

**Sliding Mode Control of Gas Turbine Based on Adaptive Nonlinear Observer****Hamed Tabibi<sup>1</sup>, M.Sc, Mohsen Parsa<sup>1,2</sup>, Assistant Professor**

<sup>1</sup>Department of Electrical Engineering, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Iran  
<sup>2</sup>Digital Processing and Machine Vision Research Center, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Iran  
htabibi@gmail.com, mohsen.parsa@pel.iaun.ac.ir

**Abstract**

According to the critical role of gas turbines in the industry, monitoring the performance of gas turbines is an important issue since it can prevent unexpected shutdowns and the serious consequent financial harms. One of the most important parts of a gas turbine is the combustion chamber. Although the internal pressure and temperature of the combustion chamber can directly affect the performance and useful life of this part, however, it is not possible to measure it directly through sensors. Therefore, estimation of pressure variable is a good choice to achieve greater performance and more relative stability comparing with the methods in which there is no access to the internal pressure of the chamber. In this research, a suitable nonlinear dynamic model with produced power and exhausted gas temperature as its outputs is chosen. Thereafter, an adaptive surface sliding observer is designed in order to estimate the combustion pressure and temperature, which are the state variables of the gas turbine. Afterward, utilizing a sliding mode controller and applying the estimated states, the produced power and exhaustion gas temperature of the gas turbine would be controlled. In this paper, the stability of the closed-loop system in the presence of the state observer through the Lyapunov approach is guaranteed. Finally, simulation results are provided to verify the validity and efficiency of the proposed method.

**Keywords:** gas turbine, Lyapunov stability, adaptive nonlinear state observer, sliding mode control, combustion chamber.

**Received:** 9 January 2021

**Revised:** 13 March 2021

**Accepted:** 15 March 2021

**Corresponding Author:** Dr. Mohsen Parsa

<https://dorl.net/dor/20.1001.1.23223871.1401.13.51.2.5>

مقاله پژوهشی

## کنترل مد لغزشی توربین گازی مبتنی بر رویت‌گر تطبیقی غیرخطی

حامد طبیبی<sup>۱</sup>، کارشناسی ارشد، محسن پارسا<sup>۲</sup>، استادیار

۱- دانشکده مهندسی برق- واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

۲- مرکز تحقیقات پردازش دیجیتال و بینایی ماشین- واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

htabibi@gmail.com, mohsen.parsa@pel.iaun.ac.ir

**چکیده:** با توجه به نقش حساس و پر اهمیتی که توربین‌های گازی در صنایع تولیدی مادر ایفا می‌کنند، پایش عملکرد آن‌ها اهمیت بسیار داشته زیرا این امر می‌تواند در پیش‌گیری از بروز خسارت‌های سنگین مالی به صنایع مادر و افزایش عمر مفید توربین‌ها موثر باشد. یکی از قسمت‌های مهم توربین‌های گازی محفظه‌ی احتراق بوده که پایش وضعیت آن از لحاظ فشار و دما حائز اهمیت است و می‌تواند به‌طور مستقیم در عمر مفید توربین تأثیر گذار باشد. اما برخلاف اهمیت بالای کمیت فشار محفظه‌ی احتراق، امکان اندازه‌گیری آن توسط سنسور وجود ندارد. بنابراین انتظار می‌رود که با در اختیار داشتن متغیر فشار تخمین زده شده بتوان به عملکرد و پایداری نسبی بیشتری نسبت به روش‌هایی که امکان دسترسی به متغیر فشار را ندارد، دست یافت. از این‌رو در این تحقیق ابتدا یک مدل دینامیکی غیرخطی مناسب با نظر گرفتن خروجی‌های توان تولیدی و دمای گاز خروجی انتخاب شده است. در ادامه برای تخمین متغیرهای حالت توربین که شامل فشار و دمای محفظه‌ی احتراق هستند یک رویت‌گر غیرخطی مبتنی بر روش سطح لغزش تطبیقی طراحی گردیده است. سپس با به‌کارگیری متغیرهای حالت تخمین زده شده و طراحی کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی، توان تولیدی و دمای گاز خروجی به مقدار مطلوب همگرا خواهند شد. در این مقاله پایداری سیستم حلقه‌بسته شامل رویت‌گر و کنترل‌کننده به کمک روش لیاپانوف بررسی و تضمین می‌گردد. در انتها صحت نتایج به کمک شبیه‌سازی در محیط سیمولینک متلب بررسی خواهد شد.

**کلمات کلیدی:** توربین گازی، پایداری لیاپانوف، رویت‌گر غیرخطی تطبیقی، کنترل مد لغزشی، محفظه احتراق

تاریخ ارسال مقاله: ۱۳۹۹/۱۰/۲۰

تاریخ بازنگری مقاله: ۱۳۹۹/۱۲/۲۳

تاریخ پذیرش مقاله: ۱۴۰۰/۲/۶

نام نویسنده‌ی مسئول: دکتر محسن پارسا

نشانی نویسنده‌ی مسئول: مرکز تحقیقات پردازش دیجیتال و بینایی ماشین، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد نجف‌آباد، ایران

