



## Estimation of Combustor and Compressor Faults in Industrial Gas Turbines by Using Multiple Model Approach

S. Akbarpour<sup>1</sup>, M. J. Khosrowjerdi<sup>2\*</sup>

1- Ph. D. Student of Electrical Engineering, Sahand University of Technology

2- Professor of Electrical Engineering, Sahand University of Technology

Email: khosrowjerdi@sut.ac.ir

### Abstract

Degradation due to the long time operation at the gas turbine may cause a fall in the combustor and compressor efficiency and characteristics, which makes a decrease in total efficiency and, an increase in fuel consumption with growth in the production of the pollutants. These phenomena are not distinguishable by conventional diagnostic systems. Although instrumental protection of gas turbine may be profited by the control system but, it depends to components damage result revelation. So, in this research, a special method using the Multiple Model approach, based on multi-operating points is developed to continuously estimation these kinds of faults, to sustain the major defects in an industrial gas turbine. The object is done by defining the main components health indicator variables. First nonlinear thermodynamic static and dynamic models are constructed and linearized. By a combination of those in a dynamic convex set the alternate adaptive model is developed that, could cover the dynamic of the gas turbine. By decoupling the adaptive filter residuals, estimation of the faults and operating point determination are executed. Finally, the efficiency of the proposed approach is demonstrated in a simulation environment.

Received: 12 April 2023

Accepted: 4 July 2023

Page Number: 54-68

### Keywords:

Gas Turbine,  
Combustion Chamber,  
Fault Detection,  
Multiple Models,  
Kalman Filters

### Please Cite this Article Using:

Akbarpour, S., & Khosrowjerdi, M. J. (2024). Estimation of Combustor and Compressor Faults in Industrial Gas Turbines by Using Multiple Model Approach. *Iranian Chemical Engineering Journal*, 23(134), 54-68, [In Persian].



## تخمین عیب در محفظه احتراق و کمپرسور توربین های گازی صنعتی با رویکرد چندمدله

صادق اکبرپور<sup>۱</sup>، محمدجواد خسروجردی<sup>۲\*</sup>

۱- دانشجوی دکتری مهندسی برق کنترل، دانشگاه صنعتی سهند تبریز

۲- استاد تمام مهندسی برق، دانشگاه صنعتی سهند تبریز

پیام نگار: [khosrowjerdi@sut.ac.ir](mailto:khosrowjerdi@sut.ac.ir)

### چکیده

استهلاک یا بروز عیب در اجزای توربین گاز با ایجاد انحرافات در متغیرهای کاری آن باعث اختلال در احتراق، کاهش بازده قسمت ها، بازدهی کلی، افزایش مصرف سوخت و تولید بیشتر آلاینده ها می شود. تشخیص این نوع عیوب با سامانه های مرسوم تشخیص عیب، مقدور نیست و سامانه های کنترل نیز به دلیل رصد محدوده نوسانات مشخصه هایی که بعد از بروز صدمه حاصل از عیب ظاهر می شوند، در این مقوله چندان مؤثر نیستند. در این مقاله روش جدیدی - که قادر است مقادیر این انحراف ها را به طور دائم رصد کند و تخمین بزند - ارائه می شود تا از گسترش عیب پیش گیری شود. این کار بر پایه استفاده از شیوه چندمدله با تقسیم فضای کار توربین به بازه های کوتاه تر و ترکیب مدل های خطی مؤثر در فضای محدب برای توسعه مدلی دینامیک که رفتار توربین را پوشش می دهد، انجام می گیرد. با تجزیه مانده های فیلترها، همزمان تشخیص نقطه کار و تخمین به هنگام عیوب امکان پذیر می شود. در انتها با شبیه سازی روش در محیط نرم افزار متلب<sup>۱</sup> بر روی مشخصات یک توربین صنعتی، کارایی روش بررسی با نتایج رضایت بخش حاصل می شود.

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۱/۲۳

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۴/۱۳

شماره صفحات: ۵۴ تا ۶۸

### کلیدواژه ها:

توربین های گازی،

محفظه احتراق،

تشخیص عیب،

کنترل چندمدله،

فیلترهای کالمن

1. Matlab

\* تبریز، دانشگاه صنعتی سهند، دانشکده برق

استناد به مقاله:

اکبرپور، صادق، و خسروجردی، محمدجواد. (۱۴۰۳). تخمین عیب در محفظه احتراق و کمپرسور توربین های گازی صنعتی با رویکرد چندمدله، نشریه مهندسی شیمی ایران، ۲۳(۱۳۴)، ۵۴-۶۸.

## ۱. مقدمه

توربین‌های گازی با تبدیل انرژی شیمیایی به انرژی مکانیکی از موتورهای پایه درون‌سوز در تولید نیرو به‌عنوان پیشران و محرک در حوزه‌های تولید برق، هوایی، نفت و گاز، حمل و نقل و صنعت هستند.

هر توربین گاز دارای تعدادی (یک/چند) کمپرسور<sup>۱</sup>، توربین<sup>۲</sup>، محفظه احتراق<sup>۳</sup> و روتور<sup>۴</sup> است که بنا به قرارگیری محور رتورها در امتداد یا مرکز هم و همین‌طور تعداد و آرایش کانال‌های مقسم/ترکیب‌کننده سیال عبوری و ساختار آن کاربردهای متفاوتی پیدا می‌کند. توربین‌ها از روی تعداد محورها، نوع سیکل<sup>۵</sup>، سیال عبوری و کاربرد هوایی یا زمینی به گروه‌ها و دسته‌های مختلفی تقسیم‌بندی می‌شوند [۱]. در توربین‌های صنعتی ثابت دارای دو محور با سیال هوا در سیکل ساده مطابق شکل (۱) هوای محیط بعد از عبور از داکت ورودی<sup>۶</sup> (سامانه فیلتراسیون) در بخش کمپرسور فشرده می‌شود و قسمتی از آن در محفظه احتراق و مابقی برای خنک‌کاری قسمت‌های توربین و یا سامانه‌های کمکی مصرف می‌شود.

پدیده احتراق سبب افزایش فشار و دمای سیال به‌سبب گازهای تولیدی و ادامه حرکت سیال در مسیر سیکل می‌شود که با برخورد جریان گازهای داغ با پره‌های توربین‌ها و کاهش فشار و دمای آن گشتاور لازم برای چرخش کمپرسور هوا و یا بار متصل به محور دوم تأمین می‌شود. برای افزایش بازده باید دمای گازهای تولیدی در محفظه احتراق افزایش یابد که باعث پایین‌آمدن طول عمر بدنه و پره‌های توربین - به‌سبب ایجاد تنش گرمایی و خوردگی - می‌شود.

استفاده از آلیاژهای مقاوم در برابر دمای بالا هزینه ساخت این نوع موتورهای درون‌سوز را بالا می‌برد؛ لذا برای خنک‌سازی رویه و پوشش پره‌ها، شفت‌ها و سطوح درگیر با سیال داغ و تعدیل درجه حرارت در محفظه احتراق و بخش توربین‌ها از قسمتی از حجم هوای مکشی کمپرسور که خنک‌تر است، استفاده می‌شود [۲].

برای بهبود عملکرد توربین می‌توان با طراحی سیکل‌های پیشرفته با استفاده از مبادله‌کن گرمایی خنک‌کن میانی، تزریق بخار،

1. Compressor
2. Turbine
3. Combustion Chamber
4. Rotor
5. Cycle
6. Inlet Duct

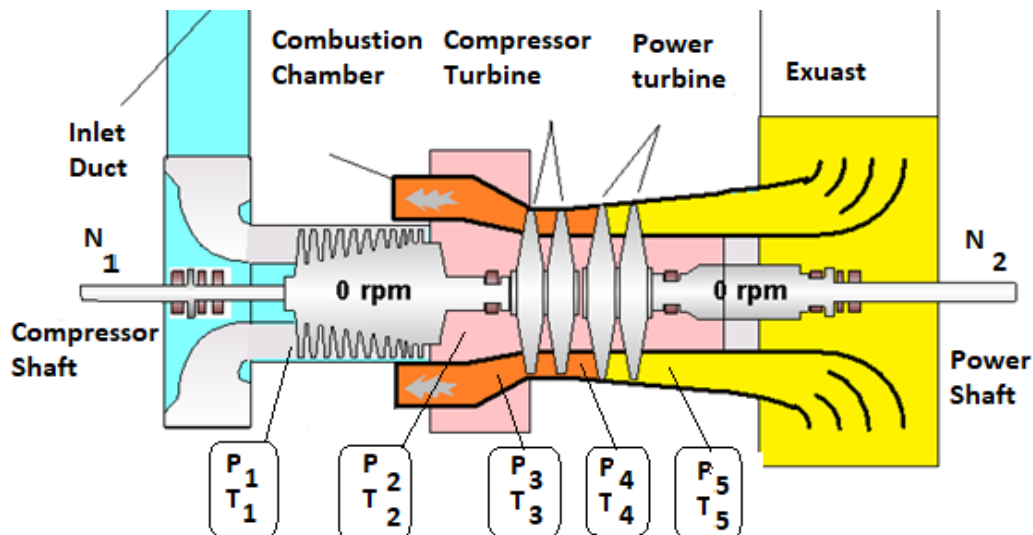
خنک‌کاری پره‌ها و مرطوب‌سازی هوای ورودی اتلاف انرژی را کاهش داد [۳]. با کاربرد پره‌های متغیر در بدنه توربین (NGV)<sup>۷</sup> و کمپرسور (IGV)<sup>۸</sup> با تنظیم زاویه آن‌ها به‌وسیله سامانه کنترل، ترکیب مناسب سوخت با هوای ورودی برای کاهش آلاینده‌ها و تقسیم متوازن توان تولیدشده بین دو محور انجام می‌گیرد [۴].

