

¹Lucjan Setlak, ²Emil Ruda

¹Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Dęblin

²3. Skrzydło Lotnictwa Transportowego, 33. Baza Lotnictwa Transportowego, Powidz

ANALIZA I SYMULACJA ZASTOSOWANIA SIŁOWNIKÓW ELEKTROMECHANICZNYCH (EMA) W SYSTEMIE STEROWANIA SAMOLOTU F-16 ZGODNIE Z KONCEPCJĄ SAMOLOTU BARDZIEJ ELEKTRYCZNEGO MORE ELECTRIC AIRCRAFT (MEA)

ANALYSIS AND SIMULATION OF ELECTRO-MECHANICAL ACTUATORS (EMA) ADOPTED IN F-16 AIRCRAFT CONTROL SYSTEM IN ACCORDANCE WITH MORE ELECTRIC AIRCRAFT (MEA) CONCEPT

Streszczenie: Konwencjonalne siłowniki hydrauliczne zastosowane na wojskowym samolocie wielozadaniowym F-16 charakteryzują się dużą masą i są wrażliwe na wysoką temperaturę i ciśnienie z powodu łatwopalnego czynnika roboczego oraz wymagają specjalistycznej obsługi technicznej. Ponadto, do zasilania siłowników klasycznych wymagana jest energia hydrauliczna dostarczana przez pokładowy układ hydrauliczny, charakteryzujący się zastosowaniem dużej ilości przewodów hydraulicznych, które w znaczący sposób wpływają na obniżenie niezawodności działania całego systemu sterowania samolotu. Przedmiotem niniejszego referatu jest dokonanie przeglądu i analizy istniejących rozwiązań technologicznych powyższych układów oraz uwzględnienie opcji zastąpienia oryginalnie zastosowanych na samolocie wielozadaniowym F-16 siłowników hydraulicznych (zasilanych za pomocą pokładowego układu hydraulicznego) nowocześniejszym rozwiązaniem, tj. za pomocą siłowników elektromechanicznych (EMA), wykorzystujących do działania wyłącznie energię elektryczną z pokładowej instalacji elektrycznej samolotu F-16 zgodnie z trendem samolotu bardziej elektrycznego (MEA). Wobec powyższego, zaproponowane rozwiązanie siłowników zgodnych z koncepcją samolotu bardziej elektrycznego, wprowadza nowy trend (spojrzenie) rozwojowy w przemyśle lotniczym w zakresie układów siłowników elektrycznych wysokiej mocy przeznaczonych do sterowania powierzchniami sterującymi współczesnych samolotów. W kontekście rozpatrywania przedstawionej problematyki szczególną uwagę zwrócono na klasyczne zalety implementacji tego typu rozwiązania technologicznego. Dokonano analizy i symulacji zaproponowanych siłowników elektromechanicznych zgodnie z trendem samolotu bardziej elektrycznego i na tej podstawie wyciągnięto praktyczne wnioski w obszarach, prowadzących do zmniejszenia masy samolotu, możliwości jego przekonfigurowania, obniżenia zużycia paliwa, kosztów całkowitych, uproszczenie obsługi oraz zwiększenie niezawodności całego systemu.

Abstract: Conventional hydraulic actuators used on a multi-purpose military aircraft F-16 are characterized by large mass and are sensitive to high temperature and pressure because of the flammable working fluid and requires specialized maintenance. Furthermore, the conventional hydraulic actuators require hydraulic energy provided by the on-board hydraulic system, characterized by the use of a large amount of hydraulic lines, which significantly affect the reliability decrease of the entire control system of the aircraft. The subject of this paper is to review and analyze existing technological solutions of these systems and the inclusion of the option of replacing hydraulic actuators originally used on multi-purpose aircraft F-16 (powered by onboard hydraulic system) with more modern solution, i.e. electromechanical actuators (EMA), using to operate only electrical power from the onboard electrical system of F-16 in accordance with the More Electric Aircraft concept (MEA). Therefore, the proposed solution of aircraft actuators, introduces a new trend of development in the aviation industry in terms of systems of high power electric actuators for controlling control surfaces of modern aircraft. In the context of presented issues, special attention was paid to the classic advantages of implementing such a technological solution. The analysis and simulation of the proposed electromechanical actuators according with the More Electric Aircraft concept led to the practical conclusions drawn in the areas, leading to a reduction in mass of the airplane, the possibility of its reconfiguration, lower fuel consumption, total cost, simplification of the service and increase in the reliability of the whole system.

