S/3203

AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ

AON wewn. 4994/97

PODSTAWOWE UZBROJENIE SIŁ POWIETRZNYCH

SAMOLOTY MYŚLIWSKIE

BIBLIOTEKA GŁÓWNA - ARCHIWUM
Nr ewid.
50250

WARSZAWA 1997

AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OBRONY POWIETRZNEJ

KATEDRA SYSTEMÓW KIEROWANIA I ZABEZPIECZENIA WLOP

AON wewn. 4994/97

PODSTAWOWE UZBROJENIE SIŁ POWIETRZNYCH

SAMOLOTY MYŚLIWSKIE

BIBLIOTEKA GŁÓWNA - ARCHIWUM
Nr inwid. 50250
Akademii Obrony Narodowej

WARSZAWA 1997

KIEROWNIK NAUKOWY

płk prof. dr hab. inż. Stefan ANTCZAK

KIEROWNIK ZESPOŁU

płk dr inż. Tomasz DZIĘCIOŁOWSKI

OPRACOWANIE MERYTORYCZNE

mjr dr inż. Stanisław SIRKO
mjr dypl. nawig. Wiesław MARUD
kpt. rez. Marian MIKOŁAJCZUK



SPIS TREŚCI

WSTĘP 5
1.CHARAKTERYSTYKI SAMOLOTÓW 10
EFA-2000 Eurofighter *11*
F-4F Phantom II *15*
F-14A Tomcat *19*
F-15A Eagle *24*
F-15C Eagle *28*
F-16A Fighting Falcon *33*
F-16C Fighting Falcon *38*
F-18C Hornet *44*
F-18E Super Hornet *49*
F-22A Raptor *53*
J-35F Draken *58*
JA 37 Viggen *62*
JAS-39A Gripen *66*
MiG-21 bis *71*
MiG-23MLD *75*
MiG-25PD *79*
MiG-29A *84*
MiG-29M *88*
MiG-31B *93*
MiG-31M *98*
Mirage 2000C *102*
Mirage 5A *107*
Mirage F.1C *111*
RAFALE D *115*
Su-15 TM *120*
Su-27 ..... *124*
Su-35 ..... *129*
Su-37 ..... *133*
Tornado ADV *137*
2. CHARAKTERYSTYKI ARTYLERYJSKO-RAKIETOWYCH ŚRODKÓW RAŻENIA 141
2.1. Pokładowe działka lotnicze 141
DEFA 552 (550.F2A) *142*
DEFA 553 (550.F3) *143*
DEFA 554 ..... *144*
M61A1 Vulcan *145*
GSz-23Ł *146*
BK 27 IWKA/MAUSER *147*
ADEN M/55 ..... *148*
Oerlikon KCA 30 ..... *149*
GSz-301 ..... *150*
GSz-6-23 ..... *151*
2.2. Kierowane pociski rakietowe powietrze - powietrze 152
2.2.1. Kierowane pociski rakietowe bliskiego zasięgu 154
AIM-9B Sidewinder *155*
AIM-9L Sidewinder *156*

AIM-9M Sidewinder *157*
AIM-9P Sidewinder *158*
AIM-132 ASRAAM *159*
R-3 (AA-2 „ATOLL") *160*
R-13M (AA-2C ADVANCED „ATOLL") *161*
R-23 (AA-7 „APEX") *162*
R-60 (AA-8 „APHID") *163*
R-73 (AA-11 „ARCHER") *164*
R.530 ..... *165*
Super R.530F *166*
R.550 Magic 1 ..... *167*
R.550 Magic 2 ..... *168*
Rb. 28 ..... *169*
Rb. 27 ..... *170*
2.2.2. Kierowane pociski rakietowe średniego zasięgu 171
ASPIDE Mk 1 ..... *172*
ACTIVE SKY FLASH *173*
AIM-7C/D/E Sparrow III *174*
AIM-7M Sparrow III *175*
AIM-7P Sparrow III *176*
AIM-120A AMRAAM *177*
MICA *178*
R-27 R i T (AA-10 ALAMO) *179*
R-27ER i ET (AA-10 ALAMO) *180*
R-27AE i EM (AA-10 „ALAMO") *181*
R-40 (AA-6 „ACRID") *182*
R-77 (AA-12 „AMRAAMSKI") *183*
R-98M (AA-3 „ANAB") *184*
Super R.530D *185*
SKY FLASH (Rb.71) *186*
2.2.3. Kierowane pociski rakietowe dalekiego zasięgu 187
AIM-54A Phoenix *188*
AIM-54C Phoenix *189*
R-33S (AA-9 „AMOS") *190*
R-37 ..... *191*

WSTĘP

Prezentowane opracowanie jest przeglądem współczesnych konstrukcji lotniczych, które zostało zawężone do lotnictwa myśliwskiego. W kolejnych wydawnictwach autorzy mają nadzieję kontynuować temat, charakteryzując w podobny sposób konstrukcje typowe dla pozostałych rodzajów lotnictwa bojowego oraz specjalnego.

Obserwacja działań lotnictwa myśliwskiego w konfliktach na przestrzeni całego XX wieku ukazuje, że znaczny wpływ na sposób prowadzenia działań przez samoloty myśliwskie wywierają, obok cech konstrukcyjnych, posiadane uzbrojenie oraz pokładowe środki radiolokacyjne.

Uzbrojenie jest jednym z głównych elementów stanowiącym o wartości bojowej samolotów. W fachowych publikacjach zachodnich bardzo popularna jest ilorazowa formuła wartości bojowej samolotu[1], w której czynnik skuteczności uzbrojenia występuje w czwartej potędze, podczas gdy inne parametry, jak: manewrowość, stateczność i sterowność, tylko w pierwszej potędze. Warto dodać, że współczynnik wyposażenia elektronicznego samolotów występuje w tej formule w trzeciej potędze. Nacisk, jaki kładą główni producenci na rozwój uzbrojenia a także systemów kierowania ogniem, wydaje się potwierdzać przedstawiony pogląd.

Wychodząc z powyższego założenia, w opracowaniu, obok ogólnej charakterystyki oraz podstawowych danych taktyczno – technicznych samolotów, ze szczególną uwagą potraktowano ich wyposażenie radioelektroniczne i uzbrojenie specjalizowane do zwalczania obiektów powietrznych.

Większość samolotów klasyfikowanych jako wielozadaniowe myśliwce taktyczne, oprócz zwalczania obiektów powietrznych, z równym powodzeniem może niszczyć obiekty naziemne kierowanymi i niekierowanymi środkami rażenia. Sposób użycia wyposażenia pokładowego oraz wybór środków rażenia do tej grupy zadań został w opracowaniu celowo pominięty. Autorzy mają nadzieję, że w kolejnej pracy przybliżą Czytelnikom problematykę zwalczania obiektów naziemnych, charakteryzując w sposób podobny do przedstawionego, awionikę i środki rażenia specjalizowane do zwalczania obiektów naziemnych różnych typów.

Część opisowa ilustrowana jest bogatym zestawem fotografii, mającym ułatwić Czytelnikom szczegółowe zapoznanie się z charakteryzowanym sprzętem.

---

[1] *„Katalog sprzętu lotniczego państw NATO. Uzbrojenie samolotów i śmigłowców" Szt. Gen. 1187/84*

WYKAZ SKRÓTÓW I POJĘĆ

- Definicje wybranych parametrów stosowanych podczas określania danych taktyczno – technicznych samolotów
  - ***Masa własna samolotu*** - wyrażona w kg masa konstrukcji samolotu bez załogi, paliwa, amunicji, olejów i innych płynów oraz bez podwieszanych i instalowanych wewnątrz urządzeń, które nie wchodzą w typowy zestaw wyposażenia.
  - ***Masa startowa normalna*** – wyrażona w kg masa samolotu w pełni przygotowanego i wyposażonego do wykonania zadania podstawowego dla danego typu samolotu (wraz z załogą, paliwem, amunicją itp.).
  - ***Masa startowa maksymalna*** – wyrażona w kg masa samolotu w pełni przygotowanego do lotu przy maksymalnym, dopuszczalnym dla danego typu, obciążeniu konstrukcji.
  - ***Masa ładunku użytecznego (uzbrojenia)*** – wyrażona w kg masa zabieranego ładunku (przewożonego towaru, uzbrojenia, paliwa przeznaczonego do tankowania innych samolotów itp.)
  - ***Obciążenie jednostkowe*** – wyrażony w kg/m^2 stosunek masy samolotu do powierzchni nośnej samolotu. Stosunek ten określa się dla masy startowej normalnej i maksymalnej oraz dla masy bojowej samolotu.
  - ***Prędkość maksymalna na małej wysokości*** – wyrażona w km/h największa możliwa do osiągnięcia prędkość lotu poziomego na wysokości 300 m nad poziomem morza (w warunkach standardowych).
  - ***Prędkość maksymalna na dużej wysokości*** – wyrażona w km/h największa możliwa do osiągnięcia prędkość lotu poziomego na wysokości powyżej 11600 m.
  - ***Prędkość przelotowa*** – wyrażona w km/h prędkość (na optymalnej wysokości), przy której występuje optymalne zużycie paliwa; inaczej – prędkość, przy której możliwe jest uzyskanie największego zasięgu lotu.
  - ***Prędkość wznoszenia*** – wyrażona w m/s maksymalna wartość początkowej pionowej prędkości wznoszenia, jaką może osiągnąć samolot.
  - ***Prędkość krytyczna*** – wyrażona w km/h minimalna prędkość stabilnego i sterowanego lotu po prostej z przeciążeniem równym 1,0 g przy maksymalnej wartości siły nośnej.

- ***Pułap praktyczny*** – maksymalna wysokość lotu, na której samolot przy ustalonej masie i sile ciągu silników, lecąc z prędkością dodźwiękową, może jeszcze uzyskać pionową prędkość wznoszenia wynoszącą 0,5 m/s. Pułap wyraża się w metrach.
- ***Pułap dynamiczny*** – wyrażona w metrach maksymalna wysokość, jaką może uzyskać samolot, wykonując odpowiedni manewr dynamiczny.
- ***Długość startu*** – wyrażona w metrach odległość, na jakiej samolot uzyska wysokość niezbędną do przelecenia nad przeszkodą o wysokości równej 15 m, zachowując przy tym pełną stateczność i sterowność (warunki standardowe, pas startowy o twardej nawierzchni, nie nachylony w stosunku do poziomu morza; start odbywa się bez użycia pomocniczych urządzeń startowych).
- ***Długość lądowania*** – odległość w metrach, jaką przebędzie samolot od chwili przelotu nad przeszkodą o wysokości 15 m do całkowitego zatrzymania się. Warunki – jak dla startu, bez wykorzystania innych urządzeń skracających dobieg niż hamulce kół podwozia i hamulce aerodynamiczne.
    - **Uwaga:** Długość startu jest podawana dla normalnej masy startowej, a długość lądowania dla normalnej masy lądowania; za normalną masę lądowania przyjmuje się normalną masę startową pomniejszoną o masę uzbrojenia i o 0,8 masy paliwa znajdującego się w zbiornikach zasadniczych.
- ***Zasięg maksymalny*** – wyrażona w km, maksymalna odległość, jaką może przebyć samolot, startując z maksymalnym zapasem paliwa, ale bez żadnego ładunku (uzbrojenia) i przybywając na lotnisko docelowe z określoną rezerwą paliwa (zazwyczaj przyjmuje się ilość paliwa potrzebną na 20 minut lotu;
- ***Taktyczny promień działania*** – odległość od lotniska bazowania do punktu (rejonu) wykonywania zadania bojowego przy założeniu, że po wykonaniu zadania samolot wraca na lotnisko startu. Taktyczny promień działania m.in. zależy od rodzaju wykonywanego zadania, przenoszonego uzbrojenia i zapasu paliwa oraz od prędkości i wysokości lotu. W zestawieniach danych taktyczno – technicznych przedstawiono wartości maksymalne lub przedział, w jakim mieszczą się taktyczne promienie działania. O ile nie podano dodatkowych wyjaśnień, to dane dotyczą promienia działania bez uwzględniania uzupełniania paliwa w powietrzu.

- ***Długotrwałość lotu*** – czas lotu samolotu od startu do lądowania w warunkach określonych dla zasięgu maksymalnego. Jeżeli warunki te odbiegają od określonych (np. tankowanie w powietrzu), obok wartości cyfrowej podane jest wyjaśnienie.

❖ Wybrane pojęcia stosowane w opracowaniu.

- ***Awionika*** – elektronika lotnicza; układy i przyrządy elektroniczne stosowane na pokładach statków powietrznych.
- ***FLIR*** *(Forward Looking Infra Red – obserwacja przestrzeni przed samolotem w podczerwieni)* – system umożliwiający wykonywanie lotów na małych wysokościach i atakowanie obiektów naziemnych w nocy oraz w trudnych warunkach atmosferycznych.
- ***HOTAS*** *(Hands On Trottle And Stick - ręce na drążku i ciągu)* - koncepcja wg której rozmieszcza się i konfiguruje wyposażenie kabiny zgodnie z zasadami ergonomii. Na obu tych dźwigniach (drążek sterowy i dźwignia sterowania silnikiem) umieszcza się szereg przełączników pozwalających na sterowanie: radiolokatorem, uzbrojeniem, klapami, hamulcem aerodynamicznym itd. Dzięki temu pilot może skupić się na wykonywaniu zadania i nie musi odrywać wzroku od celu, a rąk od przyrządów sterowniczych. Zarządzanie kompleksem nawigacyjno-celowniczym, wg tej koncepcji, odbywa się w następujący sposób: pilot wybiera jeden z rodzajów pracy (zwalczanie celów powietrznych ze średniej odległości, manewrowa walka powietrzna, atakowanie celów naziemnych uzbrojeniem kierowanym lub niekierowanym, zwalczanie celów nawodnych itp.), a komputery pokładowe automatycznie wykonują konfigurację wskazań w kabinie, wybierają rodzaj pracy urządzeń celowniczych i nawigacyjnych i wydają komendy do przygotowania uzbrojenia odpowiedniego typu.
- ***Układ aerodynamiczny statku powietrznego*** - współcześnie wyróżnia się pięć układów aerodynamicznych:
  - klasyczny (konwencjonalny, normalny, ortodoksyjny), w którym skrzydła umieszczone są na kadłubie przed zespołem usterzeń);
  - kaczka (Canard), w pewnym sensie lustrzane odbicie układu klasycznego, tzn. usterzenie poziome jest przed płatem nośnym;

- bez usterzenia poziomego (nazywany często bezogonowcem), w którym powierzchnie nośne zapewniające sterowność podłużną samolotu (ster wysokości) są częścią skrzydła;
- latające skrzydło, w tym układzie brak jest kadłuba i usterzeń rozumianych w sensie klasycznym;
- latający kadłub, samolot w tym układzie może mieć płat w postaci szczątkowej lub tylko kadłub (nośny) wraz z usterzeniem.

➢ ***Układ sterowania fly-by-wire*** - przewodowy układ sterowania; zespół urządzeń (sterownica, elektryczny układ nadążny, mechanizmy i automaty, komputer specjalizowany, serwomotor, elementy pomiarowe położenia sterownicy) przeznaczony do ręcznego oddziaływania na położenie płaszczyzn sterujących. Położenie drążka sterowego jest kontrolowane za pomocą czujników położenia i siły. Sygnały z czujników są przekazywane do komputera, w którym następuje uformowanie sygnału sterującego zgodnie z przyjętą regułą sterowania. Sygnał sterujący jest przesyłany przewodami elektrycznymi lub światłowodowymi do wzmacniacza, obciążeniem którego jest mechanizm sterujący. Mechanizm sterujący steruje wzmacniaczem hydraulicznym wychylającym płaszczyznę sterującą.

➢ ***Technologia stealth*** – istotą technologii stealth jest zmniejszenie do minimum prawdopodobieństwa wykrycia statku powietrznego przez przeciwnika. Wykrycie to może nastąpić za pomocą radiolokatora, urządzeń elektronicznych, akustycznych oraz wykorzystujących promieniowanie samolotu w zakresie podczerwieni. Groźny jest ponadto ślad w postaci smugi kondensacyjnej pozostawionej w określonych warunkach lotu oraz emisja dymów w strumieniu gazów wylotowych z silnika. W niniejszym opracowaniu czynnikiem decydującym o zakwalifikowaniu do technologii stealth jest element zmniejszenia wykrywalności samolotu przez stacje radiolokacyjne.

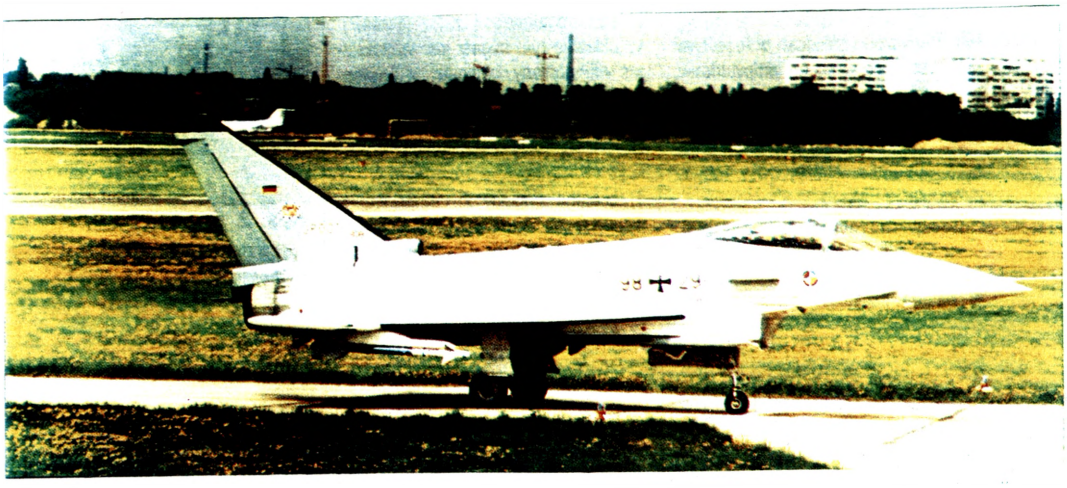
1.CHARAKTERYSTYKI SAMOLOTÓW

Samoloty myśliwskie, przeznaczone głównie do zwalczania obiektów powietrznych oraz niekiedy również naziemnych, można umownie podzielić na trzy grupy: samoloty myśliwskie obrony powietrznej obszaru kraju (przechwytujące), pokładowe samoloty myśliwskie oraz taktyczne samoloty myśliwskie.

Samoloty myśliwskie obrony powietrznej obszaru kraju stanowią wyposażenie jednostek lotniczych systemu OP. Służą one w zasadzie wyłącznie do zwalczania obiektów powietrznych i działają z lotnisk rozmieszczonych na obszarze własnego terytorium. Samoloty tej grupy charakteryzują się dużą prędkością lotu i wznoszenia, oraz silnym uzbrojeniem klasy powietrze-powietrze. Typowymi samolotami myśliwskimi OP, specjalnie budowanymi do spełniania tej roli są rosyjskie Su-15TM, MiG-25PD, MiG-31B (M) oraz brytyjskie Tornado ADV. Pozostałe kraje, jako podstawowe uzbrojenie jednostek lotniczych OP, użytkują wielozadaniowe samoloty myśliwskie, niekiedy specjalnie przystosowane do tej roli (np. w USA zmodernizowano 217 samolotów F-16A i 24 samoloty F-16B do standardu F-16A/B Block 15 ADF na potrzeby jednostek OP kontynentalnej części kraju).

Pokładowe samoloty myśliwskie, stanowiące wyposażenie bazujących na lotniskowcach eskadr, stanowią pierwszą linię obrony złożonego systemu obrony przeciwlotniczej zgrupowań okrętów. Ogólna charakterystyka i uzbrojenie tych samolotów są podobne do samolotów myśliwskich OP obszaru kraju. Typowym pokładowym samolotem myśliwskim w tej grupie jest amerykański F-14 Tomcat. Uzupełnieniem F-14, o znacznie poszerzonym zakresie zadań jest F/A-18 Hornet, posiadający wszelkie cechy taktycznego samolotu myśliwskiego. We Francji rolę myśliwca pokładowego spełnia wielozadaniowy F-8 Crusader, którego w najbliższej przyszłości zastąpi Rafale.

Taktyczne samoloty myśliwskie służą do wywalczenia i utrzymania przewagi w powietrzu oraz osłony przed atakami z powietrza. Mogą także stanowić osłonę grup uderzeniowych lotnictwa taktycznego i pokładowego. Ponadto przewiduje się ich użycie do zwalczania obiektów naziemnych w strefie operacyjno – taktycznej oraz do wykonywania zadań wsparcia i rozpoznania lotniczego w strefie taktycznej. Niektóre z nich są przystosowane do przenoszenia broni jądrowej. Praktycznie wykonują one te same zadania co samoloty myśliwsko-bombowe i tylko w niektórych przypadkach – zwłaszcza w samolotach starszych typów – wyposażenie pokładowe ogranicza możliwości działania w nocy i w trudnych warunkach meteorologicznych. Stanowią najliczniejszą grupę obecnie produkowanych, a także znajdujących się w fazie projektów, samolotów myśliwskich.



Rok powstania konstrukcji	1994
Powstałe wersje	EFA-2000DA4
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	prototyp
Użytkownicy	Niemcy, Anglia, Włochy, Hiszpania

Eurofighter jest jednomiejscowym samolotem myśliwskim w układzie dolnopłata z przednim usterzeniem, przeznaczonym głównie do walki powietrznej z możliwością użycia do zwalczania obiektów naziemnych i nawodnych. Charakteryzuje się dużą zwrotnością oraz właściwościami STOL (Short Take Off and Landing – skrócony start i lądowanie). Badania nad konstrukcją rozpoczęto w lipcu 1984 r., oblotu prototypu dokonano pod koniec 1993 r. EFA-2000 jest konstrukcją na wskroś nowoczesną. W konstrukcji płatowca wykorzystano w znacznej mierze materiały kompozytowe, stopy aluminiowo-litowe oraz stopy tytanu. Posiada skrzydła wolnonośne, trójkątne, wykonane głównie z kompozytów zbrojonych włóknami węglowymi. Przednie płytowe powierzchnie sterowe wykonano z tytanu. Kadłub półskorupowy wykonany głównie z kompozytów zbrojonych włóknem węglowym. Usterzenie ogonowe składa się tylko ze statecznika pionowego. Podwozie trójpodporowe z dwukołowymi goleniami głównymi składanymi w kierunku kadłuba oraz jednokołową golenią przednią składaną do tyłu. Napęd stanowią dwa dwuwałowe turbowentylatorowe silniki Eurojet EJ200. Prostokątne wloty powietrza do silników usytuowano pod przednią częścią kadłuba. Górna krawędź wlotów jest stała, dolna krawędź ruchoma. Układ sterowania przewodowy (fly-by-wire) nadzorowany przez komputer, zapewniający utrzymanie obciążeń samolotu w dozwolonych granicach. Dane o sytuacji taktycznej, pilotażowo - nawigacyjnej oraz o stanie systemów samolotu zobrazowane na trzech kolorowych wyświetlaczach wielofunkcyjnych HDD oraz na szerokokątnym wskaźniku przeziernym HUD. Rozmieszczenie przełączników zgodnie z zasadą HOTAS.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	°
Taktyczny promień działania DH (km)	°
Średni promień działania (km)	560
Prędkość wznoszenia (m/s)	315
Max przeciążenia	+9 do -3
Dł. startu (m)	500
Dł. Lądowania (m)	500
Długotrwałość lotu (h)	°
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Tak
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Nie
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak
	°

Dane techniczne

Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	10,5 x 14,5 x 6,4
Powierzchnia nośna m^2	50
Masa własna (kg)	9900
Masa startowa (kg)	15450/21000
Masa uzbrojenia (kg)	6500
Masa paliwa (kg)	4300/2340
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	4650/
Prędkość przelotowa (km/h)	900
Prędkość max mała H (km/h)	1300
Prędkość max duża H (km/h)	2400
Prędkość lądowania (km/h)	220
Prędkość krytyczna (km/h)	°
Pułap dynamiczny (m)	20500
Pułap praktyczny (m)	18300
Zasięg max (km)	3700
Rodzaj napędu	2 x turboodrzutowy
Typ/Ilość	2 x EJ-200
Ciąg/Ciąg max (kN)	2 x 6000/2 x 9000
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	°
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	404

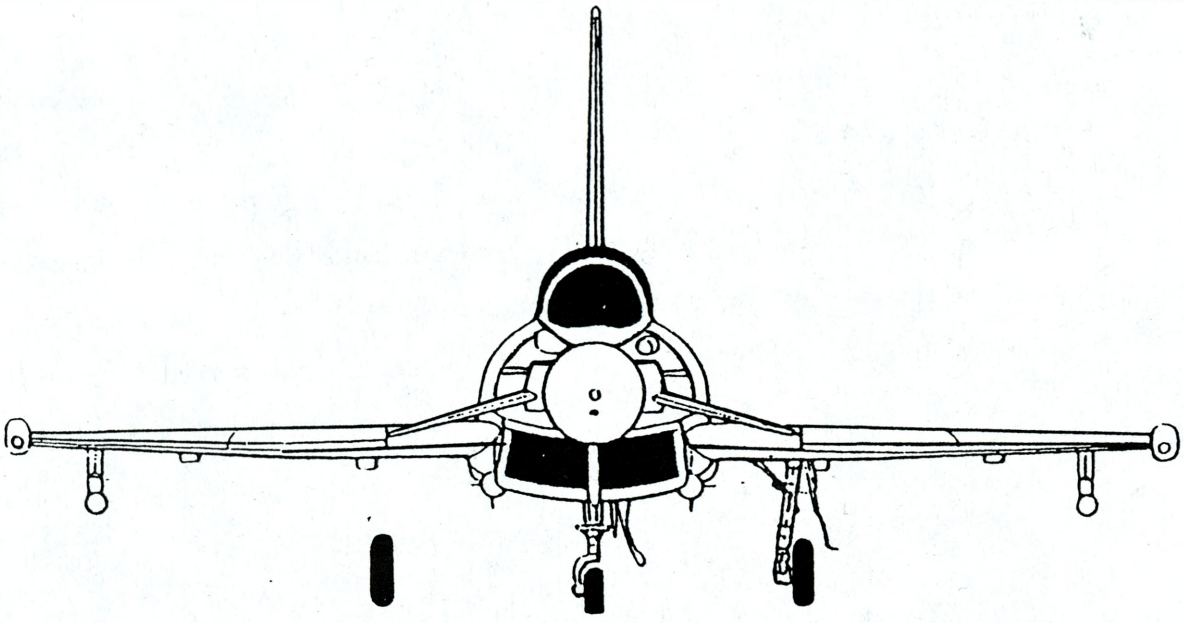
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE*

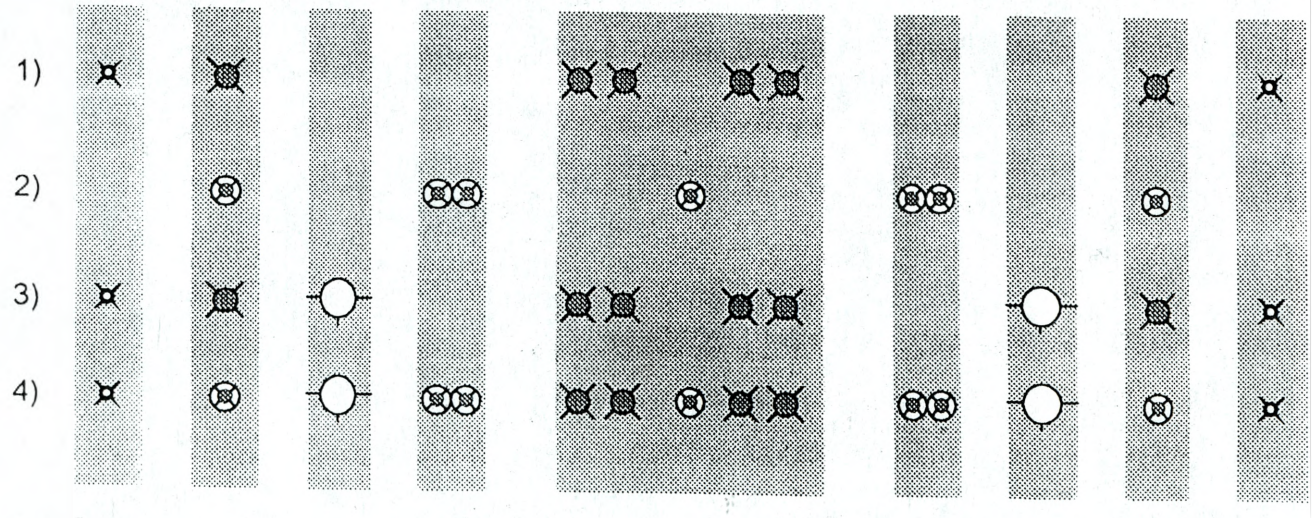
Awionika. W samolocie zostanie zastosowany radiolokator ECR 90 specjalnie zaprojektowany dla EFA przez wielonarodowe konsorcjum (Wielka Brytania, Hiszpania, Włochy, RFN). Jest to wielofunkcyjny radiolokator dopplerowski o zakładanych parametrach zasięgu wykrywania 92-148 km. Planuje się, że będzie w stanie śledzić do ośmiu celów na tle ziemi. W systemie kierowania uzbrojeniem planuje się wyposażenie pilota w nahełmowy wyświetlacz niezbędny podczas celowania oraz umożliwiający wizualizację informacji uzyskiwanych z czujników FLIR. Nowością w samolocie jest urządzenie umożliwiające wprowadzanie pewnych danych za pomocą głosu pilota DVI (Direct Voice Input). W skład awioniki wejdzie nowoczesny system łączności oraz system obrony DASS (Defensive Aids Sub–System) który stanowią urządzenia do walki radioelektronicznej, układ celów pozornych oraz wyrzutni flar i pasków folii metalizowanej. **Uzbrojenie** stałe stanowi wbudowane 27 mm działko umieszczone wewnątrz kadłuba. Samolot posiada 5 węzłów podkadłubowych oraz 8 podskrzydłowych na których może przenosić uzbrojenie w zależności od planowanych zadań. W wariancie myśliwskim będą to rakiety AIM-120A, AIM-132, AIM-9L/M. Do zwalczania obiektów naziemnych środki kierowane i niekierowane w dowolnej, zależnej od potrzeb konfiguracji, o masie do 6500kg.

---

* *Informacje dotyczące awioniki i uzbrojenia samolotu należy traktować jako przybliżone. Samolot w dalszym ciągu nie wyszedł poza fazą prototypu i ostateczne wyposażenie nie zostało sprecyzowane.*

Warianty uzbrojenia samolotu EFA 2000





1) 6 x AIM-120 + 2 x AIM-132 (AIM-9)
2) 7 x Mk. 83 (lub inne o wagomiarze 454 kg)
3) 6 x AIM-120 + 2 x AIM-132 (AIM-9) + 2 x ZP (przewidywany typowy wariant do zadań powietrze-powietrze)
4) 7 x Mk. 83 (lub inne) + 4 x AIM-120 + 2 x AIM-132 (AIM-9) + 2 x ZP (przewidywany typowy wariant do zadań powietrze- ziemia)

F-4F Phantom II



Rok powstania konstrukcji 1958 (podstawowa), 1974 (F-4F)
Powstałe wersje F-4B, F-4C, F-4D, F-4E, F-4J, F-4K, F-4M, F-4N, F-4S
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy 5500 (łącznie)
Użytkownicy USA, RFN, Australia, Egipt, Grecja, Iran, Izrael, Japonia, Korea Płd., Turcja, Anglia

F-4 Phantom II jest dwumiejscowym, wielozadaniowym samolotem myśliwsko-bombowym, skonstruowanym pod koniec lat pięćdziesiątych (oblot prototypu 27.05.1958r.) w zakładach McDonnell Douglas na zamówienie marynarki wojennej USA. Produkcję seryjną rozpoczęto w 1961 r. Kolejne wersje weszły również do uzbrojenia sił powietrznych USA oraz odbiorców zagranicznych. Wielokrotnie modyfikowany w okresie produkcji i eksploatacji. F-4F stanowi uproszczoną wersję myśliwską samolotu F-4E zbudowaną w kooperacji z przemysłem RFN wyłącznie na potrzeby tego kraju. Zbudowano łącznie 177 egz. Użytkowany przez lotnictwo RFN od 1974 r. Przeznaczony przede wszystkim do zwalczania obiektów powietrznych w ramach osłony terytorium, wojsk w strefie taktycznej lub grup uderzeniowych lotnictwa. Może również zwalczać obiekty naziemne i morskie przy użyciu kierowanych i niekierowanych konwencjonalnych środków rażenia. Początkowo jedynym uzbrojeniem do zwalczania obiektów powietrznych, oprócz wbudowanego na stałe działka, były KPR p-p AIM-9 Sidewinder. Ograniczenie to spowodowane było brakiem możliwości naprowadzania rakiet kierowanych radiolokacyjnie AIM-7 Sparrow przez stację radiolokacyjną AN/APQ-94. Na początku lat 90. rozpoczęto wymianę tych stacji na nowe AN/APG-65 z samolotu F/A-18 Hornet, co w połączeniu z KPR p-p typu AIM-120A zdecydowanie poprawiło możliwości bojowe F-4F.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	150-225
Taktyczny promień działania DH (km)	670-880
Średni promień działania (km)	390-570
Prędkość wznoszenia (m/s)	250
Max przeciążenia	°
Dł. startu (m)	1370
Dł. lądowania (m)	930
Długotrwałość lotu (h)	°
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Nie
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	2
Możliwość tankowania w powietrzu	Nie
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

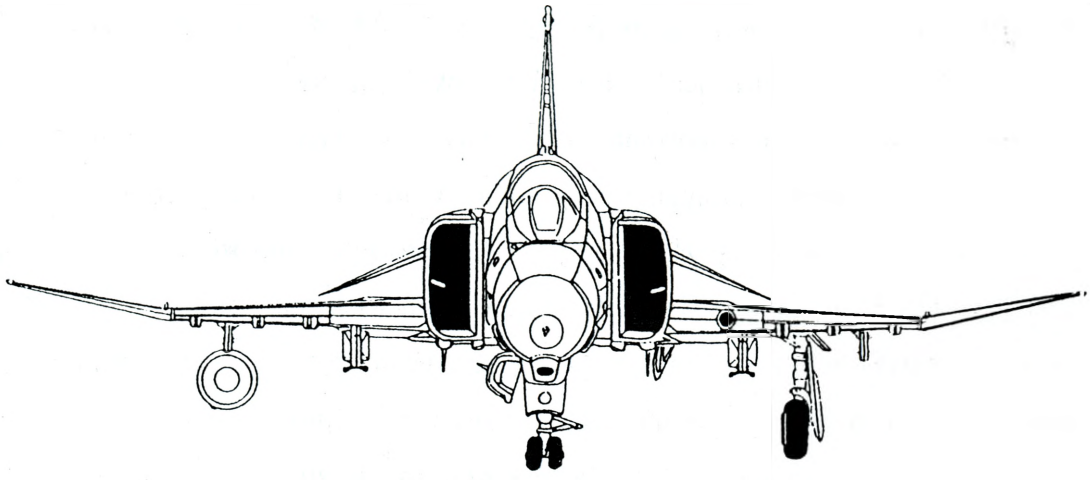
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	11,7 x 19,2 x 4,96
Powierzchnia nośna m^2	49,2
Masa własna (kg)	13150
Masa startowa (kg)	24410/28055
Masa uzbrojenia (kg)	7250
Masa paliwa (kg)	5100/4270
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	7560/5070
Prędkość przelotowa (km/h)	925
Prędkość max mała H (km/h)	1464
Prędkość max duża H (km/h)	2440
Prędkość lądowania (km/h)	°
Prędkość krytyczna (km/h)	233
Pułap dynamiczny (m)	30500
Pułap praktyczny (m)	21640
Zasięg max (km)	3550
Rodzaj napędu	2 x turboodrzutowe
Typ/Ilość	2 x J79MTU-17A
Ciąg/Ciąg max (kN)	2x5281/2x8316
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	°
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	570/496

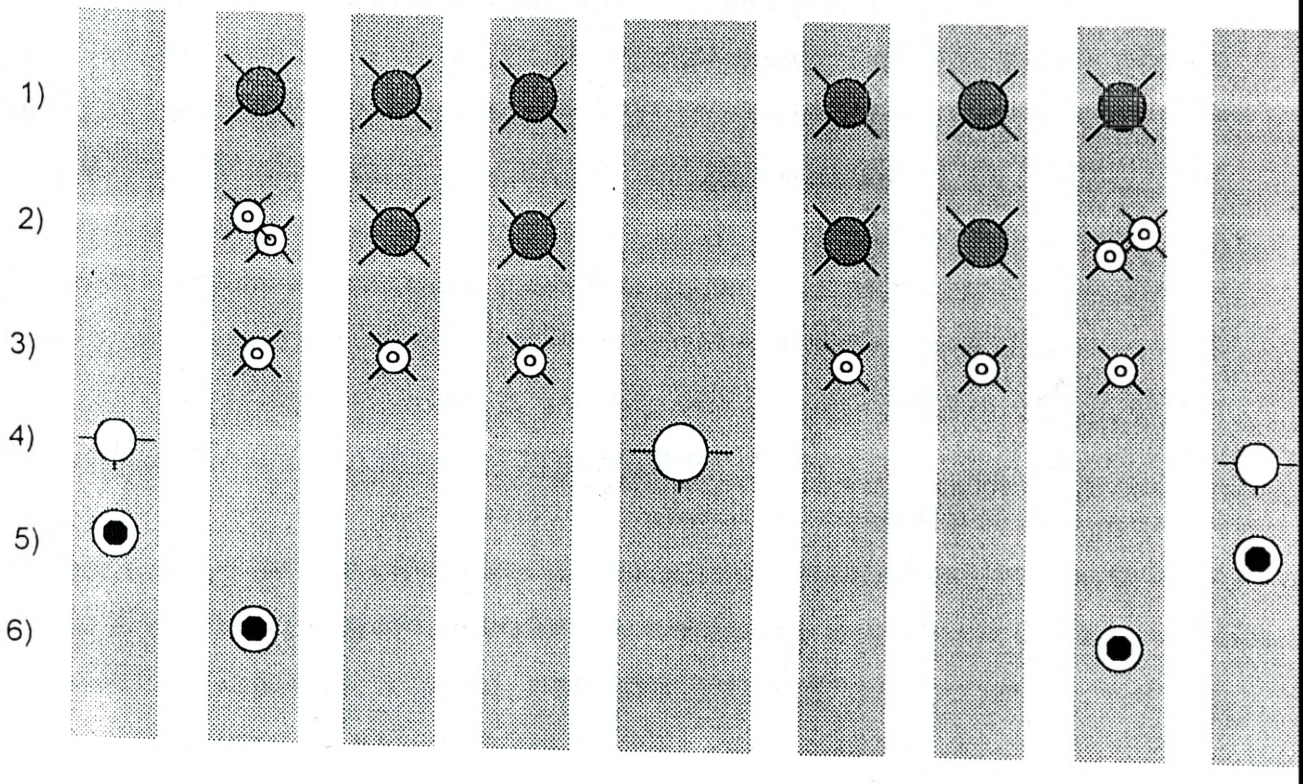
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. System sterowania i nawigacji stanowi pokładowy zestaw urządzeń TACAN ARN-91, wysokościomierz radiolokacyjny APN-155, pilot automatyczny ASA-32 oraz przeliczniki nawigacyjne ASN-46A. Podstawowym składnikiem systemu kierowania uzbrojeniem była zmodernizowana na potrzeby RFN stacja radiolokacyjna z samolotu F-8 Crusader AN/APQ-94 o zasięgu wykrywania 55 km oraz śledzenia celów 37 km. Pozostałe urządzenia to celownik optyczny ASG-26A, celownik bombardierski AJB-7, przelicznik nawigacyjno-celowniczy ASQ-91M, zestaw naprowadzania rakiet Sidewinder APA-165. System identyfikacji i ostrzegania tworzą urządzenia ostrzegające o pracujących stacjach radiolokacyjnych AN/ALR-69 oraz o zagrożeniu rakietowym OPL APR-2, APR-3. Łączność radiową zapewnia centrala elektroniczna łączności, nawigacji i rozpoznawania AN/ASQ-88B oraz radiostacja UKF ARC-105. Wyposażenie rozpoznawcze i WRe: stacja zakłóceń aktywnych - AN/ALQ-131 (2,5-18 GHz), stacja zakłóceń pasywnych - AN/ALE-40 (2-18 GHz). W ramach programu ICE (Improved Combat Effectiveness – polepszenie skuteczności bojowej) zainicjowanego przez niemieckie ministerstwo obrony, wszystkie F-4F w latach 1990-97 poddano gruntownej modernizacji. Unowocześnienie samolotu polega na wymianie stacji radiolokacyjnej na AN/APG-65 z samolotu F/A-18 Hornet, produkowanej na licencji przez firmę Telefunken System Technik; zastosowaniu nowoczesnych wskaźników ekranowych, cyfrowego komputera do obsługi uzbrojenie, nawigacyjnego systemu bezwładnościowego opartego na żyroskopach laserowych, cyfrowej centrali danych aerodynamicznych GEC-Marconi Avionics, nowego systemu IFF oraz przystosowano system kierowania uzbrojeniem do przenoszenia KPR p-p AIM-120, których produkcję licencyjną rozpoczęto w Niemczech w 1995 r.

Uzbrojenie stałe samolotu stanowi 6-lufowe 20 mm działko M61A1 Vulcan z zapasem 640 szt. amunicji. Uzbrojenie podwieszane do zwalczania obiektów powietrznych to KPR p-p typu AIM-9L, AIM-120A. Do zwalczania obiektów naziemnych kierowane i niekierowane środki rażenia o masie 7250 kg na 9 węzłach (4 podskrzydłowych i 5 podkadłubowych).

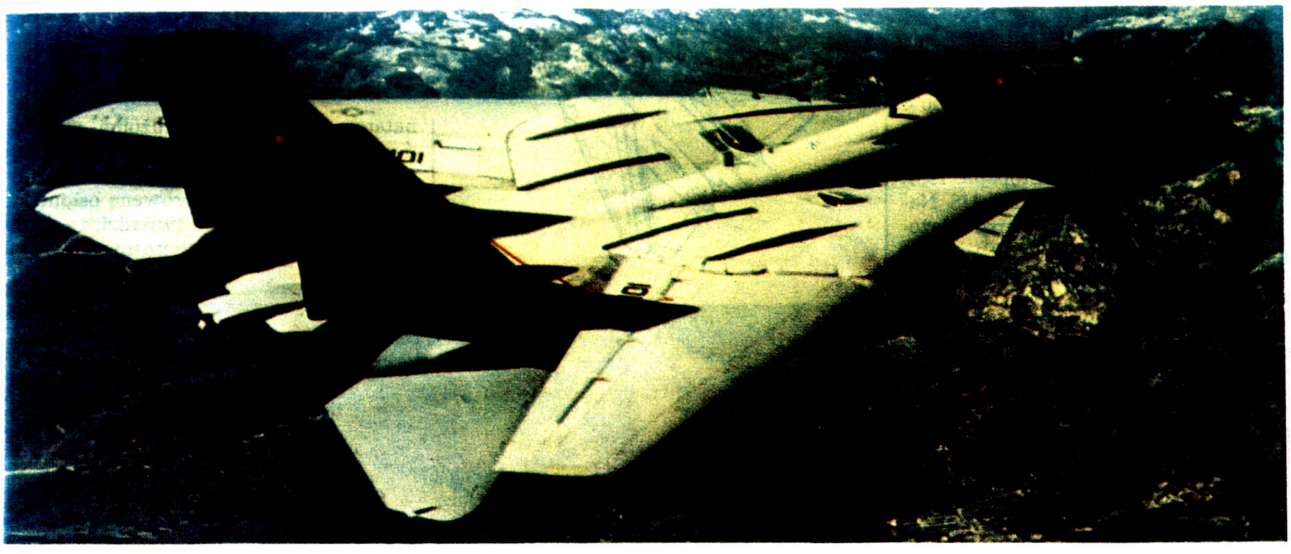
Warianty uzbrojenia samolotu F-4F





1) 6 x AIM-120A AMRAAM
2) 4 x AIM-120A AMRAAM + 4xAIM-9M Sidewinder
3) 6x AIM-9M Sidewinder
4) ZP-2270l; 2xZP-1400l (opcjonalnie)
5) Stacja zakłócająca AN/ALQ-119 (opcjonalnie)
6) Zasobniki rozpoznawcze i WRe (opcjonalnie)

F-14A Tomcat



Rok powstania konstrukcji 1970
Powstałe wersje F-14B, F-14D
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy 712
Użytkownicy USA

Samolot F-14 powstał na zamówienie lotnictwa marynarki wojennej USA w zakładach GRUMMAN. Silniki, część wyposażenia oraz uzbrojenia a przede wszystkim koncepcję aerodynamiczną zaczerpnięto z samolotu F-111. Pracę nad konstrukcją rozpoczęto w 1969r., oblotu prototypu dokonano w 1970 r. a w 1974 r. weszły one do eksploatacji.

F-14A Tomcat jest dwusilnikowym, dwumiejscowym, pokładowym, morskim, wielozadaniowym samolotem myśliwskim w układzie średniopłata z napędem turbowentylatorowym, o konstrukcji metalowo-kompozytowej. Skrzydła o zmiennym skosie (20^0 – 68^0) regulowanym automatycznie dla uzyskania jak najkorzystniejszej konfiguracji aerodynamicznej przy danej liczbie Ma, dla potrzeb hangarowania na lotniskowcu jest możliwe cofnięcie skrzydeł do skosu 75^0. Kadłub o konstrukcji półskorupowej, całkowicie metalowej. W przedniej części kadłuba znajduje się stacja radiolokacyjna oraz podwójna kabina załogi. Ogonowa część kadłuba zakończona jest końcówką z przewodami awaryjnego zrzutu paliwa. Na górnej i dolnej powierzchni kadłuba znajdują się płyty hamulców aerodynamicznych. Podwójne, klasyczne usterzenie pionowe zamontowane na gondolach silników, płytowe stateczniki poziome pełnią rolę sterolotek. Podwozie trójzespołowe z podwójnymi kołami zespołu przedniego i pojedynczymi głównego. Na przednim zespole podwozia zainstalowany jest zaczep dla katapulty okrętowej. Zespół napędowy tworzą dwa dwuwałowe, turbowentylatorowe silniki z dopalaczem. Załoga samolotu składa się z pilota i operatora systemów uzbrojenia siedzących w układzie tandem. Fotele wyrzucane klasy 0-0 typu Martin–Baker GRU-7A lub Mk 14. F-14A. Jest jedynym seryjnym nosicielem KPR p-p AIM-54 Phoenix.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	270-330
Taktyczny promień działania DH (km)	800-990
Średni promień działania (km)	580-700
Prędkość wznoszenia (m/s)	152
Max przeciążenia	+7,3 do -3
Dł. startu (m)	762
Dł. lądowania (m)	884
Długotrwałość lotu (h)	°
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	2
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	11,65 x 19,54 x 4,88
Powierzchnia nośna m^2	52,49
Masa własna (kg)	18191
Masa startowa (kg)	26533/33724
Masa uzbrojenia (kg)	6577
Masa paliwa (kg)	7324/1724
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	9020/2116
Prędkość przelotowa (km/h)	740-1020
Prędkość max mała H (km/h)	1470
Prędkość max duża H (km/h)	2486
Prędkość lądowania (km/h)	232
Prędkość krytyczna (km/h)	192
Pułap dynamiczny (m)	22800
Pułap praktyczny (m)	15240
Zasięg max (km)	3950
Rodzaj napędu	2 x turboodrzutowe
Typ/Ilość	2 x TF30P-412A
Ciąg/Ciąg max (kN)	2 x 7500/2 x 9296
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	°
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	505,9/642,5

WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. System sterowania i nawigacji: bezwładnościowy system nawigacji Honeywell AN/ASN-92(V), wysokościomierz radiolokacyjny AN/APN-194(V), odbiornik radiolokacyjny AN/APR-27/50, radiokompas AN/ARA-63A, ultrakrótkofalowy system nawigacji lotniczej o dużej dokładności AN/ARN-84 micro TACAN, układ informujący o położeniu i kursie samolotu AN/A24G39, wzmacniacz sygnałów latarni kierunkowej AN/APN-154 oraz komputer danych aerodynamicznych CP-1066/A i konwerter sygnałów CP-1050A. Zobrazowanie informacji z systemu umożliwia wyświetlacz przezierny (HUD) Kaiser Aerospace AN/AVG-12 i wskaźniki ekranowe AN/ASA-79. Samolot posiada system automatycznego sterowania oraz system automatycznego lądowania na lotniskowcu. System kierowania uzbrojeniem stanowi dopplerowski, impulsowy radiolokator analogowy Hughes AN/AWG-9 umożliwiający śledzenie 24 celów i jednoczesne atakowanie 6-cioma pociskami Phoenix sześciu różnych celów na różnej wysokości i w różnych odległościach lecących z różnymi prędkościami. System umożliwia wykrycie celu, jego identyfikację, wyliczenie prędkości i określenie przyszłego położenia celu, określenie prędkości zbliżania i stopnia zagrożenia. W przypadku stosowania rakiet AIM-7 Sparrow samolot może atakować tylko jeden cel w tym samym czasie, chociaż podczas naprowadzania jednej rakiety na cel są już przygotowane dane do strzelania kolejną. Opcja "track-while-scan" umożliwia śledzenie celów podczas przeszukiwania obszaru dla wykrycia kolejnych obiektów. Zasięg śledzenia, w zależności od wielkości obiektu, wynosi 120-315km. Wbudowany układ samokontroli umożliwia monitorowanie działania podsystemów radaru. Każde uszkodzenie jest sygnalizowane załodze. W wersji F-14D zainstalowano radiolokator Hughes AN/APG-71 o zwiększonej, w stosunku do AWG-9, odporności na zakłócenia. W trybie "track-while-scan" cyfrowe sterowanie przeszukiwaniem radiolokacyjnym umożliwia kontrolę przemieszczeń anteny radarowej podczas przeszukiwania obszaru dla wykrycia innych celów. Z kolei monoimpulsowe śledzenie kątowe umożliwia dokładne umiejscowienie celu w wiązce radarowej. Wysokie częstotliwości impulsowania służą do operacji dalekiego zasięgu, niskie natomiast do śledzenia pojedynczego celu i obrazowania terenu. System kierowania ogniem Fairchild AN/AWG-15F umożliwia stosowanie różnych środków bojowych. System łączności radiowej: radiostacje UHF AN/ARC-51 i AN/ARC-159, odbiornik pomocniczy UHF AN/ARR-69, system szyfrowania KY-28, telefon pokładowy LS-460/B, odbiornik-dekoder AN/ARA-63A, cyfrowa linia teledetekcyjna

AN/ASW-27B. W wersji B zainstalowano radiostację UHF/VHF AN/ARC-182. System identyfikacji i ostrzegania: system ostrzegający o opromieniowaniu wiązką radarową AN/APR-25/45, radiolokacyjne urządzenie identyfikacyjne nadawczo-odbiorcze IFF AN/APX-72, nadajnik rozpoznawczo-zapytujący IFF AN/APX-76(V). W ostatnich produkowanych F-14A oraz w wersji B zamontowany jest system służący do identyfikacji wizualnej celu poza zasięgiem widzialności przy słabym oświetleniu Northrop TCS (Television Camera Set). Obraz rejestrowany jest na kasecie wideo (TDRS - Tactical Data Recording System). Czarno-biały, wyświetlany jest na ekranach monitorów w obu kabinach. Układ TCS montowany jest obecnie podczas przeglądów do wszystkich samolotów wersji A pod kadłubem przed kabiną załogi.

