



Controller Design for a Ducted Fan MAV Using Dynamic Inversion Method in Lateral Motion

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Sharifzadeh F.¹ MSc,
Naghash A.*¹ PhD

How to cite this article

Sharifzadeh F, Naghash A. Controller Design for a Ducted Fan MAV Using Dynamic Inversion Method in Lateral Motion. Modares Mechanical Engineering. 2019;19(6):1559-1571.

ABSTRACT

Today, Ducted Fan micro aerial vehicle has attracted much attention in the field of business and research due to the duct and, thus, the ability to be safe in enclosed environments. In order to real identify and practical help to control and implement the vehicle in various maneuvers, the experimental example of this VTOL MAV was built by Aerospace Engineering Department of Amirkabir University of Technology. In this research, in the first step, the modeling of the ducted fan is considered. In this way, after obtaining the dynamic model of the ducted fan, the parameters in this model are calculated, using empirical methods. In this regard, the aerodynamic coefficients of the control levels and the inertia of the ducted fan can be mentioned. In the second step, the controller design of the ducted fan is discussed. Ducted-Fan MAV control is one of the important issues in designing this fan due to inherent instability. The study of vehicle that reported shows that nonlinear dynamic inversion is an appropriate choice among control methods due to its successful empirical implementation on ducted fan. Thus, by choosing this method, the control system was designed to follow the desired command of the vehicle in the Simulink simulation environment. In this process, the position command is first applied to the ducted fan and converted by the controller to the command of state control actuators, after which these commands by changing the angles of the control levels of the ducted fan lead to the change in the angles of the ducted fan's side, the pitch, and the roll, and, thus, achieved a desired position. The results indicated that the desired command was correctly followed; also, the stability of the closed loop system was successfully accomplished by using dynamic inversion method for the Ducted Fan MAV.

Keywords Ducted-Fan MAV; Modeling and Simulation; Dynamic Inversion Method

¹Aerospace Engineering Department, Amirkabir University of Technology (Tehran Polytechnic), Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Aerospace Engineering Department, Amirkabir University of Technology (Tehran Polytechnic), Tehran, Iran. Postal Code: 1591634311

Phone: -

Fax: -

naghash@aut.ac.ir

Article History

Received: May 10, 2018

Accepted: February 13, 2019

ePublished: June 01, 2019

CITATION LINKS

[1] Modelling, attitude controller design and flight experiments ... [2] Instrumentation and control of a ducted fan unmanned aerial ... [3] The micro craft iSTAR micro air vehicle: Control system ... [4] Nonlinear inversion control for a ducted ... [5] Modelling and control of a miniature ducted-fan in fast ... [6] Robust control of a miniature ducted-fan aerial robot ... [7] Development of a dynamic model of a ducted ... [8] Ducted fan VTOL UAV simulation in preliminary ... [9] Flight dynamics modeling of a small ducted fan ... [10] Hovering control of a ducted fan VTOL Unmanned ... [11] Neural adaptive back stepping flight controller for a ... [12] Autonomous flight control system for a ducted ... [13] Control effectiveness investigation of a ducted ... [14] Robustness investigation of a ducted-fan aerial ... [15] Adaptive model predictive control-based ... [16] Grammian analysis of controllability for ducted ... [17] Modelling and attitude control of a miniature ... [18] Aerodynamic modeling unmanned ... [19] Modeling, control, and flight testing of a small ... [20] On the internal stability of nonlinear ... [21] A study of the control of Micro Air Vehicles using ...

طراحی کنترلر برای ریزپرنده داکتدفن به روش وارون دینامیک در حرکت عرضی

فاطمه شریفزاده MSc

گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی-تکنیک تهران)، تهران

ابوالقاسم نقاش PhD

گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی-تکنیک تهران)، تهران

چکیده

امروزه ریزپرنده‌های داکتدفن، به دلیل وجود داکت و در نتیجه توانایی حضور ایمن در محیط‌های سرپسته، توجه بسیاری را در حوزه‌های تجاری و پژوهشی به خود جلب نموده‌اند. از این رو برای شناخت ملموس‌تر و انجام تجربی مانورها، نمونه‌ای از این پرنده در دانشکده مهندسی هوافضای دانشگاه صنعتی امیرکبیر ساخته شده است. در این پژوهش در گام اول به مدل‌سازی پرنده پرداخته می‌شود. بدین نحو که پس از به دست آوردن مدل دینامیکی پرنده، پارامترهای موجود در این مدل به کمک روش‌های تجربی مورد محاسبه قرار گرفته‌اند که در این میان می‌توان به ضرایب آیرودینامیک سطوح کنترل و ممان اینرسی پرنده اشاره نمود و در گام دوم به طراحی کنترل‌کننده برای پرنده مذکور پرداخته می‌شود. کنترل ریزپرنده داکتدفن به دلیل ناپایداری‌های ذاتی آن از جمله مساله‌های مهم در طراحی این پرنده به شمار می‌رود که مطالعه پرنده‌های داکتدفن موجود نشان می‌دهد روش کنترل غیرخطی وارون دینامیک به دلیل پیاده‌سازی‌های تجربی موفق روی پرنده، انتخاب مناسبی بین روش‌های کنترلی است. از این رو پس از انتخاب روش کنترلی وارون دینامیک، به شبیه‌سازی و کنترل موقعیت پرنده در محیط سیمولینک پرداخته شده است. در این روند، ابتدا فرمان موقعیت به پرنده، اعمال و توسط کنترل‌کننده به فرمان عملگرهای کنترلی حالت تبدیل می‌شود. سپس این فرمان‌ها توسط تغییر زوایای سطوح کنترل پرنده منجر به تغییر زوایای سمت، فراز و غلت پرنده و در نتیجه دستیابی به موقعیت مطلوب می‌شوند. نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده تعقیب مناسب فرمان ورودی و همچنین پایداری سیستم حلقه بسته برای ریزپرنده داکتدفن است.

کلیدواژه‌ها: ریزپرنده داکتدفن، مدل‌سازی و شبیه‌سازی، کنترل وارون دینامیک

تاریخ دریافت: ۹۷/۰۲/۲۰

تاریخ پذیرش: ۹۷/۱۱/۲۴

*نویسنده مسئول: naghsh@aut.ac.ir

۱- مقدمه

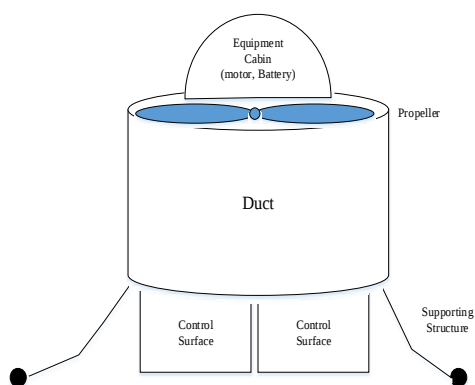
یکی از عوامل تاثیرگذار در طراحی ریزپرنده، ماموریت تعریف‌شده برای آن است که هم روند طراحی و هم شکل ظاهری پرنده را تعیین می‌کند. از این رو امروزه طرح‌های گوناگونی از ریزپرنده‌های عمودپرواز ارائه شده‌اند که در این میان می‌توان به انواع مولتی‌روتورها و کاربردهای تجاری، شهری و نظامی آنها اشاره نمود. به عنوان مثال انواع موفق کوادروتورها الکتریکی تولید شده‌اند که از جمله مصارف روزمره آنها می‌توان به کنترل ترافیک شهری، امداد و کمک‌رسانی در شرایط اورژانس و پرخطر، کاشت و آفت‌زدایی محصولات کشاورزی، نقشه‌برداری از جنگل‌ها و مکان‌های پرپیچ‌وخم و حتی ورود به دنیای سرگرمی اشاره نمود. در حوزه نظامی نیز توانایی این ریزپرنده‌ها در جنگ اطلاعات، حمله دقیق و تشخیص مواد منفجره تعبیه‌شده در میدان نبرد است. بنابراین نوع کاربرد و مانور خواسته‌شده از ریزپرنده‌ها موجب اولویت یکی بر دیگری در شرایط مورد نظر می‌شود. از سویی آزادبودن روتور در مولتی‌روتورها می‌تواند منجر به آسیب‌رسانی به محیط مورد بررسی شود و از این رو اهمیت طراحی داکتدفن‌ها مطرح شد. ریزپرنده داکتدفن، بسته به نوع طراحی، دارای یک یا دو عدد روتور است که در داخل کانال یا همان داکت قرار می‌گیرد و در آن برای کنترل جهت پرواز از صفحات کنترلی بهره برده می‌شود. این سطوح کنترلی شامل پره‌هایی هستند که در مسیر خروجی هوای داکت قرار می‌گیرند. صفحات کنترلی با تغییر جهت جریان هوا، نیروهای

کنترلی مناسبی را بر پرنده اعمال می‌کنند که منجر به کنترل جهت پرنده می‌شود. همان گونه که ذکر شد، مزیت اول ریزپرنده داکتدفن نسبت به سایر مولتی‌روتورها، محفوظبودن روتور در درون داکت و پرواز ایمن در محیط‌های کوچک است که استفاده از آنها را برای ماموریت‌های نظارت در محیط‌های بسته به خصوص در مکان‌های پرپیچ‌وخم و خطرناک انسانی، بهینه و ایمن نموده است. از آن جمله می‌توان به بازبینی خطوط انتقال نفت و برق، بررسی منظم سطح تانک‌ها و حفره‌های ناوهای دریایی به منظور جلوگیری از خوردگی اشاره نمود. دومین مزیت ریزپرنده داکتدفن نسبت به سایر مولتی‌روتورها، تولید تراست موثر بیشتر با قدرت مشابه است. تراست یک روتور قرارگرفته درون داکت در مقایسه با نمونه بدون داکت آن، ۲۱٪ بیشتر است [1].

عمده کارهای انجام‌شده در مورد ریزپرنده داکتدفن مربوط به پانزده سال اخیر است. یکی از پژوهشگران در زمینه ریزپرنده داکتدفن، آژانس پروژه‌های تحقیقاتی پیشرفته دفاعی (DARPA) است. این آژانس در سال ۲۰۰۱، شروع به سرمایه‌گذاری روی ریزپرنده‌ها و به‌طور ویژه، پرنده‌های کوچک داکتدفن کرد که در نتیجه آن، چندین پرنده داکتدفن شامل پرنده تی‌هاوک هانی‌ول تولید شد. علی‌رغم آن که نیروی محرکه پرنده تی‌هاوک، موتور گازوئیلی است، چندین نمونه موفق از ریزپرنده‌های داکتدفن الکتریکی نیز تولید شده که این موارد به بازار وسایل سرگرمی نیز ورود کرده‌اند. نمونه‌ای موفق از این کار، ریزپرنده داکتدفن فل‌آی است [2]. همچنین در ایران، شرکت سیمرغ گوهر مهندسی امیرکبیر (سیگما) در سال ۲۰۱۵ از طرح داکتدفن بنزینی خود به نام ساینا رونمایی کرد.

