

# Współczesne rozwiązania technologiczne, analiza i symulacja wybranych komponentów architektury HVDC samolotów zgodnych z koncepcją MEA/ AEA

**Streszczenie.** Przedmiotem referatu jest przedstawienie zaawansowanych rozwiązań technologicznych architektury systemu zasilania wysokiego napięcia prądu stałego HVDC (High Voltage Direct Current) w zakresie napięć 540 VDC ( $\pm 270$  VDC) oraz 350 VDC poprzez dokonanie analizy literatury przedmiotu oraz analizy i symulacji wybranego jej komponentu zgodnie z koncepcją samolotu bardziej/ w pełni elektrycznego MEA/ AEA.

**Abstract.** The subject of this paper is to present the most advanced technology to system architecture of high voltage power HVDC (High Voltage Direct Current) in the range of voltages 540 VDC ( $\pm 270$  VDC) and 350 VDC by making a critical analysis of the literature and the analysis and simulation of its selected component according to the concept of more/ full electric aircraft MEA/ AEA. (Modern technological solutions, analysis and simulation of selected components of architecture HVDC aircraft in line with the concept of MEA/ AEA)

**Słowa kluczowe:** samolot bardziej elektryczny (MEA), systemy zasilania wysokiego napięcia prądu stałego (HVDC), samolot w pełni elektryczny (AEA), maszyny elektryczne.

**Keywords:** More Electric Aircraft (MEA), High Voltage Direct Current (HVDC), All Electric Aircraft (AEA), electrical machines.

## Wstęp

We współczesnym lotnictwie, wojskowym (*Lockheed Martin*) oraz przede wszystkim w lotnictwie cywilnym (*Airbus, Boeing*), zarówno w zakresie samolotów wojskowych JSF (*Joint Strike Fighter*) F-35 oraz F-22 Raptor, jak również samolotów cywilnych (A-380, A-350 XWB, B-787), zgodnych z koncepcją samolotu bardziej/ w pełni elektrycznego (MEA/ AEA), zauważa się ciągle oraz dynamiczny rozwój w kontekście pokładowych autonomicznych systemów zasilania ASE (*Autonomous Electric Power Systems*), charakteryzujących się innowacyjnymi rozwiązaniami technologicznymi architektury energoelektronicznego systemu zasilania PES (*Power Electronic System*) [1], [2], [3] oraz elektroenergetycznego systemu zasilania (EPS), w tym w szczególności w zakresie zasilania wysokiego napięcia prądu stałego HVDC [4]. Dokonując wprowadzenia w tematykę niniejszego referatu należy zauważyć, że wdrażane obecnie do współczesnego lotnictwa innowacyjne rozwiązania technologiczne kluczowych komponentów ASE (EPS, PES) dotyczą przede wszystkim najbardziej zaawansowanych technologicznie samolotów wojskowych koncernu lotniczego *Lockheed Martin* (JSF F-35, F-22 Raptor), których domeną są systemy HVDC wysokiego napięcia 540 VDC ( $\pm 270$  VDC) oraz 350 VDC [4, 5]. Obecnie stosowane rozwiązania technologiczne, których podstawą jest wszechstronny rozwój w dziedzinie maszyn elektrycznych i ich dziedzin pokrewnych (energoelektronika, elektronika) znalazły różnorodne zastosowanie we współczesnym lotnictwie, szczególnie w zakresie wykorzystania energoelektronicznych systemów zasilania (PES) [6]. Kluczowymi a zarazem najistotniejszymi komponentami energoelektronicznych systemów zasilania PES, znajdującymi szerokie zastosowanie zarówno w lotnictwie wojskowym, jak również w lotnictwie cywilnym są przetworniki. Przekształtniki energoelektroniczne zasilane z pokładowych sieci energii elektrycznej nazywane są prostownikami (*converters*) w przypadku przetwarzania napięcia prądu przemiennego AC na napięcie prądu stałego DC oraz falownikami (*inverters*), gdy przetwarzają napięcie prądu stałego DC na napięcie prądu przemiennego AC. Dokonując literaturowego przeglądu podstawowych elementów PES, można wyróżnić dwa typy przetworników, mianowicie: przetworniki źródeł prądu CSC (*Current Source Converters*) oraz przetworniki źródeł napięcia VSC (*Voltage*

*Source Converters*), wymagające zastosowania filtra dużej mocy, niezbędnego do eliminacji harmonicznych prądu przemiennego AC, oprócz filtrów prądu stałego DC. Proces przetwarzania energii elektrycznej (mocy) za pomocą zaawansowanych technologicznie przetworników wieloimpulsowych (*converters, inverters*) stał się w ostatnim czasie jednym z najbardziej dynamicznie rozwijających się trendów w zakresie technologii lotniczej. Ponadto należy zaznaczyć, że w przypadku zastosowań praktycznych, dotychczas stosowane źródła napięcia, jakimi są prądnice prądu stałego oraz prądnice prądu przemiennego, a także powiązane z nimi elektroenergetyczne systemy zasilania (sieci zasilające AC oraz DC) są rozwiązaniem nie-ekonomicznym i technicznie trudnym w realizacji. Przykładowe zastosowanie wybranych komponentów energoelektroniki PE (*Power Electronics*), wykorzystanej na pokładzie współczesnego samolotu zostało przedstawione w poniższej tabeli (tab. 1).

Tabela 1. Przykład zastosowania wybranych komponentów energoelektroniki na pokładzie współczesnego samolotu [7]

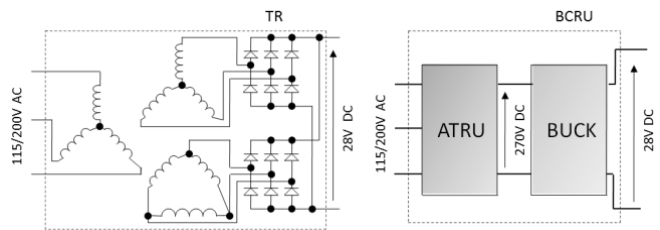
Kategoria	Zastosowanie	Techniki/ Obwody
Magazynowanie energii	Bezpieczeństwo baterii	System zarządzania baterii: przetwornica zaporowa ( <i>flyback converters</i> )
	Proces ładowania	Korekcja współczynnika mocy, przetwornik, przetwornik DC-DC
Sterowanie przemieszczeniem	Siłownik	Projekt silnika, napęd silnika
	Pompa paliwowa	Pompa elektryczna, napęd silnika, przetwornik zasilania
	Sterowanie przemieszczeniem	Przetwornik zasilania, sterowanie wektorem, sterowanie momentem
Obsługa środowiska	Podwozie	Projekt silnika, napęd silnika
	Wentylacja	Falownik
	Oświetlenie	Statecznik elektroniczny, LED
	UPS	Falownik, ładowarka do baterii
	Skorygowany współczynnik mocy	Kondensator przełączający
Rozdział energii elektrycznej w lotnictwie	Napęd	Falownik (przetwornik mocy DC-AC)
	Wytwarzanie prądu przemiennego AC	2-poziomowy falownik, przekształtniki rezonansowe, konwerter z przesunięciem fazowym
	VFCF	Falownik, skorygowany współczynnik mocy przekształtnika

