده از دیدگاه نیوتنی، معادلات حاکم بر حرکت جسم نوشته شده و ارتباط بین نیروها و گشتاورهای خارجی با تغییر شکل های الاستیک جسم تعیین می گردند. در نهایت، معادلات کامل حاکم بر رفتار الاستیک جسم و بر حرکت آن استخراج شده و با حل پیوسته آنها، نه تنها موقعیت لحظه ای جسم الاستیک در فضا مشخص میشود بلکه تغییر شکل های الاستیک آن نیز تعیین می گردند. در روش غیرمستقیم، با استفاده از آنالیز مودال، مدهای الاستیک سازه جسم تعیین گردیده و معادلات حرکت بر اساس این مودها نوشته و حل میگردند.

در این رساله مرجع [۵] مبنای استخراج معادلات قرار گرفته است. در این مرجع از روش دوم استفاده شده است. بدین منظور معادلات حرکت ماهواره بر انعطاف پذیر در صفحه فراز با استفاده از روش لاگرانژ استخراج شده و معادلات دیفرانسیل حاکم بر ارتعاشات خمشی در این صفحه بدست آمده اند. با نوشتن توابع انرژی های جنبشی، پتانسیل و تابع اتلاف ریلی بر حسب مدهای ارتعاشی، این معادلات توسعه داده شده اند [۵].

از آنجایی که حرکت ماهواره بر تنها در صفحه فراز مورد بررسی قرار می گیرد، معادلات حرکت نیز با این فرض استخراج می شود که حرکت ماهواره بر تنها در این صفحه محدود است.

<sup>1</sup> Offline



شکل ۲- ماهواره بر انعطاف‌پذیر در صفحه فراز

شکل (۲) ماهواره بر را در دو حالت صلب و انعطاف‌پذیر نشان می‌دهد. جهت بدست آوردن معادلات حرکت، یک دستگاه مختصات اینرسی و یک دستگاه مختصات بدنی تعریف می‌شود. سرعت زاویه‌ای ماهواره بر در دستگاه اینرسی را  $q$  حول محور  $y$  دستگاه بدنی در نظر می‌گیریم. همچنین فرض می‌کنیم ماهواره بر در راستای محور  $z$  به اندازه  $\delta_z$  خمیدگی دارد. از جابجائی الاستیک طولی و پیچشی ماهواره بر نیز صرف‌نظر می‌شود [۵]. تغییر مکان هر نقطه از ماهواره بر بر حسب جمع اثر مودهای ارتعاشی متعامد، در صورتیکه بدنه ماهواره بر متقارن باشد، در حالت کلی به صورت زیر است:

$$\delta_z = \sum_{i=1}^n \phi_i(x) \zeta_i(t) \quad (1)$$

که در آن  $\phi_i(x)$  شکل مود خمشی  $i$ ام است و  $\zeta_i(t)$  بیانگر مختصات عمومی هستند. اما در این مقاله به منظور سادگی و دوری از پیچیده شدن تنها مود اول خمشی ماهواره بر در نظر گرفته می‌شود و از دیگر مودها صرف‌نظر می‌گردد. در این صورت رابطه ۱ به صورت زیر بازنویسی می‌گردد:

$$\delta_z = \phi_1(x) \zeta_1(t) \quad (2)$$

## ۲-۱- معادلات حرکت

در نهایت براساس مرجع [۵] و با انجام ساده‌سازی‌های یاد شده و در نظر گرفتن تنها مود اول خمشی ماهواره بر، به معادلات زیر به عنوان معادلات حاکم بر حرکت ماهواره بر انعطاف‌پذیر می‌رسیم. با حل این معادلات، در هر لحظه علاوه بر تعیین مقادیر نیروها و گشتاور وارد بر ماهواره بر، میزان تغییر شکل‌های الاستیک آن و همچنین سرعت‌ها و شتاب‌های خطی و زاویه‌ای نیز در اختیار خواهیم داشت:

$$m(\dot{u} + qw) = F_{Ax} + F_{Tx} + F_x^c \quad (3)$$

$$m(\dot{w} - qu) = \zeta_1(t)I_3 - \frac{1}{u}\dot{\zeta}_1(t)I_1 + \zeta_1(t)\phi_1'(x_T)F_{Tx} \quad (۴)$$

$$+ \zeta_1(t)\phi_1'(x_D)F_{Ax} + F_{Az} + F_{Tz}$$

$$\dot{q}(t) = \frac{1}{I - I_m}[M_{Ay} + M_{Ty} + x_{\Delta cg}F_{ezb} - \zeta_1(t)I_4 + \frac{1}{u}\dot{\zeta}_1(t)I_2] \quad (۵)$$

$$+ \zeta_1(t)\phi_1(x_T)F_{Tx} - \zeta_1(t)\phi_1'(x_T)x_T F_{Tx} - \zeta_1(t)\phi_1(x_D)F_{Ax}]$$

$$\ddot{\zeta}(t) = -2\mu\omega\dot{\zeta}_1(t) - \omega^2\zeta_1(t) + \frac{1}{M}[\alpha_0 I_1 + \zeta_1(t)I_6 - \frac{1}{u}\dot{\zeta}_1(t)I_5 + \frac{q}{u}I_2] \quad (۶)$$

$$+ \zeta_1(t)\phi_1(x_T)\phi_1'(x_T)F_{Tx} + \zeta_1(t)\phi_1(x_D)\phi_1'(x_D)F_{Ax}]$$

