

Lucjan Setlak, Rafał Kowalik

Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Wydział Lotnictwa, Dęblin

WARIANTY ROZWIĄZAŃ TECHNOLOGICZNYCH WYBRANYCH KOMPONENTÓW AUTONOMICZNEGO SYSTEMU ZASILANIA W ZAKRESIE PRZETWARZANIA POKŁADOWEJ ENERGII ELEKTRYCZNEJ AC/DC SAMOLOTU BARDZIEJ ELEKTRYCZNEGO

VARIANTS OF TECHNOLOGICAL SOLUTIONS OF SELECTED COMPONENTS OF THE AUTONOMOUS POWER SYSTEM IN THE FIELD OF ON-BOARD ELECTRICAL ENERGY PROCESSING OF AC/DC OF A MORE ELECTRIC AIRCRAFT

Streszczenie: W referacie przedstawiono analizę, model matematyczny oraz symulacje przekształtników energoelektronicznego systemu zasilania w zakresie przetwarzania energii elektrycznej AC/DC, zgodnie z koncepcją samolotu bardziej elektrycznego. Głównym celem referatu jest stworzenie modelu przekształtnika, znajdującego zastosowanie w lotnictwie, zarówno cywilnym, jak też wojskowym. Powyższy model został przeanalizowany, bazując na wariantach przekształtników, wykorzystywanych przez lotnicze koncerny cywilne (*Airbus, Boeing*), w zakresie kluczowych produktów (A-380 i A-350XWB, B-787) oraz lotniczy koncern (*Lockheed Martin*) w zakresie samolotów wojskowych (JSF F-35 i F-22 Raptor), kompatybilnych z koncepcją samolotu bardziej elektrycznego. W końcowej części pracy, przeprowadzono symulacje wybranego modelu przekształtnika, dokonano analizy oraz wyciągnięto wnioski, znajdujące odzwierciedlenie w zastosowaniach praktycznych.

Abstract: The paper presents an analysis, a mathematical model and simulations of energo-electronic power system converters in the field of AC/DC electricity processing, in accordance with the concept of a more electric aircraft. The main purpose of the paper is to create a converter model, which is used in aviation, both civilian and military. The above model has been analyzed, based on the variants of converters used by civil aviation corporations (*Airbus, Boeing*), in the scope of key products (A-380 and A-350XWB, B-787) and an airline company (*Lockheed Martin*) in the field of military aircrafts (JSF F-35 and F-22 Raptor), compatible with the concept of a more electric aircraft. In the final part of the work, simulations of the chosen converter model were carried out, analysis was made and conclusions have been drawn that are reflected in practical applications.

Słowa kluczowe: *autonomiczny system zasilania, przekształtnik energii elektrycznej, samolot bardziej elektryczny*

Keywords: *autonomous power system, electric energy converter, more electric aircraft*

1. Wprowadzenie

Aktualnie we współczesnym lotnictwie (cywilne, wojskowe) można zaobserwować dużą dynamikę rozwoju w zakresie zasilania pokładowego, zarówno w przypadku samolotów cywilnych *Airbus* (A-380, A-350 XWB) oraz *Boeing* (B-787), jak również w odniesieniu do samolotów wojskowych wiodącego koncernu lotniczego *Lockheed Martin* w kontekście jego kluczowych produktów JSF (*Joint Strike Fighter*) F-35 oraz F-22 Raptor [1], [2]. Na wstępie należy zaznaczyć, że nowoczesne samoloty wyposażone są w zaawansowane autonomiczne

pokładowe systemy zasilania ASE (*Autonomous Electrical Power Supply Systems*), których najważniejszymi ze względu na swą funkcjonalność są dwa systemy, tj. elektroenergetyczny system zasilania EPS (*Electric Power System*) oraz energoelektroniczny system zasilania PES (*Power Electronics Systems*). Głównymi komponentami pierwszego z nich są przede wszystkim źródła energii elektrycznej, zarówno prądu stałego DC, jak też prądu przemiennego AC w postaci prądnic, zintegrowanego zespołu rozrusznik/prądnic, pomocniczego zespołu energetycznego APU (*Auxiliary Power Unit*), akumulatorów, ogniwo paliwo-