Słowa kluczowe: analiza, symulacja, siłowniki elektromechaniczne (SEM), samolot bardziej elektryczny

Keywords: analysis, simulation, Electro-Mechanical Actuators (EMA), More Electric Aircraft (MEA)

1. Wprowadzenie

Obecnie w lotnictwie z jednej strony można zaobserwować, że zdecydowana większość eksploatowanych samolotów, zarówno cywilnych jak i wojskowych zaliczana jest do "klasycznych" konstrukcji lotniczych. Z kolei z drugiej strony, w okresie stopniowo rozwijającego się postępu w przemyśle lotniczym, zarówno w odniesieniu do lotnictwa cywilnego (*Airbus, Boeing*) w zakresie nowoczesnych samolotów, w tym w szczególności w zakresie samolotów zgodnych z koncepcją samolotu bardziej elektrycznego MEA (A-380 i A-350XWB, B-787), jak również w lotnictwie wojskowym (*Lockheed Martin*) w przypadku samolotów F-22 Raptor i JSF (*Joint Strike Fighter*) F-35, można zauważyć znaczny postęp w zakresie zasilania, rozdziału i dystrybucji energii elektrycznej, w tym także w odniesieniu do nowoczesnych rozwiązań siłowników elektromechanicznych (EMA), realizujących funkcje układów wykonawczych w zakresie sterowania [1], [2]. Dynamiczny rozwój tzw. zaawansowanych pokładowych autonomicznych systemów zasilania ASE (*Autonomous Electric Power Systems*) w zakresie nowoczesnych rozwiązań architektury elektroenergetycznego systemu zasilania EPS (*Electric Power System*) oraz energoelektronicznego systemu zasilania PES (*Power Electronic System*) zgodnie z nowoczesną koncepcją samolotu bardziej/ w pełni elektrycznego MEA/ AEA (*More/ All Electric Aircraft*) dotyczy także technologicznych rozwiązań, odnoszących się do siłowników elektromechanicznych, które są jednymi z kluczowych komponentów w zakresie realizacji trendu samolotu bardziej elektrycznego [3], [4]. Na podstawie powyższych rozważań, w myśl stopniowo rozwijającej się koncepcji samolotu bardziej elektrycznego MEA, która zasadniczo polega na zamianie różnych rodzajów energii w postaci energii elektrycznej, pneumatycznej, hydraulicznej i mechanicznej, stosowanych dotychczas na samolotach "klasycznych", jednym rodzajem – energią elektryczną, będącej domeną tzw. samolotów bardziej elektrycznych. W oparciu o powyższe, należy zauważyć, że w skład dynamicznie rozwijającej się koncepcji samolotu bardziej elektrycznego w zakresie zasilania elektroenergetycznych i energoelektronicznych pokładowych systemów zasilania (EPS i PES), wchodzi inne systemy z nią związane, tj. koncepcja silnika bardziej

elektrycznego MEE (*More Electric Engine*) [5], [6], a także koncepcja bardziej elektrycznego układu hydraulicznego, w skład której wchodzi różne rodzaje siłowników, m.in. siłownik Elektromechaniczny EMA, będący przedmiotem szczegółowej analizy w dalszej części niniejszego artykułu.

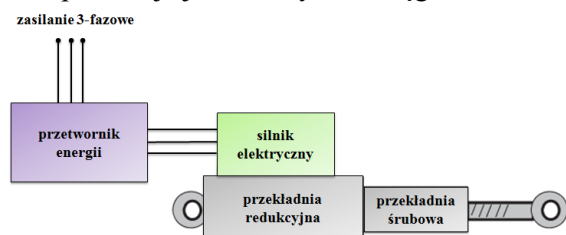
2. Przegląd i analiza bardziej elektrycznego systemu urządzeń wykonawczych (siłowników) zgodnie z koncepcją MEA

