



Designing L_1 norm Based Sliding Mode Controller For Implementing in Hybrid Model of Gas Turbine

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Akbari M.¹ MSc,
Khoshnood A.M.*¹ PhD,
Irani S.¹ PhD

How to cite this article

Akbari M, Khoshnood A.M, Irani S. Designing L_1 norm Based Sliding Mode Controller For Implementing in Hybrid Model of Gas Turbine. Modares Mechanical Engineering. 20-19;19(10): 2339-2350.

ABSTRACT

Gas turbines have a wide range of application in different industries. There are different models of the gas turbine for its analysis and diagnosis. In this paper, a hybrid model is considered for the gas turbine. This model combines thermodynamic relations and data-based equations which cause to eliminate dynamic loops of thermodynamic relations. Also, the compressor performance curve is considered in the proposed model which leads to noticing physical and geometric characteristic of a gas turbine. The model is dynamic and nonlinear that cause to adapt to a different condition and increase the accuracy of modeling. The model is accurate, simplified and nonlinear state space form. For these reasons, the model is suitable for analyzing of controllers and observers. The proposed controller is a new sliding mode controller for implementing in the model. The controller is based on the L_1 norm and frequency analysis. Since the sliding mode is robust and the L_1 norm is optimizer than the L_2 norm, the controller tracks fuel command with acceptable accuracy and minimizing the control fluctuations. Also, the data that is used in this paper is the data of an industrial gas turbine (IGT25) of Iran's national turbine which is logged in different ambient and functions conditions.

Keywords Hybrid Model; Controller; Sliding Mode; L_1 norm; Frequency Analysis

CITATION LINKS

[1] Survey of advancements in jet-engine thermodynamic simulation [2] Steady-state and transient performance modeling of smart UAV propulsion system using Simulink [3] Multiple-sensor fault-diagnoses for a 2-shaft stationary gas-turbine [4] Application of auto associative neural network for aero engine control system sensor fault detection, isolation and accommodation [5] Robust fault detection to determine compressor surge point via dynamic neural network-based subspace identification technique [6] Fault isolation based on residual evaluation and contribution analysis [7] Closed-loop identification of Hammerstein systems with application to gas turbines [8] Gas turbine engine identification based on a bank of self-tuning wiener models using fast kernel extreme learning machine [9] Identification and fault diagnosis of a simulated model of an industrial gas turbine [10] Fault tolerant control of an industrial gas turbine based on a hybrid fuzzy adaptive unscented Kalman filter [11] A new approach to the gray-box identification of wiener models with the application of gas turbine engine modeling [12] Identifying a simplified model for heavy duty gas turbine [13] Surveying the control loops of the governor of the V94.2 gas turbine [14] The SGT-600 industrial twin-shaft gas turbine modeling for mechanical drive applications at the steady state conditions [15] Stabilizing linear multivariable gas turbine model via sliding mode control [16] Adaptive sliding mode control of air-fuel ratio in internal combustion engines [17] Sliding mode control of gas turbines using multirate-output feedback [18] Sliding mode control of PMSG wind turbine based on enhanced exponential reaching law [19] New methodologies for adaptive sliding mode control [20] Adaptive sliding mode observer for sensor fault diagnosis of an industrial gas turbine [21] Design, implementation and control of a two-link fully-actuated robot capable of online identification of unknown dynamical parameters using adaptive sliding mode controller [22] Relaxed stability conditions for switched systems with dwell time [23] Extended Kalman filter frequency tracker for nonstationary harmonic signals [24] Chattering problem in sliding mode control systems

¹Department of Aerospace Engineering, Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran.

*Correspondence

Address: Department of Aerospace Engineering, Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran. Postal Code: 1656983911
Phone: +98 (21) 73064215
Fax: +98 (21) 77791045
khoshnood@kntu.ac.ir

Article History

Received: November 3, 2018
Accepted: February 13, 2019
ePublished: October 22, 2019

طراحی کنترلر مدل لغزشی نوین بر پایه نرْم ۱ به منظور اعمال بر مدل هیبریدی توربین گاز

مهیار اکبری MSc

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

عبدالمجید خوشنود PhD

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

سعید ایرانی PhD

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

چکیده

توربین‌های گازی در صنایع مختلف کاربردهای وسیعی دارند. به همین منظور برای شناسایی و تحلیل آنها از مدل‌های متفاوتی برای اهداف متناظر با آنها استفاده می‌شود. مدل در نظر گرفته شده در این مقاله یک مدل هیبریدی است که با ترکیب روابط ترمودینامیکی و داده‌محور موجب حذف حلقه‌های دینامیکی روابط ترمودینامیکی شده و همچنین با توجه به در نظر گرفتن منحنی عملکردی کمپرسور، فیزیک و هندسه توربین گاز نیز در نظر گرفته شده است. غیر خطی بودن مدل نیز موجب حفظ دقت مدل‌سازی و تطبیق با شرایط مختلف شده است. مدل در نظر گرفته شده با توجه به سادگی، دقت مناسب و فرم فضای حالت غیرخطی آن می‌تواند به خوبی برای بررسی کنترلرها و مشاهده‌گرها مناسب باشد. کنترلر در نظر گرفته شده برای این مدل، کنترلر نوین مد لغزشی است که بر پایه ویژگی‌های نرْم ۱ و تحلیل فرکانسی حاصل شده است. این کنترلر با توجه به خاصیت مقاوم بودن مد لغزشی و بهینه بودن نرْم ۱ نسبت به نرْم ۲ توانسته است با دقت مناسب و با حداقل کردن نوسانات کنترلی، فرمان سوخت را به خوبی دنبال کند. همچنین در این مقاله از داده‌های توربین گاز صنعتی (IGT25) توربین ملی ایران که در شرایط مختلف محیطی و کارکردی داده‌برداری شده‌اند، استفاده شده است.

کلیدواژه‌ها: مدل هیبریدی، کنترلر، مد لغزشی، نرْم ۱، تحلیل فرکانسی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۸/۱۲

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۱/۲۴

*نویسنده مسئول: khoshnood@kntu.ac.ir

۱- مقدمه

توربین‌های گازی سهم عمده‌ای در ایجاد توان برای تولید برق، تقویت فشار گاز و کاربردهای دیگر در صنایع نیروگاهی، نفت، گاز، پتروشیمی و هوافضا دارند. به همین دلیل، به منظور دستیابی به بیشترین توان، افزایش عمر و کمترین سوخت مصرفی، تحلیل‌های بسیاری روی آن‌ها صورت گرفته است. به منظور تحلیل درست برای نیل به اهداف مختلف، نیاز به مدلی مناسب در شرایط مختلف می‌باشد. مدلی که نه تنها با دقت مناسب بتواند با شرایط مختلف کاری توربین گاز منطبق باشد، بلکه با حداقل پیچیدگی ممکن، بتواند برای اهداف مختلف تشخیص و شناسایی عیب، تحلیل کارایی، ارتقای اساسی و جزئی و غیره راهگشا و کاربرپسند باشد. این نیاز، موجب بوجود آمدن روش‌ها و مدل‌های بسیاری در توربین گاز شده است [1].

تنوع روش‌ها در مدل‌سازی توربین گاز در مدل صفر بعدی [2] و چندبعدی، روش‌هایی بر پایه "بزرگنمایی (Zooming)" و دیگر روش‌های مدل‌سازی برای افزایش دقت مدل برای هر دو شرایط پایا (Steady) و گذرا (Transient) نمود پیدا کرده است. زیرا توربین گاز در راه‌اندازی، خاموشی معمولی و اضطراری و همچنین تغییر توان، شرایط گذرا را نیز تجربه می‌کند. به همین دلیل به مدل دینامیکی با دقت مناسب نیاز می‌باشد تا بتوان برای طراحی کنترلر،

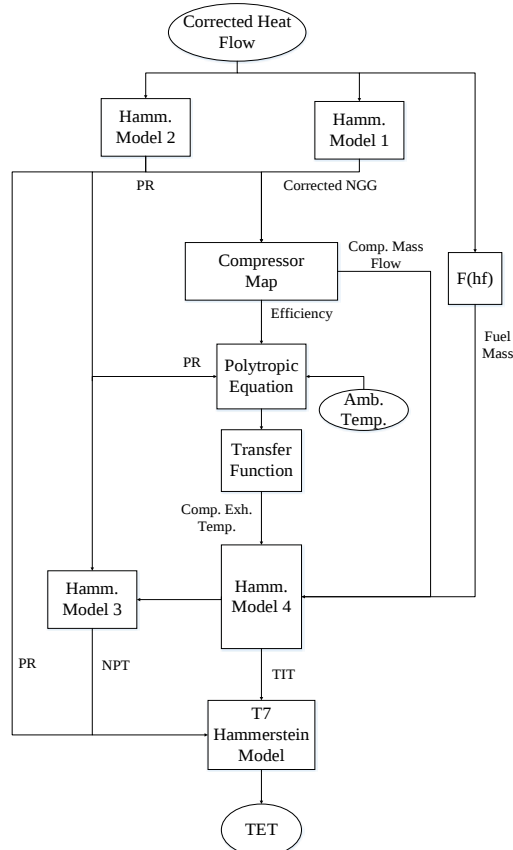
پیش‌بینی رفتار توربین گاز، تشخیص عیب و تحلیل عملکردی پارامترهای توربین گاز، شناسایی مناسبی را انجام داد. در این بین مدل‌های دینامیکی توربین گاز را می‌توان به سه بخش مدل‌هایی بر مبنای داده، مدل‌های ترمودینامیکی و مدل‌های هیبریدی تقسیم کرد. مدل‌های مبتنی بر داده همچون روش‌های شبکه عصبی [3، 4]، شبه فضا (Subspace) [5، 6] و روش‌های جعبه‌خاکستری (Gray Box) مانند روش‌های وینر (Wiener) و هم‌ریش‌تاین (Hammerstein) [7، 8] که با در نظر گرفتن رفتار غیرخطی مدل در استاتیک و بهره‌گیری از مدل خطی دینامیکی، امکان تفکیک مدهای استاتیکی و دینامیکی مدل را فراهم کرده تا مدل فضای حالت با ورودی غیرخطی بدست آید، نام برد.