در یک دسته‌بندی می‌توان مطالعه‌های انجام‌گرفته روی ریزپرنده داکتدفن را به دو بخش کلی تقسیم کرد. بخش اول، آن دسته از تحقیق‌هایی هستند که روی ساخت پرنده و استخراج مدل دینامیکی و شناسایی پارامترهای مدل‌سازی آن تاکید دارند و بخش دوم شامل تحقیقاتی است که روی طراحی کنترل‌کننده‌های متفاوت، تاکید و برای قسمت مدل‌سازی پرنده از یک مدل دینامیکی از پیش تعیین‌شده توسط محققان دیگر استفاده نموده‌اند. در بخش اول می‌توان به موارد پیش رو اشاره نمود. لیبیرا و همکاران [3] در سال ۲۰۰۱ پژوهشی در زمینه آزمون و طراحی سیستم کنترل ریزپرنده داکتدفن آی-استار انجام دادند. این پرنده علاوه بر پرواز در حالت ایستا، توانایی پرواز روبه‌جلو با سرعت بالا را نیز دارد. از سویی دیگر، اسپولدینگ و همکاران [4] در دانشگاه دیویس کالیفرنیا در سال ۲۰۰۵ به طراحی کنترلر غیرخطی وارون دینامیک برای پرواز ایستا و روبه‌جلوی پرنده داکتدفن پرداخته‌اند و مقاوم‌بودن آن را در برابر عدم قطعیت‌های دینامیک داکتدفن و مقاومت در برابر بادهای مزاحم مورد بررسی قرار داده‌اند. نالادی و همکاران [5] نیز در طی چند مقاله به بررسی و طراحی کنترل‌کننده‌های مختلف برای ریزپرنده داکتدفن ساخته‌شده در دانشگاه بولونای ایتالیا پرداخته‌اند. آنها [5] در سال ۲۰۰۸ به‌طور کامل، مدل دینامیکی حاصل از پرنده را استخراج نمودند. سپس با ساده‌سازی‌های آیرودینامیک، تقریبی خطی از دینامیک پرنده و دستگاه معادلات متعلق به آن را به دست آوردند. هدف کلی آنها از این کار، طراحی کنترلر بهینه خطی در حرکت روبه‌جلو با زاویه حمله بسیار پایین بوده است، به نحوی که بتوان جریان ورودی درون داکت را عمود بر روتور فرض کرد که نتایج ناشی از عملکرد صحیح کنترلر در شرایط مورد نظر است. در ادامه، آنها [6] در سال ۲۰۱۵، روی کنترلر پرنده در شرایط هدایت تاریک تمرکز کرده‌اند که پس از بیان یک مدل دینامیکی ساده، ولی نزدیک به پرنده، طراحی کنترلر مقاوم

۲۰۱۱ شروع به طراحی یک نمونه ریزپرنده داکتدفن نمود که این پرنده در سال ۲۰۱۵ به پروازی پایدار در حرکت عرضی و قائم دست یافت. در شکل ۱، نمای کلی این پرنده نشان داده شده است. این پرنده شامل سه بخش سیستم قدرت، کنترل زاویه و بدنه است که سیستم قدرت از بخش‌های موتور، خلبان خودکار، باتری و روتور، سیستم کنترل زاویه از یک ردیف سطوح ثابت در زیر روتور برای آرام کردن جریان گذشته از روتور و یک ردیف سطوح کنترلی متحرک در قسمت انتهایی داکت برای کنترل زاویه‌های اویلر پرنده و سیستم بدنه از داکت و ارایه فرود تشکیل شده است. در این پژوهش در ابتدا جزئیات مدل‌سازی تجربی و اندازه‌گیری پارامترهای مدل‌سازی پرنده بیان شده است. پس از آن با استفاده از روش کنترلی وارون دینامیک به شبیه‌سازی و طراحی کنترل‌کننده برای پرنده پرداخته شده است که در نتیجه استفاده از آن، پرنده قادر به تعقیب موقعیت مطلوب خواهد بود.



شکل ۱ اجزای ریزپرنده داکتدفن دانشکده مهندسی هوافضای دانشگاه امیرکبیر

۲- مدل‌سازی ریزپرنده داکتدفن

جریان عبوری از داکت به دلیل طراحی خاص داکتدفن، همراه با ناپایداری دینامیکی است که منجر به پیچیدگی کنترل این پرنده می‌شود. با این حال، پیش از شروع به طراحی سیستم کنترلی به کمک مدل‌سازی دقیق پرنده، درک ناپایداری‌ها و تجزیه و تحلیل مدل‌سازی دینامیکی می‌توان کنترل پرنده را در شرایط مختلف پروازی امکان‌پذیر نمود. برای تحلیل و مدل‌سازی یک پرنده، ابتدا بایستی چارچوب‌های مرجع مناسبی را در نظر گرفت. در اینجا دو چارچوب مرجع به نام چارچوب اینرسی و چارچوب منطبق بر بدنه پرنده در نظر گرفته شده‌اند که چارچوب زمین را می‌توان به عنوان تقریب خوبی از چارچوب اینرسی در نظر گرفت [16].

۲-۱- دستگاه محور مختصات زمین $Ox_0y_0z_0$ و دستگاه محور

مختصات بدنی $Ox_by_bz_b$

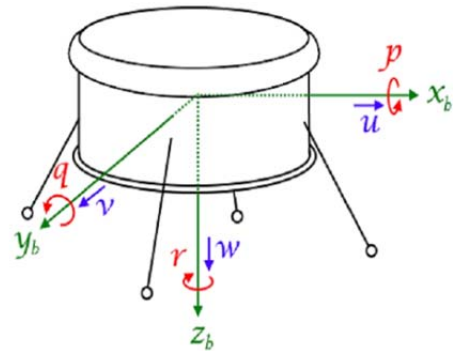
دستگاه مختصات زمین استفاده شده در این مقاله دارای چارچوب شمال، شرق، پایین (NED: North-East-Down) است. متغیرها، بردارها و محورها در دستگاه زمین با زیرنویس 0 مشخص شده‌اند. موقعیت و حالت پرنده در مختصات بدنی نسبت به مختصات زمین توسط سه زاویه اویلر یعنی زاویه غلت φ ، فراز θ و زاویه سمت ψ بیان می‌شود. جهت‌گذاری دستگاه بدنی روی پرنده در شکل ۲ نمایش داده شده است. در دستگاه مختصات بدنی، محور Ox_b از سمت جلوی پرنده (شمال) خارج می‌شود و به همراه محور رو به پایین Oz_b در صفحه تقارن قرار می‌گیرد. محور Oy_b نیز که از سمت راست پرنده خارج می‌شود، سیستم دستگاه راست‌گرد را تکمیل می‌کند. سرعت‌های زاویه‌ای p ، q و r و

در مسیر مطلوب به تفصیل بیان شده است. از دیگر سو، ریزپرنده داکتدفن دانشگاه صنعتی سلطنتی ملبورن استرالیا توسط ژائو [7] و همچنین ژائو و همکاران [8] در سال ۲۰۰۹ ساخته شد. ژائو و همکاران [8] در ابتدا مدلی دینامیکی با جزئیات کافی از پرنده عمودپرواز داکتدفن به دست آورده و صحت آن را مورد بررسی قرار داده‌اند. سپس این مدل را با استفاده از آزمون‌های تونل باد و شبیه‌سازی در دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) مورد تحلیل قرار داده و با طراحی و شبیه‌سازی کنترلر پاسخور حالت خطی و پس از آن کنترلر منطق فازی، به کنترل موفق پرنده پرداخته‌اند. وانگ و همکاران [9] نیز در دانشگاه پکن چین در سال ۲۰۱۳ به مدل‌سازی یک ریزپرنده داکتدفن تک‌روتوری به همراه دو ردیف سطوح کنترلی متحرک پرداخته‌اند. آنها با استفاده از تحلیل‌های CFD، نیروهای آیرودینامیک حاصل از سطوح کنترل را اندازه‌گیری نموده و از مکانیزم‌ها و تجهیزات مکانیکی برای اندازه‌گیری تراست و گشتاور حاصل از دوران روتور بهره برده‌اند.

در بخش دوم دسته‌بندی نیز می‌توان به کارهای پیش رو اشاره نمود. منوچهری و همکاران [10] در دانشگاه اصفهان در سال ۲۰۱۱ با استفاده از مدل دینامیکی پرنده دانشگاه بولونای ایتالیا و پارامترهای حاصل از کارنالیدی و همکاران [5]، کنترلر خطی تناسبی-انتگرال‌گیر- مشتق‌گیر (PID) را برای حالت پرواز ایستا طراحی کردند. همچنین آرونشواران و همکاران [11] در سال ۲۰۱۲ با توجه به کارآمدی دو روش کنترل‌کننده غیرخطی پس‌گام و شبکه عصبی تطبیق‌پذیر از این روش‌ها در طرح کنترلی خود استفاده نمودند که ترکیب این دو باعث حذف و کنترل کاراکترهای عدم قطعیت و حذف کوپل بین پارامترها شد. آنها در ادامه [12] به طراحی کنترلر غیرخطی وارون دینامیک پرداخته‌اند تا پرنده بتواند به صورت مستقل، قادر به برخاست از زمین و انجام حرکت انتقالی به طرفین باشد. مطالعه و نتایج آنها بر توانایی این روش در کنترل پرنده تاکید دارد. از دیگر سو بن‌زاده و امامی [13] در سال ۲۰۱۴ با استفاده از شبیه‌سازی، موثربودن دو روش کنترلی متفاوت را روی مدل ریزپرنده داکتدفن دانشگاه RMIT بررسی نموده‌اند که این دو روش شامل کنترلر پاسخور حالت خطی و کنترلر مدل پیش‌بین است. نتایج شبیه‌سازی آنها حاکی از این است که کنترلر خطی در پایدارسازی پرنده ناموفق است، به عبارتی کنترلر خطی قادر به حذف ناپایداری ذاتی پرنده در حالت ایستا نیست. امامی و بن‌زاده [14] در کار بعدی خود در سال ۲۰۱۵، کنترلر تطبیق‌پذیر را به کار خود اضافه کردند. آنها نشان دادند که هر چند کنترل تطبیق‌پذیر می‌تواند پایداری پرنده را فراهم نماید، اما این کنترلر قادر به حذف اختلال‌های بزرگ خارجی از سیستم نیست، در حالی که کنترلر پیش‌بین، رفتاری مقاوم در برابر اختلال‌ها دارد و عملکرد حلقه بسته قابل قبولی را در برابر حوزه وسیعی از اختلال‌های خارجی فراهم می‌نماید. در سال ۲۰۱۸ نیز امامی و رضایی‌زاده [15] با در نظر گرفتن یک مدل نامی غیرخطی و غیرمینیمم فاز برای ریزپرنده داکتدفن، به طراحی دو کنترلر مدل پیش‌بین تطبیقی و مقاوم اصلاح‌شده در حضور عدم قطعیت‌های مدل پرداخته‌اند که نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده توانایی مناسب کنترل‌کننده پیشنهادی آنها در ردیابی وضعیت و موقعیت پرنده تحت عدم قطعیت‌های مدل و در حضور تندباد است.

