

بررسی تجربی سیستم پیشرانش موتور و ملخ کوادرتور و مدلسازی آن با الگوریتم RLS

سمیه نوروزی غضبی

دانشجوی دکتری، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

سجاد محمودی

کارشناس ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

محمدحسن جوارشکیان*

دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

چکیده

در این تحقیق پارامترهای آیرودینامیکی در حالت استاتیکی و دینامیکی پره در مجموعه‌ی پیشرانش کوادرتور به‌طور تجربی بررسی و منحنی‌های مشخصه عملکردی استخراج و مدل مجموعه پیشرانش کوادرتور (موتور و ملخ) تخمین زده شده است. برای اندازه‌گیری داده‌های تجربی دستگاهی بدین منظور طراحی و ساخته شده است. تخمین مدل مجموعه پیشرانش در دو بخش تخمین مدل ملخ و تخمین مدل موتور انجام گردیده است. در بخش تخمین مدل ملخ، به‌صورت استاتیکی و دینامیکی، منحنی مشخصه‌های ضرایب توان، نیروی پیشران و راندمان پره برحسب سرعت دورانی موتور، ثبت و مورد بررسی قرار گرفت. در بخش دوم برای تخمین مدل موتور، از الگوریتم کمترین مربعات بازگشتی خطا استفاده گردید. مدل به‌دست‌آمده در بخش موتور، رابطه‌ی بین سرعت دورانی و ولتاژ را در اختیار قرار می‌دهد. در نهایت با توجه به بررسی صورت گرفته در موتور و ملخ، کل مجموعه مورد تخمین قرار گرفته است. مدل خطی مجموعه‌ی پیشرانش به‌دست‌آمده در این تحقیق را می‌توان در مدلسازی کوادرتور استفاده نمود تا طراحی کنترل‌گر روی مدل کامل پرنده اعمال نمود، که در مقایسه با مجموعه فعالیت‌هایی که بر روی کوادرتور انجام می‌پذیرد و تنها به مدل بدنه بسنده می‌شود مزیت بزرگی است. همچنین از مهم‌ترین نتایج این تحقیق این است که در یک مرحله و با یک آزمایش پارامترهای مجهول قابل شناسایی می‌باشد.

کلمات کلیدی: کوادرتور، مجموعه‌ی پیشرانش، منحنی مشخصه ملخ، الگوریتم حداقل مربعات خطا، تخمین.

Experimental Investigation of Motor and Propeller of Quadrotor Propulsion System and Identification with RLS Algorithm

S. NouruziGhazbi

Department of Engineering school, Ferdowsi university of Mashhad, Mashhad, Iran

S. Mahmudi

Department of Engineering school, Ferdowsi university of Mashhad, Mashhad, Iran

M. H. Djavarehshkian

Department of Engineering school, Ferdowsi university of Mashhad, Mashhad, Iran

Abstract

In this study, the aerodynamic parameters in static and dynamic mode of a blade in a MAV empirically study, the performance characteristic curves are extracted, and then the identification of propulsion system of a quadrotor is done. To supply needed data for identification process, a measurement setup is designed and built. The setup is able to measure all aerodynamic parameters of propeller and input and output of motor. In propeller modeling, all characteristic curves of propeller in static and dynamic mode is measured and analyzed. These characteristics include power, propulsion force and efficiency of blade is determined by the rotational speed of the motor. System identification is divided to two parts: propeller identification and motor identification. For identification of motor, recursive least square algorithm is used. Identified model for motor shows the relationship between voltage and angular velocity of motor. Finally, the review was done on the engine and propeller, the entire complex has been identified. Propulsion series linear model obtained in this study can be used in modeling quadrotor. Eventually identified motor is compared with identified motor by De Lellis. The comparison validated the identified motor at this research. Also the comparison of present that used model has one step and test to identification passive parameters. On the other hand, this model is very simple and efficient.

Keywords: Quadrotor, propulsion system, characteristic curves of motor, recursive least squared method, Identification.

نیروی موتور به ملخ‌ها، تولید می‌شود. کنترل و پایداری این وسیله پرنده با تغییر دور موتورها امکان‌پذیر است. نداشتن محدودیت اندازه و هزینه در کنار قابلیت‌هایی که این پرنده را از سایر پرنده‌های بدون سرنشین متمایز می‌سازد سبب شده است تا این پرنده در مرکز توجه و فعالیت‌های محققین و پژوهشگران بسیار زیادی در سرتاسر دنیا قرار بگیرد [۱].

کنترل کوادرتور مستلزم داشتن مدل دقیقی از سیستم می‌باشد. به‌صورت کلی مدلسازی کوادرتور را می‌توان به دو بخش مدلسازی بدنه و مدلسازی مجموعه‌ی پیشرانش تقسیم نمود. در مدلسازی بدنه، استفاده از قوانین فیزیکی حاکم بر حرکت پرنده (نیوتن-اولر و لاگرانژ) می‌تواند مدل خوبی را به دست دهد. اما مدلسازی مجموعه‌ی پیشرانش پرنده - که خود به دو بخش مدلسازی ملخ و مدلسازی موتور تقسیم

۱- مقدمه

امروزه پرنده‌های بدون سرنشین مختلفی وجود دارند که توسط گروه‌های مختلفی در سراسر جهان برای اهداف و عملیات مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرند. بسیاری از پهپادهای توسعه‌یافته جنبه تجاری پیدا کرده‌اند و خارج از قطعات به‌کاررفته، اطلاعات کمی در مورد ویژگی‌های عملکردی سیستم‌های پیشران، کنترل، مدل سیستم و پارامترهای مؤثر در آن‌ها موجود است [۱]. کوادرتور یک پرنده‌ی بدون سرنشین عمودپرواز است که در دسته‌ی پرنده‌های با بال چرخنده^۱ قرار می‌گیرد. این پرنده دارای چهار موتور است که نیروی پیشران آن از طریق انتقال

^۱ Rotary wings

می‌شود، با دشواری‌هایی همراه است. مهم‌ترین عامل پیچیده بودن، دسترسی به مدل مجموعه‌ی پیشرانش پرنده، نداشتن دسترسی به پارامترهای درونی موتور می‌باشد. به‌طور مثال، سرعت ثابت موتور، مقاومت آرمیچر و ثابت گشتاور الکتریکی از جمله ثابت‌هایی هستند که در مدل‌سازی مجموعه‌ی پیشرانش با استفاده از قوانین فیزیکی حاکم بر مسئله، دانستن آن‌ها ضروری است. همچنین در دست داشتن مدل ملخ در رینولدزهای گوناگون، به طراح کمک مؤثری در تعریف دقیق سیستم می‌نماید.

در خصوص موتور با توجه به اینکه ورودی و خروجی سیستم، قابل اندازه‌گیری می‌باشد می‌توان با استفاده از روش‌های شناسایی، مدل مجموعه پیشرانش را مورد شناسایی قرار داد.

