

## استخراج تابع تبدیل عرضی یک بالگرد بدون سرنشین به روش شناسایی سیستم با استفاده از استند سه درجه آزادی

حسام الدین ابن الدین حمیدی<sup>۱</sup>، الیاس نظام الاسلامی<sup>۲</sup>، فرید الدین جوادی فر<sup>۳</sup>  
83129043@aut.ac.ir

پذیرش مقاله: ۸۹/۱۰/۲۵

دریافت مقاله: ۸۹/۰۷/۰۶

### چکیده

در ابتدای این مقاله سعی شده است تا مراحل طراحی و ساخت یک استند سه درجه آزادی برای بالگرد بدون سرنشین که بالگرد بر روی آن قادر به چرخش حول سه محور اصلی دستگاه مختصات بدنی است، تشریح شود. در قسمت‌های بعد به بیان مدل دینامیکی بالگرد در کانال یاو پرداخته شده و سپس با انجام تست‌ها و اخذ داده‌های دینامیکی از بالگرد بدون سرنشین، تابع تبدیل پرنده در این کانال استخراج شده است. شناسایی سیستم به کمک روش حداقل مجموع مربعات انجام شده و در انتها از طریق مقایسه‌ی رفتار شبیه‌سازی شده‌ی پرنده در کانال یاو با داده‌های تجربی اخذ شده از استند به بررسی نتایج و اعتبار سنجی پرداخته شده است.

### کلید واژه:

بالگرد بدون سرنشین - شناسایی سیستم - تخمین پارامترها - استند سه درجه آزادی - تابع تبدیل

۱- استادیار، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد تهران جنوب، دانشکده مهندسی مکانیک، تهران، ایران، hebnodin@ihu.ac.ir

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوافضا، تهران، ایران

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوافضا، تهران، ایران

## ۱- مقدمه

با توجه به مشکلات موجود در زمینه عملکرد، هدایت پذیری، پایداری و کنترل بالگردهای بدون سرنشین، استفاده از سیستم‌های پایدار کننده برای سهولت هدایت و خلبانی این نوع پرنده‌ها و نیز خلبانی هوشمند و خود کار آنها، نیازی ضروری به شمار می‌رود، بگونه‌ای که امروزه استفاده و بهره‌برداری از این نوع پرنده در قسمت‌های مختلف نظامی و غیر نظامی دچار مشکل شده است.

یکی از اساسی‌ترین نیازها در طراحی سیستم‌های خلبانی خودکار، در اختیار داشتن مدلی دقیق از ویژگی‌های پروازی پرنده است که عدم دستیابی به آن عملاً فرآیند طراحی و به کارگیری خلبان خودکار را بی‌نتیجه می‌کند. در عین حال استخراج مدل و پارامتر های پروازی یک پرنده تنها با تکیه بر دانش و روابط تئوری، به خصوص برای پرنده‌های با بالگردان که علاوه بر عدم شناخت کامل نسبت به رفتار آنها ناپایداری و وابستگی شدیدی میان ویژگی‌های دینامیکی آنها دیده می‌شود، به تنهایی کارساز نیست. از اینرو با مطالعه رفتار واقعی پرنده و بررسی پاسخ‌های آن به ورودی‌های مختلف، می‌توان مدل مورد نیاز را با دقت مناسب و نزدیک به واقعیت شناسایی و استخراج نمود.

در زمینه شناسایی پارامترهای پروازی بالگردهای بزرگ و سرنشین دار، تحقیقات و پیشرفت‌های کاربردی قابل توجهی صورت گرفته که البته عمده‌ی آنها بر روش‌های شناسایی در حوزه فرکانس استوارند، همانند [۱] و [۶]. اما بالگردهای بدون سرنشین با توجه به جرم و اینرسی کمترشان از دینامیک سریعتر و عموماً ناپایداری بیشتری برخوردارند. تحقیقات مختلفی نیز بر روی بالگردهای بدون سرنشین صورت گرفته است که از جمله آنها می‌توان به آزمایش‌ها و پژوهش‌های متمرکز انجام گرفته توسط [۷] Mettler و [۸] Tischler [۱۱] و همچنین دیگر موارد در [۲]، [۱۰]، [۳] و [۴] اشاره کرد.

تحقیقاتی نسبتاً مشابه با پژوهش انجام شده در متن حاضر را نیز می‌توان در دو مورد [۵] و [۱۲] مشاهده کرد، که مورد اول به جهت شناسایی پارامترهای عرضی-سمتی یک نمونه بالگرد بدون سرنشین قابل توجه بوده و دیگری با توجه به استفاده از یک استند مهار کننده بالگرد قابل ملاحظه می‌باشد، گرچه تنها دو درجه آزادی برای وسیله پرنده فراهم شده است.

در تحقیق پیش رو ابتدا با طراحی و ساخت یک استند سه درجه آزادی برای یک نمونه از بالگردهای بدون سرنشین، داده‌های تجربی مورد نیاز جهت شناسایی پارامترهای پروازی عرضی-سمتی جمع‌آوری شده و سپس با تحلیل و بررسی داده‌ها از طریق الگوریتم شناسایی حداقل مجموع مربعات، تخمین و تعیین آنها میسر شده است.

## ۲- بررسی پرواز آزاد و پرواز محدود شده

شناخت الگوی رفتاری پیچیده و متغیر با زمان این دسته از پرنده‌ها به طور قطع نیازمند داده‌های تجربی و انجام تست‌ها و آزمایشات عملی است. واضح است که آزمایشات و بررسی‌های تجربی بر روی یک بالگرد بدون سرنشین را می‌توان در حین پرواز آزاد انجام داد. اما این نکته قابل ذکر است که تست‌های پروازی در عین مفید بودن محدودیت‌هایی را نیز در پی خواهند داشت که عمده‌ی آنها عبارتند از:

- محدودیت شرایط آب و هوایی
- نیاز به مهارت در خلبانی پرنده
- نیاز به استفاده از حسگرها و تجهیزات داده برداری سبک و قابل حمل توسط پرنده

این محدودیت‌ها در کنار یکدیگر سبب شده‌اند تا در این تحقیق از یک بالگرد کنترلی که بر روی یک استند آزمایشگاهی مخصوص تست قرار گرفته است، استفاده شود. توانایی و قابلیت سنجش موقعیت هم برای پرواز آزاد و هم برای یک پرواز محدود شده ضروری است. پرواز آزاد نیاز به یک قابلیت پیشرفته و بی‌سیم دارد اما در پرواز محدود شده سنجش موقعیت می‌تواند از طریق اندازه‌گیری مستقیم مکانیکی صورت بگیرد.

