

Politechnika Warszawska

W Y D Z I A Ł M E C H A N I C Z N Y
E N E R G E T Y K I I L O T N I C T W A



Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

Praca dyplomowa inżynierska

na kierunku Lotnictwo i kosmonautyka
w specjalności Automatyka i systemy lotnicze

Symulacja warunków awaryjnych i odpowiedzi układu sterowania dla
silnika turbośmigłowego w trakcie przelotu

Jan Tamborski

Numer albumu 304317

promotor
dr inż. Sebastian Topczewski

Warszawa, 2023

Streszczenie

Symulacja warunków awaryjnych i odpowiedzi układu sterowania dla silnika turbośmigłowego w trakcie przelotu.

Celem pracy jest analiza układu sterowania silnika turbośmigłowego w momencie jego lotu ustalonego i nagłego pojawienia się sytuacji zagrożenia dla bezpiecznej jego dalszej pracy. Układem rzeczywistym, na podstawie którego wykonano symulacje, jest silnik General Electric CT-7 w wersji turbośmigłowej.

W wykonanych symulacjach poddano analizie sześć najbardziej prawdopodobnych zagrożeń bezpieczeństwa dla silnika turbośmigłowego w trakcie przelotu. Następnie zasymulowano zmianę najważniejszych parametrów silnika w wyniku przeprowadzonych zagrożeń. Ostatnim etapem było przeprowadzenie symulacji odpowiedzi układu sterowania na nowy stan silnika i próba jego ustabilizowania.

Symulacje posiadają liczne uproszczenia, w tym wykorzystanie teorii stanu quasi ustalonego do wyznaczania parametrów stanu silnika, jak również wykorzystanie podejścia głównie jakościowego, w którym zmienne stanu silnika podawane są jako procent wartości optymalnej dla fazy przelotu.

Układ sterowania został zasymulowany w postaci ośmiu czujników parametrów silnika, siedmiu limiterów tych parametrów służących do oceny zarówno bezpieczeństwa, jak i wydajności pracy silnika, sześciu kontrolerów służących do wyznaczania odpowiednich odpowiedzi sześciu siłowników układu sterowania, oraz trzech czujników mierzących położenie najważniejszych siłowników.

Słowa kluczowe: symulacja, układ sterowania, silnik turbośmigłowy, analiza zagrożeń, czujniki, kontrolery, limity, siłowniki

Abstract

Simulation of emergency conditions and the response of a turboprop engine control system during the cruise.

The purpose of this thesis is to analyze the control system of a turboprop engine in steady flight at the point of a sudden occurrence of a risk to its safe operation. The real-world system on which the simulation is based is the General Electric CT-7 turboprop engine.

First, the simulation analyzed the six most probable safety threats to the turboprop engine during a flight. Next, changes to the most critical engine parameters resulting from these risks were then calculated. Finally, the control system's response to these new parameters was simulated with an attempt to stabilize it.

The simulation had several limitations. Quasi-steady-state theory was used to determine the engine state parameters. Further, the engine parameters were expressed as percentages of the optimal cruise phase values.

The simulated control system comprised eight sensors of the engine parameters, seven limiters of these parameters to assess both the safety and the performance of the engine, six controllers to determine the corresponding responses of the six control system actuators, as well as three sensors measuring the position of the essential actuators.

Keywords: simulation, control system, turboprop engine, hazard analysis, sensors, controllers, limiters, actuators

Warszawa,

.....
imię i nazwisko
studenta

.....
nr albumu

.....
kierunek studiów

OŚWIADCZENIA

Świadomy/-a odpowiedzialności karnej za składanie fałszywych zeznań oświadczam, że niniejsza praca dyplomowa została napisana przeze mnie samodzielnie, pod opieką kierującego pracą dyplomową.

Jednocześnie oświadczam, że:

- niniejsza praca dyplomowa nie narusza praw autorskich w rozumieniu ustawy z dnia 4 lutego 1994 roku o prawie autorskim i prawach pokrewnych (Dz.U. z 2006r. Nr 90, poz. 631 z późn. zm.) oraz dóbr osobistych chronionych prawem cywilnym,
- niniejsza praca dyplomowa nie zawiera danych i informacji, które uzyskałem/-am w sposób niedozwolony,
- niniejsza praca dyplomowa nie była wcześniej podstawą żadnej innej urzędowej procedury związanej z nadawaniem dyplomów lub tytułów zawodowych,
- wszystkie informacje umieszczone w niniejszej pracy, uzyskane ze źródeł pisanych i elektronicznych, zostały udokumentowane w wykazie literatury odpowiednim odnośnikami,
- znam regulacje prawne Politechniki Warszawskiej w sprawie zarządzania prawami autorskimi i prawami pokrewnymi, prawami własności przemysłowej oraz zasadami komercjalizacji.

Oświadczam, że treść pracy dyplomowej w wersji drukowanej, treść pracy dyplomowej zawartej na nośniku elektronicznym (płycie kompaktowej) oraz treść pracy dyplomowej w module APD systemu USOS są identyczne.

.....
czytelny podpis studenta

1 Spis treści

1	Spis treści.....	5
2	Wstęp	8
3	Cel pracy	8
4	Układy sterowania silnikami turbośmigłowymi	9
5	Analiza modelu silnika	9
5.1	Opis silnika.....	9
5.2	Opis schematu pracy silnika	10
5.3	Opis jednostki sterującej	12
5.4	Stacje silnika	13
5.5	Zmienne stanu.....	13
5.6	Siłowniki	14
5.7	Czujniki	14
6	Model symulacyjny.....	15
7	Modelowanie generatora stanów awaryjnych.....	16
7.1	Zagrożenie wewnętrzne	16
7.1.1	Awaria czujników.....	17
7.1.2	Awaria kontrolera.....	18
7.1.3	Awaria śmigła	19
7.2	Zagrożenia zewnętrzne.....	20
7.2.1	Przeciągnięcie samolotu przez pilota	20
7.2.2	Nagły spadek temperatury	20
7.2.3	Wessanie obiektu naturalnego do silnika	21
7.3	Podsumowanie generatora stanów awaryjnych.....	22
8	Modelowanie aktualizatora stanów silnika.....	22
8.1	Moduł główny.....	23
8.2	Moduł paliwowy.....	25
8.3	Moduł śmigła	26
8.4	Moduł zmiennej geometrii	26
8.5	Moduł upustu powietrza	26
9	Modelowanie układu sterowania.....	27
9.1	Modelowanie czujników.....	27
9.1.1	Czujniki prędkości	28
9.1.2	Czujniki temperatury	29
9.1.3	Czujniki ciśnienia.....	31
9.1.4	Sensor momentu	33

9.1.5	Czujnik wibracyjny	35
9.1.6	Sensor przemieszczenia liniowego	35
9.1.7	Przepływomierz	36
9.2	Limitery i kontrolery	37
9.2.1	Modelowanie Limiterów <i>Ngsafe</i> , <i>Npsafe</i> i <i>Qpsafe</i>	38
9.2.2	Modelowanie limiterów temperatury pomiędzy turbinami <i>T45tperf</i> i <i>T45safe</i>	39
9.2.3	Modelowanie limiterów spręża całkowitego <i>P3tP2tperf</i> i <i>P3tP2tsafe</i>	40
9.2.4	Modelowanie limiterów prędkości obrotowej śmigła <i>Noperf</i> i <i>Nosafe</i>	41
9.2.5	Kontroler PCV	42
9.2.6	Kontroler FMV	43
9.2.7	Kontroler VSV	44
9.2.8	Kontrolery do silowników dwupozycyjnych	44
9.3	Silowniki	45
9.3.1	Silowniki o układzie otwartym	45
9.3.2	Silowniki o układzie zamkniętym.....	45
9.3.3	Silownik upustu powietrza	46
9.3.4	Silowniki modułu paliwowego.....	46
9.3.5	Silowniki modułu śmigła.....	48
9.3.6	Silownik modułu zmiennej geometrii.....	51
10	Metodyka obliczeń	52
10.1	Wybrana faza lotu i model misji.....	52
10.2	Wykorzystanie teorii stanu quasi-ustalonego	52
10.3	Zastosowane założenia uproszczające	53
10.4	Wykorzystanie metod iteracyjnych	53
11	Przygotowanie symulacji i jej założenia	54
12	Wymagania i testowanie układu	54
12.1	Testowanie podsystemów.....	57
12.1.1	Testowanie generatora stanów awaryjnych	57
12.1.2	Testowanie aktualizatora stanów silnika.....	64
12.1.3	Testowanie jednostki sterującej silnikiem.....	74
12.2	Testy całego układu	101
12.2.1	Testowanie symulacji bez zagrożeń	101
12.2.2	Testowanie awarii czujnika.....	103
12.2.3	Testowanie awarii kontrolera.....	105
12.2.4	Testowanie awarii śmigła	107
12.2.5	Testowanie przeciągnięcia samolotu przez pilota.....	109

12.2.6	Testowanie ryzyka oblodzenia	111
12.2.7	Testowanie wessania obiektu	113
13	Podsumowanie i wnioski	115
14	Bibliografia	117
15	Spis oznaczeń	118
16	Spis akronimów	119
17	Spis rysunków	120
18	Spis tabel	123

2 Wstęp

Symulowanie osiągów układu napędowego i odpowiedzi układu sterowania jest istotnym elementem projektowania silnika turbośmigłowego, zarówno jeśli chodzi o jego możliwości, jak i o bezpieczeństwo operacji. Głównym wyzwaniem, stojącym przy projektowaniu układów sterowania silnikiem, jest różnorodność warunków pracy silnika w zależności od fazy lotu, możliwych awarii, lub zmiany wydajności silnika względem czasu jego stosowania. Dodatkowym czynnikiem utrudniającym przygotowanie dokładnej symulacji, jest komplikacja dynamiki układu. Analiza dynamiki silnika jest interdyscyplinarna, obejmująca zjawiska fizyczne z zakresu mechaniki, termodynamiki i mechaniki płynów.

Rozwiązańm ułatwiającym zrozumienie tego zadania jest podzielenie go na moduły. Następnie określa się parametry kluczowe, takie jak prędkości obrotowe, ciśnienie i temperatura dla różnych modułów w poszczególnych fazach lotu, po czym symuluje się przejście pomiędzy stanami [1]. Takie podejście pozwala na zwiększenie wydajności całego silnika, poprzez zmaksymalizowanie kluczowych parametrów, takich jak ciąg jednostkowy czy zużycie jednostkowe paliwa, przy jednocześnie proporcjonalnie mniejszym koszcie obliczeniowym, pozwalającym na zastosowanie układu sterowania w czasie rzeczywistym.

System sterowania silnika musi nie tylko zapewniać pożądane osiągi, ale przede wszystkim kontrolować zmieniające się parametry pracy silnika, które mogą wpływać na bezpieczeństwo lotu. Przy projektowaniu układów sterowania należy uwzględnić konwencjonalne uszkodzenia, takie jak awarie czy starzenie się materiałów. W tym celu stosuje się takie rozwiązania jak sterowanie ze sprężeniem zwrotnym, wbudowane testy czy analityczne modele zarządzania kondycji silnika.

Wypadki samolotów związane z układem napędowym stanowią około 12% wszystkich wypadków w transporcie odrzutowym. Spośród tych wypadków, dwiema głównymi przyczynami są niekontrolowane awarie (około 18%), oraz połączenie awarii układu napędowego i błędów załogi (15%) [1]. Istotność tych dwóch przyczyn, a także rosnąca popularność samolotów turbośmigłowych wśród największych producentów [2] zmotywowała wybór tematu pracy.

3 Cel pracy

Główym celem pracy jest opracowanie układu sterowania silnika turbośmigłowego, jak również przygotowanie praw sterowania i odpowiedzi układu na potencjalne sytuacje awaryjne w fazie przelotu. Analiza ta pozwoli na lepsze zrozumienie możliwych zagrożeń, a także sposobów, dzięki którym układ sterowania radzi sobie z sytuacjami niepożądanymi, wpływającymi zarówno na bezpieczeństwo, jak i wydajność.

Wykonana symulacja została przeprowadzona w celach naukowych i pozwala na lepsze zobrazowanie możliwych rozwiązań układów sterowań silnikami turbośmigłowymi. Dokonana analiza możliwych zagrożeń pozwala na zrozumienie złożoności całego systemu, w tym potrzeby zastosowania rozwiązań zwiększających bezpieczeństwo.

4 Układy sterowania silnikami turbośmigłowymi

Silniki turbośmigłowe stanowią jedną z najbardziej wydajnych i ekologicznych form napędu statków powietrznych. Pomimo ich złożoności, silniki te stają się coraz bardziej wydajne i niezawodne [2].

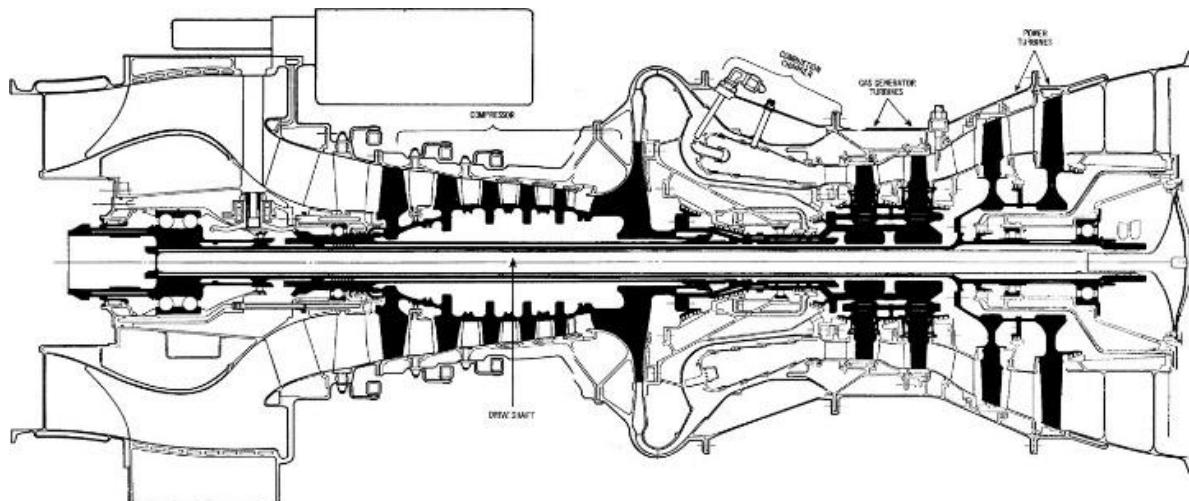
Ten pozytywny rozwój rozwoju, zauważany jest głównie układom sterowania. Są one zaprojektowane tak, aby zapewnić nie tylko wydajność i niezawodność, ale przede wszystkim bezpieczeństwo podczas lotu. Dodatkowo muszą być one na tyle elastyczne, aby pomimo różnic pomiędzy silnikami, były w stanie zapewnić ciągłą jego pracę. Muszą być one również przygotowane na zagrożenia pojawiające się nie tylko na zewnątrz, ale i wewnątrz silnika, poprzez zastosowanie odpowiedniej odpowiedzi układu w celu przywrócenia systemu do stanu bezpiecznego, lub zminimalizowania negatywnych skutków [1].

Ważnym elementem układu sterowania jest układ monitorowania stanu silnika, składający się z czujników i siłowników ze sprzężeniem zwrotnym [3], i pozwalający na szybkie dostosowanie zmiennych parametrów pracy silnika. Ponadto, czujniki, siłowniki i kontrolery w nowoczesnych silnikach turbin gazowych są podwójnie lub potrójnie redundantne i wymagają znacznej komunikacji międzykanałowej i logiki odpornej na błędy. Z tych powodów koordynacja pomiędzy systemami sterowania i monitorowania staje się niezbędna do wykrywania i usuwania awarii [4].

5 Analiza modelu silnika

5.1 Opis silnika

W celu dokładniejszej analizy model silnika jest inspirowanym rzeczywistym silnikiem turbośmigłowym GE CT-7 (rysunek 1), który posiada szerokie zastosowanie zarówno w przypadku śmigłowców (Black Hawks), jak i samolotów (Saab 340). Silnik ten posiada napęd przedni składający się z 2 wałów współosiowych. Wał generatora gazu (GGT) składa się z pięciostopniowej sprężarki osiowej i jednostopniowej sprężarki odśrodkowej, pierścieniowej komory spalania o przepływie przelotowym i dwustopniowej turbiny wysokiego ciśnienia. Wał turbiny (PT) składa się z 2-stopniowej turbiny niskiego ciśnienia i łączy się z przekładnią planetarną przekazującą moment obrotowy na wał śmigła. Silnik posiada zmienną geometrię w postaci pierwszych 3 stopni kierownic sprężarki osiowej (VSV).



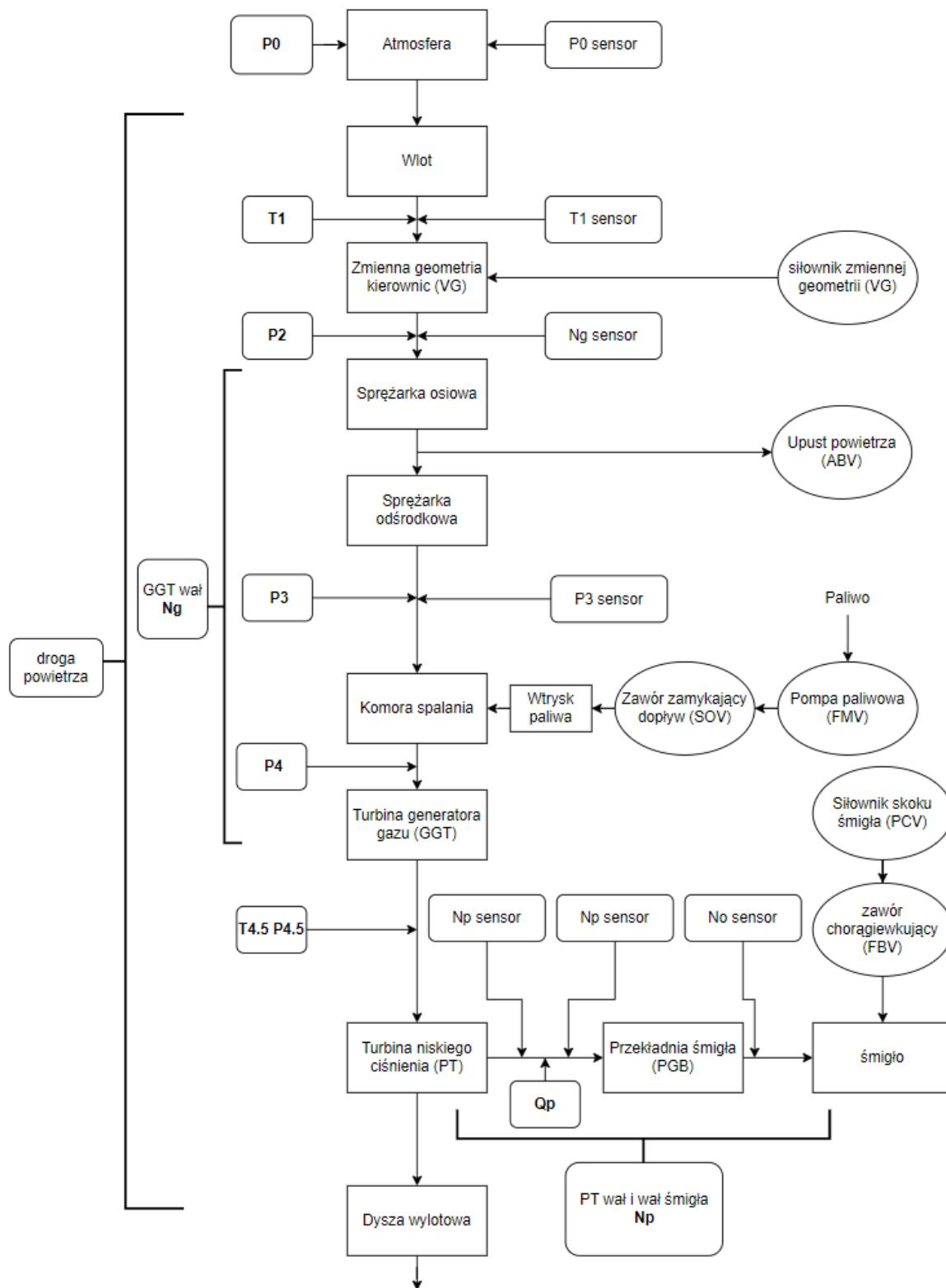
Rysunek 1 Przekrój silnika CT-7 [7]

5.2 Opis schematu pracy silnika

Powietrze dostaje się do silnika poprzez wlot powietrza, gdzie znajduje się również pomiar temperatury, jaki i ciśnienia. Następnie przelatuje ono przez sprężarkę osiową, o trzech stopniach zmiennej geometrii kierownic rotora (VSV). Dodatkowo wykonywany jest pomiar prędkości obrotowej wału GGT (N_g). Po przejściu przez sprężarkę osiową znajduje się zawór upustu powietrza rozdzielający się na 2 części, z którego jeden wykorzystany jest do zaspokojenia potrzeb systemu kontroli środowiska (ECS), a drugi w sytuacjach awaryjnych do upuszczania nadatku powietrza z silnika sterowaną przez siłownik upustu powietrza (ABV).

Następnie powietrze przepływa przez sprężarkę odśrodkową, za którą następuje pomiar ciśnienia (P_3). Paliwo jest zadawane przez pilota poprzez ruch przepustnicy (PCL), następnie jednostka sterująca (ECU) odczytuje zadany kąt i wprowadza sygnał o potrzebnej ilości paliwa, który jest realizowany poprzez zawór sterujący paliwem (FMV). Paliwo następnie dopływa do wtrysków paliwa i łączy się z powietrzem w komorze spalania, gdzie następuje reakcja spalania. W przypadku sytuacji awaryjnej paliwo jest zatrzymywane przed wtryskiem paliwa poprzez zawór odcinający (SOV). Następnie produkt spalania o wysokiej temperaturze i ciśnieniu przechodzi przez turbinę GGT napędzającą sprężarkę, po czym jego temperatura jest mierzona poprzez czujnik temperatury pomiędzy turbinami (T_{45}). Powietrze potem przechodzi przez turbinę PT, a następnie opuszcza silnik przez dyszę wylotową. Prędkość wału PT jest również mierzona poprzez sensor prędkości (N_p).

Wał PT jest połączony poprzez przekładnię planetarną (PGB) z wałem, na którym umieszczone jest śmigło samolotu odpowiadające w głównej mierze za wytwarzania ciągu dla samolotu. Prędkość wału śmigła jest dodatkowo mierzona za pomocą czujnika prędkości (N_o). Skok śmigła jest automatycznie sterowany poprzez siłownik hydrauliczny (PCV). W przypadku awaryjnym śmigło może zostać szybko ustawione w stan chorągiewki poprzez zawór upuszczający płyn hydrauliczny (FBV). Pełny schemat pracy silnika znajduje się na rysunku 2.



Rysunek 2 Schemat pracy silnika

5.3 Opis jednostki sterującej

Historycznie pierwszymi rozwiązaniami stosowanym do sterowania silnikami turbinowymi były jednostki hydromechaniczne (HMU). Potrzeba stosowania krzywików i połączeń hydraulicznych do przesyłania sygnału spowodowała, że były one podatne na awarie, mało wiarygodne, jak również trudne do wykonania [1]. Rozwój elektroniki pod koniec XX wieku nie ominął również układów sterowania w lotnictwie, w którym to popularność zdobyły elektroniczne jednostki sterowania ECU. Wykorzystanie sterowników elektronicznych zdecydowanie zwiększa wiarygodność układu i upraszcza wykonanie. Z tych powodów wszystkie nowoczesne silniki turbinowe stosują układy sterowania elektroniczne. Wykorzystany jako przykład silnik CT-7, został zaprojektowany w latach 70, kiedy to technologia elektroniczna była dosyć nowa, a przez to nie posiadała wystarczającego zaufania. Z tego powodu inżynierowie zdecydowali się na zainstalowanie zarówno jednostki ECU, która steruje prędkościami obrotowymi i temperaturą wewnętrz turbiny (ITT), natomiast pozostałymi elementami steruje jednostka HMU.

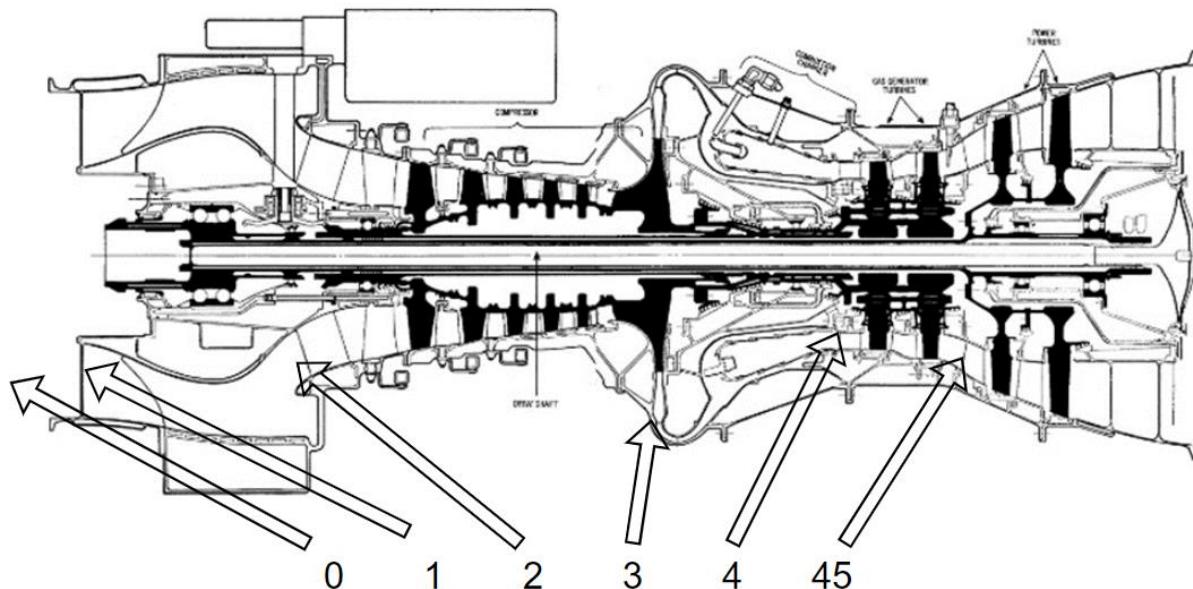
Obecnie nie stosuje się jednostek HMU do sterowania nowo projektowanymi silnikami, toteż w wykonanej symulacji przyjęte zostały założenia, że układem sterującym jest jednostka ECU o pełnych uprawnieniach – FADEC. FADEC (rysunek 3) łączy sterowanie przepustnicą, śmiglem i mieszanką paliwa w 1 kroku. Każde ustawienie przepustnicy posiada optymalną kombinację mocy, obrotów, temperatury i ciśnienia, co pozwala zmaksymalizować wydajność i obniżyć zużycie paliwa. Układ ten dla tych parametrów jest całkowicie autonomiczny, samo monitorujący poprzez czujniki, a także samo operacyjny poprzez siłowniki [8]. Zastosowanie redundancji czujników, a także podwojenia kanałów całego FADEC-a pozwala na statystyczne zmniejszenie ryzyka nastąpienia awarii zagrażającej bezpieczeństwu. Do wad FADEC-a niewątpliwie trzeba zaliczyć brak możliwości przekroczenia wartości dopuszczalnych przez pilota, ponad zadane wartości, jak również w przypadku awarii jednostki sterującej, silnik nie jest w stanie dalej pracować.



Rysunek 3 Fadec z podziałem na 2 kanały [8]

5.4 Stacje silnika

W celu łatwiejszej identyfikacji poszczególnych parametrów silnika wykorzystana została numeracja kolejnych przekrojów (rysunek 4), gdzie stacja zerowa opisuje parametry atmosfery, stacja pierwsza wlot do silnika, stacja druga przekrój przed sprężarką, stacja 3- przekrój za sprężarką, stacja 4- przekrój za komorą spalania i stacja 45- przekrój pomiędzy turbiną GGT a turbiną PT. Warto w tym miejscu zauważyć, że nie wszystkie stacje zostały opisane, z tego powodu, że nie wpływają one na prace układu sterowania, co czyni je nieprzydatnymi w wykonanej symulacji.



Rysunek 4 Schemat stacji silnika

5.5 Zmienne stanu

Najważniejsze parametry silnika, które mają wpływ na całkowitą wydajność silnika, a także mogą zagrażać bezpieczeństwu lotu, nazywane są zmiennymi stanu. W opisany silniku są to prędkości obrotowe wałów, moment wału PT, a także poszczególne temperatury i ciśnienia całkowite na kolejnych modułach silnika. Zmienne stanu opisano w tabeli 1.

Tabela 1 Spis zmiennych stanu

Symbol	Opis
N_g	Prędkość obrotowa wału GGT
N_p	Prędkość obrotowa wału PT
N_o	Prędkość obrotowa wału śmigła ($N_o = N_p \cdot GR_{PGB}$)
Q_p	Moment obrotowy wału PT mierzony za turbiną
P_0	Ciśnienie atmosferyczne
T_1	Temperatura na wlocie do silnika
P_2	Ciśnienie przed sprężarką
P_3	Ciśnienie za sprężarką
P_4	Ciśnienie za komorą spalania
$T_{4.5}$	Temperatura pomiędzy turbiną GGT, a turbiną PT
$P_{4.5}$	Ciśnienie pomiędzy turbiną GGT, a turbiną PT

5.6 Siłowniki

Siłowniki odpowiadają za wykonanie odpowiedzi układu sterowania na silniku. W przygotowanym modelu zostały wykorzystane 6 siłowników elektrohydraulicznych (EHSV) o szerokim zakresie nastawienia i dużej wiarygodności [31]. Wykorzystane zostały one do napędzania 3 zaworów mierzących posiadających sprężenie zwrotne (CL), jak i do trzech zaworów, posiadających tylko stan otwarty i zamknięty (0-1), które z powodu wizualnych oznak działania nie potrzebują dodatkowych czujników sprężenia zwrotnego (OL). Siłowniki opisano w tabeli 2.

Tabela 2 Spis siłowników

Nazwa	Typ	Opis
FMV	CL	Zawór sterujący przepływem paliwa
PCV	CL	Zawór sterujący kątem nastawienia łopat śmigła
VG	CL	Zawór sterujący kątem nastawienia zmiennej geometrii
SOV	OL	Zawór zamykający dopływ paliwa
FBV	OL	Zawór chorągiewkujący śmigło
ABV	OL	Zawór upustu powietrza

5.7 Czujniki

W celu poprawnego działania i doboru odpowiedzi siłowników układ sterowania potrzebuje informacji, o aktualnym stanie silnika. W tym celu stosuje się czujniki mierzące wartości zmiennych stanów (S), a także położenia siłowników posiadających sprężenie zwrotne (F). W przypadkach czujników zmiennych stanów każdy pomiar został podwojony (redundancja) w celu zmniejszenia niepewności i ryzyka całkowitej utraty informacji o danym parametrze. Czujniki wykorzystane dla siłowników posiadają tylko jeden kanał informacyjny z powodu ich budowy. Natomiast dzięki większej dokładności pomiarów i mniejszemu ryzyku uszkodzenia są wystarczające do spełnienia swoich funkcji. Czujniki opisano w tabeli 3.

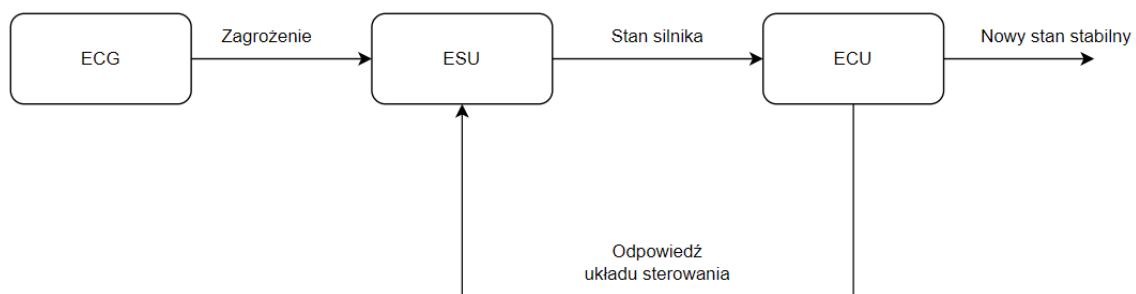
Tabela 3 Spis czujników

Nazwa	Typ	Opis
N_{gsen}	S	Sensor mierzący prędkość obrotową wału GGT
N_{psen}	S	Sensor mierzący prędkość obrotową wału PT
N_{osen}	S	Sensor mierzący prędkość obrotową wału śmigła
Q_{psen}	S	Sensor mierzący moment obrotowy wału PT za turbiną
P_{0sen}	S	Sensor mierzący ciśnienie statyczne atmosferyczne
T_{1sen}	S	Sensor mierzący temperaturę całkowitą na wlocie
P_{3sen}	S	Sensor mierzący ciśnienie całkowite za sprężarką
T_{45sen}	S	Sensor mierzący temperaturę całkowitą pomiędzy turbiną GGT i PT
PCV_{sen}	F	Sensor mierzący położenie tłoka siłownika PCV
FMV_{sen}	F	Sensor mierzący przepływ paliwa przez FMV
VG_{sen}	F	Sensor mierzący położenie popychacza siłownika VG

6 Model symulacyjny

Następnym etapem pracy jest przygotowanie modelu symulacyjnego bazującego na układzie rzeczywistym silnika, w tym jego układzie sterowania, a także stworzenie modelu zagrożeń mających wpływ na pracę silnika. Analizując układ symulacyjny wysokopoziomowy (rysunek 5), został on podzielony na 3 podstawowe podsystemy:

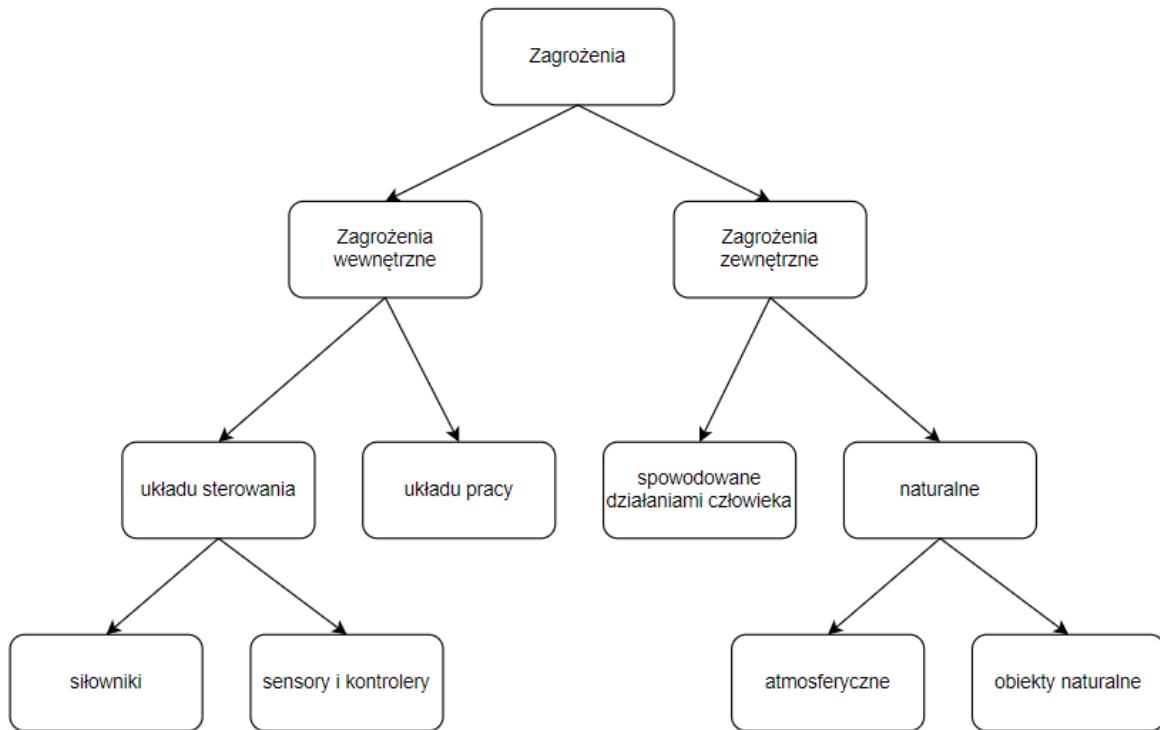
1. Podsystem: generator stanów awaryjnych (ECG) – odpowiada za wprowadzenie niekorzystnych zmian poszczególnych parametrów silnika w wyniku wystąpienia warunków awaryjnych, a także niesprawności poszczególnych komponentów w układzie sterowania.
2. Podsystem: aktualizator stanu silnika (ESU)- wykorzystuje informacje z 2 pozostałych podsystemów w celu wyznaczenia nowych zmiennych stanów silnika spowodowanych wystąpieniem warunków awaryjnych, jak i odpowiedzią układu sterowania.
3. Podsystem: jednostka sterująca silnikiem (ECU)- odpowiada za odczytywanie parametrów silnika poprzez zasymulowane czujnika, a następnie ich analizę pod względem bezpieczeństwa i wydajności poprzez kontrolery i wykonanie odpowiedniej reakcji układu poprzez siłowniki.



Rysunek 5 Schemat systemu

7 Modelowanie generatora stanów awaryjnych

Generator stanów awaryjnych jest systemem odpowiedzialnym za wytworzenie warunków negatywnych dla pracy silnika. Wykorzystany został związek przyczynowo skutkowy, który to dla zdefiniowanego realnego zagrożenia silnika przypisuje zgodnie z teorią małych perturbacji zmianę jednego, lub wielu parametrów wpływających negatywnie na pracę całego silnika. Zagrożenia dla silnika (rysunek 6) dzielą się na 2 główne kategorie: wewnętrzne i zewnętrzne, różniące się elementem wywołującym zagrożenie.



Rysunek 6 Podział zagrożeń

7.1 Zagrożenie wewnętrzne

Zagrożenia, które są w całości zależne od komponentów silnika (czynniki zewnętrzne nie mają na nie żadnego wpływu) definiuje się jako zagrożenia wewnętrzne. Przypadki te najczęściej zależą od czasu eksploatacji danego silnika, a ich prawdopodobieństwo wystąpienia jest zmniejszane poprzez liczne przeglądy i wymiany komponentów po osiągnięciu limitu życia (LLP) [13]. Zagrożenia te można podzielić na 2 grupy: spowodowane układem pracy silnika i układem sterowania. Uszkodzenia elementów układu pracy, takie jak np. spalenie się kierownic powietrza w turbinie, czy uszkodzenia łopaty śmigła z powodu uszkodzenia mechanicznego wpływają na bezpieczeństwo pracy silnika. Dodatkową trudnością takich uszkodzeń jest brak redundancji elementu, który po uszkodzeniu nie może zostać zastąpiony. Uszkodzenia układu sterowania można podzielić na powstałe w silownikach (np. zablokowanie się silownika albo ubytek płynu hydraulicznego potrzebny do jego pracy) i powstałe przy czujnikach i kontrolerach (błędy odczytu i logiki systemu), które po uszkodzeniu mogą doprowadzić zarówno do nieprawidłowego stwierdzenia przekroczenia limitu (błąd pierwszego rodzaju), jak i niestwierdzenia przekroczenia w momencie, w którym nastąpiło (błąd drugiego rodzaju).

7.1.1 Awaria czujników

Pierwszym przypadkiem analizowanego możliwego zagrożenia, jest awaria czujnika ciśnienia (P_{3sen}). Czujniki w przygotowanej symulacji posiadają redundancję w postaci 2-kanałowych odczytów, co znacząco zwiększa bezpieczeństwo i ułatwia rozwiązywanie możliwej sytuacji niebezpiecznej. Niemniej jednak, awarie czujników można podzielić na 3 rodzaje:

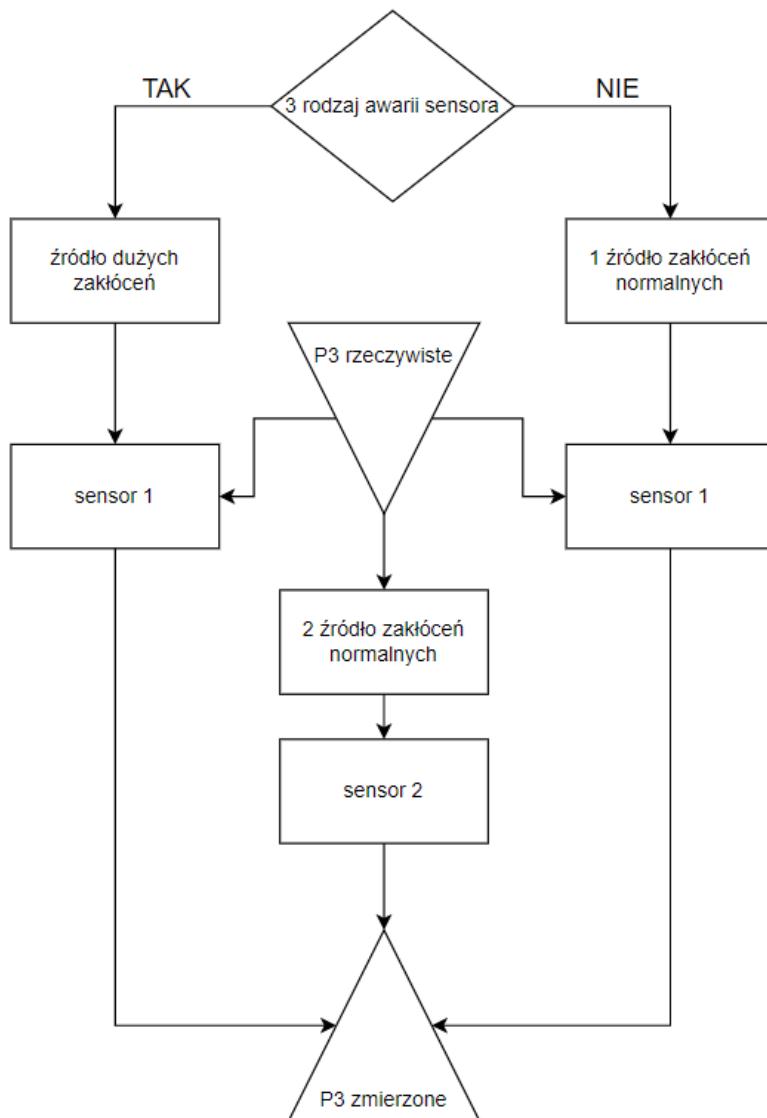
1. Niepoprawne (poza zakresami) wskazanie 1 z kanałów czujnika,
2. Niepoprawne (poza zakresami) wskazania obu kanałów czujnika,
3. Różnica pomiędzy wskazaniami pomiędzy kanałami czujnika jest większa niż 2% i wskazania obu mieszczą się w zakresach.

Rodzaje awarii czujnika opisano w tabeli 4.

Tabela 4 Rodzaje awarii czujnika

Wskazania kanału 1	Wskazania kanału 2	Różnica pomiędzy kanałami	Rodzaj
poprawne	poprawne	<2%	Poprawne działanie
niepoprawne	poprawne	X	1 rodzaj awarii
poprawne	niepoprawne	X	1 rodzaj awarii
niepoprawne	niepoprawne	X	2 rodzaj awarii
poprawne	poprawne	>2%	3 rodzaj awarii

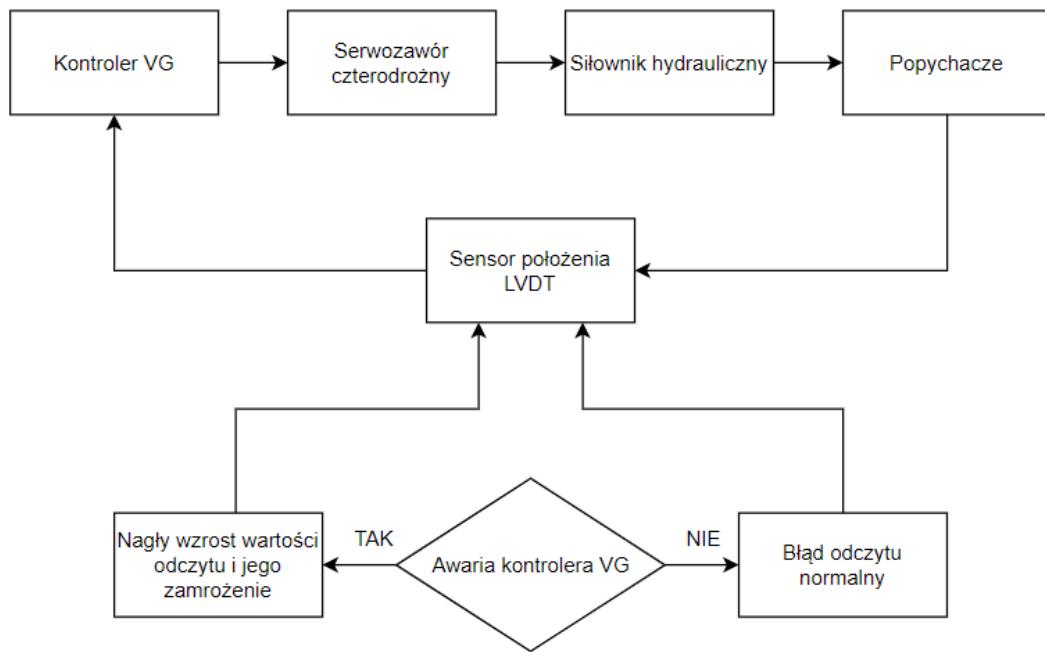
W momencie powstania 1 rodzaju awarii system przełącza się na 2 kanał czujnika, co rozwiązuje problem. W przypadku 2 rodzaju awarii nie ma żadnego wiarygodnego źródła wiedzy o wartości mierzonej przez sensor, co doprowadza do wyłączenia układu limitującym tę wartość i znaczącego zwiększenia ryzyka niebezpieczeństwa. Najciekawszym ze względu na możliwość przeprowadzenia analizy jest 3 rodzaj awarii (rysunek 7), w którym trzeba stwierdzić, który kanał czujnika pokazuje odpowiednie wartości. Ponadto zakłócenie te nie ma bezpośredniego wpływu na parametry silnika, toteż jego zasymulowanie w systemie zostaje wprowadzone w modelu czujnika ciśnienia. Jako źródło dużych zakłóceń zostały przyjęte zakłócenia dziesięciokrotnie większe niż dla normalnej pracy czujnika.



Rysunek 7 Schemat awarii czujnika

7.1.2 Awaria kontrolera

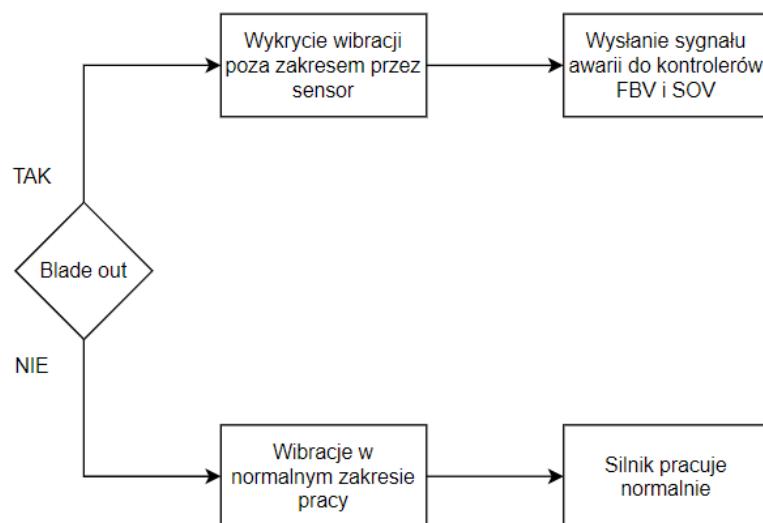
Awaria kontrolera może objawiać się poprzez nagłe i nieuzasadnione wysłanie niepoprawnego sygnału do silownika ze względu na aktualny jego stan (rysunek 8). Powodem takiej awarii może być niesprawny sygnał otrzymywany przez kontroler z pętli sprzężenia zwrotnego. W wykonanej symulacji kontrolerem mogącym ulec takiej awarii jest silownik VSV, który wykonuje swoją pracę w sposób ciągły, przez co jest podatny na możliwe zagrożenia. W wykonanej symulacji zakłada się, że sensor LVDT początkowo poprawnie odczytujący położenie popychacza zgodne z kątem VSV w trakcie lotu ustalonego ($\alpha_{VG_{cruise}} = 10^\circ$), nagle zaczyna odczytywać położenie zgodne z minimalny kąt nastawienia VSV ($\alpha_{VG_{min}} = -20^\circ$) i zamraża odczyt na tej wartości. Z tego powodu kontroler, który chce utrzymać kąt dla lotu ustalonego, zaczyna wysyłać sygnał w celu zwiększenia kąta VSV, doprowadzając do maksymalnego wysunięcie się popychacza odpowiadającego maksymalnym kącie nastawienia VSV ($\alpha_{VG_{max}} = 20^\circ$).



Rysunek 8 Schemat awarii kontrolera

7.1.3 Awaria śmigła

Następnym do analizy przypadkiem zagrożenia dla układu pracy jest awaria śmigła, z powodu jego kluczowego znaczenia do generowania ciągu dla samolotów turbośmigłowych. Najbardziej niebezpieczną sytuacją, która może wystąpić dla śmigła, jest wypadnięcie jednej z jego łopat (ang. „blade out”) (rysunek 9). Awaria ta będzie miała nie tylko wizualną indykację dla pilota, jak również pilot wyczuje ją z powodu wibracji wynikających z niewyważenia dużej masy czterech pozostałych łopat śmigła, które cały czas obracają się z dużą prędkością, co może uszkodzić samolot. Dodatkowo wibracje te wykryje również czujnik wibracyjny zamontowany na samolocie, który po przekroczeniu limitu wyśle sygnał do układu sterowania. W takiej sytuacji najważniejsze jest jak najszybsze zmniejszenie prędkości śmigła poprzez ustawienie go w chorągiewkę, a także odcięcie dopływu paliwa do silnika.



