

Andrzej SZELMANOWSKI ORCID 0000-0001-6183-0241,  
andrzej.szelmanowski@itwl.pl – corresponding author  
Andrzej GĘBURA ORCID 0000-0003-1616-6251, andrzej.gebura@itwl.pl  
Piotr GOLAŃSKI ORCID 0000-0002-3286-8678, piotr.golanski@itwl.pl  
Mirosław MICHALCZEWSKI ORCID 0000-0001-5079-5452,  
miroslaw.michalczewski@itwl.pl  
*Air Force Institute of Technology (Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych), Poland*

## ROZWÓJ POKŁADOWYCH SYSTEMÓW ELEKTROENERGETYCZNYCH I KONCEPCJA SAMOLOTU BARDZIEJ ELEKTRYCZNEGO

### Development of on-board power systems and the concept of a more electric aircraft

**Streszczenie:** W artykule dokonano przeglądu głównych etapów rozwoju systemów elektroenergetycznych statków powietrznych. Przedstawiono podstawowe cechy węzła elektroenergetycznego dla śmigłowca bojowego Mi-24, samolotu wielozadaniowego F-22 oraz samolotu pasażerskiego Boeing B-787. Przedstawiono wyniki analizy metod zarządzania rozdziałem energii elektrycznej zarówno na samolotach konwencjonalnych, jak również na najnowocześniejszych obecnie konstrukcjach lotniczych (A-380, B-787). Zaprezentowano podstawowe struktury pokładowej sieci elektroenergetycznej statku powietrznego z podziałem na trzy okresy: okres do lat 60. (z dominacją sieci prądu stałego o napięciu 28,5 V), okres do 2000 r. (z dominacją trójfazowej sieci prądu przemiennego o napięciu 3 x 115 V / 200 V, 400 Hz) oraz okres najnowszy, po roku 2000 (z dominacją sieci prądu stałego o napięciu 270 V, uzyskiwanym z przetwarzania za pomocą bloku transformatorowo-prostowniczego napięcia z trójfazowej prądnicy prądu przemiennego 3 x 115 V / 200 V, 400 Hz). Jako główny kierunek obecnie prowadzonych prac konstrukcyjnych przedstawiono koncepcję samolotu bardziej elektrycznego MEA (ang. More Electric Aircraft).

**Słowa kluczowe:** statki powietrzne, pokładowy węzeł elektroenergetyczny, samolot bardziej elektryczny, koncepcja „More Electric Aircraft” (MEA)

**Abstract:** *The article reviews the main stages of development of aircraft power systems. The basic features of the power node for the Mi-24 combat helicopter, a multi-tasking aircraft, are presented F-22 and the Boeing B-787 passenger airplane. The results of the analysis of methods for managing the distribution of electricity on both conventional aircraft and the most modern aircraft structures (A-380, B-787) are presented. The basic structures of the aircraft's on-board power network are presented, divided into three periods: the period until the 1960s (with the dominance of the direct current network with a voltage of 28.5 V), the period until 2000 (with the dominance of the three-phase alternating current network with a voltage of  $3 \times 115 \text{ V} / 200 \text{ V}$ , 400 Hz) and the most recent period, after 2000 (dominated by a 270 V direct current network, obtained by converting the voltage from a three-phase alternating current generator  $3 \times 115 \text{ V} / 200 \text{ V}$ , 400 Hz using a transformer-rectifier block). The concept of a more electric aircraft was presented as the main direction of current construction works for MEA concept (More Electric Aircraft).*

**Keywords:** aircraft, on-board electric power system, more electric aircraft, "More Electric Aircraft" (MEA) concept

Received: March 7, 2024/ Revised: June 24, 2024/ Accepted: June 25, 2024/ Published: June 28, 2024

## 1. Wprowadzenie

Zwiększanie komfortu lotu na pokładach cywilnych statków powietrznych oraz dążenie do zwiększania zdolności operacyjnych samolotów wojskowych we wszystkich warunkach atmosferycznych pociąga za sobą instalowanie odbiorników energii elektrycznej o coraz większej mocy. Jednocześnie trwa wyścig o zmniejszenie masy statku powietrznego w celu zwiększenia jego nośności, co w lotnictwie cywilnym zwiększa zysk na opłatach przewozowych, a w lotnictwie wojskowym zwiększa nośność środków bojowych i paliwa, prowadząc do podwyższenia skuteczności na polu walki. Jednocześnie na świecie coraz silniej dominują tendencje proekologiczne zmierzające do zmniejszenia emisyjności spalin i zmniejszenia natężenia hałasu, uciążliwego zwłaszcza w czasie kołowania i startu na lotnisku – tu „czysta” energia elektryczna umożliwia realizację tych tendencji. Tak więc proces ukierunkowany na zwiększanie roli urządzeń elektrycznych na pokładzie statku powietrznego i koncepcja samolotu bardziej elektrycznego MEA (ang. More Electric Aircraft) kosztem urządzeń hydraulicznych, pneumatycznych i spalinowych wydają się optymalnym rozwiązaniem, dopasowanym do tendencji ekologicznych, ekonomicznych i taktycznych.

Dążenie do budowy w pełni „elektrycznego” samolotu napotykało jednak na wiele trudności i wymagało, jak dotąd, rozwiązania wielu problemów. Proces ten był długotrwały i wieloetapowy, a otrzymane na chwilę obecną wyniki są dalekie od zakładanych. Niemniej zakłada się, że koncepcja ta jest możliwa do realizacji w najbliższej przyszłości (w ciągu kilku, może najwyższej kilkunastu lat).

Historycznie pierwsze węzły elektroenergetyczne w lotnictwie były budowane na źródłach energii elektrycznej prądu stałego [1]. Od 1919 r. na samolotach zaczęto stosować sieć prądu stałego o napięciu 8 V, a od 1923 r. 12 V. Generatory były napędzane przez dodatkowe osobne śmigielko zamontowane na wale prądnicy. Od 1926 r. zaczęto napędzać prądnice bezpośrednio od silnika samolotu za pośrednictwem skrzynki napędów. Od 1933 r. podwyższono napięcie sieci pokładowej do 24 V. Z czasem coraz bardziej rozbudowywana sieć oraz zwiększające się długości pokładowych sieci przesyłowych pomiędzy prądnicą a odbiornikami energii elektrycznej wymuszają zwiększanie napięcia źródeł pokładowych.

Zgodnie z literaturą [2], od 1937 r. napięcie zasilania pokładowego samolotu podwyższono do 27 V. Dzięki temu spadki napięcia na rezystancji sieci elektrycznej były mniejsze i jednocześnie wzrost nominalnej mocy odbiorników nie pociągał za sobą konieczności zwiększania średnicy przewodów elektrycznych. Tak więc przez zwiększanie napięcia źródeł zmniejszono masę sieci przesyłowej. Jednakże pojawiła się granica zwiększenia poziomu napięcia w postaci zagrożenia porażeniem prądem elektrycznym. Jak wiadomo, prąd stały jest bardziej niebezpieczny od przemiennego z uwagi na wywoływanie elektrolizy krwi (szkodliwe substraty tej elektrolizy mogą doprowadzić do zatrucia organizmu).

Jednocześnie w nowych konstrukcjach statków powietrznych instalowano odbiorniki o coraz większych mocach, o zróżnicowanych poziomach napięciowych i coraz bardziej oddalone od prądnic. Pojawiła się konieczność podwyższenia napięcia zasilania pokładowego, a prąd stały nie dał się transformować.

W związku z tym cała inicjatywa konstruktorów systemów elektroenergetycznych już w latach 50. XX w. skupiła się na wprowadzeniu na pokłady statków powietrznych źródeł prądu przemiennego. Wartość tego napięcia mogła być w tani sposób zmieniana za pomocą transformatorów i autotransformatorów, a w przypadku zasilania odbiorników prądu stałego można było go w prosty sposób prostować przez masowo produkowane prostowniki półprzewodnikowe. W 1956 r. wg [2] na samolotach Tu-104 zastosowano trójfazową sieć elektroenergetyczną, zaś w końcu lat 50. upowszechniło się w lotnictwie zasilanie prądem trójfazowym 208/120 V o zmiennej częstotliwości 360÷900 Hz. Innym przykładem jest oblatany w ZSRR i produkowany w WSK Mielec samolot An-28. Miał on dwie prądnice trójfazowe 3 x 115/200 V, 400 Hz oraz dwa bloki transformatorowo-prostownicze WU-6 oraz dwie baterie kadmowo-niklowe jako awaryjne oraz GT-16PCz8 jako podstawowe źródło napięcia podstawowego [3].