W konwencjonalnych systemach zasilania w zakresie energii elektrycznej (mocy), pojęcie wysokiego napięcia prądu stałego DC (HVDC) było znane od wielu lat w kontekście przesyłania energii elektrycznej *point-to-point*. Rosnące obecnie zapotrzebowanie w zakresie przesyłania większych ilości energii elektrycznej na współczesnych samolotach, zarówno cywilnych (A-380, A-350 XWB, B-787), jak też wojskowych (F-22 Raptor, JSF F-35)

zobligowało koncerny lotnicze (*Airbus, Boeing, Lockheed Martin*) do zastosowania w sieciach elektrycznych zaawansowanych samolotów, zgodnych z trendem MEA/AEA, nie tylko wysokiego napięcia DC, ale także zaplanowano w dalszej prognozie sieci energetyczne o mocy nawet do 540 VDC (lub  $\pm 270$  VDC zwane również HVDC). Decyzja powyższa podyktowana była przede wszystkim tym, że system HVDC charakteryzuje się kilkoma pozytywnymi efektami (zaletami). Pierwszym z nich jest zmniejszenie przekroju przewodu elektrycznego, a co tym skutkuje, że względu na zmniejszony przepływ prądu elektrycznego podczas przesyłania tego samego zasilania elektrycznego, uzyskiwana jest mniejsza masa, co jest niezwykle istotne w zastosowaniach praktycznych, w tym w szczególności w zastosowaniach lotniczych. Dodatkowo, należy nadmienić, że poziomy napięcia mogą zostać zwiększone w tradycyjnych sieciach elektrycznych w celu zwiększenia przekazywanej mocy elektrycznej. Kolejną zaletą systemu HVDC jest zmniejszenie strat energii elektrycznej ze względu na wyższy poziom napięcia oraz możliwość korzystania z sieci prądu stałego DC, które eliminują zużycie mocy bierniej. W związku z powyższym, z tych względów "linki" prądu stałego DC są wykorzystywane tylko dla długich połączeń *point-to-point* w tradycyjnych sieciach elektrycznych. Ponadto, ze względu na zmniejszenie strat w sieci elektrycznej, system klimatyzacji ECS (*Environmental Control System*), dotyczący środowiska posiada niższe zapotrzebowanie w zakresie mocy termicznej (cieplnej). Dalszą zaletą zastosowania prądu stałego DC jest zmniejszenie masy, ponieważ elektryczne przetworniki świetlne prądu przemiennego AC zasilające przetworniki muszą być wyposażone w pasywne lub aktywne filtry, tj. korektory współczynnika mocy PFC (*Power Factor Correctors*), w związku z czym mogą być zasilane przez sinusoidalne prądy wejściowe. Jest to bardzo istotne, szczególnie w przypadku sieci o wysokiej impedancji sieci, jaką jest pokładowa sieć samolotu [8], [9].

### Przegląd nowoczesnych rozwiązań technologicznych architektury systemu HVDC w zakresie napięć 540 VDC ( $\pm 270$ VDC) i 350 VDC

W ostatnich latach przemysł lotniczy zaprzestał stosowania na samolotach klasycznych napięć prądu stałego 28 VDC oraz prądu przemiennego 115V/ 400 Hz AC, stosując w zamian zaawansowane elektroenergetyczne systemy zasilania wysokiego napięcia 230 VAC oraz 270/ 540 VDC. Powyższe zmiany były konieczne przede wszystkim ze względu na wymagania techniczne (WT) podyktowane ciągle rosnącym zapotrzebowaniem w zakresie energii elektrycznej (mocy), przy jednoczesnym minimalizowaniu wpływu masy z linii energetycznych. Z punktu widzenia zarządzania energią elektryczną PMS (*Power Management System*), powyższa decyzja zobligowała koncerny lotnicze do wyzwania w zakresie projektowania i stosowania innowacyjnych elektronicznych urządzeń sterowania obciążeniem ELCUs (*Electronic Load Control Units*), "inteligentnych styczników" (*smart contactors*), inteligentnych programowalnych odbiorników i źródeł SPLC (*Smart Programmable Loads and Sources*) oraz regulatorów jednostek ładowania akumulatora BCRU (*Battery Charge Regulators Units*), przeznaczonych do dostarczania napięcia prądu stałego 28 VDC oraz procesu ładowania baterii akumulatorów pokładowych, podłączonych na stałe do sieci prądu stałego DC (*DC Network*), w myśl koncepcji samolotu bardziej lub w pełni elektrycznego (MEA lub AEA). Powyższy rysunek (rys. 1) przedstawia przykładowe zastosowanie wieloimpulsowych przetworników AC-DC, zbudowanych z dwóch kluczowych komponentów: transformatora oraz regulatora BCRU [10].



Rys.1. Przykład zaawansowanego rozwiązania technologicznego przetwornika wieloimpulsowego AC-DC, zastosowanego na samolocie Airbus A-380 [11]

Jeden z kluczowych komponentów pokładowego autonomicznego systemu zasilania ASE, jakim jest elektroenergetyczny system zasilania EPS zastosowany na samolotach "konwencjonalnych" z reguły sprowadza się do zastosowania kombinacji napięcia 115/ 200 VAC 400 Hz dla zaspokojenia potrzeb w zakresie tzw. odbiorników dużej mocy oraz napięcia 28 VDC, przeznaczonego do zasilania systemów awionicznych, systemu sterowania lotem oraz innych systemów zasilanych napięciem prądu stałego DC. Jednakże ze względu na zauważalne potrzeby w zakresie znacznego wzrostu mocy pokładowych źródeł zasilania oraz ciągłego i dynamicznego wzrostu zapotrzebowania na różnego rodzaju energii elektrycznej, adaptacja nowoczesnych systemów wytwarzania energii elektrycznej zmiennej częstotliwości VF (*Variable Frequency*) wymaga zastosowania energoelektronicznych systemów zasilania PES, służących do przekształcania wyjść prądnic na pojedynczy wysokonapięciowy układ przesyłowo-rozdzielczy napięcia prądu stałego. Ponadto, zaleca się, aby wielkość napięcia EPS w zakresie napięcia prądu stałego DC wynosiła 270, 350 lub nawet 540V. Wobec powyższego, wykorzystanie wysokich napięć w EPS prądu stałego podyktowane jest przede wszystkim takimi zaletami jak: obniżenie masy, rozmiarów oraz strat energetycznych przy wzroście poziomu mocy zasilania.

Tabela 2. Przykładowa charakterystyka porównawcza systemów wytwarzania energii elektrycznej na pokładzie nowoczesnego samolotu [8]

		Masa	Wydajność	Niezawodność
System stałej częstotliwości (CFS)	IDG	umiarkowana	najniższa	średnia
	DC-Link	najwyższa	umiarkowana	dobra
	Cycloconverter	wysoka	umiarkowana	dobra
VFS		najniższa	najwyższa	najlepsza
HVDC (270V DC)	Prądnicą bezzczotkowa prądu stałego (DC)	niska	umiarkowana	dobra
	Prądnicą przełączaną reluktancyjnie (SRG)	wysoka	umiarkowana	dobra

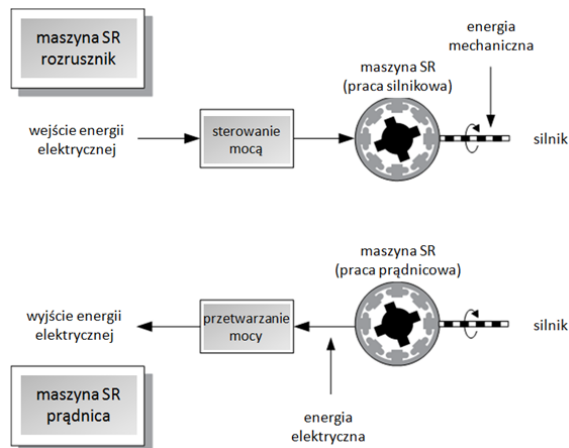
Powyższa tabela (tab. 2) przedstawia usytuowanie systemu wysokiego napięcia 270 VDC (jego zalet) w kontekście aktualnie istniejących rodzajów systemów wytwarzania energii elektrycznej na współczesnych zaawansowanych technologicznie samolotach cywilnych (*Airbus, Boeing*) oraz wojskowych (*Lockheed Martin*) [12].

