

F-16C/D

Wielozadaniowy myśliwiec taktyczny

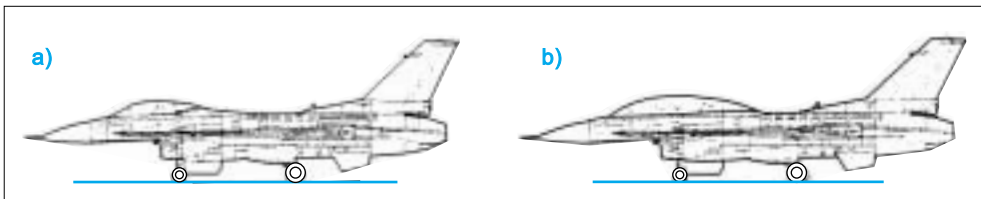
Już niedługo na nasze lotniska przylecą zakupione samoloty *F-16*. Myślę, że przyszli użytkownicy tych maszyn, a także osoby interesujące się lotnictwem, chcieliby poznać nieco bliżej, i nieco wcześniej, szczegółowsze dane dotyczące tych samolotów (rys. 1).

Problemy związane z opracowaniem kompozycji aerodynamicznej samolotu

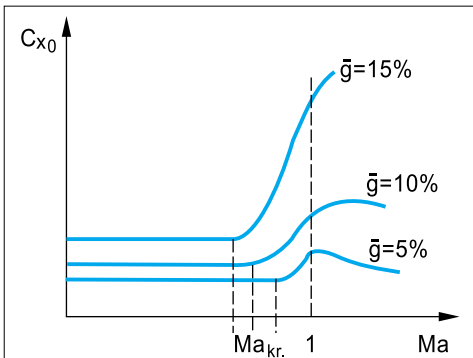
Skonstruowanie samolotu, który osiągałby prędkości naddźwiękowe i jednocześnie był wysoce manewrowy zarówno w locie z prędkościami poddźwiękowymi, jak i naddźwiękowymi, wymagało rozwiązania wielu problemów.

Przy określonym ciągu zespołu napędowego, prędkości naddźwiękowe uwarunkowane są oporem aerodynamicznym samolotu. Opór aerodynamiczny, także opór falowy, zależą głównie od parametrów geometrycznych skrzydeł, takich jak: względna grubość profili \bar{g} , kąt skosu krawędzi natarcia (leading edge sweep) χ i wydłużenie skrzydeł (aspect ratio) λ .

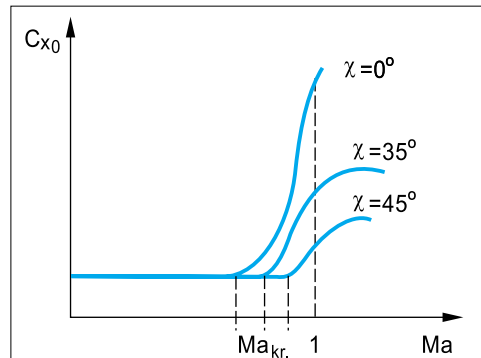
Im cieńsze są profile skrzydeł, im większy jest kąt skosu i mniejsze wydłużenie, tym większa jest Ma_{kr} skrzydeł, tym mniejszy przyrost oporu falowego podczas przekraczania bariery dźwięku ($Ma \sim 1$) i mniejszy opór aerodynamiczny przy prędkościach naddźwiękowych (rys. 2, 3 i 4).



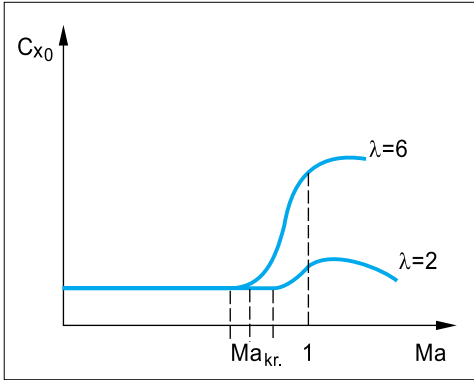
Rys. 1. Samoloty *F-16* Fighting Falcon: a – *F-16C*, wersja jednomiejscowa, b – *F-16D*, wersja dwumiejscowa



