

طراحی کنترل کننده MIN-MAX برای مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن دومحوره غیر مخلوط شونده

مرتضی منتظری^۱، سید مرتضی حسینی^۲ و امین ایمانی^۳

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه علم و صنعت ایران

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۱۲/۲۲؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۹/۲۴)

چکیده

در این مقاله طراحی کنترلر Min-Max به منظور کنترل مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن دومحوره غیر مخلوط شونده در نقطه طراحی ارائه شده است. برای این منظور، در ابتدا محدودیت‌های لازم جهت عملکرد مطمئن و ایمن موتور توربوفن و همچنین شرایط عملکردی بحرانی موتور مورد نظر، از کاتالوگ‌ها و منابع موجود به دست آمده‌اند و به عنوان محدودیت‌های کنترلر در روند طراحی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. مدل‌سازی ترمودینامیکی موتور توربوفن به همراه طراحی کنترلر در محیط شبیه‌سازی نرم‌افزار MATLAB انجام شده است. نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی نشان می‌دهند که کنترلر به خوبی توانسته است تراست مورد درخواست خلبان را تأمین و قیدهای تعریف شده همچون محدودیت سرعت و شتاب محور فشار بالا، محدودیت فشار خروجی از کمپرسور فشار بالا و محدودیت دمای خروجی از محفظه احتراق را رعایت کند و همچنین از وقوع پدیده‌های سرج، استال، خاموشی شعله در محفظه احتراق و ... جلوگیری کند.

واژه‌های کلیدی: کنترلر Min-Max، مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن، محدودیت عملکردی، پدیده سرج و استال

Min-Max Controller Design for Double Shaft Unmixed Turbofan Engine's Thermodynamic Model

M. Montazeri-GH, S.M. Hosseini and A. Imani

School of Mechanical Engineering

Iran University of Science and Technology

(Received: 12/March/2017 ; Accepted: 15/December/2017)

ABSTRACT

In this paper, a Min-Max controller design is presented for a double shaft unmixed turbofan engine's thermodynamic model at design point. For this objective, first, the safe operation's limitations for turbofan engine are determined from the related catalogues and references and used in controller design process. Thermodynamic Modelling and controller design are conducted in Simulink environment of MATLAB software. Simulation results show that the controller effectively provides the thrust command and the limitations of high pressure spool speed and acceleration, output pressure of high pressure compressor and output temperature of combustion chamber are satisfied and surge, stall and flameout events are prevented.

Keywords: Min-Max controller, Turbofan Engine's Thermodynamic Model, Safe Operation's Limitation, Surge and Stall Phenomena

۱- استاد (نویسنده پاسخگو): montazeri@iust.ac.ir

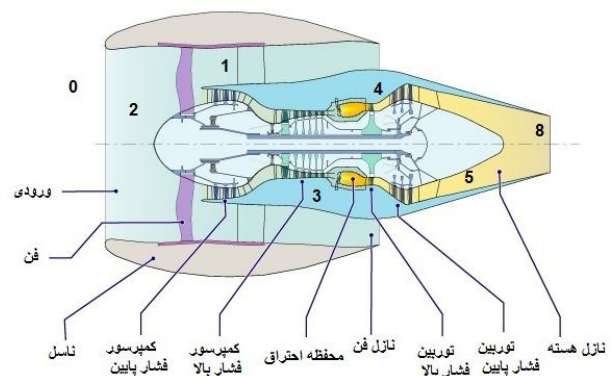
۲- دانشجوی کارشناسی ارشد: sey_hosseini@mecheng.iust.ac.ir

۳- دانشجوی دکتری: aimani@mecheng.iust.ac.ir

۱- مقدمه

در موتور توربوفن که یکی از گونه‌های پرکاربرد توربین‌های گازی هوایی است، فن عامل اصلی تولید تراست می‌باشد و وظیفه مهم تقسیم جریان هوای ورودی به دو قسمت کنارگذر و هسته اصلی را به عهده دارد و سیال پس از عبور از فن به وسیله صفحه جداکننده به دو قسمت کنارگذر و هسته تقسیم می‌شود.

مطابق شکل ۱ بخشی از هوای ورودی به موتور که به قسمت هسته وارد می‌شود پس از عبور از دو کمپرسور فشار بالا و فشار پایین با تأمین فشار مناسب به محفظه احتراق وارد می‌گردد. هوای خارج شده از کمپرسورها با انجام عملیات احتراق در محفظه احتراق و تأمین فشار و دمای مناسب باعث به حرکت درآمدن توربین‌های فشار بالا و فشار پایین خواهد شد و بدین صورت توان مورد نیاز جهت به حرکت درآمدن کمپرسورها نیز تأمین خواهد شد. در انتها نیز با عبور گاز داغ خروجی از توربین‌ها که فشار و سرعت نسبتاً بالایی دارد از انتهای موتور توربوفن بخشی از تراست تولیدی موتور به وجود خواهد آمد.



شکل (۱): اجزای مختلف موتور توربوفن دومحوره.

به منظور کنترل تمام فرآیندهای ذکر شده و همچنین تأمین امنیت موتور توربوفن نیاز به طراحی یک کنترلر مناسب و قابل اعتماد بسیار ضروری است. قسمت عمده‌ای از پیچیدگی کنترل‌کننده‌های موتور توربوفن به این مسئله برمی‌گردد که این موتورها برای دستیابی به عملکرد بهتر همواره در نزدیکی نقاط محدودیت‌های خود کار می‌کنند و بنابراین، عدم حضور کنترل‌کننده باعث فرارفت پارامترهای موتور از محدودیت‌های آن خواهد شد. این امر می‌تواند موجب از بین رفتن تراست مطلوب و عدم کنترل‌پذیری موتور شود و

یا این‌که موتور به علت تنش‌های حرارتی بالا و یا سرعت غیرمجاز دچار آسیب گردد؛ بنابراین، طراحی یک سامانه کنترل مناسب که بتواند تمام موارد ذکر شده را به طور همزمان کنترل کند جهت عملکرد مطلوب و ایمن موتور ضروری است [۱]. به دلیل جلوگیری از وقوع خرابی‌ها در تجهیزات موتور واقعی در بیشتر موارد از مدل‌های کامپیوتری به منظور انجام آزمایش‌های سلامت و ایمنی و تست کنترلر استفاده می‌شود [۲] و در همین رابطه مقالات زیادی منتشر شده‌اند که به بررسی ساختارهای مختلف به منظور شبیه‌سازی مدل موتورهای توربین گازی زمینی و هوایی از جمله موتور توربوفن پرداخته‌اند [۱۰-۳]. یکی از پرکاربردترین این نوع مدل‌ها، مدل ترمودینامیکی است که در سال‌های اخیر مورد توجه پژوهشگران و محققان در زمینه مدل‌سازی موتورهای توربینی از جمله موتور توربوفن قرار گرفته است. دقیق بودن، انعطاف‌پذیری بالا، قابل اعتماد بودن و ... از جمله ویژگی‌های مهم مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن است که اساس مدل‌سازی به منظور طراحی کنترلر در این مقاله می‌باشد [۱۴-۱۱].

از دیدگاه کنترلی، ویژگی‌های کنترلر به شرایط کاری موتور بستگی دارد. هدف اصلی کنترل‌کننده موتور توربوفن تغییر سرعت دورانی موتور مطابق با دستور تأمین تراست مورد نظر خلبان در حین نگه‌داشتن جریان سوخت در محدوده کاری کنترلر است.

کنترل‌کننده‌ای که برای کارکرد مطلوب یک موتور توربوفن طراحی می‌شود باید علاوه بر، تأمین تراست مورد نیاز خلبان در زمان مناسب از ناپایداری جریان و وقوع پدیده‌هایی نظیر افزایش بیش از حد دمای ورودی به توربین فشار بالا و فرارفت سرعت دورانی آن از سرعت مجاز در شرایط پروازی مختلف که محدوده آن در شکل ۲ و شکل ۳ دیده می‌شود جلوگیری کند؛ یعنی علاوه بر رعایت مدهای حالت پایا و گذرا، تمامی مؤلفه‌های مود کنترلی محدودیت‌های فیزیکی را نیز به گونه‌ای رعایت کند که کارایی موتور افت نکند. با بررسی منابع مختلف و همچنین توجه به توانایی‌های الگوریتم کنترلی Min-Max در این مقاله از این الگوریتم استفاده می‌شود [۲۰-۱۵].

الگوریتم Min-Max ترکیب چند حلقه کنترلی مختلف است که هر کدام از آن‌ها وظیفه رعایت یکی از مدهای

آن‌ها به وجود می‌آید، ولی اگر بسته به شرایط موتور به همه آن‌ها نیاز باشد و در هر شرایط بهترین خروجی را انتخاب کنیم الگوریتم Min-Max پدید می‌آید که خروجی هر یک از این حلقه‌ها که متغیر خودش را کنترل می‌کند با توابع Min و Max به یکدیگر متصل می‌شوند و با هم ارتباط پیدا خواهند کرد [۲۱].

در این مقاله و در ابتدا مدل‌سازی ترمودینامیکی موتور توربوفن دومحوره غیرمخلوط شونده ارائه می‌شود و در ادامه طراحی کنترلر Min-Max با استفاده از محدودیت‌های عملکردی و فیزیکی موتور توربوفن انجام خواهد شد و در پایان به ارائه و تحلیل نتایج حاصل از اعمال کنترلر بر روی مدل ترمودینامیکی مذکور پرداخته خواهد شد.

