

Lucjan Setlak, Emil Ruda
WSOSP, Dęblin

PRZEGLĄD, ANALIZA I SYMULACJA WYBRANYCH KOMPONENTÓW ELEKTROENERGETYCZNEGO SYSTEMU ZASILANIA EPS SAMOLOTU ZGODNYCH Z TRENDDEM SAMOLOTU ZELEKTRYFIKOWANEGO MEA

REVIEW, ANALYSIS AND SIMULATION OF SELECTED COMPONENTS OF THE POWER SUPPLY SYSTEM EPS AIRCRAFT COMPATIBLE WITH THE TREND OF THE AIRCRAFT ELECTRIFIED MEA

Streszczenie: Przedmiotem niniejszego referatu jest przedstawienie wybranych zagadnień z zakresu problematyki, związanej z elektroenergetycznym systemem zasilania EPS (ang. *Electric Power System*) samolotu zelektryfikowanego MEA (ang. *More-Electric Aircraft*). W kontekście analizy tego trendu szczególną uwagę zwrócono, zarówno na topologię oraz nowoczesną architekturę elektroenergetycznego systemu zasilania EPS sygnalizując wady i uwypuklając kluczowe zalety, jakie posiada zaawansowany elektroenergetyczny system współczesnego samolotu zelektryfikowanego (MEA, AEA). Dokonano również przeglądu, analizy i symulacji (w oparciu o samolot wielozadaniowy F-16) układu przesyłowo-rozdzielczego energii elektrycznej EPDS (ang. *Electric Power Distribution System*) wraz z jego elementami, które są częścią składową pokładowego autonomicznego systemu elektroenergetycznego ASE (ang. *Autonomous Electric Power System*) lub EPS zgodnych z koncepcją MEA. W końcowej części tego referatu, w oparciu o dokonany literaturowy przegląd rozwiązań koncepcji elektroenergetycznych systemów zasilania EPS zaawansowanych samolotów (B787, A380) oraz krótką analizę i symulację układu EPDS samolotu wielozadaniowego F-16, przedstawiono główne wnioski, wynikające z zastosowania zaawansowanych technologii (PES, MEA, AEA) we współczesnym lotnictwie.

Abstract: The purpose of this paper is to present some selected issues on the problems related to the power supply system EPS (*Electric Power System*) of electrified aircraft the MEA (*More-Electric Aircraft*). In the context of the analysis of this trend, particular attention was paid to both the topology and the modern architecture of the power supply system the EPS indicating flaws and highlighting the key advantages that a sophisticated electrical power system of modern electrical pulse aircraft (MEA, AEA) has. Also an overview, analysis and simulation (based on the multi-purpose aircraft F-16) of the transmission and distribution of electrical energy with its elements EPDS (*Electric Power Distribution System*) were made that are part of the autonomous on-board power system ASE (ang. *Autonomous Electric Power System*) or EPS and are compatible with the concept of MEA. In the final part of this paper, based on a carried out literature review of the concepts of the EPS power supply systems arrangements of the advanced aircraft (B787, A380) and a brief analysis and simulation of the transmission and distribution of electricity EPDS of multi-role aircraft F-16, the main findings resulting with the use of advanced technologies (PES, MEA, AEA) in contemporary aviation were presented.

Słowa kluczowe: MEA, AEA, EPS, układ przesyłowo-rozdelczy energii elektrycznej, maszyny elektryczne
Keywords: *More-Electric Aircraft, All Electric Aircraft, Electric Power Systems, Electric Power Distribution System, electric machines*

1. Wprowadzenie

Ostatnie osiągnięcia technologiczne w zakresie elektroenergetycznych systemów zasilania (EPS) [7,5,4], w szczególności systemów z układami ogniów paliwowych [5,3], napędów i maszyn elektrycznych [1] oraz energoelektronicznych systemów zasilania PES (ang. *Power Electronics Systems*) elektroniki mocy w zakresie silnika zelektryfikowanego MEE (ang. *More Electric Engine*) i elektroniki ste-

rowania zapoczątkowały erę „zelektryfikowanego samolotu” (MEA/AEA). Można zauważyć, że zarówno w grupie przedstawicieli samolotów cywilnych (B787, A380), jak również w przypadku lotnictwa wojskowego (F-22 Raptor, F-35) powyższe osiągnięcia technologiczne są systematycznie testowane i sukcesywnie implementowane. Biorąc pod uwagę fakt, że w przyszłych samolotach zasilanie energią mechaniczną, pneumatyczną