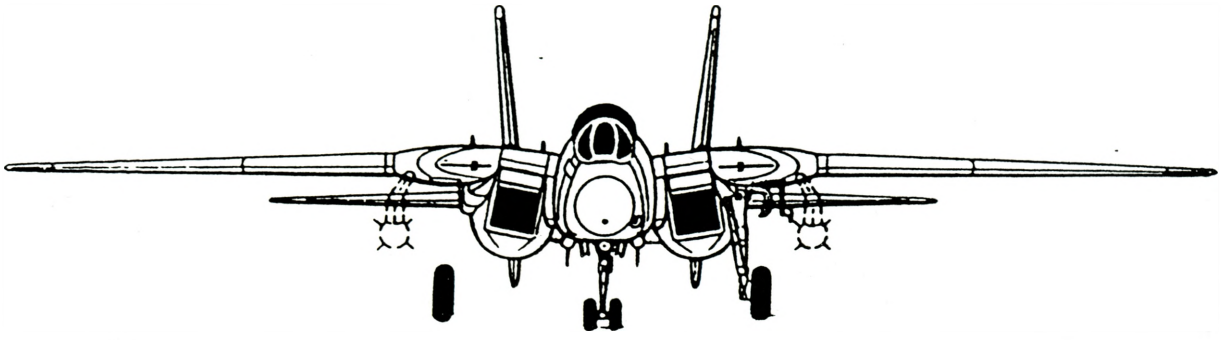
Wyposażenie rozpoznawcze i WRe:

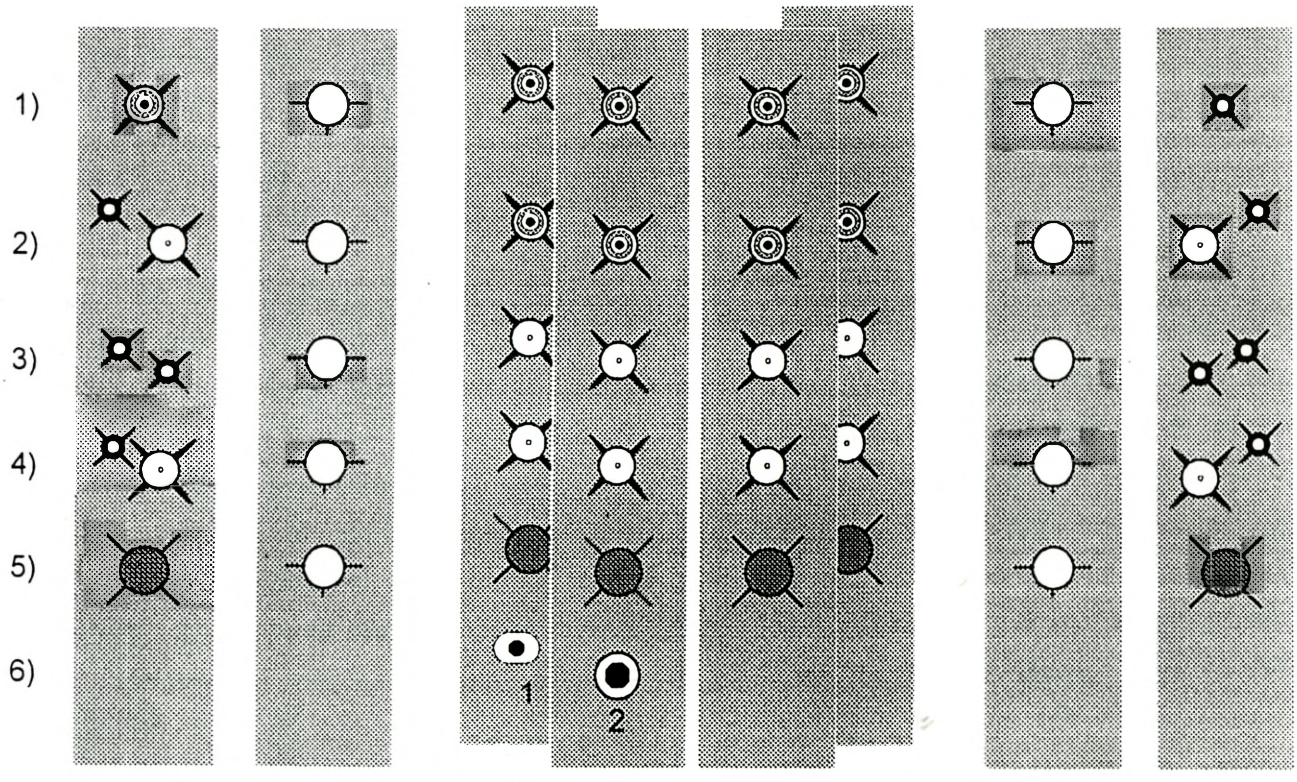
- stacja zakłóceń aktywnych - AN/ALQ-165 (2-20 GHz);
- stacja zakłóceń pasywnych - AN/ALE-29 (2-20 GHz);
- zasobnik rozpoznawczy LA-610 TARPS (Tactical Airborne Reconnaissance Pod System) zawierający aparat fotograficzny KS-87B firmy CAI, kamerę panoramiczną KA-99 firmy Fairchild, system rozpoznania w podczerwieni AN/AAD-5/RS-720 firmy Honeywell, panel obsługi technicznej oraz moduł wskaźnikowy;
- jeden lub dwa wyrzutniki flar Lundy AN/ALE-29A lub Goodyear AN/ALE-39 z magazynkiem na 30 nabojów (flar lub nabojów z dipolami).

Do celów treningowych stosowane są zasobniki AIS (Air Instrumentation System) jako część składowa wyposażenia ACMI (Air Combat Maneuvering Instrumentation). Urządzenia te, umożliwiając rekonstrukcję manewrów w czasie rzeczywistym, pozwalają na ocenę walk powietrznych z dowolnego punktu widzenia. Zasobnik AIS montowany jest na wyrzutni pocisków AIM-9 Sidewinder (pylony LAU-7).

Uzbrojenie stałe samolotu stanowi 6-lufowe, 20 mm działko M61A1 Vulcan z zapasem 675 szt. amunicji. Do zwalczania obiektów powietrznych KPR p-p AIM-54A (B, C), AIM-7E, AIM-9L/M, AIM-120A. Do zwalczania obiektów naziemnych niekierowane środki rażenia o masie 6577 kg na ośmiu z dziesięciu węzłów podwieszeń (4 podkadłubowych oraz 4 podskrzydłowych).

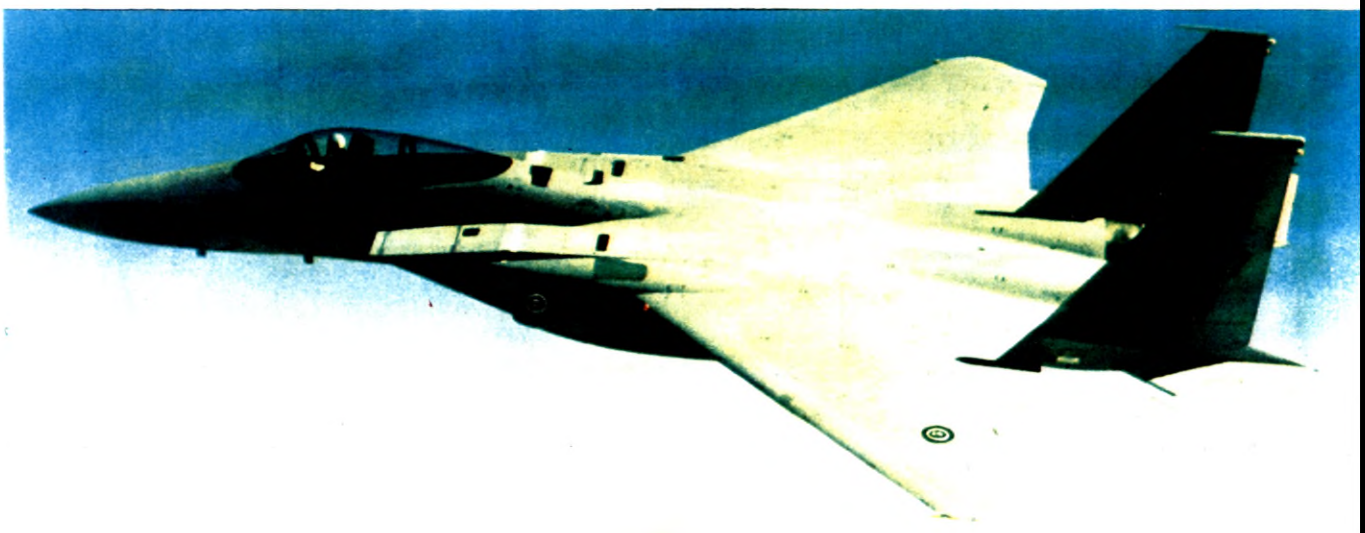
Warianty uzbrojenia samolotu F-14A





1) 6 x AIM-54 + 2 x ZP-1040 l (Long Range Intercept - przechwytywanie dalekiego zasięgu)
2) 4 x AIM-54 + 2 x AIM-7E/M + 2 x AIM-9M + 2 x ZP-1040 l (Combat Air Patrol - bojowy patrol powietrzny)
3) 4 x AIM-7E/M + 4 x AIM-9M + 2 x ZP-1040 l (Barier Combat Air Patrol - zaporowy bojowy patrol powietrzny)
4) 6 x AIM-7E/M + 2 x AIM-9M + 2 x ZP-1040 l
5) 6 x AIM-120A + 2 x ZP-1040 l
6) Opcjonalnie zasobnik rozpoznawczy LA-610 TARPS (1) lub stacja WRe AN/ALQ-167 (2)

F-15A Eagle



Rok powstania konstrukcji 1972
Powstałe wersje F-15B, F-15C, F-15D, F-15E, F-15J, F-15I, F-15DJ, F-15
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy 1250
Użytkownicy USA, Izrael, Japonia, Arabia Saudyjska

F-15 Eagle został zaprojektowany na zamówienie USAF (United States Air Force – Sił Powietrznych USA) na przełomie lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych jako następca F-4 Phantom II, mający spełniać rolę myśliwca służącego do wywalczenia i utrzymania przewagi w powietrzu. Prototyp oblatano 27.07.72 r., do eksploatacji samolot przekazano 14.11.74 r. (dwumiejscowa odmiana F-15B). W F-15 na niespotykaną wcześniej skalę wprowadzono materiały kompozytowe (węglowo-borowe i węglowe). Konstruktorom udało się znacznie uprościć obsługę samolotu – liczbę urządzeń elektronicznych, punktów smarowania, połączeń instalacji itp. zmniejszono dwu-trzykrotnie w stosunku do F-4. Cechą charakterystyczną tej konstrukcji jest wysoka zdolność przetrwania nawet w przypadku odniesienia poważnych uszkodzeń, naruszających w istotny sposób jej strukturę i zmieniających aerodynamikę. Znane są przypadki szczęśliwego lądowania samolotów pozbawionych połowy usterzenia a nawet prawie całego jednego skrzydła.

F-15A jest dwusilnikowym jednomiejscowym samolotem myśliwskim w układzie górnopłata. Skos skrzydła w ¼ cięciwy $38^{0}42'$. Kadłub półskorupowy o konstrukcji całkowicie metalowej, działko z prawej strony, na grzbiecie hamulec aerodynamiczny. Usterzenie poziome płytowe, pionowe zdwojone z antenami urządzeń ostrzegających i WRe na końcówkach. Podwozie trójzespołowe z pojedynczymi kołami. Zespół napędowy tworzą dwa silniki turbowentylatorowe z dopalaczem. Kabina wyposażona w fotel katapultowy klasy 0-0 typu ACES II.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	300-500
Taktyczny promień działania DH (km)	1130-180
Średni promień działania (km)	700-1400
Prędkość wznoszenia (m/s)	350
Max przeciążenia	o
Dł. startu (m)	275
Dł. lądowania (m)	762
Długotrwałość lotu (h)	do 15h
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	2
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

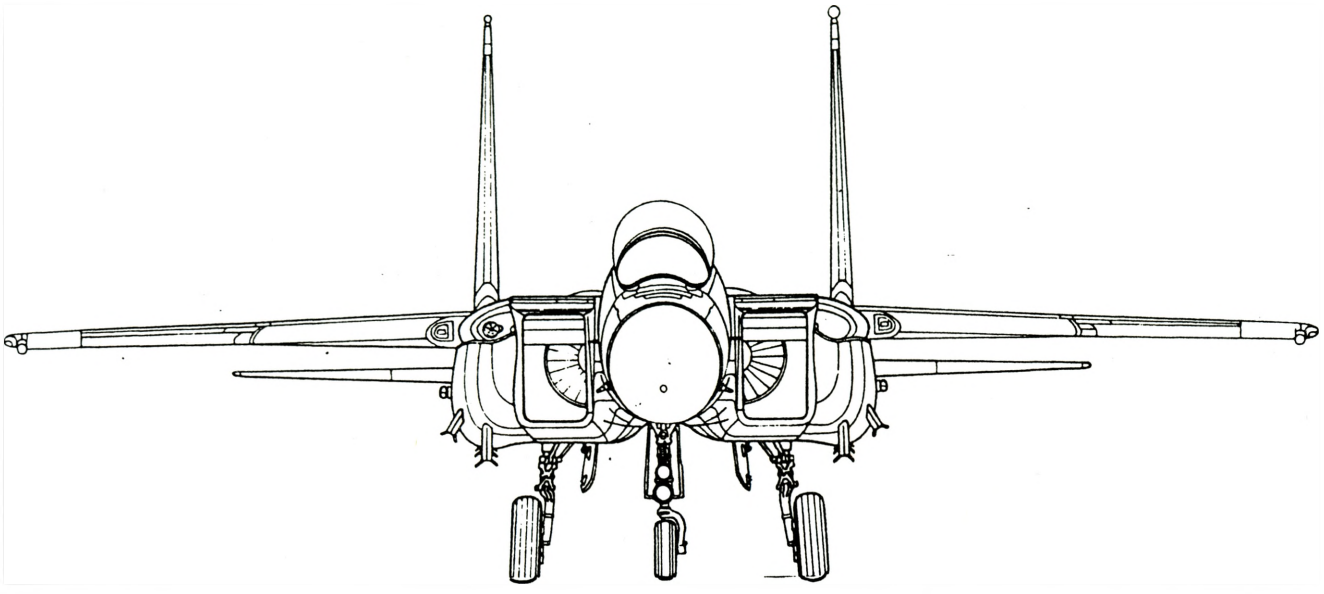
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	13,05 x 19,43 x 5,63
Powierzchnia nośna m^2	56,5
Masa własna (kg)	12664
Masa startowa (kg)	18824/25400
Masa uzbrojenia (kg)	7257
Masa paliwa (kg)	5260/5304
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	6750/6810
Prędkość przelotowa (km/h)	900
Prędkość max mała H (km/h)	1472
Prędkość max duża H (km/h)	2655
Prędkość lądowania (km/h)	232
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	30500
Pułap praktyczny (m)	18900
Zasięg max (km)	5560
Rodzaj napędu	2 x turboodrzutowy
Typ/Ilość	2 x F100-PW-100
Ciąg/Ciąg max (kN)	2 x 6400/2 x 11200
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	333

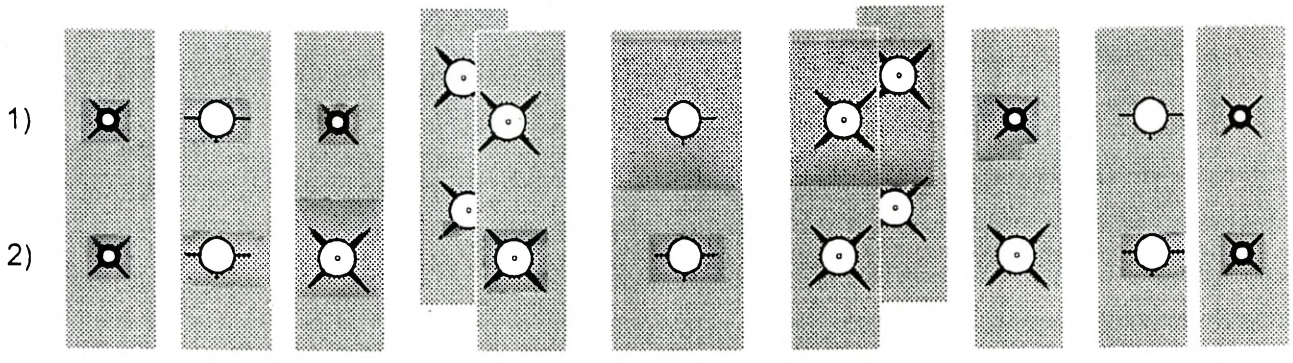
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. System sterowania i nawigacji: bezwładnościowy układ nawigacyjny AN/ASN-109, przelicznik nawigacyjny AN/ASK-6, zestaw pokładowy systemu TACAN AN/ARN-111, radiokompas UKF AN/ARA-50, autopilot AN/ASW-38, urządzenie zobrazowania danych HUD AN/ASQ-20. System kierowania uzbrojeniem: zestaw celowniczy AN/AWG-20, celowniki radiolokacyjne AN/APG-63. System łączności radiowej: radiostacja UKF AN/ARC-109, zestaw rozpoznawania "swój-obcy" AN/APX-76A magnetofon do rejestracji rozmów AN/ASN-28. System identyfikacji i ostrzegania: zestaw wykrywająco-ostrzegawczy TEWS (rozpoznanie sytuacji radioelektronicznej) AN/ALR-56, urządzenie wykrywająco-ostrzegawcze (element TEWS) AN/ALQ-128, zestaw urządzeń czynnych i biernych ostrzegających o zagrożeniu z tylnej półsfery AN/ALQ-153, AN/ALQ-154, AN/ALQ-155. W skład systemu przeciwdziałania radioelektronicznego samolotu wchodzą: stacja zakłóceń aktywnych - AN/ALQ-135 (1-18 GHz), stacja zakłóceń pasywnych - AN/ALE-40 (2-18 GHz), urządzenie do zakłócania samolotowych stacji radiolokacyjnych (ochrona tylnej półsfery) AN/ALQ-127. W zasobniku podwieszanym stacja zakłóceń podwójnego działania (zakłócanie obserwacji i zakłócanie naprowadzania rakiet OPL) AN/ALQ-131;

Uzbrojenie stałe stanowi 6-lufowe 20 mm działko M61A1 Vulcan z zapasem 940 szt. amunicji. Do zwalczania obiektów powietrznych KPR p-p typu AIM-7F, AIM-120A, AIM-9M. Do zwalczania obiektów naziemnych kierowane i niekierowane środki rażenia o masie do 7257 kg.

Warianty uzbrojenia samolotu F-15A





1) 4 x AIM-7F+ 4 x AIM-9L / M + 3 x ZP-2270 I
2) 6 x AIM-7F + 2 x AIM 9L / M + 3 x ZP-2270 I



Rok powstania konstrukcji 1979
Powstałe wersje F-15B, F-15E, F-15D, F-15S/MTD, F-15J
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy 473
Użytkownicy USA, Izrael

Produkowana od czerwca 1979 r. wersja samolotu F-15 Eagle. W ramach modyfikacji powiększone zostałe zbiorniki paliwa, dzięki którym F-15C może przenosić o 907 kg paliwa więcej, niż F-15A. Opracowano nową instalację paliwową pozwalającą na podwieszanie większej liczby zbiorników dodatkowych, w tym CFT (Conformal Fuel Tanks). Modyfikacji poddano również radiolokator oraz podwozie. Ponieważ w nowym wariancie samolot miał startować ze znacznie większą masą, wprowadzono automatyczny system ograniczający maksymalne przeciążenia do 7,55 g. Od 1985 r. samoloty F-15C zostały poddane modyfikacji w ramach programu MSIP II. Wymieniono radiolokator na AN/APG-70 (w miejsce starszego AN/APG-63). Zainstalowano nowy komputer pokładowy, nowy system sterowania uzbrojeniem z obrazowaniem na barwnym ekranie katodowym i programowaniem. Udoskonalono systemy WRe samolotu instalując stację zakłóceń AN/ALQ-135, nowe urządzenia ostrzegające AN/ALR-56C oraz wyrzutnię celów pozornych AN/ALE-45. Bardzo wysokie możliwości w zwalczaniu obiektów powietrznych zademonstrowali piloci latający na tych samolotach podczas konfliktu w rejonie Zatoki Perskiej. Na 34 zestrzelonych irackich statków powietrznych przez lotnictwo, 27 przypadło w udziale załogom F-15C.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	700 - 800
Taktyczny promień działania DH (km)	1400 - 1800
Średni promień działania (km)	750
Prędkość wznoszenia (m/s)	285
Max przeciążenia	+ 9 do -3
Dł. startu (m)	274
Dł. lądowania (m)	1067
Długotrwałość lotu (h)	5h 25'
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	13,05 x 19,43 x 6,63
Powierzchnia nośna m^2	56,50
Masa własna (kg)	12973
Masa startowa (kg)	20200/30872
Masa uzbrojenia (kg)	10705
Masa paliwa (kg)	6103/9818
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	°
Prędkość przelotowa (km/h)	°
Prędkość max mała H (km/h)	1482
Prędkość max duża H (km/h)	2650
Prędkość lądowania (km/h)	232
Prędkość krytyczna (km/h)	185
Pułap dynamiczny (m)	19800
Pułap praktyczny (m)	18300
Zasięg max (km)	5745
Rodzaj napędu	2 x turboodrzutowy
Typ/Ilość	2 x F-100-PW-220
Ciąg/Ciąg max (kN)	2 x 6380/2 x 10435
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	°
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	546,4

WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

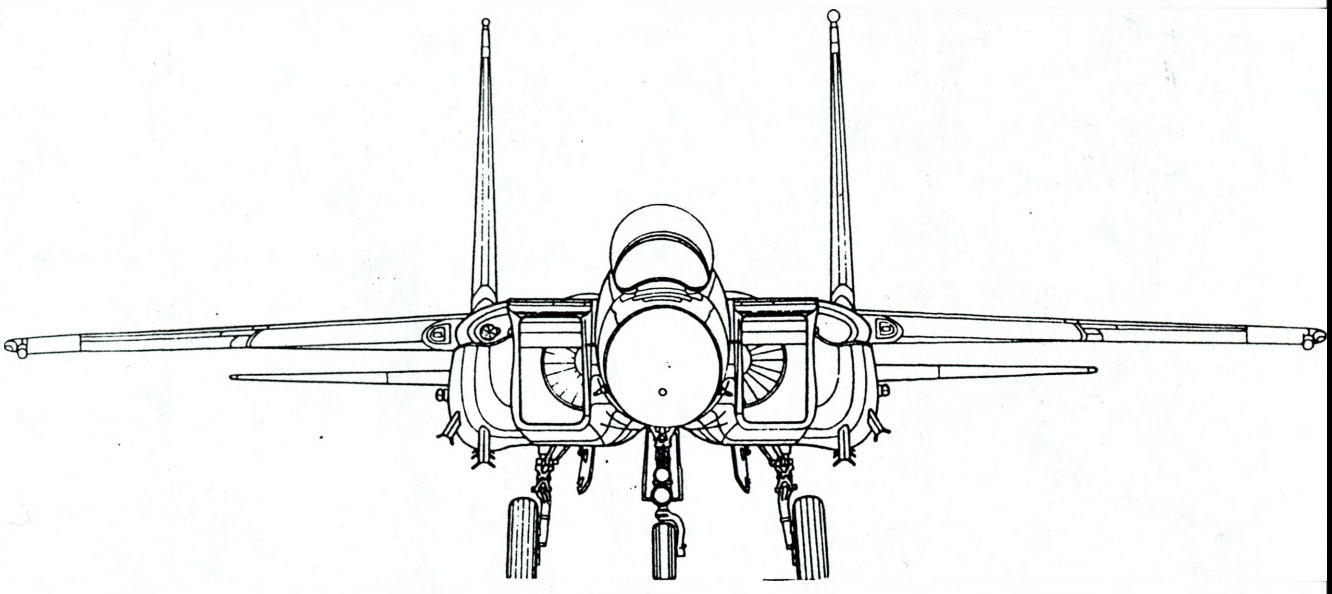
Awionika. Pokładowa stacja radiolokacyjna Hughes Aircraft AN/APG-70. Jest to impulsowo-dopplerowski radiolokator pracujący w paśmie X, rozwinięty z wcześniejszego AN/APG-63. Od 1980r. radiolokatory te wyposażone są w programowalny procesor sygnałowy pozwalający na wykrywanie i śledzenie z dużej odległości małych obiektów latających o dużej prędkości (np. pocisków samosterujących kategorii Cruise) poruszających się na wysokości wierzchołków drzew. Procesor ten dostarcza bieżące dane dotyczące śledzonego obiektu do centralnego komputera pokładowego typu IBM CP-1075, co pozwala na efektywne użycie pocisków powietrze-powietrze oraz działka pokładowego. Podczas walki radiolokator samolotu automatycznie śledzi cel, a dane z systemów sterowania i uzbrojenia prezentowane są na wyświetlaczu przeziernym HUD typu McDonnell Douglas Electronics AN/AVQ-20. Dodatkowo samolot posiada żyroskopowy celownik firmy General Electric oraz system sterowania uzbrojeniem. Samolot wyposażony jest w urządzenia identyfikacji „swój-obcy" IFF typu AN/APX-101 firmy Teledyne Electronics wysyłający do stacji naziemnych i innych samolotów sygnał identyfikacyjny. Dostarcza on również danych o aktualnym położeniu, kursie, wysokości lotu do naziemnych urządzeń kontroli ruchu lotniczego. Urządzenie zapytujące AN/APX-76 informuje pilota o tym, czy obserwowany aktualnie na ekranie radiolokatora samolot jest swój czy też obcy. Współdziała z nim urządzenie analizujące odpowiedź obiektu typu Litton AN/APX-76. Zainstalowany na tablicy przyrządów wyświetlacz sytuacji pionowej firmy Honeywell pozwala na prezentowanie danych z radiolokatora, aparatury elektrooptycznej oraz wskaźnika sytuacji pionowej niezależnie od warunków oświetlenia zewnętrznego. W skład awioniki F-15C wchodzą również: komputer danych o otaczającym powietrzu atmosferycznym Honeywell AN/ASK-6, układ informujący o położeniu i kursie Honeywell AN/ASN-108, bezwładnościowy system nawigacji taktycznej Collins AN/ARN-118 TACAN, wskaźnik sytuacji poziomej firmy Collins, radiokompas firmy Collins, odbiornik sygnałów układu lądowania wg przyrządów Collins AN/ARN-112, radiostacja nadawczo-odbiorcza pasma UHF Magnavox AN/ARC-164, pomocnicza radiostacja UHF, antena lokalizatora kąta schodzenia firmy Drone and Margolin, czujnik kąta natarcia firmy Teledyne Avionics, aparatura do zakłócania pracy nieprzyjacielskich radarów Northrop AN/ALQ-135(V), odbiornik ostrzegający o opromieniowaniu radarem Loral AN/ALR-56C, zestaw do walki radioelektronicznej Magnavox AN/ALQ-128.

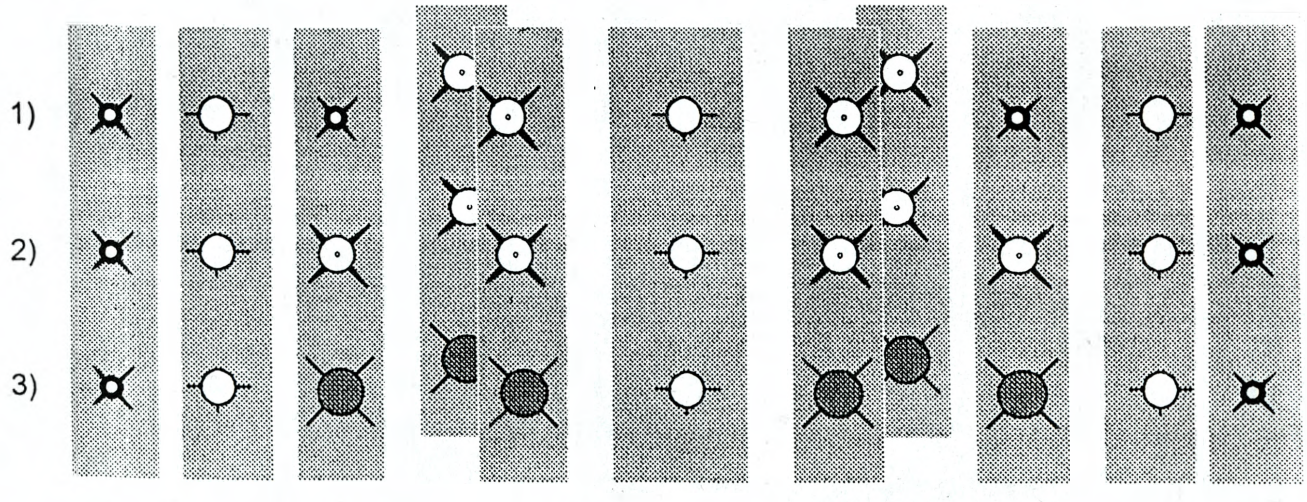
Inne wyposażenie.

1. System LANTIRN (Low Altitude Navigation and Targeting Infra Red for Night) w dwóch zasobnikach podwieszanych pod skrzydłami.
2. Palety FAST PACK służące do przewozu paliwa i podwieszania pod nim uzbrojenia. Różne ich warianty mogą mieć zainstalowane elementy awioniki samolotu. Obok palet będących wyłącznie zbiornikami istnieją warianty, które w swych przednich częściach zawierają aparaturę do obserwacji w podczerwieni, identyfikacji i wskazywania celów, aparaturę do prowadzenia rozpoznania fotograficznego (ew. telewizyjnego) wraz z urządzeniami do precyzyjnej nawigacji czy inne urządzenia wspomagające działanie systemu samolotu.
3. Zasobnik z urządzeniem sterującym AN/AXQ-14 dla bomb GBU-15.

Uzbrojenie stałe stanowi 6-lufowe 20 mm działko M61A1 Vulcan z zapasem 940 szt. amunicji. Do zwalczania obiektów powietrznych KPR p-p typu AIM-120A, AIM-7F/M; AIM-9L/M. Do zwalczania obiektów naziemnych kierowane i niekierowane środki rażenia o masie do 10 705 kg na 4 węzłach podskrzydłowych oraz od 3 do 15 podkadłubowych (w zależności od rodzaju przenoszonych środków rażenia łącznie z węzłami na paletach FAST PACK).

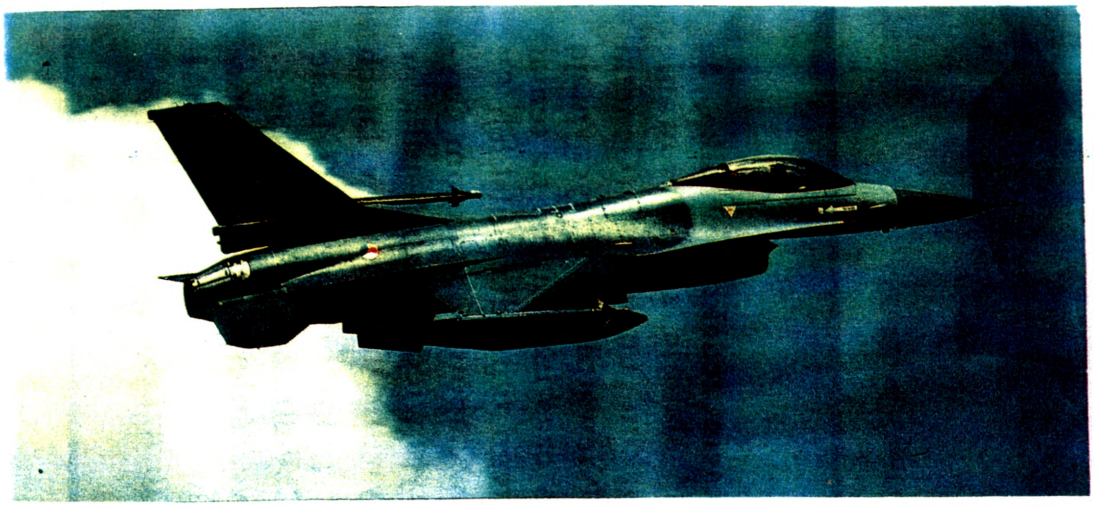
Warianty uzbrojenia samolotu F-15C





1) 4 x AIM-7M + 4 x AIM-9L / M + 3 x ZP-2270 l
2) 6 x AIM-7M + 2 x AIM 9L / M + 3 x ZP-2270 l
3) 6 x AIM-120A + 2 x AIM-9L / M + 3 x ZP-2270 l

F-16A Fighting Falcon



Rok powstania konstrukcji 1974
Powstałe wersje F-16B, F-16C, F-16ADF, F-16N
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy ok. 1700
Użytkownicy USA, Belgia, Holandia, Norwegia, Egipt, Pakistan, Dania, Portugalia, Izrael, Wenezuela

F-16A jest jednomiejscowym, jednosilnikowym, lekkim wielozadaniowym samolotem myśliwskim. Dwumiejscową wersją produkowaną równolegle jest F-16B, różniący się od wersji „A" zmniejszoną o ok. 700 l ilością paliwa. Prototyp oblatano 2.02.1974 r., produkcję seryjną rozpoczęto w 1978 r. Zbudowany w układzie klasycznego średniopłata z pojedynczym statecznikiem pionowym, o konstrukcji mieszanej z przewagą stopów aluminium. Przeznaczony do wykonywania zadań myśliwskich i bombardierskich. Konstrukcja wykonana wg zasady bezpiecznego uszkodzenia (fail – safe). F-16A/B posiada skrzydła o skosie 45^0 zakończone prowadnicami pocisków rakietowych powietrze-powietrze, które spełniają rolę mas przeciwflatterowych. Kadłub o konstrukcji modułowej, półskorupowej. Usterzenie poziome płytowe, pionowe klasyczne, pojedyncze. Na końcówce statecznika pionowego umieszczono antenę radiostacji, urządzenia ostrzegawczego, IFF i światło pozycyjne. Podwozie trójzespołowe, wszystkie zespoły 1-kołowe. Napęd stanowi pojedynczy silnik dwuprzepływowy z dopalaczem. Kabina wyposażona w fotel katapultowy klasy 0-0 typu ACES II. Układ sterowania przewodowy (fly-by-wire). Samolot produkowany w kolejnych odmianach:

- F-16A/B Block 1, Block 5, Block 10 – wycofane ze służby;
- F-16A/B Block 15 – powiększone usterzenie poziome, zmieniona instalacja elektryczna,

nowy HUD, zainstalowany wyrzutnik flar i dipoli zakłócających AN/ALE-40, przystosowany do przenoszenia stacji zakłócającej AN/ALQ-119;

- F-16A/B Block 15 OCU – posiada instalację do odpalania KPR powietrze-ziemia AGM-65D, przystosowany do podwieszania nowej stacji zakłócającej AN/ALQ-131, silnik F100-PW-220, zainstalowano AN/ALR-69, wprowadzono możliwość odpalania najnowszej wersji KPR powietrze-powietrze AIM-9 P4, przygotowano instalację dla laserowego bezwładnościowego układu nawigacyjnego i GPS (urządzeń tych seryjnie nie montowano);
- F-16A/B Block 15 ADF - wersja zaprojektowana dla zmodernizowania systemu OP kontynentalnej części USA. Zainstalowano zmodyfikowaną stację radiolokacyjną AN/APG-66(V1), która oprócz poprawionych parametrów wykrywania posiada możliwość wytwarzania ciągłej wiązki podświetlającej dla rakiet AIM-7M Sparrow. Odmiana ADF otrzymała nowoczesny IFF AN/APX-109, radiostację KF AN/ARC-200. Dla poprawy identyfikacji celów w nocy zainstalowano na lewej burcie przed kabiną pilota silny reflektor sterowany stacją radiolokacyjną;
- F-16A/B Block 15 MLU – od października 1996 r. 48 belgijskich, 51 duńskich, 136 holenderskich i 56 norweskich F-15A/B poddawanych jest modernizacji w ramach MLU (Mid Life Update – modernizacja w toku eksploatacji). Polega ona na montażu radiolokatora AN/APG-66(V2A), systemu GPS, IFF AN/APX-111, szerokokątnego wskaźnika HUD (z F-16C/D) oraz oprzyrządowania do stosowania gogli noktowizyjnych. Nowy radiolokator jest odporniejszy na zakłócenia niż poprzedni AN/APG-66, posiada większy zasięg wykrywania obiektów powietrznych oraz może śledzić do 10 z nich bez przerywania obserwacji przestrzeni powietrznej a także pozwala na zastosowanie KPR p-p AIM-120 AMRAAM. Całość awioniki zintegrowana jest nowoczesnym komputerem, zastępującym dotychczasowe trzy. Dodatkowo nowy komputer może dokonywać porównawczej analizy mapy terenu wykonanej przez radiolokator z wprowadzonym do pamięci obrazem i tym samym dokładnego określenia położenia samolotu;
- F-16A/B Block 20 – samoloty dla Tajwanu, zbliżone do wersji MLU z nieznacznie gorszym radiolokatorem AN/APG-66(V2), starszym typem urządzenia IFF, zamiast zasobników AN/ALQ-131 przewidziano podobne AN/ALQ-183.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	260-450
Taktyczny promień działania DH (km)	800-1100
Średni promień działania (km)	480-670
Prędkość wznoszenia (m/s)	315
Max przeciążenia	+9
Dl. startu (m)	533
Dl. lądowania (m)	808
Długotrwałość lotu (h)	°
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak
	°

Dane techniczne

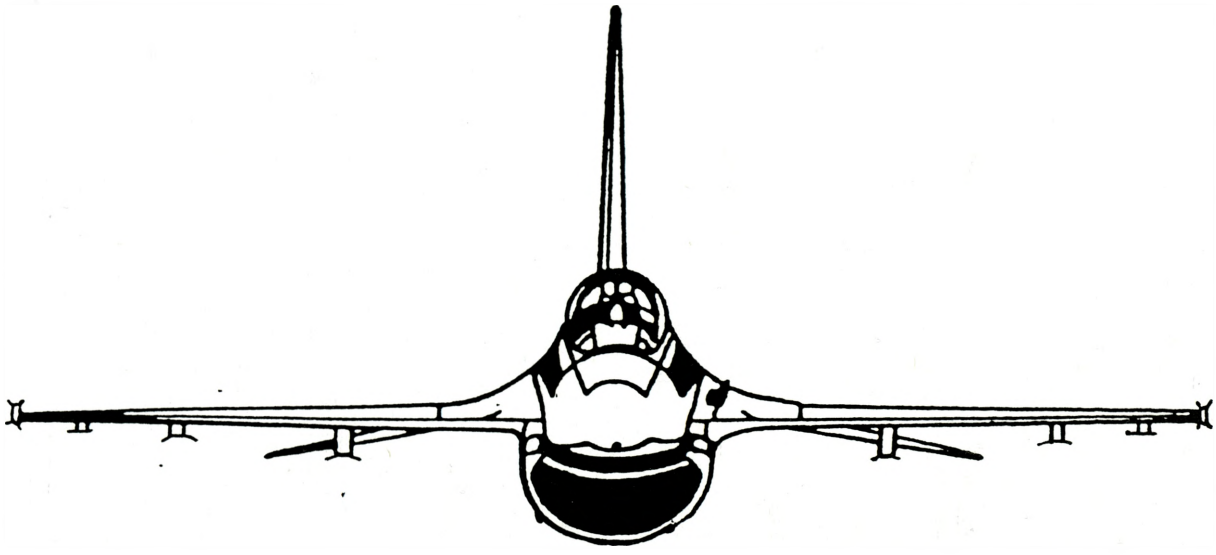
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	9,45 x 14,52 x 5,01
Powierzchnia nośna m2	27,87
Masa własna (kg)	7360
Masa startowa (kg)	12250/16057
Masa uzbrojenia (kg)	5440
Masa paliwa (kg)	3162/3084
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	4060
Prędkość przelotowa (km/h)	900
Prędkość max mala H (km/h)	1472
Prędkość max duża H (km/h)	2120
Prędkość lądowania (km/h)	226
Prędkość krytyczna (km/h)	183
Pułap dynamiczny (m)	°
Pułap praktyczny (m)	15240
Zasięg max (km)	3890
Rodzaj napędu	1 x turboodrzutowy
Typ/Ilość	1 x F100-PW-200
Ciąg/Ciąg max (kN)	5670/11120
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	°
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	489/537,6

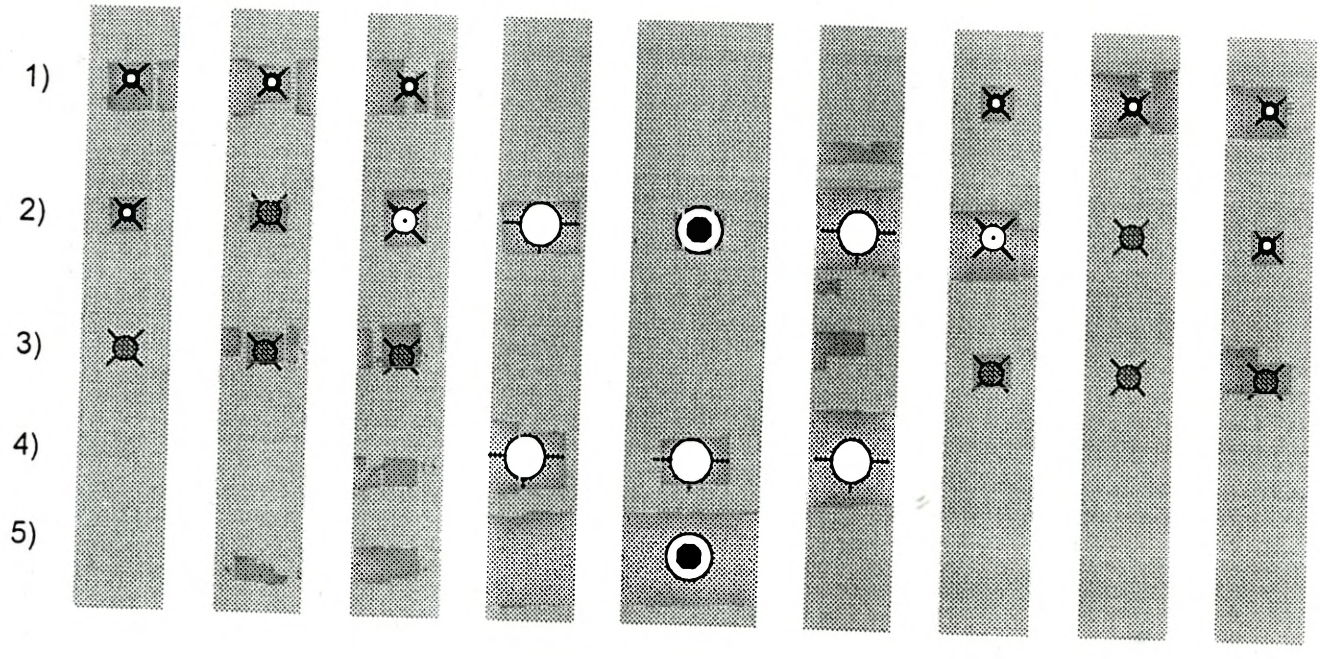
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. System sterowania i nawigacji: zespół odbiorczy systemu TACAN AN/ARN-118, zespół do lotów bez widoczności AN/ARN-108, bezwładnościowy układ nawigacyjno-celowniczy SKN-2616. Podstawą system kierowania uzbrojeniem jest stacja radiolokacyjna AN/APG-66 o zasięgu wykrywania ok. 40 km (samolot myśliwski) lub 60-70 km (samolot bombowy). Radiolokator posiada możliwość obserwowania celów na tle ziemi, ale wówczas jego zasięg zmniejsza się do 10-30 km w zależności od celu i kąta kursowego w stosunku do myśliwca. Stacja ta nie ma możliwości podświetlania celu dla pocisków kierowanych radiolokacyjnie. Możliwość taką posiada jedynie radiolokator AN/APG-66(V1), stosowany na specjalnej wersji zaprojektowanej dla zmodernizowania systemu OP kontynentalnej części USA - F-16A Block 15 ADF. System kierowania uzbrojeniem uzupełnia celownik laserowy Pave Penny AN/AAS-35. Urządzenia ostrzegawcze: zestaw ostrzegania i przeciwdziałania AN/ALR-46, Compass Tie AN/ALR-69. Urządzenia przeciwdziałania radioelektronicznego: 3-pasmowy nadajnik zakłóceń szumowych (w zasobniku) AN/ALQ-119, nadajnik zakłócający podwójnego działania (w zasobniku) AN/ALQ-131 , zasobnik do wyrzucania biernych środków zakłócających (dipole i flary) AN/ALE-40. System łączności radiowej: radiostacja UKF AN/ARC-115, radiostacja KF/UKF AN/ARC-164, radiostacja UKF AM/FM AN/ARC-186, system utajniający (foniczny) KY-58, urządzenie kodujące KIT-1A/KIR-1A, zestaw rozpoznawania "swój-obcy" AN/APX-101.

Uzbrojenie stałe stanowi 6-lufowe 20 mm działko M61A1 Vulcan z zapasem 515 szt. amunicji. W wariancie myśliwskim samolot może przenosić KPR p-p AIM-9 oraz AIM-120. Jedynie w wersji F-16A/B-15 ADF może być uzbrojony w rakiety AIM-7 (w tym specjalnie opracowane dla tej odmiany AIM-7P) . Do zwalczania obiektów naziemnych samolot można uzbroić w kierowane i niekierowane środki rażenia o masie 6894 kg (przy niecałkowitym napełnieniu paliwem) lub 4760 kg (przy pełnym zatankowaniu zbiorników zasadniczych) na 9 węzłach podwieszeń (z tego węzły na końcówkach skrzydeł zarezerwowane dla środków rażenia klasy powietrze-powietrze).

Warianty uzbrojenia samolotu F-16A





1) 4 x AIM-9L / M / P
2) 2 x AIM-120A + 2 x AIM-9L / M / P + 2 x AIM-7P + 2 x ZP-1400 l + stacja zakłóceń AN/ALQ-119 (tylko F-16A/B-15 ADF)
3) 6 x AIM-120A
4) 2 x ZP-1400 l + 1 x 1136 l (opcjonalnie)
5) zasobnik AN/ALQ-119 (ALQ-131)

F-16C Fighting Falcon



Rok powstania konstrukcji 1984
Powstałe wersje F-16D, F-16B, F-16ADF, F-16N
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy 2226
Użytkownicy USA, Izrael, Egipt, Korea Płd. Turcja, Grecja, Bahrajn, Singapur

F-16C/D stanowi dalszą modyfikację samolotu F-16A/B. Przez pewien okres równolegle produkowane były wersje F-16A/B Block 15 OCU, ADF, i MLU oraz F-16C/D Block 25 oraz Block 30/32, stąd część wyposażenia tych odmian jest podobna. Pierwsze wersje „C" i „D" samolotu F-16 powstały w wyniku drugiej części programu modernizacji MSIP jako odmiana Block 25. W latach późniejszych samoloty były produkowane w różnych odmianach, których krótka charakterystyka przedstawiona jest poniżej.