wych, itp. Z kolei, do drugiego systemu zasilania zaliczane są głównie prostowniki wielopulsowe, np. 6-, 12-, 18-, 24-, a nawet 48-pulsowe, urządzenie transformatorowo-prostownicze (prostownik) TRU (*Transformer Rectifier Unit*), autotransformator prostownika ATRU (*Auto-Transformer Rectifier Unit*) oraz jednostka autotransformatora ATU (*Auto Transformer Unit*), przekształtniki, itp. [3], [4]. Przeprowadzona w dalszej części artykułu analiza w zakresie literatury przedmiotu badań, uwzględniająca dominującą rolę pokładowego zasilania napięcia prądu przemiennego AC dla potrzeb kompatybilności z koncepcją samolotu bardziej elektrycznego, uzasadnia konieczność przeprowadzenia badań prostowników wielopulsowych, wykorzystywanych w instalacji zasilania nowoczesnego samolotu. W oparciu o powyższe należy zauważyć, że elektryczna sieć zasilająca bazuje w przypadku systemu EPS na prądnicę stałej częstotliwości CF (*Constant Frequency*) 400 [Hz] (samoloty klasyczne) oraz zmiennej częstotliwości VF (*Variable Frequency*), zawierającej się w zakresie 380-760 [Hz] (samoloty "More Electric"). Natomiast system PES, zgodnie z trendem samolotu bardziej/w pełni elektrycznego MEA/AEA (*More/All Electric Aircraft*), oparty jest na elementach, układach oraz urządzeniach energoelektrycznych w postaci prostowników i przekształtników różnej konfiguracji, m.in. w zakresie przetwarzania pokładowej energii elektrycznej AC/DC, która jest przedmiotem badań niniejszej pracy [5], [6].

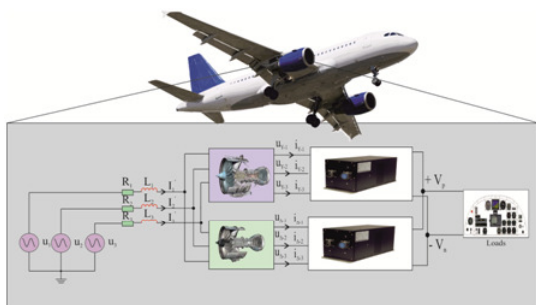
2. Analiza oraz model matematyczny wybranego komponentu systemu ASE (EPS, PES) w zakresie przetwarzania AC/DC

2.1. Analiza przekształtnika w zakresie przetwarzania AC/DC

Dokonując analizy energoelektrycznego przekształtnika AC/DC należy zaznaczyć, że elektryczna sieć pokładowa współczesnych samolotów, zarówno cywilnych *Airbus* (A-380, A-350XWB) i *Boeing* (B-787), jak również wojskowych *Lockheed Martin* (JSF F-35, F-22 Raptor) w zakresie autonomicznych systemów zasilania ASE (EPS, PES) jest zobligowana spełniać wymagania techniczne (WT) koncepcji samolotu bardziej elektrycznego. W związku z powyższym, niezbędne jest zapewnienie zaawansowanym systemom zasilania ASE, w tym