۲- مدل موتور توربوفن و نیازمندی‌های کنترلی

موتور توربوفن مورد مطالعه در این پژوهش از نوع دومحوره غیر مخلوط شونده مشابه CFM56-5B می‌باشد و به منظور استفاده در هواپیمای مسافربری ۱۰۰-۱۵۰ نفری طراحی شده است. می‌توان مشخصات نقطه طراحی این موتور را در جدول ۱ مشاهده کرد. بخشی از روابط ترمودینامیکی حاکم برای مدل‌سازی موتور در ادامه آمده است و بقیه روابط در مراجع مربوطه موجود است [۲۲-۲۴].

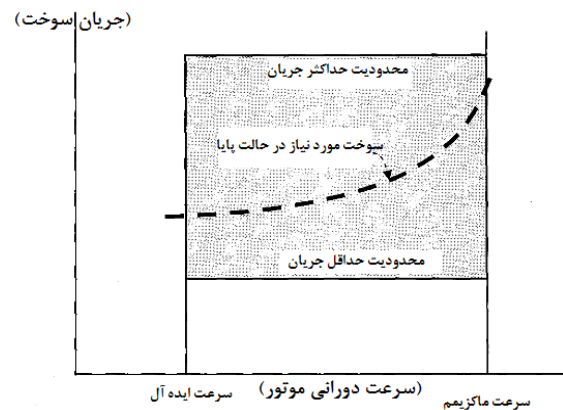
جدول (۱): مشخصات نقطه عملکردی موتور توربوفن مورد مطالعه.

پارامتر	واحد	مقدار
دبی جرمی ورودی به موتور	kg/s	۴۲۷/۷۴
نسبت فشار فن		۱/۶
نسبت فشار کمپرسور فشار پایین		۱/۹
نسبت فشار کمپرسور فشار بالا		۱۱/۹
نسبت کنارگذر		۵/۵
راندمان محفظه		۰/۹۹۵
ارزش حرارتی سوخت	kJ/kg	۴۳۱۲۴
دور محور فشار پایین	RPM	۵۰۰۰
دور محور فشار بالا	RPM	۱۴۴۶۰

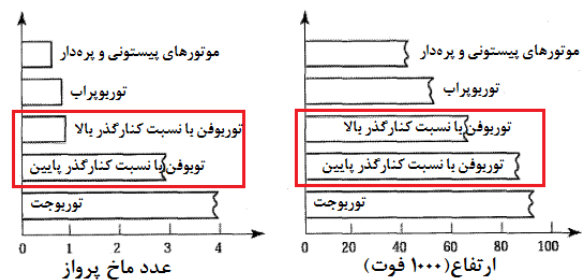
۲-۱- مدل‌سازی فن

به منظور محاسبات مربوط به حالت طراحی فن، نیاز به نسبت دمای فن خواهیم داشت و چون راندمان پلی‌تروپیک (ef) و

کنترلی موتور را به عهده دارند. این حلقه‌ها به طور موازی در کنار هم کار می‌کنند و در هر لحظه طبق یک استراتژی از پیش تعریف شده یکی از این حلقه‌ها کنترل موتور را بر عهده می‌گیرد. استفاده از چند حلقه کنترلی در کنار یکدیگر با اعمال استراتژی مناسب بر آن‌ها رعایت تمام موده‌های کنترلی موتور را به طور کامل تضمین می‌کند. به علاوه، این کنترل‌کننده به موتور اجازه می‌دهد که از تمام پتانسیل کاری خود استفاده کند.



شکل (۲): پاکت کنترلی برای یک موتور توربینی هوایی [۱۵].



شکل (۳): محدودیت‌های عملکردی موتور توربوفن در مقایسه با دیگر موتورهای هوایی [۱۵].

در حقیقت اگر برای کنترل قدرت در محدوده مطمئن، یک حلقه کنترلی برای حداکثر و حداقل فشار ورودی محفظه احتراق نسبت به پاشش سوخت مورد نیاز باشد، یک فرآیند کنترل فشار به وجود خواهد آمد و اگر برای کنترل قدرت در محدوده مطمئن، یک حلقه کنترلی برای حداکثر سرعت روتورها نسبت به پاشش سوخت مورد نیاز باشد، یک فرآیند کنترل سرعت ایجاد خواهد شد. اگر برای داشتن قدرت مورد نظر در محدوده مطمئن برای هر محدودیت و هر دسته نسبت به پاشش سوخت یک حلقه کنترلی نیاز باشد، فرآیند کنترل

$$P_{t,out} = P_{t,in} \pi_b \quad (7)$$

معادلات محفظه احتراق با اعمال قوانین بقای جرم و انرژی تعیین می‌شود.

$$\begin{cases} \dot{m}_{in} + \dot{m}_f = \dot{m}_{out} \\ \eta_b f LHV = (1+f) H_{t,out} - H_{t,in} \\ f = \frac{H_{t,out} - H_{t,in}}{\eta_b LHV - H_{t,out}} \end{cases} \quad (8)$$

در (۸)، f نسبت سوخت به هوا، LHV ارزش حرارتی سوخت و H آنتالپی می‌باشد. در چرخه‌های باز توربین گاز که جریان هوای تازه به‌طور مداوم وارد سیستم می‌گردد، همواره از روش مستقیم احتراق سوخت در خود سیال عامل استفاده می‌شود. به‌علت آن که احتراق به‌طور مداوم انجام می‌شود، تنها برای شروع فرایند، وجود یک شمع الکتریکی لازم است و به‌دنبال آن شعله باید خودنگهدارنده و خودسوز باشد. از آنجا که نسبت فشار و راندمان احتراق از معلومات مسئله‌اند، می‌توان نسبت سوخت به هوا (f) را به‌کمک موازنه انرژی برای محفظه احتراق و با اندکی محاسبه به‌صورت زیر به‌دست آورد [۲۳]:

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_{cH} \tau_{cL} \tau_f \tau_r}{\frac{h \eta_b}{C_{pc} T_a} - \tau_\lambda} \quad (9)$$

۲-۴- مدل‌سازی توربین فشار بالا

توربین، وظیفه تأمین توان لازم برای کمپرسور را در موتور توربین گاز به‌عهده دارد. سیال با فشار و دمای بالا از محفظه احتراق وارد شده و پس از گذر از یک ردیف پره نازل به روتور رسیده و در گذر از توربین فشار بالا بخشی از انرژی خود را از دست داده و دما و فشار آن کاهش می‌یابد. لذا بخشی از انرژی سیال در توربین فشار بالا گرفته می‌شود. در توربین برخلاف کمپرسور، گرادیان فشار در جهت مطلوب می‌باشد، در نتیجه همانند کمپرسور مشکلات پایداری جریان را ندارد. فرایند صورت گرفته در توربین آدیاباتیک در نظر گرفته می‌شود. در واقع انتقال گرمایی صورت گرفته بین محیط و توربین صرف‌نظر می‌شود. با اعمال قانون دوم نیوتن بر روی یک محور رابطه زیر به‌دست می‌آید:

$$\begin{aligned} TR_{in} - TR_c &= J \dot{\omega} \\ PW &= TR \times \omega \end{aligned} \quad (10)$$

در (۱۰)، TR گشتاور، J ممان اینرسی روتور، PW توان،

نسبت فشار فن (π_f) مشخص است، لذا نسبت دمای فن بر اساس فرمول (۱) به‌دست می‌آید.

$$\tau_f = \pi_f^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c e_f)} \quad (1)$$

همان‌طور که گفته شد جریان هوای ورودی بعد از فن با نسبت کنارگذر (α^*) مشخص به دو قسمت تقسیم می‌شود که می‌توان بر اساس فرمول (۲) این نسبت را به‌دست آورد.

$$\alpha = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_h} \quad (2)$$

۲-۲- مدل‌سازی کمپرسور

هدف اصلی به‌کارگیری کمپرسورها، افزایش فشار استاتیک سیال عامل با استفاده از کار اعمالی توسط محور کمپرسور-توربین می‌باشد. کمپرسور نیز مانند دیگر اجزای افت‌هایی دارد.

این افت‌ها سبب افزایش آنتروپی و کاهش انرژی سیال و در نتیجه کاهش بازده کمپرسور می‌شوند. دما و فشار هوای خروجی از کمپرسور به‌صورت (۳) محاسبه می‌گردد.

$$T_{t,out} = T_{t,in} + \frac{T_{t,in}}{\eta_c} \left(\frac{\gamma_{ave} - 1}{\pi_c^{\gamma_{ave}}} - 1 \right) \quad (3)$$

$$P_{t,out} = P_{t,in} \pi_c \quad (4)$$

کمپرسورهای مورد استفاده در موتورهای توربین گاز ممکن است از نوع گریز از مرکز یا از نوع محوری باشد. بسته به نوع کمپرسور مورد استفاده، مشخصات موتور نیز تعیین می‌گردد. نسبت دما در کمپرسورهای فشار پایین و فشار بالا به‌ترتیب و بر اساس (۵) و (۶) به‌دست خواهد آمد.

$$\tau_{cL} = \pi_{cL}^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c e_{cL})} \quad (5)$$

$$\tau_{cH} = \pi_{cH}^{(\gamma_c - 1)/(\gamma_c e_{cH})} \quad (6)$$

در این روابط، e_c ، راندمان پلی‌تروپیک است [۲۲].