- F-16C/D Block 25 – zainstalowano nową stację radiolokacyjną AN/APG-68 (w dalszym ciągu bez możliwości podświetlania celów dla KPR p-p AIM-7). Z radiolokatorem współpracuje nowy, szerokokątny HUD. Samolot przystosowano do odpalania kierowanych termowizyjnie AGM-65D. Z nowych urządzeń WRe na samolocie znalazł się system ostrzegający o opromieniowaniu AN/ALR-69, instalacja do podwieszania zasobnika zakłócającego AN/ALQ-131 (osłona przed zestawami Osa i Szyłka). Napęd stanowiły silniki F100-PW-200, wymienione później na F100-PW-220.
- F-16C/D Block 30/32 – od tej odmiany w samolotach stosowane są dwa rodzaje silników: General Electric F110-GE-100 (powiększono wlot powietrza do silników) oraz Pratt & Whitney F100-PW-220 lub 229. W związku z tym odmiany napędzane silnikiem General Electric noszą pełne numery (Block 30, 40, 50) zaś z silnikiem Pratt & Whitney przesunięte o 2 (Block 32, 42, 52). Kolejną modyfikacją było zwiększenie pamięci

komputera pokładowego, co umożliwia odpalanie pocisków przeciwradiolokacyjnych AGM-45 Shrike oraz powietrze-powietrze AIM-120 AMRAAM.

- F-16C/D Block 40/42 – pierwsza odmiana w pełni przystosowana do wykonywania nocnych uderzeń na cele naziemne. Wprowadzono zmodernizowany radiolokator AN/APG-68V, zamontowano fabrycznie GPS, samolot dostosowano do przenoszenia zasobników LANTIRN oraz zainstalowano HUD przystosowany do współpracy z nowymi urządzeniami. Tak zmodernizowany samolot posiada możliwość wykonywania profilowego lotu zgodnie z rzeźbą terenu.
- F-16C/D Block 50/52 – odmiana przystosowana do wykonywania zadań SEAD (Suppresion of Enemy Air Defense – niszczenie nieprzyjacielskiej obrony powietrznej). Wprowadzono znacznie rozbudowane urządzenie wykrywające promieniowanie radiolokacyjne typu AN/ALR-56M (w miejsce AN/ALR-69), nowy zestaw zakłóceń pasywnych AN/ALE-47, instalację do odpalania rakiet AGM-88 HARM a także zmodernizowaną stację radiolokacyjną AN/APG-68(V)5. Zastosowano wskaźnik HUD z odmiany Block 30/32. Ponadto na samolotach tej odmiany po raz pierwszy użyto zmodernizowanych silników F110-GE-129 (Block 50) i F100-PW-229 (Block52).

Poza przedstawionymi odmianami i modyfikacjami powstało kilka programów badawczych, które nie wyszły poza fazę prototypów.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	370
Taktyczny promień działania DH (km)	1370
Średni promień działania (km)	630
Prędkość wznoszenia (m/s)	260
Max przeciążenia	+9
Dł. startu (m)	530
Dł. lądowania (m)	800
Długotrwałość lotu (h)	°
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	9,45 x 15,03 x 5,09
Powierzchnia nośna m^2	27,9
Masa własna (kg)	8630
Masa startowa (kg)	11400/19180
Masa uzbrojenia (kg)	5443
Masa paliwa (kg)	3162/3065
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	/3936
Prędkość przelotowa (km/h)	900
Prędkość max mała H (km/h)	1472
Prędkość max duża H (km/h)	2120
Prędkość lądowania (km/h)	226
Prędkość krytyczna (km/h)	183
Pułap dynamiczny (m)	°
Pułap praktyczny (m)	15240
Zasięg max (km)	3890
Rodzaj napędu	1 x turboodrzutowy
Typ/Ilość	1 x F-100-PW-229
Ciąg/Ciąg max (kN)	1 x 8010/1 x 12900
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	°
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	686

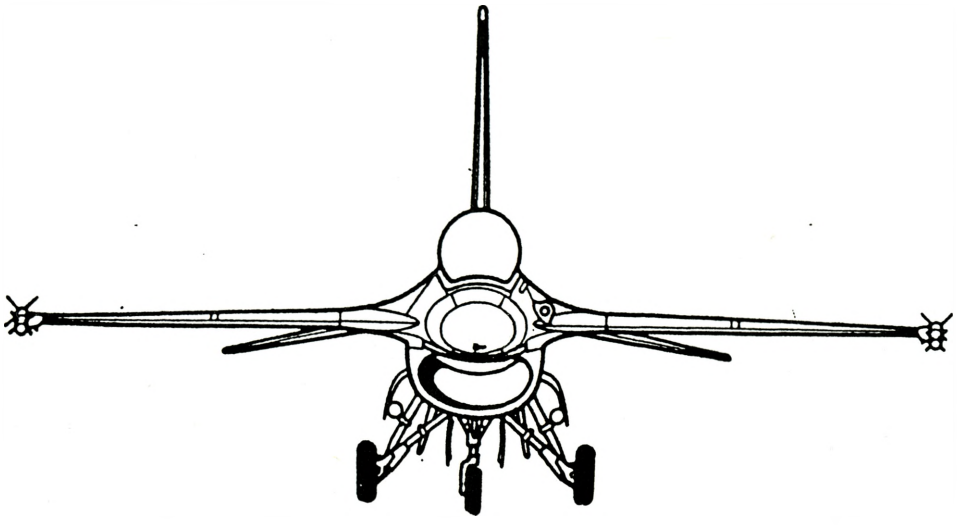
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

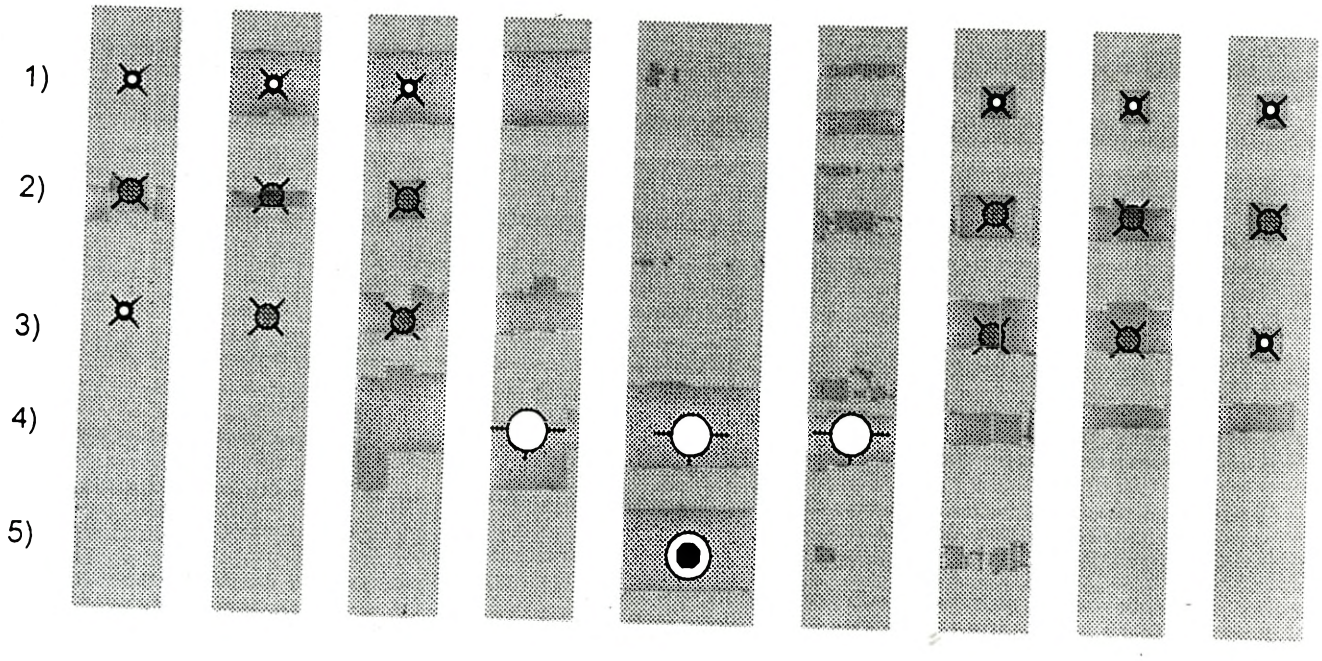
Awionika. System sterowania i nawigacji samolotu stanowi bezwładnościowy układ nawigacyjny Litton LN-39, a w nowszych wersjach F-16C - Honeywell H-523 lub Litton LN-93, układ GPS/Navstar firmy Rockwell, układ nawigacyjny TACAN Collins AN/ARN-118 i ILS AN/ARN-108, radiowysokościomierz AN/APN-232. Wyposażenie nawigacyjne zintegrowane jest poprzez komputer pokładowy firmy Teledyne, o pamięci operacyjnej 256kB i sile obliczeniowej 1,6 mln operacji na sekundę. Układ sterowania typu fly-by-wire, którego podstawą jest komputer parametrów lotu Lear Siegel. Pilot otrzymuje informacje z systemu przede wszystkim przy użyciu szerokokątnego wskaźnika przeziernego (HUD) firmy GEC-Marconi. Podstawą systemu kierowania uzbrojeniem jest wielofunkcyjny radiolokator Westinghouse AN/APG-68(V)5 (w starszych wersjach F-16C - AN/APG-68), pracujący w zakresie fal I/J. W odmianie (V)5 dodano moduł SA (Situation Awareness - świadomość sytuacji) ostrzegający pilota przed zagrożeniem. Od Block 50/52 dodano cyfrowy projektor mapy DTS. W warunkach idealnych maksymalny zasięg wykrycia celów o dużej SPO (bombowiec) na dużej wysokości wynosi 270 km, zaś dla SPO porównywalnej z samolotem F-16 ok. 170 km. Na tle ziemi analogiczne wartości wynoszą odpowiednio 220/130 km. Stacja może rozpocząć śledzenie celu w odległości równej 60% odległości wykrycia. Możliwe jest jednoczesne śledzenie do 10 celów. Sytuacja widziana przez radiolokator jest przedstawiona na wielofunkcyjnych wskaźnikach firmy Honeywell (na ekranach zobrazowane są również cele nie śledzone, ale nie jest prowadzony pomiar parametrów ich lotu) oraz na wskaźniku HUD. Stacja AN/APG-68 przygotowuje dane niezbędne do użycia pocisków rakietowych powietrze-powietrze, powietrze-ziemia oraz do strzelania z działka. Łączność radiową zapewnia radiostacja UKF zakresu decymetrowego - Magnavox AN/ARC-164 Have Quick (w Block 50/52 - AN/ARC-126 Have Quick IIA) oraz UKF zakresu metrowego Collins AN/ARC-186 (w Block 50/52 - AN/ARC-205 Have Syne). Na samolotach wersji D stosuje się ponadto rozmównicę AN/AIC-18 lub AN/AIC-25. Przewidziano użycie szyfratora łączności fonicznej Magnavox KY-58. Można też zamontować radiostację KF Collins ARC-190. System identyfikacji i ostrzegania: układ identyfikacji IFF Teledyne AN/APX-101, układ ostrzegania o opromieniowaniu Dalmo Victor AN/ALR-69 lub Loral AN/ALR-56M. Na samolotach serii 40/42 i wczesnych 50/52 (do 50C/52C) stosuje się układ nawigacji i zwalczania celów na małych wysokościach i w nocy Martin Marietta LANTIRN, mieszczący się w dwu zasobnikach. Zasobnik

nawigacyjny AN/AAQ-113 podwiesza się na lewym węźle podkadłubowym, a celowniczy AN/AAQ-14 na prawym. W odmianie F-16C/D Block 50D/52D zamiast zasobników LANTIRN podwiesza się na prawym węźle podkadłubowym zasobnik z urządzeniem AN/ASQ-213, służącym do przygotowania danych dla pocisków przeciwradiolokacyjnych AGM-88 HARM. Ponadto na węźle podkadłubowym i węzłach podskrzydłowych można montować między innymi zasobniki: rozpoznawcze różnych typów, FLIR Pathfinder, ładunkowe MXU-648, z bombami szkolnymi SUU-200, szkolny do strzelań rakietami powietrze-powietrze ACMI, z celem powietrznym 37U-36, celowniczy termowizyjny Ford Nite Owl. Do przeciwdziałania nieprzyjacielskim stacjom radiolokacyjnym służy stacja zakłóceń aktywnych - AN/ALQ-131 (2,5-18 GHz) oraz pasywnych - AN/ALE-40 (2-18 GHz).

Uzbrojenie stałe stanowi 6-lufowe 20 mm działko M61A1 Vulcan z zapasem 515 szt. amunicji. W wariancie myśliwskim samolot może przenosić KPR p-p AIM-9 oraz AIM-120A. Do zwalczania obiektów naziemnych kierowane i niekierowane środki rażenia o masie 5443 kg (przy pełnym zatankowaniu zbiorników zasadniczych) na 9 węzłach podwieszeń (z tego węzły na końcówkach skrzydeł zarezerwowane dla środków rażenia klasy powietrze-powietrze). Zasobniki LANTIRN przenoszone są na specjalnych zaczepach umieszczonych po obu stronach obudowy wlotu powietrza do silnika.

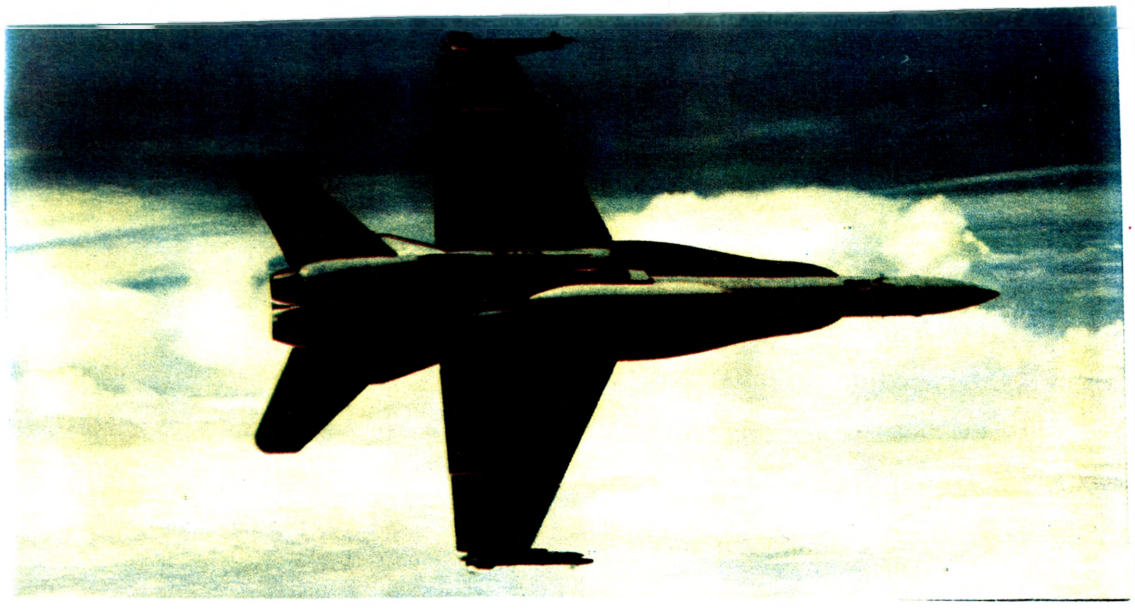
Warianty uzbrojenia samolotu F-16C





1) 4 x AIM-9L / M / P
2) 6 x AIM-120A
3) 4 x AIM-120A + 2 x AIM -9M
4) 2 x ZP-1400 l + 1 x 1136 l (opcjonalnie)
5) Zasobnik ze stacją zakłócającą AN/ALQ-131

F-18C Hornet



Rok powstania konstrukcji 1986
Powstałe wersje F-18B, F-18F, F-18D, F-18E
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy
Użytkownicy USA, Kanada, Szwajcaria, Finlandia, Australia

F/A-18 jest dwusilnikowym, jedno- lub dwumiejscowym samolotem myśliwsko-szturmowym przystosowanym do operowania z pokładu lotniskowca w układzie średniopłata o konstrukcji metalowo – kompozytowej. Prototyp samolotu oblatano 18.11.78r., od 1980r. dostarczany lotnictwu US Navy w wersjach F/A-18A – 1-miejscowa myśliwsko-szturmowa oraz F/A-18B – 2-miejscowa treningowa. Wyprodukowano łącznie 410 samolotów obu wersji. Od 1986 r. produkowane są udoskonalone wersje F/A-18C – 1-miejscowa oraz F/A-18D 2-miejscowa. W stosunku do wcześniejszych wersji, najważniejsze zmiany to: dostosowanie do przenoszenia KPR p-p AIM-120A oraz KPR p-z AGM-65 D; udoskonalenia w awionice samolotu; udoskonalenia w konstrukcji fotela katapultowego.

F/A-18C/D posiada skrzydła pasmowe o skosie 20^0 konstrukcji półskorupowej z pokryciem kompozytowym, końcówki składane do hangarowania na pokładzie lotniskowca.. Kadłub półskorupowy, metalowy z tytanowymi głównymi elementami strukturalnymi. Usterzenie poziome płytowe o konstrukcji kompozytowej, pionowe zdwojone z antenami systemu ostrzegania oraz IFF na końcówkach. Układ sterowania typu fly-by-wire. Podwozie trójzespołowe, główne z kołami pojedynczymi, przednie dwukołowe. Kabina wyposażona w fotel katapultowy klasy 0-0 Martin Baker SJU-6/A. Rozmieszczenie przełączników w kabinie zgodnie z koncepcją HOTAS. Zespół napędowy samolotu stanowią dwa silniki turbowentylatorowe z dopalaczem.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	260-380
Taktyczny promień działania DH (km)	800-1000
Średni promień działania (km)	520-755
Prędkość wznoszenia (m/s)	256
Max przeciążenia	o
Dł. startu (m)	385
Dł. lądowania (m)	500
Długotrwałość lotu (h)	o
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	11,43 x 17,07 x 4,66
Powierzchnia nośna m^2	37,16
Masa własna (kg)	10455
Masa startowa (kg)	15234/25400
Masa uzbrojenia (kg)	7700
Masa paliwa (kg)	4990/2267
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	6124/2782
Prędkość przelotowa (km/h)	890
Prędkość max mała H (km/h)	1472
Prędkość max duża H (km/h)	1995
Prędkość lądowania (km/h)	278
Prędkość krytyczna (km/h)	188
Pułap dynamiczny (m)	o
Pułap praktyczny (m)	15240
Zasięg max (km)	3750
Rodzaj napędu	2 x turboodrzutowy
Typ/Ilość	2 x F404-GE-400
Ciąg/Ciąg max (kN)	2x4717/2x7120
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	537/410

WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. Wyposażenie radioelektroniczne samolotu jest optymalizowane z uwzględnieniem możliwości jednomiejscowego samolotu do wykonywania zadań myśliwskich oraz myśliwsko – bombowych. Kluczowym elementem wyposażenia radioelektronicznego samolotu jest impulsowy, dopplerowski radiolokator Hughes AN/APG-65, który może pracować w reżimie „walka powietrzna" lub „atakowanie celów naziemnych".

Funkcje radiolokatora w rodzaju pracy „walka powietrzna":

- wykrywanie celów w całym zakresie zasięgu radiolokatora (range–while–search) na maksymalną odległość ok. 148 km (SPO powyżej 16m^2) lub 55 km (SPO poniżej 3m^2);
- śledzenie wybranego celu przy jednoczesnym wyszukiwaniu dalszych celów (track–while–scan). W tym reżimie radiolokator jest w stanie śledzić jednocześnie 10 celów, a o ośmiu z nich przekazywać informacje pilotowi. W kombinacji z KPR AIM-120A powyższa funkcja umożliwia prowadzenie walki przeciwko kilku celom jednocześnie;
- szczegółowe przeglądanie przestrzeni wokół już wykrytego celu (raid–assessmet), umożliwia dokładne rozróżnianie na przykład dwóch lecących obok siebie obiektów;
- śledzenie celu na krótką odległość (frequency agility), umożliwia kierowanie ogniem z działka pokładowego;
- inną funkcją zapewniającą precyzyjne użycie działka jest „gun acquisition", gdzie radiolokator obejmuje przestrzeń w polu widzenia wskaźnika przeziernego i naprowadza na pierwszy rozpoznany cel w danej odległości.

Funkcje radiolokatora w rodzaju pracy „atakowanie celów naziemnych":

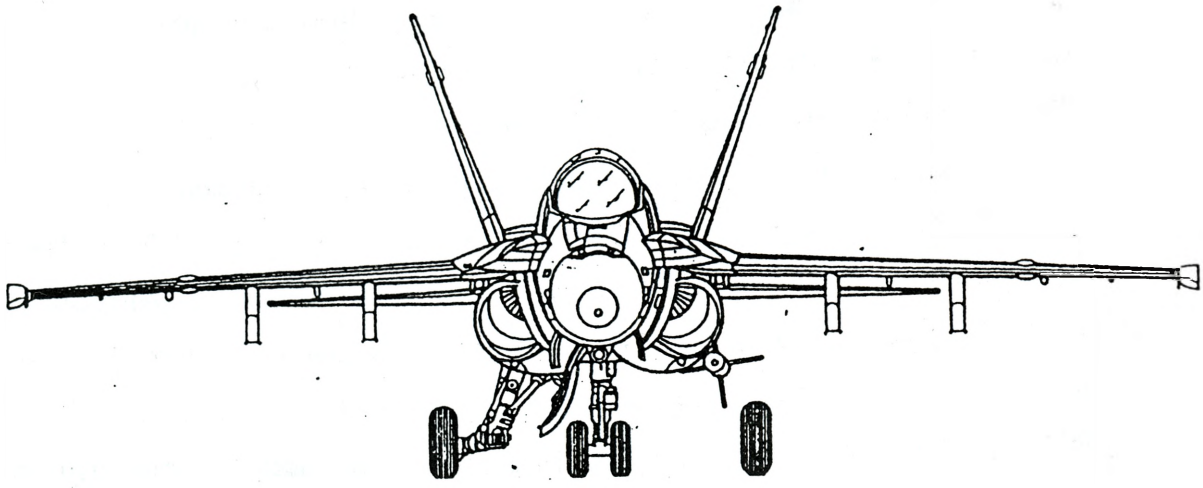
- obserwacja terenu potrzebna do sterowania lotem na małej wysokości oraz omijania przeszkód terenowych (terrain avoidance);
- wykrywanie oraz śledzenie stacjonarnych lub ruchomych celów lądowych (tracking of fixed and moving ground targets);
- zmienny kąt promieniowania, tzn. mapowanie zmienną aperturą (SAR – Synthetic Aperture radar), umożliwiające uzyskanie obrazu z dużą rozdzielczością;
- dokładny pomiar prędkości lotu (precision velocity update), stosowany do korygowania lub precyzowania pokładowego, inercyjnego systemu nawigacyjnego;
- dokładny pomiar odległości do wybranego stałego lub ruchomego obiektu naziemnego (air–to-surface ranging);

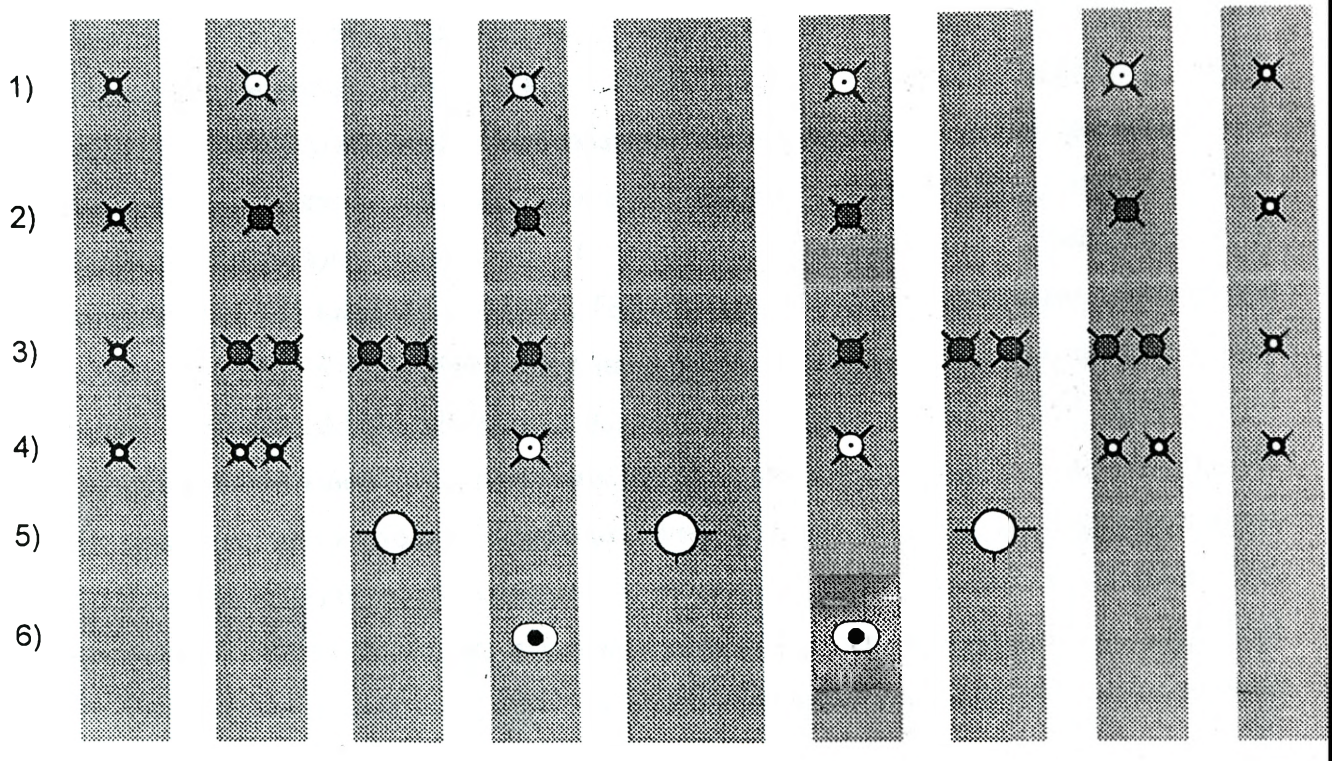
- kartografowanie terenu (ground-mapping);
- wykrywanie obiektów nawodnych (surface vessel detection).

Do samolotów produkowanych od czerwca 1994r. są instalowane radiolokatory AN/APG-73 o kilkakrotnie wyższej szybkości opracowywania danych oraz o większej pamięci procesora, niż stosowane w AN/APG-65. Pozostałe wyposażenie radioelektroniczne samolotu stanowi: ruchomy czytnik map lotu, system nawigacji taktycznej TACAN Collins AN/ARN-118, radiostacje zakresów UHF/VHF AN/ARG-182 oraz UHF/DF DF–301E, odbiorniki ostrzegające o opromieniowaniu radaru Magnavox AN/ALR-50, Litton AN/ALR-67, urządzenie do laserowego podświetlania celów GEC Ferranti Type 117, wyrzutnik pasków folii aluminiowej Goodyear AN/ALE-39, aparatura do walki radioelektronicznej Sanders AN/ALQ-126B, aparatura do radiowej transmisji danych AN/ASW-25, odbiornik – dekoder EATON AN/ARA-63, wyświetlacz sytuacji poziomej FID 2035, wskaźnik sytuacji poziomej, wskaźnik kursu ID –1791/A, urządzenia zakłócające ASPJ AN/ALQ-165, dwa komputery cyfrowego układu sterowania AN/AYK-14, system nawigacji bezwładnościowej Litton AN/ASN-130A, dwa wyświetlacze-monitory wielofunkcyjne HDD, wyświetlacz GEC Ferranti-Bendix/King, wyświetlacz przezierny HUD Kaiser AN/AVQ-28, system łączności Conrac, przyrządy zapasowe (wysokościomierz, prędkościomierz, wariometr). Dodatkowo może być stosowany podwieszany zasobnik z aparaturą laserową LST/SCAM AN/ASQ-173 lub szturmowy system do obserwacji w podczerwieni FLIR Loral AN/AAS-38 NITE HAWK.

Uzbrojenie stałe samolotu stanowi 6-lufowe, 20 mm działko M61A1 Vulcan z zapasem 570 szt. amunicji. Uzbrojenie podwieszane na 9 węzłach (2 na końcówkach skrzydeł, 4 podskrzydłowych, 2 na zewnętrznych powierzchniach kanałów wlotu powietrza oraz centralnym podkadłubowym). W wariancie myśliwskich będą to KPR p-p AIM-7F, AIM-9M oraz AIM-120A w różnych konfiguracjach. Do zwalczania obiektów naziemnych kierowane i niekierowane środki rażenia o masie do 7700 kg.

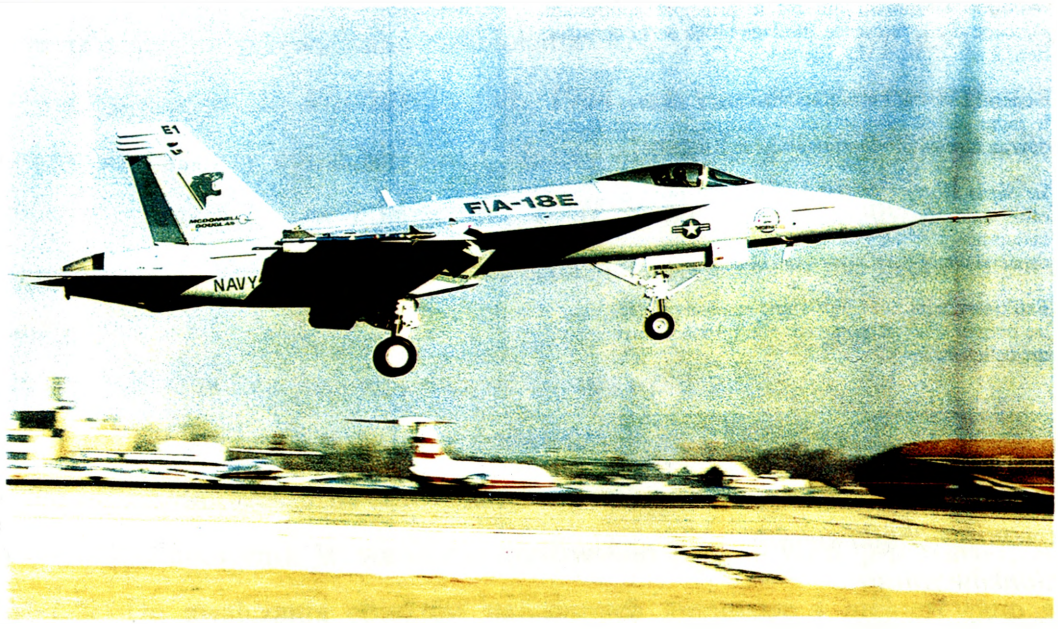
Warianty uzbrojenia samolotu F-18C





1) 4 x AIM-7F / M + 2 x AIM-9L / M
2) 4 x AIM-120A + 2 x AIM-9L / M
3) 10 x AIM-120A + 2 x AIM-9
4) 6 x AIM-9 L / M + 2 x AIM-7M
5) 3 x ZP-1250 l (lub 1820 l opcjonalnie)
6) Zasobniki FLIR (AN/AAS-38 + AN/AAR-50)

F-18E Super Hornet



Rok powstania konstrukcji	1995
Powstałe wersje	F-18F
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	Prototyp
Użytkownicy	USA

Na początku 1991 r. US Navy wycofała się z programu budowy samolotu szturmowego A-12 Avenger II, w związku z tym firma McDonnell Douglas zaproponowała opracowanie nowych, radykalnie zmodernizowanych wersji F/A-18E (1-miejscowej) i F/A-18F (2-miejscowej). W lipcu 1992 r. podpisano kontrakt na nowy samolot. Prototyp oblatano w 1995 r. F/A-18E jest większy i cięższy od dotychczasowych wersji. Kadłub wydłużono o 86,36 cm przez wstawienie nowej sekcji w środkowej części. Zwiększono powierzchnię skrzydeł o 9,29 m^2 i ich rozpiętość o 1,3 m. Maksymalna masa paliwa w zbiornikach integralnych wzrosła o 1361 kg, co spowodowało zwiększenie zasięgu o ok. 40%. Zespół napędowy samolotu stanowią 2 silniki turbowentylatorowe General Electric F414-GE-400 o ciągu większym o ok. 35% od ciągu obecnych F404-GE-402. Silniki te wyposażono w udoskonaloną sprężarkę oraz poprawiony dopalacz, co sprawiło, że zużycie paliwa jest tylko nieznacznie większe od poprzednich. Około 80% wyposażenia radioelektronicznego jest zgodne z wersją „C" i „D", łącznie z montowanym w nich od 1994 r. radiolokatorem AN/APG-73. Samolot otrzymał dwa dodatkowe węzły podwieszeń pod skrzydłami (łączna liczba podwieszeń wzrosła z 9 do 11). Wprowadzone zmiany spowodowały zmniejszenie prędkości podejścia do lądowania o 10 węzłów (ok. 20 km/h), co jest niezwykle istotne podczas operowania z lotniskowców. 24.01.1997r. egzemplarz F/A-18F oznaczony F.1 zakończył pomyślnie program badań na lotniskowcu USS *John C. Stennis*. Rozpoczęcie dostaw zaplanowane zostało na 2001r. US Navy oceniła swoje potrzeby na ok. 1000 samolotów F/A-18E/F.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	ok. 420-480
Taktyczny promień działania DH (km)	o
Średni promień działania (km)	ok. 700
Prędkość wznoszenia (m/s)	o
Max przeciążenia	o
Dł. startu (m)	o
Dł. lądowania (m)	o
Długotrwałość lotu (h)	2 h 15'
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

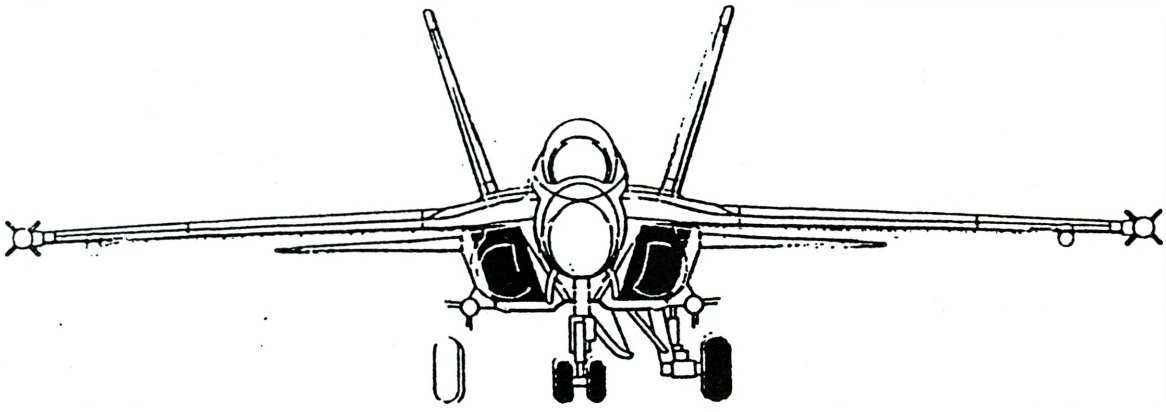
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	12,74 x 18,34 x 4,88
Powierzchnia nośna m^2	46,45
Masa własna (kg)	13387
Masa startowa (kg)	29937
Masa uzbrojenia (kg)	8051
Masa paliwa (kg)	6558/4440
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	8062/5454
Prędkość przelotowa (km/h)	900
Prędkość max mała H (km/h)	o
Prędkość max duża H (km/h)	o
Prędkość lądowania (km/h)	ok. 260
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	o
Pułap praktyczny (m)	15240
Zasięg max (km)	o
Rodzaj napędu	2 x turboodrzutowe
Typ/Ilość	2 x F414-GE-400
Ciąg/Ciąg max (kN)	o
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	o

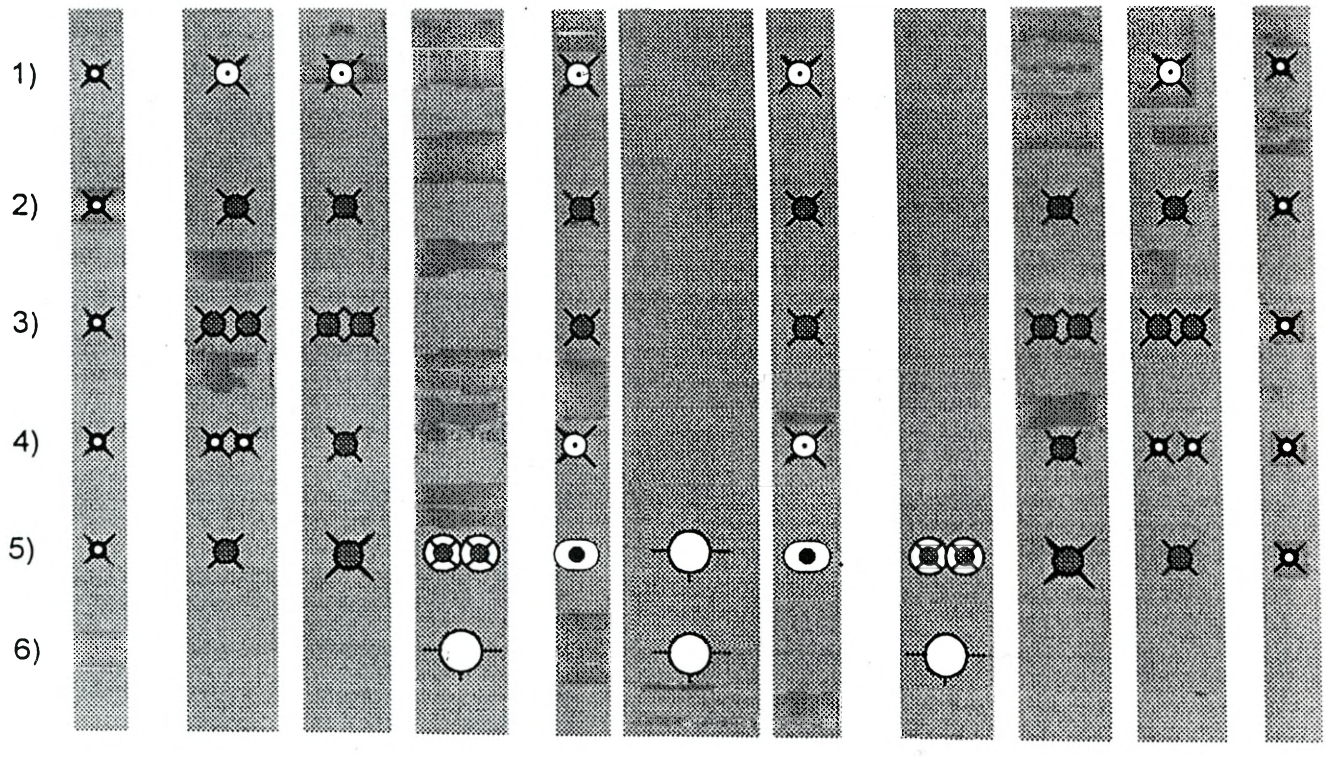
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika samolotu F-18E/F jest w ok. 80% zgodna z wersją poprzednią. W systemie kierowania uzbrojeniem przewidziano radiolokator AN/APG-73. Ten typ urządzenia jest instalowany na seryjnych F/A-18C/D od 1994 r. Charakterystyka radiolokatora przedstawiona została przy opisie tej wersji. Należy oczekiwać zmian w oprogramowaniu pokładowych komputerów wynikających z rozszerzenia asortymentu uzbrojenia przewidzianego dla tej wersji. Jak dotychczas szczegóły tych zmian nie zostały ujawnione przez producenta.

Uzbrojenie stałe samolotu stanowi 6-lufowe 20 mm działko M61A1 Vulcan z nieznanym zapasem amunicji. Uzbrojenie wymienne podwieszane na 11 węzłach (2 na końcówkach skrzydeł, 6 podskrzydłowych, 2 na zewnętrznych powierzchniach wlotów powietrza oraz na centralnym podkadłubowym). W wariancie myśliwskim będą to KPR p-p AIM-7, AIM-9 oraz AIM-120. Do zwalczania obiektów naziemnych kierowane i niekierowane środki rażenia nowej generacji klasy Stand Off o masie ok. 8000 kg.

Warianty uzbrojenia samolotu F-18E





1) 6 x AIM-7F/ M + 2 x AIM-9L / M
2) 6 x AIM-120A + 2 x AIM-9L / M
3) 10 x AIM-120A + 2 x AIM-9L/M
4) 2 x AIM-7L/M + 2 x AIM-120A/B + 6 x AIM-9M
5) 4 x Mk 83 + 2 x AGM-88C+ 2 x AIM-120A + 2 x AIM-9M + FLIR (AN/AAS-38 + AN/AAR-50)+ 1 x ZP-1820 l
6) 3 x ZP-1250 l (lub 1820 l opcjonalnie)

F-22A Raptor



Rok powstania konstrukcji	1990
Powstałe wersje	F-22B
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	10
Użytkownicy	USA

Na początku lat osiemdziesiątych sformułowano w USA wymagania na samolot ATF (Advanced Tactical Fighter). Miał to być samolot myśliwski przewagi powietrznej o podwyższonej manewrowości, cechujący się niską wykrywalnością przez systemy obrony powietrznej (stealth), naddźwiękową prędkością przelotową oraz krótkim startem i lądowaniem (STOL). Nowym samolotem zamierzano zastąpić myśliwce F-15. Zwycięzcą konkursu został YF-22. Prototyp samolotu oblatano 29.08.1990 r. Proponowane w 1994 r. wersje seryjne to F-22A (1-miejscowa) i F-22B (2-miejscowa).

Samolot zbudowany jest w konwencjonalnym układzie aerodynamicznym ukierunkowanym na uzyskanie wysokiej manewrowości. Górnopłat, skrzydła pasmowe z krawędzią spływu o ujemnym skosie, wyposażone w klapy, lotki i przerywacze. Usterzenie pionowe zdwojone – klasyczne, poziome płytowe. Bryła kadłuba o przekroju zbliżonym do pięciokąta jest stosunkowo szeroka, mieszczą się w niej silniki, kanały powietrzne (proste), zbiorniki paliwa, komory uzbrojenia oraz wnęki podwozia. Podwozie trójzespołowe dostosowane do pionowej prędkości opadania przekraczającej 3 m/s. Kabina wyposażona w fotel katapultowy klasy 0-0 typu ACES II. Układ sterowania typu fly-by-wire z potrójną siecią światłowodową. Napęd stanowią dwa silniki turbowentylatorowe z dopalaczami oraz wektorowanym ciągiem. Prostokątne dysze z eżektorowym, powietrznym chłodzeniem gazów wylotowych. Produkcja seryjna samolotu rozpocznie się w 1998 r.

Dane taktyczne	
Taktyczny promień działania MH (km)	o
Taktyczny promień działania DH (km)	1200
Średni promień działania (km)	800
Prędkość wznoszenia (m/s)	500
Max przeciążenia	+7,9 do -3
Dł. startu (m)	o
Dł. lądowania (m)	o
Długotrwałość lotu (h)	o
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Tak
Zastosowanie techniki stealth	Tak
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne	
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	13,56 x 18,92 x 5,0
Powierzchnia nośna m^2	78,0
Masa własna (kg)	13610
Masa startowa (kg)	/28150
Masa uzbrojenia (kg)	9280
Masa paliwa (kg)	11350
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	o
Prędkość przelotowa (km/h)	o
Prędkość max mała H (km/h)	1482
Prędkość max duża H (km/h)	2655
Prędkość lądowania (km/h)	o
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	o
Pułap praktyczny (m)	19800
Zasięg max (km)	2500
Rodzaj napędu	2 x turboodrzutowy
Typ/Ilość	2 x F119-PW-100
Ciąg/Ciąg max (kN)	2x9460/2x14175
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	o

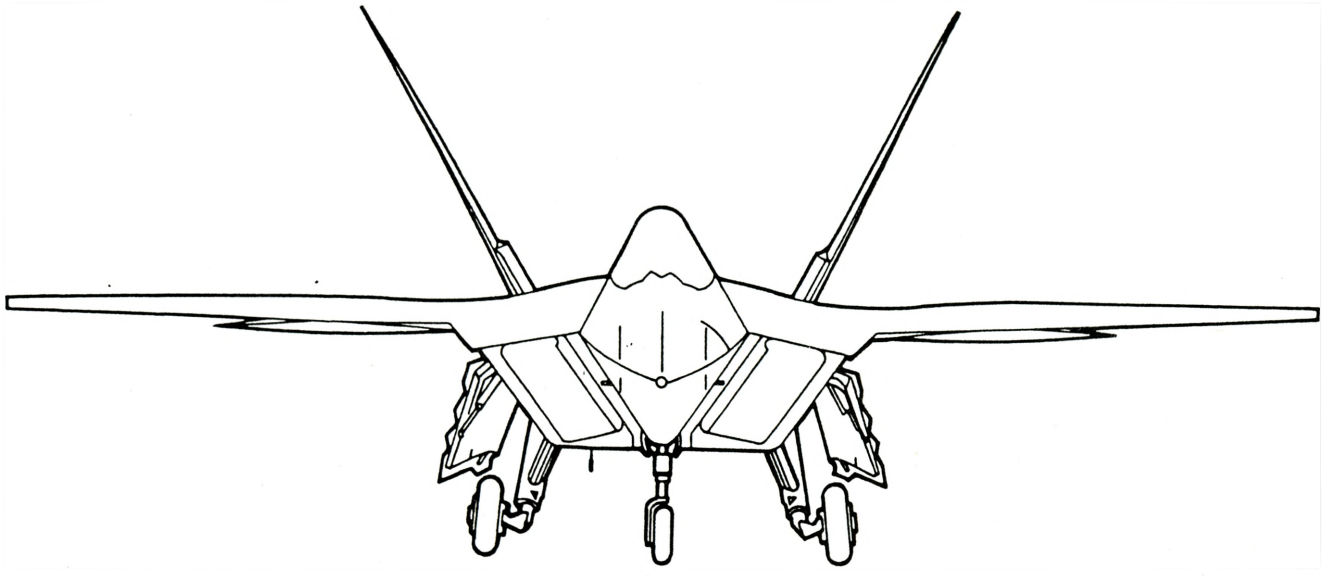
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

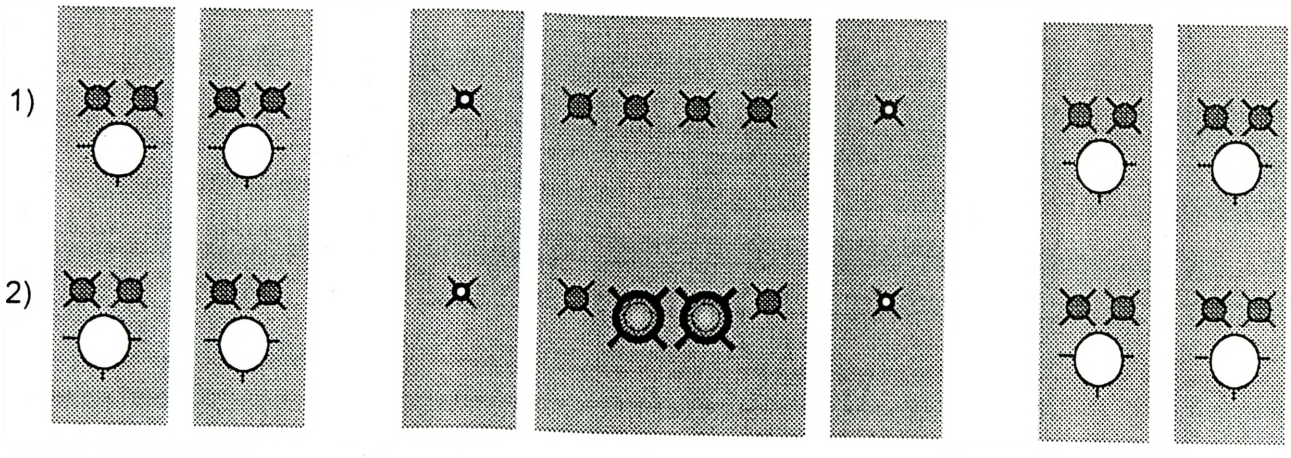
Awionika samolotu zbudowana jest zgodnie z nowymi standardami elektroniki lotniczej. Awionika F-22A zgodna z tzw. koncepcją *Pave Pillar* bazuje na zintegrowanych, modułowych systemach, które można łatwo rekonfigurować. Systemy te mają łatwiejszą niż dotąd obsługę i odznaczają się wysokim poziomem niezawodności, dzięki samouodpornieniu na powstałe uszkodzenia poprzez odpowiednie omijanie uszkodzonych modułów. Składają się one z wielu współpracujących ze sobą bardzo szybkich komputerów połączonych światłowodowymi sieciami przesyłu danych. Pokładowa stacja radiolokacyjna Westinghouse/Texas Instruments AN/APG-77 przeznaczona jest do walki powietrze-powietrze oraz do nawigacji. Jest to aktywny radiolokator z anteną o skanowaniu elektronicznym. Nieruchoma antena składa się z 2000 modułów nadawczo-odbiorczych sterujących jedną lub kilkoma wiązkami promieniowania mikrofalowego pasma X (9-12,5 GHz). Niezawodność tego radaru jest ok. 3-krotnie wyższa w porównaniu do rozwiązań stosowanych współcześnie. Radar może pracować w kilkunastu różnych trybach pracy, włącznie z precyzyjnym lądowaniem samolotu w warunkach braku widoczności. Wspólny procesor zintegrowany CIP wykonuje całość obróbki sygnałów, przetwarzania danych, cyfrowych operacji wejścia/wyjścia i składowania danych przy wykorzystaniu pojedynczego zintegrowanego urządzenia i specjalnego oprogramowania. W YF-22 zastosowano komputer firmy Hughes Aircraft Radar Systems zdolny do wykonywania 450 mln instrukcji na sekundę przy przetwarzaniu danych i 7200 mln operacji na sekundę przy przetwarzaniu sygnałów. W F-22A CIP wykonywać ma 700 mln instrukcji na sekundę z możliwością rozbudowy do 2000 mln. W obróbce sygnałów planuje się osiągnąć 20 miliardów operacji na sekundę z możliwością rozbudowy do 50 miliardów na sekundę. CIP ma pamięć o pojemności 300 MB z zaplanowaną rozbudową do 650 MB. Zintegrowany system awioniki do łączności, nawigacji i identyfikacji ICNIA (Integrated Communication / Navigation/Identification Avionics) firmy TRW (INS/GPS/UHF/VHF, z laserowymi żyroskopami i urządzeniem Litton LTN-100G). System zarządzania samolotem VMS składa się z podsystemów komputerowych połączonych wspólnymi szynami danych. Obejmuje on komputery sterowania lotem, sterowniki szyn danych, komputery sterowania oboma silnikami, wyświetlacz przezierny, zintegrowane sterowniki instalacji samolotu, system zarządzania instalacją paliwową, przetworniki pneumatycznego systemu danych o otaczającym powietrzu atmosferycznym PADS, bezwładnościowy system nawigacyjny

INS, procesory wyświetlaczy zadania bojowego oraz szyny danych zintegrowanego układu sterowania zespołu napędowego IFPC. Zintegrowany podsystem sterowania samolotem IVSC służy przekazywaniu komend pilota poszczególnym podsystemom, informuje pilota o stanie tychże podsystemów oraz nadzoruje i steruje ich określonymi funkcjami. System samoobrony ostrzegania i walki radioelektronicznej Sanders/General Electric AN/ALR-94. Samolot wyposażony jest w system wykrywania i ostrzegania w podczerwieni IR (wykrywanie odpaleń pocisków rakietowych).

