

¹Lucjan Setlak, ²Emil Ruda

¹Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Dęblin

²3. Skrzydło Lotnictwa Transportowego, 33. Baza Lotnictwa Transportowego, Powidz

ANALIZA I SYMULACJA DZIAŁANIA MODELU ELEKTROENERGETYCZNEGO SYSTEMU ZASILANIA SAMO- LOTU F-16 ZGODNIE Z KONCEPCJĄ SAMOLOTU BARDZIEJ ELEKTRYCZNEGO MORE ELECTRIC AIRCRAFT (MEA)

ANALYSIS AND SIMULATION OF F-16 AIRCRAFT ELECTRICAL SYSTEM ACCORDING TO MORE ELECTRIC AIRCRAFT (MEA) CONCEPT

Streszczenie: Przedmiotem niniejszego referatu jest przeprowadzenie analizy w zakresie zaawansowanych autonomicznych systemów zasilania ASE (EPS, PES), w tym w szczególności dokonanie symulacji działania modelu elektroenergetycznego systemu zasilania EPS (*Electric Power System*) w oparciu o wielozadaniowy samolot wojskowy F-16 zgodnie z trendem samolotu bardziej elektrycznego MEA. Należy zauważyć, że współczesne pokładowe autonomiczne systemy zasilania ASE (*Autonomous Electric Power Systems*), w skład których wchodzi dwa systemy: energoelektroniczny system zasilania PES (*Power Electronic System*) oraz elektroenergetyczny system zasilania EPS, który będzie poddany szczegółowej analizie w dalszej części tego referatu (model, symulacja), należą do najnowocześniejszych systemów w zakresie zasilania pokładowego współczesnych samolotów, zarówno cywilnych koncernów lotniczych *Airbus* i *Boeing* (A-380 i A-350XWB, B-787), jak również wojskowych koncernu *Lockheed Martin* (F-22 Raptor) i JSF (*Joint Strike Fighter*) F-35. W oparciu o powyższe, na podstawie przeprowadzonej analizy oraz dokonanej symulacji przykładowo wybranych komponentów elektroenergetycznego systemu zasilania EPS, zostanie przedstawione uzasadnienie implementacji do współczesnego lotnictwa koncepcji samolotu bardziej elektrycznego MEA oraz zostaną wyciągnięte praktyczne wnioski.

Abstract: The subject of this paper is to make an analysis of advanced autonomous power systems (EPS, PES), including, in particular, to simulate the operation of a model of the power supply system EPS (*Electric Power System*) basing on the multi-purpose military aircraft F-16 in accordance with the More Electric Aircraft concept (MEA). It should be noted that modern onboard Autonomous Electric Power Systems which include two systems: PES (*Power Electronic System*) and the Electric Power System (EPS), which will be analyzed in detail later in this paper (model, simulation), are among the most modern systems in the field of onboard power supply of modern aircraft both in civil aviation companies Boeing and Airbus (A-380 and A-350XWB, B-787), as well as military Lockheed Martin (F-22 Raptor) and JSF (*Joint Strike Fighter*) F-35. On the basis of analysis and simulation made on selected components of the power supply system EPS, will be presented justification for the implementation of the More Electric Aircraft concept for modern aviation will be presented and practical conclusions will be drawn.

Słowa kluczowe: symulacja, elektroenergetyczny system zasilania (SEE), samolot bardziej elektryczny

Keywords: simulation, Electric Power Systems (EPS), More Electric Aircraft (MEA)

1. Wprowadzenie

Obecnie, zarówno w odniesieniu do lotnictwa cywilnego (*Airbus*, *Boeing*), uwzględniając współczesne samoloty, w tym w szczególności tzw. samoloty bardziej elektryczne, kompatybilne z koncepcją samolotu bardziej elektrycznego MEA (A-380 i A-350XWB, B-787), jak również w lotnictwie wojskowym (*Lockheed Martin*) w przypadku samolotów F-22 Raptor i JSF F-35, obserwuje się znaczny postęp w zakresie zasilania, rozdziału i dystrybucji energii elektrycznej. Dynamiczny rozwój doty-

czy pokładowych autonomicznych systemów zasilania w zakresie nowoczesnych rozwiązań architektury elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) oraz energoelektronicznego systemu zasilania (PES) [1], [2]. Wobec powyższego, w myśl stopniowo rozwijającego się trendu samolotu bardziej elektrycznego MEA, który najogólniej mówiąc sprowadza się do zamiany różnych odmian energii w postaci energii elektrycznej, pneumatycznej, hydraulicznej i mechanicznej, stosowanych dotychczas

