

Samolot *F-16C/D*

Niektóre ograniczenia użytkowe i charakterystyki pilotażowe

Ograniczenia użytkowe samolotu

Samolot *F-16C/D* może być użytkowany w szerokim zakresie prędkości i wysokości lotu. Na zakres użytkowania wpływają właściwości aerodynamiczne i możliwości zespołu napędowego samolotu. Zakres użytkowania jest ograniczony ze względu na możliwość przeciągnięcia samolotu po zmniejszeniu prędkości poniżej minimalnej (przybliżanie się wartości prędkości do minimalnej sygnalizowane jest akustycznie), wytrzymałość samolotu (dopuszczalny napór dynamiczny $\rho V^2/2$, dopuszczalne przeciążenie normalne) oraz konieczność zagwarantowania właściwej stateczności samolotu (dopuszczalna liczba Ma).

Samolot *F-16* jest doskonale opracowany pod względem aerodynamicznym¹. Wyposażony jest w silnik, którego maksymalny ciąg przewyższa ciężar samolotu w gładkiej konfiguracji². Duży nadmiar ciągu powoduje, że w locie poziomym, szczególnie na średnich wysokościach, samolot może przekroczyć ograniczenia prędkości. W zakresie wysokości od 0 do 9000 m (30 000 stóp) dopuszczalna prędkość