

مدل سازی دینامیک فلپینگ روتور در بالگردهای بدون سرنشین و بررسی امکان شناسایی سیستم و کنترل آن با استفاده از مدل تقریبی

خالصی، محمدحسین^۱، سالاریه، حسن*^۲، سعادت فومنی، محمود^۳

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

۲- استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

۳- استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

(دریافت مقاله: ۹۶/۰۱/۲۱ تاریخ پذیرش: ۹۷/۰۲/۲۷)

چکیده

مدل سازی مجموعه روتور اهمیت زیادی در مدل سازی بالگردهای بدون سرنشین دارد و کیفیت و کارایی آن، نقش بسیار موثری در توانایی شبیه سازی مطابق رفتار واقعی بالگرد خواهد داشت. برای مدل سازی روتور، روش های مختلفی وجود دارد که از نظر فرضیات ساده کننده و پیچیدگی روابط با یکدیگر متفاوت می باشند. در اغلب مطالعات، مدل سازی کامل بالگرد بدون سرنشین انجام شده و مورد استفاده و ارزیابی قرار می گیرد که این امر منجر به کاهش تمرکز بر روی مدل سازی مجموعه روتور و کیفیت آن می گردد. در این مقاله مدل سازی مجموعه روتور با استفاده از دو روش (مدل تئوری مبتنی بر روش المان پره و مدل تقریبی با دینامیک فلپینگ رسته ۱) به صورت مستقل انجام شده است. با توجه به پیچیدگی دینامیکی مدل تئوری، به کارگیری مدل تقریبی با حفظ مناسب همخوانی با مدل تئوری، موجب کاربردی تر شدن مدل نهایی می گردد. برای همین منظور، با استفاده از روش شناسایی سیستم امکان استفاده از مدل تقریبی به عنوان جایگزین مدل اصلی (به عنوان تقریب بهتری از رفتار واقعی روتور) ارزیابی و نشان داده شده است. در ادامه سیستم کنترلی بر مبنای مدل دینامیکی تقریبی روتور طراحی شده و با اعمال موفقیت آمیز آن به مدل تئوری، می توان نتیجه گرفت که امکان کنترل مدل پیچیده روتور با استفاده از مدل تقریبی و ساده شده آن وجود دارد.

واژه های کلیدی: مدل سازی مجموعه روتور، بالگرد بدون سرنشین، دینامیک فلپینگ، تئوری المان پره، شناسایی سیستم

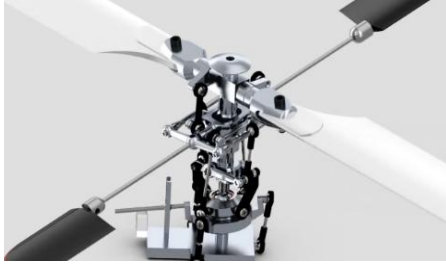
Dynamic Modeling of Rotor Flapping Dynamics of an Unmanned Helicopter and Investigation of Applicability of System Identification and Control using Approximate Model

Mohammad Hossein Khaledi, Hassan Salarieh, Mahmoud Saadat Fomani

Abstract

Mathematical Modeling of the main rotor dynamics is very important in modeling of unmanned helicopters, and its quality and performance will play an effective role in ability of the model to behave the same as a real helicopter. There are different methods for modeling rotor dynamics which are different from each other in simplifying assumptions and relations complexity. In most investigations, the complete unmanned helicopter dynamic modeling is performed, applied and evaluated which decreases the concentration on main rotor modeling and its quality. In this paper, main rotor dynamics have been modeled independently using 2 different methods (theoretical method based on blade element theory and approximate method using 1st order dynamics for flapping). Considering complexities arisen in theoretical modeling method, using similarly behaving approximate model will make the final model more applicable. To do this, using system identification technique, the probability of using approximate model instead of theoretical one (which is a closer model to real rotor dynamics) has been investigated. After that, a robust control system is designed based on approximate model and its successful implementation in controlling the theoretical model, shows that it is possible to control the theoretical model using much simpler approximate one.

Key words: Main Rotor Modeling, Unmanned Rotorcraft, Flapping Dynamics, Blade Element Theory, System Identification



شکل ۱ - طرح شماتیک مجموعه روتور

مقدمه

به دلیل پیشرفت‌های فراوان انجام‌شده در زمینه‌های مختلف تکنولوژی خصوصاً در حوزه تجهیزات مکترونیک، در سال‌های اخیر توجه زیادی به وسایل پرنده بدون سرنشین معطوف شده است. در میان این وسایل، بالگردها به دلیل ویژگی‌های خاص (از جمله پرواز و فرود عمودی، حفظ موقعیت و قدرت مانور بالا) از اهمیت بالایی برخوردارند. به همین دلیل تحقیقات متعددی در زمینه بالگردهای بدون سرنشین آغاز شده و همچنان در حال انجام است. غالباً پژوهش‌های انجام شده در زمینه مدل‌سازی، شناسایی سیستم، طراحی سیستم کنترلی و بررسی عملکرد آن می‌باشند.

با وجود مزیت‌های فراوان بالگردهای بدون سرنشین، پیچیدگی و ناپایداری ذاتی دینامیک و حساسیت بالا نسبت به محیط، مشکلات بسیاری در زمینه به‌کارگیری و طراحی سیستم کنترلی هوشمند برای آن‌ها ایجاد کرده است. بخش اصلی ایفاکننده نقش در رفتار بالگرد، مجموعه روتور اصلی آن می‌باشد و پیچیدگی دینامیک سیستم، ناشی از دینامیک پیچیده و کوپل‌شده این مجموعه و اثرات متقابل آن با دینامیک حرکتی بالگرد است.

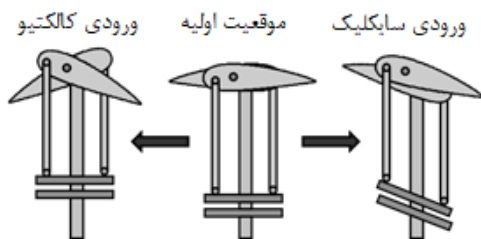
مدل‌سازی روتور بخش اصلی در مدل‌سازی بالگردهای بدون سرنشین به شمار می‌رود و روش‌ها و فرضیات به‌کار رفته در آن، نقش قابل توجهی در کیفیت و کارایی مدل نهایی دارد. مجموعه روتور در بالگردهای بدون سرنشین از بخش‌های سواش پلایت، مکانیزم بل-هیلر، میله پایدارکننده و روتور اصلی تشکیل شده است (شکل ۱). ورودی‌های کنترلی موثر بر این مجموعه شامل ورودی کالکتیو (برای کنترل میزان تراست) و ورودی‌های سایکلک طولی و عرضی برای کنترل مولفه‌های نیروی طولی و جانبی بالگرد می‌شود. از جمله رفتارهای دینامیکی مجزا در این مجموعه نیز می‌توان به دینامیک جریان عبوری، دینامیک فلپینگ میله پایدارکننده و دینامیک فلپینگ روتور اصلی اشاره کرد. با توجه به پیچیدگی ذاتی موجود در رفتار مجموعه روتور، تعدد پارامترهای اثرگذار و نقش قابل توجه اثرات پیرامونی، به‌دست‌آوردن و استفاده از مدل واقعی و کامل مجموعه روتور کاربردی نمی‌باشد. به همین خاطر روش‌هایی با سطوح ساده‌سازی مختلف برای مدل کردن آن به کار گرفته می‌شود.

رفتار و دینامیک حاکم بر مجموعه روتور پیچیده بوده و از بخش‌های مختلفی تشکیل می‌شود. دلیل اصلی این پیچیدگی متقابل، دینامیک حرکتی و آیرودینامیک پرها است. اساس حرکت و پرواز بالگردهای بدون سرنشین، همانند بالگردها و هواپیماها، بر پایه نیروهای آیرودینامیکی وارد شده بر اجسام حاضر در یک میدان جریان سیال است. در روتورها حرکت نسبی هوا نسبت به پره از طریق چرخش روتور ایجاد می‌شود و با این چرخش در هر لحظه با توجه به سرعت نسبی و زاویه حمله جریان، نیروهای برآ و پسا بر روی پره ایجاد می‌گردد. این نیروها از طریق محل اتصال روتور به بدنه، به‌صورت نیروهای اصلی تراست و گشتاور مقاوم به بالگرد منتقل می‌گردند. بخش عمده نیروی تراست صرف مقابله با وزن وسیله می‌شود و با تغییر جهت آن با تغییر توزیع نیروی برآ در حین چرخش، پایداری بالگرد و مولفه‌های لازم برای حرکت بالگرد تامین می‌شود. گشتاور مقاوم روتور اصلی نیز از طریق روتور دم خنثی می‌گردد.

چرخش روتور و ایجاد نیروهای برآ و پسا بر روی پرها، منجر به اعمال نیروی معکوس به جریان هوا و مکش آن از بالا به سمت پایین روتور خواهد شد. میزان این مکش با سرعت متوسط جریان عبوری از روتور معرفی می‌گردد و می‌توان رفتار حاکم بر آن را با توجه به نیروی تراست و سرعت عمودی حرکت مجموعه، تعیین نمود. تغییرات متقابل سرعت جریان عبوری از روتور و میزان تراست آن، دینامیک جریان ورودی نامیده می‌شود و یکی از بخش‌های اصلی در مدل‌سازی و تعیین میزان نیروی تراست روتور است.

میزان نیروی برآ و پسا واردشده برای هر پره در حین چرخش، وابسته به اندازه و جهت جریان نسبی اطراف آن (زاویه حمله پره) است. عوامل مختلفی بر روی جریان نسبی اطراف پره تاثیرگذار است که از مهمترین آن‌ها می‌توان به وجود سرعت خطی مجموعه روتور (تغییر اندازه سرعت نسبی) و

بخش اصلی مکانیزم سواش پلایت شامل دو صفحه مدور موازی است. صفحه پایین نسبت به بدنه دوران ندارد و جهت گیری آن نسبت به صفحه افقی فرضی توسط ورودی‌های کنترلی تنظیم می‌شود. صفحه بالایی به همراه شفت روتور دوران می‌نماید، ولی با توجه به اتصالات در نظر گرفته شده جهت گیری آن همواره موازی با صفحه پایین باقی خواهد ماند. از طرفی با در نظر گرفتن مکانیزم چند میله‌ای، جهت گیری صفحه بالایی سواش پلایت بر روی زاویه گام پرها در حین چرخش اثرگذار است. بنابراین مطابق با شکل ۳ با تغییر دادن ارتفاع صفحات، زاویه گام پرها به صورت یکسان و با تغییر جهت گیری آن زاویه گام به صورت متناوب در طول چرخش پرها تغییر می‌کند.



