

تخمین پارامترهای یک مدل خطی برای فاز استارت موتور میکروجت با استفاده از روش حداقل مربعات

مرتضی منتظری
سیدعلیرضا میران*
سهیل جعفری

استاد، دانشگاه علم و صنعت، دانشکده مهندسی مکانیک
دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه علم و صنعت، دانشکده مهندسی مکانیک
دکترای مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، دانشکده مهندسی مکانیک

چکیده

در این مقاله، مدل‌سازی عملکرد موتور میکروجت در فاز استارت سرد با دو روش استارت الکتریکی و استارت هوایی ارائه شده و نتایج به دست آمده با نتایج تست عملی ارزشیابی شده است. مدل‌سازی در این مقاله توسط روش تخمین و شناسایی سیستم صورت گرفته است. در ادامه، برای اولین بار در موتورهای توربین گاز کوچک، از مدل‌های مختلف با ساختار خطی ARX جهت مدل‌سازی استارت الکتریکی و ساختار خطی BJ جهت مدل‌سازی استارت هوایی استفاده شده است. تخمین پارامترهای مدل بر اساس روش حداقل مربعات صورت گرفته است. این مدل‌ها بر اساس معیار AIC، ترسیم صفر-قطب و تطابق نتایج تست و شبیه‌سازی ارزیابی و انتخاب گردیده‌اند. به منظور تست عملی، ابتدا سیستم مانیتورینگ در نرم‌افزار LABVIEW برای تست طراحی گردیده و بستر تست فراهم شده تا داده‌های ورودی، خروجی و زمان نمونه‌برداری جمع‌آوری و ذخیره گردند. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که مدل‌سازی صورت گرفته تطابق خوبی با داده‌های آزمایش داشته و برای مطالعات بعدی از جمله اهداف کنترلی و همچنین بهینه‌سازی عملکرد فاز استارت موتور مناسب می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: موتور میکروجت، فاز استارت سرد، سیستم مانیتورینگ، مدل‌سازی، شناسایی سیستم.

Parameters Estimation of a Linear Model for the Microjet Engine Starting Phase with Least Square Method

M. Montazeri Professor, University of Science and Technology, School of Mechanical Engineering
A. Miran M.Sc. Student, University of Science and Technology, School of Mechanical Engineering
S. Jafari Ph.D., University of Science and Technology, School of Mechanical Engineering

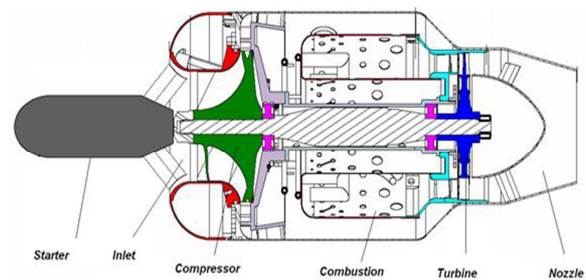
Abstract

In this paper, modeling and simulation of cold start phase for a microjet engine is investigated using both air and electric start methods. Based on a model identification approach, the mathematical models are developed and evaluated with experimental results. For the first time in small gas turbine engines, obtained results show that, ARX linear structure and BJ linear structure are appropriate for electric and air start modeling respectively. Parameters estimation of the models are performed with least square method. These models are selected based on AIC criteria. In addition, a monitoring system is designed and developed in LABVIEW environment to save Input/output data. The simulation results are then compared with experimental data where a good agreement is observed. Consequently the proposed models can be used in future works for different purposes like controller design and optimization.

Keywords: Microjet engine, Cold start mode, Monitoring system, Modeling, Model identification.

۱- مقدمه

موتورهای میکروجت، نوع توسعه یافته‌ای از موتورهای توربین گاز هوایی هستند که از نظر عملکرد مشابه با موتورهای توربین گاز بوده، اما به دلیل ابعاد و وزن پایین‌تر، دارای کاربردهای ویژه‌ای، همچون ژنراتورهای حرارتی، وسایل پرنده کنترل از راه دور و استفاده در مؤسسات تحقیقاتی و دانشگاه‌ها هستند [۱]. این موتورها، دارای ورودی جریان هوا، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین، شفت و نازل می‌باشند. شکل ۱ طرحواره یک موتور میکروجت را نشان می‌دهد.



شکل ۱- طرحواره موتور میکروجت [۷]

موتور مورد مطالعه در این تحقیق، محصول شرکت AMT هلند، با نیروی پیشرانش ۳۹۲ نیوتن در بیشینه دور خود، جزو موتورهای پیشرفته سال‌های اخیر است. این موتور از یک کمپرسور شعاعی تک‌مرحله‌ای، تیغه پخش‌کن متصل به کمپرسور و یک توربین تک‌مرحله‌ای جریان محوری ساخته شده و اغلب مزیت‌های خود را به طراحی متفاوت و بهینه در بخش تیغه پخش‌کن متصل به کمپرسور مدیون است. یاتاقان‌های عقب و جلو به وسیله یک سیستم یکپارچه، روغن‌کاری و خنک‌کاری می‌شوند. توربین این موتور به وسیله واحد کنترل الکترونیکی (ECU) از صدمات دمایی محافظت می‌شود. ECU به‌طور کامل خودکار است و نیازی به تنظیم به وسیله اپراتور ندارد. همچنین کل فرایند استارت، عملکرد، خنک‌کاری و خاموش شدن موتور به‌صورت تمام خودکار توسط ECU انجام می‌پذیرد [۲، ۱]. استارتر موتورهای میکروجت می‌تواند از نوع پنوماتیکی و یا الکتریکی باشد. امروزه بیشتر از استارتر الکتریکی استفاده می‌شود. بدین منظور، یک موتور الکتریکی در جلوی موتور به چرخ کمپرسور متصل بوده و دور موتور را به مقدار مورد نظر برای شروع جرقه‌زنی می‌رساند. به‌طور کلی در هر سیستمی که موتور احتراقی وجود دارد، استفاده از یک استارتر الکتریکی به‌عنوان منبع کمکی برای فرایند استارت ضروری است [۳].

