

Rozwój naddźwiękowych samolotów myśliwskich

W początkowym okresie rozwoju lotnictwa, ale także i później, prowadzono wiele prac teoretyczno-doświadczalnych, których celem było zmniejszenie masy i oporu aerodynamicznego oraz zwiększenie nośności płatowca. W poszukiwaniu nowych rozwiązań usiłowano zrezygnować z kadłuba i usterzenia wysokości, to znaczy z tych elementów, które nie uczestniczą w wytwarzaniu siły nośnej. Na przykład rezygnacja z oddzielnego usterzenia wysokości może przynieść wiele korzyści aerodynamiczno-konstrukcyjnych: wyeliminować źródło pewnych drgań samowzbudnych (buffeting i flutter usterzenia), zmniejszyć opór czołowy, tarcie, a także masę płatowca (ze względu na brak usterzenia i możliwość wykonania lżejszego kadłuba, nie przenoszącego sił od usterzenia).

Efektorem tych poszukiwań była koncepcja budowy samolotów bez usterzenia poziomego, tzw. bezogonowców. Prace nad takimi samolotami szczególnie nasiliły się w latach 30. XX w. J. Rudlicki opracował wtedy samolot *Lublin R-XIX* (1932 r.), w którym usterzenie poziome i usterzenie pionowe stanowiły jeden zespół. Dziś taki układ konstrukcyjny uste-

rzenia nazywany jest usterzeniem motylkowym. W wyniku dalszych prac mających na celu wyeliminowanie niektórych zespołów płatowca w klasycznym układzie aerodynamiczno-konstrukcyjnym powstał samolot typu „latające skrzydło”. Taki kierunek w pracach konstruktorów zapoczątkował H. Junkers (patent w 1910 r.). Pierwszy samolot tego typu – *H-5* – zbudowali bracia R i W. Hortenowie w 1935 r. W 1940 r. oblatano latające skrzydło *N-1M* konstrukcji J. K. Northropa. Prace nad latającym skrzydłem kontynuowano także po wojnie.

W Wielkiej Brytanii w latach 1946 - 1947 firma De Havilland zbudowała 3 samoloty bezogonowe *DH. 108*. Na jednym z nich ustanowiono w 1948 r. międzynarodowy rekord prędkości w obwodzie zamkniętym 100 km. Bezogonowiec – *X-4* – zbudowała także w 1948 r. firma Northrop. Rozwijał prędkość 1010 km/h. Próby dwóch prototypów zakończyły się pomyślnie i na tym prace zakończono.

Badania w locie samolotów *DH.108* i *X-4* umożliwiły poznanie problemów aerodynamiki skośnego skrzydła, zbadanie stateczności i sterowności bezogonowców w warunkach lo-



Samolot rakietowy *Bell X-1*, na którym Chusck Yeager (na zdjęciu w prawym górnym rogu) jako pierwszy pilot 14 października 1947 r. przekroczył prędkość dźwięku. Fot. USAF

tów z prędkościami okołodźwiękowymi oraz potwierdziły możliwość wykorzystania takiego układu aerodynamicznego w konstrukcji szybkich samolotów odrzutowych. W praktyce taki układ wykorzystano w konstrukcji pokładowego samolotu myśliwskiego *F7U Cutlass* firmy Chance Vought. Jego skrzydło o profilu symetrycznym wyposażono w sloty i sterolotki. W układzie sterowania zastosowano wzmacniacze hydrauliczne i automatyczną stabilizację. Podstawową wadą bezogonowców odrzutowych była mała wartość współczynnika siły nośnej c_z podczas lądowania, co powodowało, że prędkość lądowania była dość duża.

Badania nad samolotami bezogonowymi (bez usterzenia poziomego) z trójkątnym skrzydłem prowadzono głównie w Stanach Zjednoczonych, Wielkiej Brytanii i Francji. Pierwszy naddźwiękowy samolot bezogonowy *YF-102 Delta* zbudowała w USA w 1953 r. firma Convair. W systemie sterowania samolotu zastosowano układ autostabilizacji i tłumiki drgań, co zapewniło odpowiednią stateczność i sterowność samolotu podczas lotu z prędkościami poddźwiękowymi i naddźwiękowymi. Samoloty *F-102* i opracowany na ich bazie *F-106* były produkowane seryjnie i przez wiele lat stanowiły podstawę amerykańskiej obrony przeciwlotniczej. Inna amerykańska firma – Douglas – opracowała samolot *F4D Skyray*. Był to pierwszy odrzutowy samolot bez tylnego usterzenia, ze skrzydłami o małym wydłużeniu. 10 marca 1956 r. na brytyjskim samolocie doświadczalnym *Fairray FD-2* osiągnięto prędkość 1822 km/h – był to nowy rekord prędkości, większy o 500 km/h od rekordu świata ustanowionego w sierpniu 1955 r. na myśliwcu *F-100C Super Sabre*. *FD-2* był wykonany w układzie bezogonowego średniopłata i miał trójkątne skrzydła o kącie skosu krawędzi natarcia 60°. Na krawędzi spływu skrzydeł znajdowały się lotki i stery wysokości. W celu polepszenia widoczności podczas lądowania przednia część kadłuba z kabiną była odchylona hydraulicznie do przodu o kąt około 10°. Samolot był napędzany silnikiem *Avon* z dopalaczem i regulowaną dyszą wylotową.

Ciąg statyczny silnika (startowy) bez dopalania wynosił 4415 daN (4500 KG).

W latach 50. ubiegłego wieku samoloty bezogonowe budowano w różnych krajach. W sumie te statki powietrzne powstały w kilkunastu typach – *Saab Draken* (1955), *Lockheed SR-71*, *Mirage 5*. O rozpowszechnianiu się wówczas samolotów wykonanych w tej konfiguracji aerodynamicznej świadczy to, że spośród 18 typów samolotów naddźwiękowych produkowanych w tym czasie seryjnie aż 7 miało układ bezogonowy. W latach 1950 - 1960 wyprodukowano w różnych państwach ponad 2500 bojowych samolotów bezogonowych, w większości myśliwców. Jednak stosunkowo mała skuteczność mechanizacji skrzydła samolotów bezogonowych, a w związku z tym i małe wartości $c_{z\text{ maks.}}$ oraz $c_{z\text{ l}}$ (współczynnik siły nośnej podczas lądowania) ograniczały zastosowanie tych samolotów w naddźwiękowym lotnictwie wojskowym.

W celu zwiększenia wartości $c_{z\text{ l}}$ w samolotach bezogonowych, zaczęto stosować urządzenia pozwalające zrównoważyć moment nurkujący, jaki powstaje w czasie wychylania klap. Taką funkcję miała spełniać pozioma powierzchnia znajdująca się przed skrzydłami. Kłapa wychylająca się na takiej powierzchni wytwarzała siłę nośną równoważącą moment powstający na skrzydłach wskutek uruchomienia ich mechanizacji.

Po raz pierwszy przednie skrzydełko na bezogonowcu zastosowano na francuskim samolocie doświadczalnym *Griffon* w 1955 r. Było ono nieruchome i spełniało rolę destabilizatora. Na podobnym rozwiązaniu konstrukcyjnym oparto amerykański bombowiec doświadczalny *XB-70 Valkyrie* (1964 r.). Wykorzystanie dodatkowej powierzchni przed skrzydłami było korzystne, ale nie na wszystkich zakresach lotu. Francuski doświadczalny myśliwiec bezogonowy *Milan* wyposażono więc w ruchome skrzydełko kompensujące moment, chowane w przednią część kadłuba. Podobnie postąpili konstruktorzy radzieccy w przypadku naddźwiękowego samolotu komunikacyjnego *Tu-144* (1968 r.). Idea wysuwanej skrzydełka nie znalazła jednak sze-



Bezogonowy samolot *J 35F Draken* ze skrzydłami w układzie podwójnej delty.
Fot. „World Air Power Journal”