wynosi 1480 km/h (800 węzłów), co odpowiada ciśnieniu dynamicznemu 10 550 kG/m². W locie powyżej wysokości 9000 m liczbę Ma ograniczono do wartości 2,05, głównie ze względu na konieczność zachowania stateczności samolotu.

Dopuszczalne przeciążenia normalne dla gładkiej konfiguracji samolotu wynoszą +9

i -3,5. Jeżeli w czasie lotu zostało przekroczone przeciążenie o 0,5, koniecznie należy sprawdzić płatowiec w celu wykrycia ewentualnych odkształceń czy pęknięć. W przeszłości, na skutek przekroczenia tych ograniczeń, wydarzyły się katastrofy samolotów *I-28* i *I-22*.

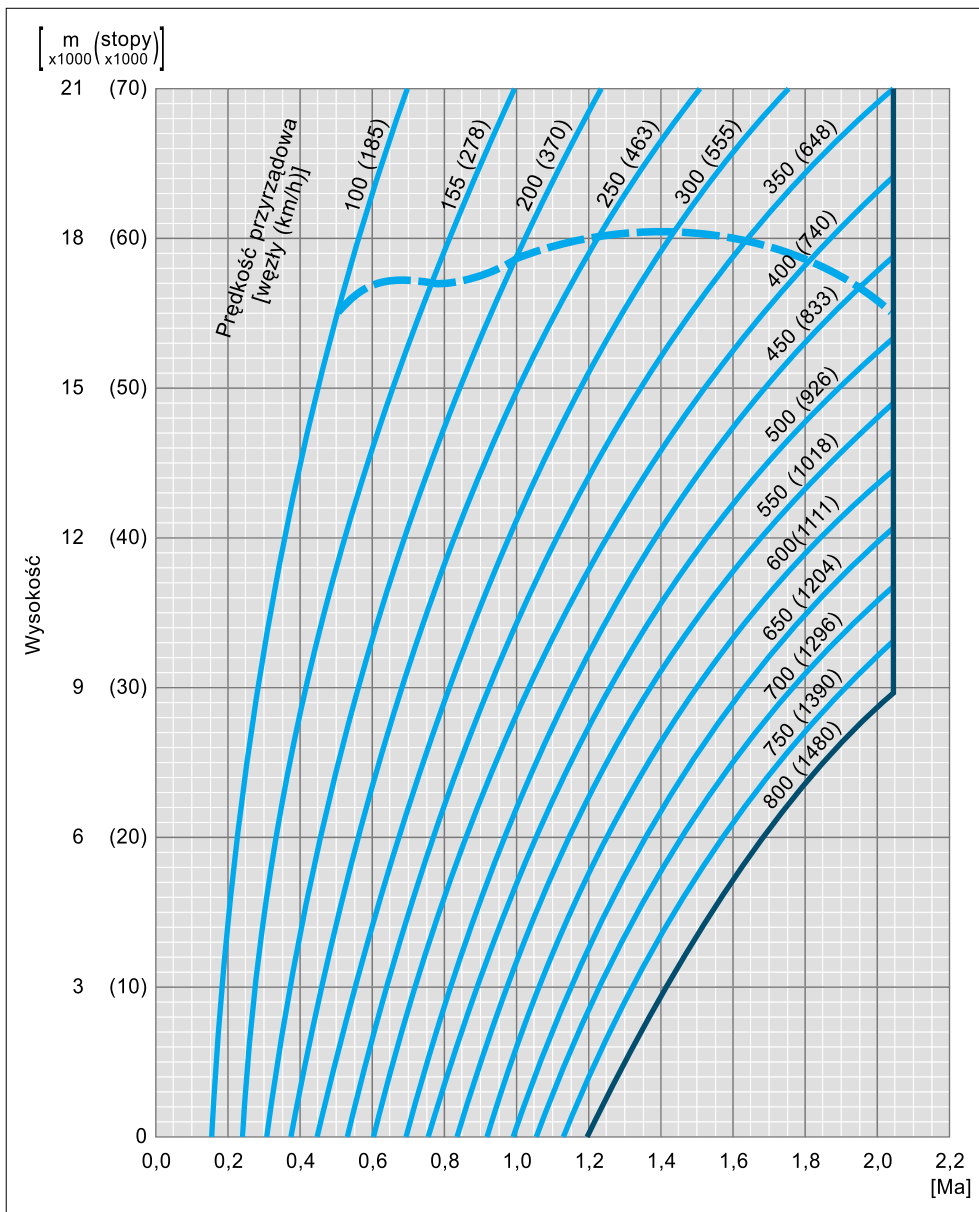
Ze względu na konieczność zachowania bezpieczeństwa w locie, zabrania się wykonywania niektórych manewrów, m.in. zamierzonego przeciągnięcia lub korkociągu, wówczas gdy: samolot ma podwieszenia, wysokość lotu jest mniejsza niż 9000 m, środek ciężkości znajduje się w tylnym położeniu i boczne niezrównoważenie samolotu przekracza 90 kg. Podczas ruchu samolotu na ziemi ograniczona jest prędkość samolotu (ground speed) oraz prędkość maksymalnego ciągłego hamowania.