ساخت پرنده عمودپرواز داکتدفن می‌تواند زمینه‌ساز انجام تحقیقات بسیاری در زمینه مدل‌سازی دقیق‌تر، بررسی اثر وجود داکت، شناورسازی پرنده و پرواز آهسته به طرفین شود. گروه ریزپرنده‌های دانشکده هوافضا در دانشگاه صنعتی امیرکبیر در سال

سرعت‌های خطی u, v, w و W به ترتیب در امتداد محوره‌های x_b, y_b, z_b و Z_b مشخص شده‌اند.



شکل ۲) دستگاه بدنی بیان شده برای پرنده داکتدفن با محوره‌های x_b, y_b, z_b و Z_b

۲-۲-۲ مدل‌سازی حرکت انتقالی و دورانی پرنده

مدل آغازین به کار برده شده در این پژوهش، براساس کارهای پژوهشی مختلف [2, 9, 17] و قوانین پایه نیوتن است. شتاب‌های خطی حاصل از نیروهای وارد بر پرنده نیز توسط روابط زیر بیان می‌شوند [17]:

$$\begin{cases} F_x = m \left(\frac{du}{dt} + qw - rv \right) \\ F_y = m \left(\frac{dv}{dt} + ru - pw \right) \\ F_z = m \left(\frac{dw}{dt} + pv - qu \right) \end{cases} \quad (1)$$

که در آن $F = [F_x \ F_y \ F_z]^T$ بردار نیروهای وارد بر پرنده در جهت‌های x, y, z بدنی است. در سرعت‌های پایین پروازی و شرایط پروازی ایستا می‌توان نیروهای وارد بر داکتدفن را به نیروهای زیر تجزیه کرد:

$$F = F_g + F_{rotor} + F_{cs} + F_{mdrag} \quad (2)$$

که در آن F_g نیروی گرانشی، F_{rotor} نیروی حاصل از روتور، F_{cs} نیروی تولیدی توسط انحراف سطوح کنترل و F_{mdrag} نیروی حاصل از باد جانبی است. از دیگر سو، شتاب‌های زاویه‌ای مربوط به ممان‌های وارد بر پرنده، توسط روابط زیر بیان می‌شوند [17]:

$$\begin{cases} L = I_x \frac{dp}{dt} + (I_z - I_y)qr - I_{zy} \left(pq + \frac{dr}{dt} \right) \\ M = I_y \frac{dq}{dt} + (I_x - I_z)rp + I_{zx} (p^2 - r^2) \\ N = I_z \frac{dr}{dt} + (I_y - I_x)pq + I_{yx} \left(qr - \frac{dp}{dt} \right) \end{cases} \quad (3)$$

که در آن با توجه به متقارن بودن پرنده داکتدفن، ممان‌های I_{zx} و I_{zy} برابر با صفرند. L, M و N نیز به ترتیب ممان‌ها حول محور x, y, z بدنی هستند. این ممان‌ها را می‌توان به اجزای زیر تقسیم نمود:

$$\tau = \tau_{rotor} + \tau_{gyro} + \tau_{cs} \quad (4)$$

که در آن $\tau = [L \ M \ N]^T$ بردار ممان‌ها، τ_{rotor} بردار ممان حاصل از چرخش روتور، τ_{gyro} بردار ممان ناشی از ژيروسکوپ و τ_{cs} بردار ممان ناشی از انحراف سطوح کنترل است. در ادامه اجزا نیروها و ممان‌ها بیان شده‌اند.

۲-۲-۲-۱ اثر گرانش

نیروی گرانشی به مرکز جرم پرنده اعمال شده است که با انتقال از

دستگاه زمین به دستگاه بدنی، رابطه زیر حاصل می‌شود:

(۵)

$$F_g = [-mg \sin \theta \quad mg \cos \theta \sin \varphi \quad mg \cos \theta \cos \varphi]^T$$

همچنین چون مبدأ دستگاه بدنی روی مرکز جرم پرنده قرار دارد، لذا این نیرو هیچ‌گونه ممانی تولید نمی‌کند.

۲-۲-۲-۲ اثر حاصل از روتور

نیروی تراست در ریزپرنده داکتدفن توسط روتور در جهت محور Ox_b تولید می‌شود، بنابراین بردار تراست در جهت محوره‌های Ox_b و Oy_b مولفه‌ای نخواهد داشت. نیروی تراست در دستگاه بدنی برای این پرنده می‌تواند طبق رابطه زیر محاسبه شود [9]:

$$F_{rotor} = [0 \ 0 \ C_{rotor} \omega_p^2]^T \quad (6)$$

که در آن ω_p سرعت زاویه‌ای روتور و C_{rotor} ضریب ثابت ساده‌شده‌ای است که به عوامل مختلفی چون شعاع روتور، چگالی هوا و خواص آیرودینامیک روتور بستگی دارد و از طریق آزمون‌های تجربی محاسبه می‌شود.

از طرفی چرخش روتور، منجر به ایجاد گشتاور τ_{rotor} حول محور z شده است که از لحاظ تجربی توسط معادله زیر مدل می‌شود:

$$\tau_{rotor} = [0 \ 0 \ C_{torque} \omega_p^2]^T \quad (7)$$

که در آن ω_p سرعت زاویه‌ای روتور و C_{torque} ضریب ثابت ساده‌شده‌ای است که به عوامل مختلفی چون شعاع روتور، چگالی هوا و خواص آیرودینامیک روتور بستگی دارد [9].

۲-۲-۲-۳ اثر حاصل از سطوح کنترل

توانایی آن که پرنده در جریان باد پایدار بماند به عملکرد سطوح کنترلی بستگی دارد. این پرها که در معرض جریان هوای عبوری از روتور قرار می‌گیرند، مشابه بال‌های مستطیلی با ضریب منطری کوچک رفتار می‌کنند. در نتیجه منجر به تولید نیروی برای F عمود بر محور روتور و نیروی پسای D در جهت جریان محور روتور می‌شوند که هر دو نیرو متناسب با میزان انحراف سطوح کنترل‌اند. هر پره، نیروی برآ یا نیرویی عمود بر جهت جریان هوا تولید می‌کند. این نیرو همچنین به علت فاصله محل اثر نیرو تا مرکز گرانش پرنده منجر به ایجاد ممان می‌شود. برای بیان این نیروها و ممان‌ها از دستگاه مختصات بدنی استفاده شده است. سطوح کنترل ۱ و ۳ روی محور x و سطوح کنترل ۲ و ۴ روی محور y نصب شده‌اند. شکل ۳ سطوح کنترل ریزپرنده داکتدفن را نشان می‌دهد. همان گونه که در شکل دیده می‌شود، اثرات ابتدایی نیروهای پره‌های کنترل در نقاط $A_1 = [l \ 0 \ L]^T$ ، $A_2 = [0 \ l \ L]^T$ ، $A_3 = [-l \ 0 \ L]^T$ و $A_4 = [0 \ -l \ L]^T$ اعمال می‌شوند. نیروی برآیی که در مرکز فشار هر پره وارد می‌شود، به صورت تئوری برابر است با:

$$F_i = \frac{1}{2} C_l \rho c b V_e^2 \quad (8)$$

که در آن C_l ضریب برآ، b عرض پره، c ارتفاع پره و V_e سرعت هوای گذرنده از روی سطوح کنترل است. همچنین نیروی پسای هر پره به صورت تئوری برابر است با:

$$D_i = \frac{1}{2} C_d \rho c b V_e^2 \quad (9)$$

که در آن C_d ضریب پسا خواهد بود. ممان حاصل از حرکت سطوح کنترل τ_{cs} به ورودی زوایای انحراف این سطوح بستگی دارد. $u = [u_{s1} \ u_{s2} \ u_{s3} \ u_{s4}]^T$ است که در آن u_{s1}, u_{s2}, u_{s3} و u_{s4} به ترتیب زوایای این سطوح در محوره‌های $+x, +y, -x, -y$ هستند. ممان‌های سطوح کنترل به شکل معادلات تجربی می‌توانند به صورت زیر بیان شوند [2]:

جریان جرمی به سوی داکت است [18]:

$$F_{mdrag} = -\dot{m} \begin{bmatrix} u_{rel} \\ v_{rel} \\ 0 \end{bmatrix} = -\rho S v_i \begin{bmatrix} u_{rel} \\ v_{rel} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

که در آن u_{rel} و v_{rel} مولفه‌های سرعت باد هستند. جریان باد همچنین سبب ایجاد منطقه‌ای با سرعت بالاتر در نزدیکی دهانه داکت، به علت مکش هوای اطراف توسط روتور به درون داکت می‌شود. این امر موجب افزایش نیروی برآ در یک سمت از دهانه داکت نسبت به سمت دیگر می‌شود و در نتیجه ممانی بر پرنده وارد می‌سازد که تمایل به چرخش پرنده دارد. این ممان برابر است با:

$$M_{tip} = C_{duct} \rho R \begin{bmatrix} -v_{rel} |v_{rel}| \\ u_{rel} |u_{rel}| \\ 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

که در آن C_{duct} ثابت تناسب است. این تقریب از ممان اثر باد جانبی، تقریبی ساده با فرض متناسب بودن ممان با فشار دینامیکی ایجاد شده توسط جریان باد است [19].

۲-۵- اثر ژيروسکوپ

سرعت بالای چرخش روتور، توان مورد نیاز را برای ریزپرنده داکتدفن ایجاد می‌کند. اما زمانی که پرنده تغییر مانور می‌دهد، به عنوان مثال از صعود عمودی به حرکت افقی تغییر فاز می‌دهد، اثر ممان چرخشی منجر به پدیده کوپلینگ قوی بین کانال غلت و کانال فراز می‌شود که می‌توان این ممان را به صورت زیر بیان کرد [16]:

$$\tau_{gyro} = [-I_p \omega_p q \quad I_p \omega_p p \quad 0]^T \quad (16)$$

که در آن I_p ممان اینرسی روتور است.

۲-۳- فرضیات و مدل سازی ریزپرنده داکتدفن دانشکده مهندسی هوافضا

متناسب با طراحی ریزپرنده موجود می‌توان از برخی ترم‌های نیرو و ممان صرف نظر کرد که خلاصه این فرض‌ها به شرح زیر خواهد بود:

۱- به دلیل آرام بودن جریان هوای اطراف پرنده در حین پرواز، می‌توان از حضور باد جانبی و در نتیجه نیرو و ممان حاصل از آن صرف نظر کرد.

۲- از نیروی حاصل از سطوح کنترل در جهت محور z به دلیل ناچیز بودن آن در برابر مقدار نیروی تراست صرف نظر شده است.

