

## ساخت، مدل‌سازی و کنترل یک بالگرد آزمایشگاهی مدل TRMS

حبیب مهدی پور<sup>۱</sup>، سید سجاد موسی پور<sup>۲</sup>، مهرداد کرامت زاده<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> فارغ‌التحصیل کارشناسی ارشد مهندسی برق-کنترل، دانشگاه شهید چمران اهواز، habibmehdipour@gmail.com

<sup>۲</sup> استادیار، دانشکده مهندسی، گروه مهندسی برق، دانشگاه شهید چمران اهواز، s.moosapour@scu.ac.ir

<sup>۳</sup> مربی، دانشکده مهندسی، گروه مهندسی برق، دانشگاه شهید چمران اهواز، mdkeramatzadeh@scu.ac.ir

پذیرش: ۱۳۹۹/۰۷/۰۸

ویرایش: ۱۳۹۹/۰۵/۲۲

دریافت: ۱۳۹۸/۱۱/۱۷

**چکیده:** در این مقاله یک سیستم سخت‌افزاری شامل بالگرد آزمایشگاهی دو ورودی-دو خروجی مدل TRMS به منظور بررسی و آزمایش الگوریتم‌های مختلف شناسایی و کنترل طراحی و ساخته شده است. ابتدا گام‌های لازم (نرم‌افزاری و سخت‌افزاری) برای طراحی، ساخت و راه‌اندازی این سیستم دو درجه آزادی بیان می‌شود. با استفاده از قوانین فیزیکی حاکم بر سیستم و تحلیل آن‌ها و همچنین با کمک روش معین سازی و برخی روش‌های کلاسیک شناسایی جهت تعیین پارامترها، این سیستم آزمایشگاهی شناسایی و مدل‌سازی شده است و یک دینامیک شدیداً غیرخطی با تداخل متقابل بسیار بالا برای این سیستم به دست می‌آید. در ادامه، با تبدیل سیستم دو ورودی-دو خروجی به دو زیرسیستم تک ورودی-تک خروجی دکوپله شده، برای هر کدام از زیرسیستم‌ها به طور مجزا، طراحی کنترل کننده PID انجام گرفته است. همچنین برای سیستم دو ورودی-دو خروجی با در نظر گرفتن تداخل متقابل، کنترل کننده PID با استفاده از روش حلقه بستن ترتیبی طراحی و پیاده‌سازی شده است. جهت اعتبارسنجی، نتایج عملی حاصل از پیاده‌سازی با نتایج شبیه‌سازی شده در نرم‌افزار Matlab مقایسه می‌شود. نتایج نشان‌دهنده معتبر بودن مدل استخراج شده و همچنین عملکرد مؤثر کنترل کننده می‌باشد.

**کلمات کلیدی:** بالگرد آزمایشگاهی، سیستم چند متغیره روتور دوتایی، شناسایی، حلقه بستن ترتیبی.

## Construction, Modelling and control of an experimental helicopter (TRMS)

Habib Mehdipour, Seyyed Sajjad Moosapour, Mehrdad keramatzadeh

**Abstract:** In this paper, a two-input two-output experimental TRMS model helicopter is designed and built to investigate and test different identification and control algorithms. First, the steps required (software and hardware) to design, build, and operate this two-degree-of-freedom system are stated. Then, laboratory system is identified and modeled using physical laws governing the system and their analysis, as well as with the determination method and some classical identification methods to determine the parameters, and a highly nonlinear dynamic with interaction effect for the system is achieved. In addition, the two-input two-output system is transformed into two decoupled single-input single-output subsystems and each PID controller is individually designed for a subsystem. Also, considering the interaction effect for the two-input two-output system, a PID controller is designed and implemented using Sequential loop closing (SLC) method. For validation, the practical results of the implementation are compared with the simulation results in Matlab software. The results show the validity of the extracted model as well as the effective performance of the controller.

**Keywords:** TRMS, twin rotor MIMO system, experimental helicopter, identification, Sequential loop closing.

## ۱- مقدمه

سیستم TRMS<sup>۱</sup> یک مدل آزمایشگاهی از بالگرد واقعی است که برای آزمایش های کنترل پرواز طراحی شده است [۱]. این سیستم که دارای معادلات غیرخطی از مرتبه بالا با اثر تداخل (کوپلینگ) متقابل است، همواره یکی از مسائل مهم در میان محققان است [۲]. این سیستم رفتاری شبیه بالگرد واقعی دارد و بسیاری از ایده های کنترل کلاسیک و مدرن که تاکنون با هدف پایدارسازی و ردیابی برای این سیستم پیاده سازی شده اند، برای سیستم کنترل بالگرد واقعی نیز مورد استفاده قرار گرفته اند.

سیستم TRMS دارای دو موتور اصلی و دنباله است که به دو سر یک میله آزاد (میله دو سر آزاد) متصل شده اند و جهت حرکت پروانه ها نیز روی دو محور عمود بر هم می باشند. میله دوسر آزاد با یک نیروی آیرودینامیکی که توسط پروانه ی موتور اصلی تولید می شود در حول محور فراز<sup>۲</sup> دوران می کند و همچنین با نیروی آیرودینامیکی تولید شده توسط پروانه ی موتور دنباله حول محور سمت<sup>۳</sup> دوران می کند ورودی های کنترلی این سیستم میزان ولتاژ موتور ها و خروجی های سیستم میزان انحراف زاویه میله دوسر آزاد نسبت به محورهای سمت (افقی) و فراز (عمودی) خواهد بود که توسط سنسورها قابل اندازه گیری است. همچنین یک بازوی وزن دار برای ایجاد پایداری و تعادل سیستم در وسط میله دو سر آزاد و عمود بر آن قرار گرفته است [۲].

تاکنون مطالعات و پژوهش های زیادی بر روی سیستم TRMS انجام شده است. غالب این مراجع به بحث مدل سازی یا کنترل و در آخر پیاده سازی این الگوریتم ها بر روی یک مدل از پیش ساخته شده پرداخته اند و مقوله ساخت این سیستم مهم و بسیار پر کاربرد آزمایشگاهی مورد توجه مراجع اندکی قرار گرفته است. از جمله در مرجع [۱]، مدل سازی، شناسایی و کنترل کلاسیک یک نمونه TRMS که توسط شرکت "Feedback Instrument" ساخته شده است، به عنوان مدل پایه ارائه شده است. در این مرجع برای پایین آوردن میزان هزینه ساخت به منظور تجاری سازی، از سنسور هایی با رزولوشن پایین استفاده شده است. همچنین در مرجع [۳]، یک TRMS ساخته شده و گام های لازم برای طراحی، ساخت و راه اندازی آن ارائه شده است. همچنین طراحی اجزای مکانیکی، الکترونیکی و نرم افزار ی شرح داده شده است. لازم به ذکر است در این مرجع به بحث های مدل سازی، شناسایی و کنترل سیستم پرداخته نشده است.

در مقایسه با مراجعی که به مقوله ساخت TRMS پرداخته اند، مراجع بیشتری مسئله مدل سازی و شناسایی TRMS را مورد توجه قرار داده اند. در [۴]، مدل سازی سیستم به دو روش نیوتنی و لاگرانژی در دو مرحله انجام شده و سپس مقایسه بین دو روش صورت گرفته است. به کمک قوانین فیزیکی حاکم بر سیستم و تحلیل این روابط و همچنین شناسایی پارامتر ها

با آزمایش های زمان واقعی، یک دینامیکی غیرخطی برای سیستم در [۵] به دست آمده است. در [۶]، یک روش مدل سازی جعبه خاکستری با استفاده از الگوریتم ژنتیک برای به دست آوردن پارامتر های سیستم استفاده شده است. در [۷]، با استفاده از شبکه های عصبی مصنوعی و با الگوریتم حداقل مربعات بازگشتی مدل سازی سیستم انجام گرفته، سپس با مدل خطی سازی شده سیستم مقایسه گردید. نتایج این مرجع عملکرد برتر شبکه عصبی را نشان می دهد. یک مدل دینامیکی کامل از سیستم با روش اوایلر-لاگرانژ در [۸] به دست آمده که نسبت به مدل های قبلی به دست آمده بسیار بهبود داده شده است. همچنین در میان مراجع فارسی در مرجع [۹] پیکربندی و مدل سازی سیستم به منظور پیاده سازی بر دستگاه بالگرد آزمایشگاهی آورده شده است. در مدل سازی سیستم، علاوه بر محاسبات و روابط تحلیلی حاکم بر آن، روش معین سازی در تعیین پارامتر ها TRMS، از مهم ترین تکنیک های به کار گرفته شده است. توابع تبدیل مدل در هر دو درجه آزادی سیستم و با در نظر گرفتن اثر تداخل درجه آزادی دیگر، به دست آمده است. سپس مدل ها در مقایسه با رفتار سیستم واقعی، صحت سنجی شده اند. در مرجع [۱۰]، به شناسایی و کنترل هلیکوپتر آزمایشگاهی دو روتوره در کانال صعودی بر مبنای مدل سازی فازی تاکاگی سوچنو و بر اساس تئوری های لیاپانوف عمومی، فازی و نا یکنوا پرداخته شده است.

مراجع بسیاری به طراحی کنترل کننده برای TRMS پرداخته اند. در میان این مراجع، تعداد اندکی نتایج خود را به صورت عملی مورد آزمایش قرار داده اند. یکی از پر کاربردترین و ساده ترین کنترل کننده ها، PID ها می باشند. در مرجع [۱۱] مدل TRMS به دو زیرسیستم تک ورودی تک خروجی (SISO) تقسیم شده است و کنترل کننده PID برای هر یک از آن ها طراحی شده است در حالی که اثر تداخل (کوپلینگ) به عنوان اغتشاش برای هر زیرسیستم در نظر گرفته شده است. در برخی مراجع، تنظیم ضرایب PID با روش های بهینه سازی عددی انجام شده است. به عنوان مثال در مراجع [۱۲] و [۱۳]، به ترتیب از الگوریتم های ژنتیک و PSO برای تنظیم ضرایب PID و برای مسئله ردیابی استفاده شده است. در [۱۴] یک کنترل کننده PID فازی برای سیستم TRMS طراحی شده است که در آن ضرایب کنترل کننده با روش آرایه بهره نسی یا RGA به دست آمده اند؛ سپس کنترل کننده طراحی شده بر روی سیستم واقعی پیاده سازی شد. در [۱۵-۱۷] از روش های گوناگون برای طراحی کنترل کننده PID مرتبه کسری و بهینه کردن نحوه تنظیم ضرایب استفاده شده است و هدف کنترل کننده پایدار ساختن سیستم حلقه بسته در هر موقعیتی می باشد.

علاوه بر کنترل کننده های کلاسیک، در مراجع دیگری به بحث طراحی کنترل کننده های هوشمند و مدرن پرداخته شده است. در [۱۸] سیستم کلی به دو زیرسیستم تک ورودی-تک خروجی دکوپله شده و برای کنترل هر زیرسیستم از کنترل مد لغزشی انتگرالی به همراه کنترل

<sup>3</sup> Yaw

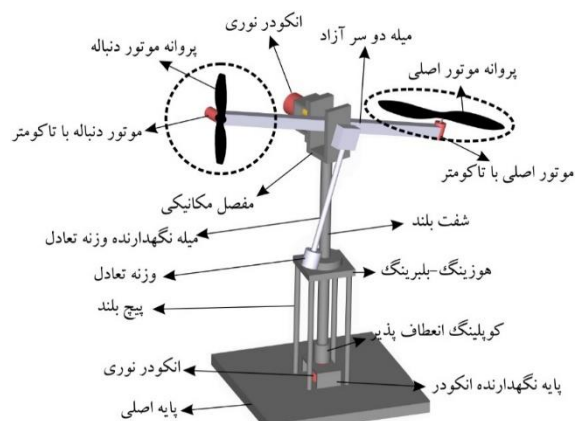
<sup>1</sup> Twin Rotor MIMO System

<sup>2</sup> Pitch

کنترل کننده شبیه سازی های متعددی انجام می شود. نهایتاً در بخش ۷، نتایج کلی از کارهای صورت گرفته در این تحقیق ارائه خواهد شد.

## ۲- طراحی و ساخت

ایده اولیه طراحی این سیستم با توجه به عملکرد بالگرد واقعی و همچنین سیستم های TRMS دیگر به وجود آمده است و سپس با توجه به قطعات موجود در بازار ایران یک طراحی اولیه در نرم افزار VariCad به صورت سه بعدی و با ابعاد واقعی انجام گرفته است. بعد از نهایی شدن طراحی، یک نمای سه بعدی از سیستم TRMS به صورت شکل ۱ به دست آمده، که در ساخت سیستم واقعی که در شکل ۲ نشان داده شده، الگو برداری شده است. در ادامه قطعات و اجزای مکانیکی و الکتریکی مورد استفاده برای ساخت شرح داده خواهد شد.



