مجله مهندسی مکانیک مدرس، آبان 1396، دوره 17، شماره 8، ص‌ص 388-398

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

مدل‌سازی پرواز بالگرد بدون سرنشین در محیط شبیه‌ساز چندسطحی و طراحی کنترلر مقاوم برای تعقیب مسیر

محمدحسین خالصی[1]، حسن سالاریه[2*]، محمود سعادت فومنی[3]

1- دانشجوی دکترا، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف، تهران
2- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف ، تهران
3- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف ، تهران
* تهران، صندوق پستی 9567-11155، salarieh@sharif.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 31 اردیبهشت 1396
پذیرش: 13 تیر 1396
ارائه در سایت: 27 مرداد 1396

کلید واژگان:
شبیه ساز پرواز
مدلسازی دینامیکی
بالگرد بدون سرنشین
دینامیک فلپینگ

چکیده

با توجه به قابلیت‌های متعدد و کاربردهای روزافزون تجاری و نظامی هلیکوپترهای رادیو کنترل، مطالعات فراوانی بر روی این وسایل پرنده بدون سرنشین در حال انجام است. با توجه به سیستم دینامیکی غیرخطی، پیچیده، ناپایدار و کوپل‌شده و همچنین محدودیت‌های موجود در کنترل و هدایت دستی، توانایی کنترل خودکار این وسایل از اهمیت بالایی برخوردار است. در این مقاله ضمن بررسی روش‌های مختلف مدلسازی دینامیکی هلیکوپترهای بدون سرنشین، یک محیط شبیه‌ساز چندسطحی برای تحلیل عملکرد پرواز و بررسی اثرات پارامترهای مختلف، طراحی و پیاده‌سازی شده است. اهمیت و نوآوری اصلی شبیه‌ساز ایجاد شده، امکان شبیه‌سازی دینامیکی پرواز هلیکوپتر با استفاده از تئوری‌های مختلف برای کاربردهایی نظیر طراحی سیستم کنترلی، بررسی عملکرد آن و شبیه‌سازی واقعی پرواز است. تفاوت اصلی مدلسازی‌های مختلف در تئوری و فرضیات به‌کار رفته در مدلسازی مجموعه روتور و دینامیک فلپینگ آن می‌باشد. برای هر سطح، طراحی فیلتر کالمن و سیستم کنترلی انجام گرفته و نتایج اولیه نشان‌دهنده عملکرد قابل‌قبول تخمین‌گر و کنترلر است. با توجه به چندسطحی بودن شبیه‌ساز و پیچیدگی بیشتر رفتار واقعی هلیکوپتر بدون سرنشین نسبت به مدلسازی‌های انجام شده، می‌توان از این شبیه‌ساز به عنوان راه حل بهتر برای مرحله مقدماتی قبل از انجام تست‌های پرواز واقعی بهره برد هندسه پره‌های راهنمای ورودی و کانال برگشتی استفاده کرد و زاویه مطلوب برای دستیابی به بیشترین مقدار بازده و نسبت فشار را بدست آورد.

Modeling of an Unmanned Rotorcraft in Multi-level Simulator Environment and Robust Controller Design for Trajectory Tracking

Mohammad Hossein Khalesi[1], Hassan Salarieh[2*], Mahmoud Saadat Foumani

School of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran
* P.O.B. 11155-9567, Tehran, Iran, salarieh@sharif.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 21 May 2017
Accepted 04 July 2017
Available Online 18 August 2017

Keywords:
Flight Simulator
Dynamic Modeling
Unmanned Rotorcraft
Flapping Dynamics

ABSTRACT

According to numerous capabilities and increasingly military and commercial applications of radio controlled helicopters, many investigations are being performed on these unmanned aircraft vehicles. Due to nonlinear, complex, unstable and coupled dynamic system and also existing limitations on manual control, the ability of automatic control of these vehicles has gained great importance. In this paper, in addition to investigating different methods of unmanned helicopters dynamic modeling, a multi-level simulator environment has been designed and implemented for flight performance analysis and effects of different parameters have been investigated. The main importance and innovation of present simulator is in the realm of possibility of dynamic flight simulation of helicopter using different theories for applications like control system design, performance analysis and real flight simulation. The main difference of the utilized methods is in theories and assumptions applied in main rotor and its flapping dynamics modeling. For each level, Kalman filter and control system design have been performed and preliminary results show the acceptable performance of estimator and controller systems. Considering the complexity of real unmanned helicopter behavior compared to previously performed models, the proposed multi-level simulator can be used as an appropriate tool for the first step before real flight tests.

1- مقدمه

با وجود گذشت زمان نسبتا کوتاه از عمومیت یافتن وسایل پرنده بدون سرنشین، کاربردهای فراوانی (از جمله امداد و نجات، گشت‌زنی، تصویربرداری و مسیریابی) برای این وسایل در نظر گرفته شده است. با توجه به پیشرفت‌های انجام شده در زمینه‌های مختلف تکنولوژی و تولید تجهیزات الکترونیکی و الکترومکانیکی با ابعاد کوچکتر، مطالعه درباره عملکرد وسایل

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:

M. H. Khalesi, H. Salarieh, M. Saadat Foumani, Modeling of an Unmanned Rotorcraft in Multi-level Simulator Environment and Robust Controller Design for Trajectory Tracking, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 8, pp. 388-398, 2017 (in Persian)

پرنده بدون سرنشین در چند سال گذشته مورد توجه بیشتری نیز قرار گرفته است. از میان وسایل پرنده بدون سرنشین مختلف، هلیکوپترها به خاطر مزایا و قابلیت‌های فراوان از اهمیت بیشتری برخوردارند. از جمله این قابلیت‌ها می‌توان به امکان پرواز و فرود عمودی، امکان حفظ موقعیت در هوا، چابکی بالا، امکان انجام مانورهای پیچیده و پرواز در جهات مختلف و همچنین توانایی عبور از موانع و مسیرهای محدود و باریک اشاره کرد. این قابلیت‌ها باعث می‌شود تا هلیکوپترهای بدون سرنشین موارد استفاده فراوانی در زمینه‌های نظامی، تجاری و تفریحی داشته باشند.

البته با وجود قابلیت‌های فراوان هلیکوپترهای بدون سرنشین، معایب و مشکلات مختلفی نیز در عملکرد آن‌ها دیده می‌شود. عملکرد دینامیکی هلیکوپترها نسبت به سایر وسایل پرنده با بال‌های ثابت دارای پیچیدگی بیشتری است. عواملی نظیر مدل غیرخطی پیچیده، متغیرهای حالت متعدد و ورودی‌های محدود، ناپایداری ذاتی و دینامیک کوپل‌شده، تعدّد پارامترهای اثرگذار، تاثیر زیاد اغتشاشات محیطی و وجود دینامیک مدل نشده منجر به دشواری کنترل آن خواهد شد.

هدایت یک هلیکوپتر رادیو کنترل نیاز به مهارت و تجربه بالایی دارد و عموما دشوارتر از هلیکوپترهای واقعی است. در حالت هدایت دستی به خاطر فاصله داشتن از هلیکوپتر، تغییر مداوم موقعیت و جهت‌گیری هلیکوپتر نسبت به خلبان، وجود خطای احتمالی در تعیین فواصل و سرعت‌ها و همچنین وجود اغتشاشات جریان هوا در اطراف هلیکوپتر، خلبان با دشواری فراوانی روبه‌رو است. همین امر در کنار محدودیت میدان دید و زمان پروازی در حالت کنترل دستی، موجب افزایش اهمیت پیاده‌سازی سیستم کنترلی خودکار برای هلیکوپترهای بدون سرنشین شده است.

برای به دست آوردن توانایی کنترل هلیکوپترهای بدون سرنشین، در اختیار داشتن یک مدل دینامیکی مناسب از رفتار هلیکوپتر الزامی است. مراجع کلاسیک متعددی در زمینه مدلسازی دینامیکی هلیکوپترها وجود دارد که از آن جمله می‌توان به [1-3] اشاره کرد. با توجه به افزایش به‌کارگیری هلیکوپترهای بدون سرنشین در سال‌های اخیر، مراجعی در زمینه مدلسازی این وسایل نیز منتشر شده (از جمله [4-6]) و به صورت گسترده مورد استفاده قرار می‌گیرند. به صورت کلی برای مدلسازی دینامیکی هلیکوپترهای بدون سرنشین از روش‌های تحلیلی، شناسایی سیستم و یا ترکیبی از آن‌ها استفاده می‌شود. مدلسازی تحلیلی در سطوح مختلفی انجام می‌شود که تفاوت اصلی بین آن‌ها در فرضیات مدلسازی مجموعه روتور اصلی و دینامیک فلپینگ آن است.

مهم‌ترین بخش در مدلسازی دینامیکی هلیکوپتر، دینامیک فلپینگ روتور اصلی آن است. با توجه به بارگذاری‌های اعمال شده بر روی پره‌های روتور اصلی (ناشی از ورودی‌های کنترلی، حرکت‌های هلیکوپتر و عوامل محیطی) صفحه چرخش پره‌ها (TPP[1]) نسبت به حالت افقی اولیه دچار انحراف می‌شود. این انحراف در عمل پدیده "بال زدن" یا "فلپینگ" پره‌ها نامیده می‌شود (شکل 1) و دینامیک حاکم بر آن و اثرات کوپلینگ آن با سرعت‌زاویه‌ای هلیکوپتر، نقش به‌سزایی در رفتار دینامیکی سیستم دارد. از آنجایی که نیروهای حاصل از روتور به صورت تقریبی عمود بر صفحه چرخش پره‌ها می‌باشند، استفاده از این تغییر جهت‌گیری، عامل اصلی در هدایت و انجام مانورهای مختلف توسط هلیکوپتر به شمار می‌رود.

در این پژوهش شبیه‌سازِ چندسطحی پرواز هلیکوپتر بدون سرنشین در محیط نرم‌افزار متلب – سیمولینک طراحی و پیاده‌سازی شده است. برای این

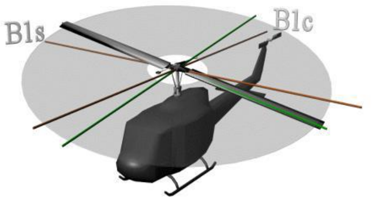

Fig. 1 Tip path plane and main rotor flapping angles definition

شکل 1 تعریف صفحه چرخش پره‌ها و زوایای فلپینگ روتور اصلی

منظور پس از بررسی مراجع مختلف، سه روش پرکاربرد برای مدلسازی تئوریِ دینامیک پرواز هلیکوپتر شناسایی شده و در شبیه‌ساز مورد استفاده قرار گرفته‌اند. تفاوت اصلی روش‌ها در نحوه مدلسازی مجموعه روتور و دینامیک فلپینگ آن است. این سه روش شامل حذف دینامیک فلپینگ، مدل تقریبی مرتبه اول برای فلپینگ و مدلسازی تحلیلی کامل مجموعه روتور می‌باشند. با توجه به بررسی‌های انجام شده به دلیل ابعاد کوچک‌تر و دینامیک سریع‌تر در هلیکوپترهای بدون سرنشین، متداول‌ترین روش برای مدلسازی دینامیک فلپینگ استفاده از مدل تقریبی مرتبه اول است. (مراجع [7-9]) از جمله مقالات مرتبط با مدلسازی و کنترل پرنده‌های بدون سرنشین می‌توان به [10] اشاره کرد.

