

Możliwości manewrowe samolotu z elektrycznym systemem sterowania na przykładzie samolotu F-16

Dobłą manewrowość samolotu, czyli zdolność do zmiany położenia w przestrzeni w określonym czasie, z każdą prędkością i na wszystkich wysokościach lotu, warunkuje dobra sterowność, czyli wysoki stopień reagowania samolotu na wychylenie sterów. Z kolei sterowność jest uzależniona od statycznej stateczności, a więc od tendencji samolotu do powrotu do stanu wyjściowego po wytrąceniu z tego stanu.

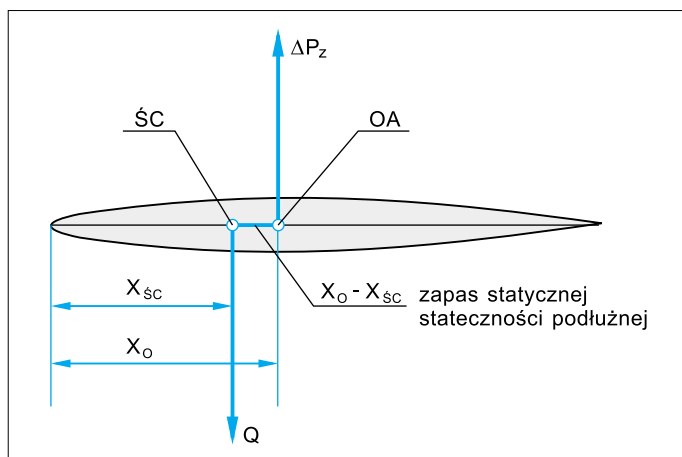
Im większa będzie stateczność statyczna podłużna przy zmianie przeciążenia (SSPZP) samolotu i większy będzie zapas stateczności, a więc im większe przeciwdziałanie będzie towarzyszyć zmianie kąta natarcia lub przeciążenia normalnego, tym mniejsza będzie sterowność, a zatem i manewrowość samolotu (rys. 1).

W klasycznych samolotach myśliwskich zapas SSPZP wynosi od 1% do 3% (5%) śred-

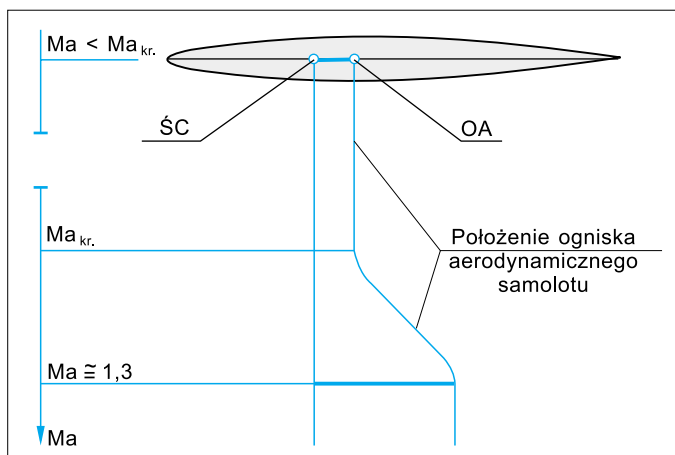
niej ciężki aerodynamicznej (bŚA). Zapas taki uzyskuje się wskutek stosowania rozwiązań konstrukcyjnych umożliwiających odpowiednie położenie środka ciężkości (ŚC) samolotu w stosunku do położenia jego ogniska aerodynamicznego (OA). Podczas lotu zapas SSPZP zmienia się wraz ze zmianami położenia ŚC, uwarunkowanymi zużyciem paliwa i środków rażenia.

Problem zachowania określonej SSPZP dotyczy samolotów naddźwiękowych. Jak wiadomo, po przekroczeniu Ma_{kr} , w związku z powstawaniem i przemieszczaniem się fal uderzeniowych, następuje wędrówka OA ku krawędzi spływu skrzydeł. W takich okolicznościach, przy określonym położeniu ŚC następuje zwiększenie się zapasu SSPZP, a zatem zmniejsza się manewrowość samolotu (rys. 2).