شکل ۱: طراحی سه بعدی TRMS در نرم افزار VariCad



شکل ۲: ساخت سیستم واقعی TRMS در محیط آزمایشگاهی

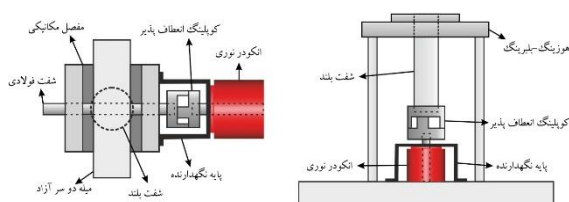
فازی استفاده شده است. در مرجع [۲] نیز یک کنترل کننده ردیاب مقاوم بر مبنای کنترل مود لغزشی انتگرالی و یک روینگر اغتشاش جهت کاهش و حذف چترینگ پیشنهاد شده است. در [۱۹] از کنترل مود لغزشی مرتبه دوم جهت مقابله با نامعینی های موجود در سیستم استفاده شده است. در [۲۰] سیستم ابتدا خطی سازی شده، سپس یک جبران ساز دکوپله شده برای هر یک از زیرسیستم ها طراحی شده است. در [۲۱] طراحی کنترل کننده به روش LQR با تنظیم ضرایب به روش استنتاج فازی برای مسئله ردیابی استفاده شده است که به صورت عملی نیز پیاده سازی شده اند. در [۲۲] یک روش کنترل پیش بین برای سیستم های غیرخطی ارائه شده است که سیستم TRMS برای ارزیابی روش پیشنهادی استفاده شده است. در میان مراجع فارسی، در [۲۳]، برای سیستم TRMS یک کنترل کننده با روش مودلغزشی ترمینال که ضرایب آن توسط الگوریتم ژنتیک بهینه شده، طراحی شده است. این روش دارای خاصیت همگرایی در زمان محدود و سریع می باشد. همچنین مشکل میل کردن خطا به صفر در زمان محدود را حل می کند. در مرجع [۲۴]، برای TRMS یک کنترل کننده فازی طراحی شده است که بتواند اثر متقابل دینامیک های چرخش افقی و عمودی هلیکوپتر روی یکدیگر را تا حدودی خنثی کرده و کنترل هر یک از درجات آزادی سیستم را به شکل قابل قبولی انجام دهد.

همان طور که ذکر شد در بسیاری از مراجع بررسی شده، مسئله تحلیل و طراحی کنترل کننده صرفاً بر روی مدل ریاضی انجام گرفته است. همچنین در موارد عملی نیز همان طور که ذکر شد، تقریباً در همه مراجع، طراحی کنترل کننده روی یک سیستم TRMS از پیش خریداری شده پیاده سازی شده است؛ و همچنین در کمتر مرجعی به همه موارد ساخت، مدل سازی و کنترل برای این سیستم پرداخته شده است. در این مقاله، یک بالگرد آزمایشگاهی مدل TRMS به طور کامل طراحی و ساخته شده است. سپس به صورت تحلیلی دینامیک سیستم استخراج شده و با انجام آزمایش های عملی پارامترهای مدل شناسایی می شود. اعتبارسنجی مدل شناسایی شده با آزمایش های مختلف انجام شده است. در گام بعد، به طراحی کنترل کننده PID برای سیستم پرداخته شده است. هدف مشترک در طراحی کنترل کننده این است که سیستم را با وجود اثر تداخل و اغتشاشات خارجی پایدار نگه داشته و یک ورودی مشخص را به خوبی ردیابی کند.

ساختار مقاله به این صورت می باشد: در بخش ۲، اجزای مکانیکی و الکتریکی TRMS و ویژگی های آن ها توصیف می شود. در بخش ۳، معادلات دینامیکی حاکم بر سیستم با توجه به قوانین نیوتن استخراج می شود. شناسایی پارامترهای نامعین سیستم با روش های آزمایشگاهی و همچنین صحت سنجی مدل استخراج شده در بخش ۴ انجام می شود. در بخش ۵، به طراحی کنترل کننده PID به روش حلقه بستن ترتیبی و تنظیم ضرایب آن به کمک معیار حداقل انتگرال مربعات خطا پرداخته می شود. در بخش ۶، به منظور بررسی عملکرد سیستم حلقه بسته به همراه

## ۱-۲ اجزای مکانیکی

نحوه اتصال قطعات مکانیکی برای عملکرد صحیح موقعیت یابی سیستم بسیار مهم است. یک هوزینگ-بلبرینگ به وسیله پیچ های بلند به پایه اصلی که کل سیستم بر روی آن نصب شده، متصل گردیده که وظیفه ی آن نگه داشتن شفت بلند است (شکل ۳-الف). همچنین شفت بلند و یک شفت فولادی از طریق یک مفصل مکانیکی به یک میله دو سر آزاد (لوله با سطح مقطع مربعی شکل) متصل هستند (شکل ۳-ب). در دو سر میله آزاد نیز دو موتور اصلی و دنباله نصب گردیده و همچنین وزنه تعادل نیز به وسیله یک میله نگه دارنده، در وسط میله دو سر آزاد و به مفصل مکانیکی متصل شده است. محدودیت تغییرات زاویه ی میله ی آزاد در راستای محور فراز بین ۵۳- تا ۵۳+ و همچنین در راستای محور سمت نیز بین ۱۸۰- و ۱۸۰+ می باشد.



شکل ۳: الف- نحوه اتصال انگودر، هوزینگ بلبرینگ و شفت بلند، ب- نحوه اتصال در مفصل مکانیکی

## ۲-۲ اجزای الکتریکی

بخش های الکتریکی شامل موتورها، درایورها، سنسورهای موقعیت زاویه ای یا انگودرها، تاکومترها و کارت رابط بین سخت افزار و نرم افزار می باشد که هر کدام در ادامه شرح داده خواهد شد.

در ساخت این سیستم برای ایجاد نیروی آیرودینامیکی از دو موتور DC دو سر شفت مدل JOHNSON HC385G-011 همراه با دو پروانه استفاده شده است. برای راه اندازی موتورها از ماژول درایور VNH2SP30 استفاده می شود. این درایور به همراه ماژول آردوینو برای راه اندازی موتورها استفاده شده است. این ماژول با حداکثر ولتاژ ۲۴ ولت و حداکثر جریان نامی ۳۰ آمپر قابلیت تولید سیگنال PWM با حداکثر فرکانس 20Khz را دارا می باشد. همچنین دو تاکومتر برای اندازه گیری سرعت زاویه ای روتورها به شفت موتورها متصل شده اند. هر تاکومتر شامل یک انگودر و یک ماژول اپتوکانت (OptoCounter) است که برای ایجاد پالس در هر دور به یک سر شفت موتور متصل گردیده است. همچنین برای اندازه گیری زاویه های سمت و فراز از انگودرهای نوری استفاده شده است. از آنجایی که انگودرهای نوری از نظر خطی بودن و پایداری بهتر از دیگر سنسورهای موقعیت سنج مانند پتانسیومترها<sup>۱</sup>، سنسورهای اثر هال<sup>۳</sup> یا ریزالورها<sup>۴</sup> هستند، جهت اندازه گیری زاویه استفاده شده اند. انگودرهای

نوری مدل OMRAN 1024\_PPR گران ترین اجزا در سیستم طراحی شده هستند که دقت سیستم حلقه بسته TRMS به طور ویژه با دقت این اجزا تعیین می شود [۲]. همچنین سخت افزار TRMS توسط یک کارت یا ماژول آردوینو با نام تجاری ARDUINO MEGA 2560 REV3 به کامپیوتر متصل می شود و بدین وسیله ما را قادر می سازد که با نرم افزاری مانند MATLAB خروجی های آن را مشاهده کرده، ذخیره نموده، ورودی های دلخواه را به آن اعمال کنیم و مهم تر از همه سیستم را کنترل کنیم.

## ۳- استخراج معادلات دینامیکی سیستم TRMS

برای به دست آوردن مدل ریاضی سیستم، فرضیاتی جهت ساده سازی در نظر گرفته می شود. ابتدا فرض می شود که زیرسیستم پیشرانش پروانه ها را می توان با معادلات دیفرانسیل مرتبه اول توصیف کرد. همچنین سیستم دارای اینرسی ثابت است، بدون آنکه هیچ نیروی خارجی به مدل وارد شود. در این سیستم اصطکاک از نوع چسبیده فرض می شود. این فرضیات در مرجع [۱] به تفصیل بیان شده اند. با این فرضیات می توان معادلات دینامیکی سیستم را استخراج کرد. با توجه به قانون دوم نیوتن داریم:

$$M = J \frac{d^2 \alpha}{dt^2} \quad (1)$$

که در آن،  $M$  مجموع گشتاور نیروهای وارد بر جسم،  $J$  مجموع اینرسی-های اجزای مختلف جسم و  $\frac{d^2 \alpha}{dt^2}$  شتاب زاویه ای می باشد. برای به دست آوردن معادلات سیستم، حرکت دورانی TRMS در دو سطح عمودی و افقی به طور جداگانه بررسی می شود. در سطح عمودی چهار گشتاور نیرو به جسم وارد می شود که شامل گشتاور نیروی وزن ( $M_{v_1}$ )، گشتاور نیروی تولیدی توسط پروانه موتور اصلی ( $M_{v_2}$ )، گشتاور نیروی جانب مرکز ( $M_{v_3}$ ) و گشتاور نیروی اصطکاک ( $M_{v_4}$ ) می باشد. این گشتاورها در شکل ۴ نشان داده شده و روابط آن ها به صورت زیر بیان می شود:

$$M_v = J_v \frac{d^2 \alpha_v}{dt^2} \quad (2)$$

$$M_v = \sum_{i=1}^4 M_{v_i} = M_{v_1} + M_{v_2} + M_{v_3} + M_{v_4} \quad (3)$$

که در آن،  $\alpha_v$  زاویه فراز میله دوسر آزاد،  $J_v$  مجموع لختی دورانی های اجزای مختلف سیستم در راستای عمود،  $M$  مجموع گشتاور نیروهای وارد بر جسم در صفحه عمودی می باشد.

$M_{v_1}$  گشتاور ناشی از نیروی وزن موتورها، پروانه ها، میله دو سر آزاد، وزنه تعادل و میله نگه دارنده وزنه تعادل است که فقط در راستای محور فراز تأثیر می گذارد و رابطه آن به صورت زیر به دست می آید:

<sup>3</sup> Hall-effect  
<sup>4</sup> Resolvers

<sup>1</sup> Housing-bearing  
<sup>2</sup> Potentiometers

همان طور که در شکل ۵ مشاهده می شود، در سطح افقی نیز دو گشتاور نیرو به جسم وارد می شود که شامل گشتاور نیروی تولیدی توسط پروانه موتور دنباله ( $M_{h1}$ ) و گشتاور نیروی اصطکاک ( $M_{h2}$ ) می باشد و به صورت زیر محاسبه می شوند:

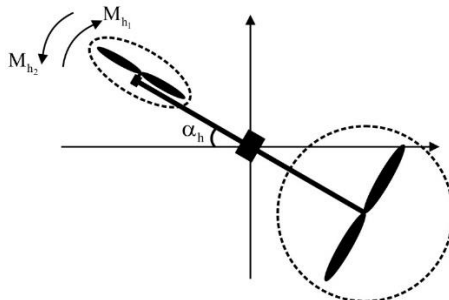
$$M_h = J_h \frac{d^2 \alpha_h}{dt^2}$$

$$M_h = \sum_{i=1}^2 M_{h_i} = M_{h1} + M_{h2} \quad (11)$$

$$M_{h1} = l_t F_h(\omega_l) \cos(\alpha_v)$$

$$M_{h2} = -\Omega_h k_h$$

که در آن،  $\alpha_h$  زاویه انحراف افقی میله دوسر آزاد،  $\omega_l$  سرعت زاویه ای موتور دنباله،  $F_h(\omega_l)$  نیروی آیرودینامیکی تولیدی توسط پروانه موتور دنباله،  $k_h$  ضریب اصطکاک افقی و  $\Omega_h$  سرعت زاویه ای میله دوسر آزاد در صفحه افقی می باشند.



شکل ۵: گشتاور نیروهای وارد بر TRMS در راستای افقی

همچنین لختی دورانی های اجزای تشکیل دهنده TRMS در سطح افقی

نیز از روابط زیر به دست می آید:

$$J_h = D \sin^2(\alpha_v) + E \cos^2(\alpha_v) + F$$

$$D = \left( \frac{m_b}{3} + m_{cb} \right) l_{cb}^2$$

$$E = \left( \frac{m_m}{3} + m_{mr} + m_{ms} \right) l_m^2 + \left( \frac{m_t}{3} + m_{tr} + m_{ts} \right) l_t^2 \quad (12)$$

$$F = m_{ms} r_{ms}^2 + \frac{m_{ts}}{2} r_{ts}^2$$

ورودی کنترلی سیستم ولتاژ موتورهای DC هستند که با  $U_v$  و  $U_h$

نشان داده می شوند.

