



## مدل‌سازی غیرخطی و طراحی سیستم کنترل برای یک توربین گاز هوایی با استفاده از شبکه عصبی مبتنی بر NARMA L-2

افشین ولی‌محمد<sup>۱</sup>، مهدی جهرمی<sup>۲\*</sup>، یوسف عباسی<sup>۳</sup>، محسن شجاعی<sup>۴</sup>، عصام محمد<sup>۵</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.

<sup>۲</sup> استادیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.

<sup>۳</sup> استادیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.

<sup>۴</sup> دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.

<sup>۵</sup> دانشجوی دکتری، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۸/۰۵؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۴/۰۵/۰۶؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۵/۲۸

### چکیده

مدل‌سازی رفتار یک سیستم توربین گاز و طراحی کنترل برای آن همواره مورد توجه محققان این حوزه بوده است. مدل‌سازی مناسب سبب می‌شود که بتوان کنترلر مناسب روی سیستم دینامیکی پیاده نمود و با استفاده از یک کنترلر مناسب می‌توان سیستم را به بهترین و امن‌ترین شکل ممکن کنترل کرد. در طراحی کنترل یک توربین گاز به دلیل وجود خطرات جبران‌ناپذیر برای سیستم می‌بایست قیود محافظتی را رعایت نمود. این خطرات شامل سرج، افزایش دمای بیش از حد توربین و خاموشی شعله است. در این پژوهش در ابتدا یک مدل غیرخطی از موتور J85 ساخته شده و نتایج آن با نرم‌افزار گزرتب اعتبارسنجی شده است. نتایج اعتبارسنجی نشان می‌دهد که مقدار خطای بیشینه برای این موتور در نسبت فشار کمپرسور در و دمای ورودی توربین در شرایط گذرا به ترتیب ۵ و ۵٫۸ درصد است. در ادامه با بهره‌گیری از شبکه عصبی NARMA L-2 و معیار محافظتی Min-Max یک کنترلر برای این سیستم طراحی شده است. کنترلر طراحی شده قادر است تا حد سرج را در مانور سرعت آرام به سرعت بیشینه بالای ۵ درصد حفظ کند و از دمای بیش از حد توربین و خاموشی شعله جلوگیری کند و همچنین مقدار خطای ماندگار آن در نقطه طرح صفر است.

**کلمات کلیدی:** توربوجت؛ کنترلر شبکه عصبی؛ مدل‌سازی دینامیکی؛ NARMA L-2؛ Min-Max.

## Non-Linear Modeling and Design of Control System for an Aero Gas Turbine Engine Using NARMA L-2 Neural Network

Afshin Valimohammad<sup>1</sup>, Mehdi Jahromi<sup>2\*</sup>, Yosef Abbasi<sup>3</sup>, Mohsen Shojae<sup>4</sup>, Esam Mohammad<sup>5</sup>

<sup>1</sup> MS. Student, Department of aerospace engineering, Malk-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

<sup>2</sup> Assoc. Prof., Department of aerospace engineering, Malk-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

<sup>3</sup> Assoc. Prof., Department of aerospace engineering, Malk-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

<sup>4</sup> MS. Student, Department of aerospace engineering, Malk-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

<sup>5</sup> Ph.D. Student, Department of aerospace engineering, Malk-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

### Abstract

Modeling the behavior of a gas turbine system and designing its control has always been of interest to researchers in this field. Proper modeling allows the implementation of a suitable controller on a dynamic system, and using suitable control, the system can be controlled in the best and safest way possible. In the design of gas turbine control, due to the existence of irreparable risks to the system, protective constraints must be observed. These risks include surge, turbine overheating, and flame extinction. In this study, a non-linear model of the J85 engine was initially built, and its results were validated with the Gasturb software. The validation results show that the maximum error for this engine in the compressor pressure ratio and turbine inlet temperature in transient conditions is 5 and 5.8 percent, respectively. Then, using the NARMA L-2 neural network and the Min-Max protection constraints, a controller was designed for this system. The designed controller is able to maintain the surge limit at the idle to maximum speed maneuver above 5% and prevent turbine over temperature and flame-out, and its constant error value at the design point is zero.

**Keywords:** Turbojet; Neural Network Controller; NARMA L-2; Min-Max.

## ۱- مقدمه

توربین گاز همواره یکی از مهم‌ترین تکنولوژی‌های لازم برای تولید توان و نیروی پیشران بوده است، به‌طوری‌که که می‌توان گفت لازمه اصلی برای یک سیستم پرنده همواره بخش مربوط به تولید نیروی پیشران بوده است. مسئله طراحی و شبیه‌سازی این سیستم‌ها همواره موردتوجه محققان بوده و روش‌های مختلفی برای شبیه‌سازی و بررسی عملکرد توربین‌های گازی ارائه شده‌است. از طرفی مسئله کنترل این سیستم‌ها و طراحی یک سیستم کنترلی یکی از مسائل حیاتی برای این صنعت است. با طراحی یک سیستم کنترلی مناسب می‌توان از بروز خطراتی جلوگیری نمود که ممکن است به وجود آید. یکی دیگر از بحث‌های حیاتی و جدیدی که در این صنعت ورود پیدا کرده است، مباحث مربوط به عیب‌یابی سیستم‌های توربین گازی است. این موضوع به بررسی سلامت سیستم و تشخیص ایرادات به وجود آمده در حین فعالیت سیستم می‌پردازد. کاملاً بدیهی است که با شبیه‌سازی، کنترل و عیب‌یابی مناسب برای یک سیستم توربین گازی می‌توان از بروز خطراتی جلوگیری نمود که منجر به ازکارافتادگی سیستم شود. این فرایند با استفاده از روش‌های مختلفی انجام‌پذیر است که هرکدام دارای مزایا و معایبی خاص خود هستند.

مدل‌سازی یک سیستم شامل انواع مختلف است. روش‌های مدل‌سازی باید باتوجه به هدف و ابزار در دسترس صورت گیرد و این روش‌ها در طول تاریخ توربین گاز همواره روبه‌بهبود بوده است. مدل‌سازی را می‌توان یک مدل‌سازی دقیق باهدف طراحی سیستم کنترلر نامید که بتواند رفتار دینامیک غیرخطی سیستم را در طول زمان و در تمامی نقاط طرح و خارج از طرح پیش‌بینی نماید. از طرفی یک سیستم کنترل باید باتوجه به مدل‌سازی انجام شده طراحی گردد که برای این کار نیز همواره ابزار و روش‌های متعددی در دسترس بوده است. یکی از روش‌هایی که اخیراً موردتوجه محققین بوده است روش‌های مبتنی بر هوش مصنوعی است [۱]. با پیشرفت علوم مربوط به هوش مصنوعی و ابزارهای ارائه شده توسط این علوم این امکان به محققان داده شده‌است که برای پیچیده‌ترین سیستم‌های دینامیکی غیرخطی یک سیستم کنترل مناسب طراحی کنند. یک سیستم کنترل زمانی دارای اعتبار است که

بتواند فرمان اعمال شده را دریافت کند و سیستم را با کمترین خطا در کمترین زمان وادار به اطاعت از آن فرمان نماید. از طرفی یک سیستم کنترل می‌بایست دارای یک سری از قیود محافظتی باشد تا از آسیب‌های وارده احتمالی به سیستم مثل خاموشی موتور، افزایش دمای بیش از حد ورود به توربین و سرچ<sup>۱</sup> جلوگیری نماید [۲].