معمولاً سازندگان، مشخصات عملکردی<sup>۹</sup> هر توربین گاز را براساس شرایط مرجع ارائه می‌کنند که این متغیرها از عوامل محیطی اقلیمی و شرایط کار تأثیر پذیرند. افت در فلوی سیال، افت در راندمان توربین و کمپرسور، نشتی‌های موجود در مسیر گذر گاز، مقدار بار، کیفیت سوخت، شرایط احتراق و... از عواملی هستند که باعث بروز عیب و تغییر در مشخصات عملکردی توربین گاز می‌شوند [۵].

انواع عیب‌ها در توربین گاز می‌تواند گرفتگی فیلترها، کاهش مکش کمپرسور، کاهش راندمان بخش‌ها، کاهش نسبت فشار طرفین کمپرسور و توربین، رسوب ذرات روی پره‌های کمپرسور، افت میزان فلوی جرمی محصولات احتراق، خرابی پره‌ها، ترک و خرابی در محورها، یاتاقان‌ها، ارتعاشات در بخش‌ها، بروز پدیده‌هایی چون سرج<sup>۱۰</sup>، واماندگی<sup>۱۱</sup> و دیواره سنگی<sup>۱۲</sup> و غیره باشد [۶]. نرم‌افزارهای پیشرفته‌ای برای کنترل و مانیتورینگ توربین‌ها توسعه داده شده که علاوه بر داشتن افزونگی<sup>۱۳</sup> نرم‌افزاری، قابلیت افزونگی سخت‌افزاری نیز دارند که در بهره‌برداری، حفاظت و تشخیص عیب‌کاری توربین‌ها علاوه بر تولید آلارم، اقدامات حفاظتی و ایمنی را به‌طور مستقیم با دستور به محرک‌های<sup>۱۴</sup> مربوطه برای قطع یا کاهش میزان سوخت در توربین، اعمال می‌کنند [۷].

در سامانه‌های کنترل و تشخیص عیب چندمدله مرسوم در توربین‌ها معمولاً عیوب پیش‌فرضی تعریف و مدل حالت‌های عیب‌دار و سالم شکل داده می‌شود؛ لذا بامقایسه دوری و نزدیکی خروجی این مدل‌ها با سامانه اصلی در ازای ورودی یکسان، امکان تشخیص وضعیت عیب‌دار یا سالم توربین و حتی نوع عیب حاصل می‌شود. ضعف عمده این روش‌ها دانستن تمامی عیوب ممکن احتمالی برای

7. Variable Guide Vane
8. Inlet Guide Vane
9. Performance Map
10. Surge
11. Stall
12. Stone Wall
13. Redundancy
14. Actuators



شکل ۱. طرحواره توربین صنعتی دومحوره با سیکل ساده.

Figure 1. Schematic of an industrial twin shaft gas turbine with simple cycle.

توربین اندکی بیشتر از فشار محیط و عدد ماخ<sup>۲</sup> صفر در نظر گرفته می شود [۹].

## ۲-۱ ترمودینامیک توربین های گازی

طرحواره ای از محفظه احتراق و نحوه جریان سیال و ترکیب هوای خنک و رقیق کننده با محصولات احتراق در شکل (۲) نشان داده شده است. در پروسه احتراق عواملی چون دمای بالای شعله، نبود اکسیژن کافی و مدت زمان کم تماس سوخت با اکسیژن، نقش اساسی در تولید آلاینده ها دارند؛ لذا باید مشخصه هایی چون میزان ترکیب سوخت با هوا، اختلاف فشار سوخت تزریقی با فشار هوای ورودی و همین طور ورود بیش از حد سوخت به محفظه احتراق کنترل شوند که در صورت بروز عیب در هر کدام از این موارد، وضعیت شعله و پیرو آن تولید انرژی حرارتی با اختلال روبه رو می شود و بازده احتراق به شدت تحت تأثیر قرار خواهد گرفت [۱۰]. دمای سیال گازی هنگام خروج از محفظه احتراق براساس موازنه انرژی حاصل از سوخت و آنتالپی هوای ورودی با انرژی محصولات احتراق حساب می شود که در روابط (۱) و (۲) آمده است:

$$\dot{m}_a h_a(T_2) + \dot{m}_f LHV = \dot{m}_g h_a(T_3) + (1 - \eta_{cc}) \dot{m}_f LHV \quad (1)$$

$$= \frac{P_3}{P_2} \left( 1 - \frac{\Delta p_{cc}}{100} \right) \quad (2)$$

تشکیل بانک مدل های معیوب و عدم امکان تشخیص عیوب هم زمان است [۸].

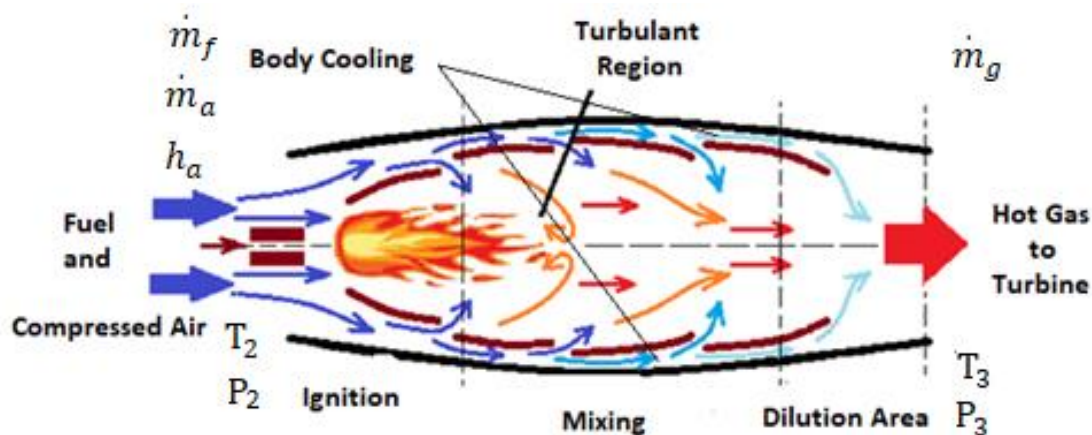
در این مقاله با پیشنهاد روشی نو، عیب های ایجاد شده در سامانه به دلیل عوامل بیرونی و یا استهلاک درونی هم زمان تخمین زده می شود که دلیل اصلی برای تعریف این تحقیق و پژوهش است. در بخش دوم مقاله، نحوه استخراج مدل غیر خطی با اعمال عیب در ساختار توربین گازی به همراه خطی سازی آن و انتخاب تعداد مدل های لازم توضیح داده می شود. در بخش سوم، تئوری و روابط ریاضی روش جدید پیشنهادی بیان می شود و در بخش چهارم، شبیه سازی روش با استفاده از مشخصات و داده های یک توربین صنعتی دومحوره انجام و نتایج حاصله و کارایی آن در بخش پنجم بحث می شود.

## ۲. مدل سازی توربین گازی صنعتی

مدل استاتیکی و دینامیکی توربین گاز از معادلات جبری و دیفرانسیل غیر خطی تشکیل می شود که از قوانین اساسی ترمودینامیکی مثل بقای جرم، اینرسی<sup>۱</sup> و موازنه انرژی تشکیل می شوند. در معادلات، هوا و محصولات احتراق گاز ایده آل و کل فرایند آدیاباتیک و پلی تروپیک فرض می شود. فشار در خروجی

2. Much Number

1. Momentum



شکل ۲. طرحی از محفظه احتراق نوع استوانه‌ای.

Figure 2. A plan of cam combustor.

مقدار واقعی فلوی جرمی،  $\dot{M}_{in,i}$   $N_{i,act}$  سرعت دورانی محورها و  $T_{in,i}$ ،  $P_{in,i}$  فشار و دمای ورودی در مرحله نام هستند. در شکل (۳) دیاگرام توالی و نحوه اتصال قسمت‌های مختلف یک توربین صنعتی دومحوره از بابت مسیر گذرگاز و نحوه تأثیرپذیری اجزاء از همدیگر نشان داده شده است [۱۲].