Poza wspomnianymi elementami BHP oraz praktycznie bezstratną zmianą wartości napięcia poprzez transformowanie, prąd przemienny nie powoduje erozji [3÷5] elektrolitycznej na połączeniach przewodów elektrycznych z konstrukcją płatowca. Stosowane w lotnictwie instalacje prądu przemiennego o częstotliwości rzędu 400 Hz i większej (np. instalacja ogrzewania szyby w kabinie pilota) nie powodują znaczących

błędów wskazań pokładowych układów nawigacyjnych wykorzystujących magnetyzm ziemski (klasycznych busol magnetycznych z magnesem trwałym).

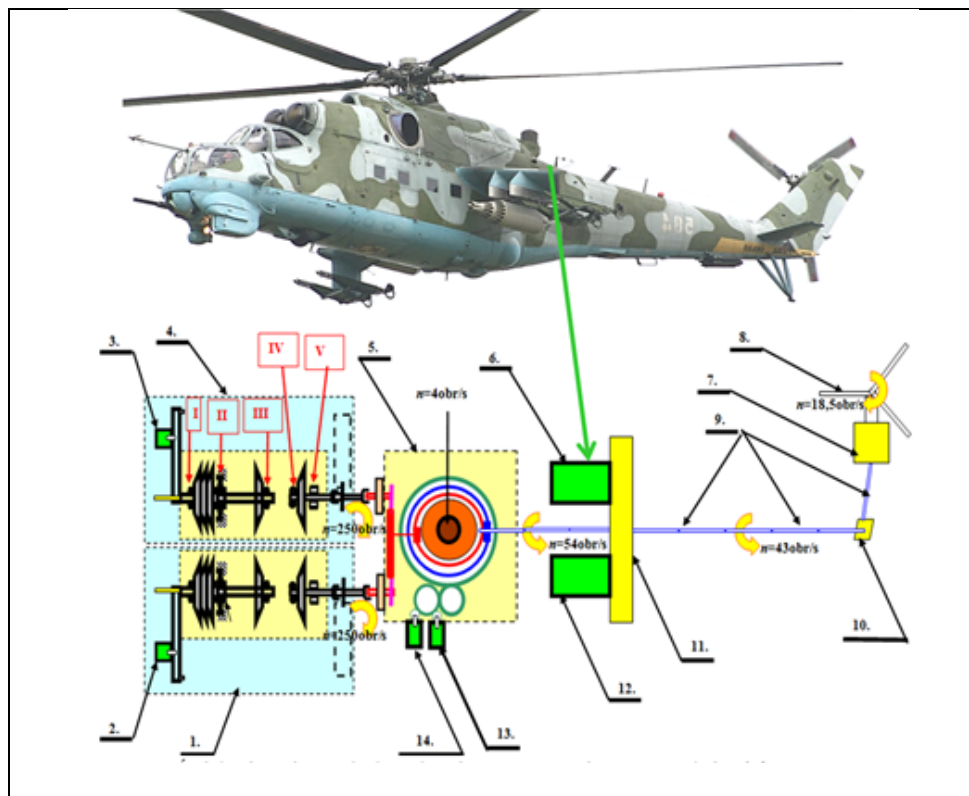
Jednakże te niewątpliwe zalety wnoszą też konieczność uwzględnienia wielu cech prądu przemiennego, wymagając znacznie wyższej wiedzy technicznej oraz wyższych standardów technologicznych, niż przy konstruowaniu sieci prądu stałego, które konstruktor musi uwzględnić podczas projektowania sieci.

Okazało się, że w obliczeniach bilansu mocy lub stanów przejściowych w obwodach elektrycznych nie wystarczy uwzględniać tylko rezystancji odbiorników energii elektrycznej – muszą być także uwzględniane składowe rezystancji biernej – indukcyjna oraz pojemnościowa [5]. Jednak zetknięcie się tych dwóch rodzajów składowych biernych powoduje możliwość powstawania lokalnych rezonansów. Ponadto kłopoty z siecią prądu przemiennego zwiększają się, gdy chcemy załączyć dwa źródła energii elektrycznej prądu przemiennego do jednej szyny odbiorników (np. Boeing-707, Mi-24).

Podsumowując powyższe analizy, te dodatkowe (względem źródeł prądu stałego) uwarunkowania można ująć w trzech punktach [5]:

1. Oprócz warunku zrównania amplitudy (wystarczającego do załączania źródła prądu stałego) pojawia się warunek fazy – wszystkie dołączone do szyny odbiorników źródła prądu przemiennego muszą mieć jednakową wartość częstotliwości. Wiązało się to z koniecznością montowania drogich układów stabilizacji prędkości obrotowej prądnic. Niezachowanie warunku zrównania fazy skutkuje znacznymi stratami energetycznymi, a nawet zwarciami.
2. Załączanie i wyłączenie odbiorników lub źródeł prądu przemiennego powinno się odbywać w momencie przejścia wartości chwilowej napięcia przez poziom zero. Przełączenie w innym momencie czasowym może skutkować indukowaniem się w sieci elektroenergetycznej impulsów szpilkowych o krótkim czasie trwania (znacznie mniejszym niż wartość znamionowa okresu), ale często znacznych wartościach napięcia. Tego rodzaju impulsy mogą doprowadzić do uszkodzenia izolacji elektrycznej.
3. Podczas przesyłania energii elektrycznej w sieci pojawia się zjawisko modulacji częstotliwościowej. Niekiedy składowa modulująca powoduje znaczną wartość dewiacji (głębokości modulacji) częstotliwości (np. podczas zmiany prędkości obrotowej zespołu napędowego albo przy uszkodzeniu niektórych jego podzespołów mechanicznych), wpływając na znaczny poziom zakłóceń pogarszających poprawność funkcjonowania urządzeń radiowych i radionawigacyjnych.

Z uwagi na ww. trudności i koszty wdrożeń rzadko stosowano na pokładach statków powietrznych synchronizację źródeł prądu przemiennego. Wyjątkiem jest śmigłowiec Mi-24 [6], dla którego w czasie oblodzenia łączy się równolegle obie prądnice celem zwiększenia mocy niezbędnej do zasilania układów grzewczych odladzania łopat i wlotów powietrza do silnika (rys. 1). Synchroniczną pracę dwóch par prądnic zastosowano także na czterosilnikowym samolocie Boeing B-707 [2].



**Rys. 1.** Śmigłowiec Mi-24W i schemat blokowy jego zespołu napędowego [6]:

1 – lewy silnik turbowalowy TW3-117MT; I–V – podpory łożyskowe silnika turbowalowego TW3-117MT, gdzie: I–III – podpory zespołu wirnikowego sprężarki, IV–V – podpory łożyskowe tzw. „wolnej” turbiny; 2 – trójfazowa prądnica tachometryczna (nadajnik obrotomierza) D-2M sprężarki lewego silnika; 3 – trójfazowa prądnica tachometryczna (nadajnik obrotomierza) D-2M sprężarki prawego silnika; 4 – prawy silnik TW-3; 5 – przekładnia główna WR-24; 6 – prądnica GT-40PCz6 lewy; 7 – przekładnia końcowa; 8 – śmigło ogonowe; 9 – wały transmisji mocy; 10 – przekładnia kątowna; 11 – skrzynka napędu agregatów; 12 – prądnica GT-40PCz6 prawa; 13 – prądnica tachometryczna D-1M nr 2 reduktora głównego; 14 – prądnica tachometryczna D-1M nr 1 reduktora głównego

Jednakże w latach 90. nastąpił kolejny przełom w konstrukcji systemów energetycznych – przy prądnicach prądu przemiennego napędzanych silnikami głównymi zaczęto montować wielopulsowe bloki prostownicze (BTP) o napięciu wyjściowym  $540 V_{DC}$  ( $\pm 270 V_{DC}$ ) oraz  $350 V_{DC}$  na potrzeby nowoczesnego silnika wykonanego w technologii MEE (ang. More Electric Engine – silnik bardziej elektryczny) [7÷9], stosowanej na zaawansowanych technologicznie samolotach producentów europejskich i amerykańskich m.in.: Airbus, Boeing, Lockheed Martin (rys. 2). Tak więc wcześniej

stosowane w pobliżu kabiny pilota bloki BTP przeniesiono do gondoli silnika i zwiększono dziesięciokrotnie ich napięcie wyjściowe.