Zapas SSPZP wpływa również na zużycie paliwa podczas lotu. Zwiększony zapas



Rys. 1. Zapas statycznej stateczności podłużnej przy zmianie przeciążenia



Rys. 2. Zmiana zapasu SSPZP przy naddźwiękowych prędkościach samolotu

SSPZP, w związku ze zwiększoną siłą zrównoważającą lot poziomy, działającą na usterezeniu poziomym w kierunku przeciwnym do siły nośnej samolotu, powoduje konieczność zwiększenia kąta natarcia, co w konsekwencji prowadzi do wzrostu oporu czołowego samolotu, a więc i do większego zużycia paliwa. Stosuje się różne sposoby przeciwdziałania temu zjawisku. Na przykład w samolocie *Concorde*, w miarę zwiększania się prędkości naddźwiękowej, następuje przemieszczanie się ŚC samolotu do tyłu wskutek przepompowywania paliwa z przedniej grupy zbiorników do tylnej. W ten sposób uzyskuje się prawie stały, nieduży zapas SSPZP.

Utrzymanie małego zapasu SSPZP w małych samolotach bojowych w taki sposób jest niemożliwe. Długo poszukiwano innych rozwiązań, które by gwarantowały dobrą sterowność i manewrowość samolotu oraz małe zużycie paliwa. Takim rozwiązaniem okazała się koncepcja zmniejszonej SSPZP (relaxed static stability). Istotą tej koncepcji jest przyjęcie takich układów samolotu, aerodynamicznego i masowego, które sprawiają, że samolot ten jest niestateczny przy prędkościach poddźwiękowych, a przy prędkościach naddźwiękowych ma tak zmniejszoną SSPZP, że zachowuje zarówno oczekiwaną manewrowość, jak i zużycie paliwa (rys. 3).

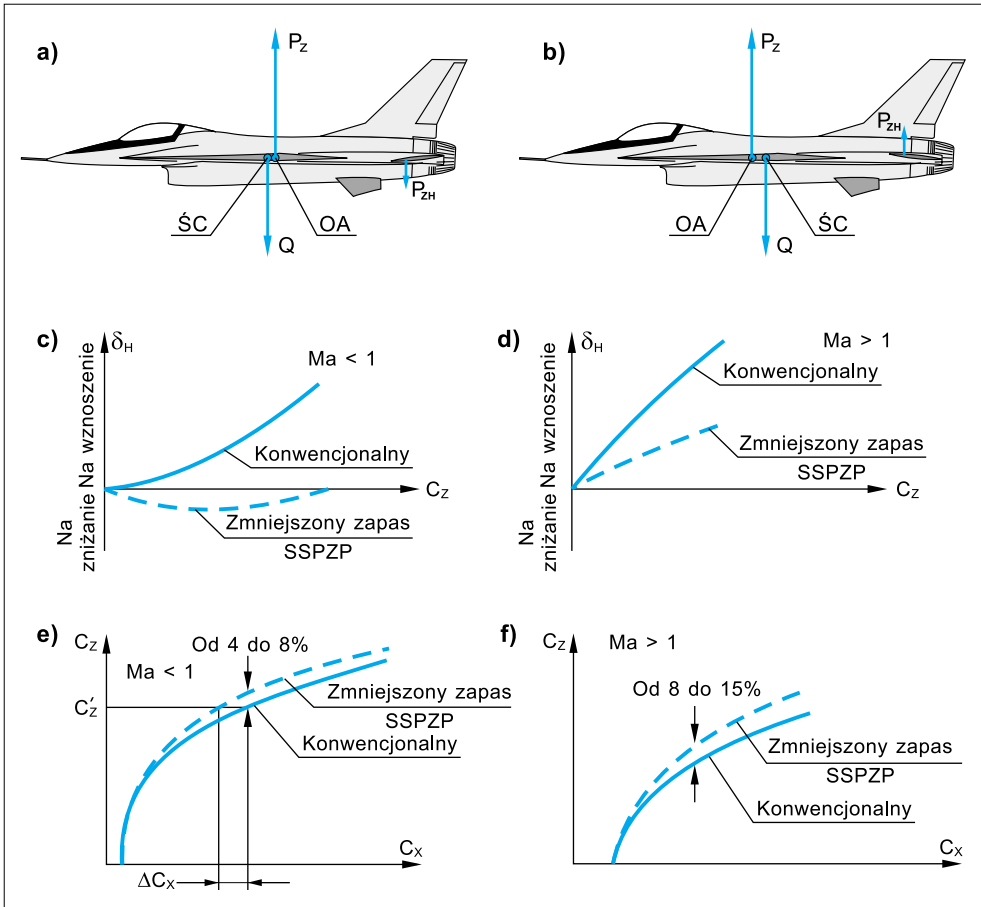
W warunkach braku stateczności – przy położeniu OA przed ŚC (rys. 3b) – ciężar samolotu Q jest zrównoważony przez sumę sił