## ۱- مقدمه

فن آوری توربین های گازی در زمره تکنولوژی های استراتژیک در صنعت است و در اختیار داشتن دانش مربوط به این فن آوری می تواند نشانه رشد یافتگی صنعت یک کشور باشد. توربین های گازی، ماشین های دواری هستند که براساس انرژی حاصل از احتراق گاز کار می کنند، این گاز می تواند ناشی از سوخت هایی مانند گاز طبیعی، سوخت های فسیلی و ... باشد. اندازه و ابعاد کوچک، چند سوخته بودن و راه اندازی سریع و توان قابل تحویل بالا را می توان به عنوان دلایل اصلی کاربرد روزافزون توربین های گازی در صنایع مختلف از جمله پالایشگاه های نفت و گاز، پتروشیمی و نیروگاه های برق ذکر کرد. از جمله کاربردهای بسیار مهم توربین های گازی می توان به حرکت درآوردن پمپ و کمپرسورهای بزرگ در خطوط انتقال نفت و گاز و همچنین به عنوان نیروی محرکه ژنراتورهای برق در مولدهای پراکنده را نام برد. یکی از مدرن ترین استفاده های توربین در موتور هواپیما و جت بوده که در اوایل ۱۹۳۰ به صورت همزمان توسط یک تیم در انگلستان به مدیریت فرانک ویتل و یک تیم در آلمان به رهبری هانس وهاین و مکس هان پیشرفت یافت [۱]. در چهل سال گذشته پیشرفت های زیادی در تکنولوژی توربین های گازی صورت گرفته که بیشتر آن در زمینه تکنولوژی مواد سازنده پره های توربین از قبیل پوشش و طرح های خنک کننده جدید بوده است. این پیشرفت ها و افزایش نسبت فشار کمپرسور با هم باعث افزایش بازدهی حرارتی توربین از ۱۵ به بیشتر از ۴۵ درصد شده است [۲]. در مرجع [۳] به مدل سازی و شبیه سازی توربین گازی برای تولید توان پرداخته شده است. در مراجع [۴] و [۵] از روش های شناسایی سیستم<sup>۱</sup> و روش های محاسبات نرم<sup>۲</sup> برای مدل سازی توربین های گازی استفاده شده است. در این مقالات توربین گازی به عنوان یک جعبه سیاه در نظر گرفته شده و از طریق داده های عملی که در حین کار توربین به دست آمده رفتار توربین پیش بینی می شود. در مرجع [۶] از یک روش کنترلی پیش بین جدید که با استفاده از خطی سازی لحظه ای مدل های غیر خطی و ترکیب کنترل پیش بین معمول جهت کنترل سرعت محور توربین گازی استفاده شده که نسبت به کنترل پیش بین غیر خطی مبتنی بر مدل که محاسبات زیادی را می طلبد و همچنین مشکل توقف در مینیمم های محلی را دارد، مزیت دارد. در مرجع [۷] از کنترل پیش بین غیر خطی مقید، با قابلیت تخمین حالت برای یک توربین موتور هواپیما استفاده شده است. این روش به صراحت می تواند متغیرهای غیر خطی، قیدهای مربوط به ورودی و حالت را در یک فرمول کنترلی واحد جای دهد. در مرجع [۸] از یک روش کنترل پیش بین چند متغیره غیر خطی مبتنی بر مدل جهت جلوگیری از عملکرد نامناسب و برای کنترل سرعت و دمای خروجی توربین گازی در حین تغییرات بار و همزمان کاهش انتشار اکسید نیتروژن استفاده شده است. این روش برای کنترل توربین گازی در حالت گذار با موفقیت انجام شده و با تنظیم میزان سوخت وارد شده به محفظه احتراق و پره های ورودی هوا، میزان انتشار اکسید نیتروژن را در حد بهینه نگاه داشته است. در مرجع [۹] از ساختار محدود شده یک کنترل کننده متناسب-انتگرال-گیر-مشتق گیر<sup>۳</sup> (PID) با در نظر گرفتن یک تابع هزینه خطی-مرتبه دوم-گوسی<sup>۴</sup> (LQG) استفاده شده و در آن ضرایب کنترل کننده PID با حداقل کردن تابع هزینه به دست می آید. از ویژه گی های این روش قابلیت طراحی ساختارهای مختلف از کنترل کننده PID با یک بار حل مساله بهینه سازی است. در مرجع [۱۰] از روش کنترل ابتکاری مبتنی بر خطی سازی فیدبک برای رسیدن به عملکرد بهتر و کنترل مجزای واحد تولیدی استفاده شده است. این روش نسبت به کنترل کننده های PID سنتی، تغییرات قدرت تاثیر کمتری روی دمای محفظه احتراق را دارد و دارای پاسخ نرم و سریع به تغییرات مرجع است. در مرجع [۱۱] از کنترل بهینه خطی مقید برای توربین گازی صنعتی مبتنی بر خطی سازی ورودی خروجی پیشنهاد شده که در آن از مدل فضای حالت غیر خطی توربین گازی مبتنی بر فرم شبه-خطی ورودی<sup>۵</sup> استفاده شده است. در مرجع [۱۲] برای بهبود عملکرد کنترل موتور توربین گازی در حالت گذار روشی جدید بر مبنای جایگزینی متغیرها و الگوریتم بهینه سازی ذرات زنبور عسل<sup>۶</sup> (PSO) پیشنهاد شده است. در مرجع [۱۳] از یک کنترل کننده PI مبتنی بر مدل سازی فازی برای کنترل سرعت یک توربین گازی صنعتی به کار برده شده و نتایج شبیه سازی نشان می دهد که این روش در مقایسه با مدل ریاضی روئن می تواند برای کنترل و عیب یابی قابل اعتمادتر باشد. در مرجع [۱۴] از یک روش کنترل فازی پیش بین مبتنی بر انتخاب فازی و الگوریتم جستجوی همزمان انتقال گرما<sup>۷</sup> (SHTS) استفاده شده است. در این روش تابع هدف که نقش بهینه سازی را انجام می دهد شامل دو قسمت بهینه ساز حالت و خروجی است. در انتخاب ضرایب وزنی این دو بخش مکانیسم انتخاب فازی جهت غلبه بر نامعینی معرفی شده است. به خاطر سرعت بالای فرآیند

روش SHTS به جای روش برنامه‌ریزی درجه دو سنتی استفاده شده است. صحت روش پیشنهادی از طریق آزمایش شبیه‌سازی توربین گازی در سیکل ترکیبی تایید شده و نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد روش ارائه شده از نظر دقت کنترل، دفع اغتشاشات و زمان بهینه‌سازی دارای برتری چشم‌گیر است. در مرجع [۱۵] از روش کنترل مقاوم نرم بی‌نهایت ( $H_{\infty}$ ) جهت کنترل توربین گازی با مدل شناسایی شده از مدل بازگشتی (ARX) از طریق داده‌های واقعی به دست آمده استفاده شده است. از آنجایی که توربین در سیکل ترکیبی استفاده شده لذا سرعت و دمای گاز خروجی آن باید به‌طور همزمان با وجود نامعینی و تغییرات بار، با تنظیم سیگنال سوخت و موقعیت پره‌های ورودی هوای کمپرسور<sup>۸</sup> (IGV)، در مقدار مطلوب کنترل شوند. نتایج شبیه‌سازی ارتقاء عملکرد نسبت به کنترل کننده‌های مدل مرجع (MPC) و PID را نشان می‌دهد. در مرجع [۱۶] از روش کنترل تطبیقی یک گام جلو<sup>۹</sup> استفاده شده که روشی مناسب جهت کنترل توربین را نمایش می‌دهد. یکی از ویژگی‌های مهم این روش، قابلیت خودتنظیمی آن است که می‌تواند در سیستم‌های غیرخطی و متغیر با زمان به کار رود. همچنین این روش نیازی به دانش قبلی در مورد سیستمی تحت کنترل خود ندارد. به‌طور کلی این روش می‌تواند به‌عنوان یک روش کنترل عمومی تنها با تنظیم چند پارامتر خاص سیستم به کار رود. در مرجع [۱۷] از یک کنترل کننده فازی تطبیقی مدل مرجع اصلاح شده جهت کنترل سرعت توربین، از طریق تنظیم جریان سوخت در زمان راه‌اندازی و تغییرات بار درخواستی استفاده شده و نتایج شبیه‌سازی به دست آمده در سیمولینک متلب نشان می‌دهد که این روش پاسخ‌گرای بهتری نسبت به کنترل کننده تطبیقی مدل مرجع و کنترل کننده PID دارد. در مرجع [۱۸] از کنترل مد لغزشی جهت کنترل توربین استفاده شده که نسبت به روش‌های قبلی دارای پاسخ سریع‌تر بدون ایجاد فراجش در دمای محفظه احتراق است. در مرجع [۱۹] از یک روش جدید شناسایی سیستم مبتنی بر رویت‌گر بهره بالا، که با استفاده از داده‌های ورودی یک میز آزمایش موتور، برای اندازه‌گیری نویز و شناسایی پارامترها به کار گرفته شده است. در مرجع [۲۰] از یک رویت‌گر با ورودی نامعلوم تطبیقی جهت تشخیص و جداسازی خطا و براساس مدل‌های خطی شده هواپیما معرفی شده است. در مرجع [۲۱] از تخمین تطبیقی برای تخمین هم‌زمان حالت و پارامترهای یک سیستم غیرخطی نامعین استفاده شده و یک مشاهده‌گر مد لغزشی غیرخطی تطبیقی مبتنی بر الگوریتم تخمین غیرخطی پارامتر پیشنهاد شده است. در مرجع [۲۲] از یک مشاهده‌گر تطبیقی مد لغزشی برای تشخیص خطای سنسور در یک توربین گازی صنعتی استفاده شده در حالی که مشاهده‌گر پیشنهادی در مقابل نامعینی‌های پارامتری توربین، بدون هیچ اطلاعات قبلی از محدوده خطا و نامعینی پارامتری مقاوم است. در سال‌های اخیر استفاده از رویت‌گرها جهت تشخیص، شناسایی عیب و جداسازی آن و همچنین تخمین بعضی از پارامترها و متغیرهای توربین اهمیت و کاربرد بسیار پیدا کرده است. در این میان محفظه‌های احتراق یکی از قسمت‌هایی است که پایش وضعیت آن از لحاظ فشار و دما اهمیت بسیار داشته و می‌تواند مستقیماً در عمر مفید توربین تاثیرگذار باشد. اما با وجود اهمیت بالای کمیت فشار، امکان اندازه‌گیری آن توسط سنسور وجود ندارد. از این رو در این تحقیق پس از انتخاب یک مدل دینامیکی غیرخطی مناسب، یک رویت‌گر غیرخطی برای تخمین متغیر فشار در محفظه‌ی احتراق توربین طراحی می‌شود. سپس به روش کنترل مد لغزشی تطبیقی، کنترل توربین به منظور رسیدن به توان خروجی مطلوب انجام می‌گیرد. بنابراین انتظار می‌رود که با در اختیار داشتن متغیر فشار بتوان به عملکرد و پایداری نسبی بیشتر نسبت به روش‌هایی که امکان دسترسی به متغیر فشار را ندارد، دست یافت.

