

Samolot F-16C/D

System sterowania samolotem

Konsekwencją dążenia do uzyskania największej dotychczas manewrowości naddźwiękowego samolotu było przemieszczenie jego środka ciężkości (ś. c.) poza ognisko aerodynamiczne. Dzięki temu uzyskano zmniejszenie zapasu statycznej stateczności podłużnej przy naddźwiękowych prędkościach, co zasadniczo przyczyniło się do zwiększenia sterowności samolotu¹.

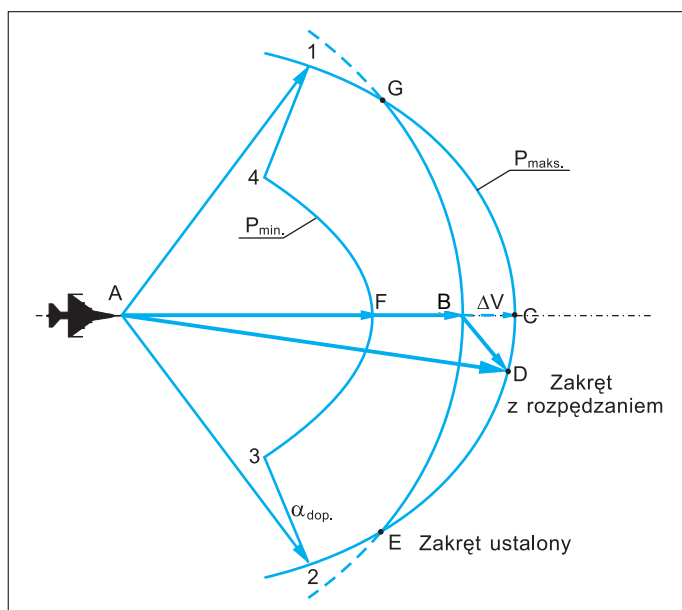
Przesunięcie środka ciężkości ku krawędzi spływu poza ognisko aerodynamiczne spowodowało, że samolot *F-16* stał się niestateczny podłużnie przy prędkościach poddźwiękowych. Aby zatem pilotowanie samolotu było możliwe bez angażowania całej uwagi pilota, konieczne stało się zastosowanie systemu sterowania samolotem – SSS (flight control system – FLCS) z wykorzystaniem układu elektrycznego przekazywania komend sterowni-

czych (fly by wire – FBW). Elektryczny układ sterowania, przez który przechodzą komendy do komputera sterowania samolotem – KSS (flight control computer – FLCC), i dalej do elementów wykonawczych, umożliwił nadto nałożenie pewnych ograniczeń sterowniczych, zabezpieczających przed wprowadzeniem samolotu w zakres niebezpiecznych warunków lotu, co jest istotne zwłaszcza dla samolotu supermanewrowego.

Manewrowość samolotu

Manewrowością można nazwać najkrócej zdolność samolotu do zmiany wektora prędkości w jednostce czasu (rys. 1).

Na rys. 1 przedstawiono pole figury opisanej cyframi: 1, 2, 3, 4, obrazujące manewrowość samolotu. Im większe jest to pole, tym



Rys. 1. Graficzne przedstawienie manewrowości samolotu

¹ A. Milkiewicz: *F-16C/D. Wielozadaniowy myśliwiec taktyczny*. „Przegląd WŁOP” 2002, nr 11, s. 44.

większa jest manewrowość samolotu. Sens fizyczny tego wykresu jest następujący: w locie prostoliniowym wektor \overline{AB} wyraża prędkość samolotu; jeżeli w takim locie zwiększymy ciąg silnika do wartości maksymalnej ($P_{maks.}$) – nastąpi przyrost prędkości o ΔV i prędkość osiągnie wartość \overline{AC} . Zmniejszenie ciągu do minimalnego spowoduje zmniejszenie prędkości samolotu do wartości \overline{AF} . Między punktami G, C, E samolot może wykonywać zakręt z przyspieszeniem dodatnim, w punktach G i E samolot może wykonywać zakręt ustalony z prędkością \overline{AB} . Między punktami 1, G i E, 2, pomimo $P_{maks.}$, prędkość samolotu zmniejsza się ($P_{maks.} < P_x$). Między punktami 1, 4 i 2, 3 może być wykonywany niestabilny zakręt przy dopuszczalnej wartości kąta natarcia ($\alpha_{dop.}$) z różnym ciągiem silnika, a między punktami 3, F i 4, F może być wykonywany przez chwilę niestabilny zakręt przy $P_{min.}$. Wykres na rys. 1 może odzwierciedlać możliwości samolotu *F-16* ze względu na ograniczenia wielkości kąta natarcia.