علاوه بر مدلسازی با روش‌های اصلی، ویژگی‌های دیگری در این شبیه‌ساز در نظر گرفته شده که از آن جمله می‌توان به نمایش وضعیت هلیکوپتر در فضای سه بعدی، امکان اعمال ورودی‌های دستی با استفاده از دسته فرمان[2]، اضافه کردن نویز به سیگنال‌های موجود، در نظر گرفتن عدم قطعیت برای پارامترها و ایجاد تاخیر در سیستم‌های اندازه‌گیری و کنترلی اشاره کرد.

دلیل اصلی طراحی شبیه‌سازِ چندسطحی، به‌کارگیری آن به عنوان بستری برای تحلیل و ارزیابی سیستم‌های کنترلی طراحی شده قبل از انجام تست‌های پروازی هلیکوپتر است. با توجه به خطرات ناشی از عدم عملکرد مناسب سیستم کنترلی در زمان تست‌های پروازی، باید عملکرد مجموعه قبل از انجام هرگونه تست در شبیه‌سازی‌های نرم‌افزاری مورد بررسی قرار گیرد.

راه‌حل‌های متعددی برای بررسی عملکرد سیستم کنترلی قبل از انجام تست‌های عملی وجود دارد. در برخی از مراجع (به عنوان نمونه [12,11]) از یک نرم‌افزار شبیه‌ساز تجاری (نظیر X-plane) به عنوان جایگزین مدل واقعی هلیکوپتر استفاده می‌شود. علاوه بر در دسترس نبودن نرم‌افزار، اطلاع دقیقی از معادلات دینامیکی و جزئیات مدلسازی در این‌گونه نرم‌افزارها وجود ندارد و و تغییر و یا تنظیم پارامترهای مختلف در آن‌ها امکان‌پذیر نیست. در سایر مطالعات (از جمله [13]) نیز برای طراحی کنترلر، شبیه‌سازی پرواز و بررسی عملکرد سیستم کنترلی، از مدل تقریبی یکسان استفاده می‌شود که با توجه به تطابق مدل‌ها، و تفاوت آن‌ها با رفتار واقعی هلیکوپتر، اطمینان‌بخش نخواهد بود. به همین خاطر می‌توان با بررسی سخت‌گیرانه‌تر سیستم کنترلی از طریق طراحی بر اساس مدل تقریبی متداول و بررسی عملکرد بر اساس شبیه‌ساز با مدل تحلیلی پیچیده، اطمینان بیشتری از عملکرد آن حاصل نمود. ضمن اینکه افزودن نویز، تاخیر و عدم قطعیت در پارامترهای مختلف در زمان شبیه‌سازی ارزیابی عملکرد سیستم کنترلی را بهبود می‌بخشد.

در این مقاله علاوه بر مدلسازی دینامیکی، طراحی و پیاده‌سازی سیستم‌های کنترلی نیز در محیط شبیه‌ساز چندسطحی انجام گرفته است. با توجه به ناپایداری ذاتی دینامیک پرواز هلیکوپتر، در صورت عدم اعمال

[1] Tip Path Plane

[2] Joystick

ورودی‌های کنترلی مناسب تعادل هلیکوپتر به سرعت بر هم خورده و متغیرهای حالت آن در زمان کوتاهی واگرا می‌شوند. به همین دلیل وجود یک سیستم کنترلی مناسب برای شبیه‌سازی پرواز هلیکوپتر الزامی است. برای این منظور پس از خطی‌سازی هر مدل، با استفاده از روش‌های کنترل مقاوم خطی، کنترلر مناسب طراحی شده است. با توجه به وارد کردن نویز در سیگنال‌ها و همچنین در دسترس نبودن برخی متغیرهای حالت (از جمله زوایای فلپینگ روتور اصلی) از فیلتر کالمن برای تخمین و بهبود مشخصات متغیرهای حالت مورد نیاز سیستم کنترلی استفاده شده است. در مراجع [14-16] به بحث مدلسازی برخی از سیستم های پرنده بدون سرنشین و کنترل آنها پرداخته شده است.

2- مدلسازی دینامیکی

اغلب هلیکوپترهای رادیو کنترل از نظر ظاهری به صورت مدلی کوچک شده از هلیکوپترهای واقعی ساخته شده‌اند و شباهت زیادی به آن‌ها دارند. در واقع همین امر منجر می‌شود تا دینامیک پرواز آن‌ها نیز به صورت کلی مشابه هلیکوپترهای واقعی باشد. در زمان پرواز هلیکوپتر، نیروی تراست روتور اصلی با غلبه بر وزن وسیله، امکان معلق ماندن را فراهم می‌آورد. نیروی تراست به صورت تقریبی عمود بر صفحه چرخش پره‌های روتور می‌باشد و بنابراین با متمایل کردن این صفحه در راستاهای طولی و عرضی، مولفه‌های نیرو و گشتاور مورد نیاز برای حرکت‌های مختلف نسبت به صفحه افق ایجاد می‌شود. در نهایت روتور دم و گشتاور حاصل از نیروی تراست آن برای خنثی کردن گشتاور مقاوم روتور اصلی به کار می‌رود. البته به دلیل اندازه کوچکتر، چابکی بیشتر و تاثیر بیشتر اغتشاشات محیطی کنترل و هدایت هلیکوپترهای کوچک رادیوکنترل در عمل دشوارتر از هلیکوپترهای واقعی است.

در هلیکوپترهای رادیو کنترل، چهار ورودی کنترلی وجود دارد که سه ورودی مربوط به روتور اصلی و یک ورودی مربوط به روتور دم است. (شکل 2) ورودی‌های کنترلی روتور اصلی شامل ورودی اعمال زاویه گام ثابت پره‌ها (θ_{col}) برای تنظیم مقدار تراست و ورودی‌های اعمال زوایای گام دوره‌ای پره‌ها (θ_{1c} و θ_{1s}) برای تنظیم جهت‌گیری نیروی تراست می‌باشد. با توجه به کوچک بودن نیروی تراست روتور دم و عدم نیاز به تغییر جهت آن، فقط یک ورودی کنترلی (θ_{TR}) برای روتور دم وجود دارد که میزان نیروی تراست آن را (با تغییر زاویه گام پره‌ها) تعیین می‌کند. معمولا در هلیکوپترهای مدل با فیدبک کردن اطلاعات از یک سنسور ژیروسکوپی مربوط به سرعت زاویه‌ای حرکت یاو، میزان نیروی تراست روتور دم به صورت خودکار با میزان مورد نیاز برای حفظ تعادل دورانی هلیکوپتر تنظیم می‌شود و هدایت‌کننده تنها در صورت نیاز به تغییر جهت‌گیری افقی هلیکوپتر، از آن استفاده می‌نماید.

اعمال تغییر زوایای گام پره‌ها در حین چرخش با کمک مجموعه‌ای با نام سواش‌پلیت انجام می‌شود. این مکانیزم امکان اعمال همزمان زاویه گام یکسان

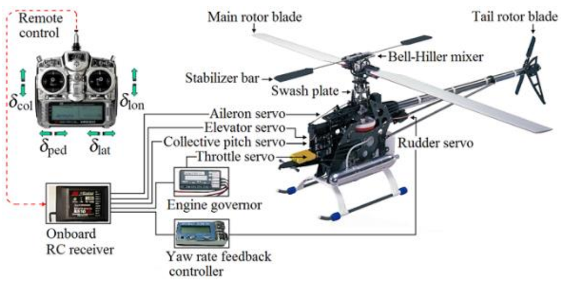

Fig. 2 Control inputs and operating principle [5]

شکل 2 ورودی‌های کنترلی و نحوه اعمال فرامین [5]

و متناوب (بر حسب موقعیت زاویه‌ای) برای پره‌های روتور را داراست. بخش اصلی مکانیزم سواش پلیت شامل دو صفحه مدور موازی است. صفحه پایین نسبت به بدنه دوران ندارد و جهت‌گیری 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 جهت‌گیری آن همواره موازی با صفحه پایین باقی خواهد ماند. از طرفی با در نظر گرفتن مکانیزم چند میله‌ای، جهت‌گیری صفحه بالایی سواش پلیت بر روی زاویه گام پره‌ها در حین چرخش اثرگذار است. به این ترتیب مطابق با شکل 3، اعمال ورودی‌های کنترلی مختلف از طریق سرو موتورهای کنترلی و اهرم‌بندی طراحی شده، منجر به تغییر موقعیت عمودی و جهت‌گیری صفحات سواش-پلیت شده و در نتیجه موجب تغییر زاویه گام پره‌ها در موقعیت‌های زاویه‌ای مختلف می‌گردد.

یکی از سایر بخش‌های اصلی مجموعه روتور میله پایدارکننده است. با توجه به کوپلینگ موجود بین دینامیک فلپینگ روتور و سرعت‌های زاویه‌ای هلیکوپتر، رفتار دینامیکی هلیکوپتر بسیار سریع و پیچیده شده و کنترل آن را با مشکل روبه‌رو می‌کند. برای کاهش اثر منفی این وابستگی دینامیکی و افزایش پایداری نسبی، از روش‌های مختلفی استفاده می‌شود که مرسوم‌ترین آن‌ها اضافه کردن مجموعه میله پایدارکننده به روتور است.

در مکانیزم میله پایدار کننده، میله‌ای با دو بالک در دو انتها، در زیر (و یا بالای) روتور اصلی به محور اصلی لولا می‌شود. رفتار دینامیکی و فلپینگ مربوط به این میله (با توجه به نقش بیشتر نیروهای اینرسی و ژیروسکوپی در دینامیک آن) تا حد زیادی مرتبط با سرعت‌های زاویه‌ای هلیکوپتر و ورودی-های کنترلی اولیه اعمال شده است. با کمک مکانیزم چندمیله‌ای طراحی شده، (مکانیزم بل - هیلر) زاویه گام دوره‌ای پره‌های روتور اصلی به صورت ترکیبی از زوایای صفحه سواش‌پلیت و زوایای فلپینگ میله پایدارکننده تنظیم می‌شود. این امر موجب کاهش اثرات کوپلینگ دینامیکی، تغییرات تدریجی زوایای گام پره‌ها و افزایش پایداری نسبی هلیکوپتر می‌گردد.

روش به‌کار رفته برای مدلسازی دینامیکی روشی ماژولار است. به این صورت که ابتدا با توجه به وضعیت هلیکوپتر و ورودی‌های کنترلی، نیروها و گشتاورهای ایجاد شده توسط بخش‌های مختلف به صورت جداگانه محاسبه می‌شوند. سپس نیروها و گشتاورها به مرکز جرم انتقال داده شده و با استفاده از معادلات دینامیک حرکتی (معادلات نیوتن - اویلر) شتاب‌های خطی و زاویه‌ای هلیکوپتر تعیین می‌شود. سپس با انتگرال‌گیری از این شتاب‌ها، سرعت‌های خطی و زاویه‌ای و موقعیت و زوایای اویلر هلیکوپتر به دست آمده و این چرخه مجددا برای شبیه‌سازی در لحظات بعد تکرار می‌گردد.