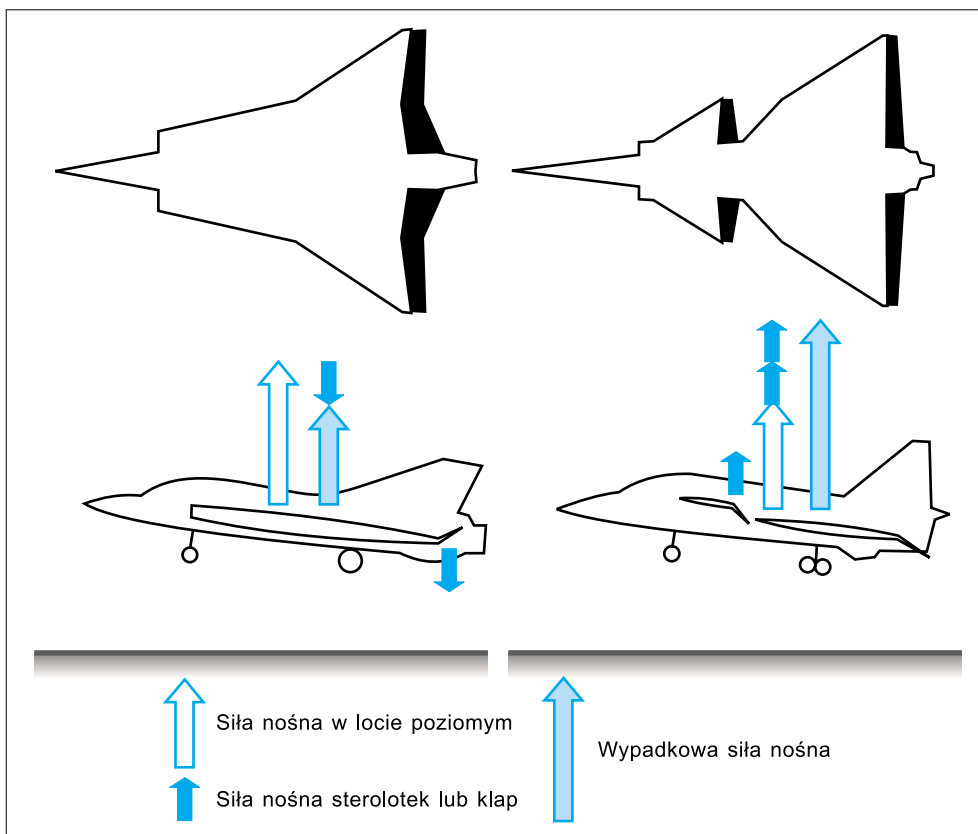
Francuski myśliwski samolot doświadczalny *Milan* (rozwinięty z *Mirage III*) z dodatkowymi przednimi skrzydełkami – wypuszczanymi lub chowanymi, o masie startowej 14 500 kg, osiągający prędkość lotu $Ma < 2$.
Fot. U.S.I.A.S.

rokiego zastosowania – przypuszczalnie z powodu skomplikowania konstrukcji samolotów tego typu, a pewnie też dlatego, że istnienie dodatkowej powierzchni nie rozwiązywało problemu zwiększenia manewrowości myśliwców bez usterzenia poziomego.

Usterzenie poziome, zwane inaczej usterzeniem wysokości, powinno spełniać trzy funkcje: wyrównywać samolot w locie ustalonym, utrzymywać stateczność podłużną oraz pochylać samolot względem osi poprzecznej (zmiana wysokości lotu). Doświadczenia wynoszone z prób konstrukcji samolotu wykazywały, że te funkcje najlepiej spełnia usterzenie składające się z dwóch powierzchni nośnych nieruchomych (statecznik pionowy i poziomy) i dwóch ruchomych (ster kierunku i wysokości). Taki układ usterzenia jako klasyczny stosowany jest od kilkudziesięciu

lat. W chwili przejścia samolotu z prędkości poddźwiękowych na naddźwiękowe środek parcia skrzydła przemieszcza się do tyłu, wskutek czego powstaje dodatkowy moment pochylający od siły nośnej skrzydła. Aby zrównoważyć ten moment, w samolocie o układzie klasycznym niezbędne jest wytworzenie na jego usterzeniu dodatkowej siły nośnej skierowanej do dołu.

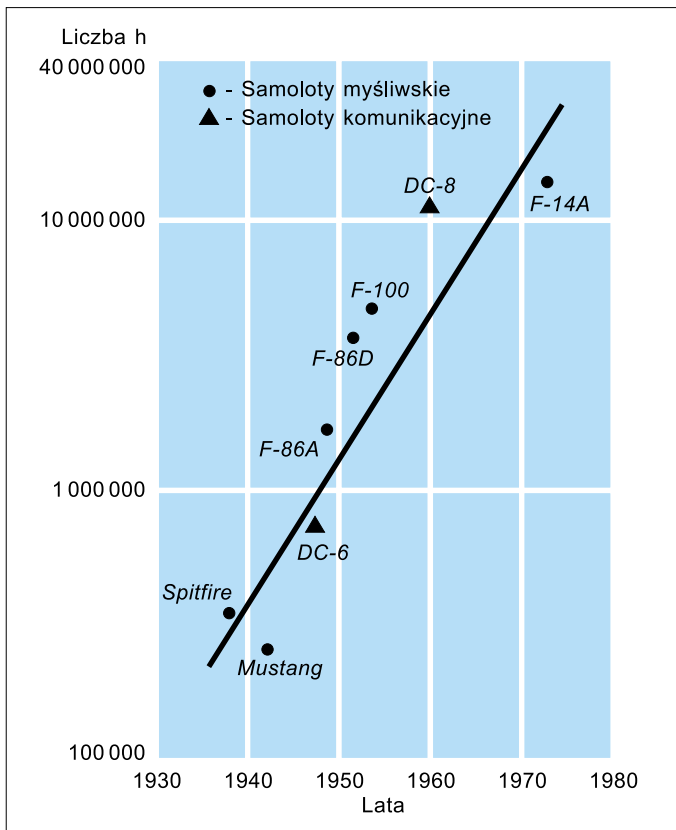
Usterzenie typu „kaczka” (przednie usterzenie) ma tę zaletę, że oprócz zapewnienia stateczności i sterowności statku powietrznego wytwarza dodatnią siłę nośną, i to prawie na wszystkich zakresach lotu. Podczas lotu z prędkościami naddźwiękowymi siła nośna usterzenia stanowi znaczną część siły nośnej samolotu i sumuje się z nią. Dlatego w wypadku samolotu z usterzeniem typu „kaczka” możliwe jest pewne zmniejszenie powierzch-



Powstawanie siły nośnej w samolocie z tylnym usterzeniem (z lewej strony) i w układzie typu „kaczka” (z przednim usterzeniem)



Szwedzki myśliwiec Saab JA 37 Viggen – pierwszy w świecie samolot z przednim usterzeniem (typu „kaczka”) i silnikiem wyposażonym w odwracacz ciągu. Fot. Saab



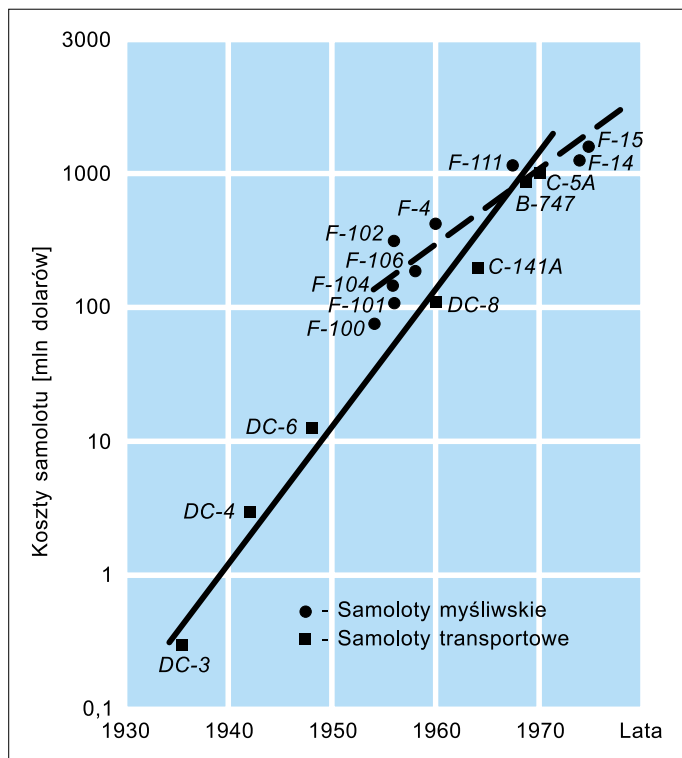
Wzrost liczby roboczogodzin pracowników inżynieryjno-technicznych, zużytych na opracowanie prototypów niektórych amerykańskich samolotów myśliwskich i komunikacyjnych