w szczególności w zakresie systemu PES i jego głównym elementom i podzespołom, m.in. właściwej wartości napięcia i prądu stałego DC, wymaganych do prawidłowego działania pokładowemu wyposażeniu elektrycznemu współczesnych samolotów. Tego typu zadania realizowane są m.in. przez energoelektryczne urządzenia w postaci trójfazowych układów prostowniczych ATRU (*Auto Transformer Rectifier Unit*) i TRU (*Transformer Rectifier Unit*), których podstawą są konfiguracje prostowników wielopulsowych, tj. 6-, 12- i 18-, 24- pulsowe, 48- lub nawet 60-pulsowe. W przypadku 3-fazowych układów prostowniczych, należy zauważyć, że ich główne parametry wyjściowe w postaci prądu i napięcia, nie są w wystarczającym stopniu (w stosunku do potrzeb) kontrolowane. Może to skutkować niesprawnością lub nieprawidłowym funkcjonowaniem poszczególnych elementów, układów oraz urządzeń wyposażenia pokładowego samolotu. Tego rodzaju sytuacjom zapobiega się poprzez wykorzystanie dławika o odpowiedniej indukcyjności, którego kluczowym przeznaczeniem jest unormowanie napięcia wyjściowego prostownika wielopulsowego. Innym przykładem jest przypadek równości napięć dwóch układów prostowniczych, tj. prostownika 12-pulsowego, w zakresie przekształcania parametrów wyjściowych w postaci napięcia i prądu przemiennego AC na prąd stały DC, czyli przekształtnika konfiguracji AC/DC. Dodatkowo, w przypadku innych prostowników wielopulsowych 12-, 18-, oraz 24-, 48-, a nawet 60-pulsowych, stosowane są po stronie prądu przemiennego AC układy filtrujące, ze względu na występowanie w systemie konwerterów dużej zawartości harmonicznych napięciowych i prądowych. Wówczas w takim przypadku, zadaniem układów filtrujących jest przepuszczanie wyłącznie harmonicznych o odpowiedniej wartości amplitudy, określonej w układzie przekładnikowym. We współczesnym lotnictwie, najpowszechniej wykorzystywane są 12- oraz 24-pulsowe układy prostownicze, m.in. takim przedstawicielem w zakresie zastosowania lotniczego jest urządzenie transformatorowo-prostownicze TRU, którego kluczowym zadaniem jest przekształcenie napięcia prądu przemiennego AC, otrzymywanego z głównego źródła pokładowego w postaci 3-fazowej prądnicy synchronicznej z magnesami stałymi PMSG (*Permanent Magnets Synchronous Generator*) na wyjściowy

prąd stały DC, dla potrzeb zasilania pokładowego wyposażenia samolotu (odbiorników). Ze względu na to, że na wejście 3-fazowego układu prostowniczego w postaci TRU z prądnicy 3-fazowej PMSG, podawane jest napięcie i prąd przemienny AC, oznacza to, że zamiast odosobnionego uzwojenia dla pojedynczego impulsu dla każdej fazy (A, B, C), istnieje możliwość zmniejszenia całkowitej liczby zwojów poprzez zwiększenie liczby diod w układzie prostowniczym. Rys. 1 przedstawia klasyczny schemat blokowy 3-fazowego prostownika wieloimpulsowego, stosowanego w elektroenergetycznym systemie zasilania współczesnego samolotu, zgodnie z koncepcją samolotu bardziej elektrycznego.



Rys. 1. Schemat przekształtnika aktywnego z prądnicy PMSG, przekształcającego napięcie i prąd trójfazowy z prądnicy prądu przemiennego AC na prąd stały DC

W oparciu o przeprowadzoną analizę prostowników wielopulsowych, w tym w szczególności w zakresie przetwarzania AC/DC można zauważyć, że niezależną pracę urządzeń prostowniczych w połączeniu mostkowym, m.in. układu TRU, zapewniają diody. Poniżej przedstawiono opis zjawisk fizycznych (model), zachodzących w prostowniku 12-pulsowym (np. TRU) w zakresie przekształcania prądu przemiennego AC na prąd stały DC (AC/DC). Zakładając, że poszczególne harmoniczne napięcia kształtowane są kątem wynoszącym $\frac{2\pi}{3}$, zaś każda dioda w układzie pracuje zgodnie z określoną sekwencją, np. 12, 24, 36, 48, 60, stąd wartość napięcia prądu stałego DC na wyjściu 3-fazowego układu prostowniczego opisano następującą zależnością:

$$U_{DC} = \frac{1}{T} \int_0^T u_L(t) dt \quad (1)$$

gdzie: u_L - jest wartością napięcia, określoną z uwzględnieniem obciążenia (włączone wyposażenie/urządzenia samolotu), zaś U_{DC} - jest na-

pięciem stałym na wyjściu układu prostownika. Wobec tego, wartość średnią napięcia przy włączonym obciążeniu wyrażona jest w postaci:

$$U_L = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T u_L^2(t) dt} \quad (2)$$

gdzie: U_L - jest napięciem obciążenia. Z kolei, prąd w 3-fazowym układzie prostowniczym przedstawić można za pomocą wyrażenia:

$$\begin{aligned} i_L(t) &= \frac{u_L(t)}{R_L} \\ I_{DC} &= \frac{U_{DC}}{R_L} \\ I_L &= \frac{U_L}{R_L} \end{aligned} \quad (3)$$

gdzie: I_L - jest średnią wartością prądu, płynącego przez elementy obciążenia (rezystancyjne), z kolei I_{DC} - oznacza wartość prądu stałego DC na wyjściu prostownika.