Dopuszczalna prędkość samolotu na ziemi związana jest z krytyczną prędkością toczenia się kół podwozia, która zależy od konstrukcji opon, materiału, z którego zostały wykonane i od ciśnienia w oponach. Dopuszczalne prędkości samolotu *F-16* na ziemi są bardzo duże – wynoszą 415 km/h (225 węzłów) dla kół głównych i 400 km/h (217 węzłów) dla koła przedniego. Przekroczenie tych prędkości grozi zniszczeniem opon (oderwaniem bieżnika).

Prędkość maksymalnego ciągłego hamowania jest to prędkość, która umożliwia zatrzymanie samolotu po zastosowaniu maksymalnego hamowania. Prędkość ta jest ograniczona możliwością pochłonięcia przez hamulce

¹ A. Milkiewicz: *F-16C/D. Wielozadaniowy myśliwiec taktyczny*. „Przegląd WLOP” 2003, nr 11, s. 44 - 51.

² A. Milkiewicz: *Samolot F-16C/D. System sterowania samolotem*. „Przegląd WLOP” 2003, nr 12, s. 72 - 77.

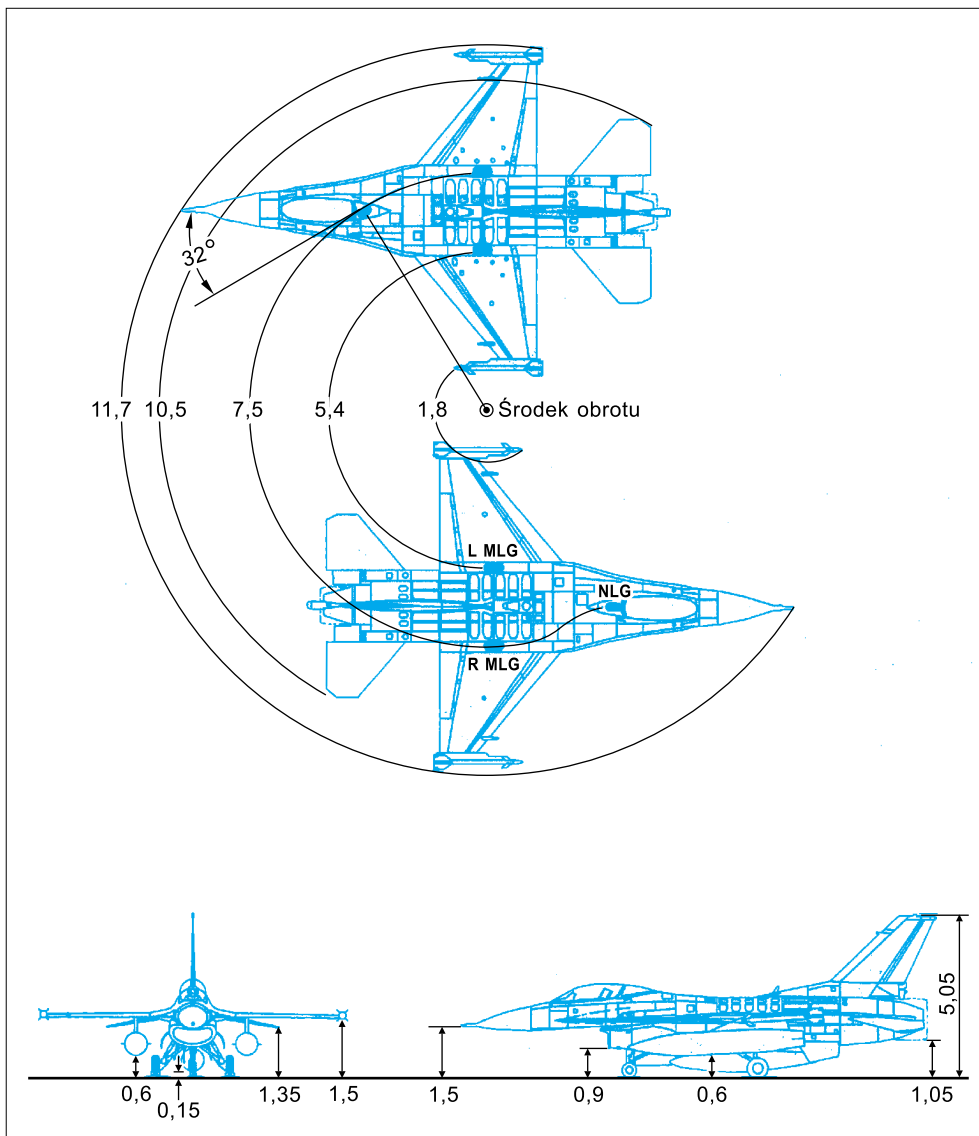


Rys. 1. Zakres użytkowania samolotu w układzie H, Ma dla gładkiej konfiguracji

kół energii kinetycznej samolotu. Zastosowanie maksymalnego ciągłego hamowania przy większej prędkości niewątpliwie spowoduje stopienie zabezpieczeń i wypuszczenie powietrza z opon. Nastąpi to po upływie 3 - 15 minut od chwili zatrzymania samolotu.

Charakterystyki manewrowe samolotu podczas ruchu na ziemi są dobre (rys. 2). Na ry-

sunku promień zakrętu podano w metrach. Aby osiągnąć minimalny promień zakrętu należy skierować przednie koło całkowicie w stronę zakrętu. Jeśli pod samolotem podwieszony jest zbiornik podkadłubowy, należy unikać kołowania nad linią urządzenia hamującego. Jeśli samolot jest mocno obciążony, należy kołować z mniejszą prędkością, a jeśli



Rys. 2. Minimalny promień zakrętu samolotu podczas ruchu na ziemi

jest obciążony podwieszeniami niesymetrycznie, to trzeba się starać wykonywać zakręty w stronę bardziej obciążonego skrzydła.