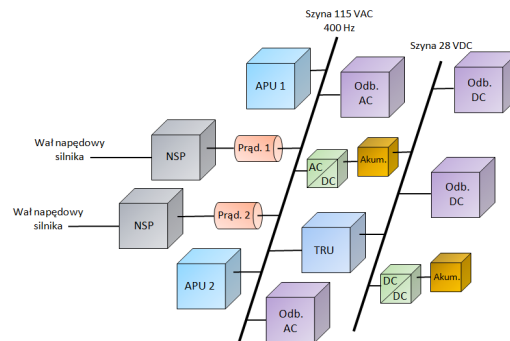
i hydrauliczną zostanie zastąpione częściowo (MEA) lub całkowicie (AEA) jednym rodzajem energii – energią elektryczną, przemysł lotniczy poszukuje bardziej wydajnego, bezpiecznego i niezawodnego źródła energii elektrycznej. W niniejszym referacie dokonano przeglądu elektroenergetycznych systemów zasilania (EPS) w kontekście systemów konwencjonalnych (EPS CF, EPS VF) oraz systemów zaawansowanych (HVAC, HVDC), włącznie z układami ogniw paliwowych, które można określić jako czysta i cicha alternatywa w przypadku konwencjonalnych pokładowych systemów zasilania i, ostatecznie, jako możliwe rozwiązanie dla samolotów całkowicie zelektryfikowanych, zgodnych z trendem AEA. W referacie przedstawiono także przykładową symulację układu przesyłowo-rozdzielczego energii elektrycznej elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) i na jej podstawie dokonano analizy i wyciągnięto praktyczne wnioski.

2. Konwencjonalne elektroenergetyczne systemy zasilania (EPS) samolotu

2.1 Elektroenergetyczny system zasilania (EPS) stałej częstotliwości (CF)

W elektroenergetycznych systemach zasilania (EPS) stałej (stabilizowanej) częstotliwości CF (ang. *Constant Frequency*) prądnice, będące pierwotnymi źródłami energii elektrycznej prądu przemiennego AC na pokładzie samolotu, są trójstopniowymi maszynami synchronicznymi (podwzbudnica, wzbudnica i prądnica) z magnesami trwałymi (stałymi) PM (ang. *Permanent Magnet*). Napięcie prądu przemiennego AC indukowane jest w uzwojeniu twornika podwzbudnicy przez magnesy wirujące umieszczone na wirniku. Następnie napięcie to prostowane jest poprzez blok sterowania prądnicy GCU (ang. *Generator Control Unit*), służące do zasilania uzwojenia wzbudzenia wzbudnicy. Z kolei, w obracającym się uzwojeniu twornika wzbudnicy napięcie prądu przemiennego AC po wyprostowaniu przez wirujące diody, zasila uzwojenie wzbudzenia prądnicy, zaś wyjściowe napięcie prądu przemiennego AC indukowane jest w uzwojeniu twornika prądnicy. Należy zauważyć, że zastosowanie układu 3-stopniowego umożliwia otrzymanie znacznej mocy wyjściowej poprzez kolejne wzmacnianie indukowanych sygnałów. Konwencjonalne rozwiązanie elektro-

energetycznego systemu zasilania (EPS) stałej częstotliwości (CF), w którym szyny elektroenergetyczne samolotu zasilane są napięciem prądu przemiennego AC o wartości 115 V i częstotliwości stałej (stabilizowanej) 400 Hz oraz napięciem prądu stałego DC równym 28 V, przedstawia poniższy rys. 1.