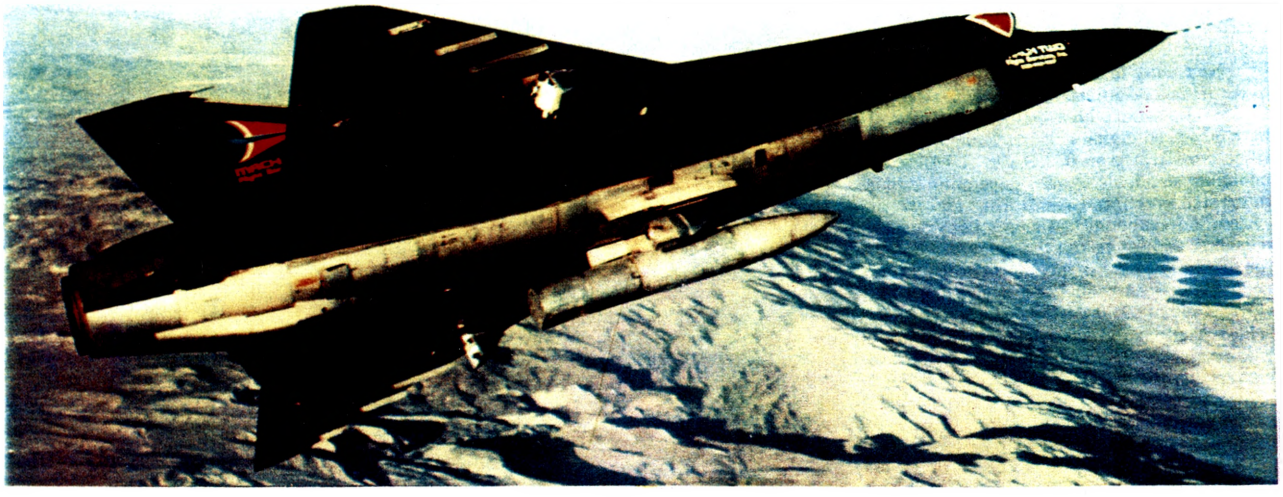
Uzbrojenie stałe stanowi M61A2 - długolufowa wersja standardowego amerykańskiego 6-ciolufowego działka lotniczego General Electric M61A1 kal. 20 mm z zapasem 480 szt. amunicji. Uzbrojenie wymienne o łącznej masie 9280 kg może być instalowane w trzech wewnętrznych komorach uzbrojenia. W głównej komorze uzbrojenia zainstalować można 4-6 KPR p-p średniego zasięgu AIM-120C. W każdej z dwóch bocznych komór uzbrojenia może być przenoszony jeden KPR p-p bliskiego zasięgu AIM-9M (X). Do atakowania celów naziemnych w głównej komorze uzbrojenia zainstalować można na hydraulicznie wysuwanych wysięgnikach precyzyjne bomby sterowane JDAM 1000 (GBU-29 JDAM) o masie 900 kg lub GBU-30 o masie 454 kg. Seryjne F-22A posiadają cztery węzły podskrzydłowe do podwieszania uzbrojenia wymiennego i dodatkowych zbiorników paliwa o udźwigu 2268 kg każdy.

Warianty uzbrojenia samolotu F-22A





1) 12 x AIM-120C + 2 x AIM-9M (X) + 4 x ZP
2) 2 x GBU-30 JDAM (454 kg) + 10 x AIM-120C + 2 x AIM-9M (X) + 4 x ZP



Rok powstania konstrukcji	1958
Powstałe wersje	F-35, S-35E, SK-35C, J-35O
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	208
Użytkownicy	Szwecja, Dania, Finlandia, Austria

J35 Draken jest pierwszym naddźwiękowym samolotem bojowym wyprodukowanym w Szwecji. Prace nad konstrukcją rozpoczęto w 1949 r., oblotu prototypu dokonano w 1955r. a produkcję seryjną rozpoczęto w 1958 r. Prototyp wersji „F" został oblatany w 1961r. W stosunku do poprzednich odmian największe zmiany objęły system kierowania ogniem. Samolot wyposażony został w nową stację radiolokacyjną PS-011, radar nawigacyjny PN-594A/PN-593A oraz detektor podczerwieni firmy Hughes uzupełniający stację radiolokacyjną na małych wysokościach. Zainstalowano nowy typ fotela katapultowego SAAB 73SE-F. Zdemontowano jedno działko. W latach osiemdziesiątych ok. 50 egz. J 35F poddano kolejnej modyfikacji celem utrzymania tych samolotów w eksploatacji do czasu, gdy zostaną zastąpione przez nowe JAS 39.

J 35F jest jednomiejscowym samolotem myśliwskim ze skrzydłem w układzie podwójnej delty w konstrukcji całkowicie metalowej bez usterzenia poziomego. Kadłub samolotu zbudowany z lekkich stopów duraluminiowych w układzie półskorupowym. Technologicznie tworzy on jedną całość z przykadłubowymi sekcjami skrzydeł. Usterzenie pionowe pojedyncze z antenami urządzeń łączności umieszczonymi w końcówce statecznika pionowego. Podwozie trójzespołowe z pojedynczymi kołami. Samolot posiada pomocnicze, zdwojone kółko ogonowe chroniące tył kadłuba przed uszkodzeniem podczas startu i lądowania. Zespół napędowy składa się z odrzutowego, jednoprzepływowego silnika z dopalaczem. Planowany do wycofania ze służby do końca lat dziewięćdziesiątych.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	ok. 500
Taktyczny promień działania DH (km)	720
Średni promień działania (km)	635-1013
Prędkość wznoszenia (m/s)	175
Max przeciążenia	o
Dł. startu (m)	650
Dł. lądowania (m)	530
Długotrwałość lotu (h)	o
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Nie
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Nie
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

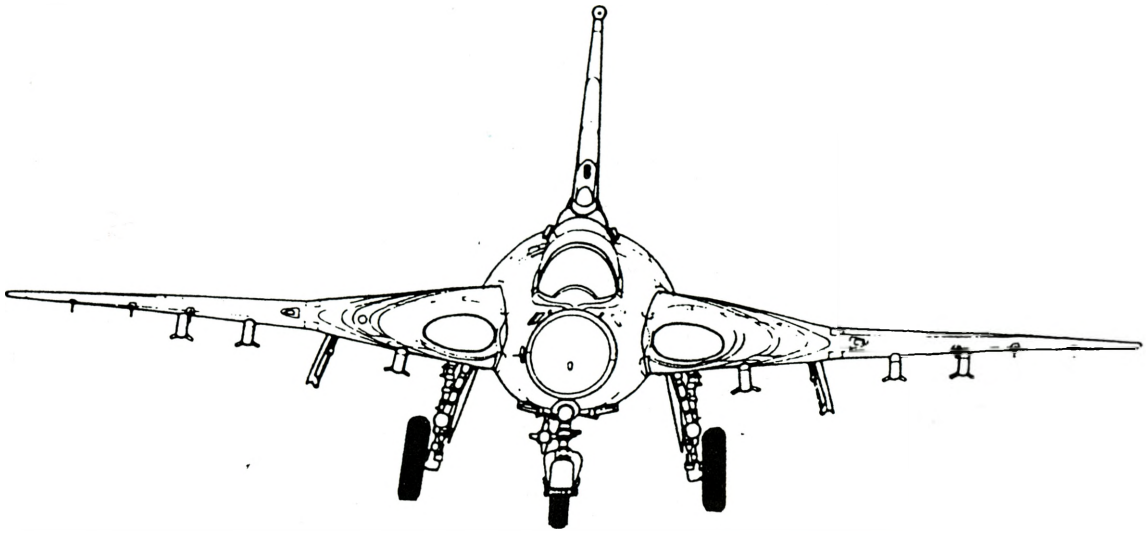
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	9,4 x 15,35 x 3,9
Powierzchnia nośna m^2	49,2
Masa własna (kg)	8250
Masa startowa (kg)	10320/16000
Masa uzbrojenia (kg)	1000
Masa paliwa (kg)	o
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	o
Prędkość przelotowa (km/h)	o
Prędkość max mała H (km/h)	1100
Prędkość max duża H (km/h)	2124
Prędkość lądowania (km/h)	o
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	o
Pułap praktyczny (m)	20000
Zasięg max (km)	3250
Rodzaj napędu	1 x turboodrzutowy
Typ/Ilość	1 x RM-6C
Ciąg/Ciąg max (kN)	1x5639/1x7611
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	o

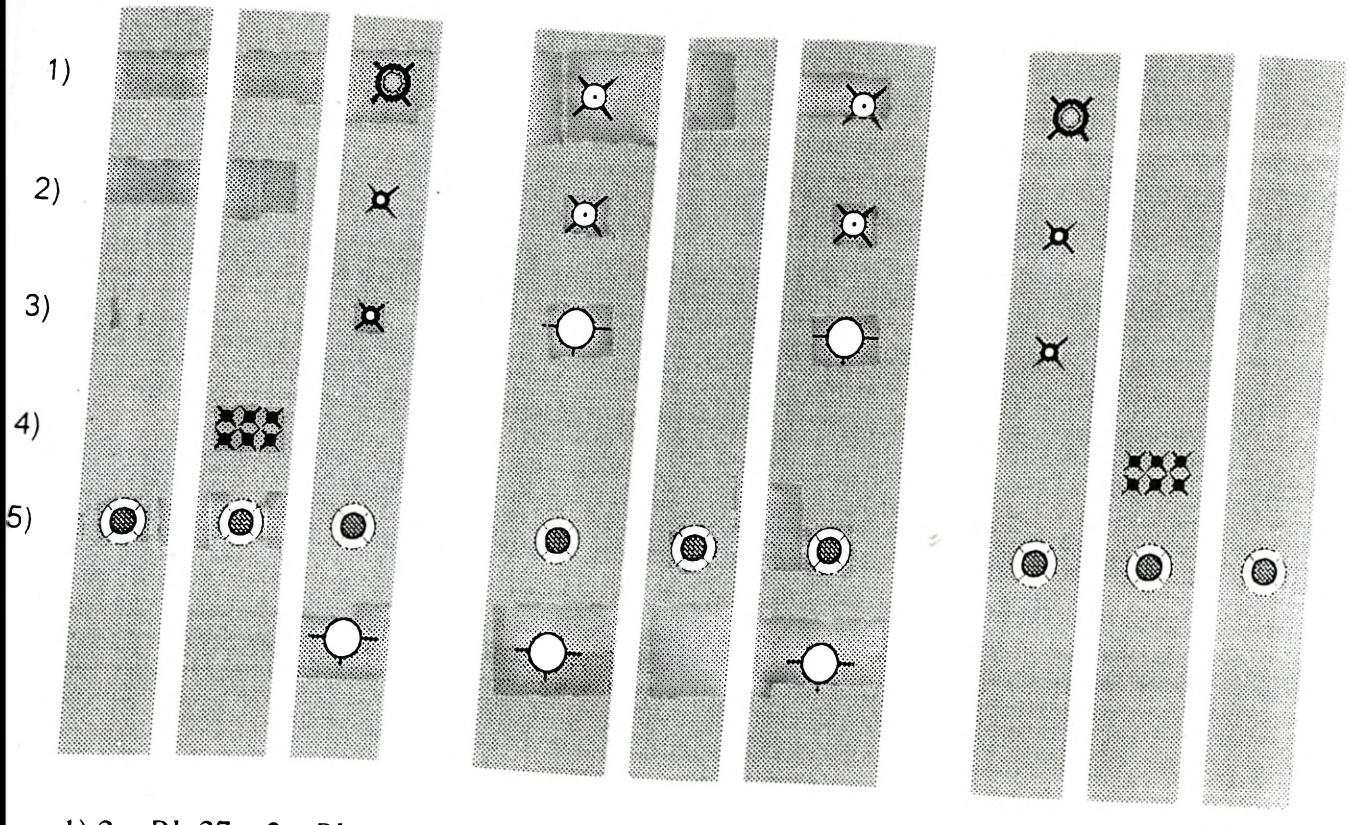
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

System sterowania i nawigacji: układ sterowania lotem SAAB FH5, autopilot SAAB O5, układy nawigacyjne Fr 15 DME, centrala danych aerodynamicznych Arenco Electronics, układ antykolizyjny S7B. System kierowania uzbrojeniem: system celowniczy SAAB S7B w składzie: radiolokator Ericsson PS-011/A (zasięg wykrywania celu o dużej SPO 50km, porównywalnego z J35 - 30km, termonamiernik S-71 RN (licencja Hughes) o zasięgu 35km, komputer pokładowy. System łączności radiowej: radiostacje VHF typu Aga Fr 17 i Fr 16 (rodzaj transpondera). System identyfikacji i ostrzegania: układ IFF, układ ostrzegający o opromieniowaniu wiązką radarową. Samolot wyposażony w układ odbiorczy zautomatyzowanego systemu dowodzenia STRILL.

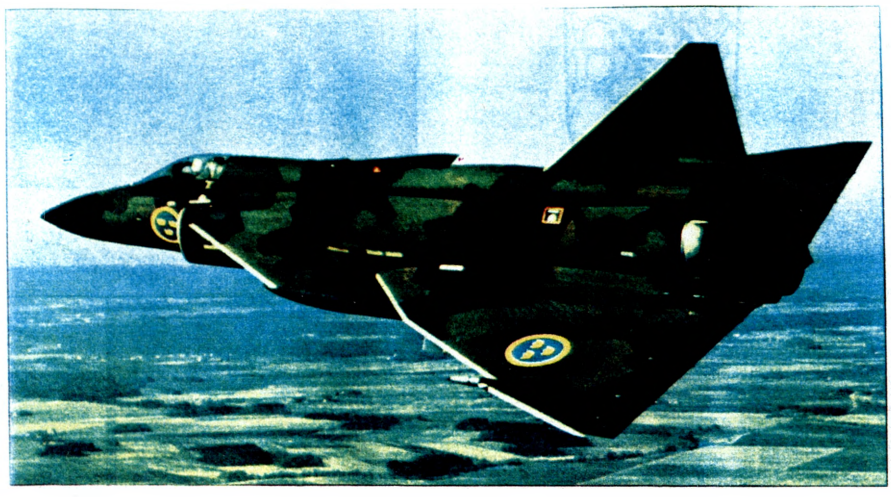
Uzbrojenie stałe stanowi pojedyncze działko kalibru 30 mm Aden M-55 z zapasem 100 szt. amunicji. W wariancie myśliwskim samolot przenosi KPR p-p typu Rb.24, Rb.27 i Rb.28. Do zwalczanie obiektów naziemnych niekierowane uzbrojenie o masie do 2350 kg na dziewięciu węzłach podwieszeń (3 podkadłubowych, 6 podskrzydłowych).

Warianty uzbrojenia samolotu J 35F





1) 2 x Rb.27 + 2 x Rb.28
2) 2 x Rb.27 + 2 x AIM-9E
3) 2 x AIM-9E + 2 x ZP-1275 l
4) 12 x NPR Bofors 132 mm)
5) 9 x bomby 100 kg
4) 4 x ZP-300 l (500 l lub 1275 l)



Rok powstania konstrukcji	1967
Powstałe wersje	SH-37, SF-37, Sk-37, AJ-37
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	411
Użytkownicy	Szwecja

JA 37 Viggen jest efektem programu budowy następcy dla samolotu J35 Draken. Badania nad konstrukcją rozpoczęto w 1962 r. Na początku lutego 1968 r. oblatano prototyp wersji szturmowej AJ 37, produkcję seryjną rozpoczęto w 1970 r. Kolejną wersją był dwumiejscowy, szkolno-treningowy SK 37, dostarczony użytkownikom w 1972 r., rozpoznawczy w wersji lądowej SF 37 oraz morskiej SH 37. Ostatnią opracowaną wersją był myśliwski JA 37, oblatany w 1977r., do służby wszedł rok później.

JA 37 jest jednomiejscowym, jednosilnikowym odrzutowym samolotem myśliwskim zbudowanym w układzie dwupłata tandem (układ Canard). Kadłub o konstrukcji półskorupowej, całkowicie metalowy z dużymi bocznymi chwytami powietrza do silnika. Skrzydła główne o obrysie typu podwójna delta o konstrukcji półskorupowej fail safe (bezpiecznego uszkodzenia). Skrzydła przednie typu delta umieszczone są po bokach górnej części kanałów wlotowych do silnika. Usterzenie pionowe klasyczne, składane dla ułatwienia hangarowania. Podwozie trójzespołowe, przednie 2-kołowe z kołami obok siebie. Podwozie główne 2-kołowe z kołami w układzie tandem. Zespół napędowy stanowi dwuprzepływowy, turboodrzutowy silnik RM8B z dopalaczem. Za dyszą wlotową znajduje się dyfuzor, w którym następuje mieszanie powietrza zimnego z gazami wylotowymi, powodującymi ich ochładzanie, a tym samym zmniejszenie „śladu termicznego" samolotu. Dyfuzor wyposażony w odwracacz ciągu. Kabina wyposażona w fotel katapultowy klasy 0-0. Samolot przystosowany jest do działań w warunkach polowych (uproszczona obsługa) z krótkich pasów lub odcinków drogowych.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	ok. 500
Taktyczny promień działania DH (km)	ok. 1000
Średni promień działania (km)	o
Prędkość wznoszenia (m/s)	o
Max przeciążenia	+8
Dl. startu (m)	490
Dl. lądowania (m)	640
Długotrwałość lotu (h)	o
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Nie
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Nie
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

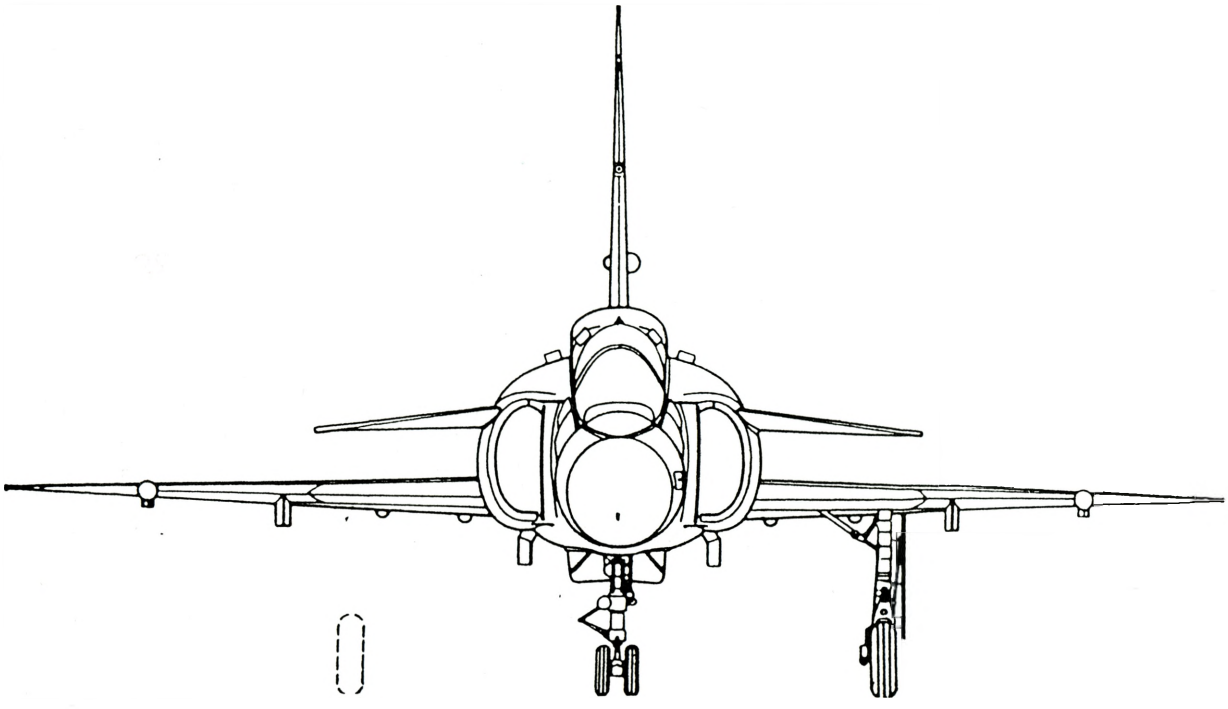
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	10,6 x 16,4 x 5,9
Powierzchnia nośna m^2	52,2
Masa własna (kg)	12200
Masa startowa (kg)	/20500
Masa uzbrojenia (kg)	6000
Masa paliwa (kg)	o
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	o
Prędkość przelotowa (km/h)	o
Prędkość max mała H (km/h)	1350
Prędkość max duża H (km/h)	2195
Prędkość lądowania (km/h)	220
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	24000
Pułap praktyczny (m)	18800
Zasięg max (km)	2100
Rodzaj napędu	1 x turboodrzutowy
Typ/Ilość	1 x RM-8B
Ciąg/Ciąg max (kN)	1x7210/1x11560
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	6,4/25,2
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	o

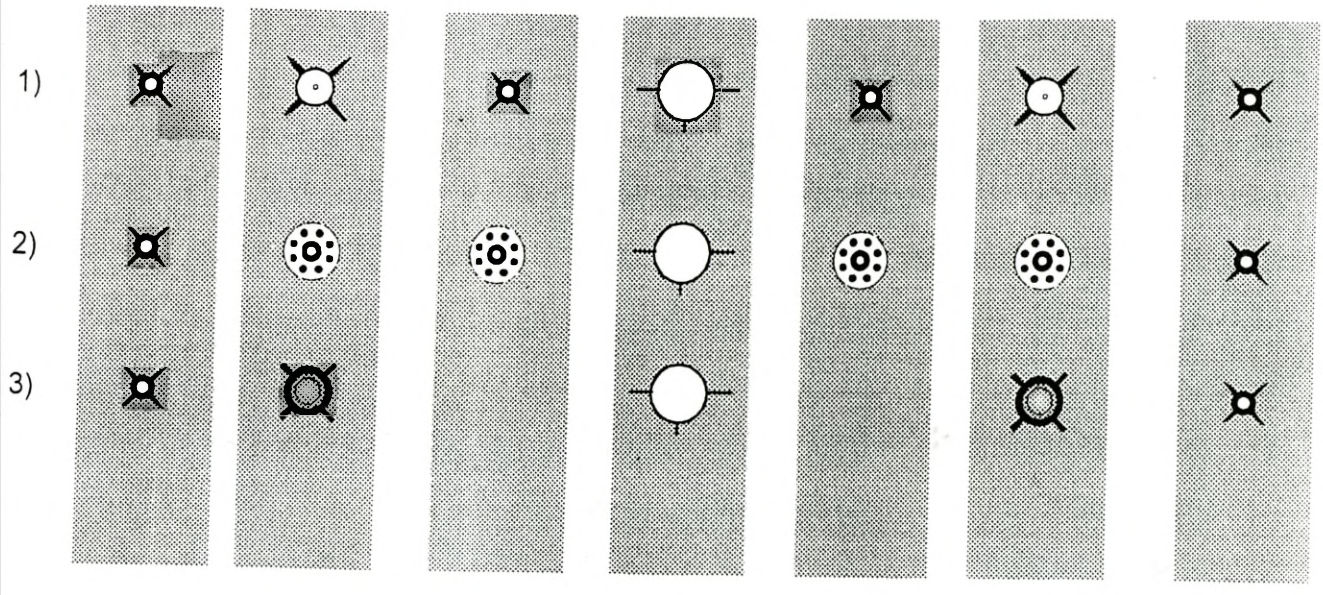
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. Głównym urządzeniem pokładowym jest wielozakresowy radiolokator dopplerowski PS- 46/A firmy Ericsson Radar Electronics AB z anteną o średnicy 70 cm (opracowane na bazie radiolokatora firmy Hughes dla F-15), przystosowany do wykrywania nisko lecących obiektów w warunkach silnego przeciwdziałania radioelektronicznego. Radiolokator umożliwia wykrywanie celów lecących na małej wysokości z odległości przekraczającej 50 km. PS-46/A współpracuje z cyfrowym przelicznikiem Singer – Kearfott SKC–2037 budowanym przez firmę SAAB na licencji jako CD107, korzystającym ponadto z przelicznika danych lotu Honeywell/SAAB SA 07, przelicznika danych aerodynamicznych Garret LD-5 adaptowanego z samolotu F-14 Tomcat, systemu nawigacji bezwładnościowej Singer-Kearfott KT-70L o uchybie poniżej 2km na godzinę lotu, radiowysokościomierza Honeywell, urządzenia nawigacyjnego Decca Doppler Type 72, dokonującym obliczeń nawigacyjnych, optymalizującym trasę lotu, użycie uzbrojenia itp. Opracowane dane wyświetlane są na trzech wskaźnikach (HUD i dwa ekrany na tablicy przyrządów) stanowiących zasadnicze elementy systemu obrazowania danych EP-12 firmy Svenska Radio AB. Samolot przystosowany jest do funkcjonowania autonomicznego, bez otrzymywania danych z punktów dowodzenia i kontroli lotów. System sterowania uzbrojeniem – Fighter Link, cyfrowy, przystosowany do współpracy z kierowanymi pociskami rakietowymi z pomocą ich producentów, m.in. British Aerospace. System współpracuje z urządzeniem ostrzegawczym SATT i systemem walki radioelektronicznej firmy Ericsson RE AB (AQ-31 pracująca w zakresie 2-18 GHz). Urządzenia łączności to dwa niezależne zestawy radiowe UHF/VHF pozwalające na utrzymywanie łączności fonicznej i dwukierunkowego przesyłania danych pomiędzy samolotami i naziemnymi punktami kontroli lotu w ramach zautomatyzowanego systemu obrony powietrznej Szwecji STRILL. System lądowania AIL TILS (Tactical Instrumental Landing System), działający w zakresie mikrofalowym, umożliwia automatyczne lądowanie w każdych warunkach atmosferycznych.

Uzbrojenie stałe stanowi działko Oerlikon KCA kaliber 30 mm z zapasem 150 szt. amunicji. Uzbrojenie podwieszane umieszczane jest na siedmiu węzłach: 3 podkadłubowych i 4 podskrzydłowych. W wariancie myśliwskim są to KPR p-p typu Rb.71, Sky Flash, Rb.74. Do zwalczania obiektów naziemnych niekierowane środki rażenia o masie do 6000 kg.

Warianty uzbrojenia samolotu JA 37





1) 4 x Rb.74 (AIM-9L) + 2 x Rb. 71 + ZP-1100 l
2) 2 x Rb.74 + 4 x M70 +ZP-1100 l
3) 2 x Rb.74 + 2 x Rb.04E (Rb.05A) + ZP-1100 l



Rok powstania konstrukcji	1988
Powstałe wersje	JAS-39B
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	ok. 30
Użytkownicy	Szwecja

JAS 39 Gripen jest jednomiejscowym, jednosilnikowym, w pełni wielozadaniowym samolotem bojowym czwartej generacji. Jest najlżejszym w swojej klasie, ponadto zastosowano w nim najnowsze techniki i technologie powstałe w latach 80-tych. W czerwcu 1980 r. zdefiniowano wymagania na nowy samolot, 9 grudnia 1988 r. oblatano pierwszy prototyp a w 1994 r. zaczęto wprowadzać pierwsze egzemplarze JAS 39 do uzbrojenia Szwedzkich Sił Powietrznych. Konstrukcja samolotu to tzw. układ kaczka ze skrzydłami delta oraz przednią powierzchnią sterową typu Canard, co zapewnia dobre osiągi i własności pilotażowo – nawigacyjne. Usterzenie pionowe klasyczne. Zastosowanie nowych technologii a w tym materiałów kompozytowych w ilości ok. 30% masy konstrukcji pozwoliło na obniżenie o ok. 25% masy całkowitej samolotu. Podwozie trójzespołowe z 2-kołową golenią przednią oraz 1-kołowymi goleniami głównymi. Napęd stanowi dwuwałowy, turbowentylatorowy silnik o małym stosunku dwuprzepływości firmy General Electric/Volvo Flygmotor RM12, będący zmodernizowana wersją silnika F404-400 z samolotu F/A-18 Hornet. Kabina samolotu wyposażona w fotel katapultowy klasy 0-0 firmy Martin Baker typu Mk 10-S10LS.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	370
Taktyczny promień działania DH (km)	o
Średni promień działania (km)	o
Prędkość wznoszenia (m/s)	254
Max przeciążenia	+9
Dł. startu (m)	800
Dł. lądowania (m)	o
Długotrwałość lotu (h)	o
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Nie
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Nie
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	8,40 x 14,1 x 4,7
Powierzchnia nośna m^2	28,1
Masa własna (kg)	6620
Masa startowa (kg)	9160/12470
Masa uzbrojenia (kg)	4200
Masa paliwa (kg)	2350
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	o
Prędkość przelotowa (km/h)	900
Prędkość max mala H (km/h)	1409
Prędkość max duża H (km/h)	2555
Prędkość lądowania (km/h)	220
Prędkość krytyczna (km/h)	230
Pułap dynamiczny (m)	o
Pułap praktyczny (m)	17 500
Zasięg max (km)	3300 (3 x zb. 1100 l)
Rodzaj napędu	Turboodrzutowy
Typ/Ilość	1 x RM12
Ciąg/Ciąg max (kN)	1 x 5400/1 x 8050
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	0,84
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	284,7

WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. System sterowania i nawigacji: cyfrowy, elektroniczny zestaw sterowania fly-by-wire, pięć komputerów typu D80 (32-bitowy procesor, 6-7 mln operacji na sekundę) przeznaczonych do sterowania pracą radiolokatora, kontroli pracy monitorów obrazowych, sterowania urządzeniami zakłócającymi oraz jeden z nich pełni rolę jednostki centralnej. Wykrycie przeciwnika zapewnia wielofunkcyjny radiolokator PS-5/A pracujący w paśmie X, z impulsową kompresją zmodulowanych sygnałów. Wiązki fal są ukształtowane elektronicznie, co wraz z cyfrową obróbką sygnału umożliwia użycie radiolokatora do różnych zadań. Zakresy pracy radiolokatora podczas zwalczania obiektów powietrznych:

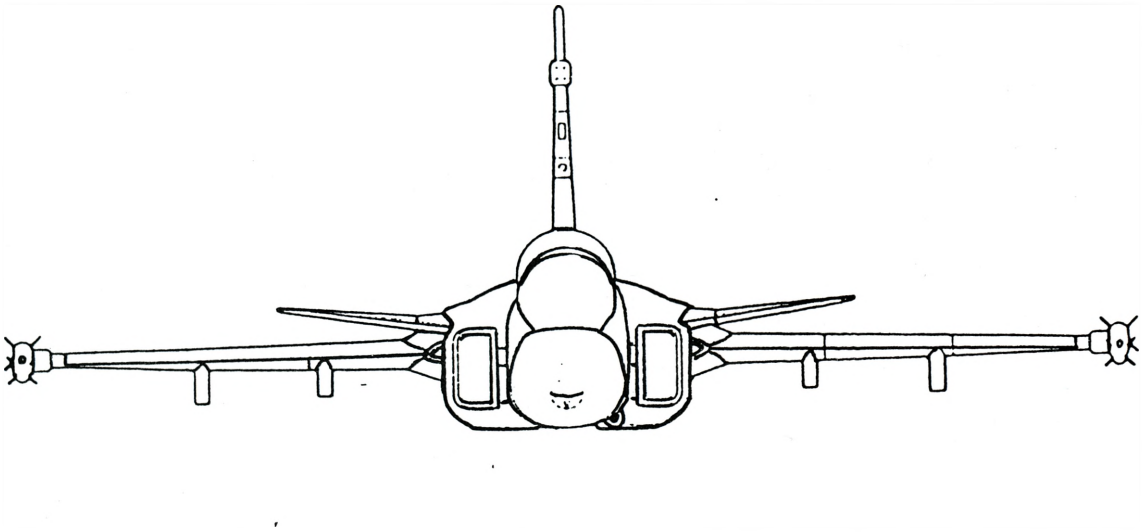
- dalekie przeszukiwanie przestrzeni powietrznej (maksymalny zasięg wykrycia samolotu o SPO powyżej 18 m^2 – 160 km, taktycznego bombowca np. Su-24 ok. 100 km, taktycznego myśliwca np. MiG-29 ok. 75 km;
- śledzenie wykrytych celów z jednoczesną obserwacji przestrzeni powietrznej. W tym rodzaju pracy radiolokator śledzi do 8 celów, szereguje je wg stopnia zagrożenia oraz programuje układy naprowadzania KPR p-p AIM-120 AMRAAM, a po ich odpaleniu zapewnia korekcję w połowie drogi rakiety do celu. Na odległości poniżej 20 km stacja przechodzi na zakres śledzenia dotychczasowych i wykrywania nowych celów w szerszym sektorze, ale w zasięgu do 20 km;
- manewrowa walka powietrzna. W tym rodzaju pracy zasięg stacji jest ograniczony do 10 km, natomiast strefa obserwacji i szybkość przeszukiwania przestrzeni powietrznej osiągają wartości maksymalne. Wiązka radiolokacyjna przejmuje sterowanie osią optyczną rakiet Rb. 74 (AIM-9L), a komputer sterujący pracą radiolokatora równocześnie rozwiązuje zadania użycia tych rakiet oraz działka.

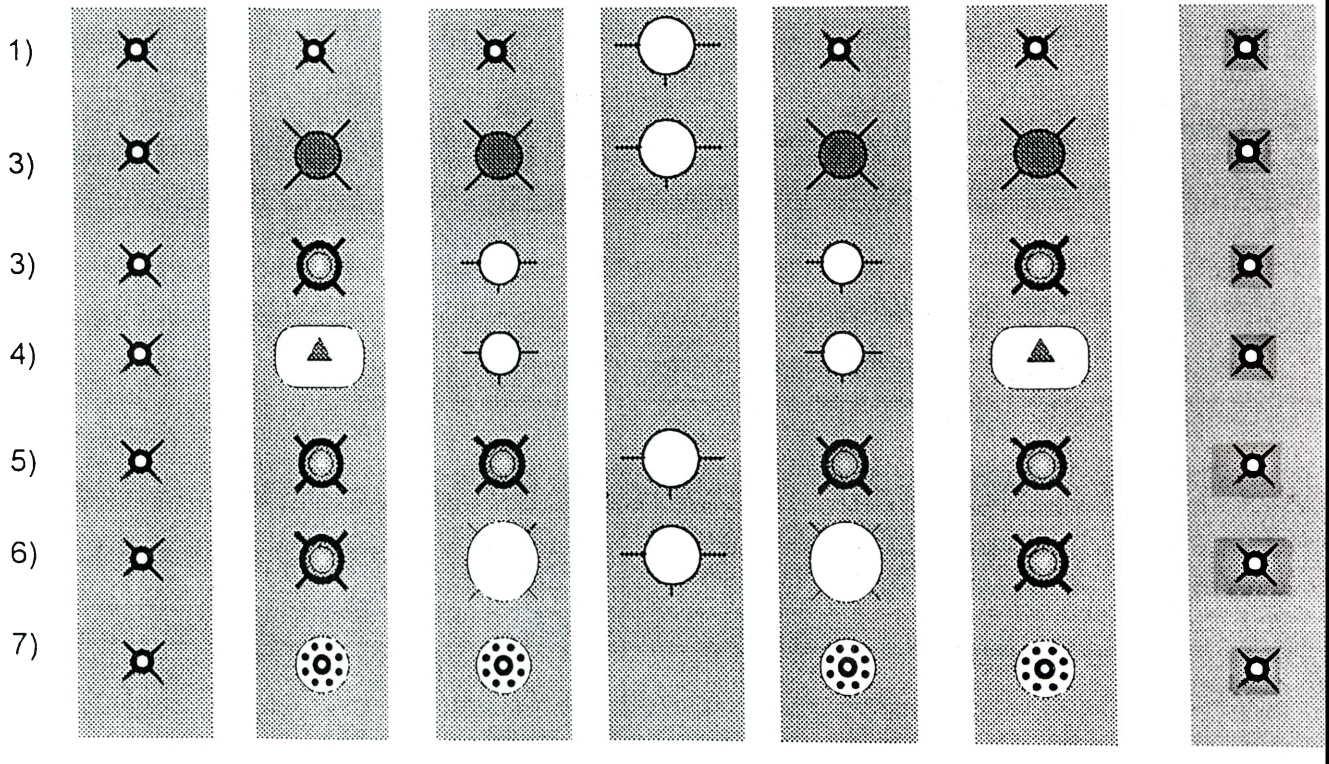
Stacja radiolokacyjna może być również do nawigowania, wykonywania precyzyjnej mapy terenu, wykrywania i pomiaru odległości do obiektów naziemnych, poszukiwania i wskazywania celów morskich dla rakiet RBS-15F. Opracowywany przez firmę Ericsson celownik nahełmowy będzie dublować działanie radiolokatora w warunkach zakłóceń radioelektronicznych i w stosunku do celów bardzo gwałtownie manewrujących. Radiolokator współpracuje z termowizyjnym urządzeniem FLIR. Po pełnej integracji obu systemów informacje za stacji radiolokacyjnej oraz obrazy z kamery termowizyjnej będzie można nakładać na siebie, co uodporni system celowniczy samolotu na zakłócenia radioelektroniczne. W wyposażeniu samolotu znajdują się nowej generacji urządzenia

nawigacyjne (GPS, INS z zespołem żyroskopów laserowych). System łączności radiowej: radiostacja VHF/UHF Bofors typ AMR 345

Uzbrojenie stałe samolotu stanowi działko typu Mauser BK 27 kalibru 27 mm. W wariancie myśliwskim samolot może być uzbrojony w KPR p-p typu Rb.74 (AIM-9L) oraz AIM-120A. Dobór uzbrojenia do zwalczania obiektów naziemnych pokierowany jest nową koncepcją, zakładającą precyzyjne uderzenia na wyselekcjonowane dzięki dobremu rozpoznaniu obiekty przy użyciu precyzyjnych środków rażenia. Przewiduje się atakowanie tych celów spoza zasięgu ich bezpośredniej obrony przeciwlotniczej. Stąd też brak bomb klasycznych w arsenale przenoszonego przez samolot uzbrojenia. Proponowane środki rażenia to KPR p-z typu Rb.75 (AGM-65B), zasobniki DWS-39 oraz NPR kal. 135 mm w zasobnikach Bofors M70. Do zwalczania obiektów nawodnych KPR p-w RBS-15F. Łączna masa przenoszonego uzbrojenia wynosi 4200 kg na 7 węzłach (2 na końcówkach skrzydeł, 4 podskrzydłowych i centralny podkadłubowy).

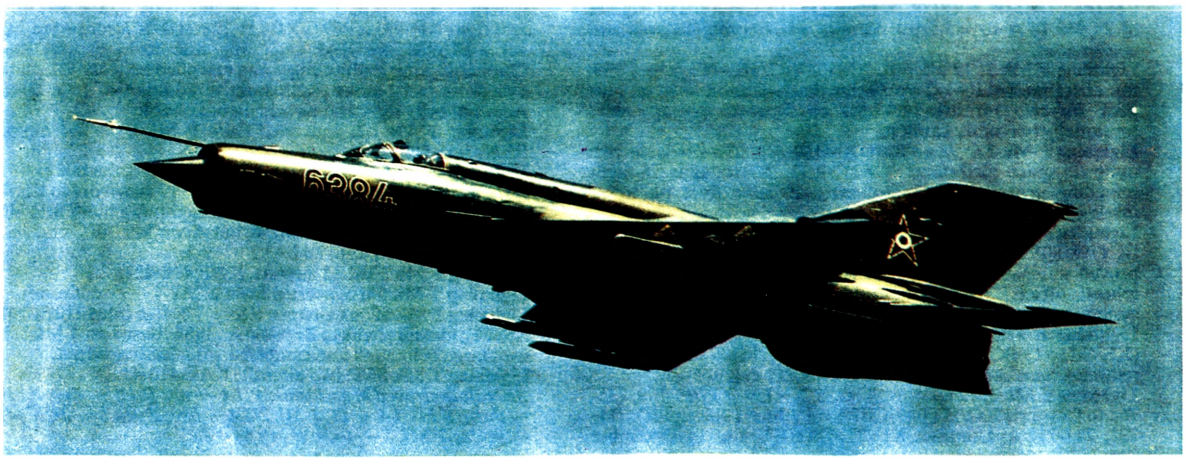
Warianty uzbrojenia samolotu JAS 39A





1) 6 x Rb.74 (AIM-9L) + ZP-1400 l
2) 2 x Rb.74 + 4 x AIM-120A(B) + ZP-1100 l
3) 2 x Rb.74 + 2x Rb.75 (AGM-65B) + 2 x ZP-520 l
4) 2 x Rb.74 + 2 x DW S39 + 2 x ZP-520 l
5) 2 x Rb.74 + 4 x Rb.75 + ZP-1100 l
6) 2 x Rb.74 + RBS-15F + ZP-1100l
7) 2 x Rb.74 + 4 x M70

MiG-21 bis



Rok powstania konstrukcji	1972
Powstałe wersje	MiG-21F, MiG-21M, MiG-21MF, MiG-21MT, MiG-21PF, Mif-21PFM, MiG-21R, MiG-21SM,
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	2030
Użytkownicy	Polska, Jugosławia, Węgry, Syria, Finlandia, Afganistan, Indie

Samolot myśliwski MiG-21 bis jest jednomiejscowym, wielozadaniowym samolotem bojowym przeznaczonym do przechwytywania celów powietrznych oraz niszczenia obiektów naziemnych i nawodnych w strefie taktycznej. Cele powietrzne może zwalczać w każdych warunkach atmosferycznych o każdej porze doby. Cele naziemne i nawodne tylko w warunkach wzrokowej widzialności.

MiG-21 bis jest kolejną wersją rozwojową samolotu rodziny MiG-21. Opracowany na przełomie lat 60-tych i 70-tych, wszedł do produkcji seryjnej na początku 1972 r. MiG-21 bis jest średniopłatem z płatem trójkątnym (delta) o skosie 57^0, wzniosie ujemnym -2^0, kadłub o konstrukcji półskorupowej. W przedzie kadłuba znajduje się kabina pilota z pełnym zestawem przyrządów pilotażowo– nawigacyjnych. Fotel katapultowy typu KM-1M. Zespół napędowy stanowi jeden silnik turboodrzutowy typu R-25-300 z dopalaniem posiadający specjalny rodzaj pracy CzR, zwiększający ciąg silnika ponad dwukrotnie (z 4100 kg bez dopalania do 9900 kg na zakresie CzR).

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	300
Taktyczny promień działania DH (km)	500
Średni promień działania (km)	350
Prędkość wznoszenia (m/s)	120
Max przeciążenia	+8,5
Dł. startu (m)	830
Dł. lądowania (m)	1060
Długotrwałość lotu (h)	2h 15'
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Nie
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Nie
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

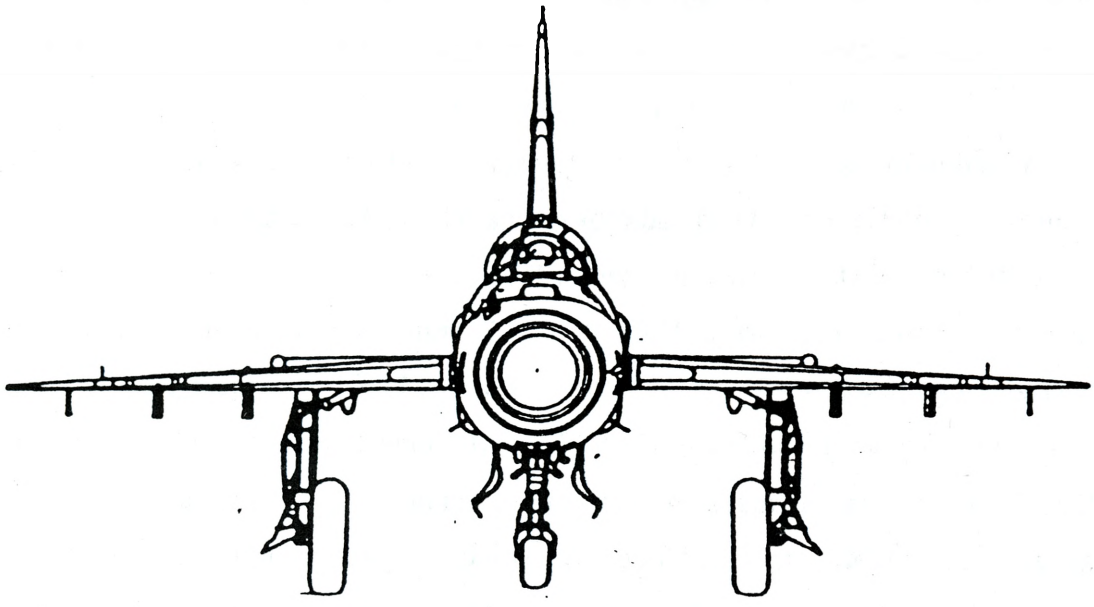
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	7,15 x 15,0 x 4,12
Powierzchnia nośna m^2	23,0
Masa własna (kg)	5843
Masa startowa (kg)	8726/10400
Masa uzbrojenia (kg)	1300
Masa paliwa (kg)	2390
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	2885/1780
Prędkość przelotowa (km/h)	850
Prędkość max mała H (km/h)	1300
Prędkość max duża H (km/h)	2175
Prędkość lądowania (km/h)	310
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	21000
Pułap praktyczny (m)	17800
Zasięg max (km)	1230/1950
Rodzaj napędu	turboodrzutowy
Typ/Ilość	1 x R-25-30
Ciąg/Ciąg max (kN)	1 x 4020/6960
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	o

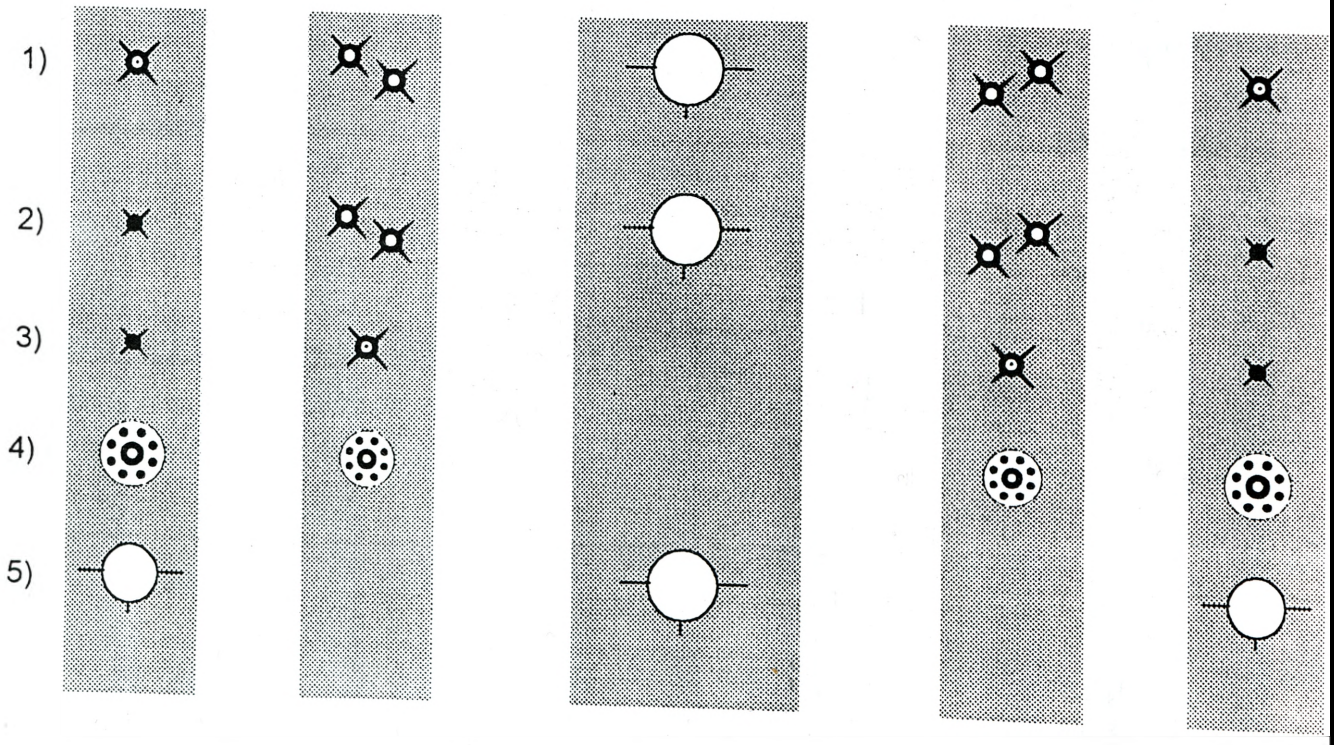
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. Układy i przyrządy elektronicznej automatyki obejmują: sztuczny horyzont AGD-1, układ kursowy KSI, pilot automatyczny AP-155, nadajnik DUA-3, wskaźnik UUA-1 i sygnalizator SUA-1 kątów natarcia. Automatyczny radiokompas ARK-10. Radiowysokościomierz RW-UM. W nowszych seriach instalowano RSBN-5s. System kierowania uzbrojeniem: stacja radiolokacyjna RP-22SMA o maksymalnym zasięgu 30-35 km na dużej wysokości (cel o dużej SPO), celownik optyczny ASP-PFD-21. System łączności radiowej: radiostacja UKF R-832M, radiostacja awaryjna R-855UM. Aparatura przyrządowego naprowadzania z ziemi LAZUR-M. System identyfikacji i ostrzegania: urządzenie aktywnej odpowiedzi SOD-57M, urządzenie rozpoznawcze "swój-obcy" SRZO-2, stacja ostrzegająca o opromieniowaniu SPO-10 (Sirena-3M). Wyposażenie rozpoznawcze i WRe: stacja zakłóceń aktywnych w zasobniku podwieszanym - SPS-141Je (8,3-10,3 GHz). Stacja zakłóceń pasywnych wbudowana na stałe - ASO-2J (3 i 10 GHz).