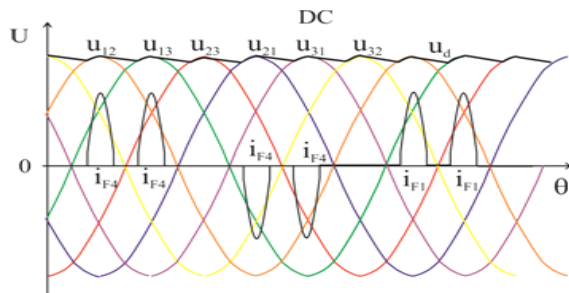
W oparciu o przedstawione zależności matematyczne wyznaczono wartości napięcia i prądu w prostowniku 12-pulsowym dla sygnałów harmonicznych kształtowanych kątem $\frac{2\pi}{3}$.

$$\begin{aligned} U_{DC} &= \frac{1}{T} \int_0^T u_L(t) dt = \frac{6}{2\pi} \int_{\frac{\pi}{3}}^{\frac{2\pi}{3}} \sqrt{3} U_m \sin(\omega t) dt = \frac{3\sqrt{3}}{\pi} = 1.654 \cdot U_m \\ U_L &= \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T u_L^2(t) dt} = \sqrt{\frac{9}{\pi} \int_{\frac{\pi}{3}}^{\frac{2\pi}{3}} U_m^2 \sin^2(\omega t) dt} = 1.655 \cdot U_m \end{aligned} \quad (4)$$

Wartości prądu przedstawiają się następująco:

$$\begin{aligned} I_{DC} &= \frac{\sqrt{3} U_m}{R_L} \sqrt{\frac{2}{\pi} \left(\frac{\pi}{6} + \frac{\sqrt{3}}{4} \right)} \\ I_L &= \frac{\sqrt{3} U_m}{R_L} \sqrt{\frac{1}{\pi} \left(\frac{\pi}{6} + \frac{\sqrt{3}}{4} \right)} \end{aligned} \quad (5)$$

Przebiegi napięcia i prądu przemiennego AC dostarczane do 12-pulsowego prostownika przedstawiono na Rys. 2.



Rys. 2. Harmoniczne napięcia i prądu przemiennego AC w układzie TRU

2.2. Model matematyczny przekształtnika w zakresie przetwarzania AC/DC dla różnych ułożeń magnesów trwałych maszyny elektrycznej

Przykładowy model matematyczny autonomicznego systemu zasilania ASE w zakresie systemu PES przedstawiono w oparciu o kluczowy jego komponent, jakim jest przekształtnik w zakresie przetwarzania pokładowej energii elektrycznej prądu przemiennego AC na prąd stały DC (AC/DC). Poniższy model matematyczny bazuje na rozpatrywaniu zjawisk fizycznych w odniesieniu do różnych ułożeń magnesów elektrycznej maszyny, opartej na magnesach stałych PMSM (*Permanent Magnets Synchronous Machine*) [7], [8], [9]. Należy zauważyć, że napięcia wyjściowe prądnicy PMSG są zarazem napięciami wejściowymi przekształtnika AC/DC. Przekształtnik AC/DC można przedstawić w postaci modelu matematycznego przy pomocy funkcji przełączeń p_j , związanej z łącznikami w poszczególnych gałęziach prostownika S_j ($j = a, b, c$): Funkcja przełączenia poszczególnych układów mostkowych jest definiowana jako:

$$\begin{cases} p_j = 0 & \text{gdy zał. jest górny przełącznik} \\ p_j = 1 & \text{gdy zał. jest dolny przełącznik} \end{cases} \quad (6)$$