شکل ۳ - اعمال ورودی‌های کالکتیو و سایکلک توسط سواش پلایت

یکی از عوامل موثر در رفتار فلپینگ روتور، سرعت‌های زاویه‌ای مجموعه است. در حین پرواز بالگرد، بروز هر سرعت زاویه‌ای به دلیل تغییر زوایای حمله پرها در موقعیت‌های مختلف، تغییری در رفتار فلپینگ روتور ایجاد می‌کند. این تغییر موجب عوض شدن نیروها و گشتاورهای تولید شده توسط روتور می‌شود که خود عامل وارد شدن شتاب‌های خطی و زاویه‌ای مجدد به بالگرد است. در واقع این امر نشان‌دهنده وابستگی دینامیکی بالا بین فلپینگ‌های طولی و عرضی و سرعت‌های زاویه‌ای طولی و عرضی است که موجب پیچیده شدن رفتار و دشواری کنترل مجموعه خواهد شد. به دلیل کاهش اثر منفی این وابستگی دینامیکی و افزایش پایداری نسبی، از روش‌های مختلفی استفاده می‌شود. مرسوم‌ترین این روش‌ها اضافه کردن مجموعه میله پایدارکننده به مجموعه روتور است.

در مکانیزم میله پایدارکننده، میله‌ای با دو بالک در دو انتها در زیر (و یا بالای) روتور اصلی به محور اصلی لولا می‌شود. رفتار دینامیکی مربوط به این میله تقریباً مشابه روتور می‌باشد،

همچنین وجود سرعت زاویه‌ای و یا اعمال ورودی‌های کنترلی (تغییر زاویه حمله) اشاره کرد. بنابراین در صورت بروز بارگذاری نامتقارن در طول چرخش، میزان برآ و پسا پره در مکان‌های زاویه‌ای مختلف در حین چرخش متفاوت خواهد بود. این امر موجب جابه‌جایی پرها در جهت عمود بر صفحه چرخش روتور (حرکت فلپینگ پرها) در حین دوران می‌شود و به نوعی صفحه چرخش پرها (TPP^۱) را به سمت عقب و جلو (فلپینگ طولی) و یا راست و چپ (فلپینگ عرضی) متمایل می‌کند (شکل ۲). دینامیک حاکم بر این تغییرات، دینامیک فلپینگ روتور نامیده می‌شود و بخش عمده رفتار روتور، ناشی از آن است. در واقع تفاوت اصلی بین روش‌های مختلف مدل‌سازی روتور، حاصل روش‌های مختلف در نظر گرفته شده برای مدل‌سازی دینامیک فلپینگ آن می‌باشد.



شکل ۲ - جهت گیری صفحه TPP و تعریف زوایای فلپینگ

برای محاسبه نیروها و گشتاورهای حاصل از روتور نیز روش‌های مختلفی وجود دارد. در روش تئوری المان پره، می‌توان با نوشتن مولفه‌های نیرو برای المان‌های دیفرانسیلی و انتگرال گیری در طول پره و متوسط گیری در حین چرخش، روابط محاسبه نیروها و گشتاورهای روتور را به دست آورد. در روش تقریبی، نیروی حاصل از روتور را به صورت عمود بر صفحه چرخش پرها و گشتاورها را متناسب با جهت گیری این صفحه در نظر می‌گیرند.

برای کنترل رفتار روتور، سه ورودی کنترلی وجود دارد که با تنظیم زاویه حمله پرها در حین چرخش، امکان تغییر نیروها و گشتاورهای حاصل از روتور را ایجاد می‌کند. اعمال این تغییر زوایای حمله از طریق تغییر زاویه گام پرها با کمک مکانیزمی با نام سواش پلایت انجام می‌شود. این مکانیزم امکان اعمال همزمان زاویه گام یکسان برای تمام پرها (زاویه گام کالکتیو) و زاویه گام متناوب بر حسب موقعیت زاویه‌ای هر پره (زاویه گام سایکلک) را داراست.

ادامه این بخش، مدل سازی مجموعه روتور با استفاده از دو روش تئوری و تقریبی مطرح خواهد شد.

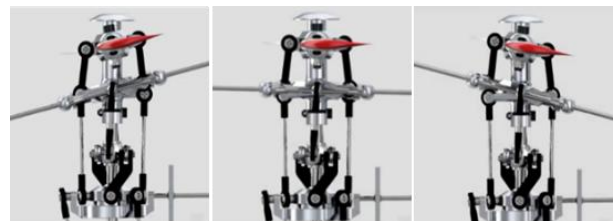
روش اصلی برای مدل سازی روتور، استفاده از روابط تئوری مبتنی بر روش المان پره است که به جهت اختصار، در ادامه با عنوان مدل سازی توری از آن یاد می شود. در مدل سازی تئوری با در نظر گرفتن المان های دیفرانسیلی، به دست آوردن روابط حاکم بر آن و در نهایت انتگرال گیری در طول پره، مدل دینامیکی رفتار روتور تعیین می گردد. مدل حاصل از این روش بسیار پیچیده بوده و پارامترهای متعددی در آن تاثیرگذار می باشند. البته خود این روش هم سطوح مختلفی دارد [۱] و برای کاربردهای معمول، اغلب مدل سازی در ساده ترین سطح کفایت می کند. با این وجود، حتی ساده ترین مدل حاصل از تئوری المان پره نیز برای پیاده سازی در مراحل اولیه تحقیقات بیش از اندازه پیچیده و غیر کاربردی است و به همین خاطر معمولاً مدل های تقریبی به مراتب ساده تر به کار گرفته می شود. در این مدل های تقریبی، دینامیک فلپینگ روتور به صورت یک سیستم دینامیکی رسته یک در نظر گرفته می شود.

روش تحلیلی مدل سازی روتور، در مراجع متعدد مطرح شده و مورد بررسی قرار گرفته است که از آن جمله می توان به مراجع کلاسیک تئوری بالگرد [۲ و ۱] و مراجع مربوط به مدل سازی بالگرد [۳ و ۴] اشاره کرد. با توجه به افزایش کاربرد بالگردهای بدون سرنشین در سال های اخیر، روش تقریبی به دلیل سهولت و کاربردی تر بودن مورد توجه و استفاده بیشتری قرار گرفته است [۸-۵]. که در آن ها برای نخستین بار امکان استفاده از مدل تقریبی رسته ۱ مطرح شده است، ولی مقایسه موردی و خاص عملکرد آن در مرجع دیگری گزارش نشده است [۵].

در اغلب مطالعات بررسی رفتار حرکتی بالگرد مدنظر بوده و در هیچ یک از پژوهش های اخیر، تفاوت عملکرد مدل سازی مجموعه روتور با استفاده از روش های تئوری و تقریبی به صورت جداگانه مورد بررسی قرار نگرفته است [۹-۱۷]. ضمن اینکه انجام این پژوهش، زمینه ای الزامی در روند طراحی و به کارگیری بستر تست برای بررسی دقیق تر دینامیک فلپینگ روتور به شمار می رود.

با توجه به موارد ذکر شده، هدف از انجام این پژوهش مدل سازی مجموعه روتور با دو روش تئوری و تقریبی، بررسی عملکرد و امکان یکسان سازی مدل ها با استفاده از روش

با این تفاوت که به خاطر ساختار به کار رفته، اثرات ناشی از نیروهای اینرسی و ژيروسکوپی بیشتر از نیروهای آیرو دینامیکی است. این عوامل موجب می شود که وابستگی موجود بین زوایای فلپینگ آن کاهش یافته و کنترل بیشتری روی رفتار دینامیکی و فلپینگ آن ایجاد شود و پاسخ آن مطابق با عکس العمل های مطلوب در مقابل تغییرات سرعت های زاویه ای تنظیم گردد. با کمک مکانیزم چندمیله ای طراحی شده (مکانیزم بل-هیلر)، زاویه گام سایکلک اعمال شده به پره های روتور اصلی به صورت ترکیبی از زاویه سواش پلیت و زاویه فلپینگ میله پایدارکننده تنظیم می شود (شکل ۴).



شکل ۴ - مکانیزم اعمال زاویه میله پایدارکننده به گام روتور اصلی

رفتار دینامیک فلپینگ میله پایدارکننده با توجه به غلبه اثر نیروهای اینرسی و ژيروسکوپی بر نیروهای آیرو دینامیکی، عملاً معادل یک سیستم رسته ۱ است. وجود میله پایدارکننده در نهایت موجب کاهش دامنه نوسانات طولی و عرضی و افزایش پایداری سیستم در مقابل تغییرات سرعت می گردد. علاوه بر اثر پایدارسازی ذاتی سیستم، می توان عملکرد میله پایدارکننده را به عنوان ایجادکننده یک تاخیر زمانی و باعث اعمال تدریجی تغییرات زاویه گام سایکلک به روتور اصلی تعبیر کرد. پارامترهای فراوانی در تاثیر دینامیکی میله پایدارکننده بر مجموعه روتور دخیل هستند که از مهم ترین آن ها می توان به طول و شعاع قرارگیری بالک ها و مکانیزم و اهرم بندی اعمال زوایای گام به روتور اصلی اشاره کرد.

البته با توجه به افزایش قابلیت های سنسورها و پردازنده های به کار رفته در بالگردهای بدون سرنشین، در مدل های جدیدتر بخش میله پایدارکننده حذف شده و اثرات دینامیکی مطلوب آن به صورت نرم افزاری (از طریق اطلاعات سنسورهای سرعت زاویه ای) در سیستم ایجاد می شود. یکی از مزایای اصلی این جایگزینی، امکان تغییر آنی پارامترها و تنظیم رفتار دینامیکی با توجه به شرایط و مانورهای مدنظر است. در

المان پره به این سیستم‌ها منتشر گردیده است [۴]. در مدل‌سازی مجموعه روتور در بالگردهای بدون سرنشین معمولاً از ترکیب دو روش تئوری مومنتوم (برای دینامیک جریان عبوری) و تئوری المان پره (برای معادلات فلپینگ) استفاده می‌شود.

شناسایی سیستم و در ادامه طراحی سیستم کنترلی برای مدل تقریبی روتور و استفاده از آن برای کنترل مدل تئوری (به‌عنوان مدل نزدیک‌تر به رفتار دینامیکی واقعی مجموعه روتور) است. علاوه بر آن می‌توان با تکمیل مدل‌سازی بالگرد و استفاده از این مدل‌ها، امکان کنترل بالگرد بدون سرنشین با مدل روتور تئوری به کمک کنترلر مبتنی بر مدل تقریبی روتور را به‌عنوان مرحله قبل از پیاده‌سازی عملی کنترلرها برای تست‌های آزمایشگاهی، بررسی نمود.

مدل‌سازی مجموعه روتور

با در نظر گرفتن توضیحات بیان‌شده، در این بخش مدل‌سازی مجموعه روتور به دو روش تئوری و تقریبی به‌صورت خلاصه مطرح شده است. برای اطلاع از جزئیات بیشتر در مورد نحوه و روند مدل‌سازی، مراجعه به مراجع معرفی‌شده توصیه می‌شود. پارامترها و متغیرهای اصلی به‌کار رفته در روند مدل‌سازی در جدول ۱ ارائه شده است. ضمن اینکه برای پیاده‌سازی مدل‌ها از پارامترهای مربوط به روتور بالگرد TRex600E استفاده شده است. قطر این روتور ۱۳۵۰ mm و سرعت چرخش نامی آن در حدود ۱۴۵۰ RPM می‌باشد. این پارامترها در جدول ۲ نمایش داده شده‌اند.