در سال ۲۰۰۶، میخائیل اندرسون و همکارانش [۲] به طراحی آزمایش‌هایی مبنی بر شناسایی ثابت‌های درونی موتور پرداختند. پس از به دست آوردن این ثابت‌ها مدل غیرخطی مبتنی بر معادلات فیزیکی مسئله را خطی سازی نموده و به‌منظور کنترل مورد استفاده قرار دادند. بالاس [۳] نیز در سال ۲۰۰۷، به مدل‌سازی مدل غیرخطی موتور و تخمین ثابت‌های مجهول با مجموعه‌ای از آزمایش‌ها پرداخت. بالاس در مدل خود از یک رابطه‌ی تخمینی ساده جهت به دست آوردن رابطه‌ی بین خروجی موتور و خروجی پره‌ها استفاده نمود. در سال ۲۰۰۷ ناینو و همکارانش [۴] با استفاده از روش‌های شناسایی سیستم به ارائه‌ی تابع تبدیل میان ورودی‌ها و خروجی‌های مختلف یک پرنده‌ی بدون سرنشین پرداختند. در این پژوهش هر تابع تبدیل دربرگیرنده‌ی بخشی از مدل بدنه و مجموعه‌ی آیرودینامیکی بود و مدل مجزایی برای مجموعه‌ی پیشرانش ارائه نگردید. در سال ۲۰۰۹، کورولوگو و همکارانش [۵] به شناسایی مدل موتور دی‌سی برانشلس با استفاده از شبکه عصبی پرداختند و مدل غیرخطی موتور را ارائه نمودند. در سال ۲۰۱۱ دی لوئیس و همکارانش [۶] با استفاده از آزمایش‌هایی دیگر به تخمین مجموعه ثابت‌های مجهول موتور پرداختند. در این تحقیق نیز مدل شناسایی‌شده، خطی سازی گردیده و سپس مورد استفاده قرار گرفت. در خصوص تخمین مدل ملخ نیز می‌توان با طراحی آزمایش‌ها و ساخت دستگاه‌های آزمایشی منحنی‌های مشخصه‌ی ملخ را شناسایی نمود. مرچنت [۷] در سال ۲۰۰۵ به بررسی مجموعه‌ی ضرایب آیرودینامیکی تعدادی ملخ با ابعاد ۶ تا ۲۲ اینچ با تعداد دو یا سه پره پرداخت و نتایج را به صورت یک جدول داده برای ۴ مشخص ارائه نمود. دیترزو سلیج [۸] در سال ۲۰۰۸ به‌صورت آزمایشگاهی مجموعه‌ای از آزمایش‌های استاتیکی را بر روی پره‌هایی با ابعاد بین ۲/۵ تا ۵ اینچ انجام دادند. دستگاه آزمایشگاهی دیترزو و سلیج از یک نیروسنج ۳kg و یک گشتاورسنج ۲۵oz-in برای اندازه‌گیری نیروی پیشران و گشتاور استفاده می‌نمود. در دستگاه فوق، سرعت ملخ بین ۲۵۰۰ تا ۲۷۰۰۰ قابل تنظیم بود و توسط یک سرعت‌سنج لیزری اندازه‌گیری می‌گردید. در تحقیق دیگری گمبل [۹] در سال ۲۰۰۹ با ساخت یک دستگاه و نوشتن یک برنامه پیچیده با نرم‌افزار LabView توانست اطلاعات آزمایشگاهی را به‌صورت خودکار جمع‌آوری و بهترین طرح مناسب را برای عملکرد موتور و ملخ ایجاد کند. براندت و سلیج [۱۰] نیز در سال ۲۰۱۱ به‌صورت تجربی از طریق ساخت یک دستگاه، مسئله‌ی انتخاب بهینه‌ی ملخ را برای یک موتور الکتریکی با مشخصات معلوم مورد بررسی قرار دادند.

در این تحقیق، مجموعه‌ی پیشرانش به دو بخش موتور و ملخ تقسیم شده است. در بخش تخمین مدل ملخ، از طریق طراحی و ساخت دستگاه اندازه‌گیری پارامترهای مجموعه پیشرانش، تمامی منحنی مشخصه‌های سیستم در دو حالت استاتیکی دینامیکی ثبت گردیده است. این منحنی‌ها امکان استفاده از مدل ملخ را در هر رینولدز کاری به‌صورت مستقیم در اختیار قرار می‌دهد. همچنین اطلاعات به دست آمده در تخمین مدل موتور مورد استفاده قرار می‌گیرد. از دیگر مشخصه‌های مهم این تحقیق، شناسایی یک مرحله‌ای پارامترهای مجهول موتور می‌باشد. شناسایی مدل موتور حول نقطه‌ی کاری با استفاده از الگوریتم حداقل مربعات بازگشتی که روشی قدرتمند و متداول در شناسایی سیستم‌ها است، در یک مرحله و فقط با یک آزمایش، پارامترهای مجهول مدل خطی سیستم را در اختیار قرار می‌دهد. می‌توان این آزمایش را حول نقاط کاری مختلف تکرار نمود و با استفاده از روش سوئیچینگ در هر رژیم پروازی، یکی از مدل‌های خطی مجموعه‌ی پیشرانش را مورد استفاده قرار داد.

با مدل خطی مجموعه‌ی پیشرانش به‌دست‌آمده در این تحقیق، می‌توان کنترل‌گر را بر روی مدل کامل پرنده که دربرگیرنده‌ی دینامیک پرنده و مجموعه‌ی پیشرانش پرنده است اعمال نمود، که در مقایسه با مجموعه فعالیت‌هایی که بر روی کوادروتور انجام می‌پذیرد و تنها به مدل بدنه بسنده می‌شود [۱۱]، [۱۲]، [۱۳] مزیت بزرگی است.

۲- معرفی مجموعه‌ی پیشرانش

مجموعه‌ی پیشرانش کوادروتور متشکل از ۴ ملخ دو-پره و چهار موتور بدون جاروبک جریان مستقیم است. بدیهی است که با شناسایی یک ملخ و یک موتور، مدل کل مجموعه‌ی پیشرانشی به دست می‌آید. ملخ مورد استفاده در این مجموعه، ملخ دو پره ۱۰×۴/۷ است که در شکل ۱ مشاهده می‌شود. منظور از مدل‌سازی ملخ، به دست آوردن پارامترهای آیرودینامیکی ملخ است. در واقع با داشتن منحنی‌های مشخصه‌ی نیروی پیشران، گشتاور، توان و راندمان در دو حالت استاتیکی (بدون جریان هوا یا باد جانبی) و دینامیکی (در جریان هوا با سرعت‌های مختلف) می‌توان در شرایط مختلف پروازی تقریبی از عملکرد ملخ در دست داشت. که این به‌منزله‌ی آگاهی از مدل ملخ می‌باشد. همچنین موتوری که مجموعه‌ی پیشرانش کوادروتور از آن بهره می‌برد یک موتور بدون جاروبک جریان مستقیم^۱ (موتور دی سی برانشلس) است.



شکل ۱- ملخ دو پره ۱۰×۴/۷

موتورهای دی سی برانشلس، شبیه به موتورهای سنکرونی هستند که با منبع دی سی ای تغذیه می‌شوند که توسط اینورتر مجتمع برای به حرکت درآوردن موتور به سیگنال الکتریکی AC تبدیل می‌شود. به‌طور کلی می‌توان گفت موتور دی سی برانشلس یک موتور الکتریکی است که از الحاق یک موتور AC، یک اینورتر و یک حس کننده‌ی موقعیت روتور به وجود می‌آید. مشخصات فنی موتور انتخاب شده که در این پژوهش به شناسایی آن خواهیم پرداخت در جدول ۱ آمده است.

