

¹Lucjan Setlak, ²Emil Ruda

¹Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Dęblin

²3. Skrzydło Lotnictwa Transportowego, Powidz

PRZEGLĄD, ANALIZA PORÓWNAWCZA I SYMULACJA WYBRANYCH KOMPONENTÓW ARCHITEKTURY ELEKTROENERGETYCZNEGO SYSTEMU ZASILANIA SAMOLOTÓW "KONWENCJONALNYCH" I "MORE ELECTRIC AIRCRAFT" (MEA)

OVERVIEW, COMPARATIVE ANALYSIS AND SIMULATION OF SELECTED COMPONENTS OF THE ARCHITECTURE OF THE POWER SUPPLY SYSTEM OF 'CONVENTIONAL' AIRCRAFT AND 'MORE ELECTRIC AIRCRAFT' (MEA)

Streszczenie: Przedmiotem niniejszego referatu jest dokonanie przeglądu oraz przeprowadzenie analizy porównawczej zaawansowanych rozwiązań architektury elektroenergetycznego systemu zasilania, zarówno samolotów cywilnych "konwencjonalnych" koncernów lotniczych Airbus i Boeing (A-320, B-767) i wojskowych koncernu Lockheed Martin (F-16), jak również samolotów cywilnych bardziej elektrycznych MEA (A-380 i A-350, B-787) i wojskowych (F-22 Raptor, JSF F-35). W kontekście przeprowadzonego przeglądu literaturowego oraz dokonanej ogólnej analizy porównawczej, szczególnej uwadze poddano wady i zalety poszczególnych rozwiązań elektroenergetycznego systemu zasilania samolotów klasycznych i zaawansowanych zgodnie z trendem samolotu bardziej elektrycznego MEA (*More Electric Aircraft*). W oparciu o powyższe, dokonano symulacji przykładowych komponentów architektury elektroenergetycznego systemu zasilania, wybranych z grupy samolotów cywilnych oraz wojskowych w zakresie samolotu "konwencjonalnego" oraz "More Electric Aircraft". W końcowej części referatu przedstawiono główne wnioski, wynikające z przeprowadzonej analizy i symulacji wybranych komponentów architektury elektroenergetycznego systemu zasilania EPS (*Electric Power System*) samolotów klasycznych oraz bardziej elektrycznych.

Abstract: The purpose of this paper is to review and make a comparative analysis of advanced architecture of the power supply system, both civil aircraft "conventional" companies aviation Airbus and Boeing (A-320, B-767) and military Lockheed Martin (F-16), as well as civilian aircraft more electrical MEA (A-380 and A-350, B-787) and military (F-22 Raptor, F-35 JSF). In the context of the literature review, and made a general comparative analysis, special attention was paid to the advantages and disadvantages of each solution of the power supply system of classic and advanced aircraft in line with the trend of more electric aircraft MEA (*More Electric Aircraft*). Based on the above, perform a simulation of exemplary components of the power supply system architecture was made which were selected from the group of civil aircraft and military aircraft in terms of "conventional" and "More Electric Aircraft". The final part of the paper presents the main conclusions arising from the analysis and simulation of selected components of the architecture of the power supply system EPS (*Electric Power System*) aircraft of classic and more electric.

Słowa kluczowe: MEA, symulacja, maszyny elektryczne, elektroenergetyczne systemy zasilania

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

1. Wprowadzenie

Współcześnie, zarówno w kontekście lotnictwa cywilnego (*Airbus, Boeing*), w zakresie samolotów klasycznych (A-320, B-767), w tym w szczególności samolotów zgodnych z trendem samolotu bardziej elektrycznego MEA (A-380, A-350, B-787), jak również w lotnictwie wojskowym (*Lockheed Martin*), "konwencjonalnych" (F-16) oraz kompatybilnych z trendem MEA (F-22 Raptor, JSF F-35), można zaobserwować dynamiczny rozwój w zakresie roz-

