

Samolot *F-16C/D*

Instalacje: paliwowa, hydrauliczna i elektryczna

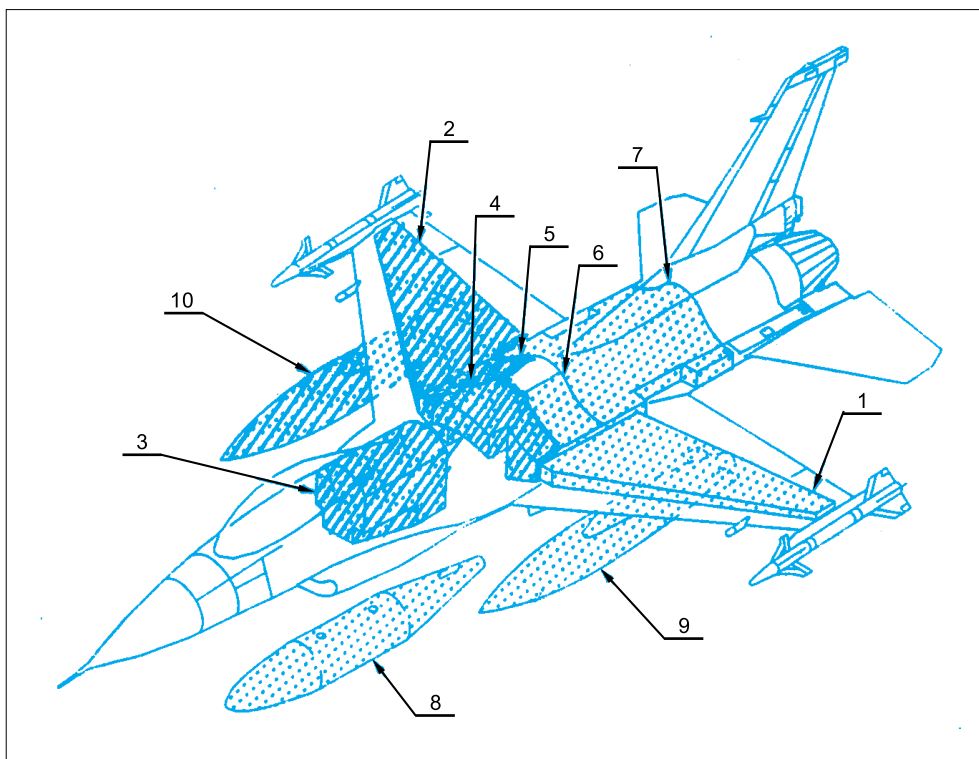
Instalacja paliwowa

W skład instalacji paliwowej samolotu *F-16* wchodzi następujące układy: magazynowania paliwa, przemieszczania (przepływu) paliwa, odpowietrzania i nadciśnienia zbiorników, zasilania silnika, kontroli ilości paliwa, tłumienia wybuchu oraz napełniania i zlewania paliwa.

Układ magazynowania składa się z siedmiu integralnych i trzech podwieszanych zbiorników paliwa (rys. 1).

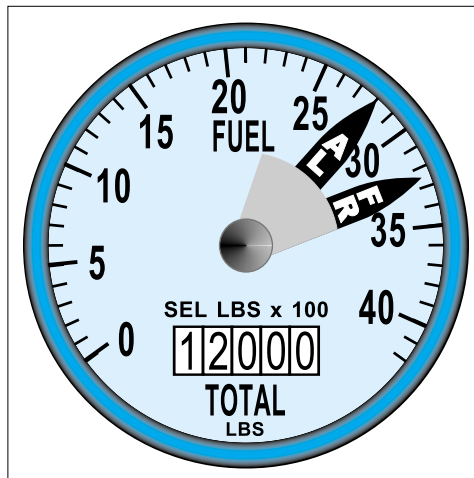
W pięciu integralnych zbiornikach przechowywane jest paliwo. Paliwo z dwóch integralnych zbiorników przeznaczonych jest do zasilania silnika. Są to tzw. zbiorniki rezerwowe.