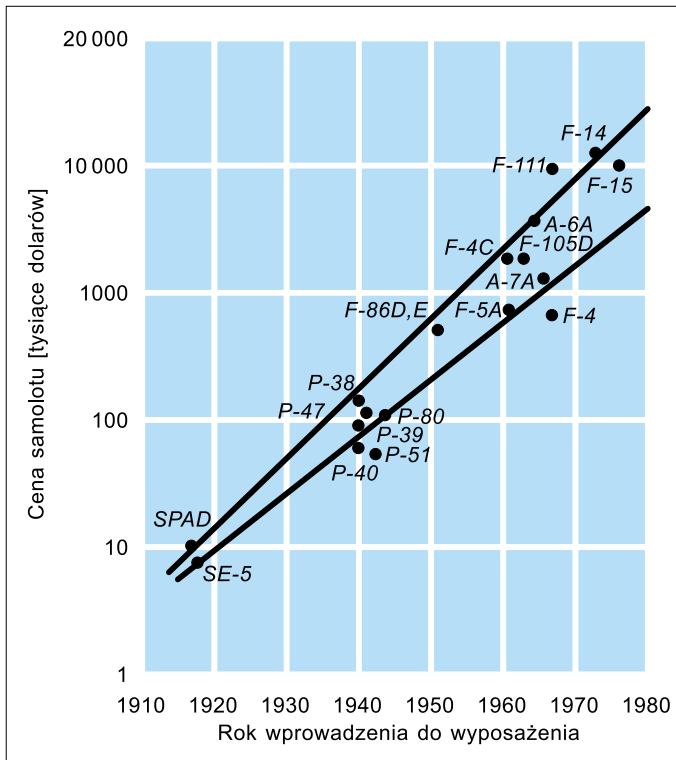
ni skrzydła, co jest korzystne zarówno ze względu na opór, jak i masę płatowca. W czasie lotu usterzenie typu „kaczka” znajduje się praktycznie w niezaburzonym strumieniu powietrza – skuteczność działania takiego usterzenia jest więc znacznie większa niż usterzenia w układzie klasycznym. Samolot z usterzeniem typu „kaczka” nie osiąga łatwo krytycznych kątów natarcia, ponieważ wcześniej te kąty osiąga przednie usterzenie. Układ o takich właściwościach praktycznie eliminuje możliwość zwalania się samolotu na skrzydło i wejścia w korkociąg. Usterzenie typu „kaczka” ma jednak i wady. Po pierwsze, wskutek znacznego wydłużenia przedniej (destabilizującej) części kadłuba i jednocześnie położenia środka parcia usterzenia pionowego w pobliżu środka mas samolotu trudno zapewnić dostateczną stateczność i sterowność kierunkową. Po drugie, po wychyleniu klap tylnych trudno zachować podłużną równowagę samolotu. Jednak te wady nie obniżają ogólnej wartości układu typu „kaczka” – obecnie ten

układ jest coraz częściej stosowany w samolotach bojowych.

Pod koniec pierwszej połowy lat 50. ubiegłego wieku zaczęto wprowadzać do uzbrojenia naddźwiękowe samoloty myśliwskie. Pierwszy amerykański samolot naddźwiękowy *F-100 Super Sabre* oblatano w maju 1953 r. W sierpniu 1955 r. na samolocie *F-100C* ustanowiono nowy światowy rekord prędkości: 1323,1 km/h ($Ma = 1,24$) na wysokości 10 700 m. Był to samolot myśliwsko-bombowy o masie startowej 17 700 kg. Wyposażono go w 6 belek do podwieszania uzbrojenia, urządzenia celownicze do bombardowania podczas nurkowania i wznoszenia oraz w instalację do uzupełniania paliwa w locie. Prace nad samolotem *F-100* trwały 4 lata i uczestniczyło w nich przeszło 1000 inżynierów. Prace projektowe i konstrukcyjno-badawcze do chwili pierwszego oblotu pochłonęły 4040 tys. roboczogodzin, a w sumie w latach 1951 - 1955, czyli do chwili przekazania lotnictwu dwusetnego egzempla-

Koszty opracowania niektórych amerykańskich samolotów myśliwskich i komunikacyjnych w latach 1935 - 1975





Ceny niektórych amerykańskich samolotów myśliwskich opracowanych w latach 1917 - 1975

rza samolotu, 4800 tys. roboczogodzin. Tylko badania aerodynamiczne pochłonęły 200 tys. roboczogodzin.

Dolnopłat *F-100C* miał skośne skrzydła o kącie skosu krawędzi natarcia 45° i krawędzi spływu 25° . Lotki na krawędzi spływu, wychyłane hydraulicznie, rozmieszczono bliżej kadłuba, co zwiększyło ich skuteczność i ograniczyło możliwość rewersu. Na krawędzi natarcia, prawie na całej jej długości, zainstalowano sloty, które w warunkach dużych kątów natarcia dodatkowo zwiększają siłę nośną skrzydła, niezbędną podczas startu i lądowania samolotu ze skośnymi skrzydłami. W celu zmniejszenia prędkości lądowania w samolocie wersji *F-100D* zastosowano kłapy na krawędzi spływu ze zdmuchiwaniem warstwy przyściennej. Samolot *F-100* wyposażono w zwykły osiowy wlot powietrza bez ciała centralnego. Taki wlot jest skuteczny do $Ma = 1,3 - 1,5$. Do napędu samolotu użyto silnika turbinowego *J-57*, firmy Pratt & Whitney, o ciągu startowym 5071 daN, wzrastającym do 8010 daN po włączeniu dopalacza.

Koła podwozia głównego wyposażono w tarczowe hamulce i automaty przeciwpoślizgowe. Goleń przednia była sterowana. Do skracania dobiegu stosowano spadochron hamujący. Samolot wyposażono także w hamulec aerodynamiczny – wychyłaną płytę – używany nawet podczas lotów z dużymi prędkościami.

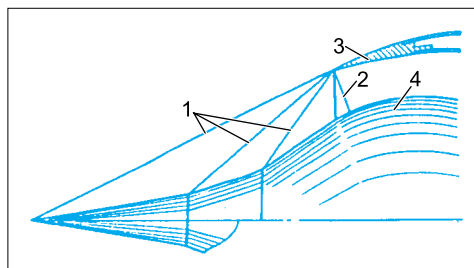
Uzbrojenie stałe samolotu *F-100C* składało się z czterech działek *M-39* kalibru 20 mm, zamontowanych w dolnej części kadłuba. Podwieszane uzbrojenie stanowiły bomby różnego kalibru, zbiorniki z napalmem i niekierowane pociski raketowe mocowane na 6 węzłach pod skrzydłem. Przewidziano również możliwość podwieszenia zrzuconych zasobników z dipolami do zakłócania stacji radiolokacyjnych przeciwnika. Maksymalna masa podwieszeń wynosiła 3380 kg. Samolot miał w wyposażeniu uniwersalny celownik z radiodalmierzem. Był wyposażony także w instalację do uzupełniania paliwa podczas lotu oraz w tzw. pilota automatycznego, mógł więc wykonywać długotrwałe loty.

Szerzej opisałem ten samolot, by unaocznić skalę postępu w lotnictwie od chwili zakończenia drugiej wojny światowej. W samolotach myśliwskich silnik turbinowy całkowicie zastąpił silnik tłokowy. Pojawiły się nowe przyrządy pilotażowo-nawigacyjne i wyposażenie (fotel wyrzucany, ubiór wysokościowy, celowniki radiolokacyjne, urządzenia identyfikacyjne „swój-obcy”, dalmierze, wskaźnik liczby Macha), nowe materiały (tytan, ulepszone stopy lekkie, nowe stopy stopowe i stopy żarowytrzymałe) oraz technologie (konstrukcje przekładkowe, odlewanie łopatek turbinowych).