Uzbrojenie stałe stanowi dwulufowe działko pokładowe typu GSz-23Ł z zapasem 200 szt. amunicji. Na 4 węzłach podskrzydłowych KPR p-p typu R-3S, R-13M, R-60M. Do zwalczania obiektów naziemnych niekierowane środki rażenia o łącznej masie do 1200 kg .

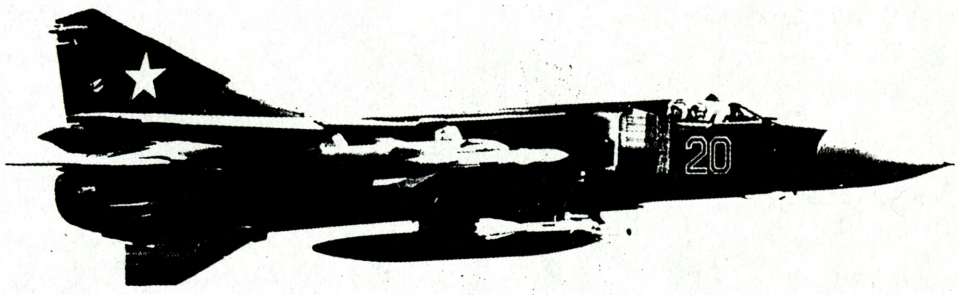
Warianty uzbrojenia samolotu MiG-21 bis





1) 2 x R-13 M + 4 x R-60 (R-60MK) + ZP -800 l
2) 2 x R-3R + 4 x R-60 (R-60MK) + ZP -800 l
3) 2 x R-3R + 2 x R-13M
4) 2 x UB-32 + 2 x UB-16
5) Zbiorniki paliwa 1 x 800 l; 2 x 490 l (opcjonalnie)

MiG-23 MLD



Rok powstania konstrukcji	1985
Powstałe wersje	*brak*
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	
Użytkownicy	Rosja, Białoruś, Ukraina

Wielozadaniowy, naddźwiękowy samolot myśliwski MiG-23MLD przeznaczony jest przede wszystkim do zwalczania obiektów powietrznych z możliwością wykonywania uderzeń na obiekty naziemne i nawodne w strefie taktycznej. Pierwszy prototyp zbudowano w 1965 r., oblotu dokonano w 1967 r., do produkcji seryjnej wszedł w 1970 r. pod oznaczeniem MiG-23S. W kolejnych latach produkcji i eksploatacji wielokrotnie modyfikowany. MiG-23MLD stanowi ostatnią wersję myśliwską powstałą w 1985 r., stanowiącą rozwinięcie MiG-23ML. Wariant MLD wyposażono w automatyczny system ograniczania kąta natarcia i sterowania mechanizacją skrzydeł typu SOS-3-4, nieruchome części skrzydeł otrzymały w nasadzie uskoki do wytwarzania wirów poprawiających opływ na dużych kątach natarcia. Na wysięgniku OCP zamocowano specjalny turbulizator. Na ruchomych częściach skrzydeł zastosowano ruchome belki zachowujące równoległość do kierunku lotu niezależnie od zmiany kąta skosu. Samoloty tej wersji nie były produkowane seryjnie, lecz powstały w wyniku przebudowania z poprzedniej wersji.

MiG-23MLD jest jednosilnikowym, jednomiejscowym naddźwiękowym samolotem myśliwskim w układzie grzbietopłata ze skrzydłem o zmiennej geometrii ($16\text{-}72^0$). Kadłub o konstrukcji konwencjonalnej, półskorupowej o przekroju kołowym. Wloty powietrza do silników boczne, prostokątne. Zespół napędowy stanowi dwuprzepływowy, turbinowy silnik typu R-35-300 z dopalaczem. Kabina pilota wyposażona w pełny zestaw przyrządów pilotażowo – nawigacyjnych oraz fotel katapultowy KM-1M.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	o
Taktyczny promień działania DH (km)	o
Średni promień działania (km)	o
Prędkość wznoszenia (m/s)	240
Max przeciążenia	+8,5
Dł. startu (m)	500
Dł. lądowania (m)	750
Długotrwałość lotu (h)	o
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Nie
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Nie
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

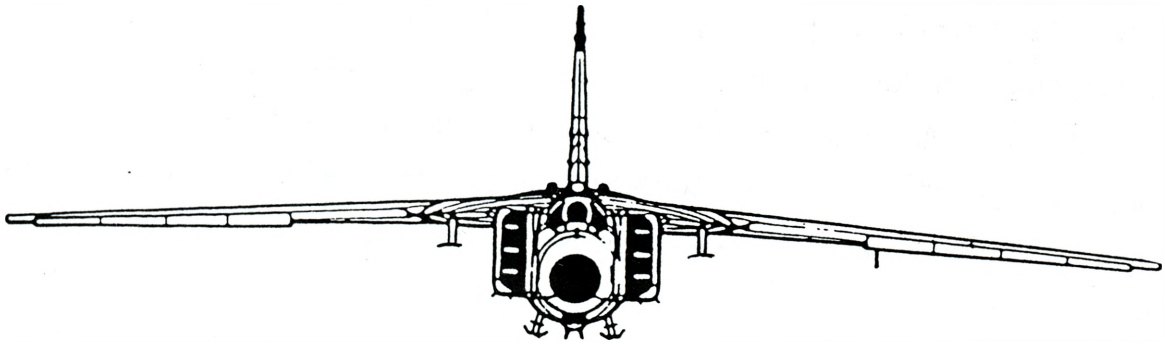
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	13,9 x 16,7 x 5,7
Powierzchnia nośna m^2	34,16/37,35
Masa własna (kg)	o
Masa startowa (kg)	14840/20100
Masa uzbrojenia (kg)	4500
Masa paliwa (kg)	5550 ze zb.
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	4260/2400
Prędkość przelotowa (km/h)	900
Prędkość max mała H (km/h)	1400
Prędkość max duża H (km/h)	2500
Prędkość lądowania (km/h)	o
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	o
Pułap praktyczny (m)	18300
Zasięg max (km)	1950/2820
Rodzaj napędu	Turboodrzutowy
Typ/Ilość	1 x R-35F-300
Ciąg/Ciąg max (kN)	83,84/127,48
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	o

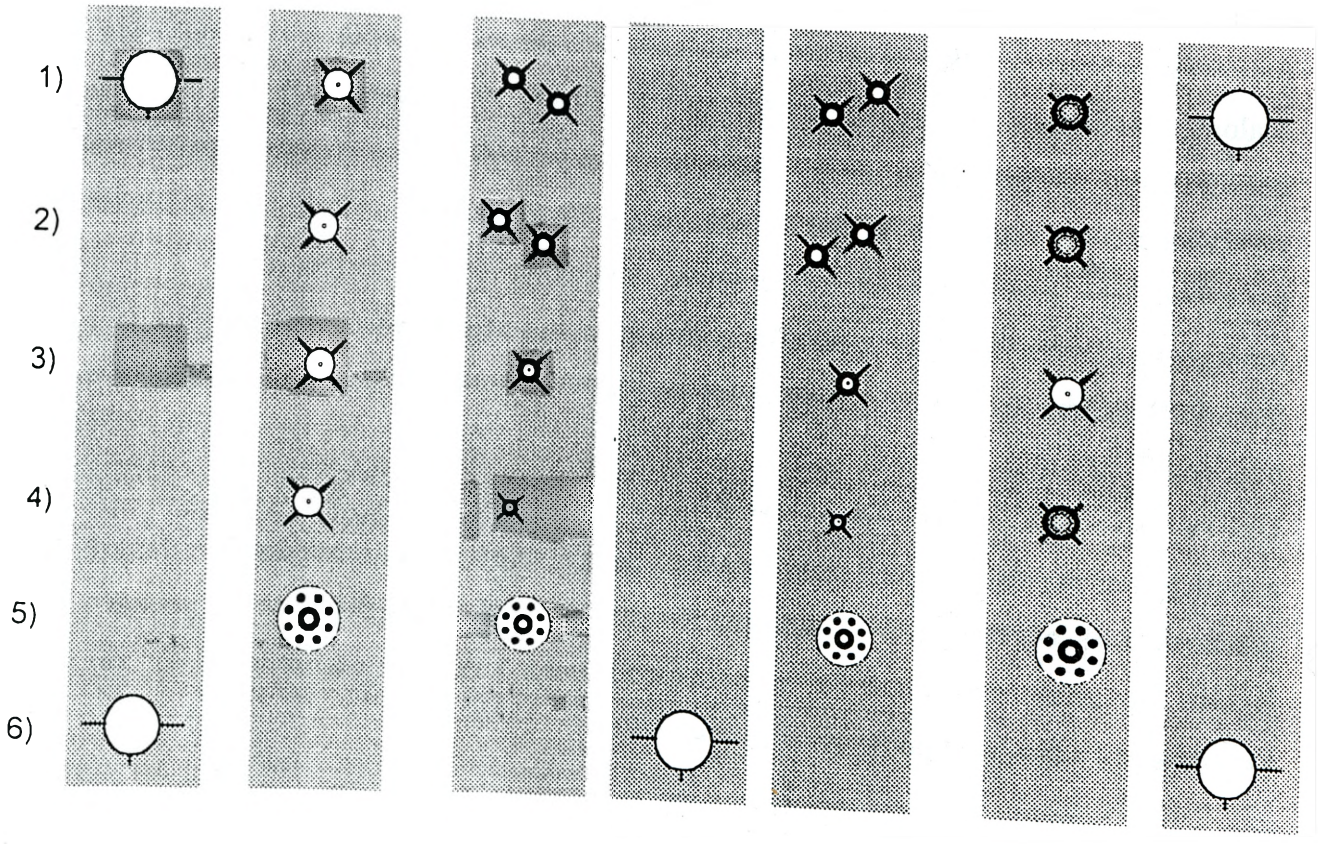
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. System sterowania i nawigacji: system automatycznego sterowania SAU-23AM, system nawigacyjny Poljot-2I-23 (RSBN-6S, układ kursu i pionu SKW-2N2, przekaźniki sygnałów powietrznych DW-30 i DW-10), radiokompas ARK-15M, odbiornik znaczników MRP-56M. Podstawą systemu kierowania uzbrojeniem jest stacja radiolokacyjna RP-22MLA (Szafir-23MLA lub N 008) o zasięgu wykrywania obiektów o dużej SPO 85km i automatycznego śledzenia 55 km. Stacja posiada możliwość wykrywania obiektów na tle ziemi w odległości do 28 km a także wprowadzono w niej zakres bliskiej manewrowej walki powietrznej, w którym antena nie porusza się w azymucie, a wykonuje jedynie szybkie ruchy w pionie. Kolejnym elementem systemu kierowania uzbrojeniem jest termonamiernik TP-26 o zasięgu ok. 60 km oraz celownik optyczny ASP-17. W samolotach dla wojsk obrony powietrznej zainstalowano specjalny cyfrowy system kontroli i naprowadzania, optymalizujący trajektorie lotu i sposób użycia uzbrojenia pod kontrolą stacji naziemnej lub umieszczoną na samolocie dowodzenia, np. MiG-31. System łączności radiowej: radiostacja UKF R-862M o zwiększonej mocy zbudowana w oparciu o układy scalone, radiostacja awaryjna R-855UM. W latach osiemdziesiątych, na podstawie doświadczeń wojny afgańskiej, samoloty MiG-23MLD otrzymały nowe stacje wykrywająco-ostrzegawcze SPO-15L wskazujące typ i kierunek wykrytej stacji i moment przechwycenia przez samolot przeciwnika, wyrzutnie dipoli zakłócających i pułapek termicznych BWP-50-60. W zasobniku podwieszanym stacja zakłóceń aktywnych SPS-141. Samolot wyposażony jest w system rozpoznawczy "swój-obcy" Parol oraz układ aktywnej odpowiedzi SO-69.

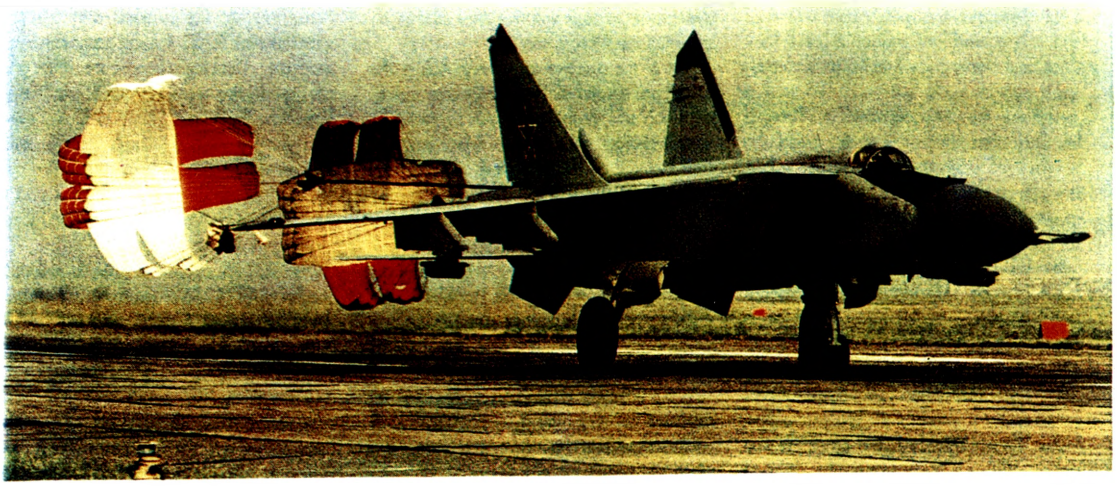
Uzbrojenie stałe stanowi dwulufowe działko GSz-23Ł kalibru 23 mm z zapasem 750 szt. amunicji. Na siedmiu węzłach podwieszeń (3 podkadłubowych i 4 podskrzydłowych) może przenosić KPR p-p typu R-24, R-23 oraz R-60M. Niektóre źródła podają także pociski typu R-73E. Do zwalczania obiektów naziemnych bomby i NPR o wagomiarze do 500 kg. Łączna masa uzbrojenia podwieszanego 4500 kg.

Warianty uzbrojenia samolotu MIG-23 MLD





1) 1 x R-24R + 1 x R-24T + 4 x R-60M + 2 x ZP-800 l (typowy dla myśliwca OP Rosji)
2) 1 x R-23R + 1 x R-23T + 4 x R-60M
3) 2 x R-23R + 2 x R-13M
4) 1 x R-23R + 1 x R-23T + 2 x R-3S
5) 2 x UB-32 + 2 x UB-16
6) Zbiorniki paliwa ZP-800 l (opcjonalnie)



Rok powstania konstrukcji 1978
Powstałe wersje MiG-25RBK, MiG-25RBT, MiG-25P, MiG-25PU, MiG-25RB, MiG-25RBS, MiG-25BM, MiG-25RU,
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy 1186
Użytkownicy Rosja, Ukraina, Białoruś, Libia

Powstały w latach 60-tych jednomiejscowy, dwusilnikowy samolot myśliwski przeznaczony do przechwytywania i niszczenia obiektów powietrznych na dalekich rubieżach, wykonujących lot z prędkością do 3500 km/h na dużych wysokościach. Był odpowiedzią na opracowywany przez amerykanów naddźwiękowy bombowiec strategiczny B-70 Valkyrie. Prototyp oznaczony E-155P-1 został oblatany w 1964r. W kolejnych latach na wersji doświadczalnej E-266 ustanowiono szereg rekordów wysokości i prędkości lotu dla tej klasy samolotów (odpowiednio 37650 m oraz 2981 km/h, w tym chwilowo 3447 km/h). Do produkcji seryjnej samolot skierowano w 1970 r. jako kompleks MiG-25-40. Wersja PD produkowana w latach 1978-82.

MiG-25PD jest górnopłatem ze skrzydłem w układzie ścięta delta oraz podwójnym usterzeniem pionowym. Kadłub konstrukcji skorupowej z bocznymi, prostokątnymi wlotami powietrza do silników. Skrzydła o skosie 41^0 i $42^0 30'$ przy kadłubie wyposażone w klapy szczelinowe i lotki, na końcach masy przeciwflatterowe. Podwozie trójpodporowe z przednią golenią wyposażoną w podwójne koła – chowane w kadłub. Zespół napędowy stanowią dwa jednoprzepływowe silniki turboodrzutowe typu R-15BD-300 z dopalaczem. Kabina wyposażona w fotel katapultowy KM-1.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	o
Taktyczny promień działania DH (km)	ok. 500
Średni promień działania (km)	o
Prędkość wznoszenia (m/s)	200
Max przeciążenia	+ 4,5
Dł. startu (m)	1250-1500
Dł. lądowania (m)	900-1200
Długotrwałość lotu (h)	2h 5'
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Nie
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Nie
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	14,01 x 21,53 x 6,28
Powierzchnia nośna m^2	61,73
Masa własna (kg)	o
Masa startowa (kg)	36720/39750
Masa uzbrojenia (kg)	2000
Masa paliwa (kg)	14470/4370
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	17150/5300
Prędkość przelotowa (km/h)	2500
Prędkość max mała H (km/h)	1200
Prędkość max duża H (km/h)	3000
Prędkość lądowania (km/h)	298
Prędkość krytyczna (km/h)	270
Pułap dynamiczny (m)	30000
Pułap praktyczny (m)	20700
Zasięg max (km)	1585/2070
Rodzaj napędu	Turboodrzutowy
Typ/Ilość	2 x R-15BD-300
Ciąg/Ciąg max (kN)	2x86,2/2x109,8
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	570

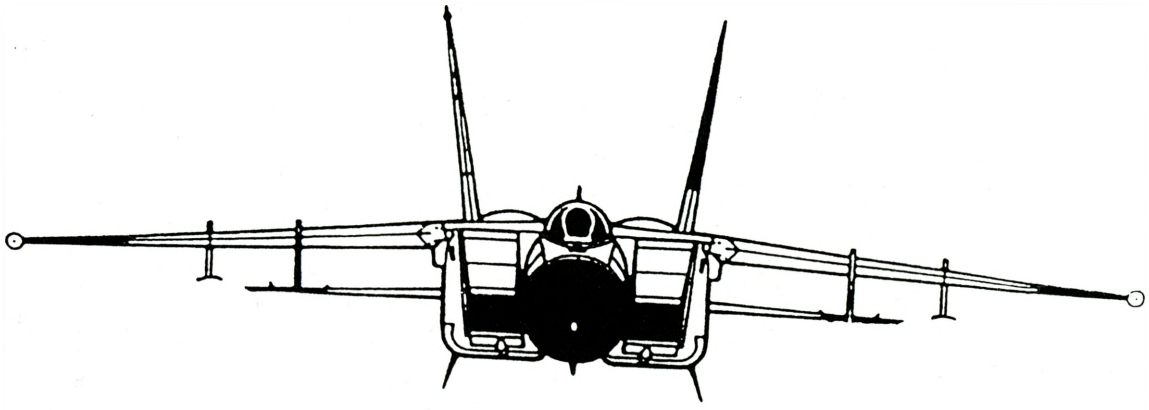
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

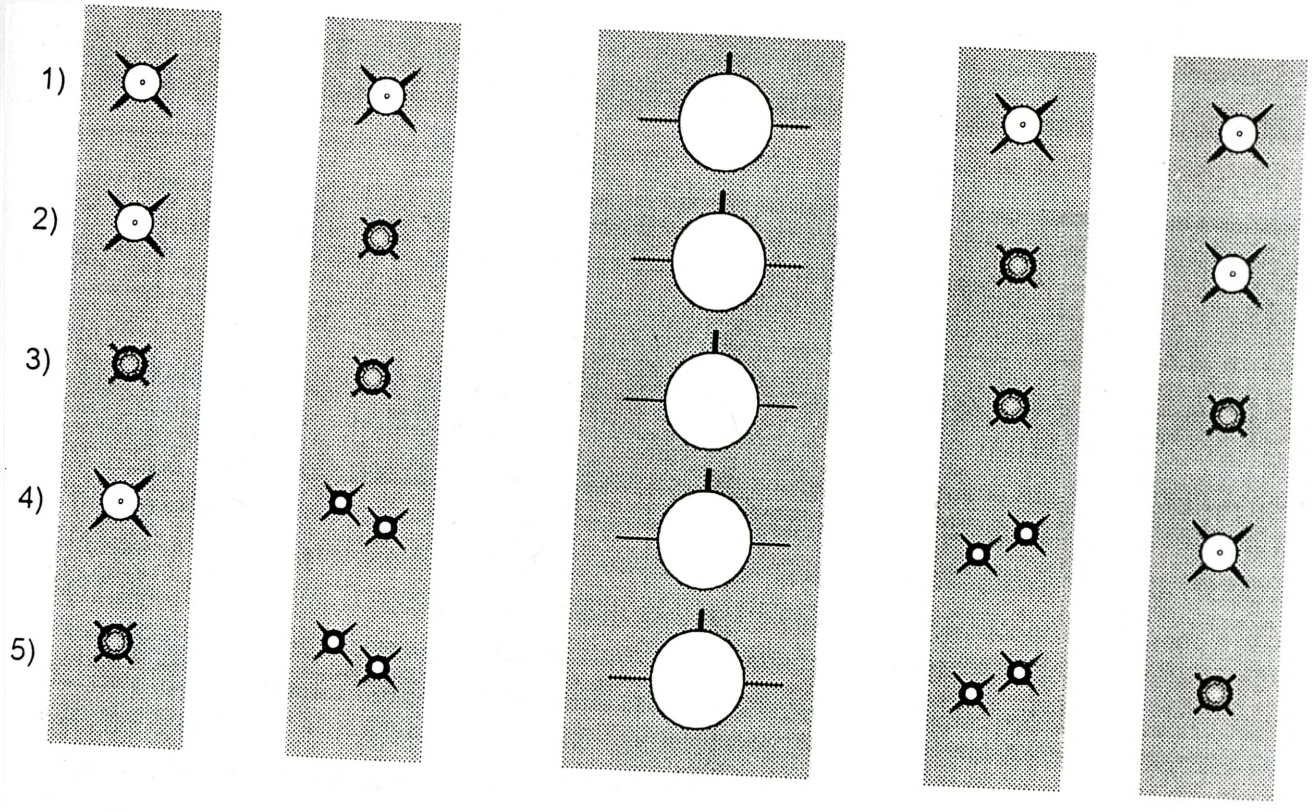
Awionika. Na samolocie zainstalowana jest dopplerowska stacja radiolokacyjna Sapfir-25 (inaczej S-500 lub też N-005) w wersjach RP-25, RP-25M lub RP-25MN z możliwością wykrywania celów lecących na tle ziemi. Zasięg wykrywania samolotu bombowego (Tu-16) lecącego na dużej wysokości równy jest 105-115 km, a zasięg automatycznego śledzenia 75-80 km (na tle ziemi odpowiednio 27-30 km oraz 22-25 km). Strefa obserwacji w azymucie wynosi od 30^0 do 60^0 (zależnie od trybu pracy), z tym, że dodatkowo oś sektora obserwacji może być przesunięta o $\pm 56^0$. W kącie podniesienia antena radaru porusza się do $\pm 14^0$, a oś sektora obserwacji może być pochylona o $+52^0/-42^0$. Samolot otrzymał także namiernik cieplny TP-26Szl o zasięgu do 45km (samolot bombowy na dużej wysokości). Uzupełnieniem systemu kierowania uzbrojeniem jest celownik optyczny K-10T. Zestaw przechwytywania MiG-25-40D może zwalczać cele powietrzne lecące na wysokościach od 50-30000m z prędkością do 3500km/h. Samolot współpracuje z naziemnym systemem naprowadzania Wozduch-1M. Naprowadzenie na cel może być wykonywane w trybie automatycznym lub komendowym. W trybie automatycznym polecenia z naziemnej stacji naprowadzania za pośrednictwem pokładowej aparatury odbiorczej BAN-75 oraz systemu sterowania SAU-155P1 są przesyłane bezpośrednio na stery samolotu, bez udziału pilota. W trybie komendowym te same polecenia są przekazywane pilotowi w formie komunikatu na przyrządach pokładowych: dodatkowe strzałki na wskaźnikach kursu, prędkości i wysokości ustawiają się w pobliżu wartości wyliczonych przez system naziemny. Zadaniem pilota jest zgranie parametrów lotu ze wskazaniami podanymi z ziemi (dodatkowo są przekazywane jednorazowe komunikaty, np.: włącz dopalacz, włącz stację radiolokacyjną). W ten sposób pilot jest prowadzony do chwili uchwycenia celu przez pokładową stację radiolokacyjną, dalej sam przejmuje inicjatywę (z ewentualnymi podpowiedziami z ziemi). Pozostałe wyposażenie MiG-25PD stanowi standardowy zestaw urządzeń z radzieckich samolotów myśliwskich tych lat: stacja aktywnej odpowiedzi SO-69, urządzenia odpowiadające SRO-2N (do współpracy z radarami naziemnymi) oraz zapytująco-odpowiadające SRZO-15, stacja ostrzegawcza Syrena-3 (SPO-10) lub Bierioza (SPO-15). Wyposażenie nawigacyjne składa się z radiowysokościomierza małych wysokości RW-3 (RW-UM) lub RW-4, radiowysokościomierz dużych wysokości RW-18 lub RW-19, automatycznego radiokompasu ARK-10 (później ARK-19), odbiornika sygnałów znaczników MRP-56P, RSBN-6s oraz systemu lądowania według przyrządów SP-50.

Aparatura pilotażowo-nawigacyjna połączona jest w system Poljot-1L, zapewniający m.in. automatyczny przelot po zadanej trasie z trzema punktami zwrotnymi, powrót na jedno z czterech zaprogramowanych lotnisk oraz wykonanie zajścia do lądowania do wysokości 50m. Łączność zabezpieczają dwie radiostacje: UKF R-832M (lub R-802) oraz KF R-864 (lub R-847). Wyposażenie WRe: stacje zakłóceń aktywnych - SPS-141, 142, 143 (5-10 GHz); stacja zakłóceń pasywnych - APP-50 (3-10 GHz).

Uzbrojenie. Samolot nie posiada uzbrojenia stałego. Na 4 węzłach podskrzydłowych mogą być przenoszone KPR p-p typu R-40RD, R-40TD, R-40D, R-60M. Na węźle podkadłubowym zbiornik dodatkowy o pojemności 5300l. Nie przewiduje się stosowania uzbrojenia do zwalczania obiektów naziemnych.

Warianty uzbrojenia samolotu MIG-25 PD





1) 4 x R-40RD + ZP-5300 I
2) 2 x R-40RD + 2 x R-40TD + ZP-5300 I
3) 4 x R-40T (TD) + ZP-5300 I
4) 2 x R-40RD + 4 x R-60M + ZP-5300 I
5) 2 x R-40TD + 4 x R-60M + ZP-5300 I



Rok powstania konstrukcji	1977
Powstałe wersje	MiG-29K, MiG-29M, MiG-29S, MiG-29SE, MiG-29SD
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	1216
Użytkownicy	Rosja, Białoruś, Ukraina, Polska, Niemcy, Słowacja, Jugosławia, Indie, Malezja, Irak, Syria, Algieria, KRL-D.

MiG-29 A jest dwusilnikowym, frontowym samolotem myśliwskim przeznaczonym przede wszystkim do zwalczania obiektów powietrznych w strefie taktycznej. Oblotu prototypu dokonano w 1977 r., w 1984 wszedł do uzbrojenia lotnictwa b. ZSRR. Samolot posiada kadłub nośny, całkowicie metalowy – w przedniej części wzniesiony mocno do góry, dalej obniża się i zwęża, niknąc między silnikami. Z przodu wielofunkcyjna stacja radiolokacyjna i hermetyczna kabina pilota z fotelem wyrzucanym K-36DM. W dalszej części zbiorniki paliwa i wyposażenie, na końcu pojemnik ze spadochronem hamującym. Skrzydła pasmowe z szeroką skośną częścią zasadniczą oraz przykadłubowymi napływami mającymi zakrzywioną krawędź natarcia o dużym skosie. Niemal na całej części zasadniczej znajdują się klapy przednie. Klapy tylne i lotki klasyczne. Usterzenie pionowe zdwojone, klasyczne, lekko rozchylone na boki. Usterzenie poziome płytowe. Podwozie trójzespołowe, goleń przednia posiada koła zdwojone, podwozie główne z kołami pojedynczymi. Napęd stanowią dwuprzepływowe, dwuwałowe silniki odrzutowe typu RD-33 z dopalaczem. Wloty powietrza prostokątne, skośne, umieszczone pod napływami skrzydeł. W czasie kołowania, startu i lądowania samolotu główne wloty zamyka klapa zabezpieczająca je przed zasysaniem zanieczyszczeń. Powietrze dostaje się do silników poprzez żaluzje na górnych powierzchniach napływów. Instalacja paliwowa składa się z trzech zbiorników kadłubowych i integralnych zbiorników w skrzydłach, wypełnianych azotem w miarę wypracowywania paliwa. Samolot wyposażono w system diagnostyczno-ostrzegawczy EKRAN.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	140-170
Taktyczny promień działania DH (km)	420
Średni promień działania (km)	270
Prędkość wznoszenia (m/s)	330
Max przeciążenia	+9 do -3
Dł. startu (m)	250-650
Dł. lądowania (m)	600-700
Długotrwałość lotu (h)	2h 30'
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Nie
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Nie
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

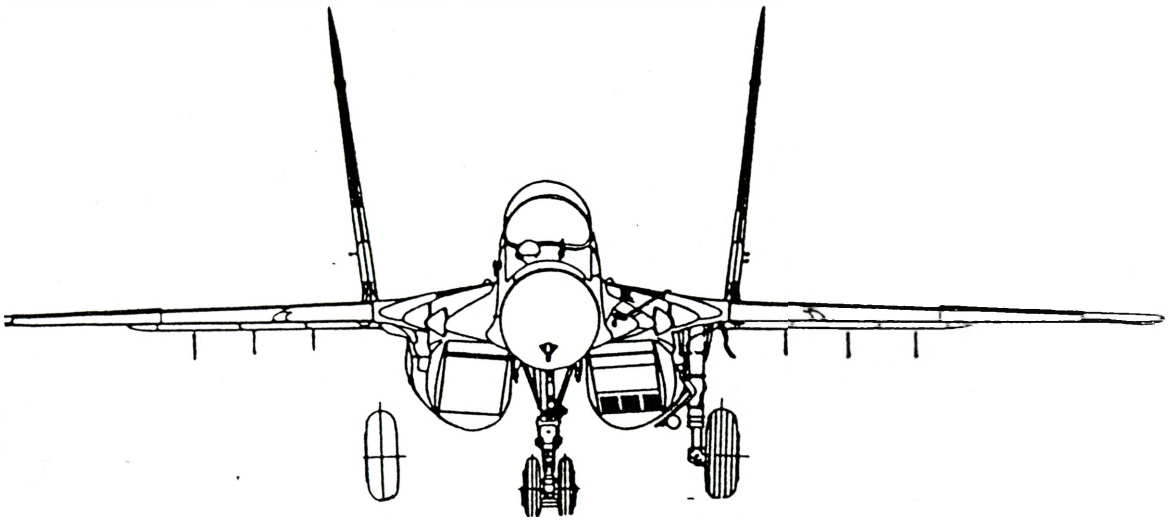
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	11,3 x 17,32 x 4,36
Powierzchnia nośna m^2	38
Masa własna (kg)	8175
Masa startowa (kg)	15240/18480
Masa uzbrojenia (kg)	3000
Masa paliwa (kg)	3550
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	4200/1500
Prędkość przelotowa (km/h)	850
Prędkość max mała H (km/h)	1500
Prędkość max duża H (km/h)	2440
Prędkość lądowania (km/h)	235
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	o
Pułap praktyczny (m)	17500
Zasięg max (km)	1430/2100
Rodzaj napędu	turboodrzutowy
Typ/Ilość	2 x RD-33
Ciąg/Ciąg max (kN)	2 x 49,4/2x81,4
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	0,079/0,189
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	o

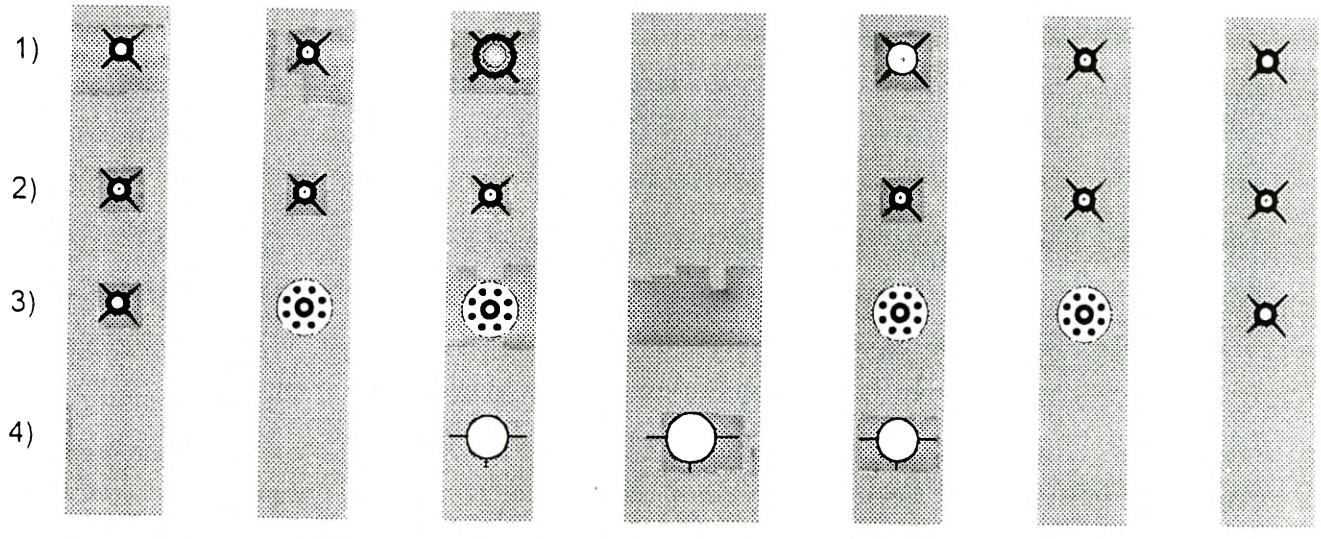
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. System sterowania i nawigacji: automatyczny układ sterowania SAU-451-04 z ogranicznikiem skrajnych zakresów SOS-3M nie pozwalającym samolotowi na wyjście poza dopuszczalny zakres przeciążeń i kątów natarcia, system nawigacyjny SN-29 (w składzie kompleksu OEPrNK-29) z podsystemem bliskiej nawigacji i lądowania przyrządowego A-323, radiowysokościomierz A-037, automatyczny radiokompas ARK-19, odbiornik znaczników A-611. System kierowania uzbrojeniem: system radiolokacyjny RŁPK-29 z impulsowo-dopplerowską stacją radiolokacyjną S-29 TOPAZ (N-019, na eksport oznaczona N-019E RUBIN) oraz komputerem pokładowym C100.02-06. Odległość wykrycia samolotu myśliwskiego ok. 70 km z przedniej półsfery i 35 km z tylnej półsfery na dużej wysokości, dla samolotu bombowego o połowę większy. Radiolokator może śledzić jednocześnie 10 celów i naprowadzać rakiety na jeden z nich. System nawigacyjno-celowniczy OEPrNK-29 w składzie: optoelektroniczny system celowniczy OEPS-29 (lokator kwantowy KOŁS-29 o maksymalnym zasięgu wykrywania 18 km tylko w tylnej półsferze celu oraz autonomiczny nahełmowy układ wskazywania celów SZCZEL-3UM ze wskaźnikiem NWU-2), komputer cyfrowy C100.02-02, system sterowania uzbrojeniem SUO-29M2, system przekazywania informacji SJel-31E2 z wyświetlaczem na przedniej szybie. System łączności radiowej: radiostacja zakresu UKF/VHF R-862. Pokładowa aparatura radioliniowa TURKUS (E502-20) do przyrządowego naprowadzania samolotu na cel przez urządzenia naziemne. Głosowy informator sygnałów awaryjnych. System identyfikacji i ostrzegania: urządzenie aktywnej odpowiedzi SO-69, stacja ostrzegawcza SPO-15 BIERIOZA określająca kierunek opromieniowania, typ stacji i rodzaj jej pracy (obserwacja lub śledzenie), stacja zakłóceń aktywnych GARDENIA (7,1-10,3 GHz), stacja zakłóceń pasywnych - APP-50 (3-10 GHz).System rozpoznania 6201 i 6231 PAROL z automatycznym przełączaniem kodów rozpoznania.

Uzbrojenie stałe samolotu stanowi jednolufowe 30 mm działko GSz-301 z zapasem 150 szt. amunicji. Do zwalczania obiektów powietrznych samolot można uzbroić w KPR p-p R-27R(T), R-73, R-60M. Do zwalczania obiektów naziemnych niekierowane środki rażenia o masie do 2100 kg na 6-ciu węzłach podskrzydłowych. Węzeł podkadłubowy służy do przenoszenia zbiornika dodatkowego 1500 l.

Warianty uzbrojenia samolotu MIG-29 A





1) 2 x R-27T, R + 2 x R-73E + 2 x R-60 M
2) 6 x R-73E
3) 4 x B-8M1 + 2 x R-60M
4) 1 x ZP-1500 l + 2 x ZP-800 l

MiG-29M



Rok powstania konstrukcji	1986
Powstałe wersje	MiG-29EM
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	6
Użytkownicy	Rosja

MiG-29M jest kolejną wersją MiG-a-29, oblataną w 1989 r. Wprowadzono w niej szereg zmian mających na celu dostosowanie samolotu do wymagań określonych w nowej doktrynie obronnej Rosji. Wynika z niej nowa koncepcja użycia lotnictwa taktycznego, która przewiduje stosowanie dwóch rodzajów samolotów w miejsce dotychczasowych kilkunastu. Mają to być: wielozadaniowy myśliwiec frontowy i nowoczesny samolot uderzeniowy. Przeprowadzona modyfikacja ma na celu zwiększenie możliwości samolotu w zwalczaniu obiektów powietrznych a także przystosowania do przenoszenia szerokiej gamy kierowanego uzbrojenia klasy powietrze-ziemia (woda). W nowej wersji zastosowano aktywny, analogowy układ kierowania, co umożliwiło zwiększenie dopuszczalnych kątów natarcia do 30^0. Przekonstruowano część kadłuba nad wlotami powietrza, usunięto górne wloty umieszczając w ich miejsce zbiorniki paliwa w celu poprawienia możliwości przestrzennych samolotu. Samolot przystosowano do przenoszenia trzech dodatkowych zbiorników paliwa w miejsc dotychczasowego jednego. Zmieniono także usterzenie poziome i położenie skrzydeł względem kadłuba oraz przesunięto środek ciężkości dla zmniejszenia zapasu stateczności. Dzięki wprowadzonym zmianom samolot stał się łatwiejszy w pilotażu i bardziej sterowny, szczególnie w zakresie małych prędkości. Pod nazwą MiG-33 jest oferowany odbiorcom zagranicznym, lecz jak dotąd nie znalazł nabywców. W roku 1991, po wyprodukowaniu sześciu egzemplarzy program zawieszono.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	385
Taktyczny promień działania DH (km)	o
Średni promień działania (km)	o
Prędkość wznoszenia (m/s)	330
Max przeciążenia	+9
Dł. startu (m)	o
Dł. lądowania (m)	o
Długotrwałość lotu (h)	o
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

Rozpiętość Długość/Wysokość (m/m/m)	11,36 x 17,37 x 4,73
Powierzchnia nośna m^2	38
Masa własna (kg)	11700
Masa startowa (kg)	15700/20700
Masa uzbrojenia (kg)	4500
Masa paliwa (kg)	o
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	5700/3800
Prędkość przelotowa (km/h)	o
Prędkość max mała H (km/h)	1500
Prędkość max duża H (km/h)	2450
Prędkość lądowania (km/h)	o
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	o
Pułap praktyczny (m)	18600
Zasięg max (km)	3200
Rodzaj napędu	turboodrzutowy
Typ/Ilość	2 x RD-33K
Ciąg/Ciąg max (kN)	2 x 5500/2x8629
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg m^2)	o

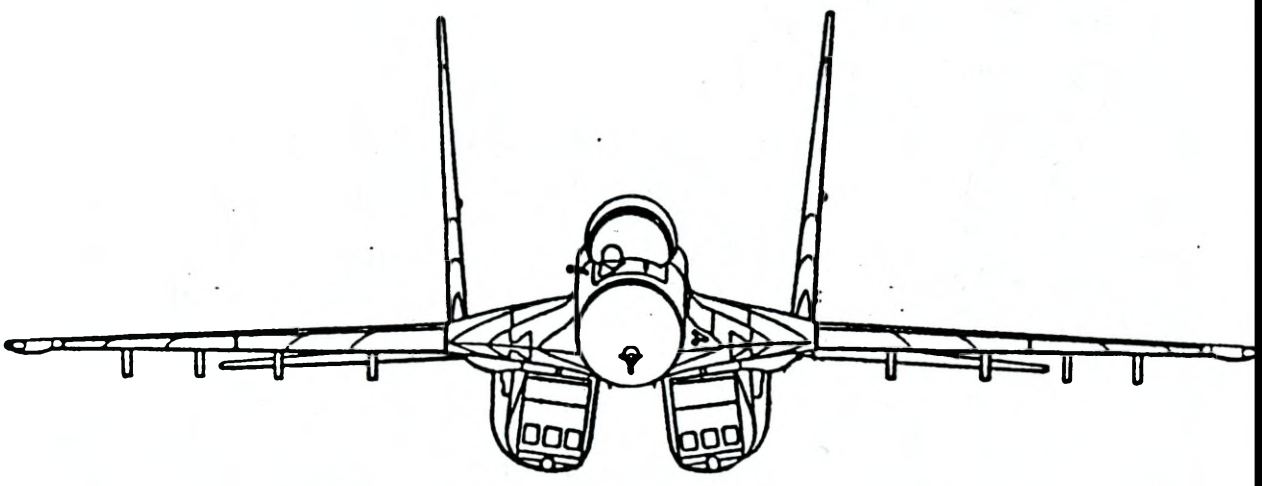
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

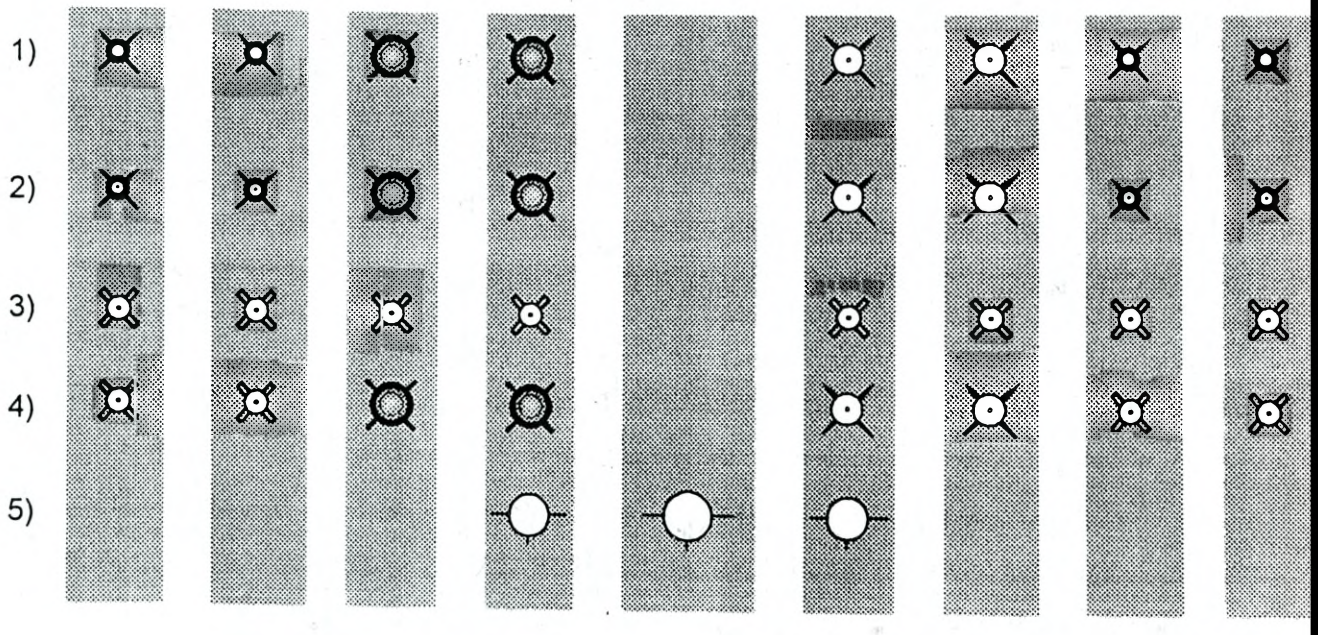
Awionika. System sterowania i nawigacji: automatyczny układ sterowania SAU-451-04 z ogranicznikiem skrajnych zakresów SOS-3M nie pozwalającym samolotowi na wyjście poza dopuszczalny zakres przeciążeń i kątów natarcia, system nawigacyjny SN-29 (w składzie kompleksu OEPrNK-29M) z podsystemem bliskiej nawigacji i lądowania przyrządowego A-323, radiowysokościomierz A-037, automatyczny radiokompas ARK-19, odbiornik znaczników A-611. System kierowania uzbrojeniem S-29M oparty jest na stacji radiolokacyjnej N010 Żuk o zasięgu wykrywania celów powietrznych o SPO 3 m^2 w przedniej półsferze – 80 km, w tylnej – 50 km. Dzięki zastosowaniu anteny szczelinowej, kąt obserwacji w azymucie wzrósł do 180^0. Stacja może śledzić 10 obiektów jednocześnie i umożliwia przechwycenie 4 z nich. N010 Żuk może też wykonywać mapę terenu o rozdzielczości 15 – 20 m, z możliwością „zamrożenia" obrazu i wykonywania na nim powiększeń wybranego terenu. Radiolokator wykrywa też duże cele naziemne (np. mosty) i morskie o dużym kontraście radiolokacyjnym, określając ich współrzędne; umożliwia także wykonywanie lotu zgodnie z rzeźbą terenu. Na samolocie można stosować KPR p-z kierowane laserowo, telewizyjnie oraz przeciwradiolokacyjne. Do laserowego podświetlania celów służy zmodernizowana stacja optoelektroniczna OEPS-29-1, która może również wykrywać obiekty powietrzne w odległości 10-30 km (10 km z przedniej półsfery celu). Do identyfikacji celów powietrznych dodatkowo zainstalowano kamerę telewizyjną. Aparatura *Pastel* wbudowana, na stałe, zapewnia przygotowanie danych potrzebnych do użycia rakiet przeciwradiolokacyjnych. W kompleksie kierowania uzbrojeniem znajduje się także autonomiczny nahełmowy układ wskazywania celów SZCZEL-3UM ze wskaźnikiem NWU-2, komputer cyfrowy C100.02-02, system zarządzania uzbrojeniem SUO-29M2, system przekazywania informacji SJel-31E2 z wyświetlaczem na przedniej szybie. System łączności radiowej: radiostacja zakresu UKF/VHF R-862M. System identyfikacji i ostrzegania: urządzenie aktywnej odpowiedzi SO-69, stacja ostrzegawcza SPO-15 (Ł-006Ł) BIERIOZA określająca kierunek opromieniowania, typ stacji i rodzaj jej pracy (obserwacja lub śledzenie), system rozpoznania 6201 i 6231 PAROL z automatycznym przełączaniem kodów rozpoznania. Jak pozostałe samoloty OP Rosji, tak i MiG-29M wyposażony jest w pokładową aparaturę radioliniową do przyrządowego naprowadzania samolotu na cel przez urządzenia naziemne. Zastosowano zestaw typu TURKUS (E502-20). Podobnie jak MiG-29A, tak i ta wersja posiada głosowy informator sygnałów awaryjnych. Najmniej wiadomo

o systemach WRe samolotu. Prawdopodobnie są to: stacja zakłóceń aktywnych - GARDENIA-1 (7,1-10,3 GHz); stacja zakłóceń pasywnych - APP-50 ze 120 nabojami PPI- 26 lub PPR-26(3-10 GHz).