۲-۳- مدل‌سازی محفظه احتراق

سیال پس از عبور از کمپرسور وارد محفظه‌ی احتراق شده و با سوخت ترکیب می‌شود. پس از احتراق، آنتالپی سیال افزایش می‌یابد. در حالت ایده‌آل، عمل احتراق در فشار ثابت صورت می‌گیرد، اما در واقعیت به‌دلیل اصطکاک دیواره‌ها و توربولانس، π_b کمتر از یک می‌باشد.

$$\frac{P_{T0}}{\dot{m}_a C_{pc} T_a} = C_{T0} \quad (18)$$

و پس از ساده‌سازی، نسبت دما در توربین فشار پایین به صورت (۱۹) به دست می‌آید.

$$\tau_{tL} = 1 - \frac{(1+\alpha) \left\{ \tau_r (\tau_r - 1) + \frac{C_{p0}}{\eta_{mp}} \right\}}{\eta_{ml} \tau_r \tau_{ch} \left\{ (1-\varepsilon_1 - \varepsilon_2 - \beta)(1+f) + (\varepsilon_1 + \varepsilon_2 / \tau_{tH}) \tau_r \tau_c / \tau_\lambda \right\}} \quad (19)$$

با مشخص شدن نسبت دما در این توربین، می‌توان نسبت فشار توربین فشار پایین را یافت [۲۲].

$$\pi_{tL} = \tau_{tL}^{\gamma_t / (\gamma_t - 1) e_{tL}} \quad (20)$$

۲-۶- مدل سازی نازل سرد و گرم

وظیفه نازل، تبدیل انرژی درونی سیال به انرژی جنبشی است که نتیجه آن، ایجاد نیروی جلوبرندگی می‌باشد. امروزه از دو نوع نازل در موتور هواپیما استفاده می‌شود: نوع همگرا و نوع همگرا-واگرا.

نازل همگرا معمولاً دارای سطح مقطع انتهایی ثابت است در حالی که در نازل همگرا-واگرا سطح انتهایی متغیر است. سطح مقطع نازل وضعیت تعیین‌کننده‌ای دارد؛ زیرا روی فشار پشت توربین و بنابراین، روی دور (RPM)، تراست و دمای گاز خروجی اثر خواهد داشت. کاهش سطح مقطع نازل به مقدار کم، به‌طور سریع، دما، فشار و سرعت گاز خروجی و نیز تراست را افزایش می‌دهد. نازل همگرا در دو شرایط متفاوت کار می‌کند:

- فشار استاتیک خروجی و فشار محیط منطبق شوند. برای این حالت ماخ خروجی برابر یا کمتر از یک می‌باشد. روابط مربوط به این حالت را می‌توانیم در (۲۱) تا (۲۴) ببینیم [۲۴].

$$P_{t,out} = P_a \quad (21)$$

$$M_{out} = \left(\left(\frac{2}{\gamma_{out} - 1} \right) \left(\frac{P_{t,out}}{P_{out}} \right)^{\frac{\gamma_{out} - 1}{\gamma_{out}}} - 1 \right)^{0.5} \quad (22)$$

$$T_{out} = \frac{T_{t,out}}{1 + \frac{\gamma_{out} - 1}{2} M_{out}^2} \quad (23)$$

$$V_{out} = \sqrt{\gamma_{out} R T_{out}} \quad (24)$$

- فشار استاتیک خروجی بیشتر از فشار محیط باشد. در این حالت، سیال در طول نازل شتاب می‌گیرد و در خروجی، عدد ماخ، یک می‌شود.

ω سرعت دورانی و $\dot{\omega}$ شتاب زاویه‌ای شفت می‌باشد. در حالت پایا $\dot{\omega}$ صفر است. در نتیجه با نوشتن رابطه تعادل انرژی برای روتور، آنتالپی سیال خروجی از توربین به دست می‌آید. از آنجا که بین نقاط ۴ و ۴۱ (ورودی به توربین فشار بالا) مقداری هوا با نسبت ε_1 ، جهت خنک کردن پره‌های توربین وارد آن می‌شود، لذا جهت یافتن نسبت دما در این ناحیه که اختلاط جریان گرم و سرد وجود دارد، از موازنه انرژی استفاده می‌شود:

$$\varepsilon_1 \dot{m}_{31} C_{pc} T_{03} + \dot{m}_4 C_{pt} T_{04} = \dot{m}_{41} C_{pt} T_{041} \quad (11)$$

به‌طوری‌که:

$$\dot{m}_4 = \dot{m}_{31} (1 - \varepsilon_1 - \varepsilon_2 - \beta) + \dot{m}_f = \dot{m}_{31} (1 + f) (1 - \varepsilon_1 - \varepsilon_2 - \beta) \quad (12)$$

$$\dot{m}_{41} = \dot{m}_{31} (1 + f) (1 - \varepsilon_1 - \varepsilon_2 - \beta) + \dot{m}_{31} \varepsilon_1 \quad (13)$$

با جای‌گذاری عبارات بالا در (۱۳) و نیز با تعریف $\tau_{m1} = \frac{T_{041}}{T_{04}}$ و همچنین تعریف نسبت آنتالپی موتور، می‌توان به رابطه زیر دست یافت:

$$\tau_{m1} = \frac{(1+f)(1-\varepsilon_1-\varepsilon_2-\beta) + \varepsilon_1 \tau_r \tau_f \tau_{cL} \tau_{ch} / \tau_\lambda}{(1+f)(1-\varepsilon_1-\varepsilon_2-\beta) + \varepsilon_1} \quad (14)$$

برای محاسبه نسبت فشار در توربین فشار بالا به کمک راندمان پلی‌تروپیک آن، می‌توان نوشت:

$$\pi_{tH} = \tau_{tH}^{\gamma_t / (\gamma_t - 1) e_{tH}} \quad (15)$$

۲-۵- مدل سازی توربین فشار پایین

برای محاسبه نسبت دما در توربین فشار پایین از موازنه انرژی بین این توربین و کمپرسور فشار پایین و فن، استفاده می‌شود.

$$\eta_{ml} (\dot{m}_{45} C_{pt} (T_{045} - T_{05})) = \dot{m}_a C_{pc} (T_{021} - T_{02}) + \dot{m}_{25} C_{pc} (T_{024} - T_{021}) + \frac{P_{T0}}{\eta_{mp}} \quad (16)$$

در رابطه بالا، T_{021} دمای سکون خروجی از فن و ورودی به کمپرسور فشار پایین و T_{024} ، دمای خروجی از کمپرسور فشار پایین است. P_{T0} ، قدرت مربوط به محور برای برخاستن هواپیما و η_{mp} ، راندمان محوری جهت برخاستن هواپیما است. با توجه به آن‌که:

$$\dot{m}_a = \dot{m}_c + \dot{m}_h = \dot{m}_h (1 + \alpha) = (1 + \alpha) \dot{m}_3 = \frac{(1 + \alpha) \dot{m}_{31}}{(1 - \varepsilon_1 - \varepsilon_2 - \beta)} \quad (17)$$

و از طرفی با تعریف رابطه (۱۸):

عملکردی در نقطه طراحی موتور توربوفن می‌باشند حل معادلات شروع می‌شود و در انتهای هر حلقه حل معادلات، مقدار خطای بین مقادیر محاسبه‌شده پارامترهای عملکردی بر اساس معادلات و مقادیر متناظر خوانده‌شده از روی نقشه‌های عملکردی اندازه‌گیری می‌شود و بر اساس مقادیر این خطاها ماتریس ژاکوبین^۱ تشکیل می‌شود. سپس با استفاده از رابطه گوس- جردن مقدار معکوس ماتریس مورد نظر ایجاد شده و با استفاده از روشی موسوم به میرایی نیوتن مقدار حدسی پارامترهای عملکردی در حلقه بعدی حل‌کننده مشخص می‌گردد. این روند تا زمانی ادامه خواهد یافت که خطاهای محاسبه‌شده برای پارامترهای عملکردی موتور از مقدار از پیش تعیین شده که برای این مقاله ۰/۰۵ می‌باشد کمتر گردد [۲۵].

۲-۸- نیازمندی‌های کنترلی

جهت طراحی کنترلر، مودهای کنترلی موتور توربوفن را می‌توان به صورت زیر دسته‌بندی کرد:

- مود کنترلی حالت پایا که موتور توربوفن در این مود کنترلی وظیفه دارد تا تراست مورد نظر خلبان را به طور دقیق ایجاد نماید. جهت رعایت این مود کنترلی در طراحی کنترل‌کننده‌ها معمولاً از منحنی‌های عملکردی حالت پایای موتور استفاده می‌شود [۱۶ و ۲۶].
- مود کنترل حالت گذرا که موتور را در فرایند رسیدن از یک نقطه عملکردی حالت پایا به نقطه دیگر کنترل می‌کند. در واقع وظیفه این مود کنترلی این است که تغییرات تراست مورد نظر خلبان در زمان مناسبی تأمین شود. از آنجا که تراست یک موتور توربوفن در حین عملکرد به طور مستقیم قابل اندازه‌گیری نیست، در طراحی کنترلر معمولاً از فاکتور کنترل سرعت فن، کنترل نسبت فشار کمپرسور و یا کنترل نسبت فشار کلی موتور برای تحت کنترل درآوردن تراست موتور به صورت غیر مستقیم استفاده می‌شود.
- مود کنترل محدودیت‌های فیزیکی که از صدمه دیدن موتور جلوگیری می‌کند و در صورت رعایت نشدن این مود کنترلی به نوبه خود می‌تواند باعث افت توان و یا تخریب موتور گردد.