Dokonując przeglądu i analizy systemu urządzeń wykonawczych, którego kluczowym komponentem są siłowniki, należy zauważyć, że oprócz systemów pełniących rolę pierwotnych źródeł wytwarzania energii elektrycznej PPS (*Primary Power Systems*), na pokładzie współczesnego samolotu istnieją także tzw. wtórne systemy przetwarzania energii SPS (*Secondary Power Systems*). Systemami tymi są te systemy, które nie biorą udziału w wytwarzaniu energii potrzebnej do wytworzenia ciągu. W zaawansowanych konstrukcyjnie samolotach są to instalacje: hydrauliczne, elektryczne oraz pneumatyczne wraz z ich podzespołami. Ich działanie polega na przetwarzaniu energii wytworzonej przez silniki zespołu napędowego samolotu lub bezpośrednim wykorzystaniu części strumienia sprężonego powietrza, w przypadku instalacji pneumatycznej wraz z podsystemami hermetyzacji i klimatyzacji kabiny ECS (*Environmental Control System*) i instalacji przeciwoblodzeniowej. W odniesieniu do systemu urządzeń wykonawczych wykorzystywane są siłowniki hydrauliczne (w przypadku samolotu konwencjonalnego) oraz różne odmiany siłowników bardziej elektrycznych (w przypadku samolotu zaawansowanego zgodnie z koncepcją MEA). Siłowniki te przeznaczone są do sterowania powierzchniami sterującymi samolotu, do których można zaliczyć systemy aerodynamiczne elementów takich jak: klapy, sloty czy hamulce aerodynamiczne (spojlery). Implementacja do architektury systemów sterowania współczesnych samolotów koncepcji MEA wywarła na nią kluczowy wpływ, w wyniku czego zobligowała konstruktorów do zastąpienia siłowników zasilanych przez układ hydrauliczny siłownikami zasilanymi energią elektryczną. Do elektrycznych urządzeń wykonawczych (siłowników nowej generacji), realizujących sterowanie powierzchniami stero-

wymi zaliczane są następujące ich rodzaje: siłowniki elektromechaniczne EMA (*Electro-Mechanical Actuator*), siłowniki elektro-hydrostatyczne EHA (*Electro-Hydrostatic Actuator*) oraz siłowniki hydrauliczne ze wspomaganie elektrycznym EBHA (*Electrical Backup Hydraulic Actuator*).

Siłowniki EMA (Electro-Mechanical Actuator)

Przy zastępowaniu konwencjonalnych siłowników hydraulicznych elektrycznymi perspektywicznym rozwiązaniem wydaje się wykorzystanie siłowników EMA (rys. 1). Siłowniki elektromechaniczne są wykorzystywane na samolotach od wielu lat, jednak moce oraz czasy reakcji tych siłowników były za małe, żeby zastosować je do systemu sterowania lotem. Trzy główne rozwiązania technologiczne, które pozwoliły na zastosowanie tych siłowników w koncepcji samolotu bardziej elektrycznego to: wykorzystanie rzadkich materiałów magnetycznych w silnikach elektrycznych 270 VDC, półprzewodnikowe urządzenia przełączające wysokiej mocy, a także mikroprocesory do sterowania silnikiem siłownika [7]. Istota działania siłownika EMA polega na tym, że silnik elektryczny zasilany jest energią elektryczną poprzez przetwornik energii. Z kolei, energia mechaniczna doprowadzana jest do przekładni redukcyjnej, której funkcja sprowadza się do jednoczesnego zmniejszenia prędkości obrotowej i zwiększenia momentu obrotowego. Wytworzony ruch obrotowy zamieniany jest na ruch posuwisty cięgna sterującego, dzięki przekładni śrubowej kulkowej, zaś każdy obrót silnika powoduje jednakowy ruch cięgna.