روابط دینامیکی غیر خطی برای سرعت شفت کمپرسور متصل به یک توربین، با روابط (۶) تا (۱۱) بیان می‌شود [۱۳]:

$$= \dot{N}_1 \left[ \frac{30}{\pi} \right]^2 \frac{1}{J_1 N_1} [\dot{m}_{ct} \eta_{ct} c_{pg} (T_3 - T_4) - \dot{m}_c \eta_c c_{pa} (T_2 - T_1)] \quad (۶)$$

$$\dot{m}_c = f_1(\pi_c, N_1, a_{igv}) \quad (۷)$$

$$\eta_c = f_2(\pi_c, N_1, a_{igv}) \quad (۸)$$

$$c_{pa} = f_3(T_2) \quad (۹)$$

$$w_c = \dot{m}_c c_{pa} (T_2 - T_1) \quad (۱۰)$$

$$w_{ct} = \dot{m}_{ct} c_{pg} (T_3 - T_4) \quad (۱۱)$$

در حالت استاتیک دمای هوای خروجی در کمپرسور و توربین کمپرسور از روابط (۱۲) و (۱۳) به دست می‌آید.

$h_a$  نشانگر آنتالپی سیال و معمولاً مقدار افت فشار  $\Delta p_{cc}$  ثابت فرض می‌شود. ظرفیت حرارتی هوا و سیال گاز گذری از توربین برحسب درصد اجزای تشکیل‌دهنده و درجه حرارت موضعی، حساب و مشخص می‌شود [۱۱].

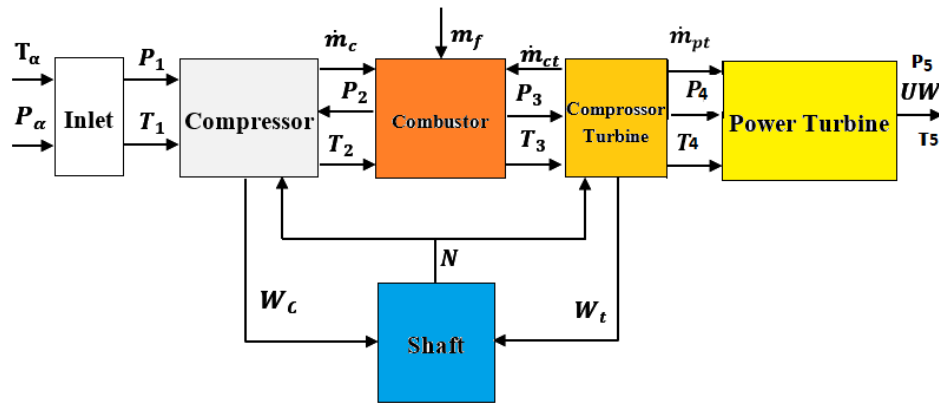
## ۲-۲ دینامیک توربین‌های گازی

کمپرسور و توربین‌های به کاررفته در ساختار توربین‌های گازی در سه گروه گریز از مرکز، محوری و ترکیبی تقسیم می‌شوند. مدل ریاضی کمپرسور و توربین‌ها از معادلات کاملاً غیرخطی چندمتغیره تشکیل می‌شود که روابط بین آن‌ها معمولاً به شکل نمودارهای گرافیکی به عنوان مشخصه عملکرد بیان می‌شود. در اغلب نمودارهای مشخصه از مشخصه‌های اصلاح‌شده و بدون بعد برای فلوی جرمی  $\dot{m}_i$ ، سرعت شفت  $N_i$  و ضریب تقویت فشار  $\pi_i$  استفاده می‌شود که ارتباط بین مشخصه‌های اصلی و اصلاح‌شده در روابط (۳)، (۴) و (۵) بیان شده است.

$$\dot{m}_i = \frac{\dot{M}_{in,i} \sqrt{T_{in,i}}}{P_{in,i}} \left/ \left( \frac{\dot{M}_{in,i} \sqrt{T_{in,i}}}{P_{in,i}} \right)_{Design} \right. \quad (۳)$$

$$\pi_i = \frac{PR}{PR_{design}} \quad \text{و} \quad PR = \left( \frac{P_3}{P_2} \right) \quad (۴)$$

$$N_i = \frac{N_{i,act} / \sqrt{T_0}}{(N_i / \sqrt{T_0})_{design}} \quad (۵)$$



شکل ۳. بلوک دیاگرام نحوه تأثیرپذیری اجزای توربین گاز از همدیگر.

Figure 3. Diagram of gas turbine components interaction.

$$= m_{c.with\ igv} m_c (1 + d_1 \% \alpha_{igv}) \quad (19)$$

$$T_2 = T_1 + \frac{T_2}{\eta_c} \left[ \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{r-1}{r}} - 1 \right] \quad r = \frac{c_{pa}}{c_{va}} \quad (12)$$

$$= m_{pt.with\ igv} m_{pt} (1 + d_2 \% \alpha_{ngv}) \quad (20)$$

$$T_4 = T_3 - T_3 \times \eta_{ct} \left[ 1 - \left( \frac{P_3}{P_4} \right)^{\frac{r-1}{r}} \right] \quad r = \frac{c_{pg}}{c_{vg}} \quad (13)$$

که ضرایب  $d_1$  و  $d_2$  از روی نمودارهای عملکردی کمپرسور و توربین قدرت قابل استخراج است و  $m_{c.with\ igv}$  و نیز  $m_{pt.with\ igv}$  متغیرهای فلوی جرمی جدید هستند [۱۴].

عملکرد بخش توربین قدرت نیز مشابه کمپرسورها با نمودارهای چندگانه و مشخصه‌های اصلاح شده طبق روابط (۱۴) تا (۱۸) بیان می‌شود.

### ۳-۲ دینامیک حجم

در اتصال اجزای مختلف توربین گازی معمولاً فضایی بین قسمت‌های محفظه احتراق با توربین و یا لابه‌لای دو توربین فرض می‌شود که فضای اشغال شده<sup>۱</sup> نامیده می‌شود که این قسمت‌ها به‌عنوان یک حجم ثابت با دینامیک سیالاتی با روابط (۲۱) تا (۲۴) منظور می‌شوند.

$$\dot{N}_2 = \left[ \frac{30}{\pi} \right]^2 \frac{1}{J_2 N_2} \left[ \dot{m}_{pt} \eta_{pt} c_{pg} (T_4 - T_5) - UW \right] \quad (14)$$

$$\dot{m}_{pt} = f_4(\pi_t, N_2, a_{ngv}) \quad (15)$$

$$\eta_t = f_5(\pi_t, N_2, a_{ngv}) \quad (16)$$

$$\frac{PV}{T} = MR \quad (21)$$

$$c_{pg} = f_6(T_4) \quad (17)$$

$$\dot{P} = \frac{RT}{V} \dot{M} + \frac{P}{T} \dot{T} \quad (22)$$

$$w_{pt} = \dot{m}_{pt} c_{pg} (T_4 - T_5) \quad (18)$$

$$\dot{T} = \frac{1}{c_{vg} M} [Q_{in} - Q_{out}] \quad (23)$$

تأثیرات پره‌های متحرک با توجه به مقدار زوایای بازشدگی آن‌ها به‌عنوان دو ورودی مستقل با تعریف فلوهای جرمی جدید با معادلات (۱۹) و (۲۰) اعمال می‌شود:

1. Plenum

$$\text{For combustor} \begin{cases} Q_{in} = K (c_{pg}T_2m_c + LHV\eta_{cc}w_f - c_{pg}T_3m_{ct}) \\ Q_{out} = c_{pg}T_3(m_c + w_f - m_{ct}) \\ \dot{M} = (m_c + w_f - m_{ct}) \end{cases} \quad (24)$$

#### ۲-۴ مدل‌سازی عیب در توربین

عیوب در توربین می‌تواند در سه قسمت محرک، اجزاء و سنسور رخ دهد؛ اما در این مقاله فقط عیوب ترمودینامیکی در تغییرات بازده محفظه احتراق، بازده مکانیکی کمپرسور و فلوی جرمی هوا مد نظر است. انحراف در این مشخصه‌ها از مقدار طراحی به ترتیب با ضرایب  $H\dot{m}_c$  و  $H\eta_c, H\eta_{cc}$  که اعدادی مابین صفر و یک هستند نشان داده می‌شود که با ضرب آن‌ها در متغیر مرتبط می‌توانند بیانگر مقدار واقعی مشخصه در لحظه فعلی باشند [۱۵]. با تخمین این مشخصه‌ها اگر ضریبی برابر یک باشد به منزله سلامت و بروز نکردن عیب است و در صورت انحراف آن از مقدار یک، میزان و شدت عیب آن قسمت