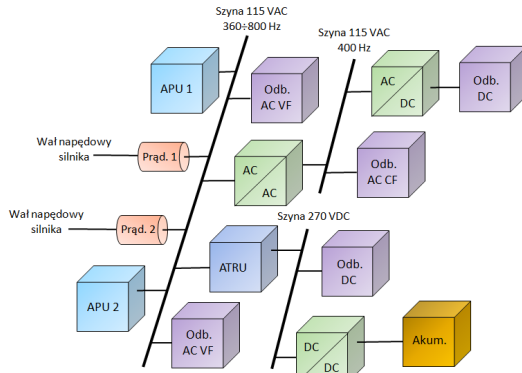
Rys. 1 Elektroenergetyczny system zasilania (EPS) stałej częstotliwości (CF) [5,4]

Ten rodzaj zasilania zawiera napęd stałej prędkości CSD (ang. *Constant Speed Drive*) [6], którym jest typowa przekładnia hydromechaniczna służąca do stabilizacji prędkości obrotowej prądnicy. Stała prędkość obrotowa wału napędowego silnika połączona jest z szyną prądnicy, wytwarzającej moc elektryczną stałej częstotliwości równej 400 Hz. Odbiorniki prądu przemiennego AC zasilane są bezpośrednio napięciem z szyny prądu przemiennego 115 VAC/ 400 Hz, zaś urządzenie transformatorowo-prostownicze (prostownik) TRU (ang. *Transformer Rectifier Unit*) zastosowano do przetwarzania napięcia prądu przemiennego AC na napięcie prądu stałego DC o wartości 28 V.

2.2 Elektroenergetyczny system zasilania (EPS) zmiennej częstotliwości (VF)

W elektroenergetycznych systemach zasilania (EPS) zmiennej częstotliwości VF (ang. *Variable Frequency*) samolotu, przedstawionych na rys. 2 częstotliwość podstawowej (głównej) szyny prądu przemiennego AC o napięciu 115 V zawiera się w przedziale 360÷800 Hz ze względu na bezpośrednie połączenie prądnicy z wałem silnika. Wykorzystanie różnych rodzajów (typów) przetworników zastosowano w celu przetwarzania napięcia AC o zmiennej częstotliwości (VF) na napięcia wielopoziomowe takie jak: 115 VAC prądu przemiennego oraz 270 VDC prądu stałego. Należy zauważyć, że częstotliwość głównej szyny prądu przemiennego AC, która zmienia się w prze-

dziale częstotliwości 360÷800 Hz, jest proporcjonalna do prędkości obrotowej wału napędowego silnika [9]. W porównaniu do elektroenergetycznych systemów zasilania (EPS) stałej częstotliwości (CF) samolotu, systemy EPS zmiennej częstotliwości (VF) uzyskują wyższą wydajność (ze względu na usunięcie z samolotu napędu stałej prędkości CSD).



Rys. 2 Elektroenergetyczny system zasilania (EPS) zmiennej częstotliwości (VF) [5,4]

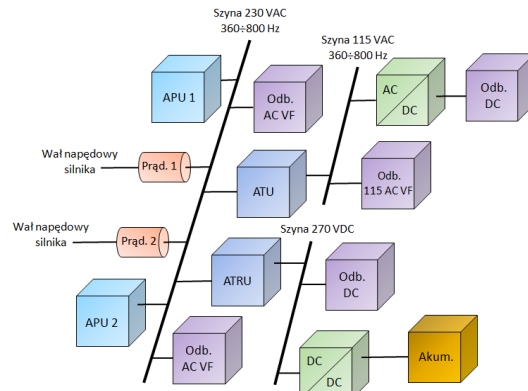
3. Zaawansowane elektroenergetyczne systemy zasilania (EPS) samolotu

Zastosowanie w najnowocześniejszych samolotach zaawansowanych elektroenergetycznych systemów zasilania (EPS) pozwala na uzyskanie mniejszej masy, wyższej wydajności i mniejszych kosztów eksploatacyjnych. Ponadto, stopniowo narastający poziom wartości napięcia w zaawansowanych elektroenergetycznych systemach zasilania (EPS) przyszłościowych samolotów jest lepszym rozwiązaniem, niż kontynuacja stosowania napięcia 115 VAC i napięcia prądu stałego 28 VDC w dotychczasowych elektroenergetycznych systemach zasilania EPS [4].