**Rys. 2.** Samoloty z instalacją elektroenergetyczną w technologii wysokiego napięcia dla prądu stałego (270 V<sub>DC</sub>): a) Boeing B-787; b) Lockheed F-22 Raptor [7, 9]

Przełom ten został wymuszony następującymi czynnikami:

1. Zwiększające się zapotrzebowanie na energię elektryczną przez coraz liczniejsze odbiorniki energii elektrycznej, zgodnie z koncepcją MEA [10-13]: nowoczesne systemy nawigacyjne, systemy podtrzymania życia w tym układy klimatyzacji, nowoczesne systemy automatycznego sterowania, napędzane elektrycznie siłowniki sterowania lotem, elektryczna instalacja przeciwołodzienna; hamulce uruchamiane elektrycznie, elektroniczny system zarządzania energią elektryczną, napędzana elektrycznie instalacja ochrony środowiska ECS (ang. Environmental Control System) oraz sterowanie silnikiem. Aby zwiększyć moc dysponowaną z prądnicy do odbiorników i jednocześnie nie przegrzewać przewodów elektrycznych należałoby zwiększyć średnicę i masę okablowania, co jednak skutkowałoby zwiększeniem masy przewodów elektrycznych, a w konsekwencji spowodowałoby wzrost kosztów materiałowych całego samolotu. Inne rozwiązanie to zwiększenie wartości napięcia. Zwiększenie napięcia do 270 V<sub>DC</sub> umożliwiło znaczne zredukowanie ww. masy – według niektórych opracowań do 28% [14].
2. Stosowanie na poszycie kadłuba i płatów nośnych materiałów kompozytowych, co utrudnia, a czasem wręcz uniemożliwia stosowanie sieci jedнопроводowej (zastosowanie sieci dwuprówodowej [5, 7] w technologii 28,5 V<sub>DC</sub> zwiększyłoby dwukrotnie masę okablowania).
3. Znaczne zwiększenie długości wiązek kablowych z uwagi na wzrost gabarytów statków powietrznych (na przykład nowoczesny samolot Airbus A-380-800, z siecią pokładową o napięciu podstawowym 115 V<sub>AC</sub>, 400 Hz, zawiera elektryczne linie kablowe o łącznej długości przewodów ok. 470 km [15]). Wiązki przewodów elektrycznych są, zgodnie z przepisami lotniczymi, przykręcane za pomocą obejm do poszycia statku powietrznego, co powoduje znaczne pojemności pomiędzy żyłą przewodzącą a poszyciem. Dotyczy to zwłaszcza sieci elektrycznej o dłuższym niż

zwykle okresie gwarancyjnym i podczas długoletniej jej eksploatacji, kiedy to grubość izolacji od strony poszycia statku powietrznego wyraźnie ulega zmniejszeniu. Pozostawienie sieci prądu przemiennego powoduje znaczne zwiększenie (tzw. podbicie) napięcia na końcu linii kablowych przy obciążeniu o charakterze pojemnościowym (charakter ten poza pojemnością kabli ma także armatura oświetlenia LED i większość aktualnie produkowanych układów elektronicznych), co stanowi znaczne zagrożenie dla odbiorników energii elektrycznej, które mogą ulec przeciążeniu prądowemu. Ponadto sieć o takim charakterze łatwo może ulec wzbudzeniom oscylacyjnym przy skokowej zmianie poziomu obciążenia. Prąd stały nie wykazuje takiego zjawiska [5].

4. Znaczny postęp w dziedzinie technologii izolacji wysokonapięciowej. Aktualnie produkowane izolatory, takie jak: izolacja kabli (wielowarstwowych), łączówek, szyn rozdzielczych, bezpieczników, złączy elektrycznych, gwarantują technologicznie długotrwałą i bezpieczną eksploatację węzła elektroenergetycznego dla podwyższonej (do 270 V<sub>DC</sub>) wartości napięcia.
5. Większa odporność sieci elektrycznej o podwyższonym napięciu na wyładowania atmosferyczne w stosunku do sieci 28,5 V<sub>DC</sub> oraz sieci 115/200 V<sub>AC</sub>, 400 Hz.
6. Znaczny postęp w dziedzinie elektroniki. Według [1, 5, 10÷13] możliwe jest:
  - a) przetwarzanie napięcia prądu przemiennego na prąd stały o wysokim napięciu (270 V<sub>DC</sub> a nawet 540 V<sub>DC</sub>);
  - b) przetwarzanie prądu stałego na dowolne napięcia:
    - 28,5 V m.in. do ładowania pokładowych baterii akumulatorowych oraz do zasilania licznych pokładowych odbiorników energii elektrycznej; jest to napięcie bezpieczne dla organizmu ludzkiego, więc jest preferowane do zastosowania wszędzie tam, gdzie może mieć styczność załoga lub pasażerowie; sieć 28,5 V jest jednocześnie siecią awaryjną (wspomagana przez pokładowe baterie akumulatorowe i rezerwową komutatorową prądnicę prądu stałego) i powinna być w ciągłej gotowości na wypadek awarii prądnic głównych lub napędzających je silników,
    - stabilizowane częstotliwościowo napięcie 115 V, 400 Hz przez zastosowanie falowników.

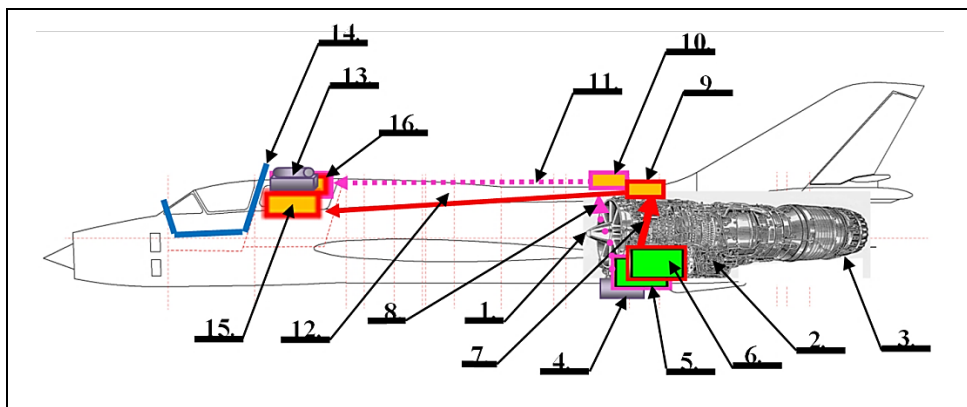
## **2. Podstawowe struktury techniczne pokładowej sieci elektroenergetycznej statku powietrznego**

Pokładowa sieć elektroenergetyczna ma na celu zapewnienie zasilania olbrzymiej liczby odbiorników energii elektrycznej. Od jej niezawodnego działania zależy bezpieczeństwo i zdrowie pasażerów i załogi. Musi więc odznaczać się niezawodnością działania i zapewnić odpowiednią jakość parametryczną na zaciskach wejściowych odbiorników. Pokładowe źródła energii elektrycznej powinny się wzajemnie wspomagać