هر چند مدل‌های مبتنی بر داده به منظور دستیابی برون خط به مدل توربین گاز پیاده شده‌اند که هنگام اجرای مدل بدست آمده می‌توانند سرعت بالاتری نسبت به مدل‌های ترمودینامیکی داشته باشند، اما عدم جامعیت این مدل‌ها برای تمام توربین‌های مشابه و عدم لحاظ فیزیک توربین گاز، بهره‌گیری از مدل‌های بدست آمده از روش‌های فوق را به استفاده از توربین خاص و در شرایط کارکردی خاصی محدود کرده است. مدل‌های داده‌محور با وجود اینکه توانایی بالایی در شناسایی توربین گاز در همان شرایط داده‌برداری دارند، اما برای دستیابی به این دقت، نیاز به داده‌های زیاد می‌باشد. از طرفی در نظر گرفتن فیزیک توربین گاز و نیاز به دانش تجربی شخص خبره از داده، مدل‌های ترمودینامیکی را پرکاربردتر از مدل‌های داده‌محور کرده است [9]. اما با توجه به پیچیدگی مدل‌های ترمودینامیکی و عدم دقت مناسب در مدل‌های خطی آن و از طرفی جامع نبودن مدل‌های داده‌محور برای تمامی شرایط، نیاز به مدل‌هایی را پدید آورد که علاوه بر در نظر گرفتن رفتار غیرخطی سیستم، با حفظ سادگی، دارای دقت بالا و سرعت بالای الگوریتم باشند. بدین منظور مدل‌های هیبریدی ایجاد شده‌اند. مدل‌های هیبریدی با تفکیک روابط خطی و غیرخطی و با ترکیب روابط ترمودینامیکی توربین گاز و گاهی استفاده از منحنی‌های عملکردی توربین در کنار توابع دینامیکی و استاتیکی داده‌محور، سعی بر حفظ یا افزایش دقت و افزایش سرعت الگوریتم داشته‌اند [10-12]. با توجه به بهره‌گیری از فیزیک توربین گاز در کنار تحلیل داده‌ها در مدل‌سازی‌های هیبریدی و همچنین در نظر گرفتن رفتار غیرخطی سیستم در مدل‌های جعبه‌خاکستری، این مدل‌ها را تبدیل به مدل‌هایی با دقت و سرعت مناسب کرده است.

در مدل‌های حلقه بسته توربین گاز نیز غالباً از کنترلرهای ساده به منظور کنترل و رسیدن به مقادیر طراحی بهره برده شده است. این کنترلرها با الگوگیری از سیستم کنترل واقعی موتور مورد نظر و ساده‌سازی آن، به دنبال تحقق اهداف شناسایی و پیش‌بینی رفتار توربین گاز می‌باشند [13، 14]. در این بین، کنترلر مد لغزشی نیز با توجه به مقاوم بودن در مقابل نامعینی‌ها و اغتشاشات و مسیریابی دقیق در مدل‌سازی‌های توربین گاز، مورد توجه قرار گرفته است [15]. مد لغزشی کنترلی مقاوم است که می‌تواند به خوبی نیاز فوق را برآورده سازد و در مدل‌های غیرخطی و کاهش یافته نیز توانمندی بالایی برای جبران عیب و کنترل دارد و می‌تواند مقادیر طراحی را به خوبی دنبال کند. به همین دلیل علاوه بر توربین گاز، در دیگر صنایع توربینی همچون توربین بخار و توربین‌های بادی نیز، از این کنترلر برای اهداف مختلف بهره برده شده است [18].

در این مقاله، ابتدا با هدف نیل به مدلی سریع و در عین حال دقیق، مدلی هیبریدی با حذف معادلات تطبیقی ترمودینامیکی و حلقه‌های دینامیکی آن استخراج گردیده است. در این مدل از

کمپرسور نیز استفاده شده است تا فیزیک توربین که شامل خطوط سرج، خفگی و عملکرد توربین در دوره‌های مختلف است، نیز در نظر گرفته شود. همچنین در بخش‌هایی از توربین گاز نیز از روابط جعبه خاکستری با رویکرد مدل‌سازی هم‌ریش‌تاین، برای در نظر گرفتن رفتار غیرخطی و دینامیک توربین گاز نیز بهره برده شده است. در این مدل که ساختار کلی آن در شکل ۲ نشان داده شده است، معادلات تطبیقی حذف شده و الگوریتم با سرعت بالاتری می‌تواند نیازهای مربوط به مدل زمان واقعی را برآورده سازد.



شکل ۲) ساختار مدل نوین هیبریدی و جعبه خاکستری بکاررفته در مقاله

همان گونه که در ساختار شکل ۲ مشخص است، از مدل‌های هم‌ریش‌تاین برای در نظر گرفتن رفتار غیرخطی مدل در استاتیک مسئله استفاده شده و دینامیک مدل به عنوان تابع تبدیل مرتبه اول در نظر گرفته شده است. دلیل این انتخاب، بدست آوردن مدل فضای حالت غیرخطی با توجه به وابستگی غیرخطی دور و نسبت فشار به ورودی سوخت می‌باشد. مدل‌های غیرخطی استاتیکی با استفاده از الگوریتم حداقل مربعات بدست آمده است و همچنین در مدل‌های خطی دینامیکی نیز، با توجه به ثابت‌های زمانی که حاصل تحلیل‌های فرکانسی خروجی مدل استاتیکی و مقادیر واقعی پارامترها می‌باشد، مدل‌های مرتبه اولی بدست آمده است. مدل توربین گاز ابتدا بصورت حلقه باز بدست آمده و نتایج آن ارزیابی می‌شود و سپس کنترلر بر آن اعمال خواهد شد. همچنین هر یک از ورودی‌ها و خروجی‌ها در مدل، با توجه به تجربه خبره صنعتی، تحلیل همبستگی پارامترها، واقعیت فیزیکی توربین و مدل ترمودینامیکی توربین گاز انتخاب شده‌اند.

نسبت فشار کمپرسور و دور توربین ژنراتور

در این تحلیل نسبت مقدار بهنجار شده، نسبت فشار و دور اصلاح شده با مقدار بهنجار شده h_f در روابط (۳) و (۴) نشان داده

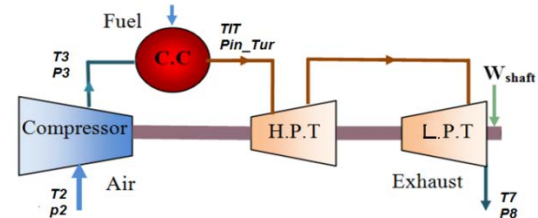
روابط هم‌ریش‌تاین، روابط ترمودینامیکی، و منحنی عملکردی کمپرسور نیز بهره برده شده است تا معادلات فضای حالت غیرخطی‌ای از توربین گاز حاصل شود. در ادامه ساختار نوینی از کنترلر مدل لغزشی بدست آمده است. در این ساختار با بهره‌گیری از خواص ژنم ۱ و استفاده از تحلیل فرکانسی (ترکیبی از روش مدل پایه بر مبنای ژنم ۱ و تحلیل برخط فرکانسی داده‌ها با استفاده از الگوریتم تحلیل فوریه زمان کوتاه، به منظور تنظیم پارامتر تطبیقی با تغییر شرایط و حذف چترینگ (Chattering) بدست آمده است. این ساختار با توجه به سادگی، دقت و تطبیق با شرایط مختلف، می‌تواند برای تحلیل عملکرد توربین گاز و شناسایی و جبران عیب مورد استفاده قرار گیرد.