Uzbrojenie stałe stanowi jednolufowe, 30 mm działko typu GSz-301 z zapasem 100 szt. amunicji. Do zwalczania obiektów powietrznych samolot można uzbroić w KPR p-p typu R-60M, R-73, R-77 oraz R-27R, T, RE i ET. Do zwalczania obiektów naziemnych kierowane i niekierowane środki rażenia o masie do 5500 kg na 9 węzłach (8 podskrzydłowych i 1 podkadłubowy).

Warianty uzbrojenia samolotu MIG-29 M

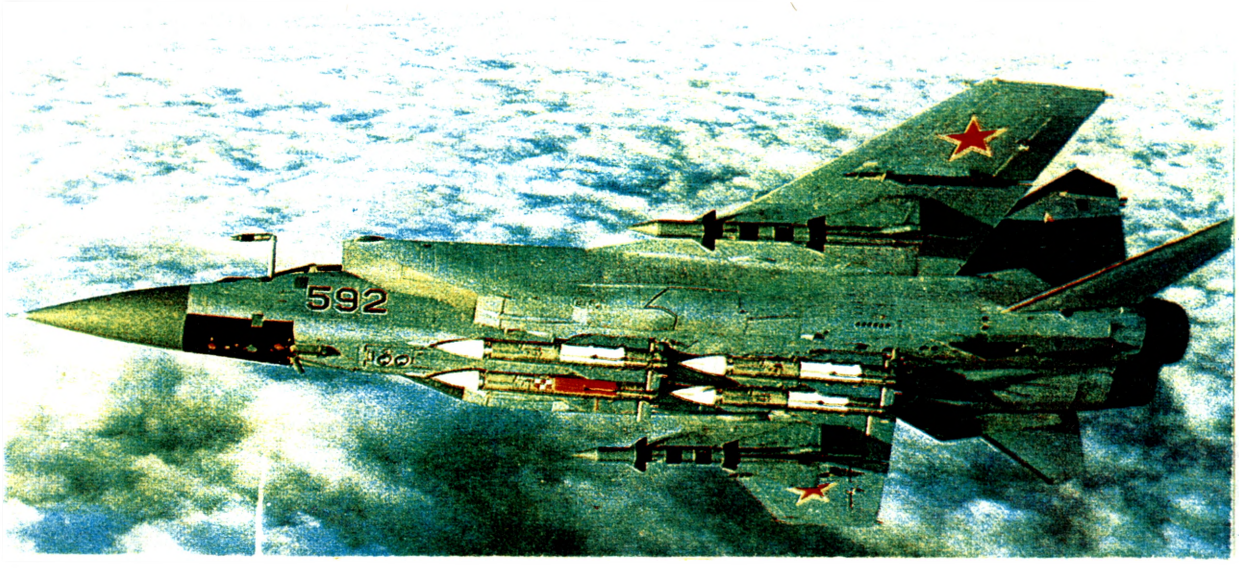




1) 4 x R-27T, R + 4x R-60M
2) 4 x R-27T, R + 4 x R-73E
3) 8 x R-77
4) 4 x R-27T, R + 4 x R-77
5) 2 x ZP-1150 l+ 1 x 1500 l

UWAGA. Samolot może w miejsce R-27T, R przenosić R-27ET, ER - w tym przypadku stacj radiolokacyjna nie zapewnia wykorzystania maksymalnych możliwości pocisku.

MiG-31B



Rok powstania konstrukcji	pierwsza połowa lat 70-tych
Powstałe wersje	
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	ok. 330
Użytkownicy	Rosja

MiG-31B stanowi rozwinięcie konstrukcji MiG-25PD. Jest ciężkim, dwumiejscowym, dwusilnikowym, wysoce specjalizowanym myśliwcem przechwytującym o ogólnej konstrukcji zbliżonej do pierwowzoru. Może wykonywać długotrwałe przeloty z prędkością naddźwiękową. Został skonstruowany z myślą o zabezpieczeniu nieciągłości stacjonarnego systemu wykrywania, szczególnie uwidaczniającego się na północnych i dalekowschodnich obszarach byłego ZSRR. Innym celem konstruktorów było stworzenie środka walki mogącego skutecznie odpowiedzieć na nowe zagrożenie, jakim były pociski Cruise charakteryzujące się niewielką SPO (ok. 0,3 m^2) wykonujące lot na bardzo małej wysokości. Prototyp nowego samolotu E-155MP został oblatany we wrześniu 1975 r., po kilku latach prób i wprowadzeniu zmian został skierowany do produkcji seryjnej jako MiG-31B a w 1982 r. zaczęto wprowadzać go do uzbrojenia jednostek lotnictwa myśliwskiego obrony powietrznej. Jest górnopłatem z napędem turboodrzutowym o konstrukcji metalowej. Kadłub z dużymi prostokątnymi wlotami powietrza posiada zamontowaną w przedniej części stację radiolokacyjną, dalej rozmieszczono dwumiejscową kabinę, a w części tylnej dwa silniki oraz podwójne usterzenie. Skrzydła o skosie 41^0 są krótki i szerokie, wyposażone w klapy noskowe i szczelinowe. Podwozie trójkołowe o niekonwencjonalnej konstrukcji kół głównych (koła ustawione jedno za drogim, lecz koło przednie znajduje się po zewnętrznej zaś koło tylne po wewnętrznej stronie goleni. Przednie pokrywy podwozia otwierane niezależnie pełnią funkcję hamulców aerodynamicznych.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	o
Taktyczny promień działania DH (km)	o
Średni promień działania (km)	o
Prędkość wznoszenia (m/s)	o
Max przeciążenia	o
Dł. startu (m)	1200
Dł. lądowania (m)	800
Długotrwałość lotu (h)	3 h 30`
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Nie
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	2
Możliwość tankowania w powietrzu	Nie
Możliwość wykonywania innych zadań	o

Dane techniczne

Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	13,463/22,688/6,150
Powierzchnia nośna m^2	o
Masa własna (kg)	o
Masa startowa (kg)	o
Masa uzbrojenia (kg)	46200
Masa paliwa (kg)	o
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	20200/5000
Prędkość przelotowa (km/h)	2500 (850)
Prędkość max mała H (km/h)	1500
Prędkość max duża H (km/h)	3000
Prędkość lądowania (km/h)	o
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	o
Pułap praktyczny (m)	20 600
Zasięg max (km)	3300 (ze zb. podw.)
Rodzaj napędu	turboodrzutowy
Typ/Ilość	2 x D-30F-G
Ciąg/Ciąg max (kN)	93,5 / 152,0
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	o

WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

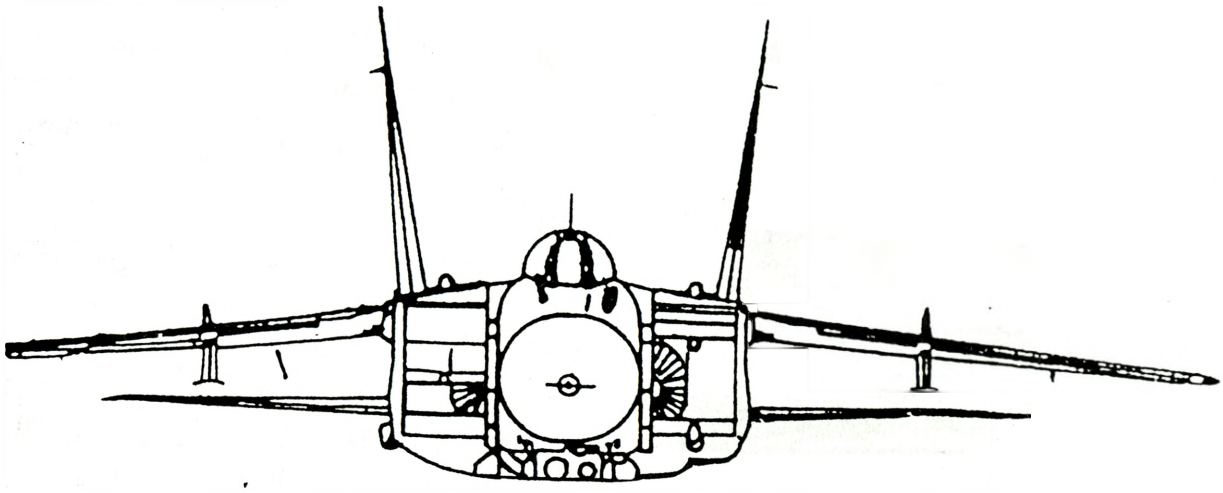
Awionika. Samolot posiada wielosystemowy układ nawigacji, w skład którego wchodzą: system TROPIK funkcjonujący przy odległościach do 2000 km (odpowiednik LORAN) określający pozycję z dokładnością do ok. 1km, system MARSZRUT funkcjonujący na większych odległościach z dokładnością do ok. 2-3km, system SSN (odpowiednik GPS), układ bliskiej nawigacji RSBN i inne urządzenia sprzężone z systemem autonomicznego sterowania samolotem. Systemy przystosowane są do działania w rejonach bez ciągłej sieci naziemnej i w warunkach występowania anomalii magnetycznych na dalekiej Północy. Kompleks urządzeń łączności zawiera radiostacje UKF i KF oraz zespół radiostacji awaryjnych i radionamierników. System sterowania uzbrojeniem to pokładowy, cyfrowy kompleks zbierający, przetwarzający i przekazujący dane dotyczące sytuacji w locie, wykrytych celów i zagrożeń. Główną częścią kompleksu jest stacja radiolokacyjna ZBI-16 Zasłon (9,956 GHz) wyposażona w nieruchomą anteną ze skanowaniem fazowym o średnicy 1100 mm, pozwalającą na wykrywanie, śledzenie i rozpoznawanie celów lecących na wysokościach od 50 m do 35 km przy kącie obserwacji $\pm 70^0$ w poziomie oraz $+70^0$ i -60^0 w pionie. Zasięg wykrywania stacji wynosi 180 km (dla celów o skutecznej powierzchni odbicia 19 m^2 w przedniej półsferze) oraz zasięg automatycznego śledzenia celów 120 km; dla tylnej półsfery liczby te odpowiednio wynoszą 90 i 70 km. Zasięg wykrywania celu o SPO 3 m^2 (samolot myśliwski) w przedniej półsferze wynosi 120 km, zasięg śledzenia – 90 km. Zasięg wykrywania celu o SPO 0,3 m^2 (pocisk samosterujący) wynosi 65 km. Jednocześnie śledzonych jest 10 celów, a komputer pokładowy wybiera z nich 4 najgroźniejsze i przygotowuje dane dla 4 KPR p-p R-33. Obserwację przestrzeni powietrznej można prowadzić także pasywnie przy pomocy termonamiernika 8TP (wysuwany w locie, pod kadłubem) o zasięgu ok. 50 km i kącie widzenia w przedniej półsferze $\pm$ 60^0 w poziomie oraz $+6^0$ i -13^0 w pionie. Wyniki obserwacji, po przeanalizowaniu przez kompleks, wyświetlane są na wskaźnikach w tylnej kabinie w postaci symboli obrazujących poszczególne obiekty zależnie od ich charakteru i sposobu uzyskania informacji. Jednocześnie zobrazowane są propozycje dotyczące ewentualnego zwalczania wykrytych obiektów. Kompleks może funkcjonować samodzielnie lub z uwzględnieniem poleceń operatora oraz wymieniając informacje z innymi samolotami ugrupowania i stacjami naziemnymi. Samolot może prowadzić działania czterema sposobami:

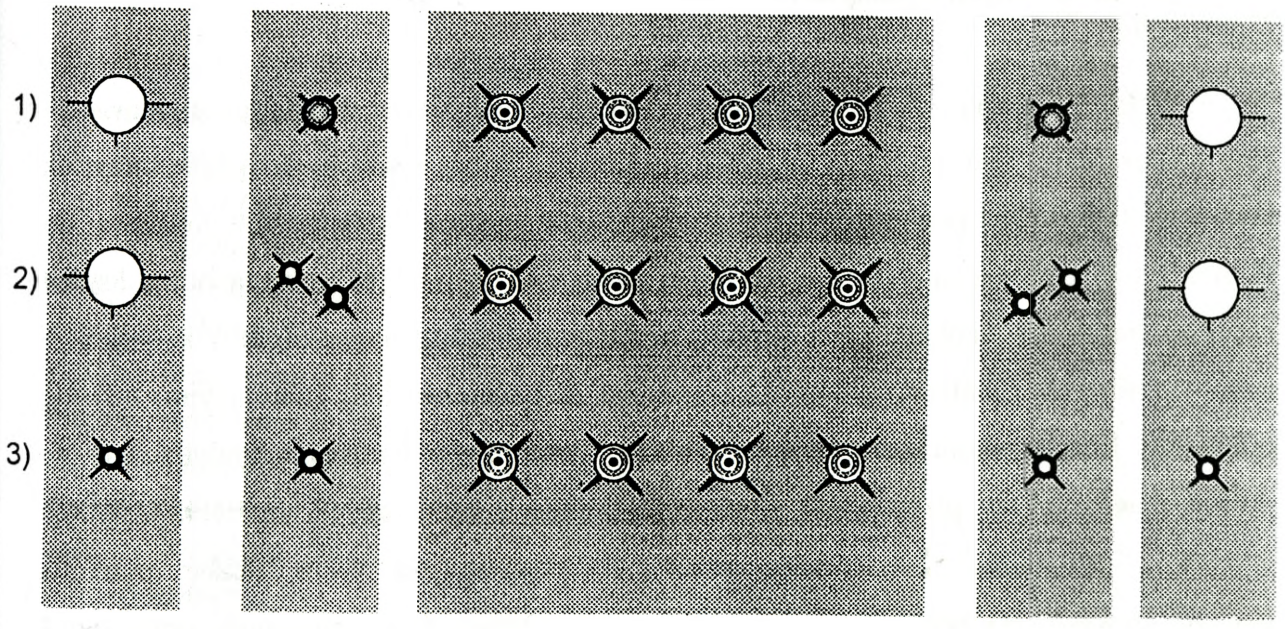
- jako nosiciel uzbrojenia zdalnie naprowadzany na cel przez stację naziemną za pomocą systemu AK RLDN;
- samodzielnie, wyłącznie w oparciu o informacje własnego kompleksu pokładowego;
- w systemie mieszanym, z wymianą informacji ze stacjami naziemnymi lub umieszczonymi na samolotach dowodzenia;
- grupowo, wymieniając informacje z innymi samolotami przy pomocy systemu APD-518.

W tym ostatnim przypadku jeden z MiG-ów-31 spełnia funkcję lidera i wypracowane na jego pokładzie decyzje są interakcyjnie przekazywane trzem innym samolotom ugrupowania i stacji naziemnej lub umieszczonej na pokładzie samolotu dowodzenia. Całe ugrupowanie może patrolować pas o szerokości 800 do 1000 km dysponując łącznie 16 kierowanymi pociskami rakietowymi dalekiego zasięgu. Samoloty MiG-31 mogą pełnić także funkcję stacji naprowadzania dla praktycznie wszystkich myśliwców będących obecnie na wyposażeniu Wojsk Obrony Powietrznej WNP. Każdy z nich może naprowadzać po 3 samoloty bez użycia ich własnych stacji radiolokacyjnych. Samolot został wyposażony w urządzenie ostrzegające o opromieniowaniu typu BIERIOZA oraz aktywne i pasywne środki WRe.

Uzbrojenie stałe samolotu stanowi 6-lufowe 23 mm działko GSz-6-23 z zapasem 260 szt. amunicji. Podstawowym uzbrojeniem samolotu są specjalnie dla niego skonstruowane pociski rakietowe dalekiego zasięgu R-33 uzupełniane przez R-40TD, R-60M lub R-73E podwieszane na 4 pylonach podkadłubowych (tylko R-33) oraz na 4 węzłach podskrzydłowych. Podobnie jak w MiG-25PD, nie przewiduje się uzbrojenia specjalizowanego do zwalczania obiektów naziemnych.

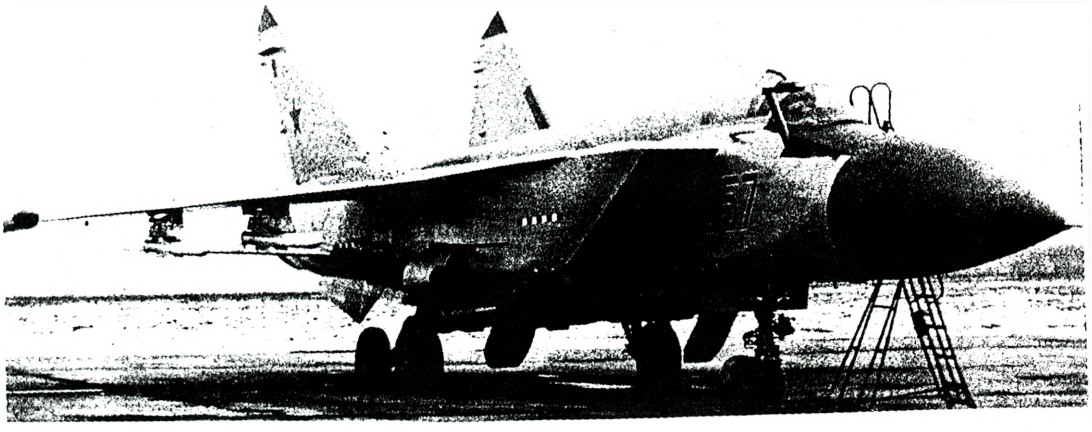
Warianty uzbrojenia samolotu MIG-31 B





1) 4 x R-33S + 2 x R-40T + 2 x ZP-2500 l
2) 4 x R-33S + 4 x R-60M + 2 x ZP-2500 l
3) 4 x R-33S + 4 x R-60M (R-73)

MiG-31M



Rok powstania konstrukcji	*1985 (1986)*
Powstałe wersje	
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	*7*
Użytkownicy	*Rosja*

W 1983 r. rozpoczęto wprowadzanie poważniejszych zmian w strukturze płatowca i jego wyposażeniu. Jako podstawę przebudowy przyjęto jeden z seryjnych egzemplarzy, na którym w marcu 1984 przeprowadzono wszechstronne badania. Stały się one podstawą do skonstruowania nowej modyfikacji nazwanej MiG-31M. MiG-31M posiada nowy kształt napływu skrzydeł – zaokrąglony i bardziej wydłużony a także nowe silniki i konstrukcję dysz wylotowych. Obniżono położenie zasobnika ze spadochronami hamującymi, nadając opływowy kształt zakończeniu kadłuba. Pokrywy przedniego podwozia zredukowano do dwóch dzielonych w płaszczyźnie symetrii samolotu i otwieranych na boki. Usunięto działko i zmieniono wyposażenie kabin. Zwiększono do 6-ciu liczbę pylonów podkadłubowych. Na zewnętrznych węzłach podskrzydłowych samolot może przenosić 2 dodatkowe zbiorniki paliwa o pojemności 2250 l (2500 l w MiG-31B). Sondę systemu uzupełniania paliwa w locie umieszczono po prawej stronie. Wszystkie wprowadzone zmiany spowodowały wzrost masy startowej samolotu o 3800 kg (do 52 000 kg) oraz spadek prędkości maksymalnej o 200 km/h (do 2800 km/h na wysokości 11 000 m).

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	o
Taktyczny promień działania DH (km)	o
Średni promień działania (km)	o
Prędkość wznoszenia (m/s)	o
Max przeciążenia	o
Dł. startu (m)	o
Dł. lądowania (m)	o
Długotrwałość lotu (h)	o
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Nie
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	2
Możliwość tankowania w powietrzu	Nie
Możliwość wykonywania innych zadań	tylko w zakresie OP

Dane techniczne

Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	o
Powierzchnia nośna m^2	o
Masa własna (kg)	o
Masa startowa (kg)	52 000
Masa uzbrojenia (kg)	o
Masa paliwa (kg)	o
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	o
Prędkość przelotowa (km/h)	o
Prędkość max mała H (km/h)	o
Prędkość max duża H (km/h)	o
Prędkość lądowania (km/h)	o
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	o
Pułap praktyczny (m)	o
Zasięg max (km)	o
Rodzaj napędu	Turboodrzutowy
Typ/Ilość	2XD30F-M
Ciąg/Ciąg max (kN)	2x161,8
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	o

WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

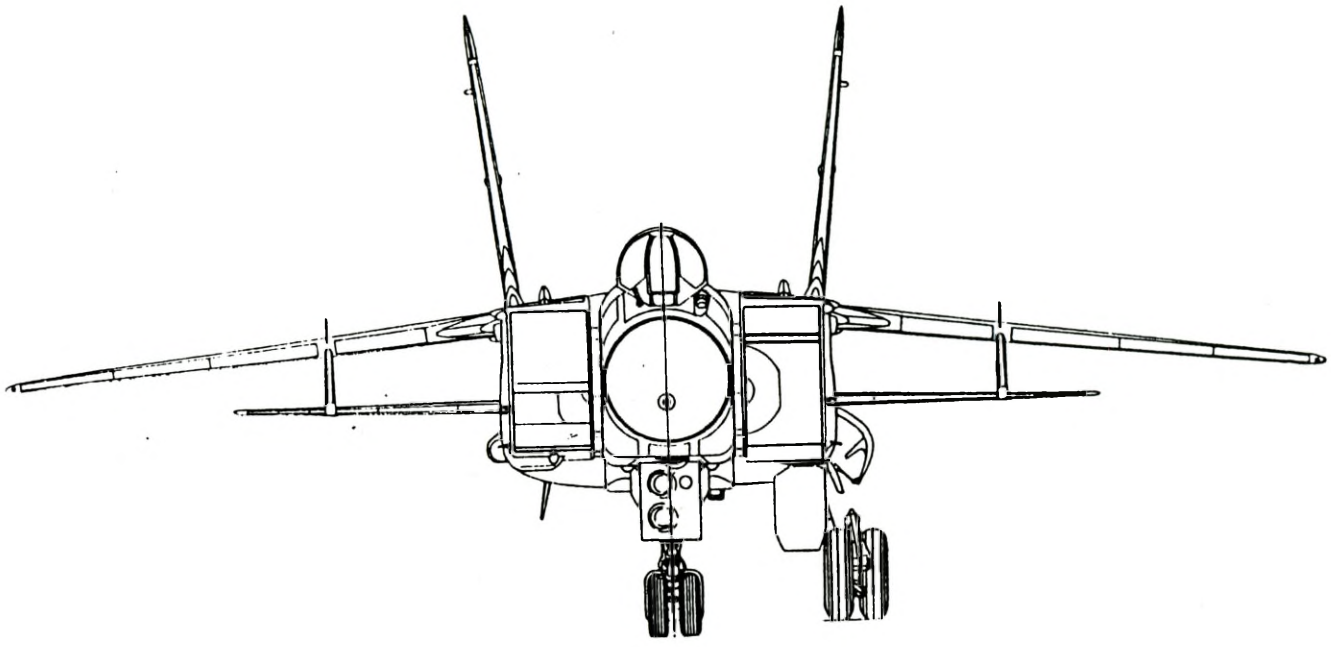
Awionika. Zmiany w wyposażeniu wersji „M" w stosunku do wersji „B":

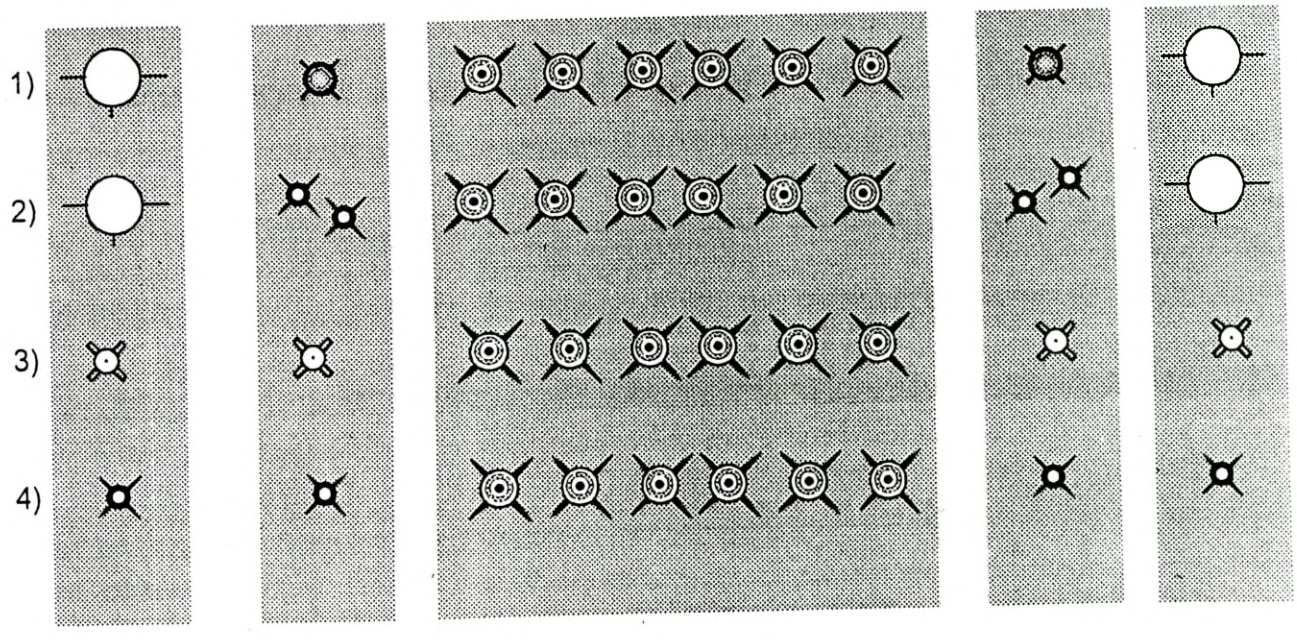
- zmieniono wyposażenie kabin m. in. umieszczając w tylnej kabinie 3 kolorowe wielofunkcyjne monitory, usuwając z niej peryskop, a konwencjonalną sterownicę zastępując małym drążkiem bocznym używanym w sytuacjach awaryjnych;
- wprowadzono nowy, nie chowany (demontowalny na ziemi) termonamiernik;
- powiększono antenę stacji radiolokacyjnej do 1,4 m oraz pochylono w dół o 7^0 jej osłonę;
- udoskonalono kompleks celowniczy samolotu.

Po wprowadzonych zmianach system uzbrojenia pozwala na jednoczesne atakowanie 6 (a nie jak w wersji „B" – 4) celi.

Uzbrojenie. Wprowadzone zmiany w uzbrojeniu dotyczą przede wszystkim demontażu działka GSz-6-23 i zwiększenia liczby przenoszonych KPR p-p dalekiego zasięgu oraz wprowadzenia nowych pocisków klasy powietrze-powietrze. Liczbę węzłów podkadłubowych zwiększono do sześciu, pozostawiając cztery podskrzydłowe. Wprowadzono nowy KPR p-p R-37.

Warianty uzbrojenia samolotu MiG-31M





1) 6 x R-33S (R-37) + 2 x R-40T + 2 x ZP-2250 l
2) 6 x R-33S (R-37) + 4 x R-60M (R-73) + 2 x ZP-2250 l
3) 6 x R-33S (R-37) + 4 x R-77
4) 6 x R-33S (R-37) + 4 x R-60M (R-73)



Rok powstania konstrukcji	1975
Powstałe wersje	Mirage-2000N, B, EAD, H, TH, P., DP, DA, Mirage2000-5
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	ok. 380
Użytkownicy	Francja, Grecja, Egipt, Indie, Abu Dabi, Peru.

Prace nad koncepcją nowego samolotu rozpoczęto w pierwszej połowie lat 70-tych, pierwszy prototyp oblatano 10.03.1978 r. a pierwsze seryjne egzemplarze przekazano odbiorcy w 1982 r. Samolot jest produkowany w wielu wersjach i modyfikacjach. Mirage 2000C jest podstawową, jednomiejscową wersją myśliwską. Dla lotnictwa francuskiego produkowana w wariancie Mirage 2000C1 (z urządzeniem do tankowania paliwa w powietrzu). Wersje Mirage 2000B (dwumiejscowa szkolno-treningowa) oraz Mirage 2000C i C1 są często identyfikowane pod wspólnym oznaczeniem Mirage 2000DA w wariantach Mirage 2000DA/RDI (z radiolokatorem RDI) i Mirage 2000DA/RDM (z radiolokatorem RDM). Pierwsze egzemplarze wersji „C" i „B" miały silnik M-53-5 i wielozadaniowy radar Thomson-CSF RDM. Od 1987 r. produkowane są egzemplarze z docelowymi silnikami M-53P-2 oraz radarami Thomson-CSF RDI.

Mirage 2000C jest jednosilnikowym, wielozadaniowym samolotem bojowym. Dolnopłat o układzie klasycznej delty ze skosem krawędzi natarcia $58^{0}30'$ konstrukcji półskorupowej typu fail safe. Kadłub opracowany według reguły pól z charakterystycznym przewężeniem usytuowanym w 2/3 jego długości. Wloty powietrza do silnika półkoliste, z niewielkimi listwami destabilizacyjnymi na obudowie. Usterzenie pionowe klasyczne z zespołem anten awioniki na szczycie statecznika. Podwozie trójzespołowe z 2-kołową golenią przednią i pojedynczymi kołami goleni głównych. Kabina z fotelem katapultowym klasy 0-0 typu Martin Baker Mk F10Q. System sterowania typu fly-by-wire. Zespół napędowy stanowi dwuprzepływowy silnik odrzutowy z dopalaczem.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	175-280
Taktyczny promień działania DH (km)	705-1130
Średni promień działania (km)	525-840
Prędkość wznoszenia (m/s)	284
Max przeciążenia	+9
Dł. startu (m)	560
Dł. lądowania (m)	°
Długotrwałość lotu (h)	°
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	9,13 x 14,36 x 5,2
Powierzchnia nośna m^2	41,8
Masa własna (kg)	7600
Masa startowa (kg)	10500/16800
Masa uzbrojenia (kg)	6300
Masa paliwa (kg)	3160/3720
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	4300/1700
Prędkość przelotowa (km/h)	900
Prędkość max mała H (km/h)	1472
Prędkość max duża H (km/h)	2495
Prędkość lądowania (km/h)	232
Prędkość krytyczna (km/h)	185
Pułap dynamiczny (m)	24000
Pułap praktyczny (m)	19810
Zasięg max (km)	3600
Rodzaj napędu	turboodrzutowy
Typ/Ilość	1x SNECMA M53-5
Ciąg/Ciąg max (kN)	1 x 6430/9510
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	210-340
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	251/409,8

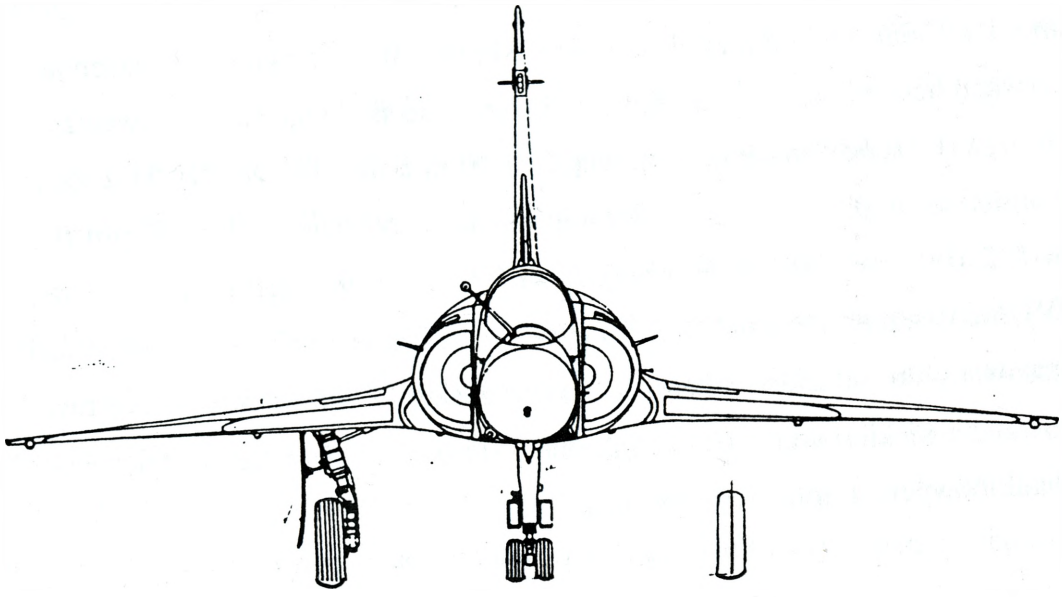
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

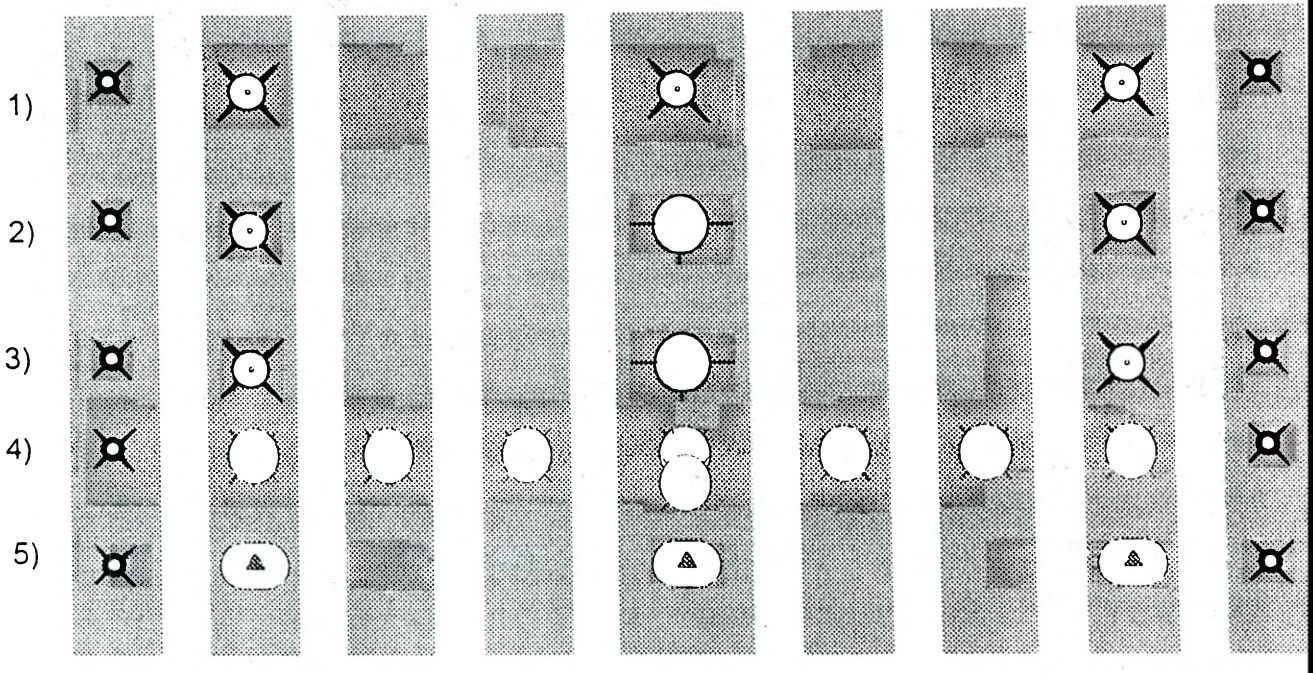
Awionika. Wyposażenie i awionika samolotu obejmuje radar dopplerowski ze zintegrowanym urządzeniem identyfikacyjnym Thomson-CSF, początkowo nazywany Cyrano 500, z płaską anteną o średnicy 0,70 m i zasięgu obserwacji 100 km. Urządzenie radarowe może być wykorzystywane podczas akcji myśliwskich na różnych wysokościach, do naprowadzania pocisków rakietowych powietrze-powietrze typu półaktywnego oraz do lotów na małych wysokościach przy atakach na cele naziemne. Jest ono połączone z dwoma systemami wizualizacji barwnej. Stosowane są, zależnie od wersji czy samolotu, radary RDI (Radar Doppler Impulse) - monoimpulsowy lub RDM (Radar Doppler Monoimpulse) - monoimpulsowy. Oba te radiolokatory pracują w pasmach I oraz J, mają zasięg maksymalny ok. 110 km i są odporne na większość systemów zakłócających; wykonują wszystkie funkcje konieczne na pokładzie samolotów myśliwskich: wykrywanie, śledzenie celu, naprowadzanie pocisków, mapowanie, identyfikacja celów i samolotów własnych. W najnowszych wersjach samolotu zastosowano kolejną odmianę tego radaru, oznaczoną RDY. Radar RDY ma parametry podobne do radarów RDM i RDI, lecz jego możliwości śledzenia celów są większe, zwłaszcza celów lecących na małych wysokościach. Laserowy znacznik celu Altis 2 (produkcji Thomson-CSF) ma zasięg do 10 km i możliwość obserwacji otoczenia w zakresie pełnego kąta wokół samolotu w jego płaszczyźnie oraz w zakresie kątów podniesienia 15^0 w górę i 16^0 w dół. System termowizyjny TRT FLIR 2000. Wielofunkcyjny pilot automatyczny SFENA 605. System nawigacji bezwładnościowej z centralą SAGEM Uliss-52 i mikroprocesorem. System nawigacji taktycznej Delta TACAN z urządzeniem Nadir 2. System informatyczny Digibus, przetwarzający dane o stanie lotu i pracy instalacji pokładowych. W skład systemu wchodzą połączone komputery hybrydowe USG 248 i 2084. System ostrzegawczy o opromieniowaniu wiązką radaru przeciwnika Thomson BF stosowany był w starszych seriach samolotu – w nowszych Thomson-CSF Serval. Systemy łączności UHF i VHF firmy Crouzet – V/UHF TRT ERA 7000 i UHF TRT ERA 7200. Transponder IFF NRAI-7A, VOR/ILS Socrat 8900, marker IO300A, radiowysokościomierz TRT AHV-12. System wizualizacji danych w kabinie z układem HUD. Możliwe jest podwieszanie pojemnika z urządzeniami do prowadzenia rozpoznania radioelektronicznego (automatyczny zasobnik TMV 018 Syrel, Thomson-CSF) i fotograficznego (z kamerami Dassault COR2) ewentualnie zasobnika z aparaturą zakłócającą Spirale (DB-3141 5-10 GHz) - to urządzenie jest również wyposażone w

rozpraszacz celów pozornych (flar) przeciw rakietom naprowadzanym na podczerwień. Mogą też być stosowane urządzenia do aktywnego przeciwdziałania elektronicznego Remora i Caiman produkcji Thomson-CSF, również podwieszane zasobniki z radarem obserwacji bocznej SLAR oraz zasobniki Harold do skośnego fotografowania.

Uzbrojenie stałe samolotu stanowią dwa 30 mm działka DEFA-554 z zapasem po 125 szt. amunicji na działko. Do zwalczania obiektów powietrznych KPR p-p firmy MATRA typu R.530, Super 530, R 550 Magic, MICA (tylko w egzemplarzach z radiolokatorem RDY) oraz starsze R.510 i R.511. Na życzenie niektórych odbiorców system uzbrojenia jest dostosowany do pocisków produkcji amerykańskiej. Do zwalczania obiektów naziemnych kierowane i niekierowane środki rażenia o masie ok. 6000 kg na dziewięciu belkach (5 podkadłubowych, 4 podskrzydłowych).

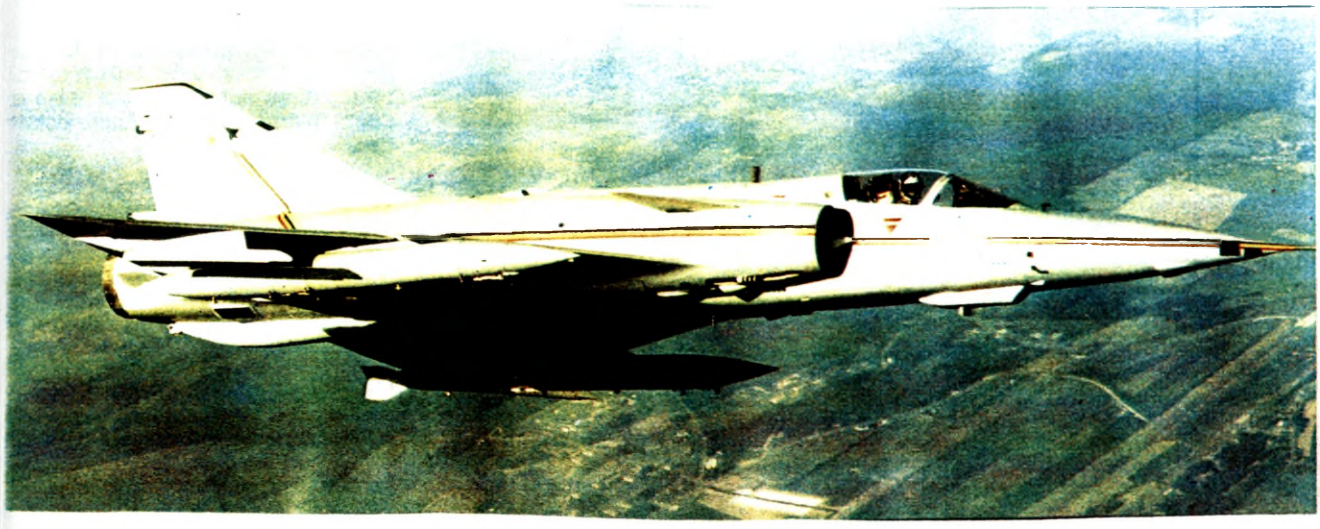
Warianty uzbrojenia samolotu MIRAGE 2000C





1) 3 x Super R.530D + 2 x R.550 Magic 2 lub Magic 1
2) 2 x Super R.530D + 2 x R.550 Magic 2 (1)+ ZP-1700 l (wariant stosowany w konflikcie rejonie Zatoki Perskiej)
3) 2 x MICA + 2 x R.550 Magic 2(1) + ZP-1700 l (wariant dla samolotu z radarem RDY)
4) 2 x R.550 Magic 2 (1) + 8 x Matra 400 (Mk83)
5) 2 x R.550 Magic 2 (1) + 3 x zasobnik APACHE

Mirage 5A



Rok powstania konstrukcji
Powstałe wersje

Mirage-5B, 5D, 5BD, 5R, 5F, 5BA, 5DE, 5G, 5P, 5V, 5M, 5SDD, 5DG, 5COD, 5DP, 5DV,

Ilość wyprodukowanych egzemplarzy
Użytkownicy

Francja, Belgia, Egipt, Gabon, Kolumbia, Libia, Pakistan, Peru, Wenezuela, Zair.

W 1967 roku zbudowano na bazie wersji Mirage – III E konstrukcję przeznaczoną do atakowania i szturmowania celów naziemnych (z widocznością ziemi). Oblotu prototypu dokonano 19.05.1967 nadając konstrukcji oznaczenie Mirage – 5. Samolot ten powstał wskutek zapotrzebowania przez klientów zagranicznych.

Mirage – 5 – to francuski samolot myśliwsko – szturmowych, jednomiejscowy zbudowany w układzie konwencjonalnym. Kadłub całkowicie metalowy półskorupowy posiada w tylnej części zamontowany zespół napędowy w postaci jednego silnika odrzutowego SNECMA ATAR 9C o ciągu z dopaleniem 6278 daN (6400 kg). Skrzydło trójkątne o kącie skosu 60^0 wyposażone w dwie pary sterolotek. Usterzenie pionowe o obrysie trapezowym wyposażone w stosunkowo niewielki ster kierunku. Podwozie trójzespołowe, chowane hydraulicznie do wnęk w kadłubie i skrzydłach. Amortyzacja olejowo – gazowa, ogumienie niskociśnieniowe. Kabina pilota typu szczelnego, klimatyzowana, wyposażona w fotel katapultowy typu Martin Baker RM4 (typu „zero – zero"). Oszklenie kabiny podzielone na wiatrochron i kopułkę odchylaną w tył do góry. Ogółem zbudowano około 350 sztuk Mirage 5 różnych wersji z czego większość wyeksportowana została za granicę.

Dane taktyczne	
Taktyczny promień działania MH (km)	o
Taktyczny promień działania DH (km)	900
Średni promień działania (km)	650
Prędkość wznoszenia (m/s)	o
Max przeciążenia	o
Dł. startu (m)	o
Dł. lądowania (m)	o
Długotrwałość lotu (h)	o
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Nie
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Nie
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

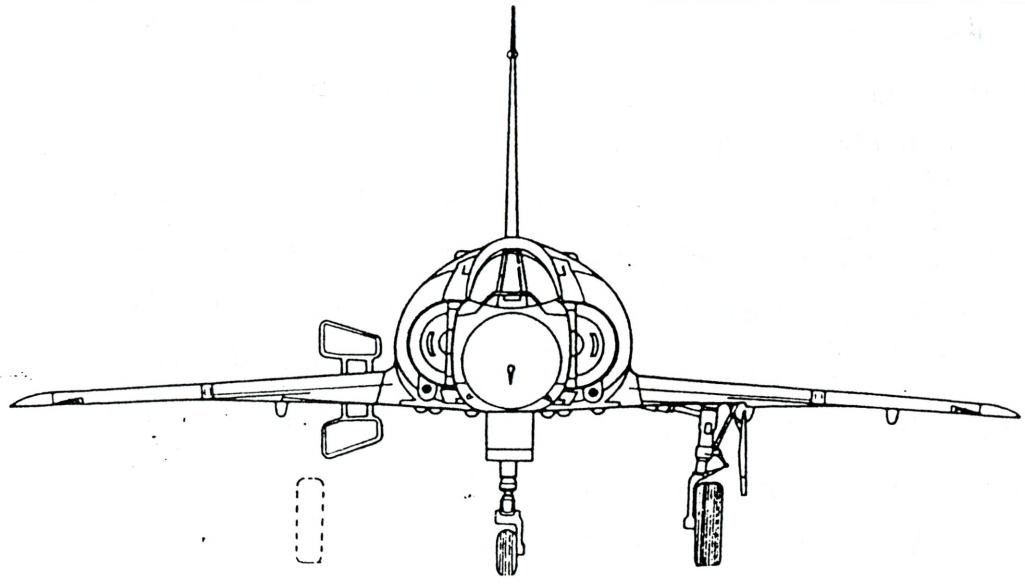
Dane techniczne	
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	8,22 x 15,55 x 4,25
Powierzchnia nośna m^2	o
Masa własna (kg)	6000
Masa startowa (kg)	9600/13500
Masa uzbrojenia (kg)	4200
Masa paliwa (kg)	o
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	o
Prędkość przelotowa (km/h)	o
Prędkość max mała H (km/h)	o
Prędkość max duża H (km/h)	2350
Prędkość lądowania (km/h)	o
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	o
Pułap praktyczny (m)	17000
Zasięg max (km)	4000
Rodzaj napędu	Turboodrzutowy
Typ/Ilość	1 x ATAR 9C
Ciąg/Ciąg max (kN)	1 x 4163/1x6080
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	o

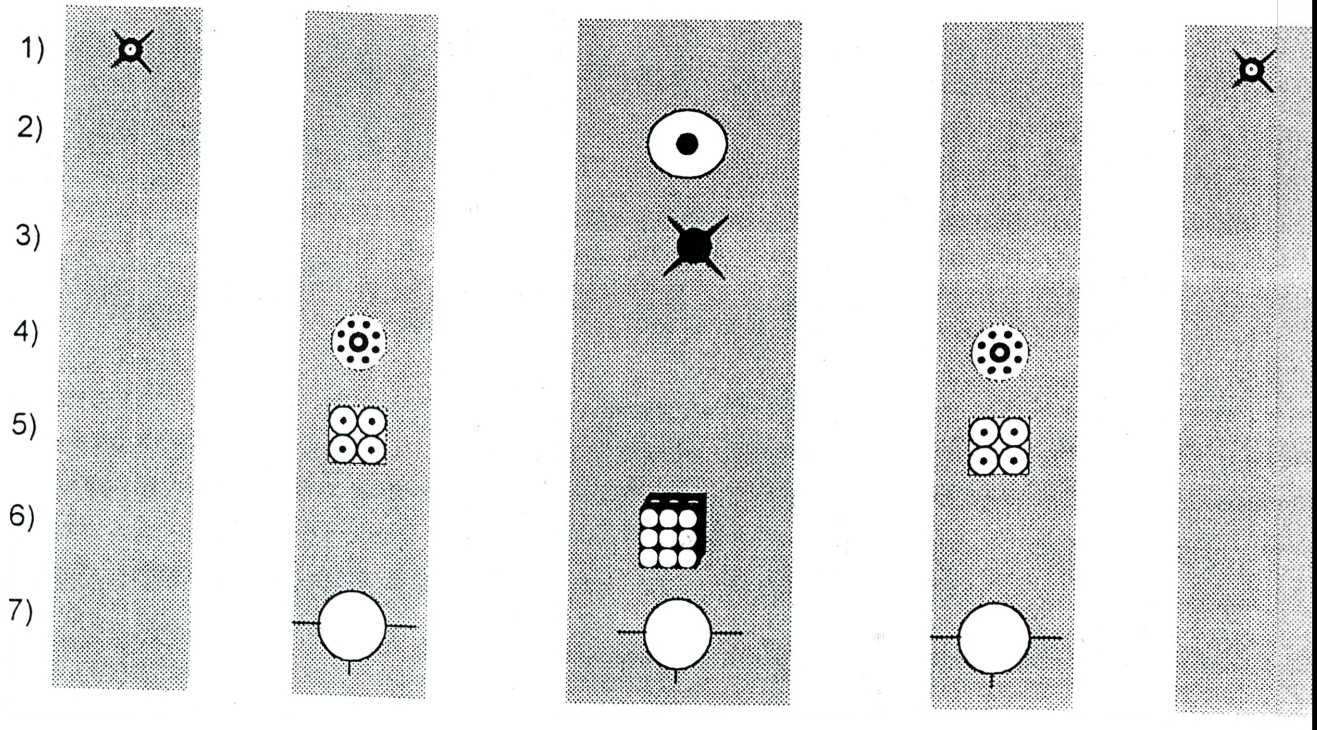
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. Większość Mirage 5A pozbawiona była wielofunkcyjnej stacji radiolokacyjnej. Zamiast tego instalowano odległościomierz radiolokacyjny Aida 2. Dopiero późniejsze egzemplarze wersji 5/50 wyposażono w radiolokator firmy Thomson-CSF Cyrano IV, o zasięgu wykrywania ok. 50 km z możliwością pracy w zakresie walka powietrzna lub atakowanie obiektów naziemnych. Na zakresie drugim posiada funkcję *mapping*. Pozostałe wyposażenie radioelektroniczne to dopplerowski system nawigacyjny RDN-72, urządzenia systemu TACAN oraz ILS, odległościomierz laserowy.