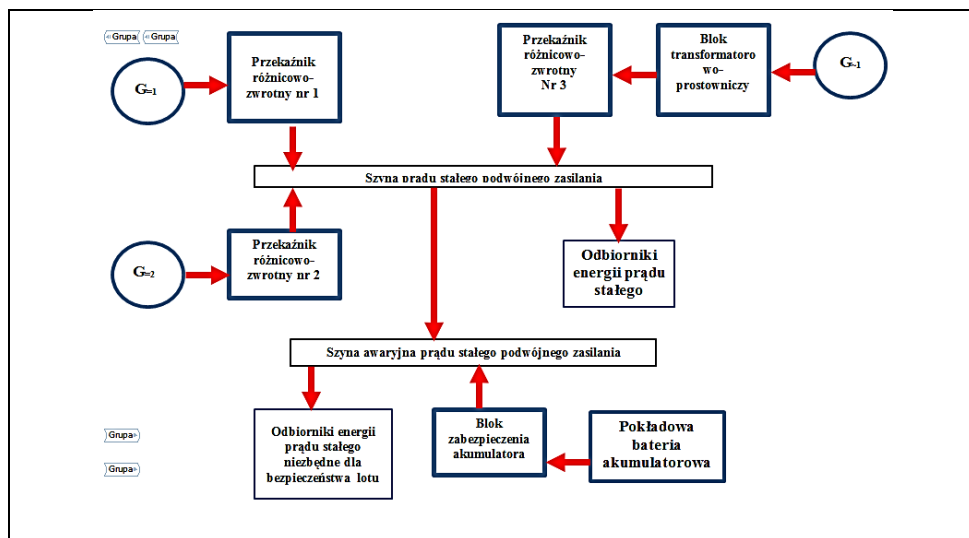
i uzupełniać (praca buforowa), a układ automatyki sterowania siecią odcinać uszkodzone źródła tak, aby w istotny sposób w czasie swojej chwilowej lub długotrwałej niesprawności nie obciążały systemu i nie zagrażały poprawności zasilania, a więc i działania odbiorników. W celu zapewnienia wysokiego poziomu niezawodności pokładowego systemu elektroenergetycznego statki powietrzne wyposażane są w dwa lub więcej różnorodnych (co do typu i zasady działania) źródeł energii elektrycznej [5, 16] wzajemnie się rezerwujących i współpracujących ze sobą:

1. W systemach konstruowanych do lat 60. dominowała sieć prądu stałego 28,5 V<sub>DC</sub> jako podstawowa (rys. 3 i 4), zawierająca następujące komponenty [5]:
  - a) prądnicę (często dwie lub więcej połączone równolegle dla sieci pokładowej np. samolotu Su-22 – rys. 3, dla którego elementy: 5 i 6 stanowi komutatorowa prądu stałego jako źródło główne);
  - b) baterię akumulatorową jak źródło awaryjne;
  - c) przełącznik różnicowo-zwrotny pomiędzy baterią akumulatorową a prądnicą komutatorową prądu stałego – załączający prądnicę do pracy, gdy jej napięcie przewyższało o 0,2 V wartość napięcia akumulatora i wyłączający ją, gdy prąd zwrotny osiągnął wartość powyżej 20% swej mocy znamionowej (gdy prądnicą zamiast oddawać prąd zaczynała go pobierać, stając się silnikiem elektrycznym hamującym silnik mechaniczny);
  - d) przetwornice elektromaszynowe (silnik prądu stałego napędzał prądnicę prądu przemiennego) jako wtórne źródło prądu przemiennego o stabilizowanej wartości napięcia i częstotliwości pracujące w ramach własnej, lokalnej sieci prądu przemiennego, przeznaczonej do zasilania:
    - przyrządów pokładowych: silników trójfazowych i analogowych układów elektromechanicznych z napięciem trójfazowym 3 x 36 V, 400 Hz (np. sztucznych horyzontów, układów kursowych, żyroskopowych czujników prędkości kątowej w systemach automatycznego sterowania lotem);
    - układów radiowych i radionawigacyjnych, elektrycznych przyrządów kontroli silnika (np. manometrów typu DIM);
  - e) prądnicę prądu przemiennego małej mocy (do 10 kW) o niestabilizowanej prędkości obrotowej do zasilania:
    - magnetronu radaru pokładowego,
    - układu przeciwblozeniowego;
  - f) bloki transformatorowo-prostownicze (w skrócie BTP) [5], używane tylko w niektórych konstrukcjach (np. W-3WA „Sokół” – rys. 4, dla którego blok transformatorowo-prostowniczy, jako źródło wtórne przetwarzające energię prądu przemiennego na prąd stały, współpracował z baterią akumulatorową, a pomiędzy nimi był instalowany przełącznik różnicowo-zwrotny).



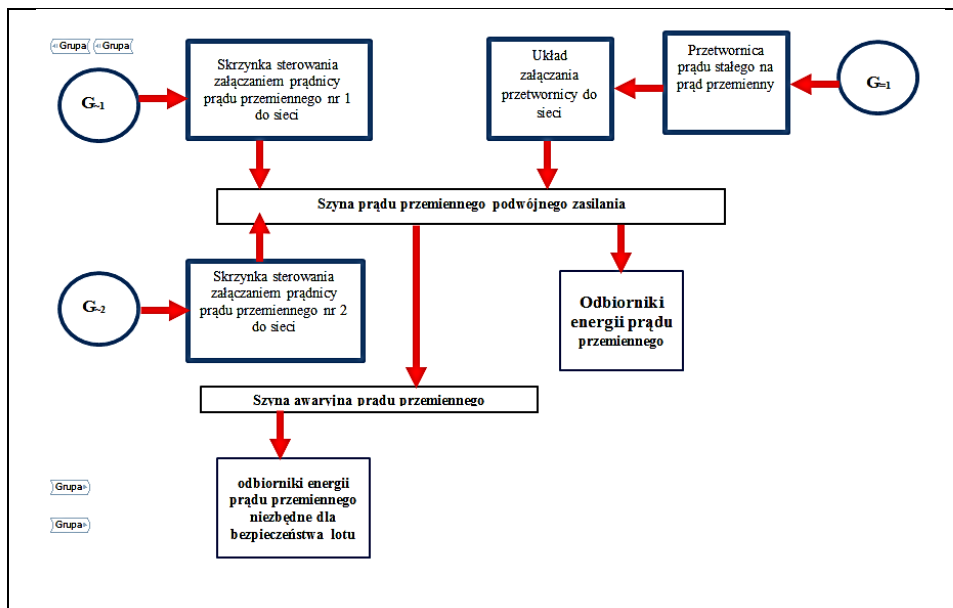


**Rys. 3.** Rozmieszczenie głównych podzespołów sieci elektroenergetycznej samolotu Su-22 [5]:  
 1 – kołpak aerodynamiczny przedniej podpory łożyskowej silnika turbodrzutowego, 2 – skrzynka napędów agregatów silnika turbodrzutowego, 3 – dysza silnika turbodrzutowego, 4 – prądnica prądu przemiennego SG-8FM, 5 – prądnica prądu stałego GS-12T nr 1 (prawa), 6 – prądnica prądu stałego GS-12T nr 2 (lewa), 7 – tandem kablowy dodatni prądnicy prądu stałego GS-12T nr 1 (prawej), 8 – tandem kablowy dodatni prądnicy prądu stałego GS-12T nr 2 (lewej), 9 – tabela rozdzielcza CRK-1 nr 1 energii elektrycznej prądnicy prądu stałego GS-12T nr 2 (lewej), 10 – tabela rozdzielcza CRK-1 nr 2 energii elektrycznej prądnicy prądu stałego GS-12T nr 1 (prawej), 11 – wiązka elektryczna kabli siłowych (dodatnich) obwodu prądnicy prądu stałego GS-12T nr 1 (prawej), 12 – wiązka elektryczna kabli siłowych obwodu prądnicy prądu stałego GS-12T nr 2 (lewej), 13 – przetwornica elektromaszynowa PTO-1000/1500, 14 – tylna płyta pancerna kabiny pilota, 15 – tabela rozdzielcza odbiorników nr 1 (lewa), 16 – tabela rozdzielcza odbiorników nr 2 (prawa)

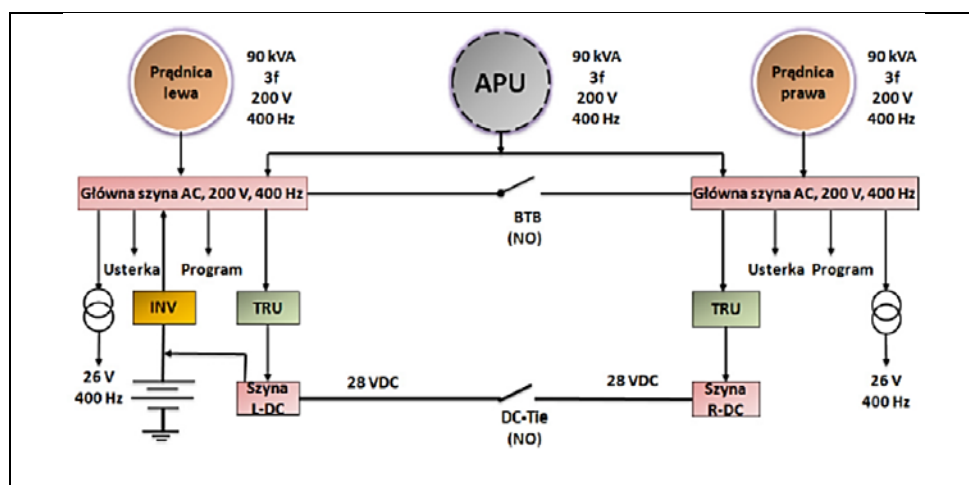


**Rys. 4.** Przykładowy system sterowania sieci prądu stałego złożony z dwóch prądnic komutatorowych prądu stałego i jednej prądnicy prądu przemiennego z blokiem transformatorowo-prostowniczym oraz z baterii akumulatorowej [5]