Dla określenia supermanewrowości stosowana jest również inna definicja²: samolot supermanewrowy to taki, który może operować w dłuższym czasie (kilku sekund) na pozakrytycznych kątach natarcia, kiedy prędkości kątowe wokół osi poprzecznej osiągają wartości rzędu kilkudziesięciu stopni na sekundę. Samolot supermanewrowy powinien być sterowny na wszystkich kątach natarcia.

Samolot *F-16* ma cechy samolotu supermanewrowego, jednak nałożone ograniczenia dotyczące kąta natarcia i normalnego przeciążenia zmniejszają jego walory. Ograniczenia te sprawiają jednak, że samolot jest bardziej bezpieczny podczas energicznego manewrowania.

System sterowania samolotem

Ideowy schemat systemu sterowania samolotem przedstawiony jest na rys. 2. W skład systemu wchodzi blok danych wchodzących (wejściowych) do komputera sterowania samolotem (KSS) oraz wychodzących (wyjściowych) z KSS w postaci komend do elemen-

tów wykonawczych, informacji ostrzegających i innych informacji związanych z lotem.

Dane wejściowe, wchodzące do KSS, można ująć w grupach danych dotyczących działania pilota, warunków lotu i dynamiki samolotu. Na wejściu znajdują się również dane o zasilaniu SSS. KSS współpracuje ponadto z komputerem sterowania ogniem (fire control computer – FCC), modułowym komputerem misji (modular mission computer – MMC), listą uszkodzeń przeznaczoną dla pilota (pilot fault list – PFL), listą uszkodzeń przeznaczoną dla obsługi (maintenance fault list – MFL) oraz z bezwładnościowym systemem nawigacyjnym (inertial navigation system – INS).