nośnej skrzydeł P_z i zrównoważającej samolot w locie poziomym P_{zH} . Dlatego P_z jest mniejsza od Q i samolot może wykonywać lot poziomy z mniejszym kątem natarcia, a więc przy mniejszym współczynniku siły nośnej C_z , któremu towarzyszy współczynnik siły oporu mniejszy o ΔC_x (rys. 3e). Na rysunku widać, że stan niestateczności przy $Ma < 1$ powoduje, przy pracy zespołu napędowego z maksymalnymi obrotami, przyrost C_z o od 4 do 8%. Przy prędkościach naddźwiękowych przyrost C_z osiąga wartości od 8 do 15% (rys. 3f).

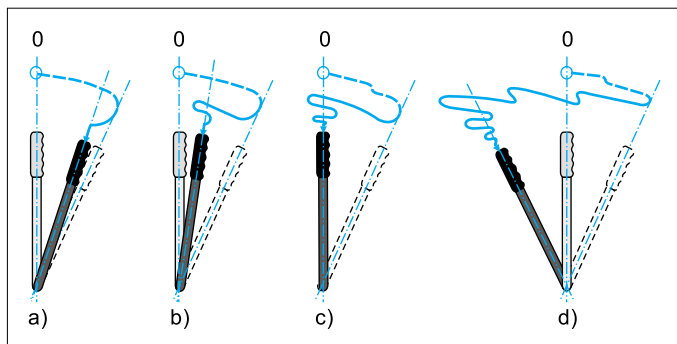
Oprócz zalet wynikających z braku SSPZP pojawiają się jednak istotne problemy związane z zapewnieniem bezpiecznego sterowania niestatecznym samolotem. Na rys. 4 przedstawiono ruchy, które pilot musi wykonać drążkiem sterowym, aby zmienić warunki lotu, np. przejść na zniżanie.

Jak widać na rys. 4d, sterowanie niestatecznym samolotem jest możliwe, lecz wymaga dużego skupienia uwagi. W praktyce oznacza to, że pilot nie byłby w stanie wykonać jakiegokolwiek zadania.

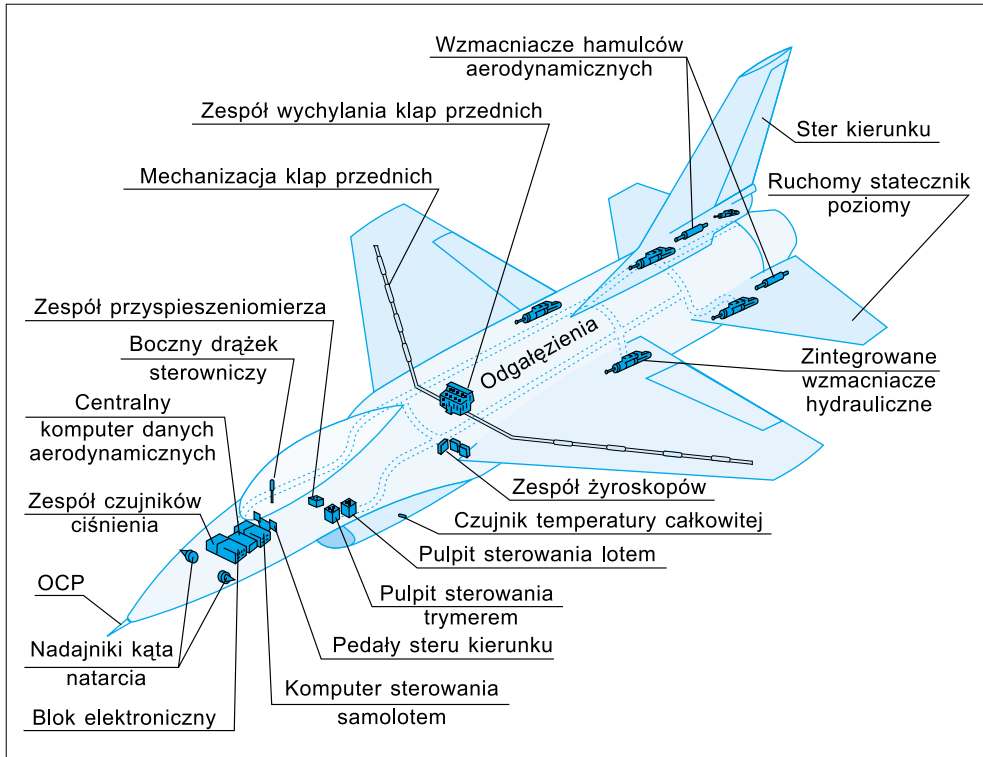
Problem bezpiecznego sterowania niestatecznym samolotem został jednak rozwiązany dzięki elektrycznemu sterowaniu (fly by wire). Taki sposób sterowania umożliwia normalne pilotowanie, natomiast dodatkowe wychylenia statecznika, kompensujące brak stateczności, możliwe są dzięki – niezależnej od pilota – automatyce systemu sterowania,