برای محاسبه نیروهای هر بخش، می‌توان فرضیات مختلفی را به کار گرفت که منجر به تمایـز مدل نهایی، از یک مدل کاملا پیچیده با دقت بالا تا مدلی ساده برای کاربردهای اولیه می‌گردد. پیاده‌سازی دینامیک سیستم به صورت مدلی پیچیده منجر به طولانی شدن حل معادلات، دشوار شدن درک

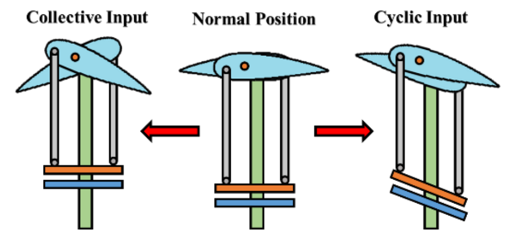

Fig. 3 Swashplate schematic operation diagram

شکل 3 طرح شماتیک عملکرد مجموعه سواش‌پلیت

عملکرد مجموعه و امکان بروز ایجاد خطا در مدلسازی و پیاده‌سازی سیستم،افزایش تعداد پارامترهای مورد نیاز برای توصیف سیستم و ایجاد خطا به دلیل عدم تعیین دقیق پارامترها خواهد شد، تا جایی که افزایش بیش از حد جزئیات و دقت مدل در مقابل این نکات منفی کم‌ارزش به نظر می‌رسد. با توجه به موارد و مشکلات مطرح شده و با بررسی‌های انجام شده، می‌توان به طور کلی فرضیات ساده‌کننده اصلی زیر را در روند مدلسازی در نظر گرفت:

- در نظر گرفتن هلیکوپتر به عنوان جسم صلب
- ثابت ماندن دور موتور اصلی هلیکوپتر (به وسیله گاورنر)
- صرف نظر کردن از دینامیک عملگرها ([9,5,4])
- قرار داشتن در محدوده پروازی نزدیک به شرایط تریم
- صرف نظر کردن از اثر سایر المان‌ها (غیر از روتورها) بر روی توزیع جریان اطراف هلیکوپتر

هلیکوپتر نیز مانند هر جسم صلب دیگر در فضای سه‌بعدی، دارای 6 درجه آزادی است. بنابر تعاریف موجود در دینامیک پرواز، حرکت هلیکوپتر در این درجات آزادی با نامگذاری متداولی بیان می‌شود. حرکت در راستای عمودی، هیو[1] و دوران حول محورهای طولی، عرضی و عمودی به ترتیب رول[2]، پیچ[3] و یاو[4] نامگذاری می‌شوند. نیروهـا و گشتاورهای حول این محورها نیز معمولا (به ترتیب) با X، Y و Z و L، M و N بیان می‌گردند. (شکل 4) با توجه به اینکه هلیکوپتر در زمان پرواز تکیه‌گاه و نقطه ثابتی ندارد، مجموع نیرو و گشتاورهای اعمالی حول مرکز جرم آن موجب ایجاد شتاب‌های خطی و زاویه‌ای مختلف خواهد شد. با توجه به تعداد کمتر ورودی‌ها نسبت به درجات آزادی مدنظر برای کنترل، تعیین نقطه عملکردی پایدار سیستم بسیار دشوار است و در عمل برای ثابت ماندن هلیکوپتر در یک موقعیت خاص، باید ورودی‌های کنترلی مختلف به صورت مداوم تغییر کرده و در هر لحظه برای رسیدن به حالت مطلوب اصلاح شوند. در ادامه این بخش، روند کلی مدلسازی دینامیک هلیکوپتر به صورت خلاصه مطرح خواهد شد.

متغیرهای حالت به‌کار رفته برای مدلسازی شامل موقعیت قرارگیری فضایی مرکز جرم هلیکوپتر، سرعت‌های خطی و زاویه‌ای هلیکوپتر در دستگاه بدنه، زوایای اویلر جهت‌گیری بدنه هلیکوپتر، زوایای فلپینگ روتور اصلی و متغیر حالت مرتبط با سنسور ژیروسکوپی موجود برای پایدارسازی حرکت یاو هلیکوپتر می‌باشند. ورودی‌های کنترلی نیز به صورت 4 ورودی نرمال شده (بین 1 و 1-) برای اعمال به سروو موتورهای فرمان در نظر گرفته شده‌اند. تعریف متغیرهای حالت و ورودی‌ها در جدول 1 ارائه شده است. ضمن اینکه دیاگرام کلی مدل دینامیکی در نظر گرفته شده هلیکوپتر نیز در شکل 5 نشان داده شده است.

مدلسازی دینامیکی هلیکوپتر نیازمند تعریف دو دستگاه مختصات

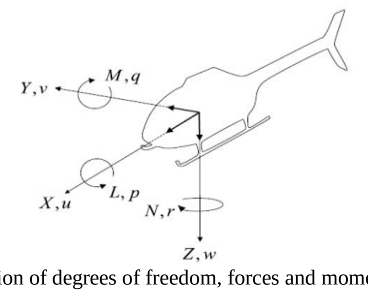

Fig. 4 Definition of degrees of freedom, forces and moments

شکل 4 تعریف درجات آزادی، نیروها و گشتاورهای سیستم

مختلف است. دستگاه اول یک دستگاه مختصات ثابت با نقطه مبداء دلخواه بر روی زمین و راستاهای NED (شمال – شرق - پایین) برای محورهای مختصات است. دستگاه دوم نیز یک دستگاه غیرنیوتنی متصل به مرکز جرم و با راستاهای NED است که روابط دینامیک حرکتی هلیکوپتر در آن نوشته می‌شود. ارتباط بین محورهای این دو دستگاه توسط زوایای اویلر مشخص می‌شود.

با در اختیار داشتن مولفه‌های سرعت خطی هلیکوپتر در دستگاه بدنی، سینماتیک مربوط به نرخ تغییرات موقعیت هلیکوپتر مطابق رابطه (1) است:

$$\dot{P}_{\mathrm{n}} = V_{\mathrm{n}} = R_{\mathrm{n/b}} V_b \tag{1}$$

که در آن $R_{n/b}$ ماتریس دوران دستگاه بدنی به دستگاه اینرسی طبق رابطه (2) می‌باشد:

$$R_{\mathrm{n/b}} = \begin{bmatrix} c\theta\, c\psi & s\phi\, s\theta\, c\psi - c\phi\, s\psi & c\phi\, s\theta\, c\psi + s\phi\, s\psi \\ c\theta\, s\psi & s\phi\, s\theta\, s\psi + c\phi\, c\psi & c\phi\, s\theta\, s\psi - s\phi\, c\psi \\ -s\theta & s\phi\, c\theta & c\phi\, c\theta \end{bmatrix} \tag{2}$$

در رابطه (2)، c و s به ترتیب نشان‌دهنده cos و sin هستند. رابطه موجود بین نرخ تغییرات زوایای اویلر و سرعت زاویه‌ای هلیکوپتر در دستگاه بدنی نیز به شکل ماتریسی طبق رابطه (3) قابل بیان است:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & tan\theta\, sin\phi & tan\theta\, cos\phi \\ 0 & cos\phi & -sin\phi \\ 0 & \frac{sin\phi}{cos\theta} & \frac{cos\phi}{cos\theta} \end{bmatrix} \omega_{b/n}^{b} \tag{3}$$

پس از محاسبه نیروها و گشتاورهای وارد شده به هلیکوپتر می‌توان با استفاده از معادلات نیوتن – اویلر، معادلات دینامیکی حاکم بر حرکت هلیکوپتر را مطابق روابط (4) و (5) به دست آورد:

$$\dot{V}_b = -\omega_{b/n}^{b} \times V_b + \frac{F_b}{m} + \frac{F_{b,g}}{m} \tag{4}$$

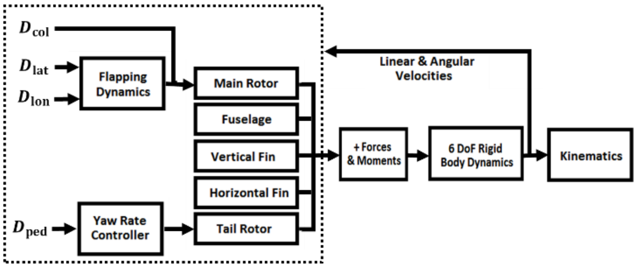

Fig. 5 Unmanned rotorcraft dynamic model diagram

شکل 5 دیاگرام مدل دینامیکی هلیکوپتر بدون سرنشین

جدول 1 متغیرهای حالت و ورودی‌ها در مدلسازی

Table 1 Modeling space states and inputs

متغیر	واحد	توضیحات
$P_n = [x_n \;\; y_n \;\; z_n]^{\mathrm{T}}$	m	بردار موقعیت هلیکوپتر در دستگاه ثابت
$V_b = [u \;\; v \;\; w]^{\mathrm{T}}$	$\mathrm{m}/_{\mathrm{s}}$	سرعت خطی هلیکوپتر در دستگاه بدنی
$\omega_{b/n}^{b} = [p \;\; q \;\; r]^{\mathrm{T}}$	$\mathrm{rad}/_{\mathrm{s}}$	سرعت زاویه‌ای هلیکوپتر در دستگاه بدنی
ϕ, θ, ψ	rad	زوایای اویلر
Flapping Angles	rad	زوایای فلپینگ روتور اصلی
$\delta_{\mathrm{ped,int}}$	-	متغیر حالت کمکی تعریف شده برای فیدبک کنترلی سنسور ژیروسکوپی یاو
δ_{lat}	-	ورودی نرمال شده سروو ایلرون (بین 1و1-)
δ_{lon}	-	ورودی نرمال شده سروو الویتور (بین 1و1-)
δ_{col}	-	ورودی نرمال شده سروو کالکتیو (بین 1و1-)
δ_{ped}	-	ورودی نرمال شده سروو رادر (بین 1و1-)

[1] Heave
[2] Roll
[3] Pitch
[4] Yaw

$$\dot{\omega}^{\mathrm{b}}_{\mathrm{b/n}} = J^{-1}\left(M_{\mathrm{b}} - \omega^{\mathrm{b}}_{\mathrm{b/n}} \times \left(J\omega^{\mathrm{b}}_{\mathrm{b/n}}\right)\right) \tag{5}$$

که بردارهای نیرو و گشتاور، طبق روابط (6) تا (8) محاسبه می‌شوند:

$$F_{\mathrm{b,g}} = \begin{bmatrix} -mg\sin\theta \\ mg\sin\phi\cos\theta \\ mg\cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \tag{6}$$

$$F_b = \begin{bmatrix} X_{\mathrm{mr}} + X_{\mathrm{tr}} + X_{\mathrm{fus}} + X_{\mathrm{vf}} + X_{\mathrm{hf}} \\ Y_{\mathrm{mr}} + Y_{\mathrm{tr}} + Y_{\mathrm{fus}} + Y_{\mathrm{vf}} + Y_{\mathrm{hf}} \\ Z_{\mathrm{mr}} + Z_{\mathrm{tr}} + Z_{\mathrm{fus}} + Z_{\mathrm{vf}} + Z_{\mathrm{hf}} \end{bmatrix} \tag{7}$$

$$M_b = \begin{bmatrix} L_{\mathrm{mr}} + L_{\mathrm{tr}} + L_{\mathrm{fus}} + L_{\mathrm{vf}} + L_{\mathrm{hf}} \\ M_{\mathrm{mr}} + M_{\mathrm{tr}} + M_{\mathrm{fus}} + M_{\mathrm{vf}} + M_{\mathrm{hf}} \\ N_{\mathrm{mr}} + N_{\mathrm{tr}} + N_{\mathrm{fus}} + N_{\mathrm{vf}} + N_{\mathrm{hf}} \end{bmatrix} \tag{8}$$