تحقیقات بسیاری در زمینه مدل‌سازی و کنترل برای توربین گاز انجام شده‌است. در پژوهش الهمدان و مونزر [۳] رفتار یک توربین گاز تولید توان در نقطه طراح و خارج آن شبیه‌سازی شده‌است. در پژوهش هرناندز و همکاران [۴] برای یک مدل ساده شده توربین گاز یک کنترل شبکه عصبی طراحی شده‌است و نتایج آن با کنترلر پی-آی<sup>۲</sup> مقایسه شده‌است که نتایج آن برتری کنترل شبکه عصبی را نشان می‌دهد. در پژوهش وانگ و همکاران [۵] یک موتور جت شبیه‌سازی شده‌است که در شبیه‌سازی آن فرض‌های تأثیرات حجمی موتور و سیستم سوخت‌رسان وجود دارد. در این پژوهش با استفاده از کنترل پی-آی و روش Min-Max یک کنترلر برای موتور توربین گاز طراحی شده‌است. نتایج آن تأثیر حداقلی مدل‌سازی سیستم سوخت‌رسان بر روی عملکرد کلی توربین گاز را نشان می‌دهد و همچنین نتیجه‌گیری شده‌است که روش محافظتی Min-Max توانایی بالایی در محافظت از موتور دارد. در تحقیق محامد و خلیل [۶] به رویکردهای مختلف مدل‌سازی و کنترل توربین گاز به ویژه توربین گازهای صنعتی پرداخته شده‌است. در این پژوهش روش‌های جدید مدل‌سازی با استفاده از تکنیک‌های به‌روز و فرضیات مهم در رفتار توربین گاز بررسی و شرح داده شده‌است. در نهایت با بررسی نوع کنترل توربین گاز استفاده شده از منابع مختلف به این نتیجه رسیده است که مدل‌سازی خطی و استفاده از روش‌های کلاسیک کنترل دیگر منسوخ شده‌است. در تحقیق لین و همکاران [۷] به بررسی مدل‌سازی و طراحی یک کنترلر توربین گاز میکرو برای تولید برق می‌پردازد. مدل‌سازی در محیط متلب/سیمولینک انجام شده‌است و به منظور پیش‌بینی دقیق رفتار توربین گاز از مدل‌سازی غیرخطی استفاده شده‌است. در نهایت با روش کنترل پی-آی-دی یک کنترلر برای دور آرام تا دور بیشینه طراحی شده‌است که قادر است تمامی فرمان‌های اعمالی را خنثی کند. پژوهش صالحی و منتظری [۸] به بررسی

<sup>۲</sup> PI Controller<sup>۱</sup> Surge

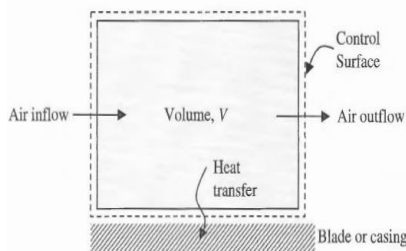
مبتنی بر شبکه عصبی توانایی بالایی در کنترل این سیستم غیرخطی با ورودی‌های متفاوت دارد. در تحقیق انجام شده توسط حمیدی و همکاران [۱۴] کنترل چند ورودی و چند خروجی مبتنی بر Narma L-2 کار شده است. مدل مورد استفاده مربوط به کنترل ارتفاع یک کوادکوپتر است. نتایج نشان داده شده که این کنترل با تعیین وزن‌های مناسب برای آموزش توانایی مناسبی برای رسیدن به کنترلر مورد نظر را دارد. در پژوهش مرجع [۱۵] نیز با استفاده از همین کنترلر موفق به طراحی یک سیستم کنترلی مناسب برای یک استپر موتور شده‌اند. نتایج به دست آمده در کنترل این سیستم غیرخطی توانایی کنترلر Narma L-2 را نسبت به کنترلرهای رایج را در کنترل وضعیت و سرعت این سیستم نشان می‌دهد. در پژوهش کوندرا تنکو و همکاران [۱۶] بر کنترل مربوط به نیروی چسبندگی یک پلتفرم رباتیک مربوط به جابه‌جایی صفحات کار شده است. کنترل استفاده شده در این تحقیق نیز Narma L-2 است و نتایج این تحقیق نیز بیانگر است که این شیوه کنترل برای کنترل غیرخطی این سیستم نیز مناسب است. در پژوهش گو و همکاران [۱۷] بر روی کنترل یک موتور توربوشفت تولید توان با استفاده از دو روش Narma L-2 و شبکه عصبی تطبیقی کار شده است. معادلات مدل سازی انجام شده در این تحقیق به صورت فضای حالت و غیرخطی است. نتایج نشان می‌دهد که کنترل Narma L-2 برای کنترل این سیستم مناسب است و همچنین کارکرد این کنترل را می‌توان با استفاده از شبکه عصبی تطبیقی بهبود داد.

- پیاده‌سازی غیرخطی موتور با معادلات انتگرالی در محیط سیمولینک
- پیاده‌سازی کنترلر Narma L-2 و جفت کردن آن با معیار محافظتی Min-Max برای موتور توربین گاز هوایی. چراکه اغلب مراجع با همین رویکرد صرفاً به موتورهای صنعتی پرداخته‌اند.
- پیاده‌سازی مانور دور آرام به بیشینه و بالعکس. در مراجعی که از این کنترلر برای کنترل موتور استفاده

سیستم سوخت‌رسان یک موتور توربوشفت پرداخته است. از آنجا که دینامیک این سیستم پیچیده و غیرخطی است پس در این پژوهش از مدل سازی و کنترل شبکه عصبی به روش NARX استفاده شده است. در ابتدا داده‌های تجربی از سیستم اخذ شده است و سپس شبکه آموزش داده شده است. نتایج نشان دهنده دقت بالای این مدل در پیش‌بینی رفتار و همچنین کنترل این سیستم است. در پژوهش تجلی و همکاران [۹] مدل سازی توربین گازی دو محوره با در نظر گرفتن خنک کاری پره مورد بررسی قرار گرفته شده است. در این پژوهش موتور SGT600 مورد بررسی قرار گرفته است و نتایج آن در حالت پایا اعتبارسنجی شده است و در نهایت یک مدل گذرا از موتور ساخته شده است. در پژوهش ابراهیم و همکاران [۱۰] بر روی مدل سازی یک توربین گاز تولید توان تحقیق شده است. مدل سازی توربین گاز به صورت غیرخطی انجام شده است. برای کنترل این سیستم از یک کنترلر مدل پیش‌بین شبکه عصبی چند ورودی و چند خروجی استفاده شده است. شبکه عصبی استفاده شده از نوع NARX است. در نهایت نتایج دارای دقت بالا در مدل سازی و توانایی بالای سیستم کنترل در حفاظت از سیستم است. در مقاله منتظری و همکاران [۱۱] بر روی مدل سازی گذاری یک موتور توربوفن با استفاده از مدل سازی وینر تحقیق شده است. بر روی مدل ساخته شده یک کنترلر مدل پیش‌بین پیاده شده است که نتایج آن دقت مناسب و ایمن بودن کنترلر را نشان می‌دهد. در پژوهش عسگری و همکاران [۱۲] بر روی مدل سازی و کنترل توربین گاز صنعتی با استفاده شبکه عصبی کار شده است. در ابتدا یک مدل ساده در نقطه طرح در محیط سیمولینک ساخته شده است و داده‌های اخذ شده از آن با استفاده از شبکه عصبی NARX تعلیم داده شده است. داده‌های هر دو مدل با استفاده از داده‌های تجربی مقایسه شده است که نتایج نشان می‌دهد دقت مدل شبکه عصبی به واقعیت نزدیک تر است. در ادامه برای مدل گذرای ساخته شده سه کنترلر پی-آی-دی، مدل پیش‌بین بر پایه شبکه عصبی و Narma L-2 پیاده شده است. نتایج نشان می‌دهد که دقت کنترلر Narma L-2 از بقیه کنترلرها بهتر است و پاسخ مناسب و سریع‌تری می‌دهد. در پژوهش باچی و همکاران [۱۳] بر روی کنترلر یک مدل غیرخطی دستگاه نورد استیل کار شده است و دو روش کنترلی پی-آی-دی و Narma L-2 پیاده‌سازی شده است. نتایج نشان می‌دهد که کنترلر