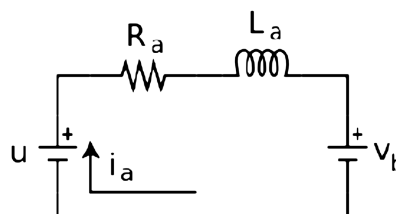
^۱Brushless DC motor

جدول ۱- مشخصات فنی موتور تی. ۰۹/۲۲۱۵ ای. ام. آ. ایکس ۶

مقدار	مشخصه
۱۲	ولتاژ (V)
۱۳۰	بیشینه‌ی توان (W)
۵۵	وزن (g)
۱۳۶۴	نیروی پیشران نسبی (g/g)

طراحی و ساخت این دستگاه به همت محققین آزمایشگاه هوافضای دانشگاه فردوسی مشهد و با الگو گیری از مجموعه فعالیت‌های گروه تحقیقاتی کوادروتور ویرجینیا [۱۴] صورت گرفته است. منظور از آزمون رانش، آزمایشی است که در آن بهترین ترکیب موتور و ملخ جهت تأمین نیروی موردنیاز کوادروتور مشخص می‌گردد. همچنین با استفاده از این دستگاه می‌توان ثابت‌های آیرودینامیکی را تحت شرایط مختلف استخراج نمود. علاوه بر این اندازه‌گیری ورودی‌ها و خروجی‌های موتور نیز با استفاده از دستگاه ساخته‌شده قابل انجام است که در شناسایی مدل موتور مورد استفاده قرار خواهد گرفت. نمای کلی دستگاه در شکل ۳ مشاهده می‌شود. این دستگاه آزمایش دارای بخش‌های مختلفی است که در ادامه معرفی می‌گردد.

یک مدل ابتدایی از موتور دی سی براسلس در شکل ۲ نشان داده شده است.



شکل ۲- مدل ابتدایی از موتور دی سی براسلس [۳]

۳-۱- حسگرها

ابزارهای اندازه‌گیری در این دستگاه نقش اصلی را ایفا می‌کنند. به طوری که تمامی تغییرات حاصل از تغییر جریان و یا سرعت در ورودی را به صورت آنلاین ذخیره کرده و نمایش می‌دهند. در جدول ۳ حسگرهای مورد استفاده ارائه شده است. همچنین مدل ابزارها و نحوه‌ی نصب آن‌ها در دستگاه اندازه‌گیری در ادامه مورد بحث قرار گرفته است.

این مدل، مدل انتخابی دی لوئیس است که در تحقیق خود بر اساس این مدل به شناسایی پارامترهای موتور پرداخته است. در این تحقیق مدل مورد استفاده دی لوئیس (معادله‌ی ۱ و جدول ۲) [۵] را به کار خواهیم گرفت تا ضرایب S در تابع تبدیل موتور را مورد شناسایی قرار داده و بتوانیم ضرایب مناسبی را برای آن تقریب بزنیم.

$$G_{df}(s) = \frac{\Delta\omega(s)}{\Delta u(s)} = \frac{k_t}{s^2 + \frac{(I_m + I_r)L_a}{(I_m + I_r)L_a} s + \frac{B_a R_a + K_v K_t}{(I_m + I_r)L_a}} \quad (1)$$

همان‌طور که از معادله‌ی ۱ مشخص است ضرایب S در تابع تبدیل موتور، هر یک دربرگیرنده‌ی چند ثابت مکانیکی و الکتریکی می‌باشد. آنچه دی لوئیس در تحقیق خود به آن پرداخته است شناسایی تمامی پارامترها و سپس یافتن ضرایب S است. تفاوت کار در این تحقیق با کار انجام‌شده توسط دی لوئیس آن است که در این مطالعه ثوابت به صورت جداگانه مورد شناسایی قرار نخواهند گرفت و از ابتدا به شناسایی ضرایب S پرداخته خواهد شد.



شکل ۳- دستگاه اندازه‌گیری پارامترهای مجموعه پیشران ساخته شده در آزمایشگاه ریز پهپاد^۱

جدول ۳- مشخصات ابزارهای اندازه‌گیری

کارایی	نام ابزار
تخمین سرعت دورانی پره	سرعت‌سنج لیزری
تخمین گشتاور حاصل از دوران موتور	گشتاورسنج الکترونیکی
تخمین نیروی پیشران تولیدی پره	نیروسنج الکترونیکی
تقویت خروجی حسگرها	تقویت‌کننده
انتقال اطلاعات خروجی از حسگرها به رایانه	کارت اخذ داده

جدول ۲- معرفی پارامترهای رابطه‌ی

Ba	ثابت گشتاور اصطکاکی خطی
Kt	ثابت گشتاور الکتریکی
Kv	ثابت سرعت
La	امپدانس آرمیچر
Im	اینرسی روتور
Ir	اینرسی رینگ
Ra	مقاومت آرمیچر

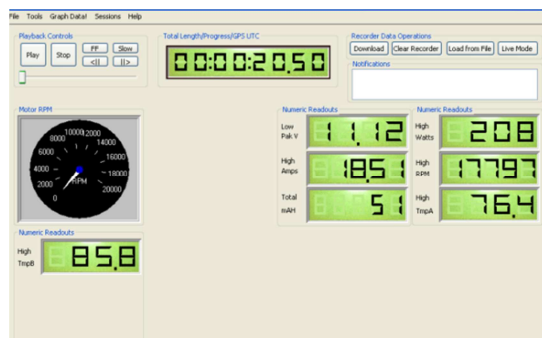
همان‌طور که در شکل ۳ مشاهده می‌شود، موتور الکتریکی مستقیماً بر روی یک گشتاورسنج با ظرفیت ۲۵ نیوتون.متر (از شرکت Dacell به مدل TCN-20KC) نصب و از طرف دیگر، گشتاورسنج به یک نیروسنج

۳- دستگاه اندازه‌گیری پارامترهای مجموعه‌ی پیشران

دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیشران برای انجام آزمون رانش بر روی مجموعه‌ی پیشران (موتور و ملخ) کوادروتور طراحی و ساخته شده است.

^۱ اخذشده از دستگاه آزمون پیشران- آزمایشگاه هوافضای دانشگاه

فردوسی مشهد



شکل ۴- نمایش اطلاعات برد پردازشگر بر روی کامپیوتر

۳-۲- شرح آزمایش با سکوی آزمون

در ابتدا توسط کامپیوتر سیگنال پهنای باند مدوله شده^۱ مورد نظر تولید و به سیستم فرستاده می‌شود. سپس از طریق نیروسنج و گشتاورسنج الکترونیکی به صورت آنلاین، نیروی پیشرانش و گشتاور تولیدی توسط موتور در کامپیوتر ذخیره و به نمایش گذاشته می‌شود که این نیرو برابر نیروی پیشرانش در پرواز افقی و یا برابر نیروی برآ در پرواز عمودی است. اندازه‌گیری این نیرو در تعیین ثابت‌های آیرودینامیکی مهم است. همچنین نیاز است دور موتور به عنوان سیگنال خروجی مدل مورد نظر جهت شناسایی، اندازه‌گیری شود. موردی که باید به آن توجه داشت لزوم اندازه‌گیری سیگنال خروجی با استفاده از سرعت‌سنج است. سرعت‌سنج پاسخ گذرای سیستم را ثبت می‌نماید و از آنجاکه در شناسایی سیستم، هدف شناسایی مدل دینامیکی سیستم است نیاز به پاسخ گذرای سیستم می‌باشد.