Rys. 3. Efekty zmniejszonej SSPZP dla samolotu F-16: a) układ stateczny; b) układ niestateczny; c, d) równoważające wychylenie statecznika poziomego w locie poziomym; e, f) zmniejszenie oporu w locie poziomym i w czasie manewrów



Rys. 4. Ruchy drążkiem sterowym niezbędne do przejścia na zniżanie samolotu: a) mającego dużą SSPZP; b) mającego małą SSPZP; c) o obojętnej SSPZP; d) niestatecznego. 0 – wyjściowe położenie drążka; - - - ruch drążka potrzebny do zmiany warunków lotu (przejścia na zniżanie); — ruch drążka potrzebny do utrzymania nowych warunków lotu (kolorem czarnym oznaczono końcowe położenie drążka)



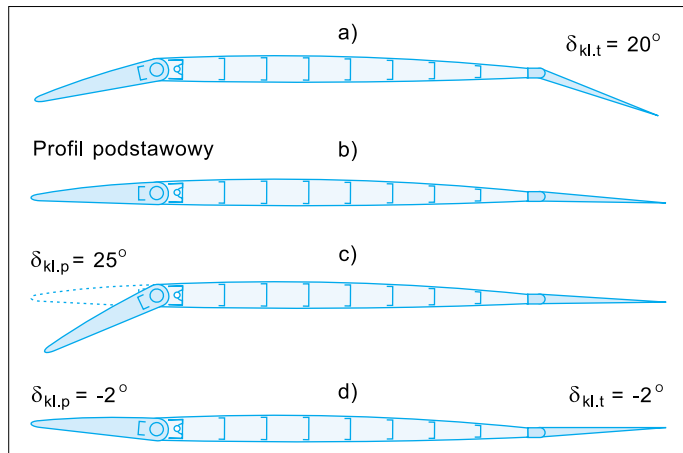
Rys. 5. System sterowania samolotu F-16

kontrolowanej przez pokładowy komputer (rys. 5).

Zastosowanie elektrycznego sterowania, którego projekt zaczęto wdrażać w samolotach F-16 w 1972 r., umożliwiło dalszą automatyzację samolotu związaną z dostosowywaniem ugięcia linii szkieletowej profili

skrzydeł do warunków lotu w taki sposób, by w podstawowych warunkach lotu uzyskać największą doskonałość aerodynamiczną, lepszą stateczność kierunkową (pozytywny wpływ wywierają również wiry spowodowane napływami pasmowych skrzydeł) i zmniejszenie drgań samolotu (rys. 6).