مدل موتور DC به همراه پروانه نشان دهنده یک سیستم با دو بخش شامل یک دینامیک خطی و یک مدل استاتیک غیر خطی است. قسمت خطی در معادله ۱۳ به صورت تابع تبدیل درجه یک بیان می شود.

$$\frac{du_{hh}}{dt} = \frac{1}{T_{tr}} (U_h - u_{hh})$$

$$\frac{du_{vv}}{dt} = \frac{1}{T_{mr}} (U_v - u_{vv}) \quad (13)$$

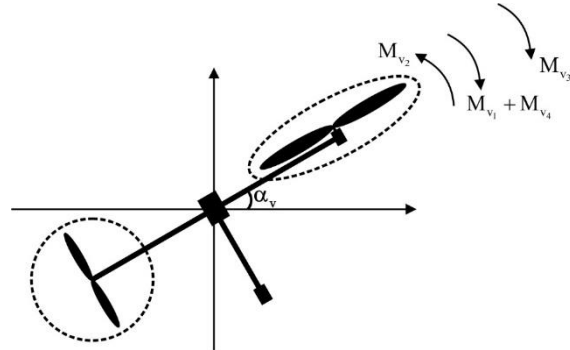
که  $u_{hh}$  و  $u_{vv}$  ولتاژهایی هستند که با یک تاخیر زمانی به دو سر موتور اعمال می شوند و در این نوع موتور همان جریان های استاتور می باشند.

$$M_{v1} = \{ [A - B] \cos(\alpha_v) + C \sin(\alpha_v) \} g$$

$$A = l_m \left( \frac{m_m}{2} + m_{mr} + m_{ms} \right),$$

$$B = l_t \left( \frac{m_t}{2} + m_{tr} + m_{ts} \right),$$

$$C = l_{cb} \left( \frac{m_b}{2} + m_{cb} \right) \quad (4)$$



شکل ۴: گشتاور نیروهای وارد بر TRMS در صفحه عمودی

همچنین گشتاور نیروی آیرودینامیکی تولیدی توسط پروانه موتور

اصلی ( $M_{v2}$ ) از رابطه زیر محاسبه می شود:

$$M_{v2} = l_m F_v(\omega_m) \quad (5)$$

که در آن،  $\omega_m$  سرعت زاویه ای موتور اصلی و  $F_v(\omega_m)$  نیروی عامل حرکت دورانی در حول محور فراز بر حسب سرعت زاویه ای موتور اصلی می باشد. گشتاور نیروی جانب مرکز ( $M_{v3}$ ) نیز به صورت زیر به دست می آید:

$$M_{v3} = -\frac{1}{2} \Omega_h^2 (A + B + C) \sin(2\alpha_v) \quad (6)$$

که در آن  $\Omega_h$  سرعت زاویه ای میله دو سر آزاد در صفحه افقی است. گشتاور نیروی اصطکاک ( $M_{v4}$ ) نیز به سادگی از رابطه زیر محاسبه می گردد:

$$M_{v4} = -\Omega_v k_v \quad (7)$$

که  $k_v = d\alpha_v/dt$  به ترتیب ضریب اصطکاک و سرعت زاویه ای میله دو سر آزاد در صفحه عمودی می باشند. در ادامه، مجموع اینرسی های اجزای مختلف جسم در صفحه عمودی به صورت زیر به دست می آید:

$$J_v = \sum_{i=1}^8 J_{vi} = J_{v1} + J_{v2} + J_{v3} + J_{v4} + J_{v5} + J_{v6} + J_{v7} + J_{v8} \quad (9)$$

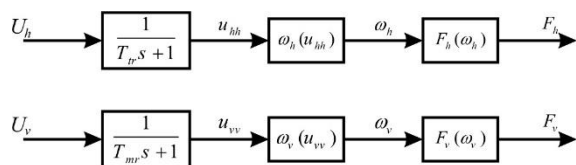
لختی دورانی های اجزای تشکیل دهنده TRMS در صفحه عمودی از

روابط زیر به دست می آید:

$$J_{v1} = m_{mr} l_m^2, J_{v2} = m_m l_m^2 / 3, J_{v3} = m_{cb} l_{cb}^2,$$

$$J_{v4} = m_c l_{cb}^2 / 3, J_{v5} = m_{tr} l_t^2, J_{v6} = m_t l_t^2 / 3, \quad (10)$$

$$J_{v7} = m_{ms} r_{ms}^2 + m_{ms} l_m^2, J_{v8} = m_{ts} r_{ts}^2 + m_{ts} l_t^2$$



شکل ۶: نمودار بلوکی روابط بین توابع چندجمله‌ای  $\omega_v$ ،  $\omega_h$ ،  $F_v$  و  $F_h$

رابطه میان سرعت چرخش روتور و ولتاژ ورودی توسط یک چندجمله‌ای برای هر کانال به صورت رابطه ۱۴ بیان می‌شود. لازم به توضیح است که کانال عمودی (افقی) مربوط به موتور اصلی (دنباله) می‌باشد که باعث دوران سیستم حول محور فراز (سمت) می‌شود. برای شناسایی این روابط از روش‌های آزمایشگاهی استفاده می‌شود. به هر یک از موتورهای اصلی و دنباله به صورت جداگانه، ولتاژی به شکل تابع پله اعمال گردیده است. سپس پاسخ سرعت هر موتور در حالت ماندگار اندازه‌گیری شده است. نتیجه این اندازه‌گیری در نرم‌افزار MATLAB به صورت تابع سرعت برحسب ولتاژ اعمالی ترسیم گردیده؛ سپس به کمک جعبه‌ابزار Curve Fitting نمودار و تابع چندجمله‌ای متناظر با آن به دست آمده است. این نتایج در شکل ۷ مشاهده می‌شود.

توابع چندجمله‌ای به دست آمده به صورت چندجمله‌ای‌های مرتبه شش برای هر یک از موتورهای اصلی و دنباله به صورت روابط ۱۶ و ۱۷ به دست آمده است.

$$\begin{aligned} \omega_v(u_{vv}) = & 5.965 \times 10^{-6} \times u_{vv}^6 + 8.147 \times 10^{-4} \times u_{vv}^5 \\ & - 3.597 \times 10^{-3} \times u_{vv}^4 - 8.538 \times 10^{-1} \times u_{vv}^3 \\ & + 4.991 \times 10^{-1} \times u_{vv}^2 + 459 \times u_{vv} \end{aligned} \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \omega_h(u_{hh}) = & 1.55 \times 10^{-4} \times u_{hh}^6 + 2.092 \times 10^{-2} \times u_{hh}^5 \\ & - 3.0888 \times 10^{-2} \times u_{hh}^4 - 5.84 \times u_{hh}^3 \\ & + 2.057 \times u_{hh}^2 + 974.7 \times u_{hh} \end{aligned} \quad (17)$$

همچنین رابطه میان نیروی آیرودینامیکی و سرعت چرخش روتور توسط یک چندجمله‌ای برای هر کانال به صورت رابطه ۱۸ بیان می‌شود:

$$\begin{aligned} F_h &= P_{h2}(\omega_h) \\ F_v &= P_{v2}(\omega_v) \end{aligned} \quad (18)$$

برای به دست آوردن این روابط نیز از روش‌های آزمایشگاهی استفاده شده است. ابتدا میله دوسر آزاد را طوری مسدود می‌کنیم تا نتواند چرخشی حول محور فراز داشته باشد سپس با استفاده از یک وزنه، تعادل میله وسط را در وضعیت افقی برقرار کرده و با استفاده از وزنه‌های دقیق رابطه میان نیرو (نیروی متناظر با وزنه‌های دقیق) و سرعت چرخش روتورها را به دست می‌آوریم. نتیجه این آزمایش‌ها را به صورت تابعی برحسب سرعت روتورها در نرم‌افزار MATLAB ترسیم کرده و با استفاده از جعبه‌ابزار Curve Fitting نمودار چندجمله‌ای و تابع متناظر با آن به دست آمده است. این نتایج در شکل ۸ نشان داده شده است.

همچنین مدل غیرخطی آن که دربرگیرنده مشخصات استاتیکی موتور DC با پروانه است با رابطه ۱۴ بیان می‌گردد؛ که در بخش ۴ به نحوه شناسایی و محاسبه آن پرداخته می‌شود.

$$\begin{aligned} \omega_h &= P_{h1}(u_{hh}) \\ \omega_v &= P_{v1}(u_{vv}) \end{aligned} \quad (14)$$

با ترکیب معادلات (۲) تا (۱۳) و یک سری ساده‌سازی‌های انجام‌شده، معادلات فضای حالت سیستم به صورت زیر به دست می‌آید [۱]:

$$\begin{aligned} \dot{H}_h &= F_h l_t \cos(\alpha_v) - f_h \Omega_h \\ \Omega_h &= \frac{H_h + J_{mr} \omega_m \cos(\alpha_v)}{J_h(\alpha_v)} \\ \dot{H}_v &= F_v l_m - f_v \Omega_v + g[(A-B)\cos(\alpha_v) - C\sin(\alpha_v)] \\ &\quad - \Omega_h^2 (A+B+C)\cos(\alpha_v)\sin(\alpha_v) \\ \Omega_v &= \frac{H_v + J_{tr} \omega_t}{J_v} \end{aligned} \quad (15)$$

$$\dot{\alpha}_h = \Omega_v$$

$$\dot{u}_{hh} = \frac{1}{T_{tr}}(U_h - u_{hh})$$

$$\dot{u}_{vv} = \frac{1}{T_{mr}}(U_v - u_{vv})$$

که  $H_v$  و  $H_h$  به ترتیب مجموع گشتاور زاویه در صفحه افقی و عمودی هستند. تمام روابط ذکر شده در بالا (۱-۱۵) از مرجع [۱] استخراج شده است.

دینامیک به دست آمده تا حد مطلوبی رفتار سیستم TRMS را بیان می‌کند و برای استفاده در راهبردهای مختلف کنترل قابل رجوع است. برای شبیه‌سازی سیستم در محیط نرم‌افزار MATLAB\SIMULINK، برخی از پارامترها با توجه به ویژگی‌های فیزیکی سیستم TRMS و برخی دیگر نیز با استفاده از روابط بیان شده در این فصل به صورت جدول ۱ به دست آمده‌اند. همچنین برخی از پارامترهای سیستم نامعلوم می‌باشند که در بخش بعد به شناسایی این پارامترها پرداخته می‌شود.

#### ۴- شناسایی سیستم

در دینامیک به دست آمده برای TRMS، توابع چندجمله‌ای  $\omega_v$ ،  $\omega_h$ ،  $F_v$  و  $F_h$ ، ثابت‌های زمانی  $T_{tr}$  و  $T_{mr}$  و ضرایب اصطکاک  $f_h$  و  $f_v$  نامعلوم می‌باشند و می‌بایست با روش‌های مناسب شناسایی و تعیین گردند.

#### ۴-۱ شناسایی توابع چندجمله‌ای $\omega_v$ ، $\omega_h$ ، $F_v$ و $F_h$

روابط بین نیروهای آیرودینامیکی ( $F_v$ ،  $F_h$ )، سرعت چرخش موتورها ( $\omega_v$ ،  $\omega_h$ )، ولتاژ اعمالی به موتورها ( $u_{vv}$ ،  $u_{hh}$ ) و دستورات کنترلی ولتاژ ( $U_v$ ،  $U_h$ ) در نمودار بلوکی شکل ۶ نمایش داده شده است.

جدول ۱: مقادیر پارامترهای سیستم TRMS

پارامترهای TRMS	توضیح	مقدار	واحد
$\alpha_v$	زاویه پیچ (میزان انحراف میله دوسر آزاد حول محور فراز)	--	rad
$\alpha_h$	زاویه یاب (میزان انحراف میله دوسر آزاد حول محور سمت)	--	rad
$\Omega_v$	سرعت زاویه‌ای میله دوسر آزاد حول محور فراز	--	rad/s
$\Omega_h$	سرعت زاویه‌ای میله دوسر آزاد حول محور سمت	--	rad/s
$\omega_m$	سرعت زاویه‌ای موتور اصلی	--	rpm
$\omega_t$	سرعت زاویه‌ای موتور دنباله	--	rpm
$F_v$	نیروی آیرودینامیکی تولیدی توسط پروانه موتور اصلی	--	N
$F_h$	نیروی آیرودینامیکی تولیدی توسط پروانه موتور دنباله	--	N
$m_m$	جرم میله دوسر آزاد در سمت موتور اصلی	0.05678	kg
$m_t$	جرم میله دوسر آزاد در سمت موتور دنباله	0.05678	kg
$m_{cb}$	جرم وزنه تعادل	0.0323	kg
$m_b$	جرم میله نگهدارنده وزنه تعادل	0.0242	kg
$m_{mr}$	جرم موتور اصلی	0.0873	kg
$m_{ms}$	جرم محافظ پروانه در سمت موتور اصلی	0	kg
$m_{tr}$	جرم موتور دنباله	0.0793	kg
$m_{ts}$	جرم محافظ پروانه در سمت موتور دنباله	0	kg
$l_m$	طول میله دوسر آزاد در سمت موتور اصلی	0.215	m
$l_t$	طول میله دوسر آزاد در سمت موتور دنباله	0.215	m
$l_{cb}$	طول میله نگهدارنده وزنه تعادل	0.018	m
$r_{ms}$	شعاع محافظ پروانه در سمت موتور اصلی	0	m
$r_{ts}$	شعاع محافظ پروانه در سمت موتور دنباله	0	m
$r_m$	فاصله میان موتور اصلی و محور فراز	--	m
$r_t$	فاصله میان موتور دنباله و محور فراز	--	m
$r_c$	فاصله میان وزنه تعادل و میله دوسر آزاد	0.016	m
$T_{mr}$	ثابت زمانی موتور اصلی	0.5023	s
$T_{tr}$	ثابت زمانی موتور دنباله	0.0976	s
$J_{mr}$	لختی دورانی تولیدی توسط پروانه روتور در سمت موتور اصلی	$6.754584 \times 10^{-7}$	kg.m <sup>2</sup>
$J_{tr}$	لختی دورانی تولیدی توسط پروانه روتور در سمت موتور دنباله	$2.2126908 \times 10^{-7}$	kg.m <sup>2</sup>
$k_v$	ضریب اصطکاک در صفحه عمودی	0.0154	--
$k_h$	ضریب اصطکاک در صفحه افقی	0.015	--
$J_h$	لختی دورانی کل در صفحه افقی	--	kg.m <sup>2</sup>
$J_v$	لختی دورانی کل در صفحه عمودی	0.01054186883	kg.m <sup>2</sup>
$J_{v_1}$	لختی دورانی موتور اصلی در صفحه عمودی	$4.354425 \times 10^{-3}$	kg.m <sup>2</sup>
$J_{v_2}$	لختی دورانی میله دوسر آزاد سمت موتور اصلی در صفحه عمودی	$8.7627192 \times 10^{-4}$	kg.m <sup>2</sup>
$J_{v_3}$	لختی دورانی وزنه تعادل در صفحه عمودی	$8.2688 \times 10^{-4}$	kg.m <sup>2</sup>
$J_{v_4}$	لختی دورانی میله نگهدارنده وزنه تعادل در صفحه عمودی	$2.06507 \times 10^{-4}$	kg.m <sup>2</sup>
$J_{v_5}$	لختی دورانی موتور دنباله در صفحه عمودی	$3.6656425 \times 10^{-3}$	kg.m <sup>2</sup>
$J_{v_6}$	لختی دورانی میله دوسر آزاد سمت موتور دنباله در صفحه عمودی	$8.7627192 \times 10^{-4}$	kg.m <sup>2</sup>
$J_{v_7}$	لختی دورانی محافظ پروانه سمت موتور اصلی در صفحه عمودی	0	kg.m <sup>2</sup>
$J_{v_8}$	لختی دورانی محافظ پروانه سمت موتور دنباله در صفحه عمودی	0	kg.m <sup>2</sup>
$g$	شتاب گرانش زمین	9.81	m/s <sup>2</sup>

کامل پوشش دهد نمی توان رسید. از طرفی انتخاب مرتبه بالاتر برای درجه چند جمله ای ها نیاز نبوده است.