Rys. 2. Wpływ względnej grubości skrzydeł na ich opór aerodynamiczny



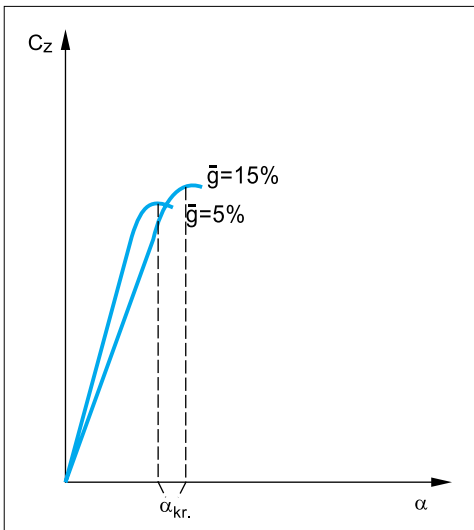
Rys. 3. Wpływ kąta skosu skrzydeł na ich opór aerodynamiczny



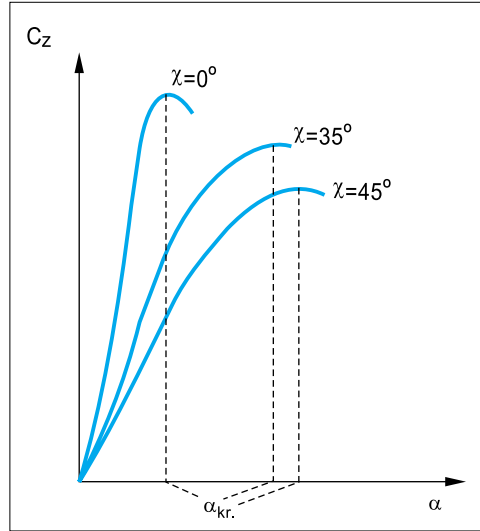
Rys. 4. Wpływ wydłużenia skrzydeł na ich opór aerodynamiczny

Jednak konsekwencją małej względnej grubości skrzydeł, dużego skosu i małego wydłużenia skrzydeł jest ich niewielka nośność. Charakterystyczną cechą skrzydeł skośnych o małym wydłużeniu jest zwiększone pochylenie krzywej $C_z(\alpha)$ w stosunku do pochylenia krzywej skrzydeł prostych, co powoduje, że krytyczny kąt natarcia tych skrzydeł ma znaczną wartość (rys. 5, 6, 7).

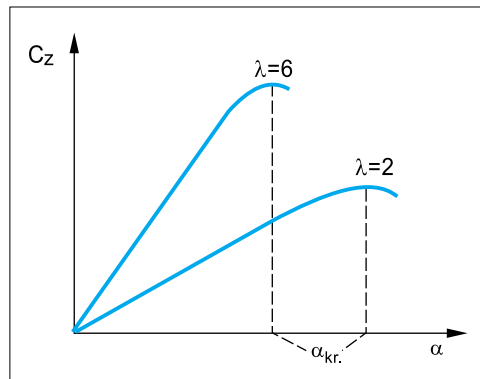
W celu uzyskania dużej manewrowości samolotu przy zastosowaniu parametrów skrzydeł samolotu naddźwiękowego, podjęto działania mające znacznie zwiększyć nośność