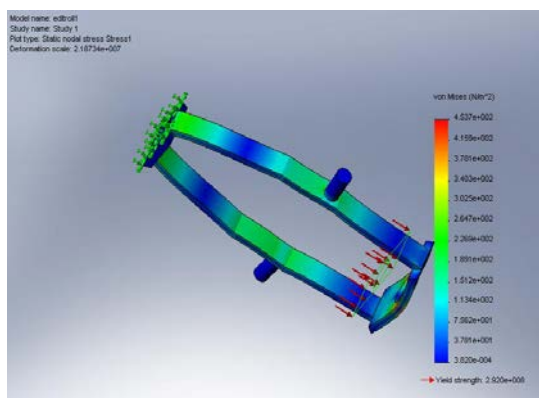
بنابر این استفاده از استند آزمایشگاهی نه تنها به تمامی مشکلات ذکر شده به نوعی پاسخ می‌دهد، بلکه مزایای مهم دیگری را نیز به دنبال خواهد داشت. از جمله اینکه یک استند آزمایشگاهی را می‌توان برای توسعه و تکامل، کالیبراسیون و ارزیابی عملکرد حسگرهای موقعیت‌سنج به کار برد، چرا که می‌توان موقعیت بالگرد بر روی استند را با دقتی چندین برابر از سیستم‌های ناوبری سوار بر بالگرد و خطاهایی به مراتب کمتر، اندازه‌گیری و محاسبه نمود.

## ۳- الزامات طراحی استند

یک استند آزمایشگاهی ایده‌آل، به بالگرد اجازه می‌دهد تا همانند حالت پرواز آزاد و بدون افزایش قابل توجهی در اینرسی، جرم و اصطکاک حرکت کند. این الزامات به طور قطع به جهت وجود محدودیت‌های فیزیکی ناشی از مواد ساخته شده و عملیات‌های ساختی صورت گرفته بر روی آنها و همچنین تجهیزات مختلف الکترونیکی و مکانیکی قرار گرفته بر روی استند نمی‌تواند ارضا شوند، اگر چه یک طراحی مناسب را می‌توان با رعایت ۳ الزام اساسی زیر بدست آورد:

(۱) حرکت بالگرد بر روی استند می‌بایستی که بسیار نزدیک به وضعیت پرواز ایستا باشد.

حاصل می‌شود. حال با در نظر گرفتن ضریب اطمینان (معمولاً  $1/3$  در نظر گرفته می‌شود) حداکثر باری که سازه باید تحمل کند، بدست می‌آید. به کمک نرم افزارهای تحلیل سازه‌ای، ابعاد بهینه برای تحمل نیرو محاسبه شد که نمونه‌ای از این تحلیل‌ها را در شکل (۱) می‌توان مشاهده کرد. در نهایت از آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ در ساخت حلقه‌ها استفاده گردید.



شکل (۱): تحلیل سازه‌ی حلقه‌ی افقی (roll) به کمک نرم افزار

#### ۴-۲- پایه‌ی استند

عملکرد یک بالگرد در اطراف زمین، تحت تاثیر اثرات زمین می‌باشد. این امر باعث می‌شود مقدار نیروی تولید شده توسط روتور اصلی در اطراف زمین نسبت به ارتفاعات بیشتر شود. بنابراین برای جلوگیری از اینگونه تاثیرات می‌بایستی بالگرد در ارتفاعی قرار گیرد که هنگام تست از این موضوع متأثر نباشد. ارتفاع پایه برای حداقل کردن تاثیرات مربوط به اثر زمین طبق مرجع [۸] باید حداقل  $1/5$  برابر قطر روتور اصلی باشد. نیازی به استفاده از آلیاژهای آلومینیومی در قسمت پایه نیست. چرا که در این قسمت محدودیت وزن و ممان اینرسی ناشی از سازه وجود نخواهد داشت. برای پایه از فولاد ST-37 استفاده شد.

#### ۴-۳- حسگرها

یکی از مزایای استفاده از استند توانایی سنجش زوایای چرخشی بالگرد به صورت مستقیم و با استفاده از تجهیزات نسبتاً سنگین و غیر قابل حمل در پرواز است. این مزیت سبب می‌شود تا نیازی به استفاده از حسگرهای متداولی که در ابتدا به اندازه‌گیری سرعت‌های چرخشی پرداخته و سپس با انترگرال‌گیری از نرخ تغییر زوایا به محاسبه‌ی زوایای چرخشی بالگرد حول سه محور می‌پردازند نبوده و بتوان از حسگرهایی بهره جست که بطور مستقیم زوایای حرکتی را اندازه‌گیری می‌کنند. در این صورت خطاهای محاسباتی

(۲) استند می‌بایستی که از حسگرها و دستگاه‌های مناسب داده‌برداری بهره گیرد، تا چگونگی حرکت بالگرد را در هر لحظه ثبت نماید.

(۳) استند می‌بایستی که امکان قرارگیری تجهیزات، رابط و اتصالات الکتریکی مورد نیاز حسگرها و بالگرد را به هر میزان جهت انجام آزمایشات گوناگون فراهم کند.