na samolotach "konwencjonalnych", jednym rodzajem – energią elektryczną, będącą domeną samolotów zgodnych z koncepcją samolotu bardziej elektrycznego (MEA/ AEA). Zaawansowane autonomiczne systemy zasilania ASE (EPS, PES), implementowane na współczesnych statkach powietrznych (samoloty, śmigłowce), w tym przede wszystkim innowacyjne systemy PES, stosowane głównie na samolotach zaawansowanych technologicznie, tj. zgodnych z koncepcją samolotu bardziej/ w pełni elektrycznego *More/ All Electric Aircraft* (MEA/ AEA) [3], zaliczane są do kluczowych komponentów nowoczesnego lotnictwa w zakresie zasilania pokładowego. Dokonując wstępnej analizy współczesnego samolotu w kontekście zasilania należy zauważyć, że najbardziej przydatnym komponentem w samolocie jest napęd elektryczny, który w porównaniu z innymi jego rodzajami (hydrauliczny, pneumatyczny), nie wymaga połączeń mechanicznych w postaci zawiłego systemu rur, skomplikowanego i ciężkiego systemu transmisji mechanicznych, np. przekładni, łańcuchów, wałów itp., jak w przypadku napędu od silnika samolotu czy innego silnika spalinowego [4], [5]. Zastosowanie napędu elektrycznego jest wszechstronne, może on być stosowany do wszystkich mechanizmów, gdyż ułatwia centralne sterowanie wieloma urządzeniami oraz pozwala na odległościowe sterowanie i całkowitą automatyzację. Ponadto, różnego rodzaju urządzenia napędzane za pomocą energii elektrycznej, tj. elektryczne urządzenia napędowe są bardziej odporne na wszelkiego rodzaju uszkodzenia i niesprawności w porównaniu do urządzeń napędzanych za pomocą energii hydraulicznej lub pneumatycznej. W oparciu o powyższe, systemy i urządzenia zasilane energią elektryczną, hydrauliczną i pneumatyczną są coraz bardziej skomplikowane, zaś ich wzajemne oddziaływanie na siebie (relacje) charakteryzują się wieloma wadami, które w ostateczności wpływają na zmniejszenie efektywności całego systemu zasilania. Dlatego wdrażana koncepcja samolotu bardziej elektrycznego MEA, polegająca na zastąpieniu różnych napędów jednym – elektrycznym, przyczynia się do poprawy efektywności pokładowego systemu zasilania w zakresie elastyczności oraz ilości możliwych zastosowań, będących głównymi zaletami napędów zasilanych energią elektryczną. Dodatkowo, istnieje wiele charakterystycznych pojęć związanych z kon-

cepcją samolotu bardziej elektrycznego w zakresie zasilania, mianowicie: optymalizacja energii samolotu POA (*Power Optimized Aircraft*), a wraz z nią bardziej otwarta technologia w dziedzinie elektryczności MOET (*More Open Electrical Technology*), opracowana przez koncern lotniczy Airbus. Innymi pojęciami są: system zarządzania w zakresie zasilania, rozdziału i dystrybucji energii elektrycznej PMAD (*Power Management and Distribution*), a także w zakresie energoelektronicznych systemów zasilania – zaawansowana technologia PES (*Power Electronics Systems*) oraz silnik (zespół napędowy) bardziej elektryczny MEE (*More Electric Engine*) [6], [7]. Ponadto należy zaznaczyć, że trend samolotu bardziej elektrycznego był znany od dawna, gdyż koncepcja ta powstała przed drugą wojną światową. Jednakże, ze względu na napotkanie w tym zakresie wielu kluczowych problemów, m.in. z powodu braku możliwości wytwarzania odpowiedniej mocy elektrycznej do zasilania takiego systemu, tj. zaawansowanych systemów w zakresie PES oraz ograniczonej przestrzeni na zamontowanie urządzeń na płatowcu skupiono się na innych rodzajach energii. Z biegiem czasu jednak dokonał się znaczący postęp w konstrukcji systemów zasilania energią elektryczną, ponieważ samolot stał się coraz bardziej zależny od tych systemów [8]. Na podstawie powyższych rozważań, w dalszej części artykułu przeprowadzono analizę elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) samolotu F-16 zgodnie z trendem samolotu bardziej elektrycznego.

2. Analiza architektury elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) samolotu F-16

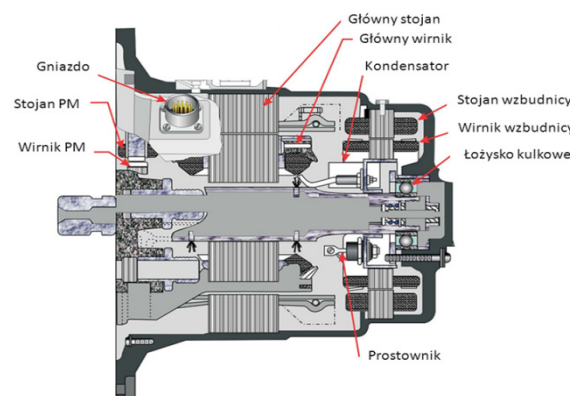
W skład elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) samolotu F-16 wchodzi następujące komponenty: źródła wytwarzające energię elektryczną, przetworniki oraz układ przesyłowo-rozdzielczy energii elektrycznej. Generalnie można wyróżnić następujące pokładowe systemy zasilania energią elektryczną: zasadniczy system zasilania prądem przemiennym (*main AC power system*), rezerwowy system zasilania prądem przemiennym (*standby AC power system*) oraz awaryjny system zasilania prądem przemiennym (*emergency AC power system*). Pierwotnym systemem wytwarzania, rozdziału i dystrybucji energii elektrycznej prądu przemiennego jest system EPS prądu