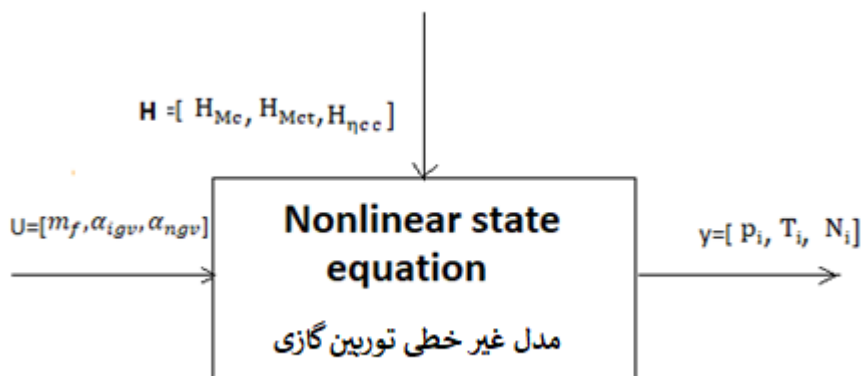
تشخیص داده می‌شود. با اعمال متغیرهای عیب  $H = [H_{m_c}, H_{\eta_c}, H_{\eta_{cc}}]^T$  معادلات غیر خطی فلوی جرمی و بازده واقعی کمپرسور و محفظه احتراق به فرم (۲۵) در می‌آید:

$$\begin{cases} \dot{m}_{ac.c} = H\dot{m}_c \dot{m}_c = g_1(N_1, \pi_c, H\dot{m}_c) \\ \eta_{ac.c} = H\eta_c \eta_c = g_2(\dot{m}_{ac.c}, N_1, H\eta_c) \\ \eta_{ac.cc} = \eta_{cc} H\eta_{cc} \end{cases} \quad (25)$$

که اندیس  $ac$  در مشخصه‌ها به منزله مقدار واقعی آن مشخصه است. طرحواره کلی مدل غیر خطی تعریف شده برای یک توربین گاز عیب‌دار در شکل (۴) نشان داده شده است. با انتخاب متغیرهای حالت به صورت  $x = [N_1, N_2, T_3, P_3, P_4, P_5]^T$  و ورودی  $u = [w_f, \alpha_{igv}, \alpha_{ngv}]^T$  معادلات حالت غیر خطی سامانه نشان داده شده در شکل (۴) با (۲۶) بیان می‌شوند [۱۶].

$$\dot{x} = F(x, u, H)$$

$$= \begin{pmatrix} \left[ \frac{30}{\pi} \right]^2 \frac{1}{J_1 N_1} \left[ \dot{m}_{ct} \eta_{ct} c_{pg} (T_3 - T_4) - H\dot{m}_c \eta_{M_c} H_{\eta_{M_c}} c_{pa} (T_2 - T_1) \right] \\ \left[ \frac{30}{\pi} \right]^2 \frac{1}{J_2 N_2} \left[ \dot{m}_{pt} \eta_{pt} c_{pg} (T_4 - T_5) - UW \right] \\ \frac{R_g T_3}{P_3 V_1 c_{vg}} \left[ K (c_{pg} T_2 H\dot{m}_c \dot{m}_c + LHV H\eta_{cc} \eta_{cc} w_f - c_{pg} T_3 \dot{m}_{ct}) - c_{pg} T_3 (H\dot{m}_c \dot{m}_c + w_f - \dot{m}_{ct}) \right] \\ \frac{P_3}{T_3} \dot{T}_3 + \frac{R_g T_3 (H\dot{m}_c \dot{m}_c + w_f - \dot{m}_{ct})}{V_1} \\ \frac{R_g T_4 (\dot{m}_{ct} - \dot{m}_{pt})}{V_2} \\ \frac{R_g T_5 (\dot{m}_{pt} - \Gamma \sqrt{P_5})}{V_3} \end{pmatrix} \quad (26)$$



شکل ۴. طرحواره کلی مدل غیر خطی توربین گاز با اعمال عیب.

Figure 4. Schematic of nonlinear model of gas turbine by fault.

## ۲-۵ خطی‌سازی

محققان از روش‌های مختلفی چون خطی‌سازی اطراف نقطه کار، روش سمبلیک و خطی‌سازی از روش‌های  $CLM^1$ ،  $PDM^2$ ،  $OFM^3$ ،  $ARX^4$  برای توربین‌گازی استفاده کرده‌اند که تعداد متغیرهای حالت، دینامیک کند و تند حالت‌ها نسبت به هم، ظهور دو گروه معادلات دیفرانسیل و جبری در کنار هم و مرتبه بالای مدل از چالش‌های این روش‌هاست [۱۷ و ۱۶]. در این مقاله از روش خطی‌سازی تحلیلی به روش بسط تیلور استفاده شده است [۱۸]. مدل خطی تغییرناپذیر با زمان توربین گاز عیب‌دار در هر نقطه کار پایدار  $(X_0, U_0, H_0)$  را می‌توان به شکل رابطه (۲۷) نشان داد.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu + EH, \quad A = \left. \frac{\partial F}{\partial X} \right|_{X_0, U_0, H_0} \\ B &= \left. \frac{\partial F}{\partial U} \right|_{X_0, U_0, H_0}, \quad \text{و} \\ E &= \left. \frac{\partial F}{\partial H} \right|_{X_0, U_0, H_0} \end{aligned} \quad (27)$$

طبق تعریف در روش چندمدله، هدف معادل‌سازی رفتار غیرخطی سامانه با تعداد  $M$  مدل خطی در حوزه‌های مختلف است که مدل هر حوزه با مدل حوزه‌های دیگر متفاوت باشد [۱۹] برای تعدیل تعداد مدل‌ها با تعریف معیار فاصله<sup>۵</sup> بین مدل‌ها در فضای  $H_2$  با فرض این‌که هر مدل خطی متناظر  $P_i$  دارای تجزیه به عوامل اول چپ و راست به شکل رابطه (۲۸) باشند [۲۰].

$$P_i = N_i M_i^{-1} = \bar{M}_i^{-1} \bar{N}_i, \quad G_i^T = [N_i \ M_i], \quad \bar{G}_i = [-\bar{M}_i \ \bar{N}_i] \quad (28)$$

می‌توان در حالت چندورودی و چندخروجی، فاصله بین دو مدل را با  $\delta_{ij}$  و رابطه (۲۹) تعریف و با انتخاب یک آستانه مناسب از کاربرد تعداد مدل‌های اضافی در یک فضای کار ثابت اجتناب کرد.

$$\delta_{ij} = \delta(P_i, P_j) = \frac{\|\bar{G}_j G_i\|_2}{\|\bar{G}_j G_i\|_2} \quad (29)$$

## ۳. تئوری روش تشخیص عیب پیشنهادشده

اگر در فضای گسسته سامانه غیر خطی با روابط (۳۰) تعریف شود:

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= F(x_k, u_k, H_k) \\ y_k &= x_k \end{aligned} \quad (30)$$

که در آن  $x_k \in \mathbb{R}^n$ ،  $u_k \in \mathbb{R}^l$ ،  $y_k \in \mathbb{R}^m$  و  $H_k \in \mathbb{R}^q$  و تابع  $F$  پیوسته و مشتق‌پذیر باشد. آن‌گاه در نقطه تعادل  $(x_e^j, u_e^j, H_e^j)$  (حول نقطه کار در فضای تصادفی با اعمال عیب به صورت جمعی رفتار دینامیکی سامانه در هر نقطه کار متفاوت را می‌توان با (۳۱) نشان داد.

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= A_j x_k - B_j u_k + E_j H_k + \Delta_{X_j} + x_k^j \\ y_k &= x_k + \Delta_{Y_j} + y_k^j \\ \Delta_{Y_j} &= y_e^j - x_e^j, \quad \Delta_{X_j} = x_e^j - A_j x_e^j - B_j u_e^j \end{aligned} \quad (31)$$

ماتریس‌های  $(E_j, B_j, A_j)$  ثابت با ابعاد مناسب است و  $\omega_k^j$  و  $v_k^j$  نویز پروسس و اندازه‌گیری با میانگین صفر و کوواریانس‌های  $Q$ ،  $R$  و  $A_j$  ماتریس توزیع عیب در ورودی  $\Delta_{X_j}$  و خطای عدم قطعیت در مدل‌سازی و خروجی هستند.

