

## Radzieckie samoloty myśliwskie i myśliwsko-bombowe o zmiennej geometrii skrzydeł

Pierwszym na świecie seryjnym samolotem bojowym o zmiennej geometrii skrzydeł był zbudowany przez amerykańską firmę General Dynamics i oblatany w grudniu 1964 roku dwumiejscowy dwusilnikowy samolot *F-111*. Masa startowa samolotu w wersji *F* wynosiła ponad 45 000 kg, a kąt skosu skrzydeł zawierał się w granicach od 26° do 72,5°. Samolot rozwijał prędkość do 2335 km/h.

W Związku Radzieckim przystąpiono do opracowania samolotu o zmiennej geometrii skrzydeł prawie w tym samym czasie co w Stanach Zjednoczonych, a w Europie Zachodniej nieco później. Do wyprodukowanych w Związku Radzieckim samolotów o zmiennej geometrii skrzydeł należą *MiG-23*, *MiG-27* i *Su-22* w różnych wersjach.

### Samolot myśliwski *MiG-23*

*MiG-23* to pierwszy radziecki samolot myśliwski o zmiennej geometrii skrzydeł produkowany w dużej liczbie, w kilkunastu wersjach i wariantach. Oblatano go w 1967 roku. Najnowszą wersją samolotu jest *MiG-23MLD*, w NATO oznaczony jako *Flogger-H*. Jest to jednomiejscowy, jednosilnikowy, naddźwiękowy samolot myśliwski o zmiennej geometrii skrzydeł wykonany w układzie górnopłata.

**Skrzydła** z uskokiem na krawędzi natarcia składają się z przykadłubowych części nieruchomych o skosie krawędzi natarcia 70° i z zewnętrznych części ruchomych, których kąt skosu krawędzi natarcia może się zmieniać od 16° do 72°. Wznios skrzydła wynosi 4°. W nieruchomej części skrzydła znajdują się: integralny zbiornik paliwa o pojemności 90 dm<sup>3</sup>, anteny urządzeń radiowych, butle tle-

nowe, mechanizm obrotu ruchomej części skrzydła oraz węzły mocowania podwieszanego uzbrojenia. Ruchoma część skrzydła ma konstrukcję dwudźwigarową. Technologicznie dzieli się ona na sekcję nosową, środkową (zbiorniki paliwa), tylną i owiewkę. Ustawianie skrzydeł w celu uzyskania odpowiedniego skosu odbywa się za pomocą dźwigni sterującej specjalnym mechanizmem obrotu skrzydeł; mechanizm ten składa się z silnika hydraulicznego i mechanizmów śrubowych. Skrzydła można ustawić w trzech pozycjach: 16°, 45° i 72°. Elementy mechanizacji ruchomej części skrzydła to czterosekcyjny ruchomy nosek o kącie wychylenia 20° (zsynchronizowany z wychyleniem kłapy), dwusekcyjny interceptor i trzysekcyjna kłapa na krawędzi spływu wychylająca się o kąt 25° podczas startu i o kąt 50° podczas lądowania.

**Kadłub** ma konstrukcję półskorupową i dzieli się na część przednią i tylną. W części przedniej, nosowej, znajduje się ciśnieniowy przedział mieszczący stację radiolokacyjną i wyposażenie elektroniczne, dalej umieszczona jest kabina pilota wyposażona w wyrzuca-



Pierwszy prototyp samolotu *MiG-23* o zmiennej geometrii skrzydeł (skrzydła w pozycji 72°).

Fot. Samoloty „MiG”

ny fotel. Pod kabiną znajduje się wnęka, do której jest chowane przednie podwozie. Ciśnieniowa klimatyzowana kabina pilota przykryta jest odchylaną do tyłu osłoną wyposażoną w peryskop służący do obserwacji tylnej półsfery i w dwa lusterka do kontrolowania powierzchni skrzydeł. W sytuacji awaryjnej osłona zostaje odrzucona za pomocą pionobojów. Podczas wentylacji kabiny w czasie kołowania lub w czasie dyżurów na ziemi osłona może być uniesiona do góry o 100 mm. Wyrzucany fotel *KM-IM* umożliwia opuszczenie samolotu przez pilota w sytuacjach awaryjnych podczas lotu z prędkością od 130 km/h na wszystkich wysokościach do 20 000 m. Podczas katapultowania silnik raketowy wyrzuca fotel pilota na wysokość kilkudziesięciu metrów od toru lotu samolotu. Gdy fotel znajdzie się na wysokości mniejszej niż 3000 m, automatycznie otwiera się spadochron główny o powierzchni 21 m<sup>2</sup>, który zmniejsza prędkość opadania pilota do wartości mniejszej niż 6 m/s. Za kabiną znajdują się: przedział wyposażenia, a pod nim przedział z działkiem, regulowane wloty powietrza odsunięte od boków kadłuba o około 90 mm, zbiorniki paliwa nr 2 i nr 3 oraz przedział silnika. W tylnej części kadłuba umieszczony jest dopalacz silnika, a na części zewnętrznej kadłuba znajdują się cztery sekcje hamulców aerodynamicznych i węzły mocowania usterzenia oraz odchylany statecznik (pod kadłubem).

**Usterzenie.** Usterzenie pionowe składa się ze statecznika o kącie skosu krawędzi natarcia 72° 20', steru kierunku wychylanego o kąt ±25° oraz dodatkowego statecznika podkadłubowego w wypadku wypuszczenia podwozia składanego w prawo o kąt 95° (patrząc w kierunku lotu). Ster kierunku ma konstrukcję przekładkową z wypełniaczem komórkowym. Przednia część statecznika podkadłubowego z anteną do naprowadzania za pomocą komend wykonana jest z kompozytów.

Usterzenie poziome, płytowe, o kącie skosu krawędzi natarcia 55° 40' ma konstrukcję mieszaną, nitowaną w przedniej części i klejoną z duralowym wypełniaczem w tylnej czę-

ści. Podczas sterowania podłużnego usterzenie poziome wychyla się o kąt od -28° 30' do +8° 30', a podczas sterowania poprzecznego połowki usterzenia wychylają się różnicowo: o kąt ±10° – jeśli kąt skosu skrzydeł wynosi do 55°, i o kąt ±6° 30' – jeśli kąt skosu skrzydeł jest większy.

**Podwozie** jest trójpodporowe, wciągane hydraulicznie, ma cieczowo-azotową amortyzację i tarczowe hamulce pneumatyczne. Podwozie przednie, sterowane hydraulicznie, wyposażone jest w dwa bezdętkowe koła o wymiarach 520 × 125 mm, wciągane do wnęki w kadłubie. Podwozie główne wyposażone jest w pojedyncze koła o wymiarach 840 × 290 mm i również wciągane jest do wnęk w kadłubie. Podczas lądowania z prędkością do 320 km/h, aby skrócić dobieg, używa się spadochronu hamującego.

**Wyposażenie pokładowe, układy i systemy.** Samoloty *MiG-23* później skonstruowanych wersji mają dość nowoczesne wyposażenie, umożliwiające wykonywanie zadań w trudnych warunkach atmosferycznych i bojowych.

**Wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne** znajduje się w kabinie pilota. Na tablicy przed pilotem rozmieszczone są m.in. wskaźnik KPP (spełniający funkcję sztucznego horyzontu i wskazujący odchylenie od ustalonego kierunku lotu), rezerwowo sztuczny horyzont, wskaźnik kąta natarcia *UUA-1*, wysokościomierz barometryczny *BDI-30K* oraz wskaźniki: liczby Macha, przeciążeń *AM-10K*, położenia klina regulowanego wlotu powietrza do silnika *UPK-1M*, prędkości obrotowej silnika *UTE-3*, temperatury gazów przed turbiną *ITG-1* i paliwa *RTST-5a*.