przebiegu AC o stałej (stabilizowanej) częstotliwości. System ten jest odpowiedzialny zarówno za wytwarzanie, jak również służy do rozdzielania energii elektrycznej o napięciu 115/ 200 VAC i częstotliwości 400 Hz. Zasilanie tego systemu jest zrealizowane za pomocą prądnicy głównej o mocy 60 [kVA], napędzanej za pomocą urządzenia o stałej prędkości obrotowej CSD (*Constant Speed Drive*), połączonego poprzez urządzenie rozdzielcze (skrzynkę) napędu agregatów ADG (*Accessory Drive Gearbox*). Napięcie 3-fazowe z tej prądnicy o wartości 115 VAC i częstotliwości 400 Hz poprzez wyłączniki przeciwprzeciążeniowe jest podawane na podstawowe (*nonessential*), zasadnicze (*essential*) i awaryjne (*emergency*) szyny zasilania prądem przemiennym 400 Hz. Prądnica rezerwowa (*Standby Generator*) podaje napięcie na zasadnicze i awaryjne szyny (*buses*) zasilania prądu przemiennego AC w przypadku niesprawności prądnicy głównej (zasadniczej). Analogicznie jak prądnica główna, zintegrowana jest ze skrzynką napędu agregatów ADG, wytwarza prąd o zmiennej częstotliwości, który podawany jest do przekształtnika VSCF (*Variable Speed Constant Frequency*) DC link, w wyniku czego na jego wyjściu otrzymujemy prąd przemienny o stałej częstotliwości. Dodatkowo, w bloku prądnicy rezerwowej znajduje się integralna synchroniczna prądnica wzbudzająca będąca jednocześnie źródłem zasilania dla systemu sterowania lotem FLCS PMG (*Flight Control System Permanent Magnet Generator*). W przypadku awarii głównej i rezerwowej prądnicy prądu przemiennego, napięcie prądu przemiennego (~115/ 200V 400 Hz) jest podawane na szynę awaryjną prądu przemiennego AC z prądnicy zabudowanej w bloku awaryjnego urządzenia energetycznego EPU (*Emergency Power Unit*) i napędzanej ze skrzynki napędu tego bloku. Moc tej prądnicy wynosi 7 [kVA] i posiada ona integralną synchroniczną prądnicę PMG (*Permanent Magnet Generator*), która oprócz prądu wzbudzenia dla prądnicy jest źródłem zasilania prądu stałego (wytwarzane napięcie prądu przemiennego AC jest prostowane) dla systemu sterowania lotem FLCS [9]. Podsumowując, prądnica główna oraz prądnica „standby” są w stanie zasilić wszystkie odbiorniki energii elektrycznej w trybie pracy niezależnej (2-kanalowej), natomiast w przypadku wejścia do pracy awaryjnej prądnicy prądu przemiennego napędzanej z EPU, w celu zmniejszenia ob-

ciążenia sieci pokładowej samolotu, odłączane są szyny zasilające odbiorniki energii elektrycznej o mniejszym znaczeniu. Innymi słowy, prądnica awaryjna posiada możliwość zasilania tylko tzw. niezbędnych odbiorników decydujących o bezpieczeństwie lotu. Na poniższych rysunkach (rys. 1-3) oraz tabelach (tab. 1-3) przedstawiono kluczowe komponenty omówionego systemu EPS wraz z ich podstawowymi parametrami technicznymi oraz schemat ich rozmieszczenia na samolocie (rys. 4).

Tabela 1. Parametry prądnicy głównej

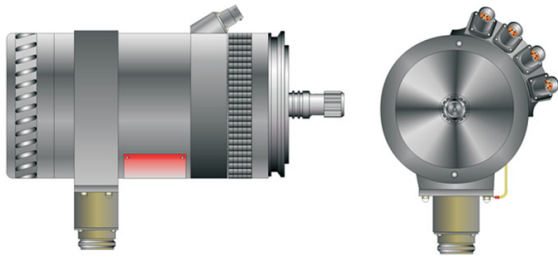
Parametry prądnicy głównej	Wartość
rodzaj prądnicy	3-fazowa, bezsz-czotkowa
moc elektryczna [kVA]	60
napięcie [V]	120÷208
współczynnik mocy	0,75±1
częstotliwość [Hz]	400±20
prędkość nominalna [obr/min]	12000
zakres stanu ustalonego [obr/min]	11400÷12600
sprawność (przy 12,000 [obr/min], 60 [kVA], współczynniku mocy 0,85)	85 [%]