۴-۱- آزمایش‌های آیرودینامیکی

تحلیل نتایج آیرودینامیکی به دست آمده از دستگاه اندازه‌گیری، با تبدیل ولتاژ به کمیت‌های فیزیکی و کالیبره کردن و آزمون داده‌ها آغاز می‌گردد. ابتدا نیروسنج و گشتاورسنج از طریق قرار دادن وزنه‌هایی با مقدار مشخص کالیبره می‌شوند. در این بخش برای هر وزنه، تقریباً ۵۰۰ داده ذخیره گردیده و از میانگین داده‌های آن معادل ولتاژی آن نیرو ثبت می‌شود. همچنین برای اطمینان از نتایج استاتیکی و دینامیکی به دست آمده، هر آزمایش سه بار تکرار گردیده و نتایج آن‌ها با هم مقایسه شده و میانگین آن‌ها مورد استفاده قرار گرفته است. آزمایش‌های استاتیکی در شرایطی که سرعت جریان صفر است انجام گردیده و به ازای تغییر دور ضرایب نیروی پیشران و توان ثبت گردیده است. آزمایشات دینامیکی در تونل باد دانشگاه فردوسی مشهد انجام پذیرفت. مقطع این تونل باد برابر با 1.2×1 مترمربع است و دارای طولی برابر با ۳ متر است. در هر آزمایش با فعال کردن دمنده، سرعت جریان هوایی که با موتور و پره برخورد می‌کند به میزان مورد نظر می‌رسد و سپس با اعمال ولتاژ معین به موتور که برابر سرعت دورانی خاصی برای پره می‌باشد، دوران پره بر روی دور هدف تنظیم گردید. سرعت دمنده در هر آزمایش توسط اطلاعات خوانده شده از لوله‌ی پیتوت و میدل فشار تفاضلی تایید گردید. نکته قابل توجه در این بخش این است که بواسطه ایجاد جریان هوا سرعت دورانی پره برخلاف آزمایش‌های استاتیکی دستخوش تغییرات شدیدی می‌گردد لذا در این بخش کنترلر درایور

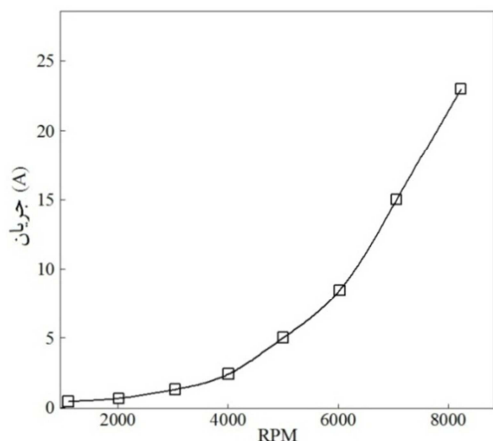
الکتریکی خمشی با ظرفیت ۳ کیلوگرم (از شرکت بونگشین- مدل OBU) متصل گردیده است که در انتها، بر روی یک پایه قرار می‌گیرد. برای بالا بردن مقاومت و کاهش ارتعاشات در سوار کردن قطعات از اتصالات تفلونی و پیچ و مهره استفاده شده است. همچنین با نصب یک کنترل‌گر لیزری سرعت بر روی پایه به طوری که نور لیزر به قسمتی از پره تابیده شود، سرعت دورانی موتور اندازه‌گیری گردیده است.

برای ارسال اطلاعات خروجی از موتور، گشتاورسنج، نیروسنج، کنترل‌گر سرعت و کنترل اطلاعات ورودی، از یک سیستم اخذ دیتا که شامل سخت‌افزار DAQ Card (از شرکت Advantech به مدل HG1710) و نرم‌افزار مربوطه می‌باشد، استفاده شده است. برای راه‌اندازی دستگاه، موتور الکتریکی به یک منبع تغذیه‌ی DC و از طرف دیگر خروجی حس‌گرهای اندازه‌گیری گشتاور، نیرو و سرعت به یک تقویت‌کننده (آمپلی‌فایر) و در ادامه به کارت اخذ داده متصل می‌گردد. اطلاعات ورودی به کارت اخذ داده از طریق برنامه‌ی نوشته شده در نرم‌افزار MATLAB در کامپیوتر ثبت و منحنی‌های مشخصه پارامترهای پیشرانشی موتور و پره رسم می‌گردد. در ادامه ادوات الکتریکی مورد استفاده قرار گرفته در آزمایش‌های این پژوهش، توضیح داده می‌شوند.

همچنین جهت تأمین قدرت و توان راه‌اندازی موتور نیز از یک منبع تغذیه استفاده گردید تا همیشه در یک توان و جریان مشخص از موتور و ملخ، مورد آزمایش استاتیکی و دینامیکی قرار بگیرند. همچنین برای اعمال سرعت‌ها و دورهای مختلف به موتور و بررسی روابط آیرودینامیکی نیروی پیشرانش، ولتاژ، توان، آمپر و گشتاور، یک دستگاه تنظیم‌کننده سرعت مورد استفاده قرار گرفت. چون دقت اندازه‌گیری در دوره‌های مختلف بسیار حائز اهمیت است و اثر بسیار بالایی در نتیجه‌گیری دارد، از دو دستگاه برای انتقال اطلاعات به موتور مربوطه استفاده شد: رادیو کنترل به همراه گیرنده و همچنین کارت اخذ داده که به منظور اعتبارسنجی داده‌های دریافتی گیرنده مورد استفاده قرار گرفت. برای اعمال دور مشخص به موتور، ابتدا یک گیرنده در مدار قرار داده شد و از طریق رادیو، دور مورد نظر به طور آنالوگ به موتور منتقل می‌گردد. همان‌طور که در شکل ۴ مشاهده می‌شود، اطلاعات در کامپیوتر نمایش داده می‌شود.

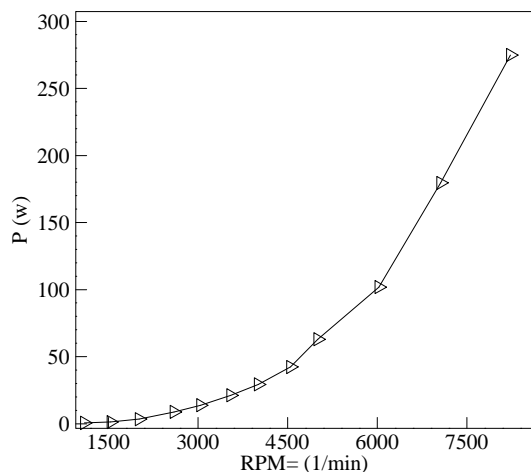
همچنین به منظور بررسی صحت سرعت زاویه‌ای به دست آمده، در هر محله سرعت زاویه‌ای توسط سرعت‌سنج رصد گردید. همین‌طور برای اندازه‌گیری اختلاف پتانسیل الکتریکی، توان و آمپر مصرفی در هر دور مشخص، از ولت‌متر و آمپر مترهای مخصوص که دقت بسیار بالایی برخوردارند استفاده شده است. در ادامه نحوه عملکرد دستگاه شرح داده می‌شود.