امروزه استفاده از مدل‌های نرم‌افزاری برای تخمین رفتار دینامیکی توربین‌های گازی توجه محققین زیادی [۴-۶] را به خود جلب نموده است. در سال‌های ۲۰۰۵ و ۲۰۰۶ دو محقق

به نام‌های لوی و لیتشیندر بر روی موتور میکروجت الیمپوس شرکت AMT هلند تحقیقاتی رادر فاز بعد از استارت، پیرامون مدل‌سازی، کنترل و تشخیص عیب انجام دادند [۷، ۸]. آن دو روشی با عنوان NGDF جهت مدل‌سازی موتورهای توربو جت به منظور طراحی کنترل‌گر و کاربردهای زمان واقعی ارائه کردند. در این روش، توابع تبدیل موتور برای ورودی و خروجی‌های مختلف، متفاوت است و بین تغییرات ورودی و تغییرات خروجی نوشته می‌شود و ثابت زمانی توابع تبدیل، تابعی از ماخ و ارتفاع پروازی است. این روش علاوه بر سرعت بالای شبیه‌سازی، از دقت زیادی هم برخوردار است. گروه‌های مختلف بر روی موتور الیمپوس، تحقیقات وسیعی را در فاز بعد از استارت، پیرامون موضوعات شبیه‌سازی عملکرد موتور در حالت‌های کاری پایا و گذرا [۹]، طراحی سیستم اندازه‌گیری و کالیبراسیون [۱۰] به انجام رساندند.

در سال ۲۰۰۶ واتانابه و همکارانش به طراحی و تست یک کنترل‌گر فازی بر روی موتور توربو جت کوچک SR-30 در فاز بعد از استارت پرداختند [۱۱]. در سال‌های بعد گروه‌های مختلف تحقیقات وسیعی را بر روی موتور SR-30 در فاز بعد از استارت، پیرامون مباحث سیستم مانیتورینگ، اندازه‌گیری، ساخت تست سل، مدل‌سازی و شبیه‌سازی موتور انجام دادند [۱۲، ۱۳]. در سال ۲۰۱۲ ماداراسز و همکارانش کنترل دیجیتال استارت موتور توربو جت کوچک MPM-20 بررسی کردند [۱۴]. در سال ۲۰۱۲ دو محقق با نام‌های لی باون و ژانگ فن مقاله‌ای را تحت عنوان مدل‌سازی و شبیه‌سازی فرایند استارت زمینی موتور توربو جت کوچک [۱۵]، ارائه کردند. آن‌ها فرایند استارت را به سه فاز تقسیم‌بندی نمودند که عبارت‌اند از: (۱) موتور توربو جت کوچک تنها توسط موتور الکتریکی به گردش درمی‌آید و احتراق در این فاز صورت نمی‌گیرد. (۲) در این فاز موتور محترق شده و همچنین موتور الکتریکی هم به کار خود ادامه می‌دهد. (۳) در این بخش تنها توربین شتاب مورد نیاز سیستم را تأمین می‌کند. در سال ۲۰۱۳، ژین فیو و همکارانش مقاله‌ای را تحت عنوان مطالعه خصوصیات و رفتار موتورهای میکروتوربین در طی فرایند استارت آسیاب بادی [۱۶]، ارائه نمودند، که در آن شبیه‌سازی‌های عددی سه‌بعدی و تست‌های استارت زمینی، برای مطالعه خصوصیات رفتار موتور صورت گرفته است. آن‌ها در ادامه، خصوصیت‌های احتراق گاز پروپان در فرایند استارت، در طی جریان‌های ورودی مختلف گاز با سرعت‌های متفاوت را بررسی و منحنی‌های احتراق گاز پروپان و مرز شعله آن را به دست آوردند. آن‌ها همچنین آزمایش‌هایی را برای تست خصوصیات احتراق سوخت موتور در شرایط استارت هوایی انجام داده و منحنی آن را نیز محاسبه نمودند. در سال ۲۰۱۵،

¹ Windmill starting process

هشتم به جمع‌بندی و نتیجه‌گیری مقاله اختصاص داده شده است.

۲- سیستم استارت موتور جت

برای استارت زدن یک موتور جت دو سیستم مجزا باید فراهم باشد. اول آن که شرایطی باید فراهم شود تا کمپرسور و توربین به سرعتی برسند که، هوای کافی را به محفظه احتراق بفرستند، تا در آنجا با سوخت مخلوط شود. دوم، تمهیداتی برای احتراق مخلوط هوا سوخت در محفظه احتراق بایستی صورت پذیرد. هنگام استارت زدن موتور جت این دو سیستم باید هم‌زمان باهم عمل کنند، و در عین حال در عمل، مستقل از یکدیگر باشند. چرا که گاهی نیاز داریم تا جهت انجام تعمیرات، موتور را به گردش دریاوریم بدون آنکه احتراقی داشته باشیم و یا در پرواز و در شرایطی که موتور خاموش شده، سیستم احتراق باید بتواند مستقلاً عمل احتراق مجدد را انجام دهد. به هنگام استارت زدن این دو سیستم کاملاً هماهنگ هم عمل می‌کنند و توسط ECU کنترل می‌شوند [۱۸].

۲-۱- استارت الکتریکی

این نوع استارت در موتورهای توربوپراپ و توربوجت استفاده می‌شود. استارت الکتریکی یک موتور DC است، که از طریق جعبه‌دنده کاهنده و کلاچ به موتور میکروجت متصل می‌باشد. همچنین این منبع، انرژی مورد نیاز سیستم احتراق را نیز فراهم می‌کند. انرژی الکتریکی به صورت خودکار بعد از آنکه موتور با موفقیت استارت خورد و سیکل زمانی خود را طی کرد، قطع می‌گردد. در شکل ۲ نمایی از یک استارت الکتریکی موتور میکروجت را مشاهده می‌کنید. موتور الکتریکی که در موتورهای میکروجت استفاده می‌شود دارای دوربالایی می‌باشد [۱۹].



شکل ۲ - تصویر استارت الکتریکی موتور میکروجت [۱]

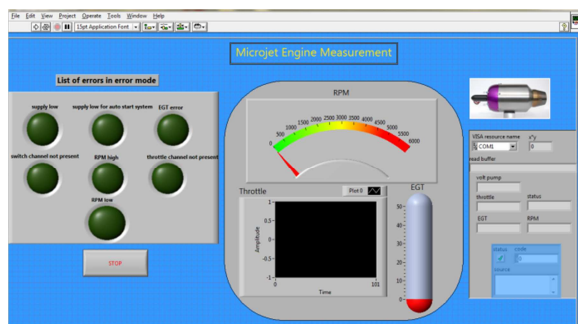
منتظری و محمدی، روش وینر در رهیافت شناسایی سیستم را به منظور کاربرد در مدل‌سازی عملکرد فاز بعد از استارت موتور توربین گاز صنعتی توسعه دادند [۱۷].