Rys. 5. Zależność $C_z(\alpha)$ od względnej grubości profilu



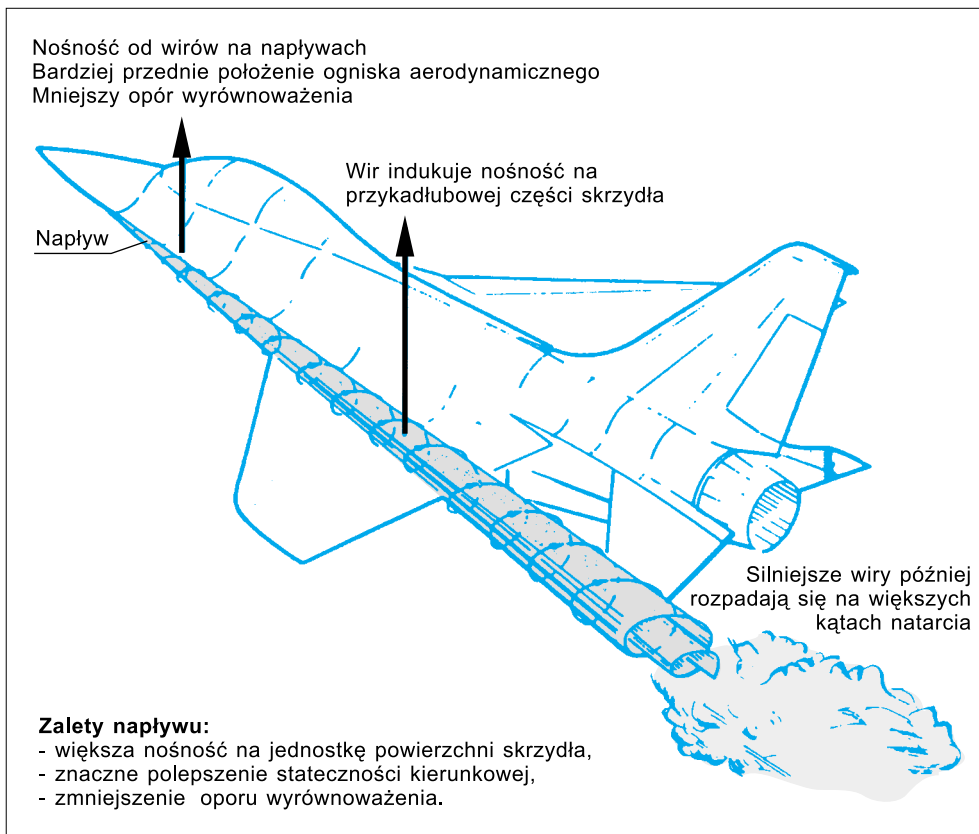
Rys. 6. Zależność $C_z(\alpha)$ od kąta skosu skrzydeł



Rys. 7. Zależność $C_z(\alpha)$ od wydłużenia skrzydeł

skrzydeł. Nośność skrzydeł zwiększono dzięki zastosowaniu laminarnych skrzydeł pasmowych (strake-pasmo lub LEX leading edge extension) i klap krawędzi natarcia (LEF's leading edge flaps).

Głównymi elementami skrzydeł pasmowych są napływy stanowiące wytwornice wirów (rys. 8), których intensywność rośnie w miarę zwiększania kąta natarcia. Wiry, przepływając nad górną powierzchnią przykadłubowej części skrzydeł, wzmacniają warstwę przyścienną i utrzymują ją na dużych kątach natarcia. Powierzchnia napływów wytwarza ponadto siłę nośną. Skrzydła pasmowe mają zatem większą nośność niż skrzydła klasycz-



Rys. 8. Działanie napływu skrzydła pasmowego

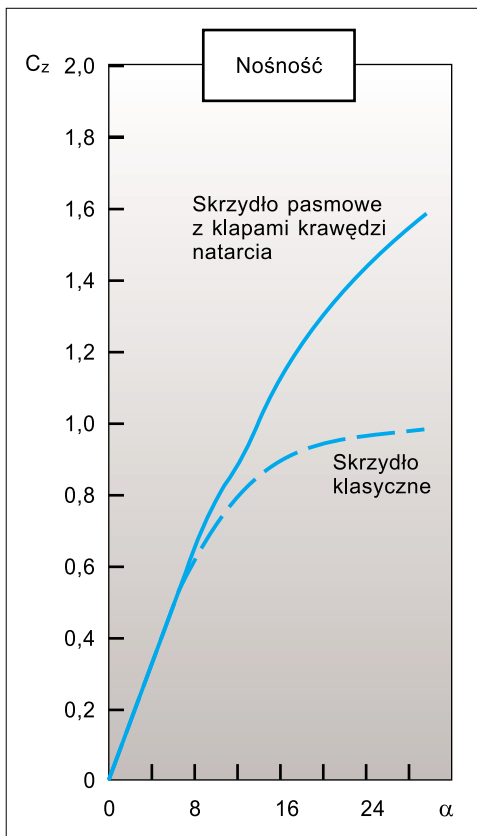
ne. Dodatkowe zastosowanie kłap krawędzi natarcia, wyginających szkieletową profili skrzydeł, wpływa na zwiększenie nośności również tych części skrzydeł, które nie są objęte wirami (rys. 9).