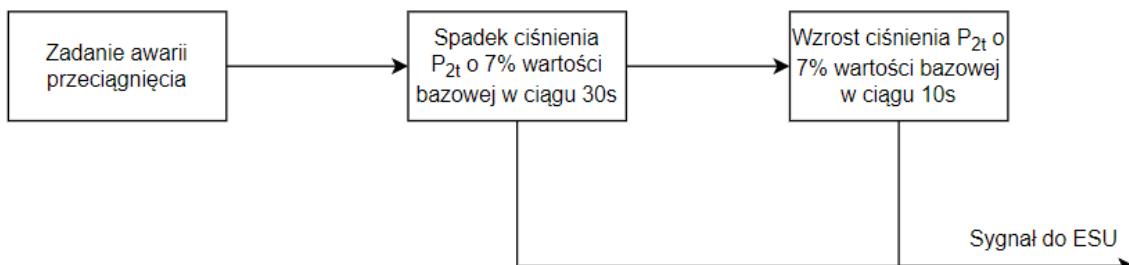
Rysunek 9 Schemat awarii śmigła

7.2 Zagrożenia zewnętrzne

Do drugiej grupy zagrożeń mogących wystąpić w operacji silnikiem turbośmigłowym, są zagrożenia zewnętrzne, które nie zależą od elementów wewnętrznych silnika. Do zagrożeń zewnętrznych, można zaliczyć zarówno sytuacje generowane przez człowieka (np. niepoprawne ustawienie przepustnicy, wessanie przedmiotu pozostawionego przez mechanika, czy przeciągnięcie samolotu), a także naturalne, które to można podzielić na atmosferyczne (np. spadek temperatury powodujący ryzyko oblodzenia, czy nagły podmuch) i związane z obiektami naturalnymi (np. wessanie do silnika elementów fauny i flory). Do wykonanej analizy zostały wybrane 3 najpopularniejsze zagrożenia, które mogą wystąpić w trakcie przelotu.

7.2.1 Przeciagnięcie samolotu przez pilota

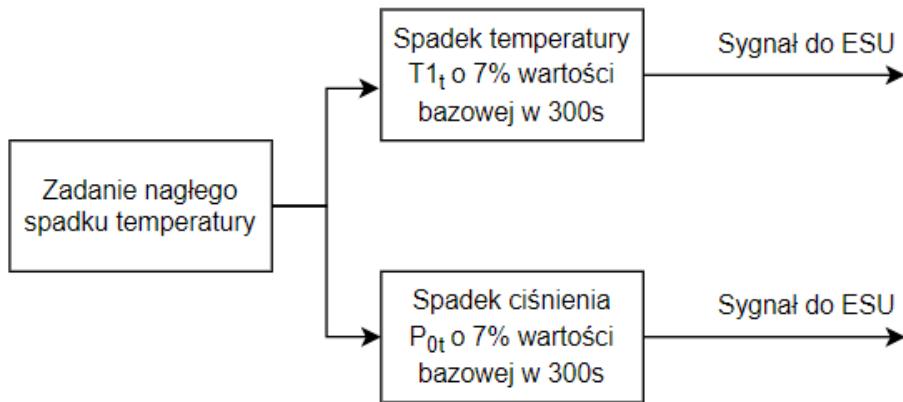
Nagle i nieuzasadnione zwiększenie kątów natarcia przez pilota, wpływa negatywnie na pracę silnika. Wraz ze zwiększającym się kątem natarcia zmniejsza się ilość powietrza wlatującego przez silnik aż do całkowitego oderwania przepływu. Efekt ten będzie głównie zauważalny poprzez zmianę wartości ciśnienia całkowitego za wlotem (P_{2t}). W wykonanej symulacji zostało przyjęte, że pilot wykonuje zwiększenie kąta natarcia do 20° w ciągu 30s, co powoduje zmniejszenie ciśnienia P_{2t} o 7% względem wartości ustalonej początkowej, a następnie wyrównanie kąta natarcia, do pozycji początkowej w ciągu 10s co spowoduje wyrównanie wartości ciśnienia za wlotem (rysunek 10).



Rysunek 10 Schemat zagrożenia przeciągnięcia

7.2.2 Nagły spadek temperatury

Kolejnym zagrożeniem, dla silnika jest nagły spadek temperatury atmosferycznej prowadzący do zmian parametrów silnika. Przede wszystkim ważne jest wykonanie odpowiedniej reakcji przez moduł zmiennej geometrii sprężarki w celu dostosowania się do nowych charakterystyk i uniknięcia zagrożenia pompażu. W wykonanej symulacji przyjmuje się za nagły spadek temperatury o $12^\circ C$ w ciągu 5 minut. Temperaturę przyjmuje się za wartość ustaloną około $240K$ zgodnie z atmosferą wzorcową ISA na wysokości $25'000ft$, a następnie jej obniżenie do temperatury $228K$, co stanowi spadek o około 5% wartości bazowej. W wykonanej symulacji zostało to uwzględnione poprzez obniżenie ciśnienia zewnętrznego (P_{0t}) i temperatury na wlocie do silnika (T_{1t}) o 5% wartości bazowej w ciągu 300s (rysunek 11).



Rysunek 11 Schemat zagrożenia nagłego spadku temperatury

7.2.3 Wessanie obiektu naturalnego do silnika

Poważnym zagrożeniem dla silnika lotniczego jest możliwość wessania obiektu naturalnego na przykład w postaci ptaka do silnika (ang. „bird strike”). Pomimo tego, że otwór wlotowy dla silników turbośmigłowych jest mały (poniżej 0.5 m^2) w stosunku do gigantycznych wlotów w silnikach turbinowych, jego naruszenie przez obiekt zewnętrzny posiada bardziej niekorzystne skutki. W momencie wessania ptaka przez silnik turbinowy, taki obiekt zwykle odbija się od kołpaka wentylatora i wlatuje w otwory by-passu, nie uszkadzając przy tym kompresora. W przypadku silników turbośmigłowych posiadają one co prawda separatory inercjalne, dzięki którym obiekt nie trafi do kompresora, jednakże z powodu wpływu na wydajność pracy silnika, są one wyłączone po fazie startu. Obiekt taki po trafieniu do sprężarki i rozdzieleniu go na mniejsze części przechodzi następnie poprzez komorę spalania, w której następuje jego doszczętnie spalenie, co zmniejsza ryzyko uszkodzenia kierownic i łopatek turbiny. Z tego też powodu parametrem silnika, na który przede wszystkim wpływ będzie miało to zagrożenie, jest ciśnienie za sprężarką (P_{3t}). Wpływ ten będzie zależny od wielu czynników, takich jak wielkość obiektu, czy miejsce jego uderzenia, toteż w symulacji zostało przyjęte uproszczenie, mówiące o spadku całkowitego ciśnienia za sprężarką o 30% wartości bazowej w ciągu 5s i braku możliwości przekroczenia 80% wartości bazowej przez silnik z powodu uszkodzenia kierownic powietrza (rysunek 12).



Rysunek 12 Schemat zagrożenia wessania obiektu naturalnego

7.3 Podsumowanie generatora stanów awaryjnych

W wykonanej symulacji zostały przeprowadzone 6 różnych przykładów zagrożeń. Każde zagrożenie reprezentuje inny typ związanego z zaproponowanym podziałem. Dodatkowo 3 pierwsze zagrożenia, posiadają bezpośredni rezultat w zmianie układu sterowania ECU, natomiast 3 kolejne zmieniają parametry stanu silnika w ESU. Podsumowanie generatora stanów awaryjnych opisano w tabeli 5.

Tabela 5 Podsumowanie generatora stanów awaryjnych

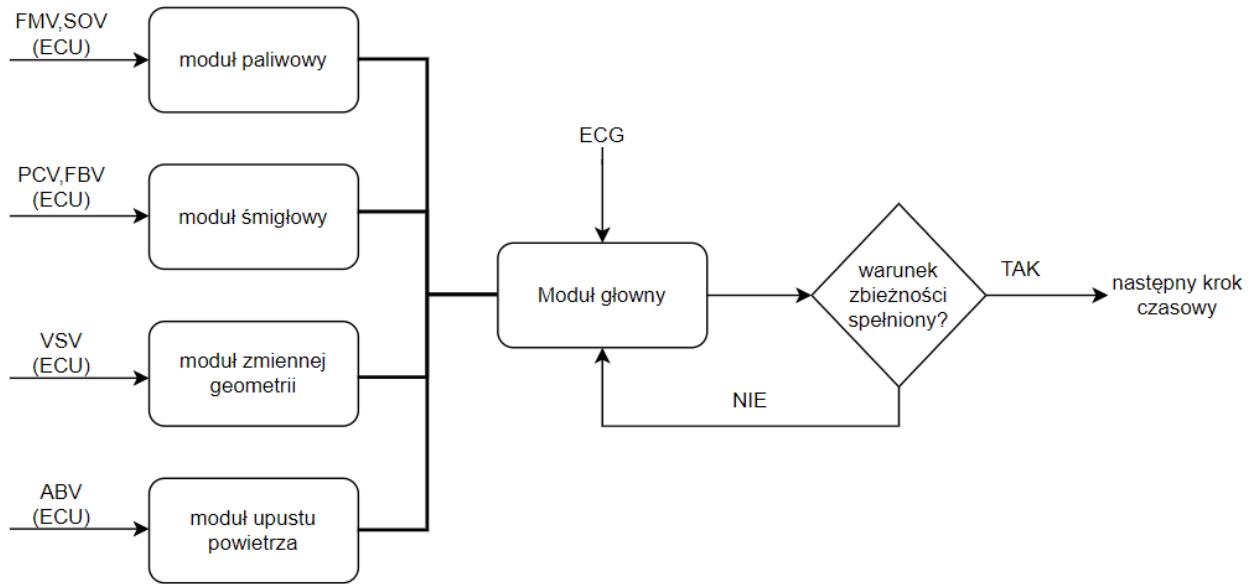
Typ zagrożenia	przykład	bezpośredni wpływ
układu sterowania	awaria czujnika	różnica w odczytach czujnika ciśnienia (P_{3sen})
układu sterowania	awaria kontrolera	Błędna wartość sygnału z przepływomierza FMV
układu pracy	awaria śmigła	wypadnięcie łopaty śmigła
spowodowane działaniami człowieka	przeciągnięcie	Spadek ciśnienia za wlotem (P_{2t})
naturalne	nagle spadek temperatury	Spadek ciśnienia zewnętrznego (P_{0t}) i temperatury za wlotem (T_{1t})
naturalne	wessanie obiektu naturalnego	Spadek ciśnienia za sprężarką (P_{3t})

8 Modelowanie aktualizatora stanów silnika

Aktualizator stanów silnika (rysunek 13) odpowiada za dostosowanie parametrów silnika-zmiennych stanów układu, do wartości odpowiadających wymuszeniom wykonanym przez generator stanów awaryjnych ECG i jednostkę sterującą ECU. Aktualizator stanów został podzielony na 5 modułów zgodnie z genezą wymuszenia:

1. Moduł główny- zmiana jednej lub wielu zmiennych stanu odpowiada za zmiany pozostałych parametrów,
2. Moduł paliwowy- zmiana ilości dostarczanego paliwa wpływa na zmianę zmiennych stanów,
3. Moduł śmigła- zmiana skoku śmigła wpływa na zmianę zmiennych stanów,
4. Moduł zmiennej geometrii- zmiana kątów nastawienia kierownic powietrza w kompresorze wpływa na zmianę zmiennych stanów,
5. Moduł upustu powietrza- upust powietrza za sprężarką wpływa na zmianę zmiennych stanów.

Moduły paliwowy, śmigła, zmiennej geometrii i upustu powietrza są modułami wywołanymi jeden raz na jeden krok czasowy, natomiast moduł główny jest wywołany do czasu otrzymania zadowalającej zbieżności iteracyjnej.



Rysunek 13 Schemat ESU

8.1 Moduł główny

Moduł ten odpowiada za aktualizację najważniejszych zmiennych stanów w zależności od wymuszenia. Wymuszeniem wejściowym jest sygnał z pozostałych modułów, jak i zmiana parametrów silnika spowodowana generatorem stanów awaryjnych. Następnie moduł główny wylicza jak zmiana jednego lub wielu z parametrów wpływa na pozostałe zmienne stanu silnika. Z tego też powodu, niezbędne okazało się zastosowanie metod iteracyjnych, w celu dokładnego wyznaczenia każdego parametru w danej chwili czasowej. W momencie, w którym zmiana każdej z wartości macierzy zmiennych stanów zmienia się w kroku iteracyjnym o wartość poniżej warunku zbieżności, pętla iteracyjna się kończy i system przechodzi do kolejnego kroku czasowego.

Do głównych parametrów silnika zaliczone zostały: $x = [N_g, N_p, P_{0t}, T_{1t}, P_{2t}, P_{3t}, P_{4t}, P_{45t}, T_{45t}]^T$

Zmiany zmiennych stanów wygenerowanych przez siłowniki:

$$\dot{x}_{ECU} = \dot{x}_{fuel} + \dot{x}_{PPA} + \dot{x}_{VSV} + \dot{x}_{ABV} \quad (1)$$

Zmiany zmiennych stanów wygenerowane przez ECG: \dot{x}_{ECG}

Wtedy zmiana zmiennych stanów wynikająca z czynników zewnętrznych:

$$\dot{x}_{IN} = \dot{x}_{ECU} + \dot{x}_{ECG} \quad (2)$$

Otrzymany sygnał przesyłany jest do modułu głównego, który wylicza jak zmiana zmiennych stanów z czynników zewnętrznych, wpływa na inne zmienne stanu:

$$\dot{x}_{MAIN(1)} = \dot{x}_{IN} \quad (3)$$

Następnie wykorzystując metody iteracyjne, wylicza wartość zmian układu głównego, która spełnia zadany warunek zbieżności:

$$\dot{x}_{MAIN(i)} = \dot{x}_{MAIN(i-1)} \cdot A \quad \text{dla } i > 1 \quad (4)$$

Gdzie macierz zmian A opisana jest jako:

$$A = X - I \quad (5)$$

Gdzie:

$$X_{i,j} = \frac{\partial x_i}{\partial x_j} \quad (6)$$

Czyli:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & \frac{\partial N_g}{\partial N_p} & \frac{\partial N_g}{\partial P_{0t}} & \frac{\partial N_g}{\partial T_{1t}} & \frac{\partial N_g}{\partial P_{2t}} & \frac{\partial N_g}{\partial P_{3t}} & \frac{\partial N_g}{\partial P_{4t}} & \frac{\partial N_g}{\partial P_{45t}} & \frac{\partial N_g}{\partial T_{45t}} \\ \frac{\partial N_p}{\partial N_g} & 0 & \frac{\partial N_p}{\partial P_{0t}} & \frac{\partial N_p}{\partial T_{1t}} & \frac{\partial N_p}{\partial P_{2t}} & \frac{\partial N_p}{\partial P_{3t}} & \frac{\partial N_p}{\partial P_{4t}} & \frac{\partial N_p}{\partial P_{45t}} & \frac{\partial N_p}{\partial N_p} \\ \frac{\partial P_{0t}}{\partial N_g} & \frac{\partial P_{0t}}{\partial N_p} & 0 & \frac{\partial P_{0t}}{\partial T_{1t}} & \frac{\partial P_{0t}}{\partial P_{2t}} & \frac{\partial P_{0t}}{\partial P_{3t}} & \frac{\partial P_{0t}}{\partial P_{4t}} & \frac{\partial P_{0t}}{\partial P_{45t}} & \frac{\partial P_{0t}}{\partial P_{0t}} \\ \frac{\partial N_g}{\partial N_p} & \frac{\partial N_g}{\partial P_{0t}} & \frac{\partial N_g}{\partial P_{1t}} & 0 & \frac{\partial N_g}{\partial P_{2t}} & \frac{\partial N_g}{\partial P_{3t}} & \frac{\partial N_g}{\partial P_{4t}} & \frac{\partial N_g}{\partial P_{45t}} & \frac{\partial N_g}{\partial P_{0t}} \\ \frac{\partial T_{1t}}{\partial N_g} & \frac{\partial T_{1t}}{\partial N_p} & \frac{\partial T_{1t}}{\partial P_{0t}} & \frac{\partial T_{1t}}{\partial T_{1t}} & 0 & \frac{\partial T_{1t}}{\partial P_{2t}} & \frac{\partial T_{1t}}{\partial P_{3t}} & \frac{\partial T_{1t}}{\partial P_{4t}} & \frac{\partial T_{1t}}{\partial P_{45t}} \\ \frac{\partial N_g}{\partial P_{2t}} & \frac{\partial P_{2t}}{\partial N_p} & \frac{\partial P_{2t}}{\partial P_{0t}} & \frac{\partial P_{2t}}{\partial T_{1t}} & 0 & \frac{\partial P_{2t}}{\partial P_{3t}} & \frac{\partial P_{2t}}{\partial P_{4t}} & \frac{\partial P_{2t}}{\partial P_{45t}} & \frac{\partial P_{2t}}{\partial P_{0t}} \\ \frac{\partial P_{3t}}{\partial N_g} & \frac{\partial P_{3t}}{\partial N_p} & \frac{\partial P_{3t}}{\partial P_{0t}} & \frac{\partial P_{3t}}{\partial T_{1t}} & \frac{\partial P_{3t}}{\partial P_{2t}} & 0 & \frac{\partial P_{3t}}{\partial P_{4t}} & \frac{\partial P_{3t}}{\partial P_{45t}} & \frac{\partial P_{3t}}{\partial P_{0t}} \\ \frac{\partial P_{4t}}{\partial N_g} & \frac{\partial P_{4t}}{\partial N_p} & \frac{\partial P_{4t}}{\partial P_{0t}} & \frac{\partial P_{4t}}{\partial T_{1t}} & \frac{\partial P_{4t}}{\partial P_{2t}} & \frac{\partial P_{4t}}{\partial P_{3t}} & 0 & \frac{\partial P_{4t}}{\partial P_{45t}} & \frac{\partial P_{4t}}{\partial P_{0t}} \\ \frac{\partial N_g}{\partial P_{45t}} & \frac{\partial P_{45t}}{\partial N_p} & \frac{\partial P_{45t}}{\partial P_{0t}} & \frac{\partial P_{45t}}{\partial T_{1t}} & \frac{\partial P_{45t}}{\partial P_{2t}} & \frac{\partial P_{45t}}{\partial P_{3t}} & \frac{\partial P_{45t}}{\partial P_{4t}} & 0 & \frac{\partial P_{45t}}{\partial P_{0t}} \\ \frac{\partial T_{45t}}{\partial N_g} & \frac{\partial T_{45t}}{\partial N_p} & \frac{\partial T_{45t}}{\partial P_{0t}} & \frac{\partial T_{45t}}{\partial T_{1t}} & \frac{\partial T_{45t}}{\partial P_{2t}} & \frac{\partial T_{45t}}{\partial P_{3t}} & \frac{\partial T_{45t}}{\partial P_{4t}} & \frac{\partial T_{45t}}{\partial P_{45t}} & 0 \end{bmatrix} =$$

$$= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & -0,291 & -0,1524 & 0,811 & -0,616 & 0,206 \\ -0,024 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0,032 & 0,191 & 0,031 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0,980 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0,434 & 0 & 0 & 0 & 0,970 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1,571 & 0 & 0 & 0 \\ 0,106 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0,786 & 0 & 0 \\ -0,103 & 0 & 0 & 0,950 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Gdzie warunek końca iteracji został zdefiniowany jako:

$$\frac{\max(\dot{x}_{MAIN(i)})}{\max(\dot{x}_{IN})} < 0,1 \quad (7)$$

Dodatkowo warto w tym miejscu zauważyć, że warunkiem wystarczającym do spełnienia warunku zbieżności iteracji jest, aby suma wartości każdego wiersza macierzy A była mniejsza niż 1:

$$\sum_{j=1}^n A_{i,j} < 1 \quad \text{dla } i \in (1; n) \quad (8)$$

Ostatecznie przyjmuje się:

$$\dot{x}_{OUT} = \dot{x}_{IN} + \sum_{i=1}^n \dot{x}_{MAIN(i)} \quad (9)$$

$$x_{OUT} = \mathbf{1} + \frac{\dot{x}_{OUT}}{s} \quad (10)$$

W tym momencie krok czasowy się kończy, a następnie obliczone zmienne stanu silnika przechodzą do jednostki sterującej silnikiem, która podejmuje odpowiednia akcje poprzez siłowniki.

8.2 Moduł paliwowy

Najważniejszym modułem sterowanym przez ECU, jest moduł paliwowy. Odpowiada on za aktualizowanie zmiennych stanów w zależności od ilości dostarczanego paliwa zadawanego w $\left[\frac{g}{s}\right]$. Zgodnie z dostępna literaturą [7] w wykonanej symulacji zostało przyjęte, że dostarczone paliwo wpływa bezpośrednio na 4 zmienne stanów: prędkość wału GGT (N_g), prędkość wału PT (N_p), ciśnienie przed turbiną GGT (P_{4t}), ciśnienie i temperaturę pomiędzy turbinami GGT i PT ($P_{4.5t}$, $T_{4.5t}$) w następującej formie:

$$\dot{x}_{fuel} = \mathbf{b}_{fuel} \cdot \partial W_f \quad (11)$$

$$\dot{x}_{fuel} = \begin{bmatrix} \partial N_g \\ \partial N_p \\ \partial P_{4t} \\ \partial P_{4.5t} \\ \partial T_{4.5t} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{b}_{fuel} = \begin{bmatrix} \frac{\partial N_g}{\partial W_f} \\ \frac{\partial N_p}{\partial W_f} \\ \frac{\partial P_{4t}}{\partial W_f} \\ \frac{\partial P_{4.5t}}{\partial W_f} \\ \frac{\partial T_{4.5t}}{\partial W_f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,00436 \\ 0,00065 \\ 1,19210 \\ 1,27548 \\ 0,007765 \end{bmatrix} \quad (13)$$

8.3 Moduł śmigła

Moduł ten opisuje wpływ zmiany skoku śmigła na parametry silnika. W wykonanej symulacji przyjęto uproszczenie, że zmiennymi stanu, na które wpływa skok śmigła, jest tylko i wyłącznie prędkość obrotowa wału PT (N_p).

$$x_{PPA}^{(1)} = \mathbf{b}_{PPA} \cdot \partial \alpha_{PROP} \quad (14)$$

$$x_{PPA}^{(1)} = [\partial N_p] \quad (15)$$

$$\mathbf{b}_{PPA} = \left[\frac{\partial N_p}{\partial \alpha_{PROP}} \right] = [-0,3375] \quad (16)$$

8.4 Moduł zmiennej geometrii

Moduł ten składa się z 3 stopni kierownic kompresora o zmiennej geometrii (VSV). Wraz ze wzrostem kąta nastawienia kierownic (α_{VSV}) parametrami silnika zmieniającymi swoje wartości są prędkość obrotowa wału GGT (N_g) i ciśnienie za kompresorem (P_{3t}) [14]. W małym zakresie związanym z fazą przelotu można te zmiany aproksymować liniowo:

$$x_{VSV} = \mathbf{b}_{VSV} \cdot \partial \alpha_{VSV} \quad (17)$$

$$x_{VSV} = \left[\frac{\partial N_g}{\partial P_{3t}} \right] \quad (18)$$

$$\mathbf{b}_{VSV} = \left[\begin{array}{c} \frac{\partial N_g}{\partial \alpha_{VSV}} \\ \frac{\partial P_{3t}}{\partial \alpha_{VSV}} \end{array} \right] = \begin{bmatrix} -0,149 \\ 0,181 \end{bmatrix} \quad (19)$$

8.5 Moduł upustu powietrza

W silniku za sprężarką osiową zamontowany jest zawór upustu powietrza. Moduł ten bezpośrednio wpływa na ilość powietrza, toteż jedyną zmienną stanu, która posiada bezpośredni wpływ z powodu otwarcia upustu powietrza, jest całkowite ciśnienie za sprężarką

(P_{3t}) . Wartością wchodzącą do tego modułu jest spadek ciśnienia wyznaczony wcześniej w module siłownika, toteż nie ma potrzeby dodatkowego skalowania tej wartości.

$$x_{ABV} = b_{ABV} \cdot \partial P_{ABV} \quad (20)$$

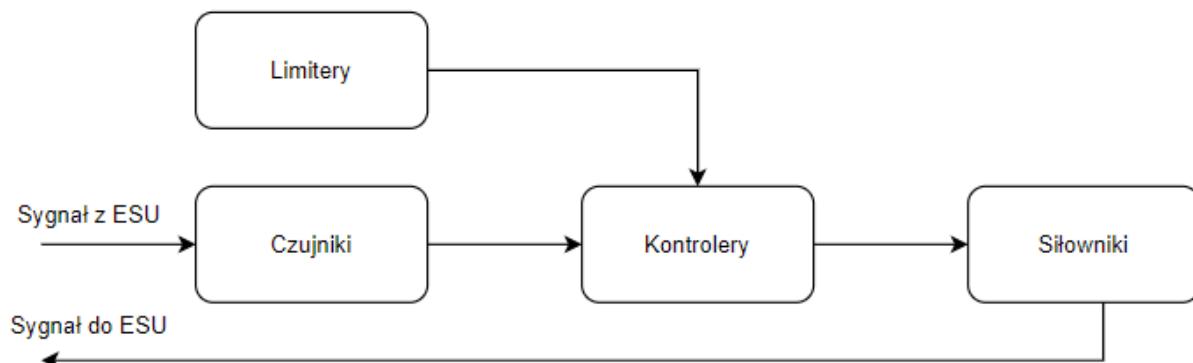
$$x_{ABV} = [\partial P_{3t}] \quad (21)$$

$$b_{ABV} = \left[\frac{\partial P_{3t}}{P_{ABV}} \right] = [-1] \quad (22)$$

9 Modelowanie układu sterowania

ECU (rysunek 14) jest jednostką sterującą silnikiem wykorzystującą sterowniki elektroniczne. Składa się ona z 4 podstawowych modułów:

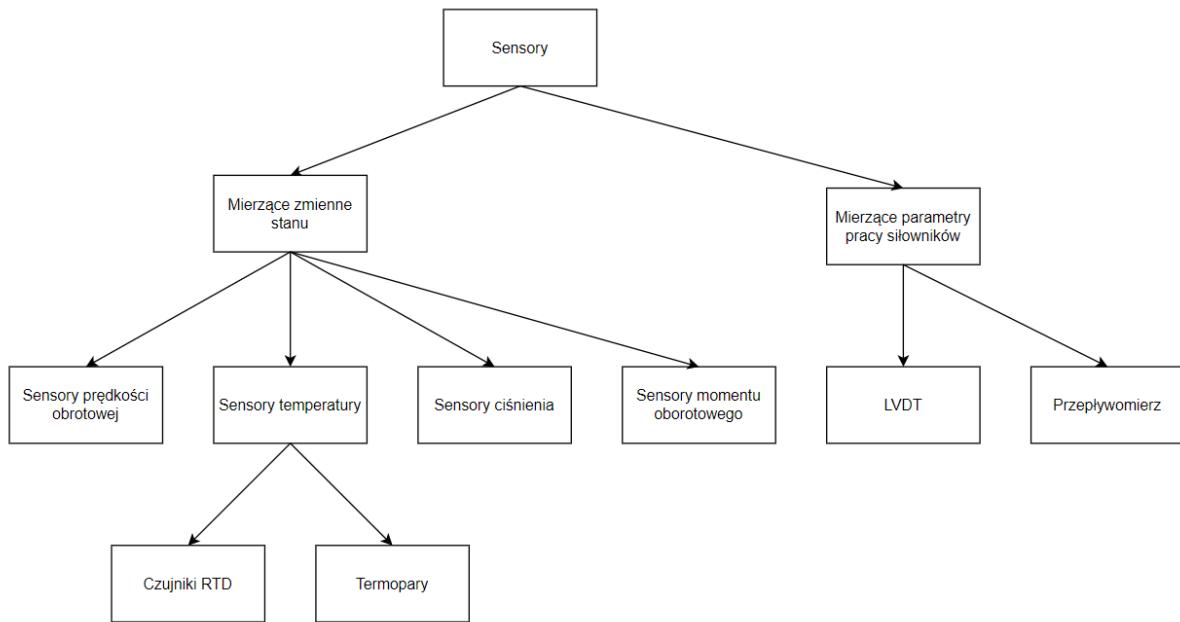
- Czujniki- odpowiadają za odczytywanie kluczowych parametrów silnika;
- Limity- posiadają w pamięci kluczowe wartości parametrów silnika ze względu na wydajność i bezpieczeństwo;
- Kontrolery- porównują wartości z czujników i limiterów, a następnie wysyłają sygnały sterujące do siłowników;
- Siłowniki- wykonują odpowiednie reakcje układu wpływające na jego bezpieczeństwo i wydajność.



Rysunek 14 Schemat ECU

9.1 Modelowanie czujników

W symulacji zostało wykorzystanych 7 rodzajów czujników w celu pomiaru kluczowych parametrów silnika (rysunek 15) - zmiennych stanów i wartości pracy siłowników w pętlach sprzężeń zwrotnych. Wartości otrzymane z ESU traktuje się jako wartości dokładne w danej chwili czasu, natomiast moduł czujników ma za zadanie zamodelować wykorzystane do ich odczytu czujniki, wraz z częstotliwością ich pomiarów, jak i błędami pomiarowym. W wykonanej symulacji do odczytu zmiennych stanów zostały wykorzystane czujniki prędkości obrotowej dla pomiarów prędkości wałów, czujniki temperatury do zmierzenia wartości temperatury na wlocie i pomiędzy turbinami wysokiego i niskiego ciśnienia, czujniki ciśnienia, a także czujniki momentów do wyznaczenia momentu obrotowego na wale turbiny. Dodatkowo do wyznaczenia parametrów pracy siłowników zostały wykorzystane czujniki przemieszczeń liniowych (LVDT) i przepływomierze.



Rysunek 15 Podział czujników

9.1.1 Czujniki prędkości

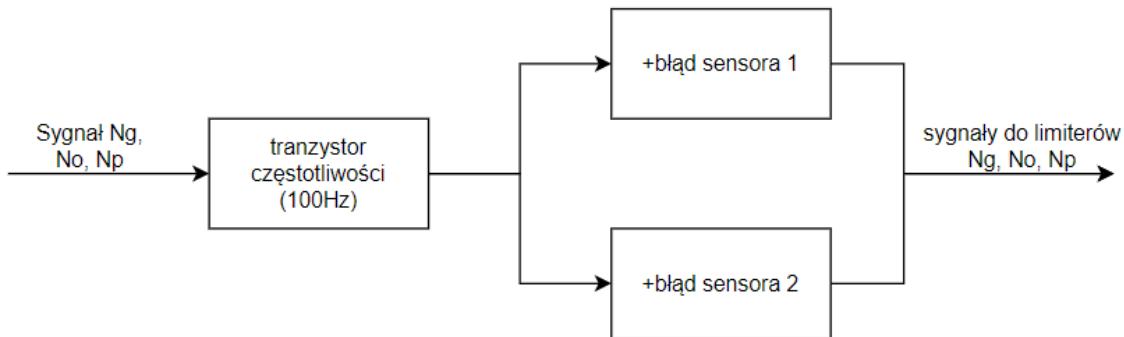
W modelowanym silniku wykorzystane zostały 3 czujniki prędkości mierzące prędkość obrotową wału generatora gazu (N_g), wału turbiny (N_p) i wału, na którym zamontowane jest śmiędlo (N_o). Czujniki prędkości wykorzystują efekt magnetyczny Halla [15] w celu pomiaru prędkości obrotowej (rysunek 16). We wnętrzu czujnika umieszczony jest magnes stały, którego gęstość strumienia zmienia się po zbliżeniu do metalu żelaznego. W tym celu wał silnika w przekroju, w którym zamontowany jest czujnik, posiada 2 wypustki. Za każdym razem, kiedy wał dokona pełnego obrotu- obie wypustki przejdą w pobliżu końca czujnika, gęstość strumienia magnetycznego się zmieni, a co za tym idzie, pojawia się impuls napięcia wewnętrz obwodu. Wykorzystując metodę wykrycia przejścia przez 0 napięcia (ZCD), zmienia się sygnał komparatora [16]. Następnie sygnał cyfrowy zostaje wysyłany do płytki sterującej czujnikiem, która wylicza częstotliwość sygnału proporcjonalną do prędkości obrotowej wału.



Rysunek 16 czujnik prędkości wykorzystujący efekt Halla firmy Honeywell [15] i przekrój wału silnika w miejscu mocowania czujnika

Do zamodelowania czujnika zostały wykorzystane wartości częstotliwości próbkowania sygnału ($f_{speed} = 100Hz$), a także dokładność otrzymanych wyników przyjęta jako 1.7%

średniego odchylenia bezwzględnego na podstawie literatury [16] (rysunek 17). Do zadania takiego odchylenia został wykorzystany model dystrybucji normalnej o wariancji równej ($\sigma^2 = 4,54 \cdot 10^{-4}$).



Rysunek 17 Schemat czujników prędkości obrotowej

9.1.2 Czujniki temperatury

Wybór czujnika temperatury zależy od miejsca jego położenia. Ma to związek z różnymi zakresami pomiarowymi dla czujników, a także ryzykiem jego mechanicznego uszkodzenia, czy korozji i oblodzenia. W wykonanej symulacji zostały wykorzystane 2 czujniki temperatury, pierwszy w sekcji zimnej silnika mierzący całkowitą temperaturę powietrza na wlocie (T_{1tsen}) i drugi w gorącej części silnika mierzący temperaturę pomiędzy turbinami (T_{45tsen}). Dla czujnika umieszczonego w zimnej sekcji silnika wykorzystany został sensor temperatury oparty na pomiarze rezystancji. Posiada on dużą dokładność, długi czas życia i stabilność. Niestety jest on ograniczony maksymalną temperaturą pracy. Z tego powodu w gorącej sekcji silnika stosuje się termopary, których zakres temperatury jest znacznie większy.

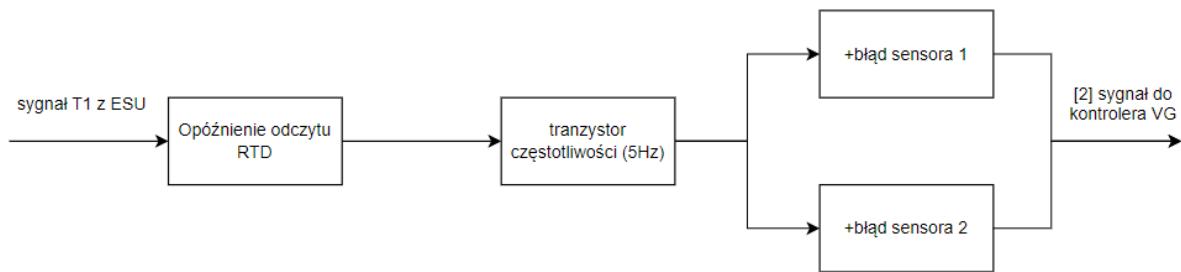
Czujnik TAT

Czujnik całkowitej temperatury powietrza to podgrzewana sonda montowana na powierzchni wlotowej do silnika. Jest ona wykonana z materiałów odpornych na korozję, a ponadto hermetycznie uszczelniana [18]. Czujnik ten mierzy temperaturę na wlocie do silnika (T_{1tsen}) na podstawie pomiaru rezystancji obwodu elektrycznego (RTD), a następnie przekazuje ten sygnał do jednostki sterującej (rysunek 18).



Rysunek 18 Czujnik TAT [18]

Z powodu możliwych powolnych zmian temperatury odczytywanych przez czujnik, jego częstotliwość próbkowania sygnału została przyjęta jako 5 Hz, natomiast błąd odczytu na poziomie 1% średniego odchylenia standardowego [16] (rysunek 19). Dodatkowo na podstawie literatury [7] zostało wprowadzone opóźnienie odczytu zgadnie z transmitancją operatorową: $G(s) = \frac{1}{0,077s+1}$.



Rysunek 19 Schemat czujnika temperatury

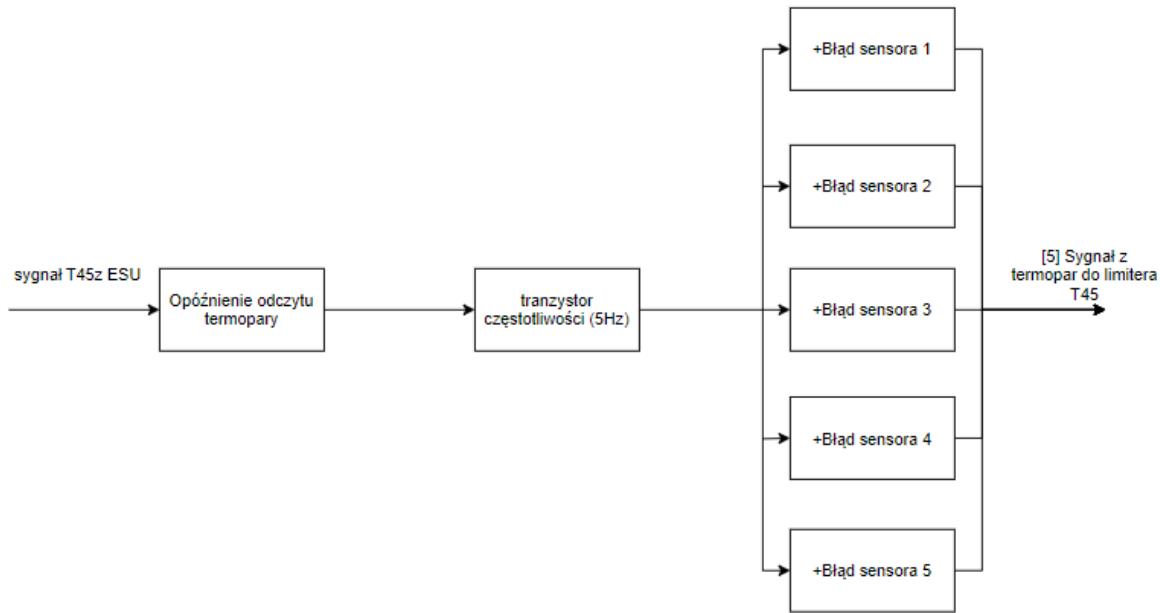
Termopary

Drugim rodzajem czujnika temperatury stosowanym w gorących częściach silnika są termopary (rysunek 20). Termopary wykorzystują w swoim działaniu zjawisko Seebecka [19], w którym to obwód elektryczny wykonany jest z 2 różnych przewodników. W momencie powstania różnicy temperatur pomiędzy obszarem mierzenia a obszarem referencyjnym następuje dyfuzja elektronów w obu przewodnikach. Natomiast z powodu różnicy w wielkości dyfuzji w zależności od materiału przewodnika, powstaje napięcie pomiędzy przewodnikami, które jest mierzone przez woltomierz, a następnie przeliczane na temperaturę. Zaletą tych czujników jest większy zakres temperatur i brak potrzeby zasilania czujnika energią elektryczną do jego działania. Niestety czujniki te posiadają mniejszą dokładność, dodatkowo nie posiadają liniowej charakterystyki, a także potrafią być niestabilne w dłuższym czasie stosowanie [20] (pomięto w modelu). W wykonanej symulacji termopary stosuje się do pomiaru temperatury całkowitej pomiędzy turbinami (T_{45tsen}).



Rysunek 20 Termopara [21]

W przygotowanej symulacji czujniki te mają czas próbkowania sygnału zgodny z czujnikiem RTD równy: $f = 5 \text{ Hz}$. Posiadają one jednak większy błąd odczytu na poziomie 1,5% średniego odchylenia standardowego, a także opóźnienie odczytu zgodne z transmitancją: $G(s) = \left(\frac{1}{0,077s+1} \cdot \frac{1}{0,1s+1} \right)$. Kompensacją tych wad jest fakt, że termopary, są jedynymi czujnikami zwielokrotnionymi 5 krotnie, co pozwala na ograniczenie błędów odczytu (rysunek 21).



Rysunek 21 Schemat termopar

9.1.3 Czujniki ciśnienia

Niezbędnym elementem układu sterowania każdego silnika lotniczego jest pomiar ciśnienia. Najczęściej wykorzystywane są do tego celu 2 czujniki mierzące ciśnienie absolutne, z których pierwszy umieszczony jest po zewnętrznej części obudowy silnika i mierzy on ciśnienie atmosferyczne (P_{0sen}), natomiast drugi mierzy ciśnienie za sprężarką odśrodkową (P_{3sen}).

Decydując się na wybór 1 czujnika, przede wszystkim należy mieć na uwadze minimalną temperaturę, w której sensor może pracować. Według atmosfery wzorcowej ISA na wysokości 25000 ft temperatura wyniesie około -34°C . Z tego też powodu decyzja o wyborze czujnika padła na czujnik ciśnienia absolutnego U5200 firmy TE Connectivity LTD. (rysunek 22), który posiada minimalną temperaturę pracy na poziomie -45°C [23].



Rysunek 22 Czujnik ciśnienia U5200 firmy TE Connectivity LTD [23]

Przy wyborze 2 czujnika należy zwrócić uwagę na jego maksymalną temperaturę pracy i maksymalne ciśnienie występujące za sprężarką. W modelowanym silniku CT-7 całkowity spręż wynosi około 17:1, czyli potrzebny będzie sensor znaczaco powyżej 17 bar.

Z tego też powodu, wybrany został sensor TRA firmy CCS (rysunek 23), który posiada maksymalny zasięg do 414 bar, a do tego maksymalny zakres temperatury do 200°C [24], co w zupełności spełnia kryteria.

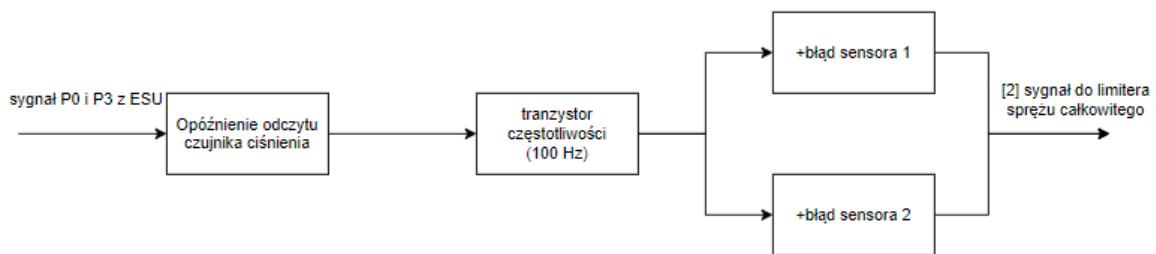


Rysunek 23 Czujnik ciśnienia TRA firmy CCS [24]

Podczas modelowania czujników ich opóźnienie odczytu zostały zasymulowane zgodnie z dostępną literaturą [7], w postaci transmitancji operatorowej jako:

$$G(s) = \frac{1}{0,01 \cdot s + 1} \quad (23)$$

Dodatkowo wprowadzany została częstotliwość próbkowania jako $f = 100 \text{ Hz}$ i błąd odczytu na poziomie 0,5% średniego odchylenia standardowego [16] (rysunek 24).



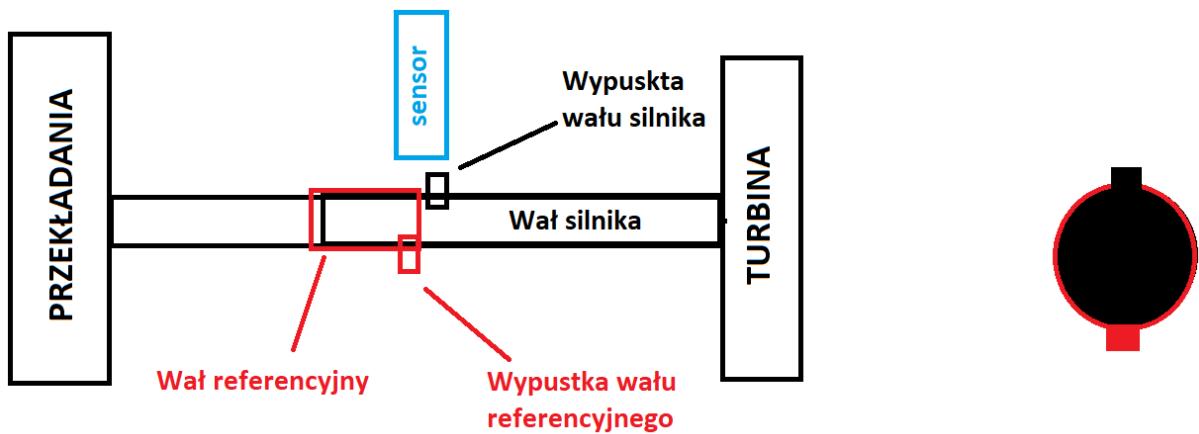
Rysunek 24 Schemat czujników ciśnienia

9.1.4 Sensor momentu

Ciągły i precyzyjny pomiar momentu obrotowego jest niezbędny w celu odpowiedniego wykorzystania śmigła, jednakże jego przekroczenie może być niebezpieczne ze względu na ograniczenia konstrukcyjne samolotu. W symulowanym silniku sensor momentu stosuje się do wyznaczenia momentu obrotowego wału PT za turbiną niskiego ciśnienia. Z powodu wysokich temperatur i prędkości obrotowej niemożliwe jest zastosowanie czujników tensometrycznych.

Problem ten został rozwiązany poprzez pomiar dynamiki skręcenia się wału (θ) [20]. Przy znajomości odległość (L) odległości czujnika do wirnika turbiny niskiego ciśnienia, a także momentu bezwadności wału PT (I) i modułu Kirchhoffa (G) zależnego dla zastosowanego materiału wału możliwe jest wyliczenie momentu na wale zgodnie z:

$$Q = \frac{\theta \cdot G \cdot I}{L} \quad (24)$$



Rysunek 25 Układ pracy czujnika momentu i przekrój przez wał w miejscu czujnika

W tym celu w miejscu oddalonym od wirnika turbiny PT umieszczony jest czujnik analogiczny dla czujnika prędkości, w którym jedna wypustka zamontowana jest na wale silnika, a druga na wale referencyjnym (nieobciążonym momentem) natomiast czujnik zamontowany jest pomiędzy nimi (rysunek 25). W momencie, w którym wał silnika jest nieobciążony momentem, wypustki te znajdują się po przeciwnych stronach wału ($\delta = 180^\circ$). W takim wypadku czas od momentu przejścia jednej wypustki przez miejsce zamontowania czujnika prędkości do czasu przejścia przez to miejsce drugiej wypustki będzie taki sam jak od momentu przejścia drugiej wypustki do pierwszej:

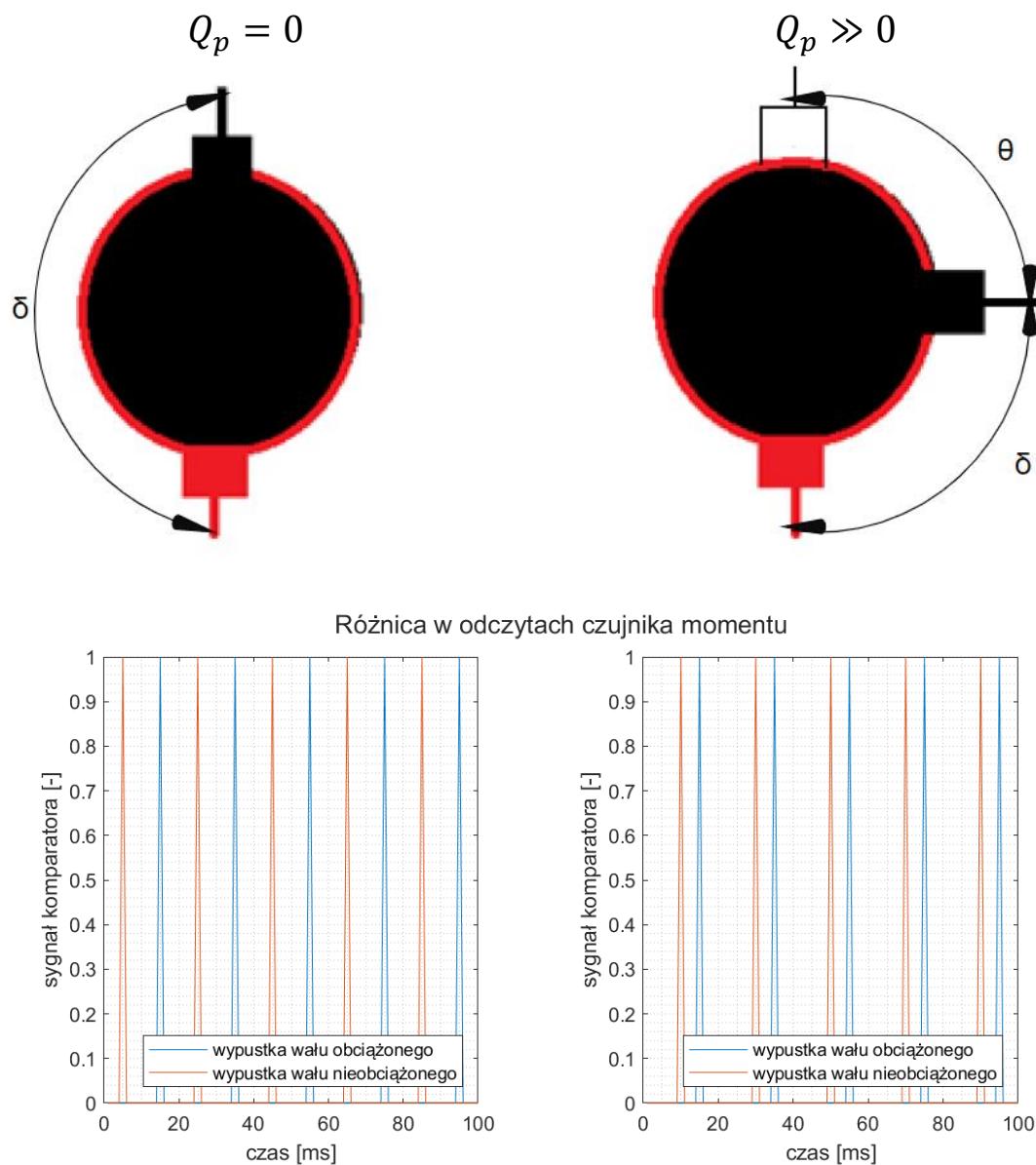
$$((\Delta\tau_1 = \Delta\tau_2) \sim \delta) \quad (25)$$

Jeżeli na wale silnika pojawi się moment Q , pojawi się również skręcenie wału θ , co doprowadzi do tego, że wypustki będą miały inny kąt przesunięcia ($\delta_1 = 180^\circ + \theta$) i ($\delta_2 = 180^\circ - \theta$), a co za tym idzie różnice czasowe (rysunek 26). W tym momencie:

$$\Delta\tau_1 \sim \delta_1 = 180^\circ + \theta \quad (26)$$

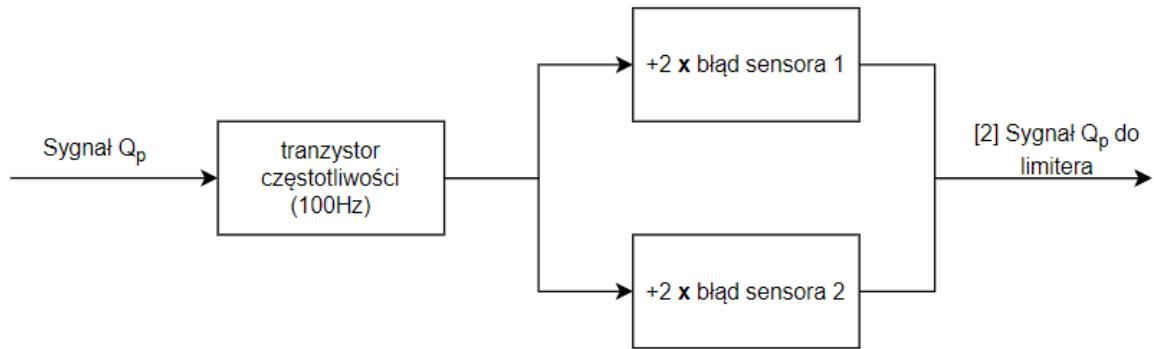
$$\Delta\tau_2 \sim \delta_2 = 180^\circ - \theta \quad (27)$$

$$(\Delta\tau_1 - \Delta\tau_2) \sim (\delta_1 - \delta_2) = (2 \cdot \theta) \sim Q_p \quad (28)$$



Rysunek 26 Różnica w odczytach pomiędzy wałem nieobciążonym i obciążonym momentem

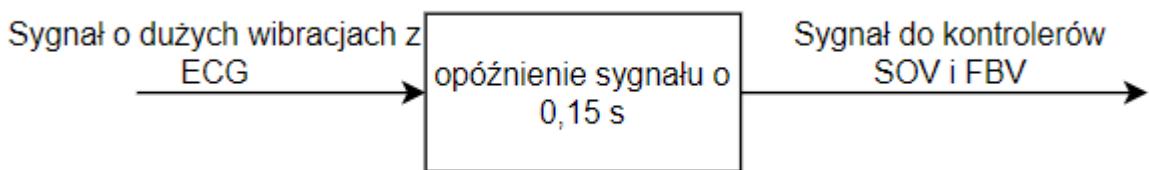
Sensor momentu obrotowego został zasymulowany analogicznie jak czujniki prędkości obrotowej, z tą różnicą, że błędy pomiarów i zakłócenia pojawiające się na sensorze są 2-krotnie większe niż na czujnikach prędkości, ze względu na rodzaj jego pomiaru (rysunek 27).