wiązań architektury układu elektroenergetycznego (UEE) lub elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS) oraz energoelektronicznego systemu zasilania PES (*Power Electronic System*) [1]. Dokonując wprowadzenia w tematykę niniejszego referatu należy zauważyć, że elektroenergetyczne systemy zasilania (UEE, EPS), stosowane na współczesnych statkach powietrznych (samoloty, śmigłowce), w szczególności na samolotach zaawansowanych technologicz-

nie, tj. zgodnych z koncepcją *More Electric Aircraft* (MEA)/ *All Electric Aircraft* (AEA), zaliczane są do grupy tzw. pokładowych autonomicznych systemów elektroenergetycznych ASE (*Autonomous Electric Power Systems*), określanymi m.in. mianem izolowanych systemów elektroenergetycznych IPS (*Isolated Power Systems*) lub zintegrowanych systemów elektroenergetycznych IPS (*Integrated Power Systems*) [2, 3]. Wobec powyższego, przegląd rozwiązań architektury elektroenergetycznego systemu zasilania oraz analiza porównawcza w kontekście samolotów "konwencjonalnych" i "More Electric Aircraft" zostały przeprowadzone wg określonych kryteriów, mianowicie: rodzajów systemów wytwarzania energii elektrycznej, ich ewolucji oraz kluczowych źródeł w kontekście wytwarzanych przez nich mocy zaawansowanych systemów, zastosowanych na współczesnych samolotach cywilnych oraz wojskowych. Obecnie, na współczesnych samolotach (cywilne, wojskowe) występuje elektroenergetyczny układ lub system zasilania energią elektryczną prądu stałego/ przemiennego, przy czym na najbardziej zaawansowanych samolotach, zarówno cywilnych jak i wojskowych, występuje tendencja w kierunku architektury elektroenergetycznego systemu zasilania napięcia prądu przemiennego jako wiodącego, wykorzystującej źródła wytwarzania energii elektrycznej w postaci integralnie połączonego zespołu rozrusznik/ prądnicą prądu przemiennego zmiennej częstotliwości AS/G VF (*Alternating Starter/ Generator Variable Frequency*), którego głównym przeznaczeniem jest dostarczenie energii elektrycznej do podsystemu, opartego na zasilaniu i rozdziale energii elektrycznej PMAD (*Power Management and Distribution*) odpornego na uszkodzenia. [4, 5]. Kolejnym trendem odróżniającym samoloty "tradycyjne" od samolotów zgodnych z koncepcją samolotu bardziej w pełni elektrycznego (MEA/AEA), jest zastąpienie zasilania pokładowej sieci elektrycznej, dotychczas stosowanego na samolotach "tradycyjnych" w postaci energii mechanicznej, pneumatycznej i hydraulicznej, jednym rodzajem energii – energią elektryczną, będącego domeną zaawansowanych samolotów kompatybilnych z koncepcją MEA/AEA. Wobec tego, w myśl wprowadzanego trendu samolotu bardziej elektrycznego, pojawiły się określenia takie jak: optymalizacja energii samolotu POA (*Power Optimized Aircraft*), a wraz z nim bardziej otwarta technologia

w dziedzinie elektryczności MOET (*More Open Electrical Technology*), opracowany przez koncern lotniczy *Airbus*, a także w zakresie energoelektronicznych systemów zasilania – zaawansowana technologia PES (*Power Electronics Systems*).