در ادامه در بخش ۲ مدل غیرخطی توربین گازی معرفی و معادلات خروجی آن ارائه می‌گردد. سپس در بخش ۳ رویت‌گر غیرخطی تطبیقی برای تخمین متغیرهای حالت سیستم طراحی می‌گردد. در بخش ۴ کنترل کننده‌ی مناسب مبتنی بر روش مد لغزشی طراحی گردیده و پایداری سیستم حلقه‌بسته در حضور رویت‌گر تضمین می‌گردد. در ادامه در بخش‌های ۵ و ۶ به ترتیب نتایج شبیه‌سازی روش پیشنهادی در محیط سیمولینک و نتیجه‌گیری ارائه می‌گردد.

## ۲- مدل سازی توربین گازی

در این قسمت مدل سازی محفظه احتراق و تعیین خروجی سیستم‌ها بیان شده است.

## ۲-۱- مدل سازی محفظه احتراق

محفظه احتراق سوخت و هوا را به منظور تولید گازهای خروجی با دمای بالا و سپس ایجاد تولید نیرو در محور توربین، دریافت می کند. با در نظر گرفتن حجم محفظه احتراق می توان معادله تعادل جرم را به صورت زیر نوشت [۱۰]:

$$\dot{m}_a + \dot{m}_f + \dot{m}_e = V_{cc} \left( \frac{d\rho_{cc}(t)}{dt} \right) \quad (1)$$

که در آن  $\dot{m}_a$ ،  $\dot{m}_f$  و  $\dot{m}_e$  به ترتیب هوا، سوخت و هوای داغ خروجی که بر حسب کیلوگرم بر ثانیه و  $V_{cc}$  حجم محفظه احتراق است که بر حسب متر مکعب و  $\rho_{cc}$  چگالی هوا بر حسب کیلوگرم بر متر مکعب است. با فراخوانی قانون اساسی گازها این امکان وجود دارد تا معادله چگالی گاز درون محفظه احتراق را به صورت زیر نوشت:

$$\rho_{cc}(t) = \frac{P_{cc}(t)}{R_e T_{cc}(t)} \quad (2)$$

که در آن فشار محفظه احتراق بر حسب پاسکال،  $T_{cc}$  دمای خروجی محفظه احتراق بر حسب کلوین و  $R_e$  ضریب ثابت مربوط به گازهای خروجی بر حسب ژول بر کیلوگرم کلوین است. با مشتق گیری از (۲) نسبت به زمان و قرار دادن در (۱) می توان نوشت [۱۰]:

$$\dot{m}_a + \dot{m}_f + \dot{m}_e = V_{cc} \left( \frac{d\rho_{cc}(t)}{dt} - \frac{P_{cc}(t)}{R_e T_{cc}(t)^2} \frac{dT_{cc}(t)}{dt} \right) \quad (3)$$

هم اکنون با اعمال قانون بقای انرژی در محفظه احتراق داریم:

$$\dot{m}_a c_{pa} T_a + \dot{m}_f H_f - \dot{m}_e H_e = \frac{d}{dt} (V_{cc} \rho_{cc}(t) U(t)) \quad (4)$$

که در آن  $C_{pa}$  گرمای ویژه در فشار ثابت بر حسب ژول بر کیلوگرم کلوین،  $T_a$  دمای هوایی ورودی محفظه احتراق بر حسب درجه کلوین،  $H_f$  مقدار پایین گرمایی سوخت،  $H_e$  آنتالپی گاز خروجی از محفظه احتراق بر حسب ژول بر کیلوگرم و  $U$  انرژی درونی حجم کنترلی بر حسب ژول بر کیلوگرم است. بر اساس نظریه گازهای ایده آل این امکان وجود دارد تا انرژی درونی را به صورت زیر نوشت [۱۰]:

$$U = H_e - R_e T_{cc}(t) = (c_{pe} - R_e) T_{cc}(t) \quad (5)$$

با جایگذاری (۵) در (۴) و فراخوانی (۲) داریم:

$$\frac{d}{dt} (V_{cc} \rho_{cc}(t) U(t)) = (c_{pe} - R_e) T_{cc}(t) V_{cc} \frac{d\rho_{cc}(t)}{dt} + \frac{dT_{cc}(t)}{dt} \frac{P_{cc}(t) V_{cc}}{R_e T_{cc}(t)} (c_{pe} - R_e) \quad (6)$$

با جایگذاری (۱) در (۶) و در نظر گرفتن (۴) این امکان وجود دارد تا رابطه زیر را برای مشتق زمانی محفظه احتراق داریم

$$\frac{dT_{cc}(t)}{dt} = \frac{T_{cc}(t) R_e}{P_{cc}(t)} \left\{ \frac{[(R_e - c_{pe}) T_{cc}(t) + c_{pa} T_a] \dot{m}_a}{V_{cc} (c_{pe} - R_e)} + \frac{[(R_e - c_{pe}) T_{cc}(t) + H_f] \dot{m}_f - R_e T_{cc}(t) \dot{m}_e}{V_{cc} (c_{pe} - R_e)} \right\} \quad (7)$$

با فراخوانی معادله (۳) و در نظر گرفتن معادله (۷) معادله زیر برای مشتق زمانی فشار محفظه احتراق به دست می آید.

$$\frac{dP_{cc}(t)}{dt} = \frac{R_e}{V_{cc} (c_{pe} - R_e)} (\dot{m}_a c_{pa} T_a + \dot{m}_f H_f - \dot{m}_e c_{pe} T_{cc}) \quad (8)$$

ورودی ها در معادلات حالت (۷) و (۸) دبی سوخت ( $\dot{m}_f$ ) و دبی هوا ( $\dot{m}_a$ ) فرض می شود. به منظور نوشتن معادلات دینامیکی محفظه احتراق در حالت پایدار لازم است تا دمای هوا وارد شده ( $T_a$ ) و میزان گازهای خارج شده ( $\dot{m}_e$ ) از محفظه احتراق به صورت تابعی از متغیرهای حالت محفظه احتراق بیان شوند، برای این منظور این امکان وجود دارد تا فرآیند فشرده سازی هوا به صورت بی دررو یا عایق دما (آدیاباتیک) که مشخصه آن بازدهی ثابت است، در نظر گرفته شود. تحت این فرضیه ها می توان دمای هوا را به صورت زیر نوشت [۱۰]:

$$T_a = \frac{T_{amb}}{\eta_c} \left[ \left( \frac{p_{cc}(t)}{p_{amb}} \right)^{\frac{R_a}{c_{pa}}} + \eta_c - 1 \right] \quad (9)$$

که در آن  $T_{amb}$  و  $p_{amb}$  به ترتیب دما و فشار محیط برحسب کلین و پاسکال،  $\eta_c$  بازده نامی آدیباتیک کمپرسور،  $R_a$  ثابت گاز ایده‌آل بر حسب ژول بر کیلوگرم کلین هستند. از آن جایی که جریان گازهای خروجی دارای اهمیت بسیار است این امکان وجود دارد تا رابطه‌ی غیرخطی زیر را برای آن در نظر گرفته شود

$$\dot{m}_e = M_{a0} \frac{\sqrt{T_{ccN}}}{p_{ccN}} \frac{p_{cc}(t)}{\sqrt{T_{cc}(t)}} \quad (10)$$

که در آن  $M_{a0}$  جریان نامی کمپرسور بر حسب کیلوگرم بر ثانیه،  $p_{ccN}$  و  $T_{ccN}$  به ترتیب فشار و دمای نامی خروجی محفظه احتراق بر حسب پاسکال و کلین است.