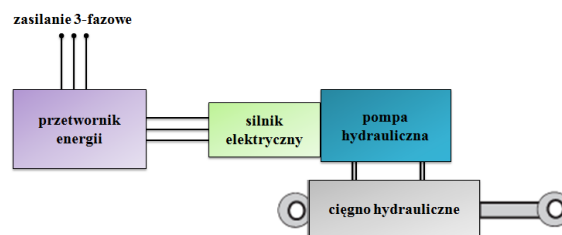


Rys. 1. Schemat siłownika elektromechanicznego EMA

Siłowniki EHA (Electro-Hydrostatic Actuator)

Konwencjonalne siłowniki hydrauliczne utrzymują ciśnienie w siłowniku nieprzerwanie (w sposób ciągły), niezależnie czy jest ono w danej chwili potrzebne, czy też nie. Należy pamiętać o tym, że w zastosowaniach praktycz-

nych przez większość czasu trwania lotu potrzeby użycia siłownika są minimalne. Oznacza to, że energia w układzie hydraulicznym jest wykorzystywana nieefektywnie, zaś jej straty skutkują pośrednio większym zużyciem paliwa. Rozwiązanie technologiczne siłowników EHA (rys. 2) ma na celu zapewnienie bardziej wydajnego siłownika, który pobiera znaczną ilość energii, ale tylko wtedy, kiedy konieczna jest zmiana położenia powierzchni sterującej. Natomiast dla pozostałej części lotu siłownik pozostaje unieruchomiony.



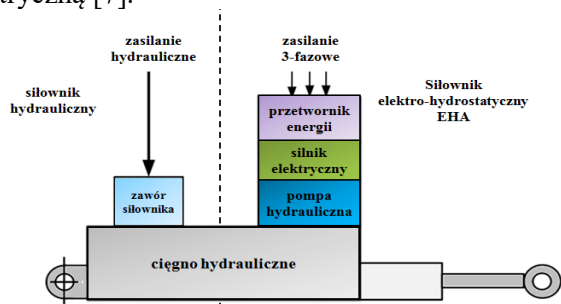
Rys. 2 Schemat siłownika elektro-hydrostatycznego EHA

Realizuje się to poprzez wykorzystanie 3-fazowego prądu przemiennego AC do zasilania elektroniki sterującej, która z kolei napędza silnik elektryczny połączony bezpośrednio z pompą hydrauliczną. Z kolei, pompa hydrauliczna wytwarza ciśnienie potrzebne do poruszania cięgnem sterującym [8]. Ponadto należy dodać, że nie ma tutaj bezpośredniego połączenia między silnikiem a cięgnem siłownika, dlatego siłownik EHA jest bardziej odporny na uszkodzenia, dzięki czemu uzyskuje przewagę nad siłownikami EMA w zakresie ich wykorzystania w układzie sterowania lotem [7]. Przy konieczności zmiany położenia powierzchni sterującej sygnał elektryczny ze sterownic podawany jest do elektroniki sterującej siłownikiem. Siłownik zaczyna pracować i wytwarza się ciśnienie, które porusza cięgnem. Po zmianie położenia powierzchni sterującej siłownik przechodzi w stan beczynności, dzięki czemu uzyskujemy znaczne oszczędności w zużyciu energii. Siłowniki elektro-hydrostatyczne znalazły zastosowanie w szerokiej gamie samolotów i bezałogowych statków powietrznych UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*).

Siłowniki ze wspomaganie elektrycznym EBHA (Electrical Backup Hydraulic Actuator)

Siłowniki EBHA charakteryzują się dwoma zakresami pracy, co zostało zobrazowane na poniższym rysunku (rys. 3). *Normalny* – zakres hydrauliczny, w którym siłownik uzyskuje

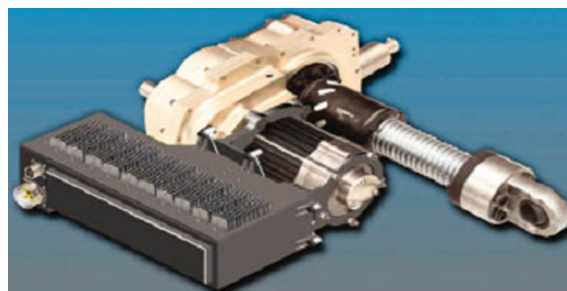
energię hydrauliczną z odpowiedniego układu hydraulicznego samolotu, zaś zawór siłownika ustala ciśnienie zgodnie z sygnałem otrzymanym z urządzenia sterującego oraz *zapasowy* – zakres EHA, w przypadku którego siłownik pracuje jako siłownik elektro-hydrostatyczny przy wykorzystaniu zasilania energią elektryczną [7].