Rys. 1. Przekrój prądnicy głównej [9]

Tabela 2. Parametry prądnicy rezerwowej

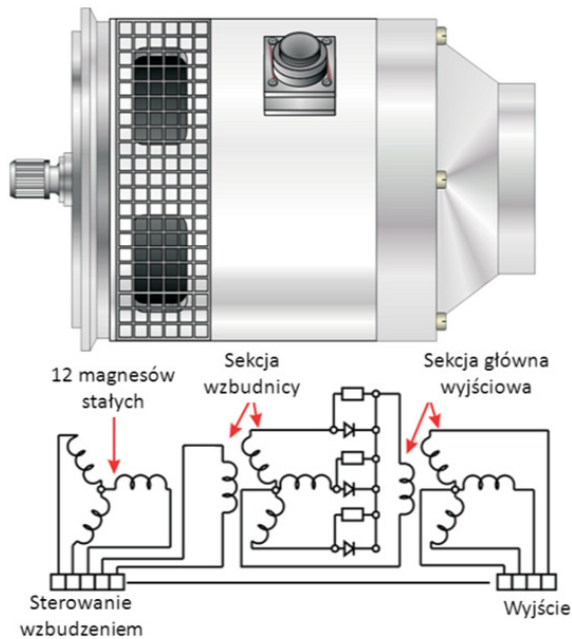
Parametry prądnicy rezerwowej	Wartość
rodzaj prądnicy	3-fazowa, bezsz-czotkowa
moc elektryczna [kVA]	10
napięcie [V]	213 L-L (VRMS)
częstotliwość [Hz]	1160÷2000



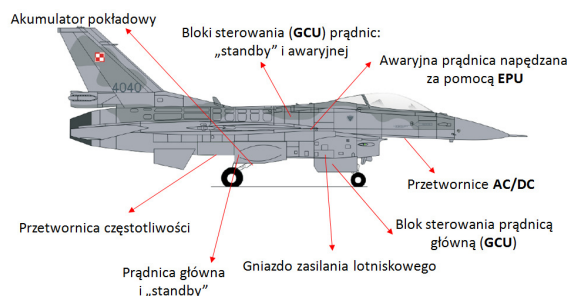
Rys. 2. Prądnica rezerwowa [9]

Tabela 3. Parametry prądnicy awaryjnej

Parametry prądnicy awaryjnej	Wartość
rodzaj prądnicy	3-fazowa, bezszczotkowa
moc elektryczna [kVA]	7
napięcie [V]	115/200, 3-fazowe
częstotliwość [Hz]	400
prędkość obrotowa wirnika [obr/min]	12000

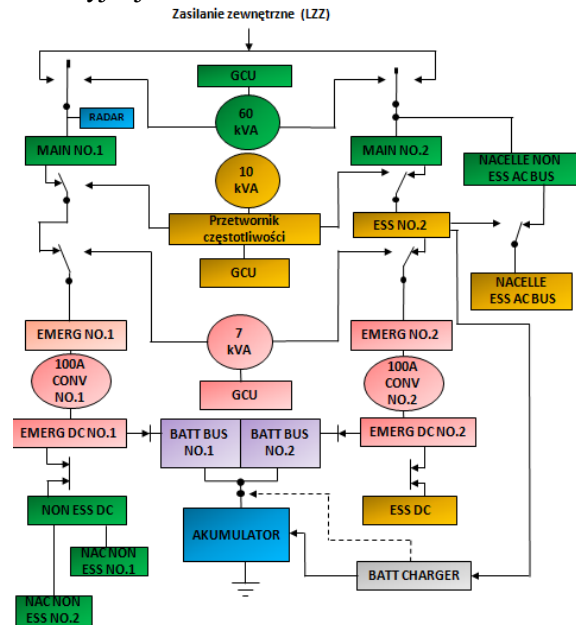


Rys. 3. Prądnica awaryjna [9]



Rys. 4. Schemat rozmieszczenia wybranych komponentów systemu EPS samolotu F-16 [9]

Dokonując analizy działania systemu EPS prądu przemiennego AC, przedstawionego na poniższym rysunku (rys. 5), można zauważyć, że system ten bazuje na trzech źródłach (prądnicach AC) – głównej, rezerwowej ("standby") i awaryjnej.