## ۲-۲- تعیین خروجی‌های سیستم

هدف کنترل‌کننده‌ی توربو ژنراتور تنظیم توان تولیدی حاصل از ژنراتور است در حالی که دمای گازهای خروجی توربین را ثابت نگه می‌دارد. دمای گازهای خروجی توربین ( $T_{ex}$ ) می‌تواند به استناد آن چه برای کمپرسور انجام گرفت به صورت یک فرآیند آدیباتیک در نظر گرفته شود [۱۰].

$$T_{ex} = T_{cc}(t) \eta_t \left[ \left( \frac{p_{amb}}{p_{cc}(t)} \right)^{\frac{R_c}{c_{pc}}} + \frac{1}{\eta_t} - 1 \right] \quad (11)$$

که در آن  $\eta_t$  بازده آدیباتیک توربین است. توان حقیقی تولید شده توسط ژنراتور  $P_{ig}$  می‌تواند با برقراری یک تعادل ساده بین توان تولید شده توسط توربین  $P_t$  و توان مصرفی جهت به حرکت درآوردن کمپرسور  $P_c$  و بازده کلی  $\eta_{el}$  تا رسیدن به توان الکتریکی خروجی به صورت زیر بیان کرد [۱۰]

$$P_{ig} = (P_t - P_c) \eta_{el} \quad (12)$$

که در آن کمیت‌های  $P_t$  و  $P_c$  می‌توانند بر اساس متغیرهای حالت به صورت زیر محاسبه شوند

$$P_c = \dot{m}_a c_{pa} (T_a - T_{amb}) \quad (13)$$

$$P_t = \dot{m}_e c_{pe} (T_{cc} - T_{ex}) \quad (14)$$

از جای‌گذاری (۱۰)، (۱۱)، (۱۳) و (۱۴) در (۱۲) داریم

$$P_{ig}(t) = M_{a0} \frac{\sqrt{T_{ccN}}}{p_{ccN}} c_{pe} \eta_t \eta_{el} p_{cc}(t) \sqrt{T_{cc}(t)} \left[ 1 - \left( \frac{p_{amb}}{p_{cc}(t)} \right)^{\frac{R_c}{c_{pc}}} \right] - \dot{m}_a c_{pa} (T_a - T_{amb}) \eta_{el} \quad (15)$$

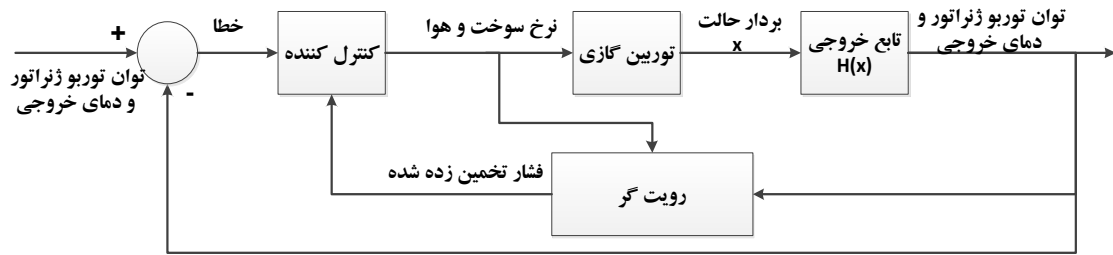
البته این خروجی برای به دست آوردن دینامیک ورودی-خروجی سیستم مناسب نیست زیرا سیستم را دارای دینامیک داخلی-ای می‌کند که می‌تواند منجر به ناپایداری سیستم شود. این مشکل با ایجاد یک فرمول تجربی جایگزین برای توان تولیدی توسط توربو ژنراتور حل شده است.

$$\tilde{P}_{ig} = \alpha_p (p_{cc} T_{cc})^\beta \quad (16)$$

که در آن  $1 < \beta < 2$  بوده و به منظور تطابق دادن رفتار دینامیکی پاسخ است. همچنین  $\alpha_p$  به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\alpha_p = \frac{P_N}{(p_{ccN} T_{ccN})^\beta} \quad (17)$$

که در آن  $P_N$  توان نامی واحد تولیدی است. با ارجاع ویژه به نمایشی که از سیستم در بخش قبلی نشان داده شد، این امکان وجود دارد تا دینامیک توربین به صورت زیر بازنویسی شود:



شکل (۱): بلوک دیاگرام حلقه کنترل پیشنهادی  
Figure (1): Block diagram of the suggested control loop

$$\dot{x}(t) = f(x) + g(x)u(t) \quad (18)$$

$$y(t) = h(x)$$

که در آن:

$$x = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{cc} \\ T_{cc} \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{m}_a \\ \dot{m}_f \end{bmatrix}, y = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{P}_{tg} \\ T_{exm} \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$f(x) = \begin{bmatrix} \frac{R_e}{V_{cc}(c_{pe} - R_e)} (-c_{pe} x_2 \dot{m}_e(x_1, x_2)) \\ \frac{x_2 R_e}{x_1} \left\{ \frac{-R_e x_2 \dot{m}_e(x_1, x_2)}{V_{cc}(c_{pe} - R_e)} \right\} \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$g(x) = \frac{R_e}{V_{cc}(c_{pe} - R_e)} \begin{bmatrix} c_{Pa} T_a(x_1) & H_f \\ \frac{x_2}{x_1} [(R_e - c_{pe}) x_2 + c_{Pa} T_a(x_1)] & \frac{x_2}{x_1} [(R_e - c_{pe}) x_2 + H_f] \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$h(x) = \begin{bmatrix} h_1(x) \\ h_2(x) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_p (x_1 x_2)^\beta \\ T_{ex}(x_1, x_2) \end{bmatrix} \quad (22)$$

### ۳- طراحی رویت گر غیر خطی متغیر فشار

در برخی از مواقع تمامی متغیرهای حالت یک سیستم جهت اندازه‌گیری در دسترس نیست و یا این که به‌طور عملی قابل اندازه‌گیری نبوده و یا این که اندازه‌گیری آن‌ها بسیار گران است. اما از سویی برای اعمال کنترل فیدبک حالت دسترسی به تمامی متغیرهای حالت نیاز است. در این گونه مسائل استفاده از تخمین متغیرهای حالت می‌تواند راه‌گشا باشد. رویت گر حالت در واقع یک سیستم دینامیکی بوده که با در دست داشتن ورودی و خروجی سیستم، می‌تواند بخشی یا کل متغیرهای حالت سیستم را تخمین بزند. در حالت کلی دو روش اصلی برای طراحی مشاهده گر وجود دارد: نوع اول مشاهده گر مرتبه کامل که هم مرتبه سیستم اصلی بوده و روش دوم که از بعضی از اطلاعات متغیرهای حالت خروجی در دسترس از طریق معادله جبری خروجی (اندازه‌گیری سیستم) استفاده می‌کند. بنابراین یک مشاهده گر با کاهش مرتبه تنها برای تخمین متغیرهای حالتی که به‌طور مستقیم از طریق اندازه‌گیری به‌دست نمی‌آیند. شکل (۱) بلوک دیاگرام رویت گر متغیر فشار را در حلقه کنترل را نشان می‌دهد.