Z kolei, wejściowe napięcia przewodowe przekształtnika można wyrazić poprzez funkcje przełączeń oraz napięcia wyjściowe określone jako [10], [11]:

$$\begin{aligned} u_{ab} &= (p_a - p_b)U_0 \\ u_{bc} &= (p_b - p_c)U_0 \\ u_{ca} &= (p_c - p_a)U_0 \end{aligned} \quad (7)$$

Ponadto, na podstawie napięć przewodowych można wyznaczyć napięcia fazowe:

$$\begin{aligned} u_a &= \frac{1}{3}(u_{ab} - u_{ca}) \\ u_b &= \frac{1}{3}(u_{bc} - u_{ab}) \\ u_c &= \frac{1}{3}(u_{ca} - u_{bc}) \end{aligned} \quad (8)$$

Po uwzględnieniu powyższych zależności (6), (7) i (8), wejściowe napięcia fazowe prostownika u_a, u_b, u_c , można zapisać poprzez funkcje przełączeń oraz napięcia wyjściowe:

$$\begin{aligned} u_a &= \frac{U_0}{3}(2p_a - p_b - p_c) \\ u_b &= \frac{U_0}{3}(2p_b - p_a - p_c) \\ u_c &= \frac{U_0}{3}(2p_c - p_a - p_b) \end{aligned} \quad (9)$$

Analogicznie, prąd wyjściowy przekształtnika można wyrazić przez funkcje przełączeń i prądy fazowe w następującej postaci:

$$i_p = p_a i_a + p_b i_b + p_c i_c \quad (10)$$

Dla obwodu wyjściowego prostownika obowiązuje równanie prądowe w postaci:

$$C \frac{dU_0}{dt} = i_p - i_0 \quad (11)$$

Należy zaznaczyć, że w przypadku prądnicy PMSG z niesymetrycznym obwodem magnetycznym, indukcyjności własne uzwojeń stojana zmieniają się wraz z położeniem kątowym wirnika i wynoszą:

$$\begin{aligned} L_{aa} &= L_{ls} + L_0 - L_2 \cos 2\varphi \\ L_{bb} &= L_{ls} + L_0 - L_2 \cos \left(2\varphi + \frac{2\pi}{3} \right) \\ L_{cc} &= L_{ls} + L_0 - L_2 \cos \left(2\varphi - \frac{2\pi}{3} \right) \end{aligned} \quad (12)$$

Analogicznie, także indukcyjności wzajemne są zależne od kąta położenia wirnika [12], [13]:

$$\begin{aligned} M_{ab} &= M_{ba} = -\frac{L_0}{2} - L_2 \cos \left(2\varphi - \frac{2\pi}{3} \right) \\ M_{ac} &= M_{ca} = -\frac{L_0}{2} - L_2 \cos \left(2\varphi + \frac{2\pi}{3} \right) \\ M_{bc} &= M_{cb} = -\frac{L_0}{2} - L_2 \cos 2\varphi \end{aligned} \quad (13)$$

gdzie: L_2 - składowa zmienna indukcyjności, wywołana drugą harmoniczną rozkładu pola przy asymetrii magnetycznej.

W celu wyeliminowania zmiennych współczynników w opisie prądnicy, w dwóch powyżej przedstawionych równaniach matematycznych (12), (13), należy przyjąć układ współrzędnych wirujący zgodnie z obrotem wirnika. Wobec tego, równania macierzowe prądnicy zapisane w postaci wektora przestrzennego, wirującego z elektryczną prędkością kątową wirnika Ψ_s , przyjmują następującą postać:

$$\vec{u}_s = -R_s \vec{i}_s + \frac{d\vec{\Psi}_s}{dt} + j\omega_s \vec{\Psi}_s \quad (14)$$

Po rozłożeniu zespolonych wektorów przestrzennych na składowe w układzie współrzędnych $d-q$ otrzymano:

$$\begin{aligned} \vec{\Psi}_s &= \Psi_d - j\Psi_q \quad \vec{u}_s = u_d + ju_q \quad \vec{i}_s = i_d + ji_q \\ \Psi_d &= \Psi_{PM} - L_d i_d \quad \Psi_q = -L_q i_q \end{aligned} \quad (15)$$

gdzie:

$$L_d = L_{is} + \frac{3}{2}(L_0 - L_2) \quad L_q = L_{is} + \frac{3}{2}(L_0 + L_2) \quad (16)$$