Rys. 3. Rodzaje pracy siłownika ze wspomaganie elektrycznym EBHA

3. Model siłownika elektromechanicznego (EMA) samolotu F-16

Konwencjonalne siłowniki hydrauliczne zastosowane na samolocie F-16 charakteryzują się wieloma istotnymi wadami, takimi jak: duża masa, skomplikowana obsługa, wrażliwość na wysoką temperaturę i ciśnienie. Ponadto, ze względu na ich sposób zasilania, który w efekcie przyczynia się do obniżenia niezawodności działania systemu sterowania, siłowniki te zostały zamienione zgodnie z trendem samolotu bardziej elektrycznego przez siłowniki zasilane energią elektryczną. Wobec powyższego, w oparciu o przeprowadzony przegląd i analizę obecnie stosowanych siłowników, w niniejszym artykule zgodnie z koncepcją samolotu bardziej elektrycznego MEA, uwzględniono zastąpienie oryginalnie zastosowanych na samolocie F-16 siłowników hydraulicznych (zasilanych za pomocą pokładowego układu hydraulicznego) nowocześniejszym ich rozwiązaniem, mianowicie siłownikami elektromechanicznymi EMA, wykorzystującymi do działania wyłącznie energię elektryczną z pokładowej instalacji elektrycznej, co zostało przedstawione na kolejnym rysunku (rys. 4). Współpraca urządzeń wykonawczych (siłowników) systemu sterowania samolotu z powierzchniami sterowymi wykazuje dynamiczny charakter. Często każda zmiana położenia powierzchni sterowej aplikowana jest w bardzo krótkim czasie, co wiąże się z koniecznością zapewnienia przez siłownik wysokiego wyjściowego momentu obrotowego.



Rys. 4. Schemat siłownika EMA

Wobec tego, zaproponowana konstrukcja siłownika wykazuje wysoki stosunek mocy do masy, co stanowi jego kluczową zaletę [9]. Wymagania charakterystyki ruchu siłownika EMA, wykorzystanego w zaproponowanym rozwiązaniu w myśl koncepcji MEA są przedstawione w poniższej tabeli (tab. 1).

Tabela 1. Wymagania siłownika sterującego powierzchniami sterowymi

Parametr siłownika	Wartość
Prędkość ruchu ciągną bez obciążenia v_0 [mm/s]	170
Siła dynamiczna [kN]	58,2±2,2 przez min. 10 s
Siła statyczna [kN]	22,2±2,2 przez min. 20 min
Prędkość ruchu ciągną v_n przy obciążeniu nominalnym $\tau_n=28$ [kN] [mm/s]	124
Efektywność siłownika [%]	81

Podstawowymi elementami składowymi siłownika elektromechanicznego EMA są: silnik elektryczny, przekładnia śrubowa oraz ciągną. Z poniższej tabeli (tab. 2) wynika, że aby zapewnić odpowiednią moc siłownika, jego ciągną powinno przenosić moc nominalną, oznaczoną P_{n2} równą:

$$P_{n2} = F_n \cdot v_n = 28 \cdot 10^3 [N] \cdot 124 \cdot 10^{-3} \left[\frac{m}{s} \right] \approx 3472 [W] \quad [1]$$

Założono także, że wykorzystano przekładnię śrubową o parametrach podanych w tab. 2.

Tabela 2. Parametry przekładni śrubowej siłownika

Parametr przekładni	Wartość
średnica podziałowa gwintu d_0 [mm]	48
skok gwintu P_h [mm/obr]	25
współczynnik tarcia μ	0,0259

Sprawność przekładni, przy podanych parametrach wyniesie:

$$\eta_{przekł} = \frac{1}{1 + \frac{\pi d_0}{P_h} \mu} = \frac{1}{1 + \frac{\pi * 48 [mm]}{25 \left[\frac{mm}{obr} \right]} * 0,0259} \approx 0,865 \quad [2]$$

Moc nominalna P_{n1} silnika elektrycznego, zastosowanego w siłowniku powinna wynosić:

$$P_{n2} = \tau_n \omega_n * 0,9 * \eta_{przekł}$$

$$P_{n1} = \tau_n \omega_n = \frac{P_{n2}}{0,9 * \eta_{przekł}} = \frac{3472 [W]}{0,9 * 0,865} \approx 4460 [W] \quad [3]$$