Rysunek 27 Schemat czujnika momentu obrotowego

9.1.5 Czujnik vibracyjny

Monitorowanie vibracji silnika jest jedną z ważniejszych i wymaganych prawnie czynności wykonywanych przez układ sterownia. Prawo nie definiuje jednoznacznie zakresu dopuszczalnych vibracji, jednakże ich wartości wpływają na wytrzymałość całej konstrukcji silnika, a także głośność jego pracy. Z tego powodu w wykonanej symulacji czujnik został przedstawiony jako sygnał 0-1, który uruchamia się w przypadku wykrycia zagrożenia (ang. „blade-out”), w którym to jedna z łopat śmigła wypada, co powoduje złe wyważenia całego śmigła i gigantyczne vibracje. Zostało przyjęte założenie, że czujnik wykrywa powyższe zjawisko w czasie 0,15 s, a następnie wysyła sygnał do kontrolera SOV i FBV w celu wykonania odpowiedniej reakcji (rysunek 28).



Rysunek 28 Schemat czujnika vibracyjnego

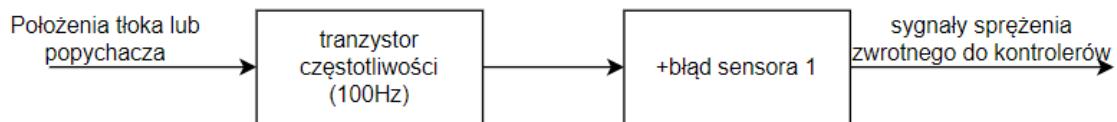
9.1.6 Sensor przemieszczenia liniowego

W celu odczytania położenia popychacza siłownika VG wykorzystuje się sensor przemieszczenia liniowego (LVDT). Sensor ten za pomocą ferromagnetycznego elementu połączonego z popychaczem i 3 cewek- 1, do której dostarczane jest napięcie i 2 ustawionych przeciwnie do siebie w równej odległości od 1 cewki, wyznacza położenie popychacza na podstawie pomiaru różnicy napięcia prądu indukowanego pomiędzy 2 cewkami. Poniżej znajduje się przykładowy czujnik firmy Honeywell (rysunek 29).



Rysunek 29 Sensor przemieszczenia liniowego LVDT [25]

W wykonanej symulacji założone, że czas pomiaru położenia elementów, jak i opóźnienie odczytu jest pomijalnie małe, natomiast błąd pomiaru przyjęty został jako 0,25% średniego odchylenia bezwzględnego. Czujnik ten posiada częstotliwość próbkowania sygnału równą 100 Hz (rysunek 30). LVDT z powodu swojej budowy jest jednym rodzajem czujnika, który nie posiada dodatkowej redundancji.



Rysunek 30 Schemat czujnika LVDT

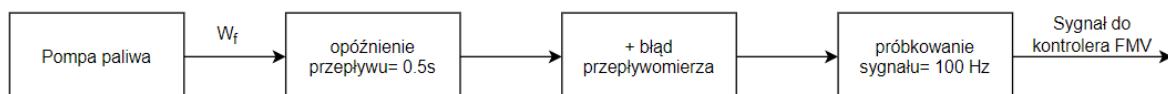
9.1.7 Przepływomierz

Przepływomierz paliwa jest stosowany do pomiaru ilości paliwa dostarczanego do silnika. Jego pomiary służą za sprzężenie zwrotne dla kontrolera pompy paliwowej (FMV), która ma na celu utrzymanie paliwa na zadanym poziomie. Najczęściej spotykanym rodzajem przepływomierza, są przepływomierze oparte na pomiarze różnic ciśnienia paliwa przepływającego przez zwężkę Venturiego. Przy wyborze odpowiedniego czujnika należy mieć na uwadze zakres temperatury jego pracy, dokładność i maksymalny poziom vibracji. Z tego też powodu został wybrany przepływomierz paliwowy „ELDEC” produkowany przez Crane Aerospace & Electronics (rysunek 31), który posiada zakres pracy do minimum -55°C , a także dokładność na poziomie 0.5% [26].



Rysunek 31 Przepływomierz paliwowy „ELDEC” [26]

Przy modelowaniu czujnika, przyjęto wartość średniego odchylenia standardowego jako 0,5% i częstotliwość próbkowania sygnału jako 100 Hz. Dodatkowo przyjęto uproszczenie, że opóźnienie w odczycie (pomiędzy przepłygnięciem paliwa od pompy do czujnika) wynosi 0.5s, a czujnik nie posiada dodatkowych opóźnień (rysunek 32).



Rysunek 32 Schemat przepływomierza

9.2 Limity i kontrolery

Logika sterująca w najbardziej podstawowej formie składa się z wartości limitujących i analizie tych wartości poprzez kontrolery. Limity mają za zadanie ujednolicenie wartości wyznaczonej przez więcej niż 1 kanał czujnika, a następnie porównanie zadanymi w pamięci wartością limitującą. Wartości limitujące można podzielić na 2 rodzaje. Te, których przekroczenie wprowadza poważne ryzyko bezpieczeństwa - limity bezpieczeństwa (SL) i wartości, dla których układ w danym stanie ustalonym pracuje w najwyższej wydajności - limity wydajności (PL). Kontrolery natomiast analizują wartości zmiennych stanu silnika odczytane przez czujniki, a następnie porównują je z wartościami limitującymi, po czym wysyłają odpowiedni sygnał do siłowników, które wykonują wymuszenie na symulatorze silnika. Rodzaj siłownika wykonującego reakcję jest zależny od typu kontrolowanego limitera. Dla limiterów PL będzie to reakcja FMV, PCV i VG, których wartości można modyfikować liniowo, a ich reakcja jest stosunkowo powolna. Dla limiterów SL będą to SOV, FBV i ABV, które posiadają tylko dwa stany, a ich reakcja jest znacznie szybsza, w celu ograniczenia ryzyka niebezpieczeństwa.

System posiada 3 limity SL: N_{g_safe} , N_{p_safe} , Q_{p_safe} . Limiter prędkości wału GGT (N_{g_safe}) jest wykorzystany z powodu ryzyka powstania drgań samowzbudnych wału wynikających ze zbyt dużych prędkości i ograniczeń konstrukcyjnych łożysk wykorzystanych do współosiowości wałów. Przekroczenie wartości limitera prędkości wału PT (N_{p_safe}) i limitera momentu

obrotowego na tym wale ($Q_{p_{safe}}$), oprócz zagrożeń występujących dla wału GGT posiada ryzyko uszkodzenia przekładni zębatej PGB.

System posiada trzy limitera PL: $T_{45t_{perf}}$ (całkowita temperatura pomiędzy turbinami) oraz $\frac{P_{3t}}{P_{2t_{perf}}}$ (całkowity spręż w sprężarce), oraz $N_{o_{perf}}$ (prędkość obrotowa śmigła), których przekroczenie jest niebezpieczne dla silnika, jednakże ich zniżenie obniża wydajność silnika. Z tych powodów optymalnym podejściem inżynierskim jest zaprojektowanie silnika w taki sposób, aby zarówno temperatura, jak i spręż były zbliżone do wartości limitujących, jednakże ich nieprzekraczających.

$$\left(T_{45t} \rightarrow T_{45t_{perf}} \right) \wedge \left(\frac{P_{3t}}{P_{2t}} \rightarrow \frac{P_{3t}}{P_{2t_{perf}}} \right) \wedge \left(N_o \rightarrow N_{o_{perf}} \right) \quad (29)$$

Należy w tym miejscu zauważyć, że przekroczenie limitera PL o wystarczająco dużą wartość doprowadzi do jego zmiany w limiter SL, a co za tym idzie, zmieni się reakcja układu sterowania.

9.2.1 Modelowanie Limiterów $N_{g_{safe}}$, $N_{p_{safe}}$ i $Q_{p_{safe}}$

Limitery bezpieczeństwa prędkości obrotowej wału GGT ($N_{g_{safe}}$) i wału PT ($N_{p_{safe}}$) są wykorzystane z powodu możliwości przekroczenia ograniczeń wibracyjnych i możliwości uszkodzenia się wałów. Zostały one dobrany jako 125% wartości początkowej lotu ustalonego (112,5% prędkości podczas startu). Analogicznie limiter bezpieczeństwa momentu obrotowego na wale PT ($Q_{p_{safe}}$) został zastosowany z powodu ryzyka zniszczenia się wału turbiny, jak również przekładni zębatej, która nie byłaby w stanie przenieść odpowiedniego momentu. Z tego powodu ustawia się wartość na 115% momentu wartości lotu ustalonego. W przypadku włączenia się zabezpieczenia, któregoś z powyższych limiterów układ sterowania odcina dopływ paliwa poprzez zawór SOV. Zarówno dla pomiarów prędkości, jak i momentu obrotowego logika wykrycia przekroczenia limitera jest taka sama, co wynika z tego samego rodzaju zastosowanego czujnika.

Na początku wartość odczytana z 2 kanałów zostaje ujednoliciona. Jeżeli oba sygnały są poprawne i mieszczą się w zakresie różnicy pomiarów, wtedy wyciągana jest średnia z obu kanałów. Następnie wartość ujednoliciona jest porównywana z wartością limitera.

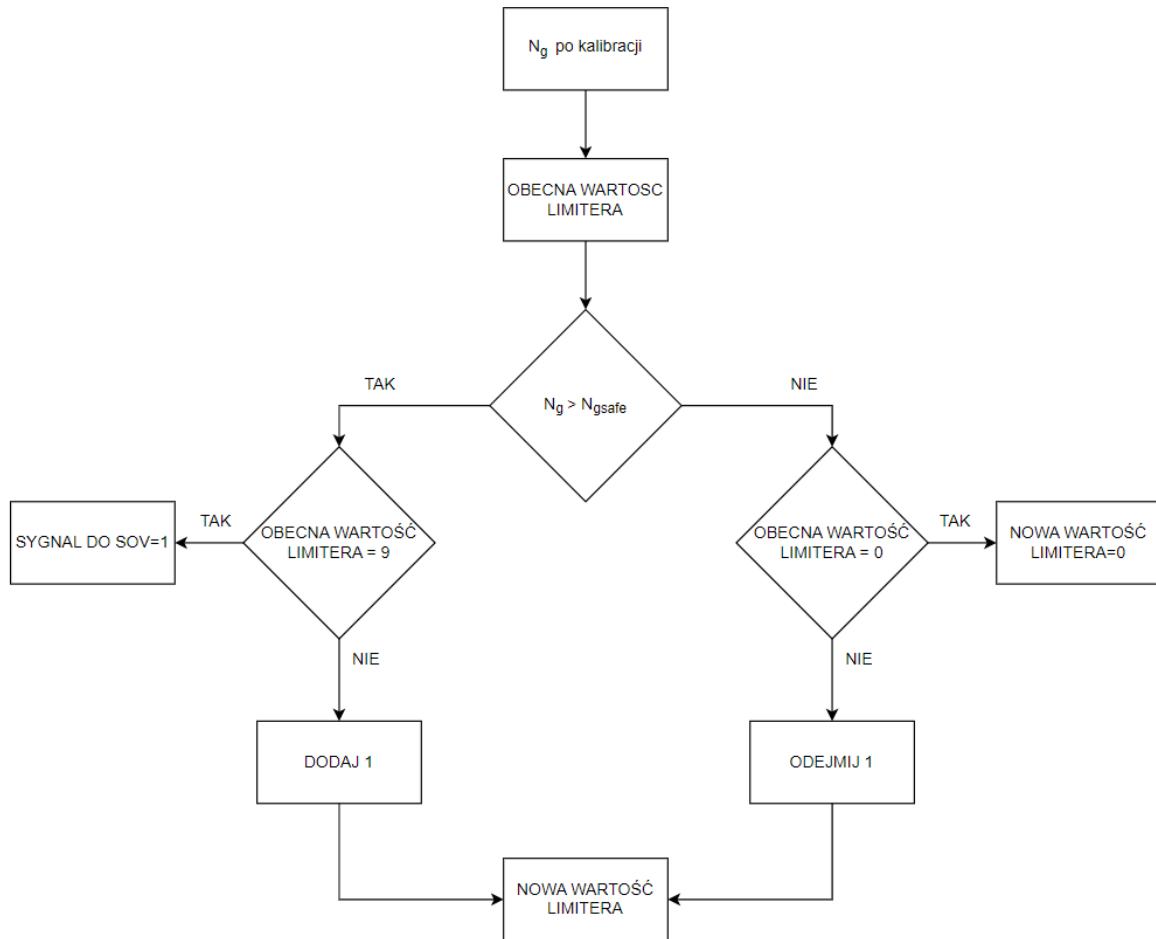
$$N_{g_{es}} = N_{g_{sen}} - N_{g_{safe}} \quad (30)$$

$$N_{p_{es}} = N_{p_{sen}} - N_{p_{safe}} \quad (31)$$

$$Q_{p_{es}} = Q_{p_{sen}} - Q_{p_{safe}} \quad (32)$$

Jeżeli wartość jest większa niż wartość limitera, dodawana jest 1 punkt przekroczenia, jeżeli poniżej, odejmowany jest 1 punkt (ilość punktów nie może być mniejsza niż 0). System w momencie uruchomienia resetuje punkty do 0. W momencie, w którym wartość jest równa 10, moduł limitera wysyła sygnał do kontrolera SOV. Taka logika została zastosowana z powodu błędów pomiarów przez sensor i ryzyka skutków niepotrzebnego zamknięcia dopływu paliwa, jednakże z tego powodu sygnał zostanie przesłany do kontrolera dopiero po 0,1s

(częstotliwość próbkowania czujników wynosi 100Hz), od pierwszego wykrycia przekroczenia. Pilot zostaje powiadomiony o uruchomieniu zaworu SOV i zawór ten pozostaje zamknięty do momentu, w którym pilot rozpocznie procedurę startu w powietrzu silnika. Poniżej (rysunek 33) znajduje się przykład logiki dla limitera ($N_{g_{safe}}$).



Rysunek 33 Schemat limitera $N_{g_{safe}}$

9.2.2 Modelowanie limiterów temperatury pomiędzy turbinami ($T_{45t_{perf}}$ i $T_{45s_{safe}}$)

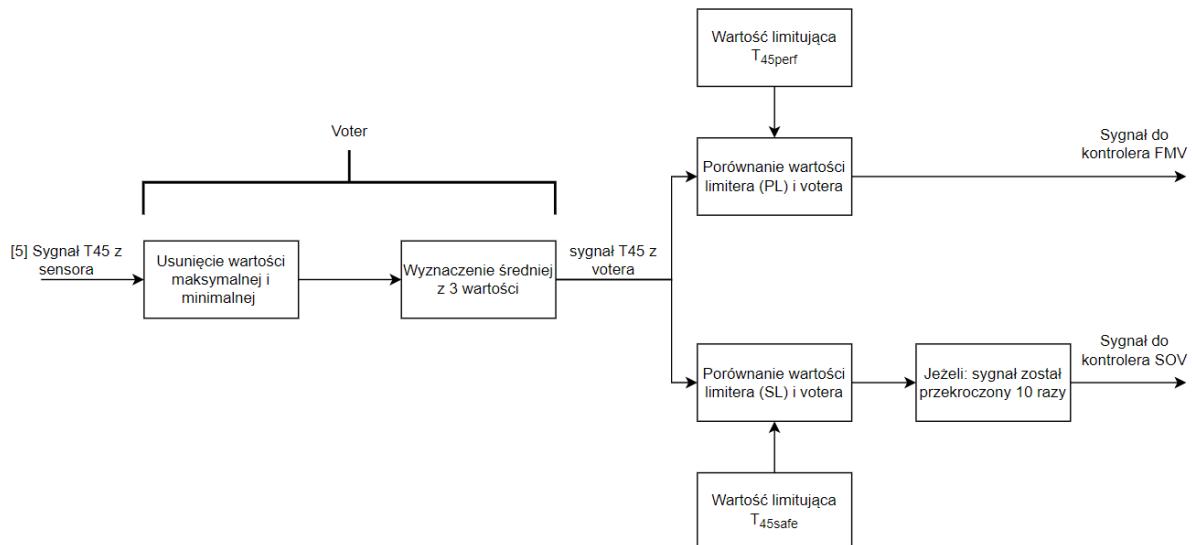
W przypadku $T_{45t_{perf}}$ wartość wynika wprost z wytrzymałości termicznej elementów turbiny, a jego przekroczenie może doprowadzić do spalenia się takich elementów turbiny, jak łopatki, czy kierownice powietrza. W tym miejscu należy zauważyć, że spadek temperatury pomiędzy turbiną wysokiego i niskiego ciśnienia ($T_{45t} \ll T_{45t_{perf}}$) doprowadzi do znacząco zmniejszenia się ciągu jednostkowego (ciągu odniesionego do jednostki przepływającej powietrza przez silnik), niż możliwego wynikającego z parametrów materiałowych silnika.

Pierwszym elementem tego limitera jest wyznaczenie ujednoliconej wartości z pięciu termopar mierzących temperaturę pomiędzy turbinami. Moduł ten działa na zasadzie głosowania (ang. „voter”) poprzez odrzucenie wartości największej i najmniejszej z pomiaru, a następnie wyliczeniu ostatecznej ujednoliconej wartości jako średniej z pozostałych trzech czujników. Następnie system na bieżąco oblicza wartość różnicy pomiędzy wartością otrzymaną z voter'a ($T_{45t_{vote}}$) i wartością limitującą ($T_{45t_{perf}}$). Otrzymana różnica jest sygnałem dla kontrolera FMV.

$$T_{45t_{ep}} = T_{45t_{vote}} - T_{45t_{pref}} \quad (33)$$

W momencie znaczącego podwyższenia się temperatury pomiędzy turbinami zostanie przekroczyony limiter bezpieczeństwa (T_{45safe}) odpowiadający za zapobieganie spalaniu się elementów turbin. Limit ten ustawiony został jako 130% wartości podczas stanu ustalonego początkowego, i analogicznie, jak dla limitera prędkości jego wartość musi zostać przekroczena 10-krotnie (rysunek 34).

$$T_{45t_{es}} = T_{45t_{vote}} - T_{45t_{safe}} \quad (34)$$



Rysunek 34 Schemat limitera T45

9.2.3 Modelowanie limiterów sprężu całkowitego $\left(\frac{P_{3t}}{P_{2t_{perf}}} \text{ i } \frac{P_{3t}}{P_{2t_{safe}}} \right)$

Limit $\frac{P_{3t}}{P_{2t_{perf}}}$ wynika z potencjalnego ryzyka wystąpienia pompażu w sprężarce, którego skutkiem jest niestateczna praca kompresora objawiająca się poprzez drgania i spadek sprawności. Należy jednak zwrócić uwagę, że znacznie mniejsza wartość niż limitująca wydajność, jest również niekorzystna, a spadek całkowitego spręжу $\left(\frac{P_{3t}}{P_{2t}} \ll \frac{P_{3t}}{P_{2t_{perf}}} \right)$ doprowadzi do zawyżonego jednostkowego zużycia paliwa. Wartość sprężu kompresora nie jest mierzona wprost. Zamiast tego zostały wykorzystane do tego wartości otrzymane z 2 czujników ciśnienia całkowitego: P_{3t} i P_{0t} . W wykonywanym uproszczonym modelu silnika przyjmuje się, że ciśnienia za włotem powietrza jest równe ciśnieniu powietrza przed włotem pomnożone przez współczynnik spadku ciśnienia na wlocie:

$$P_{2t} = P_{0t} \cdot IPR \quad (35)$$

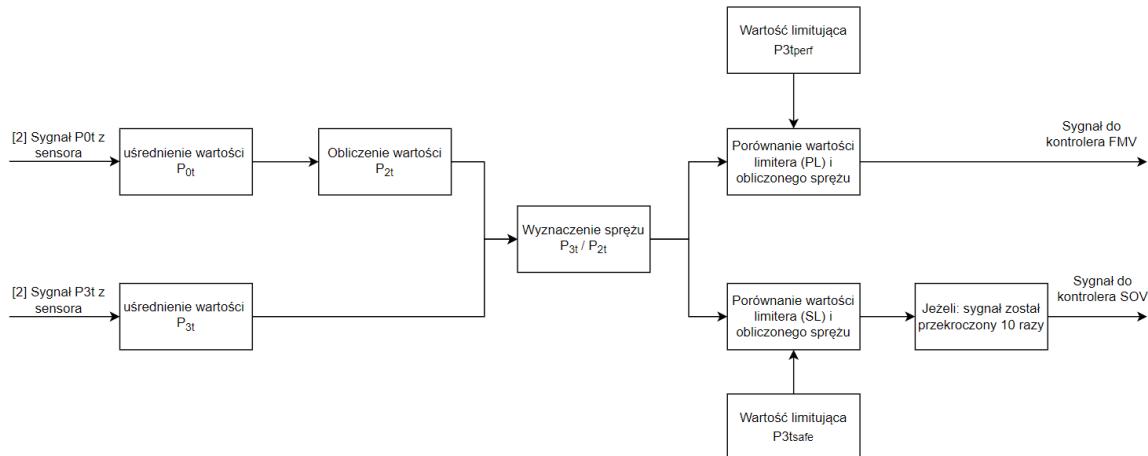
$$IPR \approx 0,99 \quad (36)$$

Na początku wykonywane jest uśrednianie wartości z obu kanałów. Następnie, analogicznie jak w przypadku limitera ($T_{45t_{perf}}$) system wyznacza na bieżąco różnice pomiędzy sprężem i wartością limitującą, co stanowi sygnał dla kontrolera FMV:

$$\frac{P_{3t}}{P_{2t_{ep}}} = \frac{P_{3t_{avg}}}{P_{2t_{avg}}} - \frac{P_{3t}}{P_{2t_{perf}}} \quad (37)$$

Wartość limitera bezpieczeństwa spręzu całkowitego $\left(\frac{P_{3t}}{P_{2tsafe}}\right)$ została dobrana tak, aby była to ostatnia możliwość uniknięcia pompażu w sprężarce. Z tego powodu wynosi ona 135% wartości stanu ustalonego początkowego. W momencie jej 10 krotnego przekroczenia limiter wysyła sygnał o przekroczeniu do kontrolera ABV, w celu upustu nadmiaru powietrza (rysunek 35).

$$\frac{P_{3t}}{P_{2t_{es}}} = \frac{P_{3t_{avg}}}{P_{2t_{avg}}} - \frac{P_{3t}}{P_{2t_{safe}}} \quad (38)$$



Rysunek 35 Schemat limitera P3t/P2t

9.2.4 Modelowanie limiterów prędkości obrotowej śmigła (N_{operf} i N_{safe})

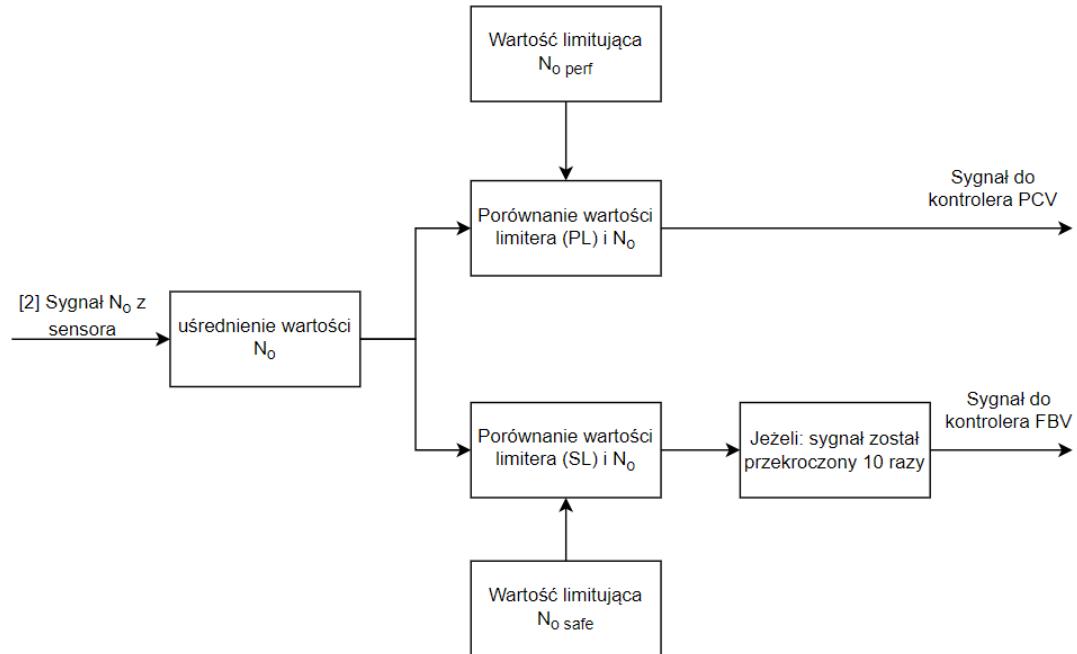
Limiter wydajności ($N_{o_{perf}}$) został wprowadzony w celu utrzymania stałej prędkości obrotowej śmigła samolotu. Spadek poniżej tej wartości spowoduje obniżenie się wytwarzanego przez silnik ciągu, natomiast przekroczenie tej wartości niesie ryzyko doprowadzenia do osiągnięcia prędkości dźwięku. W związku z tym wartość ta musi być utrzymywana na stałym poziomie.

Logika sterująca zaczyna od uśrednienia wartości sygnałów, a następnie porównania z wartością limitującą, kończąc na przesyłaniu sygnału do kontrolera PCV:

$$N_{o_{ep}} = N_{o_{avg}} - N_{o_{perf}} \quad (39)$$

Limiter SL prędkości obrotowej śmigła (N_{o_safe}) jest ograniczony do wartości 116% prędkości śmigła podczas normalnej operacji. Wartość ta wynika z ryzyka przekroczenia prędkości dźwięku na końcówkach łopaty śmigła, która doprowadziłaby do powstania fali uderzeniowej

przed śmigłem, co znacząco obniżyłoby wytwarzany przez śmigło ciąg i stworzyłoby poważne zagrożenie. Suma ilości przekroczeń, jaki i czas na uruchomienie jest zgodny z innymi limiterami prędkości obrotowych i wynosi odpowiednio 10 i 0,1s. Po przekroczeniu otrzymanej wartości wysyła on sygnał do kontrolera FBV, który chorągwiewkuje śmigło. Warto w tym miejscu zauważyć, że wartości prędkości obrotowej turbiny i śmigła są ze sobą sprzężone ($N_p = N_o \cdot GR$), jednakże wartość prędkości limitującej dla śmigła jest mniejsza niż dla turbiny. Wynika to z różnicy reakcji układu sterowania, w przypadku limitera ($N_{p\text{safe}}$) zamykany jest zawór paliwa, natomiast w przypadku ($N_{o\text{safe}}$) - zawór chorągwiewkujący śmigło, co przyjmuje się jako mniej niebezpiecznie, gdyż po zamknięciu zaworu paliwa silnik gaśnie (ang. „flame out”), a ponowne jego uruchomienie wymaga uprzedniego obniżenia się prędkości (N_g) i temperatury (T_{45t}) do odpowiedniego poziomu co zajmuje czas. Natomiast z chorągwiewkowaniem śmigła problem jest mniejszy, dlatego też limiter posiada mniejszą wartość. Podsumowując, można stwierdzić, iż zarówno prędkość śmigła, jak i prędkość wału PT posiadają dwa limitera prędkości- pierwszy (116%) chorągwiewkuje śmigło, natomiast drugi (125%) wyłącza dopływ paliwa (rysunek 36).



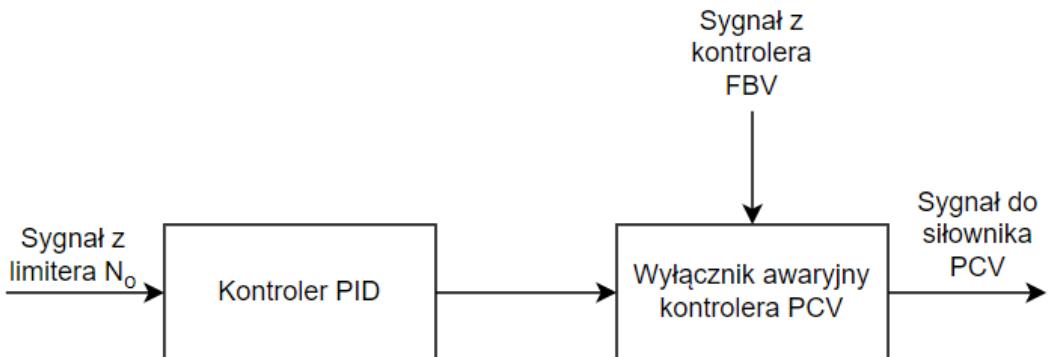
Rysunek 36 Schemat limitera No

9.2.5 Kontroler PCV

Skok śmigła jest poddawany ciągły zmianą, co pozwala na utrzymanie stałej prędkości obrotowej śmigła. W tym celu stosuje się kontroler PCV, który ma za zadanie odczytać sygnał z limitera, a następnie przesłać go do kontrolera PID, który dobiera na jego podstawie odpowiednie wzmacnienie. W tym miejscu warto zauważyć, że układ nie mierzy realnego skoku śmigła, ani też położenia tłoka. Dla tego systemu realny kąt jest bez znaczenia, gdyż jedynym jego zadaniem jest unormowanie wartości prędkości obrotowej śmigła, a na jakim kącie to nastąpi, jest zależne od wielu parametrów.

Dodatkowo został przygotowany wyłącznik kontrolera. W momencie załączenia się kontrolera FBV kontroler PCV przechodzi do pozycji neutralnej, w celu uniknięcia konfliktu pomiędzy

siłownikiem odpowiedzialnym za skok i siłownikiem odpowiedzialnym za chorągiewkowanie śmigła (rysunek 37).



Rysunek 37 Schemat kontrolera PCV

9.2.6 Kontroler FMV

W odróżnieniu od kontrolera PCV, w przypadku kontrolera dopływu paliwa, nie można zastosować prostego układu z samym kontrolerem PID zależnym od parametrów wejściowych. Wynika to z faktu, że nagle zmniejszenie ilości paliwa może doprowadzić do zgaśnięcia silnika („flame out”), natomiast jego zbyt wysoka ilość może doprowadzić do zmiany rodzaju spalania i szybkiego zniszczenia się komponentów silnika. Z tego powodu sygnały z limitera sprężu całkowitego i temperatury pomiędzy turbinami, przechodzą najpierw przez selektor sygnału wyznaczający bardziej niebezpieczny limiter, który staje się limiterem sterującym, a następnie wartość ta przechodzi przez kontroler przepływu dobierający wartość z zakresu od 75 do 125% wartości bazowej przepływu, która zostaje dobrana na podstawie wartości procentowej wybranego limitera. Dobór wartości dostarczanego paliwa opisano w tabeli 6.

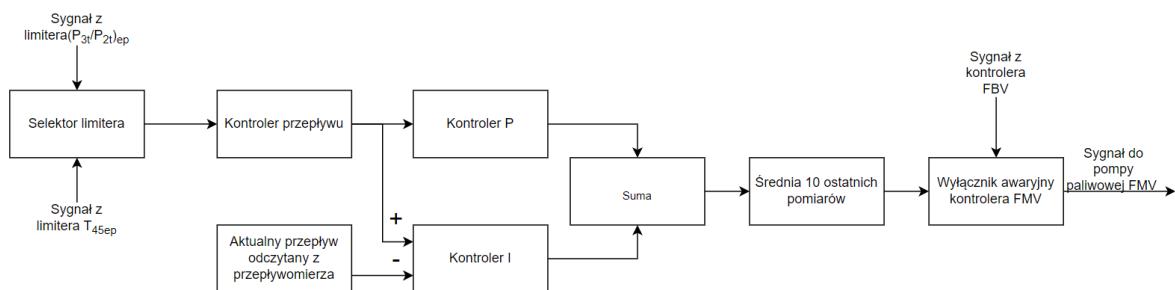
Tabela 6 Dobór wartości dostarczanego paliwa

$\frac{P_{3t}}{P_{2t_{ep}}}$, lub $T_{45t_{ep}}$ [%]	W_f
$x < 75$	$55 \frac{g}{s}$ (125 %)
$x \in (75 ; 125)$	$W_f = \frac{(100 - (x - 100))}{100} \cdot 44 \frac{g}{s}$
$x > 125$	$33 \frac{g}{s}$ (75%)

Ponadto istnieją 3 przypadki sygnałów obu limiterów, które należy rozpatrzyć:

1. W obu przypadkach wartość odczytana z czujników jest mniejsza niż wartość limitująca
2. W obu przypadkach wartość odczytana z czujników jest większa niż wartość limitująca
3. Wartość odczytana z jednego z czujników jest mniejsza niż limitująca, a wartość odczytana z drugiego jest większa niż limitująca.

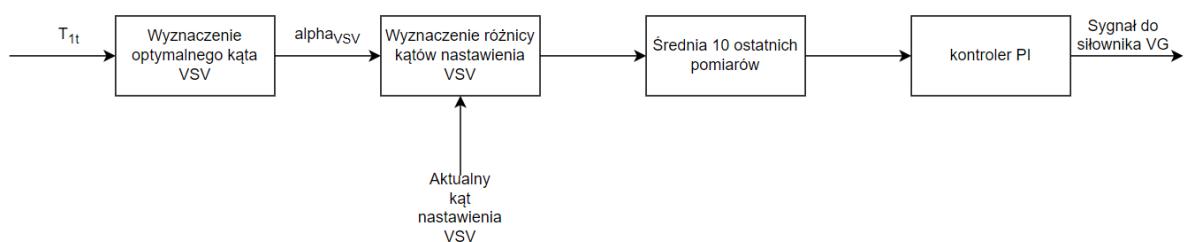
W wykonanej symulacji we wszystkich 3 przypadkach dla selektora sygnałów została dobrana wartość większa. Wybór sygnału w 1 przypadku jest większy z powodu ryzyka przestrzelenia (ang. „overshoot”) sygnału, który jest uznawany za bardziej niepożądany niż mniejsza wydajność. Dla 2 przypadku należy jak najszybciej obniżyć przekroczenie wartości limitujących, pomimo kosztu przestrzelenia wartości optymalnych. Decyzja o wyborze sygnału w 3 przypadku wynika z większego priorytetu stawianego na bezpieczeństwo (przekroczenie wartości limitującej) niż na wydajność pracy silnika. Następnie sygnał trafia do kontrolera przepływu, po czym zostaje porównany z wartością rzeczywistą przepływu odczytaną z przepływomierza. Sygnał z kontrolera przepływu trafia do kontrolera proporcjonalnego P, natomiast dodatkowo obliczana jest różnica pomiędzy przepływem realnym a zadanym jako błąd, który przechodzi przez kontroler całkującą I, pozwalającym na lepszą adaptację charakterystyki zmian, jak również możliwość dojścia z przepływem do zadanej wartości w 100%, czego nie może osiągnąć kontroler P. Wartość z kontrolerów P i I jest następnie zsumowana, a następnie przechodzi przez filtr uśredniający sygnał z 10 ostatnich pomiarów (rysunek 38).



Rysunek 38 Schemat kontrolera FMV

9.2.7 Kontroler VSV

Kontroler zmiennej geometrii ma za zadanie wyznaczenie odpowiedniego kąta nastawienia kierownic sprężarki na podstawie temperatury na wlocie do silnika (T_{1t}). Kiedy położenie zostanie dobrane, jest ono porównywane z aktualnym kątem nastawienia kierownic wyznaczonym z wartości odczytanej przez czujnik LVDT położenia popychacza. Otrzymana wartość różnicy sygnałów jest następnie uśredniana średnią arytmetyczną z 10 pomiarów, co dalej stanowi wejście do kontrolera PI, który odpowiada za dobranie odpowiedniego sygnału napięciowego do silownika zmiennej geometrii (rysunek 39).



Rysunek 39 Schemat kontrolera VSV

9.2.8 Kontrolery do silowników dwupozycyjnych

W wykonanej symulacji zostały zastosowane 3 kontrolery do silowników posiadających tylko dwie pozycje pracy, kontroler SOV, kontroler FBV i kontroler ABV. Po otrzymaniu sygnału z odpowiedniego limitera mają one za zadanie zapisanie i wysłanie sygnału wymuszającego do

danego siłownika. Otrzymanie wymuszenia zamraża dany sygnał do końca pracy symulacji. Oznacza to, że nawet po powrocie danej zmiennej do stanu poniżej progu limitera bezpieczeństwa, sygnał wysyłany przez kontroler pozostaje niezmieniony. Jest to spowodowane brakiem możliwości powrotu do normalnej pracy w prosty sposób przez rzeczywisty silnik. Takim przykładem jest zamknięcie dopływu paliwa do silnika, co spowoduje zaprzestanie spalania paliwa, a jego ponowny zapłon będzie wymagał zastosowania zapalników, których symulacja nie jest objęta w tej pracy.

Kontroler SOV otrzymuje sygnał z 5 limiterów bezpieczeństwa. W momencie, w którym któryś z limiterów bezpieczeństwa prędkości obrotowej wału GGT, prędkości obrotowej wału PT, temperatury pomiędzy turbiną wysokiego i niskiego ciśnienia, momentem obrotowym na wale PT, czy czujnikiem wibracyjnym zostanie przekroczony, kontroler ten zamraża, a następnie wysyła sygnał do zaworu zamykającego dopływ paliwa do silnika. Kontroler FBV na podstawie limitera bezpieczeństwa prędkości obrotowej i czujnika wibracyjnego zamraża i przesyła sygnał do zaworu chorągiewkującego śmigło. Natomiast kontroler ABV na podstawie spręzu całkowitego wykonuje analogiczną operację dla zaworu upustu powietrza. Kontrolery do siłowników dwupozycyjnych opisano w tabeli 7.

Tabela 7 Kontrolery do siłowników dwupozycyjnych

Kontroler	Otrzymane sygnały	Odbiorca sygnału
SOV	$N_{g_{es}}, N_{p_{es}}, T_{45t_{es}}, Q_{p_{safe}}, d_{VIB}$	Zawór zamykający dopływ paliwa
FBV	$N_{o_{es}}, d_{VIB}$	Zawór chorągiewkujący śmigło
ABV	$\frac{P_{3t}}{P_{2t_{es}}}$	Zawór upustu powietrza

9.3 Siłowniki

Siłowniki odpowiadają za realizację wymuszenie zadanego przez układ sterowania w celu poprawienia parametrów silnika i doprowadzenia go do stanu stabilnego. Siłowniki zostały podzielone na 2 grupy ze względu na posiadanie sprężenia zwrotnego: siłowniki o układzie otwartym i siłowniki o układzie zamkniętym.

9.3.1 Siłowniki o układzie otwartym

Siłowniki o układzie otwartym nie posiadają sprężenia zwrotnego. Wynika to z ich 2-stanowości (ang. „2-way”), w której to zawór może znajdować się wyłącznie w 2 pozycjach: otwartej i zamkniętej. Zakłada się ponadto, że wykonanie pracy przez taki siłownik, będzie zauważalne przez pilota i nie ma potrzeby przekazywania dodatkowej informacji. Siłowniki te mają bardzo szybki czas reakcji, a ograniczenie w możliwych położeniach zwiększa wiarygodność. W wykonanej symulacji zostały wykorzystane 3 takie siłowniki: motylkowy zawór dopływu paliwa (SOV), siłownik do zaworu chorągiewkującego śmigło (FBV), a także zawór upustu powietrza (ABV).

9.3.2 Siłowniki o układzie zamkniętym

Drugim rodzajem siłowników, są siłowniki o układzie zamkniętym, które posiadają sprężenie zwrotne. Do tej grupy zaliczone zostały siłowniki o szerokim zakresie pozycji. Najpopularniejszymi rodzajami takich siłowników są serwozawory elektrohydrauliczne, które cechują się szybkimi czasami reakcji, dużą precyzją kontroli i długim czasem życia [13], dlatego też znalazły szerokie zastosowanie w lotnictwie. W wykonanej symulacji zawór kontroli skoku śmigła (PCV) i zawór kontrolujący położenie popychacza zmiennej geometrii kierownic

kompresora (VSV) są modelowane jako serwozawory elektrohydrauliczne. Drugim rodzajem siłownika o układzie zamkniętym jest pompa paliwowa o zmiennym strumieniu masowym (FMV), która kontroluje dopływ paliwa do silnika.

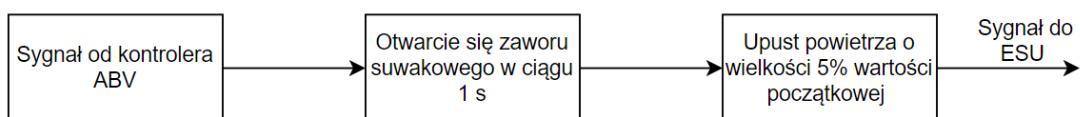
9.3.3 Siłownik upustu powietrza

Zawór upustu powietrza (ABV) umieszczony jest wewnątrz kompresora, pomiędzy sprężarką osiową i odśrodkową. W przypadku ryzyka pompażu zawór ten otwiera się i upuszcza powietrze. Podczas wyboru odpowiedniego zaworu, należy zwrócić uwagę na temperaturę pracy i maksymalne ciśnienie, w jakim dany zawór może pracować. Z powodu potrzeby posiadania tylko i wyłącznie zaworu dwupozycyjnego najlepszym wyborem jest zawór suwakowy normalnie zamknięty firmy ITT [28] (rysunek 40), który może pracować w temperaturach od -53°C do 107°C , a także pod ciśnieniem do 100 psi.



Rysunek 40 Zawór suwakowy firmy ITT [28]

Upust ten posiada tylko i wyłącznie 2 pozycje: zamkniętą i otwartą. W trakcie normalnej pracy zawór pozostaje zamknięty, natomiast w momencie otrzymania sygnału od kontrolera ABV zawór się otwiera w przeciągu 1s, doprowadzając do spadku ciśnienia całkowitego za sprężarką o 5% wartości w locie ustalonym (rysunek 42).

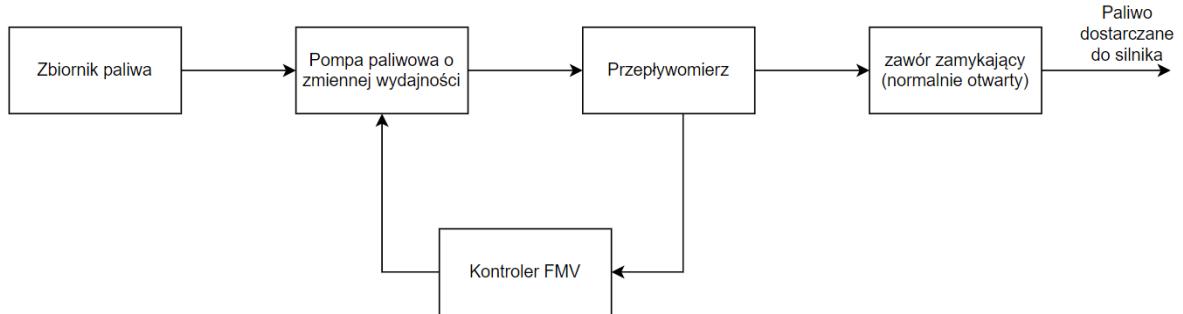


Rysunek 41 Schemat siłownika ABV

9.3.4 Siłowniki modułu paliwowego

W module paliwowym zastosowane zostały 2 siłowniki: pompa paliwowa (FMV) o układzie zamkniętym i zawór motylkowy (SOV) o układzie otwartym. Zadaniem FMV jest utrzymanie odpowiedniej ilości paliwa zadanej przez kontroler FMV. Następnie przepływ paliwa mierzony jest przez przepływowierz, a sygnał o jego wartości zostaje przekazany do kontrolera FMV

jako sprężenie zwrotne. Paliwo w następnym kroku przechodzi przez zawór odcinający (SOV), po czym trafia do wtrysków paliwa na silniku (rysunek 42).



Rysunek 42 Schemat siłownika FMV

W przypadku pompy paliwowej należy zwrócić uwagę na potrzebny wydatek masowy paliwa. W przypadku silnika GE CT-7 wynosi on maksymalnie około 6 l/min [7], toteż wystarczająca jest mała pompa paliwowa firmy ITT [29] (rysunek 43), mająca pełny zakres pracy od 0 do 215 l/min.



Rysunek 43 pompa paliwowa firmy ITT [29]

Dodatkowo niezbędne jest zastosowanie, zaworu zamykającego dopływ paliwa (SOV). Najczęściej stosowanym przez producentów silników turbinowych jest zawór motylkowy, który jest zaworem dwupozycyjnym normalnie otwartym (rysunek 44). W przypadku zagrożenia kontroler SOV wysyła sygnał do zaworu w celu jego zamknięcia. Zamknięcie zaworu następuje w ciągu 0,5s i całkowicie odcinany jest dopływ paliwa do silnika.

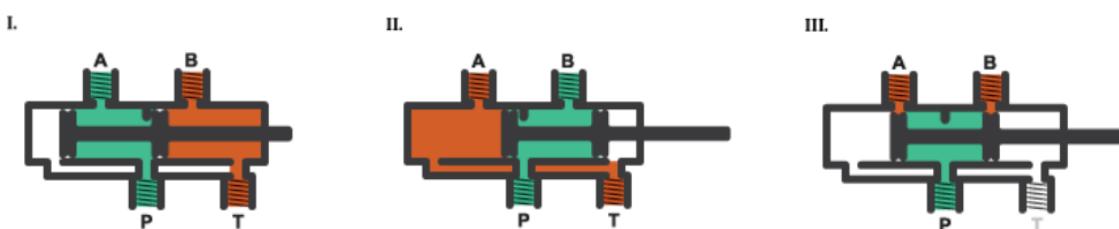


Rysunek 44 zaworu zamykającego dopływ paliwa (SOV) [30]

W tym miejscu warto zauważyć, że sama pompa paliwowa jest w stanie zatrzymać dopływ paliwa do silnika, natomiast zawór motylkowy wykonuje to znacznie szybciej, ma mniejsze ryzyko przecieków, a ponadto z powodu istotności kontroli dopływu paliwa, przyjmuje on funkcje zabezpieczająca w przypadku niewłaściwej pracy pompy.