Po wprowadzeniu zależności matematycznych (9) do równania (10) i rozłożeniu na część rzeczywistą i urojoną, otrzymujemy dwa równania napięciowe obwodów stojana w osiach $d-q$:

$$u_d = -R_s i_d - L_d \frac{di_d}{dt} + \omega_s L_q i_q \quad (17)$$

$$u_q = -R_s i_q - L_q \frac{di_q}{dt} + \omega_s L_d i_d + \omega_s \Psi_{PM}$$

Napięcia wyjściowe obwodu stojana w osiach $d-q$ mogą być opisane poprzez funkcje przełączeń wyrażoną w układzie współrzędnych $d-q$ oraz napięcie wyjściowe przekształtnika U_o :

gdzie:

$$\begin{aligned} p_d &= p_a \cos \varphi + p_b \frac{1}{\sqrt{3}} \sin \varphi - p_c \frac{1}{\sqrt{3}} \sin \varphi \\ p_q &= p_a \sin \varphi + p_b \frac{1}{\sqrt{3}} \cos \varphi - p_c \frac{1}{\sqrt{3}} \sin \varphi \end{aligned} \quad (18)$$

Prąd wyjściowy przekształtnika można opisać za pomocą funkcji przełączeń, wyrażonej w układzie współrzędnych $d-q$ oraz przez prądy i_d i i_q [14]:

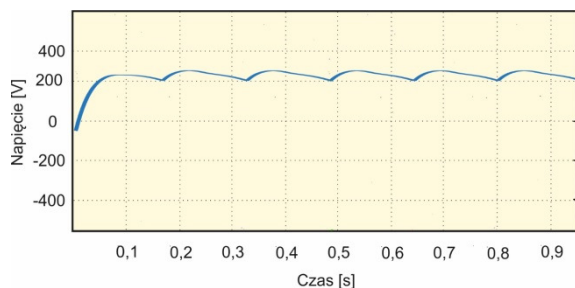
$$i_p = \frac{3}{2} (p_d i_d + p_q i_q) \quad (19)$$

Dla obwodu wyjściowego obowiązuje poniższe równanie prądowe:

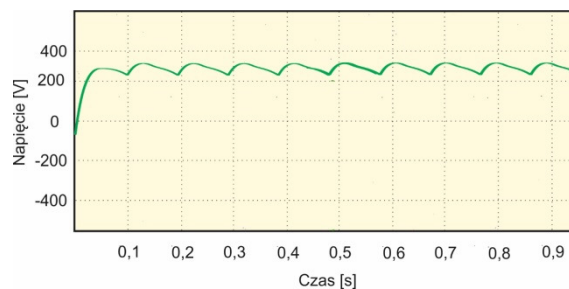
$$C \frac{dU_o}{dt} = i_p - i_o \quad (20)$$

3. Wyniki badań symulacyjnych wybranych prostowników wielopulsowych w zakresie przetwarzania AC/DC zgodnie z koncepcją MEA

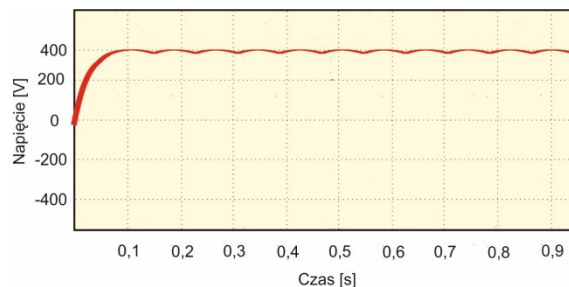
Badania symulacyjne zostały przeprowadzone dla układu sterowania przekształtnikiem AC/DC dla różnych wartości napięć wejściowych prądu przemiennego AC, co zostało zobrazowane na rysunkach 3-5.