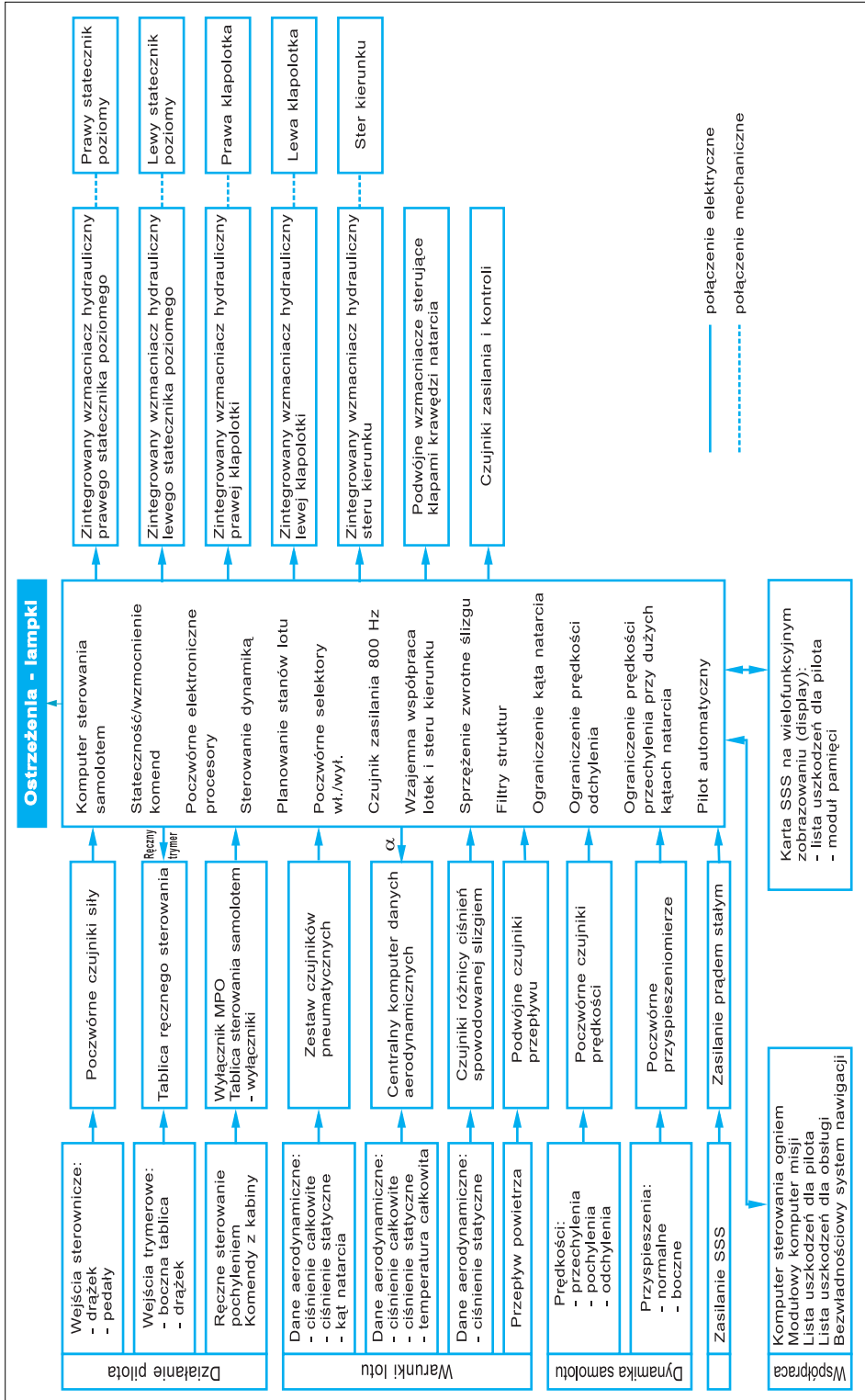
Pilot sterujący samolotem powinien wiedzieć, jaka jest pozytywna rola ograniczeń nałożonych na parametry lotu i w jakim stopniu te ograniczenia zmniejszają manewrowość samolotu.

Ponieważ głównym wymogiem stawianym tej konstrukcji było uzyskanie właściwości umożliwiających pilotowi skierowanie całej uwagi podczas walki na przeciwnika, wprowadzono ograniczenia, które pozwoliły pilotowi przykładać do organów sterowania (drążek, pedały) maksymalną siłę, bez obawy o przekroczenie granicznych parametrów lotu. Przekroczenie wartości granicznych spowodowałoby wystąpienie groźnych stanów lotu, także korkociągu. Wprowadzenie ograniczeń umożliwiło zmaksymalizowanie bojowej efektywności, a także zwiększenie bezpieczeństwa lotu (rys. 3).

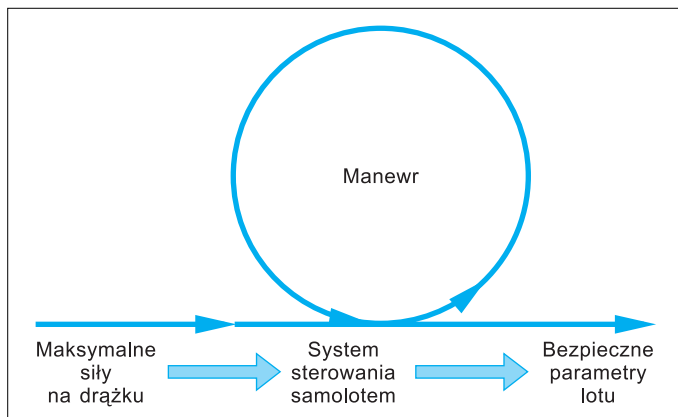
Oczywiście każde wprowadzone ograniczenie nie pozwala finezyjnie wykorzystywać wszystkich walorów samolotu. Przypatrzmy się ograniczeniu kąta natarcia związanego z przeciążeniem normalnym, a pośrednio z prędkością samolotu [bo $n_z = P_z / Q$, gdzie $P_z(V)$] – rys. 4.