Jak widać na rys. 9, C_z skrzydeł pasmowych z kłapami krawędzi natarcia jest większy od C_z skrzydeł klasycznych o 60 - 70%. Aby zabezpieczyć się przed przedwczesnym oderwaniem warstwy przyściennej od końcowej części skrzydeł w pobliżu krytycznego kąta natarcia, zastosowano skręcenie geometryczne skrzydeł (twist) ε – rys. 10.

Istotny dla zapewnienia dużej manewrowości samolotu jest nadmiar ciągu zespołu napędowego (stosunek ciągu P do ciężaru samolotu Q). W warunkach manewrowania samolotu na dużych kątach natarcia składowa normalna siły ciągu P'' wspomaga siłę nośną

– ciężar samolotu w części jest równoważony przez tę składową (rys. 11).

Uzyskanie wysokiej manewrowości zależy wprost od sterowności samolotu. Oczywiście sterowność podłużna będzie tym większa, im mniejszy będzie zapas statycznej stateczności podłużnej samolotu (ZSSP) – im mniejsza będzie odległość położenia środka ciężkości samolotu od położenia jego ogniska aerodynamicznego (rys. 12a). Konstruktorzy samolotu o prędkościach poddźwiękowych, taką właściwość mogą osiągnąć przez odpowiednie rozłożenie ciężarów wzdłuż osi podłużnej samolotu. Jednak w locie z prędkością naddźwiękową, w związku z wędrówką ogniska aerodynamicznego ku krawędzi splywu skrzydeł ze wzrostem prędkości, odległość środka ciężkości samolotu od ogniska aerodynamicznego powiększa się, zapas statycznej stateczności



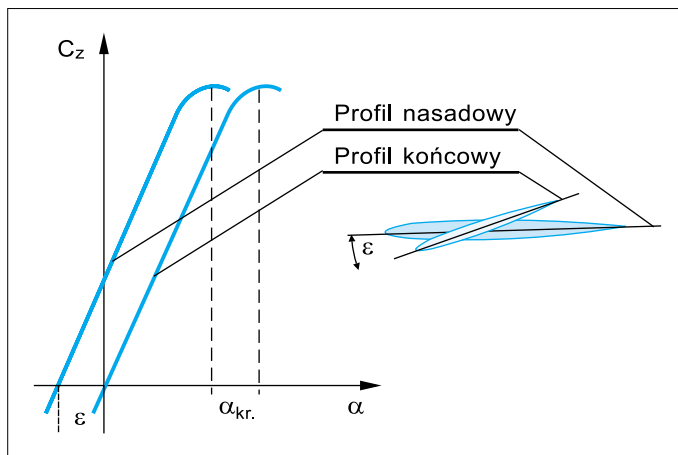
Rys. 9. Zależność współczynnika siły nośnej C_z od kąta natarcia α dla skrzydeł pasmowych z klapami krawędzi natarcia i dla skrzydeł klasycznych

podłużnej rośnie, powodując zmniejszanie się sterowności. Aby temu zapobiec, zdecydowano się przesunąć środek ciężkości samolotu ku krawędzi spływu skrzydeł – za ognisko aerodynamiczne, co spowodowało, że samolot stał się niestateczny podłużnie w locie z prędkością poddźwiękową. Jednak zabieg ten spowodował odpowiednie zmniejszenie statycznej stateczności podłużnej samolotu przy prędkościach naddźwiękowych (rys. 12b).