در این روابط X، Y و Z نیروها و L، M و N گشتاورهای خارجی اعمال شده به سیستم می‌باشند که باید برای المان‌های مختلف (روتور اصلی، روتور دم، بدنه، بالک افقی و عمودی) محاسبه شده و به دستگاه مرکز جرم انتقال یابند. همچنین $J_{3\mathrm{x}3}$ ماتریس اینرسی هلیکوپتر و مطابق رابطه (9) است:

$$J = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix} \tag{9}$$

برای اعمال کردن اثرات ناشی از سرعت باد در اطراف هلیکوپتر و اغتشاشات محیطی ناشی از آن، با در نظر گرفتن سرعت باد در مدل، سرعت نسبی هوای اطراف هلیکوپتر مطابق رابطه (10) فرض شده و مورد استفاده قرار می‌گیرد:

$$V_{\mathrm{wind}} = \begin{bmatrix} u_{\mathrm{wind}} \\ v_{\mathrm{wind}} \\ w_{\mathrm{wind}} \end{bmatrix} \quad \rightarrow \quad V_{\mathrm{a}} = \begin{bmatrix} u_{\mathrm{a}} \\ v_{\mathrm{a}} \\ w_{\mathrm{a}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u - u_{\mathrm{wind}} \\ v - v_{\mathrm{wind}} \\ w - w_{\mathrm{wind}} \end{bmatrix} \tag{10}$$

بخش‌های ایجاد کننده نیرو و گشتاور در هلیکوپترهای بدون سرنشین، شامل روتور اصلی، روتور دم، بدنه و بالک‌های افقی و عمودی می‌شود. مدلسازی مجموعه روتور اصلی، مهم‌ترین و پیچیده‌ترین بخش مدلسازی دینامیکی است و روش‌های مختلفی برای آن به‌کار می‌رود. در شبیه‌ساز طراحی شده، از سه روش مختلف برای مدلسازی آن استفاده شده است که در جدول 2 مورد مقایسه قرار گرفته‌اند. این روش‌ها را می‌توان به صورت خلاصه به شکل زیر بیان کرد:

1- در ساده‌ترین روش از دینامیک حاکم بر رفتار روتور کاملا صرف نظر شده و فرض می‌شود که زوایای فلپینگ و نیروهای روتور به صورت مستقیم توسط ورودی‌های کنترلی قابل تنظیم هستند. با توجه به ساده‌سازی بیش از حد این مدل برای شبیه‌سازی واقعی پرواز کاربردی ندارد، ولی معمولا برای شبیه‌سازی سریع، طراحی روش‌های کنترلی پیچیده، شرایط پروازی خاص، مقایسه اولیه روش‌های مختلف و بررسی اولیه انجام ماموریت‌های گروهی (به عنوان نمونه در مرجع [17]) مورد استفاده قرار می‌گیرد.

2- در متداول‌ترین روش، دینامیک فلپینگ (به همراه میله پایدارکننده) به صورت سیستم دینامیکی رسته 1 در نظر گرفته می‌شود (مانند مراجع [19,18,5]) و بنابراین سیستم دارای 2 متغیر حالت برای تعریف زوایای فلپینگ خواهد بود. البته گاهی از ادغام دینامیک فلپینگ میله پایدار کننده صرف نظر شده و 2 متغیر حالت جداگانه برای آن در نظر گرفته می‌شوند. در این روش برای محاسبه نیروی تراست و سرعت القایی جریان عبوری از روتور، از روش‌های تئوری مومنتوم و فرض عمود بودن نیروی تراست بر صفحه چرخش پره‌ها استفاده می‌شود. این روش به دلیل پیش‌بینی قابل قبول رفتار واقعی هلیکوپتر در شرایط پروازی عادی و عدم پیچیدگی بیش از حد، به عنوان مبنای اصلی در طراحی سیستم کنترلی در بسیاری از مطالعات در نظر گرفته شده است.

3- پیچیده‌ترین روش به‌کار رفته برای مدلسازی مجموعه روتور، روش تحلیلی بر مبنای تئوری المان پره است. در این روش دینامیک مجموعه روتور با در نظر گرفتن یک المان دیفرانسیلی در پره، نوشتن معادلات دینامیکی و ایرودینامیکی مربوط به آن و انتگرال‌گیری در طول پره مدلسازی می‌شود. در این حالت رفتار فلپینگ به صورت یک سیستم نوسانی رسته 2 و نیروها و گشتاورهای روتور به صورت توابع غیرخطیِ پیچیده از ورودی‌ها، زوایای فلپینگ و سرعت‌های خطی و زاویه‌ای هلیکوپتر قابل بیان است. در این مدل 6 متغیر حالت جدید برای فلپینگ روتور اصلی و 2 متغیر حالت برای فلپینگ میله پایدار کننده به سیستم اضافه می‌شود. توضیحات کامل مربوط به این روش مدلسازی در مراجع مختلف از جمله [1-3] مطرح شده و نحوه پیاده‌سازی آن در [4] مورد بررسی قرار گرفته است.

مدلسازی روتور دم نیز مشابه روتور اصلی می‌باشد، با این تفاوت که به دلیل سرعت چرخش بسیار بیشتر، از دینامیک فلپینگ و مولفه‌های نیرویی ناشی از آن صرف نظر می‌شود. در روش مدلسازی اول، مقدار نیروی تراست آن به صورت مستقیم از ورودی کنترلی تعیین می‌گردد. در روش دوم، میزان تراست توسط تئوری مومنتوم تعیین می‌گردد. در روش سوم نیز با حذف دینامیک فلپینگ نیروها و گشتاورهای تولید شده توسط روتور دم محاسبه می‌گردند. در صورت در نظر گرفتن کنترلر ژیروسکوپی، ورودی کنترلی اعمال شده با ورودی کنترلی اولیه (δ_{ped}) متفاوت خواهد بود. در هلیکوپترهای رادیو کنترل، معمولا این فیدبک به صورت یک جبران‌ساز PI طراحی می‌شود ([5]) و نحوه عملکرد آن را می‌توان با رابطه (11) شبیه‌سازی کرد:

$$\bar{\delta}_{\mathrm{ped}} = \left(K_{\mathrm{P}} + \frac{K_{\mathrm{I}}}{s}\right)\left(K_{\mathrm{a}}\delta_{\mathrm{ped}} - r\right) \tag{11}$$

با در نظر گرفتن یک متغیر حالت کمکی ($\delta_{\mathrm{ped,int}}$) برای ایجاد اثر انتگرال‌گیر، می‌توان روابط (12) و (13) را برای دینامیک این متغیر و ورودی کنترلی نهایی برای روتور دم به‌دست آورد:

$$\dot{\delta}_{\mathrm{ped,int}} = K_{\mathrm{a}}\delta_{\mathrm{ped}} - r \tag{12}$$

$$\bar{\delta}_{\mathrm{ped}} = K_{\mathrm{P}}\left(K_{\mathrm{a}}\delta_{\mathrm{ped}} - r\right) + K_{\mathrm{I}}\delta_{\mathrm{ped,int}} \tag{13}$$

جدول 2 مقایسه روش های مختلف مدلسازی مجموعه روتور

Table 2 Comparison of different methods for main rotor modeling

موارد	مدل تحلیلی	مدل تقریبی	مدل ساده
مدلسازی فلپینگ	تئوری المان پره	سیستم رسته 1	-
متغیرهای حالت فلپینگ	β_{0H} , β_{1cH} , β_{1sH} $\dot{\beta}_{0H}$, $\dot{\beta}_{1cH}$, $\dot{\beta}_{1sH}$	a_s , b_s	-
مدل میله پایدارکننده	سیستم رسته 1	سیستم رسته 1	-
متغیرهای حالت میله پایدارکننده	$\bar{\beta}_{1sH}$, $\bar{\beta}_{1cH}$	c_s , d_s	-
محاسبه نیرو و گشتاور	روابط تحلیلی	راستای عمود بر TPP	راستای عمود بر TPP
کاربردهای اصلی	- شبیه سازی واقعی پرواز - بررسی عملکرد سیستم کنترلی - بررسی انجام مانورهای پیچیده	- طراحی سیستم کنترل - شبیه سازی سریع و تقریبی رفتار سیستم - بررسی اولیه عملکرد کنترلر	- بررسی اولیه سیستم های مسیریابی - بررسی انجام ماموریت‌های گروهی

برای مدلسازی بدنه هلیکوپتر سطوح معادلی در راستاهای مختلف در نظر گرفته شده و با استفاده از روابط پسا، مقادیری برای نیروهای مختلف آن تخمین زده می‌شود. در تعیین نیروهای عرضی و طولی حاصل از پسای بدنه، با توجه به سرعت‌های خطی عرضی و طولی هلیکوپتر دو حالت مختلف در نظر گرفته می‌شود. در صورت کمتر بودن این سرعت‌ها از سرعت جریان القایی روتور، تاثیرات این جریان روبه‌پایین باید در نظر گرفته شود، در غیر این صورت بدنه به صورت یک صفحه تخت معادل در نظر گرفته شده و نیروهای وارد شده بر آن مانند نیروی پسای صفحه محاسبه می‌شوند. ([5]) در جهت عمودی نیز باید حاصل جمع سرعت حرکت هلیکوپتر و جریان القایی روتور را در نظر گرفت. با این شرایط می‌توان از روابط (14) تا (16) برای محاسبه نیروهای بدنه استفاده کرد:

$$X_{\mathrm{fus}} = \begin{cases} -\dfrac{\rho}{2} S_{\mathrm{f}x} u_{\mathrm{a}} v_{\mathrm{i,mr}} & \text{if } |u_{\mathrm{a}}| \le v_{\mathrm{i,mr}} \\ -\dfrac{\rho}{2} S_{\mathrm{f}x} u_{\mathrm{a}} |u_{\mathrm{a}}| & \text{if } |u_{\mathrm{a}}| > v_{\mathrm{i,mr}} \end{cases} \tag{14}$$

$$Y_{\mathrm{fus}} = \begin{cases} -\dfrac{\rho}{2} S_{\mathrm{fy}} v_{\mathrm{a}} v_{\mathrm{i,mr}} & \text{if } |v_{\mathrm{a}}| \le v_{\mathrm{i,mr}} \\ -\dfrac{\rho}{2} S_{\mathrm{fy}} v_{\mathrm{a}} |v_{\mathrm{a}}| & \text{if } |v_{\mathrm{a}}| > v_{\mathrm{i,mr}} \end{cases} \tag{15}$$

$$Z_{\mathrm{fus}} = -\frac{\rho}{2} S_{\mathrm{fz}} (w_{\mathrm{a}} - v_{\mathrm{i,mr}}) \left| w_{\mathrm{a}} - v_{\mathrm{i,mr}} \right| \tag{16}$$

با توجه به نزدیک بودن محل اعمال نیروهای وارد بر بدنه و مرکز جرم، از گشتاورهای ناشی از آن‌ها صرف‌نظر می‌شود. برای مدلسازی بالک‌های افقی و عمودی، بعد از محاسبه سرعت جریان در محل بالک‌ها، زوایای حمله تعیین شده و با توجه به قرار داشتن بالک در ناحیه واماندگی و یا ایجاد برآ، نیروی ایجاد شده تعیین می‌گردد. برای تعیین سرعت جانبی در محل بالک عمودی می‌توان از رابطه (17) استفاده کرد:

$$v_{\mathrm{vf}} = v_{\mathrm{a}} - r\, D_{\mathrm{vf}} - \lambda_{\mathrm{vf}} v_{\mathrm{i,tr}} \tag{17}$$

که λ_{vf} بیان کننده قرار داشتن بالک در مسیر جریان القایی روتور دم است. در این صورت نیروی بالک عمودی معادل با رابطه (18) خواهد بود:

$$Y_{\mathrm{vf}} = \begin{cases} -\dfrac{\rho}{2} C_{\mathrm{l\alpha,vf}} S_{\mathrm{vf}} v_{\mathrm{vf}} |u_{\mathrm{a}}| & \text{if } \left|\dfrac{v_{\mathrm{vf}}}{u_{\mathrm{a}}}\right| \le \tan(\alpha_{\mathrm{st}}) \\ -\dfrac{\rho}{2} S_{\mathrm{vf}} v_{\mathrm{vf}} |v_{\mathrm{vf}}| & \text{if } \left|\dfrac{v_{\mathrm{vf}}}{u_{\mathrm{a}}}\right| > \tan(\alpha_{\mathrm{st}}) \end{cases} \tag{18}$$