#### ۳-۱- معادلات دینامیکی مشاهده گر

بر این اساس دینامیک سیستم در (۱۸)، دینامیک مشاهده گر به‌صورت زیر پیشنهاد می‌گردد

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}(t) = f(\hat{x}) + g(\hat{x})u(t) + v(t) \\ \hat{y}(t) = h(\hat{x}) \end{cases} \quad (23)$$

که  $v(t)$  در آن به منظور انتقال متغیر حالت مشاهده‌گر به سمت دینامیک سیستم در نظر گرفته شده است. با تعریف خطای رویت به صورت زیر داریم:

$$e_y(t) = \hat{y}(t) - y(t) \quad (24)$$

و از مشتق‌گیری (۲۴) متغیر دینامیک خطای رویت‌گر برابر خواهد بود با:

$$\dot{e}_y(t) = \frac{\partial h(\hat{x})}{\partial \hat{x}}(f(\hat{x}) + g(\hat{x})u(t) + v(t)) - \frac{\partial h(x)}{\partial x}(f(x) + g(x)u(t)) \quad (25)$$

که با استفاده از (۲۲) و (۲۳)،  $\frac{\partial h(\hat{x})}{\partial \hat{x}}$  و  $\frac{\partial h(x)}{\partial x}$  برابر خواهد بود با:

$$\frac{\partial h(x)}{\partial x} = \begin{bmatrix} \alpha_p \beta x_2^\beta x_1^{\beta-1} & \alpha_p \beta x_1^\beta x_2^{\beta-1} \\ x_2 \eta_t (p_{amb})^{\frac{R_e}{c_{pe}}} \left(-\frac{R_e}{c_{pe}}\right) x_1^{-\left(\frac{R_e}{c_{pe}}+1\right)} & \eta_t \left( \left(\frac{p_{amb}}{x_1}\right)^{\frac{R_e}{c_{pe}}} + \frac{1}{\eta_t} - 1 \right) \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$\frac{\partial h(\hat{x})}{\partial \hat{x}} = \begin{bmatrix} \alpha_p \beta \hat{x}_2^\beta \hat{x}_1^{\beta-1} & \alpha_p \beta \hat{x}_1^\beta \hat{x}_2^{\beta-1} \\ \hat{x}_2 \eta_t (p_{amb})^{\frac{R_e}{c_{pe}}} \left(-\frac{R_e}{c_{pe}}\right) \hat{x}_1^{-\left(\frac{R_e}{c_{pe}}+1\right)} & \eta_t \left( \left(\frac{p_{amb}}{\hat{x}_1}\right)^{\frac{R_e}{c_{pe}}} + \frac{1}{\eta_t} - 1 \right) \end{bmatrix}$$

با تعریف زیر:

$$\psi(x(t), \hat{x}(t), u(t)) = \frac{\partial h(\hat{x})}{\partial \hat{x}}(f(\hat{x}) + g(\hat{x})u(t)) - \frac{\partial h(x)}{\partial x}(f(x) + g(x)u(t)) \quad (27)$$

می‌توان (۲۵) را به صورت زیر خلاصه کرد:

$$\dot{e}_y(t) = \psi(x(t), \hat{x}(t), u(t)) + \frac{\partial h(\hat{x})}{\partial \hat{x}} v(t) \quad (28)$$

با فرض این‌که  $|\psi(t)| < \psi_M$ ،  $v(t)$  را به صورت زیر انتخاب می‌کنیم:

$$v(t) = \left( \frac{\partial h(\hat{x})}{\partial \hat{x}} \right)^{-1} (-K_y e_y - \lambda(t) \text{sgn}(e_y(t))) \quad (29)$$

$$\dot{\lambda}(t) = \delta (|e_y(t)| - \sigma \lambda(t)), \quad \delta, \sigma > 0 \quad (30)$$

که در آن  $\delta$  به سرعت همگرایی و  $\sigma$  به پایداری و مقاوم بودن رویت‌گر در مقابل عدم قطعیت‌ها کمک می‌کنند.

## ۲-۳- اثبات پایداری رویت‌گر

قضیه ۱: با در نظر گرفتن دینامیک (۲۳) و همچنین به‌کارگیری (۲۹) و فرض وجود حد بالای نامعلوم  $|\psi(t)| < \psi_M$  و همچنین با انتخاب  $\delta, \sigma > 0$  می‌توان پایداری از نوع یکنواخت نهایی کراندار رویت‌گر حالت را برای سیستم (۳-۱) تضمین کرد.

اثبات:

با در نظر گرفتن تابع لیاپانوف  $V_1(t)$  به صورت زیر داریم:

$$V_1(t) = \frac{1}{2} e_y^T(t) e_y(t) + \frac{1}{2\delta} \tilde{\lambda}^T(t) \tilde{\lambda}(t)$$

که در آن:

$$\tilde{\lambda}(t) = \lambda(t) - \lambda^*$$

است. با مشتق‌گیری از  $V_1(t)$  برای تمام  $t > 0$  و با استفاده از (۲۸) می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1(t) &= e_y^T(t) \dot{e}_y(t) + \frac{1}{\delta} \tilde{\lambda}^T(t) \dot{\lambda}(t) = e_y^T(t) \left( \psi(t) + \frac{\partial h(\hat{x})}{\partial \hat{x}} v(t) \right) + \frac{1}{\delta} \tilde{\lambda}^T(t) \dot{\lambda}(t) \\ \dot{V}_1(t) &= e_y^T(t) \dot{e}_y(t) + \frac{1}{\delta} \tilde{\lambda}^T \dot{\lambda}(t) = e_y^T(t) \left( \psi(t) + \frac{\partial h(\hat{x})}{\partial \hat{x}} v(t) \right) + \frac{1}{\delta} \tilde{\lambda}^T(t) \dot{\lambda}(t) \\ &= e_y^T(t) (\psi(t) - K_y e_y(t) - \lambda(t) \text{sgn}(e_y(t))) + \frac{1}{\delta} \tilde{\lambda}^T(t) \dot{\lambda}(t) \end{aligned} \quad (31)$$



همچنین با استفاده از خواص تابع علامت و ارتباط آن با تابع قدر مطلق و در نظر گرفتن حد بالای  $\psi(t)$  می توان نوشت:

$$\dot{V}_1(t) < |e_y^T(t)|\psi_M - K_y e_y^T(t)e_y(t) - \lambda^T(t)|e_y(t)| + \frac{1}{\delta}\tilde{\lambda}^T(t)\dot{\lambda}(t)$$

با استفاده از تعریف  $\tilde{\lambda}(t)$  و (۳۰) داریم:

$$\dot{V}_1(t) < -|e_y^T(t)|\bar{\lambda} - K_y e_y^T(t)e_y(t) + \tilde{\lambda}^T(t)\left(\frac{1}{\delta}\dot{\lambda}(t) - |e_y(t)|\right) = -|e_y^T(t)|\bar{\lambda} - K_y e_y^T(t)e_y(t) - \sigma\tilde{\lambda}^T(t)\lambda(t)$$

که در آن  $\bar{\lambda} = \lambda^* - \psi_M$  است. با افزودن  $\sigma\tilde{\lambda}^T(t)\lambda^* - \sigma\tilde{\lambda}^T(t)\lambda^*$  به سمت راست نامساوی می توان نوشت:

$$\begin{aligned}\dot{V}_1(t) < -|e_y^T(t)|\bar{\lambda} - K_y e_y^T(t)e_y(t) - \sigma\tilde{\lambda}^T(t)\lambda(t) + \sigma\tilde{\lambda}^T(t)\lambda^* - \sigma\tilde{\lambda}^T(t)\lambda^* \\ = -|e_y^T(t)|\bar{\lambda} - K_y e_y^T(t)e_y(t) - \sigma\tilde{\lambda}^T(t)\tilde{\lambda}(t) - \sigma\tilde{\lambda}^T(t)\lambda^*\end{aligned}$$