Samolot wyposażony jest w system pilotażowo-nawigacyjny (NPS) *Polot-23*, który służy do automatyzacji czynności w ramach tzw. bliskiej nawigacji oraz do automatyzacji podejścia do lądowania (do wysokości 60 m) w dzień i w nocy, również w trudnych warunkach atmosferycznych. W skład systemu wchodzi: radiostacja bliskiej nawigacji *RSBN-6S*, pionowy wskaźnik kursu *SKW-2NM-2* i czujniki sygnałów powietrznych. Informacja z NPS przekazywana jest do systemu zaauto-

matyzowanego sterowania *SAU-23AM*, który z kolei przekazuje ją do KPP i ILS (wskaźnik przezierny). Do wyposażenia samolotu należy także system przyrządowego naprowadzania *Lazur-SML*, zapewniający zbliżanie do celu powietrznego zgodnie z komendami naziemnego zautomatyzowanego systemu naprowadzania.

**Wyposażenie radiowe** składa się m.in. z dwóch radiostacji, urządzenia odpowiadającego *SOD-57M* i *SO-69*, urządzenia radiolokacyjnego (urządzenia zapytującego) wysyłającego pytanie o przynależność państwową statku, pasywnego systemu uprzedzania o opromieniowaniu radiolokacyjnym *SPO-10 Sirena*, stacji zakłócania *SPS-141* oraz aparatury głosowej informacji *RI-65B (Rita)*, informującej pilota o sytuacjach krytycznych.

**Wyposażenie radioelektroniczne i celownicze.** *MiG-23ML* wyposażony jest w system obserwacyjno-celowniczy *OPS-23ML*, w którego skład wchodzi celownik radiolokacyjny *RP-23ML (Sapfir-23ML)*, termonamiernik *TP-ML* lub *TP-26* oraz celownik optyczny *ASP-17ML*. Takie wyposażenie zapewnia wykrycie celów powietrznych, określenie ich przynależności („swój-obcy”), uchwycenie celu i jego śledzenie, przekazanie danych głowicom pocisków raketowych przygotowanych do odpalenia oraz podświetlenie celów (umożliwiające atakowanie pociskami z półaktywną głowicą radiolokacyjną – GSN).

Do wykrywania celów powietrznych wykorzystuje się także termonamiernik. Pozwala on na niezauważalne zbliżenie się do przeciwnika na odległość umożliwiającą użycie pocisków z TGS. Jednym z podstawowych rodzajów pracy termonamiernika jest automatyczne śledzenie manewrujących celów. Informacja ze stacji radiolokacyjnej i z termonamiernika wyświetlana jest na wskaźniku przeziernym razem z siatką celowniczą do strzelania z działka. Pilot otrzymuje również sygnały dźwiękowe po przechwyceniu celów przez GSN pocisków raketowych kierowanych na podczerwień. W wyposażeniu samolotu znajduje się celownik optyczny, który umożliwia strzelanie z działka i odpalenie niekierowa-

nych pocisków raketowych oraz wskazuje cele pociskom z TGS.

**Układ hydrauliczny**, wysokociśnieniowy (21 MPa), składa się z układu zasadniczego i wzmacniaczy. Każdy obwód układu ma swoją pompę, zbiorniki i agregaty. Układ zasadniczy przeznaczony jest do wciągania podwozia (zsynchronizowanego z ruchem statecznika podkadłubowego i z automatycznym hamowaniem kół podwozia podczas wciągania), do sterowania gołeniami przedniego podwozia, klinami regulowanych wlotów powietrza, klapami i noskami skrzydeł oraz interceptorami i systemem ograniczania kątów natarcia. Układ zasila jedną z komór wzmacniaczy hydraulicznych układu sterowania samolotem i jeden z silników hydraulicznych obrotu skrzydeł. Obwód wzmacniaczy zasila drugą z komór wzmacniaczy hydraulicznych oraz drugi silnik hydrauliczny obrotu skrzydeł.

**Układ elektryczny** składa się z dwóch systemów: prądu stałego o napięciu 28 V dostarczanego z baterii akumulatorowych i prądnicy o mocy 12 kW napędzanej przez silnik oraz jedno- i trójfazowego prądu przemiennego o napięciu 36 V, 115 V i 208 V oraz częstotliwości 400 Hz, wytwarzanego przez przetwornice statyczne. Układ zasila energią elektryczną wyposażenie pokładowe oraz instalację oświetleniową (dwa reflektory do lądowania i kołowania, światła pozycyjne, światła kabiny i przyrządów).

**Układ pneumatyczny** to układ podwójny: zasadniczy i awaryjny. Źródłem sprężonego powietrza jest butla o pojemności 12 dm<sup>3</sup> i ciśnieniu 12 MPa oraz butla o pojemności 1,2 dm<sup>3</sup> znajdująca się w schowku spadochronu. Wykorzystywane jest także ciśnienie wytwarzane w przestrzeniach gołeni podwozia głównego. Układ zasadniczy służy do hamowania kół podwozia, uszczelniania przestrzeni między kadłubem a ruchomymi częściami skrzydeł, wentylowania przedziałów awioniki, uszczelniania kabiny oraz sterowania wypuszczaniem i wyczepianiem spadochronu hamującego. Układ awaryjny przeznaczony jest do awaryjnego wypuszczania podwozia, do

hamowania kół podwozia głównego i do składania statecznika podkadłubowego.

**Układ klimatyzacji** służy do utrzymywania odpowiedniej temperatury i odpowiedniego ciśnienia w kabinie pilota i w niektórych przedziałach wyposażenia radioelektronicznego oraz do doprowadzania powietrza do komór ubioru przeciwpociążeńowego pilota.

**System przeciwpożarowy** składa się z butli o pojemności 3 dm<sup>3</sup> zawierającej freon, z kolektorów, zaworów i urządzeń sygnalizujących pożar oraz z 5 czujników jonizacyjnych w przedziale silnika.

**System sterowania** samolotu *MiG-23* wszystkich wersji składa się z systemu sterowania w trzech kanałach, systemu sterowania kątem skosu skrzydeł oraz hamulcami aerodynamicznymi. Poprzeczne sterowanie samolotem odbywa się przez wychylenie interceptora na jednym skrzydle oraz jednoczesne różnicowe wychylenie połówek stabilizatora. Samolot wyposażony jest w automatyczny system sterowania *SAU-23A* według trzech osi i system ograniczania kątów natarcia *SOUA*, uniemożliwiający wykonywanie lotu na zakresach, na których grozi przeciągnięcie samolotu.

**Zespół napędowy** samolotu stanowi dwuwałowy turbinowy silnik *R-35-300*. Składa się on z 11-stopniowej dwuzespołowej sprężarki osiowej o sumarycznym stopniu sprężania 13:1, z pierścieniowej komory spalania z 18 wtryskiwaczami, 2-stopniowej turbiny, dopalacza i dyszy o przekroju regulowanym za pomocą 18 napędzanych hydraulicznie klap. Boczne płatowcowe wloty powietrza regulowane są klinami o zmiennej konfiguracji. Odsunięcie wlotu od kadłuba pozwoliło utworzyć szczelinę służącą do odprowadzania warstwy przysięciennej. Powierzchnia przekroju wlotowego jest minimalna podczas lotu z prędkościami naddźwiękowymi i maksymalna w locie z wypuszczonym podwoziem; regulowana jest automatycznie.