Rys. 6. Automatyczna zmiana ugięcia linii szkieletowej profilu skrzydła samolotu F16: a) start i lądowanie; b) prędkość przelotowa poddźwiękowa; c) manewrowanie przy dużym przeciążeniu normalnym; d) lot z prędkością naddźwiękową



Kłapy przednie wychylają się w zależności od kąta natarcia i liczby Ma , natomiast wychylenie kłap tylnych jest funkcją liczby Ma i położenia dźwigni sterowania położeniem podwozia.

Należy zauważyć, że przy prędkościach naddźwiękowych profile skrzydeł przyjmują formę profili nadkrytycznych.

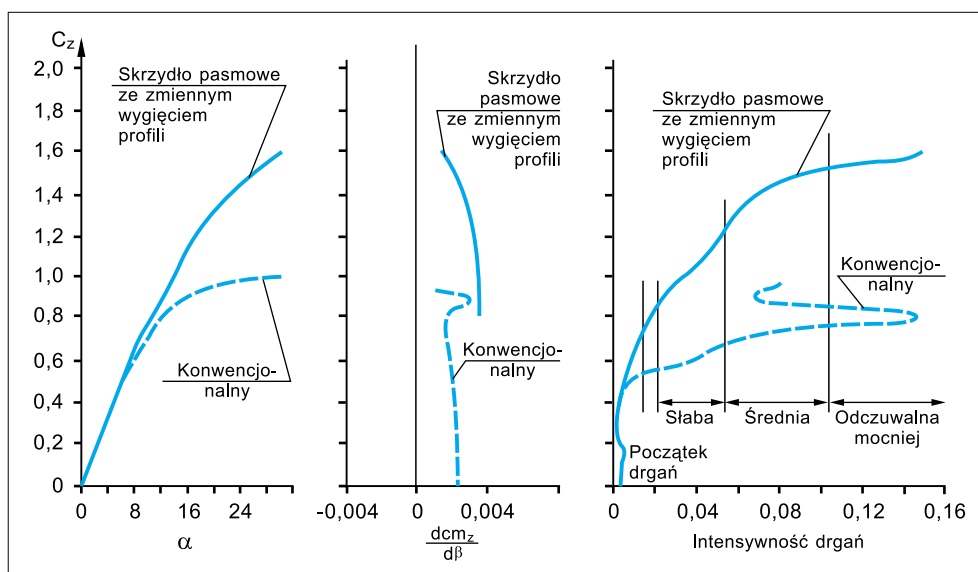
Dzięki przystosowaniu ugięcia linii szkieletowej profili pasmowych skrzydeł do maksymalnej doskonałości aerodynamicznej nastąpiły: znaczący przyrost nośności skrzydeł, polepszenie stateczności kierunkowej i zmniejszenie drgań samolotu (rys. 6).

Elektryczny system sterowania samolotem pozwolił wprowadzić wiele ograniczeń użytkowych, funkcjonujących podczas lotu niezależnie od woli pilota. Znacznie zwiększyło to bezpieczeństwo latania. W przypadku samolotu z klasycznym układem sterowania, ograniczenia użytkowe ujęte są w instrukcji użytkowania samolotów; ponieważ ich stosowanie zależy tylko od pilota, mogą więc być – świadomie lub nieświadomie – nie uwzględniane. Elektryczny system sterowania został zaprojektowany w taki sposób, aby eliminował błędy pilota wynikające ze ste-

rowania grożącego przeciągnięciem lub braku koordynacji grożące utratą stateczności samolotu (rys. 8). Do kąta natarcia 15° funkcjonuje ograniczenie przeciążenia o wartości 9. W przypadku kątów natarcia większych niż 15° przeciążenie jest ograniczane przez prędkość obrotową samolotu względem jego osi x-x.