^۱ PWM



شکل ۶ - جریان برحسب تغییر دور بر دقیقه موتور

نکته قابل توجه در این نمودار نحوه تغییرات شیب جریان است. به طوری که می توان نتیجه گرفت که در بازه ۱۰۰۰ RPM تا ۴۰۰۰ RPM جریان مصرفی موتور و ملخ بسیار کمتر از نحوه تغییرات آن از بازه ۴۰۰۰ RPM تا ۶۰۰۰ RPM است و این امر نشان می دهد در بازه ی سرعتی مورد نظر کمتر می توان به ازای تغییر این پارامتر، توان مصرفی تقریباً ثابتی داشت (شکل ۷). همچنین با توجه به شکل ۸ درمی یابیم نسبت تغییر نیروی پیشران تا ۴۵۰۰ RPM که معادل تغییر توان مصرفی در بازه ی ۰ تا ۱۰۰ W است نسبت به تغییر نیروی پیشران در دور بر دقیقه های بالاتر که توان مصرفی بسیار بالایی مورد نیاز است، شیب بسیار ملایم تری دارد، شکل ۷ نیز این نتیجه گیری را تأیید می کند.



شکل ۷ - توان مصرفی موتور برحسب تغییرات دور بر دقیقه موتور در آزمایش استاتیکی

سرعت به طور موثرتری وارد عمل شده و این تغییرات را به حداقل رساند. نحوه محاسبه پارامترهای آیرودینامیکی و پیشرانشی از جمله ضرایب برآ یا نیروی پیشران، گشتاور، توان و نسبت پیشرفت از روابط (۲) تا (۵) به دست می آید [۱۵].

$$C_t = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (۲)$$

$$C_p = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (۳)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (۴)$$

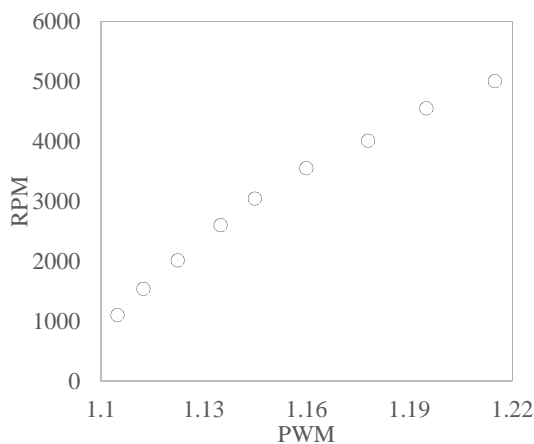
$$J = \frac{V}{nD} \quad (۵)$$

به طوری که C_t ضریب پیشران، n سرعت چرخش پره در هر ثانیه و D قطر پره، ρ چگالی هوا، T نیروی پیشران تولیدی پره، C_p ضریب توان، P توان تولیدی پره، C_Q ضریب گشتاور، Q گشتاور ایجاد شده به واسطه موتور و ملخ، J نسبت پیشرفت و V سرعت جریان هوا می باشد. همچنین راندمان پره (η) تحت شرایط پروازی مشخص با استفاده از رابطه ی ۶ تعریف می گردد [۱۵]:

$$\eta(propeller) = \frac{J \cdot C_t}{2\pi C_Q} \quad (۶)$$

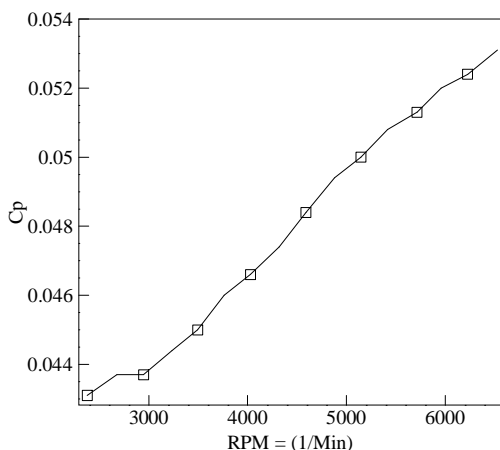
در ادامه نتایج بررسی استاتیکی و دینامیکی به دست آمده با این روش ارائه گردیده است.

همان طور که در شکل ۵ مشاهده می شود برای تغییر دور از پهنای باند مدوله استفاده شده و بازه تغییرات آن ۱ تا ۲ میلی ثانیه تعیین شده است.



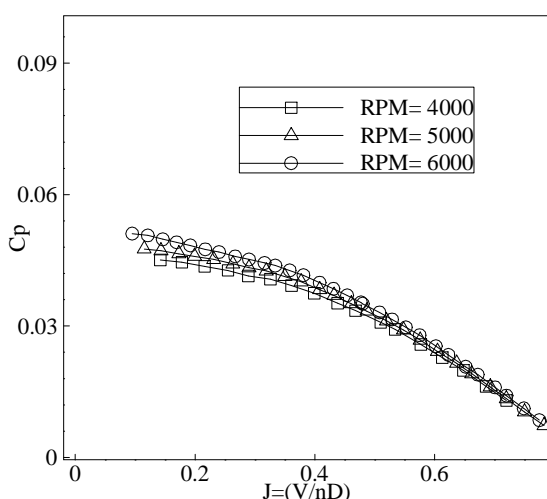
شکل ۵ - تغییرات دور موتور با اعمال PWM

شکل ۶ تغییرات جریان مصرفی موتور را به ازای تغییر دور نشان می دهد.

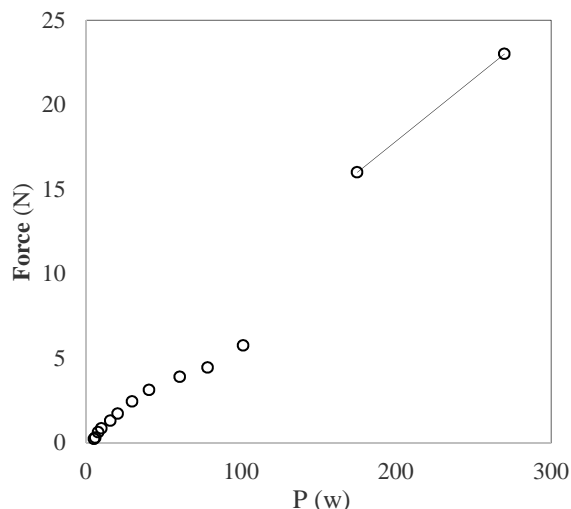


شکل ۱۰- تغییرات ضریب توان برحسب دور بر دقیقه موتور در آزمایش استاتیکی

اما نکته جالبتر این است که این روند کاهشی در دورهای بالاتر، با مقدار کمتری روبرو است. به طوری که می توان از این امر دو نتیجه گرفت. نتیجه اول آنکه از آزمون دینامیکی در مقایسه با آزمون استاتیکی مشخص می شود که ضرایب نیروهای آیرودینامیکی، که تأمین کننده نیروی پیشرانش و توان لازمه برای حمل بار و همچنین عامل مهم در کاهش اثر اغتشاشات خارجی مؤثر در پایداری کوادرتور خواهد بود، در حال تغییر هستند. این امر به این معنی است که ضرایب پارامترهای کنترلی به منظور نیرومند ساختن کوادرتور در مقابل اغتشاشات وارده باید تغییر کنند. نتیجه دوم نشان می دهد، جدای از اینکه تغییر سرعت جریان عبوری باعث تغییر ضرایب کنترلی می گردد، تغییر سرعت (یعنی افزایش دور در حالتی که جریان هوا وجود دارد) نیز می تواند در کاستن اغتشاشات وارده، از جمله در معرض باد و حرارت قرار گرفتن، و یا پرواز در نزدیکی زمین و دیواره، مؤثر واقع گردد.