## ۳-۱ فیلترهای کالمن

اگر فیلترهای کالمن کلاسیک با بهره ثابت طبق رابطه (۳۲) و مانده‌های  $\varepsilon_k^i$  به‌عنوان نشانگر خطای حالت‌ها و  $r_k^i$  نشانگر خطای خروجی با رابطه (۳۳) تعریف شود [۲۱].

$$\hat{y}_k^i = \hat{x}_k^i + \Delta_{Y_j}, \quad \hat{x}_{k+1}^i = A_i \hat{x}_k^i - B_i u_k + K_k^i (y_k - \hat{y}_k^i) + \Delta_{X_i} \quad (32)$$

$$r_k^i = y_k - \hat{y}_k^i, \quad \varepsilon_k^i = x_k - \hat{x}_k^i \quad (33)$$

( $i$  شماره فیلتر و  $z$  شماره مدل است) آن‌گاه مشخص می‌شود که اگر فیلتری با مدلس منطبق باشد ( $i=z$ ) و عیبی در سامانه وجود نداشته باشد ( $H=0$ ) مانده‌ها نویزی خواهند بود ( $r_k^i \subset \mathcal{N}$ ). لیکن در صورت بروز عیب ( $H \neq 0$ ) این مانده‌ها شکل قوسی نخواهند داشت

1. Component Leveling Model
2. Partial Differential Model
3. Optimization Fitting Model
4. Auto Regressive with Exogenous
5. H-Gap Metrics

انتخاب شده در روابط (۳۱) و فیلترهای متناظر آن‌ها در روابط (۳۲) با (۳۸) پوشش داد:

$$\begin{aligned} X_{k+1} &= A_k^* X_k - B_k^* U_k + E_k^* H_k \\ Y_k &= X_k \end{aligned} \quad (38)$$

که در آن  $(\cdot)_k = \sum_{i=1}^M \varphi(\gamma_k^i) (\cdot)_i$  و ضرایب  $\varphi(\gamma_k^i)$  به نام توابع مد کاری<sup>۲</sup> با تعریف توزیع احتمال<sup>۳</sup>  $\rho_k^i$  از روابط برگشتی (۳۹-۴۰) حاصل می‌شوند [۲۳].

$$\rho_k^i = \frac{\exp\{-0.5 * \gamma_k^i * (\theta_k^i)^{-1} * (\gamma_k^i)^T\}}{[(2\pi)^{m+q} \det(\theta_k^i)]^{\frac{1}{2}}} \quad (39)$$

$$\varphi(\gamma_{k+1}^i) = \frac{\rho_k^i * \varphi(\gamma_k^i)}{\sum_{h=1}^M \rho_k^h * \varphi(\gamma_k^h)} \quad (40)$$

که  $\theta_k^i \in \mathfrak{R}^{m+q}$  ماتریس کواریانس مانده‌های  $\gamma_k^i$  است و با رابطه (۴۱) به دست می‌آید.

$$\theta_k^i = \bar{C}_i \bar{P}_k^i \bar{C}_i^T + \bar{V}_i \quad (41)$$

حال می‌توان با طراحی یک فیلتر بهره  $K_k$  را مطابق روابط (۴۲) برای مدل دینامیکی ذکر شده در روابط (۳۸) مانده‌های جدید  $r_k$  تشکیل داد و با تجزیه فیلتر  $K_k$  به شکل زیر [۲۲].

$$\begin{aligned} K_k &= \omega_k \Pi + \bar{K}_k \Sigma \\ \Sigma &= \alpha (I_m - \mathfrak{I} \Pi), \quad \omega_k = A_k^* \mathfrak{I}, \quad \Pi = (\mathfrak{I})^+ \end{aligned} \quad (42)$$

با کاربرد ماتریس‌های  $\Sigma$  و  $\Pi$  و دکوپله‌سازی مانده‌های  $r_k$  مطابق رابطه (۴۳) دو گروه مانده جدید تولید کرد؛ به نحوی که برداری است که به عیب حساس نیست، ولی  $\Omega_k^*$  علاوه بر حساس بودن به عیب می‌تواند تخمینی از عیب موجود در مدل را از رابطه (۴۴) به دست دهد:

$$\begin{bmatrix} \gamma_k^* \\ \Omega_k^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Sigma \\ \Pi \end{bmatrix} r_k \quad (43)$$

$$\left(\sum_{h=1}^M \varphi(\gamma_k^h) H_h\right)^+ \mathfrak{I} \Omega_k^* = \hat{H}_k \quad (44)$$

( $r_k^i \notin \mathcal{N}$ ). همین‌طور اگر مدل خطی با نقطه کار یکسان نباشد ( $i \neq j$ ) به دلیل بروز خطای مدل، مانده‌ها صرف نظر از عیب حالت گوسی نخواهد داشت. با روش دکوپله‌سازی، مانده‌های جدید  $\bar{r}_k^i$  مطابق رابطه (۳۴) تعریف می‌شود که در آن‌ها دو ماتریس  $\Sigma_i$  و  $\Xi_i$  در مانده‌های اولیه  $r_k^i$  ضرب می‌شوند؛ به نحوی که بردار  $\Omega_k^i$  فقط به عیب و بردار  $\gamma_k^i$  به خطای مدل‌سازی (عدم تطبیق مدل خطی با نقطه کار) حساس است [۲۲].

$$\gamma_k^i = \Sigma_i r_k^i, \quad \Omega_k^i = \Xi_i r_k^i, \quad \bar{r}_k^i = \begin{bmatrix} \Sigma_i \\ \Xi_i \end{bmatrix} r_k^i \quad (34)$$

دو ترم  $\bar{\Xi}_i$  و  $\Sigma_i$  از تجزیه فیلتر ثابت  $K_k^i$  با روابط (۳۵) به دست می‌آید.

$$\begin{aligned} K_k^i &= \omega_i \bar{\Xi}_i + \bar{K}_k^i \Sigma_i \\ \bar{\Xi}_i E_j &= I, \quad \Sigma_i E_j = 0 \end{aligned} \quad (35)$$

که در آن  $\bar{K}_k^i$  با معادلات (۳۶) تعریف می‌شود.

$$\begin{aligned} \bar{K}_k^i &= \bar{A}_i \bar{P}_k^i \bar{C}_i^T (\bar{A}_i \bar{P}_k^i \bar{C}_i^T + \bar{V}_i)^{-1} \\ \bar{P}_{k+1}^i &= (\bar{A}_i - \bar{K}_k^i \bar{C}_i) \bar{P}_k^i (\bar{A}_i - \bar{K}_k^i \bar{C}_i)^T + \bar{K}_k^i \bar{V}_i (\bar{K}_k^i)^T + \bar{Q}_i \end{aligned} \quad (36)$$

ماتریس‌های به کاررفته در معادلات (۳۶) از روابط (۳۷) به دست می‌آیند.

$$\begin{aligned} \bar{A}_i &= (A_i - \omega_i \Xi_i), \quad \bar{C}_i = \Sigma_i, \quad \bar{V}_i = \Sigma_i R_i \Sigma_i^T, \\ \bar{Q}_i &= Q_i + \omega_i \Xi_i R_i \Xi_i^T \omega_i^T \end{aligned} \quad (37)$$

بنابراین امکان تشخیص هم‌زمان نقطه کار سامانه و عیب در آن نقطه، با استفاده از بانک فیلتر کالمن برای هر مد کاری (مدل خطی) حاصل می‌شود.

### ۲-۳ ترکیب محدب

باتوجه به خواص فضای محدب و تئوری احتمالات شرطی بیز<sup>۱</sup> می‌توان دینامیک کل سامانه غیر خطی را با تعریف ماتریس‌های تغییرپذیر با زمان جدید  $A_k^*, B_k^*, F_k^*$  از روی مدل‌های خطی

2. Mode Probability Functions  
3. Probability Distribution Functions

1. Bayes' Theorem

عملکردی قسمت های سه گانه توربین گاز استخراج شده است. برای سهولت، ۴ نقطه کار که شرایط کاری مشابه نداشته و طبق معیار فاصله متریک مدل های آن ها تفکیک لازم را از هم داشته اند، انتخاب شده است. این شبیه سازی در نرم افزار MATLAB انجام و ماتریس های  $Q=0.11$ ،  $R=0.31$  فرض شده اند.

ورودی به سامانه در بخش سوخت ثابت و برابر با  $w_f = 1/6 \text{ kg/s}$  و تغییرات نازل ها به صورت متغیر و سینوسی و  $a_{igv} = 1/8 + 0/16 \sin(\frac{t}{20})$  و  $\alpha_{ngv} = 0/9 \sin(0/03 t)$  در نظر گرفته شده است. عیب فرضی در سامانه به شکل نوبتی (آرام، ثابت و پرشی) و هم زمان در چند قسمت فلوی جرمی و بازده کمپرسور هوا و بازده محفظه احتراق، مطابق نمودار نشان داده شده در شکل (۸) در نظر گرفته شده است.

#### ۴-۱ نتایج شبیه سازی

برای اثبات پوشش عملکرد روش های مرسوم تشخیص عیب چندمدله با ایده جدید پیشنهاد شده در مقاله، مطابق شکل (۵) هر فیلتر کالمن در زمانی که مدل توربین گازی با مدل آن فیلتر تطبیق پیدا می کند دارای مانده هایی به شکل نویز سفید است؛ در حالی که سایر فیلترها هم زمان مانده های غیر نویزی در این بازه ها تولید می کنند. بنابراین با فرض این که مدل مرتبط با فیلتر n ام به عنوان مدل حالت سالم تجهیز و سایر مدل ها نمونه مدل های حالت های معیوب باشند از مانیتورینگ مانده های فیلترها می توان به بروز عیب و یا شرایط کاری سالم توربین گازی پی برد.

در روابط فوق  $\mathcal{Z}$  ماتریس ثابت توزیع عیب نام دارد و ستون های آن طبق (۴۵) از ستون های ماتریس های  $E_i$  تشکیل شده اند.

$$\sum_{h=1}^M \varphi(\gamma_k^h) E_h H_k = \mathcal{Z} f_k \quad (45)$$

$f$  تصویری از بردار عیب،  $H$  بردار خطای واقعی،  $\alpha$  یک ماتریس مطلق و طوری تعیین می شود تا ماتریس  $\Sigma$  بعد کامل داشته باشد. در انتخاب بهره  $\bar{K}_k$  طراح آزاد بوده و از این مزیت می توان با کاربرد  $LMI$  پایداری لیاپونوفی این روش را تضمین کرد [۲۲].