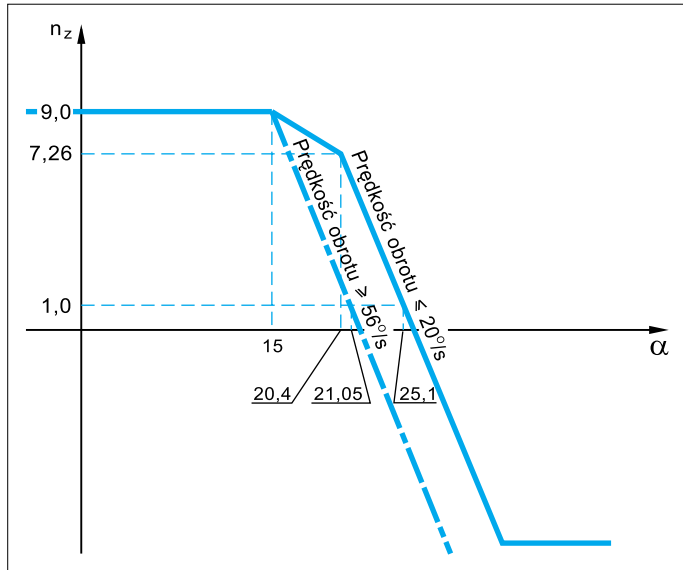
Aby zachować stateczność boczną samolotu przy dużych kątach natarcia, zaprogramowano współzależność wychyleń steru kierunku i lotek przedstawioną na rys. 9. Wynika z niego, że w samolocie *F-16* dobrą koordynację manewrów obrotowych przy dużych kątach natarcia można uzyskać, wykorzystując tylko organy bocznego sterowania – ster kierunku i lotki.

Podczas prób w locie okazało się, że nadmierne obroty samolotu wokół osi x-x powodują podnoszenie nosa i samoczynne zwiększanie kątów natarcia. Aby przeciwdziałać temu zjawisku, zastosowano ograniczenie w postaci zaprogramowanej zależności kątów wychylenia lotek i steru kierunku od prędkości obrotowej samolotu względem osi x-x podczas lotu z dużymi kątami natarcia (rys. 10).

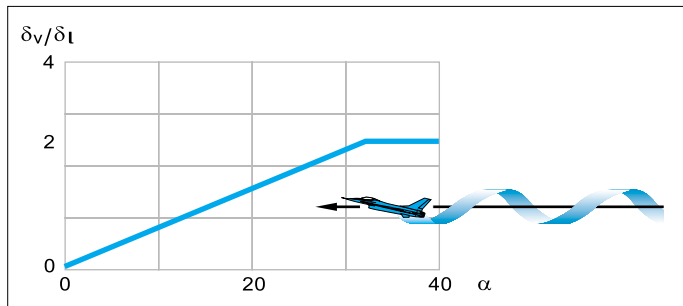


Rys. 7. Zależność: a) $C_z(\alpha)$; b) $dC_{m_z}(d\beta)$ dla różnych C_z ; c) intensywność drgań dla różnych C_z (samolot *F-16*)

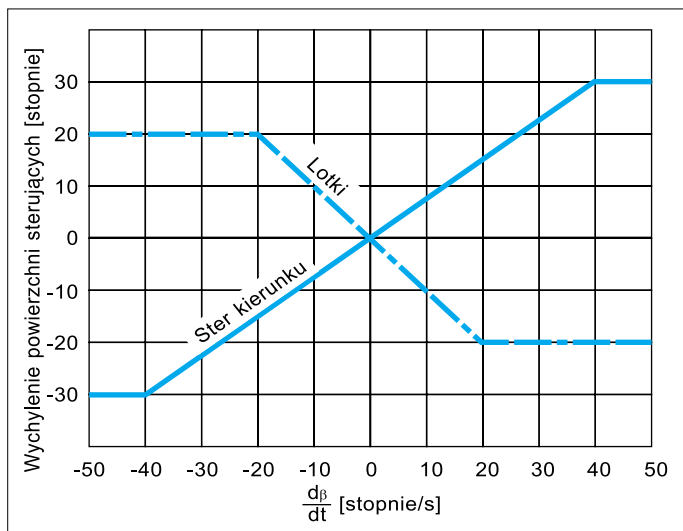
Rys. 8. Ograniczenie przeciążenia normalnego w zależności od kąta natarcia i prędkości obrotowej samolotu względem jego osi x-x (samolot F-16)