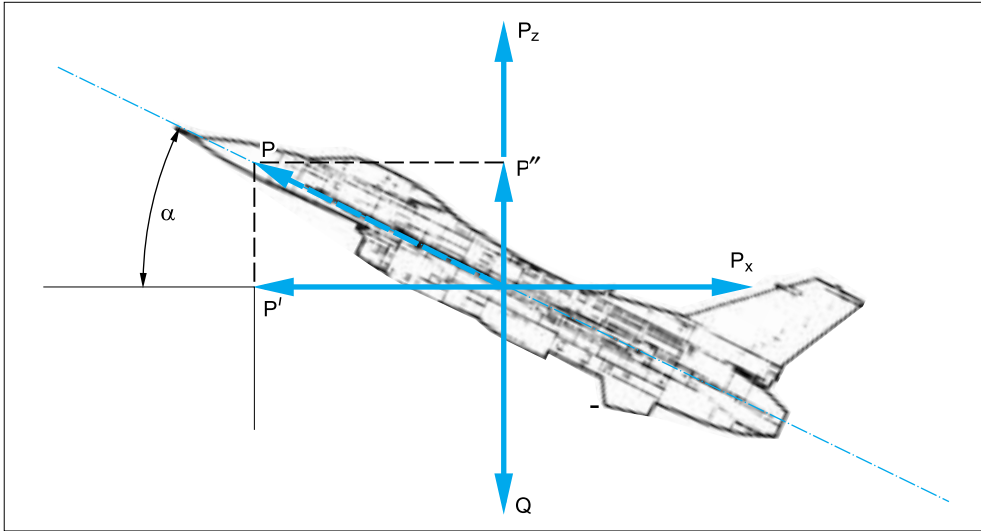
Sterowanie niestatecznym samolotem, jakkolwiek jest możliwe przy całkowitym zaangażowaniu uwagi pilota, to jednak jest niebezpieczne. Konieczne stało się zatem sztuczne ustalenie samolotu lecącego z prędkościami poddźwiękowymi przez zastosowanie systemu sterowania lotem (FLCS flight control system), który bez udziału pilota koryguje najmniejsze odchylenia od zadanych przez pilota warunków lotu. Aby to zrealizować, trzeba było wyposażyć samolot w elektryczny układ sterowania (FBW fly by wire) i zastosować komputer sterowania lotem (FLCC flight control computer).

Kompozycja aerodynamiczna samolotów *F-16C* i *F-16D*

Samoloty *F-16C* i *D* są średniopłatami wyposażonymi w jeden dwuprzepływowy silnik turbodrzutowy firmy Pratt & Whitney lub General Electric. Polskie samoloty będą miały silniki *F100-PW-229* firmy Pratt & Whitney (rys. 13).



Rys. 10. Przebieg $C_z(\alpha)$ dla skrzydła skróconego geometrycznie



Rys. 11. Rozkład sił działających na samolot przy dużym kącie natarcia: $P_z + P'' = Q$

W samolotach zastosowano skrzydła pasmowe o małym wydłużeniu – $\lambda = 3$ – i cienkich laminarnych profilach NACA 64A204: względna grubość $\bar{g} = 4\%$, skos krawędzi natarcia $\chi = 40^\circ$. Rozpiętość skrzydeł (span) $l = 9,45$ m, powierzchnia $S = 28$ m². Napływy o kącie skosu 75° mają powierzchnię $S_n = 4$ m². Zbieżność skrzydeł (taper ratio) $\eta = 0,2275$, kąt wzniosu (dihedral) $\xi = 0$, kąt ustawienia (incidence) $\tau = 0$, a skręcenie geometryczne (twist) $\varepsilon = 3^\circ$.

Pod każdym skrzydłem znajdują się trzy punkty do mocowania podwieszek zewnętrznych (stores), a na końcach skrzydeł wyrzutnie pocisków rakietowych *powietrze-powietrze* naprowadzających się na podczerwień. Takie usytuowanie pocisków umożliwia im obserwację największej części tej sfery, w której może znaleźć się cel w postaci źródła ciepła.

Skrzydła wyposażone są w klapolotki (flaperons) o powierzchni stanowiącej prawie 10% powierzchni skrzydeł, spełniające zarówno funkcję kłapy krawędzi spływu (TEF's – trailing edge flaps), jak i lotek, oraz w kłapy krawędzi natarcia, których powierzchnia wynosi około 12% powierzchni skrzydeł.