Z punktu widzenia aerodynamiki całego samolotu i współdziałania zespołu napędowego z płatowcem bardzo ważne jest rozmieszczenie silników. W samolotach myśliwskich zespół napędowy (jeden lub dwa silniki) umieszcza się zwykle wewnątrz kadłuba. Stosuje się wloty o zaokrąglonej lub ostrej krawędzi, w przypadku których straty w prostej fali uderzeniowej są jeszcze do przyjęcia.

Wloty i kanały doprowadzające powietrze do silnika samolotu latającego z dużymi prędkościami naddźwiękowymi powinny być zaprojektowane nieco inaczej, ponieważ większe sprawności sprężania dynamicznego można otrzymać tylko w przypadku układu skośnych fal uderzeniowych. Układ skośnych fal można wytworzyć przez wysunięcie elementu o ostrym wierzchołku (w kształcie stożka lub klina) przed powierzchnię wlotu centralnego lub półstożka albo klina niesymetrycznego przy wlocie bocznym. W fali skośnej zmiana parametrów strumienia jest mniej gwałtowna niż w fali prostej, w związku z czym straty są mniejsze i większe jest ciśnienie statyczne.

Podczas wyboru wlotu i kanału decydujące znaczenie ma prędkość obliczeniowa, z myślą o której projektowany jest samolot. Wloty powietrza w różnych samolotach różnią się kształtem i wyglądem zewnętrznym. I choć kształt i wygląd wlotów zależą od przyjętego układu aerodynamicznego i konstrukcyjnego płatowca, to wloty podobne są pod względem działania przy określonej prędkości. Na przy-



Układ fal uderzeniowych na obliczeniowym zakresie pracy wlotu powietrza samolotu *MiG-21*: 1 – skośne fale uderzeniowe, 2 – prosta fala uderzeniowa, 3 – przednia krawędź wlotu, 4 – ruchomy stożek regulowanego wlotu

kład *F-100 Super Sabre* ma wlot naddźwiękowy o obrysie eliptycznym i z ostrą krawędzią, *F-104 Starfighter* ma wlot naddźwiękowy ze stałym półstożkiem i odprowadzeniem warstwy przyściennej, a *MiG-21* – ruchomy centralny stożek. W samolocie *Su-17M4* – w przeciwieństwie do innych wersji tego samolotu – stożek jest nieruchomy. Uprościło to konstrukcję wlotu powietrza do silnika, ponieważ zrezygnowano z systemu regulacji wlotu. Zastosowanie nieruchomego stożka pogorszyło jednak pracę wlotu, w związku z czym zmniejszyła się również prędkość maksymalna samolotu – z $Ma = 2,09$ do $Ma = 1,75$.

Wloty naddźwiękowe z ciałem centralnym wytwarzającym skośne fale uderzeniowe powinny być tak projektowane, aby na obliczeniowym zakresie prędkości lotu pierwsza fala uderzeniowa przecinała krawędź wlotu – sprawność wlotu wtedy będzie najwyższa, natężenie przepływu maksymalne, a straty wlotu minimalne. W warunkach nieobliczeniowych praca wlotu pogarsza się, a jego sprawność spada. Dzieje się tak wskutek niezgodności wymiarów wlotu z optymalnymi parametrami przepływu wewnętrznego i zewnętrznego w warunkach nieobliczeniowych. Wadę tę można usunąć przez regulację geometrii wlotu, np. przez automatyczne przesunięcie ciała centralnego wzdłuż osi wlotu w zależności od prędkości lotu (zmienia się wówczas powierzchnia przekroju krytycznego i powierzchnia wejściowa) lub przez zastosowanie upustu powietrza.

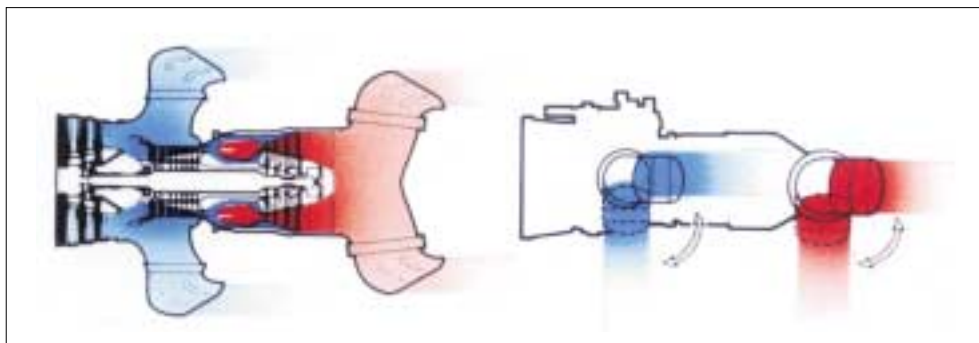
Przekroczenie bariery dźwięku i dalszy wzrost prędkości samolotów myśliwskich były możliwe dzięki osiągnięciom w dziedzinie aerodynamiki oraz postępowi prac nad silnikami turbinowymi. Do napędu samolotów myśliwskich zamiast silników turbinowych ze sprężarką odśrodkową zaczęto stosować silniki turbinowe ze sprężarką osiową. Opracowano nowe stopy na bazie chromu i niklu (np. nimonik), które pozwoliły na zwiększenie temperatury gazów przed łopatkami turbiny – od 1250 K do około 1600 K w latach 1955 - 1975. Spręż, czyli stosunek ciśnienia powietrza za sprężarką do ciśnienia atmosferycznego, w tamtych latach przekroczył dla niektórych silników wartość 20:1, a liczba stopni sprężarki zmalała do 9 - 12. Do użytku wprowadzono dwuprzepływowe silniki turbinowe o stopniu dwuprzepływowości (w zastosowaniach wojskowych) 0,8 – 1:1. Jednostkowe zużycie paliwa w silnikach dwuprzepływowych zmalało o prawie 20% w porównaniu z jednostkowym zużyciem paliwa w silnikach jednoprzepływowych.

Krótkotrwały znaczący przyrost (o 25 – 35% ciągu) uzyskiwano po włączeniu dopalacza. Np. myśliwce brytyjskie *Lightning* napędzane były silnikami *Avon* Rolls-Royce'a o ciągu startowym 2×5647 daN bez dopalania (silniki późniejszych wersji) i 2×7387 daN z dopalaniem. Sprężarka silnika miała 16 stopni i zapewniała spręż 8,4:1 przy prędkości obrotowej 8050 ¹/min. Masa własna silnika wynosiła 1724 kg. Dwa silniki *Avon* pozwalały na osiągnięcie prędkości ponad 2270 km/h na wysokości 12 000 m.

W lipcu 1959 r. w USA oblatano myśliwiec naddźwiękowy *F-5* firmy Northrop, napędzany silnikami *J-85* General Electric o ciągu startowym 2×1560 daN bez dopalania i 2×2200 daN z włączonym dopalaniem. Silnik *J-85* miał 9-stopniową sprężarkę osiową z regulowanymi kierownicami na wlocie, o sprężu 8,3:1. Temperatura gazów przed turbiną wynosiła 1250 K (977°C), a masa suchego silnika 310 kg.

We francuskim myśliwcu *Mirage F1* do napędu użyto silnika *Atar 9K50*, po raz pierwszy uruchomionego na hamowni w 1968 r. Ten jednowałowy silnik turbinowy składał się z 9-stopniowej sprężarki o sprężu 6,5:1, pierścieniowej komory spalania, dwustopniowej turbiny oraz dopalacza zakończonego dyszą o zmiennym przekroju. Maksymalny ciąg startowy z włączonym dopalaczem wynosił 7060 daN przy prędkości obrotowej 8400 ¹/min. Suchy silnik miał masę 1582 kg. *Mirage F1* rozwijał na dużej wysokości prędkość maksymalną odpowiadającą $Ma = 2,2$.

Jednym z pierwszych samolotów myśliwskich napędzanych silnikami dwuprzepływowymi i wyposażonymi w dopalacze był *F-14 Tomcat* firmy Grumman. Oblatano go w grudniu 1970 r. Miał skrzydła o zmiennej geometrii, a jego napęd stanowiły dwa silniki dwuwałowe *TF20-P-100*, firmy Pratt & Whitney, o ciągu startowym $2 \times 11\ 100$ daN. Temperatura gazów przed turbiną z chłodzonymi łopatkami wynosiła 1513 K (1240°C).