Przemieszczanie paliwa wewnątrz instalacji odbywa się dwoma niezależnymi sposo-

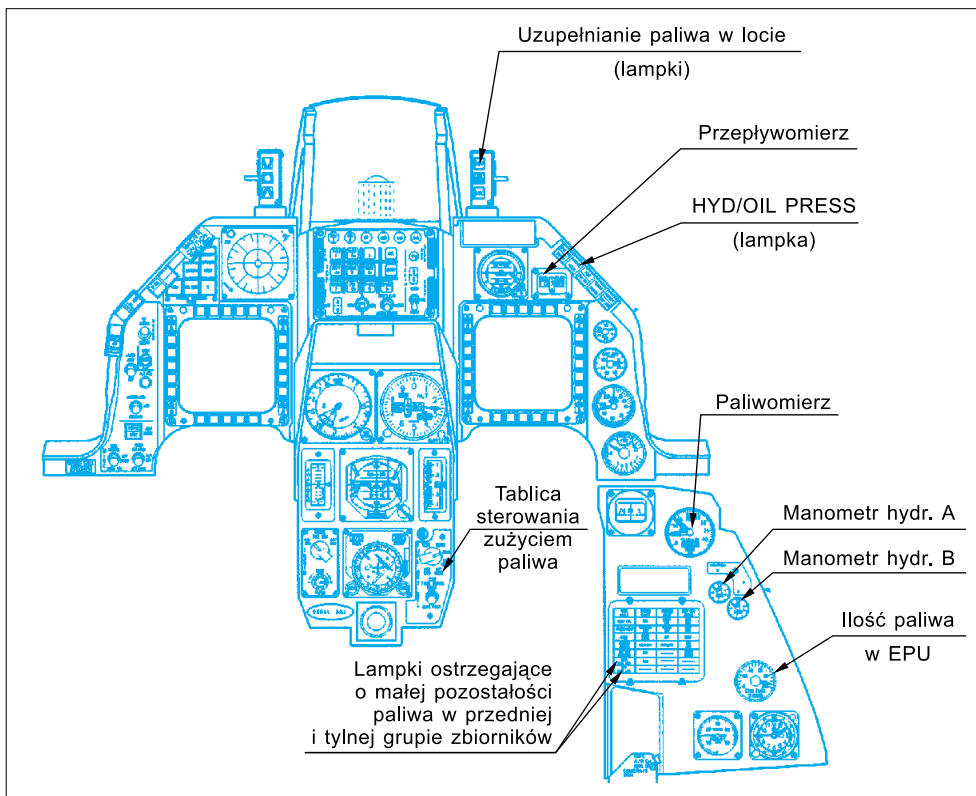


Rys. 1. Zbiorniki paliwa samolotu *F-16C*: 1 – zbiornik lewego skrzydła, 2 – zbiornik prawego skrzydła, 3 – zbiornik kadłubowy *F-1*, 4 – zbiornik kadłubowy *F-2*, 5 – przedni zbiornik rezerwowy, 6 – tylny zbiornik rezerwowy, 7 – zbiornik kadłubowy *A-1*, 8 – podkadłubowy zbiornik podwieszany, 9 – lewy zbiornik podwieszany, 10 – prawy zbiornik podwieszany

bami – sposobem grawitacyjnym i za pomocą pomp przepompowujących. Instalacja, w celu zwiększenia jej niezawodności, została podzielona na dwie części – przednią i tylną. W przedniej części znajdują się: zbiorniki *F-1* i *F-2*, zbiornik prawego skrzydła, prawy zbiornik podwieszany i przedni zbiornik rezerwo- wy. W tylnej części znajdują się: zbiornik *A-1*, zbiornik lewego skrzydła, lewy zbiornik pod- wieszany i tylny zbiornik rezerwo- wy. Paliwo ze zbiornika podkadłubowego tłoczony jest do przedniej i tylnej części instalacji. Paliwo ze zbiorników podwieszanych przepływa do zbiorników kadłubowych, odpowiednio z pra- wego do *F-2* i z lewego do *A-1*, pod wpły- wem nadciśnienia powietrza pobieranego po- średnio z instalacji klimatyzacji kabiny samo- lotu. W celu utrzymania właściwego położenia środka ciężkości samolotu, paliwo jest automatycznie przepompowywane z przedniej części instalacji do tylnej i na odwrót.