در حالت کلی و با رعایت الزامات فوق می‌توان طرح‌های متفاوتی از یک استند را متصور شد که عمده‌ی آن‌ها عبارتند از:

۱- استند انعطاف پذیر

۲- استند با اتصالات لغزشی و چرخان

۳- استند با اتصالات چرخان

از میان سه طرح فوق باید توجه داشت که در طرح سوم، اتصالات چرخان و حسگرهای مربوط به آنها کاملاً در دسترس بوده، ارزان قیمت و دارای کارکردی سهل و آسان می‌باشند. همچنین فرامین کنترلی بالگرد، شامل سه درجه آزادی چرخش پرنده و تراست عمودی روتور می‌باشد که با تکیه بر این موضوع می‌توان گفت بازسازی حرکت‌های چرخشی، قسمت عمده و اعظمی از دینامیک یک بالگرد را پیاده می‌کند. طراحی سینماتیکی یک استند که حرکات چرخشی پرنده را بازسازی کند کاملاً مشخص و معین است. یعنی به منظور اینکه استند بتواند چرخش‌هایی را در سه جهت محور مختصات ارضاء کند، به نظر می‌رسد که شکل کلی استند باید شبیه به یک ژيروسکوپ باشد. همانطور که یک ژيروسکوپ دارای حلقه‌هایی است که می‌تواند آزادی عمل چرخش حول سه محور را به ما بدهد، استند طراحی شده نیز دارای دو حلقه‌ی افقی و عمودی می‌باشد که جمع این دو حلقه و پایه می‌توانند گردش حول سه محور را فراهم کنند.

#### ۴- طراحی و ساخت استند

##### ۴-۱- ابعاد و جنس حلقه‌ها

در طراحی حلقه‌های افقی و عمودی محدودیت برخورد بدنه‌ی بالگرد، روتور اصلی و ارباهی فرود آن با سازه‌ی حلقه وجود دارد. علاوه بر این حلقه‌ها باید به گونه‌ای طراحی شوند تا از جرم و ممان اینرسی کمتری برخوردار باشند. نکات مهم در طراحی عرض مقطع حلقه‌ها نیروی وارد شده به مقطع، وزن سازه و جنس سازه می‌باشد. وزن سازه به طور مستقیم از ابعاد مقطع متأثر است چرا که با افزایش ابعاد، وزن سازه بیشتر می‌شود. جنس سازه نیز ارتباط مستقیم با ابعاد آن دارد. با توجه به این ملاحظات، حداکثر نیروی اعمالی به سازه را بدست می‌آوریم. این حداکثر نیرو همان حداکثر تراست روتور اصلی بالگرد می‌باشد که در حداکثر قدرت موتور

### ۵- بستر مناسب تست

بررسی‌ها و آزمایشات صورت گرفته تاکنون در این زمینه همانند مرجع [۱۰] نشان داده‌اند که ثابت نگهداشتن سرعت چرخش روتور اصلی بالگرد، خطی بودن کنترل را افزایش داده و تحلیل و آنالیزها را ساده‌تر می‌کند. از اینرو یکی از نکات قابل توجه در تست‌های شناسایی سیستم بالگرد، ثابت نگهداشتن دور روتور اصلی است. یعنی در حین انجام آزمایش، علیرغم فرستادن ورودی‌های مختلف کنترلی به پرنده، نبایستی تغییری در سرعت چرخش روتور اصلی به وجود بیاید. جهت رسیدن به این قابلیت از یک کنترل کننده‌ی تراتل و ثابت نگهدارنده‌ی دور روتور استفاده می‌شود که آن را گاورنر می‌نامند. این کنترلگر با استفاده از حسگر دورسنج خود و با توجه به وضعیت فرامین کنترلی که اطلاعات مربوط به آن را از گیرنده‌ی پرنده دریافت می‌کند، با تنظیم تراتل، دور روتور اصلی را در یک نقطه‌ی معین ثابت نگه می‌دارد.



شکل (۴): استند به همراه بالگرد نصب شده بر روی آن

بالگردهایی که سیستم پشرانش آنها از نوع پیستونی و با موتورهای به اصطلاح بنزینی است، حتماً می‌بایستی که از یک گاورنر به طور جداگانه استفاده کنند، اما بالگردهایی که سیستم پشرانش الکتریکی دارند، معمولاً در کنترل کننده‌ی سرعت<sup>۲</sup> خود که بار وارده بر موتور را کنترل می‌کند، از یک فاز کنترل کننده‌ی تراتل و تنظیم کننده‌ی دور روتور نیز برخوردار می‌باشند. یعنی کنترل کننده‌ی سرعت با بررسی فرکانس و فاز جریان ورودی به موتور الکتریکی دور روتور را کنترل می‌نماید. در این تست‌ها نیز با فعال کردن قابلیت ذکر شده‌ی کنترل کننده‌ی سرعت، سعی شده است در حین انجام تست، سرعت چرخش روتور اصلی ثابت نگه‌داشته شود.

انتگرال‌گیرنده‌ها که به صورت جمع شونده و با گذر زمان افزایش می‌یابند، حذف خواهد شد. در این استند از انکودر<sup>۱</sup>ها که با دقتی مناسب و به طور مستقیم به اندازه‌گیری زوایای چرخشی می‌پردازند، استفاده شده است.

### ۴-۴- ساخت قطعات

پس از طراحی سازه‌ای با در نظر گرفتن محدودیت‌های طراحی، نوبت به تهیه‌ی نقشه‌ها و ساخت قطعات می‌رسد. در شکل‌های (۲) و (۳) می‌توان مدلسازی قطعات اصلی طراحی شده و مونتاژ آن‌ها را در نرم افزار مشاهده نمود.



شکل (۲): مدلسازی قطعات استند



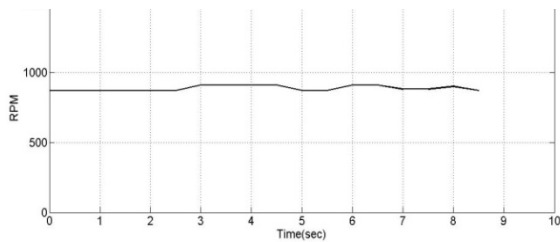
شکل (۳): مونتاژ کامل قطعات استند

در این طرح جهت برخورداری سیستم از یک دینامیک صلب حلقه‌های افقی و عمودی به صورت کاملاً یکپارچه ساخته شده‌اند. دقت بکار رفته در ساخت این استند ۰/۰۵ میلی متر می‌باشد. شکل کلی استند ساخته شده را می‌توان در شکل (۴) مشاهده نمود.