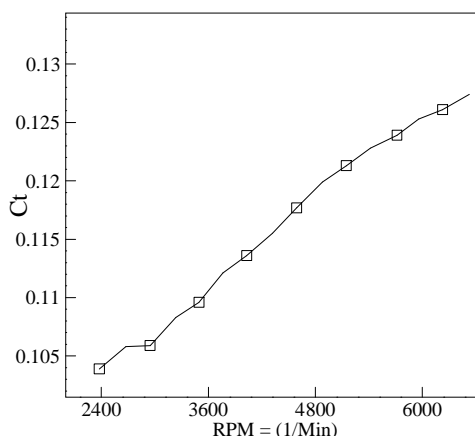


شکل ۱۱- ضریب توان برحسب نسبت پیشرفت در آزمایش دینامیکی



شکل ۸- تغییرات نیروی پیشران تولیدی به ازای توان مصرفی

اما نکته قابل توجه در شکل ۸ آن است که تغییرات شیب ضریب پیشران و توان پره که در شکل های ۹ تا ۱۰ نشان داده شده است به طور کامل صعودی است، در نتیجه در بازه مذکور به ازای تغییر دور بر دقیقه افزایش سرعت، توان مصرفی موتور تقریباً ثابت است ولی شیب تغییرات ضریب توان و پیشران پره افزایشی قابل توجه دارد. در نتیجه هم باعث افزایش توان باربری می گردد و هم اینکه توان تولیدی پره افزایش می یابد.



شکل ۹- تغییرات ضریب پیشران برحسب دور بر دقیقه موتور در آزمایش استاتیکی

همچنین از آزمایش های دینامیکی نتایج قابل توجهی برمی آید. در شکل های ۱۱ تا ۱۲ تغییرات ضریب توان و پیشران پره برحسب نسبت پیشرفت در دورهای مختلف نشان داده شده است. این نتایج نشان می دهد، افزایش سرعت هوای عبوری از روی موتور و ملخ باعث کاهش ضریب نیروهای آیرودینامیکی می شود.

برگردان^۱ $\varphi(k)$ و خروجی سیستم $y(k)$ در نمونه k ام به صورت رابطه-
 ی γ برقرار باشد.

$$y(k) = \varphi(k)\theta(k) \quad (7)$$

در رابطه‌ی فوق عناصر ماتریس $\theta(k)$ پارامترهای مجهول سیستم می‌باشند که رابطه‌ی خطی بین آن‌ها وجود ندارد. در صورتی که $\tilde{\theta}(k)$ مقادیر تخمینی پارامترهای مجهول باشند آنگاه هدف الگوریتم حداقل مربعات بازگشتی کمینه نمودن خطای بین $\theta(k)$ و $\tilde{\theta}(k)$ یا به عبارت دیگر کمینه نمودن تفاضل خروجی سیستم و خروجی واقعی سیستم $(y(k) - \tilde{y}(k))$ است. تابع معیار حداقل مربعات برای مسئله‌ی رگرسیون به صورت نشان داده شده در ذیل است (رابطه‌ی ۸):

$$V(\theta, t) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^t (y(i) - \varphi^T(i)\theta)^2 \quad (8)$$

تابع معیار فوق به ازای θ نشان داده شده در رابطه‌ی (۹) دارای مقدار کمینه خواهد بود [۱۴]:

$$\tilde{\theta} = (\varphi^T \varphi)^{-1} \varphi^T y \quad (9)$$

شرط یکتایی ماتریس مجهول شناسایی شده، غیر منفرد بودن $\varphi \varphi^T$ (ماتریس نرمال) است [۱۴].

در تحقق این الگوریتم فرض بر این است که مقدار رگرسور و خروجی در لحظات مختلف نمونه برداری در دسترس باشد. شناسایی در الگوریتم حداقل مربعات بازگشتی با توجه به کاهش بار محاسباتی نسبت به الگوریتم حداقل مربعات، می‌تواند به صورت زمان واقعی صورت پذیرد زیرا که در الگوریتم حداقل مربعات بازگشتی تخمین عناصر ماتریس $\tilde{\theta}(k)$ با هر بار به روزرسانی اطلاعات نمونه برداری شده صورت می‌گیرد و در نتیجه امکان پیاده‌سازی الگوریتم به صورت زمان واقعی ممکن است. نظریه الگوریتم حداقل مربعات بازگشتی بر اصلاح پارامترهای تخمینی قبلی $\tilde{\theta}(k-1)$ با اعمال هر ورودی جدید با توجه به ورودی‌ها و خروجی‌های لحظه‌ی k به شرطی که خطای تخمین بین $y(k)$ و $\tilde{y}(k)$ کمینه گردد، صورت می‌پذیرد.

با توجه به موارد فوق، گام‌های این الگوریتم را می‌توان به صورت زیر مرتب نمود (روابط ۱۰ تا ۱۶) [۱۶].

$$p(k) = p(k-1) - p(k-1)\varphi(k) \times (I + \varphi(k)^T p(k-1)\varphi(k))^{-1} \varphi(k)^T P(k-1) \quad (10)$$

$$K(k) = P(k)\varphi(k) \quad (11)$$

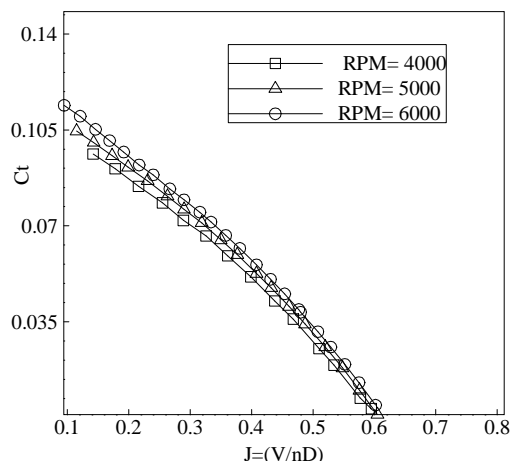
$$\varepsilon(k) = y(k) - \varphi(k)^T \tilde{\theta}(k-1) \quad (12)$$

$$\tilde{\theta}(k) = \tilde{\theta}(k-1) + K(k) * \varepsilon(k) \quad (13)$$

در روابط فوق $P(k)$ و $\varepsilon(k)$ به ترتیب ماتریس کوواریانس خطا و خطای گام پیشگویی نامیده می‌شوند. معمولاً مقدار اولیه‌ی $P(0) = \alpha I$ با فرض $10^2 \leq \alpha \leq 10^6$ انتخاب می‌شود. α بزرگ‌تر به همگرایی سریع‌تر منجر می‌گردد.