#### ۴. شبیه سازی

برای ارزیابی عملکرد روش پیشنهاد شده، یک توربین صنعتی دومحوره انتخاب شده که مشخصات توربین مورد نظر در ضمیمه آمده است. به جای مدل غیر خطی توربین گازی در هر ناحیه کاری، مدل خطی استخراج شده مربوط در هر منطقه عملیاتی به مدت ۱۵ ثانیه معادل با ۱۵۰ گام نمونه برداری (گام نمونه برداری برابر با ۰/۱ ثانیه) به صورت متوالی جایگزین شده است. برای گسسته سازی مدل غیر خطی ذکر شده در روابط (۲۶) از روش اویلر و رانج کوتای<sup>۲</sup> درجه یک استفاده شده است.

در انتخاب نقاط کار، مطابق جدول (۱) سرعت محور دوم از ۵۵۰۰ دور بر دقیقه تا ۷۵۰۰ دور افزایش داده شده است تا بازه تغییرات مشخصه ها قابل توجه باشد. متغیرهای به کاررفته در مدل ها که قابلیت اندازه گیری نداشته اند از روابط استاتیک و نمودارهای

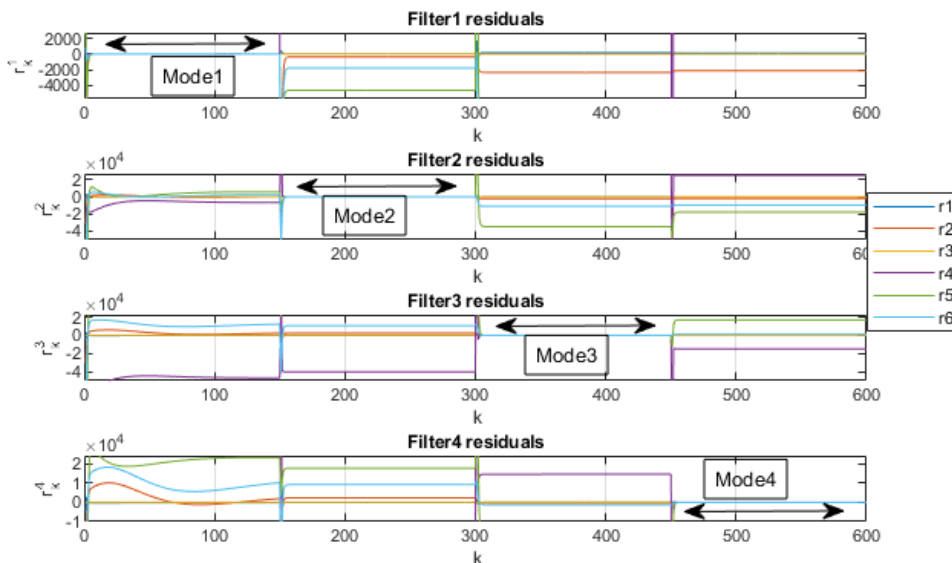
جدول ۱. مقادیر اولیه و مشخصات نقاط کار انتخابی.

Table 1. Gas turbine initial data at the selected operating point.

Parameter point	UW %nom	$\alpha_{igv}$ %span	$\alpha_{ngv}$ %span	$N_2$ rpm	$C_p$ kJ/kg	$\eta_{cc}\%$	LHV Mj	$\eta_c\%$	$\eta_{CT}\%$	$\eta_{PT}\%$	$C_{pa}$ kJ/kg	$\dot{m}_f$ kg/s
Point 1	50	62	0.1	5525	1.04	98	50	87.4	58	80	1.047	0.29
Point2	55	84	0.1	6600	1.05	98	50	79.3	60	80	1.053	0.39
Point3	54.7	95	0	7500	1.06	98	50	88.6	61	80	1.058	0.46
Point 4	71	94.8	0.4	7150	1.07	98	50	88.5	61	80	1.068	0.49
Parameter point	$\dot{m}_c$ kg/s	$N_1$ rpm	$T_1$ c°	$T_2$ c°	$P_1$ Bar	$P_2$ Bar	$T_3$ c°	$P_3$ Bar	$T_4$ c°	$P_4$ Bar	$T_5$ c°	$P_5$ Bar
Point 1	35	9938	1	301	0.83	8.7	708	8.3	653	5.79	358	0.81
Point2	39.5	10275	-1	338	0.83	9.2	826	8.7	762	6.12	388	0.81
Point3	44	10462	3	360	0.83	12	876	11.4	808	7.98	412	0.81
Point 4	50	11000	29	420	0.81	11.7	905	11.1	835	7.78	480	0.79

1. Linear Matrices Inequality

2. Euler and Range Kutta

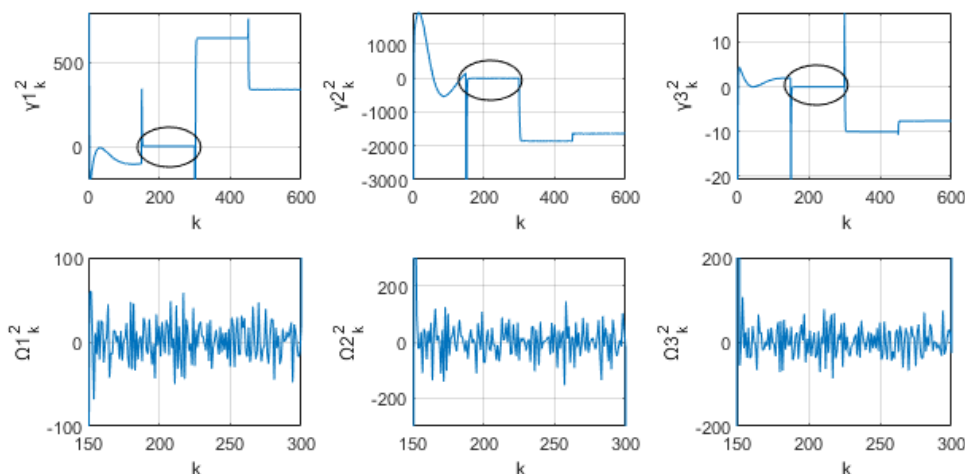


شکل ۵. کاربرد مانده‌های فیلترهای کالمن در تشخیص عیب به روش مرسوم.

Figure 5. Filter Residuals in conventional MM-FDI.

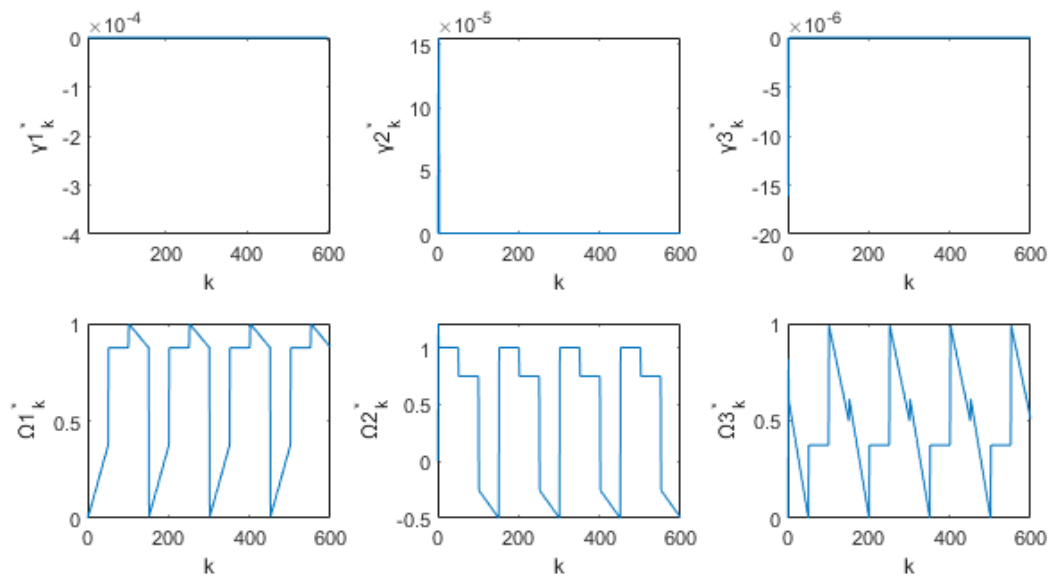
دلیل بر سلامت یا بروز عیب سامانه در آن نقطه کار است. برای تخمین عیب با طراحی فیلتر تطبیقی در رابطه (۴۲) مطابق شکل (۷) مانده‌های  $\gamma_k^*$  که حساس به خطای مدل و  $\Omega_k^*$  که نشانگر بروز یا عدم بروز عیب است، نشان داده شده‌است. همان‌طور که مشخص است  $\gamma_k^*$  نویزی است و با عیب هیچ ارتباطی ندارد، لیکن  $\Omega_k^*$  نشانگر بروز و یا عدم بروز عیب، عیوب را در قسمت‌های مورد بررسی از سامانه نشان می‌دهد.