### Architektura systemu zasilania wysokiego napięcia 540 VDC ( $\pm 270$ VDC)

Współczesne zaawansowane technologicznie samoloty, zarówno cywilne *Airbus* (A-380, A-350 XWB) oraz *Boeing* (B-787), jak również wojskowe *Lockheed Martin* (F-22, Raptor, JSF F-35), zgodnie z koncepcją MEA/ AEA, wyposażone są w sieci elektryczne, których zasilające szyny wysokiego napięcia DC rozdzielają i rozprowadzają wysokiej jakości energią elektryczną na pokładzie współczesnego samolotu. Szyny te zastosowano do zasilania odbiorników prądu stałego o różnorodnym

przeznaczeniu, m.in. siłowników: elektromechanicznych EMA (*Electromechanical Actuation*) oraz siłowników elektrohydraulicznych EHA (*Electrohydraulic Actuation*). Obecnie, wraz z rozwojem koncepcji MEA/ AEA oraz EPS/ PES systemy wysokiego napięcia 540 VDC ( $\pm 270$  VDC) uważane są za standard, przy czym pierwsza generacja dotyczy systemu 270 VDC, zaś 540 VDC jest tzw. standardem przyszłościowym.

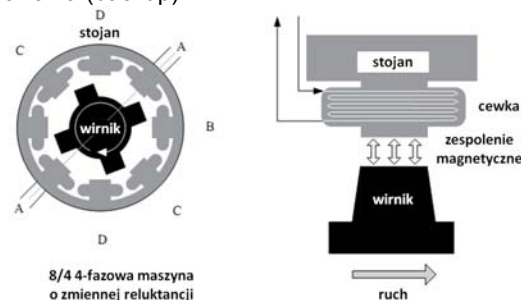
Nowoczesne rozwiązania technologiczne architektury systemu zasilania wysokiego napięcia prądu stałego HVDC zaawansowanych systemów zasilania ASE w zakresie napięć 540 VDC ( $\pm 270$  VDC) należy rozpatrywać w aspekcie przeprowadzania analizy dwóch systemów zasilania, tj.: elektroenergetycznego systemu zasilania EPS (*Electric Power System*) oraz energoelektronicznego systemu zasilania PES (*Power Electronic System*). W kontekście przeglądu literatury, kluczowe komponenty EPS są rozpatrywane i analizowane poprzez kryteria złożoności oraz oddziaływań i relacji, poprzez które osiągana jest jak największa efektywność całego systemu zasilania na pokładzie współczesnego samolotu. Ze względu na powyższe, w zaawansowanych rozwiązaniach stosowane są zintegrowane zespoły w postaci rozrusznik/prądnica, dostarczające niezbędnych parametrów wejściowych do silnika głównego oraz wysokiej jakości energii do drugorzędnych (wtórnych) beznapędowych systemów nowoczesnego samolotu zgodnego z trendem MEA/ AEA. Zaawansowane elektroenergetyczne systemy zasilania EPS zawierają następujące elementy składowe, mianowicie: wewnętrzny silnik spalinowy ICE (*Integral Combustion Engine*); elektryczny zespół rozrusznik/prądnica S/G, zintegrowany z układami napędowymi; półprzewodnikowe sterowniki zasilania; napędzane elektrycznie siłowniki sterowania lotem; elektryczna instalacja przeciwołdzeniowa; hamulce uruchamiane elektrycznie; odporny na uszkodzenia (bezwaryjny) półprzewodnikowy system zarządzania energią elektryczną; napędzana elektrycznie instalacja ochrony środowiska ECS (*Environmental Control System*) oraz sterowanie silnikiem. Na poniższych rysunkach (rys. 2-3) zobrazowano możliwości konfiguracji w zakresie działania reluktancyjnej maszyny elektrycznej SR (*Switched Reluctance*) jako zespół rozrusznik/prądnica oraz budowę tej maszyny.



Rys. 2 Zakresy pracy reluktancyjnej maszyny elektrycznej SR (rozrusznik/prądnica) [13]

Rozpatrując elektroenergetyczny system zasilania można zauważyć, że typowy pokładowy system zasilania EPS zbudowany jest z dwóch niezależnie działających kanałów (systemów), których podstawowym źródłem jest rozrusznik/prądnica. Dodatkowo dla potrzeb redundancji działania systemu, pomocniczy/ awaryjny system zasilania samolotu zawiera dodatkowy pomocniczy zespół

rozrusznik/prądnica. Podstawowy (główny) system zasilania zawiera zespoły rozrusznik/prądnice, jednostki sterowania zasilaniem oraz prądnice i system sterowania jednostki GCU (*Generator Control Unit*), zaś 3-fazowe maszyny synchroniczne lub maszyny elektryczne przełączane reluktancyjnie mogą być stosowane jako zespoły rozrusznik/prądnice na samolocie zgodnie z koncepcją MEA/ AEA. Z kolei, jednostki sterowania zasilaniem są używane do przetwarzania częstotliwości w szerokim zakresie napięcia prądu przemiennego AC, wytwarzanego przez prądnice synchroniczne zasilane wysokim napięciem HVDC 270 VDC, zaś system sterowania jednostki GCU zabezpiecza jednostki sterowania prądnic i szyn prądu stałego DC. Ponadto, pomocniczy zespół energetyczny APU wraz z systemem akumulatorów dostarcza energii elektrycznej (mocy) podczas uruchamiania (rozruchu) silników i pomocniczego rezerwowania (backup).



Rys. 3 Budowa i zasada działania reluktancyjnej maszyny elektrycznej SR [13]

Podsumowując, podstawowymi zaletami zasilania wysokim napięciem prądu stałego HVDC 270 VDC, zastosowanym w najnowocześniejszych systemach samolotowych są następujące symptomy: właściwe w kontekście zasilania źródło napięcia do przetworników wieloimpulsowych, przeznaczonych do określonego zasilania odbiorników (obciążeń) samolotu; łatwe do zapewnienia zasilania rodzaje szyn przy użyciu backupu akumulatorów oraz regeneracja (odtwarzanie) zasilania od silników elektrycznych do szyny powrotnej. Współczesne samoloty o wysokim stopniu zaawansowania, zarówno cywilne Airbus (A-380, A-350 XWB) i Boeing (B-787), jak również wojskowe Lockheed Martin (F-22 Raptor, JSF F-35), zgodnie z koncepcją MEA/ AEA posiadają sieci elektryczne, których zasilające szyny wysokiego napięcia DC rozdzielają oraz rozprowadzają wysokiej jakości energię elektryczną na pokładzie zaawansowanego samolotu, co zostało przedstawione na poniższym rysunku (rys. 4).



Rys. 4 Przykład współczesnego rozwiązania technologicznego pokładowego autonomicznego systemu zasilania ASE (EPS, PES), zastosowanego na samolocie wojskowym JSF F-35 zgodnie z koncepcją MEA/ AEA [14]

Najbardziej zaawansowane samoloty charakteryzują się różnorodnymi wariantami rozwiązań architektury EPS w zakresie wysokiego napięcia HVDC, m.in.  $\pm 270$  VDC (2 fazy z masą), 270 VDC (1 faza z masą),  $\pm 135$  VDC (2 fazy z masą) oraz  $\pm 135$  VDC (2 fazy bez masy) [15]. Zalety nowoczesnych rozwiązań architektury systemu zasilania wysokiego napięcia HVDC w zakresie napięć 540 VDC ( $\pm 270$  VDC) oraz napięcia 350 VDC uzyskano dzięki dynamicznemu rozwojowi:

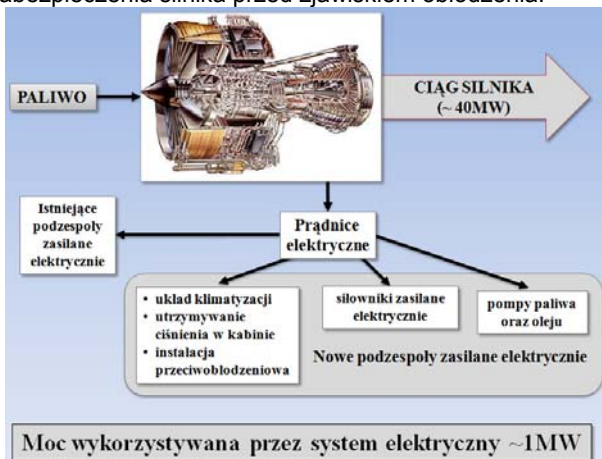
Energoelektronicznych systemów zasilania PES (*Power Electronics Systems*) oraz ich kluczowych komponentów, takich jak: przetworniki wieloimpulsowe, przetworniki PEC (*Power Electronics Converters*), transformatory, bloki wzmacniaczy transformatorów, określanych w literaturze jako systemy elektroniczne PE (*Power Electronics*).