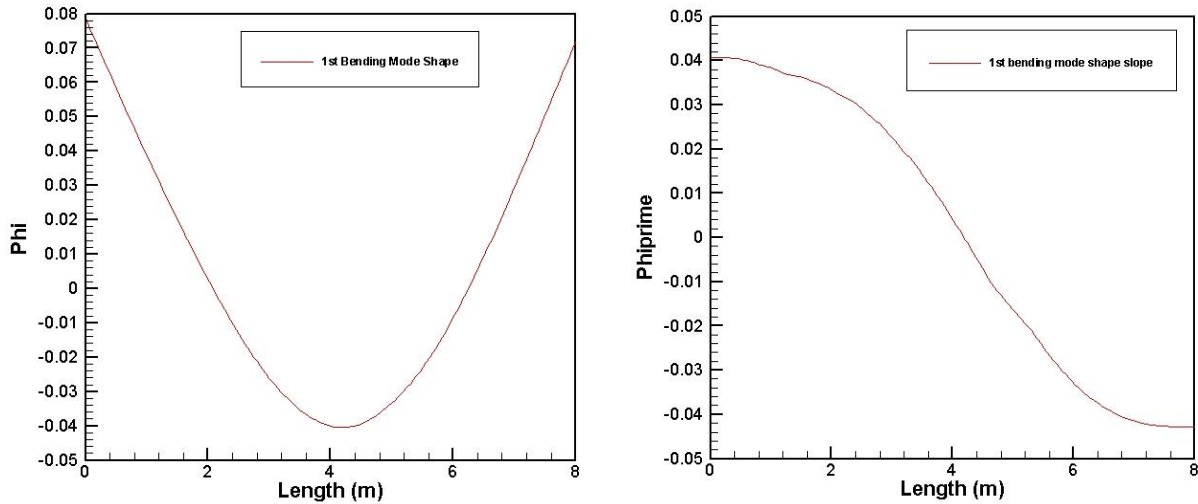
در روابط بالا  $u$  و  $w$  سرعت‌های خطی در راستای محورهای  $x$  و  $z$  هستند.  $M_{Ty}$ ،  $F_{Tx}$  و  $F_{Tz}$  به ترتیب بیانگر گشتاور و نیروهای اعمالی به ماهواره بر ناشی از نیروی پیشران، و همچنین  $M_{Ay}$ ،  $F_{Ax}$  و  $F_{Az}$  به ترتیب بیانگر گشتاور و نیروهای اعمالی به ماهواره بر ناشی از نیروی آیرودینامیک هستند. در روابط فوق  $x_D$  و  $x_T$  موقعیت طولی محل اعمال نیروی رانش و محل اعمال برآیند نیروهای آیرودینامیکی نسبت به مبدأ مختصات بدنی هستند.

$\omega$ ،  $\mu$  و  $M$  به ترتیب فرکانس، نسبت میرایی سازه‌ای و جرم تعمیم‌یافته مود خمشی اول ماهواره بر است.  $I$  ممان اینرسی حول محور عرضی ماهواره بر است. با توجه به اینکه مبدأ دستگاه مختصات بدنی بر روی مرکز جرم پس از سوزش سوخت در نظر گرفته شده است جهت انتقال گشتاورهای داخلی از مرکز جرم پس از سوزش به مرکز جرم لحظه‌ای، ترم  $I_m$  در معادلات گشتاورهای عرضی ظاهر شده است.

$$I_m = mx_{\Delta cg}^2 \quad (۷)$$

در این رابطه،  $x_{\Delta cg}$  فاصله بین مرکز جرم لحظه‌ای پرنده و مرکز جرم پس از سوزش سوخت است. برای سادگی معادلات و دوری از پیچیده شدن آن‌ها متغیرهای کمکی زیر تعریف شده است:

$$\left\{ \begin{array}{l} \int_L^L L_\alpha(x)\phi_1(x)dx = I_1 \\ \int_L^L xL_\alpha(x)\phi_1(x)dx = I_2 \\ \int_L^L L_\alpha(x)\phi_1'(x)dx = I_3 \\ \int_L^L xL_\alpha(x)\phi_1'(x)dx = I_4 \\ \int_L^L L_\alpha(x)\phi_1^2(x)dx = I_5 \\ \int_L^L L_\alpha(x)\phi_1(x)\phi_1'(x)dx = I_6 \end{array} \right. \quad (۸)$$



شکل ۳- مود اول خمشی ماهواره بر (شکل سمت چپ) و مشتق مود اول خمشی ماهواره بر (شکل سمت راست)

منظور از  $\phi$  و  $\phi'$  به ترتیب شکل مود و مشتق مکانی شکل مود اول خمشی ماهواره بر است که در شکل (۳) نشان داده شده است.  $L_\alpha$  مشتق نیروی برآ به ازای واحد طول جسم پرنده است که در شکل (۴) نمایش داده شده است.

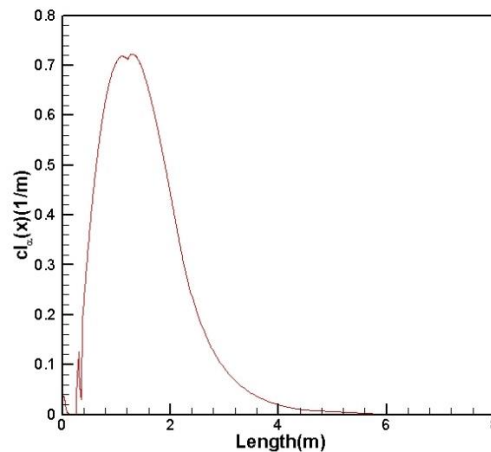
## ۲-۲- اثر انعطاف‌پذیری بر سیستم کنترل

از ژيروسکوپ نرخی برای اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای استفاده می‌شود. از آنجا که تمامی نقاط بدنه جسم پرنده صلب دارای سرعت زاویه‌ای یکسان هستند موقعیت ژيروسکوپ نرخی نقشه در میزان سرعت زاویه‌ای اندازه‌گیری شده ندارد. البته انعطاف‌پذیری سازه جسم پرنده موجب تغییر سرعت زاویه‌ای موقعیت محل نصب ژيروسکوپ نرخی نسبت به حالت صلب می‌گردد.

معادلات اصلاح‌شده سرعت‌های زاویه‌ای جسم پرنده در محل نصب ژيروسکوپ نرخی به صورت زیر هستند:

$$q' = q + \zeta_1(t)\phi'_1(x_{rg}) \quad (9)$$

در این رابطه  $x_{rg}$  موقعیت نصب ژيروسکوپی نسبت به مبدأ مختصات بدنی است.



شکل ۴- مشتق توزیع نیروی برآ در راستای طول ماهواره بر



### ۳- کنترل ماهواره بر به کمک کنترل کننده مدل پیش‌بین

از شبکه‌های عصبی در زمینه شناسایی و کنترل سیستم‌های دینامیکی با موفقیت استفاده شده است. به‌خاطر توانایی شبکه‌های پرسپترون چندلایه در تقریب توابع، این شبکه‌ها انتخاب پرطرفداری برای مدل‌سازی سیستم‌های غیرخطی و پیاده‌سازی کنترل‌کننده‌های غیرخطی چندهدفه است. یکی از آرایش‌های محبوب شبکه‌های عصبی که در زمینه کنترل و شناسایی سیستم مورد استفاده قرار می‌گیرد، کنترل مدل پیش‌بین به کمک شبکه عصبی است.