۲- مدل‌سازی دینامیکی توربین گاز

توربین گاز در نظر گرفته شده در این مقاله، توربین گاز ایرانی IGT25 می‌باشد که بخش‌های مختلف آن بصورت شماتیک در شکل ۱ آمده است. این توربین گاز با ۲۵ مگاوات توان تولیدی، دارای دو توربین توان و ژنراتور بوده است که شفت ژنراتور به کمپرسور هوا و شفت توربین توان نیز به کمپرسور گاز (یا ژنراتور) متصل است. در این تقسیم‌بندی، دما و فشار با T و P ، هوای ورودی کمپرسور (بعد از فیلتر شدن هوای محیط) با اندیس ۲، هوای خروجی کمپرسور با اندیس ۳، دمای ورودی توربین ژنراتور با TIT ، و دمای خروجی توربین گاز با $T7$ نمایش داده می‌شود. همچنین توربین ژنراتور گاز با HPT و سرعت آن، با NGG و توربین توان را با LPT و سرعت شفت این توربین، با NPT نشان داده می‌شود. همچنین نرخ انرژی سوخت گاز با h_f (Heat Flow) و دبی هوای ورودی از کمپرسور با m_{comp} نمایش داده می‌شود. در این مقاله، مقدار دمای ورودی کمپرسور با 700kel ، دمای ورودی توربین با 1400kel ، دمای خروجی توربین با 900kel ، h_f با $75 \frac{kJ}{s}$ ، دور توربین ژنراتور با 9800rpm ، دور توربین توان با 7700rpm و نسبت فشار با $14/1$ بهنجار شده‌اند (هر چند تمامی این اعداد لزوماً مقادیر نامی پارامترها نیستند) و همچنین دور ژنراتور و سوخت نیز با بهره‌گیری از روابط (۱) و (۲) اصلاح می‌شوند.

$$NGG_{Corr} = NGG \sqrt{\frac{288.15}{T_2}} \quad (1)$$

$$h_{f\text{corr}} = h_f \sqrt{\frac{288.15}{T_2} \frac{1.0325}{P_2}} \quad (2)$$



شکل ۱) شماتیک توربین گاز دو شفت IGT25

۲-۱- ساختار مدل دینامیکی

مدل در نظر گرفته شده برای توربین گاز در این مقاله، مدلی با رویکرد مدل‌سازی جعبه خاکستری و هیبریدی می‌باشد. این بدان معناست که مدل در نظر گرفته شده کاملاً بر مبنای معادلات ترمودینامیکی نخواهد بود و از طرفی هم شناخت توربین و روابط آن نیز در مدل‌سازی لحاظ خواهد شد. در این مدل از منحنی عملکردی

شده‌اند. روابط بدست آمده با توجه به همبستگی بسیار بالای h_f با نسبت فشار و دور اصلاح شده بدست آمده است.

$$Normalized_PR = f(h_{f\ corr}) = f_1 \\ = 0.048 - 0.09h_{f\ corr} + 5.71h_{f\ corr}^2 \quad (3)$$

$$Normalized_NGG_{Corr} = f(h_{f\ corr}) = f_2 \\ = 0.208 - 5.88h_{f\ corr} + 11.31h_{f\ corr}^2 \quad (4)$$

بازده، جرم سوخت، دبی کمپرسور و دمای خروجی کمپرسور
همچنین مقادیر بازده و دبی هوای خروجی از کمپرسور نیز از منحنی عملکردی کمپرسور حاصل می‌شود. نرخ جرمی سوخت (m_f) نیز تابعی از h_f و LHV و بازده احتراق در دورهای مختلف می‌باشد و رابطه پلی‌تروپیک برای محاسبه دمای خروجی کمپرسور که تابعی از نسبت فشار کمپرسور، دمای محیط، بازده کمپرسور و نسبت ظرفیت گرمایی (که طبق استاندارد IGT25 Standard Application (MD & PG) به عنوان تابعی از دمای محیط و دمای خروجی کمپرسور است) می‌باشد.

دمای ورودی توربین ژنراتور

می‌توان دریافت که دمای ورودی توربین ژنراتور می‌تواند تابعی از دمای خروجی کمپرسور و نسبت جرم سوخت به دبی هوای کمپرسور باشد که در نتیجه می‌توان رابطه‌ای براساس معادله (۵) و مدل هم‌ریشته‌ای بدست آورد. هرچند در حین کارکرد توربین گاز، برای دمای ورودی توربین ژنراتور، حسگری تعبیه نشده است (به علت دمای بالای ورودی توربین ژنراتور)، اما نتایج زیر با تحلیل داده‌های حاصل از آزمون کارائی با در نظر گرفتن استاندارد بین‌المللی ISO 2314 بدست آمده است. در واقع از نتایج تست کارائی به عنوان حسگر مجازی برای ارزیابی پاسخ مدل دمای ورودی توربین ژنراتور بهره برده شده است. همچنین در انتخاب ورودی‌های مدل دمای ورودی توربین ژنراتور نیز از روابط تست کارائی الگو گرفته شده است.

$$f_4 = f(m_f / m_{comp}, T_3) \\ = -245.14 - 97395.038m_f / m_{comp} + 3.631T_3 \\ - 981.76(m_f / m_{comp})^2 - 0.00042T_3^2 \quad (5)$$

دور توربین توان

با توجه به همبستگی بالای دور توربین توان به دمای ورودی توربین و نسبت فشار، می‌توان دور توربین توان را با مدل هم‌ریشته‌ای از نسبت فشار و دمای ورودی توربین بدست آورد. بنابراین دور بهنجار توربین توان بصورت رابطه (۶) تعریف می‌شود.

$$Normalized_NPT = f(PR, TIT) = f_3 \\ = -0.3399 + 0.0679PR - 0.00053PR^2 \\ + 0.00069TIT \quad (6)$$

دمای خروجی توربین توان

در این مدل‌سازی، دمای خروجی توربین پیچیده‌ترین پارامتر می‌باشد. زیرا علاوه بر دمای ورودی توربین ژنراتور، پارامترهای دور توربین توان و نسبت فشار کمپرسور نیز تأثیر بسزایی در مقدار دمای خروجی توربین دارند. برای دمای خروجی توربین گاز نیز از مدل هم‌ریشته‌ای بهره برده شده است که بخش استاتیکی آن بصورت رابطه (۷) تعریف شده است.

$$T_7 = f(TIT, NPT, PR) = f_5 = \\ -643.912 - 108.341PR - 62.218NPT + 2.859TIT \\ - 5.883NPT^2 + 6.494PR^2 - 0.001TIT^2 \quad (7)$$

۲-۲- استخراج مدل توربین گاز به فرم معادلات فضای حالت

الگوریتم مربوط به شکل ۳ و روابط (۳) تا (۷) را می‌توان به فرم معادلات فضای حالت استخراج کرد. معادله فضای حالت استخراج شده صورت خاصی از معادلات غیرخطی می‌باشد که در رابطه (۸) مشاهده می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{PR}(t) &= -\tau_{PR}PR(t) + f_1(t) \\ \dot{NGG}(t) &= -\tau_{NGG}NGG(t) + f_2(t) \\ \dot{T_3}(t) &= -\tau_{T_3}T_3(t) + PR(t)^{\frac{\gamma-1}{\gamma\eta}} \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \dot{NPT}(t) &= -\tau_{NPT}NPT(t) + f_3(t) \\ \dot{T_7}(t) &= -\tau_{T_7}T_7(t) + f_5(t) \end{aligned}$$

$$\dot{TIT}(t) = -\tau_{TIT}TIT(t) + f_4(t)$$

که در حالت کلی می‌توان معادلات فضای حالت توربین گاز را به فرم رابطه (۹) تعریف کرد:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= g(z(t), x(t), u(t)) \\ y(t) &= x(t) \\ \dot{z}(t) &= h(z(t), x(t), u(t)) \end{aligned} \quad (9)$$

که $x(t) = [PR(t), NGG(t), T_3(t), NPT(t), T_7(t)]^{Transpose}$ شامل متغیرهای فضای حالت (که دارای حسگرهای قابل اندازه‌گیری می‌باشند)، $y(t)$ خروجی‌های حسگر است که برابر با متغیرهای فضای حالت x در نظر گرفته شده‌اند، z متغیر غیرقابل اندازه‌گیری (بدون حسگر) می‌باشد که دمای ورودی توربین ($TIT(t)$) خواهد بود و u نیز ورودی کنترلی است که همان $h_{f\ corr}$ می‌باشد. دلیل استفاده از مقدار اصلاح شده سوخت، در نظر گرفتن دما و فشار محیط در کنترل می‌باشد تا ورودی کنترلی با تغییرات شرایط محیطی منطبق باشد. همچنین می‌توان رابطه (۸) را به فرم $\dot{x}(t) = f(x(t)) + g(x(t))u(t)$ تبدیل کرد که در بخش طراحی کنترلر مد لغزشی بکار خواهد رفت.

۳- طراحی کنترلر مد لغزشی تطبیقی بر پایه ثرم 11

مهم‌ترین مزیت کنترلرهای مد لغزشی، مقاوم بودن آن در برابر عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات است. الگوریتم ابتکاری در این مقاله که با الگوگیری از مرجع‌های [19] و [20] طراحی شده است، کنترلی بر پایه 11 و با بهره‌گیری از تحلیل فرکانسی STFT است که محدوده نامعینی‌ها را بصورت برخط تخمین می‌زند و از فرکانس کاری سیستم، در پارامتر تطبیقی مد لغزشی بهره می‌برد تا با توجه به تطبیق پارامترها با شرایط مختلف، بتوان انتظار پاسخی دقیق‌تر با چترینگ کمتری داشت. کنترلر پیشنهادی، با الگوگیری از مرجع [19] و توجه به خواص ثرم ۱ و تطبیقی بودن کنترلر با تغییرات محدوده کاری، طراحی شده است.