Jak widać na wykresie, do wartości kąta natarcia 15° dopuszczalne przeciążenie normalne wynosi 9 (w literaturze amerykańskiej

² Z. Goraj: *Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń*. ILot. 2001.



Rys. 2. Ideowy schemat systemu sterowania samolotem

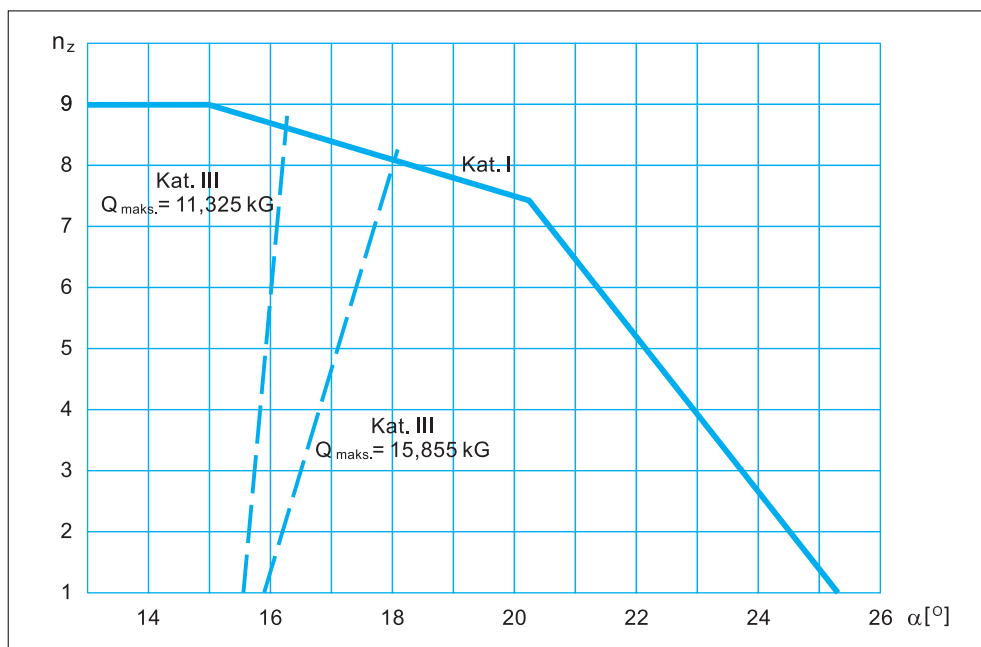


Rys. 3. Uwarunkowania dużej bojowej efektywności

przeciążenie określane jest wielokrotnością przyspieszenia ziemskiego g : np. $n_x = \frac{\text{przyspieszenie liniowe}}{g}$ lub dla lotu krzywoliniowego $n_z = \frac{g}{\text{przyspieszenie „odśrodkowe”}}$. Zmniejszenie n_z dop. do wartości 1 następuje, gdy kąt natarcia wynosi około 25° . Taki program n_z (α) gwarantuje nieprzekroczenie krytycznego kąta natarcia podczas gwałtownego sterowania samolotem. Oczywiście program przedstawiony na rys. 4 dotyczy samolotu obciążonego we-

dług kategorii I. Podwieszenia zewnętrzne, obciążenie według kategorii III zmniejszają n_z dop.

Ograniczony został również kąt wychYLENIA steru kierunku przy nadmiernym wciśnięciu pedału z uwzględnieniem komend generowanych przez pedały, kąta natarcia, prędkości przechylenia i pozycji wyłącznika uwzględniającego niesymetryczne obciążenie samolotu podwieszeniami zewnętrznymi. Z ograniczeniem kąta wychYLENIA steru kierun-