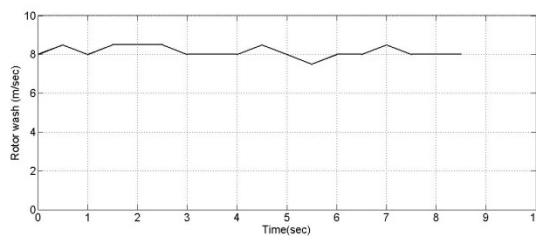
2- Speed Controller

1- Encoders

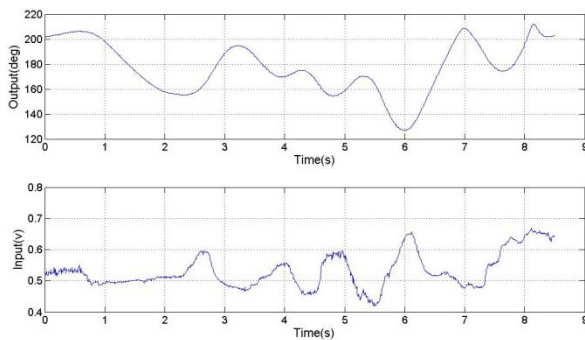
آزمایش شناسایی که در آن با محدود نمودن حرکت حلقه‌های استند تنها حرکت حول محور قائم پرنده امکان پذیر شده است، به تحریک بالگرد کانال یاو پرداخته و اطلاعات مربوطه را که در این تست عبارتند از: سرعت چرخش روتور اصلی، سرعت هوای دمیده شده در زیر روتور، ورودی کنترلی کانال یاو و زاویه ی چرخش بالگرد، اندازه‌گیری و ثبت می‌نماییم. شکل های (۶) و (۷) و (۸) اطلاعات ثبت شده در طول آزمایش شناسایی را نشان می‌دهند.



شکل (۶): نمودار تغییرات دور روتور اصلی در طول آزمایش شناسایی



شکل (۷): نمودار تغییرات سرعت هوای زیر روتور اصلی در طول آزمایش شناسایی



شکل (۸): ورودی کنترلی سیستم (نمودار پایین) و رفتار خروجی سیستم (زاویه ی چرخش بالگرد-شکل بالا)

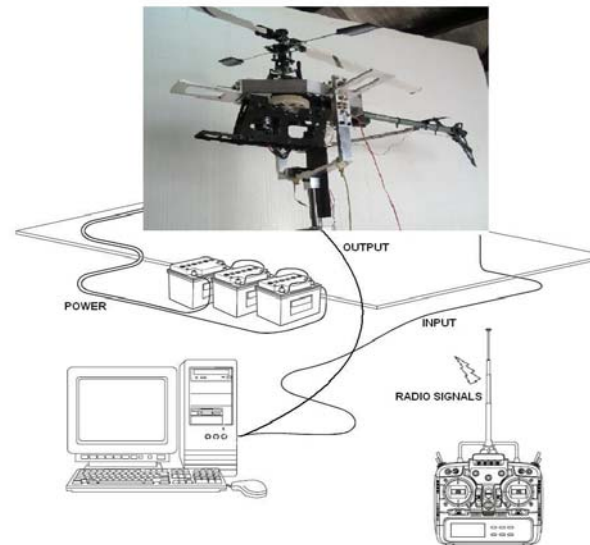
## ۸- مدل دینامیکی کانال یاو

قبل از انجام محاسبات مختلف جهت استخراج تابع تبدیل و ضرایب و پارامترهای مربوط به آن، بایستی که فرم تابع تبدیل، ماهیت ضرایب و چگونگی چیدمان آنها بررسی و مشخص شود. به عبارت دیگر با مشخص شدن موارد ذکر شده که قالب و فرم اصلی پارامترهای مورد شناسایی را تعیین می‌کنند، این امکان فراهم

## ۶- تجهیزات و سیستم تست

جهت انجام تست‌ها با استفاده از یک دستگاه رادیو کنترل در ابتدا موتور بالگرد را روشن نموده و دور روتور اصلی آن را به یک مقدار مشخص می‌رسانیم. سپس توسط رادیو کنترل زاویه ی گام روتور دم را تغییر می‌دهیم. در حین تست از طریق اندازه‌گیری ولتاژ پتانسیومتر متعلق به سروو دم که ولتاژی متناسب با زاویه ی گام روتور دم می‌باشد، داده‌های ورودی را ثبت کرده و با استفاده از یک انکودر میزان زاویه ی یاو یعنی چرخش بالگرد حول محور عمودی اش را اندازه‌گیری کرده و به عنوان خروجی سیستم ثبت می‌نماییم. در شکل (۵) سیستم کلی تست را می‌توان مشاهده کرد. تجهیزات مربوط به انجام آزمایش در این تست‌ها به عبارتند از:

- یک دستگاه بالگرد کنترل از راه دور TREX-600 CF ساخت شرکت ALIGN با موتور الکتریکی به همراه یک دستگاه رادیو کنترل ۷ کانال JR-X2720.
- برد A/D مدل PCI-1711 ساخت شرکت ADVANTECH
- دارای ۱۶ کانال و حداکثر نرخ داده‌برداری ۱۰۰۰ KHz.
- یک عدد انکودر از نوع ABSOLUTE مدل EP50S8 با دقت سنجش زاویه ی ۲۱ دقیقه، ساخت شرکت AUTONICS.
- باتری کلسیمی خودرو، ۱۲ ولتی از نوع استاتیکی.



شکل (۵): شمای کلی از سیستم تست

## ۷- تست شناسایی

پس از اطمینان حاصل نمودن از صحت عملکرد ابزار آلات آزمایش، نوبت به انجام تست‌های شناسایی می‌رسد. در این تحقیق ما با انجام

$$G(s) = K(s) \frac{\frac{\partial N}{\partial \theta_{0T}}}{s(I_{zz} \cdot s + \frac{\partial N}{\partial r})} \rightarrow \begin{cases} a = K \frac{\partial N}{\partial \theta_{0T}} \\ b = I_{zz} \\ c = \frac{\partial N}{\partial r} \end{cases}$$

$$\rightarrow G(s) = \frac{a}{s(b \cdot s + c)} = \frac{\left(\frac{a}{c}\right)}{s} + \left(-\frac{a}{c}\right) \frac{1}{s + \left(\frac{c}{b}\right)} \rightarrow \begin{cases} g = \frac{a}{c} \\ F = e^{-\left(\frac{c}{b}\right)t} \end{cases}$$

T = 0.01 sec

$$G(s) \xrightarrow{\text{گسسته}} G(z) = g \left( \frac{z}{z-1} \right) - g \left( \frac{z}{z-F} \right)$$

$$\rightarrow G(z) = g \frac{z(1-F)}{(z^2 - (1+F)z + F)} \quad (۶)$$

بنابراین تابع تبدیل بالگرد در کانال یاو در فضای پیوسته دارای صورت و مخرجی به ترتیب از درجه‌ی صفر و دو و در فضای گسسته دارای صورت و مخرجی از درجات یک و دو می‌باشد. حالا با دانستن فرم و چگونگی تابع تبدیل به شناسایی ضرایب و مجهولات آن می‌پردازیم.