جدول ۱ - پارامترهای اصلی در مدل‌سازی روتور

توضیحات	واحد	متغیر
سرعت‌های خطی مجموعه روتور	m/s	$[u \ v \ w]^T$
سرعت‌های زاویه‌ای مجموعه روتور	rad/s	$[p \ q \ r]^T$
زوایای فلپینگ روتور اصلی	rad	$\beta_0, \beta_{1c}, \beta_{1s} - a_s, b_s$
زوایای فلپینگ میله پایدارکننده	rad	$\bar{\beta}_{1c}, \bar{\beta}_{1s} - c_s, d_s$
ورودی کالکتیو (بین (۱-))	-	δ_{col}
ورودی‌های سایکلک (بین (۱-))	-	$\delta_{lon}, \delta_{lat}$

جدول ۲ - پارامترهای مربوط به روتور TRex600E

توضیحات	واحد	مقدار	پارامتر
شتاب گرانش	N. kg ⁻¹	۹/۷۸	g
چگالی هوا	kg/m ³	۱/۲۹	ρ
تعداد پره‌های روتور اصلی	-	۲	b_{mr}
سرعت چرخش روتور اصلی	rad / s	۱۷۲/۷	Ω_{mr}
شعاع روتور اصلی	m	۰/۶۵	R_{mr}
شعاع خارجی میله پایدارکننده	m	۰/۳۰	$R_{sb,out}$
شعاع داخلی میله پایدارکننده	m	۰/۲۱	$R_{sb,in}$
عرض پره روتور اصلی	m	۰/۰۵۵	c_{mr}
عرض پره میله پایدارکننده	m	۰/۰۵	c_{sb}
فاصله مفصل روتور اصلی تا هاب	m	۰/۰۷	e_{mr}
ارتفاع روتور اصلی نسبت به مرکز جرم	m	۰/۱۱	H_{mr}
فاصله طولی روتور دم نسبت به مرکز جرم	m	۰/۸۳۵	D_{tr}
ممان اینرسی روتور اصلی نسبت به هاب	kg. m ²	۰/۰۵۰	$I_{\beta,mr}$
ممان اینرسی میله پایدارکننده نسبت به هاب	kg. m ²	۰/۰۰۳۵	$I_{\beta,sb}$
ضریب اهرم‌بندی بین θ_{1c} و ورودی δ_{lon}	rad	۰/۲	A_{lon}
ضریب اهرم‌بندی بین θ_{1s} و ورودی δ_{lat}	rad	۰/۲	B_{lat}
ضریب اهرم‌بندی بین C_s و ورودی δ_{lon}	rad	۰/۵	C_{lon}
ضریب اهرم‌بندی بین d_s و ورودی δ_{lat}	rad	۰/۵	D_{lat}
نسبت θ_{1c} (یا θ_{1s}) به c_s (یا d_s)	-	۱	K_{sb}
نسبت θ_{col} به δ_{col}	rad	۰/۱	K_{col}
مقدار ثابت رابطه خطی θ_{col}	rad	۰/۰۶	$\theta_{col,0}$
ضریب پسای پره روتور اصلی	-	۰/۰۰۸	C_{D0}
ضریب برای پره روتور اصلی	rad ⁻¹	۵/۷	$C_{l\alpha,mr}$
ضریب برای پره میله پایدارکننده	rad ⁻¹	۵/۷	$C_{l\alpha,sb}$
ضریب فنریت روتور اصلی	N.m	۸۰	K_{β}
زاویه واماندگی جریان	deg	۱۲	α_{st}
ضریب کوپلینگ فلپینگ روتور اصلی	s ⁻¹	۱۰	A_{b_s}
ضریب کوپلینگ فلپینگ روتور اصلی	s ⁻¹	-۱۰	B_{a_s}

در تئوری المان پره، مدل‌سازی به دو بخش مدل‌سازی دینامیکی و مدل‌سازی آیرودینامیکی تقسیم می‌شود. در مدل‌سازی دینامیک، مقدار گشتاور خارجی معلوم در نظر گرفته شده و مقدار آن بر حسب چگونگی دینامیک حرکتی روتور

مدل تئوری روتور مبتنی بر مدل‌سازی با روش المان پره

برای مدل‌سازی مجموعه روتور در بالگردهای واقعی غالباً از دو روش تئوری المان پره و تئوری مومنتوم استفاده می‌شود. به‌همین خاطر می‌توان مراجع کلاسیک متعددی یافت که به موضوع مدل‌سازی روتور با روش تئوری المان پره پرداخته باشند [۱-۳]. با توجه به افزایش کاربرد بالگردهای بدون سرنشین و توجه بیشتر به این وسایل پرنده، در سال‌های اخیر مراجع مختلفی برای تعمیم و ساده‌سازی معادلات تئوری

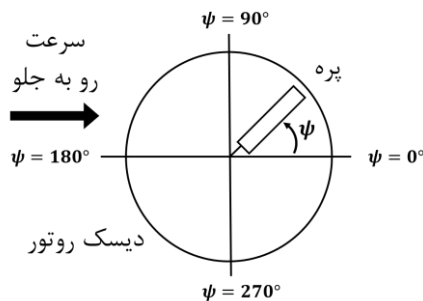
که در آن T اندازه نیروی تراست و μ سرعت نسبی پیشروی می‌باشند. با توجه به ضمنی بودن رابطه، برای به دست آوردن مقدار λ باید از روش‌های تکراری نظیر روش نیوتن - رافسون^۳ استفاده کرد. این رابطه برای شرایط هاور، پرواز مستقیم، پرواز به سمت بالا و پرواز رو به پایین با سرعت زیاد مناسب است و در محدوده موسوم به ناحیه جریان گردابه‌ای (سرعت جریان ورودی نزدیک صفر) قابل استفاده نیست [۴].

برای کنترل مجموعه روتور از سه ورودی کالکتیو (δ_{col})، سایکلک طولی (δ_{lon}) و سایکلک عرضی (δ_{lat}) استفاده می‌شود. به دلیل وجود مکانیزم سواش پلیت، می‌توان رابطه بین ورودی‌های کنترلی و زوایای گام اولیه اعمال شده به روتور اصلی و میله پایدارکننده را به صورت رابطه (۲) در نظر گرفت:

$$\theta = \theta_0 + \theta_{1s}^s \cos \psi + \theta_{1c}^s \sin \psi \quad (2)$$

$$= \delta_{col} + \delta_{lat} \cos \psi + \delta_{lon} \sin \psi$$

که در آن θ_0 متناسب با جابه‌جایی عمودی و θ_{1s}^s و θ_{1c}^s نشان‌دهنده ترم‌های متناسب با تغییر جهت گیری صفحات سواش پلیت نسبت به محورهای طولی و عرضی می‌باشند. بالانویس s نشان‌دهنده اثر مستقیم ورودی بدون در نظر گرفتن اثرات مکانیزم اهرم‌بندی بل-هیلمر است. در این رابطه ψ موقعیت زاویه‌ای هر پره در طول چرخش است و مطابق با شکل ۵ تعریف می‌شود. مقدار این زاویه در زمانی که پره به سمت عقب بالگرد می‌باشد، برابر صفر است و در جهت چرخش آن افزایش می‌یابد.



شکل ۵ - تعریف موقعیت زاویه‌ای پره

در صورت در نظر گرفتن زوایای فلپینگ طولی و عرضی میله پایدارکننده با $\bar{\beta}_{1c}$ و $\bar{\beta}_{1s}$ می‌توان معادلات حاکم بر دینامیک میله پایدارکننده را به صورت یک سیستم رسته ۱ مطابق رابطه (۳) در نظر گرفت [۴]:

تعیین می‌گردد. سپس در مدل‌سازی آیرودینامیک، با فرض معلوم بودن حرکت روتور، مقادیر نیروها محاسبه می‌شوند و گشتاور فلپینگ به دست خواهد آمد. در نهایت با برابر قرار دادن این مقادیر گشتاور، مدل دینامیکی فلپینگ روتور تعیین خواهد شد. در این روش مدل‌سازی فرضیات ساده‌کننده زیر در نظر گرفته می‌شود:

- صلب بودن پرها
 - صرف نظر از اثرات ناشی از ناحیه جریان معکوس، واماندگی پرها و تراکم‌پذیری جریان
 - کوچک بودن زوایای فلپینگ و زوایای حمله پرها
 - یکنواخت بودن جریان ورودی به دیسک روتور
 - صرف نظر از افت ناشی از جریان پیچشی در نوک پرها
 - در نظر گرفتن تقریب هارمونی اول برای مدل‌سازی رفتار فلپینگ
 - در نظر گرفتن رفتار دینامیکی فلپینگ به صورت شبه پایدار
- مدل دینامیکی روتور به دست آمده با استفاده از فرضیات بالا، برای شرایط پرواز ساکن تا سرعت نسبی پیشروی^۴ (نسبت سرعت افقی مرکز روتور به سرعت نوک پرها) تا حدود ۰/۳ مناسب و معتبر است [۴]. با افزایش سرعت خطی بالگرد، امکان به کارگیری برخی فرضیات به کار رفته در مدل روتور نظیر صرف نظر از ناحیه جریان برگشتی، یکنواخت بودن جریان القایی و یا کوچک در نظر گرفتن برخی از زوایا وجود ندارد. البته با توجه به سرعت بالای نوک پره، این شرایط تقریباً تمامی منطقه عملکردی معمول بالگرد بدون سرنشین را پوشش می‌دهد.

در روش مدل‌سازی با تئوری المان پره، سرعت‌های خطی و زاویه‌ای محل هاب روتور (به دلیل تاثیر بر اندازه و جهت جریان نسبی پره) از اهمیت بالایی برخوردار هستند. به همین منظور دستگاه مختصات هاب با مبداء مرکز روتور و هم‌راستا با محورهای استاندارد بالگرد تعریف می‌گردد.