۳-۱- معادلات کنترلر نوین مد لغزشی

به منظور طراحی کنترلر مد لغزشی، می‌بایست رابطه (۸) به فرم $\dot{x}(t) = f(x(t)) + g(x(t))u(t)$ تبدیل شود که در این فرم $f(x(t))$ و $g(x(t))$ بصورت زیر تعریف می‌شوند:

$$f(x(t)) = [-\tau_{PR}PR(t), -\tau_{NGG}NGG(t), -\tau_{T_3}T_3(t), -\tau_{NPT}NPT(t), -\tau_{T_7}T_7(t)]^{Transpose} \quad (10)$$

$$g(x) = [f_1, f_2, PR(t)^{\frac{\gamma-1}{\gamma\eta}}, f_3, f_5]^{Transpose} / h_{f\ corr}(t)$$

که در این رابطه $u(t)$ بصورت زیر تعریف می‌شود:

$$u(t) = -k(t) \text{sign}(s(t)) + \bar{u}(t) \quad (11)$$

اثبات شود. بدین منظور می‌بایست تابع لیاپانوفی در نظر گرفته شود که با توجه به روابط در نظر گرفته شده، پایداری لیاپانوف را اثبات کند. اگر تابع لیاپانوف بصورت $V(t) = |s(x, t)| + \frac{|k(t) - k^*|}{\omega_c}$

در نظر گرفته شود (k^* کران بالای $k(t)$ می‌باشد: $k(t) < k^*$)، این بدان معناست که تابع لیاپانوف بر مبنای قدر مطلق (که بیانگر ترم ۱ است) سطح لغزش، تعریف شده است تا بتواند فرمی از کنترلر مد لغزشی را تعریف کند که خواص ترم ۱ همچون تئوک بودن (Sparse)، دقت بالاتر و بهینه‌تر بودن پاسخ مسیریابی و اجتناب از درهم‌کنش پارامترها (Smearing)، در عین مقاوم بودن (با توجه به خاصیت کنترلر مد لغزشی) را دارا باشد. اما با توجه به شروط مربوط به انتخاب تابع لیاپانوف (پیوسته‌بودن تابع و مرتبه اول مشتق جزئی آن)، نمی‌توان تابع لیاپانوف را بدین شکل تعریف کرد. به همین دلیل بجای در نظر گرفتن تابع لیاپانوف بصورت $V(t) = |s(x, t)| + \frac{|k(t) - k^*|}{\omega_c}$ ، از شروط متناسب با تغییر شرایط سطح لغزش استفاده می‌شود. در این اثبات ابتدا فرض می‌شود که کنترلری شرطی با شرایط رابطه (۱۸) طراحی شود. (ابتدا بصورت محلی برای ۲ شرط مختلف، معادلات کنترلر متناسب با آن شرط بدست می‌آید و در نتیجه با توجه به این شرایط و با دقت به روابط بدست آمده می‌توان استدلال کرد که می‌توان این دو رابطه را در قالب یک معادله جامع برای کنترلر مد لغزشی بدست آورد. بدین منظور برای شرایط مختلف s ، نیاز به کنترلر متناسب با آن شرایط است و به تبع آن برای هر یک از کنترلرها نیاز به اثبات پایداری می‌باشد.) که در نهایت اثبات می‌شود که این کنترلر را می‌توان به فرم روابط (۱۱) و (۱۲) در آورد. در رابطه (۱۸) برای هر یک از وضعیت‌های $s(x, t)$ تابع لیاپانوف مثبت متناسب با وضعیت مطرح شده به منظور اثبات پایداری تعریف می‌شود:

$$\begin{cases} \text{If } s(x, t) > 0 \\ \rightarrow V(t) = s(x, t) - \frac{(k(t) - k^*)}{\omega_c} & (a) \\ \text{If } s(x, t) < 0 \\ \rightarrow V(t) = -s(x, t) - \frac{(k(t) - k^*)}{\omega_c} & (b) \end{cases} \quad (18)$$

در این شروط با فرض اینکه k^* کران بالای $k(t)$ باشد، $k(t) - k^* < 0$ خواهد شد، برای شرط (a) هنگامی که تابع لیاپانوف بصورت $V(t) = s(x, t) - \frac{(k(t) - k^*)}{\omega_c}$ تعریف شود، مشتق تابع لیاپانوف بصورت زیر حاصل می‌شود:

$$\dot{V}(t) = \dot{s}(x, t) - \frac{\dot{k}(t)}{\omega_c} \quad (19)$$

با توجه به رابطه (۱۵) و در نظر گرفتن φ_μ و h_μ به عنوان کران بالای $\varphi(x, t)$ و $h(x, t)$ (با فرض محدود بودن $\varphi(x, t)$ و $h(x, t)$) و همچنین بهره‌گیری از رابطه (۱۱) خواهیم داشت $|h(x, t)| < \varphi_\mu$ h_μ :

$$\dot{V}(t) < \varphi_\mu + h_\mu (-k \operatorname{sign}(s(x, t)) + \bar{u}) - \frac{\dot{k}(t)}{\omega_c} \quad (20)$$

که با توجه به مثبت بودن $s(x, t)$ در این شرط داریم:

$$\dot{V}(x, t) < \varphi_\mu - h_\mu k(t) + h_\mu \bar{u}(t) - \frac{\dot{k}(t)}{\omega_c} \quad (21)$$

حال $\dot{k}(t)$ (ترم تطبیقی مد لغزشی) را بصورت یک فیلتر پائین گذر و بصورت رابطه (۲۲) در نظر گرفته می‌شود.

در این رابطه $k(t)$ پارامتر تطبیقی کنترلر مد لغزشی است (که تطبیقی بودن آن می‌تواند باعث افزایش دقت خطای تعقیب شود [21]) که بصورت زیر تعریف شده است:

$$\dot{k}(t) = \omega_c (\operatorname{sign}(s(x, t))(\varphi_\mu + h_\mu \bar{u}) - h_\mu k(t) + \bar{k}_1) \quad (12)$$

که $\bar{k}_1$ مقدار ثابت و مثبت است و ω_c نیز از جنس فرکانس و مقداری مثبت است که در ادامه به تفصیل، تعریف می‌شود. همچنین s صفحه لغزش با تعریف زیر می‌باشد:

$$s(x, t) = \gamma_1 (\dot{x}(t) - \dot{x}_d(t)) + \gamma_2 (x(t) - x_d(t)) + \gamma_3 \int (x(t) - x_d(t)) dt \quad (13)$$

ماهیت سیستم کنترل توربین گاز IGT25 بدین گونه است که در شرایط گذرا دوره‌های مشخص توربین ژنراتور، مسیر مطلوب سیستم کنترل است و در شرایط پایا نیز با هدف ثابت نگه داشتن دور توربین توان و دمای خروجی توربین گاز، هدف دست‌یابی به توان تعیین شده می‌باشد. با الگوبری از سیستم کنترل فعلی توربین گاز IGT25، در کنترلر مد لغزشی پیشنهادی نیز در شرایط گذرا دور NGG و با توجه به عدم وجود حسگر توان و اینکه نسبت فشار معرف مناسبی برای توان خروجی می‌باشد، در شرایط پایا نسبت فشار معین کمپرسور به عنوان مسیر مطلوب تعیین می‌گردند. بنابراین در شرایط گذرا، متغیر ورودی به سیستم کنترل، همان دور توربین ژنراتور و در شرایط پایا برابر با نسبت فشار کمپرسور می‌باشد. همچنین $x_d(t)$ مقادیر طراحی در شرایط پایا و گذرا است و γ_1 ، γ_2 و γ_3 نیز ضرایب ثابت و مثبت مربوط به صفحه لغزش می‌باشند.

و $\bar{u}(t)$ نیز قانون کنترلی معادل است که به منظور صفر نگه داشتن s روی سطح لغزش بدست می‌آید که با حل رابطه $\frac{ds(x, t)}{dt} = 0$ ، $\bar{u}$ بصورت زیر حاصل می‌شود:

$$\bar{u}(t) = \frac{\left(\dot{x}_d(t) + \frac{\gamma_1 (-\dot{x}(t) + \dot{x}_d(t)) + \gamma_2 (-x(t) + x_d(t))}{\gamma_2} \right) - f(x(t))}{g(x(t))} \quad (14)$$

پارامترهای φ_μ و h_μ نیز در ادامه معرفی می‌شوند.

۳-۲- اثبات پایداری کنترلر مد لغزشی

همان گونه که در رابطه (۱۵) نشان داده شده است، مشتق $s(x, t)$ بصورت زیر می‌باشد.

$$\dot{s}(x, t) = \frac{\partial s(x, t)}{\partial x(t)} \dot{x}(t) + \frac{\partial s(x, t)}{\partial t} \quad (15)$$

با جایگذاری $\dot{x}(t) = f(x(t)) + g(x(t))u(t)$ در رابطه (۱۵) خواهیم داشت:

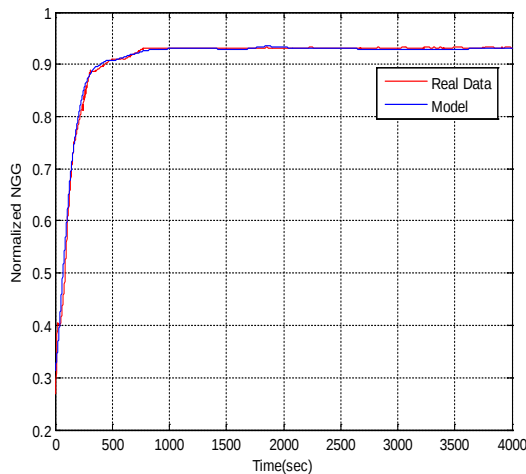
$$\dot{s}(x, t) = \frac{\partial s(x, t)}{\partial x(t)} f(x(t)) + \frac{\partial s(x, t)}{\partial t} + \frac{\partial s(x, t)}{\partial t} + \frac{\partial s(x, t)}{\partial x(t)} g(x(t))u(t) \quad (16)$$

و با در نظر گرفتن $\varphi(x, t) = \frac{\partial s(x, t)}{\partial x(t)} f(x(t)) + \frac{\partial s(x, t)}{\partial t}$ رابطه (۱۶) به فرم زیر تبدیل خواهد شد:

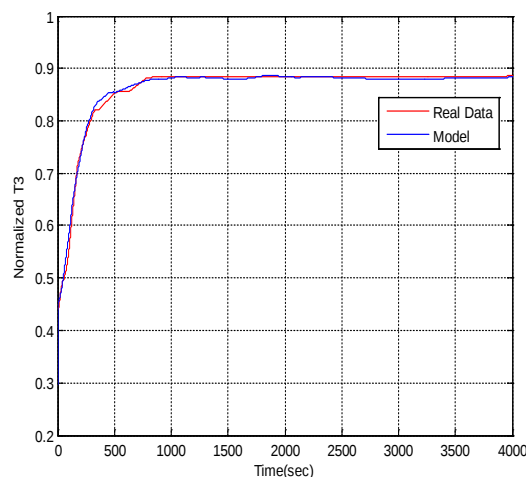
$$\dot{s}(x, t) = \varphi(x, t) + h(x, t)u(t) \quad (17)$$

به منظور اثبات پایداری کنترلر مد لغزشی ترم ۱، می‌بایست همگرایی $s(x, t)$ (که همان سطح لغزش نیز می‌باشد) به صفر

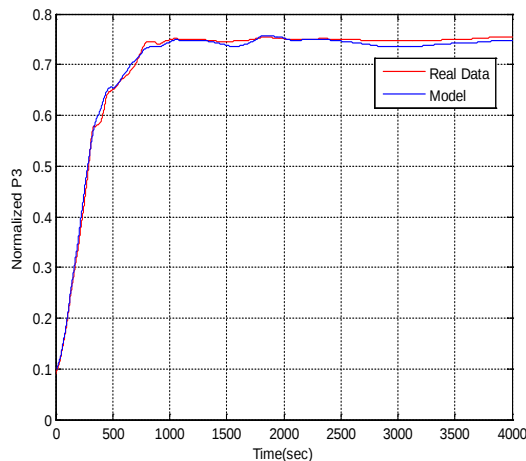
طراحی کنترلر مدل لغزشی نوین بر پایه نرُم ۱ به منظور اعمال بر مدل هیبریدی توربین گاز ۲۳۴۵ خاصیت بهینگی آن) می‌باشد. مرجع [24] نیز تأثیر تغییرات دامنه و فرکانس بر سیستم کنترل بر چترینگ را نشان می‌دهد. بر همین مبنا ملاحظه می‌شود که کنترلر نوین با توجه به در نظر گرفتن تغییرات فرکانس و دامنه و همچنین با توجه به خواص نرُم ۱ میزان چترینگ را به حداقل رسانده است.



نمودار ۱) مقایسه مدل دور توربین ژنراتور با داده واقعی



نمودار ۲) مقایسه مدل دمای خروجی کمپرسور با داده واقعی



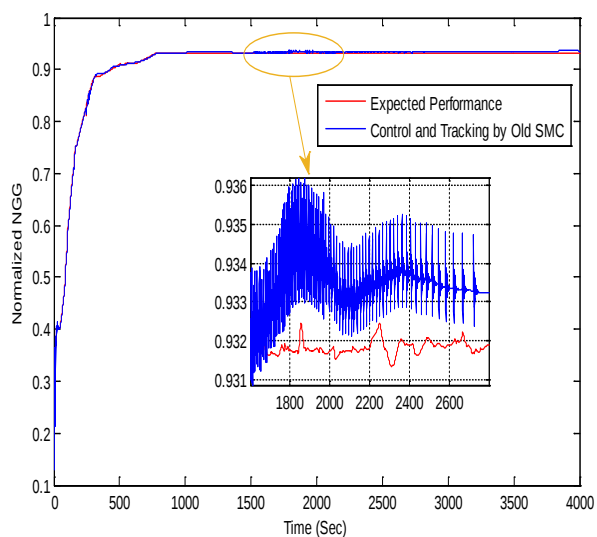
نمودار ۳) مقایسه مدل فشار خروجی کمپرسور با داده واقعی

در گذشته و حال، یک برازش نرم (Smooth Interpolation) از $\omega_c(t)$ در نظر گرفت.

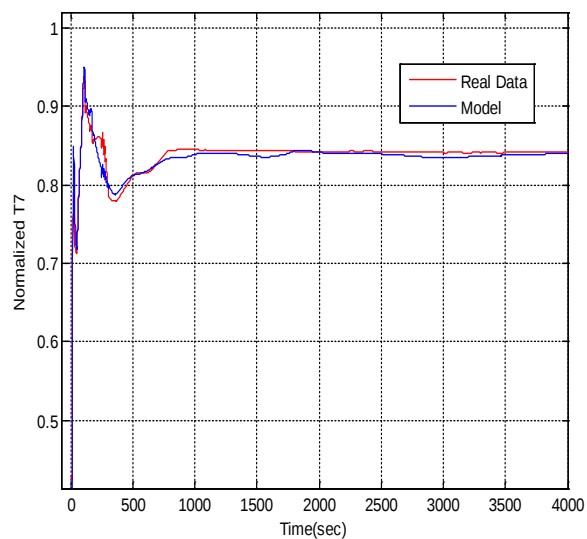
۴- نتایج شبیه‌سازی

نمودارهای ۱ تا ۵ نتایج پیاده‌سازی مدل جعبه خاکستری هیبریدی را (بصورت بهنجار شده) نمایش می‌دهد. همان گونه که ملاحظه می‌شود، هر یک از پارامترهای متغیر فضای حالت x که قابل اندازه‌گیری می‌باشند با مقادیر واقعی آن (داده‌های واقعی توربین IGT25) مقایسه شده‌اند و همچنین دمای ورودی توربین (پارامتر بدون حسگر) نیز در نمودار ۶ نمایش داده شده است. این مدل بصورت حلقه باز شبیه‌سازی شده است و مقادیر سوخت بصورت داده‌های واقعی سوخت به مدل داده شده است. زیرا در حضور کنترلر مناسب با قدرت مسیریابی بالا، خطای مدل کاهش یافته و مدل با داده‌های سالم تنظیم می‌شود. از طرفی همان گونه که از ساختار حلقه باز این مدل انتظار می‌رفت، علاوه بر حفظ دقت مدل‌سازی نسبت به مدل‌های کاملاً ترمودینامیکی و ساده‌سازی مدل‌های پیچیده ترمودینامیکی و حذف معادلات تطبیقی آن، پاسخ الگوریتم نیز بسیار سریع بوده و در حالی که داده‌برداری در ۴۰۰۰ ثانیه انجام شده است، زمان حل این الگوریتم در این زمان داده‌برداری، به مدت ۹ ثانیه در نرم‌افزار سیمولینک به طول انجامیده است که نشان از سرعت بالای این الگوریتم می‌باشد. همچنین خطای $MAPE$ (Mean Absolute Percentage Error) پارامترهای NGG ، T_3 ، T_7 و P_3 نسبت به داده‌های واقعی، به ترتیب برابر با ۰/۵۳۸، ۰/۴۹۱، ۰/۷۹۹، ۰/۰۰۵ و ۰/۸۹۶ درصد بوده است. این مدل بر یک توربین گاز هم‌مرده دیگر (با منحنی‌های عملکردی و پره‌های کمی متفاوت و در شرایط کاری و زمانی مختلف) اعمال شده است که خطای $MAPE$ آن به ترتیب پارامترهای نامبرده، ۱/۲۹۴، ۰/۷۲۷، ۱/۱۵۳، ۱/۵۶۵ و ۱/۸۵۰ می‌باشد. خطای کم این مدل روی داده توربین هم‌مرده دیگر، نشان‌دهنده تطبیق مدل با شرایط مختلف محیطی و کارکردی و اعتبار آن برای توربین گازهای مشابه می‌باشد. همچنین توربین گازهایی که داده‌برداری در آن صورت گرفته است، در ایستگاه کمپرسور گاز عسلویه قرار دارند.

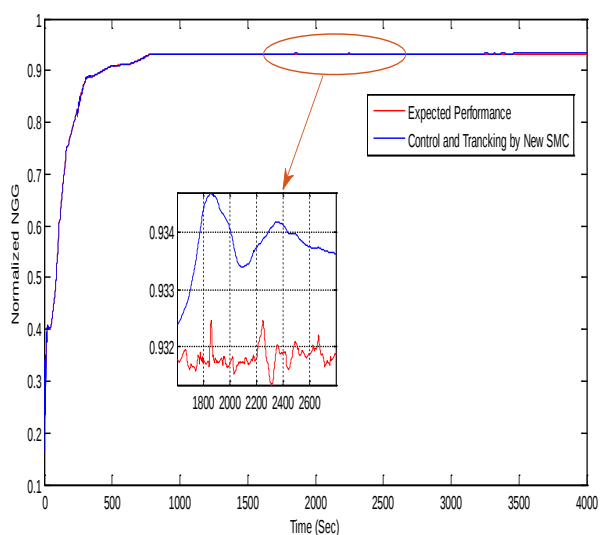
در بخش ۳ کنترلر مد لغزشی روی این مدل پیاده شده تا مدل با داده‌های واقعی تیون شود. دقت مدل‌سازی در حالت حلقه باز نشان از انتخاب درست ورودی‌ها و مناسب بودن مدل می‌باشد. زیرا با اطلاع از میزان سوخت و شرایط محیطی می‌توان نقطه کاری توربین را بدست آورد. در گام بعد به منظور افزایش دقت مدل و کنترلر مدل، از کنترلر مقاومی بهره برده شده است که با استفاده از تحلیل فرکانسی قدرت تطبیق با شرایط مختلف را دارا می‌باشد. نمودارهای ۷ تا ۱۶ نیز تفاوت کنترلر بوسیله کنترلر مد لغزشی بر مبنای نرُم ۲ را با کنترلر نوین طراحی شده نمایش می‌دهد. همان گونه که ملاحظه می‌شود، هر دو کنترلر بخوبی مسیر طراحی شده را دنبال کرده‌اند اما کنترلر نوین بر پایه نرُم ۱، با توجه به آنکه با تغییر دامنه و فرکانس تطبیق می‌یابد، چترینگ بسیار کمتری دارد. این امر را می‌توان بصورت واضح‌تر در نمودارهای ۱۷ تا ۲۱ مشاهده نمود. این شکل‌ها خطای بهنجار شده کنترلرهای نرُم ۱ و ۲ را برای پارامترهای مختلف نمایش می‌دهد. همان گونه که در نمودارهای نامبرده ملاحظه می‌شود، چترینگ کنترلر نرُم ۱ بسیار کمتر از نرُم ۲ بوده و خطای تعقیب آن نیز کمتر است. مقایسه خطای بهنجار شده میانگین خطای قدر مطلق (MAE) برای کنترلرهای نرُم ۱ و ۲ در جدول ۱ نیز گواه از دقت بالاتر نرُم ۱ نسبت به نرُم ۲ (با توجه به