Rys. 2. Paliwomierz samolotu *F-16C*. Oznaczenia na strzałkach: FR – forward right, przednia prawa część instalacji paliwowej; AL – aft left, tylna lewa część instalacji paliwowej



Rys. 3. Usytuowanie wskaźników i lampek ostrzegających w kabine samolotu

Całkowita masa paliwa w instalacji paliwowej samolotu zależy od gęstości paliwa. W integralnych zbiornikach samolotu mieści się 3090 kg paliwa *JP-4* i 3240 kg paliwa *JP-5/8*, w zbiornikach podwieszanych – 2900 kg paliwa *JP-4* i 3050 kg paliwa *JP-5/8*. Ilość paliwa w przedniej i tylnej części instalacji paliwowej oraz łączną ilość paliwa w samolocie wskazuje paliwomierz (rys. 2), natomiast bieżące zużycie paliwa wskazuje przepływomierz. Niebezpiecznie małą pozostałość paliwa sygnalizują, niezależnie od paliwomierza, lampki ostrzegające „FWD FUEL LOW” i „AFT FUEL LOW” (rys. 3).

Tłumienie wybuchu w instalacji paliwowej samolotu jest zagwarantowane przez wtłaczanie do jej wnętrza gazu neutralnego.

Napełnianie instalacji paliwowej na ziemi odbywa się pod ciśnieniem, z jednego punktu uzupełniania paliwa. Samolot *F-16C* wyposażony jest też w układ umożliwiający napełnianie instalacji paliwowej podczas lotu. Punkt napełniania znajduje się na grzbiecie kadłuba, za osłoną kabiny. Proces uzupełniania paliwa w locie sygnalizują pilotowi informacje świetlne, które pojawiają się z prawej strony HUD (head up display).

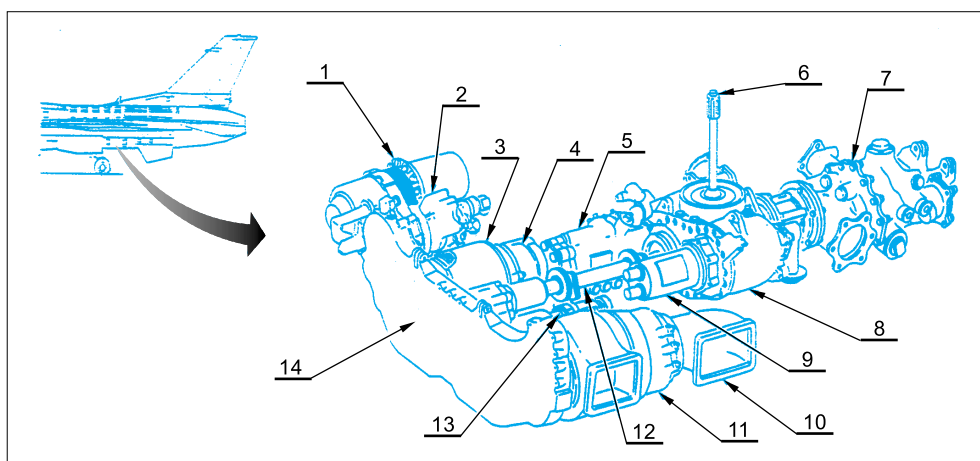
Instalacja hydrauliczna

Instalacja hydrauliczna samolotu, w której ciśnienie robocze wynosi 205 kG/cm² (300 psi), składa się z dwóch układów – A i B. Każdy z układów zasilany jest pod ciśnieniem przez odrębną pompę hydrauliczną (rys. 4). Każdy układ ma własny zbiornik płynu hydraulicznego.