Prędkość obrotowa silnika ω_n przy obciążeniu nominalnym jest równa:

$$\omega_n = \frac{v_n}{P_h} = 2\pi \frac{124 * 10^{-3} \left[\frac{m}{s} \right]}{25 * 10^{-3} \left[\frac{m}{obr} \right]} \approx 31,2 \left[\frac{rad}{s} \right] \quad [4]$$

Natomiast obciążenie silnika elektrycznego przy obciążeniu nominalnym siłownika uzyska wartość:

$$\tau_n = \frac{\tau_H \omega_H}{\omega_n} = \frac{4460 [W]}{31,2 \left[\frac{rad}{s} \right]} \approx 143 [Nm] \quad [5]$$

Prędkość przesuwania ciężna bez obciążenia powinna wynosić 170 [mm/s]. Oznacza to, że prędkość obrotowa silnika elektrycznego bez obciążenia ω_0 będzie równa:

$$\omega_0 = \frac{v_0}{P_h} = 2\pi \frac{170 * 10^{-3} \left[\frac{m}{s} \right]}{25 * 10^{-3} \left[\frac{m}{obr} \right]} \approx 42,7 \left[\frac{rad}{s} \right]$$

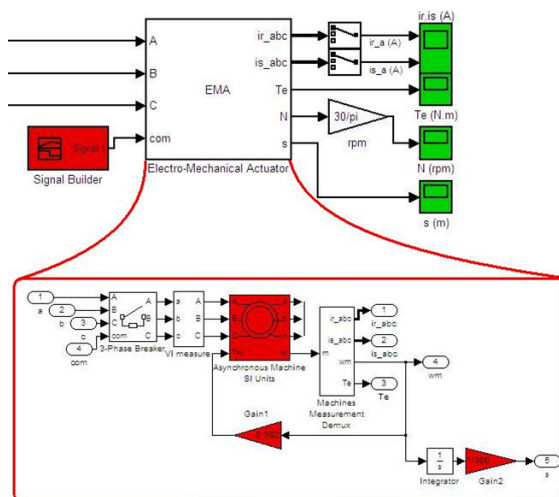
Ilość biegunów maszyny elektrycznej powinna wynosić:

$$p = \frac{4\pi f}{\omega_0} = \frac{4\pi * 400 [Hz]}{42,7 \left[\frac{rad}{s} \right]} \approx 120 \quad [7]$$

Z przedstawionej analizy obliczeniowej wynika, że podczas całego lotu samolotu siłowniki wykorzystują średnio mniejszą ilość mocy, niż maksymalną, jaką jest w stanie zapewnić siłownik, mianowicie 4460 [W] (3). Z kolei, występowanie niskiego zużycia energii jest przyczyną tego, że siłowniki te nie pracują przez cały czas (w sposób ciągły), lecz często są wyłączane i włączane.

Tabela 3. Parametry bloku „EMA”

Parametr	Wartość
Rodzaj wirnika	klatkowy
Moc nominalna [W]	4460
Skuteczne napięcie międzyfazowe pracy [V]	200
Częstotliwość pracy [Hz]	400
Rezystancja stojana [Ω]	0,47
Indukcyjność stojana [H]	1e-4
Rezystancja wirnika [Ω]	1,0967
Indukcyjność wirnika [H]	2,33e-4
Indukcyjność wzajemna [H]	9,07e-4
Moment bezwładności [$kg \cdot m^2$]	1,155e-2
Ilość par biegunów	60