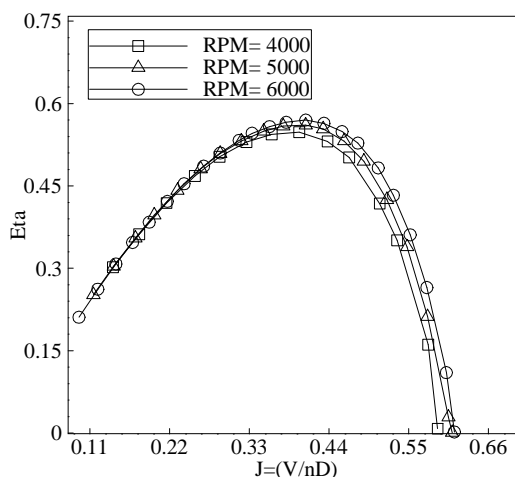
۵-۱- تخمین پارامترها

در این بخش شناسایی مقادیر پارامترهای مجموعه‌ی پیشران با استفاده از الگوریتم حداقل مربعات بازگشتی و به کمک داده‌های آزمایشگاهی



شکل ۱۲- ضریب پیشران بر حسب نسبت پیشرفت در آزمایش دینامیکی

یکی دیگر از پارامترهای مهم، راندمان است. این پارامتر از آنجا حائز اهمیت است که در مداومت پروازی، حمل بار و کنترل و پایداری پرند نقش بسزایی دارد. شکل ۱۳ تغییرات راندمان پره را به ازای جریان هوا در دوره‌های مختلف نشان می‌دهد. به طوری که با افزایش سرعت جریان هوا، روند تغییر پارامتر راندمان، دو وضعیتی می‌باشد. یعنی تا سرعت خاصی از هوا به ازای یک دور مشخص، راندمان افزایش می‌یابد و از آن سرعت به بعد راندمان شدیداً افت می‌کند. همچنین نتیجه می‌شود این تغییرات در ازای دوره‌های بالاتر دیرتر اتفاق می‌افتد. لذا در آزمایش‌های دینامیکی، افزایش دور، بر مقاومت‌سازی پرند در مقابل اغتشاشات می‌افزاید.

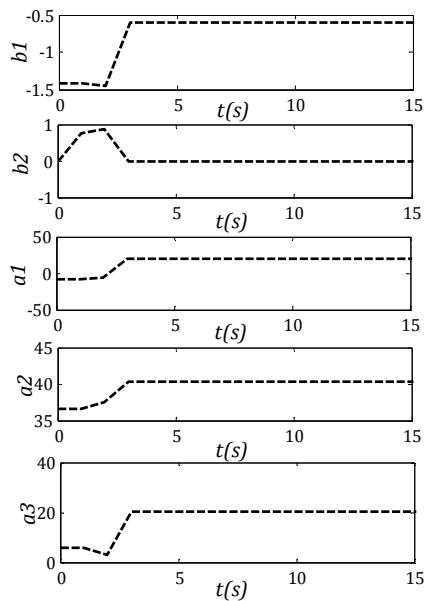


شکل ۱۳- راندمان موتور بر حسب نسبت پیشرفت در آزمایش دینامیکی

۵- الگوریتم حداقل مربعات خطای بازگشتی

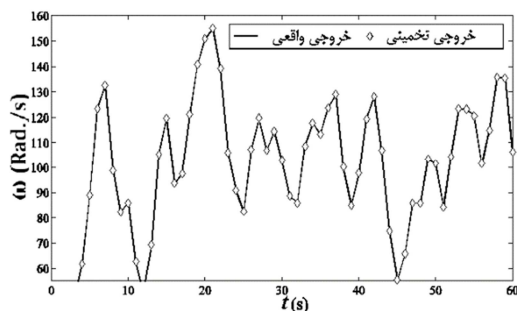
یکی از پرکاربردترین روش‌های شناسایی سیستم‌ها، استفاده از الگوریتم حداقل مربعات بازگشتی می‌باشد. برای سیستم‌های ثابت با زمان، سرعت همگرایی این روش بالا بوده و مربع خطای تخمین آن کم می‌باشد. در شناسایی سیستم‌ها فرض بر این است که رابطه‌ی خطی بین

¹Regressor



شکل ۱۴- تخمین پارامترهای مدل

همان‌طور که در نمودارهای فوق مشاهده شد پارامترها به‌صورت خوبی همگرا شده‌اند. پاسخ خروجی واقعی و خروجی مدل شناسایی شده (خروجی تخمینی) در شکل ۱۵ نشان داده شده است.



شکل ۱۵- خروجی واقعی و خروجی تقریب زده شده

همان‌طور که مشخص است خروجی به‌دست‌آمده از مدل شناسایی شده به‌خوبی همان خروجی واقعی را تخمین می‌زند. بنابراین تابع تبدیل گسسته و پیوسته سیستم به‌صورت زیر به دست می‌آید (روابط (۱۷) و (۱۸)).

$$G(q) = \frac{20.1q^2 + 40.2q + 20.1}{q^2 - 0.6067q - 0.03107} \quad (17)$$

$$G(s) = \frac{390.2}{0.0032s^2 + 0.329s + 6.26} \quad (18)$$

در رابطه‌ی (۱۸) از آنجاکه ضریب s^2 مقدار بسیار کوچکی نسبت به سایر مقادیر است از این مقدار صرف‌نظر می‌نماییم. پس از این تقریب و ساده‌سازی ضرایب، تابع تبدیل موتور را می‌توان به‌صورت نشان داده شده در رابطه‌ی (۱۹) مورد استفاده قرار خواهد گرفت.

$$G(s) \approx \frac{1186}{s + 19.02} \quad (19)$$

در شکل ۱۶ پاسخ تابع تبدیل شناسایی شده و تابع تبدیل تقریب زده شده به ورودی $V = 12V$ نشان داده شده است.

صورت می‌گیرد. آزمایش‌های شناسایی سیستم غالباً با استفاده از نویز رنگی یا نویز سفید به عنوان ورودی انجام می‌شوند. استفاده از نویز رنگی در واقع به معنای در نظرگیری مدل خطا در سیستم است. در این آزمایش موتور و درایور مورد استفاده با داشتن فیلتراسیون مناسب حساس به نویزهای معمول در محیط نیستند؛ همچنین مدل سیستم جهت کاربرد در پرنده‌ای که در محیط‌های بسته بدون اغتشاشاتی چون وزش‌های ناخواسته‌ی باد پرواز خواهد نمود شناسایی می‌گردد. بنابراین خطای قابل مدل‌سازی در سیستم وجود نخواهد داشت. بنابراین در این آزمایش نویز سفید با واریانس صفر به‌منظور تحریک تمامی قطب‌ها به‌عنوان ورودی در نظر گرفته شده است.