برای تعیین دینامیک جریان ورودی، از معادلات مربوط به تئوری مومنوم استفاده می‌شود. برای مدل‌سازی سرعت جریان ورودی، پارامتر بدون بعد λ به صورت نسبت سرعت جریان ورودی به سرعت نوک پره روتور تعریف می‌شود. با توجه به مطالب مطرح شده در مرجع [۴] می‌توان از رابطه ضمنی با تابعی مشابه رابطه (۱) استفاده کرد:

$$\lambda = f(w_H, T, \mu, \lambda) \quad (1)$$

در این دستگاه راستای محور X در مقابل سرعت باد نسبی در محل روتور در نظر گرفته می‌شود. زاویه بین دستگاه باد نسبی و دستگاه هاب روتور، به وسیله رابطه (۶) محاسبه می‌شود:

$$\beta_{MR} = \sin^{-1} \left(\frac{v}{\sqrt{u^2 + v^2}} \right) \quad (6)$$

برای به دست آوردن و حل معادلات فلپینگ باید سرعت‌های خطی و زاویه‌ای، ورودی‌های کنترلی و زوایای فلپینگ در هر مرحله از حل به دستگاه باد نسبی انتقال داده شوند و پس از حل دینامیکی و به دست آوردن مشتقات زوایای فلپینگ در دستگاه باد، مجدداً به دستگاه اصلی هاب روتور انتقال یابند. به دست آوردن معادلات دینامیک فلپینگ در دستگاه باد نسبی در بسیاری از مراجع مورد بررسی قرار گرفته‌است. بعد از در نظر گرفتن المان روی پره، نوشتن معادلات دینامیکی و آیرودینامیکی و انتگرال‌گیری در طول پره‌ها می‌توان نشان داد دینامیک فلپینگ روتور اصلی در دستگاه باد به شکل یک سیستم رسته ۲ مطابق با رابطه (۷) قابل بیان است [۴]:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\beta}_0 \\ \ddot{\beta}_{1c} \\ \ddot{\beta}_{1s} \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} \dot{\beta}_0 \\ \dot{\beta}_{1c} \\ \dot{\beta}_{1s} \end{bmatrix} + K \begin{bmatrix} \beta_0 \\ \beta_{1c} \\ \beta_{1s} \end{bmatrix} = F \quad (7)$$

که در آن ماتریس‌های $D_{3 \times 3}$ و $K_{3 \times 3}$ در بردارنده المان‌های طولانی تابع مشخصات عملکردی و سرعت‌های پره‌ها و ماتریس $F_{3 \times 1}$ علاوه بر المان‌های ذکر شده، شامل ترم‌های ناشی از اثرات ورودی‌های کنترلی و سرعت‌های زاویه‌ای روتور می‌باشند. در مدل‌سازی مبتنی بر تئوری المان پره، علاوه بر دینامیک فلپینگ، روابطی برای تعیین نیروها و گشتاورهای روتور به دست خواهند آمد. در این روابط مقادیر مولفه‌های مختلف نیرو و گشتاور به شکل توابعی پیچیده و طولانی از ورودی‌های کنترلی، زوایای فلپینگ، سرعت‌های خطی و زاویه‌ای، مشخصات فیزیکی و پارامترهای عملکردی پره‌ها قابل محاسبه است. شکل کلی این ماتریس‌ها و توابع که در مراجع مختلف ارائه شده [۴]، برای تکمیل مدل‌سازی تئوری مورد استفاده قرار گرفته است.

با توجه به مطالب ذکر شده، در نهایت مدل دینامیکی تئوری مجموعه روتور مبتنی بر مدل‌سازی دینامیک فلپینگ با

$$\begin{cases} \tau_s \dot{\beta}_{1c} = -\bar{\beta}_{1c} - \tau_s q_B + \bar{d} \theta_{1s}^s \\ \tau_s \dot{\beta}_{1s} = -\bar{\beta}_{1s} - \tau_s p_B + \bar{d} \theta_{1c}^s \end{cases} \quad (3)$$

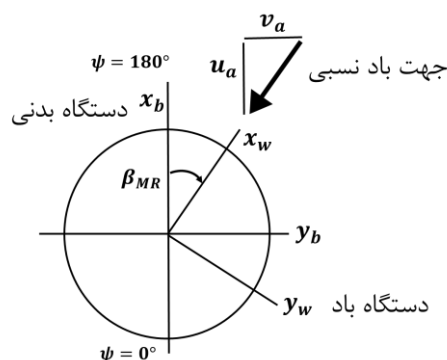
که در آن τ_s ثابت زمانی و γ_s صلبیت میله پایدارکننده و \bar{d} ضریب حاصل از مکانیزم اهرم‌بندی است. با توجه به اهرم‌بندی بین مکانیزم سواش‌پلیت، میله پایدارکننده و روتور اصلی، می‌توان ورودی‌های سایکلک اعمال شده به پره‌های روتور اصلی را به صورت ترکیب خطی از ورودی اولیه و زوایای فلپینگ میله پایدارکننده به شکل رابطه (۴) در نظر گرفت.

$$\begin{cases} \theta_{1c} = \theta_{1c}^s + k_{\text{bar}} \bar{\beta}_{1c} \\ \theta_{1s} = \theta_{1s}^s + k_{\text{bar}} \bar{\beta}_{1s} \end{cases} \quad (4)$$

ضرایب به کاررفته در این رابطه وابسته به هندسه و مکانیزم به کاررفته برای انتقال زوایا به روتور اصلی می‌باشند و با استفاده از آزمایش‌های تجربی تعیین می‌گردند. با توجه به فرضیات انجام شده، از جمله فرض پاسخ هارمونی اول و شبه پایدار برای دینامیک فلپینگ روتور اصلی و همچنین تحریک سینوسی سیستم به شکل رابطه (۲)، می‌توان نشان داد که پاسخ به دست آمده از معادلات دیفرانسیل برای زاویه فلپینگ هر پره در حین چرخش، به شکل رابطه (۵) است [۴]:

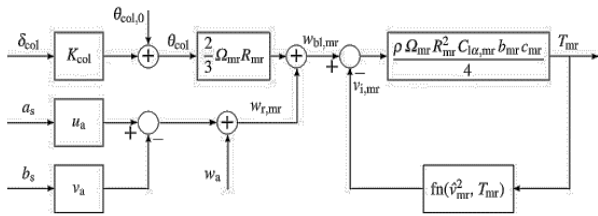
$$\beta = \beta_0 + \beta_{1c} \cos \psi + \beta_{1s} \sin \psi \quad (5)$$

که در آن β_0 به عنوان زاویه مخروطی پره‌ها در حین چرخش و β_{1c} و β_{1s} به عنوان زوایای فلپینگ طولی و عرضی پره‌ها (زوایای متمایل شدن صفحه TPP به عقب - جلو و چپ - راست) می‌باشند. برای به دست آوردن معادلات فلپینگ روتور اصلی، ابتدا با توجه به سرعت نسبی جریان در محل هاب روتور، دستگاه باد نسبی مطابق شکل ۶ تعریف می‌شود.



شکل ۶ - زاویه جریان نسبی در روتور اصلی و دستگاه باد

می توان برای محاسبه نیروی تراست و سرعت جریان عبوری مطابق با دیاگرام شکل ۷ عمل کرد. در این فرآیند، با مشخص بودن ورودی کالکتیو (δ_{col})، سرعت های خطی جریان نسبی روتور (u_a ، v_a و w_a) و زوایای فلپینگ (a_s و b_s) با استفاده از یک حلقه محاسباتی و تعریف متغیرهای کمکی ($w_{r,mr}$ ، $w_{bl,mr}$ و $v_{i,mr}$) امکان محاسبه نیروی تراست روتور (T_{mr}) وجود دارد.



شکل ۷ - الگوریتم محاسبه تراست روتور [۶]

مشابه با مدل قبل، رفتار دینامیکی میله پایدارکننده معادل یک سیستم رسته ۱ در نظر گرفته می شود. با اعمال ورودی های سایکلک، رفتار فلپینگ میله پایدارکننده طبق روابط (۸) و (۹) خواهد بود:

$$\dot{c}_s = -q - \frac{1}{\tau_{sb}} c_s + \frac{C_{lon}}{\tau_{sb}} \delta_{lon} \quad (8)$$

$$\dot{\delta}_s = -p - \frac{1}{\tau_{sb}} d_s + \frac{D_{lat}}{\tau_{sb}} \delta_{lat} \quad (9)$$

که در آن τ_{sb} ثابت زمانی و γ_{sb} صلبیت میله پایدارکننده می باشند. ورودی های سایکلک اعمال شده به روتور (θ_{cyc,a_s}) و (θ_{cyc,b_s}) به صورت ترکیبی از ورودی دوره ای فرمان اولیه و زاویه فلپینگ میله پایدارکننده مطابق روابط (۱۰) و (۱۱) قابل بیان هستند:

$$\theta_{cyc,a_s} = A_{lon} \delta_{lon} + K_{sb} c_s \quad (10)$$

$$\theta_{cyc,b_s} = B_{lat} \delta_{lat} + K_{sb} d_s \quad (11)$$

با در نظر گرفتن زوایای فلپینگ به صورت سیستم رسته ۱، معادلات دینامیک فلپینگ روتور اصلی مطابق با روابط (۱۲) و (۱۳) می باشند:

$$\dot{a}_s = -q - \frac{1}{\tau_{mr}} a_s + A_{b_s} b_s + \frac{1}{\tau_{mr}} \theta_{cyc,a_s} \quad (12)$$

$$\dot{b}_s = -p + B_{a_s} a_s - \frac{1}{\tau_{mr}} b_s + \frac{1}{\tau_{mr}} \theta_{cyc,b_s} \quad (13)$$

استفاده از تئوری المان پره، شامل بخش فلپینگ روتور اصلی با ۳ سیستم رسته ۲ (۶ متغیر حالت)، بخش فلپینگ میله پایدارکننده با ۲ سیستم رسته ۱ (۲ متغیر حالت)، رابطه ضمنی برای مدل سازی دینامیک جریان ورودی و محاسبه نیروها و گشتاورهای روتور با استفاده از روابط حاصل از تئوری المان پره خواهد بود.

مدل تقریبی روتور مبتنی بر فلپینگ رسته ۱

در عمل استفاده از مدل پیچیده علاوه بر زمان و هزینه محاسباتی بیشتر در زمان حل، نیازمند تعیین پارامترهای متعدد و تنظیم دقیق تر آن ها دارد. به همین خاطر در اغلب مطالعات از مدل ساده سازی شده برای مجموعه روتور استفاده می شود. مراجع متعددی نیز به بیان مدل سازی روتور با این روش پرداخته اند [۵-۸]. در ادامه از روش مطرح شده در مرجع [۶] به عنوان اساس مدل سازی استفاده خواهد شد. به دلیل نشان دادن تمایز بیشتر بین دو روش، حروف و نشانه های متفاوتی برای تعریف زوایای گام اعمال شده به پره ها و زوایای فلپینگ به کار رفته است. زوایای فلپینگ طولی و عرضی روتور اصلی با a_s و b_s و زوایای فلپینگ طولی و عرضی میله پایدارکننده با d_s و c_s نمایش داده خواهند شد.

روند کلی مدل سازی مجموعه روتور با روش تقریبی همانند روش قبل است و تفاوت اصلی دو روش، مدل سازی دینامیک فلپینگ روتور اصلی می باشد. در ابتدا با استفاده از تئوری مومنتوم، میزان سرعت جریان عبوری و تراست روتور به روش بازگشتی تعیین می گردد. نحوه اعمال ورودی و دینامیک میله پایدارکننده نیز مشابه حالت قبل است. ولی برای مدل سازی دینامیک فلپینگ روتور اصلی از دو سیستم رسته ۱ استفاده می شود. معادلات مشابه معادلات دینامیک فلپینگ میله پایدارکننده می باشند، با این تفاوت که دو ترم اضافه برای مدل کردن اثرات متقابل زوایای فلپینگ نیز در نظر گرفته می شود.

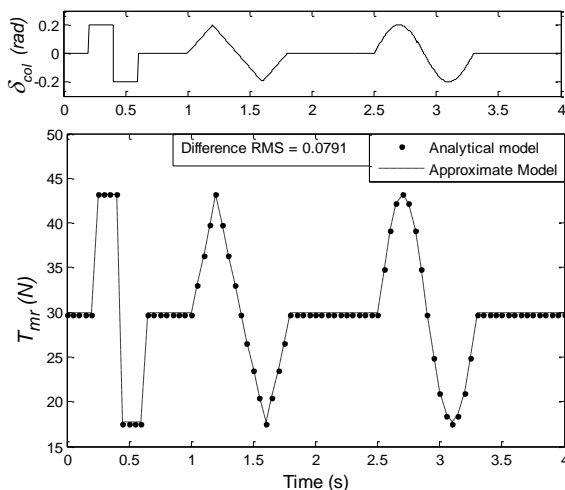
در مدل تقریبی، محاسبه نیروی تراست روتور و سرعت جریان عبوری از آن به صورت همزمان انجام می گیرد. برای این منظور با مشخص کردن سرعت عمودی نسبی روتور به کمک سرعت های خطی، زوایای فلپینگ و ورودی کنترلی کالکتیو می توان به وسیله یک رابطه بازگشتی مقدار این دو متغیر را مشخص نمود. طبق نتایج حاصل از تئوری مومنتوم [۶]،

بود. در مقایسه با مدل تئوری می توان دید این روش منجر به ایجاد مدل به مراتب ساده تری برای مجموعه روتور می گردد.