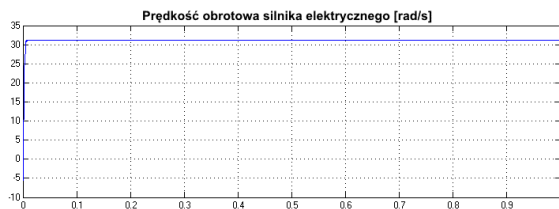
Rys. 5. Model siłownika EMA

Model siłownika elektromechanicznego (rys. 5) został opracowany przy zastosowaniu następujących bloków: „Signal Builder”, symulującego sygnał sterujący z systemu sterowania; bloku przekaźników „3-phase Breaker”, odpowiadającego za włączanie i wyłączanie siłownika; pomiarowego „VT measure”, dokonującego pomiarów napięcia i natężenia prądu; bloku maszyny asynchronicznej „Asynchronous Machine SI Units”, symulującego działanie silnika asynchronicznego. Innymi komponentami modelu siłownika EMA były: blok „Machines Measurement Demux” dokonujący pomiaru parametrów pracy silnika; blok „Integrator” wyliczający przesunięcie ciężna siłownika; blok „Gain1” opisujący zależność między prędkością obrotową silnika a momentem działającym na wirnik prądnicy oraz „Gain2” opisujący zależność między prędkością obrotową wirnika silnika a przesunięciem ciężna siłownika, czyli przełożenie przekładni śrubowej oraz bloki

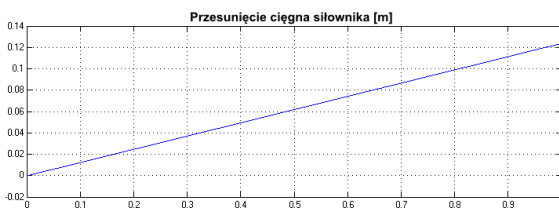
pomiarowe parametrów pracy silownika. Parametry modelu silownika EMA przedstawiono w powyższej tabeli (tab. 3).

4. Symulacja wybranych komponentów systemu sterowania samolotu F-16 zgodnie z koncepcją MEA

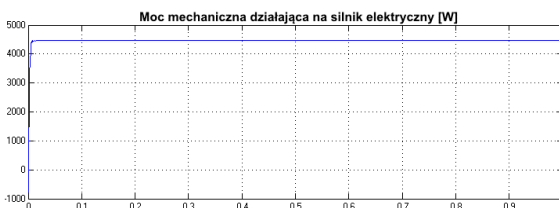
Poniżej przedstawiono wybrane symulacje modelu silownika elektromechanicznego EMA zgodnie z koncepcją MEA. W celu sprawdzenia poprawnej pracy modelu silownika EMA dokonano symulacji przy nominalnym obciążeniu silownika oraz bez obciążenia w czasie $t = 1$ s. Wyniki symulacji przy obciążeniu nominalnym przedstawiono na kolejnych rysunkach, przy czym poniższe rysunki (rys. 6, rys. 7 i rys. 8) dotyczą symulacji z obciążeniem, zaś rys. 9 przedstawia wyniki symulacji bez obciążenia.



Rys. 6. Wykres prędkości obrotowej silnika elektrycznego przy obciążeniu nominalnym



Rys. 7. Wykres przesunięcia cięgna silownika przy obciążeniu nominalnym



Rys. 8. Wykres mocy mechanicznej działającej na silnik elektryczny (przy obciążeniu)



Rys. 9. Wykres mocy mechanicznej działającej na silnik elektryczny (bez obciążenia)

Z powyższych wykresów, przedstawiających wyniki symulacji na stworzonym modelu (ściślej ujmując na jednym z jego komponentów) samolotu bardziej elektrycznego, zgodnego z koncepcją MEA, tj. silownika EMA można zauważyć, że w ciągu całego czasu symulacji przy nominalnym obciążeniu prędkość obrotowa silnika elektrycznego wynosi 31,165 [rad/s] (4), przesunięcie cięgna w ciągu jednej sekundy wynosi 0,124 [m], co oznacza, że prędkość przemieszczania cięgna wynosi 124 [mm/s], natomiast moc działająca na silnik elektryczny wynosi 4460 [W]. Z wykresu przedstawionego na rys. 9 oraz z przykładowych obliczeń wynika, że prędkość obrotowa silnika silownika bez obciążenia wynosi 42,7 [rad/s] (6). Podsumowując, na podstawie uzyskanych wyników symulacji silownika elektromechanicznego EMA można stwierdzić, że w całym czasie symulacji silownik zachowuje zakładane parametry pracy.