با توجه به پیشینه پژوهش ذکر شده، دو مسئله قابل نتیجه‌گیری است. اول آنکه، مستندات قابل دسترسی پیرامون مدل‌سازی فاز استارت موتورهای توربوجت کوچک، به خصوص در بخش استارت سرد، بسیار اندک است. این مسئله بیانگر اهمیت بخش چالش برانگیز فاز استارت، در موتورهای توربین گازی کوچک از جمله موتورهای میکروجت است. دوم آنکه، در این پژوهش برای اولین بار، کاربرد ساختارهای خطی رهیافت شناسایی سیستم، در مدل‌سازی فاز استارت سرد موتورهای میکروجت، ارائه شده است.

هدف از این تحقیق، تهیه یک مدل ریاضی برای موتور میکروجت در فاز استارت سرد می‌باشد. این مدل می‌تواند در مطالعات بعدی، پیرامون طراحی واحد کنترل الکترونیکی، به منظور بهبود عملکرد فاز استارت مورد استفاده قرار گیرد. تعیین هویت یک مدل از اطلاعات داده شده، شامل تحقیق در مدل‌های مختلف و نهایتاً انتخاب یک مدل از آن میان است. یکی از روش‌های پرکاربرد در مدل‌سازی سیستم‌هایی که اطلاعات کافی از رفتار آن‌ها وجود ندارد، روش شناسایی سیستم است. در این روش، مدل سیستم با استفاده از مجموعه داده‌های اندازه‌گیری شده‌ی ورودی-خروجی به دست می‌آید. در این مقاله، به دلیل عدم اطلاع از مقادیر دقیق پارامترهای فیزیکی مؤثر در مدل‌سازی فرایند استارت و همچنین به دلیل پیچیده بودن روابط حاکم بر سیستم، خصوصاً در حالت گذرا، از روش شناسایی سیستم استفاده شده است. بدین صورت که پس از توضیحاتی پیرامون بستر تست، نحوه انجام استارت الکتریکی و هوایی، روند مدل‌سازی توسط شناسایی سیستم، به بررسی مدل‌های مختلف خطی پرداخته و اثر تغییر ساختار مدل، تغییر درجه چندجمله‌ای‌ها در یک مدل و تأخیر، در کیفیت شناسایی بررسی خواهد شد. در نهایت بهترین مدل از نظر دقت و تطابق نتایج شبیه‌سازی و تست عملی انتخاب گردیده است تا در گام‌های بعدی مورد استفاده قرار گیرد. مقاله حاضر به صورت زیر فصل‌بندی شده است: ابتدا در بخش دوم سیستم استارت موتور توضیح داده می‌شود. سپس در بخش سوم توضیحاتی پیرامون واحد کنترل الکترونیکی ارائه می‌گردد. بخش چهارم به طراحی سیستم مانیتورینگ برای موتور مورد مطالعه و بخش پنجم به نحوه آماده‌سازی بستر تست اختصاص داده شده است. در بخش ششم نحوه انجام تست‌های عملی و راه‌اندازی کامل موتور با جزئیات کامل ارائه شده است. در بخش هفتم، مدل‌سازی ریاضی موتور به همراه مقایسه نتایج شبیه‌سازی با نتایج تست عملی توضیح داده شده است و در نهایت بخش

۲-۲- استارت هوایی (پنوماتیکی)

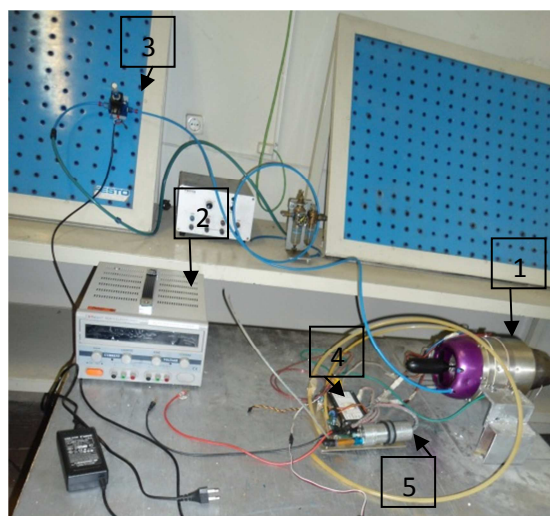
در موتورهای توربین گاز و در هواپیماهای نظامی و تجارتي، رایج‌ترین سیستم استارت، استارت پنوماتیکی است. استارت پنوماتیکی، گاه استارت هوا و گاه استارت توربین هوا نیز خوانده می‌شود. این سیستم از لحاظ وزن و سادگی اجزاء تشکیل‌دهنده نسبت به استارت‌های الکتریکی مفیدتر و بهینه‌تر هستند. از معایب این سیستم، نیاز به داشتن یک سیستم تغذیه هوای جداگانه است [۱۹].



شکل ۳- سیستم مانیتورینگ

۵- بستر تست

ذکر این نکته قابل توجه است که موتور مورد مطالعه فقط دارای استارت الکتریکی بوده و تجهیزات تست استارت پنوماتیکی در آزمایشگاه شبیه‌سازی و کنترل سیستم‌ها فراهم گردیده است. اجزای بکار رفته جهت انجام تست‌های استارت سرد بر روی موتور میکروجت و جمع‌آوری داده که در شکل ۴ مشخص گردیدند عبارت‌اند از: موتور میکروجت (شماره ۱)، منبع تغذیه (شماره ۲)، شیر الکتروپنوماتیک، (شماره ۳) واحد کنترل الکترونیکی (شماره ۴)، پمپ سوخت (شماره ۵)، جمع‌آوری و ذخیره داده‌ها توسط ارتباط سریال و استاندارد RS-232 صورت گرفته است.



شکل ۴- بستر تست

۶- نحوه انجام راه‌اندازی کامل موتور

بعد از آماده‌سازی و اتصال تمام اجزاء، برنامه مانیتورینگ بر روی کامپیوتر آغاز به کار کرده و موتور توسط رادیوکنترل روشن می‌گردد. در ادامه تست‌های مختلفی با روش استارت الکتریکی انجام گرفته که نتایج آن‌ها در نمودارهای زیر ارائه شده است. شرایط آب و هوایی در زمان انجام تست‌ها یکسان بوده و همچنین داده‌های زیر با توجه به فشار و دمای محیط بی‌بعد

۳- واحد کنترل الکترونیکی

واحد کنترل الکترونیکی وظیفه دارد که تمامی مودهای کنترلی موتور را به طور هم‌زمان رعایت کرده و در عین حال از بروز صدمات فیزیکی و ساختاری جلوگیری نماید. این واحد به وسیله یک میکروپروسسور، که از باتری پمپ سوخت تغذیه می‌شود، کنترل می‌گردد. موتورهای میکروجت اولیه، تنها یک کنترل کننده ساده داشتند که پمپ سوخت و بنابراین نیروی پیشران را تنظیم می‌کرد. امروزه بیشتر موتورها دارای یک سامانه کنترل الکترونیکی به نام ECU هستند که به صورت خودکار موتور را بر اساس پارامترهای مهم مانند سرعت دورانی یا فشار، و دمای گازهای خروجی تنظیم می‌کنند.