پیاده سازی شناسایی سیستم

مدل سازی دینامیکی مدل های تئوری و تقریبی در نرم افزار متلب-سیمولینک انجام شده است و امکان اعمال ورودی های مختلف، نمایش تغییرات سیستم و ثبت نتایج در آن وجود دارد. شناسایی سیستم نیز در نرم افزار متلب پیاده سازی شده است و تعیین پارامترهای مورد نظر مدل با کمک روش های مختلف شناسایی سیستم، توسط آن قابل انجام است. شناسایی سیستم برای تعیین پارامترهای نامشخص مدل تقریبی انجام خواهد شد و برای تولید اطلاعات مورد نیاز آن (ورودی ها و خروجی ها)، از شبیه سازی مدل تئوری استفاده می شود.

عوامل اصلی اثرگذار در عملکرد مجموعه روتور را می توان به دو بخش کلی تولید نیروی تراست و جهت گیری صفحه TPP تقسیم بندی کرد. با بررسی و مقایسه دینامیک جریان ورودی و تراست محاسبه شده از مدل های مختلف و انجام شبیه سازی های اولیه، می توان مشاهده کرد با تعریف کردن پارامترهای یکسان (مطابق با جدول ۲)، شباهت قابل توجهی بین رفتار مدل ها در این بخش وجود دارد. به عنوان نمونه پس از انجام شناسایی سیستم جداگانه، نتایج مربوط به تغییرات نیروی تراست در مدل های تئوری و تقریبی در شکل ۸ نشان داده شده است. با توجه به این تطابق، به دلیل ساده تر شدن مدل، در مرحله اصلی شناسایی تنها برای پارامترهای بخش فلپینگ (تغییرات جهت گیری TPP) انجام می شود.



شکل ۸ - مقایسه تغییرات تراست دو مدل

که T_{mr} ثابت زمانی و γ_{sb} صلبیت پره های روتور اصلی هستند. لازم به ذکر است پارامترهای A_{b_s} و B_{a_s} اثرات ناشی از کوپلینگ بخش طولی و عرضی فلپینگ روتور هستند و منجر به ایجاد تمایز اصلی بین دینامیک در نظر گرفته شده برای فلپینگ روتور اصلی و میله پایدار کننده می شوند. البته در برخی از مطالعات با در نظر گرفتن فرضیات اضافی، استفاده از تبدیل لاپلاس و ترکیب روابط مربوط به روتور و میله پایدار کننده، متغیرهای حالت مربوط به فلپینگ میله پایدار کننده در فلپینگ روتور اصلی ادغام می شوند [۶].

برای محاسبه نیروها و گشتاورهای حاصل از روتور باید علاوه بر مقدار نیروی تراست، جهت گیری صفحه چرخش پره ها (زوایای فلپینگ روتور) را نیز در نظر گرفت. در واقع با فرض عمود بودن نیروی تراست روتور بر صفحه TPP می توان با مشخص بودن زوایای دوران بردار تراست، مقدار مولفه های نیرویی در سه راستای عمودی، طولی و عرضی را با استفاده از روابط (۱۴) تا (۱۶) محاسبه نمود:

$$X_{mr} = -T_{mr} \sin a_s \quad (14)$$

$$Y_{mr} = -T_{mr} \sin b_s \quad (15)$$

$$Z_{mr} = -T_{mr} \cos a_s \cos b_s \quad (16)$$

گشتاورهای ایجاد شده نیز با توجه به ضریب فنریت معادل اتصال پره ها به هاب روتور (K_β) و توان مصرفی و سرعت چرخش روتور، مطابق روابط (۱۷) تا (۱۹) به دست می آید:

$$L_{mr} = K_\beta \sin b_s \quad (17)$$

$$M_{mr} = K_\beta \sin a_s \quad (18)$$

$$N_{mr} = -\frac{P_{mr}}{\Omega_{mr}} \quad (19)$$

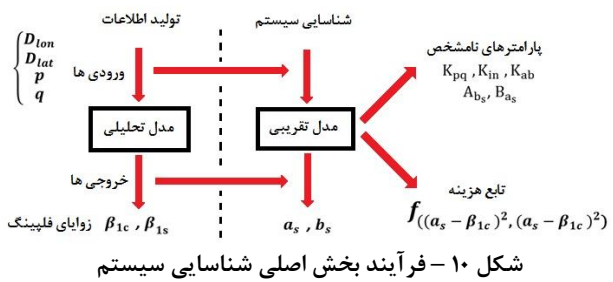
تعیین مقدار گشتاور N_{mr} با توجه به توان و سرعت چرخش روتور انجام می شود. توان کل روتور اصلی (P_{mr}) برابر با مجموع توان های پسای پروپیل پره ها، توان القایی جریان عبوری از روتور، توان پارازیت ناشی از پسای بدنه و توان مورد نیاز برای افزایش ارتفاع است [۶].

در نهایت مدل دینامیکی تقریبی مجموعه روتور شامل بخش فلپینگ روتور اصلی با ۲ متغیر حالت رسته ۱، بخش فلپینگ میله پایدار کننده با ۲ متغیر حالت رسته ۱، رابطه بازگشتی برای مدل سازی دینامیک جریان ورودی و محاسبه تراست و در نظر گرفتن تراست عمود بر صفحه TPP خواهد

$$\dot{a}_s = -K_{pq}q - \frac{K_{ab}}{\tau_{mr}} a_s + A_{b_s} b_s + \frac{K_{in}}{\tau_{mr}} \theta_{cyc, a_s} \quad (20)$$

$$\dot{b}_s = -K_{pq}p + B_{a_s} a_s - \frac{K_{ab}}{\tau_{mr}} b_s + \frac{K_{in}}{\tau_{mr}} \theta_{cyc, b_s} \quad (21)$$

همان‌طور که در شکل ۱۰ نشان داده شده است، هدف از شناسایی سیستم در کد مربوطه تعیین دو ضریب کوپلینگ A_{b_s} و B_{a_s} و ضرایب K_{pq} ، K_{ab} و K_{in} خواهد بود. برای پارامترهای K_{pq} ، K_{ab} و K_{in} مقدار اولیه ۱ در نظر گرفته شده است، برای تعیین مقدار اولیه تعیین A_{b_s} و B_{a_s} نیز می‌توان از روابط تئوری موجود استفاده کرد [۶].



در ادامه با توجه به نوع ورودی و بخش‌های تحریک شده مدل، پارامترهای مناسب به‌عنوان هدف شناسایی برای سیستم تعریف می‌گردد. پس از تعریف روش شناسایی و سایر پارامترهای مورد نیاز و انجام شناسایی سیستم، نتایج به‌دست‌آمده مقایسه خواهد شد. با بررسی زمان مورد نیاز و دقت نتایج، روش لونیبرگ - مارکورت^۵ یک روش مناسب برای شناسایی پارامترها در این مدل می‌باشد. برای بررسی عملکرد صحیح فرآیند، ابتدا شناسایی سیستم با استفاده از نتایج حاصل از شبیه‌سازی مدل تقریبی انجام شده است و پارامترها و رفتار دینامیکی مدل شناسایی شده توسط کد، دقیقاً با مقادیر مدل اصلی همخوانی دارند.

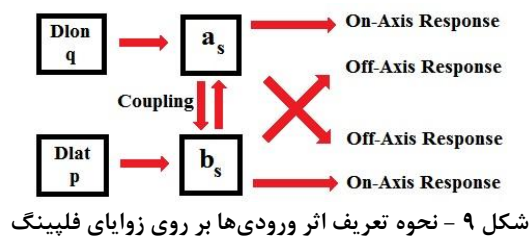
نتایج حاصل از شناسایی سیستم

برای پیاده‌سازی شناسایی سیستم، حالت‌های مختلف اعمال ورودی در نظر گرفته شده است. این حالت‌ها را می‌توان به دو دسته تقسیم‌بندی کرد. در دسته اول هر ورودی به تنهایی تحریک می‌گردد. این تحریک شامل در نظر گرفتن ورودی به شکل تابع پله، دابلت و موج سینوسی می‌باشد. در دسته دوم ورودی‌های مختلف به‌صورت هم‌زمان و با توابع مختلف به سیستم اعمال می‌گردند. با اعمال ورودی‌ها به مدل

متغیرهای موثر در دینامیک فلپینگ روتور ورودی‌های کنترلی طولی و عرضی (D_{lat} و D_{lon}) و سرعت‌های زاویه‌ای طولی و عرضی (p و q) مجموعه روتور می‌باشند. به‌همین خاطر این متغیرها در پیاده‌سازی شناسایی سیستم به‌عنوان ورودی در نظر گرفته می‌شوند. خروجی‌های فرآیند نیز زوایای فلپینگ طولی و عرضی مجموعه روتور خواهند بود. با توجه به یکسان بودن مدل‌های به‌کار رفته برای دینامیک فلپینگ میله پایدارکننده، نیازی به مقایسه زوایای فلپینگ آن به‌عنوان خروجی و شناسایی پارامترهای دخیل در آن وجود ندارد.

با توجه به دینامیک سیستم، می‌توان مشاهده کرد که ورودی‌های کنترلی دارای اثرات مستقیم (On-Axis) و غیرمستقیم (Off-Axis) هستند. همان‌طور که از طبیعت سیستم انتظار می‌رود اثر مستقیم ورودی کنترلی طولی و سرعت زاویه‌ای حول محور عرضی بر روی زاویه فلپینگ طولی و اثر مستقیم ورودی کنترلی عرضی و سرعت زاویه‌ای حول محور طولی بر روی زاویه فلپینگ عرضی ایجاد می‌گردد. به‌دلیل وابستگی موجود بین زوایای فلپینگ، اعمال هر کدام از ورودی‌ها موجب تغییر در خروجی دیگر نیز خواهد شد که این اثر به‌عنوان اثر غیرمستقیم معرفی می‌گردد (شکل ۹).

برای شناسایی سیستم، توابع مختلف و متنوع برای ورودی‌های مدل تئوری تعریف شده و پس از انجام شبیه‌سازی، نتایج (شامل ورودی و خروجی‌های مدنظر) ثبت می‌شوند. از طرفی معادلات مدل‌های تقریبی به‌صورت مدل جعبه خاکستری^۴ کدنویسی می‌شوند. ابتدا با شبیه‌سازی با اعمال ورودی‌های یکسان، تنظیم علامت پارامترهای اثرگذار و تعیین مقادیر اولیه مناسب در مدل تقریبی، عملکرد مدل‌ها از نظر کیفی به یکدیگر نزدیک می‌شود. سپس بازه‌های مناسب برای پارامترها تعریف شده و شناسایی سیستم صورت می‌گیرد.