Silnik uruchamiany jest na ziemi automatycznie za pomocą pomocniczego silnika turbinowego *TS-II*. Do uruchomienia silnika w powietrzu wykorzystuje się zjawisko autorotacji. W celu ułatwienia rozruchu na dużych

wysokościach do komory spalania doprowadza się tlen.

Maksymalny ciąg startowy silnika *R-35-300* wynosi 8400 daN, ciąg silnika z dopalaniem – 12 750 daN, a maksymalna temperatura gazów na wejściu do turbiny – 1473 K. Masa silnika wynosi 1765 kg.

Układ paliwowy składa się z 3 zbiorników znajdujących się w kadłubie i z 4 integralnych zbiorników skrzydłowych o sumarycznej pojemności 5500 kg paliwa. Możliwe jest także podwieszenie trzech zbiorników o pojemności 800 dm<sup>3</sup> każdy. Tankowanie paliwa odbywa się pod ciśnieniem. Gdy zawartość paliwa w układzie jest bliska 600 dm<sup>3</sup>, pilot uprzedzany jest o tym w sposób optyczny i akustyczny.

**Uzbrojenie.** Samoloty *MiG-23* wszystkich wersji uzbrojone są w działko *GSz-23L* kalibru 23 mm i 200 sztuk amunicji. Możliwe jest także podwieszenie pod nieruchomą częścią skrzydeł dwóch zasobników *UPK-23/250* z takimi samymi działkami, z których każde ma 250 sztuk amunicji.

Do zwalczania celów powietrznych służą zawieszane pod nieruchomymi częściami skrzydeł kierowane pociski raketowe średniego zasięgu *R-3T* z TGS lub *R-23R* (obydwa zostały skonstruowane specjalnie dla samolotu *MiG-23*) albo pociski *R-24T* lub *R-24R*. Na podkadłubowych węzłach uzbrojenia przenoszone są pociski *powietrze-powietrze* krótkiego zasięgu: po dwa *R-13M* lub po dwa *R-3S* albo cztery *R-60* lub cztery *R-60M*, a także pociski *R-73* nowszej generacji. Do rażenia celów naziemnych używane są kierowane pociski *Ch-23M* naprowadzane komendami radiowymi ze stacji *Delta-NG* zawieszanej pod prawym skrzydłem. Do zwalczania celów na ziemi i na wodzie używane są także niekierowane pociski raketowe *S-5* (kalibru 57 mm) i *S-80* (kalibru 80 mm) oraz ciężkie pociski *S-24* (kalibru 240 mm) o masie 235 kg. Niekierowane pociski raketowe *S-5* mogą być stosowane także do pasywnego zakłócania stacji radiolokacyjnych. Do tego celu stosowane są też specjalne pociski do działka (z dipolami lub pułapkami kierowanymi na podczerwień).

Uzbrojenie bombowe może się składać z bomb różnego kalibru. W zależności od potrzeb podwiesza się m.in. 6 bomb *FAB-500* lub 6 bomb *FAB-250* albo 16 bomb *FAB-100*. Zrzucanie bomb w locie poziomym odbywa się przy prędkościach lotu od 800 do 1000 km/h. Wysokość zrzutu bomb klasycznych nie powinna być mniejsza niż 170 m, a bomb hamowanych – 100 m. Samolot może być uzbrojony także w kasety bombowe *RBK-250* lub *RBK-500*, lub *KGMU-2* (zasobnik ładunków małogabarytowych) zrucane z wysokości 500 - 600 m oraz w zbiorniki z cieczą zapalającą *ZB-500* o masie 500 kg.

Samoloty *MiG-23MLD* różnią się od samolotów *MiG-23* innych wersji kształtem skrzydeł, generatorami wirów na odbiorniku ciśnienia, brakiem osłony kół podwozia przedniego oraz automatami *BWP-50-60* zawierającymi po 60 flar (pułapek cieplnych) kalibru 50 mm, zabudowanymi na górnej części kadłuba, po jego obydwu stronach, w pobliżu statecznika pionowego.

W latach 1984 - 1985 w wytwórni MMZ zbudowano tylko 66 maszyn *MiG-23MLD*, ale wiele wcześniej skonstruowanych samolotów *MiG-23* przystosowano do standardów wersji *MLD*, przebudowując je w wojskowych lotniczych zakładach remontowych (ARZ). W latach 1982 - 1986 dla WWS przebudowano w taki sposób 560 samolotów. Maszyny w wersji *MLD* eksportowano do Bułgarii, do Syrii i Iraku. Polska w 1979 roku zakupiła 36 jednomiejscowych samolotów *MiG-23MF* i 6 samolotów szkolno-bojowych *MiG-23UB*.



Polskie samoloty *MiG-23F* na Air Show Poznań '91. Skrzydła ustawione pod różnymi kątami: w pierwszym samolocie z prawej strony – 16°, w dwóch następnych – 45°, w ostatnim – 72°. Fot. J. Grzegorzewski

Część samolotów *MiG-23* była wyposażona w węzły do podwieszania taktycznych bomb jądrowych *RN-40* o mocy 30 kT.

W połowie lat 90. ubiegłego wieku OKB im. A. Mikojana rozpoczęło prace nad unowocześnieniem samolotów *MiG-23*, głównie ich wyposażenia radiowego i elektronicznego. Opracowano 3 warianty modernizacji samolotu. Nowej konstrukcji nadano oznaczenie *MiG-23-98*. W trzecim etapie unowocześniania samolotu zachowana zostanie stacja *Sapfir-23*, a na nosowej części kadłuba zbudowany zostanie kanał radiokorekcji umożliwiający zastosowanie, prócz pocisków *R-23* i *R-24*, nowoczesnego pocisku *R-73* naprowadzanego na podczerwień. Nowy *MiG-23* będzie także wyposażony w stację radiolokacyjną *Topaz*, podobną do stacji myśliwca *MiG-29SMT*. Dzięki tej stacji *MiG-23*, podobnie jak *MiG-29*, będzie miał możliwość prowadzenia walki powietrznej z użyciem pocisków *R-27E*, *R-73* i *R-77* bez kontaktu wzrokowego z przeciwnikiem. Samolot będzie mógł niszczyć cele naziemne i morskie. Zostanie uzbrojony w kierowane pociski przeciwokrętowe *Ch-31A* i *Ch-35*, a także w pociski *Ch-29T* naprowadzane telewizyjnie i bomby korygowane *KAB-500Kr*. Później uzbrojony zostanie także w pociski *Ch-25ML*, *S-25L* i *Ch-29L* klasy *powietrze-ziemia* oraz w korygowane bomby *KAB-500L* kierowane laserowo.

Zmodernizowany samolot będzie napędzany przez dwuwalowy silnik dwuprzepływowy *AL-31F* o ciągu startowym 7700 daN i ciągu z włączonym dopalaczem wynoszącym 12 262 daN. Masa własna silnika wynosi 1530 kg (silnika *R-35-300* – 1765 kg), a jednostkowe zużycie paliwa – 0,666 kg/daN. Na Międzynarodowym Salonie „Dwigateli – 2004” pokazano ten silnik w wersji już przystosowanej do napędu samolotów *MiG-23-98*.

Nowy samolot, którego awionikę, wyposażenie pokładowe i uzbrojenie opracowano z uwzględnieniem najlepszych technologii, będzie podobny pod względem potencjału bojowego do samolotów czwartego pokolenia.