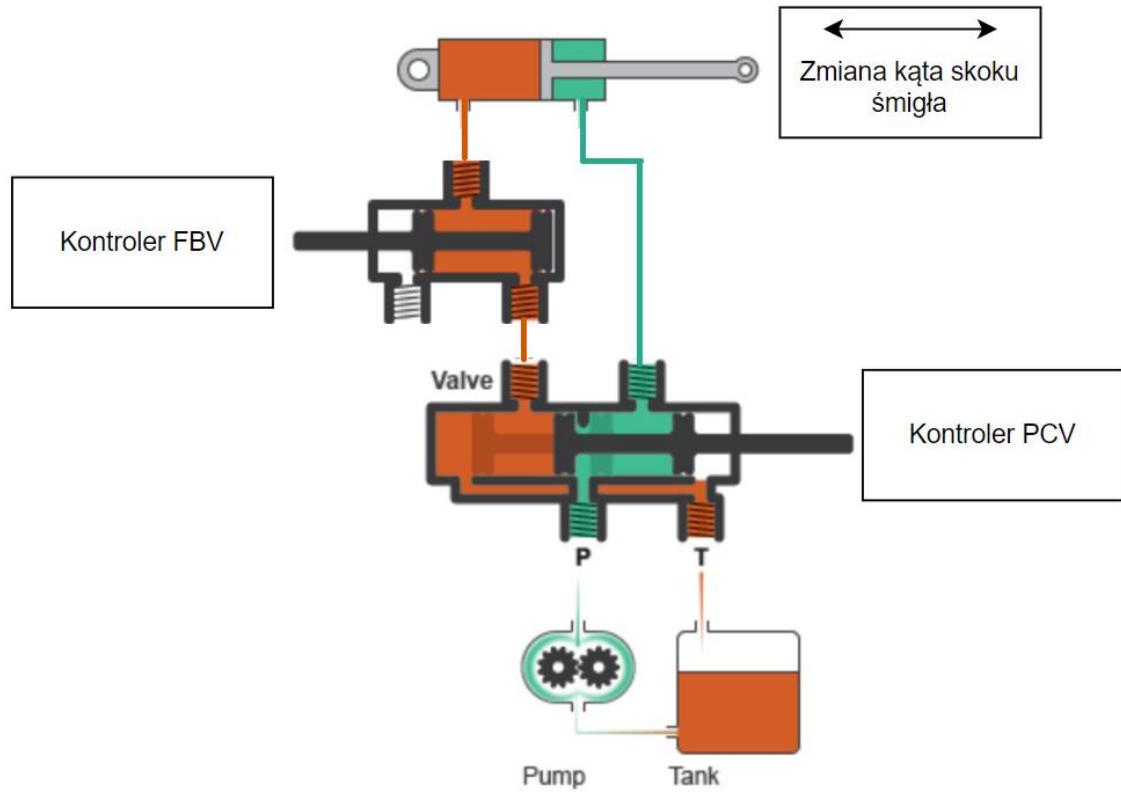
9.3.5 Siłowniki modułu śmigła

Kontrola skoku śmigła odbywa się za pomocą zmian położenia siłownika, który połączony jest z łopatami śmigła poprzez przekładnię. Położenie siłownika hydraulicznego dwustronnego działania jest sterowane poprzez 2 serwozawory hydrauliczne. Pierwszym z nich jest zawór czterodrożny, trójpozycyjny do ciągłej kontroli zmian skoku śmigła (PCV). Trójpozycyjność oznacza, że w danej chwili może on zwiększać, zmniejszać, lub pozostawiać w stałej wartości ilość płynu hydraulicznego (rysunek 45), kontrolującego położenie siłownika śmigła. Położenie jest zadawane za pomocą sygnału z kontrolera PCV.



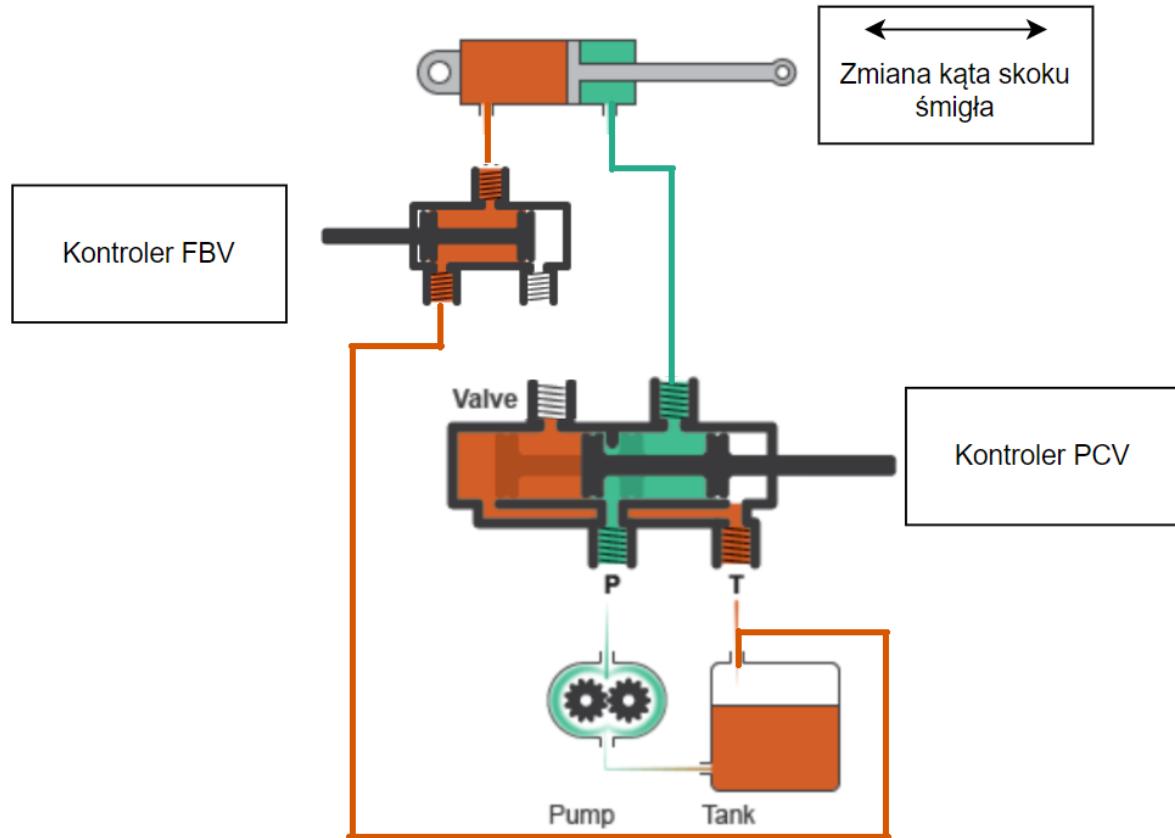
Rysunek 45 Schemat pracy serwozaworu trójpozycyjnego [31]

Drugim serwozaworem jest zawór chorągiewkujący śmigło (FBV). Odpowiada on za szybki drenaż płynu hydraulicznego, co doprowadza do ustawnienia się w chorągiewkę łopat śmigła. Z powodu swojego zastosowania optymalnym wyborem jest zastosowanie zaworu trójdrożnego dwukierunkowego. W trakcie normalnej pracy siłownik pozostaje otwarty, pozwalając na swobodny przepływ od zaworu PCV do siłownika śmigła (rysunek 46).



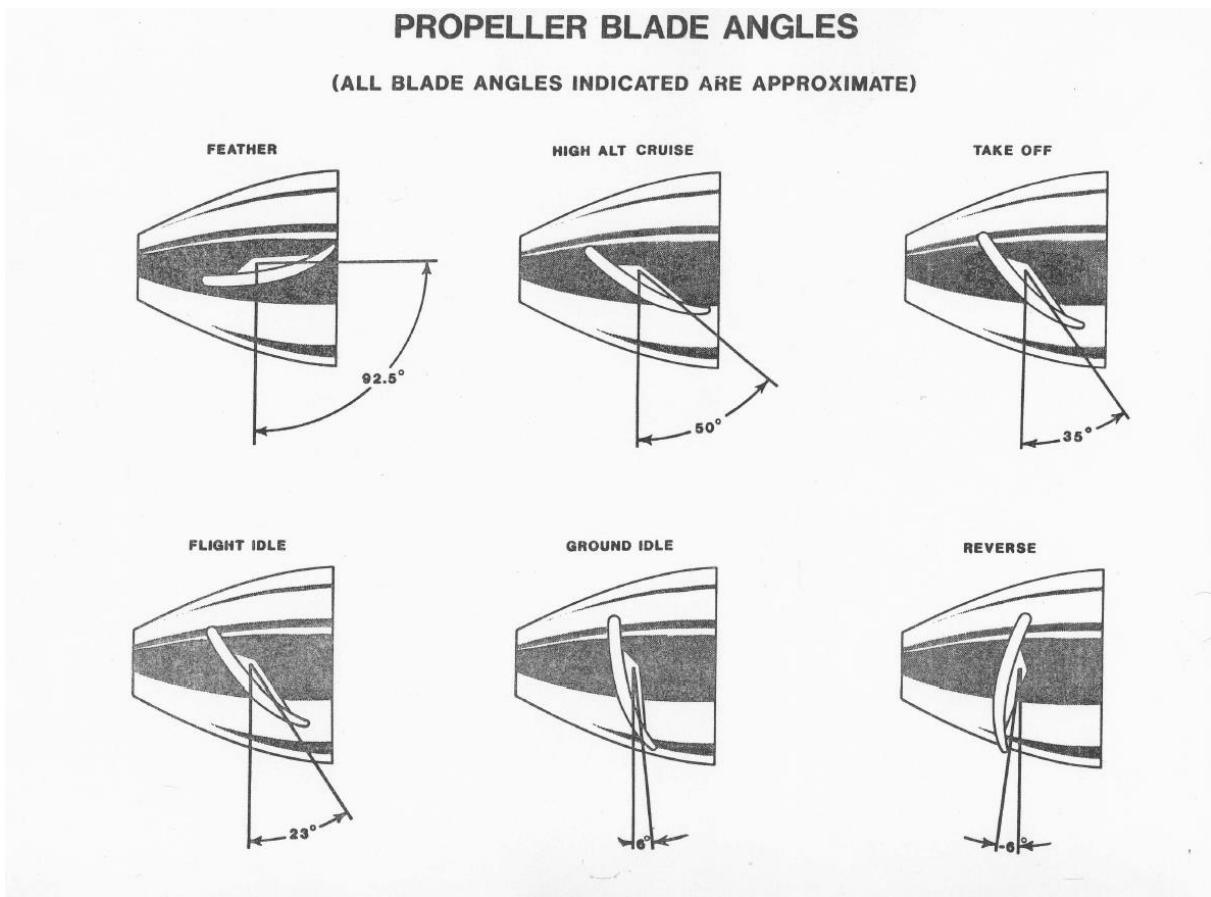
Rysunek 46 Schemat modułu śmigła w trakcie normalnej pracy [31]

W momencie otrzymania sygnału od kontrolera FBV zawór zostaje zamknięty w przeciągu 0,5s i płyn hydrauliczny znajdujący się przed siłownikiem ma jedynie możliwość powrotu do zbiornika, powodując ustawnienie się śmigła w chorągiewkę (rysunek 47). Takie zastosowanie doprowadza do znacznie szybszej zmiany skoku śmigła, co jest kluczowe w momencie nagłego spadku prędkości obrotowej śmigła, kiedy staje się ono znacznie mniej efektywne i zaczyna generować gigantyczny opór. Ponadto taka dwustopniowa konfiguracja stanowi redundancje w przypadku awarii serwozaworu PCV.



Rysunek 47 Schemat modułu śmigła w trakcie zagrożenia [31]

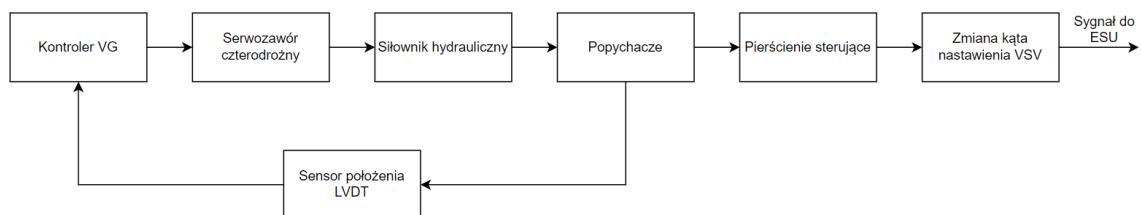
Dodatkowo należy dobrać wartości limitujące dla położenia tłoka, zgodne z wartościami kąta natarcia śmigła w trakcie lotu. Maksymalny kąt do osiągnięcia w przypadku chorągiewkowania to $\alpha_{prop_{max}} = 92,5^\circ$, kąt dla stanu ustalonego początkowego przyjmuje się $\alpha_{prop_0} = 50^\circ$, natomiast minimalny kąt do otrzymania w powietrzu to $\alpha_{prop_{min}} = 23^\circ$ [32] (rysunek 48). Zamek hydrauliczny blokuje możliwość obniżenia się kąta w przypadku wykrycia, że samolot znajduje się w powietrzu.



Rysunek 48 Analiza kątów nastawienia łopat śmigła [32]

9.3.6 Siłownik modułu zmiennej geometrii

Silnik zaopatrzony jest w 3 stopnie zmiennej geometrii kierownic kompresora (VSV). Kierownice połączone są na zewnątrz silnika poprzez wsporniki łączeniowe z pierścieniem sterującym. Ruch wokół osi symetrii pierścienia sterującego powoduje zmianę kąta nastawienia kierownic. Ruch okrężny pierścienia zadawany jest przez ruch poziomy popychacza połączonego z pierścieniem w 1 z punktów na obwodzie. Popychacz został połączony z siłownikiem hydraulicznym dwustronnego działania. W celu sterowania siłownikiem wykorzystuje się serwozawór czterodrożny trójpozycyjny elektrohydrauliczny, który jest sterowany za pomocą kontrolera VG. Dodatkowo za pomocą czujnika LVDT mierzone jest położenie popychaczy, które służy jako sprzężenie zwrotne do kontrolera VG (rysunek 49).



Rysunek 49 Schemat siłownika zmiennej geometrii

10 Metodyka obliczeń

Złożoność wykonania pełnej symulacji pracy silnika w całym jego cyklu pracy wymusza ograniczenie się w symulacji do jednej fazy lotu. Takie ograniczenie znaczco ułatwia przeprowadzanie symulacji, jednakże wymaga dodatkowego zdefiniowania momentu rozpoczęcia symulacji, a także dodatkowych założeń upraszczających, takich jak zastosowanie metod algebraicznych do obliczeń układów liniowych wiele wejść wiele wyjść (ang. „MIMO”) niezależnych od czasu. Dodatkowo wykorzystanie metod iteracyjnych pozwala na ograniczenie problematyki obliczeń i wpływu poszczególnych parametrów silnika na zmienne stanu.

10.1 Wybrana faza lotu i model misji

Przelot został wybrany jako analizowana faza lotu z powodu bycia najdłuższą częścią cyklu lotu każdego samolotu, przez co zwiększa się ryzyko potencjalnej awarii i wystąpienia stanu niebezpiecznego. Ponadto podczas przelotu nie następują dynamiczne zmiany wartości zadanych w zależności od czasu lotu, wynikające z efektów długofalowych, takich jak nagrzewanie się komory spalania. Wartości zadane dotyczące parametrów silnika zostały dobrane na podstawie certyfikatu typu (TCDS) silnika GE CT-7 wydanego przez agencję bezpieczeństwa lotniczego Unii Europejskiej (EASA) [6], jak również symulacji wykonanych na modelu silnika CT-7 przez NASA [7]. Model misji przyjmuje się zgodną z parametrami typowymi dla samolotu Saab 340, który operował na zadanym silniku [10]:

$$h = 7600 \text{ m} (25000 \text{ ft})$$

$$V_{tas} = 524 \frac{\text{km}}{\text{h}} = 146 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Z powyższych wartości wyznaczone zostały podstawowe parametry zgodnie z atmosferą wzorcową (ISA) [11].

10.2 Wykorzystanie teorii stanu quasi-ustalonego

Każda z wielkości sterujących silnikiem jest związana ze zmiennymi stanu takimi jak temperatura, czy ciśnienie. W symulacji zakłada się, że silnik w chwili początkowej symulacji znajduje się w stanie ustalonym, w którym wszystkie te parametry są w stanie równowagi. Zmiana stanu jednego z tych parametrów jest zadana poprzez wykorzystanie teorii małej perturbacji [7], która następnie w sposób liniowy wokół stanu ustalonego powoduje zmiany innych parametrów. Zakłada się, że dla małego silnika turbośmigłowego dynamika związana ze zmianą tej równowagi jest bardzo szybka, ponieważ objętości kontrolne związane ze zmiennymi stanami są proporcjonalnie małe w stosunku do dużych przepływów masowych. Dynamika o tak wysokiej częstotliwości wymaga zastosowania bardzo małych kroków czasowych, co skutkuje wysokim przyrostem obliczeniowym, który jednocześnie nie jest interesujący z punktu widzenia sterowania. Z tego powodu zakłada się uproszczenie, że wszystkie zmienne stanów znajdują się w danej chwili czasu w stanie równowagi, czyli w stanie quasi-ustalonym. Zastosowanie tej teorii jest popularne z powodu możliwości ograniczenia nakładu obliczeniowego i znalazło zastosowanie w wielu symulacjach czasu rzeczywistego [1].

10.3 Zastosowane założenia uproszczające

W celu uproszczenia złożoności obliczeniowej symulacji przy minimalnej spadku dokładności i jakości pomiarów zostały przyjęte pewne założenia uproszczające. Podstawowym takim założeniem jest obliczenia wszystkich wartości względem wartości optymalnej dla przelotu, toteż wszystkie wyniki, a także wartości limitujące mają ograniczenia podane w procentach, zamiast realnych jednostkach. Wynika to z dużej trudności znalezienia dokładnych wartości liczbowych dla silnika, a dodatkowo ułatwia to analizy jakościowe systemu.

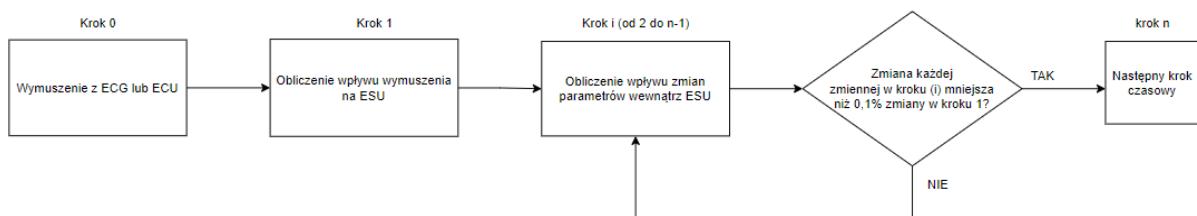
Następnym uproszczeniem, jest modelowanie dynamiki silowników równaniami w domenie częstotliwości 1 rzędu, czyli zależnymi tylko i wyłącznie od 1 pochodnej, a także czujników w 0 rzędzie. W dokładnych modelach stosuje się zazwyczaj 3 rząd do aproksymacji dynamiki silowników, natomiast czujniki posiadają pewne opóźnienie w odczycie wyznaczane eksperymentalnie [1].

Wszystkie wykorzystane równania do opisania zmian zmiennych stanów są równaniami algebraicznymi liniowymi, w rzeczywistości należałoby zastosować złożone równania nieliniowe w celu opisania tak złożonego systemu.

Przygotowane zagrożenia dla odpowiedniej pracy silnika są tylko przykładowymi zagrożeniami wybranymi na podstawie częstotliwości występowania lub efektywności ich skutków. Ponadto, symulacja zagrożeń została uproszczona do zasymulowania najważniejszych zmian w pracy silnika z pominięciem pomniejszych i mniej groźnych skutków. Przykładem tego jest obniżenie temperatury do poziomu ryzyka oblodzenia, gdzie jednocześnie nie została opisana odpowiedź innych systemów, takich jak olejowy na nagły spadek temperatury.

10.4 Wykorzystanie metod iteracyjnych

W wykonanej symulacji zostały wykorzystane metody iteracyjne w celu zwiększenia dokładności obliczeń dla poszczególnego kroku czasowego. Metody te odbywają się w aktualizatorze stanów silnika w module głównym odpowiadającym za znalezienie 10 głównych zmiennych stanów w silniku w danej chwili czasu. Zmienne te oddziałują na siebie, toteż aby znaleźć najbardziej zbliżoną wartość zasymulowaną do wartości rzeczywistej, została zastosowana metoda iteracyjna (rysunek 50) polegająca na wyznaczeniu kolejnych iteracji poszczególnych wartości, aż wartości zmian wszystkich zmiennych stanu wynikające z iteracji, będą stanowić mniej niż 0,1% zmian wynikających z wymuszenia przez ECG i ECU.



Rysunek 50 Schemat metody iteracyjnej

11 Przygotowanie symulacji i jej założenia

Do wykonania symulacji został zastosowany program MATLAB SIMULINK. Analiza ta została wykonana w systemie symulowania czasu rzeczywistego, przy wykorzystaniu domeny częstotliwości, która dla przypadku analizy parametrów niezależnych od czasu, a także z powodu zastosowania czujników o zadanych częstotliwościach, posiada więcej zalet od domeny czasu. Ponadto domena częstotliwości pozwala na łatwiejszą analizę układu pod względem jego stabilności.

Analiza została wykonana dla samolotu znajdującego się w fazie przelotu. Takie podejście pozwala na rozpoczęcie symulacji, kiedy silnik znajduje się w trakcie lotu ustalonego, przy optymalnych wartościach zadanych (ang. „set point”) dla najważniejszych parametrów silnika, a następnie zasymulowanie zmian tych parametrów ze względu na wystąpienie awarii. Dodatkowo takie rozwiązanie pozwala na zlinearyzowanie obliczeń w małym zakresie, a także zastosowanie teorii małych perturbacji [1] do opisu zmian tychże parametrów. W przypadku próby wykonania symulacji całego silnika dla wszystkich faz lotu i warunków przejściowych takie założenia nie znalazłyby zastosowania z powodu silnie zmieniających się nieliniowo zmiennych stanów, a także równań różniczkowych opisujących dynamikę całego układu.

12 Wymagania i testowanie układu

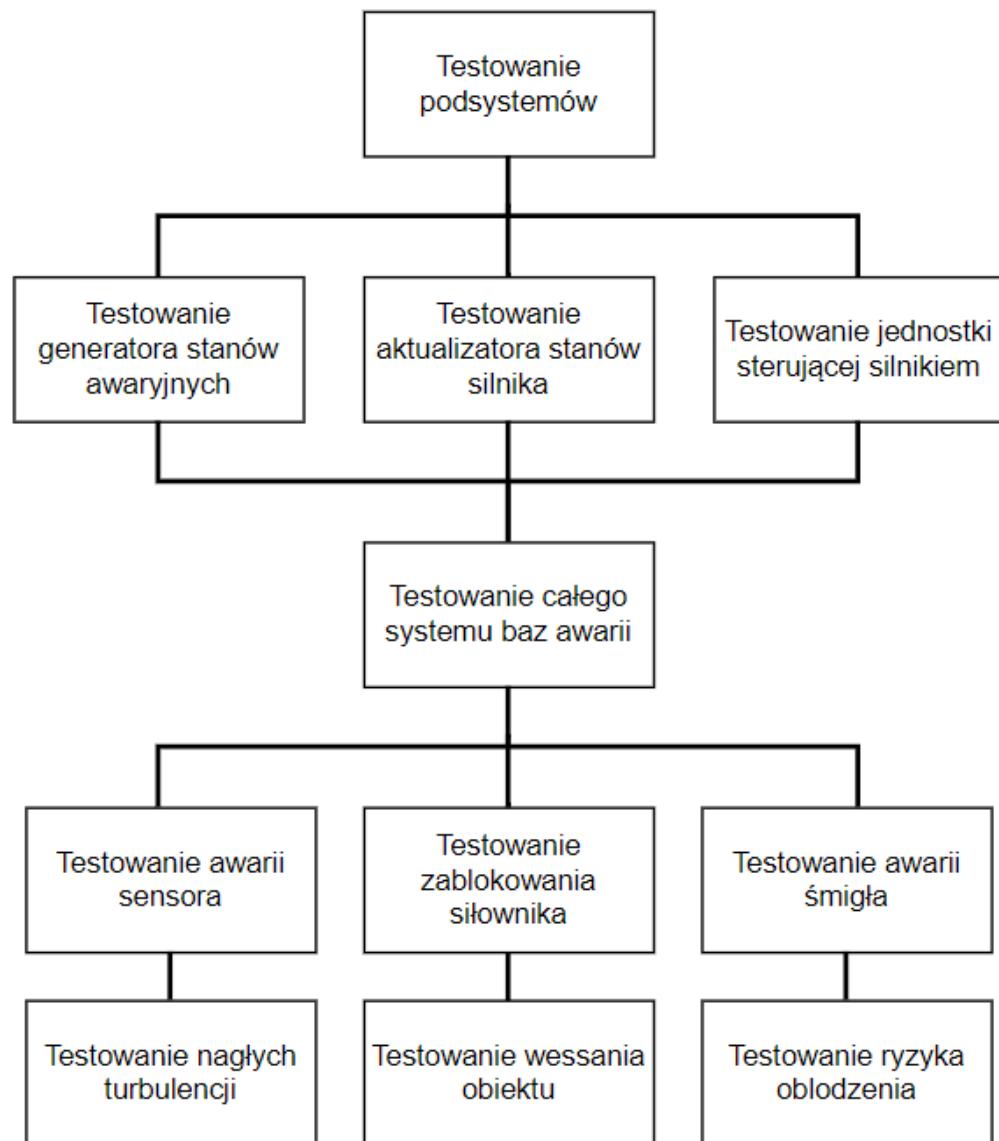
Kolejnym etapem wykonania symulacji jest przygotowanie odpowiednich wymagań, które następnie zostaną sprawdzone za pomocą testów. W poniżej tabeli umieszczono, opis wymagania wraz z numerem testu, który je sprawdza.

Tabela 8 Wymagania układu

Wymagania układu	Test
Wymagania generatora stanów awaryjnych	
Układ symuluje awarię sensora ciśnienia P3.	1.1
Układ symuluje awarię czujnika LVDT.	1.2
Układ symuluje wykrycie vibracji przez czujnik vibracyjny.	1.3
Układ symuluje zmianę ciśnienia P_{2t} .	1.4
Układ symuluje nagły spadek temperatury T_{1t} i ciśnienia P_{0t} .	1.5
Układ symuluje nagły spadek ciśnienia P_{3t} .	1.6
Wymagania aktualizatora stanów silnika	
Zmiana kąta skoku śmiegiła powoduje zmianę prędkości obrotowej turbiny N_p .	2.1
Zmiana ilości dostarczanego paliwa powoduje zmianę prędkości obrotowej obu wałów N_g i N_p , temperatury $T_{4.5t}$ i ciśnień P_{4t} i $P_{4.5t}$.	2.2
Zmiana kąta nastawienia zmiennej geometrii powoduje zmianę prędkości obrotowej wału N_g i ciśnienia P_{3t} .	2.3
Upust powietrza powoduje zmianę ciśnienia P_{3t} .	2.4
Parametry silnika mają na siebie wzajemny wpływ zgodnie z macierzą A modułu głównego.	2.5
Integracja poszczególnych modułów z modułem głównym aktualizatora stanów posiada cechy addytywne.	2.6

Wymagania jednostki sterującej silnikiem	
Układ symuluje pracę czujników $N_g, N_p, N_o, Q_p, P_{0t}, T_{1t}, P_{3t}, T_{4.5t}$.	3.1
Układ symuluje pracę limiterów $(N_g)_{SAFE}, (N_p)_{SAFE}, (N_o)_{PERF}, (N_o)_{SAFE}, (Q_p)_{SAFE}, \left(\frac{P_{3t}}{P_{2t}}\right)_{PERF}, \left(\frac{P_{3t}}{P_{2t}}\right)_{SAFE}, (T_{4.5t})_{SAFE}, (T_{4.5t})_{PERF}$.	3.2
Układ sterowaniem skokiem śmigła, zmienia kąt nastawienia łopat w zależności od prędkości obrotowej śmigła w celu jego ustabilizowania.	3.3
Śmigło może zostać zchorągiewkowane bez użycia zaworu FBV.	3.4
Śmigło zostaje zchorągiewkowanie w ciągu 2s od włączenia zaworu FBV.	3.5
Uruchomienie upustu powietrza powoduje spadek ciśnienia P_{3t} o około 5%.	3.6
Przekroczenie limitera prędkości N_g powoduje zamknięcie dopływu paliwa do silnika.	3.7
Przekroczenie limitera prędkości N_p powoduje zamknięcie dopływu paliwa do silnika.	3.8
Przekroczenie limitera momentu Q_p powoduje zamknięcie dopływu paliwa do silnika.	3.9
Kontroler FMV wybiera większy sygnał z sprężu $\frac{P_{3t}}{P_{2t}}$ i temperatury $T_{4.5t}$. Przekroczenie limitera sprężu $\frac{P_{3t}}{P_{2t}}$ powoduje zamknięcie dopływu paliwa do silnika.	3.10
Kontroler FMV adaptuje ilość dostarczanego paliwa w zależności od sprężu $\frac{P_{3t}}{P_{2t}}$ i temperatury $T_{4.5t}$. Przekroczenie limitera temperatury $T_{4.5t}$ powoduje zamknięcie dopływu paliwa do silnika.	3.11
Kontroler VG adaptuje kąt nastawienia zmiennej geometrii w zależności od temperatury T_{1t} .	3.12
Wymagania całego układu	
Układ jest w stanie stabilności bez wprowadzenia zagrożeń.	4.1
W momencie awarii sensora P_{3t} układ jest w stanie stabilnym, jednakże parametry silnika przyjmują większą rozbieżność niż w przypadku bez zagrożeń.	4.2
W momencie awarii czujnika LVDT, następuje zwiększenie kąta nastawienia VG.	4.3
W momencie awarii śmigła, następuje zchorągiewkowanie śmigła i odcięcie dopływu paliwa do silnika.	4.4
W momencie zmniejszenia się ciśnienia powietrza za wlotem silnika następuje zwiększenie ilości dostarczanego paliwa do silnika.	4.5
W momencie spadku temperatury atmosferycznej, następuje zmniejszenie kąta nastawienia zmiennej geometrii.	4.6
W momencie wessania obiektu naturalnego do silnika następuje wzrost ilości dostarczanego do silnika paliwa.	4.7

Ostatnim elementem wykonania symulacji jest przygotowanie odpowiednich testów w celu weryfikacji poprawności implementacji i ułatwienia wyszukania potencjalnych błędów podczas pracy. Pierwszym etapem testów jest sprawdzenie oddzielnie każdego z komponentów w każdym z podsystemów. Następnie, niezbędne pozostaje odpowiednie przetestowanie całej symulacji. W tym celu w 1 kolejności należy sprawdzić, czy układ niepoddany żadnym zagrożeniom, pozostaje w stabilności przez cały czas symulacji, a następnie należy przeprowadzić testy systemu odpowiednio z każdym z przygotowanych zagrożeń (rysunek 51).

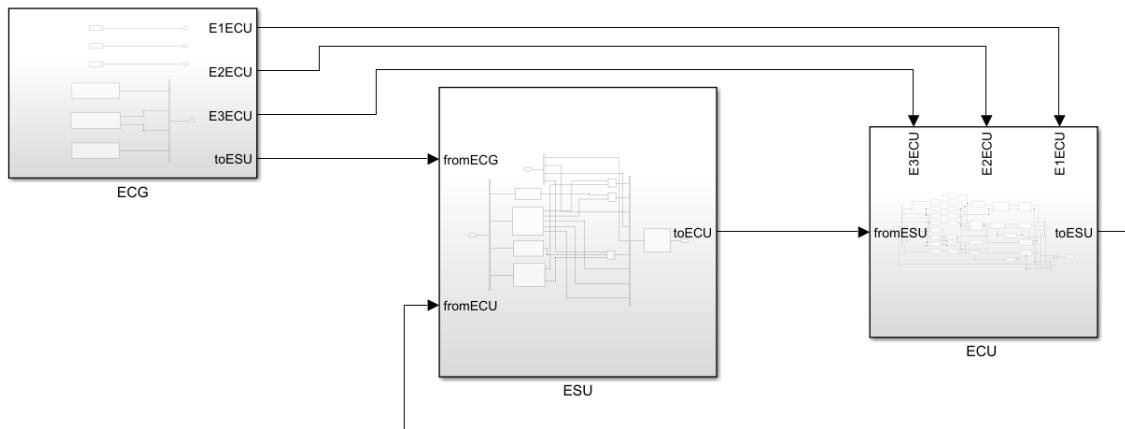


Rysunek 51 Schemat testowania systemu

12.1 Testowanie podsystemów

Testowanie podsystemów zostaje podzielone na 3 części zgodnie z najważniejszymi podsystemami całego układu (rysunek 52): testowanie generatora stanów awaryjnych, testowanie aktualizatora stanów silnika i testowanie jednostki sterującej silnikiem. Każdy wykonany test ma informacje takie jak:

- Nazwa testowanego komponentu,
- Cel testu,
- Sygnał wejściowy dla komponentu,
- Założenia dotyczące pracy,
- Schemat komponentu,
- Wnioski.

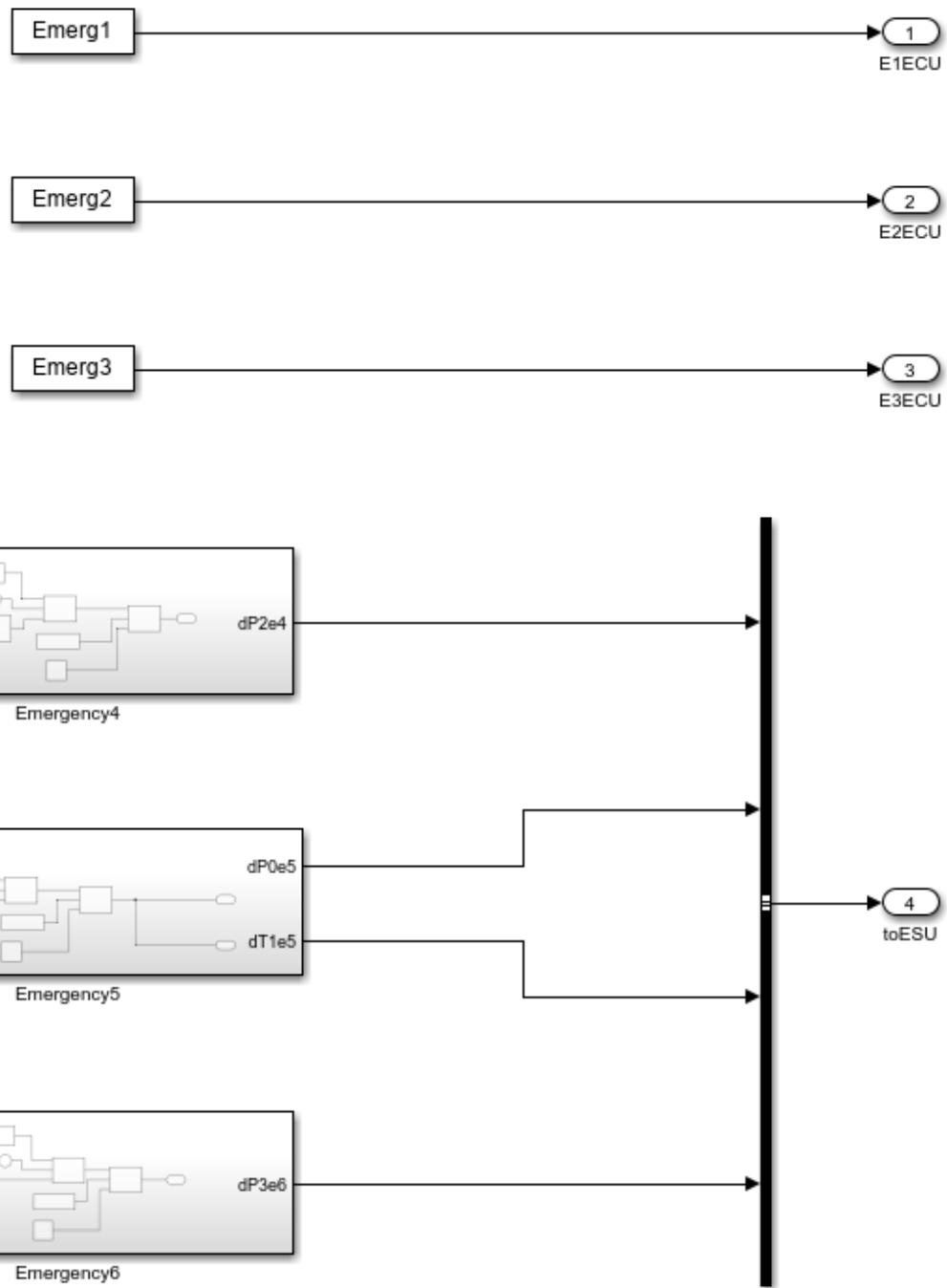


Rysunek 52 Schemat systemu

Dodatkowo na czas testów poszczególnych modułów operujących na wartościach pochodnych, dodano komponent całkujący w celu lepszego zobrazowania wyników względem czasu.

12.1.1 Testowanie generatora stanów awaryjnych

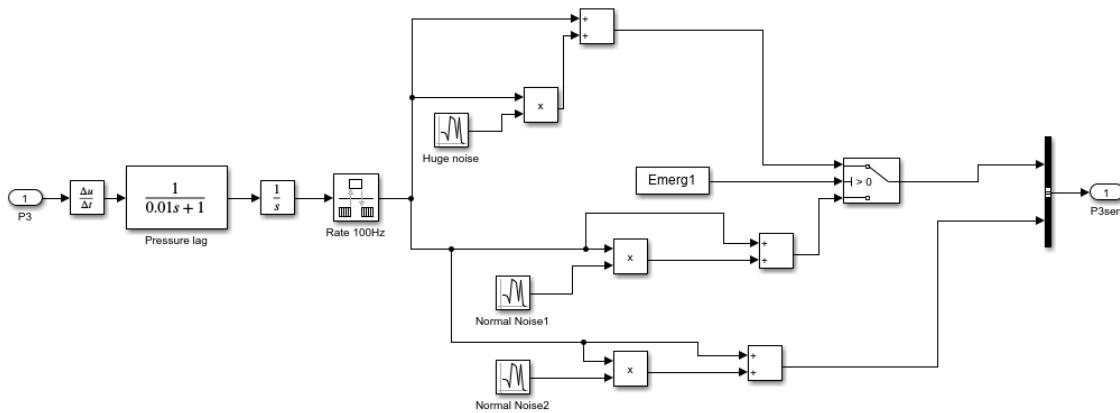
Wykonanie testów tego podsystemu zostało podzielone na 6 części zgodnie z ilością modelowanych zagrożeń. Moduł ten nie został przetestowany jako całość (rysunek 53), z powodu ograniczenia się do 1 zagrożenia w czasie 1 symulacji, a co za tym idzie braku udziału innych zagrożeń w jej trakcie. Testy dotyczące tego podsystemu (testy 1.1-1.6) opisano w tabelach od 8 do 13.



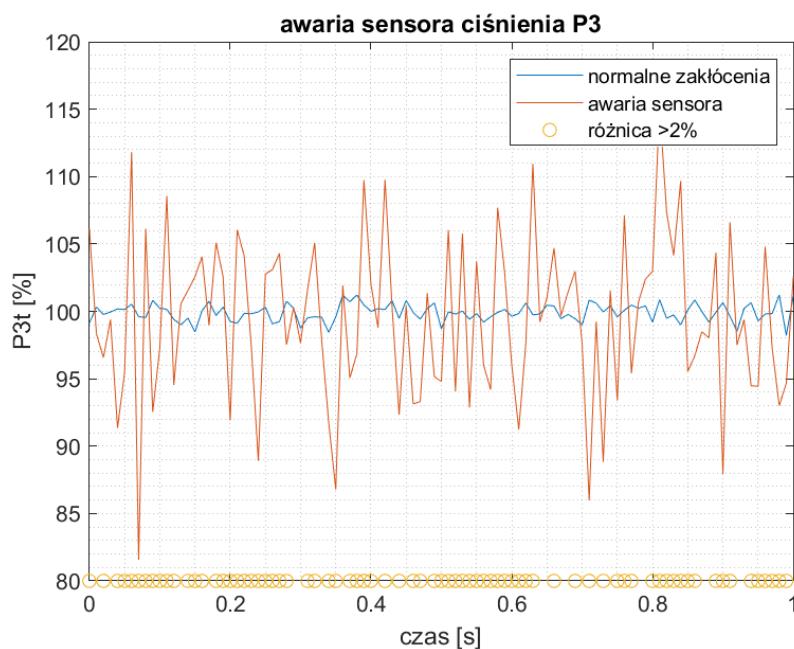
Rysunek 53 Schemat podsystemu ECG

Tabela 9 Test 1.1

Test 1.1	Testowanie awarii czujnika
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji zmiany odczytu ciśnienia dla czujnika poprawnie działającego i posiadającego awarię.
Wejście	Zagrożenie numer 1 = PRAWDA ; P3t = 100%
Założenie	Poprawne działający sensor: 0,5% MAD Sensor posiadający awarię: 5% MAD Więcej niż 2% różnicy pomiędzy kanałami



Rysunek 54 Schemat układu do testu 1.1

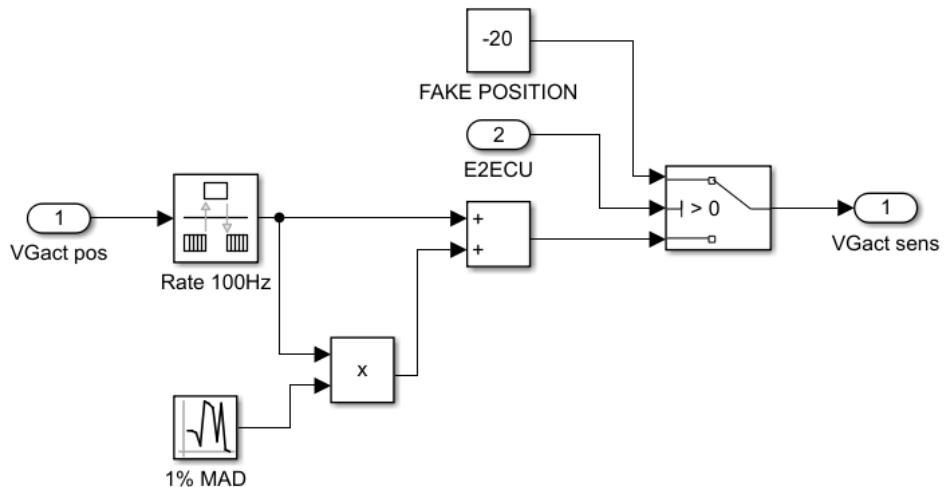


Rysunek 55 Wynik testu 1.1

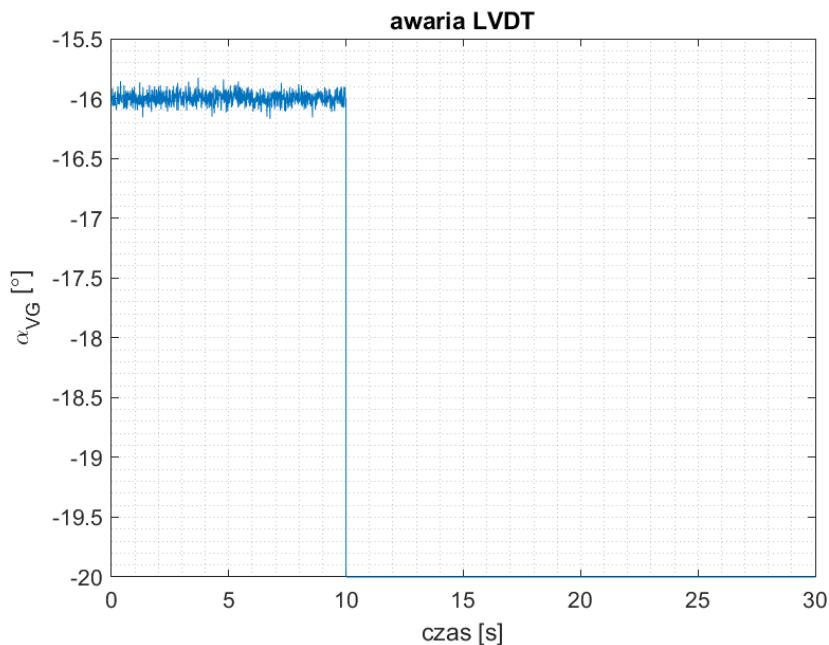
Wnioski	W 75% sensor posiada błąd większy niż 2% pomiędzy kanałami czujnika, średnia dewiacja zgodna z założeniami.
---------	---

Tabela 10 Test 1.2

Test 1.2	Testowanie awarii kontrolera
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji zmiany sygnału sprzężenia zwrotnego spowodowanej awarią LVDT.
Wejście	Zagrożenie numer 2 = PRAWDA ; $\alpha_{VG_{cruise}} = -16^\circ$
Założenie	LVDT normalnie działające: $\alpha_{VG} = -16^\circ \pm 0,25\% \text{ MAD}$ $t \in (0; 10 \text{ s})$ LVDT podczas awarii: $\alpha_{VG} = -20^\circ$ $t \in (10; 30 \text{ s})$



Rysunek 56 Schemat układu do testu 1.2

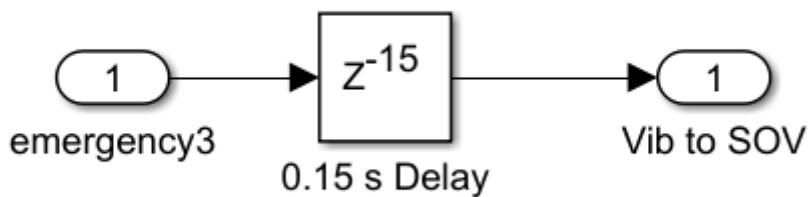


Rysunek 57 Wyniki testu 1.2

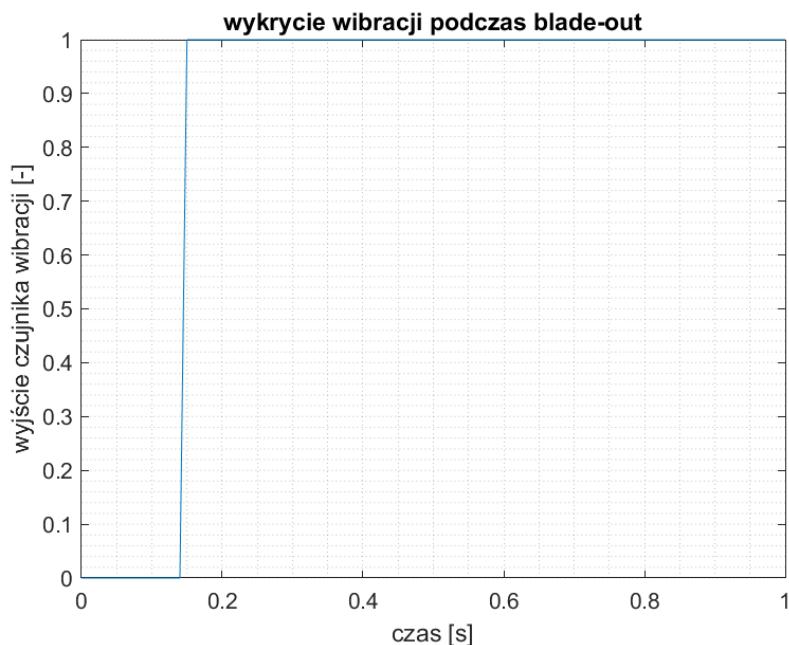
Wnioski	Odpowiedni spadek odczytów czujnika LVDT.
---------	---

Tabela 11 Test 1.3

Test 1.3	Testowanie zagrożenia nagłego wzrostu wibracji
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji odczytania nagłych wibracji po 0,15 s od zadania zagrożenia.
Wejście	Zagrożenie numer 3 = PRAWDA ;
Założenie	0 → 1 w ciągu 0,15 s



Rysunek 58 Schemat układu do testu 1.3

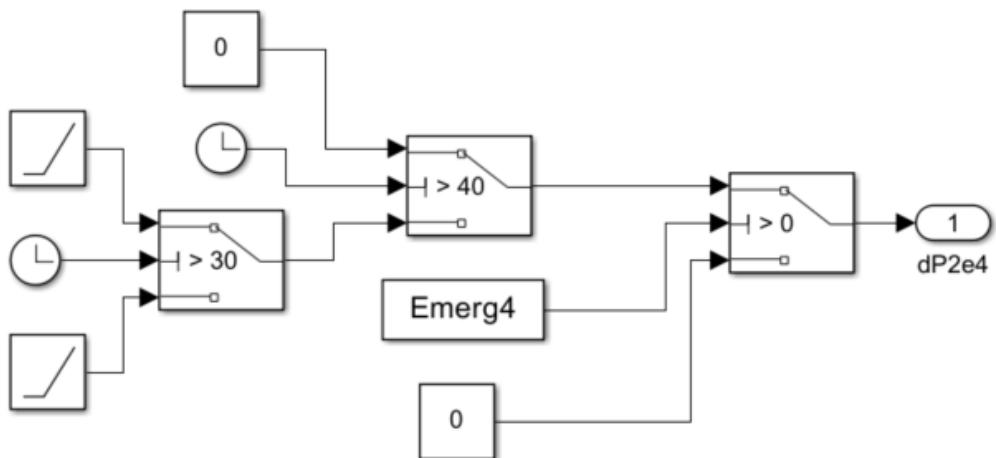


Rysunek 59 Wyniki testu 1.3

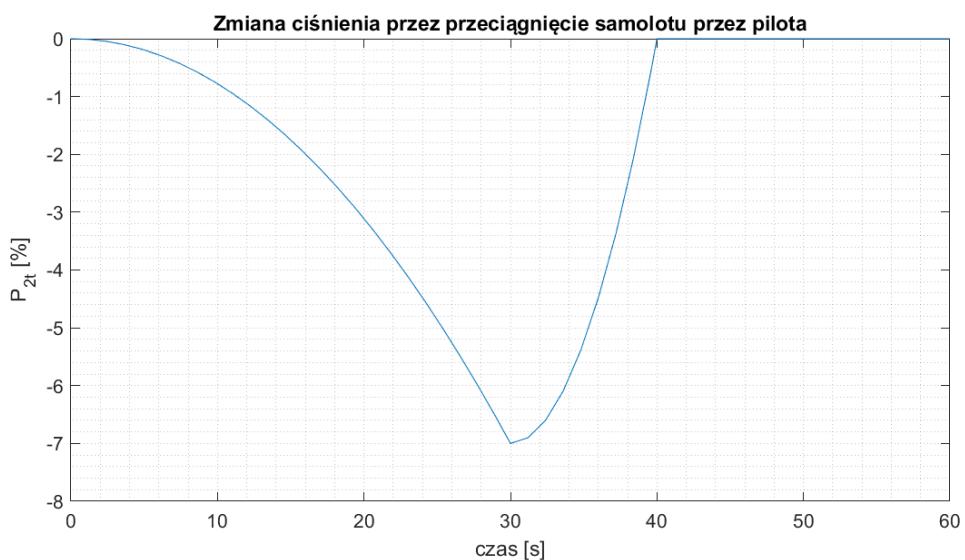
Wnioski	Wyjście 100% zgodne z założeniami.
---------	------------------------------------