با توجه به نحوه مدل‌سازی تقریبی، علاوه بر پارامترهای کوپلینگ زوایای فلپینگ، برای سایر پارامترها نیز ضرایب نامشخصی به‌صورت روابط (۲۰) و (۲۱) در نظر گرفته می‌شود:

بعد از انجام شناسایی، می توان تطابق مدل ها را نتیجه گرفت. مقادیر به دست آمده برای پارامترها در برخی از حالت های ورودی در

جدول ۳ نمایش داده شده است.

برای حالت اعمال ترکیبی ورودی ها نیز حالت های متنوعی در نظر گرفته شده است. نتایج مربوط به برخی از این حالت ها در شکل های ۱۳ و ۱۴ نشان داده شده است. در جدول ۴ نیز مقادیر پارامترهای مورد نظر ارائه شده است.

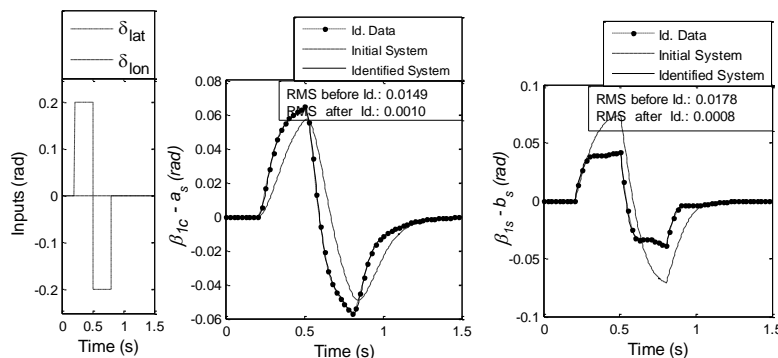
و ثبت نتایج، داده های مورد نیاز برای شناسایی سیستم تولید شده و پس از شناسایی سیستم، نتایج مربوط به سیستم های اصلی، اولیه و شناسایی شده مورد مقایسه قرار می گیرند. نتایج مربوط به تحریک جداگانه هر ورودی، نشان دهنده نزدیک بودن مقادیر پارامترها در شرایط مختلف است. با توجه به تقارن سیستم، طبق انتظار شباهت های قابل ملاحظه ای بین رفتار سیستم در حالت های ورودی مختلف وجود دارد. به همین خاطر تنها نتایج مربوط به موارد محدودی در شکل های ۱۱ و ۱۲ ارائه شده است. با مقایسه رفتار مدل قبل و

جدول ۳ - مقادیر شناسایی شده مدل تقریبی با تحریک های جداگانه

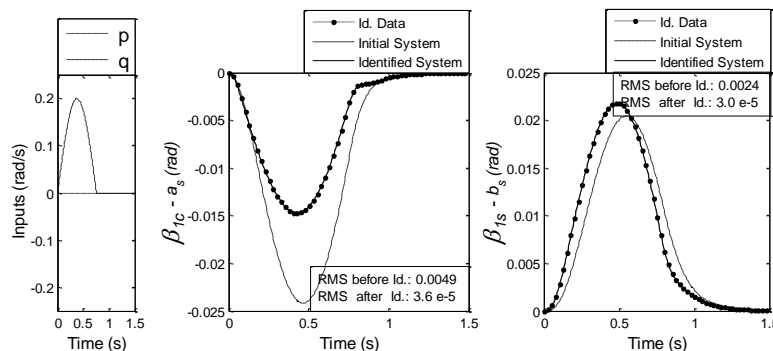
	A_{b_s}	B_{a_s}	K_{ab}	K_{in}	K_{pq}
ورودی پله در D_{lat}	۲۶/۱۱۱	-۲۱/۳۷۵	۱/۴۵۰	۱/۴۶۷	-
ورودی دابلت در D_{lat}	۲۵/۷۹۵	-۲۱/۶۳۸	۱/۴۵۶	۱/۴۷۸	-
ورودی پله در p	۲۴/۰۲۳	-۲۰/۶۲۴	۱/۴۱۰	۱/۳۹۰	۱/۵۲۴
ورودی دابلت در p	۲۳/۷۲۷	-۲۰/۳۴۷	۱/۴۲۰	۱/۳۴۷	۱/۵۳۸

جدول ۴ - مقادیر شناسایی شده مدل تقریبی با تحریک های ترکیبی

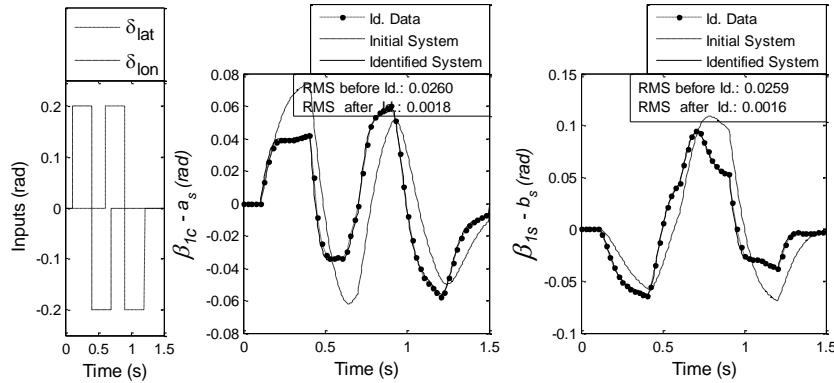
	A_{b_s}	B_{a_s}	K_{ab}	K_{in}	K_{pq}
ورودی دابلت در D_{lat} و D_{lon}	۲۳/۵۶۹	-۲۳/۶۸۸	۱/۳۷۵	۱/۵۲۵	-
ورودی دابلت در q و p	۲۲/۸۴۸	-۲۳/۰۹۲	۱/۳۷۵	۱/۵۵۰	۱/۵۱



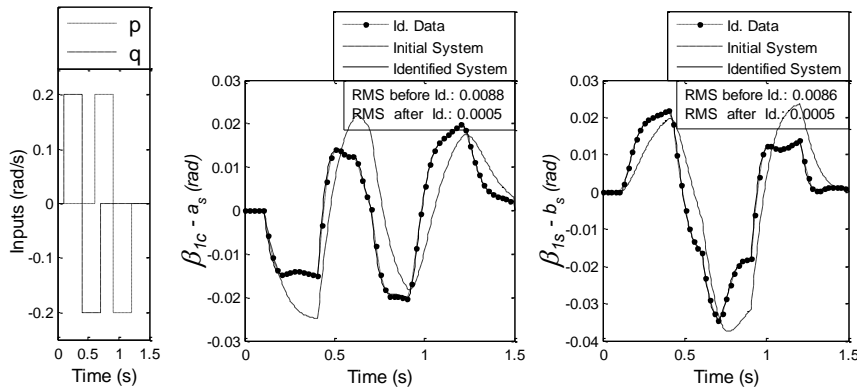
شکل ۱۱ - تغییرات زوایای فلیپینگ قبل و بعد از شناسایی سیستم با تحریک ورودی دابلت در ورودی کنترلی عرضی



شکل ۱۲ - تغییرات زوایای فلیپینگ قبل و بعد از شناسایی سیستم با ورودی سینوسی در سرعت زوایای عرضی



شکل ۱۳ - تغییرات زوایای فلپینگ قبل و بعد از شناسایی سیستم با ورودی دابلت ترکیبی در ورودی‌های کنترلی طولی و عرضی



شکل ۱۴ - تغییرات زوایای فلپینگ قبل و بعد از شناسایی سیستم با ورودی دابلت ترکیبی در سرعت‌های زاویه‌ای طولی و عرضی

با توجه به نتایج به دست آمده، می‌توان با در نظر گرفتن مقادیر اعلام شده برای پارامترهای B_{a_s} و A_{b_s} ، تطابق بسیار خوبی بین رفتار دینامیکی مجموعه روتور (شامل دینامیک جریان ورودی، دینامیک فلپینگ میله پایدارکننده و دینامیک فلپینگ روتور اصلی) در مدل تقریبی با مدل تئوری مبتنی بر تئوری المان پره برقرار کرد.

علاوه بر رفتار دینامیکی، فرضیات و روابط به کار رفته برای محاسبه نیروها و گشتاورهای روتور نیز متفاوت می‌باشند. با توجه به روند ذکر شده در مرحله قبل، می‌توان با تعریف مناسب خروجی‌های مدل برای پیاده‌سازی شناسایی سیستم، ضرایب مناسب برای یکسان کردن تقریبی نیروها و گشتاورها در شرایط مختلف را نیز تعیین نمود.

با توجه به فرض عمود بودن نیروی تراست بر صفحه TPP در مدل تقریبی، طبق انتظار اثرات مربوط به تاثیر مستقیم ورودی‌های کنترلی و تاثیرات غیرمستقیم زوایای فلپینگ در محاسبه نیروها و گشتاورها ظاهر نمی‌شود. در حالی که در مدل تئوری، این پارامترها به صورت مستقیم در رابطه نیرویی ظاهر می‌شوند. به همین خاطر نیروها و

با توجه به مقادیر ارائه شده در جدول‌های ۳ و ۴ می‌توان مشاهده کرد که با وجود نزدیک بودن پارامترهای شناسایی شده، با توجه به نوع ورودی مقادیر آن‌ها کمی متفاوت است. شناسایی سیستم برای ۴۰ حالت مختلف (شامل ۱۶ حالت تحریک جداگانه و ۲۴ حالت تحریک ترکیبی) انجام شده و با متوسط‌گیری از شرایط مختلف، می‌توان مقادیر پارامترهای شناسایی شده را مطابق جدول ۵ در نظر گرفت.

جدول ۵ - مقادیر شناسایی شده برای مدل تقریبی

A_{b_s}	B_{a_s}	K_{ab}	K_{in}	K_{pq}
۲۴/۲	-۲۲/۴	۱/۴۱	۱/۵۴	۱/۵۲

برای بررسی نهایی عملکرد، با در نظر گرفتن سیگنال‌های تحریک پیچیده‌تر، نتایج حاصل از مدل شناسایی شده با نتایج مدل اصلی مقایسه شده است. نتایج به دست آمده نشان‌دهنده مطابقت بسیار خوب مدل تقریبی با مدل تئوری دینامیک فلپینگ روتور است.

به‌صرفه نیست و مدل تقریبی گزینه مناسب‌تری برای این امر به حساب می‌آید. بررسی امکان استفاده از مدل تقریبی برای کنترل مدل تئوری و در ادامه به کارگیری در تست‌های عملی، مستلزم طراحی سیستم کنترلی برای این دو مدل و مقایسه عملکرد آن‌هاست.

برای کنترل زوایای فلپینگ می‌توان از روش‌های کنترلی مختلف خطی و غیرخطی استفاده کرد. با توجه به نیاز به توانایی کنترل یک مدل پیچیده با استفاده از مدل ساده، عدم قطعیت و ساده‌سازی‌ها در روند مدل‌سازی، وجود عوامل اغتشاشی محیطی و در نظر گرفتن سایر ملاحظات مربوط به پیاده‌سازی کنترلر، به کارگیری روش‌های خطی کنترل مقاوم مناسب‌ترین گزینه به نظر می‌رسد. به همین دلایل روش طراحی کنترلر مقاوم بر مبنای H_∞ برای این منظور در نظر گرفته شده است. هدف از طراحی کنترلر، دنبال کردن سیگنال مرجع r برای زوایای فلپینگ طولی و عرضی روتور می‌باشد.