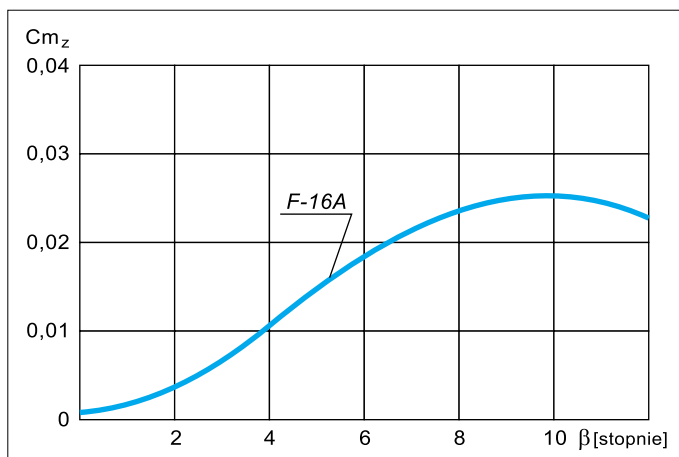


Rys. 9. Współzależność $\sigma_v/\delta t$ od kąta natarcia (α)

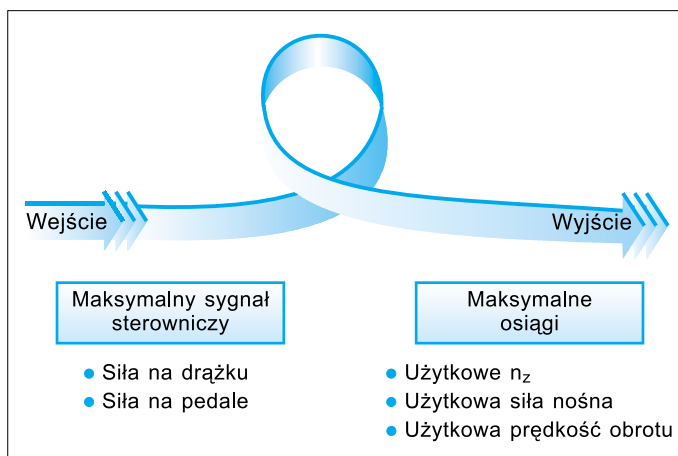


Rys. 10. Zależność kątów wychylenia steru kierunku i lotki od prędkości obrotu samolotu wokół jego osi x-x dla $\alpha > 29^\circ$





Rys. 11. Stateczność kierunkowa samolotu *F-16* przy $Ma=0,8$ i $\alpha=25$



Rys. 12. Korzyści wynikające z zastosowania elektrycznego systemu sterowania samolotem

Samolot *F-16* toleruje znaczne kąty ślizgu podczas lotu z dużymi kątami natarcia. Wpływ kąta ślizgu przy kącie natarcia 25° podczas lotu samolotu z prędkością odpowiadającą $Ma=0,8$ przedstawia rys. 11. Na wykresie widać, że samolot jest stateczny kierunkowo do wartości kąta ślizgu około 10° .

WNIOSKI

- Zastosowanie elektrycznego systemu sterowania samolotem pozwoliło zoptyma-

lizować funkcjonowanie układu aerodynamicznego samolotu podczas lotu pod względem doskonałości aerodynamicznej, co istotnie zwiększyło jego manewrowość.

- Programy i ograniczenia wprowadzone do systemu sterowania samolotem zmniejszyły podatność samolotu na ewentualne błędy pilotażowe. Pilot samolotu mającego elektryczny system sterowania więcej uwagi może poświęcić wykonywaniu zadania bojowego.

- Niezależnie od przedstawionych udogodnień, piloci powinni rozumieć działanie systemu sterowania, aby w przypadku pojawiającej się niesprawności mogli ją zidentyfikować i podjąć racjonalną decyzję działania.

Bibliografia

1. Droste C. S., Walker J. E.: *The General Dynamics case study on the F-16 fly-by-wire flight control system*. AIAA Professional Study Series.
2. Milkiewicz A.: *Podstawy praktycznej aerodynamiki i mechaniki lotu samolotu odrzutowego dla pilota*. Lot. 1604/74.

Application of electric control system in an aircraft allowed its aerodynamic system to function in the optimum from the point of view of aerodynamic perfection, which increased the aircraft manoeuvrability significantly. The author presents manoeuvre abilities of F-16 aircraft equipped with the system.



F-16A Sił Powietrznych Danii kołuje na lotnisku w Mirosławcu w czasie ćwiczenia „Strong Resolve 2002”.
Fot. M. Idzior