Schemat działania silnika *Pegasus* w czasie lotu samolotu do przodu (z lewej strony) i podczas zawisu z dyszami przekreconymi o 90°

Silniki turbinowe osiągnęły w latach 1965 - 1975 dość wysoki stopień doskonałości technicznej. Doskonałość techniczna charakteryzuje m.in. stosunek ciągu silnika do jego masy. Stosunek ciągu do masy silnika z początku lat 50. XX w., takich jak brytyjski *Avon* (ciąg 3200 daN), amerykański *J-57* (4450 daN, 1953 r.) i radziecki *AL-7F*, wynosił w granicach 3 - 4, natomiast silników z chłodzonymi łopatkami turbin wzrósł od ponad 5 (silnik *TF30*) do około 6,5 (*RB 199* – samolot *Tornado*). We wspomnianym okresie szybko wydłużał się także tzw. okres międzynaprawczy silników.

Na przełomie lat 60. i 70. XX w. standardowym wymaganiem w stosunku do nowych samolotów była zdolność do osiągnięcia maksymalnej prędkości odpowiadającej liczbie $Ma = 2$. Analiza wyników przeszło 100 000 lotów bojowych wykonanych nad Wietnamem wykazała, że prawie nie zarejestrowano lotów z prędkością $Ma = 1,6$, a bardzo mało lotów wykonano z prędkościami przekraczającymi $Ma = 1,2$. Okazało się, że w przeważającej części loty podczas operacji bojowych i manewrowanie w czasie walk powietrznych wykonywane były z prędkościami odpowiadającymi $Ma < 1,2$ i na wysokościach poniżej 6100 m. Loty wykonywano najczęściej z prędkościami przelotowymi odpowiadającymi $Ma = 0,85 - 0,95$; zużycie paliwa jest wtedy najmniejsze. Przekroczenie prędkości dźwięku wymaga włączenia dopalania, to zaś powoduje, że zużycie paliwa jest maksymalne. Dopalače włączane są więc głównie podczas startu w celu skrócenia rozbiegu, podczas wznoszenia i w razie potrzeby uzyskania dużych przyspieszeń.

Duży postęp w wielu dziedzinach nauki związanych z lotnictwem przyczynił się także do szybkiego rozwoju kosmonautyki. Od chwili pierwszego silnikowego lotu aparatu cięższego od powietrza z człowiekiem na pokładzie (17 grudnia 1903 r.) do pierwszego lotu załogowego w kosmos (12 kwietnia 1961 r.) upłynęło zaledwie 58 lat. Pierwszym kosmonautą świata był pilot myśliwski Jurij Gagarin. Po nim kilkuset kosmonautów odbyło loty na orbitach okołoziemskich, a dwu-

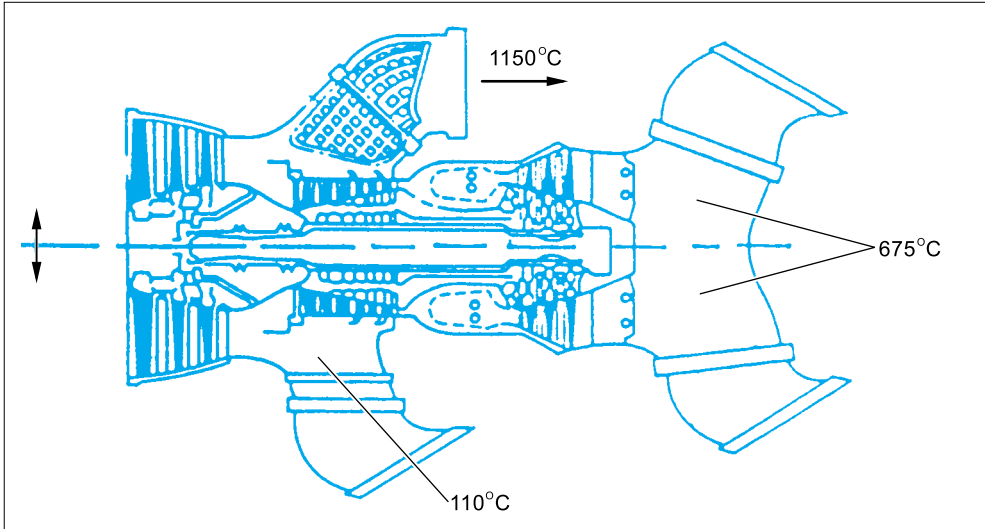
nastu spośród nich także loty na Księżyc. Dowódcami wypraw byli piloci wojskowi, a w składzie załóg znajdowali się specjaliści od różnych dziedzin lotnictwa.

W latach 50. i 60. XX w. popularyzowano ideę lotnictwa bez lotnisk. Dążono do zbudowania samolotów zdolnych do pionowego lub skróconego startu i lądowania. Skonstruowano dwa takie samoloty (PSL): brytyjski *Hawker Siddeley Harrier* i radziecki *Jak-38*.

Harrier (w najnowszej wersji *AV-8B*) jest rozwinięciem samolotu *Hawker Kestrel* z lat 1957 - 1966. Jego napęd stanowi specjalnie opracowany silnik Rolls-Royce'a *Pegasus*, który ma dwie pary sterowanych dysz, umieszczonych równoległe do osi podłużnej silnika. Podczas startu dysze silnika ustawiane są pionowo ($90 - 105^\circ$) i wytworzony ciąg, który powinien być większy o 10 - 20% od masy startowej samolotu, jest wystarczający do pionowego startu, a także do lądowania.

Inaczej ten problem rozwiązano w samolocie radzieckim *Jak-38*. Jego zespół napędowy stanowiły dwa silniki nośne *R-36* o ciągu 4200 daN każdy, ustawione pionowo za kabiną pilota, i jeden silnik nośno-marszowy *R-79* o ciągu maksymalnym 15 200 daN, z dopalaniem i dyszą wychylaną w zakresie kątów od 0 (podczas lotu poziomego) do 90° (podczas startu).

Samoloty turbinowe mają na ogół dobre własności lotne w pewnych, ściśle określonych fazach lotu, jednak w innych warunkach własności te nie są już optymalne. Osiągnięcia w dziedzinie aerodynamiki, napędów, materiałów i technologii pozwoliły w latach 60. XX w. podjąć prace nad samolotami bojowymi, które dobre charakterystyki zachowywałyby w różnych warunkach lotu. Samoloty takie miały cechować zarówno małą prędkość lądowania, jak i dużą prędkość maksymalną, a jednocześnie dobre charakterystyki podczas lotów z małą i dużą prędkością. Te oczekiwania spełniał samolot o zmiennej geometrii skrzydeł, tzn. umożliwiających zmiany kąta skosu krawędzi natarcia i związanych z nim charakterystyk aerodynamicznych podczas lotu. Wymagało to zmiany położenia rucho-



Schemat nośnego silnika *Pegasus*, napędzającego samolot krótkiego startu i pionowego lądowania (STOVL) *Harrier*, w dwóch wersjach: pod osią silnik *Pegasus 11-35* o ciągu 10 200 dań, nad osią – silnik wzmocniony, o większym ciągu, ze spalaniem paliwa w przednich dyszach



Tornado – jeden z dwóch na świecie samolotów myśliwskich (drugi *Viggen*), którego silniki *RB-199* wyposażone są w odwracacze ciągu. Fot. J. Grzegorzewski



F-111 amerykańskiej firmy General Dynamics – pierwszy samolot o zmiennej geometrii skrzydeł. Fot. G. D.