Klapolotki można wychylić w dół najwięcej o 20° , w górę – o 23° . Jeżeli używane są jako kłapy krawędzi spływu, wychylają się w

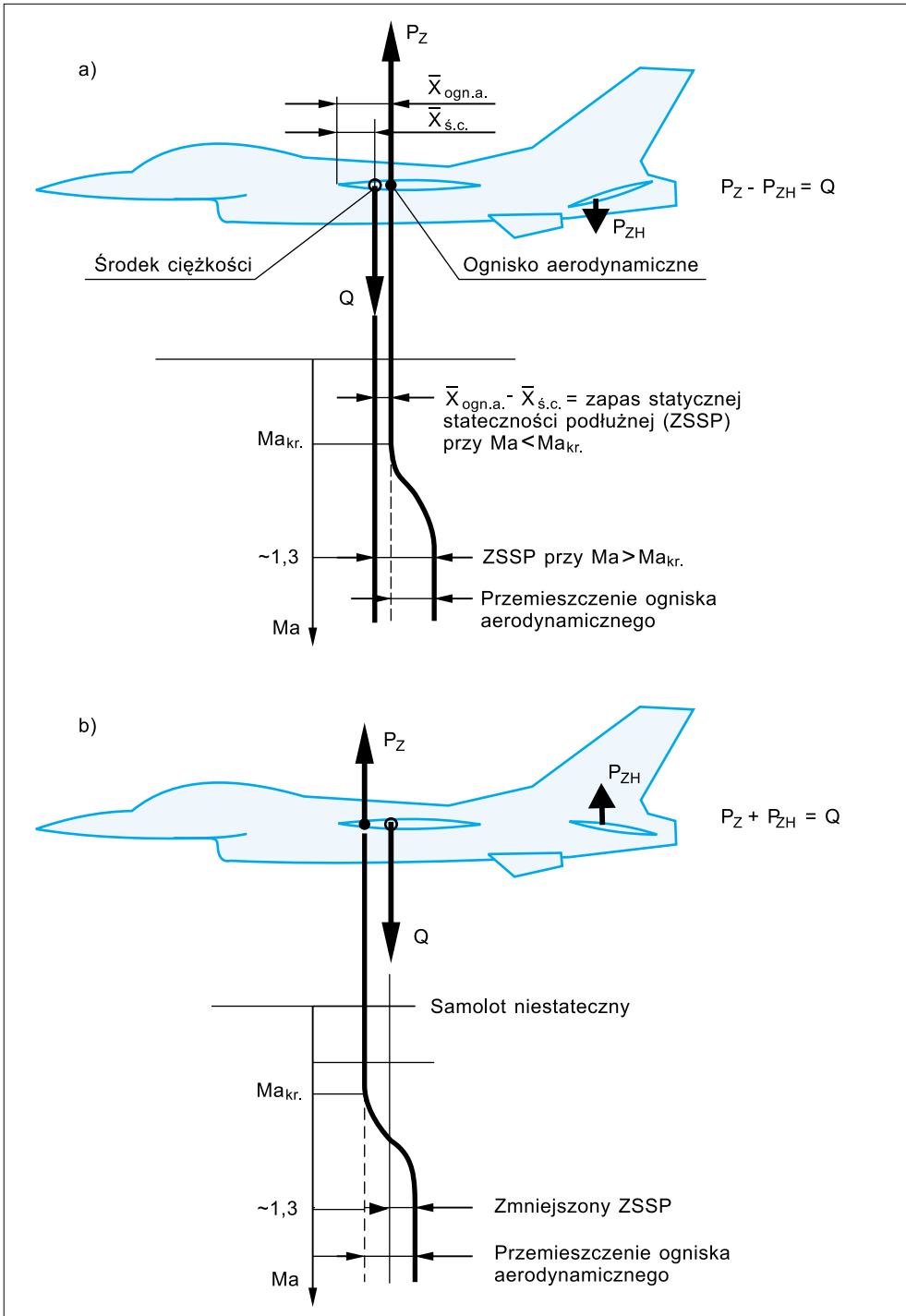
dół. Sterowanie kłapami jest uzależnione od pozycji dźwigni wypuszczania i chowania podwozia, od położenia wyłącznika awaryjnego wychylania kłapy, prędkości samolotu i wartości liczby Ma .