2. Przegląd rozwiązań architektury elektroenergetycznego systemu zasilania (UEE, EPS)

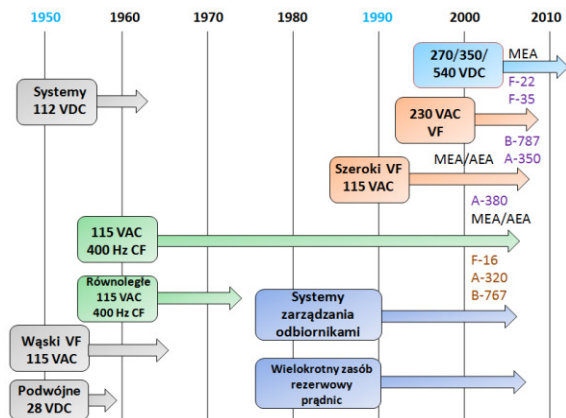
Rozwój EPS współczesnych samolotów, typy źródeł (prądnic) przeznaczonych do wytwarzania energii elektrycznej oraz poziom wytwarzanych przez nich mocy, w kontekście rozpatrywanych w niniejszym referacie samolotów (cywilne, wojskowe) "konwencjonalnych" i "More Electric Aircraft", przedstawiono poniżej (tab. 1 oraz rys. 1).

Tab. 1. Rozwój systemów wytwarzania energii na pokładzie samolotów wojskowych i cywilnych "tradycyjnych" i "MEA" [6, 15]

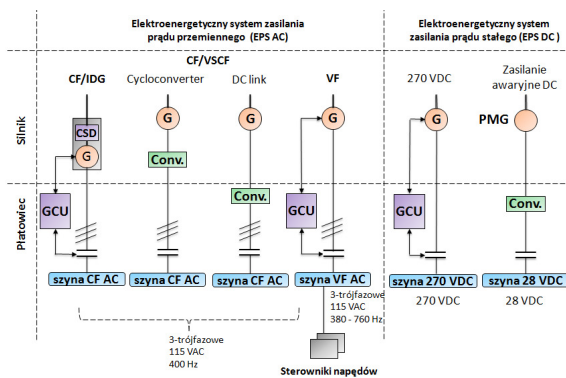
Typ prądnic	Samoloty cywilne		Samoloty wojskowe	
IDG CF [115VAC/ 400Hz]	B-777	2x120kVA	Eurofighter Typhoon	
	A-340	4x90kVA		
	B-737NG	2x90kVA		
	MD-12	4x120kVA		
	B-747-X	4x120kVA		
	B-717	2x40kVA		
	B-767/400	2x120kVA		
VSCF (Cyclo- converter) [115VAC/ 400Hz]			F-18 C/D	2x40/ 45kVA
			F-18 E/F	2x60/ 65kVA
			F-16 C/D	1x60kVA 1x10kVA 1x7kVA
VSCF (DC-Link) [115VAC/ 400Hz]	B-777 (Backup)	2x20kVA		
	MD-90	2x75kVA		
VF [115VAC 380-760Hz]	Cobal Ex	4x40kVA	Boeing JSF	2x50kVA
	Horizon	4x25kVA		
	A-380	4x150kVA 2x120kVA		
VF [230VAC]	A-350	4x100kVA		
	XWB	1x120kVA		
	B-787	4x250kVA 2x225kVA		
270VDC			F-22 Raptor LM F-35	2x70kVA

Obecnie, we współczesnym lotnictwie zarówno cywilnym dla samolotów "tradycyjnych" (A-320, B-767) i "More Electric Aircraft" (A-380, A-350, B-787), jak również w przy-

padku samolotów wojskowych "tradycyjnych" (F-16) i "More Electric Aircraft" (F-22, F-35), istnieją następujące systemy wytwarzania energii elektrycznej na pokładzie samolotu, zobrażowane na poniższym rysunku (rys. 2).



Rys. 1. Evolucja UEE lub EPS samolotów "tradycyjnych" i "MEA" [6, 15]

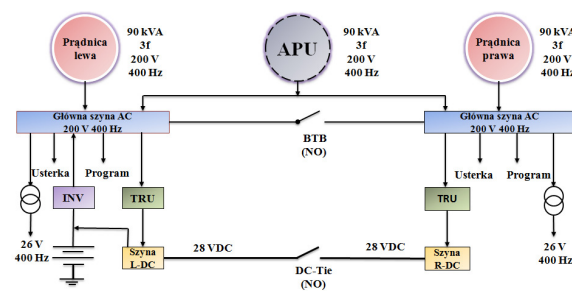


Rys. 2. Rodzaje systemów wytwarzania energii elektrycznej na pokładzie samolotów "tradycyjnych" i "MEA" [6]