خیلی سریع است؛ بنابراین در این پژوهش از تغییرات نفوذ حرارت صرف نظر شده است. [۱۸].

$$\dot{T} = \frac{RT}{C_v PV} (\dot{m}_{in} h_{in} - \dot{m}_{out} h_{out} - \dot{q}) - \left( \frac{RT^2}{PV} \right) \dot{m} \quad (3)$$



شکل ۱- پارامترهای موجود در یک حجم کنترل موتور [۱۸]

موتور مورد بررسی قرار گرفته موتور در تحلیل حاضر موتور J85 است. مشخصات آن در جدول ۱ آورده شده است:

جدول ۱- مشخصات موتور J85 [۱۹]

| مقادیر | پارامترهای عملکردی                     |
|--------|----------------------------------------|
| ۱۹,۹   | دبی هوای ورودی (Kg/s)                  |
| ۶,۹۲   | نسبت فشار کمپرسور                      |
| ۱۲۳۰   | دمای خروجی محفظه احتراق (K)            |
| ۰,۹۹   | بازده مکانیکی                          |
| ۰,۸۵۲  | بازده آیزنتروپیک کمپرسور               |
| ۰,۹۹۵  | بازده محفظه احتراق                     |
| ۰,۸۸   | بازده آیزنتروپیک توربین                |
| ۰,۷۵۷۸ | ممان اینرسی محور (Kg. m <sup>4</sup> ) |
| ۱۶۵۴۰  | دور در نقطه طرح (RPM)                  |

## ۲-۱- دهانه ورودی موتور

در شکل ۲ اجزای موتور شماره گذاری شده است که اولین بخش آن دهانه ورودی است. ورودی موتور وظیفه هدایت جریان آزاد هوا به داخل کمپرسور را داراست. سرعت حرکت هواپیما، رطوبت موجود در جو، هندسه ورودی و اصطکاک موجود در دیواره های ورودی در فرایند کلی عملکرد ورودی هوا تأثیرگذار است.

کرده اند، فرمان ها برای مانورهای کوچک استفاده کرده اند که در این مانورها خطری موتور را تهدید نمی کند و دیگر نیازی به قیود محافظتی نیست.

## ۲- مدل سازی

همان طور که بیان شد، رفتار یک توربین گاز غیر خطی است و می بایست تمام رفتارهای دینامیکی و ترمودینامیکی در آن مورد بررسی قرار بگیرد. دینامیک توربین گاز به سه قسمت تقسیم می شوند [۱۸]:

### ۱) دینامیک محور - تأثیر اینرسی

معادله دینامیک محور بیان کننده ساده ترین و مهم ترین رفتار یک توربین گاز است. به طور ساده دینامیک محور نشان دهنده دو دیسک دوار به هم متصل است. شتاب دو دیسک و محور بین آنها با رابطه ۱ بیان می شود که پارامترهای  $\dot{w}_c$  و  $\dot{w}_t$  به ترتیب کار مربوط به توربین و کمپرسور است [۱۸]:

$$\frac{dN}{dt} = \left( \frac{60}{2\pi} \right)^2 \frac{1}{IN} (\dot{w}_t - \dot{w}_c) \quad (1)$$

### ۲) دینامیک فشار - تأثیر ذخیره سازی جرمی

هر موتور جت حاوی چند محفظه کوچک است که در هر کدام قادر به ذخیره انرژی دمایی و جرم های سوخت و هوا است. برای مشخص کردن بهتر این رفتار چند حجم را برای این تأثیرات در نظر گرفته می شود که در شکل ۱ حجم های در نظر گرفته شده مشخص شده است [۱۸]:

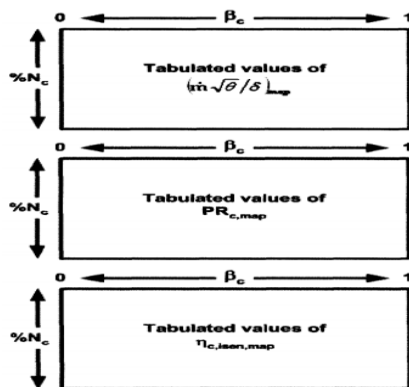
$$\dot{P} = (\rho R) \dot{T} + \left( \frac{RT}{V} \right) \dot{m} \quad (2)$$

### ۳) دینامیک دمایی - تأثیر ذخیره سازی انرژی

موتور توربوجت دارای دو نوع دینامیک دمایی است، یکی تغییرات دمایی مرتبط با تغییرات مستقیم حالت های ترمودینامیکی در یک حجم مشخص و دیگری تغییرات دمایی به واسطه انتقال دما بین جریان گاز و محیط حول قطعات فلزی در قسمت های گرم موتور. تغییرات در حالت های ترمودینامیکی زمانی اتفاق می افتد که دما و فشار هوا یا گاز (هوا با سوخت) تغییر می کند و باعث تولید توان و یا مصرف آن می شود. این نوع تغییرات در مقابل تغییرات نوع دوم که نفوذ حرارت نامیده می شود

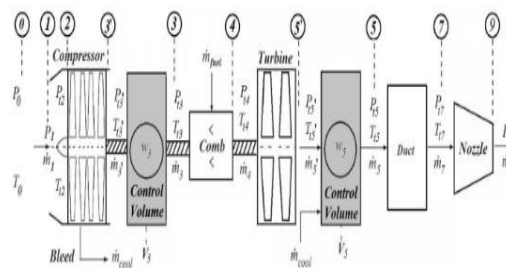
$$\frac{dT_{t3}}{dt} = \frac{(\dot{m}C_p T)_{in} - (\dot{m}C_p T)_{out}}{W_3 C_V - \frac{T_{t3}}{W_3} \Delta \dot{m}} \quad (۸)$$

طبیعتاً یک مدل‌سازی دقیق به خوانش صحیح از نقشه‌های عملکردی نیاز دارد. همان‌طور که در نقشه‌های ارائه شده مشاهده می‌شود در دورهای بالا نسبت فشار بر حسب دبی جرمی به‌صورت عمودی و در سرعت‌های کم به‌صورت افقی درمی‌آید؛ بنابراین به طور مثال به یک تغییر کوچک در دبی جرمی در دور بالا نسبت فشار تغییر بسیاری می‌کند و چون این مقدار به‌درستی قابل خواندن نیست پس ممکن است در محاسبات باعث بروز خطا شود. از این‌رو برای خوانش نقشه‌های عملکردی از یک پارامتر چهارم به نام بتا استفاده می‌شود. این پارامتر بتا به خوانش نقشه کمک می‌کند. بتا یک مقدار بین صفر تا یک است که در خط خفگی (در پایین منحنی عملکردی) برابر با صفر و در خط سرچ (در بالای منحنی) برابر با یک است. به‌واسطه‌ی پارامترهای بتا می‌توان پارامترهای موجود در نقشه‌های عملکردی را به‌درستی خواند. با استفاده از این پارامتر می‌توان جداول شکل ۳ را تشکیل داد و منحنی عملکردی را به‌صورت تابعی برحسب بتا خواند.