Rys. 5. Elektroenergetyczny system zasilania EPS samolotu F-16 [9]

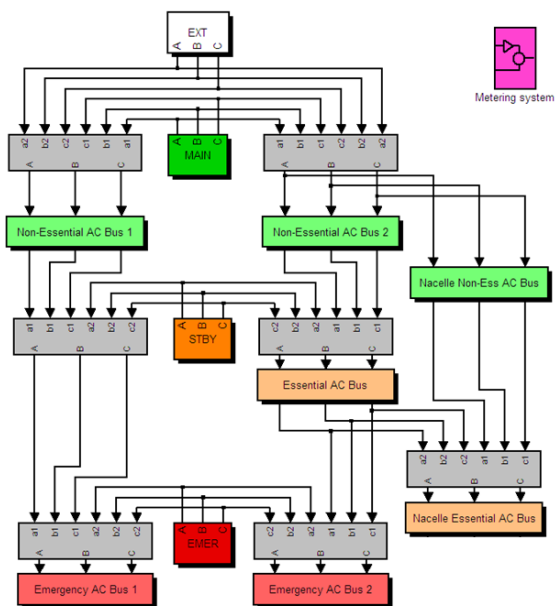
Podczas pracy normalnej system EPS może wykorzystywać główną prądnicę prądu przemiennego (podstawowe źródło zasilania) lub zewnętrzne źródło energii elektrycznej, wówczas prądnica główna przechodzi w stan czuwania. W przypadku awarii podstawowego źródła zasilania, objawiającego się brakiem napięcia na głównych szynach zasilania, (MAIN No 1, 2) do pracy wchodzi prądnica "standby", która jest w stanie zasilac cały system EPS prądu przemiennego. W przypadku awarii dwóch wyżej wymienionych prądnic (głównej i "standby"), pracę rozpoczyna awaryjna prądnica napędzana za pomocą awaryjnego urządzenia energetycznego EPU, która stanowi ostatni poziom zabezpieczenia w zakresie zasilania sieci pokładowej samolotu prądem przemiennym AC. Ponadto, zasilanie prądem stałym DC w systemie EPS jest realizowane za pośrednictwem akumulatora pokładowego i dwóch przetworników AC/DC. Działanie systemu EPS prądu stałego DC sprowadza się do przetwarzania trójfazowego prądu przemiennego o napięciu 115/ 200 [V] za pomocą przetworników z awaryjnych szyn zbiorczych prądu przemiennego (Nr 1, 2) na prąd stały

o napięciu 26÷29,5 [V]. Z kolei, w przypadku awarii wszystkich źródeł zasilania prądem przemiennym, odbiorniki prądu stałego są zasilane przez akumulator pokładowy. W elektroenergetycznym systemie zasilania EPS samolotu F-16, rozdział (dystrybucja) energii elektrycznej odbywa się za pomocą 16 szyn zbiorczych, przy czym w skład systemu rozdziału energii elektrycznej wchodzi szyny zasilania awaryjnego (*emergency*), „*nonessential*” oraz „*essential*”. Szyny zasilające „*nonessential*” są zasilane z głównego lub zewnętrznego źródła energii, natomiast szyny zasilania „*essential*” bazują na prądnicach głównej i „*standby*”. Ponadto, awaryjne szyny zasilające (*emergency*) mogą być zasilane przez wszystkie pracujące źródła prądu przemiennego, takie jak: prądnic główna, „*standby*” i awaryjna).

3. Model przykładowych komponentów elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) samolotu F-16

Model elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) samolotu F-16 (rys. 6)

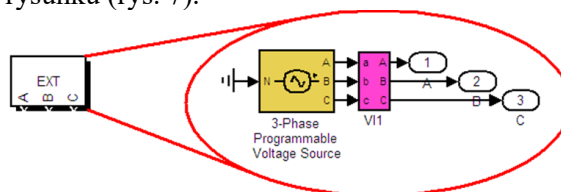
Model systemu EPS prądu przemiennego samolotu F-16 przedstawiono na podstawie przykładowo wybranych jego komponentów takich jak: źródła energii elektrycznej, zestaw przełączników aparatury sterującej pokładowej sieci elektrycznej oraz szyny prądu przemiennego AC.



Rys. 6. Model elektroenergetycznego systemu zasilania samolotu F-16

Model źródła energii elektrycznej AC

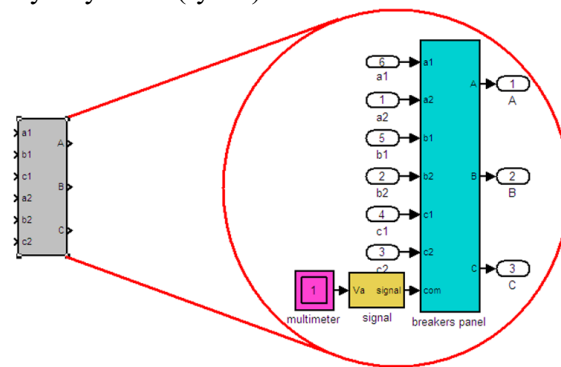
Model źródła energii elektrycznej został opracowany przy zastosowaniu bloku źródła napięcia „*3-Phase Programmable Voltage Source*”. Blok ten charakteryzuje się możliwością wytwarzania 3-fazowego sinusoidalnego napięcia z możliwością zaprogramowania zmian amplitudy, fazy oraz częstotliwości napięcia w zależności od czasu. Łącznie z blokiem źródła napięcia połączony został blok uziemienia „*Ground*” oraz blok pomiarowy napięcia i natężenia prądu „*VT*”, opracowany według własnej koncepcji, co zostało zobrazowane na poniższym rysunku (rys. 7).