3.1 Elektroenergetyczny system zasilania (EPS) wysokiego napięcia prądu przemiennego AC (HVAC)

W najbardziej zaawansowanych samolotach (B787/A380) został zastosowany elektroenergetyczny system zasilania (EPS) wysokiego napięcia prądu przemiennego HVAC (ang. *High Voltage Alternating Current*) o wartości równej 230 V oraz częstotliwości 360÷800 Hz (w przypadku *Boeing B787*). W porównaniu z konwencjonalnym rozwiązaniem elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) o napięciu 115 VAC i częstotliwości równej 360÷800 Hz, uzyskano mniejszą stratę przekazywanej energii elektrycznej oraz masę

przetworników. Tego typu rozwiązanie systemu EPS zostało zobrazowane na rys. 3, w którym blok autotransformatora ATU (ang. *Autotransformer Unit*) przeznaczony jest do wytwarzania napięcia prądu przemiennego AC ze zmienną częstotliwością o wartości 115 V. Z kolei, blok przetwornika BBCU (ang. *Buck Boost Converter Unit*), składający się z dwustopniowych przetworników DC/DC sprzęgniętych z transformatorem wysokiej częstotliwości, zastosowano do ładowania akumulatora, jako źródła awaryjnego [5].

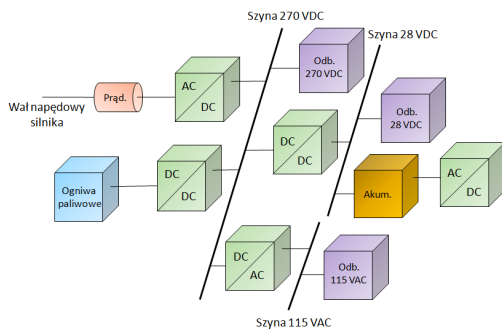


Rys. 3 Elektroenergetyczne systemy zasilania (EPS) samolotu wysokiego napięcia prądu przemiennego AC (HVAC) [5,4]

3.2 Elektroenergetyczny system zasilania (EPS) wysokiego napięcia prądu stałego DC (HVDC)

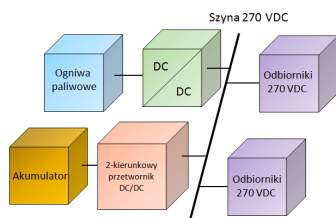
Analogicznie, jak w przypadku elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) wysokiego napięcia prądu przemiennego AC (HVAC), w najbardziej zaawansowanych samolotach zgodnych z trendem zelektryfikowanego samolotu (MEA/AEA), stosowane są różne możliwe rozwiązania architektur. W kontekście elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) wysokiego napięcia prądu stałego HVDC (ang. *High Voltage Direct Current*) są to: +/- 270 VDC 2 fazy z masą, 270 VDC 1 faza z masą, +/- 135 VDC 2 fazy z masą oraz +/- 135 VDC 2 fazy bez masy [5,3]. Na poniższym rysunku (rys. 4) przedstawiono jedno z możliwych takich rozwiązań, mianowicie: klasyczny elektroenergetyczny system zasilania (EPS) samolotu wysokiego napięcia prądu stałego DC (HVDC) o wartości równej 270 V. W rozwiązaniu tym zastosowano elektroenergetyczny system zasilania (EPS) samolotu, wykorzystujący układ z ogniwami paliwowymi (*Fuel Cell*) przeznaczony do realizowania

analogicznych funkcji, jakie pełnił konwencjonalny pomocniczy zespół napędowy APU (ang. *Auxiliary Power Unit*) napędzany przez turbinę. Rozwiązanie to zostało zrealizowane w taki sposób, ponieważ sprawność turbiny, zasilanej przez APU jest zwykle niższa niż 20%, a także charakteryzuje się niepożądanym hałasem i emisją gazów wylotowych z silnika lotniczego [5].



Rys. 4 Elektroenergetyczny system zasilania (EPS) wysokiego napięcia 270V HVDC [5,3]

Istnieją także rozwiązania, w których układ ogniwa paliwowych implementowany jest do elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) samolotu. Wówczas ogniwa paliwowe mogą pełnić rolę podstawowego lub awaryjnego źródła energii elektrycznej lub obu źródeł. Przykładowe tego typu rozwiązanie z wykorzystaniem 2-kierunkowego przetwornika DC/DC przedstawiono na rysunku 5.