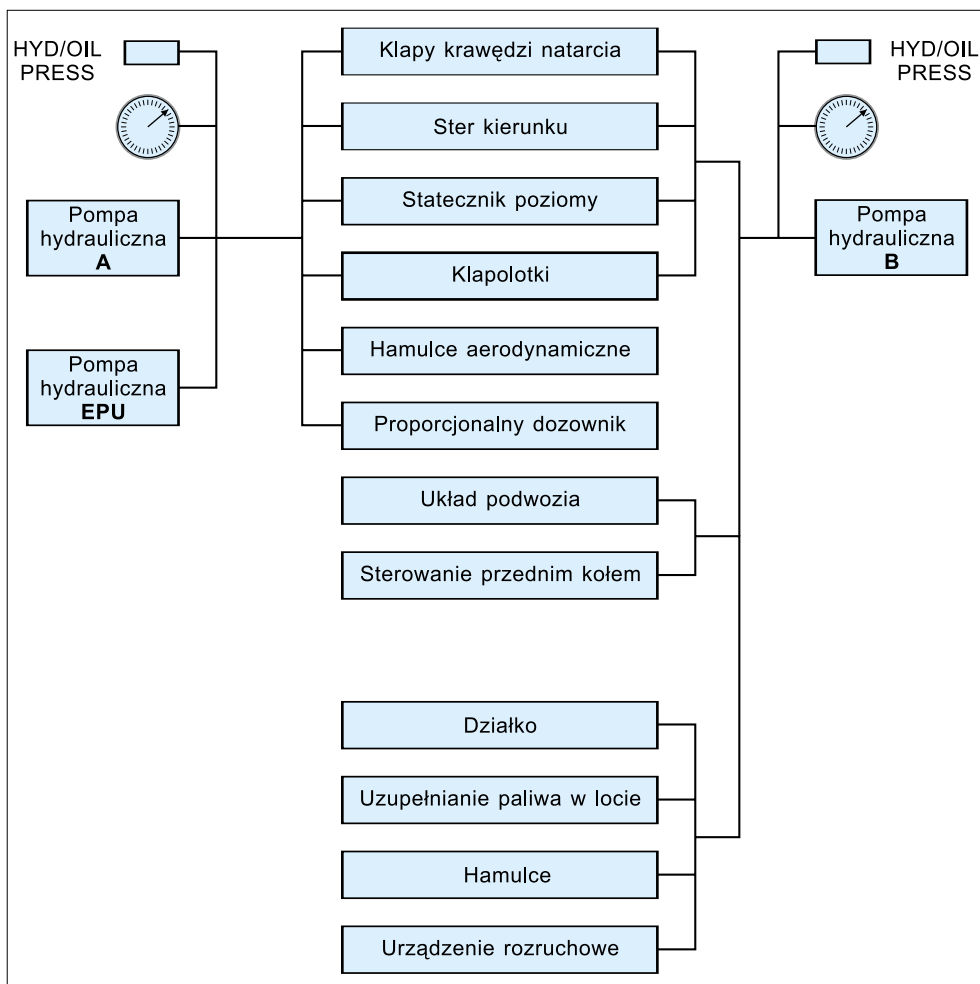
Układy A i B instalacji hydraulicznej pracują jednocześnie, zasilają system sterowania samolotem i układ sterowania kłapami krawędzi natarcia. W wypadku uszkodzenia jednego z układów hydraulicznych pracę systemu sterowania samolotem zapewnia układ hydrauliczny działający właściwie (rys. 5).

Układ A zasilą również hamulce aerodynamiczne i proporcjonalny dozownik instalacji paliwowej samolotu. Układ B zasilą działko, pozwala uzupełniać paliwo w locie, chować i wypuszczać podwozie i hamulce kół oraz sterować kołem przedniej nogi podwozia. W przypadku uszkodzenia układu B podwozie wypuszczane jest pneumatycznie.

Jakość pracy instalacji hydraulicznej samolotu wskazywana jest przez manometry układów A i B oraz przez lampkę ostrzegającą



Rys. 4. Skrzynia przekładniowa silnika i agregatów: 1 – generator czuwający i generator ze stałym magnesem systemu sterowania samolotem, 2 – pompa hydrauliczna układu A, 3 – napęd o stałej prędkości obrotowej, 4 – główny generator, 5 – pompa olejowa silnika, 6 – wał napędu skrzyni przekładniowej silnika, 7 – główna pompa paliwa, 8 – przekładnia silnika, 9 – alternator silnika, 10 – kanał wylotowy urządzenia rozruchowego, 11 – urządzenie rozruchowe (jet fuel starter – JFS), 12 – wał przenoszący moc z przekładni silnika na przekładnię agregatów, 13 – pompa hydrauliczna układu B, 14 – przekładnia agregatów