### ۹- الگوریتم حداقل مربعات در شناسایی سیستم

فرض کنیم که با تحلیلی بر اساس قوانین فیزیکی، دینامیک دستگاه بتواند با تابع تبدیل پالسی زیر تقریب زده شود:

$$G(z) = \frac{b_0 + b_1 z^{-1} + b_2 z^{-2} + \dots + b_n z^{-n}}{1 + a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2} + \dots + a_n z^{-n}} \quad (۷)$$

ضرایب  $(a_n, \dots, a_2, a_1)$  و  $(b_n, \dots, b_2, b_1, b_0)$  در چند جمله‌ای‌های مخرج و صورت، پارامترهای سیستم هستند. دنباله‌ی ورودی را به دستگاه وارد کرده و دنباله‌ی خروجی را رویت می‌کنیم. فرض شده است که دنباله‌ی ورودی  $\{u(k)\}$  تمامی مودهای دینامیک دستگاه را تحریک می‌کند.

در تحلیل زیر فرض می‌کنیم که دنباله‌ی ورودی کاملاً معلوم در تحلیل زیر فرض می‌کنیم که دنباله‌ی ورودی  $u(N), \dots, u(2), u(1)$  متناظر دستگاه  $y(N), \dots, y(2), y(1)$  مشاهده شده است. در مسئله‌ی شناسایی کنونی، ما از روی  $\{u(k)\}$  و  $\{y(k)\}$  تخمین‌های بهینه‌ی پارامترهای سیستم  $a_n, \dots, a_2, a_1$  و  $b_n, \dots, b_2, b_1, b_0$  را که پارامترهای واقعی را تقریب می‌زنند، تعیین می‌کنیم.

فرض می‌کنیم تخمین‌های حداقل مربعات پارامترهای  $a_n, \dots, a_2, a_1$  و  $b_n, \dots, b_2, b_1, b_0$  را تعیین کنیم. از معادله‌ی (۷)، خروجی  $y(k)$  براساس  $y(k-n), \dots, y(k-2), y(k-1)$  و

می‌شود تا کورکورانه وارد فاز تخمین و شناسایی پارامترها نشویم و سیستم پرنده را به عنوان یک جعبه سیاه تلقی نکنیم. چرا که در حقیقت سیستم ما یک جعبه‌ی سفید و یا خاکستری است که قالب و نوع محتوای آن مشخص بوده و تنها فرآیند شناسایی به تعیین پارامترهای آن کمک می‌کند. با استفاده از معادله حرکت بالگرد بر اساس مدل-پروتی که در مرجع [۹] آمده است داریم:

$$\frac{\partial N}{\partial \dot{x}} \dot{x} + \frac{\partial N}{\partial \dot{y}} \dot{y} + \frac{\partial N}{\partial \dot{z}} \dot{z} + \frac{\partial N}{\partial q} q + \frac{\partial N}{\partial p} p - I_{zz} \dot{r} + \frac{\partial N}{\partial r} r \quad (۱)$$

$$= -\frac{\partial N}{\partial \theta_{0M}} \theta_{0M} - \frac{\partial N}{\partial \theta_{0T}} \theta_{0T} - \frac{\partial N}{\partial A_1} A_1 - \frac{\partial N}{\partial B_1} B_1$$

در پرواز ایستا و یا نزدیک به حالت ایستا، می‌توان با فرض‌های زیر معادله را ساده‌تر کرد:

- (۱) سرعت چرخش پره‌های اصلی پرنده ثابت نگه داشته شود و تغییری در وضعیت قرارگیری روتور اصلی ایجاد نشود.
  - (۲) تمامی حرکت‌های انتقالی و دورانی بالگرد به جز حرکت یاو توسط کاربر و یا استند محدود شده باشد.
- تحت شرایط فوق داریم:

$$\frac{\partial N}{\partial r} r + \frac{\partial N}{\partial \theta_{0T}} \theta_{0T} = I_{zz} \dot{r} \quad (۲)$$

با توجه به اینکه ورودی می‌تواند زاویه‌ی گام پره‌های روتور دم یعنی  $(\theta_{0T})$  و خروجی زاویه‌ی  $(\psi)$  باشد، می‌توان گفت با گرفتن تبدیل لاپلاس از طرفین داریم:

$$\frac{\partial N}{\partial r} R(s) - I_{zz} \cdot s \cdot R(s) = -\frac{\partial N}{\partial \theta_{0T}} \theta_{0T}(s) \quad (۳)$$

با توجه به نوع رابطه‌ی زوایا در استند داریم:

$$r = \psi \frac{I_{z \dots}}{s} \rightarrow R(s) = s \psi(s) - \psi(0) \frac{\psi(0)=0}{s} \rightarrow \psi(s) = \frac{R(s)}{s} \quad (۴)$$

در نهایت داریم:

$$H(s) = \frac{\psi(s)}{\theta_{0T}(s)} = \frac{\frac{\partial N}{\partial \theta_{0T}}}{s(I_{zz} \cdot s + \frac{\partial N}{\partial r})} \quad (۵)$$

اگر ترم مربوط به رابطه‌ی میان سیگنال ورودی  $(u)$  با زاویه‌ی گام روتور دم  $(\theta_{0T})$  مشخص باشد، خواهیم داشت:

$$Y(N) = \begin{bmatrix} y(n) \\ y(n+1) \\ \vdots \\ y(N) \end{bmatrix}, \varepsilon(N) = \begin{bmatrix} \varepsilon(n) \\ \varepsilon(n+1) \\ \vdots \\ \varepsilon(N) \end{bmatrix}, X(N) = \begin{bmatrix} -a_1 \\ -a_2 \\ \vdots \\ -a_n \\ \equiv \\ b_0 \\ b_1 \\ \vdots \\ b_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -a_1(N) \\ -a_2(N) \\ \vdots \\ -a_n(N) \\ \equiv \\ b_0(N) \\ b_1(N) \\ \vdots \\ b_n(N) \end{bmatrix} \quad (12)$$