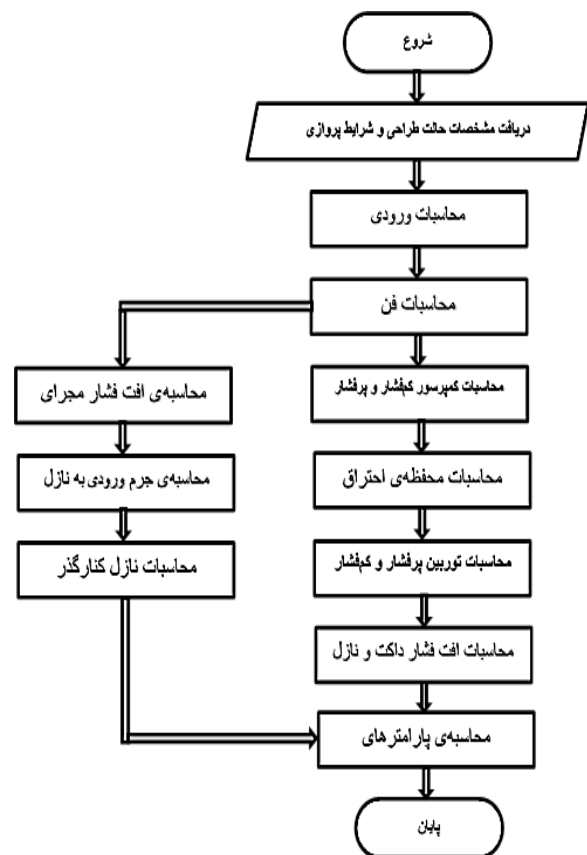
$$M_{out} = 1 \quad (25)$$

$$T_{out} = \frac{T_{t,out}}{\frac{\gamma_{out} + 1}{2}} \quad (26)$$

$$P_{out} = \frac{P_{t,out}}{\left(\frac{\gamma_{out} + 1}{\gamma_{out}}\right)^{\frac{\gamma_{out}}{\gamma_{out} - 1}}} \quad (27)$$

$$V_{out} = \sqrt{\gamma_{out} R T_{out}} \quad (28)$$

روابط مربوط به مدل‌سازی قسمت‌های مختلف موتور در بخش‌های قبلی مورد بررسی قرار گرفت. با استفاده از این روابط و همچنین فلوچارتی که در شکل ۴ ارائه شده است و نشان‌دهنده روند تعیین نقطه طراحی موتور توربوفن می‌باشد، می‌توان مدل‌سازی مورد نظر این مقاله را انجام داد.



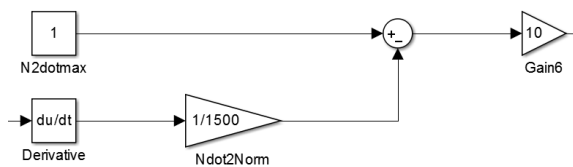
شکل (۴): فلوچارت تعیین نقطه طراحی موتور توربوفن.

۲-۷- حل معادلات

با استفاده از اطلاعات مربوط به نقطه طراحی از روش ماتریسی حل معادلات برای مدل‌سازی استفاده می‌شود. در این روش، در ابتدا از شرایط اولیه که همان پارامترهای

سعی بر کنترل نرخ تغییرات سرعت دورانی موتور توربوفن در حین فرآیند شتاب گیری و یا کاهش شتاب را دارد.

والش^۱ در کتاب خود به بیان این محدودیت پرداخته است و حداکثر مقدار شتاب مثبت را در شرایط سطح دریا طوری در نظر گرفته که موتور بتواند از ۱٪ تراست تولیدی در عرض ۵s به ۹۵٪ تراست تولیدی خود برسد که این امر می‌تواند ۳/۲٪ گرادایان پروازی مورد نیاز هواپیما برای پرواز مناسب را ایجاد نماید. با توجه به مقادیر تراست به دست آمده از مدل موتور مورد مطالعه در این پروژه و مطابقت سرعت دورانی محور فشار بالا با این مقادیر می‌توان حداکثر شتاب مثبت محور فشار بالا را حدود ۱۵۰۰rpm/s محاسبه کرد. این محدودیت در طراحی حلقه کنترل شتاب کنترلر Min-Max مورد نظر استفاده شده است و می‌توان حلقه کنترلی مربوط به این محدودیت را در شکل ۷ دید [۳۲].



شکل (۷): حلقه کنترلی شتاب بیشینه در کنترلر Min-Max طراحی شده.

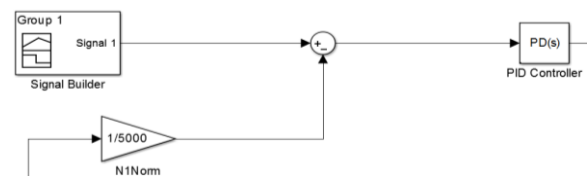
به دلیل این که طراحی و اجرای کنترلر در این مقاله برای یک نقطه که همان نقطه طراحی موتور توربوفن می‌باشد انجام شده است، مقدار شتاب بیشینه یا کمینه با یک عدد ثابت مشخص شده است ولی برای اجرای کنترلر در نقاط کاری مختلف مقدار حد بیشینه و کمینه شتاب روتور، متغیر و تابع پارامترهای مختلف از جمله سرعت هسته موتور می‌باشد [۱۳] و به ازای هر نقطه عملکردی مقدار عددی متفاوتی خواهد داشت. به منظور کنترل سرچ و استال گذرا و نیز جهت جلوگیری از خاموش شدن شعله در هنگام کاهش شتاب هسته موتور، مقدار شتاب منفی روتور هسته نیز باید محدود شود.

والش در کتاب خود به بیان این محدودیت پرداخته است و حداکثر مقدار شتاب منفی را در شرایط سطح دریا طوری در نظر گرفته که موتور بتواند از ۱۰۰٪ تراست تولیدی در عرض ۴/۵ s به ۲۵٪ تراست تولیدی خود برسد. با توجه به

در ادامه حلقه‌های کنترلی حالت گذرا الگوریتم کنترل سوخت Min-Max که شامل حلقه فرمان خلبان، حلقه کنترل شتاب، حلقه محدودکننده شتاب، حلقه محدودکننده سرعت، حلقه کنترل کننده فشار و حلقه کنترل کننده دما است توضیح داده خواهد شد.

۱-۳- حلقه فرمان خلبان

این حلقه کنترلی یک حلقه کنترلی گذرا می‌باشد که وظیفه تأمین تراست مورد نظر خلبان را در زمان مناسب دارد و به همین دلیل حلقه کنترلی فرمان خلبان نامیده می‌شود. همان‌طور که پیش‌تر ذکر شد برای طراحی عملی این حلقه کنترلی، از آنجا که اندازه‌گیری تراست به‌طور عملی امکان‌پذیر نیست، از پارامترهای معادل تراست (سرعت دورانی فن یا نسبت فشار) استفاده می‌شود. مطابق شکل ۶، در این حلقه کنترلی اختلاف دور فن و یا نسبت فشار کمپرسور با فرمان خلبان به‌عنوان سیگنال خطا در نظر گرفته می‌شود [۲۹].



شکل (۶): حلقه کنترلی فرمان خلبان در کنترلر Min-Max طراحی شده.

به دلیل محدودیت‌های ساختاری موتور توربوفن CFM56-5B که در این مقاله به‌عنوان موتور نمونه در شبیه‌سازی‌ها از آن استفاده شده است و توسط شرکت سازنده آن ارائه شده است حداکثر سرعت دورانی مشخصی به‌عنوان مرجع در نظر گرفته شده است و باید به‌عنوان بهره مورد نظر در طراحی کنترلر Min-Max از آن استفاده گردد. مقادیر مذکور برای محور فشار پایین ۱۰۲٪ دور نامی موتور در نقطه طراحی که معادل ۵۱۰۰ rpm می‌باشد، خواهد بود و برای محور فشار بالا ۱۰۵٪ دور نامی موتور در نقطه طراحی که معادل ۱۵۱۸۰rpm می‌باشد، قرار خواهد گرفت [۳۰].

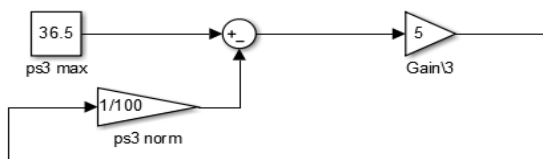
۲-۲- حلقه کنترل شتاب

یکی از حلقه‌های کنترل حالت گذرای موتور توربوفن کنترل نرخ جریان سوخت برای ایجاد شتاب مطلوب است. این کنترلر گذرا بر پایه کنترل شتاب می‌تواند با برنامه به‌صورت حلقه باز مانند آنچه در مدل CMAPSS ناسا وجود دارد [۳۱] و یا به‌صورت حلقه بسته N2-dot انجام شود. این کنترل کننده

۴-۳- حلقه کنترل حداکثر فشار خروجی از کمپرسور فشار بالا

فشار استاتیکی خروجی کمپرسور Ps3 به فشار ورودی محفظه احتراق معروف است. این حلقه برای جلوگیری از فرارفت از محدوده بیشینه فشار استاتیکی کمپرسور تعبیه می‌شود. در موتورهای توربو فن سرج و استال علاوه بر حالت گذرا که به وسیله حلقه کنترلی شتاب محدود می‌شود در حالت پایا وضعیتی به مراتب خطرناک‌تر و جدی‌تری را به وجود می‌آورد. در کنترل سوخت بهترین راه کنترل Ps3 در محدوده‌های بیشینه و کمینه خواهد بود.