W 2005 roku Angola zleciła modernizację 18 sztuk samolotów *MiG-23ML*. Zasadniczym

Samolot *MiG-23* uzbrojony w pociski *R-23R* klasy *powietrze-powietrze* (pod skrzydłami) i *R-60M* (pod kadłubem).  
Fot. APN



celem modernizacji tych maszyn jest zwiększenie ich efektywności bojowej i przedłużenie czasu eksploatacji o 10 - 15 lat. W samolotach zostanie wzmocniona struktura nośna płatowca oraz unowocześniona stacja radiolokacyjna *Sapfir-23* i system kierowania ogniem *SUW-23*, co umożliwi przenoszenie pocisków średniego zasięgu *R-77* klasy *powietrze-powietrze*. Ulepszona konstrukcja przeszła próby kwalifikacyjne w kwietniu 2005 roku. Samolot modernizowany jest przez firmy rosyjskie i ukraińskie.

### Samoloty myśliwsko-bombowe *MiG-23*, *MiG-27* i *Su-22*

#### *MiG-23B* (32-24)

W 1979 roku OKB opracowało projekt samolotu uderzeniowego przeznaczonego do niszczenia na ziemi w dzień i w nocy poje-



Samolot *MiG-23MLD* uzbrojony w pociski *R-77* średniego zasięgu. Fot. RSK „MiG”

dynczych i grupowych celów ruchomych i stałych. W tym czasie radzieckie lotnictwo taktyczne potrzebowało samolotu, który pod względem możliwości bojowych nie ustępowałby samolotom *Jaguar* i *Fiat G-91*, mógł krótkotrwale osiągać prędkość naddźwiękową w celu opuszczenia zagrożonej strefy i był uzbrojony w kierowane pociski rakietowe *powietrze-powietrze* z TGS, służące do samoobrony. Samolot zaliczono do klasy samolotów myśliwsko-bombowych.

Biorąc pod uwagę podstawowe przeznaczenie samolotu *MiG-23B* – zwalczanie celów naziemnych – usunięto z niego stację radiolokacyjną i spłaszczone przednią część kadłuba, polepszając widoczność do przodu. Samolot wyposażono w celownik strzelecki, a także w specjalny celownik bombardierski przeznaczony do bombardowania w czasie lotu wznoszącego. Taki sposób bombardowania w tamtych czasach był podstawowym sposobem użycia bomb jądrowych, przyjętym ze względów bezpieczeństwa: lot bomby po paraboli w górę trwał kilka minut, co umożliwiałoby pilotowi wyjście z ataku i oddalenie się od miejsca wybuchu.

W samolocie *MiG-23B* (*Flogger-F*) wprowadzono zmiany, które różniły go od pierwszego seryjnego samolotu *MiG-23S*:

- zastosowano nowy turbinowy silnik *AL-21F-300* (konstrukcji Archipa Lulki) o maksymalnym ciągu startowym 7840 daN i ciągu z dopalaniem 11 270 daN,

- zamontowano system celowniczo-nawigacyjny *PrNK Sokol-23S*, który pozwalał na wykonywanie precyzyjnych bombardowań z lotu poziomego podczas nurkowania i podczas wznoszenia oraz na strzelanie z działka,
- boczne ścianki kadłuba wzdłuż kabiny opancerzono w celu lepszej ochrony pilota przed ogniem z powietrza i z ziemi,
- wprowadzono system zakłóceń radiolokacyjnych i termicznych (flary) do samoobrony.

Pierwszy prototyp samolotu *MiG-23B* miał takie same skrzydła jak seryjny myśliwiec *MiG-23S* i niekompletne wyposażenie. Dwa kolejne samoloty miały już kompletne wyposażenie, m.in. zestaw nawigacyjny *KN-23*, system ręcznego i automatycznego sterowania *SAU-23B*, zestaw celowniczy *Sokol-23S* i radiowysokościomierz *RW-5P*. Zestaw celowniczy zawierał celownik *PBK-3-23S*, głowicę optyczną *S-17WG* celownika *ASP-17* z pulpitem sterowania oraz dalmierz laserowy o zasięgu od 400 do 5000 m.

W 1969 roku zakończono dopracowywanie zestawu nawigacyjnego *KN-23*. Jego efektywność w tamtych latach oceniano wysoko. Umożliwiał (łącznie z *SAU*) wykonywanie lotów po zadanej trasie z trzema punktami zwrotnymi (które mogły również stanowić cele) i zapewniał powrót na jedno z czterech lotnisk lądowania, nad które wyprowadzał samolot na wysokości 50 - 60 m. Zestaw nawigacyjny *KN-23* zapewniał stabilizację lotu, odpowiednie położenie samolotu w przestrzeni i właściwą wysokość lotu, a w wypadku utraty orientacji w nocy i w chmurach sprawdzał samolot do lotu poziomego.

Podczas badań samolotu *MiG-23B* problemem okazały się skrzydła. Na krawędzi natarcia skrzydeł miały być zamontowane odchylane noski pozwalające zachować własności lotne podczas lotów z dużymi kątami natarcia, szczególnie podczas startu i lądowania, oraz polepszyć sterowność samolotu podczas przechylenia. Ponieważ skonstruowanie skrzydła z mechanizacją krawędzi natarcia okazało się bardzo trudne, zrezygnowano z niej, również ze względów ekonomicznych.

Na skutek tej zmiany w locie pojawiała się jednak tendencja do odrywania opływu i zwalania się samolotu na dużych kątach natarcia, co komplikowało start i lądowanie. Ta osobliwość własności lotnych samolotu była przyczyną wielu zdarzeń w locie, także wypadków. Podczas jednego ze startów w pełni obciążony *MiG-23B* po oderwaniu od ziemi przechylił się w taki sposób, że końcówką skrzydła dotykał betonu, krzesząc iskry. Na skutek takich niebezpiecznych zdarzeń zalecono jednak wyposażenie ruchomych części skrzydeł w odchylane noski, polepszające charakterystyki lotne samolotu. Noski wychylano za pomocą siłowników hydraulicznych o 20°. Było to zsynchronizowane z wychylaniem klap na krawędzi spływu. Skrzydła z wychylanymi noskami zamontowano najpierw na samolotach *MiG-23B*, a później na *MiG-23M* i na samolotach *MiG-23* wszystkich następnych wersji.

W 1971 roku zakończono próby państwowe samolotu *MiG-23B* i rozpoczęto produkcję seryjną. Przerwano ją po wyprodukowaniu 24 maszyn, ponieważ samolot nie spełnił oczekiwań, głównie ze względu na zastosowanie do jego napędu silnika *AL-21F3* i niezadawalające wyposażenie celowniczo-nawigacyjne. Silniki był przeznaczone przede wszystkim do napędu bombowców *Su-24* i myśliwsko-bombowych samolotów *Su-17M* i nie nadążano z ich produkcją. W związku z tym OKB im. A. Mikojana zdecydowało się wznowić współpracę z MKB Sojuz, które w tym czasie opracowało silnik *R-29-300*.