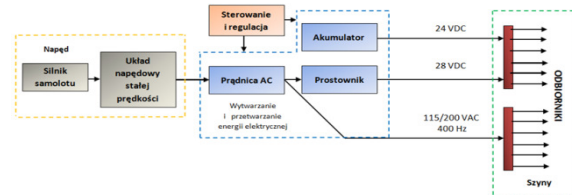
2.1. Architektura UEE lub EPS samolotów "konwencjonalnych"

W skład architektury (struktury) elektroenergetycznego systemu zasilania (UEE, EPS) samolotów "tradycyjnych" wojskowych (F-16) oraz cywilnych (A-320, B-767) zalicza się przede wszystkim pokładowe urządzenia elektryczne, przeznaczone do zasilania sieci pokładowej samolotu energią elektryczną odpowiedniej jakości określonej w normach (np.: NO-15-A200, czy MIL-STD-704). System ten obejmuje następujące podstawowe komponenty: źródła energii elektrycznej (prądnica, rozrusznik/ prądnica, urządzenie transformatorowo-prostownicze itp.), urządzenia sterujące i regulacyjne, odpowiedzialne za ich funkcjonowanie, układ przesyłowo-rozdzielczy energii elektrycznej itp. W związku z powyższym, ty-

pową architektura (UEE, EPS) zależy zwykle od przeznaczenia rodzaju samolotu, mocy odbiorników energii elektrycznej, zastosowanych na pokładzie samolotu, rodzajów wymaganych energii elektrycznej (napięć), niezbędnych do zasilania odbiorników oraz od wymagań w zakresie jakości określonego użytkownika samolotu. Na podstawie kryterium w zakresie realizacji różnych kompozycji źródeł prądu elektrycznego i przetworników energii (maszynowe, statyczne), można wyróżnić architekturę w układzie z prądnicą prądu stałego, z prądnicą prądu przemiennego, z obydwojma rodzajami prądnic oraz architekturę w układzie z prądnicą prądu przemiennego napędzaną za pomocą układu napędowego stałej prędkości (UNSP). Ponadto oprócz powyższych, najczęściej spotykanych rozwiązań architektury UEE lub EPS mogą występować inne rozwiązania. Obecnie w celu zwiększenia niezawodności zasilania energią elektryczną (tzw. redundancja źródeł energii), stosowane są pomocnicze zespoły energetyczne APU (*Auxiliary Power Unit*), stanowiące istotny element architektury elektroenergetycznego systemu zasilania współczesnego samolotu. Zespoły te przeznaczone są przede wszystkim do zasilania odbiorników energii elektrycznej niezbędnych do kontynuowania lotu i bezpiecznego lądowania. Niektóre rozwiązania architektury elektroenergetycznego systemu zasilania UEE lub EPS zostały przedstawione na poniższych rysunkach (rys. 3-4) [6, 7].

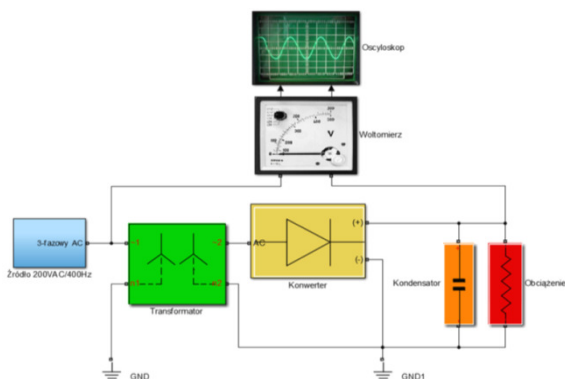


Rys. 3. Architektura EPS w zakresie rozdziału energii elektrycznej na samolotach cywilnych "konwencjonalnych" (A-320/B-767) [6]