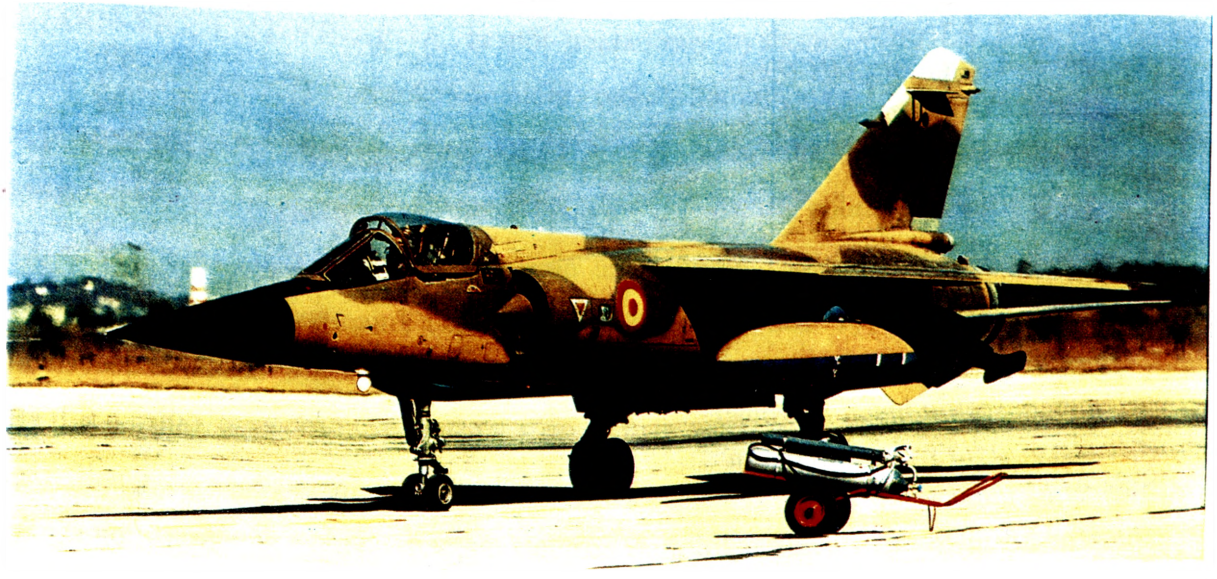
Uzbrojenie stałe stanowią dwa jednolufowe 30 mm działka typu DEFA 552/A (550.F2A) z zapasem po 125 szt. amunicji na działko. W Wariancie myśliwskim samolot może przenosić KPR p-p typu R.530, R.550 Magic 1. Do zwalczania obiektów naziemnych kierowane i niekierowane środki rażenia o masie do 4200 kg na 7 węzłach

Warianty uzbrojenia samolotu Mirage 5A





1) 2 x AIM-9 (R.530A; R.550 Magic)
2) 1 x CC. 420 (30 mm działko)
3) 1 x AM-39 Exocet
4) 2 x JL-100 (2 x 18 NPR 100 mm)
5) 2 x C.4 (2 x 4 NPR 100 mm)
6) 18 BAP-100
7) 3 x ZP-1700 l



Rok powstania konstrukcji	1973
Powstałe wersje	F.1B, F.1E, F1.CR
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	
Użytkownicy	Francja, Grecja, Hiszpania, Egipt, Kuwejt, Libia, Maroko, RPA

Opracowany w latach 1964-1973, produkowany w kilku odmianach. Konstrukcja zawiera szereg elementów samolotu Mirage III i Mirage 5. Oprócz zasadniczej wersji myśliwsko-bombowej Mirage F.1C, produkowana była również (od 1976r) 2-miejscowa wersja szkolno-bojowa Mirage F.1B (różniąca się konstrukcją kadłuba i brakiem działek) oraz uproszczona wersja eksportowa Mirage F.1A (dla RPA).Główne zadania wykonywane przez samolot w wersji podstawowej to zwalczanie obiektów powietrznych w strefie działań lotnictwa taktycznego oraz osłona myśliwska grup uderzeniowych lotnictwa. Zadania dodatkowe to zwalczanie obiektów naziemnych oraz taktyczne rozpoznanie lotnicze. W przeciwieństwie do większości konstrukcji francuskich nie zachowano układu delty.

Mirage F.1 to górnopłat o klasycznym układzie ze skrzydłami w strzałę (skos na krawędzi natarcia $47{,}5^{0}$). Układ mechanizacji skrzydła, zapewniający dobre właściwości pilotażowe przy małych prędkościach i zwiększający manewrowość przy dużych, składa się z opuszczanych klap manewrowych na całej długości krawędzi natarcia, podwójnych szczelinowych klap zaskrzydłowych oraz hamulców aerodynamicznych na górnej powierzchni skrzydła .Samolot osiąga na dużej wysokości prędkość rzędu 2,2 Ma i do 1,2 Ma na poziomie morza. Zespół napędowy stanowi jeden silnik turboodrzutowy. Zasadniczy zapas paliwa mieści się w integralnych zbiornikach w skrzydłach i kadłubie samolotu. Urządzeń do pobierania paliwa w powietrzu samolot nie posiada Mirage F.1 może działać z częściowo przygotowanych lotnisk polowych (pasy z siatki metalowej lub z tworzyw sztucznych). Niezbędna długość pasa ok. 900-1000 m .

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	160-260
Taktyczny promień działania HH (km)	645-1050
Średni promień działania (km)	480-780
prędkość wznoszenia (m/s)	213
Max przeciążenia	o
Dł. startu (m)	640
Dł. lądowania (m)	610
Długotrwałość lotu (h)	o
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Nie
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

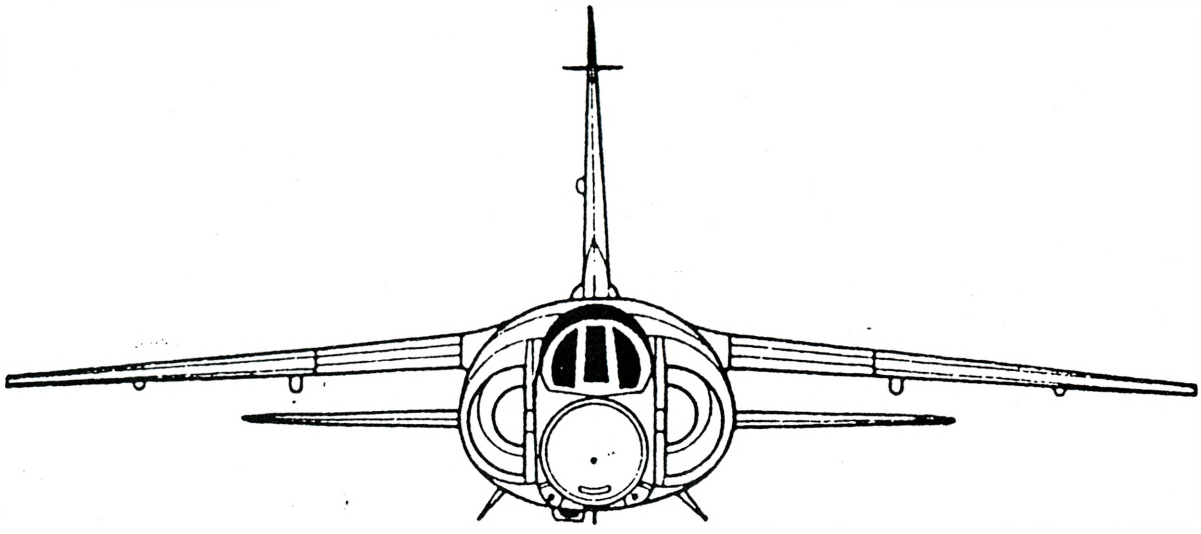
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m m/m)	8,4, x 15,0 x 4,5
Powierzchnia nośna m^2	25
Masa własna (kg)	7400
Masa startowa (kg)	10900/14900
Masa uzbrojenia (kg)	4000
Masa paliwa (kg)	3350/2804
Pojemność zbiorników głównych podwieszanych (l/l)	4300/3600
Prędkość przelotowa (km/h)	850
Prędkość max mała H (km/h)	1472
Prędkość max duża H (km/h)	2334
Prędkość lądowania (km/h)	o
Prędkość krytyczna (km/h)	230
Pułap dynamiczny (m)	20000
Pułap praktyczny (m)	18500
Zasięg max (km)	3300
Rodzaj napędu	turboodrzutowy
Typ/Ilość	1 x ATAR 9K-50
Ciąg/Ciąg max (kN)	/1 x 7060
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg m^2)	436/596

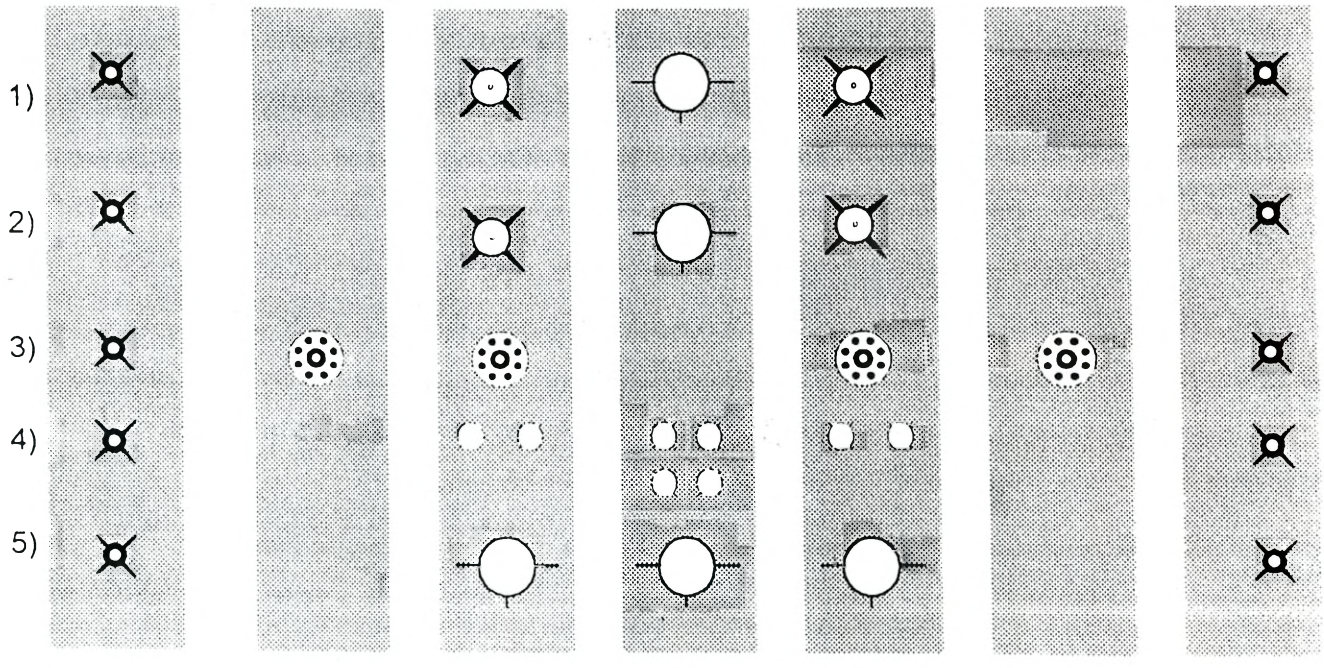
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. System sterowania i nawigacji: zespół pokładowy systemu TACAN AN/ARN-52C, LMT-NR-AP-1A, zespół pokładowy systemu VOR/ILS EAS-RN A.720, Socrat 6200 (NR-X7), wysokościomierz radiolokacyjny TRT-AHV-9, radiolokacyjny dopplerowski układ nawigacyjny DECCA 72, autopilot Sfen A 505, przeliczniki nawigacyjne Crouzet Type 63, Crouzet Type 67, urządzenia zobrazowania mapy Thomson-CSF -INCA - LC-102. System kierowania uzbrojeniem: stacja radiolokacyjna Thomson-CSF CYRANO IV, przelicznik bombardierski Thomson-CSF Type 32, celownik optyczny Thomson-CSF Type 196. System łączności radiowej: radiostacje UKF TRT- ERA 7200, TRT-ERA 7000, EAS-TVU. 740, EAS-EER4.671D, radiostacje KF EAS-ERM.710. System identyfikacji i ostrzegania: urządzenie rozpoznania "swój-obcy" LMT-NR-AI-4-A, urządzenie ostrzegające o działających stacjach radiolokacyjnych Thomson-CSF BK. Stacja zakłóceń aktywnych „Bovem" (6-20 GHz).

Uzbrojenie stałe stanowią dwa 30 mm działka typu DEFA 553 z zapasem po 125 szt. amunicji na działko. W wariancie myśliwskim są to KPR p-p firmy Matra typu R.530A, R.530B, Super R.530F, R.550 Magic 1(2) lub AIM-9. Do zwalczania obiektów naziemnych kierowane i niekierowane środki rażenia na 7 węzłach (2 na końcówkach skrzydeł, 4 podskrzydłowych i 1 podkadłubowy) o łącznej masie do 4000kg.

Warianty uzbrojenia samolotu Mirage F.1C





1) 2 x R.550 Magic 1 + 2 x R.530F (Super R.530D) + ZP-1300 l
2) 2 x R.530A + 2 x R.530B + ZP-1300 l
3) 2 x R.550 Magic 1 + 4 x M-150 (M-100)
4) 2 x R.550 Magic 1 + 8 x Durandal
5) 2 x R.550 Magic 1 + 3 x ZP-1300 l

RAFALE D



Rok powstania konstrukcji	1986
Powstałe wersje	Rafale B, Rafale C, Rafale M.
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	
Użytkownicy	Francja

Rafale jest samolotem wielozadaniowym najnowszej generacji mającym wejść do uzbrojenia sił powietrznych (Rafale D i szkolno-treningowy Rafale B) oraz lotnictwa marynarki powietrznej Francji (Rafale M). W związku z zaniechaniem zakupu F/A-18, priorytet uzyskała wersja morska i ona w pierwszej kolejności będzie produkowana seryjnie. Samoloty te mają zastąpić Mirage F.1, Mirage III, Mirage IVP, Mirage V, Super Etendard, Jaguar i Crusader. 19.10.1990r.zaprezentowano publicznie pierwszy spośród 5 właściwych prototypów, zamówionych przez francuskie ministerstwo obrony. Ze względu na wysoką cenę jednostkową, planowane na 1998r. osiągnięcie gotowości operacyjnej przez pierwsze jednostki wyposażone w Rafale zostało przesunięte o kilka lat.

Rafale D to jednomiejscowy, dwusilnikowy samolot wielozadaniowy, wykonany w układzie średniopłata z materiałów metalowych i kompozytowych. Skrzydła w kształcie delty, z krawędzią natarcia o dużym skosie. Kadłub półskorupowy wykonany ze stopów lekkich i kompozytów (ok. 50%). Usterzenie pionowe klasyczne, poziome w układzie Canard. Podwozie trójzespołowe, przednie 2-kołowe, główne 1-kołowe, obliczone na przyziemienie z prędkością opadania 4 m/s. Układ sterowania aktywny fly-by-wire. Napęd stanowią dwuwałowe, dwuprzepływowe silniki turboodrzutowe M88-2 z dopalaczem. Kabina wyposażona w fotel katapultowy odchylony pod kątem 29^0 do tyłu klasy 0-0 firmy SEMMB. Rozmieszczenie wyposażenia zgodnie z zasadą HOTAS. Samolot może przekraczać prędkość dźwięku na zakresie pracy silników bez dopalania.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	ok. 1000
Taktyczny promień działania HH (km)	1853
Średni promień działania (km)	ok. 900
Prędkość wznoszenia (m/s)	325
Max przeciążenia	+9 do -3,6
Dł. startu (m)	400
Dł. lądowania (m)	400
Długotrwałość lotu (h)	°
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Tak
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

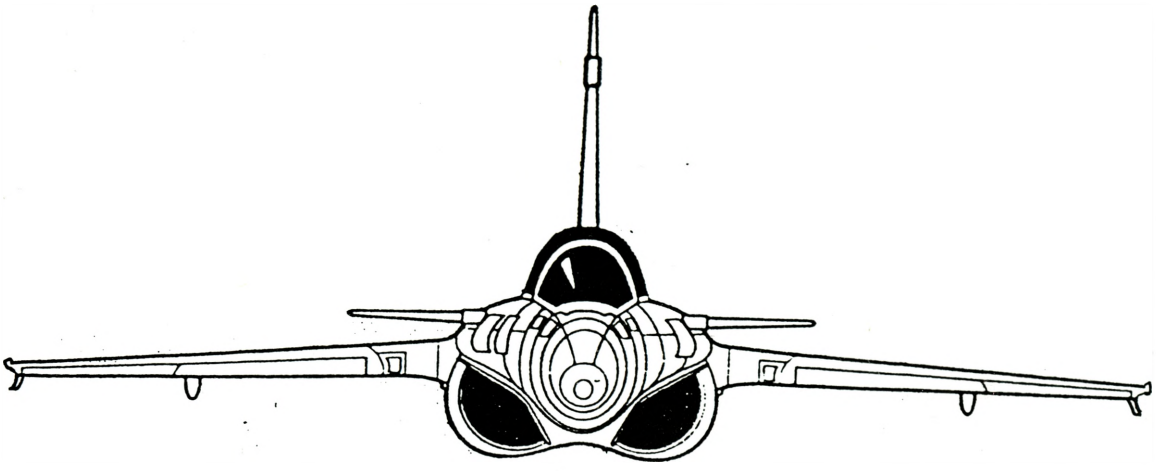
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	10,9 x 15,3 x 5,34
Powierzchnia nośna m^2	46
Masa własna (kg)	9060
Masa startowa (kg)	19500
Masa uzbrojenia (kg)	6000
Masa paliwa (kg)	4000
Pojemność zbiorników głównych podwieszanych (l/l)	5325/6600
Prędkość przelotowa (km/h)	°
Prędkość max mała H (km/h)	1480
Prędkość max duża H (km/h)	2120
Prędkość lądowania (km/h)	°
Prędkość krytyczna (km/h)	°
Pułap dynamiczny (m)	°
Pułap praktyczny (m)	°
Zasięg max (km)	°
Rodzaj napędu	turboodrzutowy
Typ/Ilość	2 x M88-2
Ciąg Ciąg max (kN)	2x/4870/2x7400
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	0,88/1,78
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	°

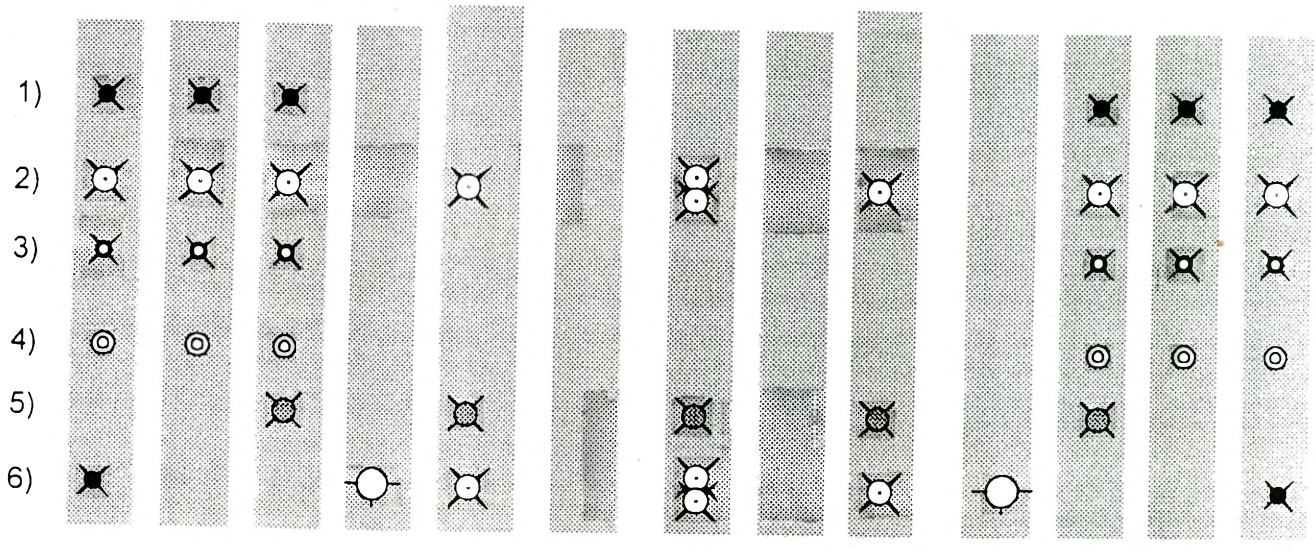
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. System nawigacyjno-celowniczy oraz kierowania uzbrojeniem samolotu Rafale stanowi kompleks składający się z: radiolokatora RBE-2, optoelektronicznego zintegrowanego układu wykrywania (OSF-Optronigue Sekteur Frontal), systemu samoobrony (przeciwzakłóceniowego) SPEKTRA, centralnego systemu elektronicznego wraz z elementami łączności z pilotem, elementów łączności SATURN i transmisji danych MIDS oraz uzbrojenia integralnego i podwieszanego. Radiolokator pokładowy RBE-2 został zbudowany wg koncepcji poszerzonej wielozadaniowości tzn. został wyposażony w układ zmieniający przemiennie reżimy pracy, co pozwala przeszukując powierzchnię terenu, obserwować jednocześnie przestrzeń powietrzną. Stosowane zakresy fal, rodzaj ich modulacji oraz sposób przeszukiwania są dobrane optymalnie w stosunku do zadania i sytuacji. W reżimie kartograficznym zabezpiecza automatyczny lot nad powierzchnią ziemi z omijaniem przeszkód terenowych oraz zachowaniem stałej wysokości względem rzeźby terenu w zakresie prędkości 370-1100 km/h. W reżimie obserwacji przestrzeni powietrznej zasięg wykrywania celów wynosi 110 km z możliwością śledzenia do 8 z nich od 90 km w górnej półsferze oraz 65 km na tle ziemi. Sektor obserwacji $\pm 70^0$ w pionie oraz $\pm 60^0$ w poziomie. Drugi komponent systemu - OSF – składa się z czujnika podczerwieni oraz czujnika optycznego. Pierwszy z nich wykrywa cele powietrzne, nawodne oraz w mniejszym zakresie naziemne, drugi natomiast pozwala na dokładną identyfikację celów naziemnych. Ponadto w ramach systemu znajduje się dalmierz laserowy. OSF, w zależności od warunków lotu, zapewnia przeszukiwanie przedniej półsfery do odległości 75 km i identyfikację celów w odległości do 24 km. Trzecim komponentem systemu jest SPECTRA - zespół zintegrowanych czujników (ok. 20) i środków przeciwzakłóceniowych. Posiada szerokopasmowy detektor sygnałów elektromagnetycznych oraz środki do zakłócania tych sygnałów, detektor promieniowania laserowego i podczerwonego oraz zestaw pułapek termicznych i dipoli. Innymi urządzeniami ułatwiającymi pilotaż oraz zastosowanie uzbrojenia jest układ sterowania głosem oraz celownik nahełmowy. System nawigacyjny samolotu, oprócz wcześniej wymienionego kompleksu, posiada także układ bezwładnościowy Sigma RL 90 firmy Sagem oparty na żyroskopie laserowym oraz GPS-NAVSTAR. Urządzenia łączności umożliwiają prowadzenie korespondencji radiowej oraz transmisję danych w relacjach samolot-samolot i samolot-ziemia. Całość dopełnia urządzenie IFF typu NIS.

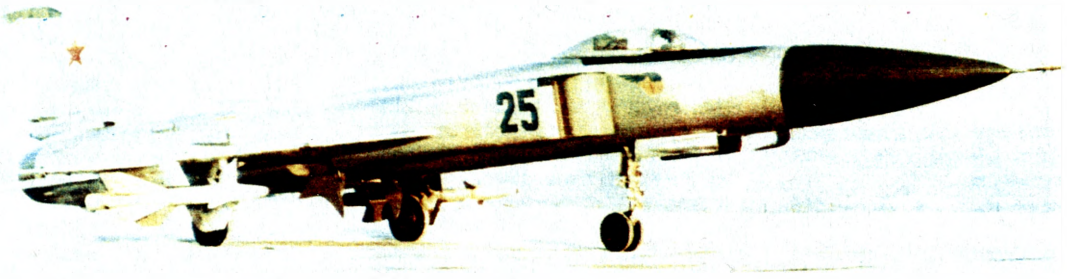
Uzbrojenie stałe stanowi 30 mm działko typu DEFA 791B o szybkostrzelności 2500 strz./min (brak dokładnych informacji o działku). W wariancie myśliwskim samolot można uzbroić w KPR p-p typu MICA, R.550 Magic 2 (AIM-120, AIM-9 na życzenie odbiorców). Do zwalczania obiektów naziemnych kierowane i niekierowane środki rażenia o łącznej masie do 6000 kg na 14 węzłach.

Warianty uzbrojenia samolotu RAFALE D





1) 6 x R.550 Magic 2
2) 10 x MICA
3) 6 x AIM-9L / M
4) 6 x AIM-132 ASRAAM
5) 5 x AIM-120 AMRAAM
6) 4 x MICA + 2 x R.550 Magic 2 + 2 x ZP-2000 I (planowany wariant typowy dla samolotu OP Francji)



Rok powstania konstrukcji	1970
Powstałe wersje	Su-15UM, Su-15T, Su-15Bis
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	ok. 1400
Użytkownicy	Rosja, Ukraina

Su-15 (kompleks Su-15-98M) jest jednomiejscowym, dwusilnikowym myśliwcem przechwytującym przeznaczonym do zwalczania obiektów powietrznych na odległych rubieżach w każdych warunkach atmosferycznych w zakresie prędkości 500-1600 km/h i wysokości 50-24000 m. Prace nad prototypem oznaczonym T-58 rozpoczęto w 1961 r. W 1975 r. został przyjęty do uzbrojenia lotnictwa myśliwskiego OP ZSRR. W toku produkcji konstrukcję wielokrotnie modernizowano, w wyniku czego powstawały kolejne modyfikacje różniące się wyposażeniem, silnikiem oraz konstrukcją płatowca.

Su-15TM posiada kadłub o dużym wydłużeniu z bocznymi wlotami powietrza do silników. W przedniej części zamocowano radiolokator oraz kabinę z fotelem katapultowym KS-4, w tylnej silniki, hamulce aerodynamiczne oraz usterzenie. Zespół napędowy tworzą dwa turboodrzutowe silniki z dopalaczem. Skrzydła o cienkim profilu posiadają podwójny kąt skosu (u nasady 60^0, końcówka 45^0). Podwozie trójpodporowe z przednią golenią wyposażoną w podwójne koła, całość podwozia chowana w skrzydła i kadłub samolotu. Samolot Su-15TM eksploatowano tylko w lotnictwie OP byłego ZSRR. Nie był nigdy eksportowany poza granice tego kraju.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	°
Taktyczny promień działania DH (km)	°
Średni promień działania (km)	°
Prędkość wznoszenia (m/s)	°
Max przeciążenia	+6,5
Dł. startu (m)	1100
Dł. lądowania (m)	950
Długotrwałość lotu (h)	1h 40'
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Nie
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Nie
Możliwość wykonywania innych zadań	Nie

Dane techniczne

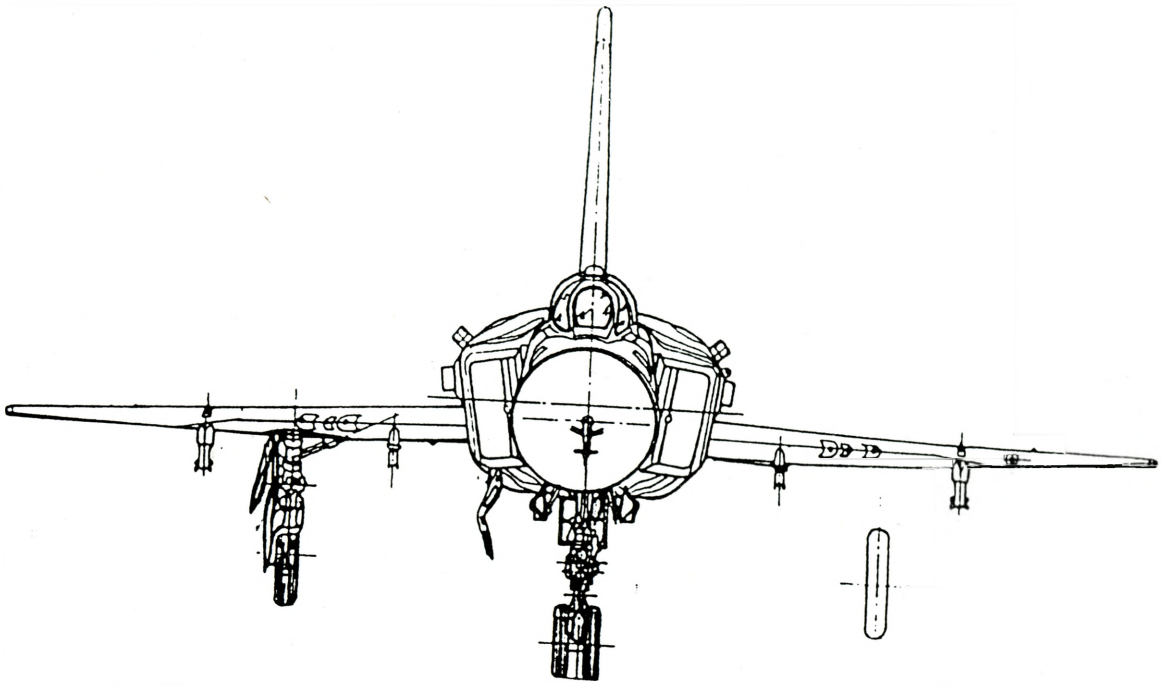
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	9,34 x 20,56 x 4,84
Powierzchnia nośna m^2	36,6
Masa własna (kg)	10874
Masa startowa (kg)	16520/17900
Masa uzbrojenia (kg)	1135
Masa paliwa (kg)	5550
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	6860/1200
Prędkość przelotowa (km/h)	850
Prędkość max mała H (km/h)	1400
Prędkość max duża H (km/h)	2230
Prędkość lądowania (km/h)	285-295
Prędkość krytyczna (km/h)	°
Pułap dynamiczny (m)	°
Pułap praktyczny (m)	18500
Zasięg max (km)	1100/1700
Rodzaj napędu	turboodrzutowy
Typ/Ilość	2 x R-13F-300
Ciąg/Ciąg max (kN)	2 x 40,1/2 x 64,7
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	°
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	°

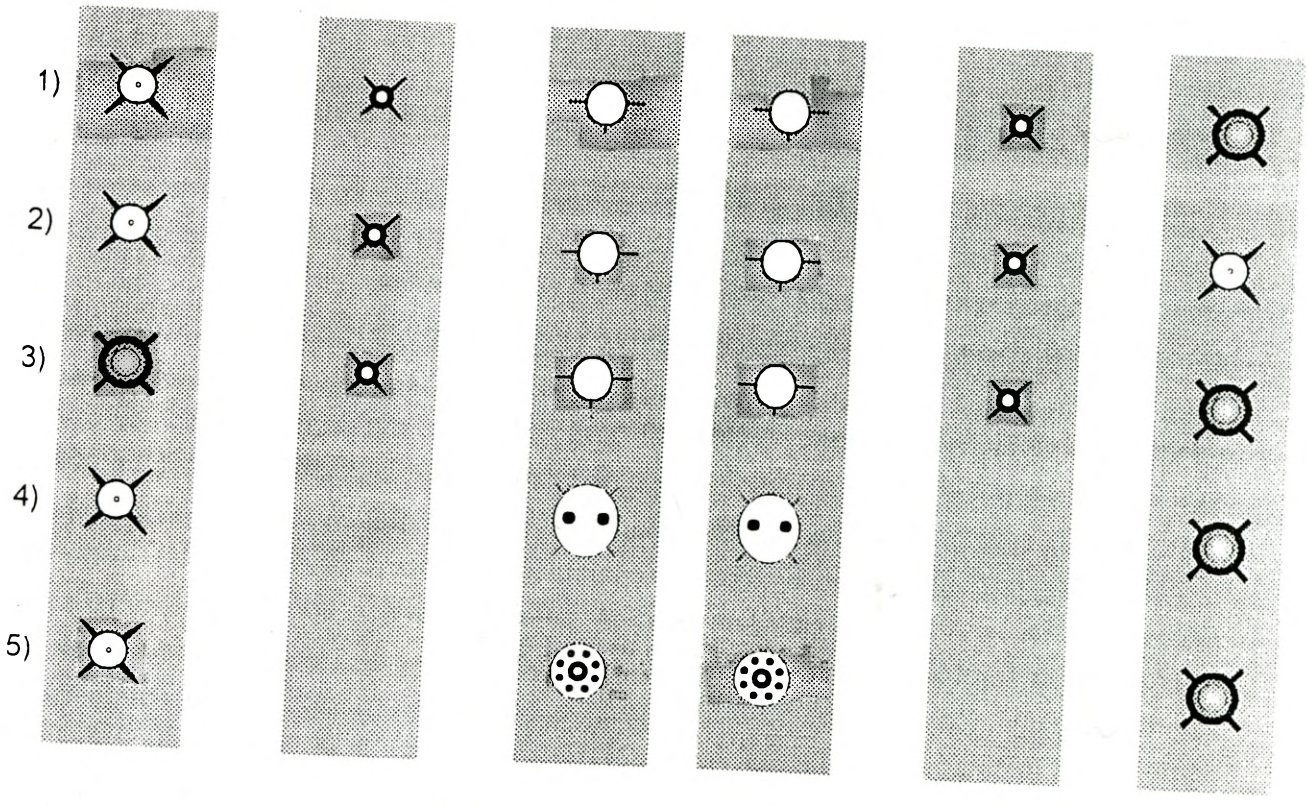
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. Podstawowe wyposażenie radioelektroniczne stanowi stacja radiolokacyjna TAJFUN-M2 (inaczej RP-26 oraz N 004) z możliwością wykrywania na odległości 60-70 km (samolot bombowy) lub 45-55 km (samolot myśliwski). Pozostałe wyposażenie to: celownik optyczny KT-10, radioliniowa aparatura naprowadzająca ARL-S (Lazur), radiostacja korespondencyjna R-832M (Ekwalipt - SMU), stacja ostrzegawcza SPO-10 Sirena-3, odbiornik znaczników MRP-56P, system identyfikacyjny "swój-obcy" SRZO-2M Chrom-Nikiel, radiowysokościomierz małych wysokości RW-UM, radiokompas ARK-10, urządzenie odzewowe (transponder) SOD-57M, zintegrowany system antenowy Pion-4T, system automatycznego sterowania SAU-58 (SAU-58-2), radiotechniczny system bliskiej nawigacji RSBN-5S.

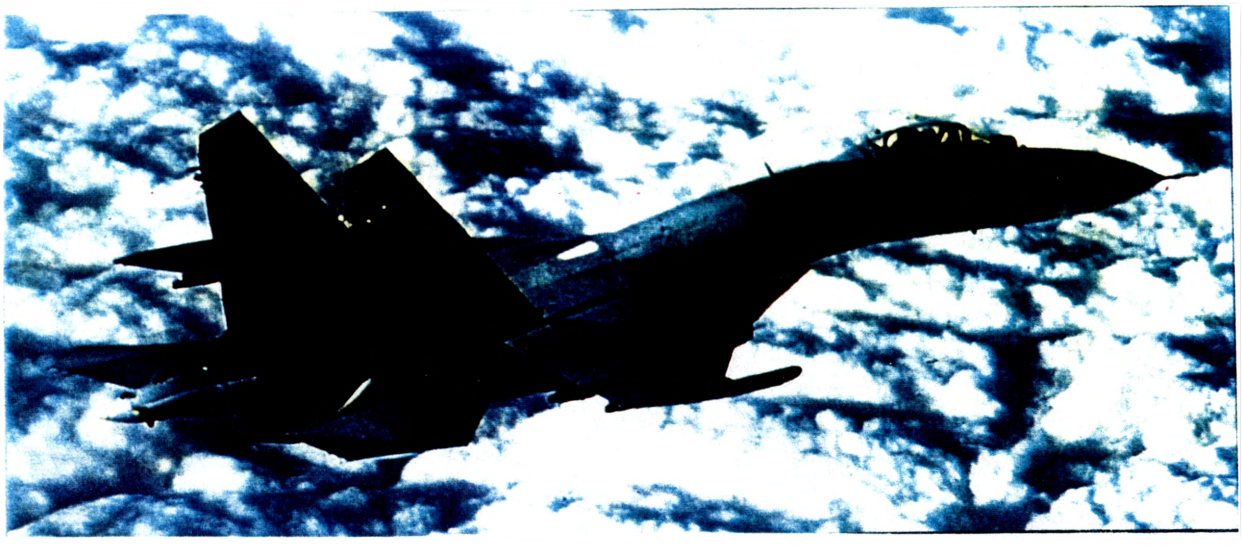
Uzbrojenie. Samolot nie posiada uzbrojenia stałego. Na 4 węzłach podskrzydłowych może przenosić KPR p-p R-98MR, R-98MT, R-60M. Na 2 węzłach podkadłubowych zasobniki strzeleckie UPK-23-250. Do zwalczania obiektów naziemnych niekierowane środki rażenia o łącznej masie 1135 kg.

Warianty uzbrojenia samolotu SU-15TM





1) 1 x R-98MR + 1 x R-98MT + 2 x R-60M + 2 x ZP- 600 l
2) 2 x R-98MR + 2 x R-60M + 2 x ZP- 600 l
3) 2 x R-98MT + 2 x R-60M + 2 x ZP- 600 l
4) 1 x R-98MR + 1 x R-98MT + 2 x UPK-23
5) 1 x R-98MR + 1 x R-98MT + 2 x UB-32 (UB-16)



Rok powstania konstrukcji	1977
Powstałe wersje	Su-27SMK, Su-27M, Su-27S, Su-27UB, Su-27SK, Su-27P, Su-27PU, Su-27K, Su-30,
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	ok. 700
Użytkownicy	Rosja, Ukraina, Chiny, Białoruś, Wietnam

Naddźwiękowy wielozadaniowy samolot myśliwski czwartej generacji przeznaczony do wywalczania przewagi w powietrzu. Przystosowany do wykonywania długotrwałych lotów, patrolowania oraz prowadzenia walki manewrowej. Może zwalczać cele naziemne i nawodne w strefie operacyjnej. Samolot powstał w byłym ZSRR jako przeciwwaga dla amerykańskiego F-15. Prace projektowe podjęto w 1969 r. Pierwszy prototyp nazwany T-10 oblatano w 1977 r. lecz dopiero po czterech latach w 1981r. oblatano protoplastę samolotu Su-27 – prototyp T-10-S. Aktualnie wyprodukowano kilka modyfikacji Su-27 o różnym przeznaczeniu oraz prowadzone są prace nad kolejnymi wersjami.

Su-27 jest jednomiejscowym średniopłatem napędzanym dwoma silnikami turbowentylatorowymi z dopalaczem. Kadłub półskorupowy z wysoko położoną kabiną wyposażoną w fotel katapultowy K-36DM II serii. Na grzbiecie znajduje się duży hamulec aerodynamiczny. Zakończenie kadłuba stanowi charakterystyczne „żądło" umieszczone pomiędzy silnikami i wychodzące poza obrys dysz na ok. 2 m, przyczyniające się do zmniejszenia oporu falowego. W zakończeniu „żądła" mieści się spadochron hamujący, natomiast po obu stronach znajdują się owiewki zawierające wyrzutnie pułapek termicznych oraz anteny systemów WRe samolotu. Chwyty powietrza o przekroju prostokątnym umiejscowione są pod centropłatem. Usterzenie pionowe zdwojone klasyczne, poziome płytowe spełniające rolę sterolotek. W samolocie nie przewiduje się stosowania podwieszanych zbiorników paliwa.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	420
Taktyczny promień działania DH (km)	1090
Średni promień działania (km)	o
Prędkość wznoszenia (m/s)	330
Max przeciążenia	+9 do -3
Dł. startu (m)	650
Dł. lądowania (m)	620-700
Długotrwałość lotu (h)	do 7h
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Nie
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Nie
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

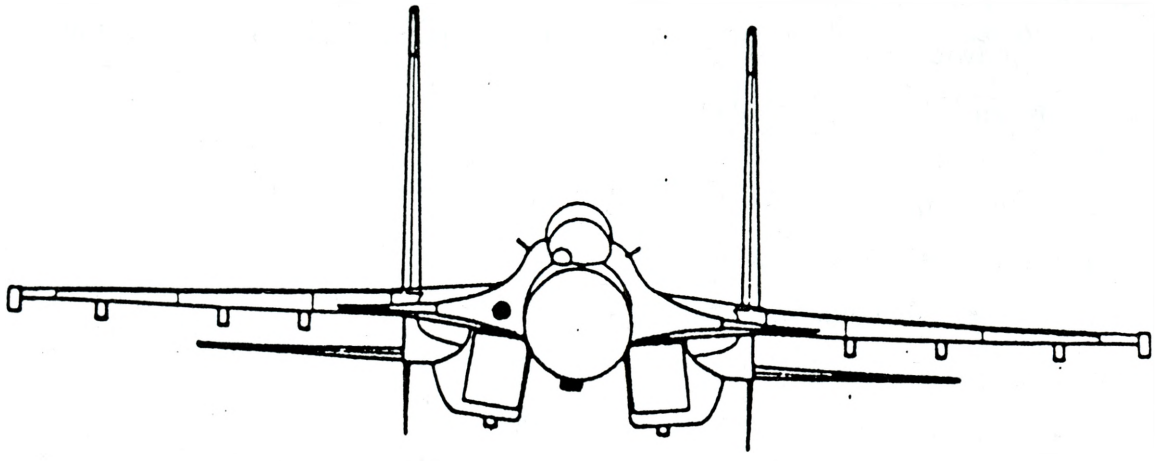
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	14,7 x 21,93 x 5,93
Powierzchnia nośna m^2	62,037
Masa własna (kg)	16380
Masa startowa (kg)	23140/28300
Masa uzbrojenia (kg)	6000
Masa paliwa (kg)	9400
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	12000/
Prędkość przelotowa (km/h)	850
Prędkość max mała H (km/h)	1400
Prędkość max duża H (km/h)	2500
Prędkość lądowania (km/h)	225-240
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	24000
Pułap praktyczny (m)	18500
Zasięg max (km)	3710
Rodzaj napędu	turboodrzutowe /dwuprzepływowe/
Typ/Ilość	2 x AŁ-31F
Ciąg/Ciąg max (kN)	2x7453/2x12258
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	0,068/0,20
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	o

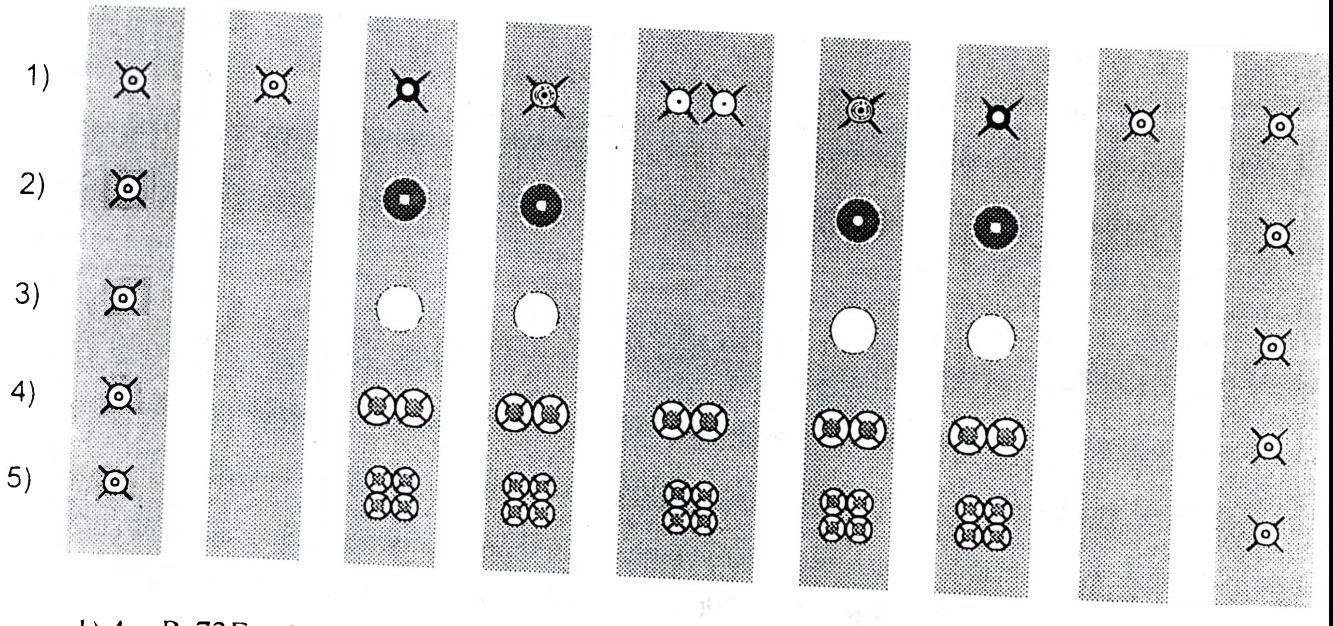
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. System sterowania i nawigacji stanowi zintegrowany kompleks nawigacyjno-celowniczy PrNK-27 w składzie: komputer danych aerodynamicznych, bezwładnościowy układ kursu (dokładność 0,5 do 1 stopień na godzinę lotu), automatyczny radiokompas ARK-20 (ARK-22), radiotechniczny układ bliskiej (A-317) i dalekiej nawigacji, radiowysokościomierz A-38, układ lądowania wg przyrządów ILS (minimalne warunki do lądowania - widzialność 800m przy podstawie chmur 60m), system automatycznego sterowania. System kierowania uzbrojeniem: koherentny, impulsowy radiolokator dopplerowski RŁPK-27 (N001 Miecz) zdolny do wykrywania celów o dużej SPO na odległość ok. 240 km, a odległość śledzenia wynosi ok. 185 km. Posiada możliwość wykrywania i śledzenia celów na tle ziemi oraz może wykrywać małe i niskolecące cele m.in. rakiety samosterujące (rzeczywisty zasięg maleje wówczas 2-3-krotnie). Inną właściwością radiolokatora jest wprowadzony zakres bliskiej manewrowej walki powietrznej, gdy antena nie porusza się w azymucie, a jedynie wykonuje szybkie ruchy w pionie. System może śledzić jednocześnie 10 celów, lecz umożliwia wskazanie celu tylko jednej rakiecie. Radiolokator zintegrowany jest z biernym układem poszukiwania i śledzenia w podczerwieni sprzężonym z dalmierzem laserowym OEŁS (zasięg wykrywania ok. 70 km) oraz nahełmowym układem wskazywania celów NSC-27. Kompleks przystosowany jest do współpracy z systemami wykrywania i naprowadzania na cel umieszczonymi na samolotach MiG-31 i A-50 oraz stanowiącymi wyposażenie naziemnych SD, które mogą, zależnie od sytuacji bojowej, decydować o sposobie użycia uzbrojenia samolotu. Możliwość taką daje aparatura radioliniowa SPEKTR. Dane nawigacyjne oraz sytuacja bojowa z zewnętrznego systemu dowodzenia zobrazowana jest na wskaźniku przeziernym typu HUD. O sytuacjach awaryjnych pilot ostrzegany jest przez informator głosowy. System łączności radiowej: 2 radiostacje zakresu UKF (I i II pasmo lotnicze), radiostacja zakresu KF. System identyfikacji i ostrzegania: stacja ostrzegania o opromieniowaniu i oświetleniu laserem REP-SPO-15 BIERIOZA, układ identyfikacji "swój-obcy" (różny w kolejnych seriach produkcyjnych, m.in. SRO, PAROL, MARKA), układ aktywnej odpowiedzi SO-69. Samolot wyposażono w środki WRe m.in. stację zakłóceń aktywnych „SORBCJA", urządzenia zakłóceń pasywnych APP-50 (96 wyrzutni pułapek termicznych i przeciwradiolokacyjnych).