عموماً برای استفاده از شبکه عصبی برای کنترل یک سیستم یا فرآیند دو گام کلی پیموده می‌شود:

۱- شناسایی سیستم

۲- طراحی کنترل‌کننده

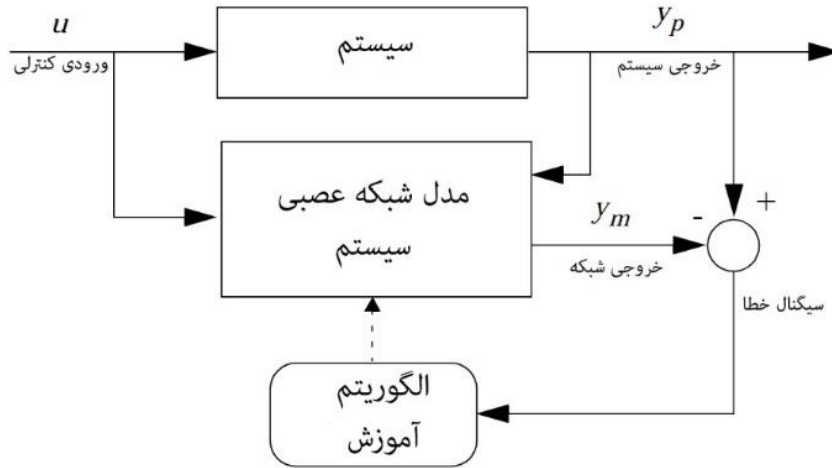
در گام «شناسایی سیستم» یک شبکه عصبی برای تقلید رفتار سیستم یا فرآیند موردنظری که به دنبال کنترل آن هستیم، توسعه داده می‌شود. این شبکه عصبی بدست آمده را «مدل شبکه عصبی سیستم» نامیده می‌شود. در گام «طراحی کنترل‌کننده» با استفاده از مدل شبکه عصبی سیستم، کنترل‌کننده طراحی یا آموزش داده می‌شود.

معمولاً در بسیاری از آرایش‌های گوناگون شبکه عصبی که برای کنترل مورد استفاده قرار می‌گیرد، گام «شناسایی سیستم» مشابه و یکسان است. تنها تفاوت روش‌های مختلف در بخش «طراحی کنترل‌کننده» است. در روش کنترل مدل پیش‌بین، از مدل شبکه عصبی سیستم برای پیش‌بینی رفتار آینده سیستم استفاده می‌شود؛ و سپس با استفاده از یک الگوریتم بهینه‌سازی ورودی کنترلی به گونه‌ای انتخاب می‌شود که عملکرد آینده را بهینه نماید.

هر کنترل‌کننده‌ای مزایا و معایب مخصوص به خود را دارد و این یک واقعیت است که یک کنترل‌کننده معین را نمی‌توان برای هر کاربردی مورد استفاده قرار داد. کنترل‌کننده مدل پیش‌بین از مدل شبکه عصبی سیستم برای پیش‌بینی پاسخ سیستم به ورودی‌های کنترلی استفاده می‌کند. سپس یک الگوریتم بهینه‌سازی سیگنال کنترلی را محاسبه می‌کند تا عملکرد سیستم را بهینه کند. مدل شبکه عصبی سیستم می‌بایست به گونه‌ای آموزش ببیند که بتواند رفتار واقعی سیستم را تقلید کند.

آموزش شبکه با استفاده از روش دسته‌ای و الگوریتم پسانتشار که در آموزش بسیاری از شبکه‌های عصبی چندلایه مورد استفاده قرار می‌گیرد، بصورت خارج از خط انجام می‌گیرد. از آنجایی که در هر گام زمانی برای محاسبه و روی کنترلی بهینه نیازمند اجرای یک الگوریتم بهینه‌سازی است، کنترل‌کننده نیازمند حجم زیاد محاسبات برخط می‌باشد.

کنترل‌کننده پیش‌بین موردنظر مبتنی بر شبکه عصبی است. مدل شبکه عصبی سیستم غیرخطی وظیفه پیش‌بینی عملکرد آینده سیستم را برعهده دارد. سپس کنترل‌کننده ورودی کنترلی را فراهم می‌کند. این ورودی به گونه‌ای محاسبه می‌شود که عملکرد سیستم را در یک گام زمانی آینده بهینه کند. گام اول در طراحی کنترل پیش‌بین تعیین مدل شبکه عصبی سیستم است (شناسایی سیستم). در گام بعدی مدل فراهم شده سیستم توسط کنترل‌کننده به کار گرفته می‌شود تا عملکرد آینده را پیش‌بینی کند.



شکل ۵- فرآیند آموزش شبکه عصبی در گام شناسایی سیستم

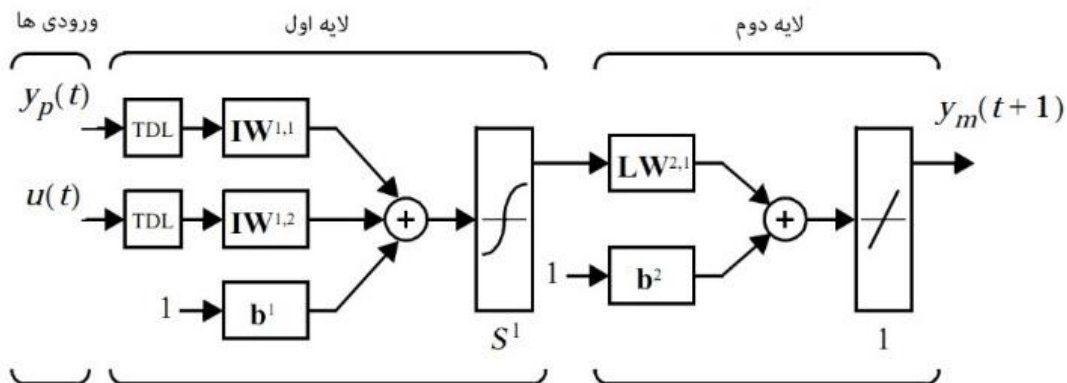
### ۳-۱- شناسایی سیستم

اولین گام در کنترل پیش بین آموزش یک شبکه عصبی است تا بیانگر دینامیک رو به جلو سیستم باشد و مشابه سیستم رفتار کند. تفاوت خروجی شبکه عصبی و خروجی مدل را خطای پیش بینی می نامیم. این خطا به عنوان سیگنال آموزش شبکه عصبی استفاده می شود.