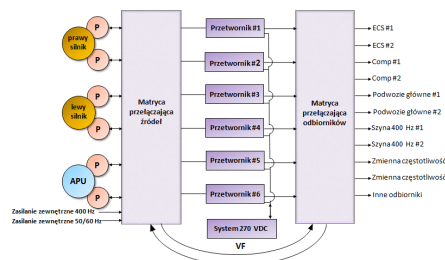
Rys. 5 Przykładowa architektura porównawcza elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) z układem ogniwa paliwowych [5]

4. Komponenty elektroenergetycznego systemu zasilania EPS samolotu

Układ przesyłowo-rozdzielczy energii elektrycznej jest jednym z trzech kluczowych komponentów (oprócz źródeł energii elektrycznej wraz z urządzeniami zabezpieczającymi ich funkcjonowanie oraz odbiorników energii elektrycznej o różnorodnym przeznaczeniu) pokładowego autonomicznego systemu elektroenergetycznego ASE lub elektroenergetycznego systemu zasilania EPS. Stanowi on zbiór urządzeń, zapewniających do-

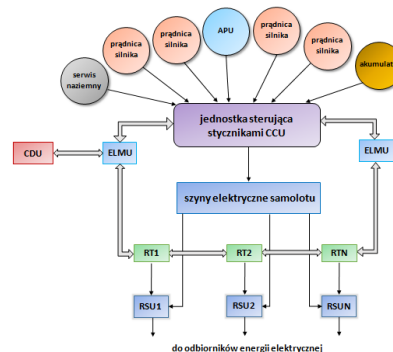
starczenie energii elektrycznej od źródeł do odbiorników oraz sterowanie ich funkcjonowaniem, czyli zespół urządzeń, stanowiących obwody i układy elektryczne między źródłami prądu a odbiornikami. Są to m.in.: sieć przewodów elektrycznych, urządzenia komutacyjne (przełączające), urządzenia zabezpieczające (bezpieczniki), urządzenia montażowe i urządzenia przeciwzakłóceńowe. Na współczesnych samolotach można wyróżnić cztery rozwiązania koncepcji układu przesyłowo-rozdzielczego energii elektrycznej EPDS (ang. *Electric Power Distribution System*), do których zalicza się:

1. *Układ zcentralizowany* – łączący wszystkie źródła i odbiorniki energii elektrycznej w jednym punkcie.
2. *Układ zdecentralizowany* – będący architekturą, posiadającą więcej niż jedną centralę rozdzielczą energii elektrycznej PDC (ang. *Power Distribution Center*).
3. *Układ odporny na uszkodzenia* – składający się z dwóch matryc przełączających, sześciu konwerterów, sześciu prądnic oraz odbiorników (rys. 6).



Rys. 6 Układ przesyłowo-rozdzielczy energii elektrycznej odporny na uszkodzenia [7]

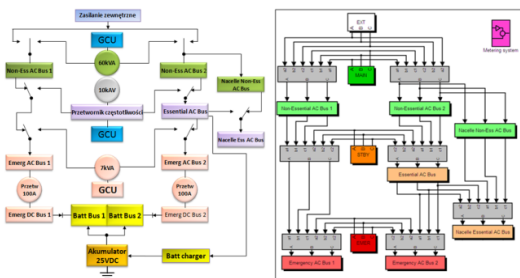
4. *Zaawansowany system elektryczny AES*, będący systemem, w którym energia elektryczna może być zapewniona przez prądnicę, urządzenie APU, akumulatory oraz źródło zewnętrzne (rys. 7).



Rys. 7 Zaawansowany system elektryczny AES (ang. *Advanced Electric System*) [7]

4.1 Układ przesyłowo-rozdzielczy energii elektrycznej

Analiza i symulacja przykładowego układu przesyłowo-rozdzielczego energii elektrycznej została przedstawiona w oparciu o wojskowy samolot wielozadaniowy F-16, składający się z m.in. przewodów przesyłowych, wyłączników, diod blokujących, przekaźników oraz 16-u odizolowanych szyn. Szyny te zabudowane są w pięciu panelach, w skład których wchodzi: szyny niezasadnicze, zasadnicze oraz awaryjne. Szyny niezasadnicze można zasilac za pomoca prądnicy głównej lub zewnętrznego źródła zasilania, podczas gdy szyny zasadnicze można zasilac wyłącznie przy pomocy prądnicy głównej lub zapasowej. Ponadto należy zaznaczyć, że szyny awaryjne można zasilac za pomoca źródeł zasilania w określonej kolejności, mianowicie: prądnica główna, zapasowa, awaryjna (rys. 8).