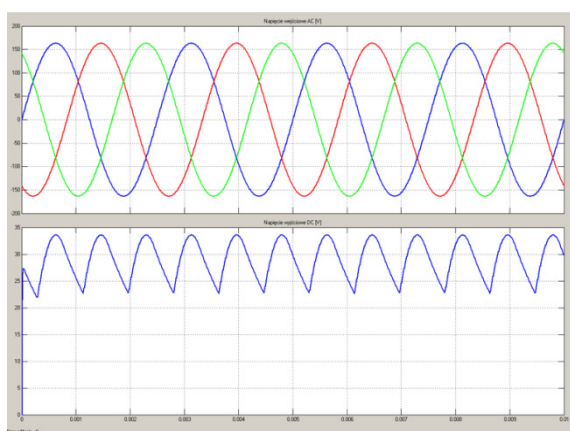


Rys. 4. Struktura elektroenergetycznego systemu zasilania (UEE, EPS) samolotu w układzie z prądnicą AC napędzaną przez UNSP [7]

Przetwornik 6-impulsowy



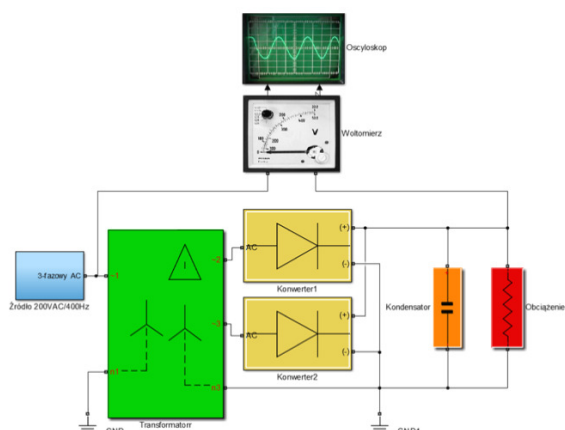
Rys. 7. Schemat blokowy przetwornika 6-impulsowego w programie Simulink



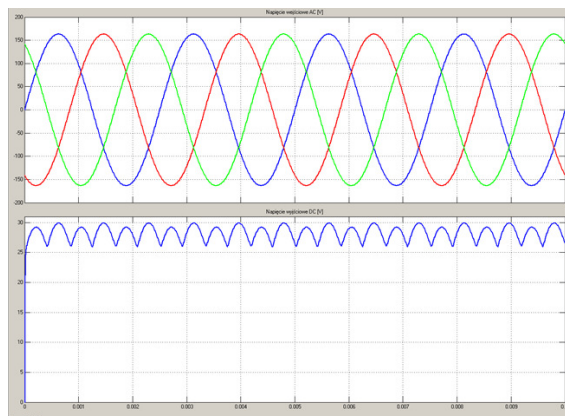
Rys. 8. Charakterystyki przetwornika 6-impulsowego w programie Simulink

Wyniki symulacji: tętnienie prądu wyjściowego w zakresie ok. $\pm 5,5$ V, mało skomplikowana struktura układu prostowniczego.

Przetwornik 12-impulsowy



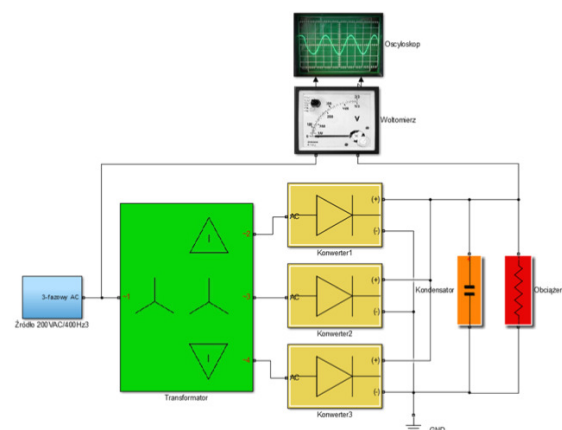
Rys. 9. Schemat blokowy przetwornika 12-impulsowego w programie Simulink