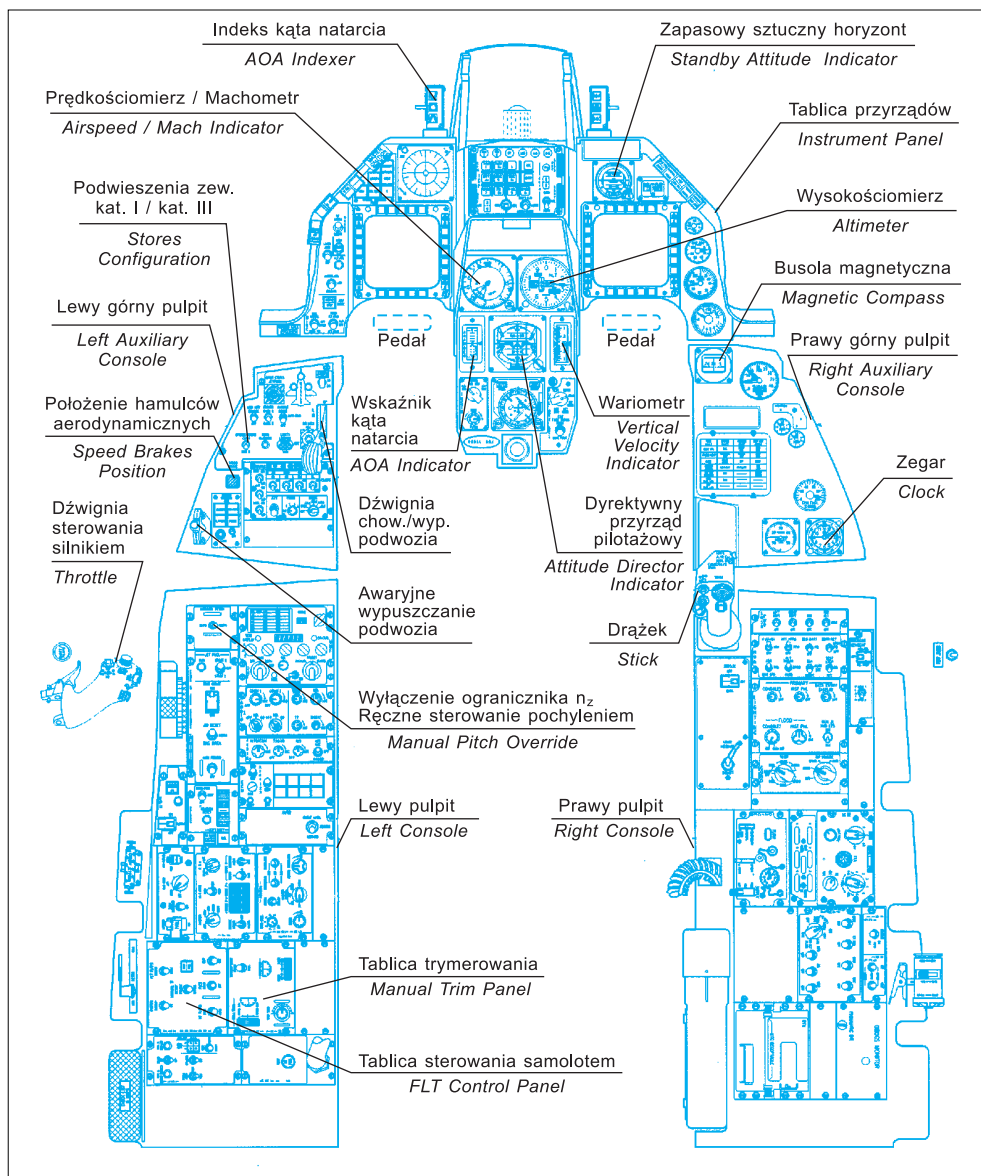
Rys. 4. Zależność n_z (α)

ku wiąże się zależność jednoczesnych wychyleń lotek i steru kierunku (aileron-rudder interconnect – ARI), która gwarantuje stateczność samolotu.

Ograniczona została prędkość odchylenia na dużych kątach natarcia. Kiedy kąt natarcia przekroczy 35° , ogranicznik prędkości odchylenia pozbawia pilota możliwości wygenerowania komend do przechylenia i odchylenia

oraz powoduje wychylenie lotek i steru kierunku w celu przeciwdziałania zaistniałej prędkości odchylenia. W ten sposób zapobiega się wystąpieniu korkociągu. Ogranicznik prędkości odchylenia nie zabezpiecza jednak przed ślizgiem w normalnym locie ($\alpha = 5^\circ \dots 25^\circ$).