### ***MiG-23BN (Flogger-H)***

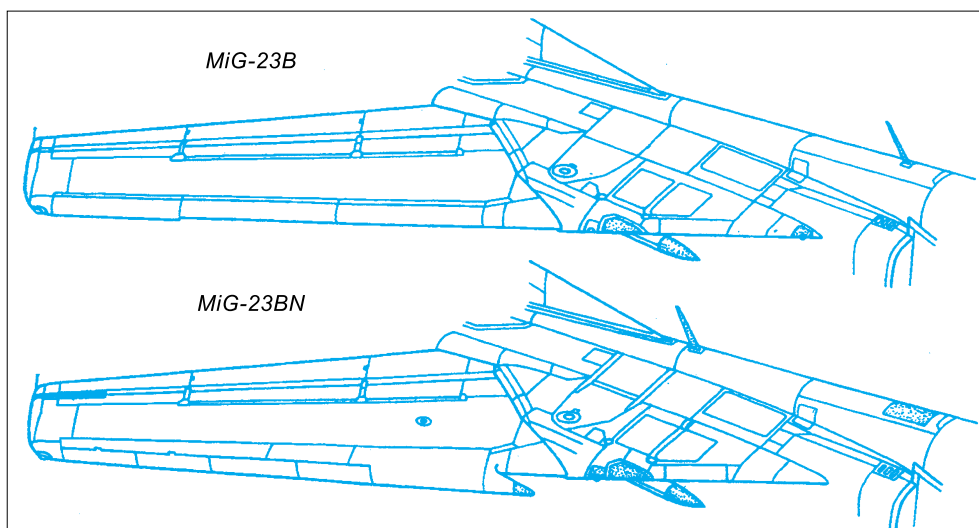
Samolot był napędzany silnikiem *R-29B-300* o ciągu z dopalaniem 11 270 daN i wyposażony w zestaw celowniczo-nawigacyjny *PrNK Sokol-23N*. W tym samolocie dopracowano elementy konstrukcji (zbiornik paliwa w centroplacie, skrzydła z uskokiem na krawędzi natarcia i podwozie), silnik i system sterowania *SAU-23B*. Rozszerzono zestaw uzbrojenia i zakresy jego stosowania.

W *MiG-23BN* zastosowano też urządzenie uprzedzające głosem pilota o zbliżaniu się do

Czwarty prototyp samolotu 23-11/4 (późniejszy *MiG-23B*) uzbrojony w bomby burzące *FAB-500M-62* (pod skrzydłami) i szturmowe *FAB-500Sz* (pod kadłubem). Fot. Awiacyja i Kosmonawtika



Samolot myśliwsko-bombowy *MiG-23BN*. Fot. WAF



Skrzydło montowane w pierwszych wersjach samolotu *MiG-23* (wyżej) i skrzydło docelowe z uskokiem (niżej). Fot. Awiacyja i Kosmonawtika



**Podstawowe charakterystyki lotno-techniczne samolotów *MiG-23MLD*, *MiG-23BN*, *Mi-27K*  
i *Su-22M4***

Samolot	<i>MiG-23MLD</i>	<i>MiG-23BN</i>	<i>MiG-27K</i>	<i>Su-22M4</i>
Parametr				
Rozpiętość skrzydeł przy minimalnym i maksymalnym skosie [m]	13,97 / 7,78	13,96 / 7,77	13,97 / 7,77	13,68/ 10,025
Długość [m]	17,10	16,84	17,14	17,41
Wysokość [m]	4,82	5,14	5,77	4,97
Powierzchnia skrzydeł przy minimalnym i maksymalnym skosie [m <sup>2</sup> ]	37,35 / 34,16	37,27 / 34,16	37,27 / 34,16	38,49 / 34,85
Masa pustego samolotu [kg]	10 550	10 700	11 860	12 160
Masa przenoszonych środków bojowych [kg]	4500	3000	4000	4070
Masa startowa normalna [kg]	14 700	15570	17 100	16 400
Masa startowa maksymalna [kg]	18 340		20 670	19 500
Prędkość maksymalna na h = 0 i na wysokości [km/h]	1400 /2500	1350/Ma = 1,7	1350 / 1800	1350 / 1800
Prędkość wznoszenia [m/s]	230			230
Pułap praktyczny [m]	18 500	15 600	15 600	15 200
Rozbieg / dobieg ze spadochronem [m]	450/650	700 / 850	950 / 850	1000 / 950
Zasięg z podwieszonymi zbiornikami [km]	2250	2110	2200	
Prędkość lądowania przy maksymalnej masie dopuszczalnej [km/h]	240	250	255	
Maksymalna masa paliwa bez dodatkowych zbiorników [kg]		4670	4530	5645
Ciąg silnika z dopalaniem [daN]	12 750	11 500	11 500	10 990
Typ silnika	<i>R-35-300</i>	<i>R-29B-300</i>	<i>R-29B-300</i>	<i>AL-21F-3A</i>
Rok oblotu pierwszego prototypu	1984	1972	1976	1979

niebezpiecznych zakresów lotu. Pomimo szczególnych warunków, w których działa samolot myśliwsko-bombowy (loty z prędkościami poddźwiękowymi i na małych wysokościach), dopalacz silnika *R-29B-300* (*B*-bombowy) był nieduży i miał skróconą dyszę. I choć ciąg silnika z dopalaniem był nieco mniejszy, to zmniejszyło się jednostkowe zużycie paliwa.

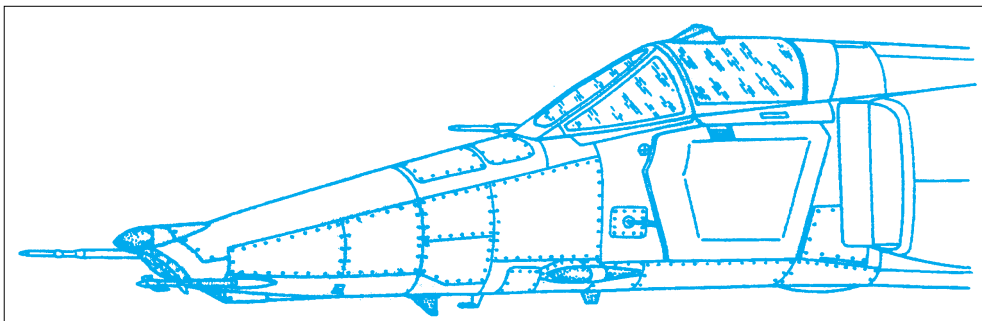
W skład uzbrojenia samolotu wchodziły prawie wszystkie stosowane wówczas lotnicze środki rażenia celów naziemnych: działko lotnicze *GSz-23L*, niekierowane i kierowane pociski *powietrze-ziemia*, w tym *KPR Ch-25*, oraz bomby klasyczne i jądrowe. Masa podwieszanego uzbrojenia wynosiła 3000 kg.

Produkcję samolotów *MiG-23BN* uruchomiono w 1973 roku i trwała ona do roku 1985. W tym czasie wyprodukowano 624 samoloty tej wersji, w większości przeznaczone na eksport. Dla państw Układu Warszawskiego przeznaczone były samoloty w wariantcie „A”, które w rzeczywistości nie różniły się od maszyn lotnictwa radzieckiego. Zakupiły je Bułgaria,

NRD i Czechosłowacja. Innym odbiorcom dostarczano samoloty w wariantcie „B”, z mniej skomplikowanym uzbrojeniem i wyposażeniem oraz z innym systemem rozpoznawania „swój-obcy”. Samoloty w tym wariantcie zostały zakupione przez Algierię, Egipt, Etiopię, Indie, Irak, Kuba, Libię i Syrię. Opracowano także wersje *BK*, *BM*, *BS* i inne, ale nie wszystkie były produkowane seryjnie.