2. W systemach konstruowanych od lat 60. do 2000 r. dominowała sieć trójfazowa prądu przemiennego 3 x 115/200 V, 400 Hz jako podstawowa (rys. 5 i 6), składająca się z następujących komponentów [5]:
- a) trójfazowej prądnicy (lub kilku prądnic) prądu przemiennego 3 x 115/200 V, 400 Hz jako źródło główne często ze stabilizowaną prędkością obrotową. Prądnice te zwykle pracowały oddzielnie na swoje grupy odbiorników, jednocześnie rezerwując się wzajemnie. Jeżeli prądnice miały stabilizowaną prędkość obrotową, to także pracowały na oddzielne grupy odbiorników, a tylko w przypadku zwiększonego zapotrzebowania prądowego, np. konieczności zasilania układu przeciwoblodzeniowego były łączone (synchronizowane) ze sobą;
  - b) bloków transformatorowo-prostowniczych BTP, zwykle sześciopulsowych [5], przetwarzających napięcie prądu przemiennego 3 x 115/200 V, 400 Hz na napięcie wyjściowe 28,5 V;
  - c) komutatorowej prądnicy prądu stałego jako źródło pomocnicze rezerwujące się wzajemnie z blokiem transformatorowo-prostowniczym. Zwykle prądnica ta zasilala swoje odbiorniki, a blok transformatorowo-prostowniczy 28,5 V<sub>DC</sub> swoje. Oba źródła zasilania były łączone przy zwiększonym zapotrzebowaniu energetycznym;
  - d) przełącznika różnicowo-zwrotnego pomiędzy baterią akumulatorową a prądnicą komutatorową prądu stałego – załączający prądnicę do pracy, gdy jej napięcie przewyższało o 0,2 V wartość napięcia akumulatora i wyłączający ją, gdy prąd zwrotny osiągnął wartość powyżej 20% swej mocy znamionowej (gdy prądnica zamiast oddawać prąd zaczynała go pobierać, stając się silnikiem elektrycznym hamującym silnik mechaniczny);
  - e) przełącznika różnicowo-zwrotnego pomiędzy baterią akumulatorową a blokiem transformatorowo-prostowniczym, załączającego blok BTP do pracy, gdy jej napięcie przewyższało o 0,2 V wartość napięcia akumulatora;
  - f) baterii akumulatorowej jako źródła awaryjnego, współpracującego z komutatorową prądnicą prądu stałego i BTP – zwykle osobno (jedna bateria z prądnicą, a druga z blokiem BTP);
  - g) przetwornic zwykle elektronicznych (rzadziej elektromaszynowych) jako źródła prądu przemiennego o stabilizowanej wartości napięcia i częstotliwości, pracującego w ramach własnej, lokalnej sieci prądu przemiennego lub (często) jako indywidualna przetwornica w danym urządzeniu, do zasilania:
    - przyrządów pokładowych: elektromechanicznych i elektronicznych układów pomiarowych oraz układów przetwarzania sygnałów analogowych w oparciu o zasilanie z lokalnej sieci 1x115 V i 1x26 V, 400 Hz (np. sztucznych horyzontów, układów kursowych, systemów odniesienia kursu i pionu, systemów nawigacji inercyjnej, żyroskopowych czujników prędkości kątowej w systemach automatycznego sterowania lotem),
    - układów radiowych i radionawigacyjnych, elektrycznych przyrządów kontroli silnika (np. manometrów typu DIM).



Rys. 5. Przykładowy system sterowania sieci prądu stałego złożony z dwóch prądnic prądu przemiennego i jednej prądnicy prądu stałego oraz jednej przetwornicy (prądu stałego na przemienny) [5]

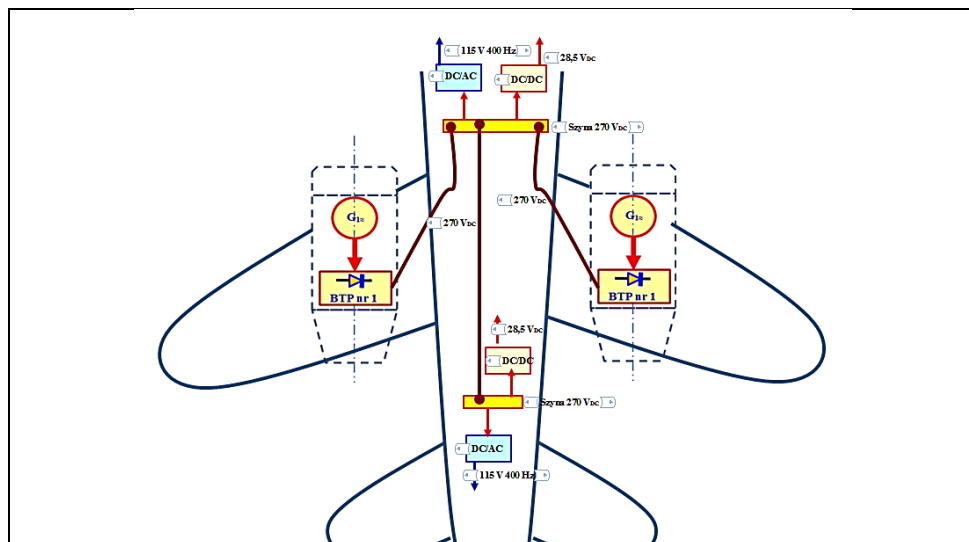


Rys. 6. System zarządzania rozdziałem energii elektrycznej na samolocie B-767 [5]

3. W systemach konstruowanych po 2000 r. dominuje sieć prądu stałego 270 V<sub>DC</sub> jako linia przesyłowa pomiędzy prądnicą (trójfazową prądnicą prądu przemiennego 3 x 115/200 V, 400 Hz z blokiem transformatorowo-prostowniczym) a szynami

odbiorników (gdzie zwykle jest przetwarzana na różne wartości i rodzaje napięć dostosowane do wymagań odbiorników i przepisów BHP). Sieć ta jako podstawowa, obejmuje następujące elementy składowe [5, 10÷13, 17]:

- prądnicę trójfazową prądu przemiennego 3 x 115/200 V, 400 Hz jako źródło główne bez stabilizowanej prędkości obrotowej (rys. 7, element  $G_{\approx}$ );
- bloki transformatorowo-prostownicze (BTP) o napięciu wyjściowym 270 V<sub>DC</sub> montowane w pobliżu prądnicy (rys. 7, element BTP);
- kable wysokonapięciowe doprowadzające energię z wyjścia BTP (gondola silnika głównego) do szyn rozdzielczych 270 V<sub>DC</sub> umieszczone w odległych częściach kadłuba statku powietrznego. W pobliżu tych szyn montuje się przetworniki energii elektrycznej na niskie napięcie dostosowane do zasilania odbiorników;
- falownik przekształcający napięcie stałe 270 V<sub>DC</sub> na napięcie trójfazowe o stabilnej częstotliwości (rys. 7, element DC/AC);
- przetwornicę energii prądu stałego 270 V<sub>DC</sub> na napięcie prądu stałego 28,5 V<sub>DC</sub> (rys. 7, element DC/DC);
- baterię akumulatorową jak źródło awaryjne współpracujące z szyną (i przetwornicą DC/DC) prądu stałego 28,5 V – analogicznie jak we wcześniejszych systemach (nr 1 i 2).