Ograniczenie prędkości przechylenia polega na redukowaniu, przez ogranicznik prędkości



Rys. 5. Kabina samolotu F-16C

kości przechylenia, możliwej do osiągnięcia prędkości przechylenia w celu uniknięcia niebezpiecznego stanu lotu. Redukcja ta następuje wtedy, kiedy prędkość samolotu maleje, zwiększa się kąt natarcia lub powiększa się wychylenie statecznika poziomego krawędzią natarcia w dół. Podczas startu i lądowania również następuje ograniczenie prędkości przechylenia, lecz ma określoną wartość – niezależną od kąta natarcia, prędkości samolotu i pozycji statecznika poziomego.

Na rys. 5 przedstawiono elementy sterowania samolotem i kontrolowania lotu przez pilota, znajdujące się w kabinie samolotu *F-16C*.

Do elementów bezpośredniego sterowania samolotem zalicza się: drążek (stick), dźwignię sterowania silnikiem (trottle), pedały (pedals) i wyłącznik hamulców aerodynamicznych (speedbrake switch) umieszczony na dźwigni sterowania silnikiem. Dodatkowym elementem sterowania jest wyłącznik ręcznego sterowania pochyleniem (manual pitch override switch – MPO). Elementami sterowania konfiguracją samolotu są: dźwignia chowania i wypuszczania podwozia (landing gear handle), uchwyt awaryjnego wypuszczania podwozia (alert gear handle – ALT GEAR) oraz wyłączniki umożliwiające ręczne wychylenie klap krawędzi natarcia i spływu. Należy przypomnieć, iż klapy krawędzi natarcia wychylają się automatycznie w zależności od wartości *Ma*, kąta natarcia i wysokości lotu, natomiast wychylenie klap krawędzi spływu zależy od położenia dźwigni chowania i wypuszczania podwozia, wartości prędkości i *Ma* oraz od położenia wyłącznika awaryjnego wychylania klap – ALT FLAPS.

Drążek jest urządzeniem, którego działanie opiera się na czujnikach siły i przetwornikach. Drążek wychyla się względem obu osi – pochylenia i przechylenia – o wartość około 3,1 mm (1/4 cala). Wygenerowanie komend

powodujących maksymalne wychylenie statecznika poziomego na wznoszenie wymaga przyłożenia siły 11,5 kG (25 funtów), na zniżanie – 7,2 kG (16 funtów). Komendy maksymalnego przechylenia samolotu w lewo i w prawo wytwarzane są po przyłożeniu siły 7,7 kG (17 funtów) – podczas lotu i 5,4 kG (12 funtów) – podczas startu i lądowania. Używanie wyłączników i przycisków znajdujących się na drążku może spowodować mimowolne wygenerowanie komend sterowania.

Działanie pedałów, podobnie jak drążka, opiera się na funkcjonowaniu czujników siły i przetworników. Siła potrzebna do przemieszczenia pedału symulowana jest przez sprężyny. Pedały używane są do hamowania kół podwozia i do sterowania przednim kołem.

Wyłącznika ręcznego sterowania pochyleniem – MPO OVRD zaleca się używać podczas głębokiego przeciągnięcia, aby po odłączeniu ogranicznika przeciążenia móc sterować samolotem ręcznie.

Do kontrolowania przebiegu lotu służą przyrządy pokładowe – podstawowe i zapasowe, takie jak zapasowy sztuczny horyzont i busola magnetyczna (rys. 5).

Bibliografia:

1. „Flight Manual F-16C/D”, 2001.
2. Droste C. S., Walker J. E.: *The General Dynamics case study on the F-16 Fly By Wire control system*.
3. Goraj Z.: *Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń*. ILot. 2001.
4. Miednikow W. N.: *Dinamika poleta i pilotowanijs samolota*. Monino 1976.
5. Milkiewicz A.: *Podstawy metodyki określania obszarów przewagi jednego samolotu myśliwskiego nad drugim w zakresie zdolności manewrowej*. „Przegląd WLiWOPK” 1982, nr 12, s. 58.
6. Milkiewicz A.: *Możliwości manewrowe samolotu z elektrycznym systemem sterowania na przykładzie samolotu F-16*. „Przegląd WLOP” 2002, nr 6, s. 42.

The article belongs to the cycle on F-16C/D. The author provides information on the construction and functioning of the aircraft control system, illustrated with schemes.