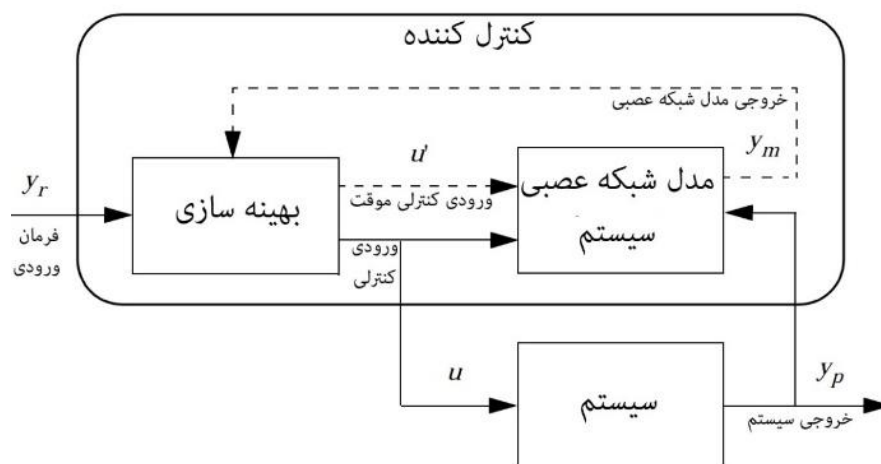
فرآیند آموزش شبکه تا زمانی انجام می شود که این خطا به کمترین مقدار خود برسد. در این زمان شبکه عصبی و سیستم هر دو به ازای یک ورودی یکسان، خروجی مشابه و با اختلاف بسیار کم ارائه می دهند. این فرآیند در شکل (۵) به صورت شماتیک بیان شده است.

مدل شبکه عصبی سیستم با استفاده از ورودی ها و خروجی های قبلی سیستم، مقادیر خروجی آینده سیستم را پیش بینی می کند. ساختار مدل شبکه عصبی سیستم در شکل (۶) به نمایش درآمده است.

داده های مورد نیاز برای آموزش شبکه از طریق شبیه سازی عملیاتی سیستم فراهم می شود. برای آموزش شبکه داده ها به صورت دسته ای و خارج از خط با استفاده از الگوریتم آموزش پس انتشار به شبکه اعمال می شود. در این پایان نامه از الگوریتم پس انتشار لونبرگ - ماکوآرت استفاده شده است.



شکل ۶- ساختار مدل شبکه عصبی سیستم



شکل ۷- نمودار بلوکی کنترل مدل پیش‌بین

### ۳-۲- ساختار کنترل کننده پیش‌بین

روش کنترل مدل پیش‌بین براساس تکنیک گام‌های عقب‌رو بنا شده است. مدل شبکه عصبی پاسخ سیستم را در طول یک گام زمانی پیش‌بینی می‌کند. الگوریتم بهینه‌سازی عددی با استفاده از این مقادیر پیش‌بینی شده سیگنال کنترلی را به گونه‌ای تعیین می‌کند که تابع عملکردی زیر در طول گام زمانی مشخص کمینه شود:

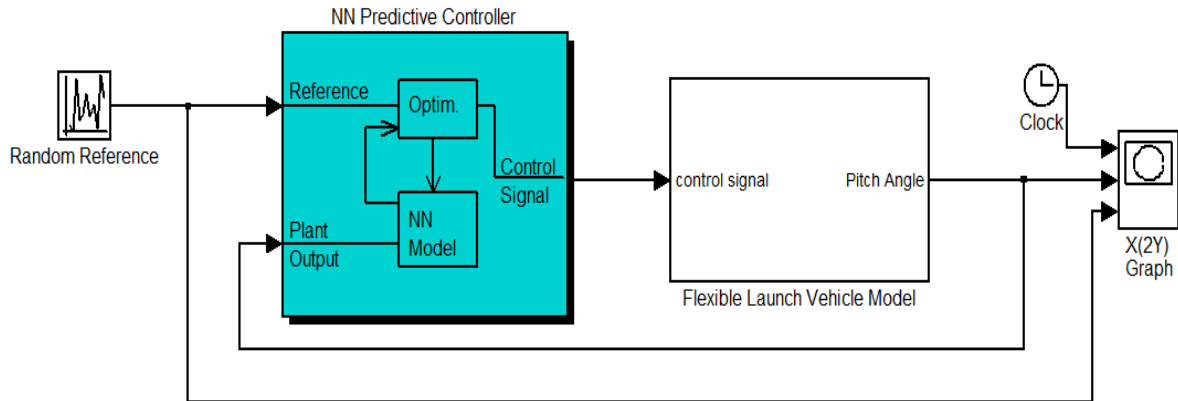
$$J = \sum_{i=N_1}^{N_2} (y_r(t+j) - y_m(t+j))^2 + \rho \sum_{j=1}^{N_u} (u'(t+j-1) - u'(t+j-2))^2 \quad (10)$$

در این رابطه  $N_1$ ،  $N_2$  و  $N_u$  مشخص‌کننده‌ی بازه زمانی هستند؛ در هر بازه، خطای تعقیب و گام کنترلی ارزیابی می‌شود.  $u'$  بیانگر سیگنال ورودی کنترلی موقت،  $y_r$  پاسخ مطلوب و  $y_m$  پاسخ مدل شبکه عصبی است. مقدار ضریب  $\rho$  نشان‌دهنده میزان تاثیر مجموع مربعات گام‌های کنترلی بر روی تابع عملکردی است.

نمودار بلوکی شکل (۷) فرآیند کنترل مدل پیش‌بین را به تصویر کشیده است. کنترل‌کننده از بلوک مدل شبکه عصبی سیستم و بلوک بهینه‌سازی تشکیل شده است. بلوک بهینه‌سازی مقدار متغیر کنترلی  $u'$  را مشخص می‌کند تا تابع  $J$  کمینه شود؛ سپس ورودی بهینه  $u$  به فرآیند اعمال می‌گردد.

### ۳-۳- پیاده‌سازی کنترل مدل پیش‌بین در کنترل زاویه فراز ماهواره‌بر

بعد از بیان مقدمات و توضیحات روش کنترل مدل پیش‌بین، در این قسمت این روش بر روی مدل غیرخطی ماهواره‌بر با در نظر گرفتن اثرات انعطاف‌پذیری و آیروسرووالاستیسیته اعمال می‌گردد. ساختار حلقه کنترلی با استفاده از این کنترل‌کننده در شکل (۸) نمایش داده شده است. هدف کنترل‌کننده، کنترل زاویه فراز ماهواره‌بر و دنبال کردن دستورات اعمالی به سیستم کنترل در حضور اثرات انعطاف‌پذیری است.