Rys. 8 Elektroenergetyczny system zasilania EPS samolotu F-16 oraz jego model zrealizowany w programie Matlab/Simulink

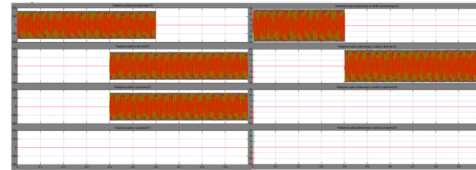
Model układu przesyłowo-rozdzielczego napięcia prądu przemiennego AC został oparty na zastosowaniu wyżej opisanych bloków (rys. 8) oraz układów pomiarowych, zgodnie z charakterystyką UEE samolotu F-16 [2,8].

4.2 Analiza i symulacja przykładowego układu przesyłowo-rozdzielczego

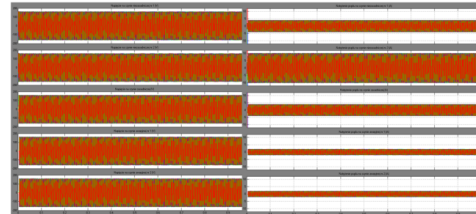
4.2.1 Sprawdzenie działania układu przesyłowo-rozdzielczego

Dla potrzeb analizy dokonano dwóch symulacji pracy tego modelu przy różnych warunkach początkowych. Wszystkie szyny zostały obciążone odbiornikami energii elektrycznej o mocy równej 500 W [2]. W pierwszej symulacji ustalono, że zasilanie zewnętrzne zostanie odłączone w czasie $t=0,6s$. symulacji, natomiast prądnica główna i zapasowa wejdzie do pracy w czasie $t=0,4s$, przy niepracującej prądnicie awaryjnej. W ten sposób zostanie zasympulowana sytuacja, w której samolot zosta-

je uruchomiony (wchodzi do pracy prądnice: główna i zapasowa), a po rozruchu zostaje odłączone zasilanie zewnętrzne [2].

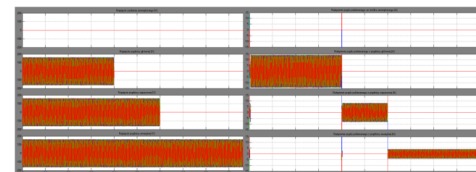


Rys. 9 Wykresy przedstawiające pracę źródeł energii elektrycznej

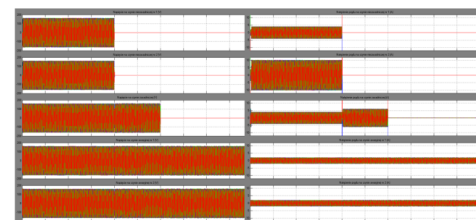


Rys. 10 Napięcie i natężenie prądu przemiennego na szynach układu przesyłowo-rozdzielczego

W drugiej symulacji zaprojektowano symulację spadku napięcia na prądnicie głównej w czasie $t=0,2s$. i na prądnicie zapasowej w czasie $t=0,4s$. W ten to sposób został zasympulowany stan pracy EPS prądu przemiennego AC, w którym w pierwszej kolejności została uszkodzona prądnica główna, zaś po niej uległa awarii prądnica zapasowa, przy założeniu że w przypadku wystąpienia spadków napięć na tych prądnicach, w pierwszej kolejności powinna wejść do pracy prądnica awaryjna. Na wykresach przedstawionych poniżej zobrazowane zostały wyniki symulacji poszczególnych komponentów układu elektroenergetycznego zgodnego z koncepcją samolotu zelektryfikowanego (MEA) [2].