**Rys. 7.** System zarządzania rozdziałem energii elektrycznej 270 V<sub>DC</sub>, gdzie:  $G_1$ –  $G_2$  – prądnica trójfazowa nr 1 oraz nr 2 o napięciu wyjściowym 3x115/200 V, 360÷900 Hz napędzana ze skrzynki napędów głównego silnika statku powietrznego; BTP – blok transformatorowo-prostowniczy przekształcający napięcie wyjściowe prądnicy trójfazowej 3x115/200 V, 400 Hz na napięcie prądu stałego 270 V<sub>DC</sub>; DC/AC – falownik przekształcający napięcie stałe 270 V<sub>DC</sub> na napięcie trójfazowe o stabilnej częstotliwości 400 Hz; DC/DC – przetwornica energii prądu stałego 270 V<sub>DC</sub> na napięcie prądu stałego 28,5 V<sub>DC</sub> [17]

### **3. Koncepcja MEA na pokładach statków powietrznych**

Pojęcie samolotu bardziej elektrycznego (MEA) zrodziło się pierwotnie pod wpływem nacisku środowisk proekologicznych, dotyczącego zmniejszenia zanieczyszczenia środowiska powodowanego m.in. przez środki komunikacyjne, w tym statki powietrzne [2, 5, 8, 10÷13, 15, 17].

W tym celu uruchomione zostały dotacje i subwencje państwowe, co ożywiło prowadzone w konsorcjach w zasadzie niezależnie od nacisków ekologów prace konstrukcyjne, zmierzające do zwiększenia niezawodności i masy statków powietrznych. W ten sposób możliwe było jednoczesne zwiększenie ładowności statków powietrznych i niezawodności wykonania zadania, a więc dla cywilnych statków powietrznych rosły zyski z przewozów, a dla wojskowych skuteczność działań.

W koncepcji samolotu bardziej elektrycznego (MEA) kładzie się nacisk na wykorzystanie energii elektrycznej do zasilania „nienapędowych” systemów statków powietrznych, jakkolwiek i w dziedzinie silników planuje się znaczne innowacje.

Dla przykładu, firma Pratt & Whitney w miejsce turbiny napędzającej wentylator zastosowała wysokonapięciowy (1000 V) silnik elektryczny zasilany z bloku APU (mały silnik pomocniczy połączony mechanicznie z prądnicą, stosowany w systemie rozruchu pneumatycznego silników głównych oraz jako pomocnicze źródło energii elektrycznej) – dzięki temu możliwe będzie niskoemisyjne kołowanie (turbina wentylatora silnika głównego (marszowego) w czasie kołowania wykazywała niską sprawność spalania, co przekładało się także na intensywne zanieczyszczenie środowiska).

Ponadto systematycznie przechodzi się w osprzęcie silników m.in. w ich automatyce z systemów pneumatycznych i hydraulicznych (np. w regulatorach i synchronizatorach prędkości obrotowej) na szybsze i bardziej niezawodne systemy elektryczne. Niemniej największe zmiany obserwowane są w strukturze pokładowej sieci elektrycznej.

Jak wspomniano w poprzednim rozdziale, przejście na systemy wysokonapięciowe o nominalnie 270 V<sub>DC</sub> / 540 V<sub>DC</sub> umożliwiło wyraźne zmniejszenie ciężaru sieci elektrycznej. Również agregaty płatowca z ciężkich scentralizowanych systemów hydraulicznych przechodzą na rozproszone systemy elektrohydrauliczne (wprowadzane już pod koniec lat 70., np. MiG-29) o strukturze rozproszonej lub wręcz stosuje się czysto elektryczne wysuwanie podwozia, sterownie kątem położenia lotek, kłap itp.

Przyjęcie MEA zapewnia wiele korzyści [2, 8], takich jak:

- a) optymalizacja osiągnięć statku powietrznego i zmniejszenie kosztów operacyjnych i kosztów utrzymania;
- b) zmniejszenie emisji gazów wylotowych statku powietrznego, zanieczyszczających powietrze, co może przyczynić się do rozwiązania problemu zmian klimatycznych.

Jednakże analizowana koncepcja MEA postawiła pewne wyzwanie systemowi elektroenergetycznemu samolotu w zakresie wymaganej ilości mocy lub przetwarzania i zarządzania tą mocą. Poziom mocy urządzeń elektrycznych instalowanych w samolotach wzrasta od szeregu lat [2, 8, 14]. Wynika to m.in. z realizacji koncepcji samolotu bardziej elektrycznego i związanej z tym konieczności zasilania urządzeń elektromechanicznych zastępujących układy pneumatyczne i hydrauliczne, jak i prześciganiu się producentów samolotów w zapewnieniu pasażerom coraz większego standardu wygody przelotu poprzez montowanie klimatyzatorów, zaplecza kuchennego, Internetu, możliwości oglądania filmów itp. oraz stosowania coraz liczniejszych i nowocześniejszych systemów nawigacyjnych i różnego typu urządzeń automatyki, zwiększających bezpieczeństwo przelotu.

W latach 40. i 50. XX w. najczęściej stosowano generatory prądu stałego o napięciu  $28 V_{DC}$  [5, 17] – np. prądnica GS-12T na samolocie Su-22 (rys. 4). Maksymalny dopuszczalny prąd twornika prądnicy oraz dopuszczalne natężenie prądu węzła komutatorowo-szczotkowego [17] na poziomie 600 A (np. prądnica-rozrusznik śmigłowca Mi-8 o mocy 18 kW), w niektórych konstrukcjach dochodzący do poziomu 800 A (prądnica-rozrusznik samolotu An-26 moc 26 kW), pomimo dobrze rozwiązanego systemu chłodzenia powietrznego, ograniczał moc takich generatorów do ok. 26 kW [16]. Sięgnięto więc po zupełnie inną koncepcję. Już w samolocie F-16 zrezygnowano całkowicie z komutatorowych prądnic prądu przemiennego na korzyść trzech trójfazowych prądnic prądu przemiennego [13].

W nowszych rozwiązaniach, np. w myśliwcu Lockheed Martin F-22 Raptor (rys. 2b), stosuje się generatory prądu przemiennego oraz bloki transformatorowo-prostownicze o napięciu 270 V, osiągające do 100 kW mocy. Na pokładzie współczesnego samolotu znajduje się kilka generatorów energii elektrycznej (rys. 9). Podstawowym źródłem zasilania są generatory główne MG (ang. Main Generator), o ogólnej strukturze (rys. 10), napędzane bezpośrednio lub pośrednio przez przekładnie z silników odrzutowych samolotu (rys. 11). W zależności od wymaganej mocy dla sieci pokładowej instaluje się jeden lub dwa generatory pod każdym silnikiem odrzutowym.

W tylnej części samolotu znajduje się generator pomocniczy APU (ang. Auxiliary Power Unit), wykorzystywany do zasilania sieci pokładowej w przypadku awarii generatorów głównych lub podczas postoju na lotnisku. Dodatkowo generatory główne, jak i generatory pomocnicze, mogą pracować jako silniki i być wykorzystywane do rozruchu silników odrzutowych.

W przypadku stanów awaryjnych, gdy zawiodą generatory główne i pomocnicze, najważniejsze instalacje w samolocie (głównie awionika) zasilane są z generatora awaryjnego napędzanego przez turbinę powietrzną RAT (ang. Ram Air Turbine), wysuwaną z kadłuba samolotu (rys. 8b).



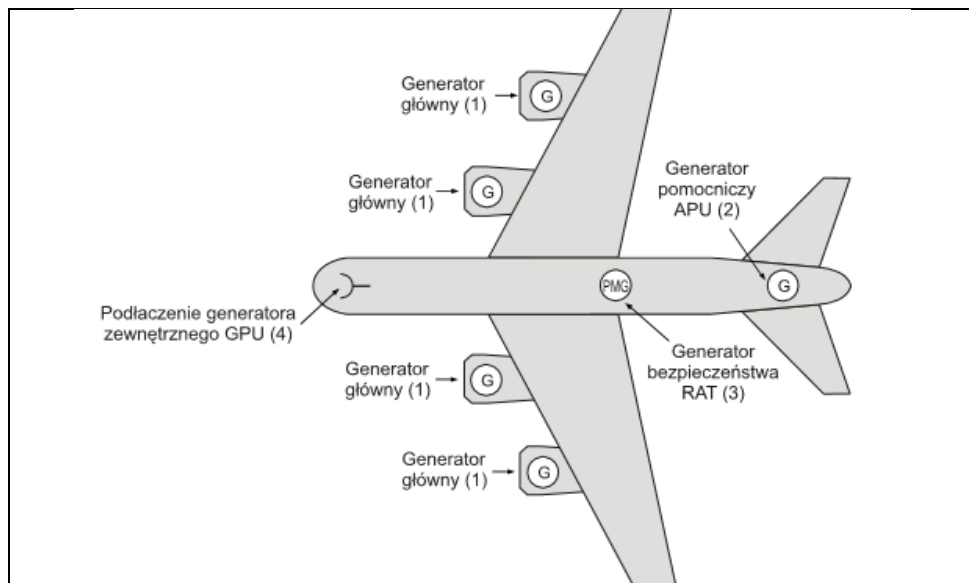
**Rys. 8.** Koncepcja prądnicy napędzanej pędem powietrza w czasie lotu przez osobne śmigło zamontowane na kadłubie statku powietrznego niepołączone ze strukturą silnika głównego: a) samolot Airbus A-320; b) generator awaryjny (napędzany strumieniem napływającego powietrza za pośrednictwem śmigła zamontowanego na wale prądnicy) samolotu Airbus A-320 [2]

Jako generatory awaryjne stosuje się przeważnie prądnice o niewielkich mocach (od 5 do 15 kVA) wzbudzone magnesami trwałymi (wykonanymi z metali ziem rzadkich, z uwagi na małą masę i wysoką odporność na rozmagnesowanie). Na lotnisku, gdy główne silniki samolotu nie pracują, instalacja elektryczna zasilana jest z generatora naziemnego GPU (ang. Ground Power Unit) [17].