Rys. 3. Przebiegi napięć w przekształtniku AC/DC dla napięcia wejściowego 200 V



Rys. 4. Przebiegi napięć w przekształtniku AC/DC dla napięcia wejściowego 300 V



Rys. 5. Przebiegi napięć w przekształtniku AC/DC dla napięcia wejściowego 400 V

Dokonując analizy powyższych przebiegów napięcia, zachodzących w przekształtniku AC/DC, można zaobserwować funkcjonalność działania 3-fazowego przekształtnika, przekształcającego napięcie i trójfazowy prąd przemienny AC z pokładowego źródła zasilania. Źródłami tymi są 3-fazowe prądnice PMSG prądu przemiennego AC i częstotliwości stabilizowanej 400 Hz (w przypadku samolotów konwencjonalnych) lub prądnice, niekiedy zespoły zintegrowane rozrusznik/prądnica prądu przemiennego AC i zmiennej częstotliwości równej 360-780 [Hz] (w przypadku samolotów "more electric").

4. Podsumowanie i wnioski

W artykule podjęto próbę przedstawienia rozwiązań technologicznych wybranych komponentów systemu PES poprzez dokonanie analizy, stworzenie modelu matematycznego oraz symulacji 3-fazowych przekształtników w zakresie przekształcenia pokładowej energii elektrycznej AC/DC. Należy zauważyć, że układy służące do przekształcania napięcia przemiennego AC na stałe DC, są to raczej układy nieliniowe, przeznaczone do przetwarzania energii elektrycznej na pokładzie współczesnego samolotu. Powodują one postawienie odkształconych prądów i napięć w sieci elektrycznej samolotu oraz wymagają one dłuższego czasu przetwarzania, w porównaniu z układami prądu stałego DC. Wartości znamionowe źródeł po-

kładowych w postaci 3-fazowych prądnic AC, m.in. PMSG (skuteczna AC i średnia DC) zawierają się zazwyczaj w granicach do wartości znamionowej prądnicy AC, czyli U_{AC} (na ogół $U_{AC} = 400$ V). Przekształcanie energii prądu przemiennego AC podwyższonej częstotliwości na napięcie stałe DC dla potrzeb odbiorników odbywa się za pośrednictwem przekształtników AC/DC, sterowanych bezpośrednio z pokładowej sieci prądu przemiennego AC samolotu. Przykładowo dla przekształtnika dwustronnego typu AC/DC/DC, jego zastosowanie zapewnia czterokwadrantową pracę układu napędowego z możliwością zwrotu energii hamowania do sieci zasilającej. Ponadto, dwustronnie modulowany przekształtnik AC/DC/DC przy zastosowaniu określonych metod sterowania umożliwia pobór prądów sieci o przebiegach kształtem zbliżonych do sinusoidy, zaś zastosowany układ sterowania zapewnia możliwość działania przekształtnika przy dowolnym współczynniku mocy $\cos\phi$ [15]. W zastosowaniach lotniczych w odniesieniu do powyższych rozważań, najczęściej wykorzystywanymi przekształtnikami energoelektronicznymi są prostowniki, którymi są przede wszystkim urządzenia TRU, ATRU oraz regulowane urządzenia transformatorowo-prostownicze RTRU (*Regulated Transformer Rectifier Unit*). Różnica między TRU a ATRU polega głównie na zastosowaniu autotransformatora w miejsce zwykłego transformatora, rozwiązanie tego rodzaju posiada zarówno zalety, jak też wady. Kluczowymi zaletami tych urządzeń są m.in. możliwość regulacji stosunku napięcia pierwotnego do wtórnego (przekładnia transformatora), uproszczenie układu oraz zmniejszenie jego masy i ceny. Z kolei, autotransformator posiada tylko jedno uzwojenie, do którego podłączone są bezpośrednio obie strony układu, transformator zaś posiada uzwojenie pierwotne oraz wtórne. Wadami tych urządzeń są: mała możliwa do uzyskania przekładnia transformatora oraz brak separacji galwanicznej. W przypadku braku wspomnianej separacji galwanicznej, istnieje ryzyko przeniesienia zakłóceń pomiędzy źródłem a odbiornikiem prądu.