Systemów elektroenergetycznych EPS (*Electric Power Systems*) oraz ich podstawowych elementów takich jak: zespół typu rozrusznik/ prądnica (*Starter/ Generator*), przetworniki cykli (*Cycloconverter AC-AC*), urządzenia transformatorowo-prostownicze TRU (*Transformer Rectifier Unit*), autotransformatory prostownika ATRU (*Auto-Transformer Rectifier Unit*), itp.

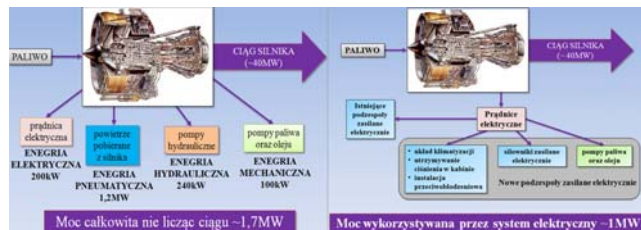
Wobec powyższego, współczesne rozwiązania technologiczne, w tym w szczególności rozwiązania w zakresie HVDC zaawansowanych samolotów (tzw. samoloty przyszłości) zarówno cywilnych (B-787, A-380 i A-350 XWB), jak również samolotów wojskowych (F-22 Raptor, JSF F-35) są domeną komponentów zaawansowanych technologicznie elektroenergetycznych systemów zasilania (EPS) oraz energoelektronicznych systemów zasilania (PES), które są komponentami składowymi pokładowych autonomicznych systemów zasilania (ASE). Najistotniejszymi komponentami PES są przetworniki wieloimpulsowe (6- i 12-impulsowe oraz 18- i 24-impulsowe), realizujące koncepcję samolotu bardziej/ w pełni elektrycznego (MEA/ AEA).

### Architektura systemu zasilania wysokiego napięcia 350 VDC

Architektura tego rodzaju w zakresie wysokiego napięcia prądu stałego 350 VDC dotyczy głównie zaawansowanej technologii silnika bardziej elektrycznego MEE (*More Electric Engine*). Przykładem tego rodzaju rozwiązania jest silnik spalinowy typu Trent 500 firmy Rolls-Royce wyposażony w składowe komponenty elektryczne, zobrazowane na poniższych rysunkach (rys. 5-6). Jednym z takich komponentów zmodernizowanego silnika typu Trent 500 plus, wykonanego w technologii MEE jest wentylator upustu powietrza, zastosowany w celu zabezpieczenia silnika przed zjawiskiem oblodzenia.

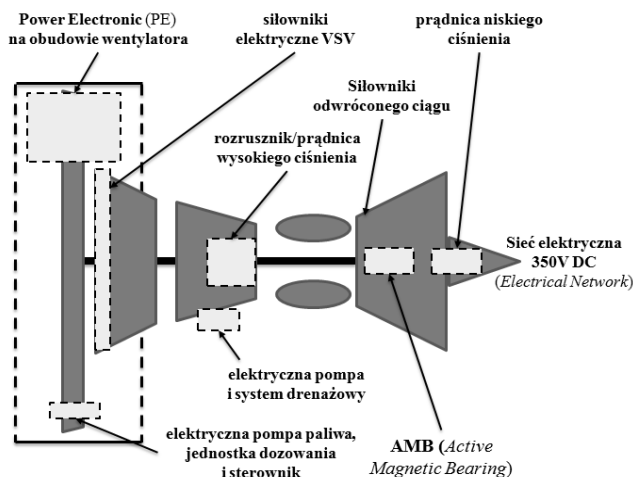


Rys. 5 Charakterystyka porównawcza w zakresie pozyskiwania energii silnika "klasycznego" i zgodnego z trendem MEA/ AEA [16]



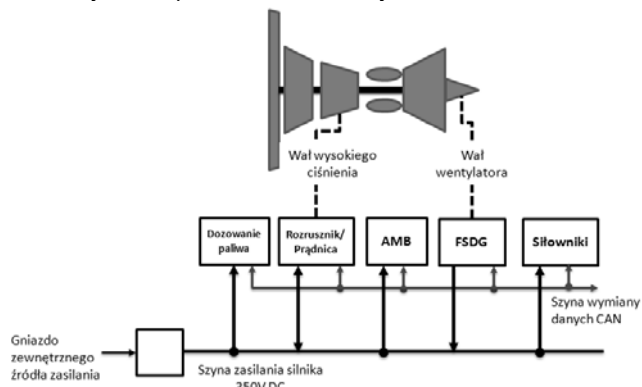
Rys. 6 Charakterystyka porównawcza w zakresie pozyskiwania energii silnika "klasycznego" i zgodnego z trendem MEA/ AEA [16]

W silniku tego rodzaju zastosowano wentylator upustu powietrza w celu zabezpieczenia silnika przed zjawiskiem oblodzenia, co zostało przedstawione na rysunku 7. Przykładowa charakterystyka porównawcza zespołów napędowych (silnika "klasycznego" i silnika wykonanego w technologii "MEA" przedstawia rysunek 6.



Rys. 7 Rozmieszczenie podstawowych komponentów MEE silnika Trent 500 firmy Rolls-Royce [13]

Podstawowymi komponentami MEE silnika Trent 500 firmy Rolls-Royce są: zespół rozrusznik/ prądnica wysokiego ciśnienia HPSG (*High Pressure Starter/ Generator*), dostarczająca moc równą 150 kVA (*Permanent Magnet*); energoelektroniczny moduł zasilania PEM (*Power Electronics Module*), dostarczający napięcie 350 VDC do silnika i komponenty ME (*more-electric*) samolotu, elektryczne pompy paliwowe; elektryczne siłowniki kierownicy wlotowej VSV (*Variable Stator Vanes*) oraz inne elementy, które przedstawiono na rysunku 8.