فشار استاتیکی بیشینه تعبیه شده در کنترلر Min-Max مورد نظر که در خروجی کمپرسور فشار بالا قرار دارد و در حقیقت ورودی محفظه احتراق نیز می‌باشد از فرارفت فشار محفظه احتراق جلوگیری می‌کند [۳۱]. مقدار این محدودیت به منظور طراحی کنترلر مورد بحث در این پروژه ۳۶/۵ bar یا ۳۶۵۰ kPa در نظر گرفته شده است که می‌توان حلقه مربوط به این محدودیت را در شکل ۱۰ به وضوح دید.



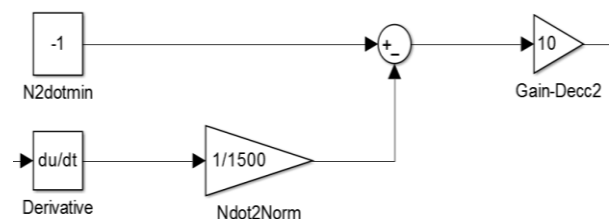
شکل (۱۰): حلقه کنترلی فشار بیشینه خروجی از کمپرسور فشار بالا در کنترلر Min-Max طراحی شده.

۵-۳- حلقه کنترل حداقل فشار خروجی از کمپرسور فشار بالا

با توجه به مقادیر ذکر شده در مراجع میزان حاشیه سرج مطمئن برای کمپرسور فشار بالا، کمپرسور فشار پایین و فن موتور توربو فن مورد نظر به ترتیب ۲۰ تا ۲۵ درصد، ۱۵ تا ۲۰ درصد و ۱۰ تا ۱۵ درصد ذکر شده است. با توجه به این نکته که حداقل فشار استاتیکی خروجی از محفظه احتراق باید از سرج و استال حالت پایا جلوگیری کند و با استناد به مقادیر محاسبه شده برای حاشیه سرج و استال مدل مورد بررسی در این پروژه مقدار عددی در نظر گرفته شده برای این محدودیت در کنترلر Min-Max طراحی شده حدود ۷/۵ bar یا ۷۵۰۰ kPa می‌باشد که می‌توان مقدار معین شده و همچنین ضریب حلقه مربوطه را در شکل ۱۱ دید [۳۲].

مقادیر تراست به دست آمده از مدل موتور مورد مطالعه در این پروژه و مطابقت سرعت دورانی محور فشار بالا با این مقادیر می‌توان حداکثر شتاب منفی محور فشار بالا را حدود ۱۵۰۰ rpm/s محاسبه کرد. این محدودیت نیز در طراحی حلقه کنترلی شتاب کمینه کنترلر Min-Max مورد استفاده قرار گرفته است [۲۱].

در الگوریتم Min-Max برای کنترل شتاب‌گیری مثبت و منفی از دو حلقه کنترل شتاب مجزا استفاده می‌شود که می‌توان حلقه شتاب منفی مربوط به آن را در شکل ۸ مشاهده کرد.

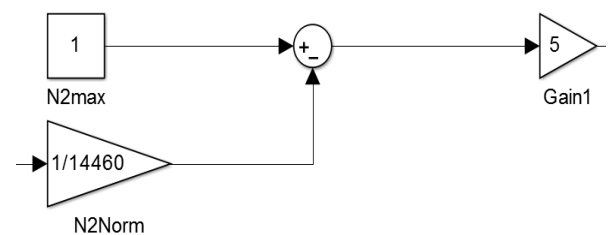


شکل (۸): حلقه کنترلی شتاب کمینه در کنترلر Min-Max طراحی شده.

۳-۳- حلقه کنترل سرعت دورانی هسته و فن

در الگوریتم Min-Max جهت اطمینان از عدم فرارفت سرعت دورانی هسته و فن موتور از بیشینه سرعت دورانی مجاز، یک حلقه کنترلی مجزا طراحی می‌شود.

همان‌طور که در بخش‌های قبل نیز به آن اشاره شد و همچنین در شکل ۹ دیده می‌شود؛ محدودیت سرعت دورانی موتور با توجه به حداکثرهایی که تولیدکننده موتور ذکر کرده است در نظر گرفته می‌شوند. این مقدار برای محور فشار بالا ۱۰۵٪ دور نامی در نقطه طراحی قید شده است که معادل ۱۵۱۸۰ rpm خواهد بود. این مقدار نیز در طراحی کنترلر Min-Max رعایت شده است [۳۰].

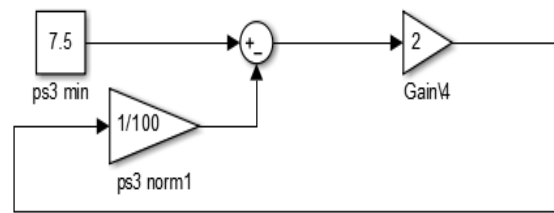


شکل (۹): حلقه کنترلی دور بیشینه محور موتور در کنترلر Min-Max طراحی شده.

طول عملکرد آن به طور کامل رعایت گردند. استراتژی انتخاب حلقه کنترلی مناسب از میان حلقه‌های طراحی شده در هر لحظه استراتژی Min-Max نامیده می‌شود و ترتیب انتخاب حلقه‌ها توسط این استراتژی در عملکرد نهایی موتور نقش اساسی دارد. روند ارتباطی میان حلقه‌های مختلف در الگوریتم Min-Max در این پژوهش به صورتی خواهد بود که در آن سوخت حالت گذرا در هر لحظه از میان حلقه‌های کنترلی فرمان خلبان، حلقه کنترلی سرعت دورانی بیشینه هسته، حلقه کنترلی بیشینه شتاب مثبت، حلقه کنترلی بیشینه شتاب منفی، حلقه‌های بیشینه و کمینه فشار استاتیکی خروجی از کمپرسور فشار بالا و حلقه حداکثر دمای ورودی به توربین فشار بالا و براساس رابطه (۲۵) انتخاب می‌شود. به بیان دیگر، مطابق شکل ۱۳، هر هفت حلقه کنترلی ذکر شده حلقه‌های کنترلی حالت گذرا هستند و در هر لحظه یک مقدار سوخت حالت گذرا مورد نیاز خواهد بود تا با سوخت گذرای محاسبه شده در زمان قبل جمع گردد و سوخت نهایی محاسبه شده را به انتگرال‌گیر تحویل دهد. این انتخاب باید به گونه‌ای صورت پذیرد که در حین این که فرمان خلبان در کوتاه‌ترین زمان ممکن ارضا می‌شود موتور از فرارفت تمامی محدودیت‌های فیزیکی خود مصون بماند.

روند انتخاب میان این هفت حلقه کنترلی در الگوریتم Min-Max و براساس رابطه (۲۵) به صورت زیر خواهد بود:

- ابتدا از میان حلقه‌های فرمان خلبان، شتاب بیشینه، فشار استاتیکی بیشینه خروجی از کمپرسور فشار بالا، بیشینه دمای ورودی به توربین فشار پایین و بیشینه سرعت محور فشار بالا مقدار کمینه انتخاب می‌شود.
- سپس مقدار انتخاب شده در مرحله قبل با مقادیر حلقه‌های کنترلی فشار استاتیکی کمینه خروجی از کمپرسور فشار بالا و شتاب کمینه مقایسه می‌شود و مقدار بیشینه آن‌ها انتخاب می‌شود.
- مقدار انتخاب شده در دو مرحله قبل به عامل انتگرال‌گیر فرستاده می‌شود و بعد از انتگرال‌گیری به ورودی موتور ارسال می‌گردد. مقدار خروجی از عامل انتگرال‌گیر در واقع مقدار سوخت مورد نیاز موتور توربوفن به منظور تأمین تراست مورد درخواست خلبان با توجه به شرایط پروازی می‌باشد.

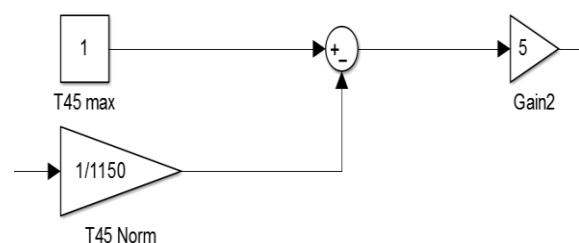


شکل (۱۱): حلقه کنترلی فشار کمینه خروجی از کمپرسور فشار بالا در کنترلر Min-Max طراحی شده.

۳-۶- حلقه کنترل حداکثر دمای خروجی از محفظه احتراق

این حلقه به دلیل محدودیت فیزیکی پره‌های توربین پرفشار به خصوص ردیف‌های ابتدایی آن در تحمل دمای گازهای خروجی از محفظه احتراق در بحث طراحی کنترلر گنجانده شده است.