Rys. 7. Model źródła energii elektrycznej AC

Model zestawu przełączników

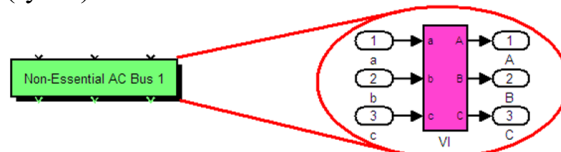
Model zestawu przełączników opracowano przy zastosowaniu bloku „*breakers panel*”, odpowiadającego za przełączanie każdej fazy oraz bloku „*multimeter*” i bloku „*signal*”, które wytwarzają odpowiedni sygnał sterujący przełącznikami, co zostało przedstawione na poniższym rysunku (rys. 8).



Rys. 8. Model zestawu przełączników

Model szyny AC

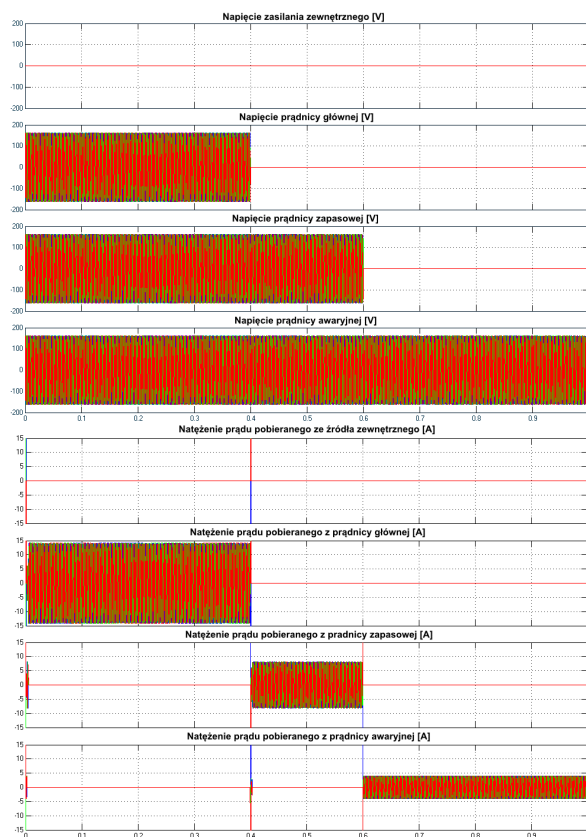
Na blok szyny AC składają się wejścia i wyjścia trzech faz prądu przemiennego oraz układ pomiarowy napięcia i natężenia prądu „*VT*”, co zostało zobrazowane na poniższym rysunku (rys. 9).



Rys. 9. Model szyny AC

4. Symulacja modelu elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) samolotu F-16

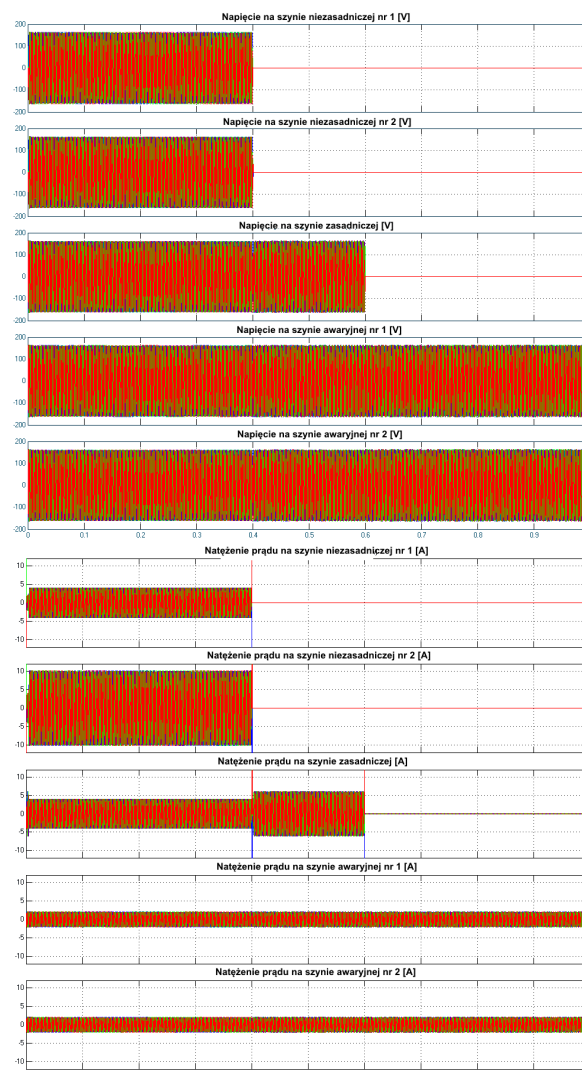
W symulacji zaprojektowano symulację spadku napięcia na prądnicę głównej w czasie $t = 0,2$ s i na prądnicę zapasowej w czasie $t = 0,4$ s. W ten to sposób został zasymulowany stan pracy systemu EPS, w którym w pierwszej kolejności została uszkodzona prądnicę główna, zaś po niej uległa awarii prądnicę zapasowa przy założeniu, że w przypadku wystąpienia spadków napięć na tych prądnicach, w pierwszej kolejności powinna wejść do pracy prądnicę awaryjna. Na wykresach przedstawionych poniżej (rys. 10-11) zobrazowane zostały wyniki symulacji poszczególnych komponentów układu elektroenergetycznego zgodnego z koncepcją samolotu bardziej elektrycznego (MEA).