Rys. 8 Główne komponenty elektryczne silnika MEE Trent 500 firmy Rolls-Royce [13]

W kontekście analizy architektury EPS w zakresie HVDC wysokiego napięcia 350 VDC, najbardziej istotnym składnikiem jest szyna elektryczna o napięciu 350 VDC. Zespół rozrusznik/ prądnica zamocowana na wale wysokiego ciśnienia (HPSG), służący do rozruchu silnika

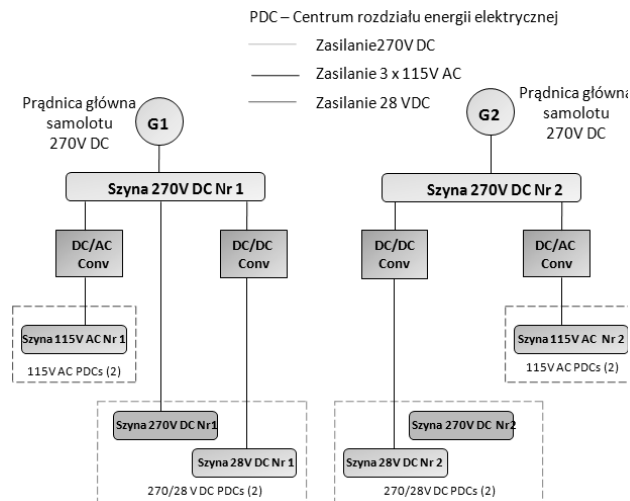
zasilany jest napięciem 350 VDC z akumulatorów pokładowych lub zewnętrznego źródła zasilania. Po uruchomieniu silnika, zespół rozrusznik/ prądnica zapewnia napięcie 350 VDC na szynie silnika poprzez elektroniczny moduł zasilania (PEM) w celu zasilania podsystemów, takich jak: dozowanie paliwa, aktywne łożysko magnetyczne AMB (*Active Magnetic Bearing*) oraz siłowników. Ponadto należy zauważyć, że w przypadku uruchomionego silnika pracuje także prądnica wału niskiego ciśnienia FSDG (*Fan Shaft Drive Generator*), która również pełni rolę źródła zasilania systemu o wartości napięcia prądu przemiennego 350 VDC w zakresie HVDC.

### Analiza architektury systemu zasilania wysokiego napięcia HVDC zgodnie z trendem MEA/ AEA

Przystępując do analizy architektury systemu zasilania wysokiego napięcia HVDC zgodnie z koncepcją MEA/ AEA należy zaznaczyć, że ze względu na duże zapotrzebowanie w zakresie energii elektrycznej w aspekcie ewaluacji (we współczesnym zaawansowanym lotnictwie cywilnym i wojskowym) trendu samolotu bardziej/ w pełni elektrycznego (MEA/ AEA), od obecnych energoelektronicznych systemów zasilania (PES) wymagane jest, żeby były jak najbardziej wydajne oraz żeby charakteryzowały się jak najniższą masą. Spośród istniejących technologii w tym zakresie, współczesne rozwiązania technologiczne innowacyjnej architektury elektroenergetycznego systemu zasilania w zakresie napięć HVDC – systemy 540 VDC ( $\pm 270$  VDC) oraz 350 VDC stanowią optymalną opcję dla przyszłego wykorzystania implementacji zaawansowanych technologii MEA/ AEA. W oparciu o przeprowadzoną krytyczną analizę literatury przedmiotu można zauważyć, że elektroenergetyczny system zasilania wysokiego napięcia HVDC, jakim jest system 270 VDC może być zaprojektowany jako podstawowy system zasilania DC w zakresie optymalnego wyboru dla przyszłego użycia w myśl koncepcji MEA/ AEA. Ponadto należy pamiętać, że elektroenergetyczny system zasilania EPS oraz energoelektroniczny system zasilania PES są jednymi z najważniejszych systemów samolotu, gdyż współczesny samolot, w szczególności samolot zgodny z koncepcją MEA/ AEA stał się w większym stopniu zależnym od energii elektrycznej, wytwarzanej przez zaawansowane technologicznie źródła pokładowe samolotu.

Wszelkierne rozwinięcie konwencjonalnych elektroenergetycznych systemów zasilania (EPS) w zakresie wytwarzania, przełączania i zabezpieczenia energii elektrycznej następował wraz z rozwojem postępu technologicznego w tym zakresie. Te innowacyjne rozwiązania posiadają wpływ na klasyczne systemy elektroenergetyczne, które istniały od wielu lat, prawdopodobnie po raz pierwszy od czasu II wojny światowej. Zmiany te zaowocowały dostępnością nowych technologii oraz urzędzeń, które z kolei uwarogodniły zaawansowane koncepcje systemu, lub też zapewniły środki dla innowacyjnych koncepcji systemów, takich jak: MEA/ AEA, EPS/ PES, HVDC, itp. Innowacyjne koncepcje elektroenergetycznego systemu EPS obejmują następujące kluczowe elementy: system zarządzania elektrycznym obciążeniem (odbiornikami) ELMS (*Electrical Load Management System*), zmiana prędkości przy stałej częstotliwości VSCF (*Variable Speed Constant Frequency*), *Cycloconverter*, systemy 270 VDC oraz trend MEA/ AEA. Dokonując analizy architektury systemu 270 VDC w zakresie wysokiego napięcia HVDC należy zauważyć, że system 270 VDC stosowany jest nie tylko jako rodzaj zasilania dla określonych komponentów systemu EPS (samoloty cywilne), ale również jest stosowany jako główne

źródło zasilania, jak to ma miejsce w przypadku samolotów wojskowych (F-22 Raptor, JSF F-35).

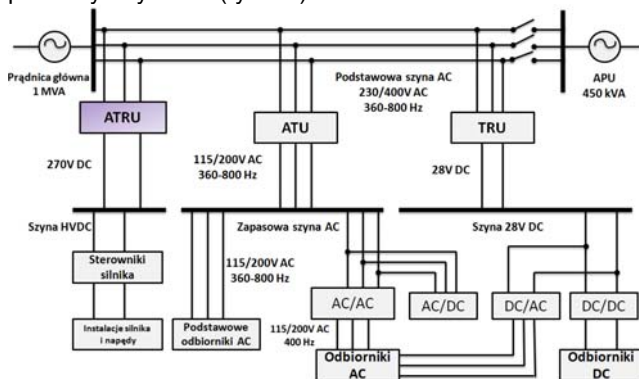


Rys. 9 Uproszczony schemat systemu EPS samolotu wojskowego F-22 [10]

Na rysunku 9 przedstawiono uproszczony schemat systemu EPS samolotu wojskowego F-22. Samoloty *US Air Force*, wykorzystującego elektroenergetyczny system zasilania EPS 270 VDC w zakresie wysokiego napięcia HVDC, to przede wszystkim: samoloty F-22 Raptor i F-35 Lightning II koncernu lotniczego *Lockheed Martin*, które wykorzystują system 270 VDC dla głównego systemu zasilania. Zastosowanie systemu 270 VDC jest pewnego rodzaju ekstrapolacją przesłanek odejścia od stosowania systemu 28 VDC do systemu 115 VAC, mianowicie: zmniejszenie wielkości biegnących przewodów minimalizując w ten sposób masę, spadek napięcia i straty mocy energetycznych. Istnieje także kilka wad związanych ze stosowaniem systemu 270 VDC, do których można zaliczyć: wysoki koszt, korzystanie w dalszym ciągu przez personel w zakresie usług lotniczych z tradycyjnych napięć 28 VDC i 115 VAC oraz to, że stosowanie wyższych napięć wymusza większe uzależnienie od technik i metod wykonania izolacji, żeby uniknąć przerwania zasilania. Z tego też względu armia USA wykonała wiele projektów, programów rozwojowych i demonstracyjnych. Niektóre z nich były przeznaczone na większe wykorzystanie energii elektrycznej na pokładzie samolotu bojowego, ewentualnie żeby zastąpić konwencjonalną energię wtórną i siłowniki hydrauliczne lub przynajmniej do ich zwiększenia w znaczącym stopniu. Określenie tych zmian jest w większym stopniu zgodne z koncepcją samolotu bardziej/ w pełni elektrycznego (MEA/ AEA), a więc może w niedalekiej przyszłości doprowadzić do znacznie większego, jeśli nie całkowitego wykorzystania energii elektrycznej w elektroenergetycznych systemach lotniczych. Ponadto, stosowanie systemów wysokiego napięcia DC w tych samolotach stwarza zagrożenie możliwości powstania pożaru, spowodowanego uszkodzeniem w czasie działań bojowych samolotu, wykonaniem z kompozytów w postaci włókna węglowego (*carbon-fibre*). Dodatkowo należy zachować ostrożność, aby zmniejszyć zjawisko iskrzenia na dużych wysokościach lub w utrudnionych warunkach (wilgoć, zasolenie, itp.), w środowiskach tropikalnych i morskich. Wobec tego, wszystkie te czynniki muszą być uwzględniane podczas etapu projektowania oraz produkcji zaawansowanego samolotu, zwłaszcza samolotu do zastosowań bojowych.