شکل ۳- جداول خوانش بتا [۲۰]

نقشه عملکردی به‌دست‌آمده ممکن است با نقشه عملکردی اصلی دارای اختلاف باشد، چرا که اصولاً نقشه‌های عملکردی بر اساس مقیاس‌بندی به دست می‌آید پس باید یک معیار برای مقیاس در مدل‌سازی اعمال می‌شود، این مقیاس‌بندی با استفاده از داده‌های به‌دست‌آمده از نقشه و داده‌های نقطه



شکل ۲- نمای کلی از پیکربندی موتور توربوجت [۲۰]

ورودی در واقع با نوع هندسه طراحی شده از سرعت هوا کاسته و فشار استاتیک را افزایش می‌دهد. رابطه موجود برای محاسبه دمای خروجی از ورودی موتور برابر با رابطه ۴ است [۲۰]:

$$T_{t2s} - T_0 = \eta_i \frac{(M\sqrt{\gamma RT_0})^2}{2C_p} \quad (۴)$$

مقدار فشار برای دو حالت مادون صوت و مافوق‌صوت تعریف می‌شود. فرمول محاسبه فشار سکون برای این دو حالت مادون صوت در رابطه ۵ و مافوق صوت در رابطه ۶ آورده شده‌است:

$$P_{t2} = P_0 \left[ 1 + \eta_i \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (۵)$$

$$P_{t2} = P_0 \left[ 1 + \eta_i \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \times [1 - 0.075(M - 1)^{1.35}] \quad (۶)$$

## ۲-۲- کمپرسور

وظیفه اصلی کمپرسور افزایش فشار استاتیک جریان ورودی به بیشترین حد ممکن است. توان کمپرسور از توربین تأمین می‌شود و با چرخش پره‌ها در هر مرحله منجر به افزایش فشار استاتیک می‌شود.

برای مدل‌سازی کمپرسور لازم است تا تأثیرات حجمی آن شبیه‌سازی شود. برای این کار از معادلات بقای جرم و انرژی کمک گرفته می‌شود که به کمک آن دینامیک فشار و دمایی آن استخراج می‌شود:

$$\frac{dP_3}{dt} = \frac{(\dot{m}_3' - \dot{m}_3)RT_{t3}}{Vol} + \frac{P_{t3}}{T_{t3}} \frac{dT_{t3}}{dt} \quad (۷)$$

$$\frac{dP_5}{dt} = \frac{(\dot{m}_5' - \dot{m}_{in} + \dot{m}_{Bleed})R_{gas}T_{t5}}{\frac{Vol}{P_{t5}} \frac{dT_{t5}}{dt} + \frac{T_{t5}}{dt}} \quad (14)$$

## ۲-۵- نازل

گازهای داغ خارج شده از توربین وارد نازل همگرا شده و منبسط می شود و با خروج از نازل با سرعت بالا سبب تولید نیروی پیشران می شود. اگر نسبت فشار نازل کوچک تر از نسبت فشار بحرانی نازل باشد، در این حالت جریان در گلوگاه مادون صوت بوده و فشار خروجی با فشار بیرون نازل برابر خواهد بود. در این حالت سرعت و دبی جرمی خروجی از نازل با رابطه های ۱۵ و ۱۶ قابل محاسبه خواهد بود [۱۹]:

$$V_9^2 = 2C_{p, gas}\eta_N T_{t7} \left[ 1 - \left( \frac{P_0}{P_{t7}} \right)^{\frac{\gamma_{gas}-1}{\gamma_{gas}}} \right] \quad (15)$$

$$\dot{m}_9 = \frac{P_0 A V_9}{R T_{t7}} \left[ 1 - \eta_N \left[ 1 - \left( \frac{P_0}{P_{t7}} \right)^{\frac{\gamma_{gas}-1}{\gamma_{gas}}} \right] \right]^{-1} \quad (16)$$

در صورتی که نسبت فشار نازل بزرگ تر از نسبت فشار بحرانی نازل باشد، گلوگاه در حالت خفگی است. در این حالت فشار خروجی با فشار بحرانی نازل برابر خواهد بود. در این حالت سرعت و دبی جرمی خروجی از نازل برابر است با:

$$V_9^2 = R_{gas} T_{t7} \frac{2\gamma_{gas}}{\gamma_{gas} + 1} \quad (17)$$

$$\dot{m}_9 = \frac{P_{t7}}{R_{gas} T_{t7}} \left[ \left[ 1 - \frac{1}{\eta_N} \left( \frac{\gamma_{gas}-1}{\gamma_{gas}+1} \right)^{\frac{\gamma_{gas}}{\gamma_{gas}-1}} \right] \left( \frac{\gamma_{gas}+1}{2} \right) A_9 V_9 \right] \quad (18)$$

در نهایت با کنار هم قراردادن تمام این معادلات به یکدیگر مدل سازی نهایی می شود. تصویر مدل نهایی ساخته شده در شکل ۴ آورده شده است.

طراحی موتور به دست می آید که رابطه آن نسبت فشار، دور تصحیح شده و بازده به صورت روابط ۹ تا ۱۱ است [۲۰]:

$$\frac{PR-1}{PR_{Design}-1} = \left( \frac{PR-1}{PR_{Design}-1} \right)_{map} \quad (9)$$

$$\frac{\dot{m}_{corr}}{\dot{m}_{corr, design}} = \left( \frac{\dot{m}_{corr}}{\dot{m}_{corr, design}} \right)_{map} \quad (10)$$

$$\frac{\eta}{\eta_{design}} = \left( \frac{\eta}{\eta_{design}} \right)_{map} \quad (11)$$

برای پیاده سازی نقشه های عملکردی توربین نیز دقیقاً به همین نحو عمل می شود.

## ۲-۳- محفظه احتراق

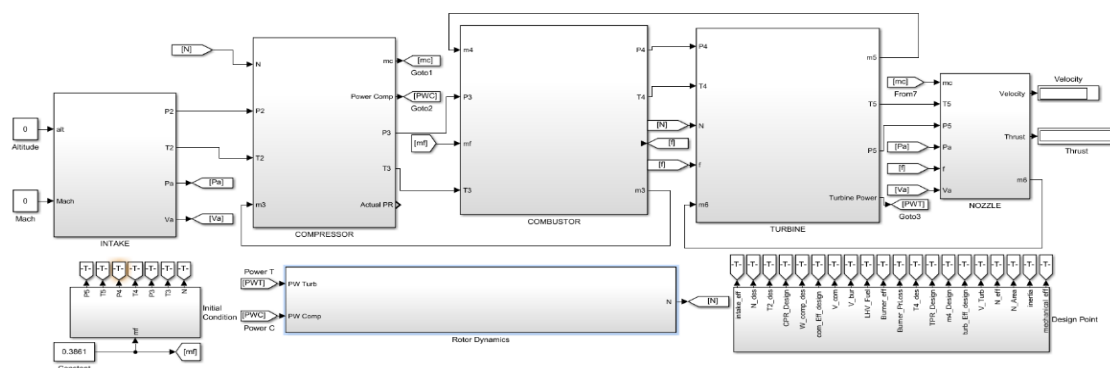
با اعمال فرض های ساده شده مانند ثابت ماندن افت فشار و احتراق آبی می توان محفظه احتراق را به صورت یک دینامیک حجمی مدل سازی کرد و بقای جرم و انرژی را می توان برای آن نوشت [۲۰].

$$\frac{dT_4}{dt} = \frac{1}{C_{v4, gas} W_4} \left[ (LHW\eta_{Burner}\dot{m}_{fuel}) + (\dot{m}_3 C_{p3, air} T_{t3}) - (\dot{m}_4 C_{p4, gas} T_{t4}) - Q_{out} \right] \quad (12)$$

## ۲-۴- توربین

توربین با انبساط گازهای داغ و پرفشار حاصل از محفظه احتراق انرژی لازم برای گردش کمپرسور و سایر متعلقات کمکی موتور را تأمین می کند، درحالی که در این فرایند فشار و دمای استاتیک کاهش می آید. با فرض تأثیرات حجمی دینامیک فشار و دمای آن به صورت رابطه ۱۳ و ۱۴ نوشته می شود [۱۹]:

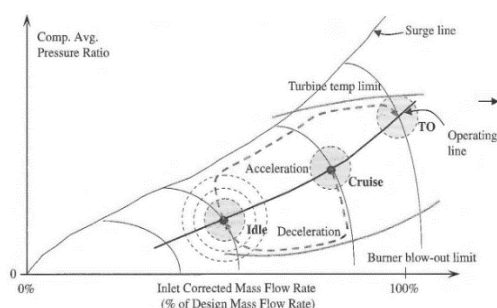
$$\frac{dT_{t5}}{dt} = \frac{(\dot{m}C_p T)_{in} - (\dot{m}C_p T)_{out} + Q_{out}}{\frac{W_5 C_v}{T_{t5}} \Delta \dot{m}} \quad (13)$$



شکل ۴- مدل سازی نهایی توربوجت در محیط سیمولینک

ظ

دارد که اگر خط شتاب گیری از این دو خط عبور کند موتور دچار آسیب می شود پس نیاز است تا فرمان کنترل با استفاده از یک سری از قیود مدیریت شود تا در صورت نزدیک شدن به این خطوط فرمان کنترل با این قیود مقایسه شود و فرمان قید مربوطه جای فرمان سوخت کنترل را بگیرد. در مورد خط پایین نقشه که خاموشی موتور را نشان می دهد نیز قیود باید به همین شکل عمل کند.



شکل ۵- مانورهای شتاب گیری در نقشه عملکردی

کمپرسور [۱۸]

بر اساس الزامات کنترل اولیه، طراح می تواند برنامه های سوخت احتمالی را در مناطق عملیاتی محدود ترسیم کند و اثرات گذرا و ثابت آنها را بر عملکرد موتور با استفاده از مدل دینامیکی ارزیابی کند. در نهایت دیاگرام اصلی کنترل سوخت موتور در شکل ۶ نشان داده شده است.

### ۳- کنترل توربین گاز

کنترل گذرا برای یک توربین گاز از اهمیت بسیار بالایی برخوردار است. این کنترل باید بتواند تمامی دامنه سرعت و ارتفاع پروازی را پوشش دهد. دینامیک سیستم توربین گاز ذاتاً غیرخطی است و در این پروژه هیچ خطی سازی برای کنترل صورت نگرفته و معادلات به همان صورت غیرخطی مدل شده است؛ بنابراین ماهیت سیستم در حین کنترل سیستم این پتانسیل را دارد تا تمامی حدود عملکردی خود را رد کند.

برخی از این حدود شامل حد فیزیکی سرعت دور محور، بیشینه دما برای پره های توربین، سرج یا واماندگی در کمپرسور و خاموشی محفظه احتراق می شود. در کنترل توربین گاز دو موضوع مورد بحث است [۲۱]:

- جلوگیری از رسیدن موتور به شرایط بحرانی که باعث از بین رفتن موتور می شود؛ از قبیل واماندگی و سرج کمپرسور یا افزایش بیش از حد دما در توربین و یا خاموشی شعله.

- حفظ بهترین عملکرد در شرایط گذرای موتور و یا تغییر شرایط محیط بیرونی.

برای نشان دادن مفهوم کنترل در شکل ۵ نقشه عملکردی یک کمپرسور نشان داده شده است. این شکل دارای دو خط نقطه چین است که مسیر دو مانور موتور را نشان می دهد، یکی از دور آرام به دور بیشینه (افزایش شتاب) و دیگری از دور کروز به دور آرام (کاهش شتاب). به غیر از خط سرج دو محدودیت دیگر نیز برای در نقشه مشخص شده است که بیشینه دمای توربین و خط خاموشی موتور است. مجموع این خطوط محدوده امن برای عملکرد موتور را نشان می دهند [۱۸]. در مانور افزایش شتاب دو قید سرج و دمای بیشینه توربین وجود

سیستم کنترل ورودی های کنترلی را برای افزایش کارایی دستگاه روی محور زمان محاسبه می کند و در بین مدل های کنترلی دارای حداقل محاسبات است که آموزش آن به صورت دسته ای و آفلاین انجام می شود. تنها محاسبات آنلاین در گذر روبه جلوی شبکه عصبی است. اولین گام در استفاده از این کنترلر تعریف سیستمی است که باید کنترل شود. شبکه عصبی برای نمایش دینامیک پیشرو از سیستم آموزش داده می شود که گام اول، انتخاب ساختار مدل مورد استفاده است [۲۲]. یک مدل استاندارد مورد استفاده در سیستم های غیرخطی گسسته، مدل NARMA به صورت رابطه ۱۹ است:

$$y(k+d) = N[y(k), y(k-1), \dots, y(k-n+1), u(k), u(k-1), \dots, u(k-n+1)] \quad (19)$$

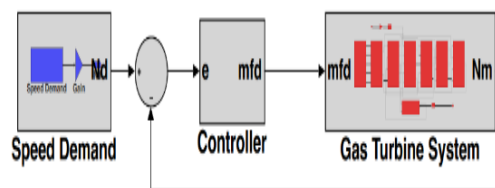
که در آن  $u(k)$  ورودی سیستم و  $y(k)$  خروجی آن است. در فاز تعریف می توان شبکه عصبی را برای تخمین تابع غیرخطی  $N$  آموزش داد و اگر الزام باشد تا خروجی سیستم از یک خط سیر مرجع پیروی کند. باید در گام بعد یک کنترلر غیرخطی را توسعه داد.

$$u(k) = G[y(k), y(k-1), \dots, y(k-n+1), y_r(k+d), u(k-1), \dots, u(k-m+1)] \quad (20)$$

که در آن  $G$  خطای مجموع مربعات را حداقل می کند. مشکل این نوع کنترلر این است که اگر لازم باشد شبکه عصبی برای ایجاد تابع  $G$  آموزش یابد باید پس انتشار پویا استفاده شود و این کار بسیار کند انجام می شود. یک راه حل مناسب برای حل این مشکل وجود دارد که آن تخمین مدل است. در این رویکرد کنترلر مورد استفاده بر مبنای مدل تخمینی عمل می کند [۲۲].

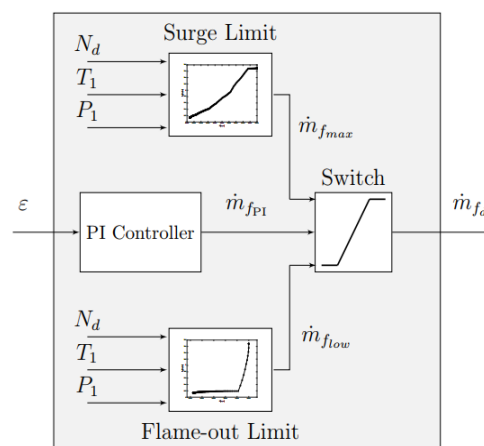
$$\hat{y}(k+d) = f[y(k), y(k-1), y(k-n+1), u(k \pm 1), \dots, u(k-m+1)] + g[y(k), y(k-1), y(k-n+1), u(k \pm 1), \dots, u(k-m+1), u(k)] \quad (21)$$

در نهایت با کنترلر NARMA-L2 می توان کنترلر شکل ۸ را ایجاد کرد:



شکل ۶- دیاگرام کنترل موتور [۲]