Rys. 10 Napięcia i natężenia prądu źródeł energii elektrycznej

Dokonując analizy powyższych wykresów należy zaznaczyć, że z wykresów napięcia źródeł energii elektrycznej (rys. 10) wynika, iż napięcie źródeł energii elektrycznej zmienia się zgodnie z założeniami symulacji, natomiast wykresy natężenia prądu elektrycznego pobieranego ze źródeł energii elektrycznej samolotu

(rys. 10) pokazują, że do czasu 0,4 s energia jest pobierana z prądnicę głównej, do 0,6 s z prądnicę zapasowej, natomiast od 0,6 s z prądnicę awaryjnej czasu trwania symulacji.



Rys. 11 Napięcia i natężenia prądu na szynach systemu zasilania

Z kolei, po wystąpieniu awarii prądnicę głównej przestają być zasilane szyny niezasadnicze (pierwszy i drugi zestaw wykresów na rys. 11), natomiast w przypadku awarii prądnicę zapasowej następuje przerwa w zasilaniu szyn zasadniczych (trzeci zestaw wykresów na rys. 11). Ponadto należy zauważyć, iż szyny awaryjne są nieprzerwanie zasilane energią elektryczną (wykresy czwarty i piąty na rys. 11). W oparciu o przeprowadzoną analizę, stwierdzono, że model układu przesyłowo-rozdzielczego pracuje prawidłowo oraz zgodnie z założeniami opracowanego projektu.

5. Podsumowanie i wnioski

Podstawowym celem niniejszej pracy była analiza i symulacja koncepcyjnego elektroenergetycznego systemu zasilania zgodnego ze współczesnym trendem, występującym w lotnictwie (w szczególności na samolotach cywilnych), określanym w literaturze mianem *More Electric Aircraft*. Dokonując analizy tego trendu, szczególną uwagę zwrócono na kluczowe zalety samolotów, zarówno cywilnych jak i wojskowych, wykonanych zgodnie z zaawansowaną technologią oraz problematykę tzw. autonomicznych systemów wytwarzania energii elektrycznej (elektroenergetyczny system EPS samolotu). W związku z powyższym, dla potrzeb stworzenia koncepcji samolotu MEA dokonano wyboru typu samolotu, systemu elektroenergetycznego oraz jego komponentów. Koncepcję samolotu zelektryfikowanego, która była zarazem przedmiotem badań w niniejszej pracy przedstawiono w oparciu o system EPS zastosowany na samolocie F-16 C/D Block 52+ [9]. Ponadto, stworzona w niniejszej pracy koncepcja wymagała zebrania również szczegółowych danych w kontekście projektowanego systemu elektroenergetycznego, zapoznania się z środowiskiem do modelowania i symulacji MATLAB/ Simulink, stworzenia modelu koncepcyjnego elektroenergetycznego systemu zasilania w tym środowisku, przeprowadzenia na tym modelu symulacji, biorąc pod uwagę różne jej warunki, oraz dokonania analizy jej wyników w kontekście użyteczności, przydatności oraz wpływu koncepcji samolotu zelektryfikowanego na elektroenergetyczny system zasilania samolotu. Dodatkowo należy dodać, że obecnie koncepcja MEA jest prężnie rozwijającą się gałęzią techniki lotniczej, przede wszystkim dzięki ewolucji zaawansowanej technologii energoelektronicznej (m.in. PES) oraz zapotrzebowania użytkowników samolotów w coraz to większe ilości energii elektrycznej [10]. Ponadto, współcześnie projektowane i budowane samoloty stają się coraz bardziej zależne od energii elektrycznej przez zastępowanie różnych komponentów (w zakresie rodzaju zasilania) komponentami, wymagającymi zasilania energią elektryczną. Zastępowanie konwencjonalnych metod wydzielania energii z silnika (za pomocą energii mechanicznej, hydraulicznej i pneumatycznej) energią elektryczną – zgodnie z koncepcją samolotu zelektryfikowanego – powoduje zwiększenie zapotrzebowania na tego