که در آن  $a_i(N)$  و  $b_i(N)$ ، به ترتیب مقادیر تخمین زده شده‌ی  $a_i$  ها و  $b_i$  ها را بر اساس مشاهدات تا  $k = N$  را نمایش می‌دهند. ضمناً تعریف می‌کنیم:

$$C(N) = \begin{bmatrix} y(n-1) & y(n-2) & \dots & y(0) & 1 & u(n) & u(n-1) & \dots & u(0) \\ y(n) & y(n-1) & \dots & y(1) & 1 & u(n+1) & u(n) & \dots & u(1) \\ \vdots & \vdots & & \vdots & 1 & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ y(N-1) & y(N-2) & \dots & y(N-n) & 1 & u(N) & u(N-1) & \dots & u(N-n) \end{bmatrix} \quad (13)$$

اکنون معادله‌ی (۱۳) را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$Y(N) = C(N)X(N) + \varepsilon(N) \quad (14)$$

شاخص عملکرد را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$J_N = \frac{1}{2} \sum_{k=n}^N \varepsilon(k)^2 = \frac{1}{2} \varepsilon(N)^T \varepsilon(N) \quad (15)$$

در این صورت مسئله‌ی ما تعیین  $X(N)$  به گونه‌ای خواهد بود که مقادیر پارامترهای  $a_1, a_2, \dots, a_n$  و  $b_0, b_1, b_2, \dots, b_n$  به بهترین نحو ممکن با داده‌های مشاهده شده جور شوند.

در تحلیل زیر فرض می‌کنیم که دنباله‌ی ورودی  $\{u(k)\}$  چنان است که برای  $N > n$  ماتریس  $C(N)^T C(N)$  معکوس پذیر باشد. اکنون می‌توان گفت داریم:

$$\begin{aligned} J_N &= \frac{1}{2} \varepsilon(N)^T \varepsilon(N) = \frac{1}{2} [Y(N) - C(N)X(N)]^T [Y(N) - C(N)X(N)] \\ &= \frac{1}{2} [Y(N)^T - C(N)^T X(N)^T] [Y(N) - C(N)X(N)] \\ &= \frac{1}{2} [Y(N)^T Y(N) - X(N)^T C(N)^T Y(N) + X(N)^T C(N)^T C(N)X(N) \\ &\quad - Y(N)^T C(N)X(N)] \end{aligned} \quad (16)$$

به جهت حداقل کردن  $J_N$  نسبت به  $X(N)$ ، قرار می‌دهیم:

$$\frac{\partial J_N}{\partial X(N)} = C(N)^T C(N)X(N) - C(N)^T Y(N) = 0 \quad (17)$$

بر طبق معادله‌ی زیر تخمین زده می‌شود:

$$\tilde{y}(k) = -a_1 y(k-1) - a_2 y(k-2) - \dots - a_n y(k-n) + b_0 u(k) + b_1 u(k-1) + \dots + b_n u(k-n) \quad (8)$$

که در آن  $\tilde{y}(k)$  مقدار تخمین زده شده‌ی  $y(k)$  است. توجه کنید که تخمین  $\tilde{y}(k)$  با استفاده از خروجی‌های واقعی دستگاه  $y(k-n), \dots, y(k-n+1), y(k-n)$  زده شده است. خطای  $\varepsilon(k)$  را به صورت تفاضل بین خروجی واقعی  $y(k)$  و خروجی تخمین زده شده  $\tilde{y}(k)$  تعریف کنید:

$$\varepsilon(k) = y(k) - \tilde{y}(k) = y(k) + a_1 y(k-1) + a_2 y(k-2) + \dots + a_n y(k-n) - b_0 u(k) - b_1 u(k-1) - \dots - b_n u(k-n) \quad (9)$$

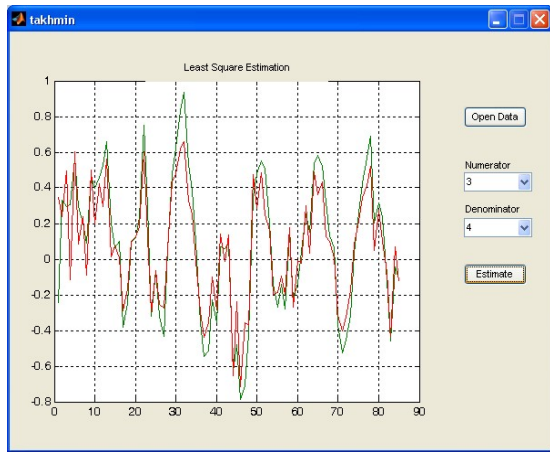
خطای  $\varepsilon(k)$  به مقدار سنجش شده‌ی  $y(k), y(k-1), \dots, y(k-n)$  و  $u(k-n), \dots, u(k-1), u(k)$  بستگی دارد. معادله‌ی (۹) می‌تواند به صورت زیر باز نویسی شود:

$$y(k) = -a_1 y(k-1) - a_2 y(k-2) - \dots - a_n y(k-n) + b_0 u(k) + b_1 u(k-1) + \dots + b_n u(k-n) + \varepsilon(k) \quad (10)$$

فرض می‌کنیم که ورودی و خروجی واقعی برای  $0 \leq k \leq N$  سنجش شده‌اند. توجه کنید که از آنجائی که  $y(k)$  به داده‌های گذشته تا  $n$  دوره تناوب نمونه برداری قبلی بستگی دارد، خطای  $\varepsilon(k)$  تنها برای  $k \geq n$  تعریف می‌شود. با جایگزینی  $k = n, n+1, \dots, N$  در معادله‌ی (۱۰) خواهیم داشت:

$$\begin{bmatrix} y(n) \\ y(n+1) \\ \vdots \\ y(N) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y(n-1) & y(n-2) & \dots & y(0) & 1 & u(n) & u(n-1) & \dots & u(0) \\ y(n) & y(n-1) & \dots & y(1) & 1 & u(n+1) & u(n) & \dots & u(1) \\ \vdots & \vdots & & \vdots & 1 & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ y(N-1) & y(N-2) & \dots & y(N-n) & 1 & u(N) & u(N-1) & \dots & u(N-n) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -a_1 \\ -a_2 \\ \vdots \\ -a_n \\ \equiv \\ b_0 \\ b_1 \\ \vdots \\ b_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon(n) \\ \varepsilon(n+1) \\ \vdots \\ \varepsilon(N) \end{bmatrix} \quad (11)$$