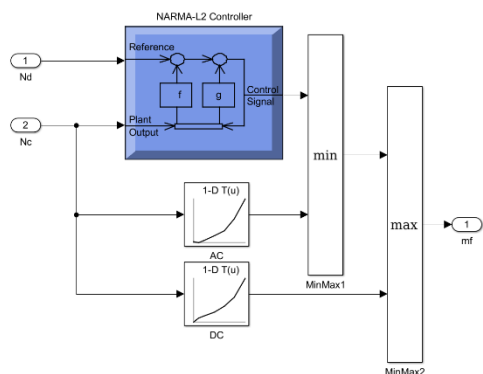
در کنترل توربین گاز اولویت همواره با محافظت از سیستم است. از این رو قیدی به نام Min-Max تعریف می شود تا همواره ورودی سیستم را به گونه ای تنظیم کند که سیستم در حالت ایمن فعالیت کند. در این معیار هنگامی کنترلر شبکه عصبی فرمان سوخت را اعمال می کند هم زمان این فرمان با دو نمودار Min-Max مقایسه می شود. اگر شتاب دور موتور بیش از حد مجاز باشد دبی سوخت نمودارها جایگزین دبی سوخت کنترلر می شود و از شتاب مربوطه جلوگیری می کند. این شرط هم در مانور افزایش شتاب (مربوط به قیود سرج و دمای بیشینه توربین) و هم در مانور کاهش (خاموشی محفظه احتراق) صدق می کند. در شکل ۷ این معیار به خوبی نشان داده شده است:



شکل ۷- نمونه یک کنترلر نهایی موتور با قیود محافظتی [۲]

#### ۴- کنترلر NARMA L-2

در این پژوهش تصمیم گرفته شده است تا از کنترلر NARMA L-2 برای موتور مورد نظر استفاده شود. این کنترلر از شبکه های عصبی برای پیشگویی رفتار دستگاه غیرخطی استفاده می کند.



شکل ۹- کنترلر نهایی طراحی شده

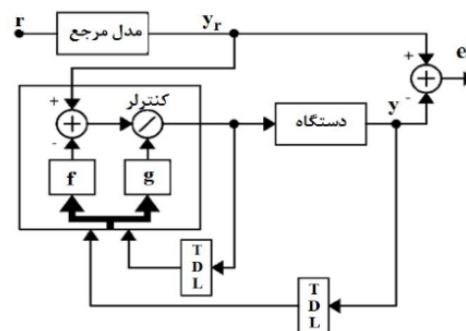
پارامترهای تعیین شده برای کنترل شبکه عصبی در جدول ۲ آورده شده است.

جدول ۲- مشخصات پارامترهای کنترل شبکه عصبی

| پارامترها            | مقادیر |
|----------------------|--------|
| تعداد لایه مخفی      | 50     |
| تعداد تاخیرهای ورودی | 1      |
| تعداد تاخیرهای خروجی | 1      |
| زمان نمونه برداری    | 0/5    |
| بیشینه ورودی         | 0/45   |
| کمینه ورودی          | 0/02   |
| تعداد نمونه برداری   | 15000  |

## ۵- نتایج

اعتبارسنجی حالت پایای موتور با استفاده از داده‌های تجربی موتور و اعتبارسنجی گذرا با استفاده از نرم‌افزار گزتر<sup>۱</sup> انجام شده است. هدف از اعتبارسنجی گذرا بررسی تأثیراتی مانند دینامیک محور و حجم اجزای موتور است. اعتبارسنجی پایا در نسبت دور تصحیح شده ۱ و ارتفاع سطح زمین انجام شده است. نتایج این اعتبارسنجی در جدول ۳ آورده شده است که داده‌های تجربی آن از مرجع [۱۹] اخذ شده است. نتایج نشان می‌دهد که مدل توسعه داده شده از دقت مناسبی برخوردار است.



شکل ۸- کنترلر NARMA L-2 [۲۲]

همان‌طور که در شکل ۸ مشخص است، یک مسیر مرجع برای حرکت سیستم در نظر گرفته می‌شود و با استفاده از آن، خروجی مرجع تولید شده به کنترلر داده می‌شود. کنترلر این خروجی را با خروجی تولیدی از دستگاه مقایسه نموده و مطابق الگوریتم کنترلی و آموزش‌های شبکه عصبی ورودی کنترلی مناسب را تولید می‌کند. می‌توان نوشت:

$$y(k+1) = y_r(k+d) - \frac{f[y(k), \dots, y(k-n-1), u(k), \dots, u(k-n+1)]}{g[y(k), \dots, y(k-n-1), u(k), \dots, u(k-n+1)]} \quad (22)$$

عموماً دو گام برای استفاده از شبکه عصبی وجود دارد:

(۱) آموزش سیستم

پارامتر کنترلی سرعت دو محور انتخاب شده است و این پارامتر با استفاده از مقدار دبی سوخت تعیین می‌شود. فرمان دور و بازخورد آن ورودی کنترلر و مقدار دبی سوخت خروجی کنترلر است. برای آموزش سیستم می‌بایست دبی سوخت را به سیستم اعمال کرد و دور تصحیح شده را استخراج نمود. با استفاده از این دو پارامتر در طول زمان می‌توان شبکه عصبی را آموزش داد.

(۲) طراحی سیستم کنترل

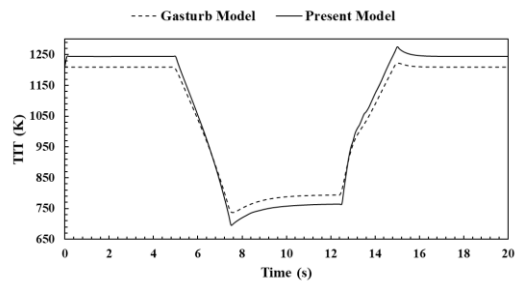
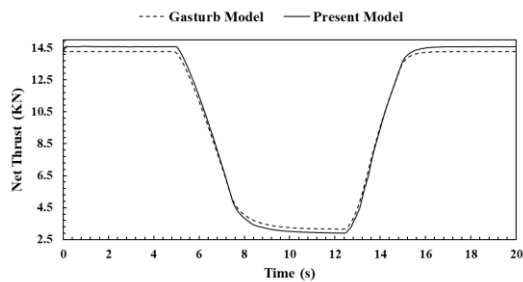
به‌منظور طراحی سیستم کنترل می‌بایست شبکه آموزش‌دیده را با حلقه‌های محافظتی جفت نمود. نمای کنترل طراحی شده در شکل ۹ آورده شده است.

<sup>۱</sup> Gasturb

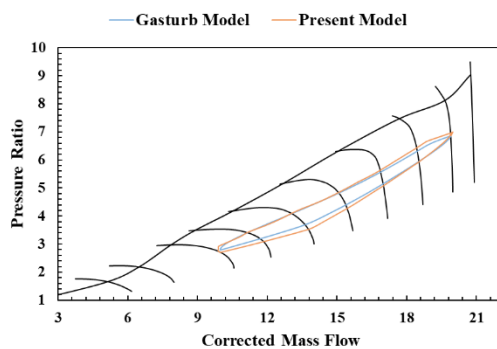
جدول ۳- اعتبارسنجی مدل با نتایج تجربی [۱۴]

| نام پارامتر                | تست تجربی | تحقیق فعلی | خطا نسبی (درصد) |
|----------------------------|-----------|------------|-----------------|
| تراست کل (kN)              | 14/4      | 14/57      | 1/2             |
| دمای خروجی از توربین (K)   | 1011/3    | 1033/85    | 2/2             |
| دمای خروجی از کمپرسور (K)  | 531/7     | 547/33     | 2/9             |
| فشار خروجی از توربین (kPa) | 261/7     | 271/72     | 3/8             |

در اعتبارسنجی گذرا یک مانور دومرحله‌ای در بیست ثانیه در نظر گرفته شده است. سه دور برای این مانور انتخاب شده است. نمودار فرمان دور اعمال شده به سیستم در شکل ۱۰ آورده شده است. دبی سوخت معادل این دورها به عنوان ورودی داده شده است و نتایج حاصل با نرم افزار گزرب مقایسه شده است. نتایج حاصله در شکل های ۱۱ و ۱۲ نشان داده شده است.