5. Podsumowanie i wnioski

Podstawowym celem niniejszej pracy było przeprowadzenie analizy i symulacji zastosowania silowników elektromechanicznych EMA w systemie sterowania samolotu zgodnego ze współczesną koncepcją, występującą w lotnictwie (w szczególności na samolotach cywilnych), określaną w literaturze mianem *More Electric Aircraft*. Dokonując analizy tego trendu szczególną uwagę zwrócono na kluczowe zalety samolotów, zarówno cywilnych jak i wojskowych, wykonanych zgodnie z zaawansowaną technologią oraz problematykę tzw. autonomicznych systemów wytwarzania energii elektrycznej ASE (EPS, PES). W związku z powyższym, dla potrzeb stworzenia koncepcji zastosowania silownika elektromechanicznego EMA w systemie elektroenergetycznym zgodnie z koncepcją MEA dokonano wyboru typu samolotu, elektroenergetycznego systemu zasilania oraz jego komponentów. Koncepcję pracy takiego silownika przedstawiono w oparciu o system EPS zastosowany na samolocie F-16 C/D Block 52+ [9], [10]. Ponadto, stworzona w niniejszej pracy koncepcja wymagała zebrania również szczegółowych danych w kontekście projektowanego systemu elektroenergetycznego oraz systemu sterowania lotem, zapoznania się z środowiskiem do modelowania i symulacji MATLAB/ Simulink, stworzenia modelu koncepcyjnego systemu EPS oraz elementu wykonawczego w postaci

siłownika elektromechanicznego EMA w tym środowisku, przeprowadzenia na tym modelu symulacji, biorąc pod uwagę różne jej warunki, oraz dokonania analizy jej wyników w kontekście użyteczności, przydatności oraz wpływu koncepcji samolotu zelektryfikowanego na elektroenergetyczny system zasilania samolotu. Reasumując, w celu prawidłowej pracy elementu wykonawczego układu sterowania niezbędne jest zastosowanie siłownika o ściśle określonych parametrach pracy. Siłownik taki powinien wytwarzać duże ilości energii w krótkim czasie oraz, jako że ma duże znaczenie dla bezpiecznego wykonywania lotu, musi być wysoce niezawodnym i bezawaryjnym. Ze względu na wysokie wymagania oraz duże zużycie mocy zastosowanie do tego celu siłownika elektromechanicznego EMA, zasilanego za pomocą systemu elektroenergetycznego samolotu, powoduje znaczne obciążenie tego systemu. Wiąże się to z koniecznością przeprojektowania układu w ten sposób, aby był on w stanie zapewnić duże ilości mocy dla odbiorników energii elektrycznej stanowiących duże obciążenie.

6. Literatura

- [1]. Moir I., Seabridge A., *Design and Development of Aircraft Systems*. Second Edition, 2013 John Wiley & Sons, Ltd.
- [2]. 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, Barcelona 2015.
- [3]. Zhao X., Guererro J.M., Wu Xiaohao, *Review of Aircraft Electric Power Systems and Architectures*. IEEE 2014, International Energy Conference ENERGYCON).
- [4]. Setlak L., *Overview of Aircraft Technology solutions compatible with the concept of MEA*. Technical Transactions. Electrical Engineering No. 1-E/2015, p. 67-76. Politechnika Krakowska 2015.
- [5]. Forsyth A., Abdel-Hafez A., "A Review of More-Electric Aircraft." 13th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology. ASAT-13, Cairo 2009.
- [6]. Ruda E., "Koncepcja samolotu bardziej elektrycznego", Praca magisterska, WSOSP, Dęblin 2014.
- [7]. Wheeler P., Clare J., Trentin A., *An overview of the more electrical aircraft*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G. Journal of Aerospace Engineering, 2013.
- [8]. Moir I., Seabridge A., *Aircraft Systems: Mechanical, Electrical, and Avionics Subsystems Integration*. Third Edition, 2008 John Wiley & Sons, Ltd.
- [9]. Torabzadeh-Tari M., *Analysis of Electro-Mechanical Actuator Systems in More Electric Aircraft Applications*. Royal Institute of Technology, Stockholm 2005.
- [10]. Lockheed Martin. *Electrical Power Systems (Poland Block 52), Customer Training*. Lockheed Martin, Fort Worth 2006.

Autorzy

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