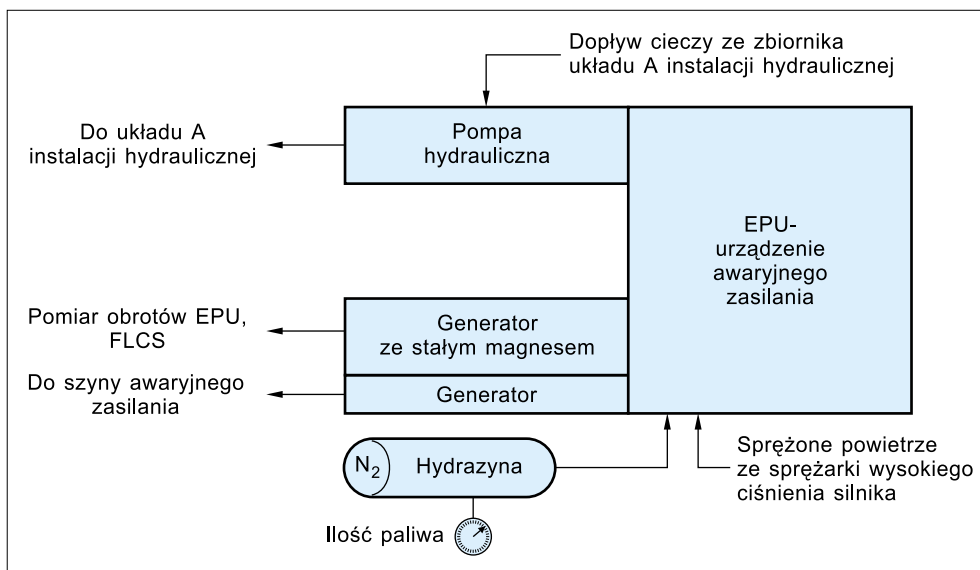


Rys. 5. Uproszczony schemat blokowy instalacji hydraulicznej samolotu

„HYD/OIL PRESS”. Lampka świeci, gdy ciśnienie w instalacji hydraulicznej czy olejowej silnika spadnie poniżej minimalnej wartości dopuszczalnej.

Jeśli zostaną uszkodzone oba układy – A i B – automatycznie włączy się awaryjne urządzenie zasilające (emergency power unit – EPU), na którym zamontowana jest trzecia pompa hydrauliczna. W czasie potrzebnym do uruchomienia EPU system sterowania samolotu wykorzystuje ciśnienie zmagazynowane w hydroakumulatorach. Hydroakumulatory są wykorzystywane również podczas gwałtownego sterowania samolotem w czasie lotu.

Awaryjne urządzenie zasilające (rys. 6) jest niezależnym urządzeniem jednocześnie dostarczającym ciśnienie hydrauliczne do układu A oraz energię elektryczną do instalacji elektrycznej samolotu. EPU automatycznie włączy się wtedy, kiedy w dwóch układach instalacji hydraulicznej (A i B) ciśnienie spadnie poniżej minimalnej wartości dopuszczalnej (68 kg/cm^2 , 1000 psi), lub gdy dwa generatory, główny i czuwający, zostaną uszkodzone, albo gdy w czasie lotu wyłączą się silniki. EPU może też być włączane ręcznie. Do napędu EPU wykorzystywana jest energia powietrza pochodzącego z za sprężarki wysokiego ci-