### ***MiG-27K***

Zmniejszenie prędkości samolotów myśliwsko-bojowych do prędkości odpowiadającej  $Ma = 1,7$  (co wynikało ze zmiany aerodynamiki i zastosowania dodatkowego uzbrojenia) umożliwiło zrezygnowanie w kolejnej konstrukcji z regulowanych wlotów powietrza do silnika, co przyczyniło się do uproszczenia wlotów i zmniejszenia masy płatowca. Samolotem, w którym wprowadzono te zmiany, był *MiG-27* przeznaczony do zwalczania naziemnych obiektów i do bombardowania z wykonywaniem niezbędnych manewrów, również w warunkach braku widoczności celu. Do-



Przednia część kadłuba samolotu *MiG-27K* z płytą pancerną chroniącą kabinę pilota.  
Fot. Awiacyja i Kosmonawtika

puszczalne było powtórne automatyczne podejście samolotu do celu, ponieważ współrzędne celu były zachowywane w pamięci komputera pokładowego. Kabina pilota miała dodatkowe opancerzenie, podobnie jak kabina samolotu *MiG-23BN*.

*MiG-27* został oblatany w 1974 roku. Seryjna produkcja tych samolotów w Irkuckiej Wytwórni Lotniczej trwała do 1977 roku. Wyprodukowano 560 maszyn. Wyposażenie samolotu *MiG-27* w skrzydło o zmiennej geometrii okazało się bardzo przydatne, ponieważ samolot w większości wykonywał loty na małych wysokościach i bazował na lotniskach z niezbyt długimi pasami startowymi. W uzbrojeniu samolotu były kierowane pociski raketowe *Ch-23* klasy *powietrze-ziemia* (kierowane radiowo) i pociski *Ch-66*, a także bomby, niekierowane pociski raketowe i 6-lufowe działko kalibru 30 mm.

*MiG-27* mało różni się od *MiG-23BN* zarówno zewnątrz, jak i pod względem rozwiązań konstrukcyjno-technologicznych. Przekonstruowano jego podwozie (skrócono goleń przednią), gdyż okazało się, że zbyt duży czółowy opór aerodynamiczny samolotu podczas rozbiegu wydłuża drogę startu. Ze względu na zwiększenie masy startowej samolotu wzmocniono podwozie i zastosowano szersze opony. Powstało kilka wersji samolotu. Jedną z najbardziej udanych jest opracowany w 1975 roku *MiG-23K*. Przeznaczony jest, w odróżnieniu od wcześniej wyprodukowanych samolotów, do całodobowego wykorzystywania

bojowego z użyciem nowoczesnego uzbrojenia precyzyjnego. Samolot po wyprodukowaniu miał najnowocześniejsze w tamtym czasie wyposażenie pokładowe.

*MiG-27K* wyposażono w zestaw celowniczo-nawigacyjny *PrNK-23K*, w którego skład wchodziła cyfrowa maszyna elektroniczno-obliczeniowa *Orbita-20-23K*, laserowo-telewizyjny system celowniczy *Kajra-1* oraz stacja naprowadzania *Delta-N3G*. Głowica optyczna laserowego celownika – dalmierza mogła obracać się w zakresie  $\pm 40^\circ$  w azymucie i  $130^\circ$  w elewacji, umożliwiając śledzenie celu podczas jego manewrowania. Wizualne śledzenie celu umożliwiała stabilizowana telekamera. Zestaw *PrNK-23K* pozwalał na stosowanie nowych sposobów używania uzbrojenia: PMS-1 (tzw. celowanie manewrem samolotu) podczas zrzutu bomb, strzelania z działka niekierowanymi pociskami raketowymi oraz PKS – programowo-korekcyjne śledzenie celu i tzw. nawigacyjne bombardowanie w nocy lub w chmurach.

Tylko samolot wersji *MiG-27K* był wyposażony we wskaźnik przezierny (HUD). Samolot ten uważano za najbardziej efektywny wśród samolotów *MiG-27*. Został wyposażony w zautomatyzowany obronny zestaw przeciwdziałania radioelektronicznego i nowy system wytwarzania zakłóceń pasywnych. Jego system sterowania uzbrojeniem (SUW) umożliwiał automatyczny zrzut bomb (pojedynczo lub seriami) oraz uzyskiwanie informacji o zrzucie i o pozostających do użycia przez



Samolot *MiG-27K* w locie.  
Fot. F. Rosendaal

pilota środkach bojowych. Uzbrojenie samolotu wzbogacono m.in. o KPR *Ch-25L* i *Ch-29L* klasy *powietrze-ziemia* z półaktywnym laserowym układem kierowania, przeznaczone do niszczenia celów na ziemi lub małowymiarywych celów na morzu. Ze względu na większą dokładność naprowadzania pocisków samolot mógł manewrować po ich odpaleniu. Pocisk *Ch-29T* z pasywnym telewizyjnym układem samonaprowadzania działał zgodnie z zasadą „odpali i zapomnij”, co umożliwiało kolejne odpalenie dwóch pocisków do różnych obiektów wykrytego z dużej odległości grupowego celu. Wśród środków bojowych samolotu *MiG-27K* znajdowało się różnorodne uzbrojenie bombowe. Były to dwie bomby z laserowym układem samonaprowadzania *KAB-500L* i z penetrującym ładunkiem wybuchowym lub dwie bomby kasetowe *KAB-500LK*, lub bomby z telewizyjną korelacyjną głowicą samonaprowadzającą, które wykrywały samolot na postoju z odległości 15 - 17 km. Samolot przenosił także bomby paliwowo-powietrzne *KAB-500D* oraz zbiorniki z napalmem.

*MiG-27K* uzbrojono w pociski *R-60* (*R-60M*) bliskiego zasięgu klasy *powietrze-powietrze*, służące do samoobrony lub do atakowania celów w powietrzu. Na skrzydłach unowocześnionych maszyn zamontowano automaty do odstrzeliwania pułapek cieplnych skierowanych przeciwko pociskom kierowanym na podcierwień.

Niekierowane uzbrojenie raketowe składało się z pocisków *S-5* (kalibru 57 mm), *S-8* (kalibru 80 mm) oraz *S-24* i *S-24B* (kalibru

240 mm), a także z ciężkich pocisków *S-25* z różnymi głowicami (kalibru 340 lub 420 mm).

Stałe uzbrojenie samolotu stanowiło 6-lufowe działko *GSz-6-30* kalibru 30 mm, które ze względu na znaczne wymiary zamontowano na zewnątrz kadłuba. Takie rozwiązanie nieznacznie pogorszyło aerodynamikę samolotu, ale pozwoliło uniknąć zmian w kadłubie, zapewniło dobry dostęp do broni oraz uprościło chłodzenie bloku luf. Zapas amunicji wynosi 260 naboju.

Samoloty *MiG-27* różnych wersji przenoszą do 22 bomb *OFAB-100* lub 9 bomb *FAB-250*, lub 8 bomb *FAB-500*. Masa przenoszonych środków bojowych wynosi 1500 kg, masa maksymalna – 4000 kg.

Maksymalna prędkość w locie przy ziemi samolotów wszystkich wersji (*MiG-27*, *MiG-27K*, *MiG-27M*, *MiG-27D* i *MiG-27ML*) wynosi 1350 km/h, a prędkość maksymalna w locie na dużej wysokości – 1800 km/h. Promień działania samolotu z normalnym obciążeniem bojowym, wykonującego lot zgodnie z profilem „duża – mała – duża wysokość” wynosi ponad 800 km, zasięg przebazowania – 2500 km, a maksymalne przeciążenie eksploatacyjne – 7,5.

W latach 1977 - 1982 wyprodukowano 200 sztuk samolotów *MiG-27K*. Łącznie wyprodukowano ponad 900 maszyn *MiG-27* różnych wersji i wyeksportowano je do kilkunastu krajów. Specjalną wersją samolotu był *MiG-27ML* opracowany na zamówienie Indii, gdzie nadal jest produkowany na licencji. Napęd tych samolotów stanowił silnik turbiny *R-29B-300* z dopalaczem.