با استفاده از نامساوی یانگ می توان نوشت:

$$\begin{aligned}\dot{V}_1(t) < \frac{1}{2}e_y^T(t)e_y(t) + \frac{1}{2}\bar{\lambda}^T\bar{\lambda} - K_y e_y^T(t)e_y(t) - \sigma\tilde{\lambda}^T(t)\tilde{\lambda}(t) + \frac{1}{2}\sigma\tilde{\lambda}^T(t)\tilde{\lambda}(t) + \frac{1}{2}\sigma\lambda^{*T}\lambda^* \\ = -(2K_y - 1)\frac{1}{2}e_y^T(t)e_y(t) - \sigma\delta\frac{1}{2}\tilde{\lambda}^T(t)\tilde{\lambda}(t) + \beta_0\end{aligned}$$

که در آن:

$$\beta_0 = \frac{1}{2}\bar{\lambda}^T\bar{\lambda} + \frac{1}{2}\sigma\lambda^{*T}\lambda^*$$

است. با انتخاب  $K_y > \frac{1}{2}$  و  $\alpha_0 = \min(2K_y - 1, \sigma\delta, 1)$  می توان نوشت:

$$\dot{V}_1(t) < -\alpha_0 V_1(t) + \beta_0 \quad (32)$$

و توسط (۳۲) پایداری از نوع یکنواخت نهایی کراندار رویت گر تضمین می گردد.

#### ۴- طراحی کنترل کننده مد لغزشی و اثبات پایداری

با تعریف خطای کنترل به صورت زیر:

$$e(t) = y_d(t) - \hat{y}(t) \quad (33)$$

خطای کنترل که در واقع بیان گر اختلاف بین خروجی مطلوب و خروجی تخمین زده شده یعنی دمای اگزوز و توان توربین است. با تعریف خطای (۳۳) سیگنال کنترلی زیر مبتنی بر روش کنترل مد لغزشی پیشنهاد می شود:

$$u(t) = g(\hat{x})^{-1} \left( -f(\hat{x}) - v(t) + \left( \frac{\partial h(\hat{x})}{\partial \hat{x}} \right)^{-1} (-\dot{y}_d(t) - ke(t)) \right) \quad (34)$$

قضیه ۲: با به کارگیری سیگنال کنترلی (۲۴) و در نظر گرفتن خطا به صورت (۳۳) و همچنین در نظر گرفتن تابع  $V_2(t)$  می توان پایداری از نوع یکنواخت نهایی کراندار سیستم حلقه بسته را در حضور رویت گر اثبات کرد. اثبات:

با در نظر گرفتن خطا را به صورت  $e(t) = y_d(t) - \hat{y}(t)$  با مشتق گیری از رابطه تابع خروجی  $h(x)$  به دست می آید:

$$\hat{y}(t) = h(\hat{x}) \Rightarrow \dot{\hat{y}}(t) = \frac{\partial h(\hat{x})}{\partial \hat{x}} \dot{\hat{x}}(t) = \frac{\partial h(\hat{x})}{\partial \hat{x}} (f(\hat{x}) + g(\hat{x})u(t) + v(t)) \quad (35)$$

با مشتق گیری از طرفین (۳۳) داریم:

$$\dot{e}(t) = \dot{y}_d(t) - \dot{\hat{y}}(t) = \dot{y}_d(t) - \frac{\partial h(\hat{x})}{\partial \hat{x}} (f(\hat{x}) + g(\hat{x})u(t) + v(t)) \quad (36)$$

از جایگذاری (۳۴) در (۳۶) دینامیک خطای ردیابی برابر زیر خواهد بود:

$$\dot{e}(t) = -ke(t) \quad (37)$$

با در نظر گرفتن تابع لیپانوف  $V_2(t)$  به صورت زیر برای اثبات پایداری کنترل کننده داریم:

$$V_2(t) = \frac{1}{2} e(t)^T e(t) \Rightarrow \dot{V}_2(t) = e(t)^T \dot{e}(t) = -ke(t)^T e(t) \quad (38)$$

تابع لیاپانوف برای بررسی پایداری سیستم حلقه بسته شامل رویت گر و کنترل کننده به صورت زیر پیشنهاد می‌گردد:

$$V(t) = V_1(t) + V_2(t) \Rightarrow \dot{V}(t) = \dot{V}_1(t) + \dot{V}_2(t) \Rightarrow \dot{V}(t) < -\alpha_0 V_1(t) - kV_2(t) + \beta_0 \quad (39)$$

با انتخاب  $\alpha_1 = \min(\alpha_0, k, 1)$  می‌توان (۳۹) را به صورت زیر نوشت:

$$\dot{V}(t) < -\alpha_1 V + \beta_0$$

در نتیجه سیستم حلقه بسته در حضور رویت گر پایداری از نوع یکنواخت نهایی کراندار خواهد بود.

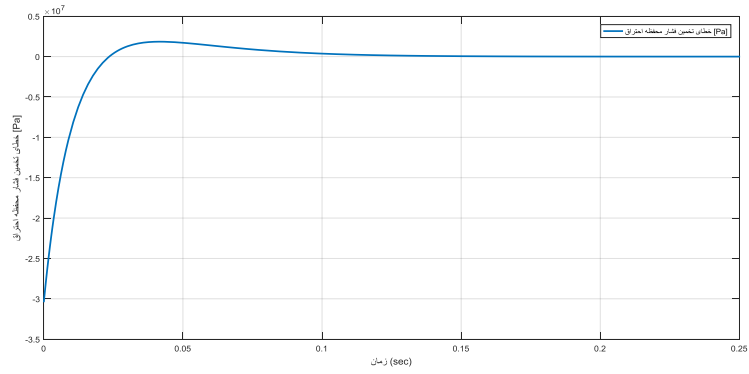
## ۵- نتایج شبیه‌سازی

در این تحقیق که در مورد یک توربین گازی تک محوره انجام شده با در اختیار داشتن فشار و دمای تخمین زده شده محفظه-ی احتراق، توان تولیدی و دمای آگزوز کنترل شود. همان طور که در بخش ۲ توضیح داده شده معادلات دینامیکی حاکم بر سیستم به صورت معادلات (۱۸) تا (۲۲) بوده که پارامترهای استفاده شده در این معادلات به شرح جدول (۱) است. نتایج شبیه‌سازی با در نظر گرفتن ورودی مرجع به صورت مقدار ثابت در نمودارهای زیر نمایش داده شده‌اند. شکل‌های (۲) و (۳) به ترتیب خطای رویت گر در تخمین فشار و دمای محفظه احتراق را نشان می‌دهند. شکل‌های (۴) و (۵) به ترتیب توان تولیدی و دمای گاز خروجی را در کنار مقادیر مطلوب آن‌ها نشان می‌دهد. از مقایسه‌ی شکل‌ها می‌توان دید که خطای رویت گر در زمانی حدود یک دهم زمان نشست پاسخ سیستم و با فراجاهش بسیار کم به مقدار صفر همگرا می‌گردد. از سوی دیگر در اکثر مقالات بدون توجه به عدم دسترسی به متغیر فشار محفظه‌ی احتراق، این متغیر را در کنترل کننده وارد می‌کنند که نقص اصلی این دست مقالات است. در این مقاله مشاهده می‌شود که با استفاده از رویت گر متغیر فشار تخمین زده شده و سپس با استفاده از کنترل کننده‌ی مد لغزشی طراحی شده سیستم حلقه بسته پایدار و خطای کنترل به سمت صفر همگرا می‌شود.