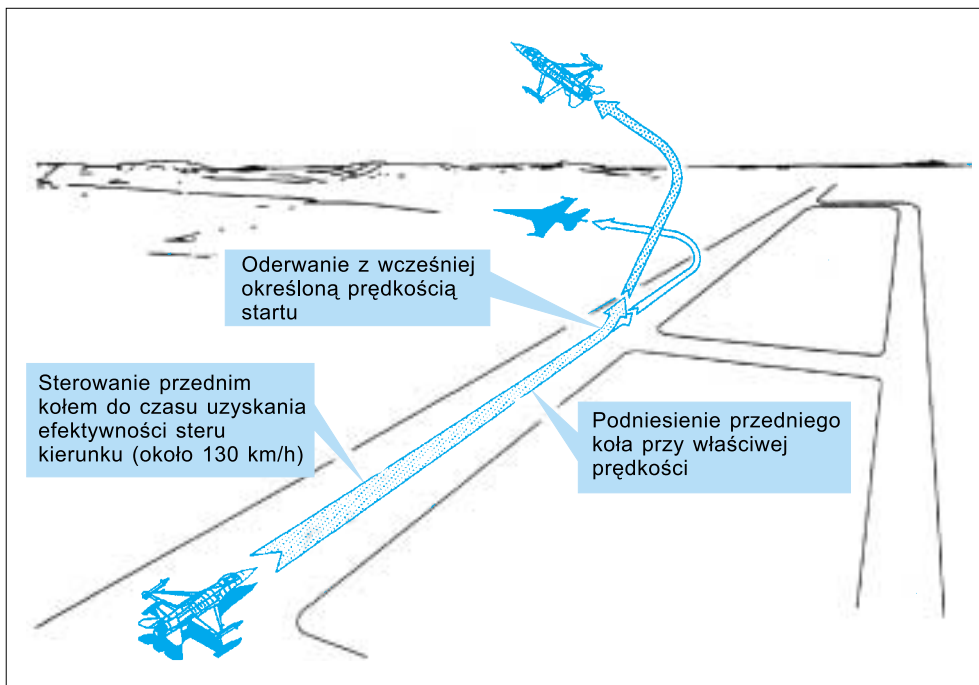
Charakterystyki pilotażowe

Start

W początkowej fazie rozbiegu kierunek rozbiegu utrzymuje się przez sterowanie przednim kołem, a od prędkości około 70

węzłów (130 km/h) – za pomocą steru kierunku (rys. 3).

Podniesienie przedniego koła (rotacja) następuje przy prędkości mniejszej od prędkości oderwania o 10 węzłów – podczas startu z maksymalną prędkością obrotową silnika i przy prędkości mniejszej o 15 węzłów od prędkości oderwania – wtedy, kiedy start odbywa się z dopalaniem. Podczas rotacji należy podnieść nos samolotu pod kątem 8 - 12°.



Rys. 3. Start samolotu

Zbyt wczesne podniesienie nosa skutkuje wydłużeniem rozbiegu.

Podczas startu samolotu z podwieszeniami umieszczonymi niesymetrycznie należy przed rozbiegiem odpowiednio ustawić trymer.

Wznoszenie

Właściwe wznoszenie samolotu zapewnione jest przez utrzymywanie, w zależności od wysokości, odpowiedniej prędkości, prędkości i liczby Ma , lub tylko Ma – na dużej wysokości.

Lot z podwieszeniami

Podwieszenia pod samolotem zwiększają ciężar samolotu i bezwładność wokół jego osi obrotu oraz pogarszają stateczność podłużną i kierunkową. Aby w tych trudniejszych warunkach osiągnąć duże prędkości przechYLENIA, należy silniej naciskać drążek sterowy. Podwieszenia, szczególnie podkadłubowe, powodują łagodną wibrację samolotu.

Jeśli podwieszenia pod samolotem zamocowane są asymetrycznie, pilot powinien pamiętać o większej podatności samolotu na

przecignięcie i wpadnięcie w korkociąg. Jeśli prędkość samolotu jest większa niż 700 węzłów (około 1300 km/h), samolot oscyluje względem osi $z-z$ i występuje boczne przeciążenie.

Zrzucenie podwieszeń z obu stron samolotu i odpalenie pocisków rakietowych z końców obu skrzydeł nie powoduje zmian charakterystyk samolotu. Zrzucenie jednego zbiornika podskrzydłowego o pojemności 370 galonów (1400 l) powoduje dodatnie przeciążenie i przechylenie samolotu na obciążone skrzydło o około 15° .

Manewrowanie podczas lotu z małą prędkością

Przed rozpoczęciem manewrowania zaleca się sprawdzenie położenia środka ciężkości samolotu. Łatwo pojawia się dodatnie pochylenie samolotu, gdy w wewnętrznych zbiornikach znajduje się 2000 funtów (900 kg) paliwa, a takiej masie paliwa odpowiada tylne położenie środka ciężkości.