Automatyczne kłapy krawędzi natarcia sterowane są komendami z komputera sterowania lotem (FLCC), w zależności od wartości liczby Ma , kąta natarcia i wysokości lotu.

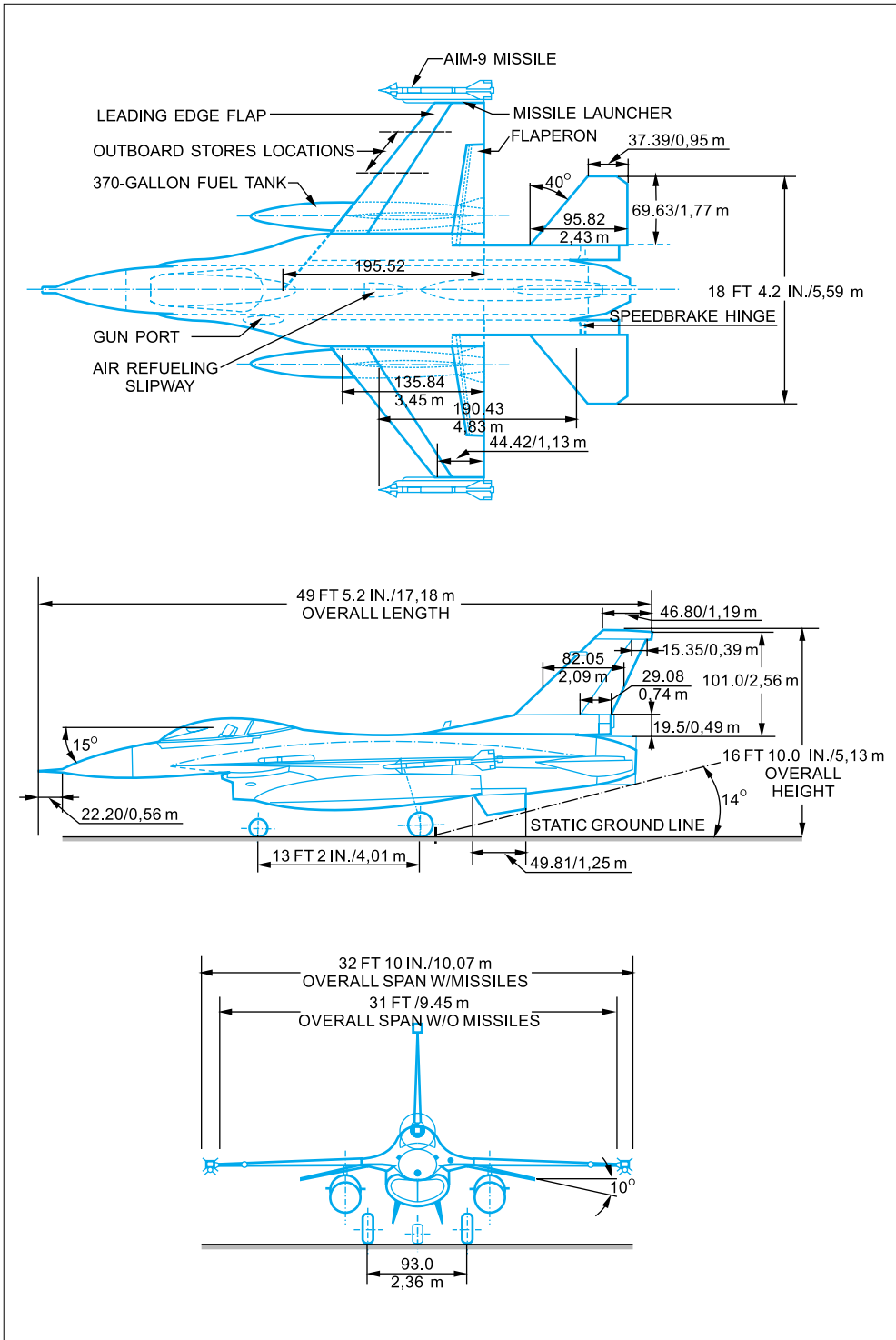
Stateczniki poziome (horizontal tails) wpływają na sterowanie podłużne i poprzeczne, działają równoległe z klapolotkami, spełniając funkcję lotek. Powierzchnia stateczników wynosi około 21% powierzchni skrzydeł. Kąt skosu krawędzi natarcia wynosi 40° , wydłużenie – 2,114, zbieżność – 0,39, ujemny kąt wzniosu – -10° . Profile symetryczne u nasady mają względną grubość 6%, na końcu – 3,5%.