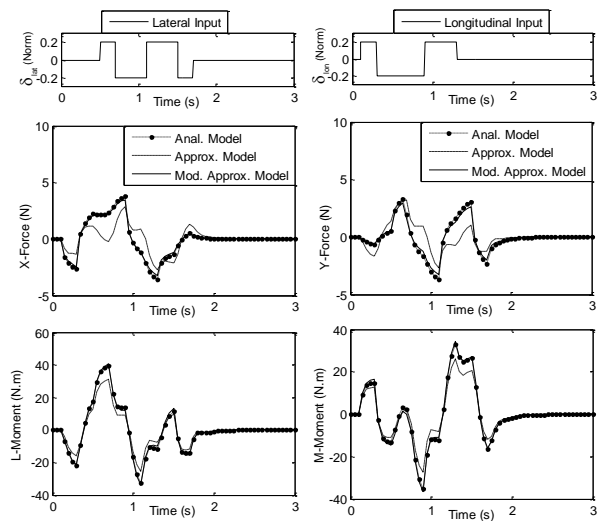
پیاده‌سازی روش کنترل مقاوم H_∞ نیازمند تعریف سیستم به صورت مدل دینامیکی خطی است. در صورت عدم اعمال ورودی به مجموعه روتور، همان‌طور که در معادلات مشخص است، زوایای فلپینگ روی مقدار صفر در حالت تعادل پایدار خواهند بود. بنابراین این نقطه به‌عنوان مرجع در نظر گرفته شده و مدل‌های موجود حول آن خطی‌سازی می‌شوند. با توجه به تفاوت در تعداد متغیرهای حالت هر مدل، پس از خطی‌سازی ماتریس‌های حالت در دو مدل به‌صورت روابط (۲۲) تا (۲۴) برای مدل تئوری و روابط (۲۵) تا (۲۷) برای مدل تقریبی به‌دست می‌آیند:

$$\dot{x}^T = [\beta_{0H}, \beta_{1cH}, \beta_{1sH}, \dot{\beta}_{0H}, \dot{\beta}_{1cH}, \dot{\beta}_{1sH}, \bar{\beta}_{1cH}, \bar{\beta}_{1sH}] \quad (22)$$

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -36243 & 0 & 0 & -22.9 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -6418 & -3962 & 0 & -22.9 & -249.3 & 0 & 4610 \\ 0 & 3962 & -6418 & 0 & 249.3 & -22.9 & -4610 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -7 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -7 \end{pmatrix}_{8 \times 8} \quad (23)$$

گشتاورهای محاسبه شده در مدل تقریبی، خصوصاً در لحظات اولیه اعمال ورودی‌های سریع، تفاوت بیشتری با مدل اصلی خواهند داشت.

می‌توان با در نظر گرفتن اثرات ذکر شده به همراه ضرایب مجهول و تعیین ضرایب با کمک شناسایی سیستم، تطابق نیروها و گشتاورها در دو مدل را بهبود بخشید. برای مثال نتایج مربوط به تغییرات نیروها و گشتاورهای روتور مربوط به مدل تئوری، مدل تقریبی و مدل تقریبی بهبود یافته (پس از طی فرآیند شناسایی سیستم) در شکل ۱۵ نشان داده شده است. البته از آنجایی که مدل تئوری خود به‌صورت تقریبی از رفتار واقعی مجموعه روتور است، نیازی به تطابق کامل نیروها و گشتاورهای مدل تقریبی با آن وجود ندارد و در نظر نگرفتن ترم‌های اضافه نیز مشکل اساسی ایجاد نخواهد کرد.



شکل ۱۵ - تغییرات نیروهای و گشتاورهای طولی و عرضی روتور در مدل‌های تئوری، تقریبی و تقریبی بهبود یافته

طراحی سیستم کنترلی برای کنترل زوایای فلپینگ

کنترل زوایای فلپینگ روتور اهمیت فراوانی در هدایت بالگردهای بدون سرنشین دارد. همان‌طور که اشاره شد، می‌توان به‌صورت تقریبی نیروی تراست روتور را عمود بر صفحه چرخش پره‌های آن در نظر گرفت و زوایای فلپینگ نشان‌دهنده جهت‌گیری این صفحه می‌باشند. بنابراین رفتار فلپینگ روتور، عامل اصلی در ایجاد نیرو و گشتاورهای آن به شمار می‌رود و کنترل زوایای آن، امکان ایجاد نیروهای مورد نیاز و انجام مانورهای مختلف را فراهم می‌آورد. از طرفی به‌علت پیچیدگی مدل تئوری، به کارگیری آن در فرآیند طراحی سیستم کنترل

برای اعمال قیدهای مختلف بر روی مقدار ورودی‌ها و متغیرهای حالت در حین طراحی کنترلر، h_{in} به صورت رابطه (۳۵) تعریف می‌شود:

$$h_{in} = C_2 x + D_2 u \quad (۳۵)$$

با تعریف ماتریس‌های C_2 و D_2 با ابعاد و المان‌های مناسب، در نهایت h_{in} به شکل یک بردار از ورودی‌ها و متغیرهای حالت مدنظر با وزن‌های دلخواه خواهد بود. مقادیر مناسب برای وزن تاثیر هر پارامتر، پس از انجام چندین مرحله سعی و خطا برای هر مدل تعیین شده است. پس از چک کردن برقراری شرایط امکان استفاده از این روش، می‌توان با تعیین ماتریس P از حل معادله ریکاتی جبری مربوط به کنترلر H_{∞} (رابطه (۳۶)) و سپس محاسبه ضرایب مربوط به ورودی کنترلر، قانون کنترلی را با استفاده از روابط (۳۷) الی (۳۹) به دست آورد:

$$A^T P + PA + C_2^T C_2 - (PB + C_2^T D_2)(D_2^T D_2)^{-1}(D_2^T C_2 + B^T P) = 0 \quad (۳۶)$$

$$F = -(D_2^T D_2)^{-1}(D_2^T C_2 + B^T P) \quad (۳۷)$$

$$G = -[C_{out}(A + BF)^{-1}B]^{-1} \quad (۳۸)$$

$$u = Fx + G(r - h_{out,trim}) \quad (۳۹)$$

که در آن r طبق رابطه (۴۰) بردار سیگنال مرجع مربوط به زوایای فلیپینگ مدنظر برای روتور است:

$$r = [\beta_{1cHr}, \beta_{1sHr}] = [a_{sr}, b_{sr}] \quad (۴۰)$$

بررسی عملکرد سیستم کنترلی

با اعمال ورودی‌های کنترلی حاصل از کنترلرهای طراحی شده، می‌توان دید که هر مدل به راحتی توانایی کنترل زوایای فلیپینگ خود را داراست. برای بررسی امکان کنترل مدل تئوری با استفاده از کنترلر مدل تقریبی، ورودی‌های حاصل از هر ۲ کنترلر به مدل تئوری اعمال شده است و رفتار سیستم در دو حالت مورد بررسی قرار می‌گیرد. شکل‌های (۱۶) تا (۱۹) تغییرات زوایای فلیپینگ و ورودی‌های کنترلی برای سیگنال‌های مرجع مختلف را نمایش می‌دهد.

با توجه به کوپلینگ موجود بین زوایای فلیپینگ طولی و عرضی، با تغییر سریع هر کدام از زوایا تغییرات اجتناب‌ناپذیری

$$B = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 921 & 0 \\ 0 & -921 \\ 0 & 3.5 \\ 3.5 & 0 \end{pmatrix}_{8 \times 2} \quad (۲۴)$$

$$x^T = [a_s, b_s, c_s, d_s] \quad (۲۵)$$

$$A = \begin{pmatrix} -11.1 & 20 & 11.1 & 0 \\ -20 & -11.1 & 0 & 11.1 \\ 0 & 0 & -7 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -7 \end{pmatrix}_{4 \times 4} \quad (۲۶)$$

$$B = \begin{pmatrix} 0 & 2.22 \\ 2.22 & 0 \\ 0 & 3.49 \\ 3.49 & 0 \end{pmatrix}_{4 \times 2} \quad (۲۷)$$

در هر دو مدل ورودی‌های کنترلی به صورت رابطه (۲۸) تعریف می‌شوند:

$$u^T = [\delta_{lat}, \delta_{lon}] \quad (۲۸)$$

با توجه به ماتریس‌های به دست آمده، می‌توان سیستم دینامیکی متناظر با هر مدل را به شکل رابطه (۲۹) بیان کرد:

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (۲۹)$$

فرم کلی معادلات مورد نیاز برای پیاده‌سازی کنترلر مقاوم H_{∞} ، به شکل رابطه (۳۰) می‌باشد:

$$\Sigma: \begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = C_1 x \\ h = C_2 x + D_2 u \end{cases} \quad (۳۰)$$

که در آن y خروجی اندازه‌گیری شده و h خروجی مدنظر برای کنترل هستند. این بردارها در مدل تئوری به شکل روابط (۳۱) و (۳۲) و در مدل تقریبی به شکل روابط (۳۳) و (۳۴) تعریف می‌شوند:

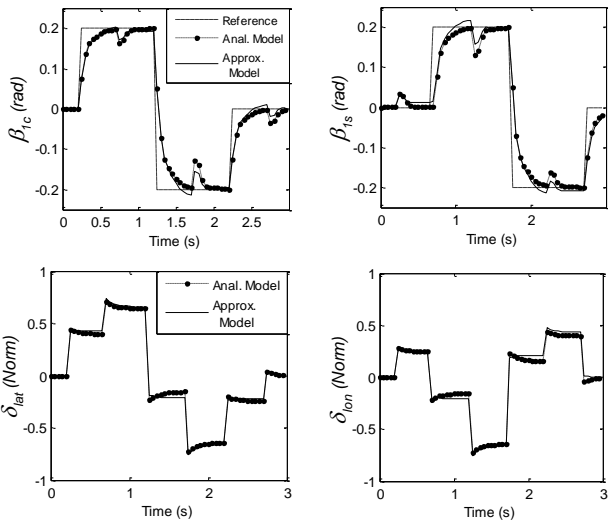
$$y = [\beta_{0H}, \beta_{1cH}, \beta_{1sH}, \dot{\beta}_{0H}, \dot{\beta}_{1cH}, \dot{\beta}_{1sH}, \bar{\beta}_{1cH}, \bar{\beta}_{1sH}] \quad (۳۱)$$