۲-۴ شناسایی ثابت زمانی موتورهای اصلی و دنباله  $T_{mr}$

و  $T_{tr}$

با مشخص بودن توابع چندجمله ای سرعت موتورها برحسب ولتاژ ورودی، می توان به روش آزمایشگاهی ثابت زمانی زیرسیستم های موتور اصلی ( $T_{mr}$ ) و موتور DC دنباله ( $T_{tr}$ ) را به دست آورد. در این آزمایش با اعمال ورودی پله یکسان به مدل و دستگاه آزمایشگاهی TRMS و مقایسه پاسخ سرعت موتورها، ثابت زمانی موتورهای DC به دست می آید. محاسبه این ثابتهای زمانی با حل یک مساله بهینه سازی عددی و با در نظر گرفتن انتگرال مربعات خطا به عنوان تابع هدف انجام شده است. نتایج در شکل ۹ مشاهده می گردد.

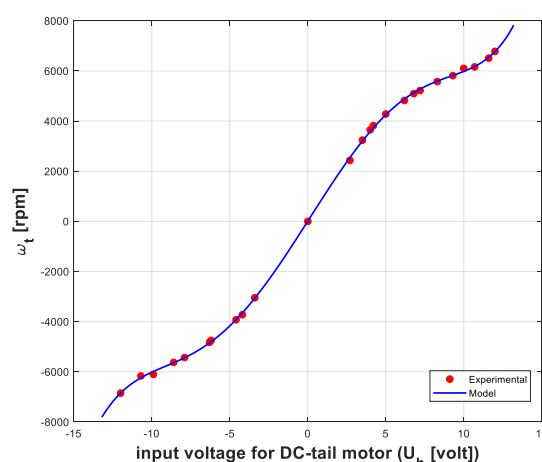
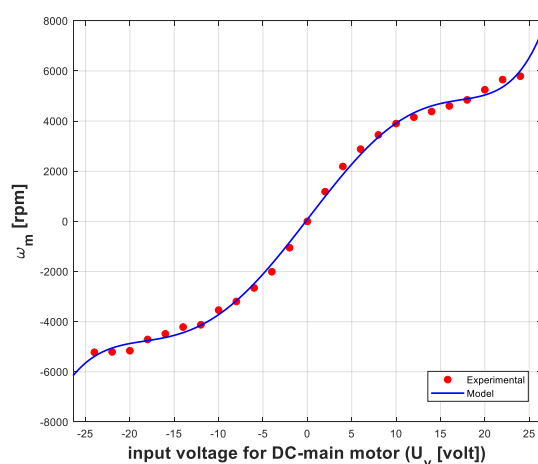
همچنین توابع چندجمله ای (رابطه میان نیرو و سرعت) به صورت معادلات مرتبه شش و هفت برای موتور اصلی و دنباله به صورت زیر به دست آمده است:

$$F_v(\omega_v) = 4.943 \times 10^{-24} \times \omega_v^6 - 2.092 \times 10^{-20} \times \omega_v^5 - 1.827 \times 10^{-16} \times \omega_v^4 + 4.062 \times 10^{-12} \times \omega_v^3 \quad (19)$$

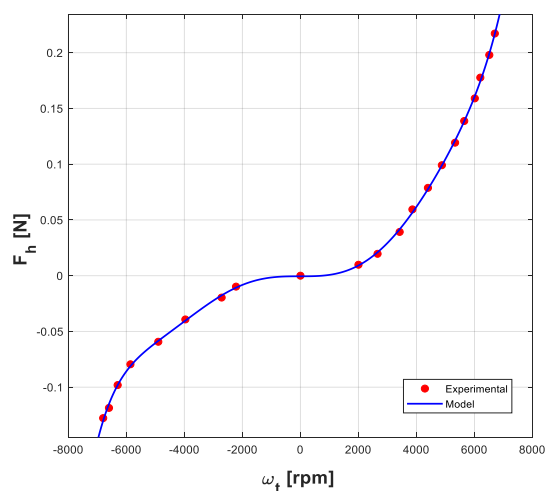
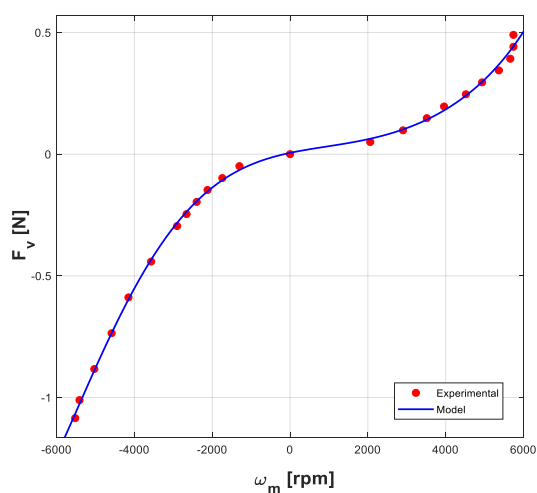
$$-1.017 \times 10^{-8} \times \omega_v^2 + 3.388 \times 10^{-5} \times \omega_v$$

$$F_h(\omega_h) = 3.808 \times 10^{-28} \times \omega_h^7 - 5.7 \times 10^{-25} \times \omega_h^6 - 3.149 \times 10^{-20} \times \omega_h^5 + 4.789 \times 10^{-17} \times \omega_h^4 + 1.21 \times 10^{-12} \times \omega_h^3 + 6.681 \times 10^{-11} \times \omega_h^2 + 8.297 \times 10^{-9} \times \omega_h \quad (20)$$

دلیل استفاده از مرتبه شش یا هفت در تخمین روابط چند جمله ای (۱۷) تا (۲۰)، دقت بالا در درونیابی می باشد. با مرتبه پایین تر به یک رابطه تخمینی دقیق که از همه نقاط ماندگار عبور کند و همه این نقاط را به طور

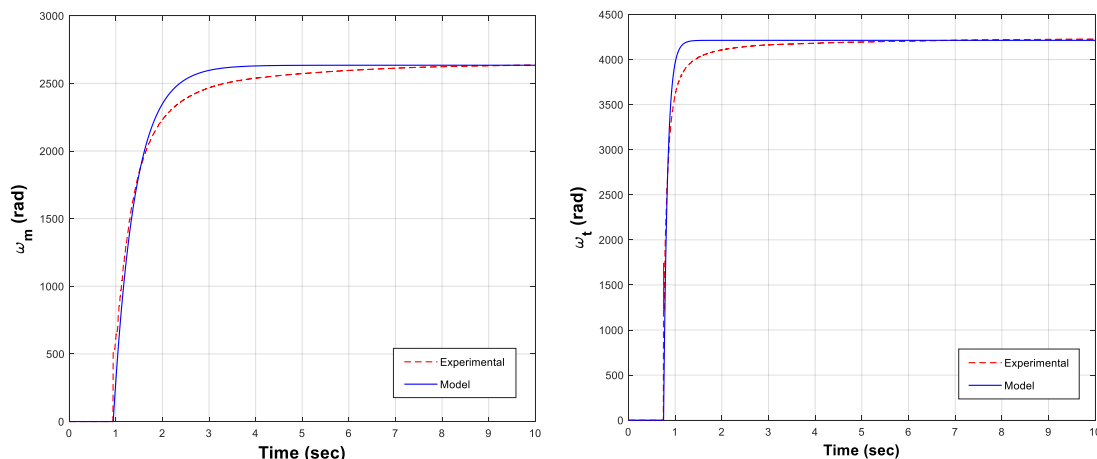


شکل ۷: منحنی سرعت چرخش روتور برحسب ولتاژ اعمالی برای کانال عمودی (سمت راست) و کانال افقی (سمت چپ)



شکل ۸: منحنی نیروی آیرودینامیکی موتورها برحسب سرعت چرخش روتور برای کانال عمودی (سمت چپ) و کانال افقی (سمت راست)

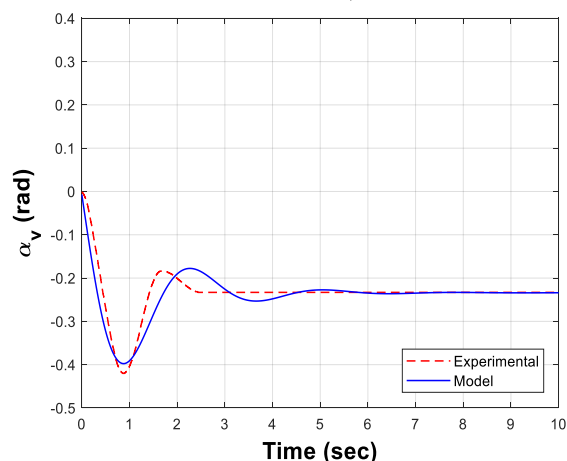




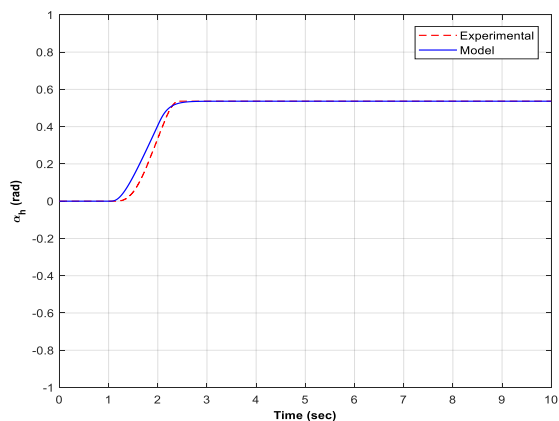
شکل ۹: منحنی سرعت چرخش روتورها برحسب زمان برای موتور دنباله (سمت راست) و موتور اصلی (سمت چپ)

### سناریوی اول:

در این سناریو صرفاً اثر شرایط اولیه بررسی می‌شود. با اعمال شرایط اولیه یکسان به سیستم واقعی و سیستم مدل‌سازی شده و مقایسه پاسخ هر دو سیستم می‌توان عملکرد سیستم مدل‌سازی شده را صحت سنجی نمود. زیرسیستم افقی تحت هر شرایط اولیه قرار گیرد در همان شرط اولیه باقی می‌ماند؛ لذا فقط به زیرسیستم عمودی شرایط اولیه اعمال می‌شود.



شکل ۱۰: پاسخ زیرسیستم عمودی



شکل ۱۱: پاسخ زیرسیستم افقی

### ۳-۴ شناسایی ضرایب اصطکاک $f_v$ و $f_h$

معین سازی ضرایب اصطکاک در دو صفحه عمودی و افقی با استفاده از مقایسه پاسخ سیستم حلقه باز مدل‌سازی شده و سیستم آزمایشگاهی TRMS صورت می‌گیرد. برای تعیین ضریب اصطکاک عمودی در این آزمایش، میله دو سر آزاد قادر است تا در صفحه عمودی حرکت کند و همچنین حرکت آن حول صفحه عمودی محدود شود و سپس میله وسط را در حالت افقی قرار داده و رها می‌کنیم تا آزادانه حرکت کند (این قسمت از سیستم TRMS را می‌توان با شناسایی پارامترهای یک آونگ نیز مورد بحث قرار داد). سپس پاسخ سیستم واقعی را اندازه‌گیری و ذخیره می‌کنیم. با مقایسه پاسخ سیستم واقعی و سیستم مدل‌سازی شده در نرم‌افزار می‌توان ضریب اصطکاک در صفحه عمودی را طوری تنظیم کرد که این دو پاسخ بر هم منطبق باشند. نتایج این آزمایش در شکل ۱۰ به نمایش درآمده است.

همچنین برای تعیین ضریب اصطکاک سطح افقی در این آزمایش میله وسط آزاد است تا فقط در صفحه افقی حرکت کند و همچنین باید میله وسط روی محور افقی مسدود شود. با اعمال ورودی پالس به موتور دنباله در سیستم واقعی و ذخیره پاسخ آن و همچنین اعمال همان ورودی پالس به سیستم مدل‌سازی شده در نرم‌افزار می‌توان با مقایسه پاسخ ضریب اصطکاک در سطح افقی را به دست آورد. درواقع با مقایسه پاسخ سیستم واقعی و سیستم مدل‌سازی شده می‌توان ضریب اصطکاک در سطح افقی را طوری تنظیم کرد که این دو پاسخ بر هم منطبق باشند.