اکنون فرض می‌کنیم که داریم:



شکل (۹): پنجره ی اصلی نرم افزار شناسایی سیستم

### ۱۱- نرم افزار پردازش داده‌ها و شناسایی پارامترها

در مرحله اولیه شناسایی بر اساس روش حداقل مربعات<sup>۴</sup> انجام می‌گیرد. لذا در بخش تخمین، اطلاعات مورد نیاز این روش آماده‌سازی شده و مورد پردازش قرار می‌گیرند. اطلاعات مورد نیاز در این مرحله شامل:

۱- مقادیر متغیر ورودی سیستم در بازه زمانی مورد نظر

۲- مقادیر متغیر خروجی در بازه زمانی مورد نظر

۳-  $\Delta t$

۴- ابعاد سیستم یا (system order) که نشان‌دهنده تعداد پارامترها در صورت و مخرج تابع تبدیل می‌باشد.

اطلاعات ارسال شده مورد پردازش قرار گرفته و در نهایت خروجی آن شامل ضرائب صورت و مخرج تابع تبدیل به کاربر داده می‌شود.

### ۱۲- نحوه کارکرد نرم‌افزار

برنامه‌ی رایانه‌ای تولید شده در محیط GUI نرم افزار MATLAB به کار گرفته می‌شود. تخمین در این نرم افزار به کمک روش مجموع حداقل مربعات در پنجره‌ی نشان داده شده در شکل (۹) انجام می‌شود. در این صفحه تعداد ضرائب صورت و تعداد ضرائب مخرج تابع تبدیل در فضای  $z$  و  $\Delta t$  انتخاب شده و سپس مقادیر محاسبه شده در پنجره ضرائب نمایش داده می‌شوند. مقادیر خطا نیز جزو خروجی است که در یک شکل جداگانه (همانند شکل ۱۰) به همراه انتگرال خطا نمایش داده می‌شود.

اگر  $X(N)$  ای که معادله‌ی (۱۷) را برآورده می‌سازد با  $\tilde{X}(N)$  نمایش دهیم، خواهیم داشت:

$$C(N)^T C(N) X(N) = C(N)^T Y(N) \quad (18)$$

از آنجائی که فرض کرده ایم معکوس  $C(N)^T C(N)$  وجود دارد، می‌توان  $\tilde{X}(N)$  را به دست آورد:

$$\tilde{X}(N) = [C(N)^T C(N)]^{-1} C(N)^T Y(N) \quad (19)$$

بنابراین معادله‌ی (۱۹)  $\tilde{X}(N)$  بهینه یا مجموعه‌ی بهینه‌ای از پارامترهای  $a_1, \dots, a_n$  و  $b_0, b_1, b_2, \dots, b_n$  را محاسبه می‌کند.

### ۱۰- پردازش داده‌ها

قبل از استفاده از ابزار شناسایی، اطلاعات داده برداری مورد بررسی قرار گرفته و آماده‌سازی جهت ورود به نرم افزار صورت خواهد گرفت. این آماده‌سازی شامل ورودی‌ها و خروجی‌ها است که به نرم افزار شناسایی سیستم ارسال می‌گردد. نرم افزار این داده‌ها را پردازش کرده و یک مجموعه از ضرائب مورد نظر را محاسبه کرده و به صورت خروجی ارائه خواهد داد تا مورد استفاده کاربر قرار گیرد. کاربر نیز این ضرائب و داده‌های استفاده شده را به بخش اعتبار سنجی برده و به بررسی صحت نتایج می‌پردازد.

با توجه به اینکه اطلاعات به صورت گسسته دریافت شده‌اند، ساختار سیستم مورد توجه بر اساس الگوریتم‌ها و روال‌های سیستم گسسته پردازش می‌گردد. در این سیستم‌ها که بر اساس نمونه‌برداری در زمان‌های پشت سر هم و با یک فاصله معین ( $\Delta t$ ) کار می‌کنند، محاسبات بر روی اطلاعات نمونه‌برداری شده به صورت پشت سر هم انجام خواهد شد و هیچ سیگنال پیوسته قیاسی وجود نخواهد داشت. در سیستم فعلی پردازش نتایج و تخمین بعد از اتمام تست و به صورت آفلاین<sup>۳</sup> انجام شده و کلیه اطلاعات از ابتدا تا انتها در دسترس می‌باشند. با توجه به اینکه اکثر طراحان نتایج و عملکرد سیستم را به صورت تابع تبدیل متقاضی می‌باشند تأکید نرم افزار تولید شده برای این تحقیق بر خروجی داشتن به صورت تابع تبدیل می‌باشد. لازم به ذکر است که نتایج ابتدا به صورت تابع تبدیل یک سیستم گسسته محاسبه شده و سپس با توجه به زمان داده برداری و دوره‌ی تناوب داده برداری به صورت تابع تبدیل یک سیستم پیوسته ارائه خواهد شد. تبدیل سیستم گسسته به پیوسته (تبدیل  $Z$  به لاپلاس) به صورت اتوماتیک توسط نرم افزار انجام خواهد شد.

4) Least Square

3) Off-line



اکنون می‌توان با استفاده از تابع ورودی  $u(t)$  و تبدیل لاپلاس آن، یک سیگنال خروجی را به وسیله‌ی تابع تبدیل بدست آمده شبیه‌سازی نمود. نتایج حاصله از این تست در شکل‌های (۱۱) و (۱۲) نشان داده شده‌اند.