۴- طراحی سیستم مانیتورینگ

از آنجایی که نرم‌افزار تجاری موتور، اطلاعات مربوط به فاز استارت را در اختیار کاربر قرار نمی‌دهد، جهت داده‌برداری دقیق از لحظه استارت موتور، یک سیستم مانیتورینگ در نرم‌افزار Labview طراحی شده که با توجه به برقراری ارتباط سریال با واحد کنترل الکترونیکی، پارامترهای عملکردی موتور را ذخیره و به صورت هم‌زمان نمایش می‌دهد [۲۰]. به طور کلی واحد کنترل الکترونیکی اکثر موتورهای میکروجت دارای خروجی پورت سریال برای برقراری ارتباط و تبادل داده‌ها از طریق استاندارد RS-232 می‌باشند. سیستم مانیتورینگ طراحی شده در شکل ۳ قابل مشاهده است که در آن، پارامترهای عملکردی موتور از قبیل دمای گازهای خروجی از توربین (EGT)، سرعت دورانی موتور (RPM)، تغییرات تراتل (فرمان خلبان)، ولتاژ منبع تغذیه و تغییرات ولتاژ پمپ سوخت، پردازش و ذخیره می‌گردند. همچنین در صورت رخ دادن خطا در سیستم، نوع آن (با توجه به کاتالوگ موتور) در صفحه طراحی شده مشخص می‌باشد.

زمان دور بی‌باری کالیبره شده است. در شکل ۶ استارتر الکتریکی در حوالی ثانیه ۱۱ فعال شده است و دور موتور را به دور مورد نیاز جهت جرقه‌زنی رسانده، اما به دلیل عدم احتراق گاز پروپان، این مرحله سه بار تکرار شده تا در نهایت احتراق شکل گرفته و باقی مراحل نیز به دنبال آن، همانند تست قبل انجام شده است. هر موتور توربین گاز دارای یک سیکل مجاز تکرار فاز استارت سرد با فواصل مشخص زمانی می‌باشد. بعد از فراهم نمودن بستر تست و انجام تست‌های مختلف، در ادامه مدل‌سازی ریاضی موتور در فاز استارت سرد در دو بخش استارت الکتریکی و پنوماتیکی توسط روش شناسایی سیستم مورد بررسی قرار می‌گیرد تا با مقایسه نتایج مدل‌سازی ریاضی و تست عملی، مدل ریاضی موتور در فاز استارت سرد ارزشیابی گردد.

۷- روند مدل‌سازی توسط شناسایی سیستم

اساساً شناسایی سیستم با تنظیم پارامترهای مدل تا زمانی که خروجی مدل، نزدیک به خروجی سیستم واقعی شود حاصل می‌گردد. سه قدم اصلی در شناسایی سیستم به شرح زیر می‌باشد [۲۱]:

- ۱- قدم اول تولید داده‌های ورودی و خروجی آزمایشی از فرایندی که می‌خواهیم آن را مدل کنیم. مثلاً در فرایند استارت الکتریکی ورودی را ولتاژ به صورت پله و دور موتور را خروجی در نظر می‌گیریم.
- ۲- قدم بعدی انتخاب یک مدل (ساختار) برای داده‌های می‌باشد. مثلاً مدل زیر ساختار خطی ARX است.

$$A(q)y(t) = B(q)u(t - n_k) + e(t) \quad (1)$$

که در آن $u(t)$ ، $y(t)$ و $e(t)$ به ترتیب ورودی، خروجی و اغتشاش (نویز سفید) است. n_k بیانگر تأخیر زمانی است. q اپراتور انتقال و $A(q)$ ، $B(q)$ چند جمله‌ای‌هایی بر حسب q به شرح زیر می‌باشند:

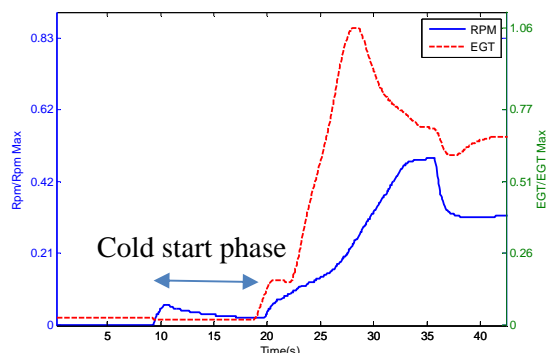
$$q^{-1}u(t) = u(t-1) \quad (2)$$

$$A(q) = 1 + a_1q^{-1} + a_2q^{-2} + \dots + a_{na}q^{-na} \quad (3)$$

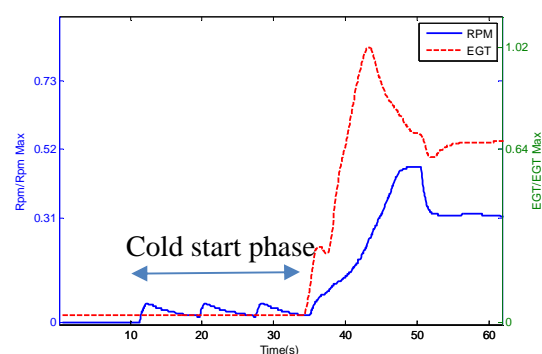
$$B(q) = b_0 + b_1q^{-1} + b_2q^{-2} + \dots + b_{nb}q^{-nb} \quad (4)$$

- ۳- پارامترهای A و B باید طوری تنظیم گردند تا خروجی مدل شبیه به خروجی فرایند واقعی گردد. در شناسایی هیچ مدل کاملی وجود ندارد. البته مدل‌های می‌توانند توسط درک مهندسی

شده‌اند. همچنین این داده‌ها نسبت به یک نقطه عملکردی موتور نرمالایز شده‌اند.