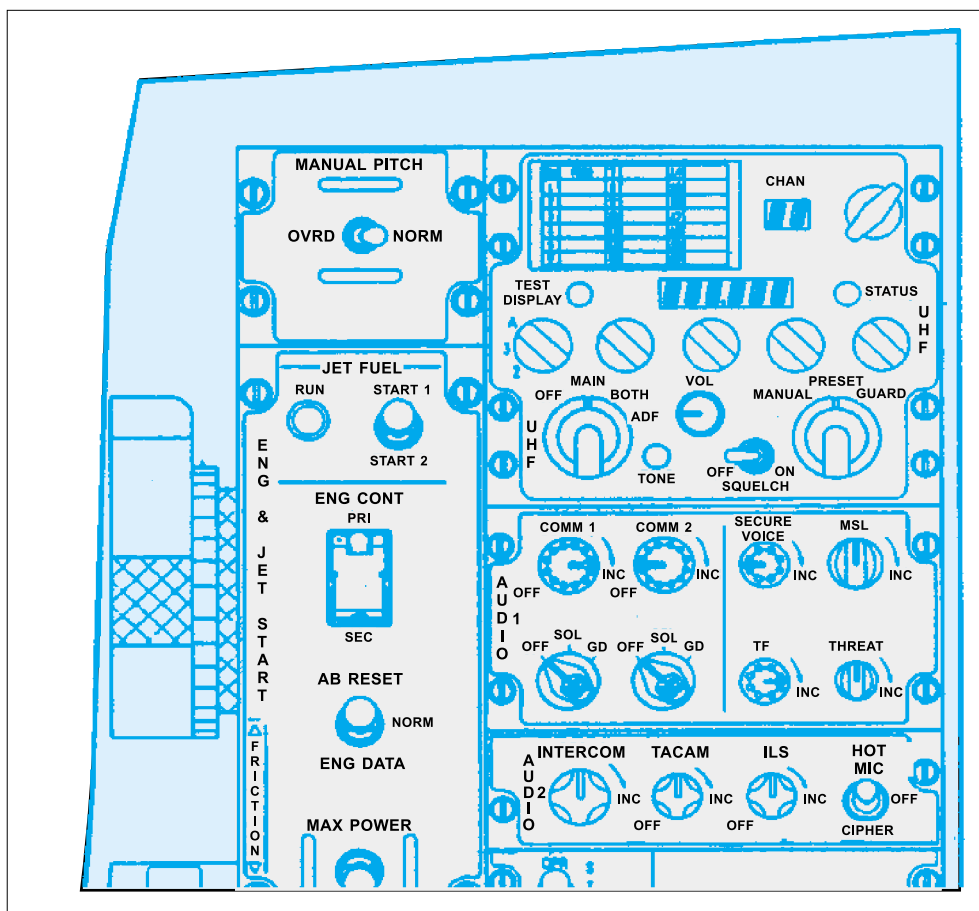
W takich warunkach łatwo można przeciągnąć samolot.

W literaturze zwraca się uwagę na możliwość pozbawienia oddziaływania systemu sterowania samolotem zarówno w kanale podłużnym, gdy wartość kąta natarcia przekroczy wartości użytkowe (przeciągnięcie – pitch departure), jak i w kanale kierunkowym (yaw departure), gdy wartość kąta ślizgu przekroczy wartość dopuszczalną. W warunkach normalnych system sterowania samolotem (flight control system – FLCS) automatycznie przeciwdziała przekroczeniu sterownego zakresu lotu. Jednak efektywność tego przeciwdziałania zależy od prędkości samolotu. Jeśli prędkość samolotu jest mniejsza niż 200 węzłów (370 km/h), efektywność FLCS jest niewielka.

Przeciągnięcie samolotu

Przeciągnięcie samolotu może nastąpić wtedy, kiedy wartość kąta natarcia przekroczy wartość graniczną kąta natarcia w odniesieniu do przeciążenia normalnego. Przeciągnięcie może być normalne i odwrócone. Podczas przeciągnięcia normalnego wskaźnik kąta natarcia wskazuje $+32^\circ$, podczas przeciągnięcia odwróconego wskaźnik wskazuje -5° , chociaż w rzeczywistości kąty natarcia są większe. Wskazania prędkościomierza są zawarte w przedziale prędkości 0 - 150 węzłów (około 280 km/h).

Gdy wartość kąta natarcia przekroczy 25° , system sterowania samolotem podaje komendy do wychylenia stateczników poziomych krawędzią splotu w dół, co wpływa na



Rys. 4. Lewy pulpit kabiny samolotu z wyłącznikiem „MANUAL PITCH”

zmniejszenie kąta natarcia. Kiedy wartość kąta natarcia przekroczy 35° , ogranicznik prędkości względem osi $z-z$ spowoduje przesłanie komend tzw. przeciwkorkociągowych do steru kierunku, klapolotek i stateczników poziomych. W takiej sytuacji pilot nie ma możliwości oddziaływania na przechylenie i odchylenie, natomiast może ręcznie sterować w kanale podłużnym po ustawieniu wyłącznika „MANUAL PITCH” w położeniu „OVRD” (override), co pozwala odłączyć kanał podłużny w FLCS (rys. 4).

Jeśli stan niesterownego lotu pojawi się w sposób łagodny, FLCS wyprowadzi samolot z tego stanu automatycznie w czasie 5 - 20 s.