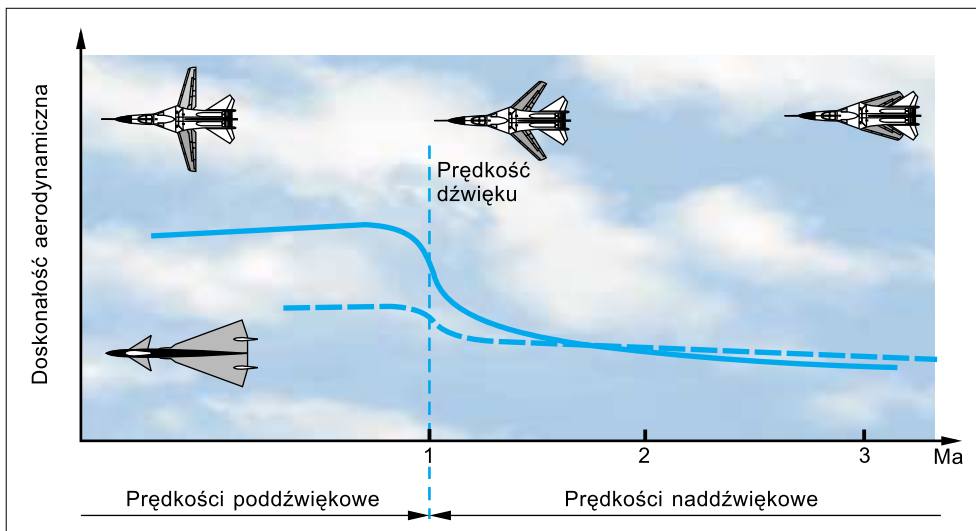
mych części skrzydeł względem płaszczyzny symetrii samolotu. Podczas lotów poddźwiękowych skrzydło ustawione jest w skrajnym przednim położeniu (skrzydło wyprostowane) – taka konstrukcja zapewnia duży promień działania oraz skrócony start i lądowanie. Przy maksymalnym skosie skrzydła samolot stawia mały opór, a poziom obciążeń od podmuchów w lotach naddźwiękowych na bardzo małych wysokościach jest niski.

Kąty skosu skrzydeł o zmiennej geometrii mogą być różne. W amerykańskim samolocie pokładowym *F-14 Tomcat* firmy Grumman minimalny kąt skosu skrzydeł wynosi 20° a maksymalny 75° , w wielozadaniowym samolocie *Tornado* kąty skosu wynoszą 25° i 67° , w *F-111A* – 20° i $72,5^\circ$, a w radzieckim *MiG-23* – 16° i 72° .

Krawędź natarcia *MiG-23* wyposażona jest w czterosieczne odchylane noski, a na krawędzi spływu na całej długości rozmieszczone są klapy. Zastosowano także kombinowa-

ny system poprzecznego sterowania samolotem – różnicowo wychylany stabilizator i przerywacze na skrzydle. Podczas startu i lądowania, lotu z prędkością przelotową i patrolowania wykorzystywany jest minimalny kąt skosu skrzydeł, wynoszący 16° . Przy takiej konfiguracji skrzydła *MiG-23* ma największą doskonałość aerodynamiczną. W czasie manewrowania i w walce powietrznej skrzydło ustawiane jest na średni kąt, wynoszący 45° . W tych warunkach utrzymuje się duży współczynnik siły nośnej i wysoka doskonałość aerodynamiczna oraz dopuszczalne są znaczne przeciążenia eksploatacyjne. W czasie lotu z prędkościami naddźwiękowymi, w tym również na małych wysokościach, skrzydło ustawiane jest na maksymalny kąt skosu, czyli 72° . Skrzydła przestawiane są hydraulicznie, a czas przestawiania od kąta minimalnego do maksymalnego wynosi 20 s.

W naddźwiękowych samolotach o układzie klasycznym stosuje się skrzydła o kącie sko-



Porównanie doskonałości aerodynamicznej samolotów ze skrzydłami o zmiennej i stałej geometrii w zależności od liczby Macha

su około 60° . Takiemu kątowi odpowiada maksymalna doskonałość aerodynamiczna $K_{maks.} \sim 10$. Skrzydło o zmiennej geometrii umożliwia zwiększenie doskonałości o około 50% w locie poddźwiękowym. To oznacza, że zasięg samolotu naddźwiękowego w czasie lotu z prędkością poddźwiękową jest większy w przypadku samolotów ze skrzydłami o zmiennej geometrii. Zwiększenie współczynnika siły nośnej – przez zmniejszenie kąta skosu – prowadzi do zwiększenia siły nośnej podczas startu i lądowania, to zaś przyczynia się do zmniejszenia 1,5 - 2 razy prędkości, a więc długości rozbiegu lub dobiegu, albo do zwiększenia masy użytecznej. Zmniejsza się również pionowa prędkość opadania podczas podejścia do lądowania z wyłączonym silnikiem (od 2 do 2,5 raza).

Samoloty o zmiennej geometrii mogą dostosować się do potrzeb danej fazy lotu, a ich zasięg w porównaniu z samolotami naddźwiękowymi ze stałymi skrzydłami jest większy o około 20%, nawet mimo wzrostu masy konstrukcji wskutek zabudowy urządzeń zmieniających kąt skosu skrzydeł. Układ ze skrzydłami o zmiennym skosu ma jednak też i wady. Problemem staje się stateczność podłużna i sterowność poprzeczna oraz konstrukcja sa-

molotu, a zwłaszcza konstrukcja skrzydła, szczególnie zaś układ wytrzymałościowo-kinematyczny węzła jego zawieszenia oraz mechanizm zmiany położenia części ruchomych.

Problem tkwi w tym, że w samolocie o zmiennej geometrii skrzydeł ograniczone są możliwości rozmieszczenia podwozia, zespołu napędowego, zbiorników paliwa, kabiny załogi, usterzenia i uzbrojenia. Urządzenia mające umożliwiać zmiany kąta natarcia skrzydeł w dowolnych warunkach lotu powinny być w miarę proste, niezawodne i mieć niedużą masę. Takie urządzenia trudno opracować i wykonać, zważywszy że podczas lotu skrzydło musi przekazać na kadłub bardzo duże siły i momenty, a układ napędowy tych urządzeń musi być obliczony na kilka tysięcy cykli zmiany położenia skrzydeł. Węzeł powinien zapewnić możliwość umieszczenia w częściach ruchomych skrzydeł zbiorników paliwa i uzbrojenia. Spełnienie tych i innych wymagań powoduje, że niestety konstrukcja samolotu staje się bardziej złożona, zwiększa się masa płatowca i – co jeszcze gorsze – zmniejsza niezawodność poszczególnych układów oraz instalacji.

Samoloty o zmiennej geometrii skrzydeł opracowano i produkowano seryjnie w 10 ty-

pach, w tym w 5 typach maszyny myśliwskie i myśliwsko-bombowe. Samoloty te powstały w latach 1964 - 1981.

Lepsze własności aerodynamiczne skrzydła, istotne ze względu na zdolności manewrowe samolotu, można uzyskać przez zastosowanie np. grzebieni aerodynamicznych, generatorów wirów, uskoku krawędzi natarcia czy manewrowej mechanizacji krawędzi natarcia i spływu. Konstruktorzy pracują nad skrzydłem adaptowalnym o zmieniającej się geometrii, dostosowanej do określonej misji. Zgodnie z najnowszą koncepcją, kształt aerodynamiczny skrzydła powinien zapewniać oderwanie przepływu już podczas lotu ze stosunkowo małymi kątami natarcia, ale jest to specjalny rodzaj przepływu – tzw. stacjonarny przepływ wirowy, powstający głównie na ostrych krawędziach natarcia płatów o dużych kątach skosu.

Oddziaływanie tych wirów na opływ skrzydła powoduje, że zwiększa się podciśnienie na górnej powierzchni skrzydła, to zaś pro-

wadzi do powstania dodatkowej „wirowej siły nośnej”. Ten korzystny efekt można wykorzystać do polepszenia własności bojowych samolotów osiągających duże kąty natarcia – już w pierwszej połowie lat 60. XX w. podjęto prace mające na celu polepszenie zdolności manewrowych samolotu myśliwskiego *F-5* firmy Northrop.