که α_{st} زاویه واماندگی ایرفویل بالک است و معمولا برای ایرفویل‌های مختلف حدود 12 درجه در نظر گرفته می‌شود. در نتیجه با توجه به فاصله بالک تا مرکز جرم هلیکوپتر، باید گشتاورهایی برابر با مقادیر روابط (19) و (20) نیز در نظر گرفته شوند:

$$L_{\mathrm{vf}} = Y_{\mathrm{vf}} H_{\mathrm{vf}} \tag{19}$$

$$N_{\mathrm{vf}} = -Y_{\mathrm{vf}} D_{\mathrm{vf}} \tag{20}$$

برای بالک افقی نیز می‌توان به صورت مشابه سرعت جانبی، نیرو و گشتاورهای ایجاد شده را با روابط (21) تا (23) محاسبه کرد:

$$w_{\mathrm{hf}} = w_{\mathrm{a}} + q\, D_{\mathrm{hf}} - v_{\mathrm{i,mr}} \tag{21}$$

$$Z_{\mathrm{hf}} = \begin{cases} -\dfrac{\rho}{2} C_{\mathrm{l\alpha,hf}} S_{\mathrm{hf}} w_{\mathrm{hf}} |u_{\mathrm{a}}| & \text{if } \left|\dfrac{w_{\mathrm{hf}}}{u_{\mathrm{a}}}\right| \le \tan(\alpha_{\mathrm{st}}) \\ -\dfrac{\rho}{2} S_{\mathrm{hf}} w_{\mathrm{hf}} |w_{\mathrm{hf}}| & \text{if } \left|\dfrac{w_{\mathrm{hf}}}{u_{\mathrm{a}}}\right| > \tan(\alpha_{\mathrm{st}}) \end{cases} \tag{22}$$

$$M_{\mathrm{hf}} = Z_{\mathrm{hf}} D_{\mathrm{hf}} \tag{23}$$

در نهایت پس از محاسبه نیروها و گشتاورهای بخش‌های مختلف، می‌توان با انتقال آن‌ها به مرکز جرم و نوشتن معادلات حرکتی، مدلسازی دینامیکی را تکمیل نمود. با توجه به مدل ایجاد شده، مشاهده می‌شود که پارامترهای مختلفی در سیستم هلیکوپتر و در نتیجه رفتار دینامیکی آن تاثیرگذار هستند. البته مشخصات، تعداد و دقت تعیین پارامترهای مورد نیاز به روند انجام مدلسازی و فرضیات آن وابسته است. بعضی پارامترها مانند وزن، ابعاد و ممان‌های اینرسی در تمام مدل‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند، ولی با توجه به روش‌ها و روابط به کار رفته در مدل‌های مختلف، برخی ضرایب ساده‌کننده و ثابت‌های زمانی در مدل ظاهر می‌شوند. دقت تعیین پارامترها نیز بستگی به کاربرد مدنظر و ساده‌سازی‌های انجام شده در مدل دارد.

برای تعیین پارامترهای مورد نیاز روش‌های مختلفی وجود دارد. از جمله این روش‌ها می‌توان به اندازه‌گیری‌های مستقیم (برای پارامترهایی نظیر وزن، ابعاد و دور موتور)، انجام تست‌های مشخص (برای تعیین مرکز جرم و ممان‌های اینرسی)، انجام آزمایش‌های مربوط به تونل باد (برای ضرایب ایرودینامیکی) و استفاده از روش‌های شناسایی سیستم (برای تنظیمات نهایی) اشاره کرد. فهرست پارامترهای مورد نیاز به همراه تعریف و مقادیر آن‌ها برای هلیکوپتر رادیو کنترل TRex 600e (به عنوان نمونه، شکل 6) در جدول 3 ارائه شده است. این مقادیر با بررسی مراجع مختلف به صورت تقریبی تخمین زده شده‌اند و تعیین دقیق آن‌ها نیازمند انجام تست‌های مختلف می‌باشد. با توجه به هدف اصلی مقاله که ایجاد محیط شبیه سازی است استفاده از اعداد غیردقیق مشکل ساز نخواهد بود.

جدول 3 تعریف و مقدار پارامترهای مدل دینامیکی هلیکوپتر رادیو کنترل TRex600

Table 3 TRex600 RC helicopter Parameters definitions and values

متغیر	مقدار	واحد	توضیحات
m	3	kg	جرم هلیکوپتر
b_{mr}	2	-	تعداد پره‌های روتور اصلی
b_{tr}	2	-	تعداد پره‌های روتور دم
n_{tr}	4	-	نسبت تبدیل روتور دم به روتور اصلی
Ω_{mr}	172.7	rad / s	سرعت چرخش روتور اصلی
Ω_{tr}	690.8	rad / s	سرعت چرخش روتور دم
R_{mr}	0.65	m	شعاع روتور اصلی
$R_{\mathrm{sb,out}}$	0.30	m	شعاع خارجی میله پایدارکننده
$R_{\mathrm{sb,in}}$	0.21	m	شعاع داخلی میله پایدارکننده
R_{tr}	0.12	m	شعاع روتور دم
c_{mr}	0.055	m	عرض پره روتور اصلی
c_{sb}	0.05	m	عرض پره میله پایدارکننده
c_{tr}	0.025	m	عرض پره روتور دم
e_{mr}	0.07	m	فاصله مفصل روتور اصلی تا هاب
$S_{\mathrm{f}x}$	0. 09	m^2	سطح معادل بدنه در راستای طولی
S_{fy}	0.75	m^2	سطح معادل بدنه در راستای عرضی
S_{fz}	0.08	m^2	سطح معادل بدنه در راستای عمودی
S_{vf}	0.006	m^2	سطح بالک عمودی
S_{hf}	0.002	m^2	سطح بالک افقی
H_{mr}	0.11	m	ارتفاع روتور اصلی نسبت به مرکز جرم
D_{tr}	0.835	m	فاصله طولی روتور دم نسبت به مرکز جرم
H_{tr}	0.02	m	ارتفاع روتور دم نسبت به مرکز جرم
D_{vf}	0.765	m	فاصله طولی بالک عمودی نسبت به مرکز جرم
H_{vf}	-0.04	m	ارتفاع بالک عمودی نسبت به مرکز جرم
D_{hf}	0.595	m	فاصله طولی بالک افقی نسبت به مرکز جرم
$I_{\beta,\mathrm{mr}}$	0.050	$\mathrm{kg.\,m^2}$	ممان اینرسی روتور اصلی نسبت به هاب
$I_{\beta,\mathrm{sb}}$	0.0035	$\mathrm{kg.\,m^2}$	ممان اینرسی میله پایدارکننده نسبت به هاب
J_{xx}	0.085	$\mathrm{kg.\,m^2}$	ممان اینرسی هلیکوپتر حول محور طولی
J_{yy}	0.185	$\mathrm{kg.\,m^2}$	ممان اینرسی هلیکوپتر حول محور عرضی
J_{zz}	0.265	$\mathrm{kg.\,m^2}$	ممان اینرسی هلیکوپتر حول محور عمودی

Fig. 6 TRex 600e Radio Controlled Helicopter

شکل 6 هلیکوپتر رادیو کنترل TRex 600e

3- پیاده سازی شبیه ساز

برای پیاده‌سازی شبیه‌ساز پرواز دینامیکی هلیکوپتر بدون سرنشین از نرم‌افزار متلب – سیمولینک استفاده شده است. با توجه به روابط ذکر شده، معادلات دینامیکی سیستم در یک بلوک تابع ایجاد شده و با استفاده از بلوک‌های انتگرال‌گیر برای متغیرهای حالت مختلف، شبیه‌سازی برای مدت زمان‌های دلخواه صورت می‌گیرد. امکان به‌کارگیری این شبیه‌ساز برای هر 3 مدل از روتور معرفی شده به صورت جداگانه یا همزمان وجود دارد. ضمن اینکه برای امکان کنترل و هدایت هلیکوپتر، بخشی به عنوان سیستم کنترلی در شبیه‌ساز در نظر گرفته شده است.

برای نشان دادن و درک بهتر رفتار هلیکوپتر، با استفاده از ابزار واقعیت مجازی در نرم‌افزار متلب، محیط شبیه‌سازی سه بعدی در نرم‌افزار سیمولینک ایجاد شده است. در محیط شبیه‌ساز علاوه بر نمایش وضعیت سه‌بعدی هلیکوپتر، امکان نمایش تمامی اطلاعات و متغیرها به صورت نمودار و گراف، بازخوانی و استفاده برای سیستم کنترلی و ذخیره کردن آن‌ها در محیط متلب نیز وجود دارد. علاوه بر اعمال کنترل خودکار، قابلیت استفاده از دسته فرمان برای دادن ورودی‌های دلخواه به سیستم نیز در نظر گرفته شده است. از سایر ویژگی‌های این شبیه‌ساز می‌توان به امکان اعمال تاخیر و یا دینامیک عملگرها به سیستم، وارد کردن نویز به متغیرها و ورودی‌ها و ایجاد عدم قطعیت در پارامترهای مختلف مدل اشاره کرد.

4- طراحی سیستم کنترلی

با بررسی مراجع مختلف می‌توان مشاهده کرد که تنوع روش‌های کنترلی به‌کار رفته برای کنترل و هدایت هلیکوپترهای بدون سرنشین بسیار گسترده می‌باشد. هرچند با توجه به ماهیت دینامیک سیستم و محدودیت‌های موجود، استفاده از روش‌های کنترل خطی، لایه‌ای و مقاوم بیشتر مشاهده می‌شود (از جمله مراجع [23-20])، ولی انواع روش‌های دیگر نظیر کنترل‌های غیرخطی مختلف، کنترل بهینه، کنترل تطبیقی و کنترل فازی نیز در مطالعات مختلف به کار گرفته شده‌اند. البته در اغلب موارد با توجه به در نظر گرفتن تاثیر ساده‌سازی‌ها، عدم قطعیت و اغتشاشات محیطی، عملکرد کنترلر طراحی شده با استفاده از بحث‌های مرتبط با کنترل مقاوم، تقویت می‌شود. برای انتخاب روش کنترلی مناسب باید موارد متعددی از جمله پیچیدگی و دقت مدلسازی مورد نیاز برای کنترلر، هزینه محاسباتی آن، محدودیت‌های موجود در متغیرها و ورودی‌ها، محدوده پروازی و مانورهای مدنظر، امکان پیاده‌سازی عملی کنترلر و البته اطمینان از عملکرد صحیح آن و کم بودن ریسک خطا را در نظر گرفت.