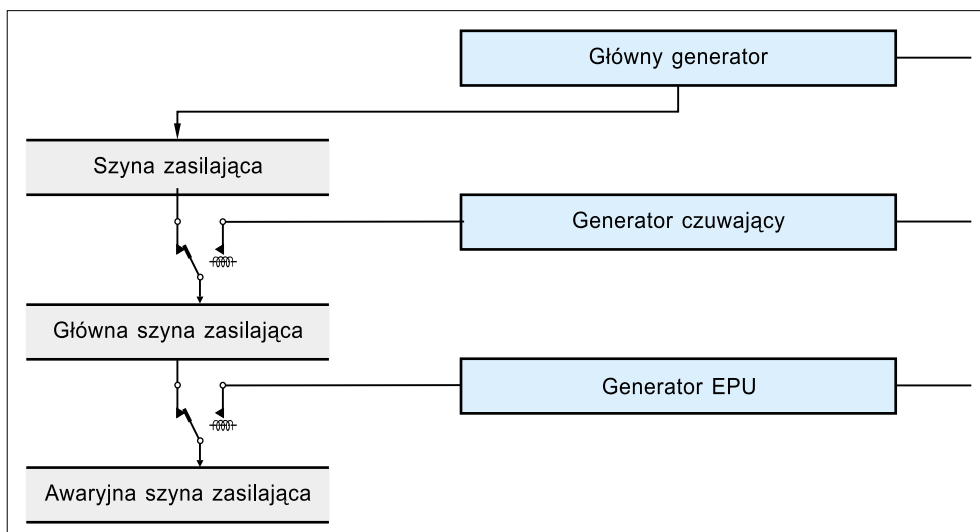


Rys. 6. Uproszczony schemat blokowy awaryjnego urządzenia zasilającego

śnienia. Gdy ta energia okaże się zbyt mała lub gdy nastąpi wyłączenie silnika – automatycznie włączy się zasilanie hydrazyną. Czas pracy EPU zasilanego wyłącznie hydrazyną wynosi 10 minut, przy normalnym obciążeniu. Podczas spalania hydrazyny temperatura gazów wylotowych może osiągnąć 920°C (1600°F).

Instalacja elektryczna

Źródłami energii elektrycznej w samolocie są: główny generator prądu przemiennego o mocy 60 kVA, generator czuwający prądu przemiennego o mocy 10 kVA (rys. 4), generator awaryjny prądu przemiennego na EPU o mocy 5 kVA oraz akumulatory (rys. 7). Prąd



Rys. 7. Uproszczony układ zasilania instalacji elektrycznej samolotu

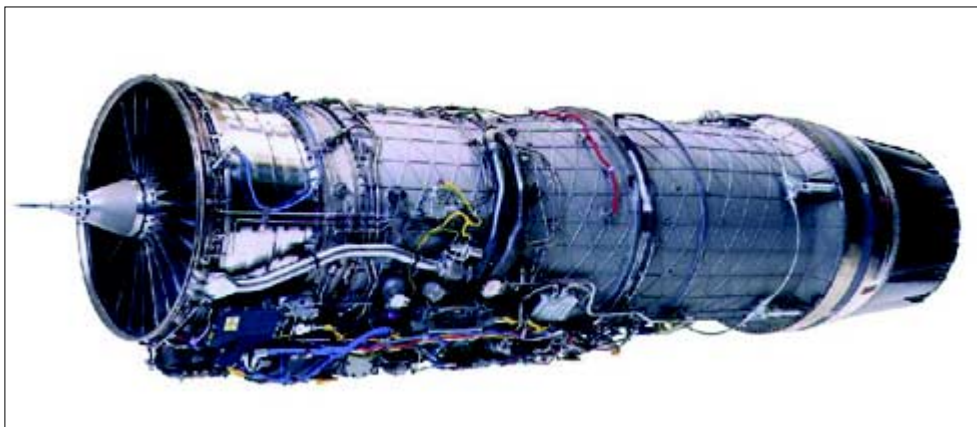
stały uzyskuje się przez przetworzenie prądu przemiennego lub z akumulatorów.

Ze względu na konieczność zachowania dużej niezawodności, system sterowania samolotem (FLCS) zasilany jest energią elektryczną z generatora ze stałym magnesem, który jest zintegrowany z generatorem czuwającym (rys. 4). System może być też zasilany

przez: główny generator, generator czuwający, generator EPU, generator ze stałym magnesem EPU (rys. 6) i akumulator. Jeżeli pracuje EPU, to w celu zmniejszenia obciążenia odłączane są szyny zasilające mniej ważne odbiorniki prądu.

Opracowano na podstawie: *Flight Manual F-16C/D*.

The author describes systems of F-16 C/D aircraft: fuel, hydraulic and electrical.



F100-PW-229 – silnik samolotu F-16C/D