### ۴-۴ صحت سنجی

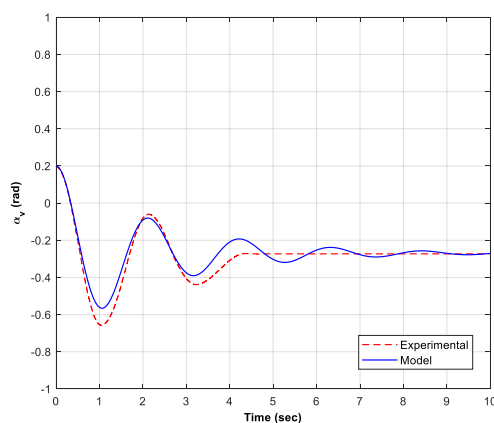
اعتبار سنجی یک مرحله کلیدی در فرآیند شناسایی است و درواقع اعتبار مدل استخراج‌شده را ارزیابی می‌کند. با اعمال شرایط اولیه و ورودی‌های مختلف به سیستم واقعی TRMS و سیستم مدل‌سازی شده آن و مقایسه پاسخ‌ها، می‌توان به عملکرد صحیح سیستم واقعی و اعتبار سیستم مدل‌سازی شده پی برد.

همان طور که در شکل ۱۲ تا شکل ۲۱ مشاهده می شود، پاسخ سیستم مدل سازی شده تا حد قابل قبولی بر پاسخ سیستم واقعی منطبق است و پاسخ دینامیکی سیستم مدل سازی شده از نظر فرکانس نوسانات و مقدار نهایی بر پاسخ سیستم واقعی منطبق است ولی از نظر دامنه نوسانات اختلاف وجود دارد که در ادامه به دلایل آن پرداخته می شود.

همان گونه که تا اینجا مشاهده شده است، اگر چه در این مقاله از روشهای شناسایی خیلی پیشرفته و پیچیده استفاده نشده است؛ اما با این حال در مقایسه با مراجع معتبری که در آنها کار عملی صورت گرفته است [۴-۱۰] نتایج ارایه شده در این مقاله به صورت مطلوبی خواسته ها و اهداف در نظر گرفته شده را برآورده کرده است. یک مساله مهم و شایان ذکر این است که در این سیستم اصطکاک، مقاومت هوا و دینامیکهای مدل نشده ای وجود دارد که در مدل شناسایی شده لحاظ نشده است. البته این مساله در بیشتر مراجع به همین صورت بوده است و این گونه نیست که صرفاً در مقاله حاضر مدل ساده شده ای در نظر گرفته شده باشد.

یکی از مهمترین دینامیکهای مدل نشده با اثرات نادیده گرفته شده اثر کششی کابل (کابل های دیتا و تغذیه) می باشد؛ که هم در بحث شناسایی و هم در بحث کنترل اثر خود را به وضوح نشان می دهد. این مساله به حدی اثرگذار می باشد که در مرجع [۸] با اینکه سیستم به کار گرفته شده در مقاله ساخت شرکت "Feedback Instrument" بوده است با این حال تغییراتی در ساختار و فیزیک سیستم اصلی داده شده است تا اثر کششی کابل کمتر شود.

تا به اینجا یک مدل دینامیکی از سیستم TRMS به دست آمد و برخی از پارامترهای نامعلوم سیستم با روش های مختلف شناسایی شد و سپس سیستم مدل سازی شده تحت آزمایش های گوناگون اعتبار سنجی گردید. در ادامه به طراحی کنترل کننده برای سیستم پرداخته می شود.



شکل ۱۲: مقایسه پاسخ سیستم واقعی و مدل سازی شده تحت شرایط اولیه

نتایج حاصل از اعمال دو شرط اولیه  $\alpha_v(0) = 0.2 \text{ rad}$  و  $\alpha_v(0) = 0.4 \text{ rad}$  در شکل ۱۲ نشان داده شده است.

در ادامه با اعمال ورودی های مختلف به هر دو سیستم واقعی و مدل سازی شده به صورت حلقه باز و مقایسه پاسخ آنها نیز می توان به اعتبار سیستم مدل سازی شده پی برد.

### سناریوی دوم:

در این سناریو با اعمال ورودی های پالس و پله (به ترتیب برای موتور دنباله و موتور اصلی) به صورت جداگانه به هر دو سیستم واقعی و مدل سازی شده به صورت حلقه باز و مقایسه پاسخ ها می توان به اعتبار سیستم مدل سازی شده پی برد. در گام اول دو ورودی پالس غیرمتناوب با دامنه یکسان ۱۲ ولت و عرض پالسهای ۰/۵ ثانیه و ۱ ثانیه به موتور دنباله اعمال می گردد. پاسخ ها در شکل ۱۳ مشاهده می شود. حال به موتور اصلی دو ورودی پله با دامنه های مختلف ۶ ولت و ۸ ولت اعمال می گردد که نتایج در شکل ۱۴ قابل مشاهده است.

### سناریوی سوم:

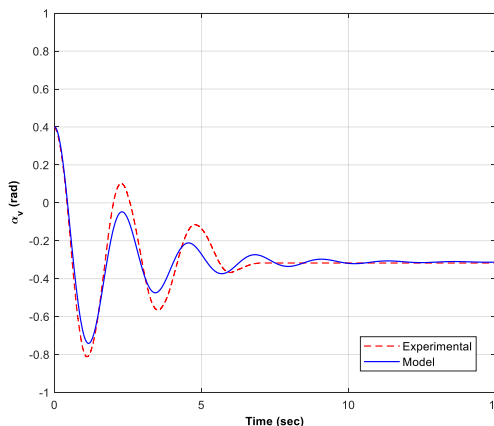
در این سناریو، ورودی های سینوسی با دامنه های متفاوت به هر دو سیستم واقعی و مدل سازی شده به صورت حلقه باز اعمال می گردد و مقایسه پاسخ ها در شکل ۱۵ و شکل ۱۶ قابل مشاهده است.

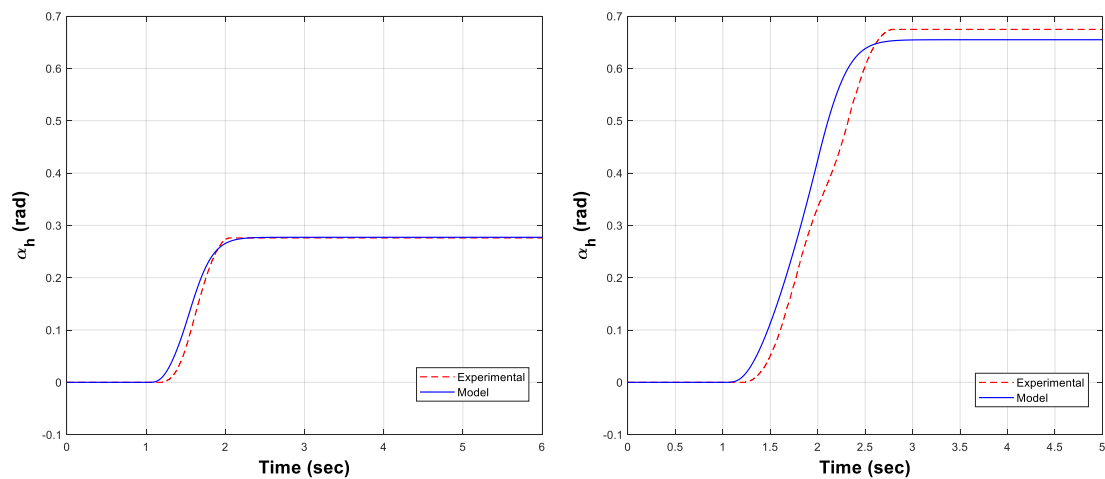
### سناریوی چهارم:

در این مرحله با اعمال ورودی پالس به هر دو موتور به صورت جداگانه و مقایسه پاسخ آنها اعتبار سنجی سیستم مدل سازی شده بررسی می شود.

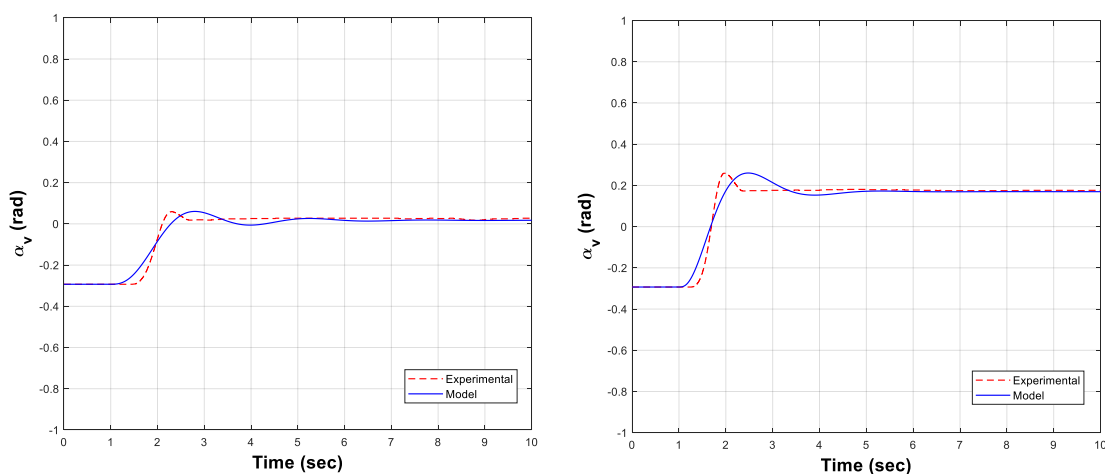
### سناریوی پنجم:

حال با اعمال ورودی های پالس و سینوسی به طور هم زمان به هر دو ورودی در سیستم واقعی و مدل سازی شده و مشاهده پاسخ ها در شکل ۱۹، شکل ۲۰ و شکل ۲۱ می توان به عملکرد صحیح سیستم مدل سازی شده با سیستم واقعی پی برد.

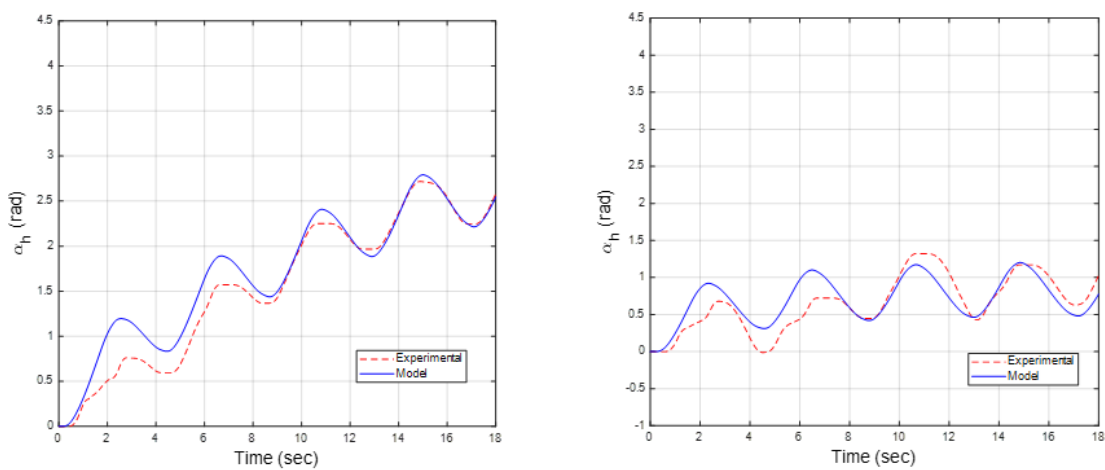




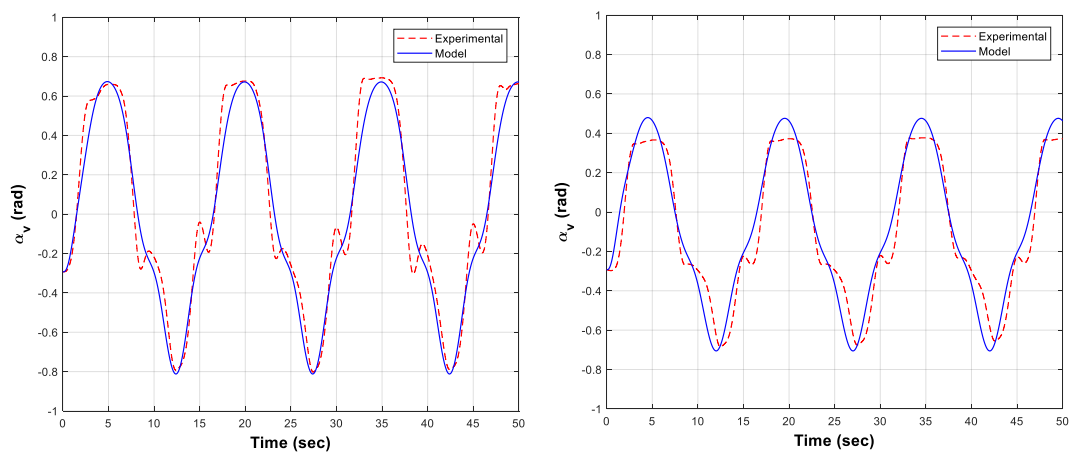
شکل ۱۳: پاسخ سیستم واقعی و مدل سازی شده به ورودیهای پالس مختلف اعمال شده به موتور دنباله