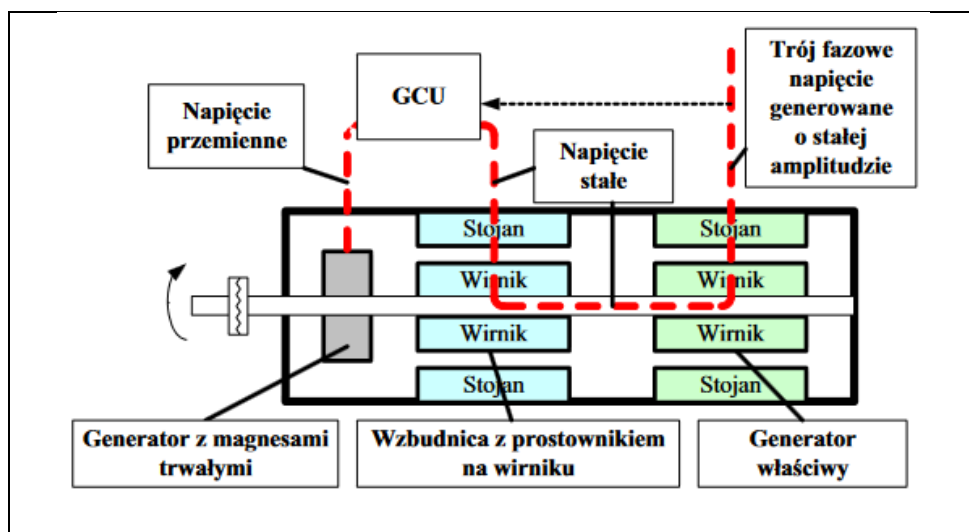
W oparciu o ustalenia zawarte w Europejskim projekcie optymalizacji energii samolotu POA (ang. Power Optimized Aircraft), we wszystkich statkach powietrznych zbudowanych po 2000 r. instaluje się lokalny pokładowy system rozdziału energii elektrycznej prądu stałego PDS (ang. Power Distribution System) [8].

System ten diagnozuje, analizuje i ocenia poziom zachowania bilansu elektroenergetycznego na pokładzie statku powietrznego oraz dokonuje odpowiednich przełączeń źródeł i odbiorników prądowych w sieci pokładowej tak, aby uzyskać optymalną wydajność źródeł energii elektrycznej i możliwie wysoką jakość parametrów jakościowych odbiorników dostosowanych do ich potrzeb i istotności dla bezpieczeństwa lotu. Stwarzane są w ten sposób możliwości do osiągnięcia przez poszczególne podsystemy pokładowe optymalnych korzyści, do których należą [17]: zmniejszenie masy układów wykonawczych, zwiększenie niezawodności urządzeń, łatwiejsza konserwacja, zmniejszenie kosztów eksploatacji, a przez to wzrost bezpieczeństwa lotu.

Tak więc, system PDS jest w pewnym sensie lokalną siecią na pokładzie samolotu, zasilającą ważne odbiorniki, układy, instalacje i systemy pokładowe, niezbędne ze względu na bezpieczeństwo lotu, np. system sterowania lotem, system lądowania, instalację przeciwpożarową i instalację przeciwoślodzeniową itp.

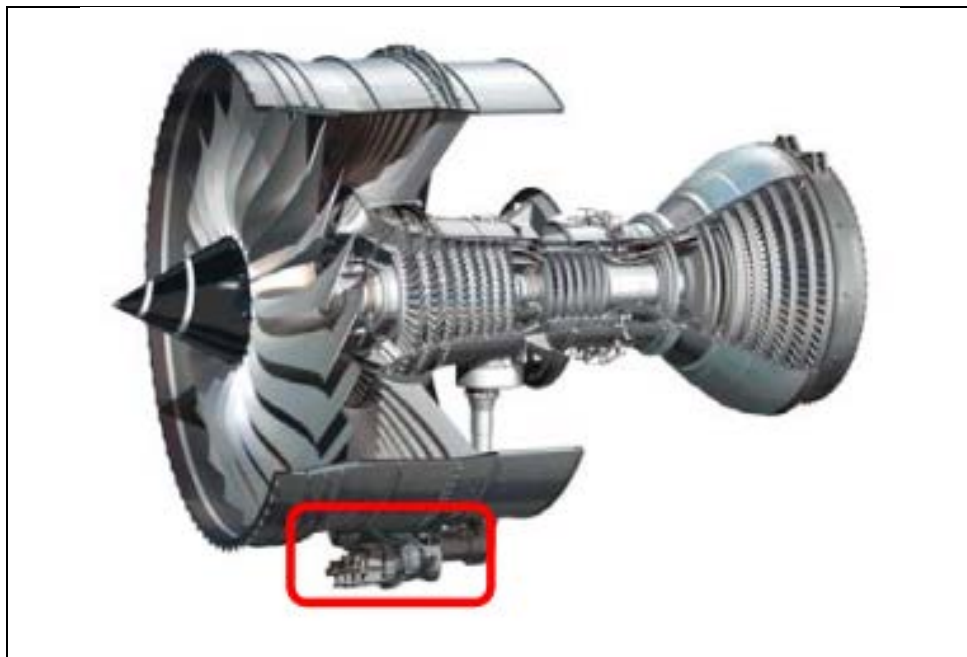


**Rys. 9.** Podstawowe i pomocnicze źródła energii elektrycznej w samolocie: 1 – generator główny, 2 – generator pomocniczy APU, 3 – generator bezpieczeństwa RAT, 4 – generator naziemny GPU [17]



**Rys. 10.** Nowoczesny trójstopniowy generator energii elektrycznej stosowany w samolotach zbudowanych według koncepcji MEA [17]





**Rys. 11.** Położenie skrzynki agregatów silnika turbowentylatorowego i prądnicy głównej [7]

Częstotliwość napięcia wyjściowego generatora zależy (synchronicznie) od prędkości obrotowej wirnika silnika turbodrzwotowego. Wirnik generatora może być połączony bezpośrednio lub poprzez przekładnię z wałem silnika odrzutowego (rys. 11), a konkretnie z wałem sprężarki. Typowe prędkości obrotowe wału generatorów (prądu przemiennego) w samolotach wynoszą od 7 200 obr/min do 27 000 obr/min, a moc wyjściowa od 30 kVA do 250 kVA i więcej [17].

#### **4. Wnioski i podsumowanie**

Wraz z rozwojem zaawansowanej techniki w dziedzinie maszyn elektrycznych (technologia MEA) zaczęto poszukiwać rozwiązań, które byłyby w stanie sprostać wymaganiom współczesnych samolotów w kontekście zasilania i wytwarzania energii elektrycznej (parametry 270 V<sub>DC</sub> / 540 V<sub>DC</sub>). Technologia bardziej elektrycznego (lub wprost zelektryfikowanego) samolotu jest trendem samolotu przyszłości, gdyż elementami jej rozwoju są czynniki ekologiczne, ekonomiczne i jakościowe, które są zarazem jej najważniejszymi zaletami. Zastąpienie mechanicznej, hydraulicznej i pneumatycznej energii na pokładzie samolotu jednym rodzajem energii – energią elektryczną, jest najważniejszą innowacją perspektywicznej technologii MEA.