Statecznik pionowy (vertical tail) ma powierzchnię stanowiącą około 18% powierzchni skrzydeł, kąt skosu $47,5^\circ$, wydłużenie 1,294 i zbieżność 0,437. Grubość względna profili symetrycznych wynosi: u nasady 5,3%, a na końcu statecznika 3%. Powierzchnia steru kierunkowego (rudder area) stanowi około 4% powierzchni skrzydeł.

Pod kadłubem znajdują się dwie brzechwy (ventral fins) ustające samolot kierunkowo, każda o powierzchni 2,6% powierzch-



Rys. 12. Zapas statycznej stateczności podłużnej samolotu klasycznego: po przekroczeniu $Ma_{kr.}$ następuje wzrost zapasu stateczności – a, zmniejszenie zapasu stateczności podłużnej przy prędkościach naddźwiękowych po przesunięciu środka ciężkości samolotu za ognisko aerodynamiczne (relaxed static stability) – b



Rys. 13. Samolot F-16C

ni skrzydeł. Kąt skosu ich krawędzi natarcia wynosi 30° , są one odchyłone od pionowej płaszczyzny symetrii samolotu na zewnątrz o 15° . Zastosowano profile o kształcie zmodyfikowanego klina.

Hamulce aerodynamiczne (speedbrakes) umieszczono między dyszą wylotową silnika i statecznikiem poziomym, ich łączna powierzchnia stanowi 4,7% powierzchni skrzydeł.

Podwozie (landing gear) jest trójpodporowe, ma przednią goleń. Rozstaw kół (tread) wynosi 2,66 m, baza (wheelbase) – 4,21 m.

Samolot wyposażony jest w dwuprzepływowy silnik turboodrzutowy z dopalaczem (afterburning turbofan engine) *F100-PW-229* o maksymalnym ciągu 13 137 kG.

Maksymalna masa (gross weight) samolotu z pilotem, z pełnymi wewnętrznymi zbiornikami paliwa, z amunicją do działka i dwoma pociskami raketowymi *AIM-120* wynosi

12 457 kg. Wynika z tego, iż nadmiar ciągu P/Q wynosi 1,054.

Samolot przystosowany jest do tankowania podczas lotu. Kompozycja aerodynamiczna samolotu z *F-16D* jest identyczna z kompozycją samolotu *F-16C*.

Bibliografia

1. Droste C. S., Walker J. E.: *A case study on the F-16 fly by wire flight control system*.
2. *Flight manual F-16C/D*. 2001.
3. Goraj Z.: *Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń*. Instytut Lotnictwa 2001.
4. Milkiewicz A.: *Podstawy praktycznej aerodynamiki i mechaniki lotu samolotu odrzutowego dla pilota*. Wyd. 2. Lot. 1604/74.
5. Milkiewicz A.: *Możliwości manewrowe samolotu z elektrycznym systemem sterowania na przykładzie samolotu F-16*. „Przegląd WLOP” 2002, nr 6, s. 42.
6. Milkiewicz A.: *Rozwiązania aerodynamiczne samolotów myśliwskich – współczesnych oraz przelomu XX i XXI wieku*. „Przegląd WL i WOPK” 1988, nr 9, s. 36.

The author discusses aerodynamic properties of *F-16C* and *F-16D* aircraft which Poland has bought. He presents schemes to explain the dependence between the construction of the aircraft and its performance.



NAM 2003. Amerykański *F-16CJ* ze stacjonującego w Spangdahlem dywizjonu 22nd FS „Stingers”.
Fot. HFW Ralph Bienert