شکل ۸- مدل سیمولینک حلقه کنترلی کنترل‌کننده مدل پیش‌بین ماهواره‌بر

همانطور که در تصویر نیز مشخص است، برای کنترل زاویه فراز ماهواره‌بر از بلوک NN Predictive Controller استفاده شده است. این بلوک مقادیر فرمان مرجع و خروجی سیستم را به عنوان ورودی می‌گیرد و بعد از انجام محاسبات و بهینه‌سازی سیگنال کنترلی را به مدل ماهواره‌بر می‌فرستد.

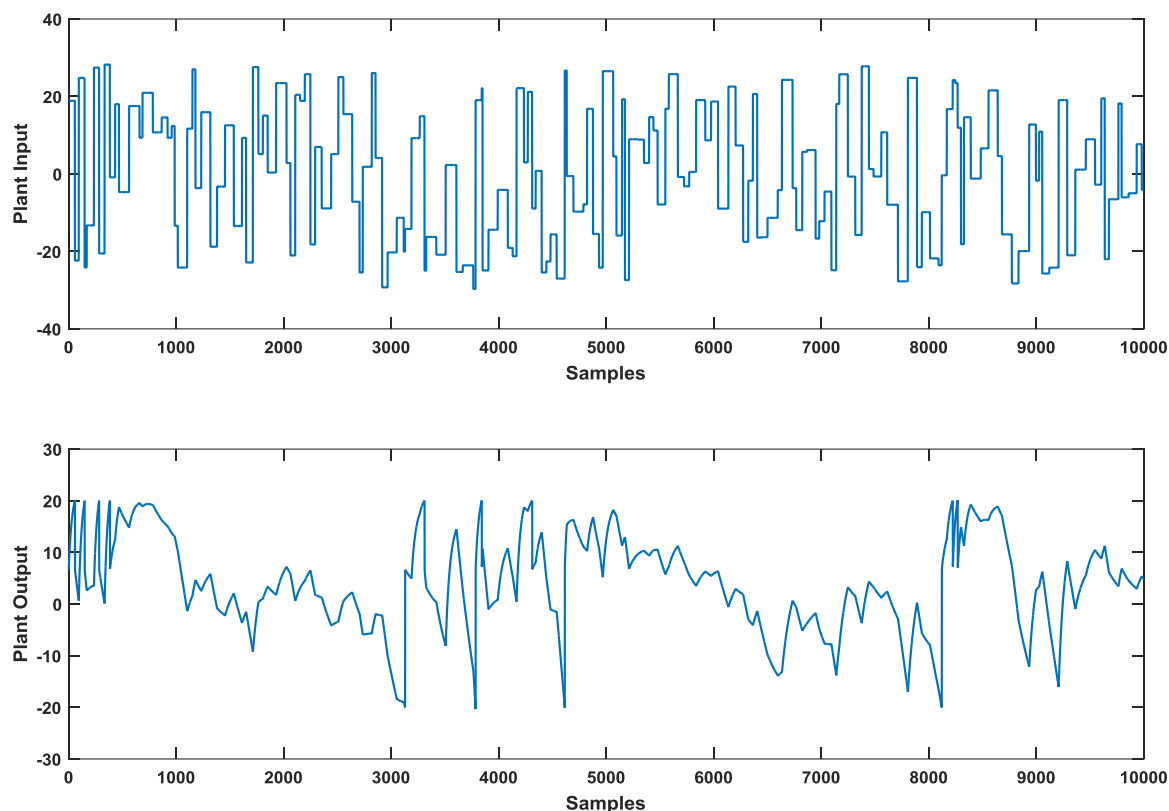
برای کنترل مناسب ماهواره‌بر در محدوده مورد نظر می‌بایست بلوک کنترل پیش‌بین مطابق با شرایط مدل ماهواره‌بر تنظیم و طراحی شود. بدین منظور برای رسیدن به یک کنترل‌کننده مورد اطمینان و کارا چندین گام طی می‌شود.

متغیرهای  $N_1$ ،  $N_2$  و  $N_u$  بیانگر گام‌های زمانی کنترل‌کننده هستند که در تعیین ساختار کنترل‌کننده نقش دارند. مقدار متغیر  $N_1$  معمولاً ۱ در نظر گرفته می‌شود. از دیگر متغیرهای موثر در طراحی کنترل‌کننده پارامتر وزنی  $\rho$  است که در بخش قبل معرفی شد. پارامتر  $\alpha$  نیز برای کنترل الگوریتم بهینه‌سازی به کار می‌رود. مقدار این متغیر نشان می‌دهد که در یک گام بهینه‌سازی مناسب چه میزان از تابع عملکردی می‌بایست کاهش یابد.

روش کمینه‌سازی خطی که در الگوریتم بهینه‌سازی مورد استفاده قرار می‌گیرد نیز می‌بایست انتخاب شود و همچنین در مورد تعداد سعی و خطایی که در هر گام بهینه‌سازی انجام می‌شود، نیز می‌بایست تصمیم‌گیری گردد. مقادیر انتخاب‌شده برای این متغیرها که نقش مهمی در تعیین ساختار کنترل‌کننده مدل پیش‌بین دارند، در جدول (۱) ارائه شده‌اند.

جدول ۱- متغیرهای ساختاری کنترل‌کننده مدل پیش‌بین

مقدار	متغیر
۷	$N_2$
۲	$N_u$
۰/۰۵	$\rho$
۰/۰۰۱	$\alpha$



شکل ۹- ورودی و خروجی سیستم

با تعیین متغیرهای تعیین کننده کنترل کننده وارد گام بعدی و مرحله شناسایی سیستم می شویم. قبل از استفاده از کنترل کننده، شبکه عصبی سیستم آموزش می بیند. برای آموزش شبکه نیاز به داده های آموزشی است. در مرحله تولید داده برای آموزش شبکه، سعی می شود داده های آموزشی در محدوده ای باشد که سیستم در آن محدوده کنترل خواهد شد.