Dla potrzeb analizy i symulacji wybranych komponentów architektury HVDC samolotów kompatybilnych z trendem samolotu bardziej/ w pełni elektrycznego (MEA/ AEA), w

dalszej części referatu przedstawiono przykładowo wybrany komponent architektury HVDC, jakim jest autotransformator prostownika ATRU HVDC wysokiego napięcia  $\pm 270$  VDC oraz jego usytuowanie w pokładowym autonomicznym systemie zasilania ASE, co zostało zobrazowane na poniższym rysunku (rys. 10).



Rys. 10 Przykładowa architektura ASE (EPS, PES) wysokiego napięcia HVDC prądu przemiennego stosowana na nowoczesnych samolotach (Airbus, Boeing) zgodnie z koncepcją MEA/ AEA [17]

W oparciu o analizę powyższego rysunku można zauważyć, że głównymi elementami systemu rozdziału energii elektrycznej w najnowocześniejszych samolotach np. B-787/ A-380 są: prądnica główna, której zakres mocy osiąga wartość 1 MVA oraz źródło pomocnicze APU (*Auxiliary Power Unit*), którego zakres może osiągnąć moc rzędu 450 kVA. Podstawowa szyna prądu przemiennego AC charakteryzuje się wysokim zakresem napięcia o wartości 400V i częstotliwości 380÷800 Hz, zamiast 200V jak to miało miejsce w systemach "klasycznych". Podstawowa szyna zasilania AC zasila 270V HVDC przez autotransformator prostownika ATRU (*Auto-Transformer Rectifier Unit*), zapasową szynę AC o napięciu 200V i częstotliwości 380÷800 Hz przez ATU (*Autotransformer Unit*), szynę 28 VDC przez TRU (*Transformer Rectifier Unit*) oraz podstawowe odbiorniki AC. Główny system zarządzania rozdziałem energii elektrycznej skupia wejściowe moce elektryczne samolotu, które mogą być dostarczone przez prądnicę główną samolotu, APU, naziemne źródło zasilania i/ lub RAT (*Ram Air Turbine*), w przypadku zastosowania awaryjnego źródła zasilania. W oparciu o powyższe widzimy, że autotransformator prostownika ATRU HVDC wysokiego napięcia  $\pm 270$  VDC odgrywa kluczową i bardzo istotną rolę w systemie ASE.

Wraz ze wzrostem zapotrzebowania na energię elektryczną nowoczesnego samolotu oraz ze względu na niskie koszty jego utrzymania, wymagany jest także bardziej niezawodny elektroenergetyczny system zasilania EPS zaawansowanych samolotów cywilnych oraz wojskowych. Ponadto, ze względu na potrzebę zachowania ciągłości zasilania elektrycznego, względną prostotę, elastyczność i unikalną zdolność systemów prądu stałego w celu zapewnienia nieprzerwanego zasilania do odbiorników elektrycznych wysokiego napięcia DC (270V), koncepcja HVDC traktowana jest jako nowe rozwiązanie dla samolotów przyszłości. System ten stosowany przede wszystkim na samolotach wojskowych (F-22 Raptor, JSF F-35) charakteryzuje się następującymi zaletami w porównaniu do innych analogicznych systemów, mianowicie:

1. Charakteryzuje się wysoką wydajnością: w tym przypadku utrata mocy tego rodzaju systemu wytwarzania energii elektrycznej występuje wyłącznie w źródłach (prądnica, przetwornik). Nie występuje zjawisko innego rodzaju utraty mocy zasilania, tak jak to ma miejsce w

przypadku zastosowania napędu ze stałą prędkością obrotową CSD (*Constant Speed Drive*) i zasilania przetwornika, które są stosowane w systemach wytwarzania VSCF (*Variable Speed Constant Frequency*) – system wytwarzania energii ze stałą częstotliwością.

2. Mała masa: szybkie lekkie konstrukcje zaprojektowanych samolotów mogą być używane bez ponoszenia strat energii, w porównaniu ze współczynnikiem mocy cykloconvertera. Dodatkowo, masa przewodu jest porównywana z masą innych rodzajów systemów zasilania.

3. Wysoka niezawodność: w porównaniu do systemu wytwarzania energii elektrycznej CSD/ VSCD, tego typu system wytwarzania energii elektrycznej na pokładzie samolotu jest bardziej niezawodny ze względu na jego stosunkowo prostą architekturę.

4. Ciągłość zasilania: Jest to unikalna cecha systemu zasilania prądem stałym, który jest stosunkowo łatwy do pracy równoległej źródeł. W związku z tym, jest to łatwe dla zapewnienia nieprzerwanego zasilania do odbiorników.

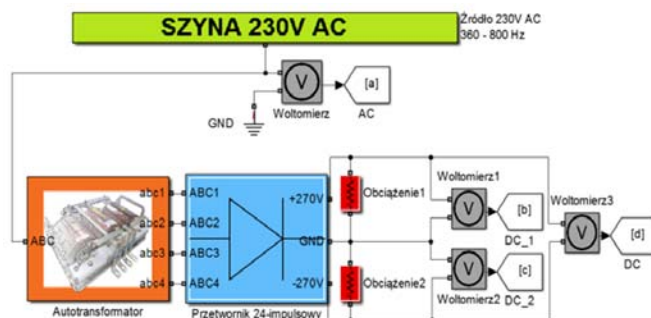
5. Bezpieczne: dotyczy zjawiska porażenia prądem elektrycznym personelu technicznego.

6. Uzyskiwanie napięcia: wysokie napięcie HVDC  $\pm 270$  VDC można otrzymać bezpośrednio ze źródła 3-fazowego prądu przemiennego AC o wartości 115V.

7. Zjawisko występowania spadku napięcia systemu wytwarzania energii elektrycznej: występuje tylko w tzw. punkcie regulacji POR (*Point of Regulation*), np. z punktu widzenia systemu dystrybucji zasilania 270 VDC, spadek napięcia w instalacji dwuprzewodowej będzie dwukrotnie większy, w porównaniu z instalacją jedнопrzewodową *one-wire* [18]. W porównaniu z systemem 115 VAC, system 270 VDC jedнопrzewodowy przewyższa system AC pod względem spadku napięcia [19].

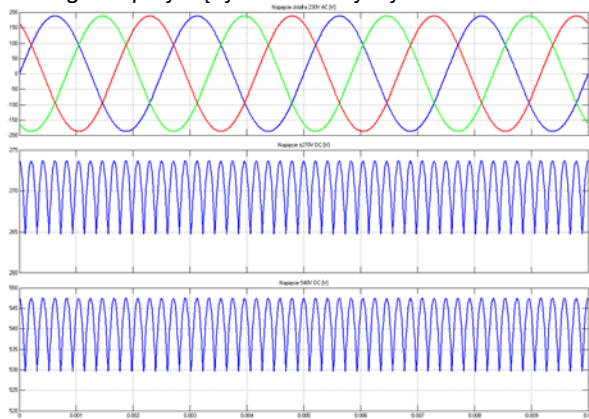
### Symulacja wybranych wieloimpulsowych układów prostowniczych zastosowanych na samolotach zgodnych z koncepcją samolotu bardziej/ w pełni elektrycznego (MEA/ AEA)

Na rysunku 11 został przedstawiony schemat blokowy autotransformatora prostownika ATRU (*Auto-Transformer Rectifier Unit*), który zastosowano m.in. na samolocie *Boeing B-787 Dreamliner*. Podstawowymi elementami składowymi tego rodzaju prostownika są następujące komponenty: źródło energii elektrycznej w postaci szyny 230 VAC VF; autotransformator ATU (*Auto Transformer Unit*), przetwarzający napięcie źródłowe na cztery grupy napięcia 3-fazowego przesunięte w fazie względem siebie co 15 stopni; przetwornik 24-impulsowy, składający się z czterech przetworników 6-impulsowych oraz obciążenie układu w postaci dołączonej rezystancji [20].