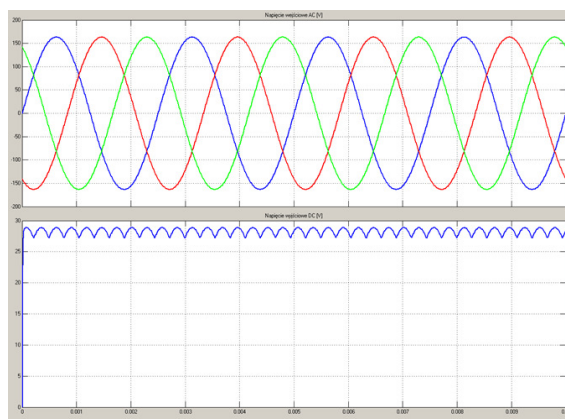
Rys. 10. Charakterystyki przetwornika 12-impulsowego w programie Simulink

Wyniki symulacji: tętnienie prądu wyjściowego w zakresie ok. ± 2 V, bardziej skomplikowana struktura układu prostowniczego.

Przetwornik 18-impulsowy



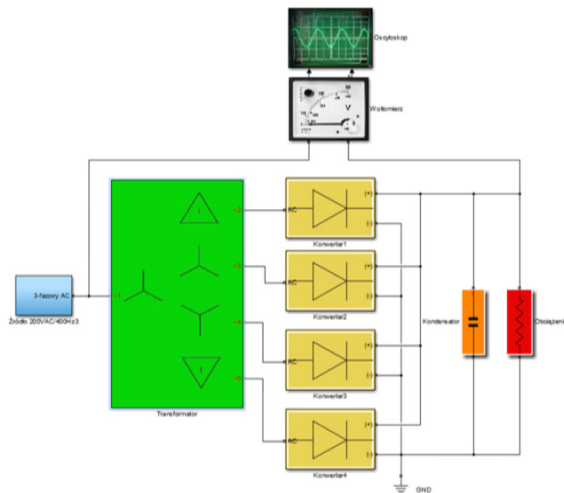
Rys. 11. Schemat blokowy przetwornika 18-impulsowego w programie Simulink



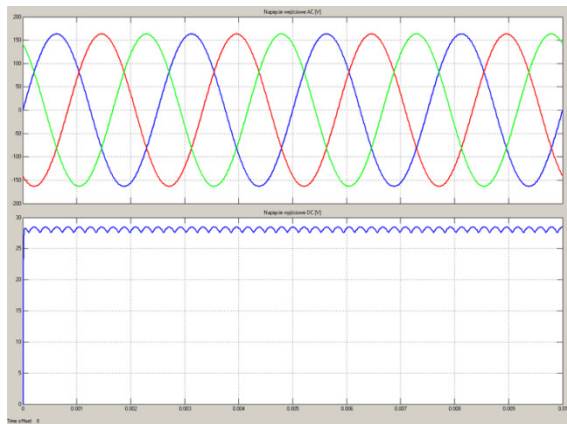
Rys. 12. Charakterystyki przetwornika 18-impulsowego w programie Simulink

Wyniki symulacji: tętnienie prądu wyjściowego w zakresie ok. $\pm 0,9$ V, skomplikowana struktura układu prostowniczego.

Przetwornik 24-impulsowy



Rys. 13. Schemat blokowy przetwornika 24-impulsowego w programie Simulink



Rys. 14. Charakterystyki przetwornika 24-impulsowego w programie Simulink

Wyniki symulacji: tętnienie prądu wyjściowego w zakresie ok. $\pm 0,5$ V, bardzo skomplikowana struktura układu prostowniczego.