شکل ۵ - تغییرات دور و دمای گازهای خروجی از توربین بر حسب زمان



شکل ۶ - تغییرات دور و دمای گازهای خروجی از توربین بر حسب زمان

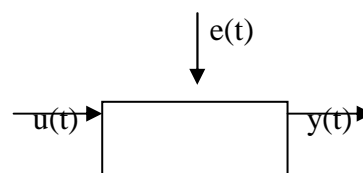
از آنجایی که فرایند استارت الکتریکی در این موتور به صورت خودکار انجام می‌گیرد، روند تغییر پارامترهای مختلف موتور در این فاز، در تست‌های مختلف تقریباً یکسان بوده و مشابه نتایج دو تست ارائه شده در شکل‌های ۵ و ۶ می‌باشند. با توجه به شکل ۵ استارتر الکتریکی فعالیت خود را در حوالی ثانیه نهم آغاز نموده است، در همان زمان شیر تزریق گاز باز شده، پس از رسیدن دور موتور به دور مناسب جهت جرقه‌زنی، استارتر الکتریکی خاموش و تویی جرقه زن فعال شده و احتراق توسط گاز پروپان صورت می‌گیرد، این امر با افزایش EGT در حوالی ثانیه ۱۹ در شکل ۵ قابل مشاهده است. پس از انجام احتراق، استارتر الکتریکی دوباره فعال شده و سبب افزایش دور موتور می‌گردد، در این هنگام، زمانی که دور و EGT به یک مقدار مشخصی رسیدند، پمپ سوخت توسط ECU در حوالی ثانیه ۲۱ فعال شده و سوخت مایع از این لحظه به موتور تزریق و سبب افزایش شتاب موتور می‌گردد. پس از احتراق سوخت، ECU دور را تا حد کالیبره کردن کنترل می‌کند و موتور را به مدت کوتاهی در حوالی ثانیه ۳۴ در این دور نگه می‌دارد، سپس به‌طور خودکار دور را تا حد بی‌باری کاهش می‌دهد. در این

و پیشینه دانش ما از فرایندی که قصد مدل کردن آن را داریم، بهبود یابند.

در این مقاله برای مدل سازی فاز استارت سرد در دو حالت استارت الکتریکی و هوایی، ساختارهای خطی ARX، BJ، OE و تابع تبدیل بررسی شدند. تخمین پارامترهای مدل بر اساس روش حداقل مربعات صورت گرفته است. همه این مدل ها حالت خاصی از ساختار مدل پارامتریک عمومی هستند [۲۲] که در ادامه بررسی می گردند. در نهایت از ساختار خطی BJ جهت مدل سازی استارت هوایی و ساختار خطی ARX به منظور مدل سازی استارت الکتریکی استفاده شده است.

۷-۱- سیستم های خطی گسسته زمانی

برای تشریح سیستم های گسسته زمانی، یک مدل پایه یک ورودی - یک خروجی به شکل زیر در نظر گرفته می شود [۲۲]:



شکل ۷ - نمودار جعبه ای مدل یک ورودی - یک خروجی [۲۲]
کلی ترین شکل گسسته زمانی این سیستم را می توان به صورت زیر نشان داد:

$$A(q)y(t) = \frac{B(q)}{F(q)}u(t - n_k) + \frac{C(q)}{D(q)}e(t) \quad (5)$$

$C(q)$ ، $D(q)$ و $F(q)$ چند جمله ای هایی بر حسب q به شرح زیر می باشند:

$$C(q) = 1 + c_1q^{-1} + c_2q^{-2} + \dots + c_{nc}q^{-nc} \quad (6)$$

$$D(q) = 1 + d_1q^{-1} + d_2q^{-2} + \dots + d_{nd}q^{-nd} \quad (7)$$

$$F(q) = 1 + f_1q^{-1} + f_2q^{-2} + \dots + f_{nf}q^{-nf} \quad (8)$$

همچنین، معادل فیلتری این سیستم را می توان به صورت زیر نشان داد:

$$y(t) = G(q)u(t) + H(q)e(t) \quad (9)$$

$$G(q) = q^{-n_k} \frac{B(q)}{A(q).F(q)} \quad (10)$$

$$H(q) = \frac{C(q)}{A(q).D(q)} \quad (11)$$

$G(q)$ و $H(q)$ به ترتیب فیلترهای ورودی و اغتشاش

است. شناسایی سیستم به این صورت تعریف می شود که :

با اندازه گیری داده های ورودی و خروجی سیستم واقعی، مدل مناسبی برای سیستم ساخته شود و یا به عبارت دیگر، ضرایب چند جمله ای های $A(q)$ ، $B(q)$ ، $C(q)$ ، $D(q)$ و $F(q)$ طوری تخمین زده شود که مدل پارامتری به دست آمده، بیانگر قابل قبولی از سیستم واقعی باشد. تخمین سیستم در حالت کلی نشان داده شده، کار ساده ای نیست و از طرفی در عمل چنین سیستمی کمتر وجود دارد. لذا بسته به ضرایب چند جمله ای های یاد شده، سیستم هایی به وجود می آید که ساده تر بوده و کاربرد بیشتری دارد. دو ساختاری که در این مقاله برگزیده شدند، به شرح زیر معرفی می گردند:

مدل **ARX**: یکی از مدل های ساده و در عین حال متداول

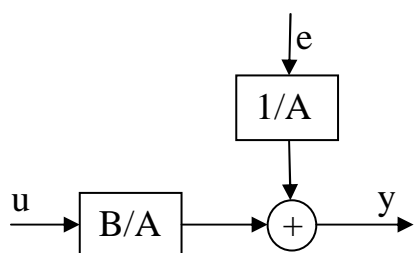
است که با قرار دادن $nc=nd=nf=0$ به شکل زیر به دست

می آید:

$$A(q)y(t) = B(q)u(t - n_k) + e(t) \quad (12)$$

جذابیت این مدل در سادگی تخمین ضرایب چند جمله ای های $A(q)$ و $B(q)$ نهفته است. زیرا تابع کمینه شونده برای تعیین ضرایب، یک تابع درجه دوم است و منجر به حل یک دستگاه معادلات خطی برای تعیین ضرایب مجهول می شود.

در این مقاله از این نوع مدل برای مدل سازی موتور در حالت استارت الکتریکی استفاده شده و نمودار جعبه ای آن در شکل ۸ نشان داده شده است :



شکل ۸ - نمودار جعبه ای مدل ARX [۲۲]

مدل **BJ**: مدل Box-Jenkins یا BJ با قرار دادن $na=0$ به

شکل زیر به دست می آید:

$$y(t) = \frac{B(q)}{F(q)}u(t - n_k) + \frac{C(q)}{D(q)}e(t) \quad (13)$$

دست آمده، استفاده گردید. روند بدست آوردن مدل در این مقاله بدین صورت می‌باشد که در ابتدا در حوزه زمان با تغییر در ساختار، مرتبه چندجمله‌ای‌ها و تعداد تأخیرها به یکسری مدل که تطابق خوبی در پاسخ نتایج تست و شبیه‌سازی دارند، دست می‌یابیم. سپس با توجه به معیارهای AIC و ترسیم صفر-قطب، مدل مناسب را جهت مدل‌سازی موتور در حالت استارت الکتریکی انتخاب می‌کنیم.