## **Su-22M4**

W 1954 roku reaktywowano biuro konstrukcyjne kierowane przez Pawła Suchoja, rozwiązane kilka lat wcześniej. Krótko po ponownym rozpoczęciu działalności biura Paweł Suchoj przedstawił dwa nowe projekty: dziennego myśliwca frontowego *S-2* ze skośnymi skrzydłami, wyposażonego w stację radiolokacyjną, i myśliwca przechwytyjącego *T-2* z trójkątnymi skrzydłami. Miały być napędzane silnikami *AL-7* opracowanymi w OKB im. A. Lulki.

8 września 1955 roku oblatano prototyp naddźwiękowego samolotu *S-2*. Samolot oznaczono *Su-7* i w 1956 roku rozpoczęto jego produkcję seryjną. W kwietniu 1959 roku oblatano samolot nowej wersji – myśliwsko-bombowy *S-22*. Nadano mu nazwę *Su-7B* i przeznaczono do zwalczania celów naziemnych.

2 sierpnia 1966 roku oblatano zmodernizowany samolot *Su-7* oznaczony *Su-7IG*. Zewnętrzne części skrzydeł (na odcinku równym prawie połowie rozpiętości) były ruchome. Aby usztywnić skrzydła, na końcu ich nieruchomych części zamontowano duży grzebień aerodynamiczny, przechodzący płynnie w podskrzydłową belkę do podwieszania uzbrojenia. Samolot zademonstrowano podczas wielkiej defilady lotniczej pod Moskwą w 1967 roku.

Do produkcji seryjnej przekazano samolot o nazwie *Su-17*, który różnił się od *Su-7IG* zwiększoną średnicą kadłuba i ulepszoną sylwetką. Produkcję samolotu rozpoczęto w 1970 roku. Wyposażono go w nowy silnik *AL-21F*, cechujący się większym ciągiem i mniejszym zużyciem paliwa niż silnik *AL-7*. Maszynie w tej wersji nadano oznaczenie *Su-17M*, a w wariantcie eksportowym – *Su-20*. Polska była jedynym krajem Układu Warszawskiego, który miał w uzbrojeniu samoloty *Su-20*. Po oblataniu *Su-17M2* i *Su-17M3* (*Su-22M3*) oblatano (w 1979 roku) samolot najnowszej wersji – *Su-17M4* (*Su-22M4*), który obecnie znajduje się w uzbrojeniu kilkunastu krajów. Polska zakupiła samoloty *Su-22M4* w 1983 roku i nadal znajdują się one w uzbrojeniu Polskich Sił Powietrznych.

*Su-22M4* jest jednomiejscowym, jednosilnikowym, naddźwiękowym samolotem myśliwsko-bombowym o zmiennej geometrii skrzydeł wykonanym w układzie średniopłata. Do konstrukcji samolotu zostały użyte głównie takie materiały, jak dural oraz stopy stali. Elementy łączone są metodą nitowania; tylko w niewielu miejscach zastosowano zgrzewanie i klejenie.

**Skrzydła** mają konstrukcję całkowicie metalową, półskorupową i składają się z części stałej (nieruchomej) i ruchomej. Nieruchoma część skrzydła o kącie skosu krawędzi natarcia  $63^\circ$  mieści działko, komorę podwozia głównego, przedział kesonowy, przedział noskowy i pusty przedział. Przedział kesonowy przenosi główne obciążenie skrzydła, przedział noskowy pełni funkcje aerodynamiczne związane z wychyleniem nosków, a pusty przedział służy do chowania ruchomej części skrzydła w czasie zmiany kąta jego skosu. Na nieruchomej części skrzydła na krawędzi spływu, rozmieszczone są dwusekcyjne kłapy szczelinowe. Kąt skosu ruchomej części skrzydła zmienia się od  $30^\circ$  do  $63^\circ$ . Skos  $30^\circ$  stosowany jest w czasie startu i lądowania oraz podczas lotów z małą prędkością; kąt  $45^\circ$  stosowany jest w czasie lotów o maksymalnym zasięgu i lotów bojowych, natomiast kąt  $63^\circ$  – podczas lotów z prędkościami naddźwiękowymi. Przystawianie skrzydeł może się odbywać w sposób ręczny lub automatyczny. Wewnętrzna przestrzeń ruchomej części skrzydła wykorzystywana jest jako integralny zbiornik paliwa. Na krawędzi natarcia ruchomej części skrzydła znajdują się wychylane hydraulicznie



Samolot *Su-22M4* z podwieszonymi pod kadłubem zbiornikami paliwa. Fot. J. Grzegorzewski



Ładowanie taśmy amunicyjnej do działka NR-30. Obok samolotu zasobnik-wyrzutnia niekierowanych pocisków rakietowych UB-16-57. Fot. Leszek Wróblewski, WAF

sloty, a na krawędzi spływu znajduje się wychylana mechanicznie kłapa i lotka.

**Kadłub** ma całkowicie metalową półskorupową konstrukcję i przekrój kołowy. W jego przedniej części – we wlocie powietrza do silnika – znajduje się nieruchomy stożek centralny, na którym poprzez układ fal uderzeniowych następuje zmniejszenie prędkości nadźwiękowej strumienia do prędkości poddźwiękowej i wzrost ciśnienia powietrza. W dolnej części stożka znajduje się oszklone okienko, przez które przechodzi wiązka lasera. Przed kabiną pilota usytuowany jest przedni przedział z wyposażeniem radiowym, a po bokach kadłuba znajdują się po dwa prostokątne okienka, spełniające rolę dodatkowych samoczynnie działających wlotów powietrza do silnika. Kołowy wlot powietrza przed kabiną rozgałęzia się na dwa kanały o eliptycznym przekroju, biegnące po bokach kadłuba, w jego dolnej części.

Ciśnieniowa, klimatyzowana kabina pilota wyposażona jest w wyrzucany fotel *K-36DM*, zapewniający bezpieczne katapultowanie pilota w czasie lotu oraz podczas rozbiegu i dobiegu z prędkością 75 km/h. Główny spadochron o powierzchni 60 m<sup>2</sup> umożliwia opadanie pilota razem z zasobnikiem awaryjnym z prędkością 6,2 m/s. Osłona kabiny składa się z części stałej (ze szkła pancernego) i z części ruchomej, podnoszonej do góry do tyłu za pomocą pneumatycznych siłowników. Do obramowania osłony przymocowany jest pe-

ryskop służący do obserwacji tylnej półsfery. Za kabiną znajdują się przedział wyposażenia, zbiorniki paliwa i silnik z dopalaczem, a na zewnętrznej tylnej części kadłuba zamontowane są cztery hamulce aerodynamiczne mające postać wychylanych płyt.

**Usterzenie** samolotu składa się z usterzenia pionowego i poziomego. Usterzenie pionowe ma metalową konstrukcję i składa się z jednodźwigarowego statecznika i steru kierunku wychylanego mechanicznie o kąt  $\pm 25^\circ$ . Usterzenie poziome, płytowe, wychylane jest mechanicznie ze wspomaganiami hydraulicznymi o  $26^\circ 30'$  –  $1^\circ$  w górę i  $10^\circ$  –  $1^\circ$  w dół.