پیاده‌سازی سیستم کنترلی وسیله پرنده، نیازمند در اختیار داشتن اطلاعات وضعیت و در واقع متغیرهای حالت سیستم است. متغیرهای حالت سیستم عموما شامل موقعیت، جهت‌گیری، سرعت‌های خطی و زاویه‌ای و زوایای جهت‌گیری صفحه روتور می‌شوند. معمولا وضعیت قرارگیری و حرکت هلیکوپتر به وسیله تجهیزات و سنسورهای در نظر گرفته شده، با دقت مناسبی قابل اندازه‌گیری است، ولی زوایای صفحه روتور در زمان پرواز در دسترس نخواهند بود. البته در عمل این امر اشکالی ایجاد نمی‌کند. زیرا در حالت کنترل دستی نیز فرد هدایت‌کننده اطلاعات دقیقی از این زوایا ندارد و توانایی کنترل و هدایت مناسب وسیله در این شرایط نیز وجود دارد. در واقع اطلاعات مورد نیاز از وضعیت هلیکوپتر، بستگی به روش و منطق کنترلی در نظر گرفته شده خواهد داشت. در اکثر کنترلرهای ساده، تنها اطلاع از موقعیت قرارگیری و سرعت هلیکوپتر برای محاسبه فرمان کنترلی کافی است، ولی در کنترلرهای پیچیده‌تر و برای انجام مانورهای دشوار و یا بهینه، در اختیار داشتن اطلاعات کامل سیستم کمک فراوانی خواهد کرد. علاوه بر آن پیاده‌سازی تخمین‌گر مناسب، می‌تواند برای فیلتر کردن داده‌های موجود نیز به‌کار گرفته شود.

با توجه به تعدد متغیرهای حالت و بالا بودن رسته سیستم، طراحی سیستم کنترلیِ یکپارچه و مناسب برای سیستم اولیه امکان‌پذیر نیست. به همین منظور سیستم به دو بخش دارای دینامیک سریع (دینامیک دورانی هلیکوپتر) و کند (دینامیک خطی هلیکوپتر) تقسیم می‌شود (شکل 7) و طراحی کنترلر به صورت لایه‌ای انجام می‌گیرد. لایه خارجی دربردارنده حرکت‌های خطی و موقعیت هلیکوپتر بوده و مقادیر مطلوب زوایای جهت‌گیری هلیکوپتر را برای دنبال کردن مسیر مرجع تولید می‌نماید. در لایه داخلی، دینامیک دورانی هلیکوپتر کنترل شده و مقادیر مرجع را دنبال خواهد نمود.

برای لایه‌های کنترلی داخلی و خارجی می‌توان از روش‌های کنترلی مختلف استفاده کرد. با توجه به اهمیت لایه داخلی در حفظ پایداری و کنترل هلیکوپتر و همچنین وجود اغتشاشات محیطی و تاثیر قابل‌توجه آن در دینامیک دورانی، از روش‌های کنترل مقاوم برای این لایه استفاده شده است. لایه خارجی نقش بیشتری در حرکات خطی هلیکوپتر خواهد داشت و می‌توان با توجه به مانور مدنظر و کیفیت انجام آن، از روش‌های کنترلی مختلف استفاده کرد. در حال حاضر روش کنترلی RPT[1] به عنوان مبنا برای طراحی کنترلر این لایه در نظر گرفته شده است.

4-1- طراحی کنترلر لایه داخلی

برای طراحی کنترلر لایه داخلی، ابتدا با تعریف مناسب متغیرهای حالت مدنظر و ورودی‌های موثر، سیستم حول نقطه تریم پرواز ایستا خطی‌سازی می‌شود. با مشخص شدن ماتریس‌های حالت و ورودی (A و B)، با تعریف سایر پارامترهای مورد نیاز برای روش طراحی کنترل مقاوم (H_∞) و حل معادله ریکاتی مربوطه، قانون فیدبک کنترلی لایه داخلی به دست می‌آید. سپس مجموعه سیستم و کنترلر لایه داخلی به عنوان یک سیستم جدید در

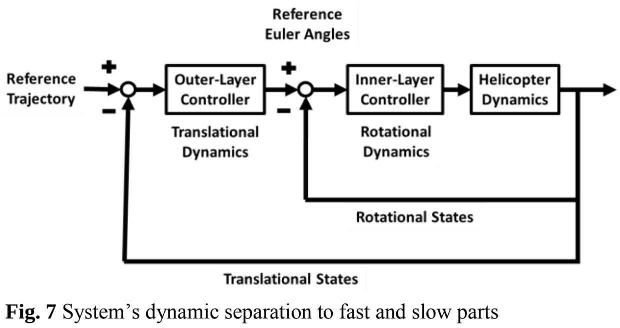

Fig. 7 System's dynamic separation to fast and slow parts

شکل 7 تقسیم دینامیک سیستم به دو بخش سریع و کند

[1] Robust and Perfect Tracking

نظر گرفته شده و تابع تبدیل خطی بین زوایای جهت‌گیری هلیکوپتر و شتاب‌های خطی متناظر آن به دست می‌آید. از این ماتریس برای تبدیل شتاب‌های خطی مورد نیاز به زوایای اویلر مناسب برای ایجاد این شتاب‌ها استفاده خواهد شد. در نهایت با طراحی کنترلر مناسب برای سیستم دینامیک خارجی، سیستم کنترلی تکمیل می‌شود. این روش برای هر 3 مدل معرفی شده با موفقیت پیاده‌سازی شده است.

روش به‌کار رفته برای خطی‌سازی سیستم، استفاده از تئوری اغتشاش کوچک و روش‌های عددی مربوط به آن است. با توجه به تفاوت مدل و متغیرهای حالت در نظر گرفته شده برای روتور اصلی در مدل‌های مختلف، رسته سیستم خطی برای 3 مدل متفاوت خواهد بود. متغیرهای حالت مربوط به مدل تحلیلی، مدل تقریبی و مدل بدون دینامیک فلپینگ و ورودی‌های کنترلی مربوط به لایه داخلی مطابق روابط (24)-(27) می‌باشند:

$$x^{\mathrm{T}} = [\,\phi, \theta, p, q, \beta_{0H}, \beta_{1cH}, \beta_{1sH}, \dot{\beta}_{0H}, \dot{\beta}_{1cH}, \dot{\beta}_{1sH}, \bar{\beta}_{1cH}, \bar{\beta}_{1sH}, r, \delta_{\mathrm{ped,int}}, \psi] \tag{24}$$

$$x^{\mathrm{T}} = [\,\phi, \theta, p, q, a_s, b_s, c_s, d_s, r, \delta_{\mathrm{ped,int}}, \psi] \tag{25}$$

$$x^{\mathrm{T}} = [\,\phi, \theta, p, q, r, \delta_{\mathrm{ped,int}}, \psi] \tag{26}$$

$$u^{\mathrm{T}} = [\,\delta_{\mathrm{lat}}, \delta_{\mathrm{lon}}, \delta_{\mathrm{ped}}\,] \tag{27}$$

با خطی‌سازی، ماتریس‌های حالت سیستم ($A_{15\times15}$ و $B_{15\times3}$ برای مدل تحلیلی، $A_{11\times11}$ و $B_{11\times3}$ برای مدل تقریبی و $A_{7\times7}$ و $B_{7\times3}$ برای مدل بدون دینامیک فلپینگ) به دست می‌آیند. سیستم دینامیکی بخش دورانی به شکل رابطه (28) قابل بیان است:

$$\dot{x} = Ax + Bu + B_{\mathrm{col}}(\delta_{\mathrm{col}} - \delta_{\mathrm{col,0}}) \tag{28}$$

نحوه تعریف سیستم دینامیکی مورد نیاز برای پیاده‌سازی کنترلر مقاوم، به شکل رابطه (29) می‌باشد:

$$\Sigma: \begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = C_1 x \\ h = C_2 x + D_2 u \end{cases} \tag{29}$$

که در آن y خروجی قابل اندزه‌گیری سیستم و h متغیرها و ورودی‌های مدنظر برای طراحی کنترلر می‌باشند. خروجی y شامل تفاوت سرعت‌های زاویه‌ای و زوایای اویلر هلیکوپتر با مقادیر تریم می‌باشد و به شکل ماتریسی مطابق رابطه (30) قابل بیان است:

$$y = [\,\phi, \theta, p, q, r, \psi\,] - y_{\mathrm{trim}} = C_1 x \tag{30}$$

خروجی‌های مدنظر به عنوان هدف پایدارسازی در طراحی سیستم کنترلی، در عبارت h_{out} در نظر گرفته می‌شوند. با توجه به ساختار در نظر گرفته شده، این متغیرها شامل زوایای اویلر هلیکوپتر می‌باشند. طبق رابطه (31) h_{out} معادل اختلاف این متغیرهای حالت با مقادیر تریم می‌باشد:

$$h_{\mathrm{out}} = [\,\phi, \theta, \psi\,] - h_{\mathrm{out,trim}} = C_{\mathrm{out}} x \tag{31}$$

در واقع هدف اصلی سیستم کنترلی حلقه داخلی، به صفر رساندن h_{out} خواهد بود. برای اعمال قیدهای مد نظر در حین طراحی کنترلر، پارامتر h_{in} به صورت رابطه (32) تعریف می‌شود که در آن ماتریس‌های C_2 و D_2 شامل پارامترهای وزنی ثابت برای تنظیم اهمیت و تاثیر متغیرها و ورودی‌های مختلف هستند:

$$h_{in} = C_2 x + D_2 u \tag{32}$$

المان‌های ماتریس‌های وزنی پس از چندین مرحله سعی و خطا تعیین گردیده‌اند. پس از چک کردن شرایط امکان استفاده از این روش، می‌توان با تعیین ماتریس P از حل معادله ریکاتی جبری مربوط به کنترلر H_∞ (رابطه (33)) و سپس محاسبه ضرایب مربوط به ورودی کنترلی (روابط (34) و (35))، قانون کنترلی را با استفاده از رابطه (36) به دست آورد: ([5])

$$A^T P + PA + C_2^T C_2 - (PB + C_2^T D_2)(D_2^T D_2)^{-1}(D_2^T C_2 + B^T P) = 0 \tag{33}$$

$$F = -(D_2^T D_2)^{-1}(D_2^T C_2 + B^T P) \tag{34}$$

$$G = -[C_{\mathrm{out}}(A + BF)^{-1} B]^{-1} \tag{35}$$

$$u = Fx + G(r - h_{\mathrm{out,trim}}) \tag{36}$$

که در آن r بردار سیگنال مرجع مربوط به زوایای جهت‌گیری هلیکوپتر است که توسط لایه کنترل خارجی به صورت رابطه (37) تعیین می‌شود:

$$r = [\,\phi_r, \theta_r, \psi_r\,] \tag{37}$$

البته همان‌طور که مشاهده می‌شود، اعمال این ورودی کنترلی نیازمند در اختیار داشتن مقادیر تمام متغیرهای حالت سیستم است. به همین منظور با طراحی فیلتر کالمن مناسب، متغیرهای حالت نامشخص تخمین زده می‌شوند. با در اختیار داشتن ماتریس‌های حالت سیستم، می‌توان با استفاده از روابط (38)-(40) فیلتر کالمن مورد نیاز را طراحی نمود:

$$\dot{P}_{\mathrm{KF}} = P_{\mathrm{KF}} A^T + A P_{\mathrm{KF}} + R_1 - P_{\mathrm{KF}} C^T R_2^{-1} C P_{\mathrm{KF}} \tag{38}$$

$$K = P_{\mathrm{KF}} C^T R_2^{-1} \tag{39}$$

$$\dot{\hat{X}} = A\hat{X} + K(Y - C\hat{X}) + BU \tag{40}$$

در این روابط R_1، R_2 و مقدار اولیه برای ماتریس P_{KF} با سعی و خطا بر روی مقادیر مناسب تنظیم شده‌اند. با انجام شبیه‌سازی‌های مختلف، می‌توان دید که ضریب فیلتر کالمن پس از گذشت زمان کوتاه به ماتریس ثابتی همگرا می‌شود. در نتیجه می‌توان با حذف دینامیک موجود در فیلتر کالمن، از این ماتریس ثابت برای تخمین متغیرهای حالت استفاده نمود. نتایج به دست آمده بیان‌گر عملکرد مناسب فیلتر کالمن طراحی شده در هر دو حالت دینامیکی و ثابت می‌باشند.