5. Literatura

- [1]. Moir I., Seabridge A., *"Aircraft Systems: Mechanical, Electrical, and Avionics Subsystems Integration."* Third Edition, 2008 John Wiley & Sons.
- [2]. Setlak L., Kowalik R., *"Components of Variable Frequency of Power Supply System ASE of Modern*

Aircraft in Accordance with the Concept of a More Electric Aircraft MEA," Lecture Notes in Engineering and Computer Science: Proceedings of The World Congress on Engineering and Computer Science, pp. 243-248, San Francisco, USA 2017.

- [3]. Gong G., Drofenik U., Kolar J.W., *"12-Pulse Rectifier for MEA Applications."* ETH Zurich, Power Electronic Systems Laboratory, ICIT 2003.
- [4]. Emami K., Ehsani M., *"Aircraft power systems: technology state of the art, and the future trends,"* Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE, 2000.
- [5]. Eid A., Abdel-Salam M., El-Kishky H., ElMohandes T., *"Simulation and transient analysis of conventional and advanced aircraft electric power systems with harmonics mitigation,"* Electric Power Systems Research 79 (2009).
- [6]. Setlak L., Kowalik R., Redo W., *"Mathematical Models and Simulation of key Multi-Pulse Rectifiers in field of Autonomous Electric Power Supply System, using Matlab/Simulink Programming Environment Compatible with the Concept of a More Electric Aircraft (MEA),"* IEEE, pp. 1-6, 2017.
- [7]. Kazmierkowski M.P., Blaabjerg F., Krishnan R., *"Control in Power Electronics,"* Academic Press Series in Engineering, Elsevier Science 2002.
- [8]. Ronkowski M., Michna M., Kostro G., Kutt F., *"Maszyny elektryczne wokół nas".* Politechnika Gdańska 2009/2010.
- [9]. Setlak L., *"Przegląd rozwiązań technologicznych samolotu zgodnych z koncepcją MEA".* Instytut Napędów i Maszyn Elektrycznych KOMEL. Maszyny Elektryczne-Zeszyty problemowe nr 3/2014 (103), str. 83-90, Katowice 2014.
- [10]. H. Abu-Rub H., M. Malinowski M., K. Al-Haddad K., *"Power Electronics for Renewable Energy Systems, Transportation, and Industrial Applications,"* First Edition, 2014 John Wiley & Sons.
- [11]. Latawiec K.J., Stanisławski R., Łukaniszyn M., Czuczwarą W., Rydel M., *"Fractional-order modeling of electric circuits: modern empiricism vs. classical science,"* 2017 Progress in Applied Electrical Engineering (PAEE), pp. 1-4, IEEE, 2017.
- [12]. Bozhko S., Wu T., Tao Y., and M. A.G., *"More-Electric Aircraft Electrical Power System Accelerated Functional Modeling,"* in International Power Electronics and Motion Control Conference, Ohrid, Republic of Macedonia, 2010.
- [13]. Monroy A. O., Le-Huy H., Lavoie C., *"Modeling and Simulation of a 24-pulse Transformer Rectifier Unit for More Electric Aircraft Power System,"* Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion (ESARS), 2012.
- [14]. Setlak L., Kowalik R., *"IAENG Transactions On Engineering Sciences: Special Issue For The International Association Of Engineers Conference's 2016 Volume II,"* Model Study and Simulation of Selected Components of On-board Power Supply System ASE in the Range of EPS and PES Systems

of a Modern Aircraft, Compatible with the Concept of More Electric Aircraft, pp. 344-359, 2018.

[15]. Setlak L., Kowalik R., and Redo W., *"Technological solutions of selected components of energo-electronic power supply system PES in the field of AC/DC/DC processing in accordance with a trend of more electric aircraft,"* International Journal of Circuits, Systems and Signal Processing, Volume 11, 2017.

Autorzy

1. ppłk dr inż. L. Setlak, WSOSP, Wydział Lotnictwa, Katedra Awioniki i Systemów Sterowania, Dęblin, e-mail: l.setlak@wsosp.pl
2. dr inż. R. Kowalik, WSOSP, Wydział Lotnictwa, Katedra Awioniki i Systemów Sterowania, Dęblin, e-mail: r.kowalik@wsosp.pl