4. Podsumowanie i wnioski

Na podstawie dokonanego przeglądu, ogólnej analizy porównawczej poprzez wybrane kryteria obecnych rozwiązań architektury UEE lub EPS w zakresie samolotów "konwencjonalnych" i "MEA", w tym w szczególności analizowanych przetworników wieloimpulsowych, będących kluczowymi komponentami PES, a więc również UEE lub EPS, w myśl rozwijającego się trendu MEA/AEA można zauważyć, że nowoczesne technologie MEA/AEA, POA/MOET są jednymi z niewielu istniejących możliwych rozwiązań dostępnych zarówno dla opracowania bardziej efektywnego i przyjaznego środowiska zaawansowanego samolotu, jak również do rozwiązania kluczowego problemu,

związanego z uzyskaniem oszczędności w zakresie energii elektrycznej, a co się z tym wiąże zmniejszeniem spalania oraz redukcją kosztów eksploatacyjnych. Przeprowadzone symulacje przykładowo wybranych przetworników wieloimpulsowych (6-, 12- impulsowych) (rys. 7-10) oraz (18-, 24- impulsowych) (rys. 11-14) wykazały, że napięcia wyjściowe poszczególnych układów prostowniczych są tym bardziej ustabilizowane im większa jest liczba impulsów danego układu. Przyjmując za jedno z kryteriów strukturę układu prostowniczego (poczynając od konstrukcji transformatora, a kończąc na liczbie zastosowanych przetworników 6-impulsowych) można zauważyć, że układy prostownicze o wyższej liczbie impulsów (18-, 24-impulsowe) posiadają o wiele bardziej skomplikowaną strukturę oraz składają się ze znacznie większej liczby elementów, w porównaniu z układami o mniejszej liczbie impulsów (6-, 12- impulsowe). W związku z powyższym, ta skomplikowana i złożona konstrukcja wiąże się ze zwiększoną podatnością na wszelkiego rodzaju uszkodzenia oraz kosztami zakupu urządzenia oraz jego obsługi, które są tzw. kosztami eksploatacyjnymi i wraz ze złożoną konstrukcją uznawane są za wady przetworników wieloimpulsowych. Z drugiej strony, przetworniki wieloimpulsowe, w szczególności przetworniki o wyższej liczbie impulsów wykazują znacznie niższy poziom tętnień, zaś prąd po wyprostowaniu jest bardziej podatny na regulację. Wymienione cechy układów prostowniczych 18- i 24-impulsowych w znacznej mierze przekładają się na dużą efektywność w zakresie przekształcania 3-fazowego prądu przemiennego AC na prąd stały DC, a co się z tym bezpośrednio wiąże, także na wysoką sprawność przetwornika. Powyższe cechy przetworników wieloimpulsowych zaliczane są do kluczowych zalet przetworników. Podsumowując, najprostszy układ prostowniczy 6-impulsowy, zawierający 6 diod prostowniczych, wytwarza znaczne zniekształcenia harmoniczne, z kolei układ 12-impulsowy zbudowany z 2 układów 6-impulsowych połączonych szeregowo oraz wejścia napięcia prądu przemiennego AC połączonego z transformatorem, który posiada przesunięcie fazowe pomiędzy wyjściami wynoszące 30° . Tego rodzaju konstrukcja układu zapewnia obniżenie poziomu zniekształceń napięcia wyprostowanego. Natomiast układy 18- oraz 24-impulsowe, stosowane w zaawansowanych architekturach zasilania samolotu, zgodnie

z trendem MEA wykazują zdecydowanie mniejsze tętnienia. Wobec powyższego, najistotniejsze przesłanki trendu samolotu bardziej elektrycznego (MEA/ AEA) oraz (POA/ MOET) w zakresie dokonanego przeglądu i ogólnej analizy porównawczej (UEE, EPS), w tym w szczególności w kontekście przedstawionej symulacji przetworników wieloimpulsowych, to przede wszystkim:

1. Intensywny rozwój maszyn elektrycznych (w szczególności jej dziedzin pochodnych, tj. energoelektroniki oraz elektroniki), sprwadzany do poszukiwania rozwiązań, które byłyby w stanie sprostać wymaganiom współczesnych samolotów w zakresie zasilania, wytwarzania i przetwarzania energii elektrycznej (PES, MEA/AEA, POA/MOET, przełączalne reluktancyjne rozruszniki/ prądnice poprzez zastosowanie zespołu rozrusznik/ prądnica zasilanego napięciem 270 VDC).
2. Technologia samolotu bardziej/ w pełni elektrycznego (MEA/AEA), zaimplementowanego przez konsorcjum *Honeywell* jako trend samolotu przyszłości, rozwiązującego problemy w zakresie czynników z zakresu ekologii, ekonomii, będących kluczowymi zaletami wdrażanej technologii.
3. Zamiana dotychczas stosowanego w rozwiązaniach "samolotów konwencjonalnych" sposobu zasilania, tj. energii mechanicznej, hydraulicznej i pneumatycznej na zasilanie elektryczne – najbardziej zaawansowana innowacja trendu MEA/AEA.

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) zaawansowanych technologicznie przetworników wieloimpulsowych (6-, 12- oraz 18- i 24- impulsowych) 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, jakimi są przetworniki wieloimpulsowe, w kontekście zasilania pokładowego samolotów (w szczególności cywilnych), zostanie w pełni zaadoptowana w najbliższej przyszłości.

5. 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]. Mindykowski J., Tarasiuk T., Szmit E., Czarkowski D.: *Diagnostyka izolowanego systemu elektroenergetycznego na przykładzie jednostki pływającej*. Diagnostyka 2 (38)/2006.
- [3]. Moir I., Seabridge A.: *Design and Development of Aircraft Systems*. Second Edition, 2013 John Wiley & Sons, Ltd.
- [4]. Pfahler D.: *Air Force Power Requirements, Standard Form 298 (Rev. 8-98)*, 2006.
- [5]. Setlak L., Ruda E.: *Review, Analysis and Simulation of Advanced Technology Solutions in Power Electronics Systems (PES) of More Electric Aircraft*. World Academy of Science, Engineering and Technology, Vol: 9, No: 10.
- [6]. Moir I., Seabridge A.: *Aircraft Systems: Mechanical, Electrical, and Avionics Subsystems Integration*. Third Edition, 2008 John Wiley & Sons, Ltd.
- [7]. Polak Z., Rypulak A.: *Awionika, przyrządy i systemy pokładowe*. WSOSP, Dęblin 2002.
- [8]. Ronkowski M., Michna M., Kostro G., Kutt F.: *Maszyny elektryczne wokół nas*. Politechnika Gdańska 2009/2010.
- [9]. Gong G., Drogenik U., Kolar J.W.: *12-Pulse Rectifier for More Electric Aircraft Applications*. ETH Zurich, Power Electronic Systems Laboratory, ICIT 2003.
- [10]. Timothy L. Skvarenina: *The power electronics handbook*. CRC Press LLC, 2002.
- [11]. 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.
- [12]. Zhao X., Guererro J.M., Wu Xiaohao: *Review of Aircraft Electric Power Systems and Architectures*. IEEE 2014, International Energy Conference ENERGYCON).
- [13]. Nya B.H., Brombach J., Schulz D.: *Benefits of higher voltage levels in Aircraft Electrical Power Systems*. Railway and Ship Propulsion (ESARS), pp. 1-5, Oct. 2012.
- [14]. Skvarenina T.L., Pekarek S., Wasynczuk O., Krause P. C.: *Simulation of a More-Electric Aircraft Power System using an automated state model approach*. Proceedings of the Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, 1996, pp. 133-136.
- [15]. Setlak L.: *Przegląd rozwiązań technologicznych samolotu zgodnych z koncepcją MEA*. Instytut Napędów i Maszyn Elektrycznych KOMEL. Maszy-

ny Elektryczne - Zeszyty Problemowe nr 3/2014
(103), str. 83-90, Katowice 2014.

Autorzy

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