Tabela 12 Test 1.4

Test 1.4	Testowanie przeciągnięcia samolotu przez pilota
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji zmiany ciśnienia przed sprężarką spowodowanej przeciągnięciem samolotu przez pilota.
Wejście	Zagrożenie numer 4 = PRAWDA ;
Założenie	-7% w 30s ; 0% w 40s



Rysunek 60 Schemat układu do testu 1.4

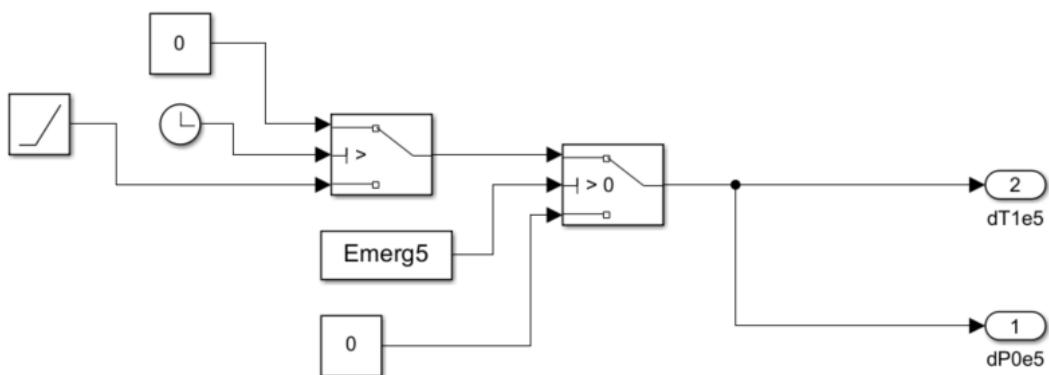


Rysunek 61 Wyniki testu 1.4

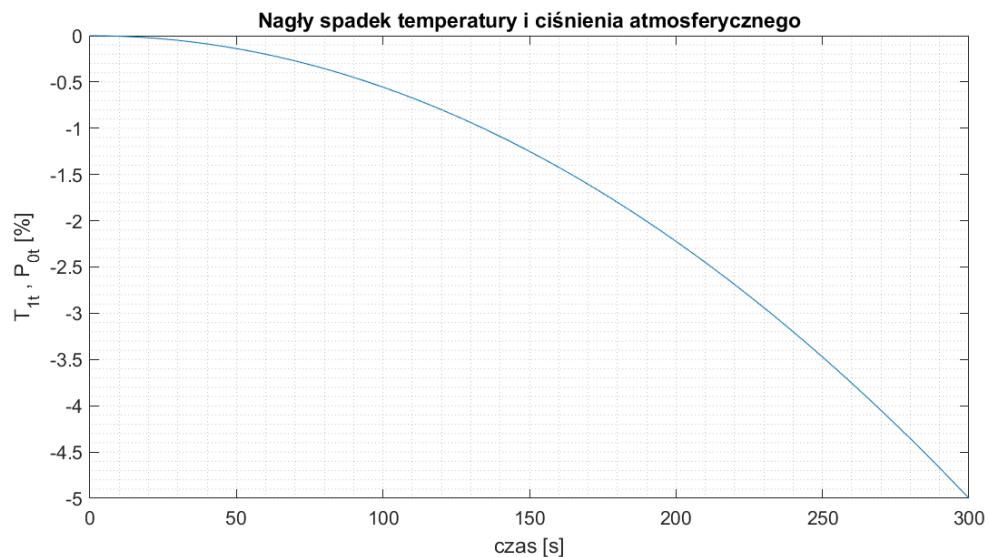
Wnioski	Zgodnie z założeniami następuje powolny spadek do -7% a następnie wyrównanie do 0%.
---------	---

Tabela 13 Test 1.5

Test 1.5	Testowanie nagłego spadku temperatury i ciśnienia atmosferycznego
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji spadku temperatury i ciśnienia atmosferycznego.
Wejście	Zagrożenie numer 5 = PRAWDA ;
Założenie	-5% w 300s dla obu wartości



Rysunek 62 Schemat układu do testu 1.5

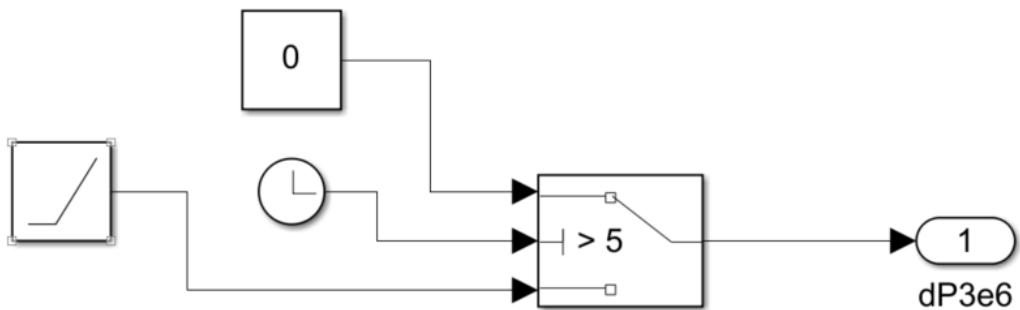


Rysunek 63 Wyniki testu 1.5

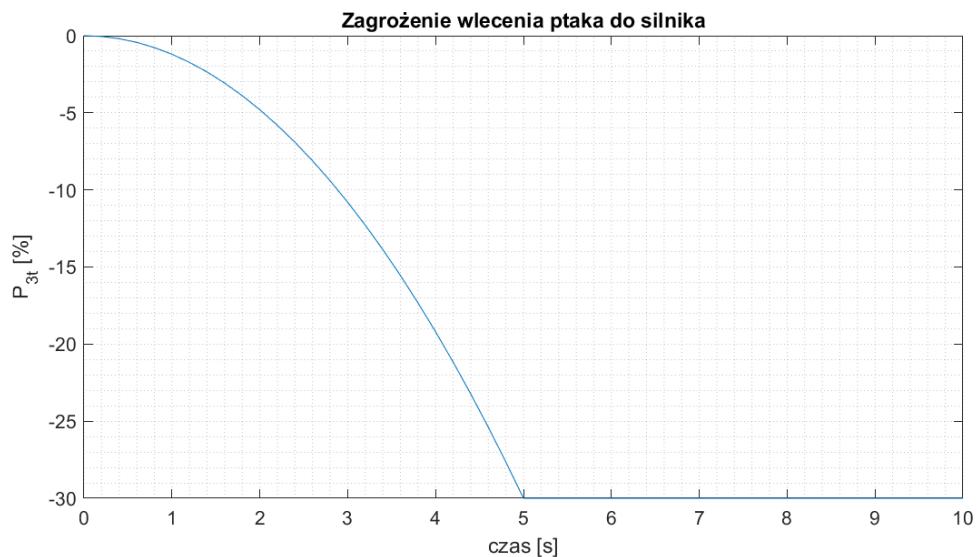
Wnioski	Wyjście w 100% zgodne z założeniami.
---------	--------------------------------------

Tabela 14 Test 1.6

Test 1.6	Testowanie zagrożenia wlecenia ptaka do silnika
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji spadku ciśnienia całkowitego za sprężarką po wpadnięciu ptaka do silnika .
Wejście	Zagrożenie numer 6 = PRAWDA ;
Założenie	-30% w 5s



Rysunek 64 Schemat układu do testu 1.6



Rysunek 65 Wyniki testu 1.6

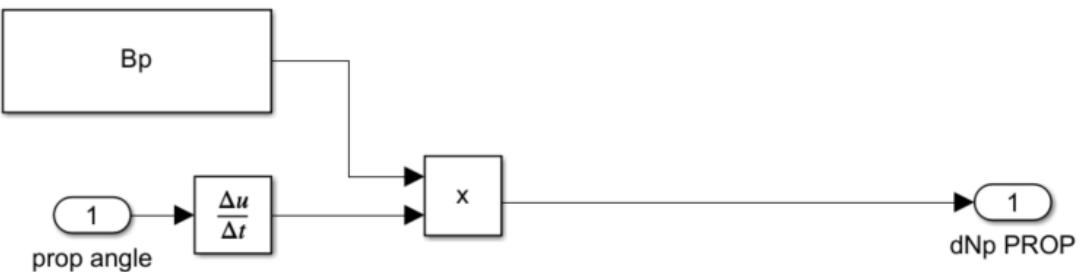
Wnioski	Wyjście w 100% zgodne z założeniami.
---------	--------------------------------------

12.1.2 Testowanie aktualizatora stanów silnika

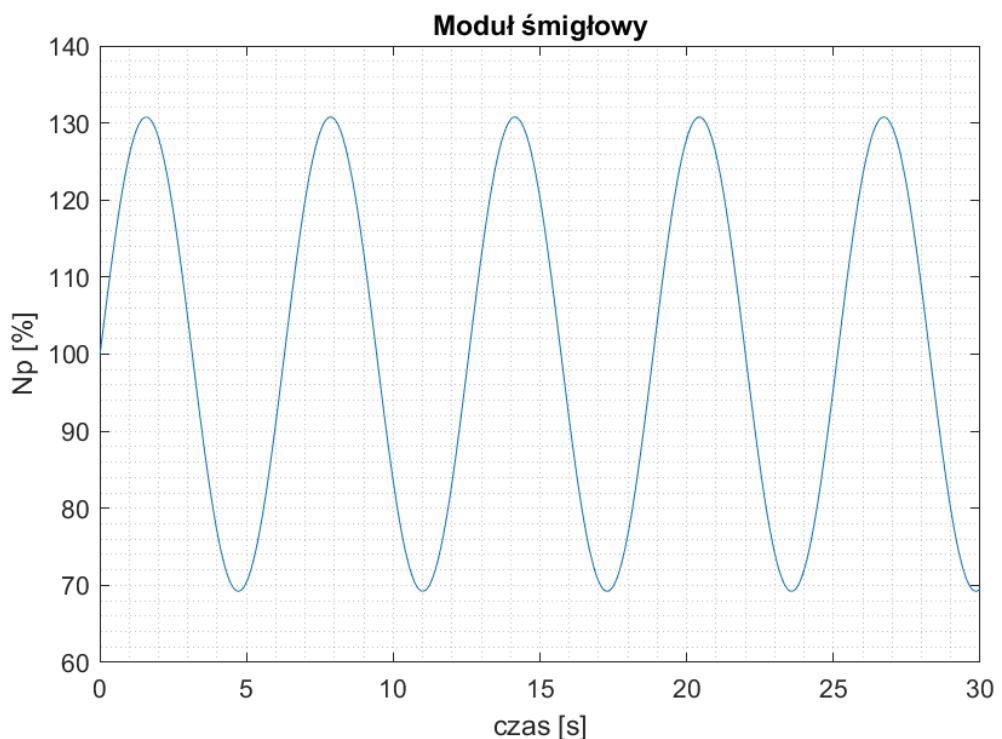
Testom zostały poddane wszystkie moduły aktualizatora stanów silniku oddzielenia, a następnie moduł ESU jako całość, w celu sprawdzenia poprawnej implementacji tego podsystemu. Testy dotyczące tego podsystemu (testy 2.1-2.6) opisano w tabelach 14-19.

Tabela 15 Test 2.1

Test 2.1	Test modułu śmigła
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wpływu zmiany skoku śmigła wpływa na parametry silnika.
Wejście	$\alpha_{prop} = \alpha_0 - 10 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 30s)$
Założenie	$N_p = N_{p_0} + 3,375 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 30s)$



Rysunek 66 Schemat układu do testu 2.1



Rysunek 67 Wyniki testu 2.1

Wnioski	Wyjście w 100% zgodne z założeniami.
---------	--------------------------------------

Tabela 16 Test 2.2

Test 2.2	Test modułu paliwowego
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wpływu zmiany ilości paliwa na parametry silnika.
Wejście	$W_f = W_{f_0} + 10 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 30s)$
Założenie	$N_g = N_{g_0} + 0,0436 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 30s)$ $N_p = N_{p_0} + 0,0065 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 30s)$ $P_{4t} = P_{4t_0} + 11,921 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 30s)$ $P_{45t} = P_{45t_0} + 12,748 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 30s)$ $T_{45t} = T_{45t_0} + 0,0776 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 30s)$
<p>Rysunek 68 Schemat układu do testu 2.2</p>	

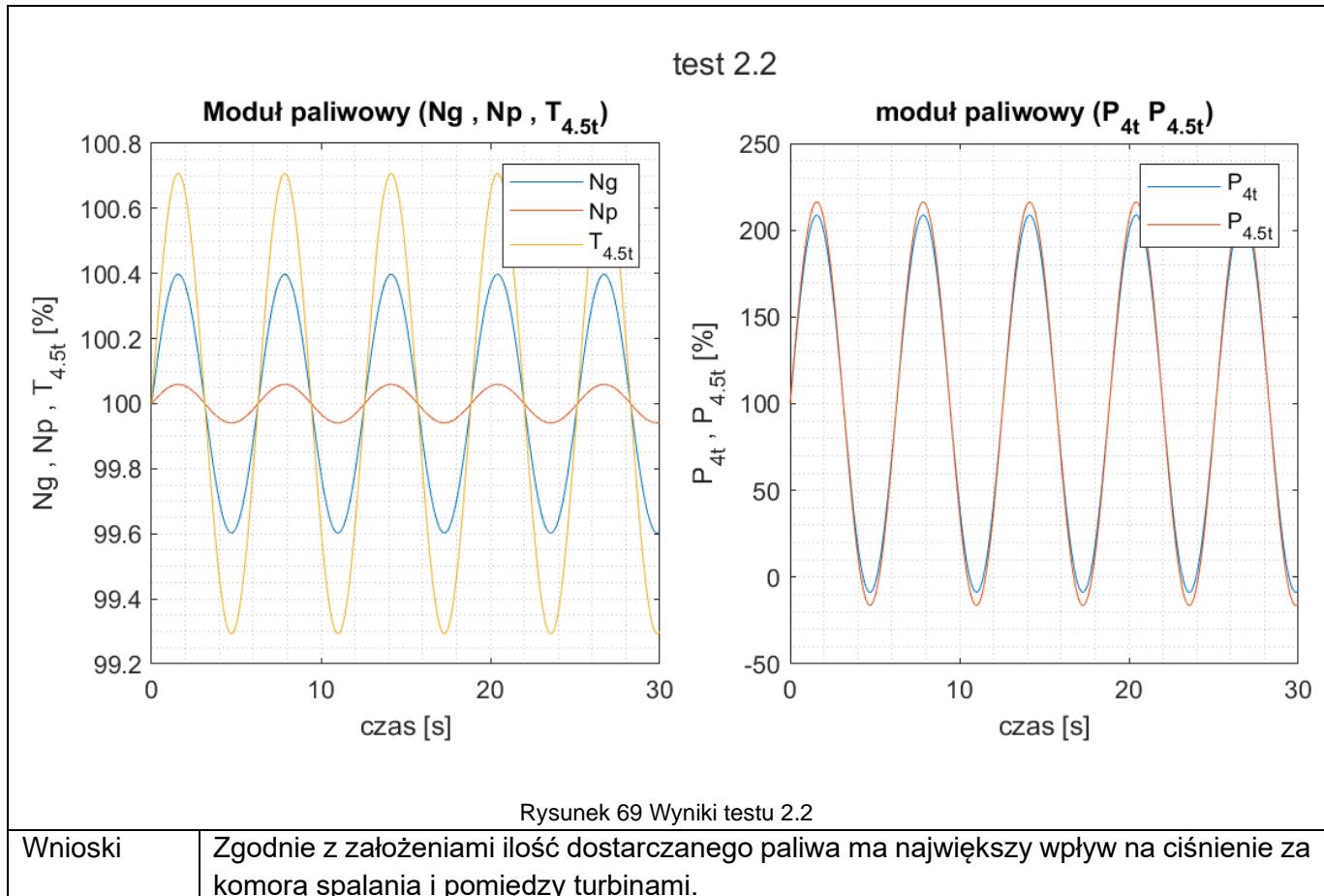
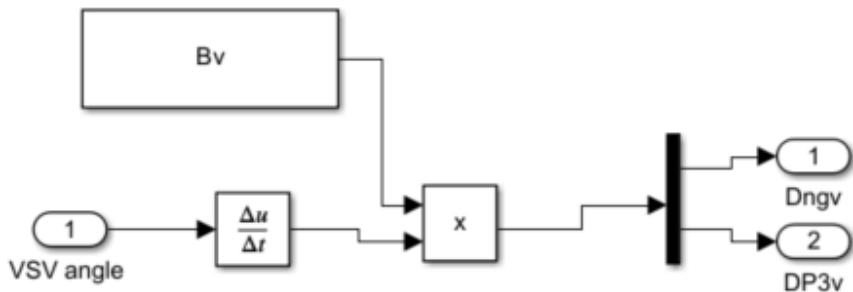
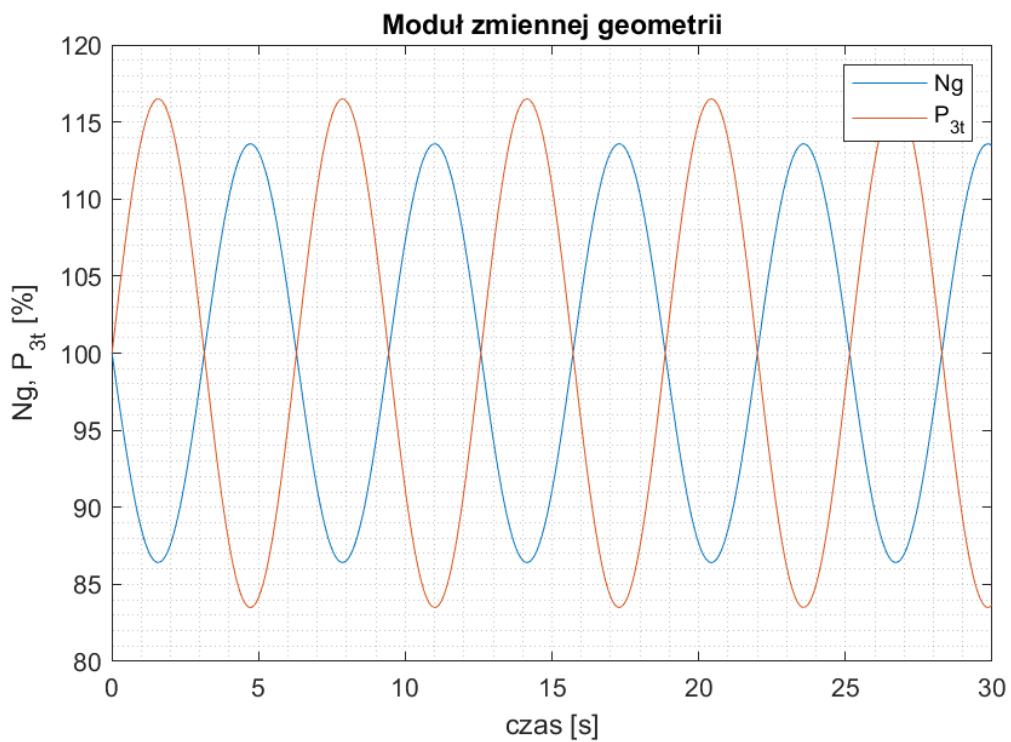


Tabela 17 Test 2.3

Test 2.3	Test modułu zmiennej geometrii
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wpływu zmiany kąta nastawienia zmiennej geometrii na parametry silnika.
Wejście	$\alpha_{VSV} = 10 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 30s)$
Założenie	$N_g = N_{g_0} - 1,49 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 30s)$ $P_{3t} = P_{3t_0} + 1.81 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 30s)$



Rysunek 70 Schemat układu do testu 2.3

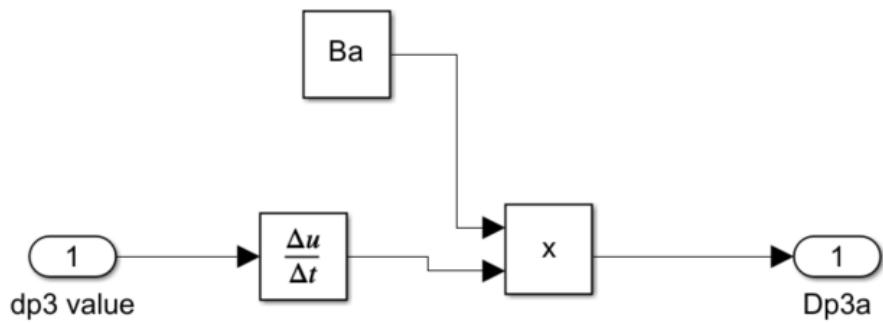


Rysunek 71 Wynik testu 2.3

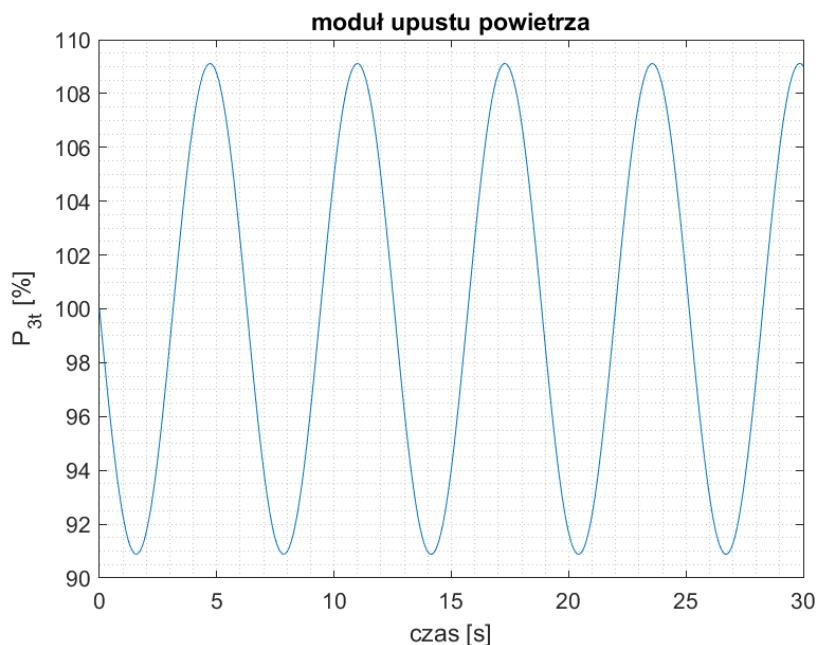
Wnioski	Zgodnie z założeniami dodatnia zmiana kąta powoduje zwiększenie się ciśnienia całkowitego za sprężarką, a także zmniejszenie prędkości obrotowej wału GGT.
---------	--

Tabela 18 Test 2.4

Test 2.4	Test modułu upustu powietrza
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wpływu zmiany upustu powietrza na parametry silnika.
Wejście	$P_{ABV} = 1 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 30s)$
Założenie	$P_{3t} = P_{3t_0} - 10 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 30s)$



Rysunek 72 Schemat układu do testu 2.4



Rysunek 73 Wyniki testu 2.4

Wnioski Otrzymane wyniki są w 100% zgodne z założeniami.

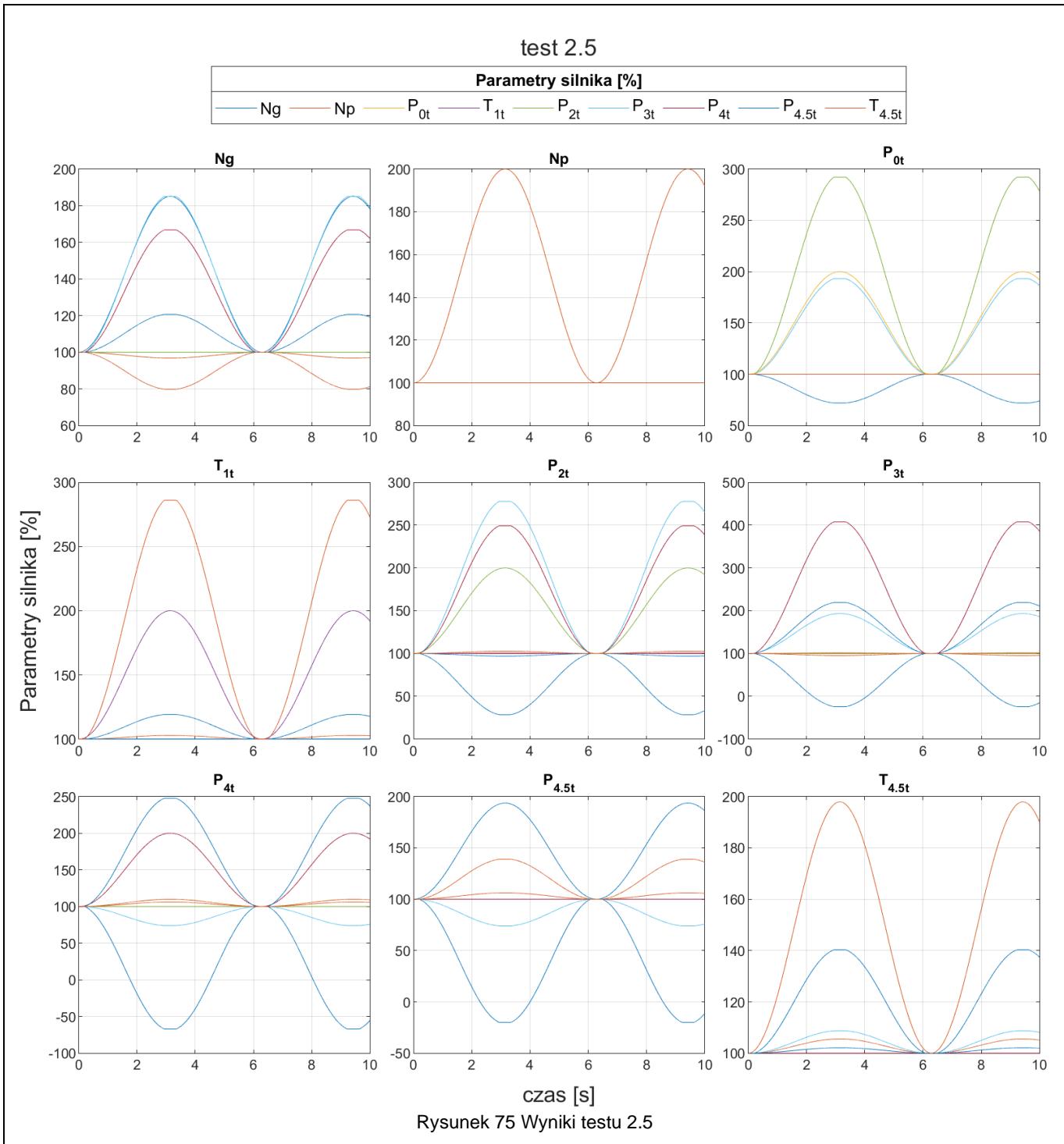
Tabela 19 Test 2.5

Test 2.5	Test modułu głównego
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji modułu głównego na parametry silnika. Test został przeprowadzony poprzez zasymulowanie każdej zmiennej stanu sygnałem sinusoidalnym.
Wejście	$N_g: N_g = N_{g_o} + 0,5 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 10s)$ $N_p: N_p = N_{p_o} + 0,5 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 10s)$ $P_{0t}: P_{0t} = P_{0t_o} + 0,5 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 10s)$ $T_{1t}: T_{1t} = T_{1t_o} + 0,5 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 10s)$ $P_{2t}: P_{2t} = P_{2t_o} + 0,5 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 10s)$ $P_{3t}: P_{3t} = P_{3t_o} + 0,5 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 10s)$ $P_{4t}: P_{4t} = P_{4t_o} + 0,5 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 10s)$ $P_{4.5t}: P_{4.5t} = P_{4.5t_o} + 0,5 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 10s)$ $T_{4.5t}: T_{4.5t} = T_{4.5t_o} + 0,5 \cdot \sin(t) \quad t \in (0; 10s)$
Założenie	Główne zmiany parametrów: $N_g: N_g, N_p, P_{3t}, P_{4.5t}, T_{4.5t}$ $N_p: N_p$ $P_{0t}: P_{0t}, P_{2t}$ $T_{1t}: T_{1t}, T_{4.5t}$ $P_{2t}: N_g, P_{3t}$ $P_{3t}: N_g, P_{4t}$ $P_{4t}: N_g, N_p, P_{4.5t}$ $P_{4.5t}: N_g, N_p$ $T_{4.5t}: N_g, N_p$

```

graph LR
    In((1)) --> Sum(( ))
    MatrixA["matrixA"] --> Sum
    Sum --> Fcn["fcn"]
    Fcn --> Inv["1/s"]
    Inv --> Out((1))
    Out --> ECU["toECU"]
  
```

Rysunek 74 Schemat układu do testu 2.5



Wnioski	Całkowity przyrost N_g jest mniejszy, niż zadany ($200\% \rightarrow 180\%$) oznacza to, że wraz ze wzrostem N_g wzrasta ciśnienie P_{3t} , natomiast spada temperatura $T_{4.5t}$, której to spadek powoduje obniżenie się prędkości wału GGT. W przypadku N_p nagły wzrost prędkości tej nie ma wpływu na pozostałe parametry. Nagłe wzrosty temperatury i ciśnienia mają charakter dziedziczny- posiadają bezpośredni wpływ na następne stacje odpowiednio temperatury i ciśnienia ($P_{0t} \rightarrow P_{2t} \rightarrow P_{3t} \rightarrow P_{4t} \rightarrow P_{4.5t}$) i ($T_{1t} \rightarrow T_{4.5t}$), natomiast nie działa to odwrotnie. Dodatkowo ciśnienia $P_{2t}, P_{3t}, P_{4t}, P_{4.5t}$ posiadają bezpośredni wpływ na prędkość wału GGT, a $T_{4.5t}, P_{4t}, P_{4.5t}$ zmieniają prędkość wału PT.
---------	---

Tabela 20 Test 2.6

Test 2.6	Test ESU
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wszystkich modułów ESU.
Wejście	$\text{moduł śmigła: } \alpha_{PROP} = 0,1 \cdot \sin(t) \ t \in (0; 10s)$ $\text{moduł paliwowy: } W_f = 0,1 \cdot \sin(t) \ t \in (0; 10s)$ $\text{moduł upustu powietrza: } P_{ABV} = 0,1 \cdot \sin(t) \ t \in (0; 10s)$ $\text{moduł zmiennej geometrii: } \alpha_{VSV} = 0,1 \cdot \sin(t) \ t \in (0; 10s)$
Założenie	Główne zmiany parametrów: $\text{moduł śmigła: } N_p$ $\text{moduł paliwowy: } P_{4t}, P_{4.5t}$ $\text{moduł upustu powietrza: } P_{3t}$ $\text{moduł zmiennej geometrii: } N_g, P_{3t}$

```

graph LR
    subgraph Propeller_angle [prop angle subsystem]
        direction TB
        PA[prop angle dNp PROP] --> DNg[+]
        PA --> DNp[+]
        DNg --> DP0
        DNp --> DT1
        DT1 --> DP2
        DP2 --> u["u toECU"]
        u --> T1((1 toECU))
    end

    subgraph Fuel [fuel subsystem]
        direction TB
        WF[Wf] --> DNgl[DNgl]
        WF --> DNpf[DNpf]
        WF --> DP4f[DP4f]
        WF --> DP45f[DP45f]
        WF --> DT45f[DT45f]
        DNgl --> DP0
        DNpf --> DP0
        DP4f --> DP0
        DP45f --> DP0
        DT45f --> DP0
        DP0 --> DP2
        DP2 --> u
        u --> T1
    end

    subgraph Air_bleed [air bleed subsystem]
        direction TB
        Dp3a[Dp3a] --> dp3_value[dp3 value]
        dp3_value --> Dp3v[Dp3v]
        Dp3v --> DP3[+]
        DP3 --> DP4
        DP4 --> P45[P45]
        P45 --> T45[T45]
        T45 --> X1[X1]
    end

    subgraph Variable_geometry [variable geometry subsystem]
        direction TB
        VSV[VSV angle] --> Dingv[Dingv]
        Dingv --> DP3v[DP3v]
        DP3v --> DP4
        DP4 --> P45
        P45 --> T45
        T45 --> X1
    end

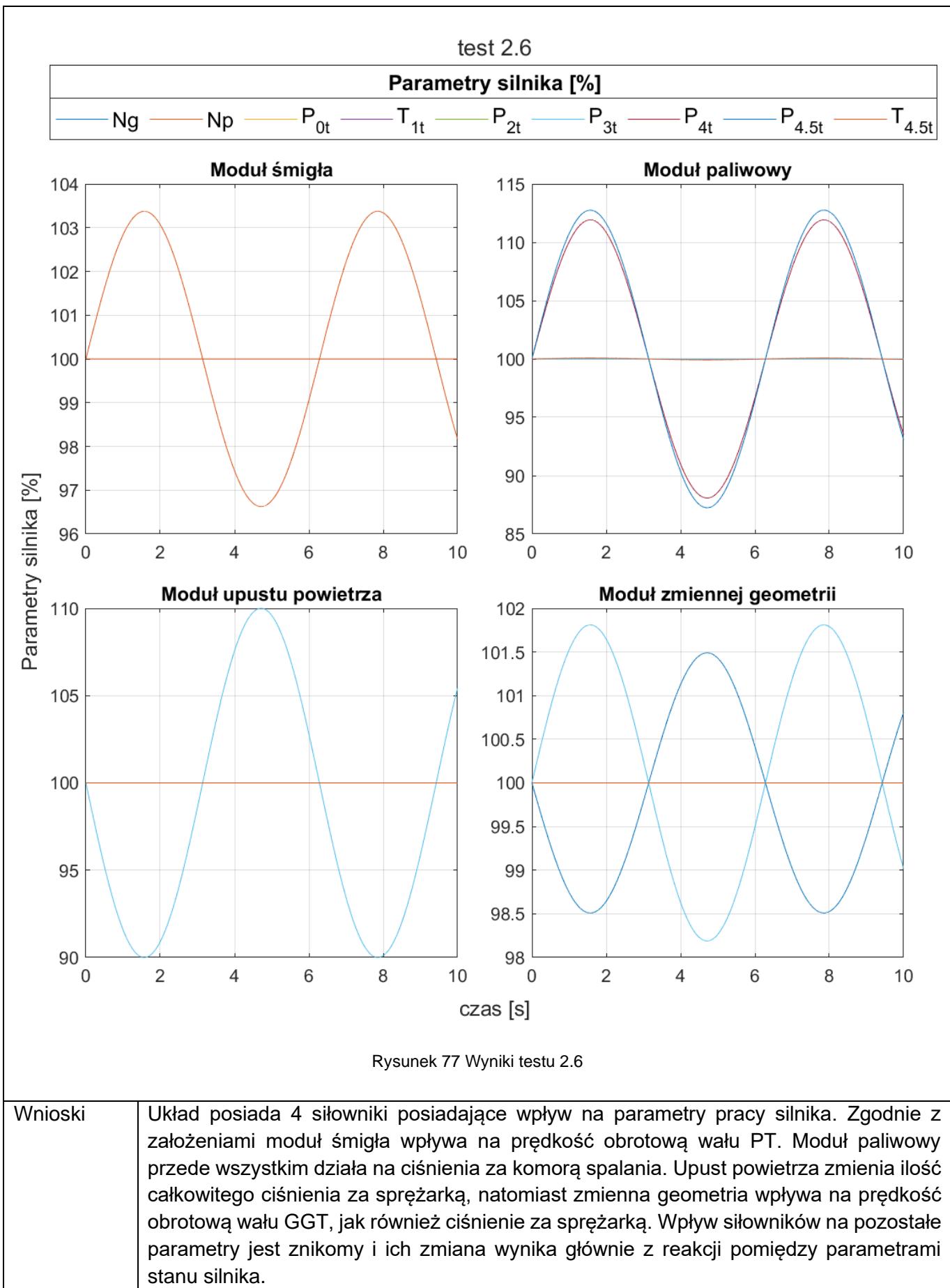
    subgraph Main_subsystem [Main subsystem]
        direction TB
        u["u toECU"] --> toECU["toECU"]
        toECU --> T1
    end

    subgraph Inputs
        direction TB
        I1((1 fromECG)) --> PA
        I2((2 fromECU)) --> WF
        I2 --> Dp3a
        I2 --> VSV
    end

    subgraph Outputs
        direction TB
        T1 --> O1((1 toECU))
        T45 --> O2[X1]
    end

```

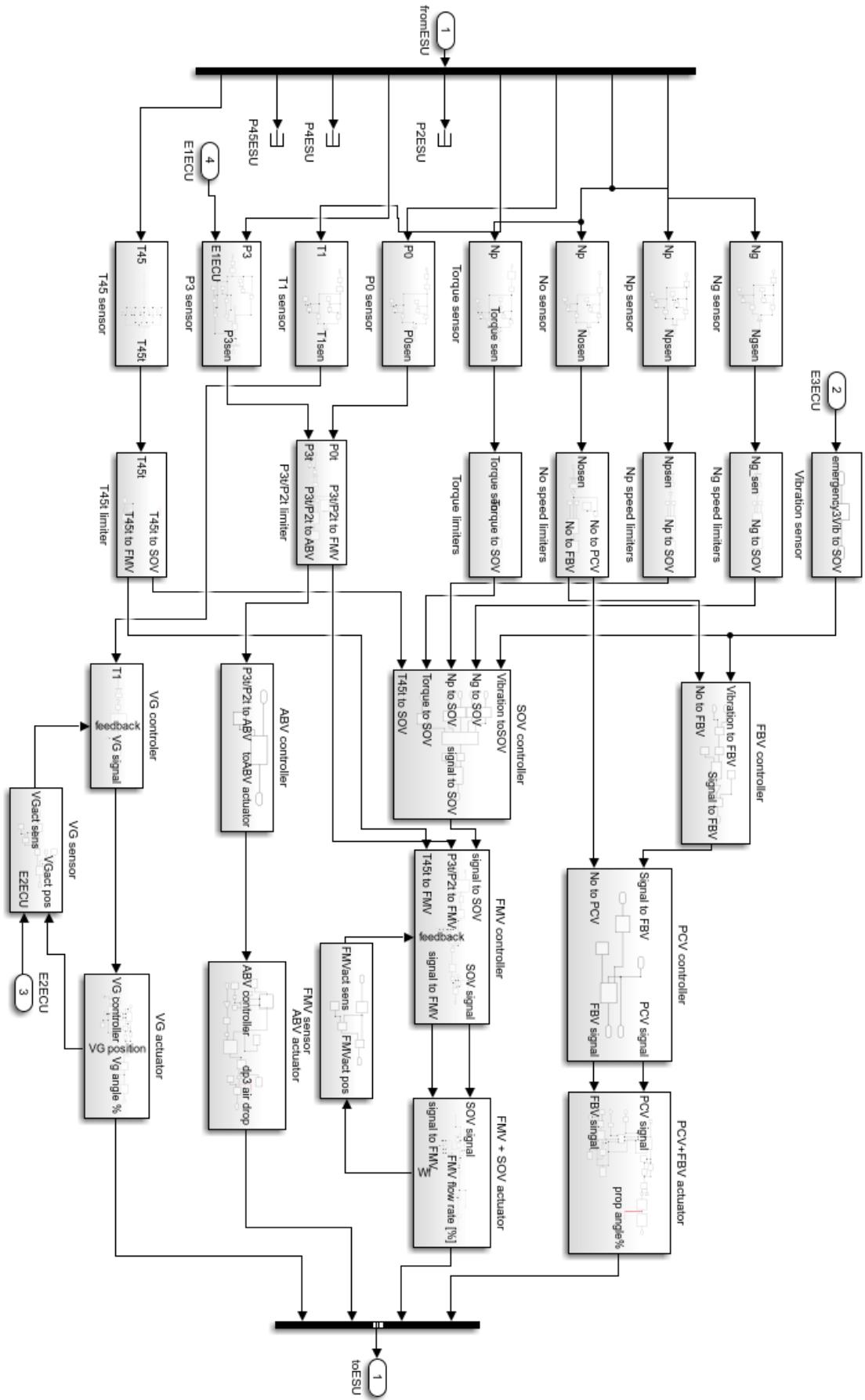
Rysunek 76 Schemat układu do testu 2.6



Wnioski	Układ posiada 4 siłowniki posiadające wpływ na parametry pracy silnika. Zgodnie z założeniami moduł śmigła wpływa na prędkość obrotową wału PT. Moduł paliwowy przede wszystkim działa na ciśnienia za komorą spalania. Upust powietrza zmienia ilość całkowitego ciśnienia za sprężarką, natomiast zmienna geometria wpływa na prędkość obrotową wału GGT, jak również ciśnienie za sprężarką. Wpływ siłowników na pozostałe parametry jest znikomy i ich zmiana wynika głównie z reakcji pomiędzy parametrami stanu silnika.
---------	--

12.1.3 Testowanie jednostki sterującej silnikiem

W celu dokładnego zbadania zachowania się wszystkich elementów jednostki sterującej (rysunek 78) testy zostały podzielone na testy czujników, testy limiterów, a także dokładne testy każdego z modułów siłowników, sprawdzające wpływ różnych wymuszeń na zachowanie się kontrolerów, a w ich następstwie siłowników. Testy dotyczące tego podsystemu (testy 3.1-3.12) opisano w tabelach od 20 do 31.



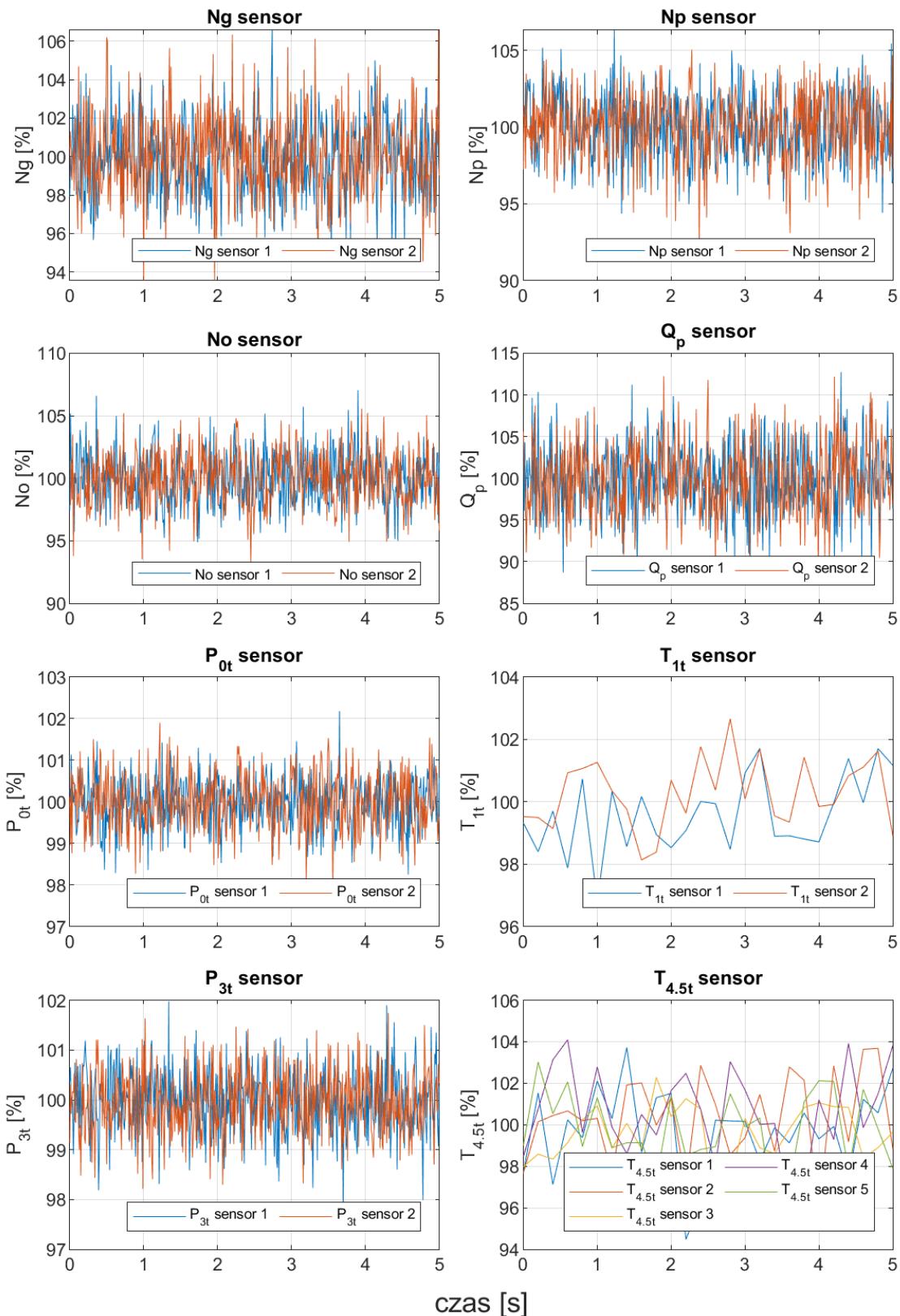
Rysunek 78 Schemat podsystemu ECU

Tabela 21 Test 3.1

Test 3.1	Test czujników parametrów silnika
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wszystkich czujników zmiennych stanu silnika.
Wejście	Wejście dla każdego czujnika=1;
Założenie	$N_g, N_p, N_o \text{ sensor: } 100 \text{ Hz, } 1.7\% \text{ MAD}$ $Q_p \text{ sensor: } 100 \text{ Hz, } 3.4\% \text{ MAD}$ $P_{0t}, P_{3t} \text{ sensor: } 100 \text{ Hz } 0.5\% \text{ MAD}$ $T_{1t} \text{ sensor: } 5 \text{ Hz } 1\% \text{ MAD}$ $T_{4.5t} \text{ sensor: } 5 \text{ Hz } 1.5\% \text{ MAD}$

Rysunek 79 Schemat układu do testu 3.1

test 3.1



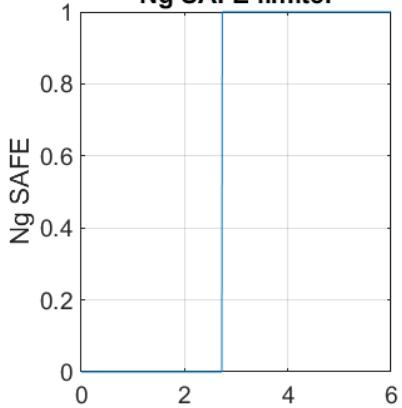
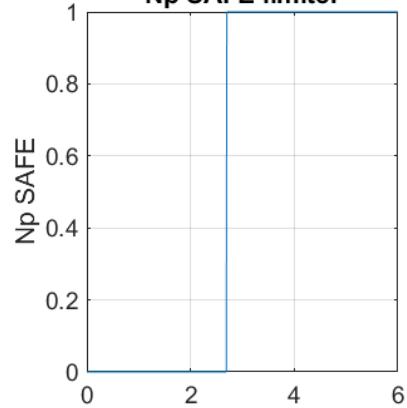
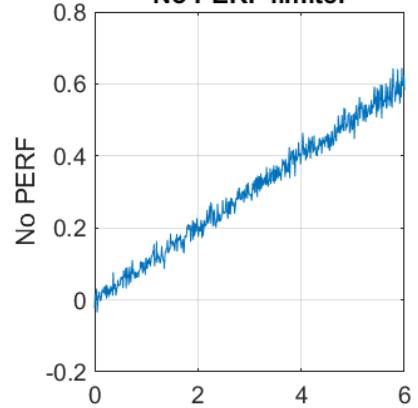
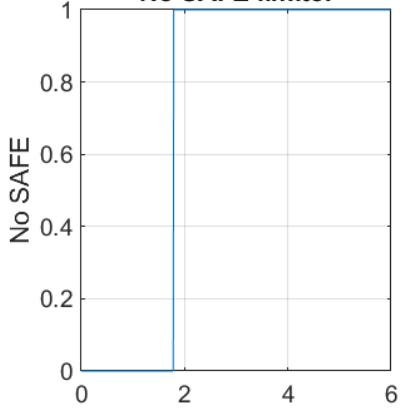
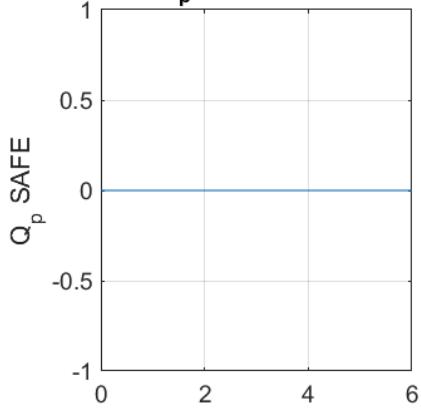
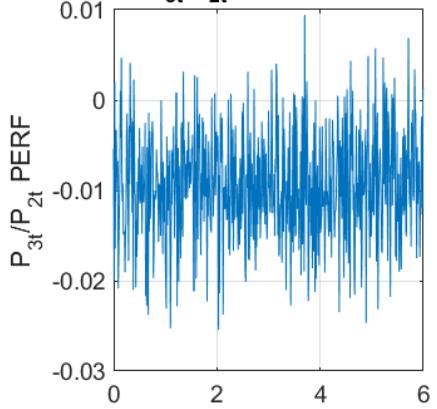
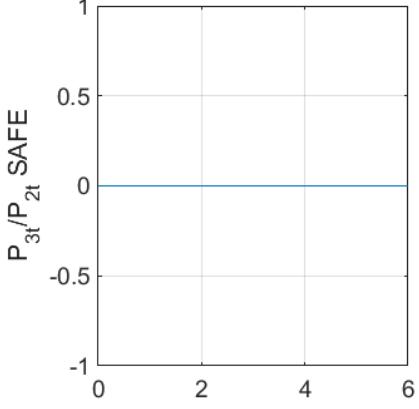
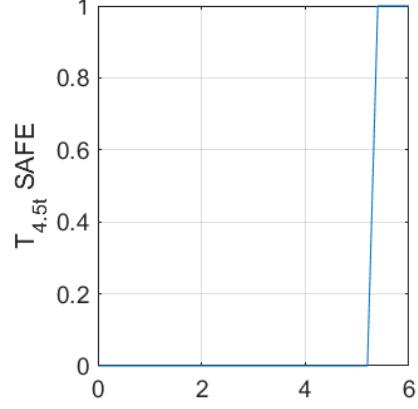
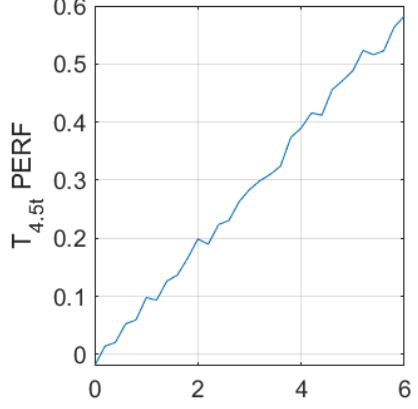
Rysunek 80 Wyniki testu 3.1

Wnioski	Wszystkie czujniki działają z odpowiednią częstotliwością próbkowania (100Hz i 5 Hz). Dodatkowo wyniki każdego z nich są zgodne z zadanym błędem odczytu.
---------	---

Tabela 22 Test 3.2

Test 3.2	Test limiterów parametrów silnika
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wszystkich limiterów ECU.
Wejście	Wejście dla każdego czujnika = $1 + 0,1 \cdot t$ dla $t \in (0; 6s)$
Założenie	$N_g \text{ SAFE limiter} = 1 \text{ dla } t \approx 2,6s$ $N_p \text{ SAFE limiter} = 1 \text{ dla } t \approx 2,6s$ $N_o \text{ PERF limiter} \approx 0,1 \cdot t \text{ dla } t \in (0; 6s)$ $N_o \text{ SAFE limiter} = 1 \text{ dla } t \approx 1,7s$ $Q_p \text{ SAFE limiter} = 0 \text{ dla } t \in (0; 6s)$ $\frac{P_{3t}}{P_{2t}} \text{ PERF limiter} \approx 0 \text{ dla } t \in (0; 6s)$ $\frac{P_{3t}}{P_{2t}} \text{ SAFE limiter} = 0 \text{ dla } t \in (0; 6s)$ $T_{4.5t} \text{ SAFE limiter} = 1 \text{ dla } t \approx 5s$ $T_{4.5t} \text{ PERF limiter} \approx 0,1 \cdot t \text{ dla } t \in (0; 6s)$
	<pre> graph LR 1[fromESU] --> P2ESU 1 --> P4ESU 1 --> P45ESU 1 --> E1ECU P2ESU --> Ng[Ng sensor] P4ESU --> Np[Np sensor] P45ESU --> No[No sensor] E1ECU --> P0[P0 sensor] E1ECU --> T1[T1 sensor] E1ECU --> P3[P3 sensor] E1ECU --> T45[T45 sensor] Ng --> NgSen[Ng_sen] Np --> NpSen[Np_sen] No --> NoSen[Nosens] P0 --> P0Sen[P0sen] T1 --> T1Sen[T1sen] P3 --> P3Sen[P3sen] T45 --> T45t[T45t] NgSen --> NgSOV[Ng to SOV] NpSen --> NpSOV[Np to SOV] NoSen --> NoPCV[No to PCV] NoSen --> NoFBV[No to FBV] P0Sen --> TorqueSOV[Torque to SOV] T1Sen --> P3tP2t[P3t/P2t to FMV] T1Sen --> P3tP2tABV[P3t/P2t to ABV] P3Sen --> P3tP2t[P3t/P2t to FMV] T45t --> T45tSOV[T45t to SOV] T45t --> T45tFMV[T45t to FMV] </pre>

Rysunek 81 Schemat układu do testu 3.2

Ng SAFE limiter**test 3.2****Np SAFE limiter****No PERF limiter****No SAFE limiter** **Q_p SAFE limiter** **P_{3t}/P_{2t} PERF limiter** **P_{3t}/P_{2t} SAFE limiter** **$T_{4.5t}$ SAFE limiter** **$T_{4.5t}$ PERF limiter**

czas [s]

Rysunek 82 Wyniki testu 3.2

Wnioski

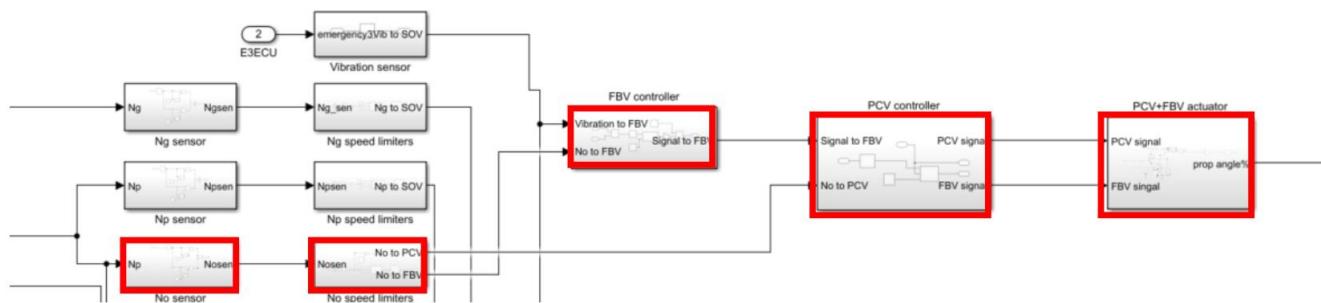
Wszystkie wyniki są zgodne z założeniami. Warto zauważyć, że analogiczny sygnał dla P_{ot} i P_{3t} , powoduje, że spręż całkowity pozostaje bez zmian, co powoduje niewłączenie się limitera bezpieczeństwa sprężu.