ضابطه AIC بیانگر معیار اطلاعات Akiake است و طبق رابطه زیر تعریف می‌گردد [۲۲]:

$$AIC = \log(V) + \frac{2n}{N} \quad (14)$$

$$V = \det \left(\frac{1}{N} \sum_1^N \varepsilon(t, \theta_N) (\varepsilon(t, \theta_N))^T \right) \quad (15)$$

که n تعداد کل پارامترهای تخمین زده شده و N طول رکورد اطلاعات و θ_N پارامترهای تخمین زده شده است. V نیز تابع افت برای ساختار مورد سؤال می‌باشد.

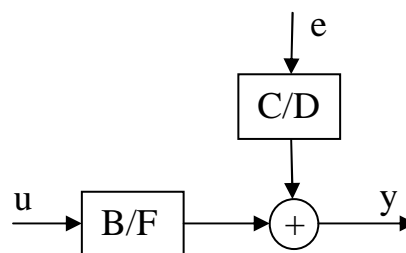
تئوری می‌گوید از یک مجموعه مدل‌های مختلف آنکه دارای AIC کوچک‌تر است انتخاب گردد. در جدول ۱ AIC برای تشخیص میزان اعتبار مدل‌های مختلف به نمایش درآمده است. قابل توجه می‌باشد که مقادیر موجود در جدول، با توجه به اینکه مقدار پارامتر N در مخرج فرمول‌ها قرار دارد، بزرگ شده است و دلیل این موضوع هم سرعت بالای تست استارت الکتریکی و دقت ارسال داده‌ها توسط واحد کنترل الکترونیکی موتور می‌باشد. بنابراین گرفتن داده‌های بیشتر امکان پذیر نیست و همین امر سبب کوچک بودن N می‌گردد. (اعداد جلوی مدل‌ها بیانگر مرتبه و تعداد تأخیر در ساختار می‌باشند) در جدول ۱ مدل ARX دارای کم‌ترین مقدار AIC می‌باشد که این امر سبب افزایش اعتبار این مدل نسبت به بقیه مدل‌ها می‌گردد.

جدول ۱ - مقایسه میزان اعتبار مدل‌های مختلف

AIC	سیستم
10.47	مدل تابع تبدیل مرتبه یک
10.23	مدل ARX211
12.30	مدل bj21121
10.67	مدل oe221
11.37	مدل Armax2211

برای رسیدن به اهداف کنترلی به منظور طراحی و ساخت واحد کنترل الکترونیکی، با توجه به اینکه مدل‌ها دارای ساختار

در این حالت نیز ضرایب مجهول به روش تکرار به دست می‌آید. در این مقاله از این نوع مدل برای مدل‌سازی موتور در حالت استارت هوایی استفاده شده و نمودار جعبه‌ای آن در شکل ۹ نشان داده شده است. دو مزیت عمده استفاده از این سیستم‌ها در ایناست که اولاً دانستن دینامیک دقیق سیستم ضروری نیست، لذا برای شناسایی سیستم‌های دارای دینامیک پیچیده و همچنین سیستم‌هایی که مشخص کردن دینامیک آن‌ها مشکل است، مناسب می‌باشند. ثانیاً پارامترهای مدل لزوماً مفهوم فیزیکی ندارد.



شکل ۹ - نمودار جعبه‌ای مدل BJ [۲۲]

۷-۱-۱- مدل‌سازی موتور در حالت استارت الکتریکی

برای انجام فرایند شناسایی سیستم یعنی یافتن مدلی از سیستم، پس از ذخیره داده‌های ورودی و خروجی یک رابطه ریاضی بین آن دو می‌یابیم. منبع تغذیه مشخص شده در شکل ۴، ولتاژ موتور الکتریکی را تأمین می‌کند، که این مقدار توسط ارتباط سریال با واحد کنترل الکترونیکی موتور در سیستم مانیتورینگ طراحی شده، ثبت و به عنوان ورودی به مدل اعمال می‌گردد. همان‌طور که در شکل ۶ مشخص است، به دلیل عدم احتراق گاز پروپان، موتور الکتریکی به صورت خودکار توسط واحد کنترل الکترونیکی، سه بار روشن و خاموش گردیده تا در نهایت، جرقه زده شده و احتراق گاز پروپان صورت گرفته است. داده‌های ولتاژ این تست استارت الکتریکی نیز در سیستم مانیتورینگ ذخیره و به عنوان ورودی در مدل‌سازی استفاده شده است. خروجی تولید شده از موتور به منظور کاربرد در مدل‌سازی، دور می‌باشد که در اشکال ۵ و ۶ با خطوط توپر مشخص شده‌اند. این خروجی‌ها متناسب با ورودی ولتاژ موتور الکتریکی می‌باشند.

ورودی سیستم در حالت استارت الکتریکی سیگنال ولتاژ به صورت پله به اندازه ۱۰ ولت، خروجی آن دور موتور و همچنین نرخ نمونه‌برداری در این آزمایش برابر با ۰/۰۵۵ ثانیه در نظر گرفته شد. به دلیل اعمال فرمان استارت از رادیوکنترل ورودی این بخش مشخص شده و امکان تغییر آن وجود ندارد. داده‌های جمع‌آوری شده از تست به دو قسمت تقسیم شده‌اند، از یک قسمت جهت مدل‌سازی و از قسمت دیگر جهت ارزیابی مدل به