$$= C_1 x, \quad C_1 = I_{8 \times 8}$$

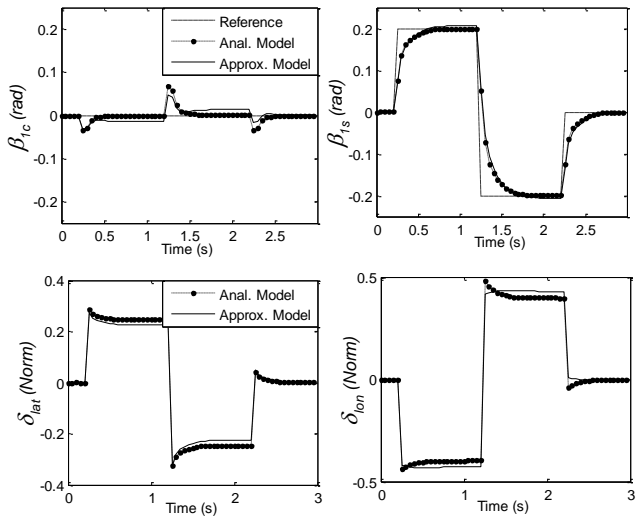
$$h = [\beta_{1cH}, \beta_{1sH}] = C_{out} x, \quad C_{out} = 2 \times 8 \quad (۳۲)$$

$$y = [a_s, b_s, c_s, d_s] = C_1 x, \quad C_1 = I_{4 \times 4} \quad (۳۳)$$

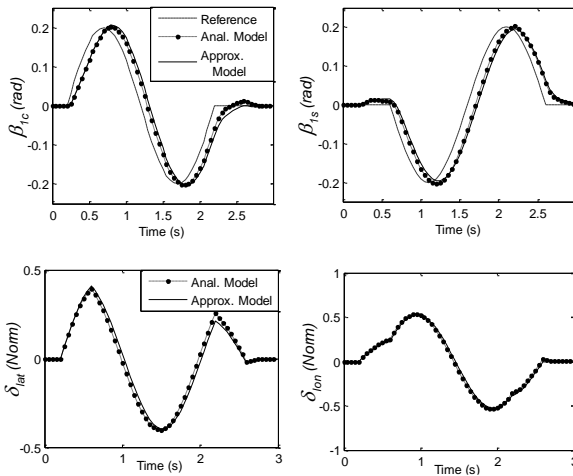
$$h = [a_s, b_s] = C_{out} x, \quad C_{out} = 2 \times 4 \quad (۳۴)$$



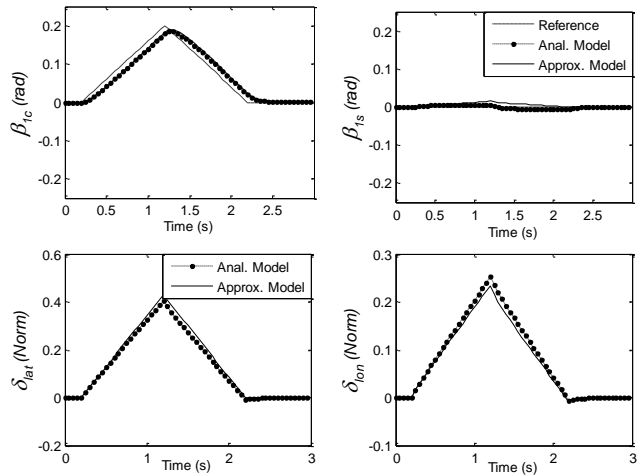
شکل ۱۸ - تغییرات زوایای فلپینگ و ورودی های کنترلی برای سیگنال مرجع دابلت ترکیبی برای زوایای فلپینگ



شکل ۱۶ - تغییرات زوایای فلپینگ و ورودی های کنترلی برای سیگنال مرجع دابلت در زاویه فلپینگ عرضی



شکل ۱۹ - تغییرات زوایای فلپینگ و ورودی های کنترلی برای سیگنال مرجع سینوسی ترکیبی برای زوایای فلپینگ



شکل ۱۷ - تغییرات زوایای فلپینگ و ورودی های کنترلی برای سیگنال مرجع مثلثی در زاویه فلپینگ طولی

جمع بندی و نتیجه گیری

دینامیک مجموعه روتور شامل بخش های مختلفی از جمله دینامیک جریان ورودی، دینامیک فلپینگ میله پایدارکننده و دینامیک فلپینگ روتور می باشد. بخش اصلی در مدل سازی مجموعه روتور، دینامیک فلپینگ روتور است و روش های مختلفی برای مدل سازی آن به کار می رود. با توجه به اهمیت بالای مدل سازی مجموعه روتور در مدل سازی بالگردهای بدون سرنشین، در این مقاله امکان استفاده از یک مدل تقریبی با دینامیک فلپینگ رسته ۱ مورد بررسی قرار گرفت.

در زاویه دیگر ایجاد می شود که اثرات آن توسط سیستم کنترلی در زمان کوتاهی خنثی شده و به مقدار مطلوب بازگردانده می شود. در زمان به کارگیری مدل های روتور در مدل سازی بالگرد، به دلیل اضافه کردن اثرات ناشی از جرم و ممان های اینرسی، لختی سیستم افزایش پیدا کرده و این تغییرات کوچک تاثیر چندانی بر وضعیت بالگرد نخواهند داشت. همان طور که در تصاویر مشاهده می شود، عملکرد کنترلرهای طراحی شده توسط هر دو مدل تقریبی یکسان و قابل قبول است. البته عملکرد کنترلر طراحی شده بر اساس مدل اصلی، کمی بهتر از کنترلرهای دیگر می باشد.

- ۳ Newton – Raphson Iterative Technique
۴ Grey-Box
۵ Levenberg-Marquardt

منابع و مراجع

- [1]. Padfield G. D., "Helicopter flight dynamics: the Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modelling", Wiley-Blackwell Publishing, 2008.
- [2]. Done G., Balmford D., "Bramwell's Helicopter Dynamics", 2nd Edition, Butterworth-Heinemann, 2001
- [3]. Dreier M. E., "Introduction to Helicopter and Tiltrotor Flight Simulation", AIAA Education, 2007
- [4]. Ge S. S., Ren B., Chen C., Fua C. H., Lee T. H., "Modeling, Control and Coordination of Helicopter Systems", Springer, 2012
- [5]. Mettler B., "Identification Modeling and Characteristics of Miniature Rotorcraft", Springer Science+Business Media, 2003
- [6]. Cai G., Chen B. M., Lee T. H. "Unmanned Rotorcraft Systems", Springer, 2011.
- [7]. Nonami K., Kendoul F., Suzuki S., Wang W., Nakazawa D., "Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles", Springer, 2010
- [8]. Raptis I. A., Valavanis K. P., "Linear and Nonlinear Control of Small-Scale Unmanned Helicopters", Springer Science+Business Media B.V., 2011
- [9]. Raptis I. A., Valavanis K. P., Moreno W. A., "System Identification and Discrete Nonlinear Control of Miniature Helicopters Using Backstepping", Journal of Intelligent and Robotic Systems, vol. 55, pp. 223-243, 2008
- [10]. Tijani I. B., Akmeliawati R., Legowo A., Budiyo A., Muthalif A. G. A., "Hinf robust controller for autonomous helicopter hovering control", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, vol. 83, pp. 363-374, 2011
- [11]. Raptis I. A., Valavanis K. P., Vachtsevanos G. J., "Linear Tracking Control for Small-Scale Unmanned Helicopters", Control Systems Technology, IEEE Transactions on, vol. 20, pp. 995-1010, 2012
- [12]. Dadkhah N., Mettler B., "Control system design and evaluation for robust autonomous rotorcraft guidance", Control Engineering Practice, vol. 21, pp. 1488-1506, 2013

برای این منظور دو مدل با سطح پیچیدگی متفاوت از مجموعه روتور ایجاد شده و پس از تطابق به کمک روش‌های شناسایی سیستم، امکان استفاده از کنترلر طراحی شده به وسیله مدل تقریبی برای کنترل مدل اصلی (به عنوان مدلی با رفتار نزدیک تر به رفتار واقعی) بررسی شد. مدل اصلی در نظر گرفته شده، مدلی تئوری مبتنی بر مدل سازی روتور با روش المان پره است. در حالی که در مدل تقریبی، دینامیک فلپینگ به صورت یک سیستم رسته ۱ و نیروی تراست روتور اصلی عمود بر صفحه چرخش روتور اصلی در نظر گرفته شده است.

در این پژوهش نشان داده شد که در صورت شناسایی و تنظیم پارامترهای مناسب برای مدل تقریبی، تطابق زیادی در رفتار دینامیکی دو مدل ایجاد می‌شود. علاوه بر آن می‌توان دید پس از خطی سازی و طراحی کنترلر با روش کنترل مقاوم H_∞ ، کنترلر طراحی شده با استفاده از مدل تقریبی، به خوبی قابلیت کنترل زوایای فلپینگ در مدل اصلی را داراست. بخشی از نتایج به دست آمده برای حفظ پایداری و دنبال کردن سیگنال‌های مرجع دلخواه برای زوایای فلپینگ طولی و عرضی در مقاله ارائه شده است.

با توجه به موارد ذکر شده در مقاله می‌توان نتیجه گرفت که به کارگیری مدل تقریبی برای مدل سازی و کنترل مجموعه روتور در بالگردهای بدون سرنشین قابل انجام است. استفاده از این مدل موجب ساده شدن مدل نهایی و کاهش زمان و هزینه لازم برای طراحی و پیاده سازی سیستم کنترلی برای هدایت این وسایل بدون سرنشین خواهد شد.

در مراحل بعدی پژوهش می‌توان با استفاده از مدل‌های ایجاد شده، مدل سازی دینامیکی بالگردهای بدون سرنشین را تکمیل نمود و سپس امکان کنترل و هدایت بالگرد بدون سرنشین با مدل تئوری روتور را به کمک کنترلر مبتنی بر مدل تقریبی (به عنوان مرحله قبل از پیاده سازی عملی کنترلرها برای تست پرواز واقعی) مورد بررسی قرار داد. همچنین می‌توان با طراحی و ساخت یک بستر تست آزمایشگاهی برای اعمال ورودی‌ها و سرعت‌های زاویه‌ای مختلف به مجموعه روتور و اندازه گیری زوایای فلپینگ آن، مدل‌های موجود را به صورت عملی بررسی نمود.

پی‌نوشت‌ها

- ۱ Tip Path Plane
- ۲ Advance Ratio (μ)

- [13].Lu G., "Aggressive Attitude Control of Unmanned Rotor Helicopters Using a Robust Controller", Journal of Intelligent & Robotic Systems, pp. 1-16, 2014/12/02 2014
- [14].Yuchen W., Xiangyang X., Yaping D., "A Location Tracking Control for Unmanned Small Scale Helicopter Using Sliding Mode Controller", in Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics (IHMSC), Sixth International Conference on, pp. 152-155, 2014
- [15].ZHU Bing H. W., "Nonlinear Control for a Model-scaled Helicopter with Constraints on Rotor Thrust and Fuselage Attitude" Acta Automatica Sinica, vol. Vol. 40, No. 11, pp. 2654-2664, 2014
- [16].X. Fang, A. Wu, N. Dong, "A novel robust trajectory tracking controller for small-scale unmanned helicopters", Electrical and Computer Engineering (CCECE), 2015 IEEE 28th Canadian Conference on. IEEE, 2015
- [17].B. Zhou, Z. Zhiqiang, L. Zhibin, T. Shuai, "Implementation of a robust and nonlinear attitude control system for a small-scale unmanned helicopter", Information and Automation, 2015 IEEE International Conference on. IEEE, 2015