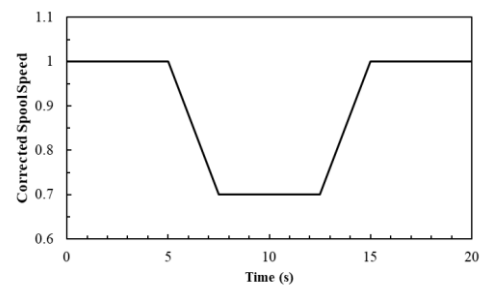


شکل ۱۱- اعتبارسنجی دادهای شبیه سازی

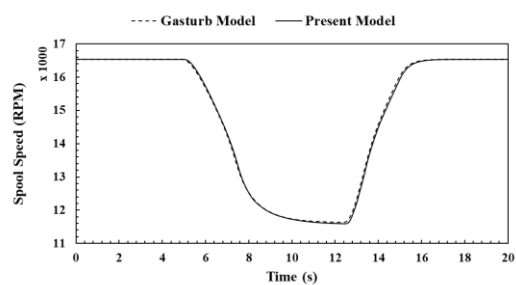


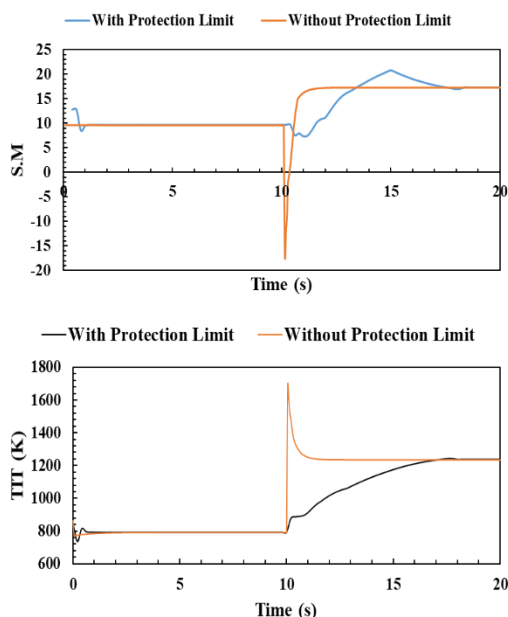
شکل ۱۲- اعتبارسنجی پارامترهای دبی جرمی هوا و نسبت فشار کمپرسور در نقشه عملکردی کمپرسور

مقدار خطای بیشینه در اعتبارسنجی گذرا در هر پارامتر نشان داده شده در جدول ۴ آورده شده است. بین پارامترهای بررسی شده خطای نیروی پیشران از بقیه پارامترها بیشتر است که علت آن مربوط به خطای خواص است که پیاده سازی دقیق آنها ممکن نیست. از این رو این خطا که در همه بخشها به صورت جزئی رخ می دهد در خروجی موتور خطای زیادی را ایجاد می کند.



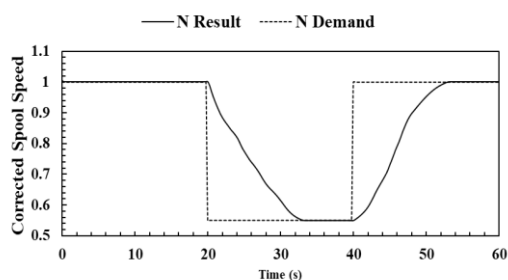
شکل ۱۰- فرمان اعمال شده به موتور





شکل ۱۴- نمودارهای دمای ورودی به توربین و حاشیه سرج در حالت وجود قیود محافظتی و بدون آن

پس از اینکه از عملکرد ایمن کنترلر اطمینان حاصل شد نیاز است تا عملکرد کنترلر در مانورهای شدید افزایش و کاهش سرعت بررسی شود. یکی از مانورهایی که موتور باید بتواند آن را برآورده سازد مانور دور بیشینه به دور آرام و بالعکس است. در شکل ۱۵ پاسخ کنترلر برای این مانور نشان داده شده است:



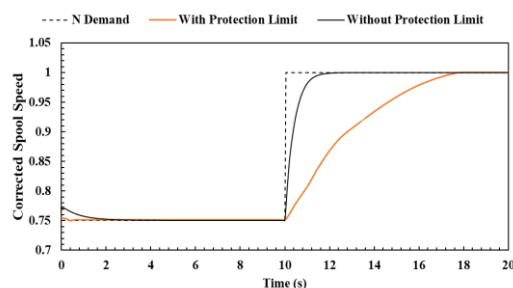
شکل ۱۵- پاسخ کنترلر در فرمان شتاب گیری دور آرام به دور بیشینه

عملکرد کنترلر موتور نشان می‌دهد که کنترلر  $L$ -NARMA 2 طراحی شده فاقد هرگونه خطای ماندگار است و مانور کاهش شتاب را در ۱۲ ثانیه و افزایش شتاب را در ۱۳ ثانیه انجام می‌دهد.

جدول ۴- مقدار خطای بیشینه شبیه‌سازی در حالت گذرا

| نام پارامتر         | بیشینه خطا (درصد) |
|---------------------|-------------------|
| دور محور            | ۱,۰۶              |
| نیروی پیشران        | ۸,۷۶              |
| دمای ورود به توربین | ۵,۸               |
| نسبت فشار کمپرسور   | ۵,۰               |

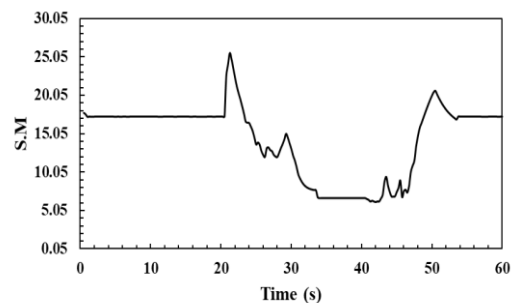
نتایج نشان می‌دهند که مدل توسعه داده شده در سیمولینک از اعتبار بالایی برخوردار است. در ادامه به بررسی تأثیر قیود محافظتی در صورت اعمال یا اعمال نشدن آن در حلقه کنترلی پرداخته می‌شود. برای این کار یک مانور به سیستم کنترلی داده شده است و در مرحله اول قیود Min-Max از حلقه کنترلی خارج شده و در مرحله دوم پاسخ سیستم با قیود محافظتی تحلیل شده است. شکل ۱۳ پاسخ سیستم در صورت وجود یا عدم قیود محافظتی را نشان می‌دهد.



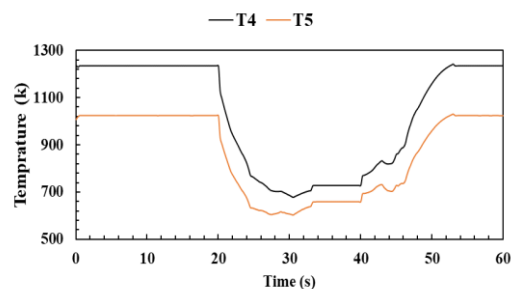
شکل ۱۳- پاسخ سیستم کنترل در حالت با قیود محافظتی و بدون آن

همان‌طور که مشاهده می‌شود، وجود قیود محافظتی پاسخ سیستم را آهسته می‌کند. این آهسته کردن به دلیل جلوگیری از سرج یا نوسانات دمایی شدید است که منجر به افزایش دمای بیش از حد توربین می‌شود. در شکل ۱۴ این تفاوت در پارامتر حاشیه سرج و دمای ورود به توربین نشان داده شده است:

نمودارهای حاشیه سرج و دمای ورودی و خروجی از توربین نیز در شکل ۱۹ و ۱۷ آورده شده است که نشان می دهد مقدار حاشیه سرج کمتر از پنج درصد نشده است و هیچگونه نوسانات دمایی شدید وجود ندارد که منجر به افزایش بیش از حد دمای توربین یا خاموشی شعله شود. در مانور کاهش شتاب بیشینه جهش دمایی از ۱۰ درصد بیشتر نشده است.