۲-۴ کارایی روش در تخمین عیوب همزمان و بلادرنگ تشخیص عیب با دکوپله‌سازی مانده‌های فیلترهای کالمن و تولید مانده‌های دکوپله برای هر فیلتر که در شکل (۶) نشان داده شده، قابل تحقق است. مانده‌های غیر حساس به عیب  $\gamma_k^i$  نشانگر نقطه کار یا در تشخیص مدل کاربرد دارند و مانده‌های حساس به عیب  $\Omega_k^i$  زمان بروز و نشانه‌هایی از عیب را آشکار می‌سازند. یعنی مطابقت شکل نویزی مانده‌های  $\gamma_k^i$  در یک ناحیه، نشانگر تطبیق مدل سامانه با مدل خطی آن منطقه است و حالت نویزی و غیر نویزی شدن  $\Omega_k^i$



شکل ۶. مانده‌های دکوپله فیلتر کالمن شماره ۲.

Figure 6. Decoupled Residuals for Second Filter.



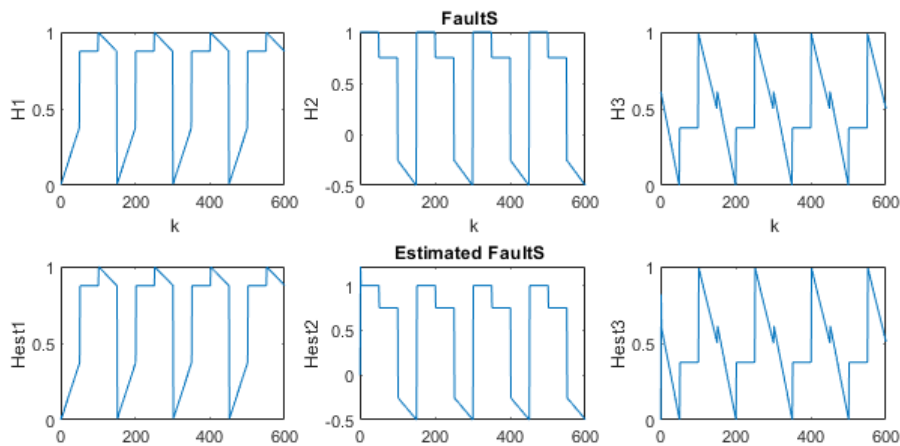
شکل ۷. خروجی فیلتر تطبیقی در صورت بروز عیب.

Figure 7. Adaptive Decoupled Residuals.

### ۵. نتیجه گیری

در این مقاله خلاصه‌ای از عیوب ترمودینامیکی توربین گاز و نحوه اعمال آن در مدل و استخراج مدل ترمودینامیکی غیر خطی توربین گاز براساس همبندی مدل اجزاء شرح داده شد و با خطی سازی تحلیلی در نقاط کار مختلف و تعدیل تعداد مدل‌ها و ترکیب آن‌ها یک مدل دینامیکی معادل برای سامانه تشخیص عیب در فضای محدب تشکیل و هم‌زمان الگوریتم نحوه طراحی روش پیشنهادی بیان شد.

در نهایت با کاربرد مانده‌های دکوپله تطبیقی مطابق روابط (۴۴) امکان تخمین عیب فراهم می شود که در شکل (۸) در کنار عیب فرضی تولیدی در سامانه (بروز عیب)، عیوب تخمینی در سمت راست نشان داده شده است که در واقع عیب تخمین زده شده شباهت کاملی از لحاظ ساختار با عیب فرضی دارد.



شکل ۸. خروجی نهایی سامانه تشخیص عیب.

Figure 8. Final estimated Faults via Produced Faults.

ضریب ثابت تخلیه سیال از توربین قدرت به محیط	$\Gamma$	طی شبیه‌سازی با کاربرد مقادیر اولیه و ثابت‌های واقعی از یک توربین گاز در حال کار، مشخص شد که از این ایده می‌توان هم‌زمان در تشخیص عیب و تخمین عیوب ترمودینامیکی حاصل از ورود جسم خارجی و یا عیوب مربوط به بهم‌خوردگی تنظیمات اولیه در بخش‌های مختلف کمپرسور و محفظه احتراق استفاده کرد. این روش نیازی به شناخت تمامی حالت‌های معیوب ندارد و امکان تشخیص هم‌زمان عیوب را (حداکثر به تعداد مشخصه‌های اندازه‌گیری) به‌طور پیوسته و در تمامی اندازه‌های ممکن دارد که سامانه‌های کنترل کلاسیک در این حوزه مؤثر نیستند. بنابراین بهره‌بردار یا سامانه کنترل می‌تواند با مانیتورینگ و تحلیل به‌هنگام تغییرات مشخصه‌های سلامتی حاصل از خروجی این شیوه تشخیص عیب، قبل از گسترش عیب که هنوز اثرات مخرب آن به‌وسیله ابزار دقیق قابل ثبت نیست، با تصمیم به‌موقع در خصوص لزوم توقف و انجام تعمیرات و یا امکان استفاده مشروط از توربین با رعایت سایر جوانب اقدام نماید.
بازده %	$\eta$	
دور روتور ( $rpm$ )	$N$	
ممان یا اینرسی شفت ( $kg.m^2$ )	$J$	
فاصله زمانی نمونه‌برداری (s)	$T_s$	
درصد زوایای بازشدگی پره‌های متغییر در ورودی کمپرسور و توربین % $span$	$\alpha_{ngv}, \alpha_{igv}$	
حجم‌های معادل دینامیکی ( $m^3$ )	$V_2, V_3, V_1$	
محفظه احتراق	$cc$	
توابع چندجمله‌ای غیر خطی	$f_i$	
توربین کمپرسور	$ct$	
توربین توان	$pt$	
ضریب ثابت محفظه احتراق	$K$	

## فهرست علائم، اختصارات و واحدها

بار متصل به توربین % $nominal$	$UW$		
اندیس‌ها	$i, j$	$m_i$	تغییرات جریان جرمی سیال ( $kg/s$ )
شماره روابط بازگشتی	$k$	$R_g$	ثابت جهانی گاز
نرم توان دوم	$\  \cdot \ _2$	$\Delta b$	ضریب افت فشار در محفظه احتراق
مقدار ویژه بیشینه	$\bar{\sigma}$	$w_f$	جریان جرمی سوخت ( $kg/s$ )
مزدوج موهومی	$\tilde{\cdot}$	$c_{pg}$	ظرفیت حرارتی محصولات احتراق در فشار ثابت ( $kJ/kg$ )
ماتریس مور-پنروس	$(\cdot)^+$	$c_v, c_p$	ظرفیت حرارتی هوا در فشار و دمای ثابت ( $kJ/kg$ )
ارزش حرارتی سوخت ( $kJ/kg$ )	$LHV$	$P$	فشار ( $kpa$ )
آنتالپی ( $j$ )	$h_a$	$T$	دما ( $k$ )
		$H$	بردار نشانگر سلامتی اجزاء

General Electric- GT10/2 Gas turbine with standard maps and with the following coefficients and constants:

$$j_1 = 2500 \text{ kg.m}^2, j_2 = 330 \text{ kg.m}^2, K=0.98, \Gamma=.25, V_1 = 0.04 \text{ m}^3, V_2 = 0.039 \text{ m}^3, V_3 = 0.023 \text{ m}^3$$

$$C_{vg} = 1.013 \text{ kj/kg}, C_{va} = 1.042 \text{ kj/kg}, C_{pg} = 1.75 \text{ kj/kg}, H_{i0} = 1$$

Linear state space and fault distribution matrices in discrete time at the selected operating points as the table 1 operating points are:

$$A_1 = \begin{bmatrix} 9998 & 0 & 0 & 1 & -2 & 0 \\ 1 & 9995 & 0 & 3 & 73 & 254 \\ -1 & 0 & 9999 & 0 & 0 & 0 \\ -632 & 0 & 95 & 9058 & -529 & -9 \\ 332 & -7 & 4 & 898 & 9982 & 348 \\ 7 & -384 & -15 & 18 & 382 & 9225 \end{bmatrix} * 10^{-4}, \quad B_1 = \begin{bmatrix} 0 & -111 & 0 \\ 8 & 6 & 129 \\ 0322 & 3 & 0 \\ 98 & -43 & 76 \\ -3585 & 1809 & -2842 \\ -32 & 32 & 3014 \end{bmatrix} * 10^{-4},$$

$$E_1 = \begin{bmatrix} 8 & -129 & 2 \\ 9 & 0 & 5 \\ -98 & 0 & 94 \\ 75726 & 0.0004 & 45785 \\ 3627 & -2 & 1295 \\ 84 & 0 & 29 \end{bmatrix} * 10^{-4}, \quad A_2 = \begin{bmatrix} 9998 & 0 & 0 & 01 & -2 & 0 \\ 1 & 9994 & 0 & 4 & 79 & 274 \\ -2 & 0 & 9999 & 0 & 0 & 0 \\ -711 & 0 & 108 & 8950 & -588 & -12 \\ 367 & -9 & 5 & 995 & 9977 & 387 \\ 8 & -423 & -14 & 22 & 421 & 9163 \end{bmatrix} * 10^{-4},$$