در رگرسیون، انتخاب صحیح ساختار مدل، برای داشتن مدلی خوب مهم است. برازش مناسب داده‌ها با پارامترهای کم ممکن نیست، اما اگر از پارامترهای بیشتری استفاده شود، برازش داده‌های اندازه‌گیری شده بسیار خوب خواهد بود. لیکن ممکن است برازش سایر مجموعه داده‌ها ضعیف باشد و فوق برازش رخ دهد. به‌منظور شناسایی موتور، بر اساس معادله‌ی مدل در حوزه‌ی S به‌صورت ذیل در نظر گرفته می‌شود (رابطه-۱۴):

$$\frac{y(t)}{u(t)} = \frac{B(s)}{A(s)} = \frac{b_1}{s^2 + a_1s + a_2} \quad (14)$$

مدل انتخاب شده دارای یک پارامتر مجهول در صورت (b_1) و دو پارامتر مجهول در مخرج $(a_1$ و $a_2)$ است. می‌دانیم الگوریتم RLS به شناسایی پارامترهای مدل گسسته می‌پردازد و تعداد پارامترهای مجهول یک مدل پیوسته و مدل گسسته‌ی معادل، لزوماً برابر نیستند. یکی از راهکارها برای دستیابی به تعداد پارامترهای مجهول مدل گسسته‌ی معادل، این است که یک سیستم مرتبه‌ی دوم معلوم را با یک روش گسسته سازی گسسته نموده و پس از اطمینان از صحت گسسته سازی، تعداد پارامترهای معادل سیستم مرتبه‌ی دوم خود را طبق آن مدل در نظر بگیریم. با استفاده از این روش، مدل گسسته‌ی معادل به‌صورت نشان داده شده در جدول ۴ در نظر گرفته شد.

جدول ۴- مدل گسسته‌ی معادل

آهنگ نمونه برداری	روش گسسته سازی	مدل گسسته‌ی معادل
۰/۰۲	توستین	$G(q) = \frac{a_1q^2 + a_2q + a_3}{q^2 + b_1q + b_2}$ (۱۵)

ساختار مدل به‌دست‌آمده (معادله‌ی ۱۵)، به‌صورت معادله‌ی تفاضلی ۱۶ در مسئله شناسایی مورد استفاده قرار می‌گیرد:

$$y(t) = -a_1y(t-1) - a_2y(t-2) - a_3y(t-3) + b_1u(t-2) + b_2u(t-1) \quad (16)$$

۵-۲- نتایج

در شکل ۱۴ تغییرات پارامترهای مدل برحسب زمان نشان داده شده است.

under Limited Power Conditions: A Neural Network Based Approach, 2009 IFAC, 2009.

[6] M. De Lellis, Modeling, Identification and control of quadrotor aircraft. MS Thesis, Czech Technical University of Prague, Cambridge, 2011. See also URL: <http://pure.ltu.se/portal/files/33687298/LTU-EX-2011-33633120.pdf>

[7] M. P. Merchant, Propeller performance measurement for low Reynolds number unmanned aerial vehicle applications, Doctoral dissertation, Wichita State University, 2005.

[8] R.W. Deters, M.S. Selig, Static Testing of Micro Propellers, 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2008.

[9] D.E. Gamble, Automated Dynamic Propeller Testing at Low Reynolds Numbers, M.S. Thesis. Stillwater, OK: Oklahoma State University, 2009.

[8] J.B. Brandt, M.S. Selig, Propeller Performance Data at Low Reynolds Number, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2011.

[11] C. Balas, Modeling and linear control of a quadrotor, MS thesis, Cranfield University, 2007.

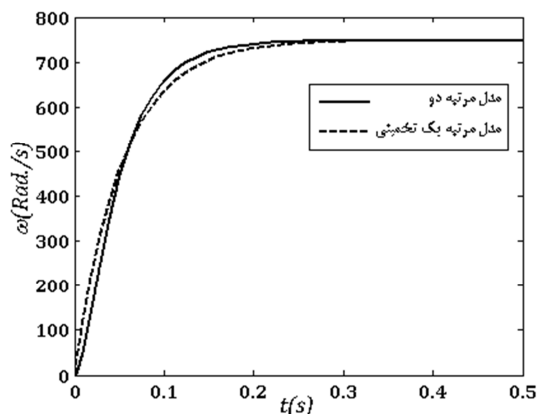
[12] S. Bouabdallah, Design and control of quadrotors with application to autonomous flying, PhD thesis, EPFL. Lausanne, 2007. See also URL: http://biblion.epfl.ch/EPFL/theses/2007/3727/EPFL_TH3727.pdf.

[13] S. Bouabdallah, R. Siegwart, Towards Intelligent Miniature Flying Robots, The 5th International Conference on Field and Service Robots, Port Douglas, Australia, 2005.

[14] A. N. Carlos, B. Cole, J. Cook, Rules for the International Aerial Robotics Competition, 5th Mission, 2009 see also URL: http://iarc.angelstrike.com/IARC_5th_Mission_Rules.pdf.

[15] www.aerodynamics4students.com, 1998-2012.

[16] M. Dorali, A. Fathi, Use of RLS algorithm in identification of laser powder disposition process' Dynamic model, 13th international mechanical conferences, Isfahan university of Technology, Iran, 2005. (In Persian).



شکل ۱۶- مقایسه‌ی مدل مرتبه دو و مدل تخمین زده شده به صورت مرتبه یک

مشاهده می‌شود که تقریب در نظر گرفته شده تأثیر چندانی در خروجی سیستم نداشته است. لذا مدل تقریبی را می‌توان با اطمینان مورد استفاده قرار داد.

مقایسه‌ی مدل موتور تخمین زده شده با کار دی لوئیس، روند تغییرات مشابه را با اختلاف کم نشان می‌دهد که نحوی مدل سازی را تأیید می‌نماید.

۶- نتیجه گیری

در این پژوهش به مدل سازی مجموعه‌ی پیشرانس کوادروتور در دو بخش مدل سازی ملخ و مدل سازی موتور پرداخته شد. جهت اندازه گیری پارامترهای مورد نیاز، دستگاه اندازه گیری پارامترهای آنرویدینامیکی و ورودی و خروجی موتور طراحی و ساخته شد. با استفاده از این دستگاه اندازه گیری پارامترهای ملخ در دو حالت استاتیکی و دینامیکی ثبت گردیدند. همچنین مدل موتور با استفاده از روش شناسایی الگوریتم حداقل مربعات خطا شناسایی گردید. این روش نسبت به روش های پیشین در یک مرحله و تنها با یک آزمایش پارامترهای مجهول را مورد شناسایی قرار می‌دهد. مقایسه‌ی مدل موتور تخمین زده شده با خروجی واقعی سیستم تطابق مدل مورد نظر را با مدل سیستم تأیید نمود. همچنین نشان داده شد مدل موتور می‌تواند تنها با یک آزمایش ساده نسبت به مجموعه آزمایش های دی لوئیس شناسایی گردد.

۷- مراجع

[1] G. Hoffman, S. Waslander, C. Tomlin, Quadrotor Helicopter Trajectory Tracking Control, Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, pp. 1-14, 2008.

[2] M. B. Anderson, O. Binderup, S. Gislason, Dragon flyer X-pro: Modeling and control, Alborg university, Technical report, 2007.

[3] C. Balas, Modeling and linear control of a quadrotor, MS thesis, Cranfield University, 2007.

[4] J., Niño, F., Mitrache, P., Cosyn, R., De Keyser., Model identification of a micro air vehicle. Journal of Bionic Engineering, Vol. 4(4), pp. 227-236, 2007.

[5] M. Köroğlu, M. ÖnderEfe*, Experimental Modelling of Propulsion Transients of a Brushless DC Motor and Propeller Pair