#### ۱۴- نتیجه‌گیری

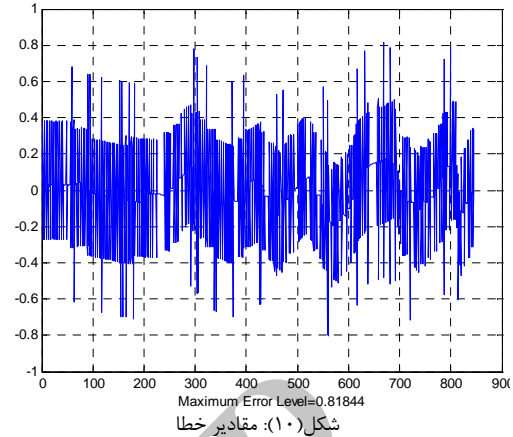
با مشاهده‌ی نتایج فوق و مقایسه‌ی رفتار واقعی بالگرد با رفتار پیش بینی شده‌ی آن می‌توان دریافت که مدل دینامیکی حرکت این پرنده در کانال یابو به نسبت قابل قبولی شناسایی شده و پارامترهای تخمین زده شده به مقادیر حقیقی خود نزدیک می‌باشند. این خود بیانگر صحت کارکرد سخت افزارها و ابزارآلات داده‌برداری و همچنین نرم افزارهای شناسایی و تخمین به کار رفته در این تحقیق می‌باشد. البته می‌توان با بکارگیری روش‌های گوناگون فیلترینگ، مدل‌سازی و شبیه‌سازی اغتشاشات، اقدام به جداسازی انواع خطاها (اعم از خطاهای ناشی از اندازه‌گیری و نیز خطی در نظر گرفتن ساختار سیستم) نمود، که به طور قطع دقت پارامترهای شناسایی شده افزایش خواهد یافت.

#### ۱۵- تقدیر و تشکر

این تحقیق با حمایت و سرمایه‌گذاری معاونت پژوهشی دانشگاه امام حسین (ع) و در مرکز تحقیقات هوایی سپهر انجام شده است. نویسندگان کمال تشکر و قدردانی را از مسئولین امر به خصوص جناب آقای مهندس اسدی دارند.

#### ۱۶- مراجع

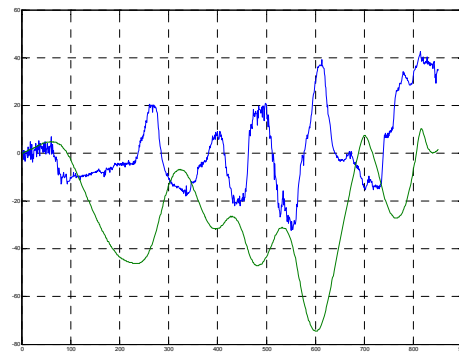
- [1] Tischler, M. B., and Cauffman, M. G., "Frequency-Response Method for Rotorcraft System Identification: Flight Application to BO-105 Coupled Rotor/Fuselage Dynamics," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 37, No. 3, 1992, pp. 3-17.
- [2] Kim, B., Chang, Y., M.H.Lee., "System Identification and 6-DOF Hovering Controller Design of Unmanned Model Helicopter," JSME International Journal, Vol. 49, NO. 4, 2006.
- [3] Kim., S. K. Tilbury, D. M., "Mathematical Modeling and Experimental Identification of a Model Helicopter," AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, August 2000.
- [4] Adiprawita, W. Ahmad, A. S., Sembiring, J., "Automated Flight Test and System Identification for Rotary Wing Small Aerial Platform Using Frequency Responses Analysis," Journal of Bionic Engineering, April 2007, pp. 237-244.



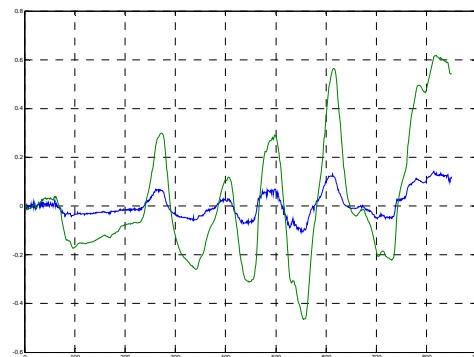
#### ۱۳- استخراج تابع تبدیل

در اولین تست انجام شده، ورودی سیستم را به گونه‌ای طراحی و اعمال می‌کنیم که دینامیک عرضی بالگرد را با رعایت محدودیت‌ها تا حد مناسبی تحریک نماید. پس از انجام تست و اعمال ورودی و خروجی سیستم به نرم افزار تابع تبدیل و ضرایب مربوطه به فرم زیر استخراج شدند:

$$G(Z) = \frac{0.38}{z^2 - 1.8438z + 0.845} \quad (20)$$



شکل (۱۱): نمودار سیگنال ورودی - سیگنال خروجی حقیقی (real)



شکل (۱۲): نمودار سیگنال ورودی - خروجی شبیه‌سازی شده (Simulation)

- [9] Prouty, R. W., Helicopter Performance, Stability and Control .editor .K.P.Company.1995, Malabar, Fl : Krieger Publishing Company.
- [10] Morris, J. C., Nieuwstadt, M., and Bendotti, Pascale., "Identification and Control of a Model Helicopter in Hover," Proceedings of the American Control Conference, Maryland, 1994, pp. 1238–1242.
- [11] Mettler B, Kanade T, Tischler M B. System Identification Modeling of a Model-Scale Helicopter, Technical report CMU-RI-TR-00-03, Robotics Institute, Carnegie Melon University, 2003.
- [12] Lidstone, Ch., "The Gimballed Helicopter Testbed:Design, Build and Validation", M. A. Sc. Thesis, Dept. of Electrical and Computer Engineering, University of Toronto, Canada, 2003.
- [5] Haosheng. C., Darong. C., "Identification of a Model Helicopter's Yaw Dynamics," ASME Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, Vol. 127, March 2005.
- [6] Tischler M. B, Remple R. K., Aircraft and Rotorcraft System Identification: Engineering Methods with Flight Test Examples. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, USA, 2006.
- [7] Mettler B. Identification Modeling and Characteristics of Miniature Rotorcraft, Kluwer Academic Publishers, Norwell, MA, USA, 2003.
- [8] Barnes W .Jr .McCormick .Aerodynamics of V/STOL Flight .Academic Press 1967.

Archive of SID