شکل ۱۶- نمودار حاشیه سرج در فرمان دور آرام به دوربیشینه



شکل ۱۷- نمودار دماهای ورودی و خروجی به توربین در فرمان دور آرام به دوربیشینه

#### ۶- جمع بندی

در این پژوهش ابتدا یک مدل غیرخطی از موتور توربوجت J85 با فرض های تأثیرات حجمی در محیط سیمولینک ساخته و سپس اعتبارسنجی شد. نتایج اعتبارسنجی حاکی از آن است که مدل سازی از دقت بالایی برخوردار است. میزان حداکثر خطا در پارامترهای نسبت فشار کمپرسور و نیروی پیشران به ترتیب ۵ و ۸٫۷۶ درصد است که دقت بالای مدل سازی انجام شده در سیمولینک را نشان می دهد. در ادامه با استفاده از شبکه عصبی NARMA L-2 یک کنترلر طراحی شد که قیود حفاظتی Min-Max نیز روی آن پیاده سازی شد. نتایج پاسخ کنترلر از دو مانور دور آرام به بیشینه و بالعکس نشان می دهد

که موتور می تواند در یک حاشیه امن مانور دور بیشینه به دور آرام و بالعکس را انجام در ۱۲ تا ۱۳ ثانیه انجام دهد و در طول این مانور حاشیه سرج از ۷ درصد کمتر نشود تا خطری سلامت موتور را تهدید نکند. همچنین از هرگونه جهش در دمای توربین در مانور افزایش سرعت جلوگیری شد. در نتیجه موتور توانسته است تا این دو مانور را به طور ایمن و با زمان مناسب طی کند.

در نهایت می توان پیشنهاداتی برای فعالیت آتی داد؛ برخی از این پیشنهادات مربوط به بررسی دقیقتر رفتار کنترلر که شامل بررسی پایداری و اغتشاشات است و برخی مربوط به بهبود عملکرد مدل. در ادامه به این موارد اشاره شده است:

- پیاده سازی مدل جعبه سیاه موتور به منظور دقت بیشتر در مدل سازی
- بهینه سازی روند آموزش شبکه عصبی کنترلر به منظور دقت بالاتر و استفاده از داده های کمتر
- پیاده سازی قیود محافظتی دیگر به منظور سرعت بخشیدن به عملکرد ایمن موتور
- مقایسه کنترلر با سایر متدهای کنترلی مبتنی بر شبکه عصبی
- بررسی پایداری رفتار کنترلر
- بررسی عملکرد کنترلر در برابر تغییرات پارامتری و اغتشاشات محیطی

#### ۷- فهرست علائم

|               |                  |
|---------------|------------------|
| A             | مساحت            |
| $C_p$ & $C_v$ | گرمای ویژه       |
| $F_n$         | نیروی پیشران     |
| h             | آنتالپی          |
| I             | ممان اینرسی محور |
| $\dot{m}$     | دبی جرمی         |
| N             | دور محور         |
| P             | فشار             |
| t             | زمان             |
| $\dot{q}$     | نرخ انتقال حرارت |
| R             | ثابت گاز         |
| T             | دما              |
| V             | سرعت             |

- [12] H. Asgari, X.Chen and M.Menhaj (2012) ANN-Based System Identification, Modelling and Control of Gas Turbines, Advanced Materials Research, Vols. 622-623.
- [13] I. O. Bachi, A. S. Bahedh and I. A. Kheioon (2021) Design of control system for steel strip-rolling mill using NARMA-L2, Journal of Mechanical Science and Technology, vol. 35, no. 4.
- [14] K. E. Hamidi, M. Mjahed, A. El Kari, H. Ayad and N. El Gmili (2021) Design of Hybrid Neural Controller for Nonlinear MIMO System Based on NARMA-L2 Model, IETE Journal of Research, vol. 69, no. 5.
- [15] A. Gundogdu and R. Celikel (2022) NARMA-L2 controller for stepper motor used in single link manipulator with low-speed-resonance damping, Engineering Science and Technology, vol. 24, no. 2.
- [16] Y. Kondratenko, K. Wang, O. Kozlov, A. Shevchenko and A. Denysenko (2023) Neural Network Control of the Mobile Robotic Platform's Adhesion Force, International Scientific Symposium, vol. 5.
- [17] Z. Gu, Q. Li, S. Pang, W. Zhou, J. Wu and C. Zhang (2023) Turbo-shaft engine adaptive neural network control based on nonlinear state space equation, Chinese Journal of Aeronautics, vol. 34, no. 4.
- [18] Link C.Jaw and Jack D.Mattingly (2009), Aircraft Engine Controls, Design, System Analysis and Health Monitoring.
- [19] S. Yarlagadda (2010), Performance Analysis of J85 Turbojet Engine Matching Thrust with Reduced Inlet Pressure to the Compressor, The University of Toledo, (Thesis).

[۲۰] م. فرجی و م. جهرمی (۱۳۹۴) توسعه یک مدل دینامیکی جهت شبیه‌سازی بلادرنگ رفتار گذرای موتور توربوجت در محیط سیمولینک، مجله علمی-پژوهشی مدل‌سازی در مهندسی.

[۲۱] م. آزادی اقدم و ا. مسگرپور طوسی (۱۳۹۳) مدل‌سازی سیستم کنترل موتور توربین گاز با استفاده از تحلیل موتور در خارج از نقطه طرح، کنفرانس بین المللی انجمن هوافضای ایران.

[۲۲] م. یزدان پناه و ع. ناظقی (۱۴۰۲) کنترل فعال نوسانات سیستم تعلیق هواپیما با استفاده از کنترلر عصبی NARMA-L2، نشریه علمی مکانیک هوافضا.

Vol  
 $\eta$

حجم  
بازده

## مرجع

- [1] H. Asgari (2014) Modelling, Simulation and Control of Gas Turbines Using Artificial Neural Networks, Boca Raton, Florida: CRC Press.
- [2] Shaun R. Gaudet (2007) Development of a Dynamic Modeling and Control System Design Methodology for Gas Turbines, Ottawa-Carleton Institute (Thesis).
- [3] Qusai Z. Al-Hamdan and Munzer S. Y. Ebaid (2006) Modeling and Simulation of a Gas Turbine Engine for Power Generation, American society of mechanical engineers.
- [4] Rafael Parra Hernandez, Jaime Alvarez Gall and Marino Sanchez Parra (1997) A Neural Network Speed Controller for Gas Turbine, IFAC Control of Industrial Systems.
- [5] C. Wang, Y.G. Li and B.Y. Yang (2017) Transient performance simulation of aircraft engine integrated with fuel and control systems, Applied Thermal Engineering.
- [6] O. Mohamed and A. Khalil (2020) Progress in Modeling and Control of Gas Turbine Power Generation Systems: A Survey, MDPI Energies.
- [7] P. Lin, X. Du, Y. Shi and X.-M. Sun (2019) Modeling and controller design of a micro gas turbine for power generation, Elsevier Isatrans.
- [8] A. Salehi and M. Montazeri-Gh (2018), "Black box modeling of a turboshaft gas turbine engine fuel control unit based on neural NARX," Engineering for the Maritime Environment.
- [۹] م. تجلی، ا. محمدی و م. مرتضی (۱۳۹۲) مدل‌سازی و شبیه سازی توربین گازی دو محوره با در نظرگیری اثرات خنک کاری پره‌های توربین، مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها.
- [10] I. M. Ibrahim, O. Akhrif, H. Moustapha and M. Staniszewski (2021) Nonlinear generalized predictive controller based on ensemble of NARX models for industrial gas turbine engine, Elsevier Energy.
- [۱۱] م. منتظری، ع. جعفری و ع. راستی جهرمی (۱۳۹۸) طراحی و پیاده‌سازی کنترل پیشبین مبتنی بر مدل خطی گسسته برای کنترل سوخت موتور توربوفن، مکانیک هوافضا.