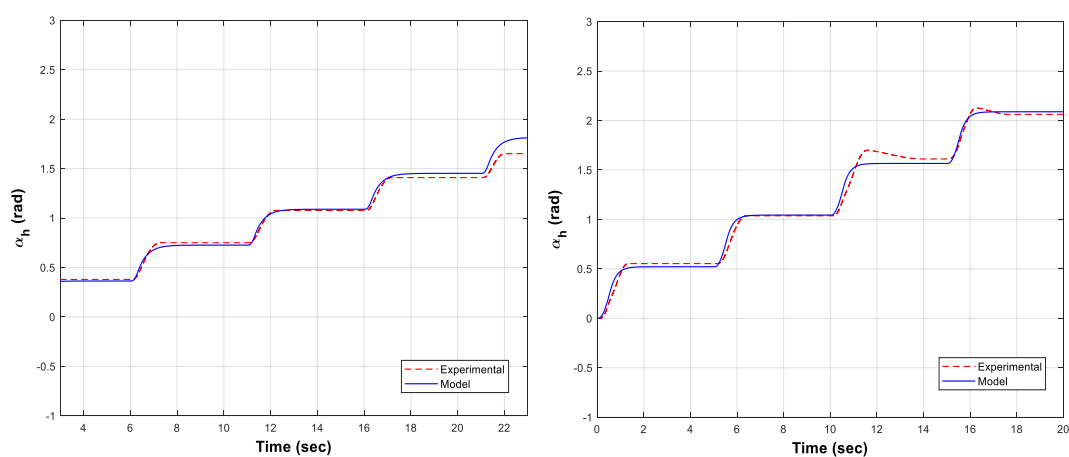
شکل ۱۴: پاسخ سیستم واقعی و مدل سازی شده به ورودیهای پله مختلف اعمال شده به موتور اصلی



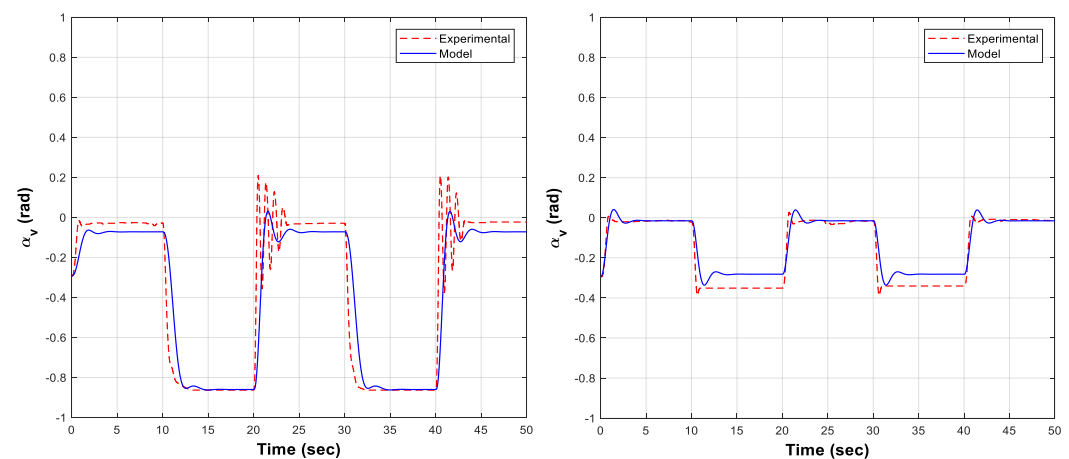
شکل ۱۵: پاسخ سیستم واقعی و مدل سازی شده با اعمال ورودی سینوسی به موتور دنباله



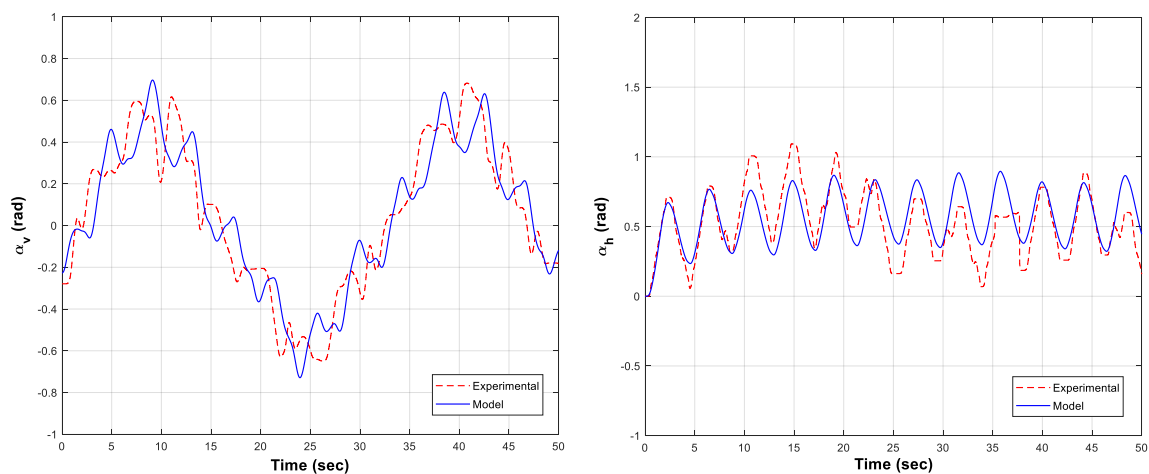
شکل ۱۶: پاسخ سیستم واقعی و مدل‌سازی شده با اعمال ورودی سینوسی با دامنه متفاوت به موتور اصلی



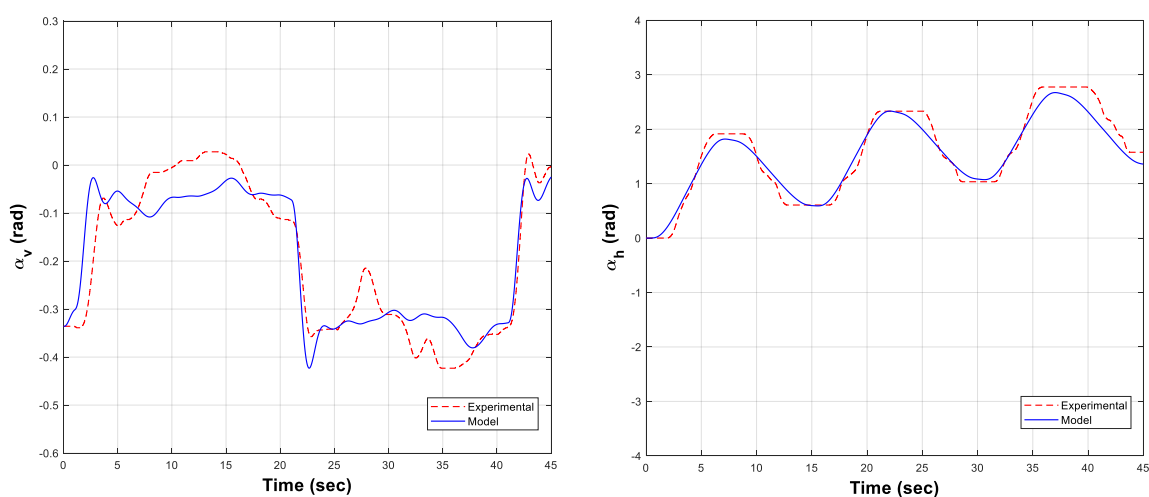
شکل ۱۷: پاسخ سیستم واقعی و مدل‌سازی شده به ورودی پالس اعمال شده به موتور دنباله



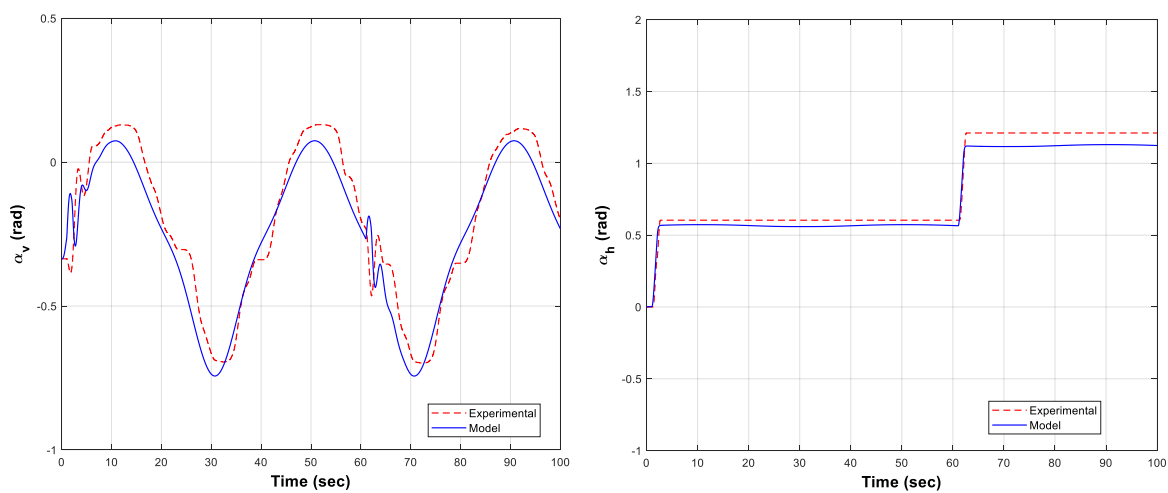
شکل ۱۸: پاسخ سیستم واقعی و مدل‌سازی شده به ورودی پالس اعمال شده به موتور اصلی



شکل ۱۹: پاسخ سیستم واقعی و مدل‌سازی شده با اعمال همزمان ورودی سینوسی به هر دو موتور



شکل ۲۰: پاسخ سیستم واقعی و مدل‌سازی شده با اعمال همزمان ورودی سینوسی به موتور دنباله و ورودی پالس به موتور اصلی



شکل ۲۱: پاسخ سیستم واقعی و مدل‌سازی شده با اعمال همزمان ورودی پالس به موتور دنباله و ورودی سینوسی به موتور اصلی

## ۵- طراحی کنترل کننده

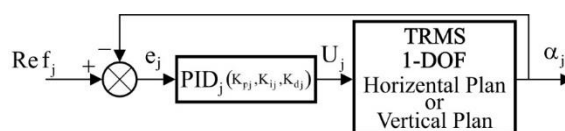
در این بخش ابتدا به طراحی کنترل کننده PID برای سیستم TRMS مدل‌سازی سازی شده پرداخته می‌شود و سپس با اعمال آن به سیستم واقعی، پاسخ هر دو سیستم مدل‌سازی شده و واقعی مقایسه می‌گردد. طراحی کنترل کننده PID اگر چه برای سیستم مدل‌سازی شده انجام می‌گیرد ولی بر اساس روابط دینامیکی TRMS نبوده و صرفاً بر اساس پاسخ واقعی و مطلوب سیستم مدل شده می‌باشد. ابتدا سیستم به دو زیرسیستم عمودی و افقی تقسیم می‌شود و برای هر کدام از زیرسیستم‌ها کنترل کننده PID طراحی می‌گردد و سپس برای کل سیستم TRMS به روش حلقه بستن ترتیبی<sup>۱</sup> [۲۵] کنترل کننده‌ی PID طراحی می‌شود.

### ۵-۱ طراحی کنترل کننده برای زیرسیستم عمودی و افقی

ابتدا میله دوسر آزاد را طوری مسدود می‌کنیم تا فقط بتواند در صفحه عمودی (افقی) حرکت کند. لذا سیستم واقعی به صورت یک درجه آزادی تبدیل می‌شود. در بحث سیستم مدل‌سازی شده نیز اثر تداخل زیرسیستم افقی (عمودی) در زیرسیستم عمودی (افقی) در نظر گرفته نمی‌شود. حال با حلقه بسته کردن زیرسیستم عمودی (افقی) به طراحی کنترل کننده می‌پردازیم. چندین روش برای طراحی کنترل کننده PID برای سیستم‌های تک ورودی-تک خروجی حلقه بسته به منظور دستیابی به ضرایب بهینه وجود دارد. در این مقاله با کمینه کردن تابع هدف انتگرال مربعات خطا ضرایب PID به صورت بهینه تنظیم شده است [۱]. طراحی این روش برای سیستم TRMS با کنترل کننده PID در شکل ۲۲ نشان داده شده است.

$$U_j(t) = K_{pj}[e_j(t) + \frac{1}{T_{ij}} \int_0^t e_j(\tau) d\tau + T_{dj} \frac{de_j(t)}{dt}] \quad (21)$$

$$= K_{pj}e_j(t) + K_{ij} \int_0^t e_j(\tau) d\tau + K_{dj} \frac{de_j(t)}{dt}, \quad j = h, v$$



شکل ۲۲: نمودار بلوکی کنترل کننده زیرسیستم‌ها

معیار یا تابع هدف در طراحی این کنترل کننده در رابطه (۲۲) آمده است.

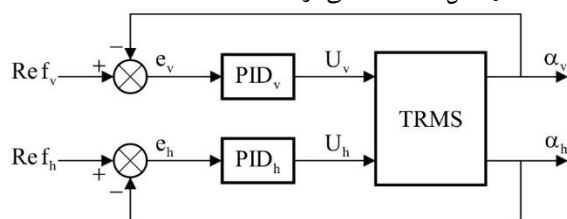
$$Q_v = \int_0^\infty e_{v,h}^2(t) dt \quad (22)$$

که در آن،  $e_v$  و  $e_h$  به ترتیب خطای زیرسیستم عمودی و خطای زیرسیستم افقی هستند. هدف در این طراحی تنظیم ضرایب  $K_{pj}$ ،  $K_{ij}$  و  $K_{dj}$  موجود در سیگنال کنترل کننده در رابطه (۲۱) است به گونه‌ای که  $Q$  در رابطه (۲۲) کمترین مقدار خود را داشته باشد.

### ۵-۳ طراحی کنترل کننده برای سیستم TRMS

روش حلقه بستن ترتیبی یک روش ساده در طراحی سیستم‌های کنترل چندمتغیره است که در آن اثر تداخل به صورت سیگنال‌های اغتشاشی در نظر گرفته می‌شود [۲۵]. برای سیستم دو ورودی-دو خروجی TRMS ابتدا برای حلقه اول (شامل زیرسیستم عمودی که ولتاژ موتور اصلی به عنوان ورودی و زاویه پیچ به عنوان خروجی است) یک کنترل کننده PID طراحی می‌شود. در این طراحی اثر تداخل به عنوان اغتشاش در نظر گرفته می‌شود. در این طراحی همانند روش طراحی کنترل کننده برای سیستم تک ورودی-تک خروجی از روش کمینه کردن تابع هدف انتگرال مربعات خطا استفاده شده است.