Zgodnie z Europejskim projektem optymalizacji energii samolotu POA, stosując lokalny pokładowy system rozdziału energii elektrycznej prądu stałego PDS, stwarzane są możliwości do osiągnięcia przez poszczególne podsystemy pokładowe optymalnych korzyści, do których należą: zmniejszenie ciężaru układów wykonawczych, zwiększenie niezawodności urządzeń, łatwiejsza konserwacja, zmniejszenie kosztów eksploatacji, a przez to wzrost bezpieczeństwa lotu.

System PDS jest zatem lokalną siecią na pokładzie samolotu, zasilającą ważne odbiorniki, układy, instalacje i systemy pokładowe, niezbędne ze względu na bezpieczeństwo lotu (np. system sterowania lotem, system lądowania, instalacja przeciwpożarowa i instalacja przeciwoślodzeniowa itp.).

Zaprezentowany w niniejszym artykule przegląd wybranych rozwiązań systemów elektroenergetycznych oraz analiza metod zarządzania rozdziałem energii elektrycznej w zaawansowanych systemach elektroenergetycznych, stosowanych zarówno na samolotach konwencjonalnych, jak również na samolotach w technologii MEA oraz najnowocześniejszych konstrukcjach (m.in. samoloty A380, B787), wykazały, że koncepcja samolotu bardziej elektrycznego jest realna w niedalekiej przyszłości.

Ponadto, samoloty te charakteryzują się wyższym zakresem mocy osiągniętych przez źródła pokładowe samolotu. Dla samolotu MEA jest to moc rzędu 1 MVA, podczas gdy dla samolotu konwencjonalnego do 90 kVA.

Dążąc w kierunku rozwiązań samolotów zgodnych z koncepcją MEA, należy zauważyć, że charakteryzuje ją wzrost: niezawodności wykonywanych zadań, elastyczności działania, ekonomiczności i ekologiczności. Technologie lotnicze zgodne z koncepcją MEA są ciągle rozwijane i mają ogromny potencjał w zakresie zwiększania masy ładunków i jakości usług oraz zmniejszania kosztów operacyjnych.

Jednym z ważnych aspektów koncepcji budowy samolotu bardziej elektrycznego jest zapewnienie efektywnych metod i stanowisk badawczych do określania bieżącego stanu technicznego poszczególnych układów i instalacji pokładowych, w tym systemu zasilania elektroenergetycznego. Utrzymanie wysokiego poziomu niezawodności tego systemu, a stąd gotowości operacyjnej i bezpieczeństwa lotu, wymaga opracowania i stosowania w procesie eksploatacyjnym często wyrafinowanych metod diagnostycznych [18, 19].

Do jednych z dogodnych metod nieniszczących należą metody FAM-C i FDM-A, opracowane w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych [20÷23]. Metody te bazują na autorskiej analizie widmowej sygnału elektrycznego, pobieranego z prądnicy pokładowej stanowiącej swoisty czujnik diagnostyczny dla zaburzeń ruchu obrotowego. Ich główną zaletą jest możliwość określania bieżącego stanu technicznego oraz wykrywania symptomów potencjalnych uszkodzeń badanego systemu elektroenergetycznego, a także elementów dodatkowych, występujących w torze kinematycznym zespołu napędowego (skrzyń przekładniowych, łożysk podporowych i wału głównego silnika odrzutowego).

## 5. Literatura

1. D. Sapiro, *Elektrooborudowanije somolietov*. Moskwa: Maszinostrojenie, 1977.
2. R.E. Quigley, *More Electric Aircraft*, Proceedings of 8th the Applied Power Electronics Conference and Exposition, APEC '93., 1993, pp. 906-911.
3. P. Ciężak, A. Gębura, S. Szawłowski et al., „Problemy korozyjne struktury połączenia metalizacyjnego poszycia statku powietrznego – wybrane problemy”. *Journal of KONBiN*, vol. 51, iss. 4, 2021. DOI 10.2478/jok-2021-0046.
4. P. Ciężak, A. Rdzanek, „Monitorowanie korozji statku powietrznego w oparciu o system Progностycznego Zarządzania Korozją”. *Journal of KONBiN*, vol. 50, iss. 4, 2020. DOI 10.2478/jok-2020-0082.
5. A. Gębura, L. Setlak, T. Tokarski, J. Borowski, *Lotnicze urządzenia elektryczne*. Warszawa: Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, 2023.
6. A. Gębura, *Diagnosing helicopter propulsion units using the FAM-C method*. Warszawa: Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, 2024.
7. B. Adkins B., W. Philipp, A. Hossle, *Electrical machines for aircraft. Proceedings of the IEE - Part A: Power Engineering*, 103(1S), 116-127, 1956. Available: <http://digital-library.theiet.org/content/journals/10.1049/pi-a.1956.0017>.
8. A.A. Abdelhafez, A.J. Forsyth, *A Review of More-Electric Aircraft*. 13th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology, ASAT-13, May 26 – 28, 2009, Military Technical College, Kobry Elkobbah, Cairo, Egypt.
9. Aerospace Industries Association of America, *The 1938 Aircraft Year Book*, Washington, D.C., Aeronautical Chamber of Commerce of America.
10. L. Setlak, E. Ruda, „Przegląd, analiza i symulacja wybranych komponentów elektroenergetycznego systemu zasilania EPS samolotu zgodnych z trendem samolotu zelektryfikowanego MEA”. *Maszyny Elektryczne – Zeszyty Problemowe*, nr 3, 2015 (107), Katowice 2015.
11. L. Setlak, E. Ruda, “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.
12. L. Setlak, E. Ruda, „Współczesne rozwiązania technologiczne, analiza i symulacja wybranych komponentów architektury HVDC samolotów zgodnych z koncepcją MEA/ AEA”. *Przegląd Elektrotechniczny*, no. 2, 2017.
13. L. Setlak, E. Ruda, „Analiza i symulacja działania modelu elektroenergetycznego systemu zasilania samolotu F-16 zgodnie z koncepcją samolotu bardziej elektrycznego More Electric Aircraft (MEA)”. *Maszyny Elektryczne*, no. 1, 2017.
14. X. Zhao, J.M. Guerrero, X. Wu, *Review of Aircraft Electric Power Systems and Architectures*, International Energy Conference (Energycon), IEEE, 2014.

15. C. Sciascera, P. Giangrande, C. Brunson et al., *Optimal design of an electro-mechanical actuator for aerospace application*, Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society, Japan, 2015.
16. S. Klimaszewski, A. Gębura et al., *Metodyki oraz uzupełnienia metodyki oceny stanu technicznego samolotów An-26 związane z realizacją biuletynu eksploatacyjnego Nr P/4106/E/98*. Warszawa, ITWL, 1998.
17. M. Ronkowski, M. Michna, G. Kostro, F. Kutt, *Maszyny elektryczne wokół nas - Zastosowanie, budowa, modelowanie, charakterystyki, projektowanie*, Wydawnictwo Politechniki Gdańskiej, 2011.
18. Norma Obronna NO-17-A206:2019, *Wojskowe statki powietrzne – Nziemne układy zasilania elektroenergetycznego. Podstawowe parametry, wymagania i badania* (Polish Military Standard).
19. Z. Tertil, „Ocena komutacji maszyn elektrycznych w warunkach przemysłowych”. *Przegląd Elektrotechniczny*, nr 6, 1982.
20. A. Gębura, “Diagnosing turbine engine bearing structures with the aid of FAM-C and FDM-A methods”, *Polish Maritime Research*, 16(1), pp. 53÷60, 2009.
21. S. Augustyn, A. Gębura, “Możliwości diagnozowania skrzyń napędów i zespołów transmisji śmigłowca Mi-24 metodą FAM-C”, *Research Works of Air Force Institute of Technology*, 30(1), 2012.
22. A. Gębura, H. Kowalczyk, T. Tokarski, S. Klimaszewski, K. Handzel, F. Zgrzywa, “Monitoring of helicopters swash-plate wear using the FAM-C diagnosis method”, *Diagnostyka*, 23(1), pp. 1÷12, 2022.
23. M. Zieja, A. Gębura, A. Szelmanowski, B. Głowczyk, “Non-invasive monitoring of the technical condition of power units using the FAM-C and FDM-A electrical methods”. *Sustainability, MDPI*, 13(23), pp. 13329÷13340, 2021.