rodzaju energię. Wymaga to przeprowadzania dodatkowych badań nad rozwiązaniami technologicznymi dotyczącymi wytwarzania, rozdzielania oraz zarządzania energią na pokładzie współczesnego samolotu. Z drugiej jednak strony, wprowadzanie tej koncepcji powoduje zwiększenie niezawodności samolotu oraz zmniejszenie ilości spalanej paliwa, a przez to także zmniejszenie kosztów eksploatacyjnych. Programy do symulacji stanowią doskonałe narzędzie do prostego, szybkiego i dokładnego badania wielu systemów, układów, urządzeń, itp. Użytkowanie takiego programu wymaga, aby w procesie projektowania pozyskać jak najdokładniejsze dane dotyczące projektowanego systemu. Ponadto należy zauważyć, że poprzez upraszczanie modelu, spowodowane brakiem odpowiednich parametrów, uzyskiwane są mniej dokładne wyniki symulacji. Należy zaznaczyć, że przedstawiona praca nie wykorzystuje wszystkich możliwości w kontekście koncepcji samolotu zelektryfikowanego. Stworzony model może być rozbudowywany oraz przekształcany w celu dokonania dokładniejszej analizy proponowanego rozwiązania lub symulowania koncepcji opartej na innych rozwiązaniach [11]. Reasumując, dążąc w kierunku rozwiązań samolotów zgodnych z koncepcją MEA/ AEA w kontekście zastosowania na współczesnych samolotach cywilnych (A-380, A-350, B-787) oraz wojskowych (F-22 Raptor, F-35) należy zauważyć, że koncepcja ta sprawdza się w zakresie czynników, do których można zaliczyć: wydajność całego samolotu, wzrost jego niezawodności, elastyczność i ekonomiczność. Wobec tego, należy przypuszczać, że koncepcja MEA/ AEA w zakresie wykorzystania zaawansowanych komponentów EPS w kontekście zasilania pokładowego samolotów (w szczególności cywilnych), zostanie w pełni zaadoptowana w najbliższej przyszłości [12].

6. Literatura

- [1]. Setlak L., Ruda E., *Przegląd, analiza i symulacja wybranych komponentów elektroenergetycznego systemu zasilania EPS samolotu zgodnych z trendem samolotu zelektryfikowanego MEA*. Instytut Napędów i Maszyn Elektrycznych KOMEL. Maszyny Elektryczne-Zeszyty problemowe nr 3/2015 (107), str. 139-144, Katowice 2015.
- [2]. Editors Abu-Rub Haitham, Malinowski Mariusz, Al-Haddad Kamal, *Power Electronics for Renewable Energy Systems, Transportation, and Industrial Applications*, First Edition, 2014 John Wiley & Sons Ltd.

- [3]. Setlak L., *Overview of Aircraft Technology solutions compatible with the concept of MEA*. Technical Transactions. Electrical Engineering No. 1-E/2015, p. 67-76. Politechnika Krakowska 2015.
- [4]. Moir I., Seabridge A., *Design and Development of Aircraft Systems*. Second Edition, 2013 John Wiley & Sons, Ltd.
- [5]. Ruda E., "Konceptcja samolotu bardziej elektrycznego", Praca magisterska, WSOSP, Dęblin 2014.
- [6]. Faleiro L., *Power Optimised Aircraft: A keystone in European research in MoreElectric Aircraft Equipment Systems*. Aerodays 2006. Liebherr-Aerospace, Wiedeń 2006.
- [7]. Forsyth A., Abdel-Hafez A., "A Review of More-Electric Aircraft." 13th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology. ASAT-13, Cairo 2009.
- [8]. Zhao X., Guererro J.M., Wu Xiaohao, *Review of Aircraft Electric Power Systems and Architectures*. IEEE 2014, International Energy Conference ENERGYCON).
- [9]. Lockheed Martin. *Electrical Power Systems (Poland Block 52), Customer Training*. Lockheed Martin, Fort Worth 2006.
- [10]. Ronkowski M., Michna M., Kostro G., Kutt F., *Maszyny elektryczne wokół nas*. Politechnika Gdańska 2009/ 2010.
- [11]. Gong G., Drofenik U., Kolar J.W., *12-Pulse Rectifier for More Electric Aircraft Applications*. ETH Zurich, Power Electronic Systems Laboratory, ICIT 2003.
- [12]. Zhao X., Guererro J.M., Wu Xiaohao, *Review of Aircraft Electric Power Systems and Architectures*. IEEE 2014, International Energy Conference ENERGYCON).

Autorzy

1. mjr dr inż. L. Setlak, WSOSP, Wydział Lotnictwa, Katedra Awioniki i Systemów Sterowania, Dęblin, e-mail: l.setlak@wsosp.pl.
2. ppor. pil. mgr inż. E. Ruda, 3. Skrzydło Lotnictwa Transportowego, 33. Baza Lotnictwa Transportowego, Powidz, e-mail: emilruda@gmail.com.