Układ sterowania modułem śmigła

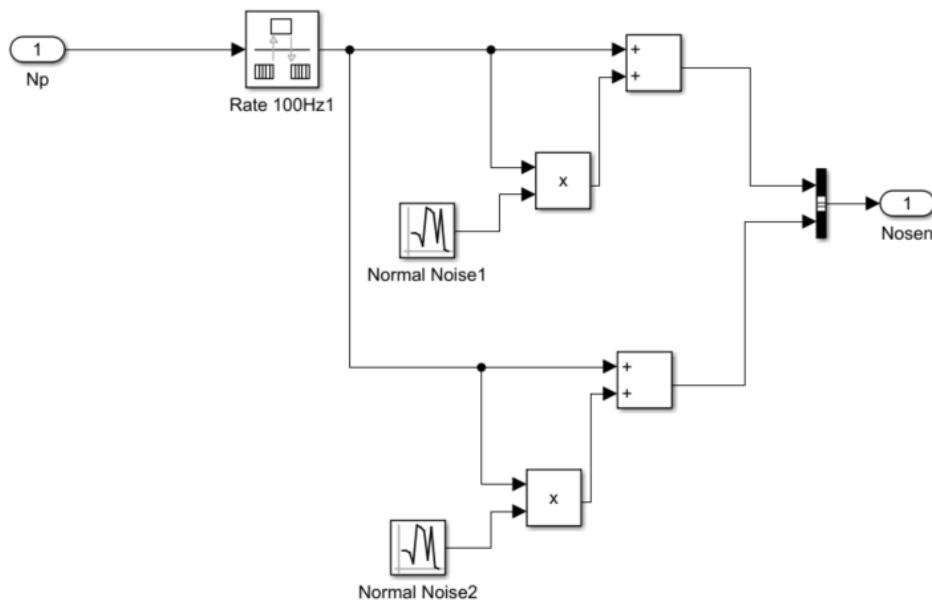
Komponentami modułu sterowania skokiem śmigła, są sensor prędkości obrotowej śmigła, limiter wydajności i bezpieczeństwa N_o , kontroler FBV, kontroler PCV i moduł siłowników PCV+FBV. Na module tym zostały wykonane 3 następujące testy:

- Test 3.3 - Sprawdzenie w przypadku poprawnie działającego układu,
- Test 3.4 - Sprawdzenie w przypadku wyłączonego kontrolera FBV,
- Test 3.5 - Sprawdzenie w przypadku włączonego kontrolera FBV.

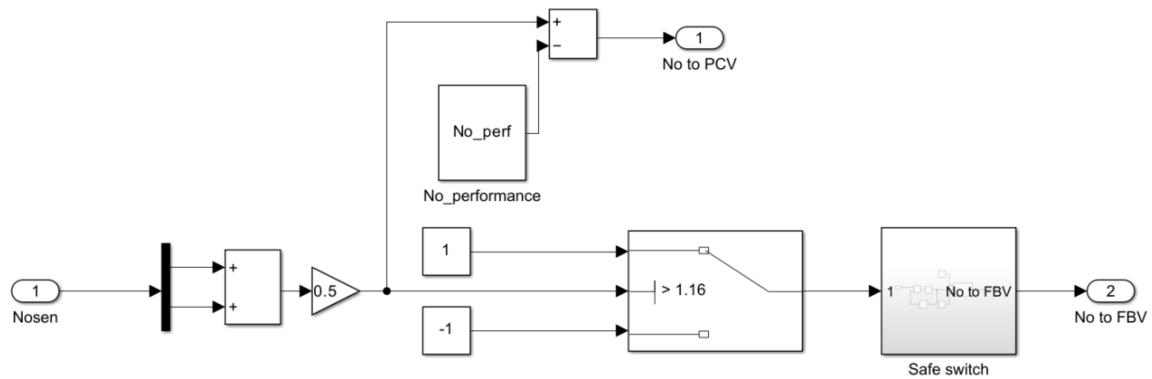
Poniżej zostały przedstawione najważniejsze elementy tego modułu takie jak schemat wysokopoziomowy (rysunek 83), a także schematy czujników (rysunek 84), limiterów (rysunek 85), kontrolerów (rysunek 86 i 87) i układu siłownikiem skokiem śmigła (rysunek 88).



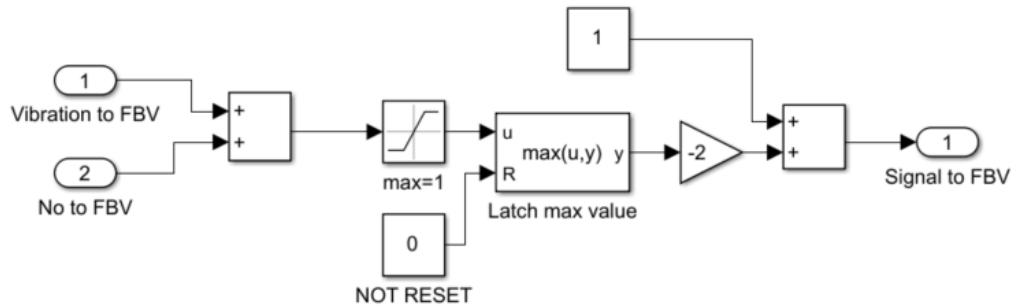
Rysunek 83 Schemat modułu sterowania skokiem śmigła



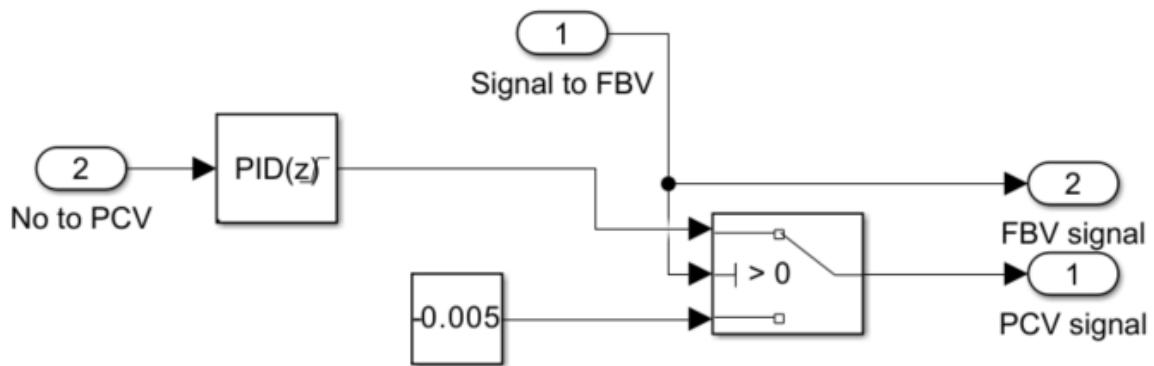
Rysunek 84 Schemat czujnika prędkości obrotowej N_o



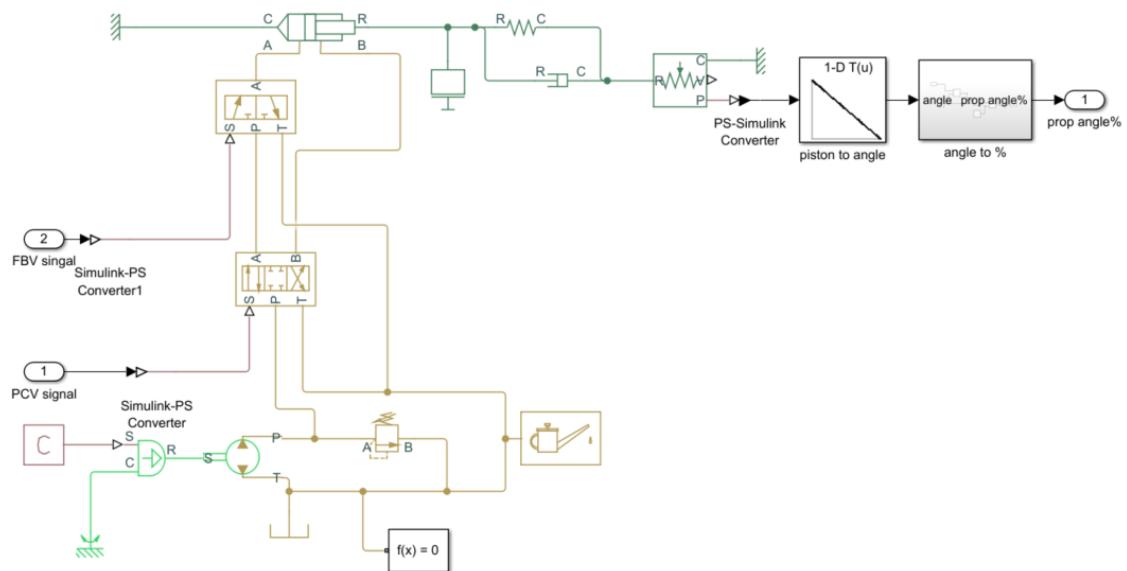
Rysunek 85 Schemat limiterów prędkości obrotowej N_o



Rysunek 86 Schemat kontrolera FBV



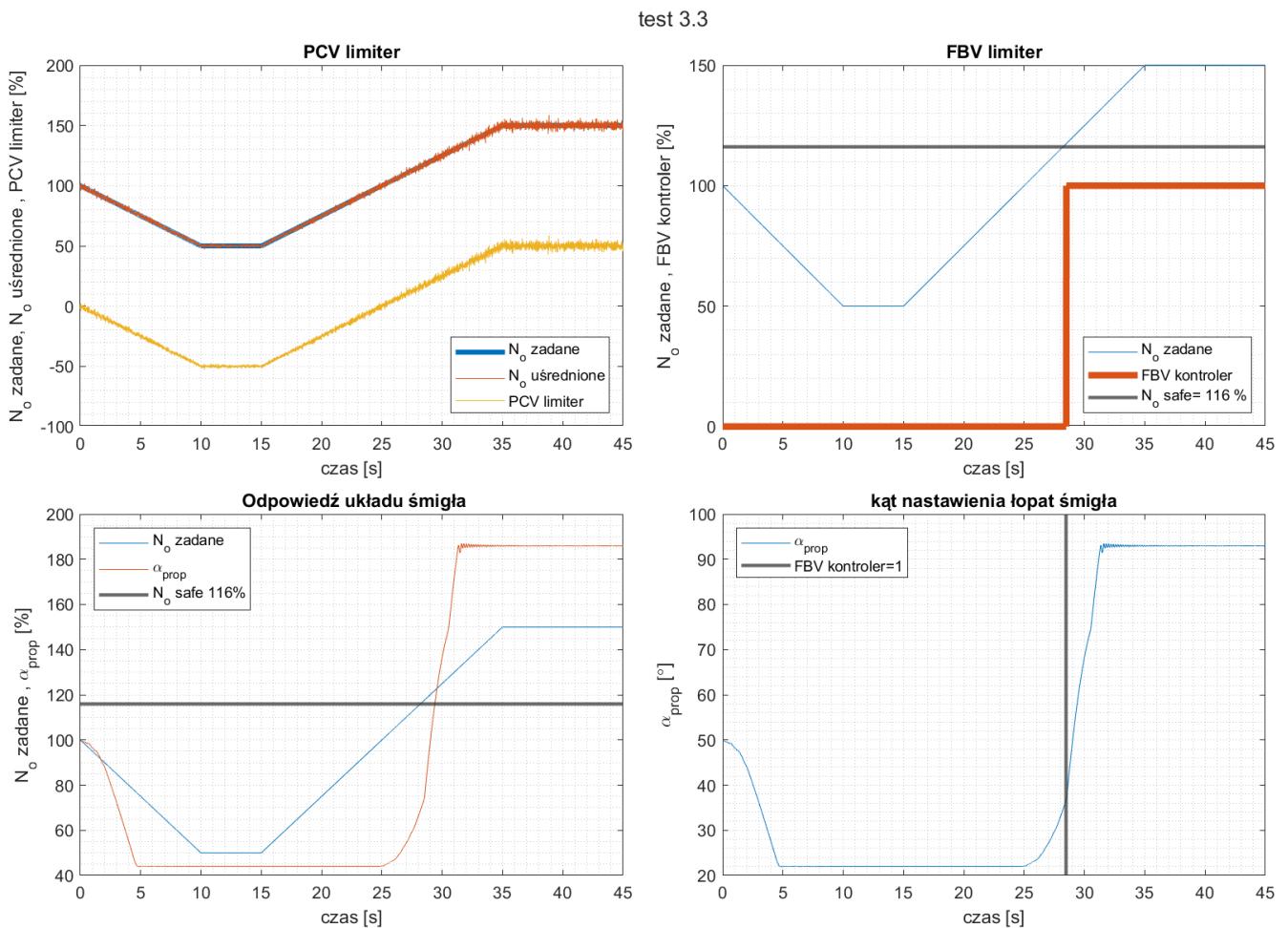
Rysunek 87 Schemat kontrolera PCV



Rysunek 88 Schemat układu siłowników skokiem śmieglą

Tabela 23 Test 3.3

Test 3.3	Test układu sterowania modułem śmigła poprawnie działający
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wszystkich elementów modułu śmigła.
Wejście	$N_o = 1 - 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (0; 10s)$ $N_o = 0,5 \text{ dla } t \in (10s; 15s)$ $N_o = 0,5 + 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (15s; 35s)$ $N_o = 1,5 \text{ dla } t \in (35s; 45s)$
Założenie	$\alpha_{prop} = 23^\circ \text{ dla } t \in (10s; 15s)$ $\alpha_{prop} = 92,5^\circ \text{ dla } t \in (35s; 45s)$ $FBV \text{ kontroler} == 1 \text{ dla } N_o = 116\%$ $\frac{\partial \alpha_{prop}}{\partial t} \text{ większe jeżeli } FBV \text{ kontroler} == 1$ $PCV \text{ limiter} = N_o - 1$

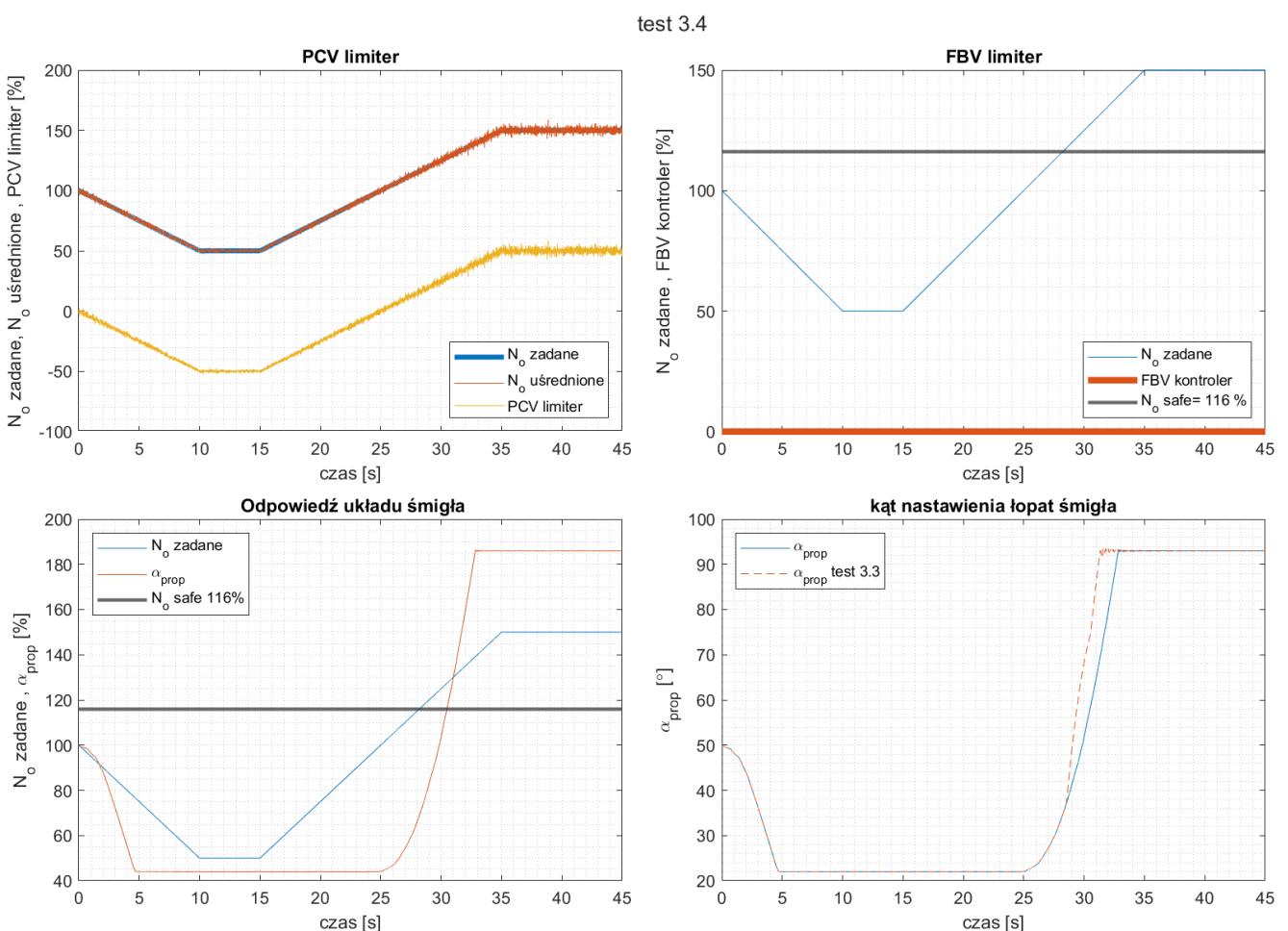


Rysunek 89 Wyniki testu 3.3

Wnioski	Zakres kątowy śmigła jest zgodny z zadanym $\alpha_{prop} \in (23^\circ; 92,5^\circ)$. Przekroczenie wartości limitera bezpieczeństwa doprowadza do uruchomienia się kontrolera FBV. Limiter i kontroler PCV działa zgodnie z założeniami. Czas potrzebny do zchorągiewkowania się śmigła po uruchomieniu się kontrolera FBV wynosi około 2s.
---------	--

Tabela 24 Test 3.4

Test 3.4	Test układu sterowania modułem śmigła przy wyłączonym FBV
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wszystkich elementów modułu śmigła, przy wyłączonym kontrolerze FBV.
Wejście	$FBV\ kontroler == 0$ $N_o = 1 - 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (0; 10s)$ $N_o = 0,5 \text{ dla } t \in (10s; 15s)$ $N_o = 0,5 + 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (15s; 35s)$ $N_o = 1,5 \text{ dla } t \in (35s; 45s)$
Założenie	$\alpha_{prop} = 23^\circ \text{ dla } t \in (10s; 15s)$ $\alpha_{prop} = 92,5^\circ \text{ dla } t \in (35s; 45s)$ $PCV\ limiter = N_o - 1$ α_{prop} narasta wolniej niż dla testu 3.3

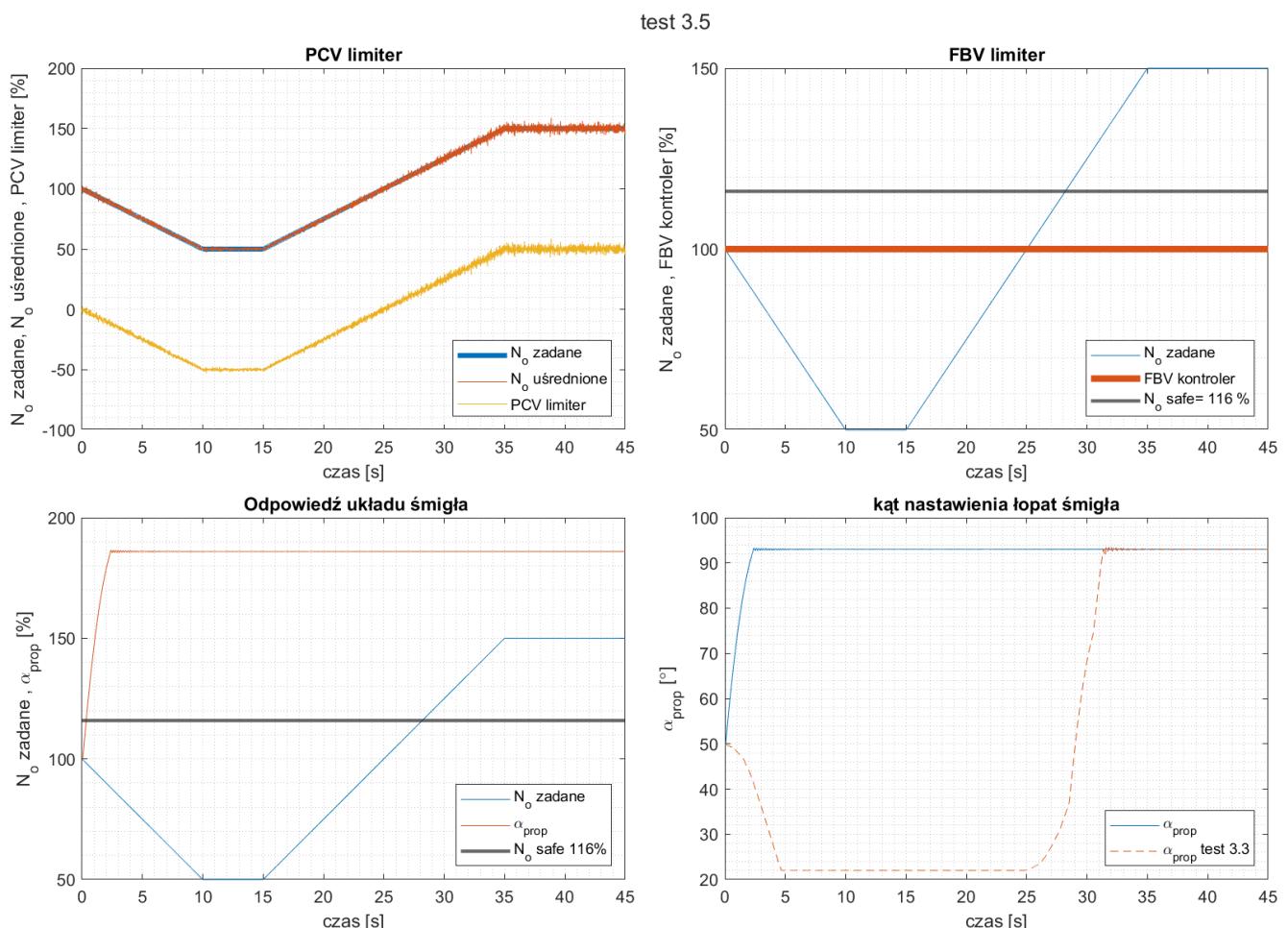


Rysunek 90 Wyniki testu 3.4

Wnioski	Zakres kątowy śmigła jest zgodny z zadanym $\alpha_{prop} \in (23^\circ; 92,5^\circ)$. PCV limiter działa zgodnie z założeniami. Czas potrzebny do zchorągiewkowania się śmigła wynosi około 4s i jest dłuższy o około 2 s niż w przypadku testu 3.3, gdzie dodatkowo działał zawór FBV.
---------	---

Tabela 25 Test 3.5

Test 3.5	Test układu sterowania modułem śmigła przy załączonym FBV
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wszystkich elementów modułu śmigła, przy załączonym kontrolerze FBV.
Wejście	$FBV \text{ kontroler} == 1$ $N_o = 1 - 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (0; 10s)$ $N_o = 0,5 \text{ dla } t \in (10s; 15s)$ $N_o = 0,5 + 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (15s; 35s)$ $N_o = 1,5 \text{ dla } t \in (35s; 45s)$
Założenie	$\alpha_{prop} > 50^\circ \text{ dla } t \in (0s; 45s)$ $\alpha_{prop} = 92,5^\circ \text{ dla } t \in (2s; 45s)$ $PCV \text{ limiter} = N_o - 1$ $\alpha_{prop} \text{ narasta wolniej niż dla testu 3.3}$

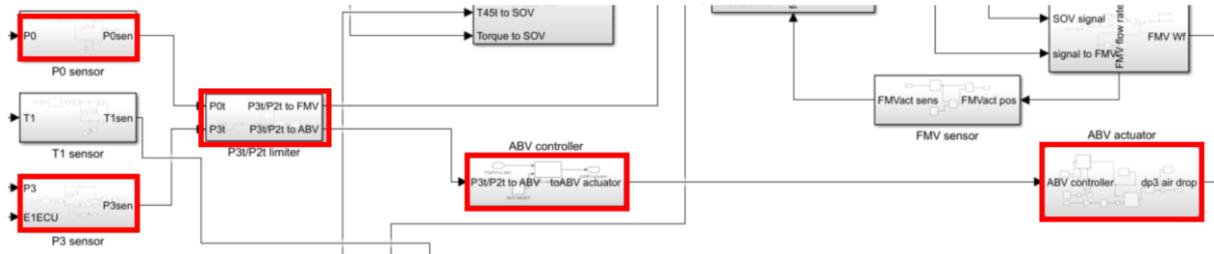


Rysunek 91 Wyniki testu 3.5

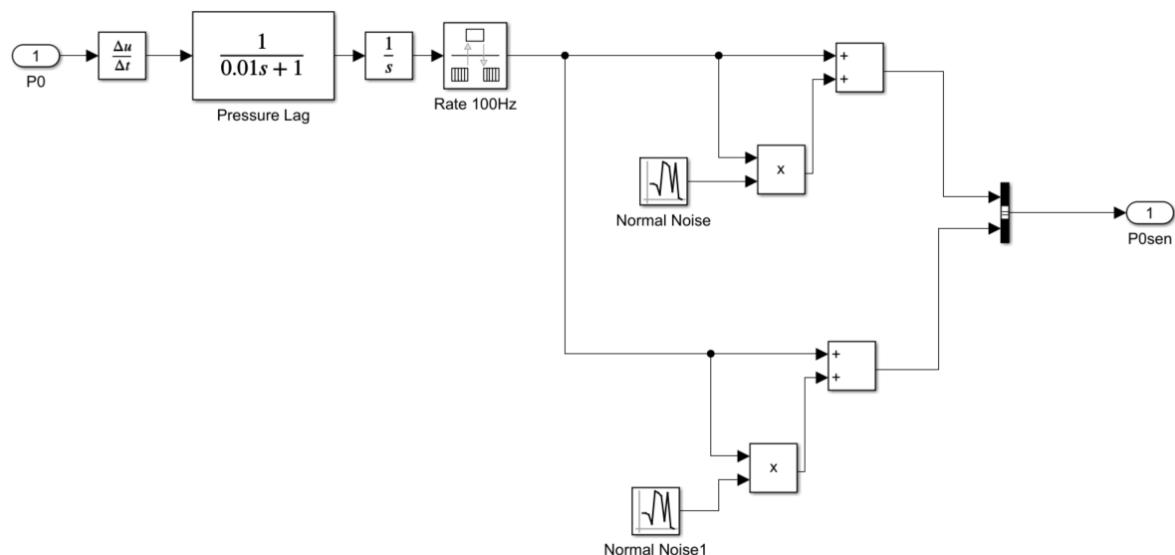
Wnioski	Zakres kątowy śmigła jest zgodny z zadanym $\alpha_{prop} \in (50^\circ; 92,5^\circ)$, uruchomiony kontroler FBV natychmiastowo chorągiewkuje śmigło. Limiter i kontroler PCV działa zgodnie z założeniami. Czas potrzebny do zchorągiewkowania się śmigła wynosi około 2,5 s i jest o 0,5 s wolniejszy niż w przypadku testu 3.3, kiedy FBV i PCV współpracowały.
---------	---

Układ sterowania modułem upustu powietrza

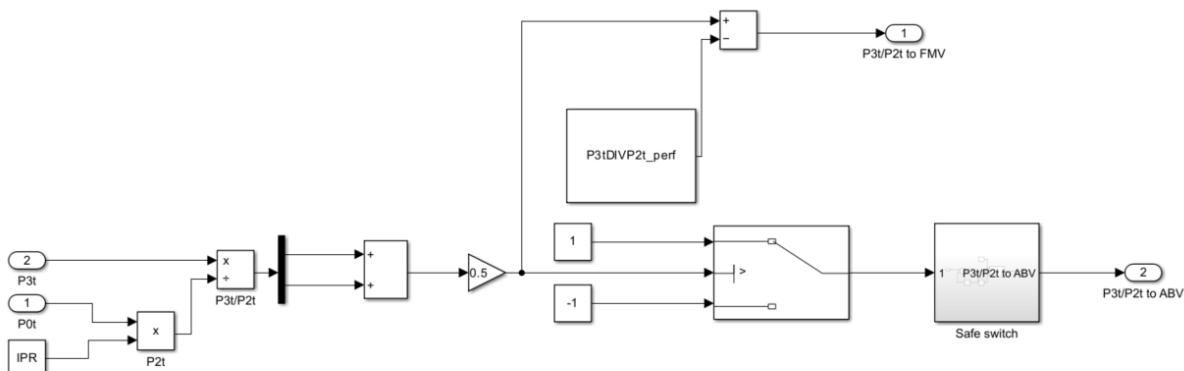
Komponentami modułu sterowania upustem powietrza, są czujniki ciśnienia zewnętrznego i ciśnienia za sprężarką, limiter sprężu całkowitego, kontroler ABV, a także siłownik upustu powietrza. Poniżej zostały przedstawione najważniejsze komponenty tego modułu, takie jak schemat całego modułu (rysunek 92), a także schematy czujnika (rysunek 93), limitera (rysunek 94), kontrolera (rysunek 95) i siłownika tego układu (rysunek 96).



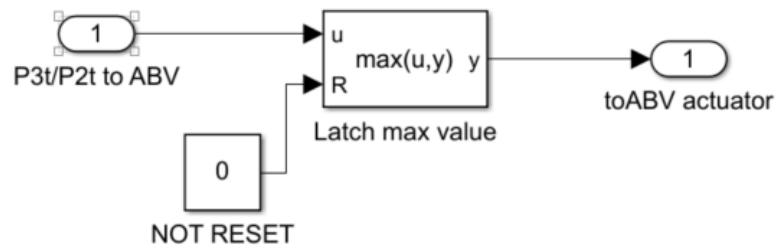
Rysunek 92 Schemat modułu sterowania upustem powietrza.



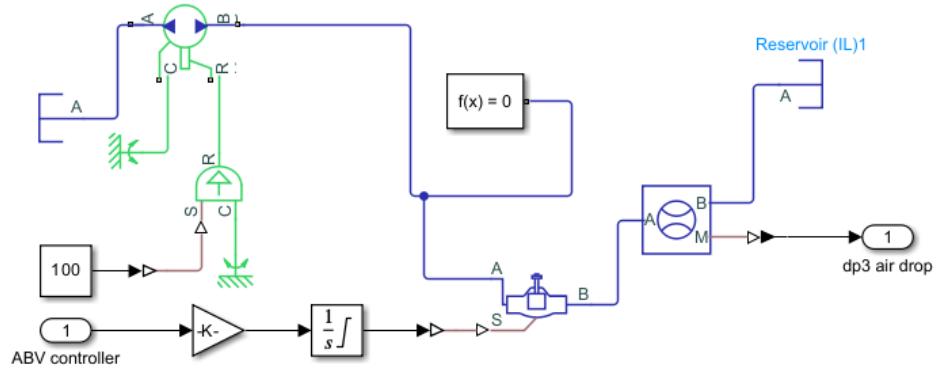
Rysunek 93 Schemat czujnika ciśnienia P_{0t}



Rysunek 94 Schemat limitera $\frac{P_{3t}}{P_{2t}}$



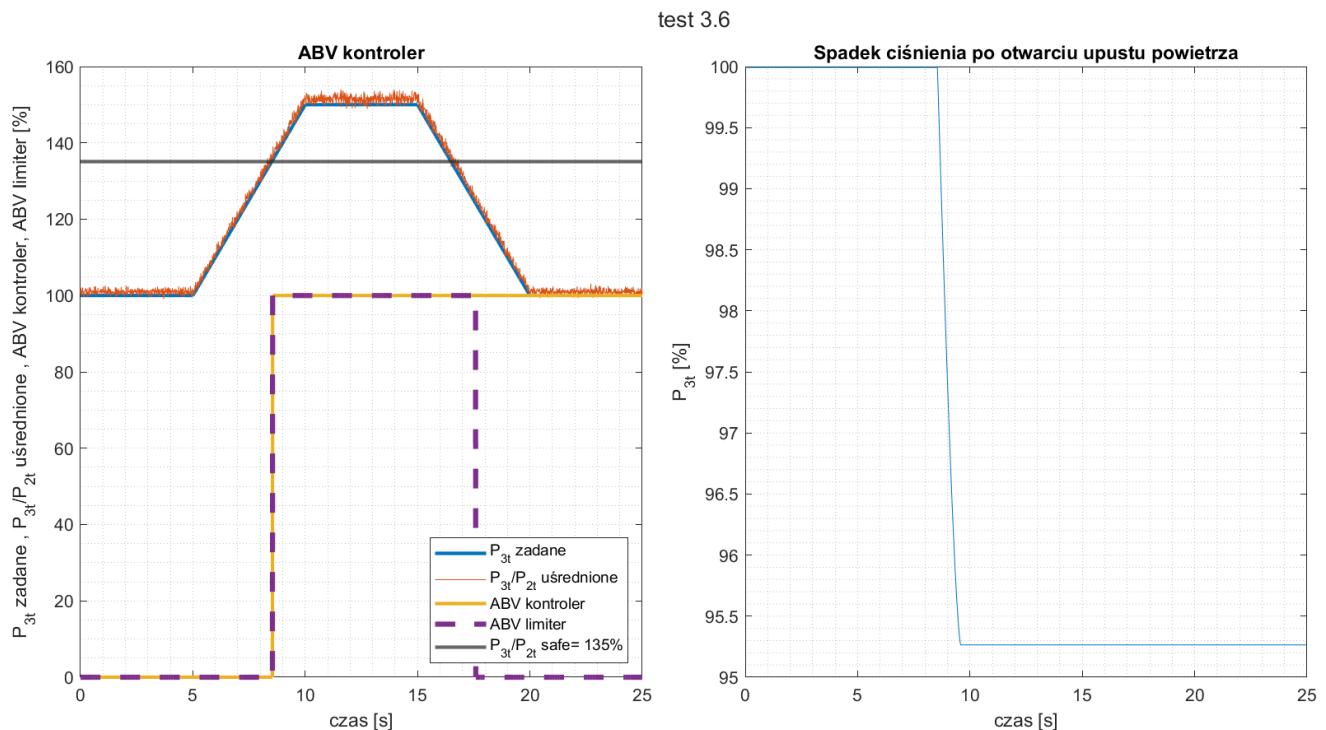
Rysunek 95 Schemat kontrolera ABV



Rysunek 96 Schemat silownika upustu powietrza

Tabela 26 Test 3.6

Test 3.6	Test układu sterowania modułem upustu powietrza
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wszystkich elementów modułu upustu powietrza.
Wejście	$P_{3t} = 1 \text{ dla } t \in (0, 5 \text{ s})$ $P_{3t} = 1 + 0,1 \cdot t \text{ dla } t \in (5 \text{ s}, 10 \text{ s})$ $P_{3t} = 1,5 \text{ dla } t \in (10 \text{ s}, 15 \text{ s})$ $P_{3t} = 1,5 - 0,1 \cdot t \text{ dla } t \in (15 \text{ s}, 20 \text{ s})$ $P_{3t} = 1 \text{ dla } t \in (20 \text{ s}, 25 \text{ s})$ $P_{0t} = 1 \text{ dla } t \in (0, 25 \text{ s})$
Założenie	$ABV \text{ limiter} = 1 \text{ dla } \frac{P_{3t}}{P_{0t}} > 1,35$ $ABV \text{ kontroler} = 1, \text{ jeżeli } ABV \text{ limiter}: 1 \rightarrow 0$ $ABV \text{ kontroler} = 1: P_{3t} \rightarrow -5\%$



Rysunek 97 Wyniki testu 3.6

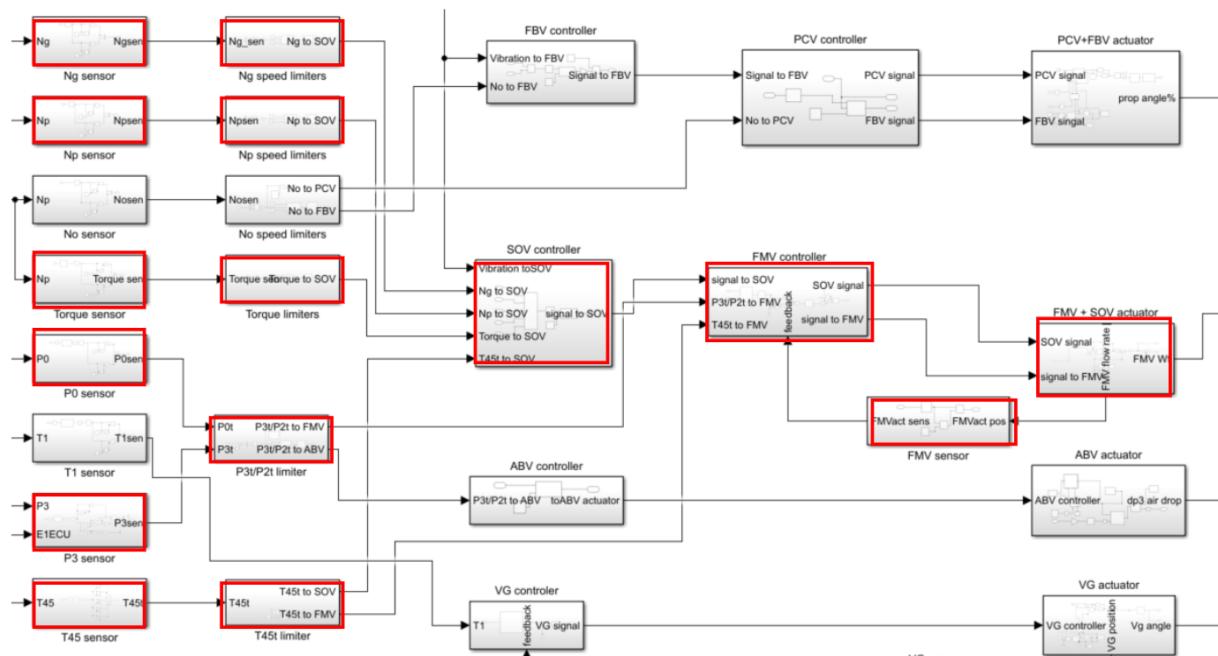
Wyjście	Wszystkie założenia zostały spełnione. Po wyłączeniu się limitera ABV kontroler ABV pozostaje włączony do końca symulacji.
---------	--

Układ sterowania modułem paliwowym

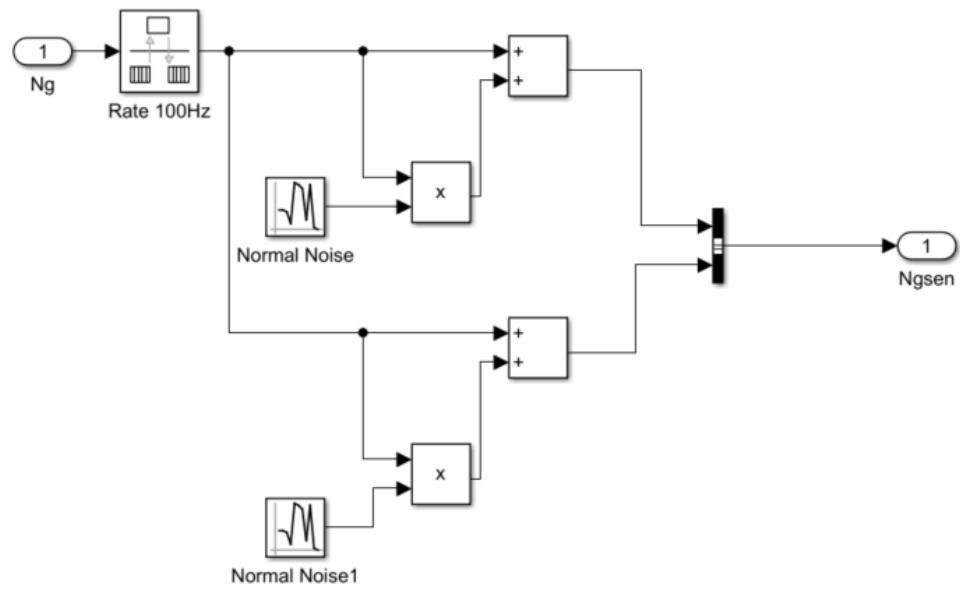
Moduł paliwowy jest najbardziej rozbudowanym modułem całej symulacji. W jego skład bezpośrednio i pośrednio wchodzą wszystkie limiterы и czujniki, oprócz limitera prędkości obrotowej śmigła. W dalszej kolejności sygnały przechodzą przez kontroler SOV, kontroler FMV, moduł siłowników paliwa wraz z pompą i zaworem suwakowym, a także sprężenie zwrotne z informacją o ilości dostarczanego do silnika paliwa. Na przygotowanym module zostało wykonanych 5 testów:

- Test 3.7 – Test sprawdzający wymuszenie sygnałem N_g ,
- Test 3.8 – Test sprawdzający wymuszenie sygnałem N_p ,
- Test 3.9 – Test sprawdzający wymuszenie sygnałem Q_p ,
- Test 3.10 – Test sprawdzający wymuszenie sygnałem P_{3t} ,
- Test 3.11 – Test sprawdzający wymuszenie sygnałem $T_{4.5t}$,

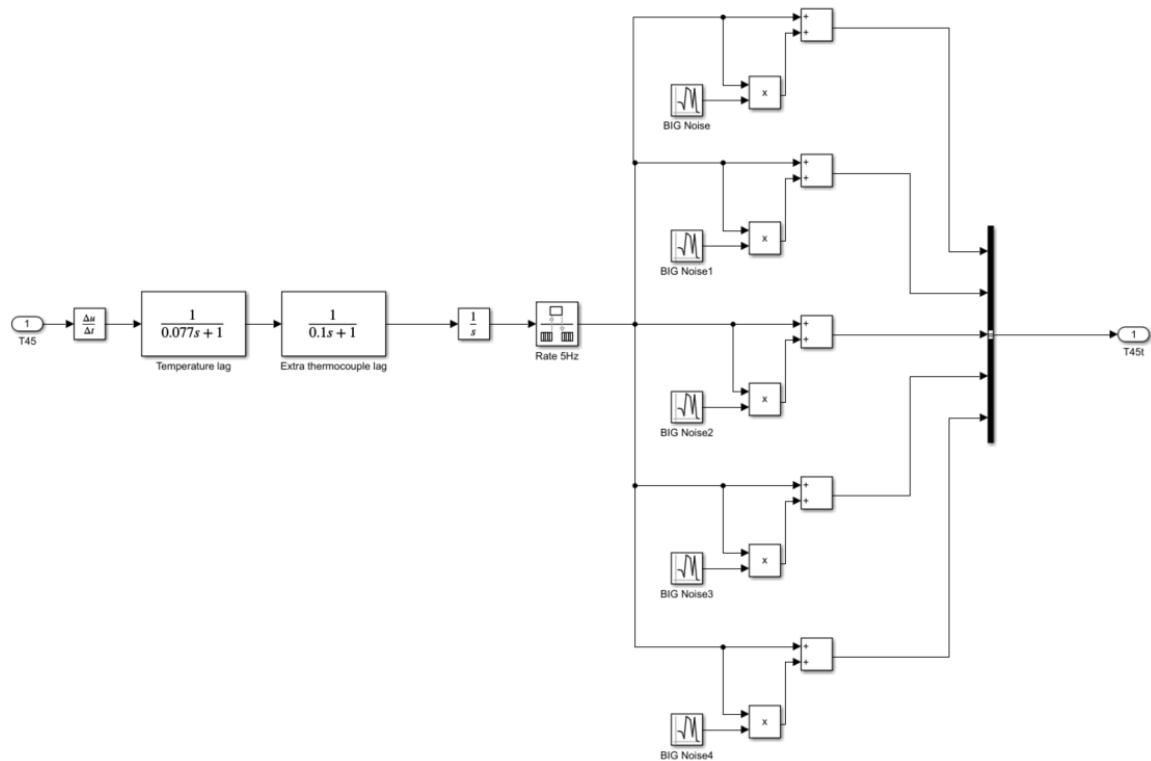
Poniżej zostały przedstawione najważniejsze komponenty tego modułu w postaci schematu całego modułu (rysunek 98), a także schematów czujników (rysunek 99 i 100), limiterów (rysunek 101), kontrolerów (rysunek 102 i 103) i układów siłowników (rysunek 104).