$$A(q) = 1 - 1.2q^{-1} + 0.2519q^{-2} \quad (16)$$

$$B(q) = 37.38q^{-1} \quad (17)$$

$$na=2, nb=1, nk=1$$

۷-۱-۲- مدل سازی موتور در حالت استارت هوایی

در حالت استارت پنوماتیکی، به منظور تولید هوای فشرده در آزمایشگاه، از یک کمپرسور استفاده شده است. مقدار هوای فشرده شده در مخزن، توسط فشارسنج اندازه گیری شده تا به عنوان ورودی به مدل اعمال گردد. با توجه به شکل ۴، هوای فشرده موجود در مخزن، از طریق لوله آبی رنگ به یک شیر الکتروپنوماتیک on/off وارد شده و از آنجا به درگاه تعبیه شده بر روی موتور هدایت و پس از برخورد با پره های کمپرسور موتور، سبب چرخش آن می گردد. فرمان دادن به شیر توسط برنامه نوشته شده در نرم افزار Labview صورت گرفته، که با ارسال سیگنال ولتاژ فعال سازی به شیر، سبب تحریک سلونوئید و روشن شدن آن می گردد. در مدل سازی این قسمت، دور موتور به عنوان خروجی در نظر گرفته شده که متناسب با مقدار فشار هوای ورودی تغییر می کند. در حقیقت در این بخش، گشتاور حاصل از فشار هوای ورودی به موتور، سبب افزایش سرعت دورانی آن می گردد. ورودی سیستم در حالت استارت هوایی فشار هوا به صورت پله، به اندازه های ۶، ۷، ۸ و ۵ بار، خروجی آن دور موتور و همچنین نرخ نمونه برداری در این آزمایش ها برابر با ۰،۰۵۵ ثانیه در نظر گرفته شد. در این مرحله نیز داده های آزمایش به دو قسمت تقسیم شده اند، از یک قسمت جهت مدل سازی و از قسمت دیگر جهت ارزیابی مدل بدست آمده، استفاده گردید. روند مدل سازی در این قسمت، همانند بخش استارت الکتریکی می باشد. مدل های اولیه انتخاب شده در این قسمت در جدول ۲ به نمایش در آمده است. قابل توجه می باشد که با بزرگتر شدن مقدار پارامتر N در فرمول ها، به علت زمان بیشتر داده برداری مقادیر معیار محاسبه شده در جدول ۲ نسبت به جدول ۱ کوچک تر شده اند.

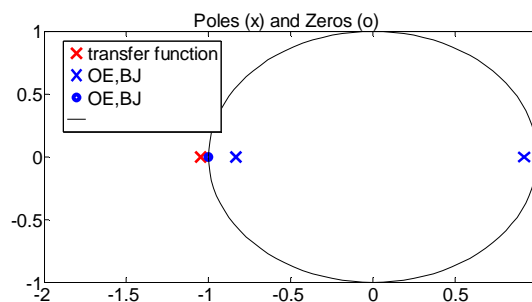
جدول ۲ - مقایسه میزان اعتبار مدل های مختلف

سیستم	AIC
مدل تابع تبدیل مرتبه یک	10.76
مدل arx112	6.04
مدل bj22221	5.78
مدل armax2111	6.01
مدل oe222	8.27

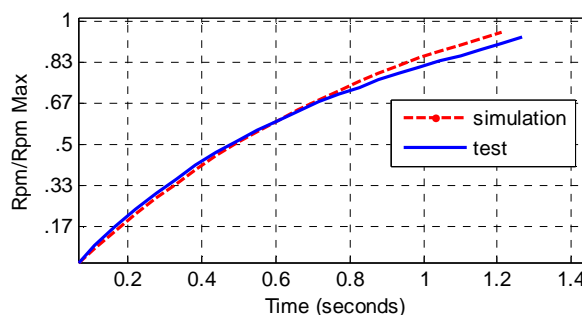
گسسته (در فضای Z) هستند، باید از مدلی بهره گیریم که در آن صفر و قطبها داخل دایره واحد قرار گیرند. زیرا اگر قطبها داخل دایره واحد باشند، پایداری سیستم تضمین شده و اگر صفرها داخل باشند، سیستم مینیمم فاز می گردد و در هر دو حالت کنترل و عملکرد آن، بهینه صورت می پذیرد. مدل ARX دارای صفر و قطب داخل دایره واحد است. در شکل ۱۰ مکان صفر و قطبهای سه مدل تابع تبدیل مرتبه یک، OE و BJ، ذکر شده در جدول ۱ به نمایش در آمده است.

همان طور که در شکل ۱۰ مشاهده می شود، تابع تبدیل مرتبه یک، دارای یک قطب خارج دایره واحد است، اما دو مدل OE و BJ هر کدام دارای دو قطب داخل و یک صفر بر روی دایره هستند. قابل توجه است که صفر و قطبهای دو مدل OE و BJ روی هم افتادند. مدل armax نیز دارای دو قطب داخل و یک صفر بر روی مرز دایره واحد است.

در نهایت با در نظر گرفتن موارد بالا، مدل به صورت ساختار خطی ARX انتخاب گردید. شکل ۱۱ نتایج حاصل از مدل ARX را با نتایج تست عملی مقایسه می کند. همان طور که ملاحظه می شود، این شکل بیانگر تطابق خوب پاسخ مدل در شبیه سازی با نتایج حاصل از تست عملی موتور می باشد. این مدل می تواند در مطالعات بعدی در قسمت طراحی کنترلر به منظور بهینه کردن عملکرد فاز استارت، مفید واقع گردد.



شکل ۱۰ - مکان صفر و قطبهای سه مدل مختلف



شکل ۱۱ - مقایسه پاسخ شبیه سازی و تست در استارت الکتریکی

پارامترهای مدل برگزیده ARX در بخش استارت الکتریکی عبارتند از:

داده‌های تست در زمان استارت، راه‌اندازی کامل موتور توسط تست‌های مختلف صورت گرفته و نتایج آن‌ها گزارش شده است. سپس به منظور مدل‌سازی فاز استارت سرد موتور در دو حالت استارت الکتریکی و هوایی، ساختارهای خطی ARX، ARMAX، BJ، OE و تابع تبدیل (tf) بررسی شدند. ارزیابی و تحلیل این مدل‌ها بر اساس معیار AIC، ترسیم صفر-قطب، تطابق نتایج تست و شبیه‌سازی صورت گرفته است. در نهایت در بخش استارت الکتریکی، ساختار خطی ARX و در بخش استارت پنوماتیکی ساختار خطی BJ به عنوان مدل برگزیده شدند. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که مدل‌سازی‌های صورت گرفته تطابق خوبی با داده‌های آزمایش داشته و برای مطالعات بعدی از جمله اهداف کنترلی و همچنین بهینه‌سازی عملکرد فاز استارت موتور مناسب می‌باشند.

منابع

- [1] Van de Goor, B., "Manual & ENGINE LOG(V20)", Heistraat 89 5701 HJ Helmond, Copyright AMT Netherlands, 2009.
- [2] Mattingly, J. D., "Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets." American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2006.
- [3] Fuvesi, V., and Kovács, E., "Modeling loaded starter motor with neural network." Computational Intelligence and Informatics (CINTI), 12th International Symposium on. IEEE, 2011.
- [4] Mohammadi, E., Montazeri-Gh, M., and Khalaf, P., "Metaheuristic Design and Optimization of Fuzzy-Based Gas Turbine Engine Fuel Controller Using Hybrid Invasive Weed Optimization/Particle Swarm Optimization Algorithm", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, vol.136, no. 3, pp.031601, 2014.
- [5] Leylek, Z., Anderson, W. S., Rowlinson, G., and Smith, N., "An Investigation Into Performance Modeling of a Small Gas Turbine Engine", In ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. American Society of Mechanical Engineers, San Antonio, Texas, USA, 2013.
- [6] Kong, C., Kho S., and Park, G., "Development of Practical Integral Condition Monitoring System for a Small Turbojet Engine Using MATLAB/SIMULINK and Labview", International Journal of Turbo & Jet-Engines, vol.31, no.1, pp.73-86, 2014.
- [7] Lichtsinder, M., and Levy, Y., "Jet engine model for control and real-time simulation" journal of engineering for gas turbine and power, vol.128, no.4, pp.745-753. , 2006.
- [8] Lichtsinder, M., and Levy, Y., "Jet engine component and transducer fault diagnosis using an inverse dynamic model", ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. American Society of Mechanical Engineers, 2005.