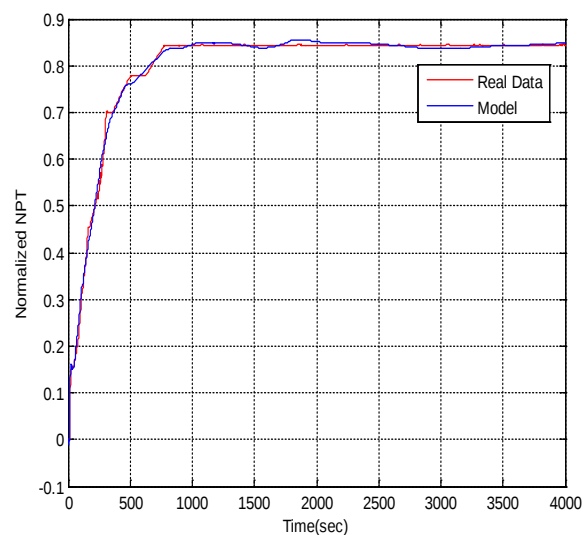
نمودار ۷) مقایسه مدل حلقه بسته و داده واقعی با بهره‌گیری از کنترلر تطبیقی مد لغزشی سنتی به منظور مدل‌سازی دور توربین ژنراتور



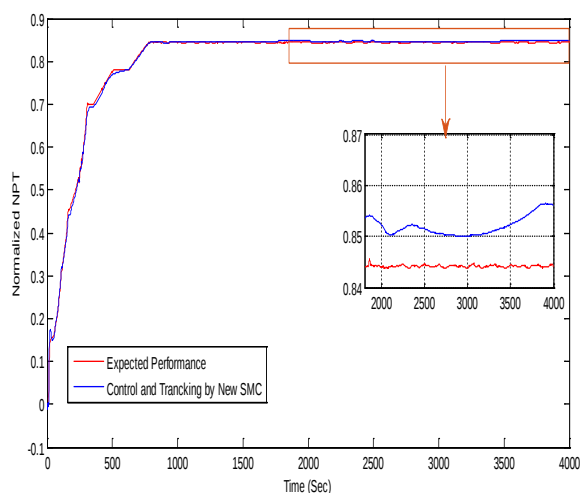
نمودار ۸) مقایسه مدل دمای خروجی توربین با داده واقعی



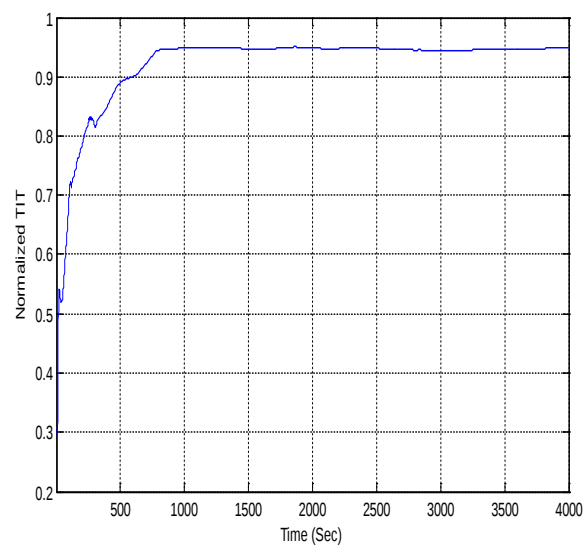
نمودار ۹) مقایسه مدل حلقه بسته و داده واقعی با بهره‌گیری از کنترلر تطبیقی مد لغزشی نوین به منظور مدل‌سازی دور توربین ژنراتور



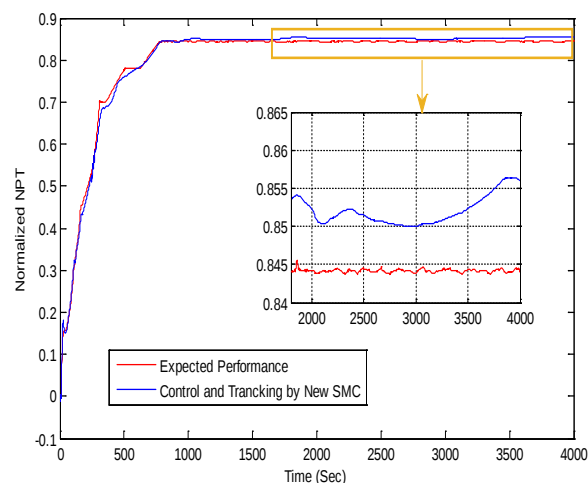
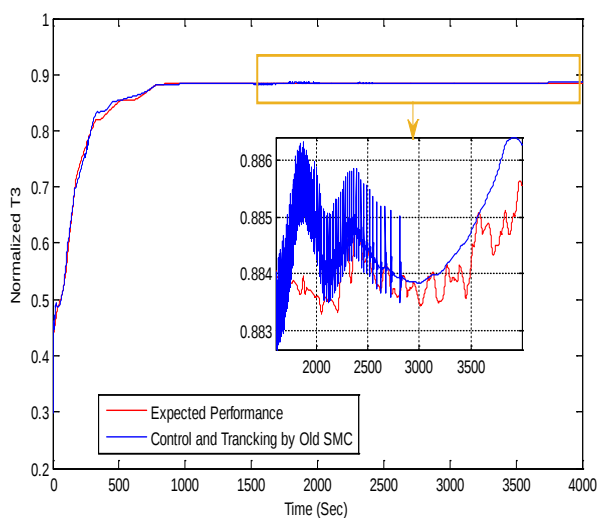
نمودار ۱۰) مقایسه مدل دور توربین توان با داده واقعی



نمودار ۱۱) مقایسه مدل حلقه بسته و داده واقعی با بهره‌گیری از کنترلر تطبیقی مد لغزشی سنتی به منظور مدل‌سازی دور توربین توان

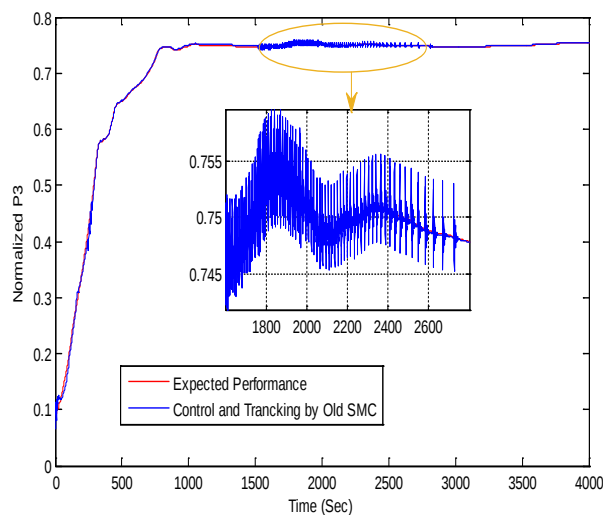
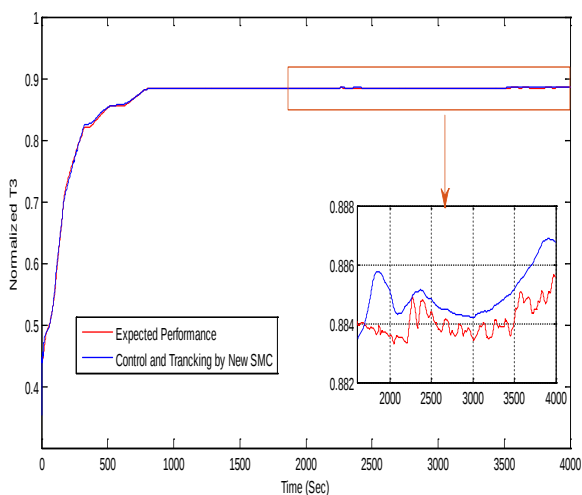