۳- همچنین به دلیل سادگی در روند محاسبات، ضرایب موجود در معادلات در ادامه به صورت پارامترهای زیر تعریف شده‌اند:

$$(17)$$

$$\begin{aligned} K_{rotor} &= -\frac{C_{rotor}}{m} & K_{csforce} &= \frac{K_{cs}}{m} & K_{cs} &= \frac{C_{cs} \times L}{I_x} & K_g &= \frac{(I_z - I_y)}{I_x} \\ K_\psi &= \frac{C_{cs\psi}}{I_z} & K_{\psi 0} &= \frac{C_{tourqe}}{K_\psi \cdot I_z} & K_p &= \frac{I_p}{I_x} \end{aligned}$$

که با در نظر گرفتن این فرض‌ها می‌توان معادلات حرکت پرنده را بازنویسی نمود.

$$(18)$$

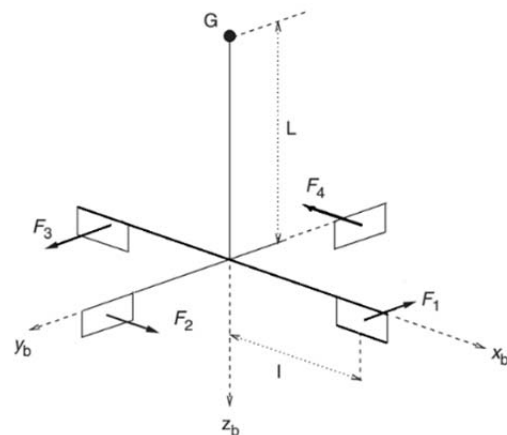
$$\begin{cases} \dot{u} = -(qw - rv) + K_{csforce} \omega_p^2 \delta_e - g \sin \theta \\ \dot{v} = -(ru - pw) + K_{csforce} \omega_p^2 \delta_a + g \cos \theta \sin \phi \\ \dot{w} = -(pv - qu) + g \cos \theta \cos \phi + K_{rotor} \omega_p^2 \\ \dot{p} = -K_p \omega_p q + K_{cs} \omega_p^2 \delta_a - K_g q r \\ \dot{q} = K_p \omega_p p + K_{cs} \omega_p^2 \delta_e + K_g r p \\ \dot{r} = K_\psi \omega_p^2 (\delta_r + K_{\psi 0}) \end{cases}$$

همچنین رابطه بین مولفه‌های سرعت بدنی و سرعت اینرسی و

(10)

$$\tau_{cs} = \begin{bmatrix} \omega_p^2 C_{cs} L (\delta(u_{s1}) + \delta(-u_{s3})) \\ \omega_p^2 C_{cs} L (\delta(u_{s2}) + \delta(-u_{s4})) \\ \omega_p^2 C_{cs\psi} (\delta(u_{s1}) + \delta(u_{s2}) + \delta(u_{s3}) + \delta(u_{s4})) \end{bmatrix}$$

که در آن C_{cs} ضریبی ثابت و $\delta(\cdot)$ تابعی است که رابطه انحراف زاویه سطوح و نیرو/ممان تولیدی توسط آنها را بیان می‌کند. ثابت $C_{cs\psi}$ مشابه ثابت C_{cs} است، با این تفاوت که اثر ممان حاصل از سطوح را به منظور خنثی کردن گشتاور روتور بیان می‌کند. تابع $\delta(\cdot)$ به طور کلی در محدوده عملیاتی $\pm 30^\circ$ درجه انحراف سطوح به صورت خطی فرض می‌شود.



شکل ۳) شماتیک نیروی برای حاصل از حرکت سطوح کنترل

به منظور ساده سازی مدل دینامیکی و کنترل پرنده، بردار ورودی‌های کنترلی $\delta(u) = [\delta(u_{s1}) \quad \delta(u_{s2}) \quad \delta(u_{s3}) \quad \delta(u_{s4})]^T$ به بردار ورودی $\delta_u(u) = [\delta_a(u) \quad \delta_e(u) \quad \delta_r(u)]^T$ منتقل می‌شود. در واقع ورودی‌های کنترلی با این انتقال به صورت اثر متوسط چرخش در جهت غلت، فراز و سمت بیان می‌شوند.

$$\delta_u(u) = T_u \delta(u) \quad (11)$$

$$(12)$$

$$\begin{bmatrix} \delta_a(u) \\ \delta_e(u) \\ \delta_r(u) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.5 & 0 & -0.5 & 0 \\ 0 & 0.5 & 0 & -0.5 \\ 0.25 & 0.25 & 0.25 & 0.25 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta(u_{s1}) \\ \delta(u_{s2}) \\ \delta(u_{s3}) \\ \delta(u_{s4}) \end{bmatrix}$$

که در آن T_u ماتریس انتقال، $\delta_a(u)$ میانگین اثر چرخش سطوح کنترل در جهت غلت، $\delta_e(u)$ میانگین اثر چرخش سطوح کنترل در جهت فراز، $\delta_r(u)$ میانگین اثر چرخش سطوح کنترل در جهت سمت و $\delta_u(u)$ بردار حاصل از این اجزا است. با استفاده از این ورودی‌های انتقال یافته، می‌توان معادله ۱۲ را به شکل زیر بازنویسی نمود:

$$\tau_{cs} = \begin{bmatrix} 2\omega_p^2 C_{cs} L \delta_a(u) \\ 2\omega_p^2 C_{cs} L \delta_e(u) \\ 4\omega_p^2 C_{cs\psi} \delta_r(u) \end{bmatrix} \quad (13)$$

۲-۴- اثر باد جانبی

در حضور جریان باد، پرنده بایستی نیرویی به جریان ورودی وارد سازد تا آن را با داکت هم‌راستا نماید. این نیرو منجر به یک نیروی عکس‌العمل به نام درگ تکانه خواهد شد که سعی در حرکت پرنده در جهت باد دارد. مقدار این نیرو برابر با حاصلضرب سرعت باد در

رابطه نرخ زاویه‌های اوایلر و مولفه‌های سرعت زاویه‌ای بدنی به شکل زیر خواهند بود^[17]:

(۱۹)

$$\begin{aligned} \{ \dot{x}' = u \cos \psi \cos \theta + v (\cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi) \\ + w (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) \} @ y' \\ = u \sin \psi \cos \theta + v (\sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi) \\ + w (\cos \psi \sin \theta \cos \phi - \sin \psi \cos \phi) @ z' \\ = -u \sin \theta + v \sin \phi \cos \theta + w \cos \phi \cos \theta \end{aligned} \quad)+ \begin{cases} \dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta \end{cases}$$

۳- اندازه‌گیری تجربی پارامترهای مدل‌سازی

در این بخش پارامترهای موجود در قسمت مدل‌سازی به صورت تجربی مورد محاسبه قرار می‌گیرند.

۳-۱- اندازه‌گیری ممان اینرسی

یکی از روش‌های تجربی موثر برای اندازه‌گیری ممان اینرسی اجسام هندسی نامعمول، پاندول پیچشی عمود محور از نوع دو سیمی است که در آن، جسم به طور مستقیم توسط دو سیم از سقف آویزان می‌شود. در این سیستم پس از ساده‌سازی و خطی‌سازی معادله حرکت پاندول، ممان اینرسی دورانی جسم حول محور دوران می‌تواند از رابطه زیر استخراج شود^[9]:

$$I = \frac{\left(\frac{T}{2\pi}\right)^2 mg R_1 R_2}{L} \quad (۲۰)$$

که در آن R_1 و R_2 فاصله از نقطه تعلیق سمت چپ و سمت راست تا محور مرکزی بین دو سیم، L طول سیم و T دوره زمانی تاب‌خوردن بوده که طبق تعریف برابر با مدت زمانی است که وسیله از نقطه مشخصی، یک دور کامل را طی می‌کند.

با توجه به صفر بودن I_{xy} ، I_{xz} و I_{yz} در ریزپرنده داکتدفن، هدف تنها شامل تعیین ممان اینرسی I_x ، I_y ، I_z است. به منظور اندازه‌گیری ممان اینرسی در جهت محور z ، ریزپرنده داکتدفن طبق شکل ۴ توسط دو سیم از سقف آویزان می‌شود و در حالت تراز سطحی و تعادل قرار می‌گیرد. پس از آن پرنده حول محور عمودی مرکزی حدود ۵ درجه چرخانده و رها می‌شود، به طوری که حول این محور حرکت دورانی انجام دهد. با استفاده از کرنومتر، زمان دوران ۴۰ دور ثبت شده و سپس این آزمایش سه بار تکرار شده است. به طور مشابه به منظور اندازه‌گیری ممان اینرسی در جهت محور x ، این بار سیستم در راستای محور x از سقف آویزان می‌شود و در حالت تعادل قرار می‌گیرد. سپس با چرخش ۵ درجه‌ای سیستم و رهاسازی آرام آن، زمان نوسانات در ۴۰ دور اندازه‌گیری می‌شود. نتایج در هر دو راستا در جدول ۱ ثبت شده و با محاسبه مقدار T میانگین و با استفاده از معادله ۲۰، مقدار ممان اینرسی در هر دو راستا در جدول ۲ محاسبه شده است.

۳-۲- محاسبه نیروی تراست برحسب سرعت دوران روتور

برای محاسبه نیروی تراست برحسب سرعت دوران روتور، طرحی تجربی در آزمایشگاه مطابق با شکل ۵ ساخته شده است. در این بخش، فرض‌های پیش رو لحاظ شده‌اند. وزن پرنده و سایر سطوح

مورد استفاده در این آزمون در ابتدا توسط ترازو صفر شده است. همچنین زاویه پره‌های کنترلی در جهت محور x, y صفر است، بنابراین نیروی برآ و پسای سطوح صفر خواهد بود. با روشن کردن موتور و دادن فرمان تراست، نیروی تراست روبه‌جلوی پرنده، باعث ایجاد گشتاور و در نتیجه ایجاد نیروی ترازو می‌شود. در نقطه لولای ۰، مجموع گشتاورهای حاصل از سیستم صفر خواهد بود، بنابراین:

$$h \times (\text{نیرو تراست}) - H \times (\text{نیرو ترازو}) = 0 \quad (۲۱)$$

که در اینجا $H = 60$ و $h = 58$ سانتی‌متر بوده و نیروی اعمالی بر ترازو در دوره‌های مختلف ملخ قابل مشاهده است. در این مجموعه، دور روتور توسط مازول فرستنده گیرنده TCRT5000 اندازه‌گیری می‌شود. در این قطعه یک فرستنده و یک گیرنده مادون قرمز در کنار یکدیگر قرار گرفته‌اند که حسگر فرستنده شفاف و حسگر گیرنده تیره‌رنگ است. با روشن شدن موتور و دوران روتور، فرستنده مادون قرمز موج را ارسال و در صورت تماس موج با سطح روتور و سپس برگشت آن، گیرنده مادون قرمز موج را دریافت می‌کند. پس از آن، این امواج به اسیلوسکوپ، منتقل و شمارش دوران روتور به صورت خروجی فرکانس در صفحه اسیلوسکوپ مشاهده می‌شود. به منظور اندازه‌گیری تراست پرنده، دور روتور از لحظه روشن شدن موتور تا زمانی که تراست مورد نیاز برای شرایط پرواز ایستا فراهم شود، به صورت فرکانسی ثبت شده است که در نهایت، نمودار تراست پرنده برحسب سرعت دوران روتور (ω_p) و منحنی سهمی منطبق روی آن در نمودار ۱ نشان داده شده است.