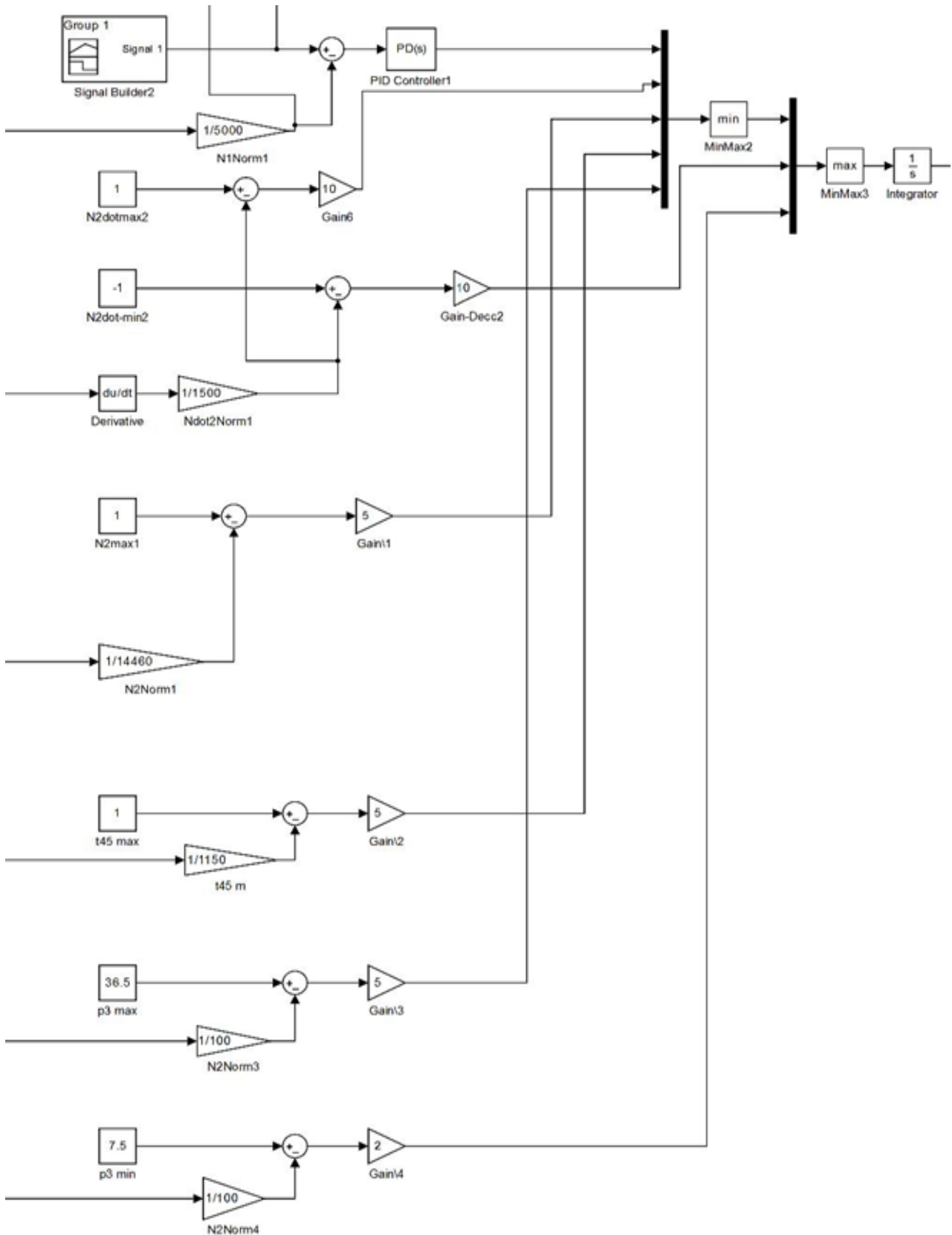
براساس مقادیر ذکر شده در کاتالوگ‌های شرکت تولیدکننده موتور توربوفن مورد بررسی در این پروژه، مقدار ۹۳۰ درجه سانتی‌گراد به عنوان حداکثر دمای ورودی به توربین فشار پایین در نظر گرفته شده است. این مقدار که به عنوان محدودیت فیزیکی به کار رفته در کنترلر Min-Max برای پره‌های توربین فشار بالا به شمار می‌آید ۱۱۵۰K قرار داده شده است و می‌توان حلقه طراحی شده در ساختار کنترلر برای این منظور را در شکل ۱۲ نیز مشاهده کرد [۲۷].



شکل (۱۲): حلقه کنترلی دمای بیشینه ورودی به توربین فشار بالا در کنترلر Min-Max طراحی شده.

۴- روند عملکرد کنترلر

بعد از طراحی تک تک حلقه‌های ذکر شده نیاز به یک استراتژی مشخص احساس می‌شود تا تعیین کننده این موضوع باشد که در هر لحظه کدام یک از حلقه‌های کنترلی طراحی شده وارد عمل شوند تا تمامی مودهای کنترلی موتور در تمام



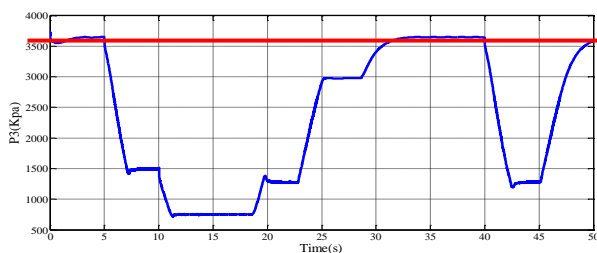
شکل (۱۳): کنترلر Min-Max طراحی شده به منظور استفاده برای مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن.

با توجه به محدودیت‌های مشخص شده در بخش‌های قبلی برای عملکرد مناسب و بی‌خطر موتور توربوفن مقدار فشار خروجی مجاز برای کمپرسور فشار بالا ۳۶۵۰ kPa بوده است که با توجه به شکل ۱۵ که نتیجه خروجی همین قسمت موتور می‌باشد می‌توان دید که این محدودیت با کمک کنترل رعایت شده و فشار خروجی کمپرسور فشار بالا در مراحل مختلف عملکردی از مقدار ۳۶۵۰ kPa فراتر نمی‌رود.

در مدل‌سازی انجام شده محدودیت دمایی T45 که همان دمای خروجی از توربین فشار بالا است حدود ۱۱۵۰ K در نظر گرفته شده است که با توجه به شکل ۱۶ می‌توان دید که این مقدار توسط کنترل طراحی شده محدود شده و دمای موتور در بخش خروجی از توربین فشار بالا یا همان ورودی به توربین فشار پایین از دمای موردنظر عبور نکرده است.

محورهای فشار پایین و فشار بالای موتور توربوفن موردنظر با توجه به اینرسی و ابعادشان و جلوگیری از به‌وجود آمدن ارتعاشات مخرب و همچنین به‌واسطه جلوگیری از به‌وجود آمدن پدیده‌های سرج، استال و خاموشی شعله نمی‌توانند در امر شتاب‌گیری از مقدار عددی مشخصی عبور کنند. در همین راستا نتایج خروجی از مدل با ورودی بررسی شده در بخش‌های قبلی و با حضور کنترل می‌توان دید که مقادیر مشخص شده به‌عنوان محدودیت در کنترل که برای محور فشار بالا ۱۵۰۰ rpm/s است به‌خوبی رعایت شده و در نقاط مختلف عملکردی از محدودیت اعمال شده عبور نمی‌کند. می‌توان نتیجه کنترل شتاب را در شکل ۱۷ دید که در آن مقدار محدودیت اعمال شده با خطوط قرمز مشخص شده‌اند.

مقادیر ذکر شده به‌ترتیب برای محورهای فشار بالا و فشار پایین ۱۴۴۶۰ rpm و ۵۰۰۰ rpm می‌باشد و می‌توان نتایج خروجی از مدل مربوط به دور محور فشار بالا را در شکل ۱۸ دید که مدل به‌خوبی با حضور کنترل Min-Max محدودیت اعمالی را رعایت می‌کند.



شکل (۱۵): فشار خروجی از کمپرسور فشار بالا و رعایت محدودیت حداکثر فشار با توجه به قید تعریف‌شده.

لازم به‌ذکر است که روند گفته شده همان روند معمول و ذکر شده در بیشتر منابع معتبر طراحی این‌گونه کنترلرها می‌باشد که مختصر نویسی شده است [۲۷ و ۳۵]:

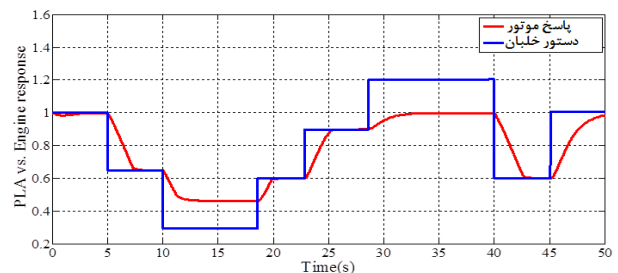
$$Wf = \min(\min(\min(\min(\max(\max(Wf\text{-dec}, Wf\text{-minwin}), Wf\text{-Ps3min}), Wf\text{-N2max}), Wf\text{-acc}), Wf\text{-Ps3max}), Wf\text{-T45max}) \quad (25)$$

توجه به این نکته ضروری است که در این مقاله کنترل تراست موتور توربوفن و محدودیت‌های فیزیکی و عملکردی آن با استفاده از دبی سوخت، به‌عنوان متغیر کنترلی اصلی موتور، انجام شده است و بررسی کنترل بلید^۱ به‌عنوان یک متغیر کمکی که به‌صورت حلقه باز مدنظر قرار می‌گیرد، موضوع مورد بحث این پژوهش نبوده است.