پس از طراحی کنترل کننده برای حلقه اول و بستن آن، به سراغ حلقه دوم (شامل زیرسیستم افقی که ولتاژ موتور دنباله به عنوان ورودی و زاویه یاب به عنوان خروجی است) می‌رویم و همانند حلقه اول، کنترل کننده PID برای آن طراحی می‌گردد. نمودار بلوکی کنترل کننده PID برای سیستم TRMS در شکل ۲۳ مشاهده می‌شود.



شکل ۲۳: نمودار بلوکی کنترل کننده سیستم TRMS

لازم به ذکر است که در این طراحی برای محاسبه دقیق‌تر ضرایب کنترل کننده‌های PID، به سراغ حلقه اول رفته و دوباره ضرایب PID را تنظیم می‌کنیم. حال با تکرار این روند در طراحی، به ضرایب PID دقیق‌تر می‌رسیم. پس از به دست آوردن ضرایب کنترل کننده PID می‌توان سیستم حلقه بسته‌ی مدل‌سازی شده را مورد آزمایش قرار داد و سپس اعتبار کنترل کننده PID طراحی شده را با اعمال به سیستم واقعی حلقه بسته اعتبارسنجی کرد.

### ۵-۴ نتایج پیاده‌سازی کنترل کننده روی سیستم TRMS

در این بخش به شبیه‌سازی و پیاده‌سازی کنترل کننده PID برای زیرسیستم افقی و عمودی به صورت جداگانه با معیار انتگرال حداقل مربعات خطا پرداخته می‌شود و به منظور نشان دادن اثربخشی و توانایی کنترل کننده، نتایج این کنترل کننده ابتدا روی مدل شناسایی شده پیاده‌سازی می‌گردد و سپس به سیستم واقعی TRMS اعمال می‌گردد و پاسخ هر دو سیستم مقایسه می‌شود.

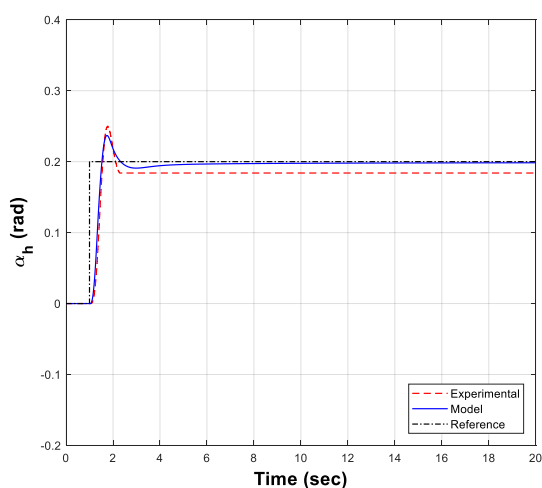
همان‌طور که در شکل‌های ۲۴-۲۶ مشاهده می‌شود پاسخ زیرسیستم افقی به ترتیب به ورودی‌های مرجع پله، پالس و سینوسی دارای خطای ماندگار اندکی (کمتر از ۱۰ درصد) می‌باشد. همان‌طور که قبلاً نیز اشاره

<sup>۱</sup> Sequential Loop Closing (SLC)

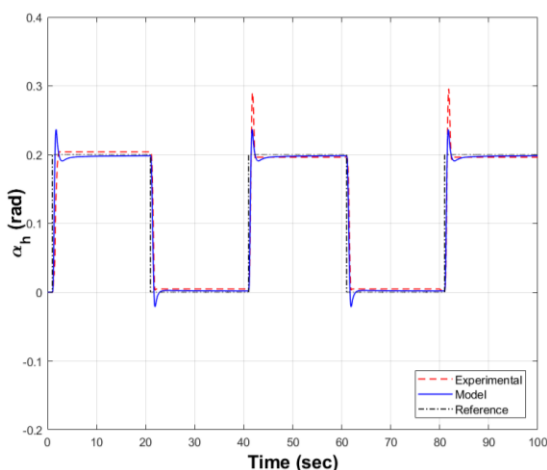
عمیق در هر کدام از این مقوله ها زمان بسیار زیادی را می‌طلبد. در واقع در این مقاله، نویسندگان هدف خود را به بررسی عمیق و متنوع در هر بخش معطوف نکرده‌اند. با توجه به ساخت موفق و آماده بودن این دستگاه، در آینده به صورت جداگانه به مسایل شناسایی و کنترل سیستم به صورت عمیق تر و با روشهای مختلف پرداخته خواهد شد.

### سپاسگذاری

بدین وسیله از حمایت مالی معاونت پژوهش و فناوری دانشگاه شهید چمران اهواز در قالب پژوهانه GN97/3/02/26247 در انجام این تحقیق تشکر و قدردانی می‌گردد.



شکل ۲۴: پاسخ سیستم واقعی و مدل‌سازی شده با کنترل کننده و اعمال ورودی مرجع پله به موتور دنباله



شکل ۲۵: پاسخ سیستم واقعی و مدل‌سازی شده با کنترل کننده و اعمال ورودی مرجع پالس به موتور دنباله

شد، این مساله به علت اثر کششی کابل می‌باشد. توجه شود که این مساله به علت عدم وجود اثر کششی کابل برای موتور اصلی وجود ندارد. شکل‌های ۲۷-۲۹ پاسخ زیرسیستم افقی به ترتیب به ورودیهای پله، پالس و سینوسی می‌باشد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، کنترل کننده در این حالت به علت عدم وجود اثر کابل عملکرد موفق و مطلوبی داشته و خطای حالت ماندگار نیز تقریباً وجود ندارد.

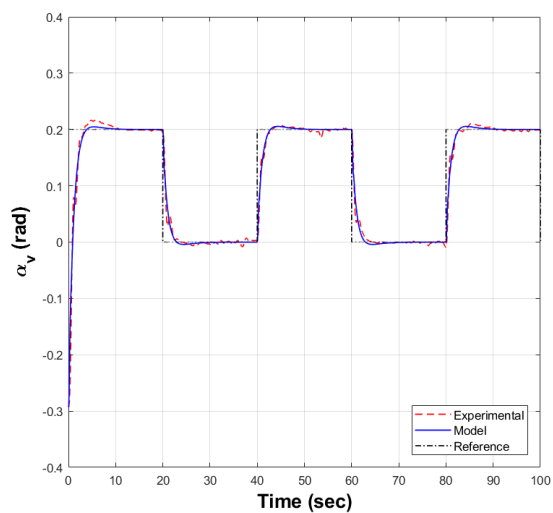
شکل‌های ۳۰-۳۳ پاسخ سیستم کامل به ورودی های مختلف می‌باشد. همانگونه که مشاهده می‌شود با وجود اثر تداخل در این حالت، باز هم کنترل کننده عملکرد نسبتاً مطلوبی داشته است و پاسخهای گذرا و ماندگار تا حد بسیار زیادی مطلوب می‌باشند. اما در حالتی که ورودی مرجع موتور دنباله به صورت پالس می‌باشد (شکل‌های ۳۰ و ۳۳)، به علت اثر کششی کابل و همچنین اثر تداخل عملکرد کنترل کننده کاهش پیدا کرده است. در این حالت بر خلاف موتور اصلی که همواره پاسخ مطلوبی از خود نشان می‌دهد، پاسخ گذرا و ماندگار موتور دنباله دارای مشخصه های عملکردی خوبی نمی‌باشند.

می‌توان نتیجه گرفت با وجود استفاده از یک کنترل کننده کلاسیک خطی برای یک سیستم شدیداً غیرخطی و چند متغیره، سیستم حلقه بسته عملکرد مطلوب و قابل قبولی داشته است. این مطلب را می‌توان با مقایسه با نتایج مراجع مرتبط به وضوح مشاهده کرد.

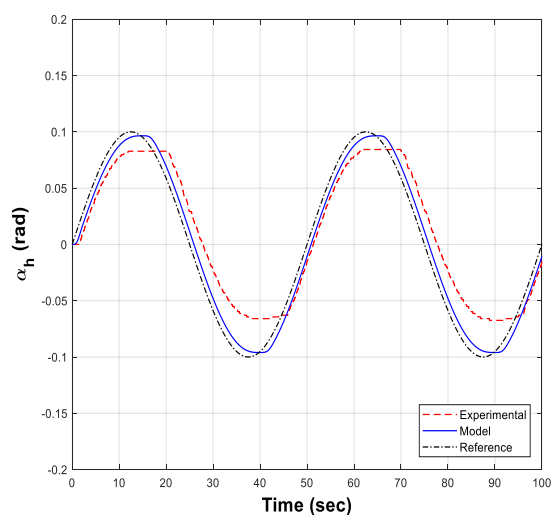
### ۶- نتیجه گیری

در این مقاله، ابتدا گام‌های لازم (نرم‌افزاری و سخت‌افزاری) برای طراحی، ساخت و راه‌اندازی یک هلیکوپتر آزمایشگاهی دو ورودی-دو خروجی مدل TRMS بیان شد سپس با توجه به قوانین حرکت و درجه آزادی، معادلات دینامیکی این سیستم دو درجه آزادی به دست آمد. در ادامه با کمک روش معین سازی و برخی روش‌های کلاسیک شناسایی جهت تعیین پارامترها، این سیستم آزمایشگاهی شناسایی و مدل‌سازی شد. سپس جهت اعتبارسنجی، نتایج عملی حاصل از پیاده‌سازی با نتایج شبیه‌سازی شده در نرم‌افزار Matlab مقایسه گردید که نتایج نشان‌دهنده معتبر بودن مدل استخراج شده می‌باشد. در ادامه با تبدیل سیستم دو ورودی-دو خروجی به دو زیرسیستم تک ورودی-تک خروجی، برای هر کدام از زیرسیستم‌ها به‌طور مجزا، طراحی کنترل کننده PID انجام گرفته است. همچنین یک کنترل کننده PID با روش حلقه بستن ترتیبی برای این سیستم طراحی شد که بتواند سیستم را با وجود اثر تداخل پایدار نگه دارد و همچنین سیستم بتواند یک ورودی مشخص را به‌خوبی دنبال (ردیابی) کند. در آخر نیز کنترل کننده‌های طراحی شده بر هر دو سیستم مدل‌سازی شده و سیستم واقعی پیاده‌سازی گردید و نتایج حاصل از آن نشان‌دهنده عملکرد مؤثر کنترل کننده‌ها می‌باشد.

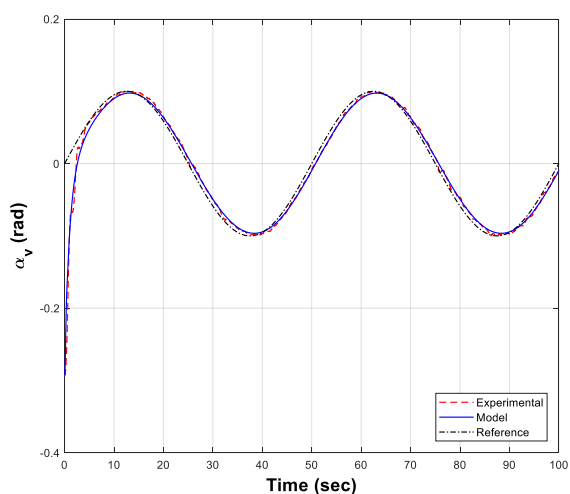
در پایان لازم به یادآوری است که در این مقاله سعی شده است که به همه مقوله‌های ساخت، مدل‌سازی و شناسایی و همچنین کنترل یک سیستم چند متغیره غیرخطی به صورت همزمان پرداخته شود. تحقیق و پژوهش



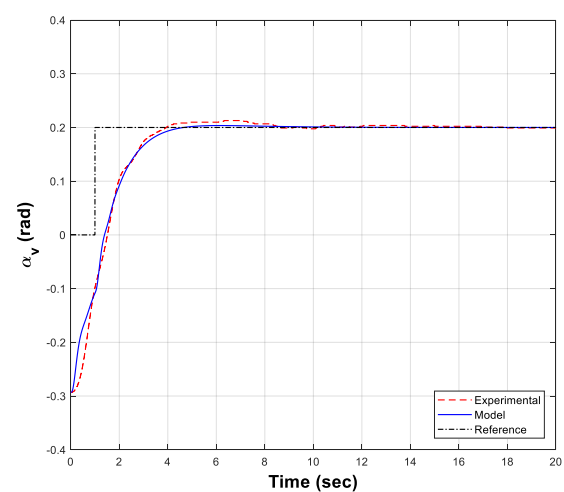
شکل ۲۸: مقایسه پاسخ سیستم واقعی و مدل‌سازی شده با کنترل‌کننده و اعمال ورودی مرجع پالس به موتور اصلی



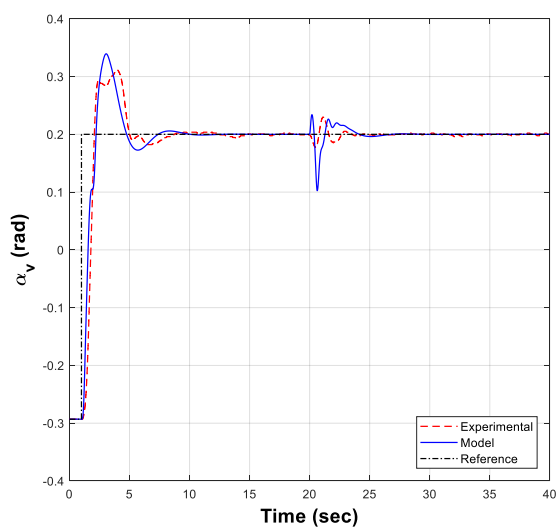
شکل ۲۶: پاسخ سیستم واقعی و مدل‌سازی شده با کنترل‌کننده و اعمال ورودی مرجع سینوسی به موتور دنباله