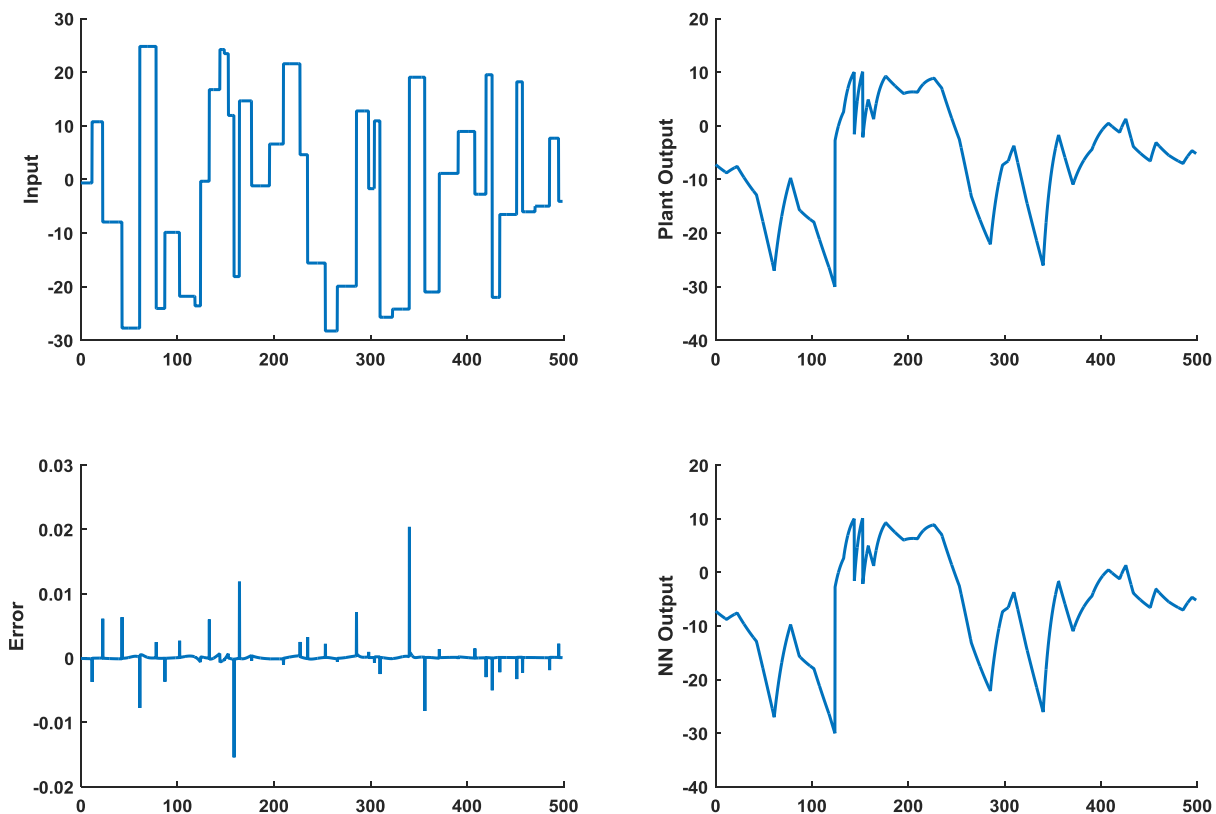
به همین دلیل فرآیند شناسایی سیستم با توجه به مأموریت ماهواره بر انجام شده است. بر این اساس محدوده خروجی سیستم (که همان زاویه فراز ماهواره بر است) بازه  $-20$  درجه تا  $+20$  درجه در نظر گرفته شده است. محدوده ورودی (که همان زاویه سطح کنترلی الویتور است) را بین  $-30$  تا  $+30$  درجه قرار داده شده است.

با انجام شبیه سازی که به صورت خودکار توسط بلوک NN Predictive Controller نرم افزار متلب انجام می گیرد، ۱۰۰۰۰ داده نمونه تولید می شود. برای تولید این داده ها یک سری ورودی های تصادفی به مدل سیستم اعمال می شود و خروجی این ورودی های جمع آوری می گردد و داده های نمونه را تشکیل می دهد. ورودی و خروجی مدل سیستم در شکل (۹) به نمایش درآمده است.

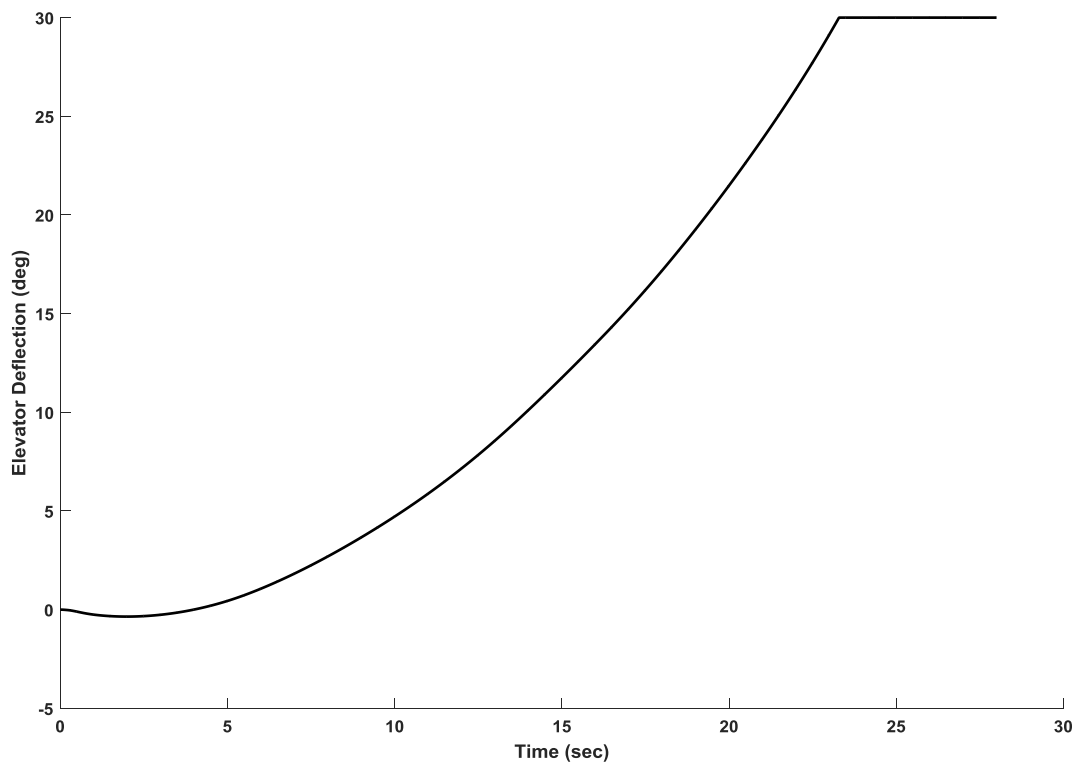
مدل شبکه عصبی سیستم وظیفه پیش بینی خروجی های آتی سیستم را برعهده دارد. الگوریتم بهینه سازی با استفاده از این مقادیر پیش بینی شده، ورودی های کنترلی را بدست می آورد. این ورودی ها عملکرد آتی سیستم را بهینه می کند. مدل شبکه عصبی سیستم یک لایه پنهان متشکل از ۷ نرون دارد.