۵- تحلیل نتایج و اعتبارسنجی

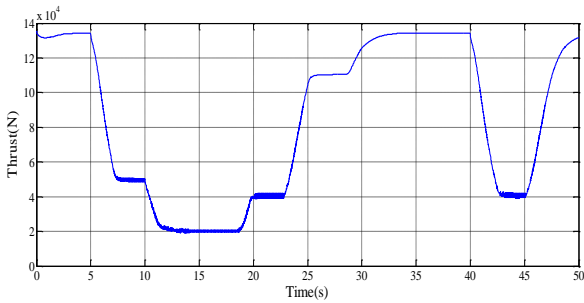
مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن مورد بررسی و نتایج آن در حالت S-S و همچنین Transient با داده‌های موتور CFM56-5B و همچنین مدل Gasturb 10 مقایسه شده‌اند. همچنین عملکرد کنترل در تعقیب دستور تراست‌های متغیر و جامع، نشان از عملکرد دقیق و تأمین قیود حاکم دارد [۳۳].

به‌منظور تست کنترل طراحی شده برای مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن دومحوره غیر مخلوط شونده، دستور PLA که همان دور محور فشار پایین موتور توربوفن می‌باشد. مطابق شکل ۱۴ به‌عنوان ورودی مطلوب در شرایط پروازی ماخ صفر، ارتفاع صفر و تغییرات دمایی محیطی صفر به سیستم اعمال می‌شود. عملکرد کنترل در تعقیب یک تراست متغیر و جامع، نشان از عملکرد دقیق و تأمین قیود حاکم دارد.

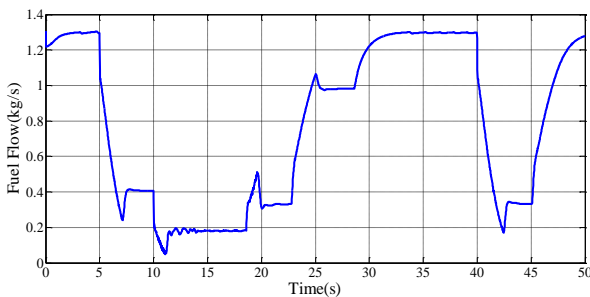


شکل (۱۴): دستور خلبان (PLA) و پاسخ دریافت شده از موتور با اعمال کنترل.

تغییرات دبی سوخت ورودی به موتور خواهد بود. می توان روند این تغییرات را به ترتیب در شکل ۱۹ و شکل ۲۰ مشاهده کرد.



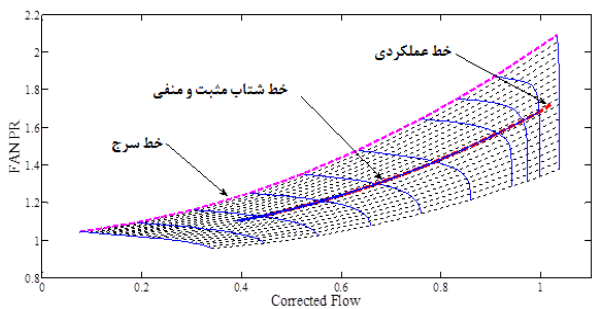
شکل (۱۹): تراست موتور توربوفن مورد مطالعه با رعایت محدودیت های تعیین شده برای کنترلر.



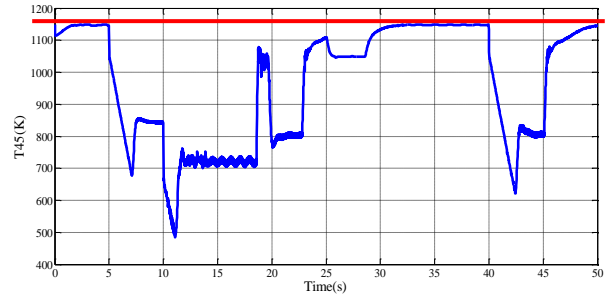
شکل (۲۰): تغییرات دبی سوخت ورودی به موتور.

بعد از بررسی محدودیت های در نظر گرفته شده در کنترلر Min-Max مورد نظر باید پایداری موتور توربوفن مدل شده را به منظور اعتبار قیود کنترل شده را بررسی کرد. بدین منظور باید عملکرد اجزایی همچون فن، کمپرسور فشار پایین و کمپرسور فشار بالا را در نقشه های عملکردی آن ها که با استفاده از نقشه های عملکردی نرم افزار تجاری Gasturb 10 به دست آمده اند [۳۳]، مورد بررسی قرار داد.

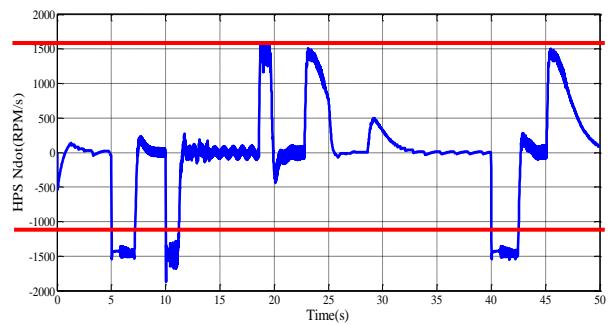
نقشه های فن، کمپرسور فشار پایین و کمپرسور فشار بالا به ترتیب در شکل ۲۱-۲۴ آمده است.



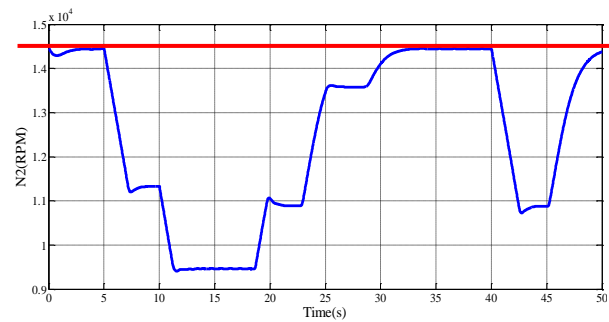
شکل (۲۱): نقشه عملکردی فن موتور توربوفن به همراه خط عملکردی و خط شتاب مثبت و منفی در صورت اعمال کنترلر Min-Max



شکل (۱۶): دمای خروجی از توربین فشار بالا و رعایت محدودیت حداکثر دما با توجه به قید تعریف شده.



شکل (۱۷): شتاب محور فشار بالا و رعایت محدودیت حداکثر شتاب مثبت و منفی با توجه به قید تعریف شده.



شکل (۱۸): سرعت محور فشار بالا و رعایت محدودیت حداکثر سرعت مجاز با توجه به قید تعریف شده.

با در نظر گرفتن محدودیت های عملکردی و فیزیکی موتور توربوفن مورد بررسی و اجرای مدل در حضور کنترلر Min-Max طراحی شده، مشخص شد که تمام محدودیت ها به خوبی رعایت شده است و موتور توربوفن عملکردی مناسب از خود نشان می دهد. در خروجی های مدل می توان تراست مجموع را نیز دریافت کرد که براساس ورودی اعمال شده به مدل ترمودینامیکی بوده و میزان تغییرات تراست را در بازه عملکردی نشان می دهد. بیشترین مقدار تراست تولیدی ۱۳۴kN و کمترین مقدار آن ۲۱kN خواهد بود که براساس

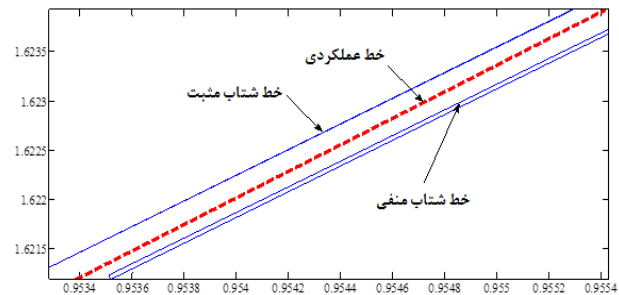
حالت در نظر می‌گیرند و در این حالت می‌توان با تغییر مقدار محدودیت‌ها به این خواسته دست یافت که خارج از بحث این مقاله می‌باشد [۳۴-۳۶].

۶- نتیجه‌گیری

طراحی کنترلر Min-Max به منظور استفاده برای کنترل مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن دومحوره غیر مخلوط شونده در نقطه طراحی در این مقاله ارائه شد. در ابتدا محدودیت‌های موجود برای عملکرد مطمئن و امن موتور توربوفن و همچنین شرایط عملکردی بحرانی موتور توربوفن دومحوره مورد بررسی، از کاتالوگ‌ها و منابع موجود به دست آمدند و به‌عنوان محدودیت‌های کنترلر در روند طراحی در نظر گرفته شدند. کنترلر مذکور در محیط شبیه‌سازی نرم‌افزار MATLAB طراحی شد و بر روی مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن که در همین محیط طراحی آن صورت گرفته است اعمال گشت. نتایج به دست آمده نشان می‌دهند که کنترلر به خوبی تراست مورد درخواست را تأمین و قیدهای تعریف شده همچون محدودیت سرعت و شتاب محورهای فشار بالا، محدودیت فشار خروجی از کمپرسور فشار بالا و محدودیت دمای خروجی از محفظه احتراق را برآورده می‌کند، همچنین از وقوع پدیده‌هایی همچون سرج، استال، خاموشی شعله در محفظه احتراق و ... جلوگیری به عمل می‌آورد.