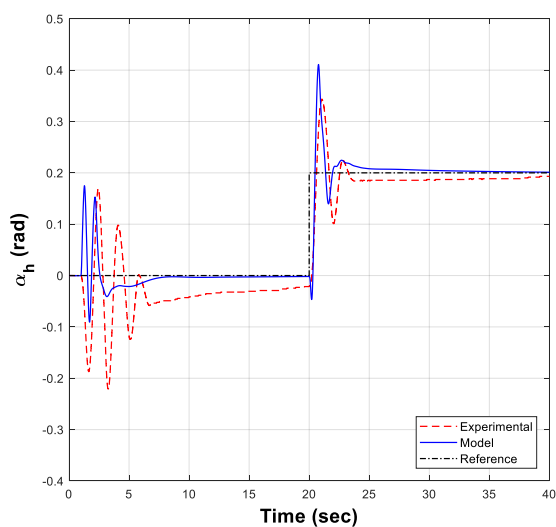
شکل ۲۹: پاسخ سیستم واقعی و مدل‌سازی شده با کنترل‌کننده و اعمال ورودی مرجع سینوسی به موتور اصلی



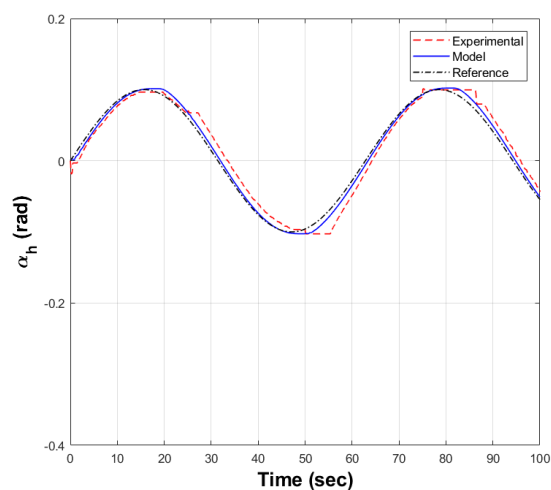
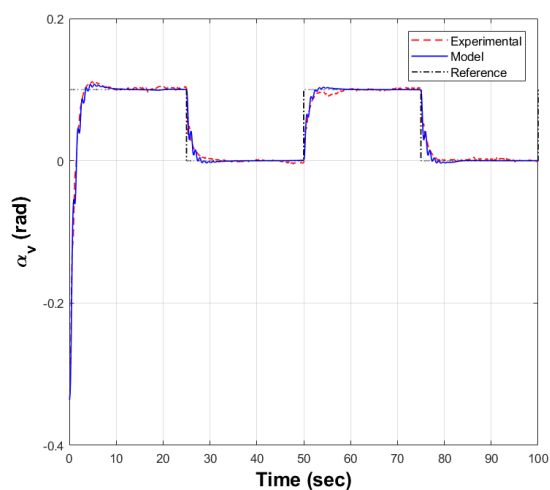
شکل ۲۷: پاسخ سیستم واقعی و مدل‌سازی شده با کنترل‌کننده و اعمال ورودی مرجع پله به موتور اصلی



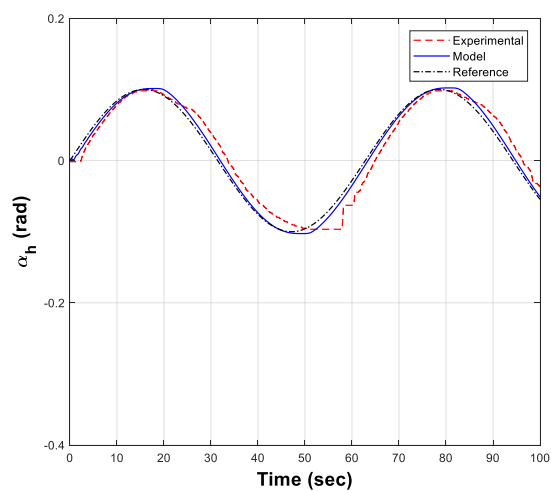
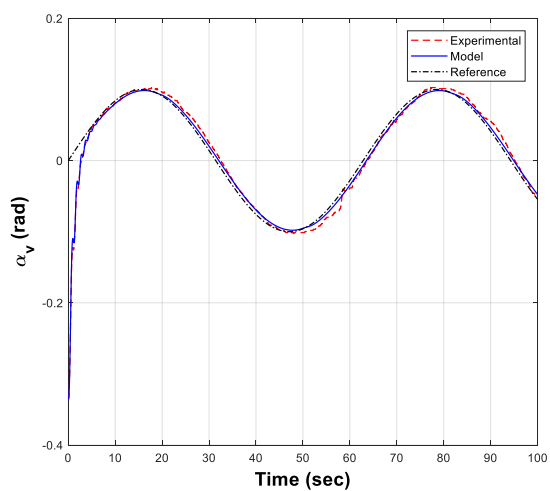
شکل ۳۰: پاسخ سیستم واقعی و مدل‌سازی شده با کنترل‌کننده و اعمال ورودی مرجع سینوسی به هر دو موتور



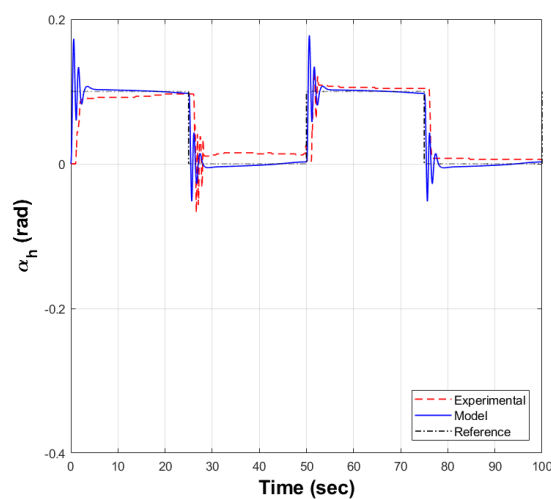
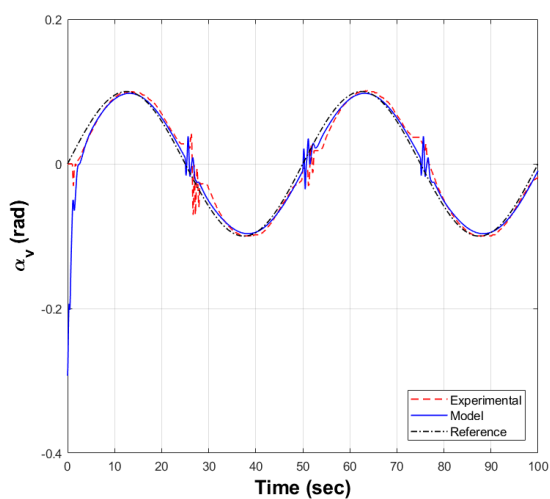




شکل ۳۱: پاسخ سیستم واقعی و مدل سازی شده با کنترل کننده و اعمال ورودی مرجع سینوسی به موتور دنباله و ورودی مرجع پالس به موتور اصلی



شکل ۳۲: پاسخ سیستم واقعی و مدل سازی شده با کنترل کننده و اعمال ورودی مرجع سینوسی به هر دو موتور دنباله و اصلی



شکل ۳۳: پاسخ سیستم واقعی و مدل سازی شده با کنترل کننده و اعمال ورودی مرجع پالس به موتور دنباله و ورودی مرجع سینوسی به موتور اصلی

## مراجع

- [13] E.-S. M. Ahmed and M. A.-E. Mohamed, "PID controller tuning scheme for twin rotor multi-input multi-output system based particle swarm optimization approach," *Journal of Engineering Sciences*, vol. 37, no. 4, pp. 955-967, 2009.
- [14] J.-G. Juang, W.-K. Liu, and R.-W. Lin, "A hybrid intelligent controller for a twin rotor MIMO system and its hardware implementation," *ISA transactions*, vol. 50, no. 4, pp. 609-619, 2011.
- [15] O. W. Abdulwahhab and N. H. Abbas, "A new method to tune a fractional-order PID controller for a twin rotor aerodynamic system," *Arabian Journal for Science and Engineering*, vol. 42, no. 12, pp. 5179-5189, 2017.
- [16] B. B. Alagoz, A. Ates, and C. Yeroglu, "Auto-tuning of PID controller according to fractional-order reference model approximation for DC rotor control," *Mechatronics*, vol. 23, no. 7, pp. 789-797, 2013.
- [17] D. Sain, S. K. Swain, A. Saha, S. K. Mishra, and S. Chakraborty, "Real-Time Performance Analysis of FOI-PD Controller for Twin Rotor MIMO System," *IETE Technical Review*, vol. 36, no. 6, pp. 547-567, 2019.
- [18] C.-W. Tao, J.-S. Taur, Y.-H. Chang, and C.-W. Chang, "A novel fuzzy-sliding and fuzzy-integral-sliding controller for the twin-rotor multi-input-multi-output system," *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, vol. 18, no. 5, pp. 893-905, 2010.
- [19] S. Mondal and C. Mahanta, "Adaptive second-order sliding mode controller for a twin rotor multi-input-multi-output system," *IET Control Theory & Applications*, vol. 6, no. 14, pp. 2157-2167, 2012.
- [20] J. K. Pradhan and A. Ghosh, "Design and implementation of decoupled compensation for a twin rotor multiple-input and multiple-output system," *IET Control Theory & Applications*, vol. 7, no. 2, pp. 282-289, 2013.
- [21] C.-W. Tao, J.-S. Taur, and Y. Chen, "Design of a parallel distributed fuzzy LQR controller for the twin rotor multi-input multi-output system," *Fuzzy Sets and Systems*, vol. 161, no. 15, pp. 2081-2103, 2010.
- [22] A. Rahideh and M. H. Shaheed, "Stable model predictive control for a nonlinear system," *Journal of the Franklin Institute*, vol. 348, no. 8, pp. 1983-2004, 2011.
- [23] ا. اوکینژاد، "طراحی کنترل کننده مدلغزشی ترمینال چندمتغیره هوشمند برای سیستم Twin Roto"، پایان نامه فارسی، سامانه گنج، دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل، ۱۳۹۵.
- [24] ح. فردوسی، "مدل سازی و کنترل سیستم TRMS با استفاده از منطق فازی و ANFIS"، پایان نامه فارسی، سامانه گنج، دانشگاه صنعتی اصفهان، ۱۳۸۹.
- [25] خ. ص. علی، تحلیل و طراحی سیستم های کنترل چند متغیره. تهران: دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۹۴.
- [1] F. Instruments, "Twin Rotor MIMO System 33-007-PCI," ed: Crowborough, 2013.
- [2] R. Rashad, A. El-Badawy, and A. Aboudonia, "Sliding mode disturbance observer-based control of a twin rotor MIMO system," *ISA transactions*, vol. 69, pp. 166-174, 2017.
- [3] A. Bayrak, F. Dogan, E. Tatlicioglu, and B. Ozdemirel, "Design of an experimental twin-rotor multi-input multi-output system," *Computer Applications in Engineering Education*, vol. 23, no. 4, pp. 578-586, 2015.
- [4] A. Rahideh and M. Shaheed, "Mathematical dynamic modelling of a twin-rotor multiple input-multiple output system," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, vol. 221, no. 1, pp. 89-101, 2007.
- [5] P. Chalupa, J. Přikryl, and J. Novák, "Modelling of twin rotor MIMO system," *Procedia Engineering*, vol. 100, pp. 249-258, 2015.
- [6] A. Rahideh and M. H. Shaheed, "Dynamic modelling of a twin rotor MIMO system using grey box approach," in *2008 5th International Symposium on Mechatronics and Its Applications*, 2008: IEEE, pp. 1-6.
- [7] F. Aldebarez, I. M. Darus, and M. Tokhi, "Dynamic modelling of a twin rotor system in hovering position," in *First International Symposium on Control, Communications and Signal Processing*, 2004., 2004: IEEE, pp. 823-826.
- [8] A. Tastemirov, A. Lecchini-Visintini, and R. M. Morales-Viviescas, "Complete dynamic model of the Twin Rotor MIMO System (TRMS) with experimental validation," *Control Engineering Practice*, vol. 66, pp. 89-98, 2017.
- [۹] م. ش. ب. ق. نیا "باز طراحی دیجیتالی سیستم کنترل یک هلیکوپتر آزمایشگاهی"، پایان نامه فارسی، سامانه گنج، دانشگاه آزاد اسلامی واحد سمنان، ۱۳۸۹.
- [۱۰] س. ناطق، "کنترل فازی هلیکوپتر آزمایشگاهی به کمک تئوری لیاپانوف نایکنوا"، پایان نامه فارسی، سامانه گنج، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۹۲.
- [11] P. Wen and T.-W. Lu, "Decoupling control of a twin rotor MIMO system using robust deadbeat control technique," *IET Control Theory & Applications*, vol. 2, no. 11, pp. 999-1007, 2008.
- [12] J.-G. Juang, M.-T. Huang, and W.-K. Liu, "PID control using presearched genetic algorithms for a MIMO system," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part C (Applications and Reviews)*, vol. 38, no. 5, pp. 716-727, 2008.