Table (1): The gas turbine parameters

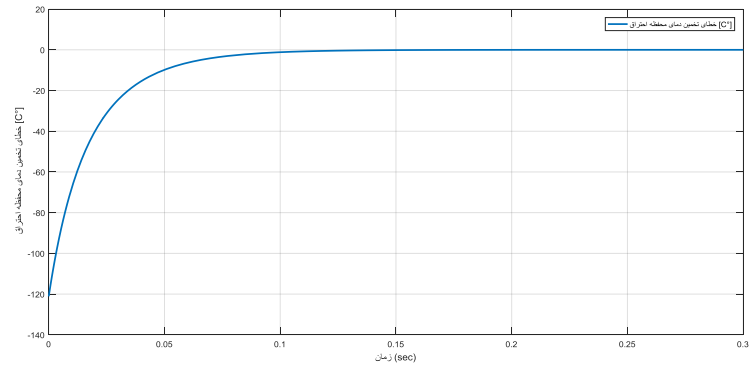
جدول (۱): پارامترهای استفاده شده در معادلات دینامیکی توربین

| نام متغیر   | توضیحات                              | نام متغیر | توضیحات  |
|-------------|--------------------------------------|-----------|--|
| $P_{cc}$    | فشار محفظه احتراق بر حسب پاسکال (Pa) | $P_{amb}$ | فشار جم اتمسفر بر حسب پاسکال (Pa)              |
| $T_{cc}$    | دمای محفظه احتراق بر حسب کلونین (K)  | $R_a$     | ثابت گازهای ایده آل (J/KgK)                    |
| $\dot{m}_a$ | میزان جریان هوا مصرفی (Kg/S)         | $M_{a0}$  | نرخ هوای نامی عبوری از کمپرسور (Kg/S)          |
| $\dot{m}_f$ | میزان جریان سوخت مصرفی (Kg/S)        | $T_{ccN}$ | دمای نامی خروجی محفظه احتراق بر حسب کلونین (K) |
| $P_{tg}$    | توان تولیدی توربین بر حسب وات        | $P_{ccN}$ | فشار نامی محفظه احتراق بر حسب پاسکال (Pa)      |
| $T_{exm}$   | دمای گاز خروجی اندازه گیری شده (W)   | $\eta_t$  | بازده ادیاباتیک توربین                         |
| $R_e$       | ثابت گازهای خروجی (J/KgK)            | $T_{amb}$ | دمای جو بر حسب (K)                             |
| $V_{cc}$    | حجم محفظه احتراق بر حسب (m3)         | $T_{ex}$  | دمای گازهای خروجی از توربین                    |
| $H_f$       | مقدار پایین گرمایی سوخت (J/kg)       | $\eta_c$  | بازده نامی ادیاباتیک کمپرسور                   |
| $c_{pa}$    | گرمای ویژه هوا در فشار ثابت (J/KgK)  | $T_a$     | دمای هوای وارد شده به محفظه احتراق (K)         |
| $\alpha_p$  | ضریب معادل <sup>۱۰</sup>             | $\beta$   | ضریب شکل دهی                                   |
| $\delta$    | ضریب ثابت سرعت همگرایی رویت گر       | $k_y$     | ضریب تنظیم رویت گر                             |



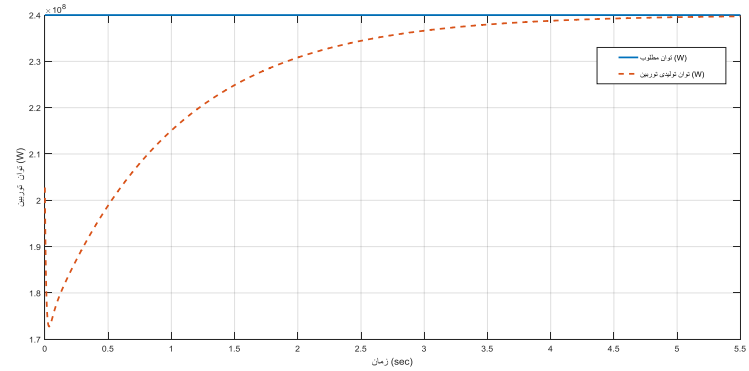
شکل (۲): خطای فشار تخمین زده شده توسط رویتر

Figure (2): Pressure estimation error by the observer



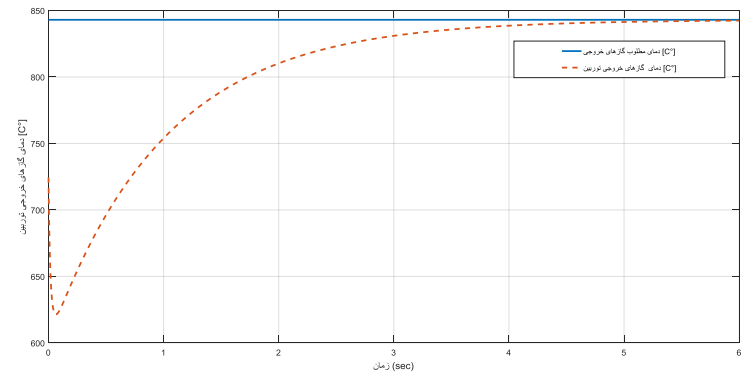
شکل (۳): خطای دمای تخمین زده شده توسط رویتر

Figure (3): Temperature estimation error by the observer



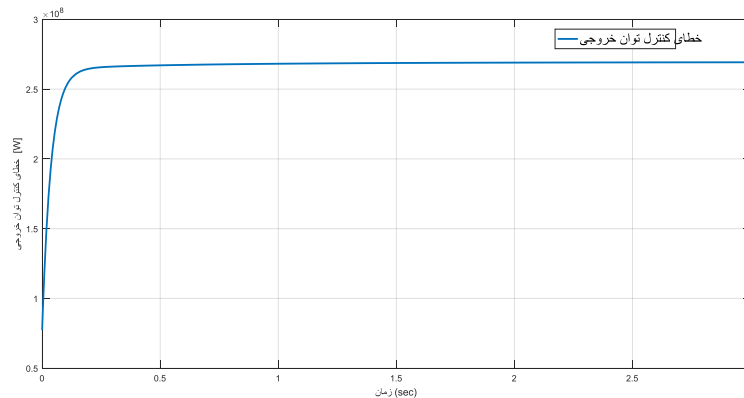
شکل (۴): توان تولیدی و توان مطلوب

Figure (3): The real and desired produced power



شکل (۵): دمای گازهای خروجی و دمای مطلوب

Figure (5): The real and desired exhaust temperature



شکل (۶): خطا در کنترل توان تولیدی با وجود ۱۰ درصد خطا در اندازه‌گیری فشار محفظه احتراق

Figure (6): Produced power error in presence of 10% error in pressure measurement

به منظور مقایسه و نشان دادن اهمیت متغیر فشار در کنترل سیستم حلقه بسته، در ادامه شبیه‌سازی دیگری با حذف رویت‌گر و فرض امکان اندازه‌گیری متغیر فشار محفظه احتراق تکرار شده است. در این شبیه‌سازی فرض می‌شود سنسور محفظه با ۱۰ درصد خطا فشار را اندازه‌گیری کند. اگرچه امکان اندازه‌گیری فشار در عمل وجود ندارد اما هدف اهمیت این متغیر و تاثیرات مهم آن بر عملکرد کلی است. همان‌طور که در شکل (۶) مشاهده می‌شود در صورت خطا در اندازه‌گیری فشار توان تولیدی دچار خطای ماندگار قابل توجه می‌گردد.