$$B_2 = \begin{bmatrix} 1 & -123 & 0 \\ 4 & 8 & 141 \\ 341 & 2 & 0 \\ 122 & -56 & 95 \\ -3999 & 2108 & -3163 \\ 44 & 43 & 3314 \end{bmatrix} * 10^{-4}, \quad E_2 = \begin{bmatrix} 11 & -160 & 3 \\ 13 & 0 & 8 \\ -140 & 0 & 135 \\ 92983 & 6 & 61218 \\ 4979 & -3 & 3278 \\ 72 & 0 & 47 \end{bmatrix} * 10^{-4},$$

$$A_3 = \begin{bmatrix} 9997 & 0 & 0 & 1 & -2 & 0 \\ 2 & 9994 & 0 & 4 & 83 & 290 \\ -1 & 0 & 9999 & 0 & 0 & 0 \\ -729 & 0 & 119 & 8936 & -595 & -12 \\ 369 & -9 & 6 & 1005 & 9976 & 393 \\ 8 & -012 & -15 & 21 & 410 & 9249 \end{bmatrix} * 10^{-4}, \quad B_3 = \begin{bmatrix} 1 & -147 & 0 \\ 2 & 8 & 145 \\ 270 & 2 & 0 \\ 124 & -56 & 98 \\ -4040 & 2038 & -3197 \\ -42 & 42 & 3224 \end{bmatrix} * 10^{-4},$$

$$E_3 = \begin{bmatrix} 13 & -170 & 4 \\ 14 & 0 & 11 \\ -131 & 0 & 126 \\ 99384 & 6 & 72154 \\ 5378 & -3 & 3904 \\ 76 & 0 & 55 \end{bmatrix} * 10^{-4}, \quad A_4 = \begin{bmatrix} 9997 & 0 & 0 & 1 & -3 & 0 \\ 2 & 9993 & 0 & 5 & 96 & 338 \\ -1 & 0 & 9999 & 0 & 0 & 0 \\ -705 & 0 & 135 & 8962 & -581 & -12 \\ 362 & -7 & 7 & 983 & 9977 & 384 \\ 8 & -405 & -14 & 20 & 403 & 9334 \end{bmatrix} * 10^{-4},$$

$$B_4 = \begin{bmatrix} 1 & -158 & 0 \\ 1 & 9 & 165 \\ 269 & 2 & 0 \\ 119 & -53 & 93 \\ -3944 & 1990 & -3124 \\ -41 & 41 & 3172 \end{bmatrix} * 10^{-4}, \quad E_4 = \begin{bmatrix} 015 & -0182 & 05 \\ 19 & 0 & 013 \\ -140 & 0 & 134 \\ 113561 & 7 & 76965 \\ 5998 & -3 & 4065 \\ 83 & 0 & 56 \end{bmatrix} * 10^{-4},$$

Linear Models Gap metric matrix

$$G_p = \begin{bmatrix} 0 & 602 & 1964 & 2329 \\ 601 & 0 & 1715 & 2053 \\ 1964 & 0.1715 & 0 & 771 \\ 2328 & 0.2053 & 771 & 0 \end{bmatrix} * 10^{-4}$$

- [1] Boyce, M. P. (2012). *Gas Turbine Engineering Handbook*. (4th ed.). Elsevier Butterworth-Heinemann.
- [2] Hashmi, M. B., Majid, M. A., & Lemma, T. A. (2020). Combined effect of inlet air cooling and fouling on performance of variable geometry industrial gas turbines. *Alexandria Engineering Journal*, 59(3), 1811–1821. <https://doi.org/10.1016/j.aej.2020.04.050>
- [3] Ghorbani Khoshkroodi, S. R., Rabbani, & Y., Tavakoli, O. (2021). Power and Steam Production Using Exhaust Gas Recovery to the Flare of Jam Petrochemical LLDPE Unit. *Iranian Journal of Chemical Engineering*, 20(116), 7–20, In Persian.
- [4] Nourin, F. N., Amano, R. S. (2021). Review of Gas Turbine Internal Cooling Improvement Technology. *Journal of Energy Resources Technology*, 143(8). <https://doi.org/10.1115/1.4048865>
- [5] Amare, D. F., Aklilu, T. B., Gilani, S. I. (2016). Effects of performance deterioration on gas path measurements in an industrial gas turbine. *ARPJ Journal of Engineering and Applied Sciences*, 11(24).
- [6] Cruz Manzo, S., Panov, V., & Zhang, Y. (2018). Gas Path Fault and Degradation Modelling in Twin-Shaft Gas Turbines. *Machines*. 6(4), 43. <https://doi.org/10.3390/machines6040043>
- [7] Barker, w., & Cronin, M. SPEEDTRONIC™ Mark VI Turbine Control System, GE Power Systems. Schenectady, NY, GER-4193A
- [8] Fentaye, A. D., Baheta, A. T., Gilani, S. I. & Kyprianidis, K. G. (2019). A Review on Gas Turbine Gas-Path Diagnostics: State-of-the-Art Methods, Challenges and Opportunities”, *Aerospace*, 6(7), 83. <https://doi.org/10.3390/aerospace6070083>
- [9] Kulikov, G. G., & Thompson, H. A. (2013). *Dynamic Modelling of Gas Turbines*. Springer Science & Business Media.
- [10] Sharaf Abadi, M. M., Ayazi, M., & Sari, M. (2020). Two phase fluid analysis in recirculation area of a combustion chamber in gas turbine due to its geometric change. *Iranian Journal of Chemical Engineering*, 18(107), 36-45, In Persian.
- [11] Liu, J., Long, Z., Bai, M., Zhu, L., & Yu, D. (2021). A Comparative Study on Fault Detection Methods for Gas Turbine Combustion Systems. *Energies*, 14(2), 389. <https://doi.org/10.3390/en14020389>
- [12] Naderi, E. (2016). Fault Diagnosis and Estimation of Dynamical Systems with Application to Gas Turbines, PhD Thesis, Concordia University, Canada,
- [13] Yang, Q., Li, S., & Cao, Y. (2018). A strong tracking filter based multiple model approach for gas turbine fault diagnosis”, *Journal of Mechanical Science and Technology*, 32 (1), 465-479. <https://doi.org/10.1007/s12206-017-1248-0>
- [14] Sanaye, S., & Hosseini, S. (2019). Off-design performance improvement of twin-shaft gas turbine by variable geometry turbine and compressor besides fuel control. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 234(7), 957-980. <https://doi.org/10.1177/0957650919887888>
- [15] Abbasfard Z. (2013). Fault Diagnosis of Gas Turbine Engines by Using Multiple Model Approach. Master's thesis, Concordia University, Canada,
- [16] Yang, Q., Li, S., Cao, Y., Du, J., & Yu, F. (2017). Health Estimation of Gas Turbine: A Symbolic Linearization Model Approach. *Volume 6: Ceramics; Controls, Diagnostics and Instrumentation; Education; Manufacturing Materials and Metallurgy*. <https://doi.org/10.1115/gt2017-64071>
- [17] Yu, H., Yuecheng, Y., Shiyang, Z., & Zhensheng, S. (2013). Comparison of Linear Models for Gas Turbine Performance. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G, Journal of Aerospace Engineering*, 228(8), 1291–1301, <https://doi.org/10.1177/0954410013490090>
- [18] Chung, G.-Y., Prasad, J. V. R., Dhingra, M., & Meisner, R. (2013). Real Time Analytical Linearization of Turbofan Engine Model. *Journal of Engineering for Gas Turbines Power*, 136(1). <https://doi.org/10.1115/1.402531>,
- [19] Skeli, E., & Weidemann, D. (2018). *Multiple -Model based Fault-Diagnosis: An Approach to heterogeneous State spaces*. <https://doi.org/10.1109/mmar.2018.8485836>
- [20] Yang, Q., Li, S., Cao, Y., Gu, F., Smith, A. (2018). A Gas Path Fault Contribution Matrix for Marine Gas Turbine Diagnosis Based on a Multiple Model Fault Detection and Isolation Approach”, *Energies*, 11(12), 3316, <https://doi.org/10.3390/en1123316>
- [21] Akca, A., Efe, M. Ö. (2019). Multiple Model Kalman and Particle Filters and Applications: A Survey. *IFAC-PapersOnLine*, 52(3), pp. 73–78. <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2019.06.013>
- [22] Rodrigues, M., Theilliol, D., Adam Medina, M., & Sauter, D. (2008). A fault detection and isolation scheme for industrial system based on multiple operating models. *Control Engineering Practice*, 16(2) 225–239, <https://doi.org/10.1016/j.conengprac.2006.02.020>
- [23] Yang, Q., Li, S., & Cao, Y. (2018). An IMM-GLR Approach for Marine Gas Turbine Gas Path Fault Diagnosis. *Mathematical Problems in Engineering*, Article ID: 1918350, <https://doi.org/10.1155/2018/1918350>