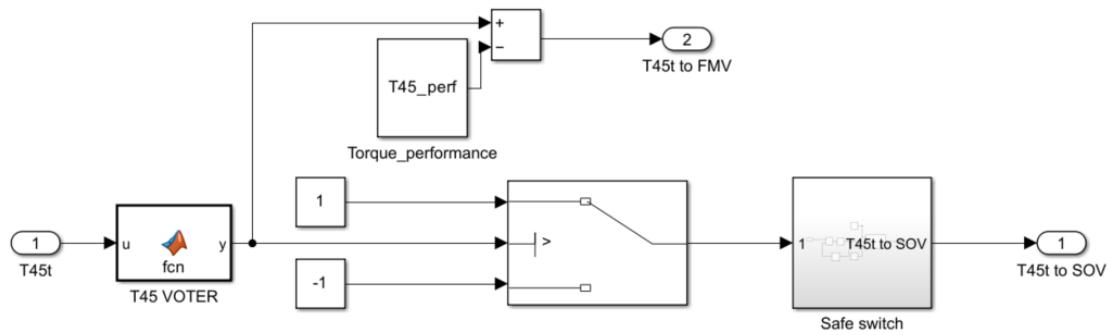
Rysunek 98 Schemat modułu sterowania upustem powietrza



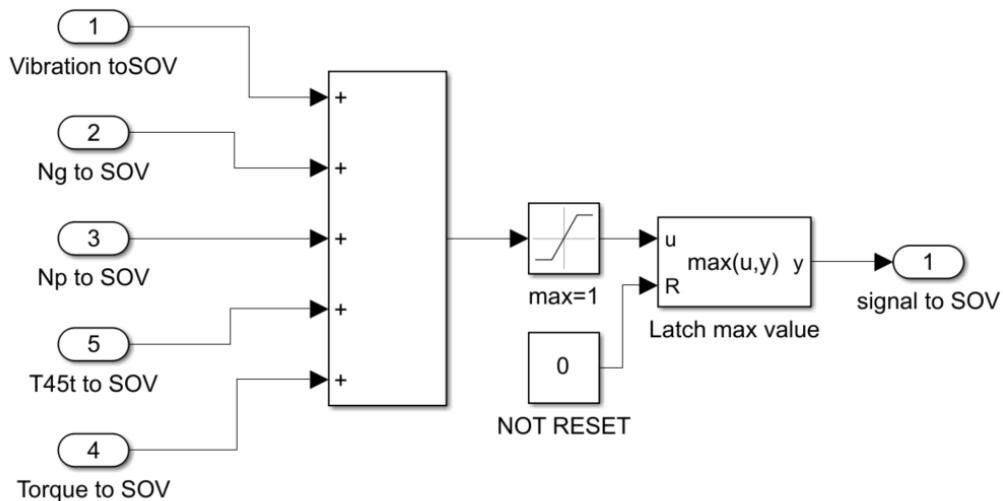
Rysunek 99 Schemat czujnika N_g



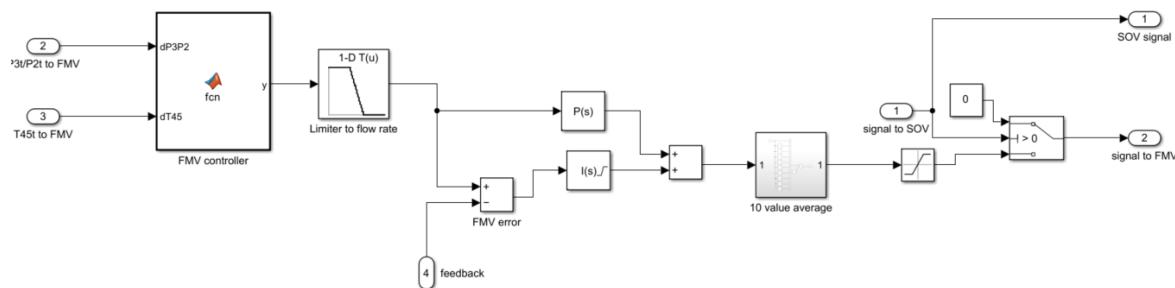
Rysunek 100 Schemat czujnika $T_{4.5t}$



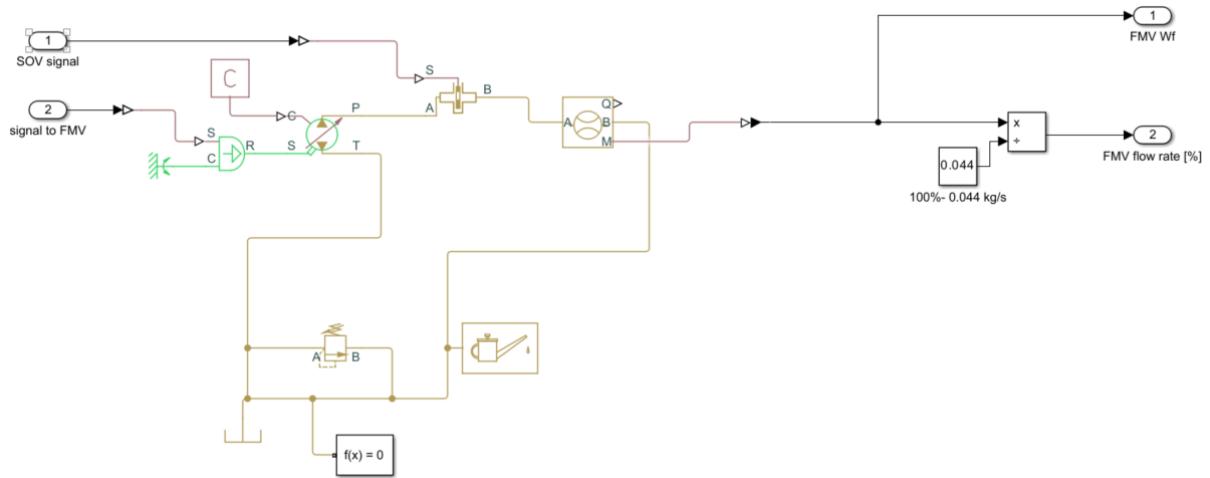
Rysunek 101 Schemat limitera $T_{4.5t}$



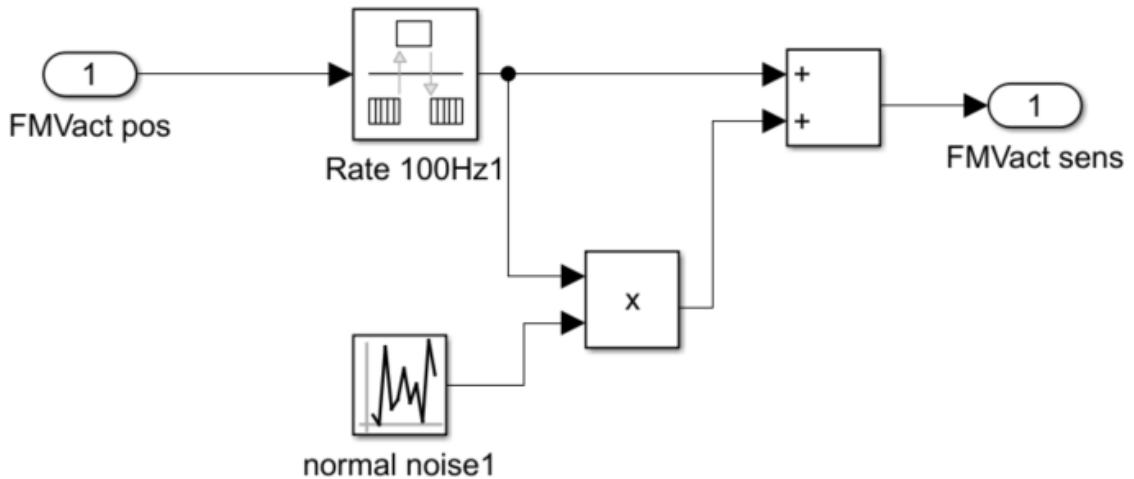
Rysunek 102 Schemat kontrolera SOV



Rysunek 103 Schemat kontrolera FMV



Rysunek 104 Schemat siłowników modułu paliwowego



Rysunek 105 Schemat przepływowomierza

Tabela 27 Test 3.7

Test 3.7	Test układu sterowania modułem paliwowym (wymuszanego N_g)
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wszystkich elementów modułu upustu powietrza, poprzez wymuszony sygnał N_g .
Wejście	$N_g = 1 \text{ dla } t \in (0, 5 \text{ s})$ $N_g = 1 - 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (5 \text{ s}, 10 \text{ s})$ $N_g = 0,75 \text{ dla } t \in (10 \text{ s}, 15 \text{ s})$ $N_g = 0,75 + 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (15 \text{ s}, 30 \text{ s})$ $N_g = 1,5 \text{ dla } t \in (30 \text{ s}, 35 \text{ s})$ $N_g = 1,5 - 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (35 \text{ s}, 45 \text{ s})$
Założenie	$SOV \text{ limiter} = 1 \text{ dla } N_g > 1,25$ $SOV \text{ kontroler} = 1, \text{ jeżeli } SOV \text{ limiter: } 1 \rightarrow 0$ $W_f \approx 44 \frac{g}{s} \text{ (dla } SOV \text{ kontrolera} = 0)$ $W_f = 0 \frac{g}{s} \text{ (dla } SOV \text{ kontrolera} = 1)$ $SOV \text{ kontroler} == 1 \text{ dla } N_g = 125\%$
	<p style="text-align: center;">test 3.7</p> <div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="width: 45%;"> <p>SOV kontroler</p> <p>Ng, Np, Qp, SOV kontroler [%]</p> <p>czas [s]</p> <ul style="list-style-type: none"> Ng sensor Np sensor Qp sensor Ng zadane Ng SAFE SOV kontroler </div> <div style="width: 45%;"> <p>Ilość paliwa dostarczanego do silnika [g/s]</p> <p>Wf [g/s]</p> <p>czas [s]</p> <ul style="list-style-type: none"> Wf zadane przez kontroler Wf prawidzwe </div> </div>
Wnioski	Zgodnie z oczekiwaniami po przekroczeniu limitera bezpieczeństwa włącza się kontroler SOV i dopływ paliwa się zamyka. Do tego czasu ilość dostarczanego paliwa jest w okolicach wartości zadanej $44 \frac{g}{s}$. Dzięki uśrednianiu wartości przepływu z 10 pomiarów wartość dostarczanego paliwa jest bardziej jednolita.

Tabela 28 Test 3.8

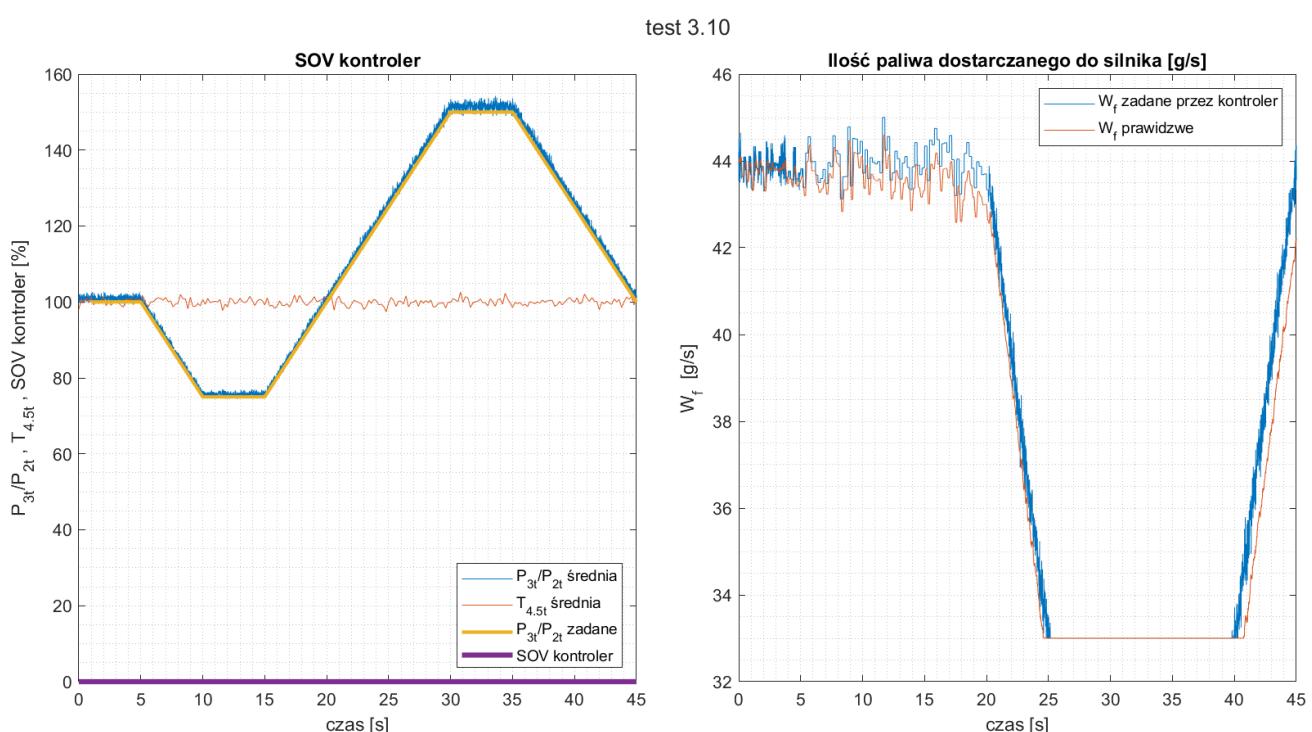
Test 3.8	Test układu sterowania modułem paliwowym (wymuszanego N_p)
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wszystkich elementów modułu upustu powietrza, poprzez wymuszony sygnał N_p .
Wejście	$N_p = 1 \text{ dla } t \in (0, 5 \text{ s})$ $N_p = 1 - 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (5 \text{ s}, 10 \text{ s})$ $N_p = 0,75 \text{ dla } t \in (10 \text{ s}, 15 \text{ s})$ $N_p = 0,75 + 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (15 \text{ s}, 30 \text{ s})$ $N_p = 1,5 \text{ dla } t \in (30 \text{ s}, 35 \text{ s})$ $N_p = 1,5 - 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (35 \text{ s}, 45 \text{ s})$
Założenie	$SOV \text{ limiter} = 1 \text{ dla } N_p > 1,25$ $SOV \text{ kontroler} = 1, \text{ jeżeli } SOV \text{ limiter: } 1 \rightarrow 0$ $W_f \approx 44 \frac{g}{s} \text{ (dla } SOV \text{ kontrolera} = 0)$ $W_f = 0 \frac{g}{s} \text{ (dla } SOV \text{ kontrolera} = 1)$ $SOV \text{ kontroler} == 1 \text{ dla } N_p = 125\%$
	<p style="text-align: center;">test 3.8</p> <p>SOV kontroler</p> <p>Y-axis: $Ng, Np, Q_p, SOV \text{ kontroler [%]}$, X-axis: czas [s]</p> <p>Legend: Ng sensor (blue), Np sensor (orange), Qp sensor (yellow), Np zadane (purple), Np SAFE (grey), SOV kontroler (green).</p> <p>Ilość paliwa dostarczanego do silnika [g/s]</p> <p>Y-axis: $W_f \text{ [g/s]}$, X-axis: czas [s]</p> <p>Legend: $W_f \text{ zadane przez kontroler}$ (blue), $W_f \text{ prawidzwe}$ (orange).</p>
Wnioski	Analogiczne wartości jak dla testu 3.7 zgodnie z założeniami.

Tabela 29 Test 3.9

Test 3.9	Test układu sterowania modułem paliwowym (wymuszanego Q_p)		
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wszystkich elementów modułu upustu powietrza, poprzez wymuszony sygnał N_g .		
Wejście	$N_p = 1 \text{ dla } t \in (0, 5 \text{ s})$ $N_p = 1/(1 - 0,05 \cdot t) \text{ dla } t \in (5 \text{ s}, 10 \text{ s})$ $N_p = 1/0,75 \text{ dla } t \in (10 \text{ s}, 15 \text{ s})$ $N_p = 1/(0,75 + 0,05 \cdot t) \text{ dla } t \in (15 \text{ s}, 30 \text{ s})$ $N_p = 1/1,5 \text{ dla } t \in (30 \text{ s}, 35 \text{ s})$ $N_p = 1/(1,5 - 0,05 \cdot t) \text{ dla } t \in (35 \text{ s}, 45 \text{ s})$		
Założenie	$SOV \text{ limiter} = 1 \text{ dla } Q_p > 1,16$ $SOV \text{ kontroler} = 1, \text{ jeżeli } SOV \text{ limiter: } 1 \rightarrow 0$ $W_f \approx 44 \frac{g}{s} \text{ (dla } SOV \text{ kontrolera} = 0)$ $W_f = 0 \frac{g}{s} \text{ (dla } SOV \text{ kontrolera} = 1)$ $SOV \text{ kontroler} == 1 \text{ dla } Q_p = 116\%$		
<p style="text-align: center;">test 3.9</p> <p>SOV kontroler</p> <p>Y-axis: $Ng, Np, Q_p, SOV \text{ kontroler [%]}$ X-axis: czas [s]</p> <p>Legend:</p> <ul style="list-style-type: none"> Ng sensor Np sensor Q_p sensor Np zadane Q_p SAFE SOV kontroler <p>Ilość paliwa dostarczanego do silnika [g/s]</p> <p>Y-axis: W_f [g/s] X-axis: czas [s]</p> <p>Legend:</p> <ul style="list-style-type: none"> W_f zadane przez kontroler W_f prawidzwe 			
<p>Rysunek 108 Wyniki testu 3.9</p> <table border="1"> <tr> <td>Wnioski</td> <td>Wyniki są zgodne z założeniami, a także analogiczne co do testów 3.7 i 3.8.</td> </tr> </table>		Wnioski	Wyniki są zgodne z założeniami, a także analogiczne co do testów 3.7 i 3.8.
Wnioski	Wyniki są zgodne z założeniami, a także analogiczne co do testów 3.7 i 3.8.		

Tabela 30 Test 3.10

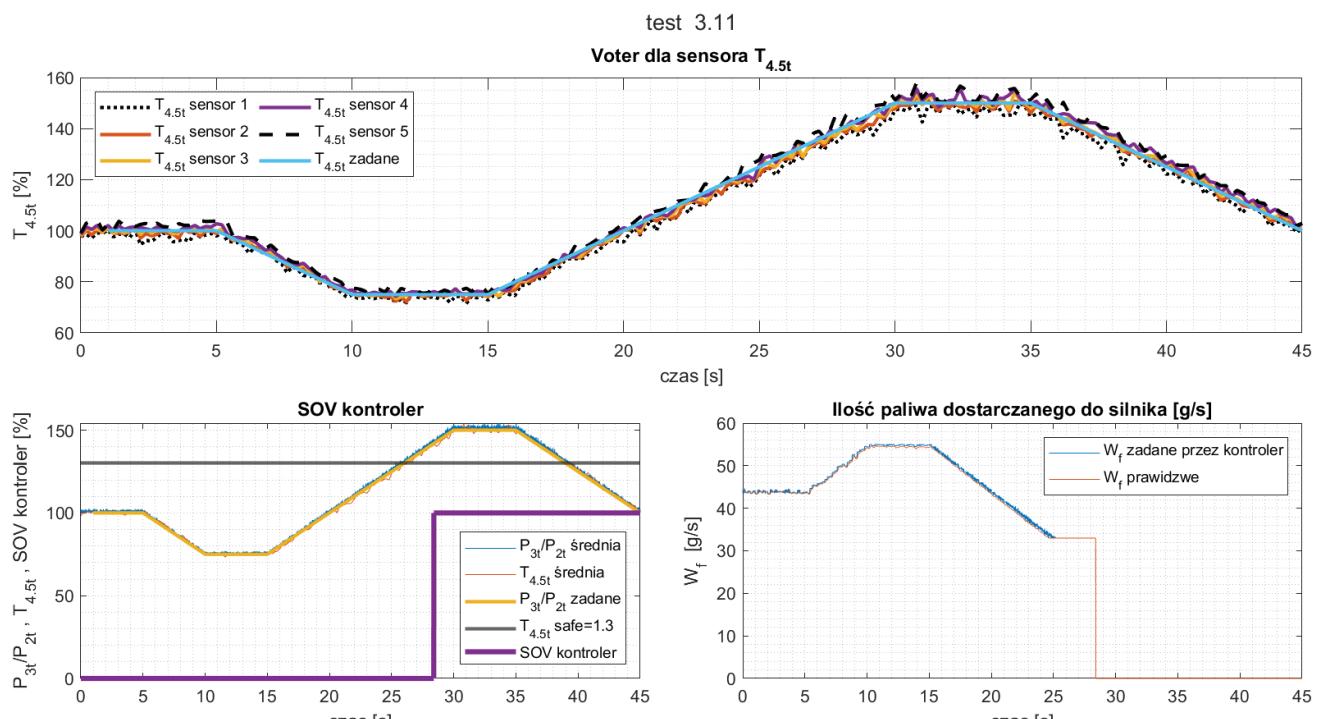
Test 3.10	Test układu sterowania modułem paliwowym (wymuszanego P_{3t})
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wszystkich elementów modułu upustu powietrza, poprzez wymuszony sygnał P_{3t} .
Wejście	$P_{3t} = 1 \text{ dla } t \in (0, 5 \text{ s})$ $P_{3t} = 1 - 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (5 \text{ s}, 10 \text{ s})$ $P_{3t} = 0,75 \text{ dla } t \in (10 \text{ s}, 15 \text{ s})$ $P_{3t} = 0,75 + 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (15 \text{ s}, 30 \text{ s})$ $P_{3t} = 1,5 \text{ dla } t \in (30 \text{ s}, 35 \text{ s})$ $P_{3t} = 1,5 - 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (35 \text{ s}, 45 \text{ s})$ $T_{4,5t} = 1 \text{ dla } t \in (0, 45 \text{ s})$
Założenie	$SOV \text{ limiter} = 0$ $SOV \text{ kontroler} = 0$ $W_f \approx 44 \frac{g}{s} \text{ (dla } \frac{P_{3t}}{P_{2t}} < 100\%)$ $W_{f_{min}} = 33 \frac{g}{s} \text{ (dla kontrolera SOV = 0)}$ $W_f \text{ może tylko maleć}$



Rysunek 109 Wyniki testu 3.10

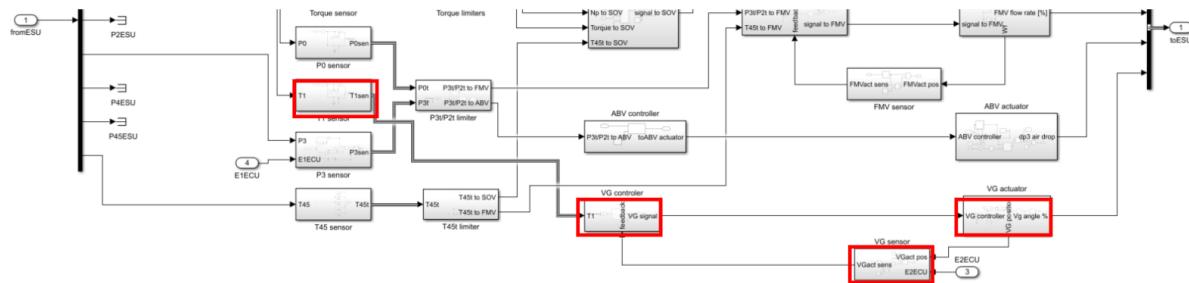
Wnioski	<p>W przypadku wartości sygnału spręzu, żadna jego wartość nie uruchomi kontrolera SOV, z tego powodu, że limiter bezpieczeństwa spręzu całkowitego ma wpływ jedynie na upust powietrza, a nie na moduł paliwowy.</p> <p>Wartość temperatury $T_{4,5t}$ jest stała i równa 1, z tego powodu ilość paliwa dostarczanego do silnika nie może być znacznie większa od 44 g/s, gdyż selektor FMV wybiera sygnał temperaturowy jako kontrolujący, kiedy wartość spręzu jest poniżej wartości optymalnej.</p>
---------	--

Tabela 31 Test 3.11

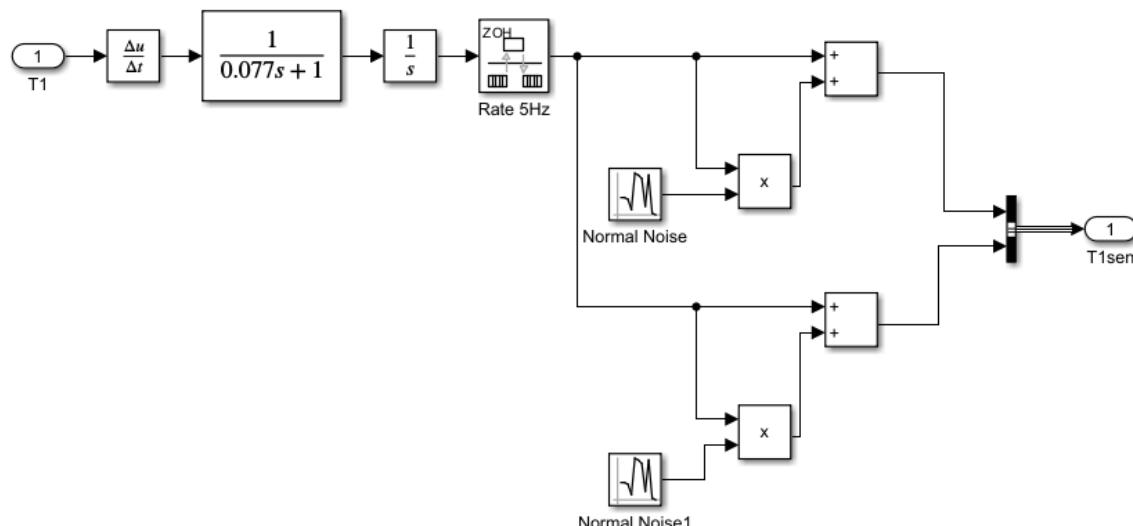
Test 3.11	Test układu sterowania modułem paliwowym (wymuszanego P_{3t} i $T_{4.5t}$)
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wszystkich elementów modułu upustu powietrza, poprzez wymuszony sygnał $T_{4.5t}$ i P_{3t} .
Wejście	$[P_{3t} T_{4.5t}] = 1 \text{ dla } t \in (0, 5 \text{ s})$ $[P_{3t} T_{4.5t}] = 1 - 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (5 \text{ s}, 10 \text{ s})$ $[P_{3t} T_{4.5t}] = 0,75 \text{ dla } t \in (10 \text{ s}, 15 \text{ s})$ $[P_{3t} T_{4.5t}] = 0,75 + 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (15 \text{ s}, 30 \text{ s})$ $[P_{3t} T_{4.5t}] = 1,5 \text{ dla } t \in (30 \text{ s}, 35 \text{ s})$ $[P_{3t} T_{4.5t}] = 1,5 - 0,05 \cdot t \text{ dla } t \in (35 \text{ s}, 45 \text{ s})$
Założenie	$SOV \text{ limiter} = 1 \text{ dla } T_{4.5t} > 1,3$ $SOV \text{ kontroler} = 1, \text{ jeżeli } SOV \text{ limiter}: 1 \rightarrow 0$ $W_{f_{max}} = 55 \frac{g}{s}$ $W_{f_{min}} = 33 \frac{g}{s} \text{ (dla kontrolera } SOV = 0)$ $W_f = 0 \frac{g}{s} \text{ (dla } SOV \text{ kontrolera} = 1)$ $SOV \text{ kontroler} == 1 \text{ dla } T_{4.5t} = 130\%$
 <p style="text-align: center;">test 3.11</p> <p style="text-align: center;">Voter dla sensora $T_{4.5t}$</p> <p style="text-align: center;">$T_{4.5t}$ [%]</p> <p style="text-align: center;">czas [s]</p> <p style="text-align: center;">SOV kontroler</p> <p style="text-align: center;">P_{3t}/P_{2t}, $T_{4.5t}$, SOV kontroler [%]</p> <p style="text-align: center;">czas [s]</p> <p style="text-align: center;">Ilość paliwa dostarczanego do silnika [g/s]</p> <p style="text-align: center;">W_f [g/s]</p> <p style="text-align: center;">czas [s]</p>	
Rysunek 110 Wyniki testu 3.11	
Wnioski	<p>Voter odpowiednio dobiera 3 sygnały najbliższe zadanemu, a następnie wyciąga z nich średnią.</p> <p>Kontroler SOV włącza się po przekroczeniu wartości limitera bezpieczeństwa $T_{4.5t}$ plus opóźnieniu wynikającemu z potwierdzenia przekroczenia.</p> <p>Wartość paliwa mieści się w zadanych limitach dla normalnej pracy, a po włączeniu kontrolera SOV spada do poziomu 0.</p>

Układ sterowania modułem zmiennej geometrii

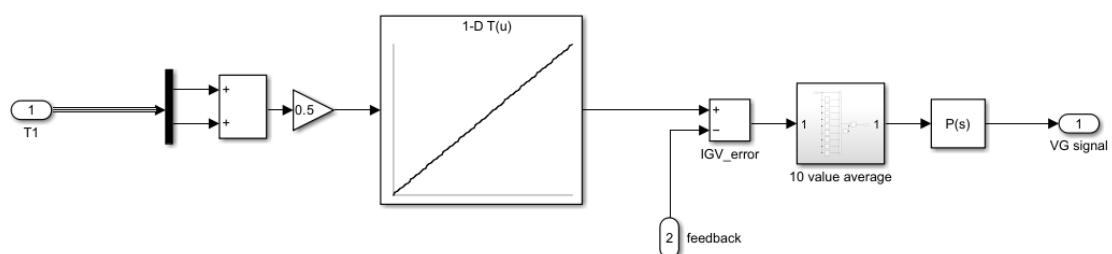
Do sterowania modułem zmiennej geometrii (rysunek 111) stosuje się wartość temperatury T_1 (rysunek 112), która odpowiada za dobór kąta nastawienia zmiennej geometrii. Dodatkowo elementami tego modułu jest kontroler VG (rysunek 113), jak również siłownik VG (rysunek 114) i sensor sprężenia zwrotnego (rysunek 115), posiadającym informacje o kącie nastawienia zmiennej geometrii.



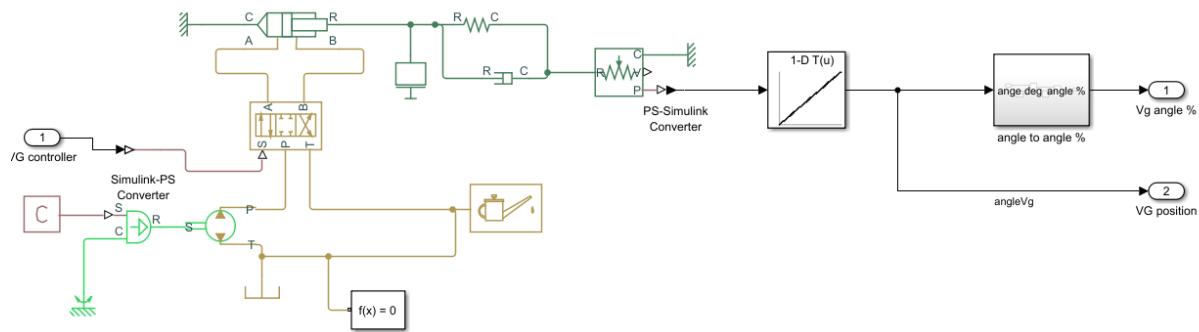
Rysunek 111 Schemat modułu sterowania zmienną geometrią



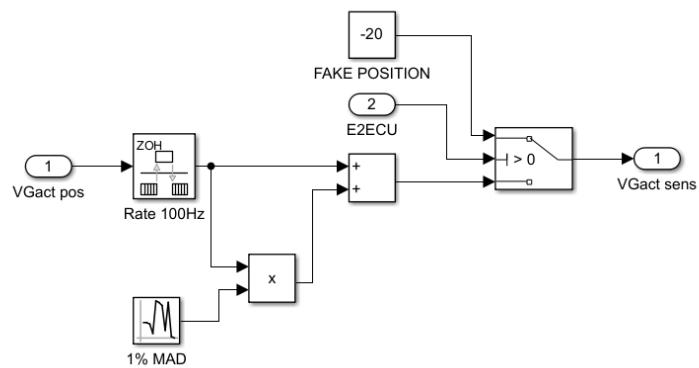
Rysunek 112 Schemat czujnika T_1



Rysunek 113 Schemat kontrolera VG



Rysunek 114 Schemat siłownika VG

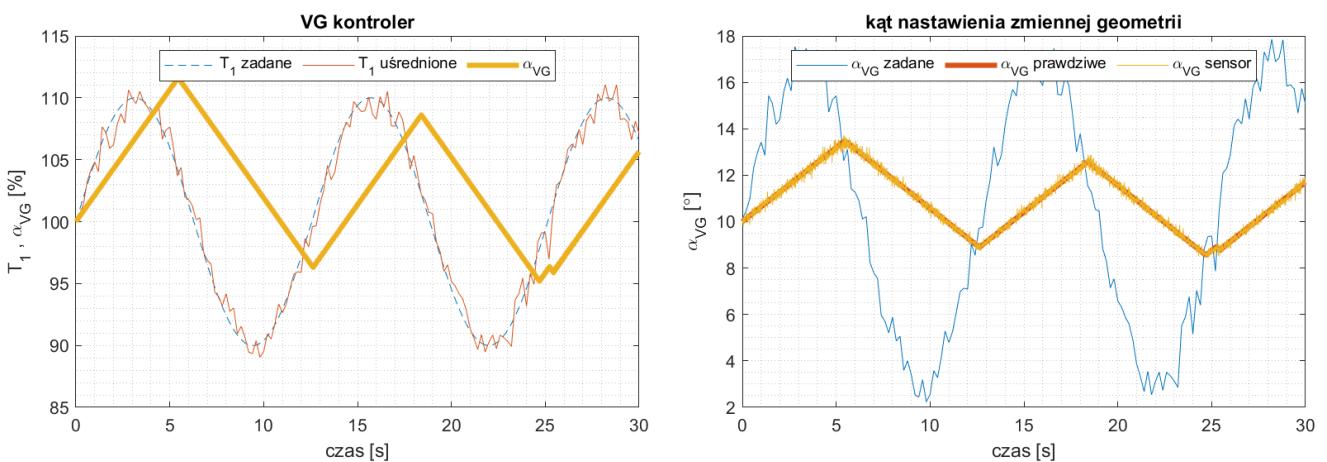


Rysunek 115 Schemat czujnika położenia LVDT

Tabela 32 Test 3.12

Test 3.12	Test układu sterowania modułem zmiennej geometrii
Cel	Sprawdzenie poprawnej implementacji wszystkich elementów modułu VG.
Wejście	$T_1 = 1 + 0,1 \cdot \sin(t)$ dla $t \in (0, 30 \text{ s})$
Założenie	$\alpha_{VG} \sim T_1$ $\alpha_{VG} \in (7,5^\circ, 12,5^\circ)$ dla zadanego T_1

test 3.12



Rysunek 116 Wyniki testu 3.12

Wnioski	Kąt nastawienie zmiennej geometrii rośnie wraz ze wzrostem T_1 , siłowniki tego modułu mają dużą bezwładność, z tego powodu ich zmiana jest wolniejsza niż zadany sygnał wejściowy.
---------	---

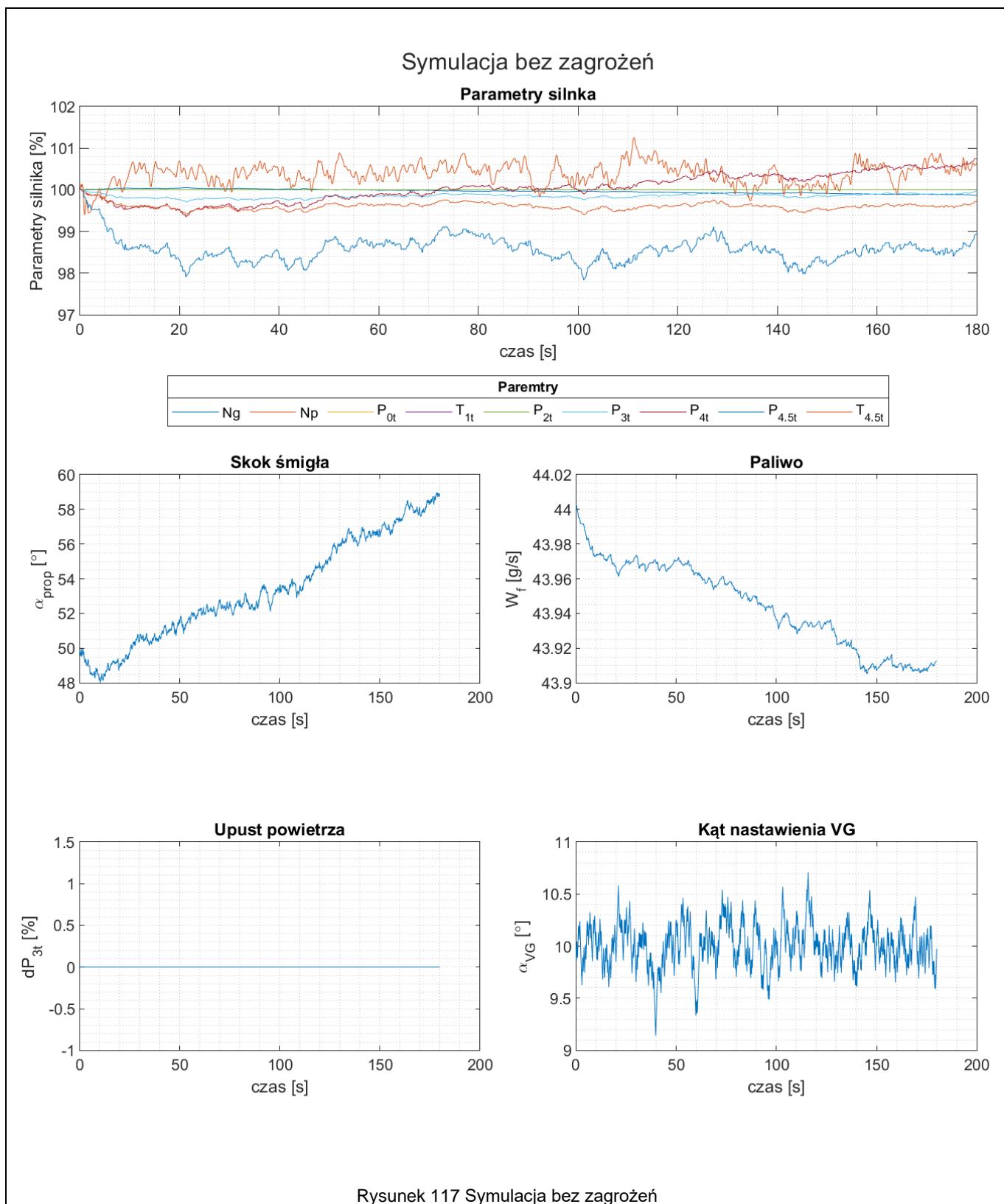
12.2 Testy całego układu

Najważniejszym elementem podczas testowania pełnej symulacji jest sprawdzenie zachowania się kluczowych parametrów silnika, a także odpowiedzi układu sterowania w postaci zmiany skoku śmiegi, dostarczanego paliwa do silnika, upuszczanego z silnika powietrza, czy kąta nastawienia zmiennej geometrii. Do każdej z wykonanych symulacji dodatkowo przedstawiona została analiza wyników i wnioski na temat otrzymanych wyników, a także porównania z rozwiązaniami stosowanymi w przemyśle.

12.2.1 Testowanie symulacji bez zagrożeń

Tabela 33 Test 4.1

Test 4.1	Testowanie symulacji bez zagrożeń
Cel	Sprawdzenie stabilności układu i zachowania siłowników dla silnika nie poddanemu żadnym zagrożeniom.
Wejście	<i>zagrożenie 1 = NIE ,zagrożenie 2 = NIE ,zagrożenie 3 = NIE zagrożenie 4 = NIE ,zagrożenie 5 = NIE ,zagrożenie 6 = NIE</i>
Założenie	<i>Parametry silnika = 100% ± 2,5%</i>



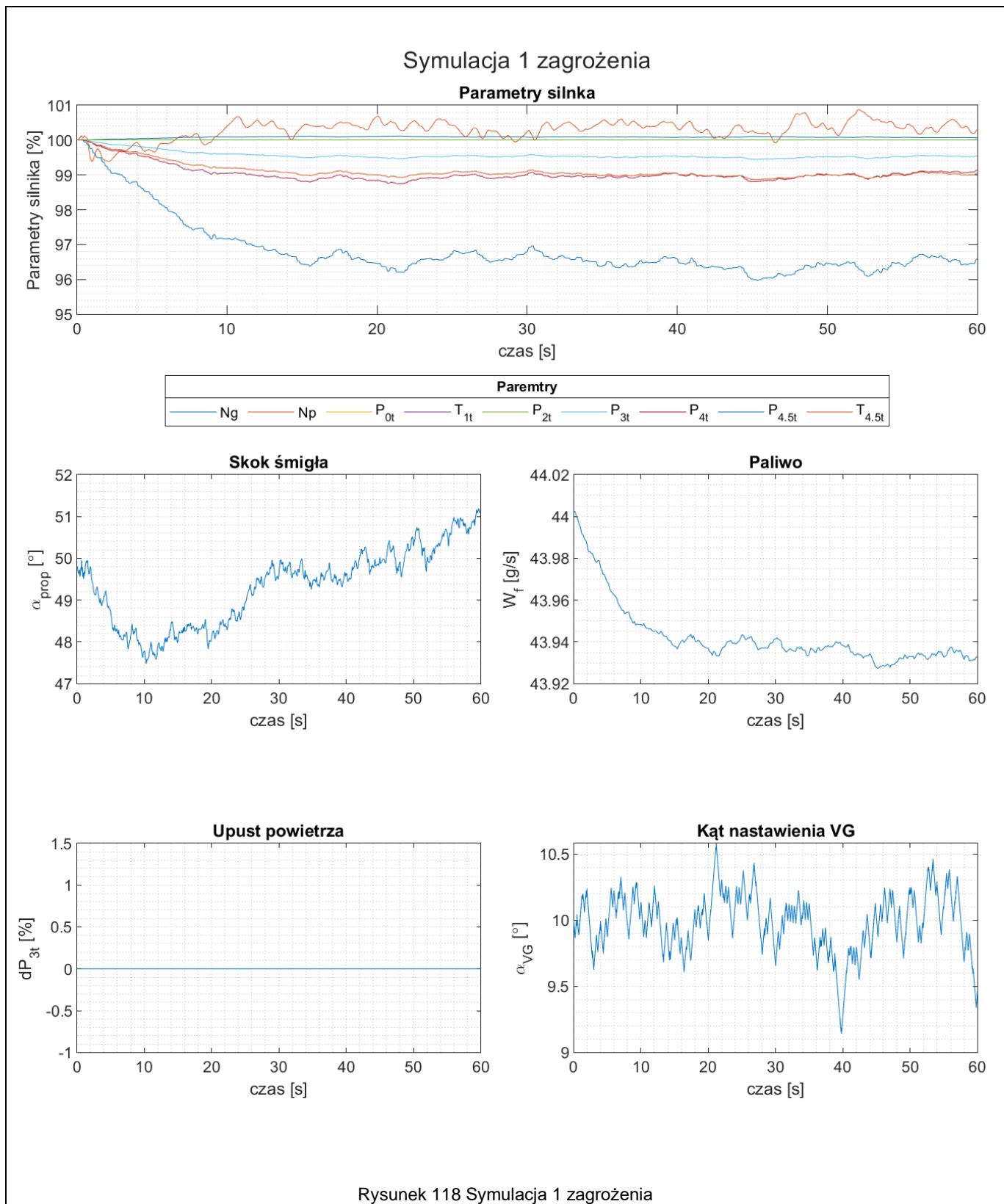
Wnioski	Zgodnie z założeniem postawionym przed systemem, silnik niepoddany żadnym czynnikom utrudniającym pracę pozostaje w stabilności. Rozstrzał poszczególnych parametrów wynika z błędów czujników, które powodują próbę korekcji przez układ sterowania w szczególności przez ilość dostarczanego do silnika paliwa. Niestety nie udało się w pełni skontrolować wartości dostarczanego do silnika paliwa i skoku śmigła co doprowadzi w pewnym momencie symulacji do braku możliwości kontrolowania pozostałych parametrów. Warto w tym miejscu zauważyć, ciągły ruch siłownika zmiennej geometrii. W rzeczywistości wartość kąta nastawienia zmiennej geometrii zmienia się w trakcie wznoszenia i ustala się na stałym poziomie na wysokości przelotowej. Takie rozwiązanie zdecydowanie zwiększa czas eksploatacji wszystkich elementów tego systemu, bez znaczącego wpływu na wydajność całego układu.
---------	--

12.2.2 Testowanie awarii czujnika

Możliwość awarii czujnika jest jednym z podstawowych aspektów do analizy w przypadku projektowania bezpiecznego i niezawodnego układu sterowania silnikiem. W wykonanej analizie podany awarii został sensor ciśnienia za sprężarką, który jest kluczowy nie tylko ze względu na jego rolę w zwiększaniu wydajności, ale przede wszystkim z powodu bezpieczeństwa, a brak możliwości jego dokładnego wyznaczenia może skończyć się wystąpieniem pompażu w silniku.

Tabela 34 Test 4.2

Test 4.2		Testowanie awarii czujnika
Cel	Sprawdzenie stabilności układu i zachowania siłowników dla silnika poddanemu pierwszemu zagrożeniu.	
Wejście	$zагро́жение 1 = TAK$, $zагро́жение 2 = NIE$, $zагро́жение 3 = NIE$ $zагро́жение 4 = NIE$, $zагро́жение 5 = NIE$, $zагро́жение 6 = NIE$	
Założenie	$Parametry\ silnika = 100\% \pm 5\%$	



Rysunek 118 Symulacja 1 zagrożenia

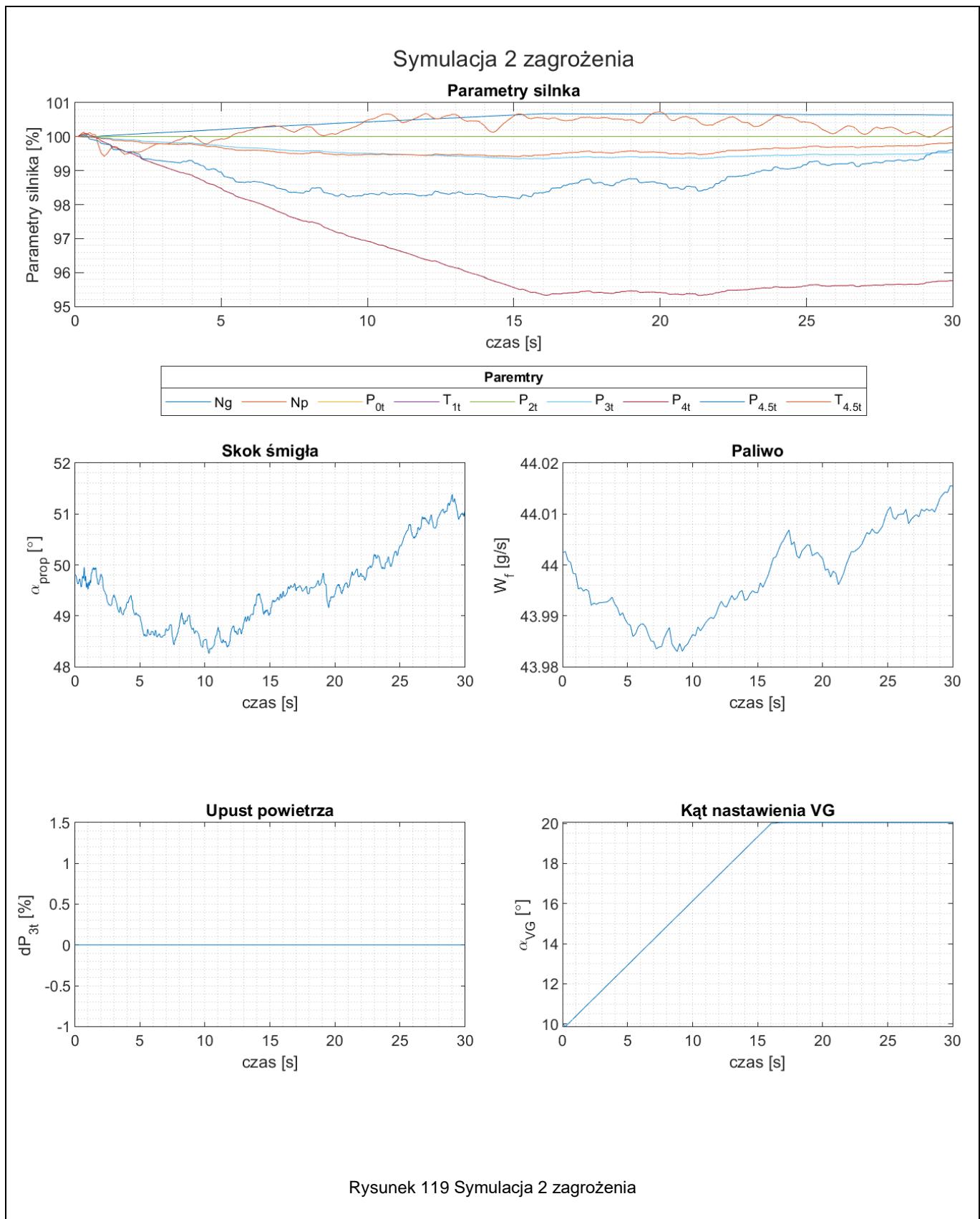
Wnioski	<p>W porównaniu z układem bez awarii czujnika zauważalne jest zwiększenie się różnicy pomiędzy wartościami ciśnienia pomiędzy turbinami, co spowodowane zostało niepoprawną ilością paliwa dostarczanego do silnika.</p> <p>W wykonanej symulacji niezależnie od różnic pomiędzy odczytami czujników końcowy zostaje zawsze uśredniany. W przypadku rzeczywistych silników, w momencie wystąpienia takich niezgodności istnieją 2 możliwości rozwiązania tego problemu. Pierwszym z nich jest wykorzystanie wartości bliższej zakresu niebezpiecznego, zgodnie z zasadą stawiania bezpieczeństwa przed wydajnością. Dodatkowo istnieje możliwość, wyznaczenia wartości spręzu całkowitego z pozostałych parametrów silnika takich jak prędkość obrotowa wału, na którym znajduje się sprężarka i parametrom powietrza na wlocie. Wartość ta nie będzie dokładna, jednakże przy pomocy odpowiedniej filtracji istnieje możliwość wytypowania poprawnie działającego czujnika.</p>
---------	--

12.2.3 Testowanie awarii kontrolera

Awaria kontrolera, w swoich skutkach jest równie groźna co awaria czujnika. W wykonanej symulacji awaria kontrolera została zasymulowana jako niepoprawny sygnał sprężenia zwrotnego o położeniu zmiennej geometrii, co kontroler próbuje skorygować.