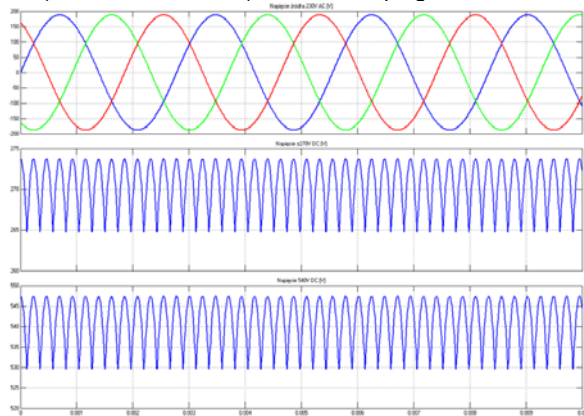


Rys. 11 Schemat blokowy autotransformatora prostownika ATRU HVDC wysokiego napięcia  $\pm 270$  VDC w programie Simulink

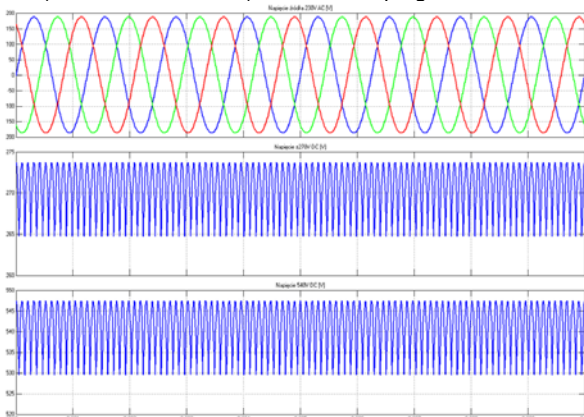
Układ pomiarowy autotransformatora prostownika ATRU HVDC składa się z 4 woltomierzy służących do pomiaru napięcia źródła energii elektrycznej oraz napięcia w poszczególnych kanałach wyjściowych, mianowicie: +270V, -270V i napięcia 540V, co zostało przedstawione na poszczególnych wykresach (rys. 12÷17). Jego działanie polega na tym, że najpierw 3-fazowe napięcie prądu przemiennego AC ze źródła zostaje przetworzone przez autotransformator na 4 grupy napięcia prądu przemiennego przesunięte w fazie względem siebie co 15 stopni, następnie każda grupa napięcia prądu przemiennego trafia do jednego z 4 przetworników 6-impulsowych, w których napięcie prądu przemiennego jest zamieniane na napięcie stałe. Z kolei, przetworniki 6-impulsowe są połączone równolegle tworząc przetwornik 24-impulsowy. Taki sposób rozwiązania pozwala na znaczne zmniejszenie tętnień wyjściowego napięcia prądu stałego, które z kolei zasila poszczególne przyrządy oraz układy wykonawcze.



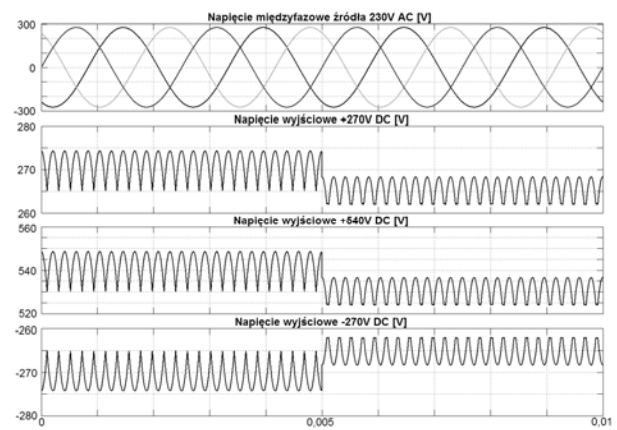
Rys. 12 Wykres napięcia źródła 230 VDC oraz napięć wyjściowych ATRU ( $\pm 270$  VDC, 540 VDC)  $f = 400$  Hz w programie Simulink



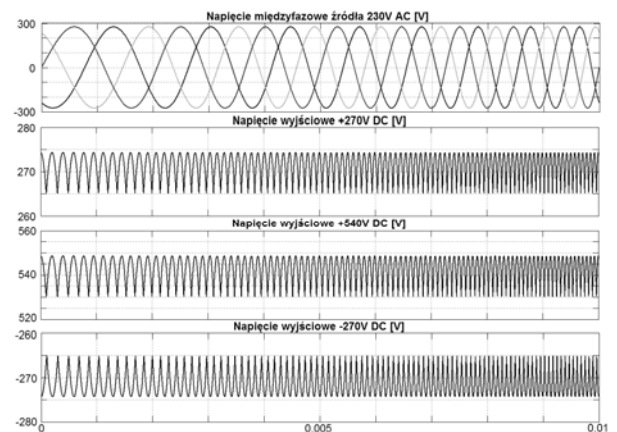
Rys. 13 Wykres napięcia źródła 230 VDC oraz napięć wyjściowych ATRU ( $\pm 270$  VDC, 540 VDC)  $f = 360$  Hz w programie Simulink



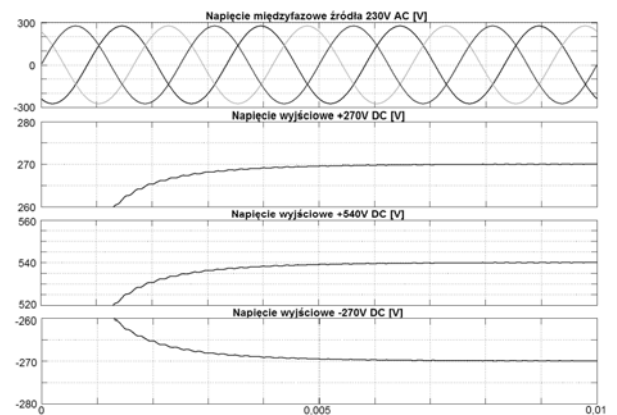
Rys. 14 Wykres napięcia źródła 230 VDC oraz napięć wyjściowych ATRU ( $\pm 270$  VDC, 540 VDC)  $f = 800$  Hz w programie Simulink



Rys. 15 Wykres napięcia źródła 230 VDC oraz napięć wyjściowych ATRU ( $\pm 270$  VDC, 540 VDC)  $f = 400$  Hz (obciążenie 10 kVA dołączone w 0,005s)



Rys. 16 Wykres napięcia źródła 230 VDC oraz napięć wyjściowych ATRU ( $\pm 270$  VDC, 540 VDC)  $f = 400 \div 800$  Hz



Rys. 17 Wykres napięcia źródła 230 VDC oraz napięć wyjściowych ATRU ( $\pm 270$  VDC, 540 VDC)  $f = 400$  Hz po dodaniu pojemności