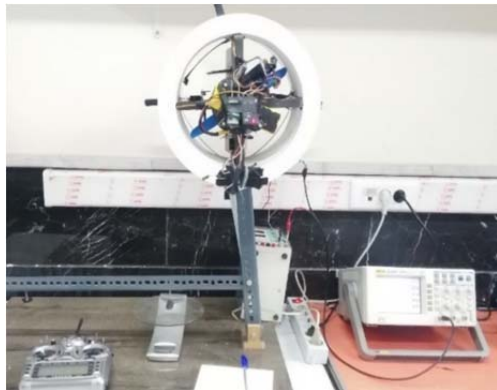


شکل ۴) آویزان نمودن پرنده برای اندازه‌گیری ممان اینرسی در جهت محور Z

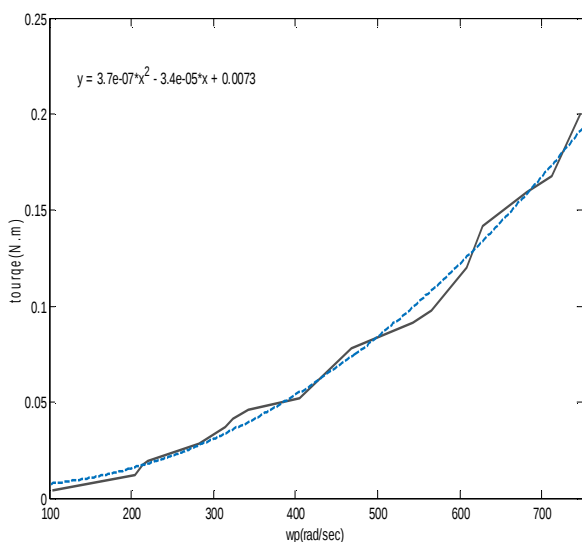
جدول ۱) داده‌های تجربی حاصل از اندازه‌گیری ممان اینرسی		
زمان دوران در ۴۰ دور (ثانیه)		
دفعه	محور X	محور Z
۱	۱۲۴.۷۸	۹۳.۲۷
۲	۱۲۳.۴۶	۹۳.۳۸
۳	۱۲۲.۵۶	۹۳.۶۶
مقدار میانگین	۱۲۳.۶	۹۳.۴۳
T دوره زمانی تاب‌خوردن	۳۰.۸۵	۲.۲۹۷

(۲۲) $(gr) = 0.22(m) * (gr.m)$ گشتاور

بدین منظور در هر لحظه متناسب با خروجی اسیلوسکوپ، سرعت دوران روتور و نیروی ترازو، ثبت و سپس مطابق با معادله ۲۲ گشتاور روتور محاسبه شده است. همچنین نمودار گشتاور روتور برحسب سرعت دورانی روتور (ω_p) و منحنی سهمی منطبق روی آن در نمودار ۲ نشان داده شده است.



شکل ۶) مجموعه ساخته شده برای اندازه گیری گشتاور ناشی از چرخش روتور



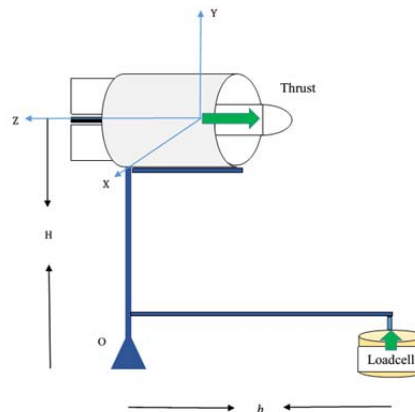
نمودار ۲) نمودار گشتاور روتور برحسب سرعت دورانی روتور

۳-۴- محاسبه نیروی پره های کنترل به منظور کنترل پرنده در حالت فراز و غلت

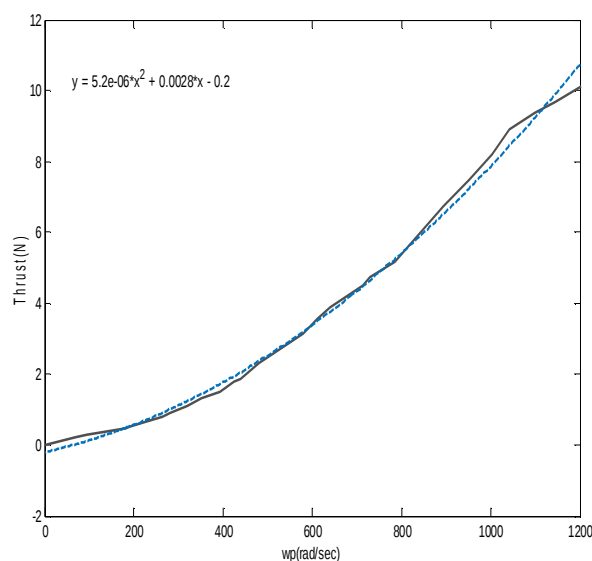
پره های کنترلی، وظیفه کنترل پرنده در حالت فراز و غلت را بر عهده دارند. بدین صورت که حرکت پره های قرارگرفته روی محور X پرنده منجر به ایجاد نیرو در راستای محور Y می شود و در نتیجه حالت غلت را کنترل می نماید و به همین ترتیب، حرکت پره های قرارگرفته روی محور Y منجر به ایجاد نیرو در راستای محور X می شوند و پرنده را در حالت فراز کنترل می نمایند. در این قسمت برای محاسبه نیروی آیرودینامیک سطوح کنترل به منظور کنترل حالت فراز و غلت، از مجموعه ساخته شده در شکل ۵ استفاده شده است. با روشن شدن موتور پرنده، تغییر زاویه پره های کنترلی منجر به ایجاد نیرویی روی نمایشگر ترازو می شود که این نیرو به سرعت دوران روتور و همچنین زاویه پرها بستگی دارد. با توجه به فاصله های اندازه گیری شده از محل اثر نیروها تا نقطه لولای O و نیز

جدول ۲ محاسبه ممان اینرسی

محور Z	محور X	دفعه
۰.۰۸۵	۰.۱۱۷۵	جرم پرنده m (کیلوگرم)
۰.۰۸۵	۰.۱۱۷۵	فاصله از نقطه تعلیق سمت چپ تا محور مرکزی بین دو سیم R_1 (متر)
۰.۰۸۵	۰.۱۱۷۵	فاصله از نقطه تعلیق سمت راست تا محور مرکزی بین دو سیم R_2 (متر)
۱.۲	۱.۳۱۵	طول سیم L (متر)
۲.۲۹۷	۳.۰۸۵	دوره زمانی تاب خوردن T (ثانیه)
۰.۰۰۸۲۲	۰.۰۳۴۳۵	ممان اینرسی (کیلوگرم در متر مربع)



شکل ۵) شماتیک مجموعه ساخته شده برای اندازه گیری نیروی تراست



نمودار ۱) نمودار تراست برحسب سرعت دورانی روتور

۳-۳- محاسبه گشتاور ناشی از چرخش روتور

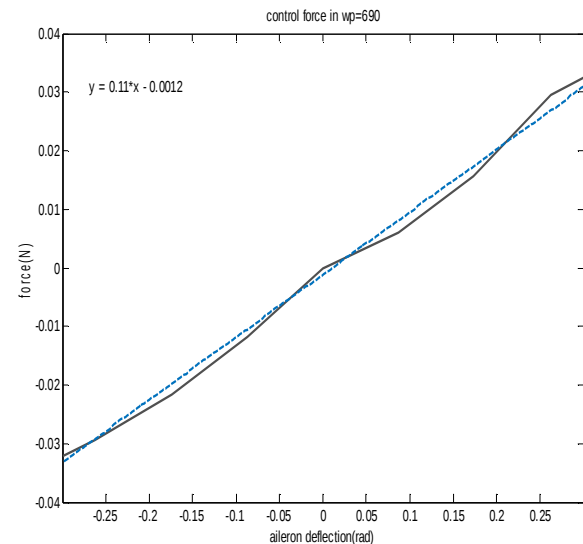
به منظور محاسبه گشتاور روتور مطابق با شکل ۶، مجموعه ای برای اندازه گیری این امر ساخته شده که بر این مجموعه فرض های زیر حاکم است:

وزن سازه و پرنده در ابتدا روی ترازو صفر شده است. فاصله نقطه لولای O تا مرکز ترازو ۲۲ سانتی متر است. همچنین زاویه سطوح کنترل در حالت صفر قرار دارد. با روشن شدن موتور، گشتاور حاصل از چرخش روتور منجر به ایجاد نیرویی روی ترازو می شود که این نیرو متناسب با میزان دوران روتور در حال تغییر است. مقدار این گشتاور با توجه به فاصله ترازو تا نقطه لولای O از رابطه زیر حاصل می شود:

با توجه به صفر بودن ممان برآیند حول لولا، مقدار نیروی پره‌ها از رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$(۲۳) \quad (gr) = 0.6(m) * \frac{نیروترازو}{0.06(m)}$$

در یک سرعت دورانی ثابت، با تغییر هم‌سوی زاویه پره‌های قرارگرفته روی محور X ، نیروی نمایشگر ترازو در آن لحظه ثبت شده و سپس مولفه نیروی آیرودینامیک پره‌ها که در راستای محور Y قرار دارد، براساس معادله ۲۳ محاسبه شده و این روند در چهار سرعت دورانی متفاوت تکرار شده است. تغییر نیروی پره‌ها برحسب زاویه انحرافشان در نمودار ۳ نشان داده شده است.



نمودار ۳) نیروی پره‌های کنترل برای هدایت حرکت فراز و غلت برحسب انحراف پره‌ها

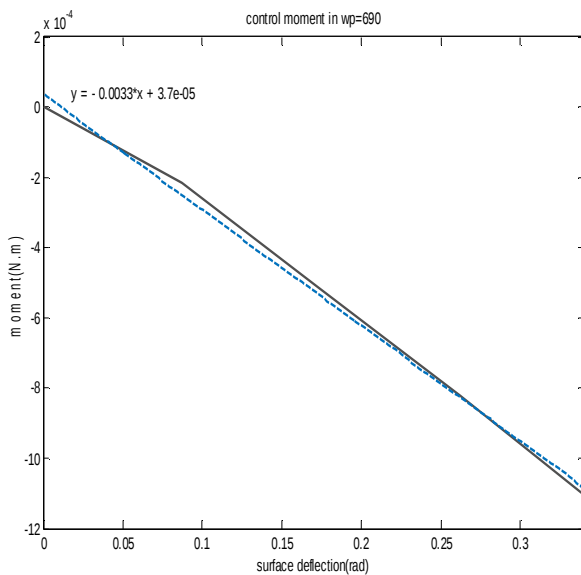
۳-۵- محاسبه ممان پره‌های کنترل برای حذف گشتاور روتور

هر چهار پره کنترلی، وظیفه حذف اثر گشتاور روتور را بر عهده دارند. در این قسمت برای محاسبه ممان سطوح کنترل از مجموعه ساخته‌شده در شکل ۶ استفاده شده است. با روشن شدن موتور پرنده، گشتاور حاصل از سطوح کنترل منجر به ایجاد نیرویی روی ترازو می‌شود که این نیرو متناسب با میزان دوران روتور و زاویه انحراف پره‌ها در حال تغییر است. مقدار این گشتاور با توجه به فاصله ترازو تا نقطه لولای O از رابطه ۲۲ تعیین می‌شود. در یک دور روتور ثابت، با تغییر زاویه برابر، اما در خلاف جهت هم پره‌های کنترلی مستقر بر محور X و به‌طور هم‌زمان با تغییر زاویه برابر، اما در خلاف جهت هم پره‌های کنترلی مستقر بر محور Y نیروی نمایشگر ترازو در آن لحظه ثبت و سپس ممان حاصل که در راستای محور Z قرار دارد، برحسب نیوتن‌متر محاسبه شده و این روند در چهار دور متفاوت برای روتور تکرار شده است. تغییر ممان سطوح برحسب زاویه انحراف پره‌ها در نمودار ۴ نشان داده شده است.