با توجه به قرارگیری محل صفر و قطب‌ها دو مدل ARX و ARMAX دارای صفر و قطب داخل دایره واحد، مدل BJ دارای دو قطب داخل و یک صفر بر روی مرز دایره، اما باقی مدل‌های ذکر شده در جدول ۲ دارای صفر و یا قطب خارج و یا بر روی مرز دایره می‌باشند. با توجه به موارد بیان شده و مقایسه مقادیر معیار AIC، مدل به صورت ساختار BJ انتخاب گردید. مدل BJ دارای کم‌ترین مقدار AIC می‌باشد. شکل ۱۲ نتایج حاصل از مدل BJ را با نتایج تست عملی با فشار ۷ بار مقایسه می‌کند. همان‌طور که ملاحظه می‌گردد، این شکل بیانگر تطابق خوب پاسخ مدل در شبیه‌سازی با نتایج حاصل از تست عملی موتور می‌باشد. این مدل می‌تواند در مطالعات بعدی در قسمت طراحی کنترلگر به منظور بهینه کردن عملکرد فاز استارت، مفید واقع گردد.

پارامترهای مدل برگزیده BJ در بخش استارت هوایی عبارت‌اند از:

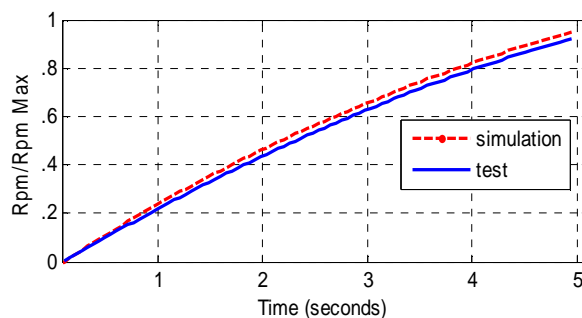
$$B(q) = 1.974q^{-1} + 1.974q^{-2} \quad (18)$$

$$C(q) = 1 - 0.1353q^{-1} + 0.1016q^{-2} \quad (19)$$

$$D(q) = 1 - 1.307q^{-1} + 0.3238q^{-2} \quad (20)$$

$$F(q) = 1 - 1.014q^{-1} + 0.01408q^{-2} \quad (21)$$

nb=2 ,nc=2 ,nd=2 ,nf=2 ,nk=1



شکل ۱۲- مقایسه پاسخ شبیه‌سازی و تست در استارت پنوماتیکی

در این بخش پس از معرفی روند مدل‌سازی توسط شناسایی سیستم، مدل‌سازی ریاضی موتور به همراه مقایسه نتایج شبیه‌سازی با نتایج تست عملی توضیح داده شده است.

۸- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در این تحقیق برای اولین بار، از ساختارهای خطی ARX و BJ در مدل‌سازی فاز استارت موتور میکروجت، به دو روش استارت الکتریکی و هوایی استفاده شده است. بدین منظور، پس از طراحی سیستم مانیتورینگ موتور میکروجت برای جمع‌آوری

- [22] Ljung, L., "Perspectives on system identification." *Annual Reviews in Control*, vol. 34, no.
- [9] Rahman, N.U., and Whidborne, J.F., "A numerical investigation into the effect of engine bleed on performance of a single-spool turbojet engine", *IMEchE, part G, Journal of Aerospace Engineering*, vol. 222, no. 7, pp. 939-949, 2008.
- [10] Bakalis, D.P., and Stamatis, A.G., "Data analysis and performance model calibration of a small turbojet engine", *IMEchE, part G, Journal of Aerospace Engineering*, vol. 226, no. 12, pp. 1523-1533, 2012.
- [11] Watanabe, A., Olcmen, S.M., Leland, R.P., Whitaker, K.W., Trevino, L.C., and Nott, C., "Soft computing applications on a SR-30 turbojet engine". *Fuzzy sets and systems*, vol. 157, no. 22, pp.3007-3024, 2006.
- [12] Léonard, O., Thomas, J.P., Borguet, S., "Ten Years of Experience With a Small Jet Engine as a Support for Education", *journal of engineering for gas turbine and power*, vol. 131, no. 1, pp.012303, 2009.
- [13] Pourmovahed, A., Jeruzal, C.M., and Brinker. K.D., "Development of a Jet Engine Experiment for the Energy Systems Laboratory", *ASME International Mechanical Engineering Congress, American Society of Mechanical Engineers*, 2003.
- [14] Madarász, L., Karol, T., Gašpar, V., Andoga, R., Fozo, L., and Judičák, J., "Digital start-up control of the small turbojet engine MPM-20", *10th IEEE Jubilee International Symposium on Applied Machine Intelligence and Informatics*, 2012.
- [15] Baoan, Li., Fan, Z., "Modeling and Simulation of Small Turbojet Engine Ground Starting Process", *Proceedings of the Second International Conference on Instrumentation, Measurement, Computer, Communication and Control*, IEEE, 2012.
- [16] Xia, C., Fu, X., Wan, Z., Huang, G., and Chen, J., "Research on windmill starting characteristics of MTE-D micro turbine engine", *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 26, no. 4, pp. 858-867, 2013.
- [17] Mohammadi, E., Montazeri-Gh M., "A New Approach to the Gray-Box Identification of Wiener Models With the Application of Gas Turbine Engine Modeling", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol. 137, no. 7, pp. 071202, 2015.
- [18] Royce, R., "The Jet Engine: Starting and Ignition", 5th ed, John Wiley & Sons, Inc., 2015.
- [19] Pascoe, A.G., "start systems for aero gas turbines", *aircraft engineering and aerospace technology*, vol. 77, no. 6, pp. 448-454, 2005.
- [20] Van de Goor, B., "Serial Control Documentation for AMT Netherlands microjet engine", Heistraat 89 5701 HJ Helmond, 2009.
- [21] Yucai, Z., "System identification for process control: recent experience and outlook" *International Journal of Modelling, Identification and Control*, vol. 6. No. 2, pp.89-103, 2009.