W samolocie *F-5E* powierzchnię krawędzi natarcia skrzydła przy kadłubie poszerzono do postaci płata o dużym kącie skosu i powierzchni stanowiącej 4,4% powierzchni skrzydła. Ten płat określany jest w języku angielskim jako pasmo (Lex, Lerx, strake), w rosyjskim zaś jako napływ. W efekcie takiego rozwiązania wzrosła o ok. 38% maksymalna siła nośna. Pasma skrzydłowe powoduje też znaczny przyrost współczynnika $C_{z\ maks.}$, zwiększenie krytycznego kąta natarcia oraz podwyższa granicę początku buffetingu. Na takim rozwiązaniu opiera się też koncepcja skrzydła określanego jako hybrydowe, składającego się z zasadniczego skrzydła trape-



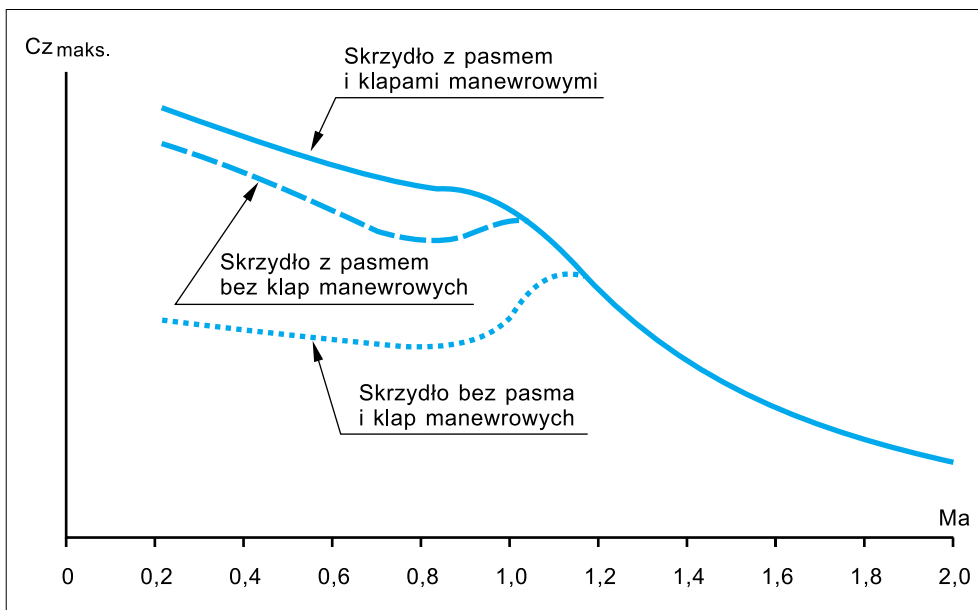
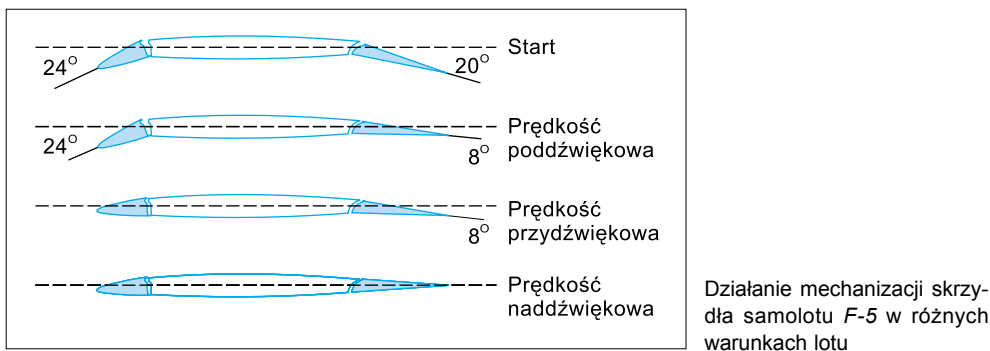
Samolot myśliwski *F-5* (w wersji dwumiejscowej *F-5F*) ze skrzydłami pasmowymi, opracowany zgodnie z tzw. regułą pół. Fot. Northrop

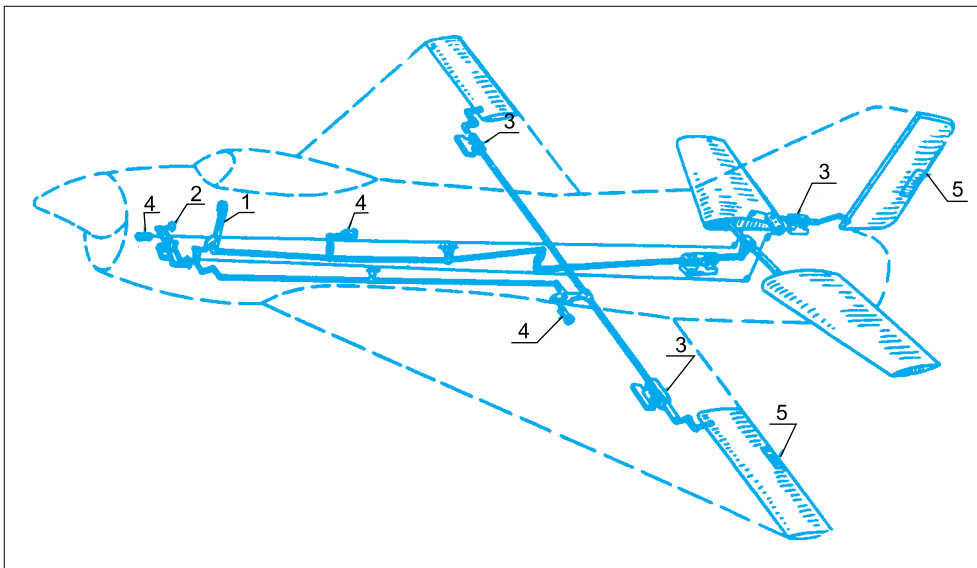
zowego o umiarkowanym skosie i pasma. W praktyce takie skrzydło zastosowano najpierw w samolocie *F-16*, a później i w wielu innych. W tych układach maksymalna nośność skrzydła dzięki pasmu wzrasta do 50%. Połączenie pasma i mechanizacji manewrowej pozwala na znaczne zmniejszenie oporu samolotu na typowych kątach manewrowych.

Stacjonarny przepływ wirowy można też wytworzyć przez zastosowanie w układzie samolotu przedniego usterzenia poziomego (typu „kaczka”) o odpowiednim obrysie. Taka konfiguracja jest szczególnie interesująca ze względu na znaczne zwiększenie doskonałości

aerodynamicznej w zakresie prędkości naddźwiękowych wskutek mniejszego niż w układzie klasycznym samolotu przemieszczania się środka aerodynamicznego z liczbą Macha i – w efekcie – zmniejszenia oporu wyważenia.

Bardzo ważnymi cechami użytkowymi samolotu są jego stateczność i sterowność. Warunkiem niezbędnym zachowania prostoliniowego ruchu ustalonego samolotu jest nie tylko równowaga wszystkich sił działających na samolot, ale także równowaga momentów względem trzech osi współrzędnych przechodzących przez jego środek mas. Równowaga ta powin-



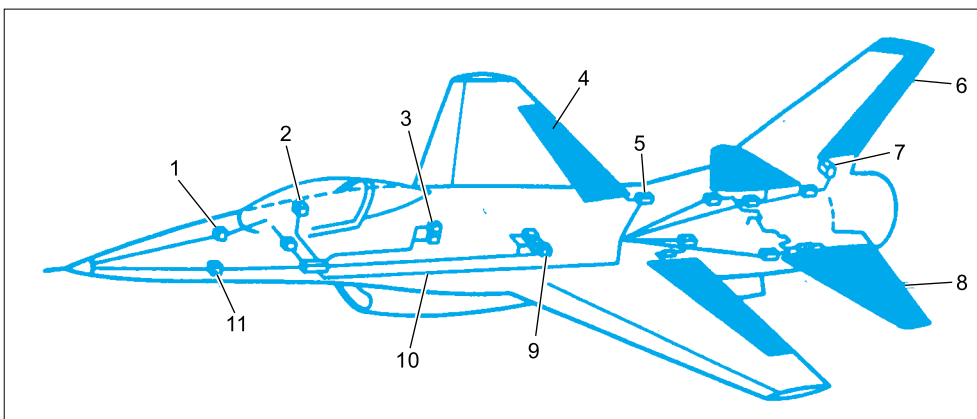


Schemat mechanicznego układu sterowania samolotem *A4D Skyhawk*: 1 – drążek sterowania, 2 – pedały, 3 – wzmacniacze hydrauliczne, 4 – mechanizmy obciążające, 5 – klapki wyważające

na być statyczna, tzn. samolot powinien samoczynnie powrócić do równowagi po zakłóceniu zewnętrznym. Stateczność samolotu względem osi poprzecznej nazywana jest statecznością podłużną. Zapewnia ją usterzenie poziome (wysokości). Stateczność względem osi podłużnej samolotu, czyli poprzeczną, i względem osi pionowej, czyli kierunkową, zapew-

nia odpowiedni wznios skrzydeł oraz usterzenie pionowe (kierunku). Ponieważ te dwie stateczności są ściśle ze sobą powiązane, rozpatrywane są łącznie jako stateczność boczna.