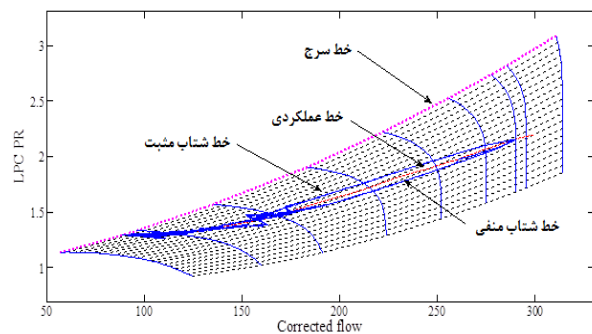
۷- مراجع

1. Coombs, L. F. E. "Control and Instrumentation in the Air and on the Road", Physics in Technology, Vol. 16, No. 1, pp. 25, 1985.
2. Martin, S., Wallace, I., and Bates, D. G. "Development and Validation of a Civil Aircraft Engine Simulation Model for Advanced Controller Design", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 130, No. 5, pp. 051601, 2008.
3. Camporeale, S. M., Fortunato, B., and Mastrovito, M. "A Modular Code for Real Time Dynamic Simulation of Gas Turbines in Simulink", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 128, No. 3, pp. 506-517, 2006.
4. Al-Hamdan, Q. Z. and Ebaid, M. S. "Modeling And Simulation of a Gas Turbine Engine for Power Generation", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 128, No. 2, pp. 302-311, 2006.

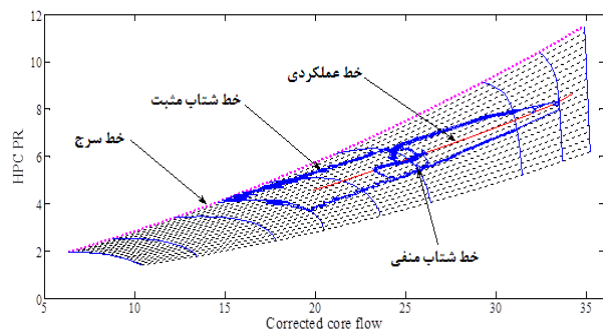


شکل (۲۲): نقشه عملکردی فن موتور توربوفن با بزرگ‌نمایی به همراه خط عملکردی و خط شتاب مثبت و منفی در صورت اعمال کنترلر Min-Max.

همان‌طور که می‌توان مشاهده کرد خطوط عملکرد موتور در این اجزا از خطوط سرج عبور نمی‌کند و موتور وارد ناحیه سرج نخواهد شد.



شکل (۲۳): نقشه عملکردی کمپرسور فشار پایین موتور توربوفن به همراه خط عملکردی و خط شتاب مثبت و منفی در صورت اعمال کنترلر Min-Max.



شکل (۲۴): نقشه عملکردی کمپرسور فشار بالا موتور توربوفن به همراه خط عملکردی و خط شتاب مثبت و منفی در صورت اعمال کنترلر Min-Max.

البته توجه به این نکته ضروری است که معمولاً طراحان به منظور افزایش امنیت و کارایی موتورهای محدوده ۱۰ الی ۱۵ درصدی برای فاصله خطوط عملکردی با خط سرج در این

17. Tao, X., Li, N., and Li, S. "Multiple Model Predictive Control for Large Envelope Flight of Hypersonic Vehicle Systems", *Information Sciences*, Vol. 328, pp. 115-126, 2016.
18. Wang, X., Zhao, J., and Sun, X-M. "Overshoot-Free Acceleration of Aero-Engines: An Energy-Based Switching Control Method", *Control Engineering Practice*, Vol. 47, pp. 28-36, 2016.
19. Wang, Z., Wang, Q., Dong, C., and Gong, L. "Closed-loop Fault Detection for Full-Envelope Flight Vehicle with Measurement Delays", *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 28, No. 3, pp. 832-844, 2015.
20. Dong, Y., Zhang, Y., and Ai, J. "Full-altitude Attitude Angles Envelope and Model Predictive Control-Based Attitude Angles Protection for Civil Aircraft", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 55, pp. 292-306, 2016.
21. Montazeri, M., Mikhchin, S., and Rasti, A. "Design and Optimization of Multi-objective Evolutionary Min-Max Fuel Control Algorithm for Turbofan Engine", *Modarres Mechanical Engineering*, Vol.16, No.5, pp. 379-388, 2016 (In Persian).
22. Saravanamuttoo, H. I. H., Rogers, G. F. C., and Cohen, H. "Gas Turbine Theory", Prentice Hall, Brooklyn, United States, 2001.
23. Liew, K. H. "Aerothermodynamic Cycle Analysis of A Dual-Spool, Separate-Exhaust Turbofan Engine with an Interstage Turbine Burner", PhD Dissertation, Michigan Technological University, Department of Mechanical Engineering, 2006.
24. Baig, M. F., and Sayeed, N. "Model-based Reasoning for Fault Diagnosis of Twin-Spool Turbofans", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 212, No. 2, pp. 109-116, 1998.
25. Chapman, J. W., Lavelle, T.M., May, R.D., Litt, J.S., and Guo, T-H. "Toolbox for the Modeling and Analysis of Thermodynamic Systems (T-MATS) User's Guide"; NASA/TM-2014-218402, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, 2014.
26. Chipperfield, A. and Fleming, P. "Multiobjective Gas Turbine Engine Controller Design Using Genetic Algorithms", *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, Vol. 43, No. 5, pp. 583-587, 1996.
27. Csank, J., May, R.D., Litt, J.S., and Guo, T-H. "Control Design for a Generic Commercial Aircraft Engine", *AIAA*, Vol. 6629, pp. 25-28, 2010.
28. Silva, VVR., Khatib, W., and Fleming, P. J. "Performance Optimization of Gas Turbine Engine", *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, Vol. 18, No. 5, pp.575-583, 2005.
5. Camporeale, S. M., Fortunato, B. and Dumas, A. "Dynamic Modeling and Control of Regenerative Gas Turbines", *ASME paper 98-GT*, pp. 172, 1998.
6. Agresti, M., Camporeale, S. M. and Fortunato, B. "An Object-Oriented Program for the Dynamic Simulation of Gas Turbines", *ASME Paper*, vol. 2000-GT, pp. 42, 2000.
7. Camporeale, S. M., Dambrosio, L. and Fortunato, B. "One Step Ahead Adaptive Control for Gas Turbine Power Plants"; In *ASME 1999 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition*, Indiana, USA, 1999.
8. Kim, J. H., Song, T. W., Kim, T. S., and Ro, S. T. "Model Development and Simulation of Transient Behavior of Heavy Duty Gas Turbines", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 123, No. 3, pp. 589-594, 2001.
9. Azimi, A, and Ghassemi, H. "Modeling of Gas Turbine Combustion Chamber; By Using Network Method", *Aerospace Mechanics Journal*, Vol. 14, No. 3, pp. 1-17, 2018(In Persian).
10. Visser, W. P., Kogenhop, O., and Oostveen, M. "A Generic Approach for Gas Turbine Adaptive Modeling", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 128, No. 1, pp. 13-19, 2006.
11. Shehata, A. S., Xiao, Q., El-Shaib, M., Sharara, A., and Alexander, D. "Comparative Analysis of Different Wave Turbine Designs Based on Conditions Relevant to Northern Coast of Egypt", *Energy*, Vol.120, pp.450-467, 2017.
12. Kim, S., Kim, D., Son, C., Kim, K., Kim, M., and Min, S. "A Full Engine Cycle Analysis of a Turbofan Engine for Optimum Scheduling of Variable Guide Vanes", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 47, pp.21-30, 2015.
13. Krivosheev, I. A., Kozhinov, D. G., and Kishalov, A. E. "The Thermo-Gas-Dynamic Modeling of Afterburning Turbofan Engine for High Maneuverable Aircraft Combined with Its Automatics", *Procedia Engineering*, Vol. 150, pp. 126-131, 2016.
14. Lombaerts, T., Looye, G., Seefried, A., Neves, M., and Bellmann, T. "Development and Concept Demonstration of a Physics Based Adaptive Flight Envelope Protection Algorithm", *IFAC-Papers on Line*, Vol. 49, No. 5, pp. 248-253, 2016.
15. Jaw, L. C. and Mattingly, J. D. "Aircraft Engine Controls: Design, System Analysis, and Health Monitoring", *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Reston, Virginia, United States, 2009.
16. Spang III, A. H. and Brown, H. "Control of Jet Engines", *Control Engineering Practice*, Vol. 7, No. 9, pp.1043-1059, 1999.

33. Kurzke, J. "GasTurb 10: A Program for Gas-Turbine Performance Calculations", User's Manual, 2004.
34. Mattingly, J.D., Heiser, W.H., and Pratt, D.T. "Aircraft Engine Design", AIAA, Reston, Virginia, United States, 2002.
35. Csank, J., May, R.D., Litt, J.S. and Guo, T-H. "Control Design for a Generic Commercial Aircraft Engine", AIAA, Vol. 6629, pp. 25-28, 2010.
36. Richter, H. "Advanced Control of Turbofan Engines", Springer Science & Business Media, New York, United States, 2011.
29. Mattingly, J. D., Boyer, KM., and Ohain, H.V. "Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets", AIAA, Reston, Virginia, United States, 2006.
30. Lufthansa Technical Training, ATA71-80 Engine CFM 56-5A EASA Part 66 B1, Germany, 1999.
31. May, R. D. and Garg, S. "Reducing Conservatism in Aircraft Engine Response Using Conditionally Active Min-Max Limit Regulators", NASA/TM-2012-217814, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, 2012.
32. Walsh, P. P. and Fletcher, P. "Gas Turbine Performance", Blackwell Science, Oxford, UK, 2004.