تعداد نرون‌های ورودی و خروجی شبکه به ترتیب ۴ و ۱ است. الگوریتم آموزش شبکه، الگوریتم پس‌انتشار لونیگ-مارکوآرت است. براساس داده‌های نمونه تولید شده آموزش شبکه به صورت دسته‌ای انجام می‌گیرد. براساس الگوریتم آموزشی انتخابی مرحله آموزش داده‌ها انجام می‌شود. بعد از طی این مرحله، با بررسی پاسخ مدل سیستم می‌توان در مورد فرآیند آموزش شبکه عصبی مدل سیستم تصمیم‌گیری کرد. این تصمیم‌گیری با توجه به نمودارهای نمایش داده شده در شکل (۱۰) انجام می‌گیرد. در این شکل نمودار تغییرات ورودی و خروجی‌های سیستم و مدل شبکه عصبی سیستم و اختلاف این دو در قالب نمودار بیان شده است. همانگونه از نمودار مشخص است خروجی سیستم و خروجی مدل شبکه عصبی سیستم هر دو بسیار مشابه هستند و تغییرات هر دو با تقریب مناسبی یکسان است.

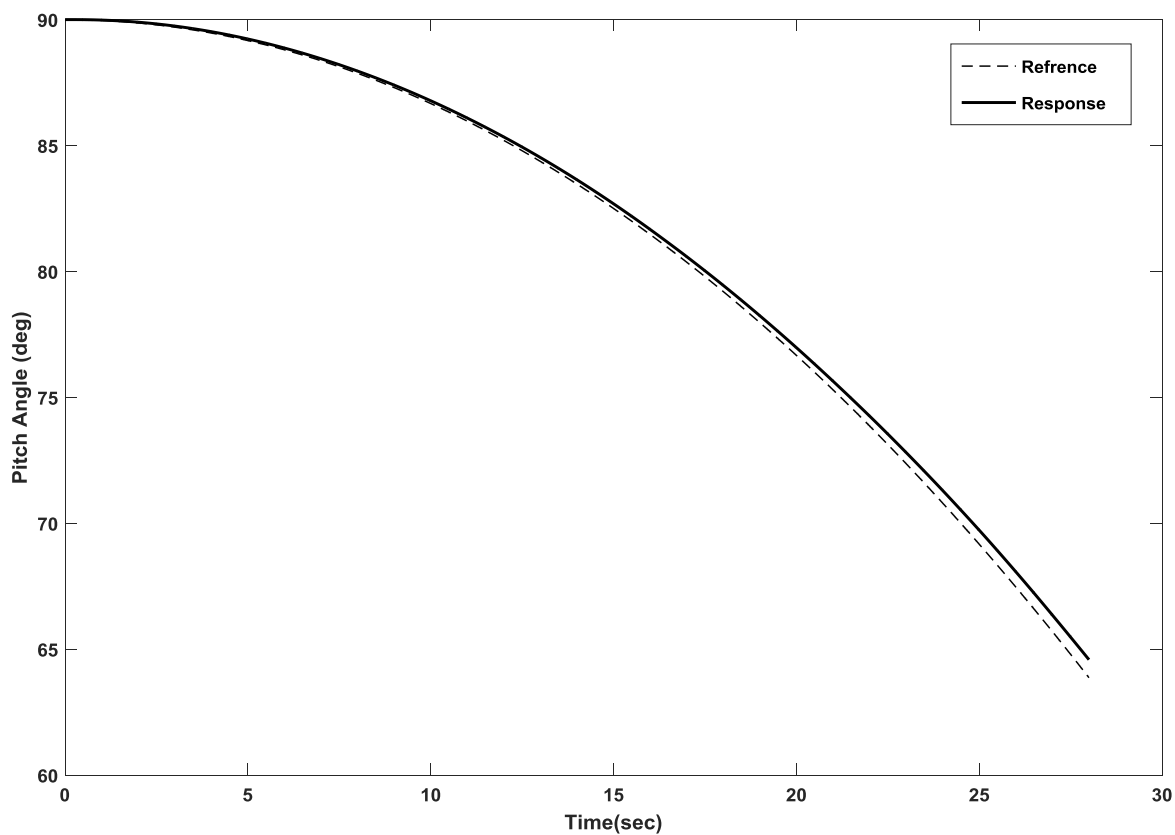
نمودار خطای خروجی سیستم و خروجی مدل شبکه عصبی سیستم نیز جداگانه رسم شده که خود بیانگر اختلاف جزئی خروجی‌ها به ازای ورودی یکسان است. در نتیجه می‌توان گفت که فرآیند آموزش مدل شبکه عصبی سیستم به خوبی انجام گرفته و مدل شبکه عصبی سیستم می‌تواند به خوبی رفتار سیستم را تقلید و پیش‌بینی کند.



شکل ۱۰- پاسخ سیستم و مدل شبکه عصبی سیستم به ورودی یکسان



شکل ۱۱- تغییرات زاویه الویتور بر حسب زمان



شکل ۱۲- پاسخ زاویه فراز ماهواره بر به فرمان ورودی

در نهایت با انجام مناسب گام‌های طی شده نوبت به مرحله بررسی توانایی کنترل‌کننده در کنترل سیستم می‌رسد. از آنجایی که مراحل قبلی به خوبی طی شده‌اند و مدل شبکه عصبی سیستم به شیوه مناسبی آموزش دیده است انتظار داریم که کنترل‌کننده بتواند در محدوده‌ای که مدل شبکه عصبی سیستم آموزش دیده است بتواند به خوبی سیستم را کنترل کند. برای بررسی این موضوع، رفتار زاویه فراز ماهواره بر در دنبال کردن یک برنامه فراز نمونه مورد بررسی قرار گرفته است.