Rys. 11 Wykresy przedstawiające pracę źródeł energii elektrycznej



Rys. 12 Napięcie i natężenie prądu przemiennego na szynach układu

4.2.2 Analiza wykresów układu przesyłowo-rozdzielczego energii elektrycznej

Na podstawie ww. wykresów, w szczególności wykresów przedstawiających natężenie prądu elektrycznego pobieranego ze źródeł zasilania (rys. 9) można zauważyć, że prąd o natężeniu maksymalnym (ok. **15 A**) początkowo pobierany jest z zewnętrznego źródła zasilania, natomiast po wzroście napięcia prądnicy głównej do odpowiedniej ustalonej wartości napięcia, prąd ten jest pobierany z prądnicy głównej (prąd ten nie jest pobierany z prądnicy zapasowej przy sprawnej prądnicy głównej) i wobec tego można stwierdzić, że badany układ pracuje prawidłowo. Z kolei, na podstawie rys. 10 widzimy, że szyny posiadają nieprzerwanie zapewnione zasilanie. Analogicznie na podstawie rys. 11 wynika, iż napięcie źródeł energii elektrycznej zmienia się zgodnie z założeniami symulacji, natomiast wykresy natężenia prądu elektrycznego pobieranego ze źródeł energii elektrycznej samolotu (rys. 12) pokazują, że do czasu **0,4s.** energia jest pobierana z prądnicy głównej, do **0,6s.** z prądnicy zapasowej, natomiast od **0,6s.** z prądnicy awaryjnej czasu trwania symulacji. Natomiast w przypadku awarii prądnicy głównej przestają być zasilane szyny niezasadnicze, zaś w przypadku awarii prądnicy zapasowej następuje zanik zasilania szyn zasadniczych. Ponadto należy zauważyć, iż szyny awaryjne są nieprzerwanie zasilane energią elektryczną. W oparciu o przeprowadzoną analizę stwierdzono, że model układu przesyłowo-rozdzielczego pracuje prawidłowo oraz zgodnie z założeniami projektu [2].

5. Podsumowanie i wnioski

Za rozwojem w dziedzinie maszyn elektrycznych (napędy elektryczne, PES, EPS) w kontekście elektroenergetycznego systemu zasilania zaawansowanego samolotu („samolotu przyszłości”) podąża tendencja do zrewolucjonizowania systemów elektroenergetycznych na pokładzie samolotu poprzez stopniowe zastępowanie energii mechanicznej, hydraulicznej i pneumatycznej energią elektryczną, zgodnie z trendem zelektryfikowanego samolotu (MEA/AEA). Na podstawie dokonanej literaturowego przeglądu elektroenergetycznych systemów zasilania (EPS) samolotu zgodnie z trendem samolotu zelektryfikowanego (MEA) można zauważyć, że technologia MEA/AEA jest jednym z niewielu ist-

niejących możliwych rozwiązań, dostępnych dla opracowania bardziej efektywnego i przyjaznego środowisku samolotu. MEA ma stać się w niedalekiej przyszłości dominującym trendem dla samolotów nowej generacji. W kontekście architektury elektroenergetycznych systemów zasilania EPS, zastosowanie systemu zasilania zmiennej częstotliwości (VF), ze względu na wyeliminowanie napędu stałej prędkości (CSD), pozwala na uzyskanie wyższej wydajności pokładowego systemu zasilania. Ponadto, implementacja zaawansowanego elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) wysokiego napięcia prądu stałego DC (HVDC) umożliwia osiągnięcie oszczędności w zakresie masy od 4% (w przypadku architektury 270 VDC z zasilaniem napięciem prądu przemiennego równym 230 VAC) do 28% (w przypadku architektury 270 VDC z zasilaniem napięciem prądu przemiennego równym 115 VAC) [5,3].

6. Literatura

- [1] Ronkowski M., Michna M., Kostro G., Kutt F., *Maszyny elektryczne wokół nas*. Politechnika Gdańska 2009/2010.
- [2] Ruda E., *„Koncepcja samolotu bardziej elektrycznego”*, Praca magisterska, WSOSP 2014.
- [3] Brombach, J., Lucken, A., Nya, B., Johannsen, M. and Schulz, D., *“Comparison of different electrical HVDC-architectures for aircraft application,”* Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion (ESARS), pp. 1-6, Oct. 2012.
- [4] Nya, B.H., Brombach, J., Schulz, D., *“Benefits of higher voltage levels in aircraft electrical power systems,”* Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion (ESARS), pp. 1-5, Oct. 2012.
- [5] Zhao X., Guerrero J.M., Wu Xiaohao, *“Review of Aircraft Electric Power Systems and Architectures”*, IEEE 2014 International Energy Conference (ENERGYCON).
- [6] Setlak L., *Przegląd rozwiązań technologicznych samolotu zgodnych z koncepcją MEA*. Instytut Napędów i Maszyn Elektrycznych KOMEL. Zeszyty problemowe ZP-ME nr 103, str. 83, Katowice 2014.
- [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] Lockheed Martin. *Electrical Power Systems (Poland Block 52), Customer Training*. Lockheed Martin, Fort Worth 2006.
- [9] Chang, Jie, Wang, Anhua, *“New VF-power system architecture and evaluation for future aircraft,”* IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, pp. 527-539, April 2006.