**Podwozie** jest trójpodporowe. Sterowane podwozie przednie, typu zastrzałowego, z pojedynczym niehamowanym kołem i niskociśnieniową oponą, wciągane jest hydraulicznie do wnęki w kadłubie. Podwozie główne wyposażone jest w pojedyncze koła z hamulcami tarczowymi z automatami przeciwpoślizgowymi. Hamulce uruchamiane są pneumatycznie. Golenie wciągane są do wnęk w skrzydłach. W awaryjnych sytuacjach podwozie jest wypuszczane pneumatycznie, a podwozie przednie – również ręcznie.

**Wyposażenie pokładowe, układy i systemy.** Wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne składa się m.in. z zestawu przyrządów nawigacyjnych, zawierającego radiotechniczny system nawigacji i lądowania, dopplerowski miernik prędkości i kąta wznoszenia, bezwładnościowy układ kursu, autopilota, automatyczny radiokompas, radiowysokościomierz, prędkościomierz, odbiornik znaczników i sygnalizator niebezpiecznej wysokości. Na wyposażenie radiotechniczne składa się m.in. radiostacja pokładowa, stacja ostrzegająca o opromieniowaniu, urządzenie systemu rozpoznawania „swój-obcy”, urządzenie aktywnej odpowiedzi i stacja aktywnych zakłóceń. Niektóre polskie samoloty *Su-22M4K* w ramach unowocześnienia zostały dodatkowo wyposażone w zachodnie systemy: GPS (umożliwiające nawigację satelitarną niezależnie od dostępności środków naziemnych), TACAN (umożliwiające współdziałanie z lotnictwem NATO) i VOR/ILS (umożliwiające sa-



Nowe elementy w kabine pilotów wyposażonego samolotu Su-22M4. Fot. WZL

molotom korzystanie z ogólnodostępnych cywilnych środków nawigacyjnych i precyzyjne podejścia do lądowania na lotniskach cywilnych i NATO) oraz cyfrowy pulpit sterowania radiostacją R-862 i rejestrator parametrów nawigacyjno-celowniczych, a także światła antykolizyjne.

**Układ elektryczny** zasila urządzenia pokładowe prądem stałym 28 V wytwarzanym przez 2 prądnice o mocy 12 KW każda i baterie akumulatorów. Źródłem jednofazowego prądu przemiennego o napięciu 115 V i częstotliwości 400 Hz są prądnica i przetwornice statyczne. Trójfazowy prąd przemienny wytwarzają 3 przetwornice o napięciu 36 V i częstotliwości 400 Hz.

**Układ hydrauliczny** – podwójny, zapewnia wciąganie i wypuszczanie podwozia, sterowanie statecznikami poziomym, sterem kierunku, przednim podwoziem, wychylaniem klap i slotów oraz hamulców aerodynamicznych, a także zapewnia obrót ruchomych części skrzydeł. Oba układy działają niezależnie.

Samolot wyposażony jest ponadto w układy: pneumatyczny, przeciwpożarowy, rejestracji parametrów i pracy urządzeń, a także w układ tlenowy i układ sygnalizujący niesprawność urządzeń.

**Zespół napędowy** stanowi jednowałowy, jednoprzepływowy silnik turbinowy AL-21F3A o maksymalnym ciągu 7650 daN, wyposażony w dopalacz zwiększający ciąg do 11 000 daN. Silnik składa się z 14-stopniowej sprężarki osiowej o sprężu 14,75:1,

pięścieniowo-dzbanowej komory spalania, 3-stopniowej turbiny z chłodzonymi łopatkami aparatu kierującego, komory spalania dopalacza i regulowanej w całym zakresie naddźwiękowej dyszy. Masa suchego silnika wynosi 1720 kg, długość silnika z dopalaczem – 5160 mm, średnica – 885 mm. Jednostkowe zużycie paliwa w warunkach przelotowych wynosi 0,76 kg/daN·h. Zużycie oleju nie przekracza 0,6 kg/h. Pojemność zbiornika oleju wynosi 18 dm<sup>3</sup>.

Pojemność układu paliwowego wynosi 4600 dm<sup>3</sup>. Pod nieruchomą częścią skrzydeł można podwiesić dodatkowo zbiorniki paliwa o pojemności 2 × 1150 dm<sup>3</sup> i 2 × 800 dm<sup>3</sup>.

**Uzbrojenie.** Stałe uzbrojenie samolotu stanowią dwa działka NR-30 (kalibru 30 mm) o szybkostrzelności 200 strz./min. Zapas amunicji wynosi po 80 sztuk dla każdego działka.



Opracowany w Polsce symulator do szkolenia pilotów samolotów Su-22. Fot. ETC-PZL



Muzealny egzemplarz *Su-22* uzbrojony w zasobniki-wyrzutnie niekierowanych pocisków raketowych *UB-32-57*, kierowane pociski *R-60M* klasy *powietrze-powietrze* i 500-kilogramową bombę (pod kadłubem). Fot. J. Grzegorzewski

Dodatkowo pod skrzydłami mogą być podwieszane zasobniki z działkami kalibru 23 mm i z zapasem naboju po 260 sztuk. Na 8 belkach podskrzydłowych i pod kadłubem podwieszane są bomby o masie od 50 do 500 kg, np.: 20 bomb *OFAB-100M* lub 10 bomb *OFAB-250M*, lub zbiorniki z cieczą zapalającą, lub zasobniki *KMGU-2* z bombami małego kalibru. Maksymalna masa przenoszonych bomb wynosi 4000 kg.

Samolot przenosi różnorodne kierowane i niekierowane uzbrojenie raketowe. Na samolocie można podwiesić 6 zasobników-wyrzutni z niekierowanymi pociskami *S-5* kalibru 57 mm, zawierających łącznie 192 pociski lub 80 pocisków *S-8* kalibru 80 mm w czterech zasobnikach, lub 6 pocisków kalibru 240 mm po 235 kg każdy, lub dwa pociski *S-25* po 410 kg każdy w wyrzutniach jednorazowego użytku. Kierowane uzbrojenie raketowe stanowią 2 pociski *Ch-25MP* klasy *powietrze-ziemia* do zwalczania stacji radiolokacyjnych, 4 pociski *Ch-25ML* do niszczenia innych celów na ziemi oraz 2 pociski *Ch-29ML* lub *Ch-25L* kierowane laserowo, lub

pociski *Ch29T* naprowadzane telewizyjnie. Do zwalczania celów powietrznych służą pociski *powietrze-powietrze* samonaprowadzające się na źródła promieniowania podczerwonego.

Samolot *Su-22M4* wyposażono w aparaturę uprzedzającą pilota o opromieniowaniu przez obcą stację radiolokacyjną oraz w automaty *ASO-2W* przeznaczone do odstrzelania naboju zawierających dipole i pułapki cieplne.

W 1997 roku AWPK „Suchoj” opracowało dla użytkowników samolotów *Su-20* i *Su-22* pakiet przedsięwzięcia modernizacji tych samolotów, który, w zależności od możliwości finansowych użytkowników, może być realizowany w czterech wariantach. Zastosowanie tego pakietu, obejmujące wprowadzenie nowoczesnego wyposażenia elektronicznego i bardziej precyzyjnego uzbrojenia oraz przedłużenie resursu, umożliwia wydłużenie czasu użytkowania samolotów *Su-22M4* do 25 - 30 lat i zwiększenie ich skuteczności bojowej do poziomu porównywalnego z poziomem skuteczności bojowej samolotów czwartego pokolenia.

**To aircraft with variable geometry of wings produced in the former USSR belong: *MiG-23*, *MiG-27* and *Su-22* in various versions. The author describes construction, equipment and tactical-technical features of these aircraft.**