Głębokie przeciągnięcie

Głębokie przeciągnięcie zdarza się wtedy, kiedy następuje stabilizacja lotu na kącie natarcia 60° , w locie odwróconym -60° . Prędkość samolotu waha się między wartościami 0 i 150 węzłów, prędkość opadania wynosi od 10 000 do 15 000 stóp/min (70 - 75 m/s), a przeciążenie normalne od 1 do -1 . Dotyczy to zarówno lotu normalnego, jak i odwróconego. Normalne głębokie przeciągnięcie może być bardzo stabilne lub może się charakteryzować dużymi wahaniami pochylenia, przechylenia i odchylenia. Jeżeli pod samolotem znajdują się podwieszenia, szczególnie zbiorniki, wahania mogą być bardzo duże.

Korkociąg

Korkociąg charakteryzowany jest jako głębokie przeciągnięcie, któremu towarzyszy obrót samolotu względem osi $z-z$ z prędkością większą niż $30^\circ/s^3$. Kąty natarcia, prędkości i utrata wysokości w korkociągu są podobne do wartości tych parametrów podczas głębokiego przeciągnięcia. Początkowy etap korkociągu może zdezorientować pilota na skutek dużych wahań podłużnych i poprzecznych samolotu oraz znacznych prędkości obrotu względem osi $z-z$ – od 70 do $100^\circ/s$. Aby wyprowadzić samolot z korkociągu, trzeba przede wszystkim powstrzymać obrót samo-

lotu względem osi $z-z$. Powstrzymanie obrotów lub znaczące zmniejszenie prędkości obrotów może nastąpić po upływie 20 - 30 s.

Wyprowadzenie z nurkowania

Utratę wysokości podczas wyprowadzania z nurkowania w zależności od prędkości rzeczywistej, kąta nurkowania i przeciążenia normalnego przedstawia rys. 5.

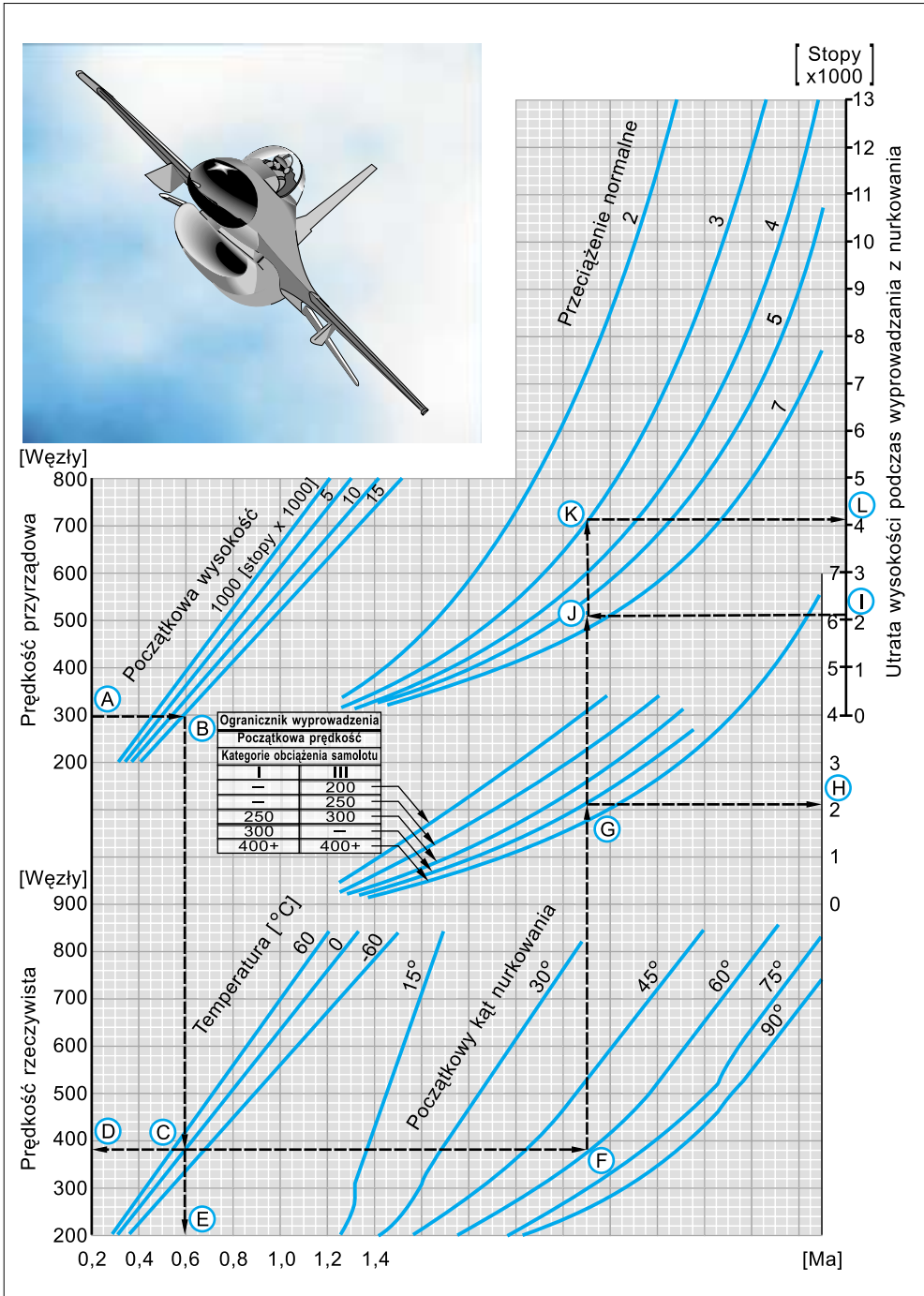
W harmonogramie zaznaczono przykładowy sposób określenia utraty wysokości podczas wyprowadzania z nurkowania samolotu o masie 11 250 kg. Poszczególne etapy wykonania zadania oznaczono literami:

- A – wyjściowa prędkość przyrządowa – 300 węzłów,
- B – początkowa wysokość lotu – 15 000 stóp,
- C – temperatura – 0°C ,
- D – prędkość rzeczywista – 381 węzłów,
- E – liczba $Ma = 0,59$,
- F – kąt nurkowania – 60° ,
- G – kategoria obciążenia samolotu / prędkość przyrządowa: kat. I – 300 węzłów,
- H – utrata wysokości podczas wyprowadzania z uwzględnieniem ograniczeń FLCS: kąt natarcia – nie większy niż 25° dla kat. I i $16 - 18^\circ$ dla kat. III w zależności od ciężaru samolotu,
- I – utrata wysokości podczas wyprowadzania z uwzględnieniem ograniczeń FLCS,
- J – możliwe maksymalne przeciążenie normalne – 5,8,
- K – przeciążenie podczas wyprowadzania – 3,
- L – utrata wysokości podczas wyprowadzania z przeciążeniem 3 - 4 – 150 stóp.

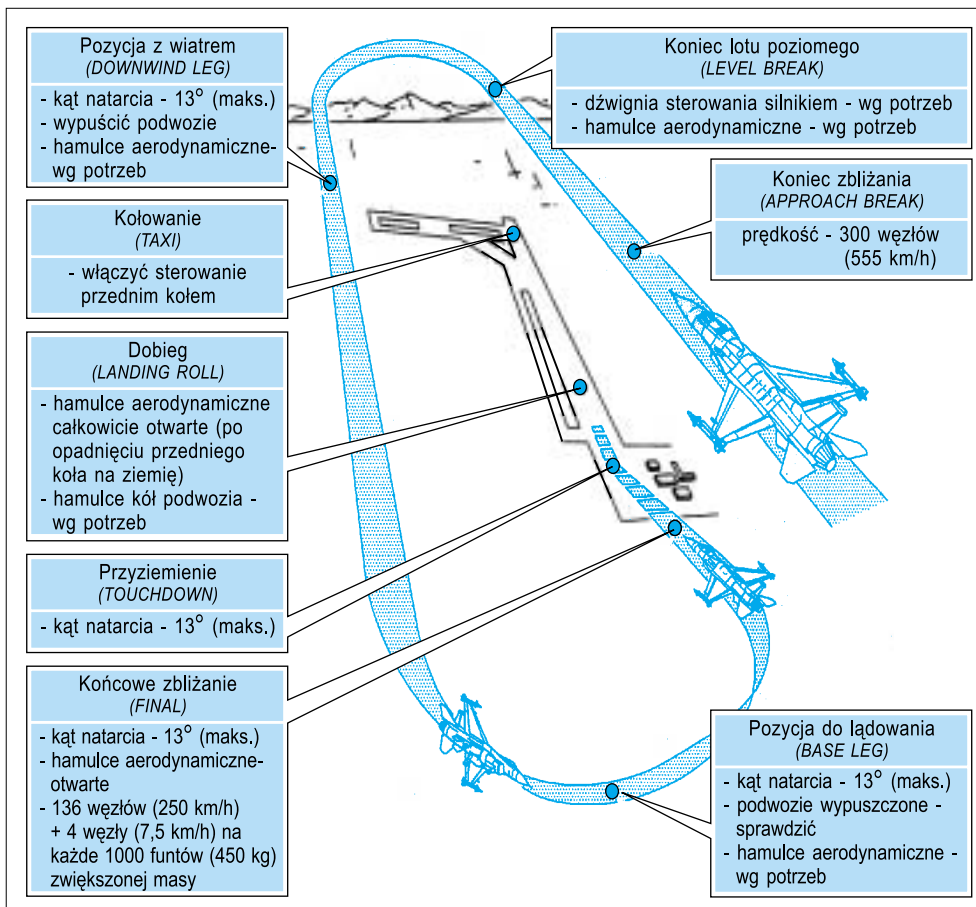
Zajście do lądowania i lądowanie

Podczas zniżania zaleca się kontrolowanie różnicy wskazań wysokości mierzonej podstawowym sposobem elektrycznym (ELECT), na podstawie danych pochodzących z centralnego komputera danych powietrznych (central air data computer – CADC), i mierzonej sposobem wtórnym, według danych pochodzących z odbiornika ciśnienia powietrza (PNEU). Różnica powinna być mniejsza niż 270 stóp (81 m). Różnica między wysokością

³ Flight manual F-16C/D.



Rys. 5. Harmonogram wyprowadzania samolotu z nurkowania



Rys. 6. Zajście do lądowania samolotu F-16C/D

mierzoną podstawowym sposobem elektrycznym i wysokością wskazywaną przez HUD nie powinna przekraczać 75 stóp (22,5 m).

Zajście do lądowania przedstawia rys. 6.

Preferuje się dwa sposoby pilotowania podczas podchodzenia samolotu do lądowania i lądowania. Pierwszy polega na wytrymerowaniu samolotu na kąt natarcia 11° i wykonywaniu lotu z takim kątem natarcia do końca zbliżania. Przy tym samolot utrzymywany jest na ścieżce zniżania za pomocą drążka, natomiast właściwa prędkość, a więc i właściwy kąt natarcia, utrzymywane są przez sterowanie ciągiem silnika.

Drugi sposób podejścia do lądowania i lądowania polega na wytrymerowaniu samolotu na kąt natarcia 13°. Samolot utrzymywany