۳-۶- محاسبه نهایی پارامترها

هدف از انجام زیربخش‌های قبل، تلاش برای محاسبه پارامترهای مدل‌سازی معرفی‌شده در بخش دوم بوده است. بدین منظور، در ابتدا پارامترهای فیزیکی و سازه‌ای ریزپرنده داکتدفن دانشکده مهندسی هوافضا، اندازه‌گیری و در جدول ۳ ثبت شده است. پس از آن با استفاده از نتیجه آزمون‌ها و رسم نمودارهای مربوطه که در طول این بخش بیان شدند، می‌توان منحنی گذرنده از این نمودارها

و در نتیجه شیب این منحنی‌ها را در نرم‌افزار MATLAB رسم نمود. سپس به‌کمک این شیب‌ها که تابعی از توان دوم سرعت دورانی روتور هستند، پارامترهای بخش دوم در جدول ۴ محاسبه شده‌اند.



نمودار ۴) ممان پره‌های کنترل برای حذف گشتاور روتور برحسب انحراف پره‌ها

جدول ۳) پارامترهای فیزیکی و سازه‌ای ریزپرنده داکتدفن دانشکده مهندسی هوافضا

اندازه	پارامتر
۰.۲۷	قطر داخلی داکت (متر)
۰.۳۵	قطر خارجی داکت (متر)
۰.۱۸	ارتفاع داکت (متر)
۰.۰۸	عرض پره‌های کنترلی b (متر)
۰.۱۲	ارتفاع پره‌های کنترلی c (متر)
۰.۲۰	فاصله از مرکز فشار پره‌ها تا مرکز جرم در محور Z (متر)
۰.۰۶	فاصله از مرکز فشار پره‌ها تا مرکز جرم در محور X (متر)

جدول ۴) پارامترهای تجربی ریزپرنده داکتدفن دانشکده مهندسی هوافضا

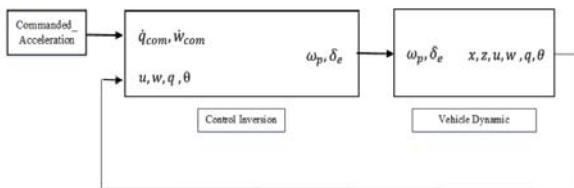
اندازه	پارامتر
$۵.۱۴۲e-۶$	ضریب تجربی نیروی تراست $G_{rotor}(kg \frac{m}{rad^2})$
$۳.۵۳۱e-۷$	ضریب تجربی گشتاور موتور $G_{tourqe}(kg \frac{m^2}{rad^2})$
$۲.۴۴e-۷$	ضریب تجربی نیروی حاصل از پره‌ها $C_{cs}(kg \frac{m}{rad^3})$
$۶.۹۰۱e-۹$	ضریب تجربی ممان حاصل از پره‌ها $C_{cs\psi}(kg \frac{m^2}{rad^3})$

۴- کنترل ریزپرنده داکتدفن

امروزه انواع مختلفی از روش‌های کنترلی برای کنترل سیستم‌های دینامیکی از جمله ریزپرنده‌های داکتدفن به کار گرفته می‌شوند. در این میان مطالعه پرنده‌های داکتدفن موجود نشان می‌دهد که روش کنترل غیرخطی وارون دینامیک به‌دلیل پیاده‌سازی‌های تجربی موفق روی پرنده، انتخاب مناسبی در بین روش‌های کنترلی است. در ادامه از این روش برای کنترل پرنده استفاده شده است.

۴-۱- استخراج معادلات سه‌درجه آزادی ریزپرنده داکتدفن

معادلات حرکت ریزپرنده داکتدفن در سیستم شش‌درجه آزادی مطابق با معادلات ۱۸ و ۱۹ به دست آمد. در ادامه برای اجرای سناریوی انجام حرکت عمودی و سپس حرکت سمتی پرنده در



شکل ۸) توضیح شماتیک کنترلر وارون دینامیک سهدرجه آزادی غیرخطی

همان گونه که در شکل ۷ بیان شده است، در ابتدا ورودی‌های موقعیت مطلوب پرنده در دستگاه زمین به‌عنوان فرمان ورودی به حلقه خارجی کنترلر اعمال می‌شوند. فرض کنید فرمان موقعیت x مطلوب به سیستم وارد شده است. برای اعمال آرام و نرم، این ورودی از فیلتر فرمانی عبور می‌کند. پس از آن توسط یک بلوک کنترلرکننده PI، ورودی موقعیت به فرمان سرعت در دستگاه زمین تبدیل می‌شود. از آنجایی که این فرمان در دستگاه زمین بیان شده است، لذا در این مرحله با عبور از ماتریس انتقال، سرعت از دستگاه زمین به دستگاه بدنی منتقل می‌شود. حال مقدار سرعت در دستگاه بدنی با عبور از بلوک کنترلرکننده PI، مقدار فرمان θ را تولید می‌کند. اکنون مقدار فرمان زاویه فراز پس از عبور از فیلتر به‌منظور نرم‌شدن فرمان، وارد بلوک کنترلرکننده PI برای کنترل زاویه θ می‌شود و مقدار فرمانی $\dot{q}$ را به‌عنوان خروجی کنترلر خارجی و به‌عنوان ورودی کنترلر داخلی فراهم می‌نماید. همین روند به‌طور مشابه برای کنترل موقعیت z ، انجام و مقدار $\dot{w}$ حاصل می‌شود. سپس این ورودی‌ها وارد بلوک وارون دینامیک سیستم می‌شوند و مقدار ورودی کنترلر ω_p و δ_e لازم را مطابق رابطه ۲۶ برای تعقیب فرمان ورودی موقعیت x و z تولید می‌کنند. حال ورودی‌های کنترلر وارد بلوک دینامیک ریزپرنده داکتدفن می‌شوند و با استفاده از معادلات حرکت، خروجی‌های سیستم را تولید می‌نمایند.

۳-۴- شبیه‌سازی سیستم حلقه بسته سهدرجه آزادی خطی

در این بخش به شبیه‌سازی سیستم حلقه بسته سهدرجه آزادی خطی ریزپرنده داکتدفن پرداخته شده است. بدین منظور در ابتدا معادلات فضای حالت سهدرجه آزادی خطی پرنده در قسمت بلوک مدل دینامیکی پرنده قرار می‌گیرد و برای طراحی کنترلر وارون دینامیک خطی از معادلات زیر استفاده می‌شود که ساده‌شده رابطه ۲۶ است [21]:

$$\begin{cases} \omega_p = \frac{\dot{w}}{2K_{rotor}\omega_{p0}} \\ \delta_e = \frac{\dot{q}}{K_{cs}\omega_{p0}^2} \end{cases} \quad (27)$$

مانوری که برای این پرنده در نظر گرفته شده، مطابق با نمودار ۵ است. در این مانور پس از ۵ ثانیه به‌منظور آماده‌سازی خلبان و محیط پرواز، در زمان t برابر با ۵ ثانیه، پرنده از زمین بلند می‌شود و پس از پرواز عمودی و رسیدن به نقطه مطلوب در ارتفاع ۲ متری محور منفی z ، حدود ۵ ثانیه پرواز ایستا را تجربه می‌کند. پس از آن در زمان t برابر با ۱۲ ثانیه، حرکت در صفحه عرضی x و رسیدن به موقعیت ۲ متری در محور x را در ارتفاع ثابت تجربه می‌کند. سپس در زمان t برابر با ۲۰ ثانیه، ارتفاع عمودی خود را کاهش می‌دهد و روی زمین فرود می‌آید. لازم به ذکر است که در رسم نمودارهای پاسخ سیستم از متغیر ارتفاع پرنده که برابر با $h = -z$ است، استفاده خواهد شد.

صفحه، معادلات سهدرجه آزادی پرنده استخراج خواهند شد. با درنظرگرفتن دو محور x و z به‌عنوان محورهای حرکتی پرنده، متغیرهای حالت x, z, u, w, θ, q و ورودی‌های کنترلی سیستم ω_p, δ_e خواهند بود. در نتیجه معادلات سهدرجه آزادی پرنده به‌صورت زیر استخراج شده است:

$$\begin{cases} \dot{u} = -qw + K_{csforce}\omega_p^2\delta_e - g\sin\theta \\ \dot{w} = qu + g\cos\theta + K_{rotor}\omega_p^2 \\ \dot{q} = K_{cs}\omega_p^2\delta_e \\ \dot{\theta} = q \\ \dot{x} = u\cos\theta + w\sin\theta \\ \dot{z} = -u\sin\theta + w\cos\theta \end{cases} \quad (24)$$

سپس با استفاده از تئوری اغتشاشات کوچک به خطی‌سازی دسته معادلات ۲۴ پرداخته شده است [2] که در نتیجه آن معادلات خطی‌شده سیستم سهدرجه آزادی به‌صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{cases} \dot{u} = K_{csforce}\omega_{p0}^2\delta_e - g\theta \\ \dot{w} = 2K_{rotor}\omega_{p0}\delta\omega_p \\ \dot{q} = K_{cs}\omega_{p0}^2\delta_e \\ \dot{\theta} = q \\ \dot{x} = u \\ \dot{z} = w \end{cases} \quad (25)$$

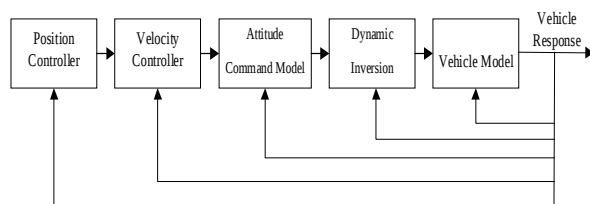
۲-۴- کنترل ریزپرنده داکتدفن به روش وارون دینامیک

سیستم کنترلر طراحی‌شده در این مقاله شامل بلوک مدل دینامیکی پرنده، بلوک وارون دینامیک، بلوک مدل فرمان زاویه، بلوک کنترلر سرعت و بلوک کنترلر موقعیت است. شکل ۷ ترتیب قرارگیری این بلوک‌ها را نشان می‌دهد.