2-4- طراحی کنترلر لایه خارجی

پس از طراحی کنترلر لایه داخلی، می‌توان با تنظیم مناسب ورودی‌ها و خروجی‌ها برای سیستم داخلی مدار بسته و خطی سازی مجدد سیستم، اطلاعات مورد نیاز برای طراحی کنترل لایه بیرونی را به دست آورد. با انجام این کار رابطه ماتریسی بین زوایای جهت‌گیری هلیکوپتر و شتاب‌های خطی ایجاد شده طبق رابطه (41) به دست خواهد آمد:

$$\begin{bmatrix} \delta_r \\ \phi_r \\ \theta_r \end{bmatrix} = (G_{\mathrm{in,cl,0}})^{-1} \begin{bmatrix} a_{x\mathrm{b,r}} \\ a_{y\mathrm{b,r}} \\ a_{z\mathrm{b,r}} \end{bmatrix} \tag{41}$$

در واقع وظیفه اصلی کنترل لایه خارجی، تعیین شتاب‌های خطی مورد نیاز (با توجه به سیگنال‌های موقعیت، سرعت و شتاب مسیر مرجع) و محاسبه سیگنال مرجع برای لایه داخلی سیستم کنترلی است. با بررسی رفتار دینامیکی لایه بیرونی سیستم و نمودارهای پاسخ فرکانسی مربوط به آن، می‌توان مشاهده کرد که در محدوده مانورهای مدنظر مودهای مختلف مربوط به محورهای طولی، عرضی و عمودی کاملا قابل تفکیک می‌باشند. (مرجع [5]) بنابراین روند طراحی کنترلر برای هر کدام از این مودها به صورت جداگانه انجام می‌گیرد. به عنوان نمونه سیستم دینامیکی مربوط به مود حرکت طولی هلیکوپتر مطابق رابطه (42) است:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_n \\ \dot{u}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_n \\ u_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} a_{x_n} \tag{42}$$

که در آن x_n موقعیت طولی، u_n سرعت طولی و a_{x_n} شتاب طولی هلیکوپتر می‌باشند. با وارد کردن سیگنال‌های مرجع مطلوب مربوط به حرکت طولی ($x_{n,r}$، $u_{n,r}$ و $a_{x_{n,r}}$) و دینامیک مربوط به آن‌ها، می‌توان معادلات بسط داده شده سیستم را به شکل روابط (43)-(45) تعریف نمود:

$$\dot{x}_x=\begin{bmatrix}\dot{x}_{n,r}\\ \dot{u}_{n,r}\\ \dot{a}_{x,n,r}\\ \dot{x}_n\\ \dot{u}_n\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0&1&0&0&0\\0&0&1&0&0\\0&0&0&0&0\\0&0&0&0&1\\0&0&0&0&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}x_{n,r}\\ u_{n,r}\\ a_{x_{n,r}}\\ x_n\\ u_n\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0\\0\\0\\0\\1\end{bmatrix}a_{x_n}+\begin{bmatrix}0\\0\\1\\0\\0\end{bmatrix}\dot{a}_{x_n} \tag{43}$$

$$y_x=x_x \tag{44}$$

$$e_x=[\,-1\quad 0\quad 0\quad 1\quad 0\,]\,x_x \tag{45}$$

در این حالت e_x برابر با اختلاف موقعیت طولی هلیکوپتر با مقدار مرجع در نظر گرفته شده برای آن می‌باشد و هدف سیستم کنترلی به صفر رساندن آن خواهد بود. با استفاده از روش کنترل RPT (مرجع [24,5]) می‌توان رابطه (46) را برای شتاب طولی مورد نیاز سیستم به دست آورد:

$$a_{x,n}=[\,-\frac{\omega_{n,x}^2}{\varepsilon_x^2}\quad -\frac{2\zeta_x\omega_{n,x}}{\varepsilon_x}\quad \frac{\omega_{n,x}^2}{\varepsilon_x^2}\quad \frac{2\zeta_x\omega_{n,x}}{\varepsilon_x}\quad 1\,]\ x_x \tag{46}$$

که در آن ε_x پارامتر تنظیم کننده و $\omega_{n,x}$ و ζ_x فرکانس طبیعی و میرائی نسبی نامی سیستم مدار بسته نهایی هستند. می‌توان به صورت مشابه روابط مربوط به مود عرضی و عمودی را نیز تعیین نمود. در نهایت با مشخص شدن شتاب‌های مورد نیاز و انتقال آن به دستگاه بدنی، سیگنال مرجع مربوط به کنترلر لایه داخلی طبق رابطه (41) محاسبه می‌شود. با توجه به روند مطرح شده، سیستم کنترلی برای مدل تحلیلی، مدل تقریبی و مدل بدون دینامیک فلپینگ طراحی و پیاده‌سازی شده است.

5- بررسی عملکرد سیستم کنترلی

پس از طراحی کنترلرهای لایه داخلی و خارجی و ترکیب آن با فیلتر کالمن، شبیه‌سازی‌های مختلفی برای بررسی عملکرد صورت گرفته است. این شبیه‌سازی‌ها در چند بخش شامل رسیدن به حالت پرواز ایستا، بررسی عملکرد فیلتر کالمن، انجام مانورهای ساده و دنبال کردن مسیر مشخص انجام شده است. با توجه به حذف دینامیک فلپینگ در مدل ساده و عدم دربرداشتن نکته خاص، از ارائه نتایج شبیه‌سازی‌های مربوط به آن صرف‌نظر می‌شود.

برای بررسی توانایی سیستم کنترلی برای رسیدن و حفظ حالت پرواز ایستا، چند حالت مختلف در نظر گرفته شده است. در ابتدا عملکرد سیستم در حضور نویز و عدم قطعیت بررسی شده که نتایج به دست‌آمده نشان‌دهنده قابلیت سیستم در حفظ پرواز ایستا است. علاوه بر آن قرار گرفتن در حالت پرواز ایستا از شرایط اولیه مختلف (به عوان مثال با سرعت خطی یا زاویه قرارگیری غیر صفر) نیز بررسی گردیده که عملکرد سیستم کنترلی در این شرایط نیز مناسب می‌باشد.

در شکل‌های 8 و 9 تغییرات ورودی‌های کنترلر، سرعت‌های خطی و زوایای اویلر با شرط اولیه سرعت طولی برای مدل‌های تحلیلی و تقریبی ارائه شده است. با توجه اینکه در این شرایط هلیکوپتر تنها نیازمند حرکت طولی برای رسیدن به پروار ایستا می‌باشد، سیستم کنترلی ورودی δ_{lon} را با مرتبه بزرگتری ایجاد می‌کند و سایر ورودی‌ها برای مقابله با تغییرات ایجاد شده در سایر مودها (ناشی از کوپلینگ دینامیکی سیستم) از مرتبه کوچکتری اعمال می‌گردند و در واقع صفر نیستند. ضمن اینکه تغییرات ایجاد شده در زاویه θ نیز مطابق با رفتار مورد انتظار از هلیکوپتر برای انجام این حرکت است.

برای بررسی عملکرد همزمان کنترلرهای طراحی شده و فیلتر کالمن، ورودی‌های اغتشاشی (به شکل مجموعه‌ای از توابع پله) به ورودی‌های

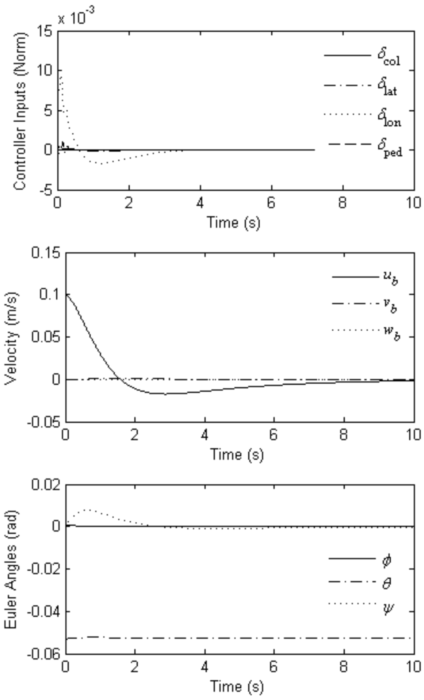

Fig. 8 Changes in controller inputs, linear velocities and Euler angles with longitudinal velocity initial condition for approximate model

شکل 8 تغییرات ورودی‌های کنترلر، سرعت‌های خطی و زوایای اویلر با شرط اولیه سرعت طولی برای مدل تقریبی

محاسبه شده توسط کنترلر اضافه شده و به سیستم اعمال گردیده است. در شکل 10 تغییرات مقادیر زوایای اویلر واقعی و تخمین زده شده توسط فیلتر کالمن نشان داده شده است. طبق نتایج به دست آمده عملکرد فیلتر کالمن طراحی شده بسیار مناسب می‌باشد. ضمن اینکه با وجود اعمال ورودی‌های اغتشاشی نسبتا بزرگ و ایجاد فاصله قابل توجه از شرایط پرواز ایستا، (انحراف زوایای اویلر تا حدود 15 درجه) سیستم کنترلی همچنان قابلیت حفظ

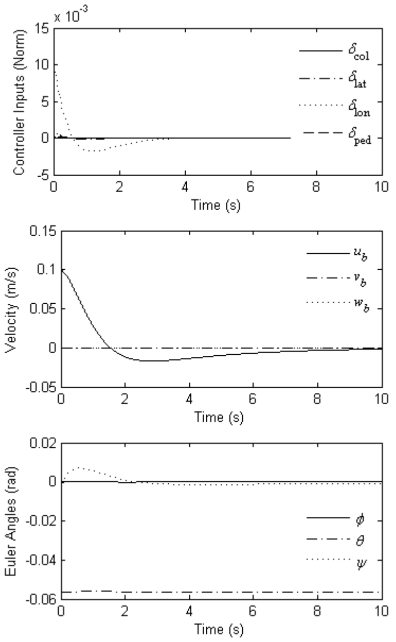

Fig. 9 Changes in controller inputs, linear velocities and Euler angles with longitudinal velocity initial condition for analytical model

شکل 9 تغییرات ورودی‌های کنترلر، سرعت‌های خطی و زوایای اویلر با شرط اولیه سرعت طولی برای مدل تحلیلی

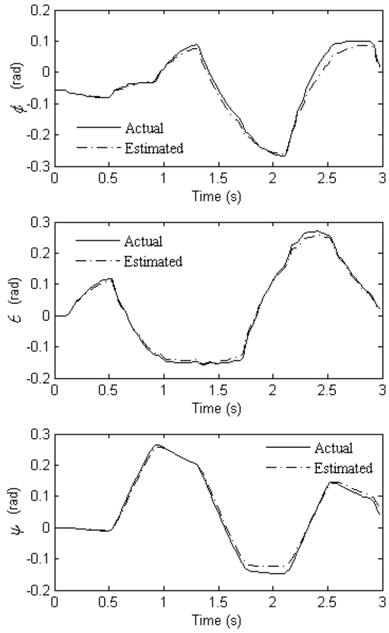

Fig. 10 Changes in actual and estimated Euler angles by Kalman filter

شکل 10 تغییرات مقادیر زوایای اویلر واقعی و تخمین زده شده توسط فیلتر کالمن

پایداری سیستم را داراست.