jest na ścieżce zniżania przez sterowanie ciągiem silnika, a do utrzymywania prędkości służy drążek, którym wysterowuje się odpowiednie kąty natarcia. Taki sposób podejścia do lądowania pozwala precyzyjniej przyziemić samolot w określonym punkcie i efektywniej rozproszyć energię kinetyczną samolotu.

Wydaje się, że najważniejsze jest zastosowanie uniwersalnej techniki pilotowania podczas podchodzenia do lądowania. Utrzymanie samolotu na właściwej ścieżce zniżania, przez utrzymanie właściwego kąta zniżania, często wymaga od pilota wnoszenia poprawek. Jeśli pilot obawia się lądowania z przelotem, za pomocą drążka zwiększa kąt szybowania, a potem, aby utrzymać stałą prędkość, odpowiednio zmniejsza ciąg silnika. Po uzyskaniu

właściwego kąta szybowania pilot zwiększa ciąg silnika i za pomocą drążka wprowadza samolot na ścieżkę podejścia do lądowania, po czym ciąg silnika dostosowuje do prędkości szybowania. Jeśli pilot chce zapobiec lądowaniu z niedolotem, zwiększa ciąg silnika, drążkiem zmniejsza kąt szybowania, a po wejściu na właściwą ścieżkę zniżania zwiększa kąt szybowania, po czym odpowiednio zmniejsza ciąg silnika. Taki sposób postępowania gwarantuje utrzymanie stałej, bezpiecznej prędkości szybowania.

Bywa jednak, że z powodu niewłaściwego obliczenia do lądowania, śliskiej nawierzchni drogi startowej lub zbyt krótkiej DS, pilot nie jest w stanie wyhamować samolotu przed końcem drogi startowej. Aby stworzyć możliwość

uniknięcia wypadku w takiej sytuacji, samolot *F-16* wyposażono w hak wypuszczany przez pilota. Hak zaczepia się o rozłożoną w poprzek drogi startowej linę urządzenia hamującego, która zatrzymuje samolot. Lina może zatrzymać samolot poruszający się z prędkością od 150 węzłów (278 km/h) do 160 węzłów (296 km/h). W wypadku przerwania liny lub wystąpienia niesprawności urządzenia hamującego pilotowi zaleca się kaptultowanie.

Bibliografia

1. *Flight manual F-16C/D*.
2. Milkiewicz A.: *Podstawy aerodynamiki i mechaniki lotu samolotu odrzutowego dla pilota*. Lot. 1604/74, wyd. II.

The author presents some operational limitations and flying characteristics of *F-16 C/D* in form of instructions enabling a pilot safe flying.



F-16D ze 183. Skrzydła Myśliwskiego USA. Fot. W. Hołys