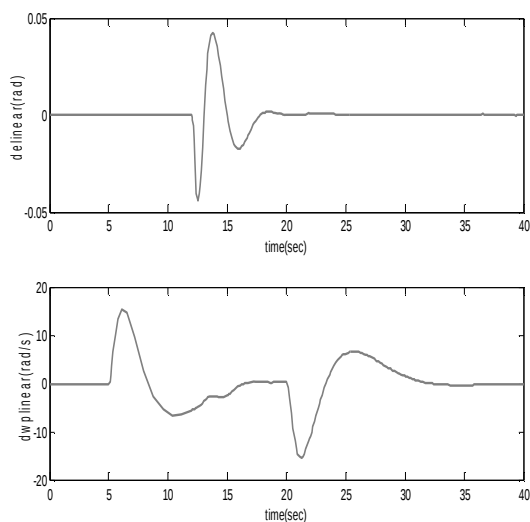
روند استفاده از روش وارون دینامیک، مشابه با روش استفاده‌شده در دو مرجع [20, 21] بوده که در شکل ۸ نشان داده شده است. در این روش در بلوک وارون دینامیک برای سیستم سهدرجه آزادی غیرخطی ریزپرنده داکتدفن، از دسته معادلات زیر استفاده می‌شود [4]:

$$\begin{cases} \dot{q}_{com} = \frac{M(C_{cs}, \omega_p, \delta_e)}{I_y} - \frac{(I_x - I_z)rp}{I_y} \\ \dot{w}_{com} = \frac{F_z(C_{rotor}, \omega_p)}{m} - (pv - qu) \end{cases} \quad (26)$$

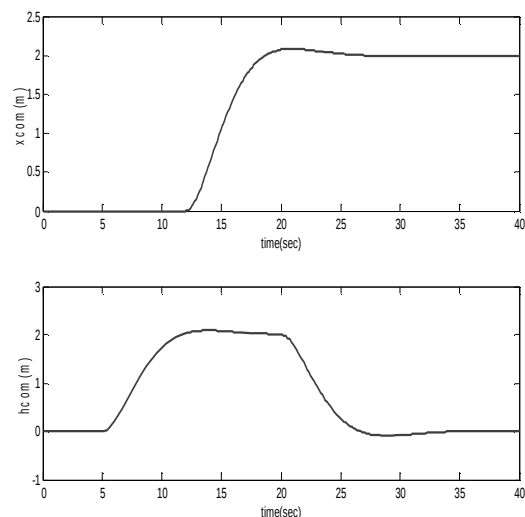
که در آن مقادیر $\dot{q}$ و $\dot{w}$ خروجی‌های حلقه خارجی سیستم هستند. با محاسبه یک ω_p مشخص، دسته معادلات ۲۶ قابل حل است. بدین گونه که اگر در ابتدا مقدار ω_p از معادله دوم این مجموعه معادلات محاسبه شود، می‌توان با جای‌گذاری آن در معادله دیگر، مقدار δ_e را محاسبه نمود. سپس این مقادیر کنترلر وارد بلوک دینامیک پرنده می‌شوند و ورودی‌های سیستم را کنترل می‌نمایند. به‌منظور انجام شبیه‌سازی، کمیت‌های مورد نیاز شامل $q, u, w, \theta, \omega_p, x, z$ هستند.



شکل ۷) طرح کلی سیستم کنترل به روش وارون دینامیک



نمودار ۶) نمودار ورودی کنترلی δ_e و $d\omega_p$ برحسب زمان در سیستم سه درجه آزادی خطی



نمودار ۵) فرمان موقعیت مطلوب اعمال شده به پرنده در راستای محورهای x و h

۴-۴- شبیه سازی سیستم حلقه بسته سه درجه آزادی غیرخطی

به منظور شبیه سازی سیستم حلقه بسته سه درجه آزادی غیرخطی نیز، در ابتدا معادلات سه درجه آزادی غیرخطی پرنده مطابق با معادله ۲۴ در قسمت بلوک مدل دینامیکی پرنده قرار می گیرد. برای طراحی کنترلر وارون دینامیک غیرخطی از معادلات زیر استفاده می شود که براساس جای گذاری دینامیک سیستم در معادله ۲۶ به دست می آید:

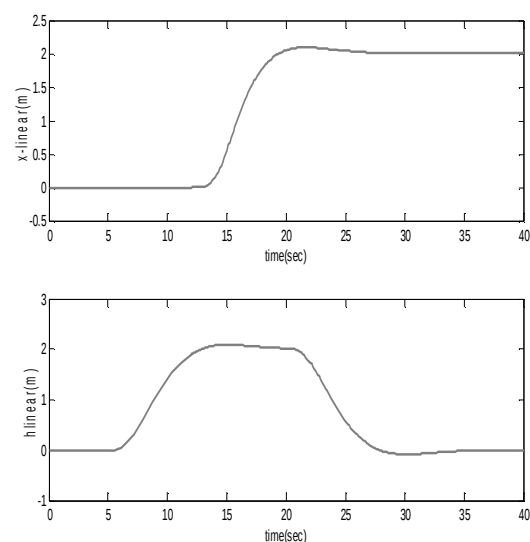
$$\begin{cases} \omega_p = \sqrt{\frac{\dot{w} - qu - g \cos \theta}{K_{rotor}}} \\ \delta_e = \frac{\dot{q} + K_a q}{K_{cs} \omega_p^2} \end{cases} \quad (28)$$

۵- نتایج

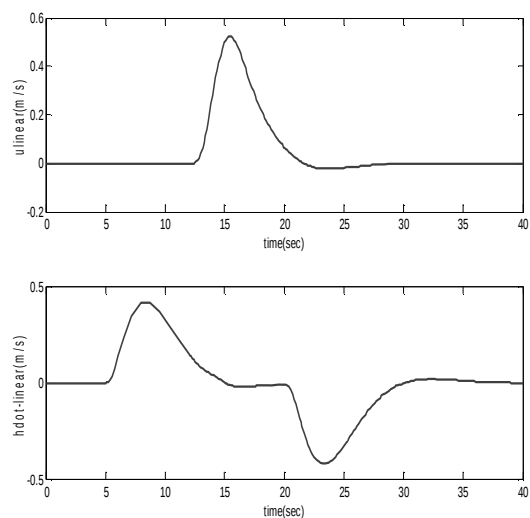
با انجام شبیه سازی در سیستم خطی، پاسخ ورودی کنترلی سرعت دورانی روتور و انحراف پالکهای ۲ و ۴ به صورت نمودار ۶ خواهد بود و پاسخ خروجی موقعیت که در نمودار ۷ نمایش داده شده، نشان دهنده تعقیب مناسب فرمان ورودی و عملکرد صحیح کنترلر وارون دینامیک خطی طراحی شده است. مطابق با نمودار ۶، میزان انحراف زاویه پره های کنترلی قرار گرفته روی محور y ، حدود سه درجه خواهد بود و به معنی آن است که برای قراردادن پرنده در مسیر مطلوب در راستای محور x به این میزان انحراف اولیه نیاز است. این نتیجه با مقادیر حاصل از نمودار ۳ و رابطه بین میزان انحراف سطوح کنترل و نیروی کنترلی حاصل از آن همخوانی دارد. همچنین پاسخ سرعت پرنده در راستای u ، $\dot{h}$ برحسب زمان در نمودار ۸ و پاسخ θ ، q برحسب زمان در نمودار ۹ رسم شده است.

در بخش شبیه سازی سیستم غیرخطی نیز پاسخ ورودی های کنترلی مطابق نمودار ۱۰ به دست می آید که با اعمال این ورودی ها به سیستم غیرخطی پرنده، پاسخ خروجی موقعیت پرنده مطابق با نمودار ۱۱ خواهد بود. همچنین پاسخ سرعت پرنده در راستای u ، $\dot{h}$ برحسب زمان در سیستم غیرخطی در نمودار ۱۲ و پاسخ θ ، q برحسب زمان در نمودار ۱۳ رسم شده است.

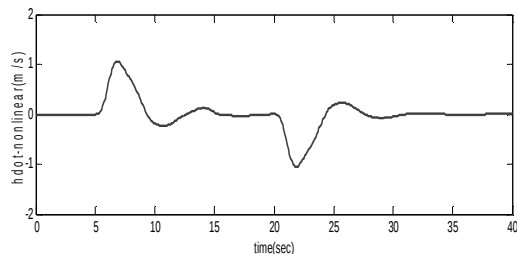
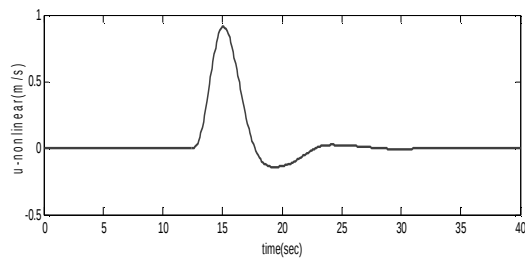
همچنین بهره های کنترلی موجود در حلقه های کنترلی به روش آزمون و خطا محاسبه شده اند که به عنوان نمونه بلوک کنترل کننده PI برای تبدیل زاویه θ به مقدار فرمانی $\dot{q}$ در شکل ۹ نمایش داده شده است.



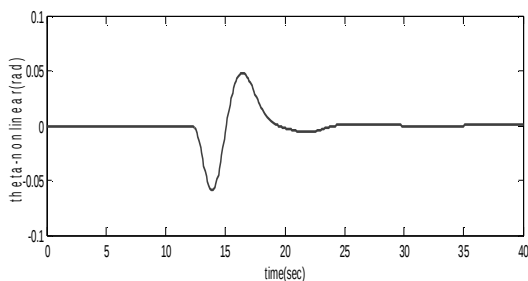
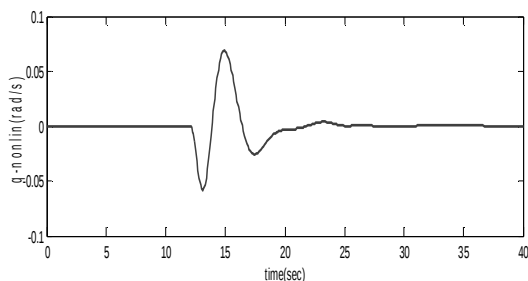
نمودار ۷) پاسخ پرنده در راستای h, x برحسب زمان در سیستم سه درجه آزادی خطی



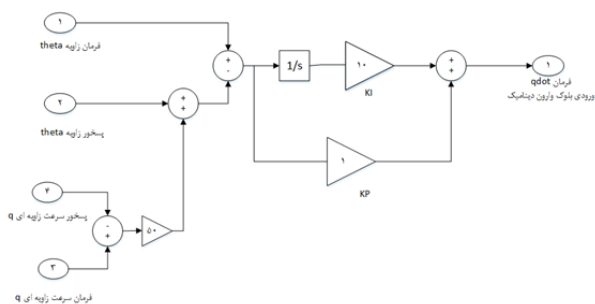
نمودار ۸) پاسخ سرعت پرنده در راستای $u, \dot{h}$ برحسب زمان در سیستم سه درجه آزادی خطی



نمودار ۱۲) پاسخ سرعت پرنده در راستای h, u برحسب زمان در سیستم سه درجه آزادی غیرخطی



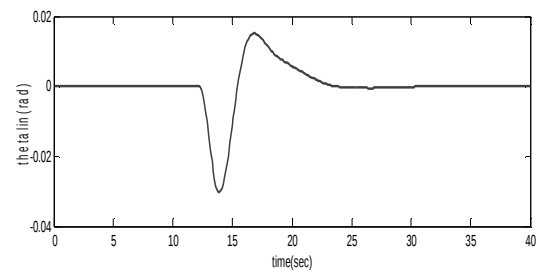
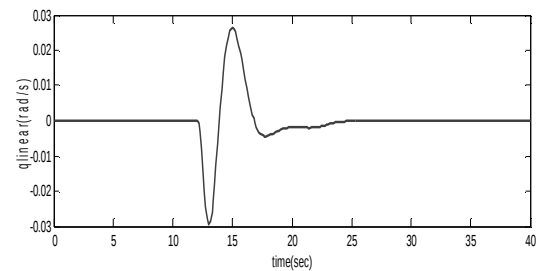
نمودار ۱۳) پاسخ q, θ برحسب زمان در سیستم سه درجه آزادی غیرخطی