نتایج به دست آمده برای جابه‌جایی طولی مشخص در شکل 11 نشان داده شده است. هلیکوپتر با یک تاخیر زمانی کوتاه (به دلیل ذات رفتار سیستم) قابلیت رسیدن به مقدار مرجع را داراست. شبیه‌سازی‌های مشابه انجام شده برای سایر مانورهای ساده نشان می‌دهد توانایی سیستم کنترلی در انجام این‌گونه حرکات با در نظر گرفتن ذات رفتار دینامیکی هلیکوپتر بدون سرنشین، بسیار مناسب است. البته در نتایج مقداری تاخیر و عبور از مقادیر مرجع وجود دارد که می‌توان با تنظیم دقیق‌تر کنترلرها و تعریف سازگارتر سیگنال‌های مرجع، این قبیل مشکلات را نیز تا حد زیادی برطرف نمود.

برای بررسی توانایی سیستم در دنبال کردن مسیر، شبیه‌سازی‌های مختلفی صورت گرفته است. به عنوان نمونه در شکل 12 عملکرد سیستم برای یک مسیر مرجع ترکیبی برای مدل‌های تحلیلی و تقریبی نمایش داده شده است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد در صورت سازگار بودن تعریف‌های انجام شده برای سیگنال‌های موقعیت، سرعت و شتاب مرجع و

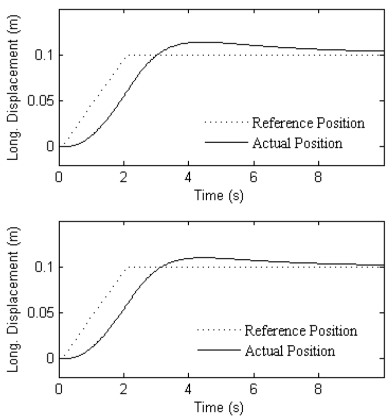

Fig. 11 Longitudinal displacement between two reference points for approximate (top) and analytical (bottom) models

شکل 11 جابه‌جایی طولی بین دو نقطه مشخص برای مدل تقریبی (بالا) و تحلیلی (پایین)

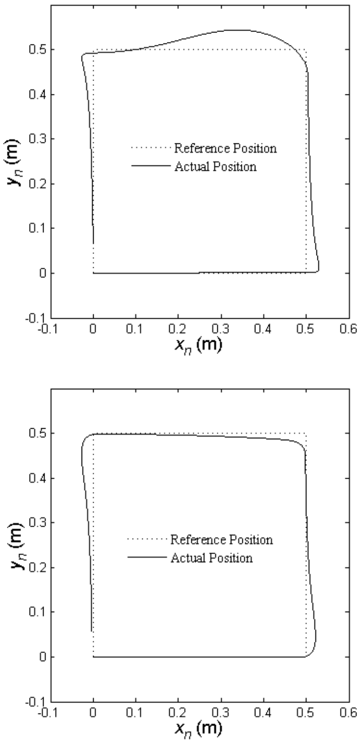

Fig. 12 Reference rectangular trajectory (CCW from origin) tracking for approximate (top) and analytical (bottom) model

شکل 12 دنبال کردن مسیر مرجع مربع شکل (پادساعت‌گرد از مبداء) برای مدل تقریبی (بالا) و تحلیلی (پایین)

تطابق آن با توانایی‌های مانوری واقعی هلیکوپتر، عملکرد سیستم کنترلی قابل قبول است.

6- نتیجه گیری

با توجه به اهمیت دستیابی به توانایی کنترل خودکار هلیکوپترهای بدون سرنشین، در این مقاله شبیه‌ساز پروازِ چندسطحی برای این وسایل پرنده طراحی و پیاده‌سازی شده است. در این شبیه‌ساز، مدلسازی دینامیکی هلیکوپتر در 3 سطح مختلف (از نظر پیچیدگی و فرضیات ساده‌کننده به‌کار رفته) انجام شده که این امر برای بررسی عملکرد سیستم‌های کنترلی مختلف قبل از انجام پروازهای آزمایشی ضروری است. 3 سطح مدلسازی شامل مدل بدون دینامیک فلپینگ برای روتور اصلی، مدلسازی با دینامیک فلپینگ تقریبی و مدلسازی با دینامیک فلپینگ تحلیلی می‌باشند. اصول و روابط به‌کار رفته در روند مدلسازی به صورت خلاصه مورد بررسی قرار گرفت.

با توجه به پیچیدگی دینامیک واقعی پرواز هلیکوپتر و فرضیات ساده‌کننده متعدد در روند مدلسازی، طراحی و همزمان بررسی عملکرد سیستم کنترلی توسط یک مدل یکسان مناسب و منطقی به‌نظر نمی‌رسد. ضمن اینکه استفاده از مدل پیچیده در زمان طراحی کنترلر، منجر به پیچیدگی بیش از حد نیاز روند طراحی و ارزیابی اولیه سیستم کنترلی خواهد شد. به همین دلیل می‌توان با طراحی کنترلر بر اساس مدل تقریبی و بررسی عملکرد آن با استفاده از شبیه‌سازی با مدل تحلیلی، اطمینان بیشتری از عملکرد مناسب آن در شرایط پرواز واقعی هلیکوپتر حاصل کرد.

در شبیه‌ساز طراحی شده قابلیت‌های دیگری از جمله نمایش وضعیت هلیکوپتر در فضای سه‌بعدی، ثبت و نمایش تغییرات متغیرهای مختلف، امکان اضافه کردن نویز و عدم قطعیت و عوامل اغتشاشی نیز در نظر گرفته

شده است. علاوه بر آن بخش سیستم کنترلی شامل کنترلرهای لایه داخلی (برای کنترل دینامیک دورانی)، کنترلر لایه خارجی (برای کنترل دینامیک خطی) و فیلتر کالمن (برای تخمین و بهبود اطلاعات موجود از متغیرهای حالت) نیز در سیستم در نظر گرفته شده است. نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده بیان‌گر کارایی مناسب شبیه‌ساز و عملکرد مناسب سیستم کنترلی طراحی شده برای انجام مانورهای مختلف می‌باشد.

در ادامه این مطالعات، در آینده فرآیند شناسایی سیستم و کنترل مدل تحلیلی هلیکوپتر به وسیله مدل تقریبی انجام خواهد شد. برای این منظور باید ابتدا با طراحی سیگنال‌های تحریک مناسب، اطلاعات مورد نیاز برای شناسایی سیستم (شامل ورودی‌ها و متغیرهای حالت) با شبیه‌سازی مدل تحلیلی ایجاد و ثبت گردد. پس از تطابق دو مدل، با طراحی کنترلر در مدل تقریبی و اعمال آن به مدل تحلیلی، امکان کنترل مدل تحلیلی با استفاده از اطلاعات مدل تقریبی بررسی گردد. پس از حصول اطمینان از عملکرد مناسب کنترلر در حالت شبیه‌سازی، می‌توان وارد مرحله انجام تست‌های پروازی شد و فرآیند شناسایی سیستم و طراحی سیستم کنترلی مناسب برای آن را آغاز نمود.

7- مراجع

[1] G. D. Padfield, *Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modelling*, pp. 87-185, Oxford: Wiley-Blackwell Publishing, 2008

[2] G. Done, D. Balmford, *Bramwell's Helicopter Dynamics*, 2nd Edition, pp. 1-32, Oxford: Butterworth-Heinemenn Publication, 2001.

[3] M. E. Dreier, *Introduction to Helicopter and Tiltrotor Flight Simulation*, pp. 169-244, Virginia: American Institute of Aeronautics & Astronautics. (AIAA) Education, 2007

[4] S. S Ge, B. Ren, C. Chen, C. H. Fua, T. H. Lee, *Modeling, Control and Coordination of Helicopter Systems*, pp. 7-39, New York: Springer, 2012.

[5] G. Cai, B. M. Chen, T. H. Lee, *Unmanned Rotorcraft Systems*, pp. 97-136, London: Springer, 2011.

[6] K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang, D. Nakazawa, *Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*, pp. 33-60, Tokyo: Springer, 2010.

[7] B. Mettler, M. Tischler, T. Kanade, System identification modeling of a small-scale unmanned rotorcraft for control design, *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 47, No. 1, pp. 50-63, 2002.

[8] B. Mettler, *Identification Modeling and Characteristics of Miniature Rotorcraft*, pp. 53-90, New York: Springer Science & Business Media, 2003.

[9] V. Gavrilets, *Autonomous Aerobatic Maneuvering of Miniature Helicopters*, PhD Thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2003

[10] M. A. Tofigh, M. Mahjoob, M. Ayati, Modeling and nonlinear tracking control of a novel multi-rotor UAV, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 8, pp. 281-290, 2015. (in Persian فارسی)

[11] I. A. Raptis, K. P. Valavanis, *Linear and Nonlinear Control of Small-Scale Unmanned Helicopters*, pp. 21-46, New York: Springer Science & Business Media B.V., 2011.

[12] R. Garcia, *Designing an Autonomous Helicopter Testbed: From Conception through Implementation*, PhD Thesis, University of South Florida, 2008.

[13] G. Lai, *Modelling and Control of Small-scale Helicopter on a Test Platform*, PhD Thesis, University of Waterloo, 2008.

[14] K. Zare, H. R. Koofigar, Adaptive second order sliding mode controller for two input-two output uncertain nonlinear systems and application to a 2-DOF helicopter model, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 12, pp. 189-199, 2015. (in Persian فارسی)

[15] S. Borji Monfared, A. Kalhor, M. Amiri Atashghah, Robust nonlinear $H\infty$ and MPC control for path tracking of a quadrotor through estimation of system parameters, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 7, pp. 32-42, 2016. (in Persian فارسی)

[16] A. Mottahedi, A. Akbarzadeh Kalat, Adaptive robust sliding mode control of quadrotor in the presence of wind/disturbance, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 12, pp. 95-102, 2016. (in Persian فارسی)

[17] B. Zhu, W. Huo, Nonlinear control for a model-scaled helicopter with constraints on rotor thrust and fuselage attitude, *Acta Automatica Sinica*, Vol. 40, No. 11, pp. 2654-2664, 2014.

[18] B. Song, J. Mills, Y. Liu, C. Fan, Nonlinear dynamic modeling and control of a small-scale helicopter, *International Journal of Control, Automation, and Systems*, Vol. 8, No. 3, pp. 534-543, 2010.

[19] I. A. Raptis, K. P. Valavanis, W. A. Moreno, System identification and discrete nonlinear control of miniature helicopters using backstepping, *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, Vol. 55, No. 2, pp. 223-243, 2008.

[20] X. Fang, A. Wu, Y. Shang, N. Dong, Robust control of small-scale unmanned helicopter with matched and mismatched disturbances, *Journal of the Franklin Institute*, Vol. 353, No. 18, pp. 4803-4820, 2016.

[21] X. Fang, A. Wu, N. Dong, A novel robust trajectory tracking controller for small-scale unmanned helicopters, *2015 IEEE 28th Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering (CCECE)*, pp. 1283-1288, 2015.

[22] B. Zhou, Z. Zhiqiang, L. Zhibin, T. Shuai, Implementation of a robust and nonlinear attitude control system for a small-scale unmanned helicopter, *2015 IEEE International Conference on Information and Automation*, pp. 2487-2492, 2015.

[23] S. Tang, L. Zhang, L. Wang, M. Jiang, Nonlinear robust control design of a small-scale helicopter, IEEE *2015 34th Chinese Control Conference (CCC)*, pp. 2854-2859, 2015.

[24] B. M. Chen, *Robust and $H\infty$ Control*, pp. 215-248, London: Springer-Verlag London, 2000.