نمودار ۱۲) تخمین دمای ورودی توربین ژنراتور



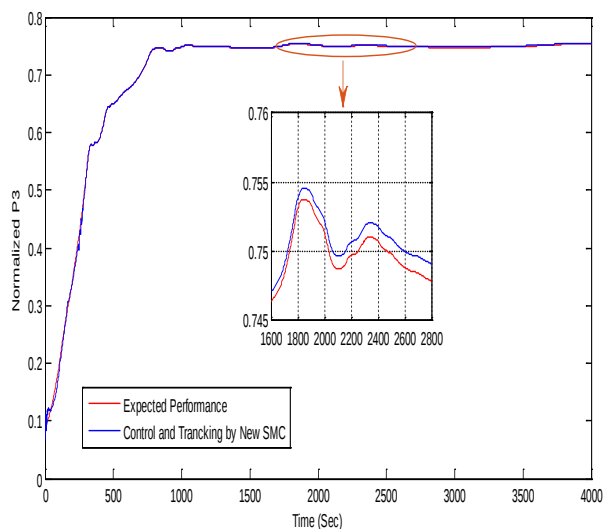
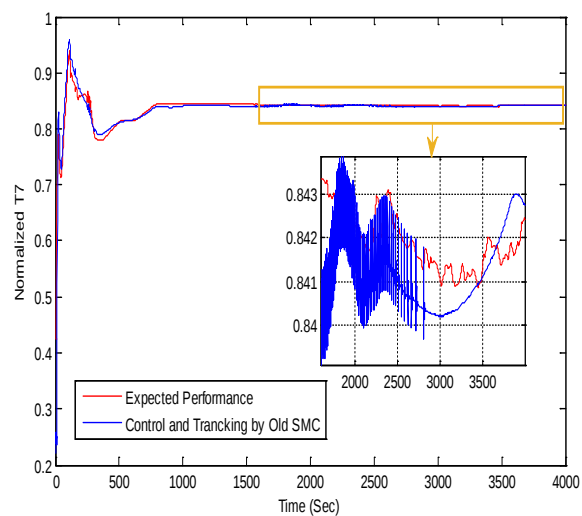
نمودار ۱۰) مقایسه مدل حلقه بسته و داده واقعی با بهره‌گیری از کنترلر تطبیقی مد لغزشی نوین به منظور مدل‌سازی دور توربین توان

نمودار ۱۳) مقایسه مدل حلقه بسته و داده واقعی با بهره‌گیری از کنترلر تطبیقی مد لغزشی سنتی به منظور مدل‌سازی دمای خروجی کمپرسور



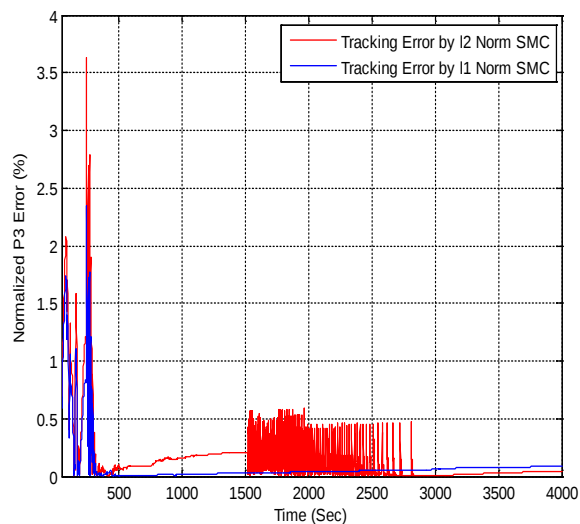
نمودار ۱۴) مقایسه مدل حلقه بسته و داده واقعی با بهره‌گیری از کنترلر تطبیقی مد لغزشی نوین به منظور مدل‌سازی فشار خروجی کمپرسور

نمودار ۱۱) مقایسه مدل حلقه بسته و داده واقعی با بهره‌گیری از کنترلر تطبیقی مد لغزشی سنتی به منظور مدل‌سازی فشار خروجی کمپرسور

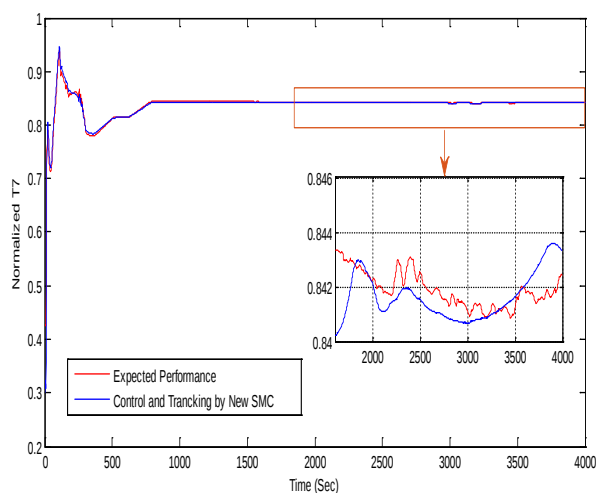


نمودار ۱۵) مقایسه مدل حلقه بسته و داده واقعی با بهره‌گیری از کنترلر تطبیقی مد لغزشی سنتی به منظور مدل‌سازی دمای خروجی توربین توان

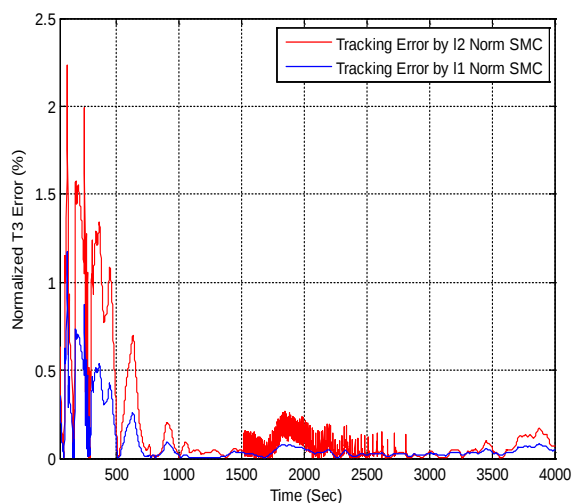
نمودار ۱۲) مقایسه مدل حلقه بسته و داده واقعی با بهره‌گیری از کنترلر تطبیقی مد لغزشی نوین به منظور مدل‌سازی فشار خروجی کمپرسور



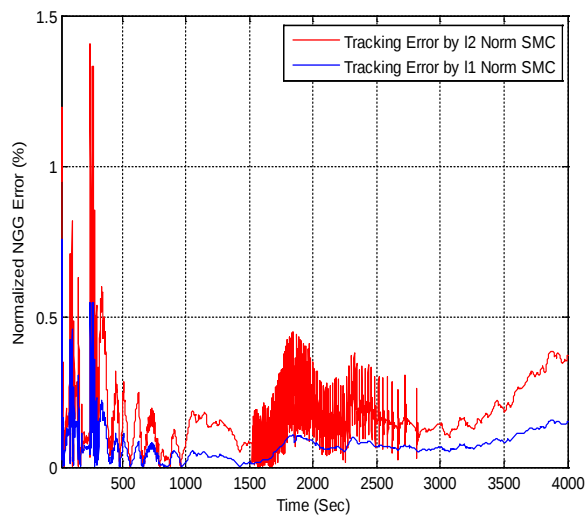
نمودار ۱۹) مقایسه خطای بهنجارشده تعقیب مسیر فشار خروجی کمپرسور توسط کنترلر مد لغزشی نر۱ و ۲



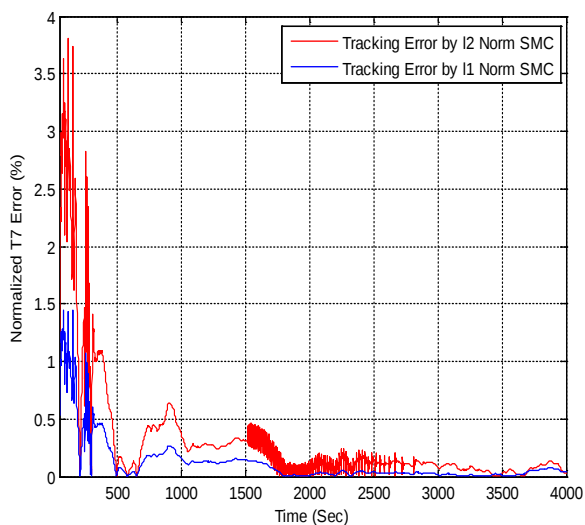
نمودار ۱۶) مقایسه مدل حلقه بسته و داده واقعی با بهره‌گیری از کنترلر تطبیقی مد لغزشی نوین به منظور مدل‌سازی دمای خروجی توربین توان



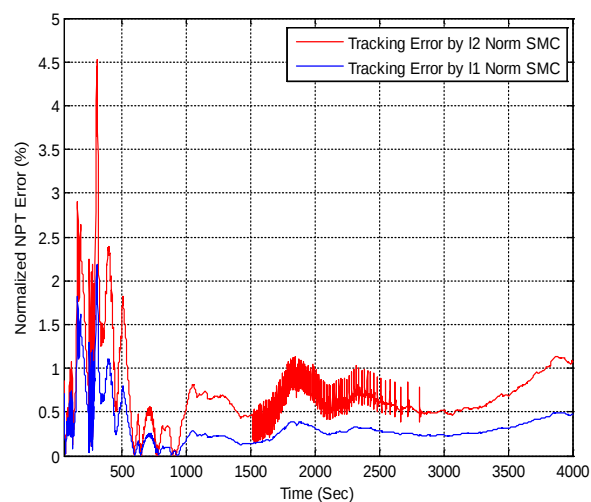
نمودار ۲۰) مقایسه خطای بهنجارشده تعقیب مسیر دمای خروجی کمپرسور توسط کنترلر مد لغزشی نر۱ و ۲



نمودار ۱۷) مقایسه خطای بهنجارشده تعقیب مسیر دور توربین ژنراتور توسط کنترلر مد لغزشی نر۱ و ۲



نمودار ۲۱) مقایسه خطای بهنجارشده تعقیب مسیر دمای خروجی توربین گاز توسط کنترلر مد لغزشی نر۱ و ۲



نمودار ۱۸) مقایسه خطای بهنجارشده تعقیب مسیر دمای خروجی توربین گاز توسط کنترلر مد لغزشی نر۱ و ۲

ثابت زمانی	τ
زیر نویس ها	
اصلاح شده	Corr
بعد از سوئیچ	a.s.
قبل از سوئیچ	b.s.