Wartość napięcia o zmiennej częstotliwości VF (*Variable Frequency*) w przedziale 360÷800 Hz doprowadzanego do autotransformatora ATRU wynosi 230 VAC, w zależności od prędkości obrotowej silników napędzających prądnice prądu przemiennego AC, co zobrazowano na powyższych rysunkach (rys. 13÷14). Zakładając, że nominalna wartość częstotliwości prądu przemiennego wynosi 400 Hz (rys. 12) zasymulowano normalną pracę elektroenergetycznego systemu zasilania EPS. Analizując kolejne wykresy (15÷17), można zaobserwować, że przy tej częstotliwości dla wyjścia  $\pm 270$  VDC napięcie tętnień wynosi ok. 9V (współczynnik tętnień ok. 3,3%), natomiast dla wyjścia 540 VDC napięcie tętnień wynosi odpowiednio ok. 16V (współczynnik tętnień ok. 3%). W 0,005s symulacji

podłączono do układu pomiarowego obciążenie o wartości 10 kVA. W wyniku tego, napięcie na wszystkich kanałach spadło o ok. 1,85%. Zasymlowano również pracę układu przy rosnącej częstotliwości prądu wejściowego AC w przedziale od 400 Hz do 800 Hz (rys. 16). Po przeanalizowaniu wykresów można zauważyć że, pomimo zmiany częstotliwości wyjściowej, napięcie pozostało na tym poziomie nominalnym. Kolejny wykres (rys. 17) obrazuje działanie układu po dodaniu pojemności na jego wyjściu. Jak można zaobserwować bezwładność elektryczna układu wzrosła, co pozwoliło na zachowanie o wiele bardziej precyzyjnych wartości napięć wyjściowych przy bardzo niewielkim poziomie tętnień.

### Podsumowanie i wnioski

W oparciu o dokonany przegląd literatury przedmiotu, ogólną jej analizę oraz przedstawienie przykładowych symulacji autotransformatora prostownika ATRU HVDC wysokiego napięcia  $\pm 270$  VDC w programie Simulink, można przypuszczać, że współczesne rozwiązania technologiczne architektury pokładowego autonomicznego systemu zasilania ASE (EPS, PES), w tym w szczególności systemu HVDC w zakresie wysokich napięć 540 VDC ( $\pm 270$  VDC) w kontekście głównych źródeł zasilania oraz 350 VDC dla potrzeb silnika bardziej elektrycznego (MEE), stosowanej na zaawansowanych samolotach (*Airbus, Boeing, Lockheed Martin*), posiadają możliwość w zakresie standardu w przyszłych zastosowaniach lotniczych. Przeprowadzone symulacje przykładowo wybranych komponentów wysokiego napięcia HVDC (+270V, -270V oraz napięcia 540V) w oparciu o autotransformator prostownika ATRU HVDC wysokiego napięcia  $\pm 270$  VDC wykazały, że pomimo przeprowadzenia analizy dla przykładowo przeprowadzonych 2-ch granicznych wartości częstotliwości ( $f = 360$  Hz oraz  $f = 800$  Hz), napięcie wyjściowe HVDC było utrzymywane w nominalnych wartościach. Ponadto pomimo wprowadzenia pewnych modyfikacji do układu pomiarowego (dodanie obciążenia 10 kVA w 0,005s oraz pojemności), nastąpiły niewielkie zmiany. W przypadku dodanego obciążenia napięcie we wszystkich kanałach spadło zaledwie o ok. 1,85%, zaś w przypadku pojemności, można było zaobserwować, że bezwładność elektryczna układu wzrosła, dzięki czemu była możliwość uzyskania o wiele bardziej precyzyjnych wartości napięć wyjściowych przy nieznacznym poziomie tętnień. Z kolei, w przypadku symulacji działania układu przy rosnącej częstotliwości prądu przemiennego AC na wejściu układu w przedziale 400-800 Hz można zauważyć że, mimo dokonania zmiany częstotliwości wyjściowej, napięcie pozostało na tym poziomie.

Ponadto należy zauważyć, że analizowany autotransformator prostownika ATRU HVDC wysokiego napięcia  $\pm 270$  VDC charakteryzujący się dużą gęstością energii elektrycznej (mocy), przeznaczony jest do przetwarzania napięcia 3-fazowego o zmiennej częstotliwości (230 VAC VF) lub 3-fazowego napięcia o stałej częstotliwości (115 VAC 400 Hz) na wejściu. Zadaniem jego jest także przekształcenie na podwójne napięcie na wyjściu wynoszące  $\pm 270$  VDC (tzw. różnicowe napięcie 540 VDC). Dodatkowo autotransformator prostownika ATRU przetwarza energię elektryczną wysokiego napięcia prądu stałego (HVDC) źródła zasilania, wykorzystując nieregulowane przetworniki AC-DC w procesie przetwarzania energii elektrycznej podczas procesu komutacji napięcia autotransformatora.

**Autorzy:** mjr dr inż. Lucjan SETLAK, Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, ul. Dywizjonu 303 nr 35, 08-521 Dęblin, E-mail: [l.setlak@wsosp.pl](mailto:l.setlak@wsosp.pl); ppor. pil. mgr inż. Emil RUDA, 3. Skrzydło Lotnictwa Transportowego, ul. Witkowska 8 62-430 Powidz, E-mail: [emilruda@gmail.com](mailto:emilruda@gmail.com)

### LITERATURA

- [1] 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.
- [2] Timothy L. Skvarenina, The power electronics handbook, CRC Press LLC, (2002).
- [3] 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, 2015.
- [4] Moir I., Seabridge A., Design and Development of Aircraft Systems, Second Edition, 2013 John Wiley & Sons Ltd.
- [5] 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. Zeszyty problemowe ZP-ME, 107 (2015) nr 3, str. 139-144.
- [6] Ronkowski M., Michna M., Kostro G., Kutt F., Maszyny elektryczne wokół nas, Politechnika Gdańska 2009-2010.
- [7] Mohan N., Underland T.M., Robbins W.P., Power Electronics Converters, Application, and Design, Book, 1989 John Wiley & Sons Ltd.
- [8] Junxiang Chen, Study of 270VDC System Application, MSc. Thesis, Cranfield University, 2009-2010).
- [9] Beniamino Guida, Modelling, control and supervision strategies for aeronautical electrical networks, PhD Thesis, Universit di Napoli, (2012).
- [10] Moir I., Seabridge A., Aircraft Systems: Mechanical, Electrical, and Avionics Subsystems Integration, 3<sup>rd</sup> Edition, 2008 John Wiley & Sons Ltd.
- [11] Langlois O., Foch E., Roboam X., Piquet H., From the More Electric Aircraft to the All Electric Aircraft. State of the Art & Prospective, EEA 2004, Presentation.
- [12] Moir I., Seabridge A., Military Avionics Systems, 2006 John Wiley & Sons Ltd.
- [13] Moir I., Seabridge A., Aircraft Systems, John Wiley & Sons, Chichester 2008.
- [14] Cpt Pfahler David, 'Fair Force Power Requirements.' Standard Form 298 (Rev. 8-98), 2006.
- [15] Lucken A., Brombach J. and Schulz D., Design and protection of high voltage DC on-board grid with integrated fuel cell system on Toward Optimized Electrical Networks electric aircraft, Electrical Systems for Aircraft Railway and Ship Propulsion (ESARS), (2010), pp. 1-6.
- [16] Forsyth A., Abdel-Hafez A., 'A Review of More-Electric Aircraft.' 13th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology. ASAT-13, Cairo 2009.
- [17] Emandi K., Ehsani M., 'Aircraft power systems: technology, state of the art, and future trends, Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE, 2000.
- [18] Taylor, Croke D., and Speck, E. (1991), 'The use of high voltage direct current in aircraft electrical systems: a Navy perspective.'
- [19] Kostenko M., Piotrovskii P., Chernukhin A. 'Electrical machines', in 3rd ed. (1977; 1968), Mir Publishers; Distributed by Central Books.
- [20] Gong G., Drogenik U., Kolar J.W., 12-Pulse Rectifier for More Electric Aircraft Applications. ETH Zurich, Power Electronic Systems Laboratory, ICIT (2003).