Sterowność samolotu jest to jego zdolność do wykonywania manewrów zgodnie z zamierzonymi oddziaływaniami na powierzchnie sterowe (ruchome). Samolot zachowujący



Schemat elektrycznego układu sterowania samolotem *F-16*: 1 – przelicznik parametrów lotu, 2 – boczna dźwignia sterowania lotem, 3 – przyspieszeniomierz, 4 – klapolotka, 5, 7 – siłownik hydrauliczny klapolotki i steru kierunku, 6 – ster kierunku, 8 – płytowe usterzenie poziome pracujące w układzie sterolotek, 9 – żyroskopy pochylenia, przechylenia i odchylenia, 10 – elementy elektryczne układu sterowania, 11 – centrala danych aerodynamicznych

podczas lotu ustalony kąt natarcia (zgodnie z wolą pilota) jest stateczny statycznie (podłużnie). Zmniejszeniu stateczności towarzyszy zawsze zwiększenie sterowności, i odwrotnie. Sterowność podłużną zapewnia ster wysokości i stabilizator poziomy (płytkowe usterezenie wysokości), sterowność kierunkową – ster kierunku lub stabilizator pionowy, natomiast sterowność poprzeczną – lotki, przerywacze, klapolotki lub sterolotki. Działanie sterów aerodynamicznych polega na zmianie siły nośnej profilu przy stałym kącie natarcia poprzez zmianę krzywizny profilu.

Specyficzny dla samolotów naddźwiękowych budowanych w latach 60. XX w. był kształt kadłuba. Konstruktorzy zabiegali, aby kadłub również wytwarzał siłę nośną. Zastąpiono więc kadłub o kształcie brył obrotowych kadłubem mającym konfigurację prostopadłością. Kadłuby o takim kształcie, nazywane kadłubami nośnymi, mają samoloty amerykańskie *F-4 Phantom II*, *F-111A*, radziecki *MiG-25* i francusko-brytyjski *Jaguar*. W odniesieniu do samolotów osiągających prędkości przekraczające $Ma = 2$ przestano stosować

regułę pół, ponieważ korzyści wynikające z jej zastosowania okazały się niewspółmierne do kosztów wykonania odpowiednio ukształtowanego płatowca oraz do pożytków wynikających z ograniczeń objętości użytkowej kadłuba. Poza tym współczesne silniki turbinowe zapewniły samolotom taki nadmiar ciągu, że przekroczenie bariery dźwięku przestało być problemem.

Wzrost prędkości samolotów odrzutowych, dążenie do ich użytkowania w różnych warunkach meteorologicznych oraz uzbrojenie samolotów w kierowane pociski raketowe *powietrze-powietrze* i *powietrze-ziemia* – to czynniki, które wymusiły rozbudowę pokładowego wyposażenia pilotażowo-nawigacyjnego i specjalnego. Samoloty myśliwskie zaczęto wyposażać m.in. w systemy automatycznego sterowania (tzw. piloty automatyczne), systemy lądowania według przyrządów (*TACAN*), systemy identyfikacji IFF („swoj-obcy”), centrale danych aerodynamicznych oraz w stacje radiolokacyjne służące do przechwytywania celów i prowadzenia ognia, wykrywające cele nad lądem i morzem. Dane były wyświetlane na



MiG-25 (zgłoszony do FAI jako *E-266M*) – najszybszy samolot myśliwski świata. Wyprodukowano go w liczbie 1112 szt. Na tym samolocie M. Komarow 5 października 1967 r. ustanowił rekord świata prędkości w obwodzie zamkniętym 500 km, wynoszący 2981,5 km/h, a A. Fiedotow 31 sierpnia 1977 r. osiągnął wysokość 37 650 m. Fot. J. Grzegorzewski

wskaźniku, który działał podobnie jak stosowane obecnie wskaźniki typu HUD (head up display). Ulepszone stacje radiolokacyjne umożliwiały użycie pocisków kierowanych na torach spotkaniowych. W najnowszych myśliwcach z tamtego okresu montowano urządzenia ostrzegające pilota o opromieniowaniu przez nieprzyjacielską stację radiolokacyjną. Zaczęto też wprowadzać komputery, co pozwoliło zautomatyzować wiele działań, a tym samym odciążać pilota od różnych prac.

Lata 1950 - 1975 to lata intensywnego rozwoju na świecie naddźwiękowych samolotów myśliwskich. Najważniejsze osiągnięcia techniczne tego okresu to:

- zastosowanie skośnego skrzydła, dzięki czemu możliwe było przekroczenie prędkości dźwięku (*F-100, MiG-19*),
- wprowadzenie do użytku naddźwiękowych samolotów z trójkątnym skrzydłem i bez usterzenia wysokości (*F-102, F-106*),
- wprowadzenie do użytku samolotów z trójkątnym skrzydłem (*Mirage III, MiG-21*),
- zastosowanie w myśliwcach skrzydła o obrysie trapezowym (*F-104*),
- zastosowanie w myśliwcach ze skośnym skrzydłem kadłuba ukształtowanego zgodnie z tzw. regułą pół (*F-5, F/A-18*),
- opracowanie i wprowadzenie do użytku samolotów o zmiennej geometrii skrzydeł (*F-111, F-14, MiG-23*),
- wprowadzenie do eksploatacji pierwszego samolotu myśliwskiego (*Saab JA 37 Viggen*) z przednim usterzeniem (typu „kaczka”) i silnikiem z odwracaczem ciągu,
- zastosowanie skrzydeł pasmowych,
- wprowadzenie do eksploatacji samolotów z nośnym kadłubem,

- wprowadzenie do eksploatacji samolotów pionowego startu i lądowania PSL (*Harrier, Jak-38*),
- oblatanie *F-16* – samolotu z elektrycznym układem sterowania (fly-by-wire),
- wprowadzenie do uzbrojenia kierowanych pocisków raketowych klasy *powietrze-powietrze* i *powietrze-ziemia* oraz bomb kierowanych.

Bibliografia

1. Cichosz E.: *Rozwój samolotów naddźwiękowych*. Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1980.
2. Gotowała J.: *Splątane wiraze*. Bellona, Warszawa 1992.
3. Grzegorzewski J.: *Współczesne samoloty myśliwskie*. Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1988.
4. Grzegorzewski J.: *Samolot bojowy Saab 37 Viggen*. MON, Warszawa 1990.
5. Grzegorzewski J.: *Samolot myśliwski BAC Lighting*. Bellona, Warszawa 1994.
6. Grzegorzewski J.: *Samolot myśliwski Northrop F-5*. Bellona, Warszawa 1996.
7. *Jane's all the aircraft 1975 – 1976*.
8. L'Industrie Aeronautique et Spatiale Francaise. 1971.
9. Ponomariow A.: *Awiacja na porogiu w kosmos*. Wojskowo Izdatielstwo Ministerstwa Obrony SSSR, Moskwa 1971.
10. Ponomariow A.: *Awiacja nastojaszczego i buduszczezo*. Wojskowo Izdatielstwo Ministerstwa Obrony SSSR, Moskwa 1982.
11. Ponomariow A.: *Nastojaszczeje i buduszczeje awiacyjonych dwigatelej*. Wojskowo Izdatielstwo Ministerstwa Obrony SSSR, Moskwa 1984.
12. Pysznow W.: *Osonnyje etapy rozwitija samolota*. Maszynostrojenije, Moskwa 1984.
13. Sobolew D.: *Samoloty osobych schiem*. Maszynostrojenije. Wyd. II. Moskwa 1989.
14. Richardson D.: *Wests modern fighters*. The Military Press. New Jork 1984.
15. Whittford R.: *Fundamentals of fighter design*. Air-life Publishing Ltd., London 2000.

The article presents the history of development of supersonic fighter aircraft in years 1950 - 1975. Particular emphasis is put on aerodynamic and construction solutions of the aircraft, as well as propulsion improvement.