منابع

- 1- Sanghi V, Lakshmanan BK, Sundararajan V. Survey of advancements in jet-engine thermodynamic simulation. *Journal of Propulsion and Power*. 2000;16(5):797-807.
- 2- Ki J, Kong C, Kho S, Lee C. Steady-state and transient performance modeling of smart UAV propulsion system using Simulink. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2009;131(3):031702.
- 3- Ogaji SOT, Singh R, Probert SD. Multiple-sensor fault-diagnoses for a 2-shaft stationary gas-turbine. *Applied Energy*. 2002;71(4):321-339.
- 4- Vishwanath Rao AN. Application of auto associative neural network for aero engine control system sensor fault detection, isolation and accommodation. *DRDO Science Spectrum*. 2009 Mar:12-15.
- 5- Alavinia SM, Sadrnia MA, Khosrowjerdi MJ, Fateh MM. Robust fault detection to determine compressor surge point via dynamic neural network-based subspace identification technique. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2014;136(8):082602.
- 6- Wang J, Ge W, Zhou J, Wu H, Jin Q. Fault isolation based on residual evaluation and contribution analysis. *Journal of the Franklin Institute*. 2017;354(6):2591-2612.
- 7- Holcomb CM, De Callafon RA, Bitmead RR. Closed-loop identification of Hammerstein systems with application to gas turbines. *IFAC Proceedings Volumes*. 2014;47(3):493-498.
- 8- Lu F, Ye Y, Huang J. Gas turbine engine identification based on a bank of self-tuning wiener models using fast kernel extreme learning machine. *Energies*. 2017;10(9):1363.
- 9- Simani S. Identification and fault diagnosis of a simulated model of an industrial gas turbine. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*. 2005;1(3):202-216.
- 10- Mirzaee A, Salahshoor K. Fault tolerant control of an industrial gas turbine based on a hybrid fuzzy adaptive unscented Kalman filter. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2013;135(12):122501.
- 11- 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*. 2015;137(7):071202.
- 12- Bahrami S, Ghaffari A, Sadati SH, Thern M. Identifying a simplified model for heavy duty gas turbine. *Journal of Mechanical Science and Technology*. 2014;28(6):2399-2408.
- 13- Afkhami H, Argha AR, Roopaei M, Ahrari Noori M. Surveying the control loops of the governor of the V94.2 gas turbine. *World Applied Sciences Journal*. 2011;15(10):1435-1441.
- 14- Rashidzadeh H, Hosseinalipour SM, Mohammadzadeh AR. The SGT-600 industrial twin-shaft gas turbine modeling for mechanical drive applications at the steady state conditions. *Journal of Mechanical Science and Technology*. 2015;29(10):4473-4481.
- 15- Nail B, Kouzou A, Hafaifa A, Bekhiti B. Stabilizing

جدول ۱) مقایسه میانگین خطای تعقیب قدرمطلق نرمال شده کنترلر مد لغزشی ثرم ۱ و ۲ در پارامترهای عملکردی توربین گاز SGT600

خطای تعقیب کنترلر	پارامتر				
	NPT	T7	T3	T7	NGG
مد لغزشی					
ثرم ۱	۰/۰۰۳۳	۰/۰۰۱۷	۰/۰۰۰۸۶۹	۰/۰۰۰۹۷۵	۰/۰۰۰۸۶۷
ثرم ۲	۰/۰۰۷۲	۰/۰۰۰۴	۰/۰۰۱۹	۰/۰۰۱۷	۰/۰۰۲۱

۵- نتیجه گیری

در این مقاله، مدلی هیبریدی و جعبه خاکستری برای توربین گاز در نظر گرفته شده است. در این مدل، با توجه به در نظر گرفتن منحنی عملکردی کمپرسور هوا، هندسه پرها و فیزیک توربین گاز در مدل سازی لحاظ شده است. همچنین با بهره گیری از روابط هم ریشتانین که بر پایه تحلیل داده ها بدست آمده اند، معادلات تطبیقی و حلقه های دینامیکی روابط ترمودینامیکی از آن حذف شده است. در نظر گرفتن فیزیک توربین گاز و رفتار غیر خطی آن و همچنین تطبیق مدل با شرایط مختلف محیطی و کاری، موجب دقت بالای این مدل شده است. از طرفی، پس از مدل سازی حلقه باز توربین گاز، سیستم کنترلی به منظور کنترل آن در نظر گرفته شده است. این سیستم کنترل بر مبنای کنترل مد لغزشی استوار است که با الگوبری از خواص ثرم ۱ بجای ثرم ۲ و همچنین استفاده از فرکانس پائین گذر، مسیریابی بهینه تر با چترینگ کمتری نسبت به کنترل مد لغزشی سنتی داشته است.

تشکر و قدردانی: در راستای کیفیت هرچه بالاتر این مقاله، لازم است مراتب تشکر را از مهندس هادی زارع داشته و همراهی های دلسوزانه ایشان را ارج نهیم. همچنین با سپاس از صندوق حمایت از پژوهشگران و فناوران کشور (INSF) که در راستای تدوین این پژوهش، حمایت خویش را از این مقاله دریغ نکردند.

تأییدیه اخلاقی: این مقاله در راستای پیشبرد اهداف علمی، هیچ یک از قوانین علمی را نقض نکرده است بلکه با رویکردی دانش محور و خلاقانه، نوآوری تازه ای در مهندسی مکانیک پدید آورده است.

تعارض منافع: در این مقاله بصورت رسمی یا غیررسمی از تمامی آنانی که در این مقاله سهمی داشته اند نام برده شده است و در صورتی که هر گونه تضاد یا تعارضی در منافع این مقاله بوجود آید، بطور حتم شفاف سازی صورت خواهد گرفت.

سهم نویسندگان: مهیار اکبری (نویسنده اول)، پژوهشگر اصلی (۵۵٪)؛ عبدالمجید خوشنود (نویسنده دوم)، پژوهشگر کمکی (۳۵٪)؛ سعید ایرانی (نویسنده سوم)، پژوهشگر کمکی (۱۰٪)

منابع مالی: حامی مالی این مقاله، صندوق حمایت از پژوهشگران و فناوران کشور (INSF) می باشد که در راستای اهداف والای علمی کشور، چنین گام های بلند و موثری برمی دارند.

۶- فهرست علایم

توربین گاز	GT
نسبت فشار	PR
نرخ جرم سوخت ($\frac{kg}{s}$)	m_f
نرخ هوای ورودی کمپرسور ($\frac{kg}{s}$)	m_{comp}
کمینه ارزش حرارتی ($\frac{kJ}{kg}$)	LHV
نسبت ظرفیت گرمایی هوا	γ
فرکانس	f_r
نرخ انرژی سوخت ($\frac{kJ}{s}$)	h_f
بازده کمپرسور	η

for sensor fault diagnosis of an industrial gas turbine. *Control Engineering Practice*. 2015;38:57-74.

21- Tajdari F, Kabganian M, Khodabakhshi E, Golgouneh AR. Design, implementation and control of a two-link fully-actuated robot capable of online identification of unknown dynamical parameters using adaptive sliding mode controller. *Artificial Intelligence and Robotics (IRANOPEN)*, 9-9 April 2017, Qazvin, Iran. Piscataway: IEEE; 2017.

22- Tanner HG. Relaxed stability conditions for switched systems with dwell time. *Asian Journal of Control*. 2014;16(2):313-320.

23- Hajimolahoseini H, Taban MR, Soltanian Zadeh H. Extended Kalman filter frequency tracker for nonstationary harmonic signals. *Measurement*. 2012;45(1):126-132.

24- Utkin V, Lee H. Chattering problem in sliding mode control systems. *International Workshop on Variable Structure Systems, VSS'06*, 5-7 June 2006, Alghero, Sardinia, Italy. Piscataway: IEEE; 2006.

linear multivariable gas turbine model via sliding mode control. *Fundamental Sciences and Applications* 2016;22:25-30.

16- Souder JS, Karl Hedrick J. Adaptive sliding mode control of air-fuel ratio in internal combustion engines. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*. 2004;14(6):525-541.

17- Panda S, Bandyopadhyay B. Sliding mode control of gas turbines using multirate-output feedback. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2008;130(3):034501.

18- Mozayan SM, Saad M, Vahedi H, Fortin-Blanchette H, Soltani M. Sliding mode control of PMSG wind turbine based on enhanced exponential reaching law. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*. 2016;63(10):6148-6159.

19- Plestan F, Shtessel Y, Brégeault V, Poznyak A. New methodologies for adaptive sliding mode control. *International Journal of Control*. 2010;83(9):1907-1919.

20- Rahme S, Meskin N. Adaptive sliding mode observer