Tabela 35 Test 4.3

Test 4.3	Testowanie awarii kontrolera
Cel	Sprawdzenie stabilności układu i zachowania siłowników dla silnika poddanemu drugiemu zagrożeniu.
Wejście	$zагро́жение 1 = NIE$, $zагро́жение 2 = TAK$, $zагро́жение 3 = NIE$ $zагро́жение 4 = NIE$, $zагро́жение 5 = NIE$, $zагро́жение 6 = NIE$
Założenie	$\alpha_{VG} \rightarrow 20^\circ$



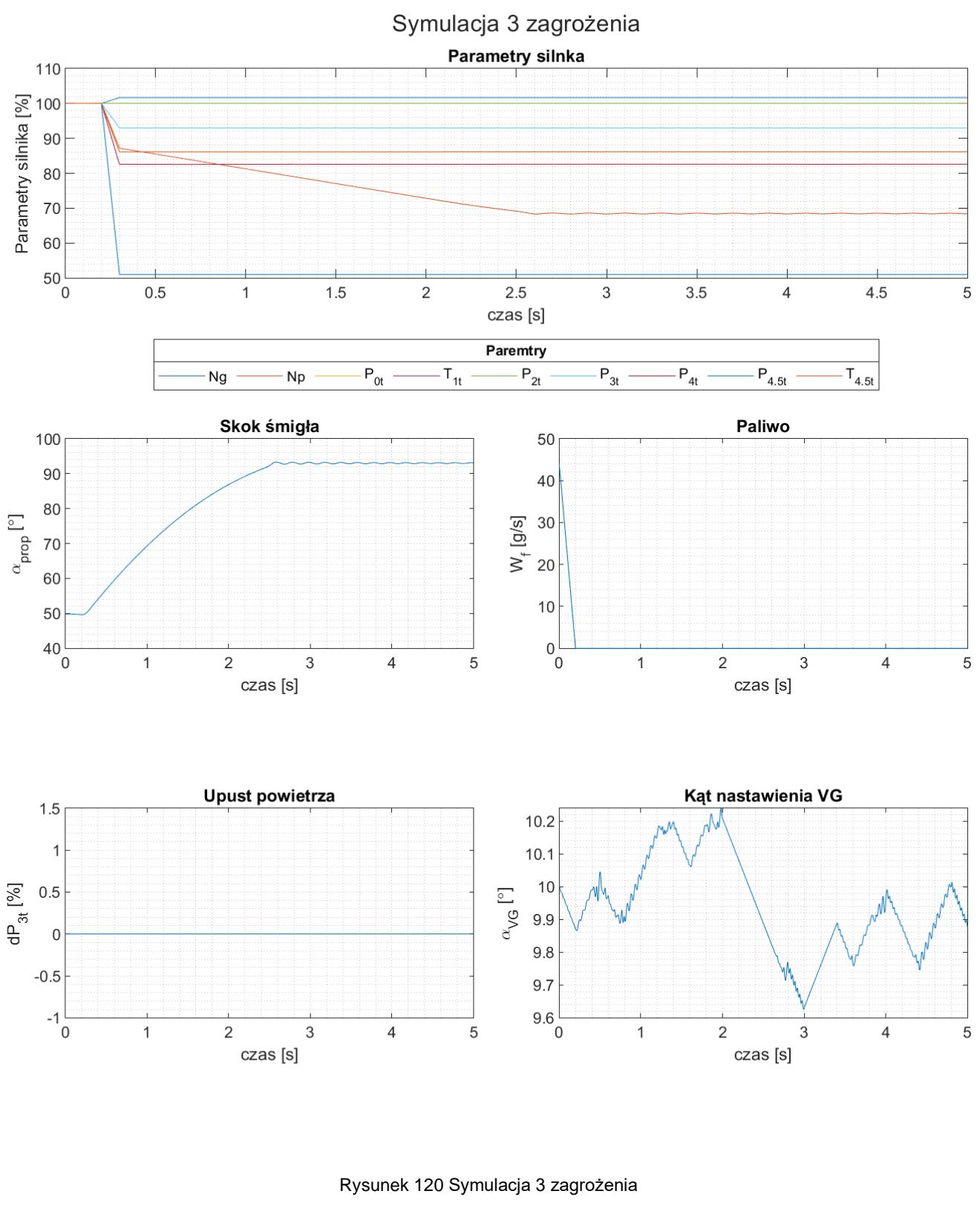
Wnioski	Zgodnie z przypuszczeniem po otrzymaniu sygnału o nieprawdziwym kącie nastawienia zmiennej geometrii, kontroler wysyła sygnał w celu jego zwiększenia, co w dłuższej perspektywie może wygenerować znaczco bardziej niebezpieczną sytuację. Dlatego właśnie niezbędne jest zastosowanie redundancji w postaci 2 czujnika, w celu kontrolowania zmiany położenia. Co więcej, w przypadku rzeczywistych układów sterowania silnikami, każdego rodzaju sensor jest zabezpieczony w przypadku jego niepoprawnego sygnału, a w momencie wykrycia takiej awarii wykorzystany zostaje ostatni wiarygodny sygnał wysłany przez silnik.
---------	--

12.2.4 Testowanie awarii śmigła

Nastąpienie oderwania łopaty śmigła od samolotu, jest zarówno spektakularnym i bardzo mało prawdopodobnym zdarzeniem. Taki incydent jednak miał miejsce w Polsce w roku 1957, kiedy to z powodu obluzowania się zamka maski wypadła łopata śmigła samolotu TS-8 Bies [34]. Tak duża niewyważona masa jednoznacznie doprowadziłaby do uszkodzenia całego silnika z powodu vibracji, toteż informacja o natychmiastowym wyłączeniu silnika i zchorągiewkowania śmigła jest kluczowa.

Tabela 36 Test 4.4

Test 4.4	Testowanie awarii śmigła
Cel	Sprawdzenie stabilności układu i zachowania siłowników dla silnika poddanemu trzeciemu zagrożeniu.
Wejście	<i>zagrożenie 1 = NIE , zagrożenie 2 = NIE , zagrożenie 3 = TAK zagrożenie 4 = NIE , zagrożenie 5 = NIE , zagrożenie 6 = NIE</i>
Założenie	$W_f \rightarrow 0$ i $\alpha_{prop} \rightarrow 92,5^\circ$



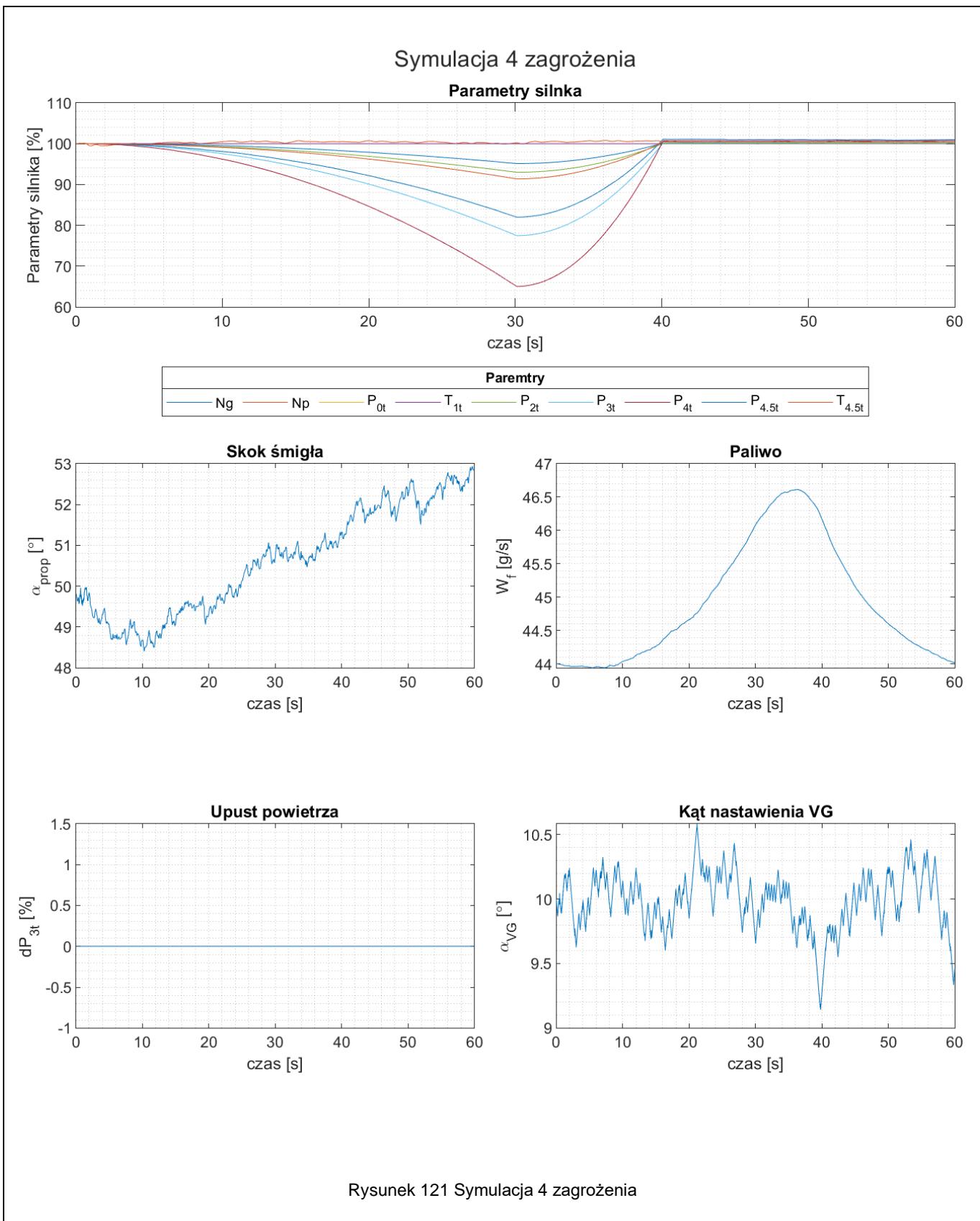
Wnioski	<p>W przypadku niektórych rodzajów zagrożeń i awarii układ sterowania nie jest w stanie doprowadzić silnika do stanu bezpiecznego. Z tego powodu, najważniejszą rzeczą, która w tym przypadku można zrobić, jest minimalizacja konsekwencji zdarzenia. Z tego też powodu, zarówno w wykonanej symulacji, jak i w świecie rzeczywistym w przypadku zagrożenia tak poważnego, jak wypadnięcie łopaty śmigła układ sterowania chorągiewkuje śmigło i odcina dopływ paliwa.</p> <p>Śmigło ustawione w chorągiewkę wytwarza mniejszy opór, co pozwala pilotowi na wolniejsze opadanie, natomiast odcięcie dopływu paliwa ma za zadanie zminimalizowanie ryzyka pożaru. Warto dodatkowo zauważać, że pomimo takiej awarii, upust powietrza pozostaje zamknięty. Jest to spowodowane tym, że w sytuacji tego zagrożenia większa ilość powietrza przepływającego przez silnik spowoduje szybsze spowolnienie prędkości obrotowej obu wałów. Parametry silnika zmieniają się w sposób dynamiczny po uruchomieniu systemów bezpieczeństwa i opracowany model nie jest w stanie ich dokładnie wyznaczyć, toteż ich wyniki nie zostały poddane analizie.</p>
---------	--

12.2.5 Testowanie przeciągnięcia samolotu przez pilota

Następnym rozważanym zagrożeniem dla poprawnej pracy silnika, jest nieodpowiednie zachowanie się pilota, który w sposób gwałtowny zmieni kąt natarcia całego samolotu. Konsekwencją tego zdarzenia jest również zmiana kąta nastawienia silnika w stosunku do napływającego powietrza, co skutkuje mniejszą ilością powietrza dostarczaną do silnika i mniejszym ciśnieniem powietrza w samym silniku.

Tabela 37 Test 4.5

Test 4.5		Testowanie przeciągnięcia samolotu przez pilota
Cel	Sprawdzenie stabilności układu i zachowania siłowników dla silnika poddanemu czwartemu zagrożeniu.	
Wejście	zagrożenie 1 = NIE , zagrożenie 2 = NIE , zagrożenie 3 = NIE zagrożenie 4 = TAK , zagrożenie 5 = NIE , zagrożenie 6 = NIE	
Założenie	W_f rośnie, kiedy P_{2t} spada	



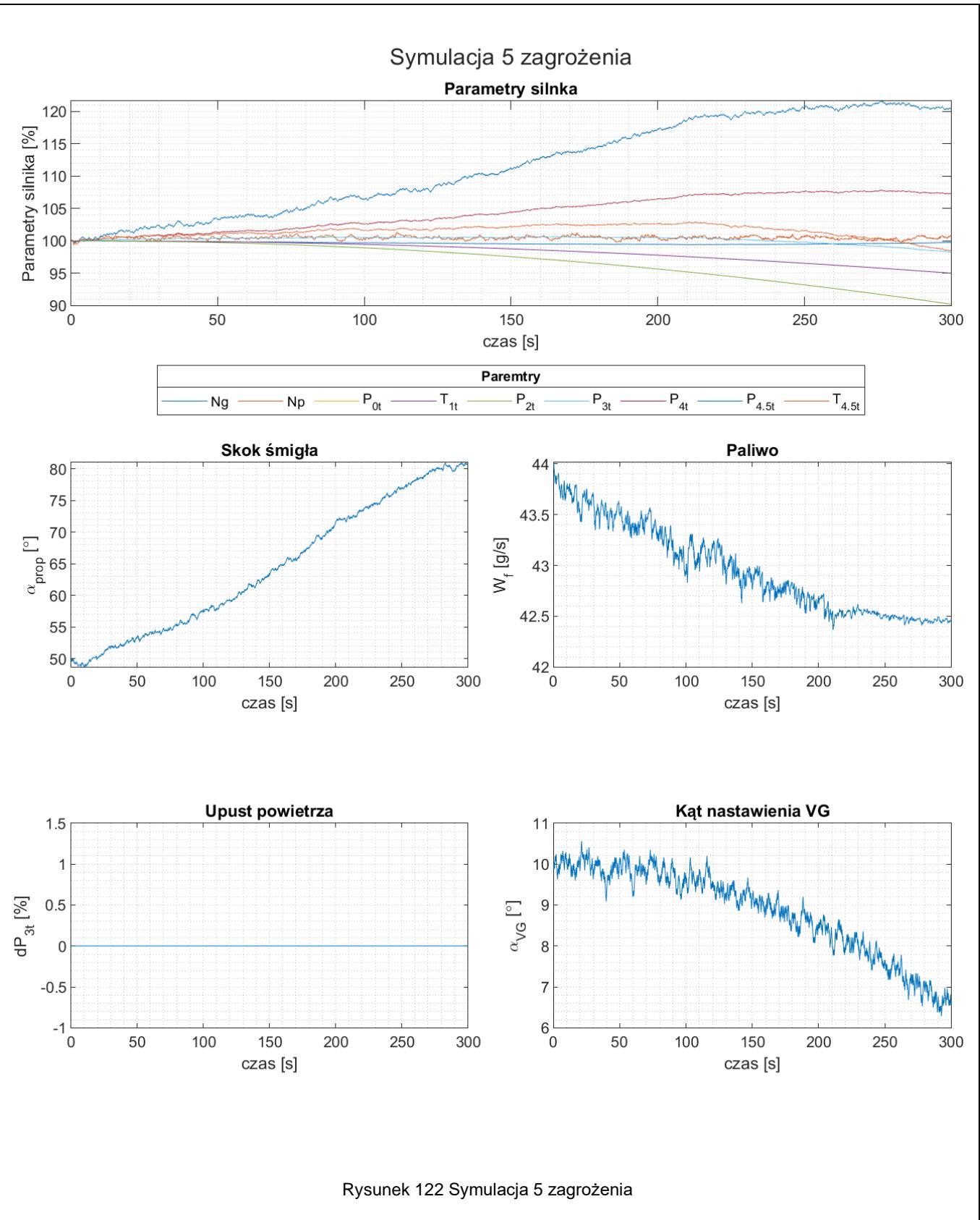
Wnioski	W przypadku takiego zagrożenia spada ciśnienie w praktycznie całym silniku. Układ sterowania w celu powrócenia silnika do stanu normalnego zwiększa ilość dostarczanego paliwa, jednakże z powodu występujących opóźnień i bezwładności układu reakcja nie jest wystarczająco dynamiczna. W przypadku rzeczywistego modelu silnika reakcja powinna być zdecydowanie szybsza, aby jak najszybciej ograniczyć wszystkie negatywne konsekwencje. Ponadto w rzeczywistej sytuacji, w której pilot nagle pociąga do siebie wolant, towarzyszy zwykle temu zwiększenie ustawienia przepustnicy w celu zmaksymalizowania ciągu, co nie zostało jednak dodatkowo zasymulowane.
---------	--

12.2.6 Testowanie ryzyka oblodzenia

Nagła zmiana temperatury zaproponowana w symulacji jest sytuacją nadzwyczaj ekstremalną. Co prawda zdarzają się sytuacje, w których w jakimś miejscu na ziemi w ciągu 7 minut temperatura zmienia się o nawet o 26°C [31], jednakże nie ma informacji o takich zdarzeniach na wysokości przelotowej.

Tabela 38 Test 4.6

Test 4.6	Testowanie ryzyka oblodzenia
Cel	Sprawdzenie stabilności układu i zachowania siłowników dla silnika poddanemu pięciemu zagrożeniu.
Wejście	<i>zagrożenie 1 = NIE ,zagrożenie 2 = NIE ,zagrożenie 3 = NIE zagrożenie 4 = NIE ,zagrożenie 5 = TAK ,zagrożenie 6 = NIE</i>
Założenie	<i>α_{VG} spada kiedy T_1 spada</i>



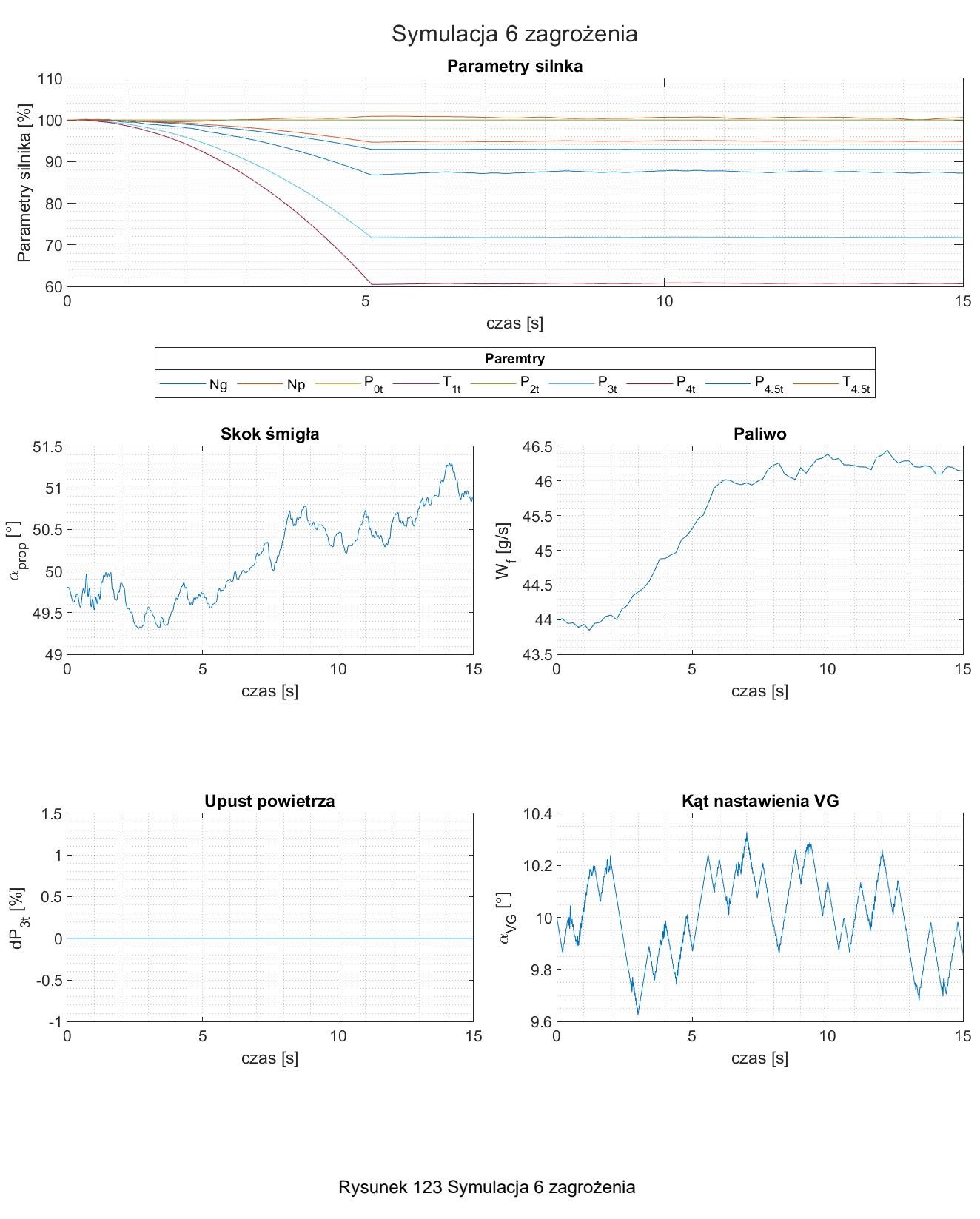
Wnioski	Układ sterowania poradził sobie z zasymulowanym zdarzeniem. Wszystkie 3 aktywne silowniki zmieniające skok śmigła, ilość dostarczanego paliwa, a także kąt nastawiania zmiennej geometrii uczestniczyły w ustabilizowaniu pracy silnika. Wartość skoku śmigła zdecydowanie wyszła poza obszar linearyzacji obliczeń, toteż wiarygodność ostatecznego wyniku może być kwestionowana. Sytuacja przedstawiona w wykonanej symulacji jest zbyt ekstremalna, aby istniały analizy realnych układów sterowania silnikami turbośmigłowymi, które mogłyby ułatwić weryfikację tej symulacji.
---------	--

12.2.7 Testowanie wessania obiektu

Silniki turbośmigłowe z racji stosunkowo małej powierzchni wlotowej do silnika w porównaniu z ogromnymi silnikami turbowentylatorowymi są stosunkowo mniej podatne na ryzyko wessania obiektu naturalnego. Niemniej jednak takie sytuacje zdarzają się, toteż układ sterowania musi być przed nimi zabezpieczony [36]. Skutek zanieczyszczenia całem obcym (FOD) do silnika jest ciężki do przewidzenia. Jeżeli samolot znajduje się na ziemi, istnieje duże prawdopodobieństwo, że posiada on otwarty separator inercjalny, przez który obiekt wyleci, nie trafiając dzięki temu do wewnętrznej części silnika. Natomiast w przypadku takiego zdarzenia w powietrzu trafi on do wnętrza silnika, generując szkody, które obniżą sprawność sprężarki.

Tabela 39 Test 4.7

Test 4.7	Testowanie wessania obiektu
Cel	Sprawdzenie stabilności układu i zachowania silowników dla silnika poddanemu szóstemu zagrożeniu.
Wejście	<i>zagrożenie 1 = NIE ,zagrożenie 2 = NIE ,zagrożenie 3 = NIE zagrożenie 4 = NIE ,zagrożenie 5 = NIE ,zagrożenie 6 = TAK</i>
Założenie	<i>W_f rośnie kiedy P_{3t} spada</i>



Wnioski	Pomimo zgodności związanej z charakterystyką większości parametrów silnika, niektóre z nich wydają się niewystarczające, jak na przykład temperatura pomiędzy turbinami, która powinna wzrastać wraz ze spadkiem sprężu całkowitego i ze zwiększającą się ilością paliwa. W przypadku rzeczywistych modeli silników muszą one przejść specjalne testy sprawdzające skutek wessania ptaka do silnika. Powszechnie stosowanym rozwiązaniem tego problemu jest zainstalowanie ekranu wlotowego na silniku, na którym dany FOD zatrzyma się niepowodując większych uszkodzeń [35].
---------	--

13 Podsumowanie i wnioski

Wykonanie tej pracy zostało podzielone na 3 etapy: przygotowanie, projektowanie i testowanie. Podczas przygotowania wykonany został przegląd literatury w celu zrozumienia działania silników turbośmigłowych, w szczególności silnika GE CT-7, a także zidentyfikowania potencjalnych zagrożeniach grążącym silnikom. Następnie została przeprowadzona analiza układów sterowania, w tym możliwych dostępnych czujników i siłowników, jak również analiza zasad sterowania zastosowanych w kontrolerach. Dodatkowo należało wyznaczyć wartości niebezpieczne parametrów silnika w celu przygotowania limiterów.

Pierwszą częścią etapu projektowania było przygotowanie struktury całego systemu, w tym wykonanie odpowiedniego podziału na 3 główne podsystemy, a także zdefiniowanie interfejsu pomiędzy nimi. Każdy z podsystemów został następnie podzielony na moduły, gdzie w przypadku ECG podział został dokonany na 6 przygotowanych zagrożeń, dla ESU, były to odpowiednie 4 moduły od siłowników i 1 moduł główny, natomiast ECU został podzielony na sensory, limiterы, kontrolery i siłowniki. Taki podział pozwala na lepsze zrozumienie zasad działania poszczególnych elementów, oraz ułatwia zdefiniowanie źródła błędów podczas testów. Następną częścią było przygotowanie odpowiedniej implementacji funkcjonalności poszczególnych modułów, zdefiniowanie ich sygnałów wejściowych i wyjściowych, w tym, czy sygnał został wyrażony w wartościach bezwzględnych, różniczkach wartości lub względem stanu ustalonego podczas przelotu. Kolejną częścią tego etapu było wprowadzenie do modułów odpowiednich wartości stałych, takich jak wartości limiterów czy wielkości zaburzeń zagrożeń spełniających założenia.

Ostatnim etapem było wykonanie testów, w celu zweryfikowania odpowiedniej implementacji symulacji, pod względem wymagań systemu. W pierwszej części testy zostały wykonane dla poszczególnych podsystemów. Każdy z modułów został przetestowany poprzez zadanie znanego sygnału wejściowego i sprawdzenie otrzymanego sygnału wyjściowego pod względem spełnienia założeń. Po wykonaniu testów podsystemów zostały wykonane testy całości układu, które rozpoczęto od testu układu bez zadania zagrożenia. Symulacja ta pozwoliła na sprawdzenie poprawności integracji i stabilności całego systemu. Następnie zostały przeprowadzone symulacje wpływu poszczególnych zagrożeń na parametry silnika i odpowiedź układu sterowania.

Projektowanie symulatorów jednostek sterujących silników lotniczych jest stosunkowo trudnym i zawiłym procesem wymagającym uwzględnienia wielu aspektów, takich jak wzajemny wpływ parametrów pracy silnika czy reakcje układu sterowania. Najlepszym zabezpieczeniem przed awarią układu sterowania jest zwielokrotnienie komponentów zarówno w przypadku czujników, kontrolerów, jak i siłowników, zwiększając przy tym bezpieczeństwo i wiarygodność całego układu.

Przedstawione zagrożenia zostały dobrane jako zdarzenia mogące realnie wystąpić podczas eksploatacji silnika. Celowo zostało dobrane tylko jedno zagrożenie niepozwalające na jakkolwiek próbę przywrócenia silnika do normalnej pracy. Zdarzenia takie są najpoważniejsze ze względu na konsekwencje, jednakże zawsze sprowadzają się do zchorągiewkowania śmigła i odcięcia dopływu paliwa, w celu zminimalizowania ryzyka dalszego zniszczenia silnika.

Podczas projektowania układów sterowania silnikami lotniczymi bezpieczeństwo należy stawać ponad wydajnością. W celu poprawnej pracy całego systemu i zapewnieniu bezpiecznej pracy całego silnika, niezbędne okazało się zastosowanie 3 siłowników w postaci regulatorów skoku śmigła, ilości dostarczanego paliwa i kąta nastawienia zmiennej geometrii. Niezbędne były również liczne czujniki, monitorują stan pracy silnika. W przypadku czujników o mniejszej dokładności i większym opóźnieniu, kluczowe okazało się zastosowanie większej ilości czujników, jak w przypadku pięciu termopar znajdujących się pomiędzy turbinami wysokiego i niskiego ciśnienia.

Dodatkowo, do sprawdzania stanu bezpieczeństwa i wydajności silnika, niezbędne okazało się zastosowanie limiterów. Wartości limitujące prędkości obrotowe czy temperatury są niezbędne do certyfikacji silnika. Ponadto, obostrzeniami prawnymi objęty jest system chorągiewkowania śmigła i odcinania dopływu paliwa w momencie zagrożenia.

Wiele elementów wykorzystanych do sterowania silnikiem można użyć w więcej niż jeden sposób. Takim przykładem jest ten sam rodzaj czujnika do mierzenia momentu obrotowego i prędkości obrotowej wału turbiny niskiego ciśnienia. Takie rozwiązanie pozwala zmniejszyć masę całego silnika i w łatwy sposób zwielokrotnić liczbę urządzeń mogących pełnić tę samą funkcję.

W wykonanej symulacji nie został uwzględniony aspekt kosztów, który zawsze zostaje poruszany podczas analizy możliwych rozwiązań. Pomimo nacisku na bezpieczeństwo, należy mieć na uwadze, że zmniejszanie ryzyka i zwiększanie dokładności układu prowadzi do zwiększenia wydatków na projektowanie, testowanie, weryfikację, walidację i certyfikację produktu.

Warto zauważyć, że wykonane symulacje dotyczą pracy silnika w fazie przelotu. Symulacje te mogą być dalej rozwijane poprzez analizę zagrożeń, parametrów silnika i układu sterowania w innej fazie np. podczas startu, wznoszenia, czy opadania. W takim przypadku niezbędne jest uwzględnienie zmieniających się parametrów, takich jak prędkość samolotu, ciśnienie czy temperatura otoczenia. Dodatkowo, kolejnym etapem takich analiz mogłoby być połączenie poszczególnych faz lotów poprzez symulowanie przejścia silnika z jednej fazy lotu do drugiej. Niestety, takie analizy są wyjątkowo skomplikowane z powodu dynamicznie zmieniających się parametrów silnika, których nie da się dokładnie przybliżyć aproksymacją liniową charakterystyk.

14 Bibliografia

- [1] Link C. Jaw, Aircraft Engine Controls Design, System Analysis, And Health Monitoring
- [2] Mattingly, J. D., Heiser, W. H., And Pratt, D. T., Aircraft Engine Design
- [3] Jaw, L. C., And Guo, T.-H., Recent Advancements In Aircraft Engine Health Management Technologies And Recommendations For The Next Step
- [4] Merrill, W. C., Delaat, J. C., And Bruton, W. M., Advanced Detection, Isolation, And Accommodation Of Sensor Failures-Real-Time Evaluation
- [5] Rachel Cormack, Embraer's New, More Efficient Turboprop Airplanes
- [6] EASA, Type Certificate Data Sheet For General Electric Company Ct7-Series Engines
- [7] Globalsecurity.Org, Cutaway View Of The T700-Ge-700
- [8] FAA, Full Authority Digital Engine Control (Fadec)
- [9] Mark G. Ballin, A High Fidelity Real-Time Simulation Of A Small Turboshaft Engine
- [10] Saab Aircraft Ab, Saab 340 Airplane Characteristics For Airport Planning
- [11] National Oceanic And Atmospheric Administration, U.S. Standard Atmosphere, 1976
- [12] Mihaloew, J. R., d Hart, C. E., Real Time Digital Propulsion System Simulation For Manned Flight Simulators
- [13] Shannon Ackert, Aircraft Maintenance Handbook For Financiers
- [14] Paweł Wirkowski, Gas Turbine Engine Work Parameters During Incorrect Setting Of Axial Compressor Variable Stator Vanes
- [15] Honeywell, Sndh-H Series Speed Sensors
- [16] Texas Instruments, Zero Crossing Detection Using Comparator Circuit
- [17] Frederick John Pineo, Adaptive Update Method For Embedded Real-Time Jet Engine Models
- [18] Harcosemco, Total Air Temperature Sensors (Tats)
- [19] UTC Aerospace Systems, Total Temperature Sensors
- [20] Besançon Robert M., The Encyclopedia Of Physics
- [21] Omega Co., Temperature Probes
- [22] <Https://Www.Aeroexpo.Online/Prod/Thermo-Est/Product-170734-45154.Html>
- [23] <Https://Www.Aeroexpo.Online/Prod/Te-Connectivity-Ltd/Product-170689-64187.Html>
- [24] <Https://Www.Aeroexpo.Online/Prod/Ccs-Custom-Control-Sensors/Product-169498-38266.Html>
- [25] Parker Lord, Aerospace Torque Measurement
- [26] Steve Arar- "Introduction To Linear Variable Differential Transformers (Lvdts)"
- [27] <Https://Www.Aeroexpo.Online/Prod/Crane-Aerospace-Electronics/Product-169589-45399.Html>
- [28] <Https://Www.Aeroexpo.Online/Prod/Ilt/Product-170008-57647.Html>
- [29] <Https://Www.Aeroexpo.Online/Prod/Ilt/Product-170008-57633.Html>
- [30] Https://Img.Aeroexpo.Online/Images_Ar/Photo-M2/170008-14439337.Jpg
- [31] Mathworks, 4-Way Directional Valve
- [32] Heash, What Is Electrohydraulic Servo Valve
- [33] Pilots Of America, Constant Speed Prop Blade Angle
- [34] Samoloty Polskie- Ts-8 Bies, Samolot Odwilży
- [35] Christopher C. Burt, Extreme Short-Duration Temperature Changes In The U.S.
- [36] Aeronautics Guide, Aircraft Turbine Engine Inlet Systems
- [37] EASA, Bird Strike Damage & Windshield Bird Strike

15 Spis oznaczeń

Tabela 40 Spis oznaczeń

A	macierz zmian głównych parametrów silnika
α_{VG}	kąt nastawienia zmiennej geometrii [$^\circ$]
α_{prop}	skok śmigła [$^\circ$]
b_{ABV}	wektor wpływu upustu powietrza na zmienne stanu
b_{fuel}	wektor wpływu ilości paliwa na zmienne stanu
b_{PPA}	wektor wpływu skoku śmigła na zmienne stanu
b_{VG}	wektor wpływu zmiennej geometrii na zmienne stanu
δ	kąt pomiędzy wypustkami [$^\circ$]
$\Delta\tau$	czas pomiędzy odczytem sensora momentu [ms]
f	częstotliwość próbkowania [Hz]
G	moduł Kirchhoffa [GPa]
$G(s)$	transmitancja operatorowa
GR_{PGB}	przełożenie przekładni śmigła
I	macierz jednostkowa
I	moment bezwładności wału PT [$kg \cdot m^2$]
IPR	spadek ciśnienia za wlotem
L	odległość [m]
N_g	pędkości obrotowej wału GGT [RPM]
N_o	pędkość obrotowa śmigła [RPM]
N_p	Pędkość obrotowa wału PT [RPM]
P_{0t}	ciśnienia atmosferyczne [MPa]
P_{2t}	ciśnienie przed kompresorem [MPa]
P_{3t}	ciśnienie za kompresorem [MPa]
P_{4t}	ciśnienie za komorą spalania [MPa]
$P_{4.5t}$	ciśnienie pomiędzy turbiną wysokiego i niskiego ciśnienia [MPa]
P_{ABV}	spadek ciśnienia od upustu powietrza [MPa]
θ	kąt skręcenia wału [$^\circ$]
Q_p	moment obrotowy wału PT [N · m]
σ	wariacja
T_{1t}	temperatura za wlotem do silnika [$^\circ C$]
$T_{4.5t}$	temperatura pomiędzy turbiną wysokiego i niskiego ciśnienia [$^\circ C$]
W_f	ilość dostarczanego paliwa [$\frac{g}{s}$]
x	wektor zmiennych stanu
X	macierz pochodnych głównych parametrów silnika
x_{ABV}	wektor zmian zmiennych stanu od modułu upustu powietrza
x_{ECG}	wektor zmian zmiennych stanu od ECG
x_{ECU}	wektor zmian zmiennych stanu od ECU
x_{VG}	wektor zmian zmiennych stanu od modułu zmiennej geometrii
x_{fuel}	wektor zmian zmiennych stanu od modułu paliwowego
x_{IN}	wektor zmian zmiennych stanu wchodzący do modułu głównego
x_{MAIN}	wektor zmian zmiennych stanu od modułu głównego
x_{OUT}	wektor zmian zmiennych stanu od ESU
x_{PPA}	wektor zmian zmiennych stanu od modułu śmigłowego

16 Spis akronimów

Tabela 41 Spis akronimów

ABV	Air Bleed Valve
CL	Close Loop
EASA	European Union Aviation Safety Agency
ECG	Emergency Condition Generator
ECS	Environmental Control System
ECU	Engine Control Unit
EHSV	Electro-Hydraulic Servo Valve
ESU	Engine State Updater
FADEC	Full Authority Digital Engine Controller
FBV	Feathering Bleed Valve
FMV	Fuel Metering Valve
FOD	Foreign Object Debris
GE	General Electric
GGT	Gas Generator Turbine
HMU	Hydro Mechanical Unit
I	Integral
IFSD	In Flight Shut-Down
ISA	International Standard Atmosphere
ITT	Interstage Turbine Temperature
LLP	Life-Limited Part
LVDT	Linear Variable Differential Transformer
MIMO	Multiple Input Multiple Output
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OP	Open Loop
P	Proportional
PCV	Propeller Control Valve
PID	Proportional–Integral–Derivative
PT	Power Turbine
RTD	Resistance Temperature Detector
SOV	Shut-Off Valve
TCDS	Type Certificate Data Sheet
VG	Variable Geometry
VSV	Variable Stator Vanes
ZCD	Zero Crossing Detection

17 Spis rysunków

Rysunek 1 Przekrój silnika CT-7 [5].....	9
Rysunek 2 Schemat pracy silnika	11
Rysunek 3 Fadec z podziałem na 2 kanały [7].....	12
Rysunek 4 Schemat stacji silnika.....	13
Rysunek 5 Schemat systemu	15
Rysunek 6 Podział zagrożeń	16
Rysunek 7 Schemat awarii czujnika	18
Rysunek 8 Schemat awarii kontrolera.....	19
Rysunek 9 Schemat awarii śmiegiła	19
Rysunek 10 Schemat zagrożenia przeciągnięcia.....	20
Rysunek 11 Schemat zagrożenia nagłego spadku temperatury.....	21
Rysunek 12 Schemat zagrożenia wessania obiektu naturalnego	21
Rysunek 13 Schemat ESU.....	23
Rysunek 14 Schemat ECU	27
Rysunek 15 Podział czujników	28
Rysunek 16 czujnik prędkości wykorzystujący efekt Halla firmy Honeywell [15] i przekrój wału silnika w miejscu mocowania czujnika	28
Rysunek 17 Schemat czujników prędkości obrotowej.....	29
Rysunek 18 Czujnik TAT [19]	29
Rysunek 19 Schemat czujnika temperatury	30
Rysunek 20 Termopara [22]	30
Rysunek 21 Schemat termopar	31
Rysunek 22 Czujnik ciśnienia U5200 firmy TE Connectivity LTD [23].....	31
Rysunek 23 Czujnik ciśnienia TRA firmy CCS [24].....	32
Rysunek 24 Schemat czujników ciśnienia	32
Rysunek 25 Układ pracy czujnika momentu i przekrój przez wał w miejscu czujnika	33
Rysunek 26 Różnica w odczytach pomiędzy wałem nieobciążonym i obciążonym momentem	34
Rysunek 27 Schemat czujnika momentu obrotowego.....	35
Rysunek 28 Schemat czujnika vibracyjnego	35
Rysunek 29 Sensor przemieszczenia linowego LVDT [26]	36
Rysunek 30 Schemat czujnika LVDT	36
Rysunek 31 Przepływomierz paliwowy „ELDEC” [27].....	37
Rysunek 32 Schemat przepływomierza	37
Rysunek 33 Schemat limitera <i>Ngsafe</i>	39
Rysunek 34 Schemat limitera T45	40
Rysunek 35 Schemat limitera P3t/P2t.....	41
Rysunek 36 Schemat limitera No.....	42
Rysunek 37 Schemat kontrolera PCV	43
Rysunek 38 Schemat kontrolera FMV.....	44
Rysunek 39 Schemat kontrolera VSV	44
Rysunek 40 Zawór suwakowy firmy ITT [28].....	46
Rysunek 41 Schemat siłownika ABV.....	46
Rysunek 42 Schemat siłownika FMV	47
Rysunek 43 pompa paliwowa firmy ITT [29]	47
Rysunek 44 zaworu zamykającego dopływ paliwa (SOV) [30]	48
Rysunek 45 Schemat pracy serwozaworu trójpozycyjnego [31].....	48

Rysunek 46 Schemat modułu śmigła w trakcie normalnej pracy [31]	49
Rysunek 47 Schemat moduł śmigła w trakcie zagrożenia [31]	50
Rysunek 48 Analiza kątów nastawienia łopat śmigła [33]	51
Rysunek 49 Schemat słownika zmiennej geometrii	51
Rysunek 50 Schemat metody iteracyjnej.....	53
Rysunek 51 Schemat testowania systemu.....	56
Rysunek 52 Schemat systemu	57
Rysunek 53 Schemat podsystemu ECG.....	58
Rysunek 54 Schemat układu do testu 1.1	59
Rysunek 55 Wynik testu 1.1	59
Rysunek 56 Schemat układu do testu 1.2	60
Rysunek 57 Wyniki testu 1.2.....	60
Rysunek 58 Schemat układu do testu 1.3	61
Rysunek 59 Wyniki testu 1.3.....	61
Rysunek 60 Schemat układu do testu 1.4	62
Rysunek 61 Wyniki testu 1.4.....	62
Rysunek 62 Schemat układu do testu 1.5	63
Rysunek 63 Wyniki testu 1.5.....	63
Rysunek 64 Schemat układu do testu 1.6	64
Rysunek 65 Wyniki testu 1.6.....	64
Rysunek 66 Schemat układu do testu 2.1	65
Rysunek 67 Wyniki testu 2.1.....	65
Rysunek 68 Schemat układu do testu 2.2	66
Rysunek 69 Wyniki testu 2.2.....	67
Rysunek 70 Schemat układu do testu 2.3	68
Rysunek 71 Wynik testu 2.3	68
Rysunek 72 Schemat układu do testu 2.4	69
Rysunek 73 Wyniki testu 2.4.....	69
Rysunek 74 Schemat układu do testu 2.5	70
Rysunek 75 Wyniki testu 2.5.....	71
Rysunek 76 Schemat układu do testu 2.6	72
Rysunek 77 Wyniki testu 2.6.....	73
Rysunek 78 Schemat podsystemu ECU	75
Rysunek 79 Schemat układu do testu 3.1	76
Rysunek 80 Wyniki testu 3.1.....	77
Rysunek 81 Schemat układu do testu 3.2	78
Rysunek 82 Wyniki testu 3.2.....	79
Rysunek 83 Schemat modułu sterowania skokiem śmigła	80
Rysunek 84 Schemat czujnika prędkości obrotowej <i>No</i>	80
Rysunek 85 Schemat limiterów prędkości obrotowej <i>No</i>	81
Rysunek 86 Schemat kontrolera FBV	81
Rysunek 87 Schemat kontrolera PCV	81
Rysunek 88 Schemat układu siłowników skokiem śmigła.....	82
Rysunek 89 Wyniki testu 3.3.....	83
Rysunek 90 Wyniki testu 3.4.....	84
Rysunek 91 Wyniki testu 3.5.....	85
Rysunek 92 Schemat modułu sterowania upustem powietrza.....	86
Rysunek 93 Schemat czujnika ciśnienia <i>P0t</i>	86

Rysunek 94 Schemat limitera $P3tP2t$	86
Rysunek 95 Schemat kontrolera ABV	87
Rysunek 96 Schemat siłownika upustu powietrza	87
Rysunek 97 Wyniki testu 3.6.....	88
Rysunek 98 Schemat modułu sterowania upustem powietrza.....	89
Rysunek 99 Schemat czujnika Ng	90
Rysunek 100 Schemat czujnika $T4.5t$	90
Rysunek 101 Schemat limitera $T4.5t$	91
Rysunek 102 Schemat kontrolera SOV	91
Rysunek 103 Schemat kontrolera FMV	91
Rysunek 104 Schemat siłowników modułu paliwowego	92
Rysunek 105 Schemat przepływomierza.....	92
Rysunek 106 Wyniki testu 3.7	93
Rysunek 107 Wyniki testu 3.8	94
Rysunek 108 Wyniki testu 3.9	95
Rysunek 109 Wyniki testu 3.10	96
Rysunek 110 Wyniki testu 3.11	97
Rysunek 111 Schemat modułu sterowania zmienną geometrią	98
Rysunek 112 Schemat czujnika $T1$	98
Rysunek 113 Schemat kontrolera VG	98
Rysunek 114 Schemat siłownika VG	99
Rysunek 115 Schemat czujnika położenia LVDT	99
Rysunek 116 Wyniki testu 3.12	100
Rysunek 117 Symulacja bez zagrożeń	102
Rysunek 118 Symulacja 1 zagrożenia	104
Rysunek 119 Symulacja 2 zagrożenia	106
Rysunek 120 Symulacja 3 zagrożenia	108
Rysunek 121 Symulacja 4 zagrożenia	110
Rysunek 122 Symulacja 5 zagrożenia	112
Rysunek 123 Symulacja 6 zagrożenia	114

18 Spis tabel

Tabela 1 Spis zmiennych stanu	13
Tabela 2 Spis siłowników	14
Tabela 3 Spis czujników	14
Tabela 4 Rodzaje awarii czujnika.....	17
Tabela 5 Podsumowanie generatora stanów awaryjnych.....	22
Tabela 6 Dobór wartości dostarczanego paliwa.....	43
Tabela 7 Kontrolery do siłowników dwupozycyjnych	45
Tabela 8 Wymagania układu	54
Tabela 9 Test 1.1.....	59
Tabela 10 Test 1.2.....	60
Tabela 11 Test 1.3.....	61
Tabela 12 Test 1.4.....	62
Tabela 13 Test 1.5.....	63
Tabela 14 Test 1.6.....	64
Tabela 15 Test 2.1.....	65
Tabela 16 Test 2.2.....	66
Tabela 17 Test 2.3.....	68
Tabela 18 Test 2.4.....	69
Tabela 19 Test 2.5.....	70
Tabela 20 Test 2.6.....	72
Tabela 21 Test 3.1.....	76
Tabela 22 Test 3.2.....	78
Tabela 23 Test 3.3.....	83
Tabela 24 Test 3.4.....	84
Tabela 25 Test 3.5.....	85
Tabela 26 Test 3.6.....	88
Tabela 27 Test 3.7.....	93
Tabela 28 Test 3.8.....	94
Tabela 29 Test 3.9.....	95
Tabela 30 Test 3.10	96
Tabela 31 Test 3.11	97
Tabela 32 Test 3.12	100
Tabela 33 Test 4.1.....	101
Tabela 34 Test 4.2.....	103
Tabela 35 Test 4.3.....	105
Tabela 36 Test 4.4.....	107
Tabela 37 Test 4.5.....	109
Tabela 38 Test 4.6.....	111
Tabela 39 Test 4.7.....	113
Tabela 40 Spis oznaczeń	118
Tabela 41 Spis akronimów.....	119