در شکل (۱۱) کنترل‌کننده به خوبی توانسته است که فرمان ورودی را دنبال کند. این نمودار بیانگر این واقعیت است که شبکه عصبی در قالب مدل پیش‌بین به خوبی توانسته است که ماهواره بر را با در نظر گرفتن دینامیک غیرخطی آن و از همه مهم‌تر با در نظر گرفتن رفتار انعطاف‌پذیر و اثرات آیروسرووالاستیسیته با کارایی مناسبی کنترل نماید.

همچنین شکل (۱۲) نیز تغییرات ورودی کنترلی را بر حسب زمان نشان می‌دهد.

#### ۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله رفتار انعطاف‌پذیر یک ماهواره بر در صفحه فراز مورد بررسی قرار گرفت. معادلات حرکت پرنده با در نظر گرفتن اثرات آیروسرووالاستیسیته استخراج گردید و شبیه‌سازی پرواز انجام شد. برای کنترل ماهواره بر و پیروی سیستم از فرامین ورودی کنترل‌کننده مدل پیش‌بین انتخاب گردید. این کنترل‌کننده که در ساختار خود از شبکه عصبی کمک می‌گیرد، نشان داد که می‌تواند پرنده را در محدوده‌ای که شبکه آموزش دیده است کنترل نماید. هر چند که کارایی کنترل‌کننده بسیار وابسته به انجام درست و دقیق فرآیند شناسایی سیستم در آن است اما از طرف دیگر قابلیت و قدرت آن در کنترل ماهواره بر با در نظر گرفتن دینامیک غیرخطی و انعطاف‌پذیر آن جز مزایای آن محسوب می‌شود.

#### مراجع

- [1] "Effect of Structural Flexibility on Launch Vehicle Control System", NASA SP-8036, February, (1970).
- [2] Meirovitch, L., and Nelson, H.D., "On the High Speed Motion of Satellite Containing Elastic Parts", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 3, No. 7, pp. 1597-1602, (1966).
- [3] Platus, D.H., "Aeroelastic Stability of Slender, Spinning Missiles", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 15, pp. 144-151, Jan/Feb, (1992).
- [4] Pourtakdoust, S.H., and Assadian, N., "Aeroelastic Analysis of Guided Hypersonic Launch Vehicles", ScientiaIranica, Vol. 11, Nos. 1&2, pp. 26-36, April, (2004).
- [5] Fathi, M., Nobari, A. S., Sabzehparvar, M., Moghaddam, M. M., and Haddadpour, H., "Aeroservoelastic Behavior of Supersonic Guided Flight Vehicle", Iranian Journal of Science and Technology, Transaction B, Engineering, Vol. 33, No. B5, pp. 425-439, (2009).



- [۶] راسخ، مسعود؛ کوچک زاده، محمدعلی؛ "تحلیل پایداری آیروالاستیک حامل ماهواره با بدنه کامپوزیتی با در نظر گرفتن اثرات تلاطم سوخت"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف، (۱۳۸۴).
- [۷] علیزاده، محمدحسین؛ جعفری، مهدی؛ ساریخانی، ابوالفضل؛ "طراحی اتوپیلوت برای پایداری سازی یک ماهواره بر انعطاف پذیر"، پانزدهمین کنفرانس مهندسی مکانیک ایران، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، اردیبهشت (۱۳۸۶).
- [۸] جعفری، علی اصغر؛ خوشنود، عبدالمجید؛ روشنیان، جعفر؛ ساداتی، سید حسین؛ "تدوین الگوریتم شبکه عصبی برای بررسی اثر نیروی پیشران در ارتعاشات خمشی یک ماهواره بر انعطاف پذیر"، هشتمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اسفند (۱۳۸۷).
- [9] Agarwal, M., "A Systematic Classification of Neural-network-based Control", IEEE Control Systems, Vol. 2, No. 2, pp. 75-93, April, (1997).
- [10] Park, D., and Lee, J., "Attitude Control of Helicopter Simulator using Neural Network Based PID Controller", IEEE International Fuzzy Systems Conference Proceedings, Seoul, Korea, pp. 465-468, (1999).
- [11] Zhang, J., Tian, W., Fan, C., and Jin, Z., "Application of Neuro-Fuzzy Control for Satellite AOCS", Seventh International Conference on Control, Automation, Robotic and Vision, Singapore, pp. 1568-1573, Dec, (2002).
- [12] Ping, S., and Kun, L., "Attitude Control Method of Solid Launch Vehicles during Takeoff Phase", Journal of Solid Rocket Technology, Vol. 33, No. 1, pp. 1-29, (2010).
- [13] Rahbar, N., and Bahrami, M., "Synthesis of Optimal Feedback Guidance Law for Homing Missiles using Neural Networks", Optimal Control Applications and Methods, Vol. 21, Issue. 3, pp. 137-142, May/June, (2000).

### فهرست نمادهای انگلیسی

مؤلفه‌های نیروها در جهات X و Z	$F_x$ و $F_z$
مؤلفه‌های نیروهای کنترلی در جهت Z	$F_z^C$
اندیس شماره مود	$i$
مشتق نیروی برآ به ازای واحد طول جسم پرنده	$L_\alpha(x)$
جرم جسم پرنده	$m$
جرم تعمیم یافته مود خمشی	$M$
گشتاورهای اعمالی حول محور y	$M_y$
سرعت‌های زاویه‌ای حول محورهای y	$q$
مؤلفه‌های سرعت در راستای محورهای X و Z	$w$ و $u$

محورهای دستگاه مختصات بدنی جسم پرنده	$x$ و $z$
زاویه حمله جسم پرنده	$\alpha$
زاویه الویتورها	$\delta_E$
خیزالاستیک جانبی	$\delta_z$
شکل مود خمشی	$\phi$
مختصات تعمیم یافته	$\zeta$
چگالی	$\rho$
سرعت زاویه‌ای جسم پرنده و فرکانس مود خمشی	$\omega$
نسبت میرایی	$\mu$

**Abstract**

In this paper, we investigate the problem of model predictive control of pitch angle of a flexible launch vehicle using neural networks. We simulate motion of launch vehicle on the pitch plane by considering effects of flexibility. Aeroelastic effects are also modeled by adding elastic terms of the structure to state space control equations which completes the vehicle model. To control the vehicle, we use a model predictive controller which is based on a neural network. Basic notions of this controlling approach are presented and we explain how a neural network can be used for this purpose.

Experimental results on synthetic data in Simulink environment demonstrates our approach is useful and effective and neural networks can be used to control a vehicle in a nonlinear, adaptive control setting.