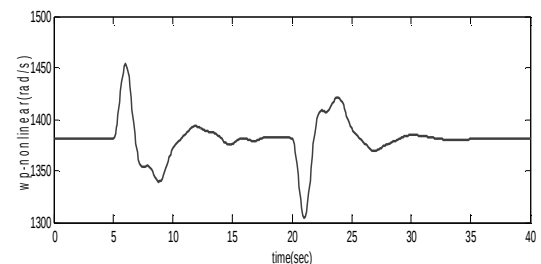
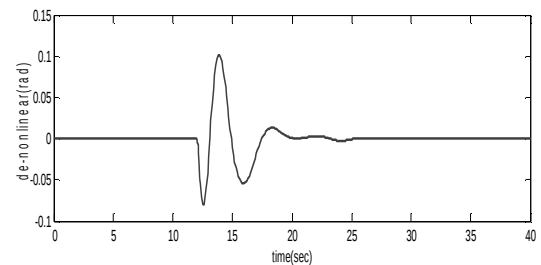
شکل ۹) بلوک کنترل کننده PI برای تبدیل زاویه θ به مقدار فرمانی q

۶- نتیجه گیری

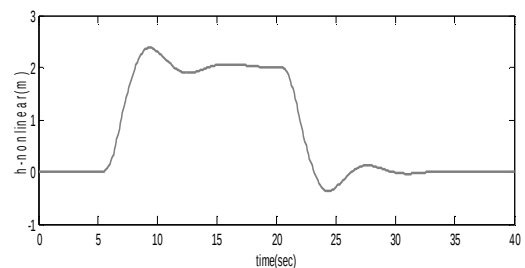
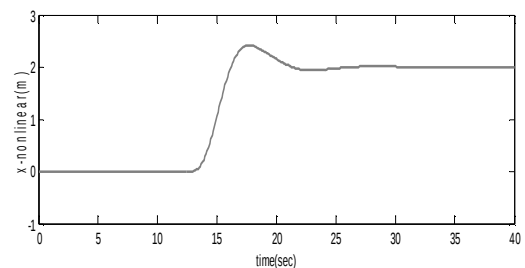
هدف اصلی از این مقاله، مدل سازی ریزپرنده داکتدفن دانشکده مهندسی هوافضای دانشگاه صنعتی امیرکبیر و کنترل آن به روش وارون دینامیک غیرخطی بوده است. به این منظور در ابتدا، مدل دینامیکی ریزپرنده داکتدفن موجود با توجه به فرض های حاکم بر



نمودار ۹) پاسخ q, θ برحسب زمان در سیستم سه درجه آزادی خطی



نمودار ۱۰) نمودار ورودی کنترلی δ_e و ω_p برحسب زمان در سیستم سه درجه آزادی غیرخطی



نمودار ۱۱) پاسخ پرنده در راستای h, x برحسب زمان در سیستم سه درجه آزادی غیرخطی

منابع

- 1- Fan W, Xiang C, Xu B. Modelling, attitude controller design and flight experiments of a novel micro-ducted-fan aircraft. *Advances in Mechanical Engineering*. 2018;10(3).
- 2- Straub BP. Instrumentation and control of a ducted fan unmanned aerial vehicle in hover mode [Dissertation]. Virginia: Virginia Polytechnic Institute; 2016.
- 3- Lipera L, Colbourne JD, Tischler MB, Hossein Mansur M, Rotkowitz MC, Patangui P. The micro craft iSTAR micro air vehicle: Control system design and testing. American Helicopter Society 57th Annual Forum, Washington, DC, May 9-11, 2001. Fairfax: American Helicopter Society International; 2001.
- 4- Spaulding C, Mansur MR, Tischler M, Hess R, Franklin J. Nonlinear inversion control for a ducted fan UAV. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 15-18 August 2005, San Francisco, California. Reston, VA: AIAA; 2005.
- 5- Naldi R, Marconi L, Sala A. Modelling and control of a miniature ducted-fan in fast forward flight. American Control Conference, 11-13 June 2008, Seattle, WA, USA. Piscataway: IEEE; 2008.
- 6- Naldi R, Torre A, Marconi L. Robust control of a miniature ducted-fan aerial robot for blind navigation in unknown populated environments. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*. 2015;23(1):64-79.
- 7- Zhao H. Development of a dynamic model of a ducted fan VTOL UAV [Dissertation]. Bundoora/Victoria: RMIT University; 2009.
- 8- Zhao HW, Bil C, Yoon BH. Ducted fan VTOL UAV simulation in preliminary design. 9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO), 21-23 September 2009, Hilton Head, South Carolina. Reston, VA: AIAA; 2009.
- 9- Wang Z, Liu Z, Fan N, Guo M. Flight dynamics modeling of a small ducted fan aerial vehicle based on parameter identification. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2013;26(6):1439-1448.
- 10- Manouchehri A, Hajkarami H, Ahmadi MS. Hovering control of a ducted fan VTOL Unmanned Aerial Vehicle (UAV) based on PID control. International Conference on Electrical and Control Engineering, 16-18 September 2011, Yichang, China. Piscataway: IEEE; 2011.
- 11- Aruneshwaran R, Wang J, Suresh S, Venugopalan TK. Neural adaptive back stepping flight controller for a ducted fan UAV. 10th World Congress on Intelligent Control and Automation, 6-8 July 2012, Beijing, China. Piscataway: IEEE; 2012.
- 12- Aruneshwaran R, Suresh S, Wang J. Autonomous flight control system for a ducted fan UAV using dynamic inversion. *Advances in Control and Optimization of Dynamical Systems (ACODS)*. Unknown Publication; 2012.
- 13- Banazadeh A, Emami SA. Control effectiveness investigation of a ducted-fan aerial vehicle using model predictive controller. International Conference on Advanced Mechatronic Systems, 10-12 Aug 2014, Kumamoto, Japan. Piscataway: IEEE; 2014.
- 14- Emami SA, Banazadeh A. Robustness investigation of a ducted-fan aerial vehicle control, using linear, adaptive, and model predictive controllers. *International Journal of Advanced Mechatronic Systems*. 2015;6(2/3):108-117.
- 15- Emami SA, Rezaeizadeh A. Adaptive model predictive control-based attitude and trajectory tracking of a VTOL

آن استخراج شد. پس از آن به کمک ساخت مجموعه‌های فیزیکی در آزمایشگاه به شناسایی و اندازه‌گیری ضرایب موجود در مدل دینامیکی همچون ممان اینرسی و ضرایب سطوح کنترل پرنده پرداخته شد. در مرحله بعد با شبیه‌سازی کنترل وارون دینامیک برای پرنده به بررسی نتایج پرداخته شده است که نتایج حاصل از شبیه‌سازی با اعمال فرمان موقعیت مطلوب به سیستم حلقه بسته سه‌درجه آزادی خطی و سیستم سه‌درجه آزادی غیرخطی، نشان‌دهنده تعقیب صحیح فرمان ورودی و همچنین پایداری سیستم حلقه بسته با استفاده از روش کنترلی وارون دینامیک برای ریزپرنده داکت‌فن است.

تشکر و قدردانی: نویسندگان بر خود لازم می‌دانند تا از همکاری گروه ریزپرنده‌های دانشکده مهندسی هوافضای امیرکبیر در بخش تجربی کار تشکر نمایند.

تأییدیه اخلاقی: این مقاله تاکنون در نشریه دیگری به چاپ نرسیده و همچنین برای بررسی به نشریه دیگری ارسال نشده است. ضمناً محتویات علمی مقاله حاصل فعالیت علمی نویسندگان بوده و صحت و اعتبارسنجی آن بر عهده نویسندگان است.

تعارض منافع: مقاله حاضر هیچ‌گونه تعارض منافعی با سازمان‌ها و اشخاص دیگر ندارد.

سهم نویسندگان: فاطمه شریف‌زاده (نویسنده اول)، نگارنده مقدمه/روش‌شناسی/پژوهشگر اصلی (۵۰٪)؛ ابوالقاسم نقاش (نویسنده دوم)، پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۵۰٪)

منابع مالی: کلیه هزینه‌های انجام آزمایشات به‌صورت شخصی توسط پژوهشگران پرداخت شده است.

۷- پی‌نوشت

علامت لاتین

b	عرض پره‌های کنترلی
c	ارتفاع پره‌های کنترلی
D	نیروی پسا پره کنترل
F	نیروی برای پره کنترل
I	ممان اینرسی
I_x, I_y, I_z	ممان اینرسی در جهت محوره‌های x, y و z
L, M, N	مولفه‌های ممان در دستگاه بدنی
m	جرم پرنده
p, q, r	مولفه‌های سرعت زاویه‌ای در دستگاه بدنی
T	نیروی تراست
u, v, w	مولفه‌های سرعت خطی در دستگاه بدنی
x, y, z	مولفه‌های موقعیت در دستگاه اینرسی

علامت یونانی

α	زاویه حمله
δ	انحراف زاویه پره‌ها
θ	زاویه فراز
ρ	چگالی جریان
τ	بردار ممان‌های وارد بر پرنده
φ	زاویه غلت
ψ	زاویه سمت
ω_p	سرعت زاویه‌ای روتور
$d\omega_p$	تغییرات سرعت زاویه‌ای روتور

بالانویس‌ها

T	ترانزپاند
-----	-----------

زیرنویس‌ها

b	دستگاه بدنی
o	دستگاه زمین

- Aerospace Society, March 1-3, 2011, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran. Tehran: Iranian Aerospace Society; 2011. [Persian]
- 19- Johnson EN, Turbe MA. Modeling, control, and flight testing of a small ducted-fan aircraft. *Journal of Guidance Control and Dynamics*. 2006;29(4):769-779.
- 20- Alam M, Celikovsky S. On the internal stability of non-linear dynamic inversion: Application to flight control. *IET Control Theory & Applications*. 2017;11(12):1849-1861.
- 21- Smith MJ, Swei SSM, Tischler MB. A study of the control of Micro Air Vehicles using the linear dynamic inverse approach. *AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference*, 20-22 September 2004, Chicago, Illinois. Reston, VA: AIAA; 2004.

- aircraft. *IET Control Theory & Applications*. 2018;12(15):2031-2042.
- 16- Sharifzadeh F, Naghash A. Grammian analysis of controllability for ducted fan mav in hover flight condition. *16th International Conference of the Iranian Aerospace Society*, Feb 21-23, 2017, Tehran, Iran. Tehran: K. N. Toosi University of Technology; 2017. [Persian]
- 17- Zhao H, Sheng SZ, Li JB, Sun CW. Modelling and attitude control of a miniature ducted fan UAV. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering*. 2016;230(5):953-964.
- 18- Bakhtia rynezhad F, Nouri M. Aerodynamic modeling unmanned aerial vehicle. *The 10th Conference of Iranian*