## ۶- نتیجه‌گیری

توربین گازی یک موتور احتراق داخلی است که انرژی گاز و هوا را استفاده کرده تا انرژی شیمیایی را به انرژی مکانیکی تبدیل کند. این توربین‌ها نقش حساس و پر اهمیتی در صنایع تولیدی مادر ایفا می‌کنند. از این‌رو اندازه‌گیری متغیرها و کنترل این توربین‌ها اهمیت بسیار دارد. اما از سویی دینامیک توربین‌های گازی دینامیکی به شدت غیرخطی و و از سوی دیگر اندازه‌گیری تمام متغیرهای آن‌ها امری گاه ناممکن است. اگرچه توربین‌های گازی در پژوهش‌های متعددی مطالعه گردیده است اما در غالب موارد به موضوع عدم امکان اندازه‌گیری فشار محفظه احتراق و نیاز استفاده از رویت‌گر و سپس تضمین پایداری سیستم حلقه‌بسته در حضور رویت‌گر پرداخته نشده است. در این مقاله پس انتخاب دینامیک غیرخطی، طراحی رویت‌گر و کنترل کننده در کنار یکدیگر انجام گردید و پایداری سیستم حلقه‌بسته تضمین گردید. در انتها به کمک شبیه‌سازی عملکرد مناسب را در کنترل توان تولید و دمای گاز خروجی نشان داده شد.

## References

### مراجع

- [1] G. G. Kulikov, H. A. Thompson, Dynamic Modelling of Gas Turbines, Identification, Simulation, Condition Monitoring and Optimal Control, Springer-Verlag, London, 2004, (doi: 10.1007/978-1-4471-3796-2).
- [2] M.P. Boyce, Gas turbine engineering handbook, Hand Book, Elsevier, Fourth Edition, 2011 (doi: 10.1016/C2009-0-64242-2).
- [3] Q.Z. Al-Hamdan, M.S.Y. Ebaid, "Modeling and simulation of a gas turbine engine for power generation", ASME. Journal of Engineering Gas Turbines Power, vol. 128, no. 2, pp. 302-311, Apr. 2006 (doi: 10.1115/1.2061287).
- [4] O.D. Lyantsev, A.V. Kazantsev, A.I. Abdulnagimov, "Identification method for nonlinear dynamic models of gas turbine engines on acceleration mode", Procedia Engineering, vol. 176, pp. 409-415, 2017 (doi: 10.1016/j.proeng.2017.02.339).
- [5] M. Amozegar, K. Khorasani, "An ensemble of dynamic neural network identifiers for fault detection and isolation of gas turbine engines", Neural Networks, vol. 26, pp. 106-121, April 2016 (doi: 10.1016/j.neunet.2016.01.003).
- [6] J. Mu, D. Rees, "Approximate model predictive control for gas turbine engines", Proceeding of the IEEE/A-CC, vol. 6, pp. 5704-5709, Boston, MA, USA, July 2004 (doi: 10.23919/ACC.2004.1384765).

- [7] B. J. Brunell, R.R. Bitmead, A.J. Connolly, "Nonlinear model predictive control of an aircraft gas turbine engine", Proceedings of the IEEE/CDC, pp. 4649-4651, Las Vegas, Nevada USA, Dec. 2002 (doi: 10.1109/CDC.2002.1185111).
- [8] T.S. Pires, M.E. Cruz, M.J. Colaco, M.A.C. Alves, "Application of nonlinear multivariable model predictive control to transient operation of a gas turbine and NOx emissions reduction", Energy, vol. 149, pp. 341-353, April 2018 (doi: 10.1016/j.energy.2018.02.042).
- [9] S. H. Mousavi, A. Azizi, H. Nourisola, "Decentralized multivariable PID controller with pre compensator for gas turbine system", Proceeding of the IEEE/KBEL, Tehran, Iran, Dec 2017 (doi: 10.1109/KBEI.2017.832-4918).
- [10] A. Bonfiglio, S. Cacciacarne, M. Invernizzi, R. Procopio, S. Schiano, I. Torre, "Gas turbine generating units control via feedback linearization approach", Energy, vol. 121, pp. 491-512, Feb. 2017 (doi: 10.1016/j.energy.2017.01.048).
- [11] P. Ailer, B. Pongracz, G. Szederkenyi, "Constrained control of a low power industrial gas turbine based on input-output linearization", Proceeding of the IEEE/ICCA, Budapest, Hungary, June 2005 (doi: 10.1109/ICCA.2005.1528147).
- [12] B. Yu, C. Cao, W. Shu, Z. Hu, "A new method for the design of optimal control in the transient state of a gas turbine engine", IEEE Access, vol. 5, pp. 23848-23857, Oct. 2017 (doi: 10.1109/ACCESS.2017.2764-056).
- [13] A. Hafaiifa, A. Benyounes, M. Guemana, "Control of an industrial gas turbine based on fuzzy model", Proceeding of the IFAC, Sozopol, Bulgaria, Sept. 2015 (doi: 10.1186/s40929-017-0017-8).
- [14] G. Hou, L. Gong, X. Dai, M. Wang, C. Huang, "A novel fuzzy model predictive control of a gas turbine in the combined cycle unit", Hindawi Complexity, vol. 2018, no. 1, pp. 1-18, 2018 (doi: 10.1155/2018/64685-17).
- [15] E. Najimi, M.H. Ramezani, "Robust control of speed and temperature in a power plant gas turbine", ISA Transaction, vol. 51, no. 2, pp. 304-308, March 2012, (doi: 10.1016/j.isatra.2011.10.001).
- [16] S.M. Camporeale, L. Dambrosio, B. Fortunato, "One-step-ahead adaptive control for gas turbine power plants", Journal of Dynamic Systems Measurement and Control, vol. 124, pp. 341-348, 2002 (doi: 10.1115/99-GT-062).
- [17] S. A. Shete, V. S. Jape, "Design of a fuzzy modified model reference adaptive controller for a gas turbine rotor speed control using T-S fuzzy mechanism", Proceeding of the IEEE/ TAPENERGY, Kollam, India, June 2018 (doi: 10.1109/TAPENERGY.2017.8397207).
- [18] A. Bonfiglio, S. Cacciacarne, M. Invernizzi, D. Lanzarotto, A. Palmieri, R. Procopio, "A sliding mode control approach for gas turbine power generators", IEEE Trans. on Energy Conversion, vol. 34, no. 2, pp. 921-932, June 2019 (doi: 10.1109/TEC.2018.2879688).
- [19] Z. Gao, X. Dai, T. Breikin, H. Wang, "Novel parameter identification by using a high-gain observer with application to a gas turbine engine", IEEE Trans. On Industrial Informatics, vol. 4, no. 4, Nov. 2008 (doi: 10.1109/TII.2008.2007802).
- [20] H. Lee, S. Snyder, N. Hovakimyan, "An adaptive unknown input observer for fault detection and isolation of aircraft actuator faults", Proceeding of the AIAA, pp. 1-8, National Harbor, Maryland, Jan. 2014 (doi: 10.2514/6.2014-0266).
- [21] S. Rahme, N. Meskin, "Adaptive sliding mode observer for sensor fault diagnosis of an industrial gas turbine", Control Engineering, vol. 38, pp. 57-74, May 2015, (doi: 10.1016/j.conengprac.2015.01.006).
- [22] R. Franco, H. Rios, D. Efimov, W. Perruquetti, "Adaptive estimation for uncertain nonlinear systems: A sliding-mode observer approach", Proceeding of the IEEE/CDC, pp. 5506-5511, Miami Beach, FL, USA, Dec. 2018 (doi: 10.1109/CDC.2018.8619104).

زیر نویس ها

1. System identification
2. Soft computing
3. Proportional-integral-derivative controller
4. Linear-quadratic-Gaussian
5. Input affine
6. Particle swarm optimization
7. Simultaneous heat transfer search
8. Inlet guide vane
9. One step ahead adaptive control
10.  $w/(PaK)^\beta$