Uzbrojenie stałe stanowi 30 mm pokładowe działko GSz-301 z zapasem 150 szt. amunicji. Pozostałe uzbrojenie stanowią KPR p-p typu R-27T, R, ET, ER, EM, R-73E podwieszane na 10 węzłach. Do zwalczania obiektów naziemnych środki niekierowane o masie do 6000 kg.

Warianty uzbrojenia samolotu Su-27





1) 4 x R-73E + 2 x R-27T + 2 x R-27ER + 2 x R-27R
2) 4 x S-25 + 2 x R-73E
3) 7 x 4 x B-13L
4) 2 x R-73E + 10 x 500
5) 2 x R-73E + 16 x 250



Rok powstania konstrukcji	1985
Powstałe wersje	
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	10
Użytkownicy	Rosja

W 1985 r. przyjęto do uzbrojenia samolot myśliwski czwartej generacji Su–27. Mimo, iż nie posiadał on jeszcze docelowej nowoczesnej pokładowej stacji radiolokacyjnej to jednak inne osiągnięcia czyniły go nowoczesnymi i równorzędnymi partnerami IV generacji. Zgodnie z nową doktryną i zapotrzebowaniem na samolot wielozadaniowy grupa konstruktorów pod kierownictwem N. Nikitina rozpoczęła pracę nad unowocześnieniem i przekształceniem Su–27 w samolot wielozadaniowy. Projekt oznaczono T–10M, by po latach nadać konstrukcji oficjalną nazwę Su–27M, a dla klientów zagranicznych Su–35. Samolot otrzymał nowy kształt aerodynamiczny z dodatkowym przednim usterzeniem poziomym a także nową awionikę. Prototyp został oblatany 28.6.1988 r. Po czterech latach prób zbudowano drugi prototyp, będący zarazem wzorcem przedseryjnym. Dla samolotu przewidziane są w przyszłości nowe silniki typu AŁ–35F z regulowaną dyszą.

Su-35 jest konstrukcją naddźwiękową, dwusilnikową, całkowicie metalową, wykonaną w klasycznym układzie średniopłata. Skrzydło o obrysie trapezowym wyposażone w napływy pasmowe oraz w dodatkowe poziome usterzenie (Canarda). Zespół napędowy składa się z dwóch silników turboodrzutowych typu AŁ-35F o ciągu po 13730 kN (14000kg). Kabina pilota wyposażona jest w fotel katapultowy typu K-36DM (klasy 0-0) nachylony pod kątem ok. 30^0. Podwozie trójkołowe, przednia goleń zdwojona, główne golenie pojedyncze. Wszystkie koła chowane do kadłuba. Zapas paliwa powiększony w stosunku do wersji Su-27 o 2000 kg. Cyfrowy układ sterowania czynnego względem wszystkich trzech osi, w osi podłużnej czterokrotnie powtórzony (podwójnie zdublowany). Wyposażenie kabiny zgodnie z zasadą HOTAS. Do połowy 1994 r. zbudowano 9 egzemplarzy nowej wersji.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	o
Taktyczny promień działania DH (km)	o
Średni promień działania (km)	o
Prędkość wznoszenia (m/s)	300
Max przeciążenia	+10
Dł. startu (m)	1200
Dł. lądowania (m)	o
Długotrwałość lotu (h)	o
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	14,7 x 22,1 x 6,84
Powierzchnia nośna m^2	o
Masa własna (kg)	18400
Masa startowa (kg)	25700/34000
Masa uzbrojenia (kg)	8200
Masa paliwa (kg)	o
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	o
Prędkość przelotowa (km/h)	o
Prędkość max mała H (km/h)	1400
Prędkość max duża H (km/h)	2440
Prędkość lądowania (km/h)	o
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	o
Pułap praktyczny (m)	18000
Zasięg max (km)	4000/6500*
Rodzaj napędu	turboodrzutowe /dwuprzepływowe/
Typ/Ilość	2 x AŁ-35MŁ
Ciąg/Ciąg max (kN)	/2 x 13700
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	o

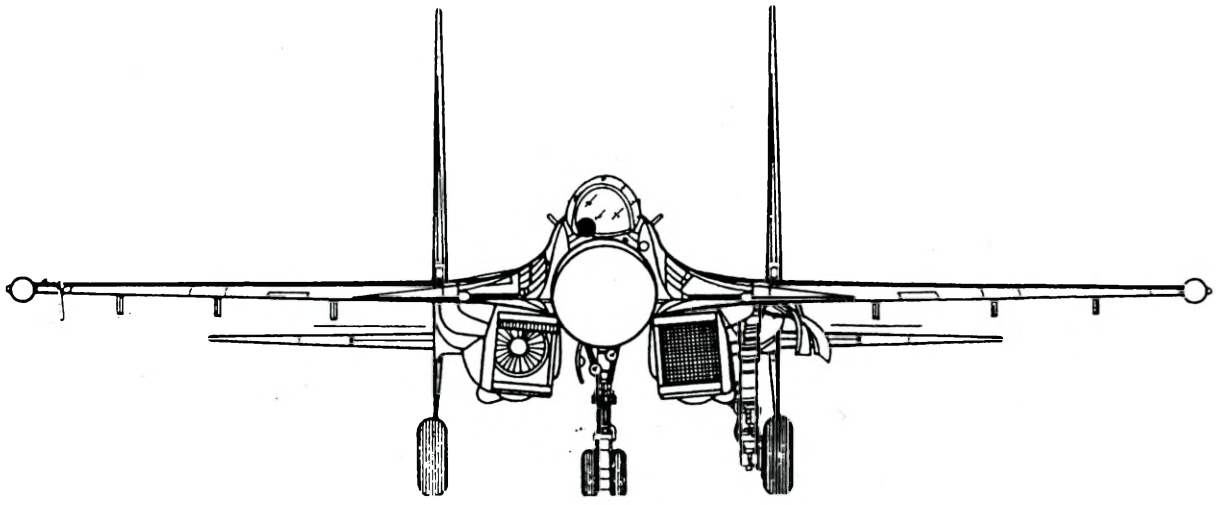
* *Z jednokrotnym tankowaniem w powietrzu.*

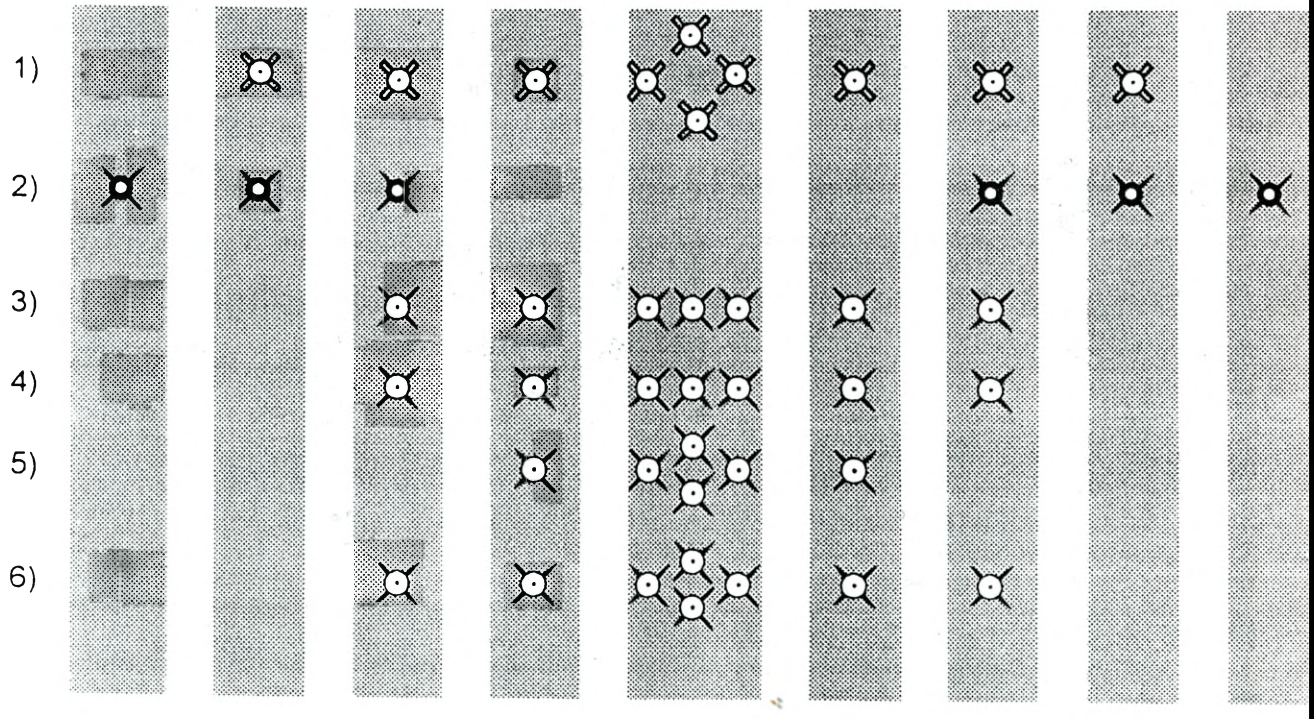
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. Najważniejszą zmianą w wyposażeniu radioelektronicznym w stosunku do pierwowzoru jest wymiana stacji radiolokacyjnej N001 Miecz na N011. Jest to uniwersalna, umożliwiająca zwalczanie celów powietrznych i wykonywanie mapy terenu, wykrywanie obiektów naziemnych i nawodnych oraz automatyczne omijanie przeszkód terenowych, stacja z anteną szczelinową. Może wykrywać obiekty powietrzne w odległości 80 - 100 km (SPO ok. 3 m2 - samolot myśliwski) w sektorze 180^0, śledzić 15 z nich oraz jednocześnie naprowadzać na nie 4-6 pocisków powietrze-powietrze. Ciekawym rozwiązaniem zastosowanym na samolocie jest druga stacja radiolokacyjna, przeznaczona do obserwacji tylnej półsfery. Jest to niewielki radiolokator N012, który może także służyć do celowania odpalanymi do tyłu rakietami powietrze-powietrze R-73 i R-77. W kompleksie sterowania uzbrojeniem zastąpiono stację optoelektroniczną OEPS-27 poprawioną odmianą OEPS-27M o zasięgu wykrywania obiektów do 45 km (w niektórych źródłach - do 75 km) używaną tylko do atakowania obiektów powietrznych. Dla Su-35 przewidziano podwieszany pod kadłubem zasobnik nawigacyjno-celowniczy (zbliżony do amerykańskiego LANTIRN) wyposażony w termowizor, kamerę TV światła szczątkowego i laserowy dalmierz - podświetlacz celów, co zapewnia użycie bomb i pocisków rakietowych kierowanych telewizyjnie, termowizyjnie i laserowo. Przygotowywany jest również prostszy zasobnik celowniczy wyposażony w kamerę TV światła szczątkowego i laserowy dalmierz - podświetlacz celu. Oba typy zasobników mają być przenoszone na przednim centralnym zaczepie podkadłubowym. Opracowano także zasobnik z aparaturą Pastel służącą do przygotowania danych do strzelania KPR powietrze - stacja radiolokacyjna typu H-31P i H-25MPM. Także w przypadku użycia rakiet kierowanych telewizyjnie konieczne jest podwieszenie dodatkowego, specjalnego zasobnika z aparaturą komend radiowych APK-9 (tylna belka centralna). Systemy nawigacyjne i celownicze samolotu zostały zintegrowane w automatycznie pracujący kompleks wg zasady HOTAS.

Uzbrojenie stałe stanowi jednolufowe, 30 mm działko Gsz-301 z zapasem 150 szt. amunicji. W wariancie myśliwskim samolot można uzbroić w KPR p-p typu R-27 wszystkich modyfikacji, R-73, R-77. Niektóre źródła sugerują możliwość podwieszania rakiet R-37, stanowiących podstawowe uzbrojenie samolotu MiG-31M oraz KS-172. Do zwalczania obiektów naziemnych kierowane i niekierowane środki rażenia o łącznej masie do 8000 kg na 12 węzłach podwieszeń (4 podkadłubowych, 8 podskrzydłowych).

Warianty uzbrojenia samolotu SU-35





1) 10 x R-77
2) 6 x R-73
3) 7 x KS-172
4) 7 x R-27EM / AE
5) 6 x R-27E
6) 8 x R-27



Rok powstania konstrukcji	1996
Powstałe wersje	Su-27LL-PS
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	1 prototyp
Użytkownicy	Rosja

Po wyprodukowaniu przez OKB-Suchoja w 1988 r. prototypu samolotu T-10M-1, poszczególne zespoły konstrukcyjne biorące udział przy powstawaniu Su-27M pracowały nadal. Równolegle z prowadzonymi próbami w locie, rozpracowywano, a także udoskonalano już istniejące podsystemy. Modernizowany model wyposażono w kilka najważniejszych rozwiązań przygotowywanych dla samolotu MFI. Przede wszystkim po raz kolejny udoskonalono elektronikę, skonstruowano nowy wariant stacji radiolokacyjnej N011M z anteną ze skanowaniem fazowym, kabinę wyposażono w wielofunkcyjne kolorowe monitory ciekłokrystaliczne. Zastosowano nowy system sterowania z drążkiem sterowym zamontowanym z boku. Pozostawiono przednie usterzenie poziome, które spełnia kilka funkcji. Głównym jednak założeniem konstruktorów było osiągnięcie supermanewrowości, co osiągnięto przez zastosowanie nowych silników z regulowaną dyszą. Zgodne wychylenie dwóch dysz pozwala sterować samolotem w kanale podłużnym, zaś różnicowe w kanale poprzecznym i kierunkowym. Prototyp nowego samolotu oznaczony T-10M-11 wystartował do pierwszego lotu 2.04.1996 r.

Su-37 jest samolotem wielozadaniowym, jednomiejscowym zbudowanym w układzie klasycznym z przednim usterzeniem (typu CANARD). Posiada właściwości supermanewrowości. Kadłub półskorupowy z pokryciem pracującym, wykonany całkowicie z metalu. Skrzydła pasmowe o obrysie trapezowym wytwarzają wraz z kadłubem dużą siłę nośną. W przedniej części kadłuba mieści się stacja radiolokacyjna, w środkowej kabina pilota oraz zbiorniki paliwa. W tylnej części kadłuba rozmieszczono podwójny statecznik pionowy oraz różnicowo wychylone usterzenie poziome (sterolotki). Podwozie trójpodporowe wciągane w locie. Zespół napędowy 2xAŁ-31F o ciągu 122,6 kN (12500 kg), docelowo 2xAŁ-31FU o ciągu po 137,3 kN (14000 kg) ze sterowaniem wektorowym ciągu w płaszczyźnie pionowej w zakresie $\pm 15^0$.

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	o
Taktyczny promień działania DH (km)	o
Średni promień działania (km)	o
Prędkość wznoszenia (m/s)	230
Max przeciążenia	+10
Dł. startu (m)	o
Dł. lądowania (m)	o
Długotrwałość lotu (h)	o
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Tak
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	1
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

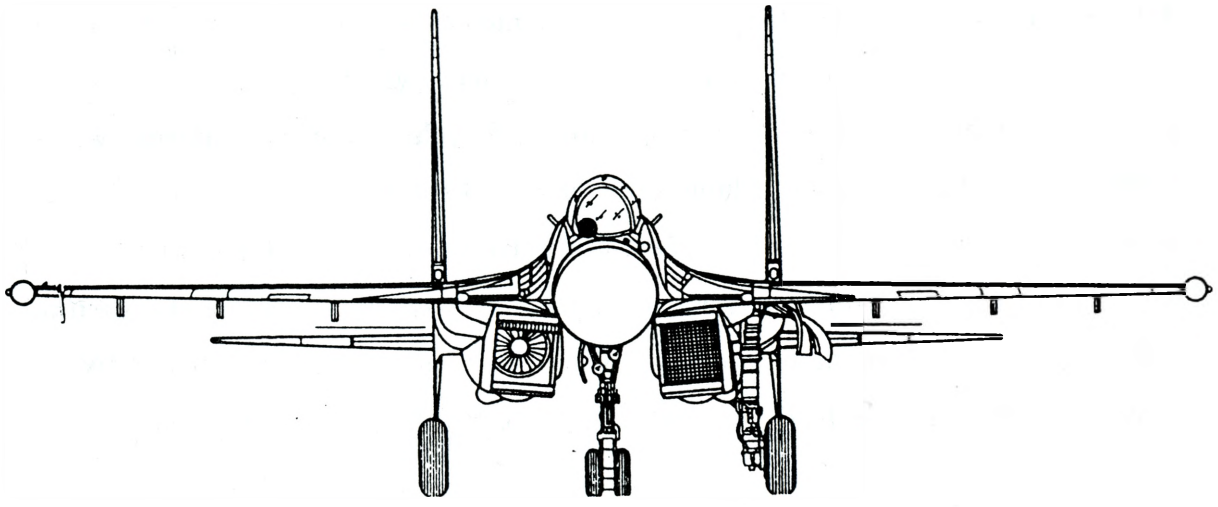
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	14,69 x 22,18 x 6,43
Powierzchnia nośna m^2	62
Masa własna (kg)	18500
Masa startowa (kg)	25670/34000
Masa uzbrojenia (kg)	8000
Masa paliwa (kg)	o
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	o
Prędkość przelotowa (km/h)	o
Prędkość max mała H (km/h)	1400
Prędkość max duża H (km/h)	2500
Prędkość lądowania (km/h)	o
Prędkość krytyczna (km/h)	100
Pułap dynamiczny (m)	o
Pułap praktyczny (m)	18000
Zasięg max (km)	3300/6500 tank.
Rodzaj napędu	Turboodrzutowe /dwuprzepływowe/
Typ/Ilość	2 x AŁ-31FU
Ciąg/Ciąg max (kN)	/2 x 13730
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	0,068
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	o

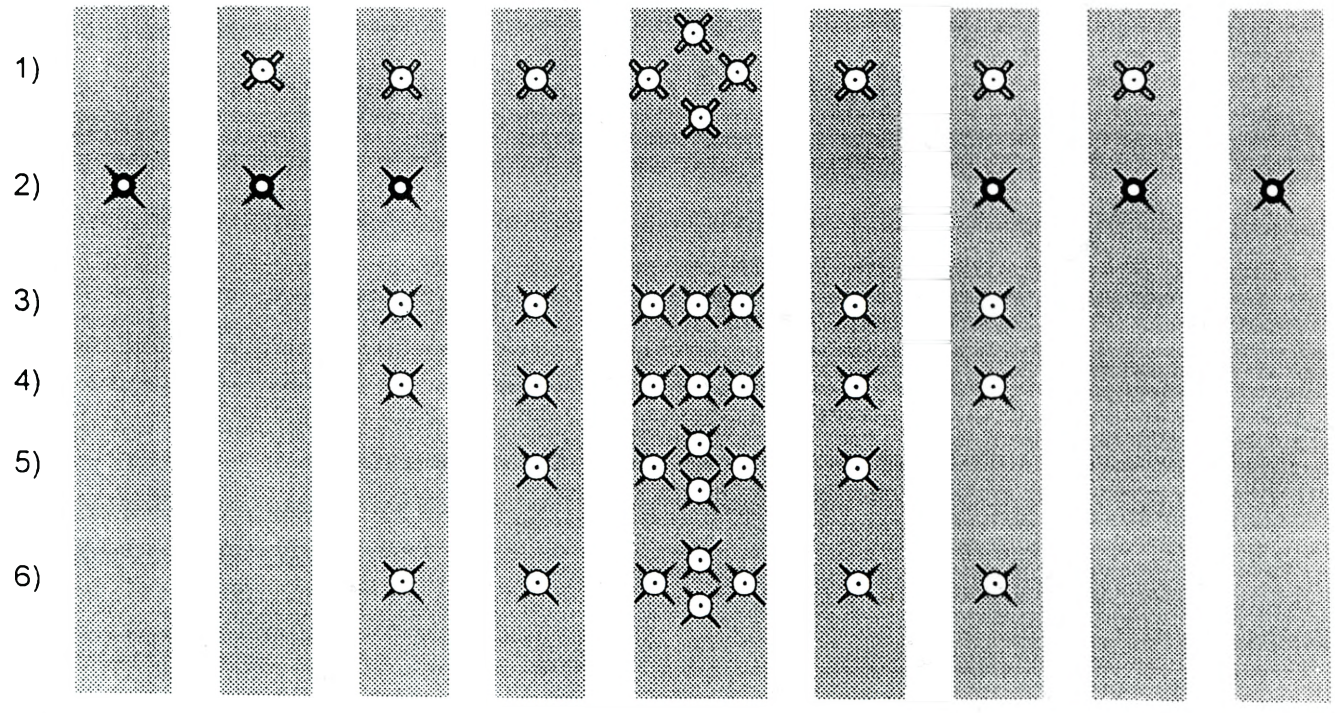
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. Zasadniczą zmianą w wyposażeniu radioelektronicznym samolotu w stosunku do Su-35 jest zmodernizowana stacja radiolokacyjna typu N011M o pełnym skanowaniu fazowym. O radiolokatorze tym nie opublikowano dotychczas żadnych informacji.

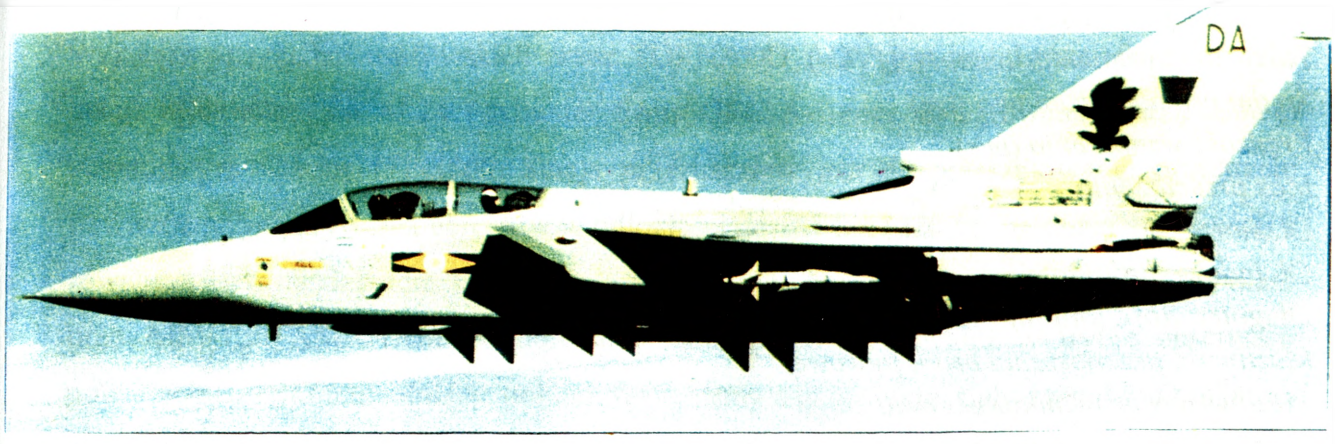
Uzbrojenie stałe stanowi jednolufowe działko kalibru 30 mm typu GSz 301. Do zwalczania obiektów powietrznych samolot można uzbroić w KPR p-p typu R-77, R-37, R-27, R-73 oraz KS-172. Zestaw uzbrojenia powietrze – ziemia to kierowane i niekierowane środki rażenia o masie do 8000 kg, które można podwiesić na 14 (w tym dwa podwójne tylko dla rakiet R-73) węzłach podkadłubowych i podskrzydłowych.

Warianty uzbrojenia samolotu SU-37





1) 10 x R-77
2) 6 x R-73
3) 7 x KS-172
4) 7 x R-27EM / AE
5) 6 x R-27E
6) 8 x R-27



Rok powstania konstrukcji	1979
Powstałe wersje	Tornado IDS, Tornado ECR, Tornado GR Mk.4
Ilość wyprodukowanych egzemplarzy	205
Użytkownicy	Wielka Brytania, Oman, Włochy (w ramach wynajmu)

Tornado jest produktem międzynarodowego konsorcjum Panavia, w skład którego weszły przedsiębiorstwa brytyjski, niemiecki i włoskie. 11.08.1974 r. oblatano pierwszy prototyp, 10.07.1979 r. do pierwszego lotu wystartował samolot seryjny wyprodukowany w Wielkiej Brytanii. Podstawową wersją samolotu produkowaną na potrzeby wszystkich trzech krajów jest Tornado IDS (Interdictor Strike). Tornado ADV (Air Defence Variant) jest produkowany na potrzeby Wielkiej Brytanii, gdzie zastąpił przestarzałe Lightening i F-4 Phantom II. Jak dotąd powstały następujące wersje Tornado ADV: F.2 (F.Mk2 - wycofane ze służby), F.2A (F.Mk2A) oraz obecnie podstawowe F.3 (F.Mk3). Do podstawowych zadań Tornado ADV należy spełnianie roli myśliwca przechwytującego obrony powietrznej przystosowanego do operowania w każdych warunkach atmosferycznych, myśliwca przewagi powietrznej i bojowego samolotu patrolowego.

Tornado ADV jest dwusilnikowym, dwumiejscowym, samolotem myśliwskim w układzie górnopłata o zmiennym skosie skrzydeł (25^0 – 67^0). Skrzydła posiadają automatyczną regulację skosu oraz urządzenia poprawiające manewrowość. Kadłub o konstrukcji półskorupowej, całkowicie metalowej z dużymi prostokątnymi wlotami powietrza do silników po bokach. Usterzenie poziome płytowe, pionowe klasyczne z antenami urządzeń radioelektronicznych. Podwozie trójzespołowe z 2-kołowym zespołem przednim i głównym 1-kołowym. Zespół napędowy tworzą dwa dwuprzepływowe silniki turboodrzutowe RB.199-34R Mk.104 z dopalaczem oraz odwracaczem ciągu. Kabina dwumiejscowa w układzie tandem z fotelami katapultowymi klasy 0-0 typu Martin Baker Mk.10A

Dane taktyczne

Taktyczny promień działania MH (km)	370-550
Taktyczny promień działania DH (km)	ok. 1670
Średni promień działania (km)	ok. 600
Prędkość wznoszenia (m/s)	o
Max przeciążenia	+7,5
Dł. startu (m)	900
Dł. lądowania (m)	370
Długotrwałość lotu (h)	3h
Możliwość przenoszenia broni jądrowej	Tak
Możliwość sterowania wektorem ciągu	Nie
Zastosowanie techniki stealth	Nie
Ilość członków załogi	2
Możliwość tankowania w powietrzu	Tak
Możliwość wykonywania innych zadań	Tak

Dane techniczne

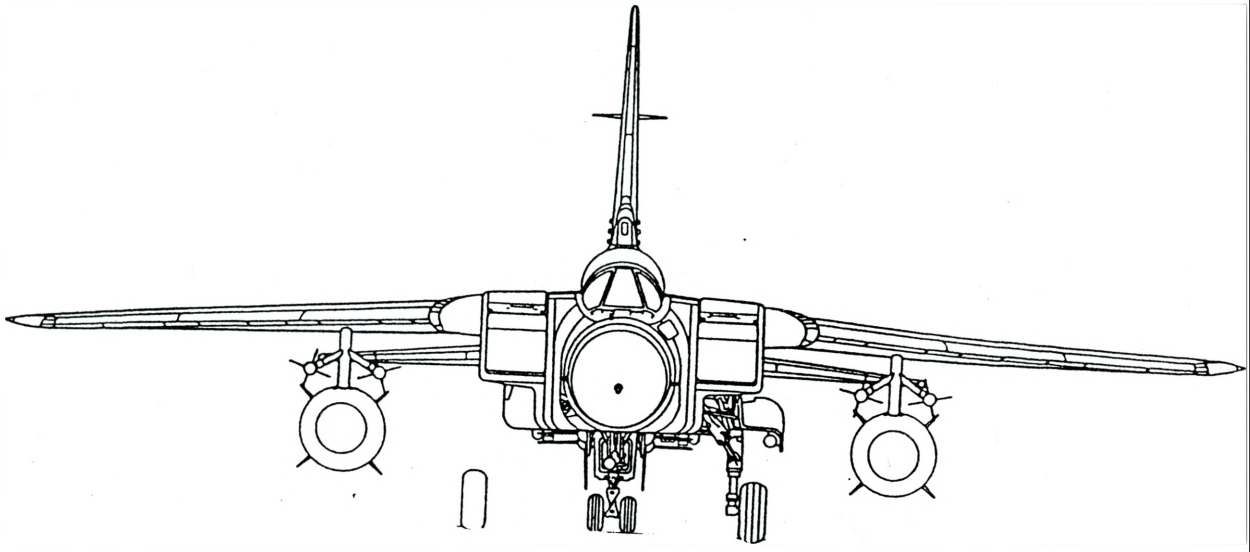
Rozpiętość/Długość/Wysokość (m/m/m)	13,91 x 8,6 x 18,68 x 5,95
Powierzchnia nośna m^2	26,6
Masa własna (kg)	14500
Masa startowa (kg)	27986
Masa uzbrojenia (kg)	8500
Masa paliwa (kg)	9720/2340
Pojemność zbiorników głównych/podwieszanych (l/l)	12459/3000
Prędkość przelotowa (km/h)	900
Prędkość max mała H (km/h)	1480
Prędkość max duża H (km/h)	2053
Prędkość lądowania (km/h)	213
Prędkość krytyczna (km/h)	o
Pułap dynamiczny (m)	o
Pułap praktyczny (m)	21335
Zasięg max (km)	3890
Rodzaj napędu	turboodrzutowy
Typ/Ilość	2 x RB99-34R Mk104
Ciąg/Ciąg max (kN)	2x4048/2x7295
Jednostkowe zużycie paliwa (kg/min)	o
Obciążenie jednostkowe (kg/m^2)	o

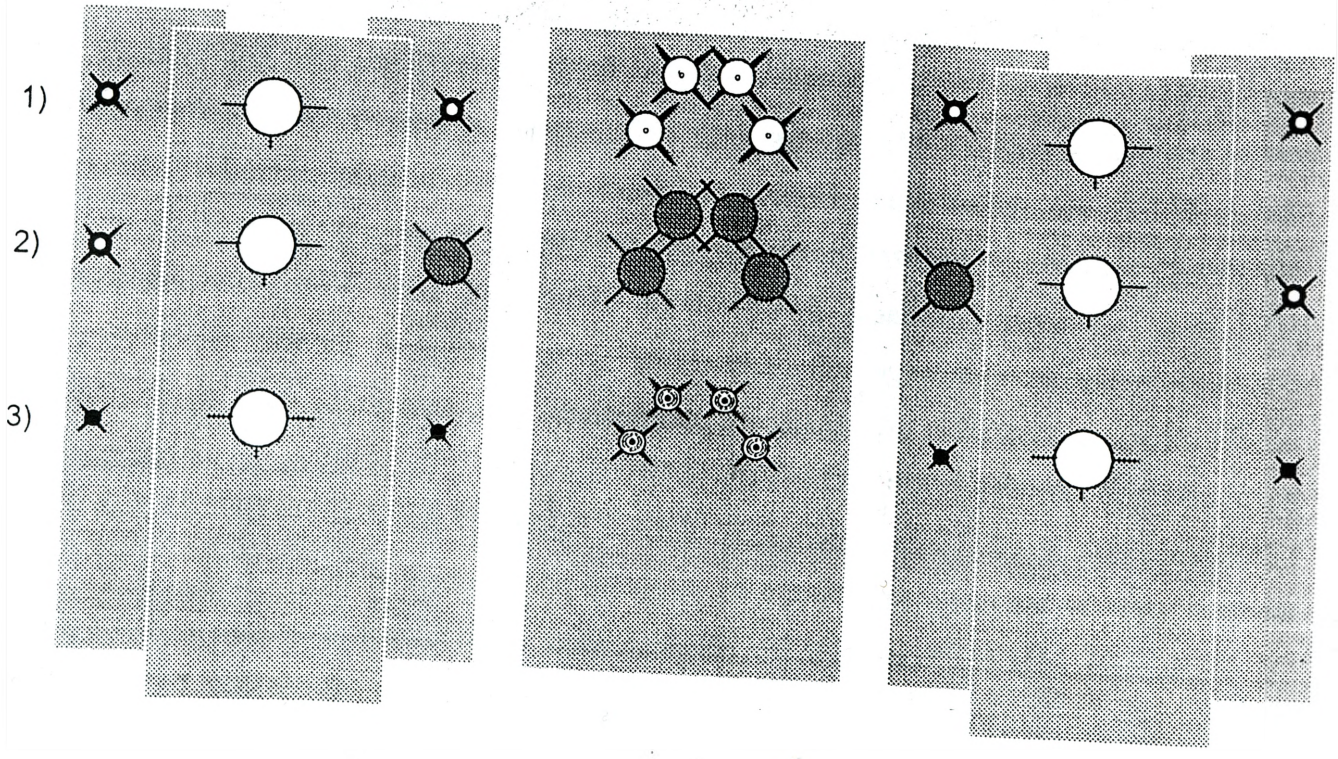
WYPOSAŻENIE RADIOELEKTRONICZNE I UZBROJENIE

Awionika. Podstawowe wyposażenie elektroniczne samolotów TORNADO różnych wersji jest zgodne w ok. 75%. Zasadniczym urządzeniem zapewniającym możliwość wykonywania zadań myśliwskich przez TORNADO ADV jest impulsowa, dopplerowska stacja radiolokacyjna AI.24 Foxhunter firmy GEC Avionics zintegrowana z urządzeniem zapytującym Cossor IFF-3500. Stacja przeznaczona jest do przeszukiwania przestrzeni powietrznej i wykrywania obiektów w odległości do 185 km (220 km na dużej wysokości) z równoczesnym śledzeniem kilkunastu z nich a także wskazania celu KPR p-p Sky Flash oraz AIM-120 AMRAAM. Radiolokator może pracować również w trybie obserwacji powierzchni ziemi uzupełniając pokładowe systemy nawigacyjne. Cały zespół radiolokatora zaprojektowano w sposób zapewniający uzyskanie jak największej odporności na zakłócenia. Urządzenia łączności samolotu to radiostacje nadawczo – odbiorcze zakresu UHF/VHF typu GEC-Plessey PTR 1721, zakresu HF typu SSB Rhode und Schwarz, urządzenia transmisji danych systemu JTIDS firmy Plessey Electronics, system sterowania łącznością Ultra i rejestrator Leigh. Systemy nawigacyjne samolotu: cyfrowy, bezwładnościowy typu FIN 1010; radiolokacyjny, dopplerowski typu DECCA Type 72; zestaw pokładowy systemu TACAN typu AD 2770; zestaw pokładowy systemu ILS/VOR typu CILS 75/76; radiokompas firmy Telefunken System Technik; autopilot APFD. Informacje uzyskane z urządzeń pokładowych wyświetlane są na wskaźniku HUD oraz HDD z jednoczesną rejestracją przez DDVR (Displayed Data Video Recorder) z możliwością natychmiastowego ich odtworzenia po wylądowaniu. System samoobrony samolotu tworzą urządzenia ostrzegające o opromieniowaniu, wyrzutniki flar i dipole oraz stacja zakłóceń aktywnych ARJ 23246 (7,5-18 GHz).

Uzbrojenie stałe stanowi jedno działko jednolufowe kalibru 27 mm typu IWKA – Mauser z zapasem 180 szt. amunicji. Standardowe uzbrojenie podwieszane stanowią KPR p-p typu Sky Flash, oraz AIM-9L. Tornado ADV eksploatowane we Włoszech uzbrajane są w KPR p-p ASPIDE 1A (zamiast Sky Flash). Uzbrojeniem alternatywnym brytyjskich Tornad są pociski Active Sky Flash, oznaczane czasami Sky Flash 90, znajdujące się aktualnie w opracowywaniu oraz AIM-132 ASRAAM. Wielka Brytania zakupiła pociski AIM-120A, w które uzbroiła Harriery oraz prawdopodobnie Tornado ADV.

Warianty uzbrojenia samolotu TORNADO ADV





1) 4 x Sky Flash (Aspide 1A) + 4 x AIM-9L + 2 x ZP-2500 l
2) 6 x AIM-120 AMRAAM + 2 x AIM-9L + 2 x ZP-2500 l
3) 4 x Active Sky Flash + 4 x AIM-132 ASRAAM + 2 x ZP-2500 l (w przypadku wejścia pocisku Active Sky Flash do uzbrojenia RAF)

2. CHARAKTERYSTYKI ARTYLERYJSKO-RAKIETOWYCH ŚRODKÓW RAŻENIA

System uzbrojenia współczesnego samolotu bojowego składa się z uzbrojenia artyleryjskiego, kierowanego i niekierowanego uzbrojenia rakietowego, uzbrojenia bombardierskiego, urządzeń umożliwiających podwieszanie tych środków oraz systemów celowniczych, zapewniających wykrycie celu, celowanie i moment zrzutu, odpalenia lub strzelania. Poniższy rozdział poświęcony jest środkom rażenia najbardziej charakterystycznych dla samolotów myśliwskich: pokładowym działkom lotniczym oraz kierowanym pociskom rakietowym klasy powietrze – powietrze.

2.1. Pokładowe działka lotnicze

Działka pozostają ciągle jednym z najważniejszych elementów uzbrojenia samolotów. Są wykorzystywane zarówno jako broń do zwalczania celów powietrznych, jak i naziemnych. Podstawowym rodzajem broni lufowej samolotów myśliwskich są działka automatyczne kalibru 20-30 mm o dużej szybkostrzelności i prędkości początkowej pocisku rzędu 800-1100 m/s. Przeznaczone są do walki z samolotami przeciwnika w powietrzu – jako zadanie podstawowe i do zwalczania nieopancerzonych lub słabo opancerzonych celów naziemnych.

Oprócz broni wbudowanej na stałe, niemal na wszystkich typach używanych obecnie samolotów mogą być stosowane zasobniki z bronią lufową, podwieszane na zamkach bombowych pod skrzydłami lub pod kadłubem. Broń w zasobnikach jest wykorzystywana z reguły do zwalczania obiektów naziemnych

Rozwój broni lufowej zmierza w kierunku powiększania szybkostrzelności i prędkości początkowej pocisku oraz w kierunku doskonalenia skuteczności pocisków, zwłaszcza przeciwpancernych. Badania prowadzone nad zastosowaniem w uzbrojeniu samolotów broni z amunicją bezłuskową, koncentrują się wokół działa na płynny ładunek miotający. Przykładem takiego rozwiązania jest opracowywana wersja M61A2 niezwykle popularnego Vulcana dla samolotu F-22A. Jak dotychczas producent nie ujawnił zakresu wprowadzonych zmian oprócz zwiększenia długości luf działka.

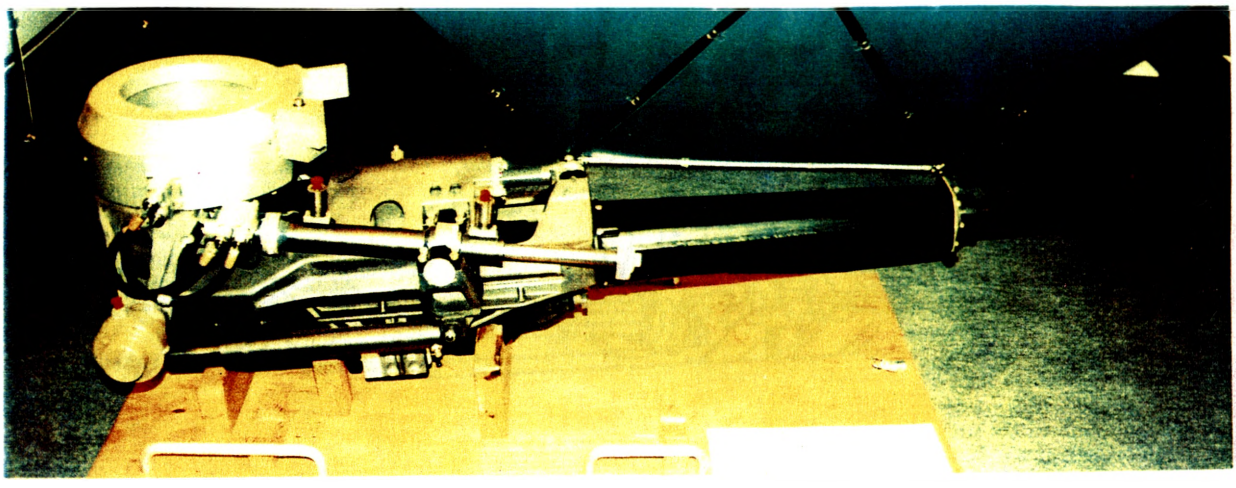
DEFA 552 (550.F2A)

Zasięg skutecznego strzelania (m)	800-2000
Kaliber (mm)	30
Szybkostrzelność (strz./min)	1250
V pocz. pocisku (m/s)	815
Masa broni (kg)	84
Masa naboju (kg)	o
Masa pocisku (kg)	0,236-0,275
Stosowane naboje	ppanc-odłamk.-zap; ppanc-zap. smugowy;
Salwa sekundowa (kg/s)	5,32

Charakterystyka

Działko w układzie rewolwerowym /pięć komór/, napędzane energią gazów prochowych. Przeznaczone do zwalczania celów powietrznych i naziemnych w tym broni pancernej. Kierowanie ogniem działka elektryczne. Zmiana kierunku podawania amunicji (prawo- lub lewostronnie) wymaga wymiany elementów podajnika i doboru ogniw. Przygotowanie do strzelania (ładowanie) odbywa się na ziemi, mechanicznie, układ działka ma mechanizm pirotechnicznego przeładowania, działający samoczynnie w przypadku zacięcia się broni podczas strzelania. Węzły mocujące do stanowiska są identyczne z zastosowanymi w działku brytyjskim ADEN, działka te mogą być stosowane zamiennie bez żadnych przeróbek płatowca. Żywotność lufy 5 000, działka 10 000 strzałów (w komplecie jest jedna lufa zapasowa).

DEFA 553 (550.F3)



Zasięg skutecznego strzelania (m)	800-2000
Kaliber (mm)	30
Szybkostrzelność (strz. min)	1300
V pocz. pocisku (m/s)	820
Masa broni (kg)	84
Masa naboju (kg)	○
Masa pocisku (kg)	0,236-0,275
Stosowane naboje	ppanc-zap. smugowy; ppanc-odłamk.-zap;
Salwa sekundowa (kg/s)	5,32

Charakterystyka

Działko w układzie rewolwerowym /pięć komór/, napędzane energią gazów prochowych. Przeznaczone do zwalczania celów powietrznych i naziemnych w tym broni pancernej. Wersja rozwojowa działka DEFA 552 z unowocześnionym układem podajnika (zmiana kierunku podawania nie wymaga wymiany części, a tylko odpowiedniego ich przestawienia, nie ma również potrzeby stosowania różnych typów ogniw. Elektroniczny układ kierowania ogniem ma cztery nastawy (pulpit w kabinie): 1- działko zabezpieczone; 2 – ogień ciągły; 3- seria 0,5 s (10 pocisków) i 4 – seria 1 s (21 pocisków). W porównaniu z poprzednimi modelami ma większą żywotność, jest łatwiejsze w obsłudze i ma większą prędkość początkową (dłuższa lufa) oraz większą szybkostrzelność. Sposób mocowania na płatowcu identyczny z zastosowanymi w poprzednich wersjach, może być montowane na ich miejsce bez przeróbek płatowca i instalacji.

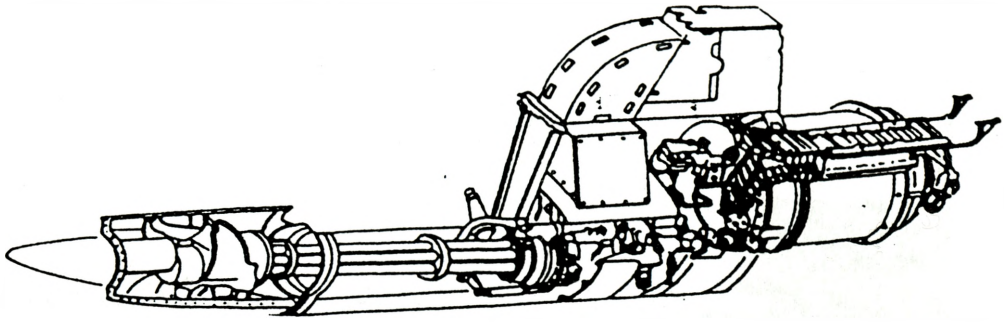
DEFA 554

Zasięg skutecznego strzelania (m)	800-2000
Kaliber (mm)	30
Szybkostrzelność (strz/min)	1100/1800
V pocz. pocisku (m/s)	820
Masa broni (kg)	85
Masa naboju (kg)	◦
Masa pocisku (kg)	0,236-0,275
Stosowane naboje	ppanc-zap. smugowy; ppanc-odłamk.-zap;
Salwa sekundowa (kg/s)	4,68/7,67

Charakterystyka

Działko w układzie rewolwerowym /pięć komór/ napędzane energią gazów prochowych. Przeznaczone do zwalczania celów powietrznych i naziemnych w tym broni pancernej. Dalsze udoskonalenie DEFA 552 i 553, zwiększenie szybkostrzelności uzyskano przyśpieszając cykl ładowania (zwiększono obroty bębna rewolwerowego, skracając czas jałowy pomiędzy cyklami, prędkość ruchu pozostałych części nie uległa zmianie). Układ kierowania ogniem ma dwie nastawy szybkostrzelności 1100 (do celów naziemnych) i 1800 (do celów powietrznych), ogranicznik długości serii zapobiega przegrzewaniu się lufy – długotrwałość serii jest ograniczona do 0,5 s przy szybkostrzelności maksymalnej i do 1 s przy 1100 strz./min. Zmieniono układ ładowania, eliminując ręczne ładowanie na ziemi. Pirotechniczny układ przeładowania ma 5 pironaboi – 4 na doprowadzenie działka do gotowości i 1 rezerwowy na wypadek zacięcia (działa samoczynnie). Działko może być mocowane na stanowiskach po starszych wersjach.

M61A1 Vulcan

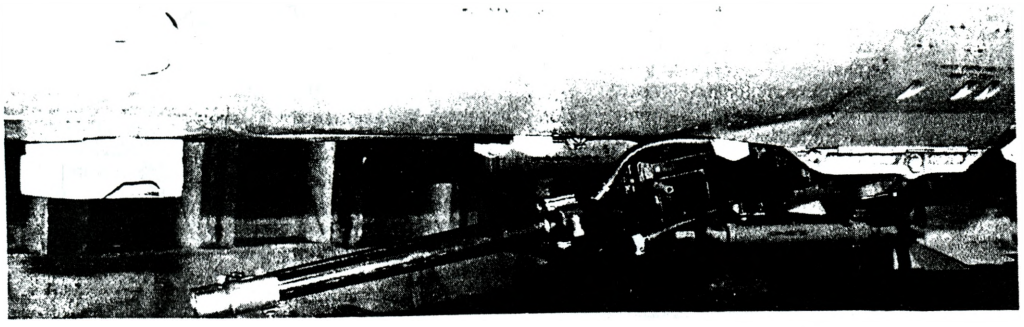


Zasięg skutecznego strzelania (m)	3000
Kaliber (mm)	20
Szybkostrzelność (strz./min)	do 6000
V pocz. pocisku (m/s)	1110
Masa broni (kg)	115,7
Masa naboju (kg)	°
Masa pocisku (kg)	0,1
Stosowane naboje	odł.-zap.-smug.;
Salwa sekundowa	do 10kg.

Charakterystyka

6 lufowe działko systemu Gatling z zewnętrznym napędem automatyki, mocowane na stanowiskach nieruchomych lub w zasobnikach. Podawanie amunicji w układzie zamkniętej pętli. Naboje podawane są z bębna amunicyjnego (bez ogniw), a zużyte łuski wracają do bębna. Napęd automatyki – elektryczny lub hydrauliczny. Czas osiągania pełnej szybkostrzelności – 0,3 s, możliwe są trzy nastawy szybkostrzelności: 2000, 4000, 6000 strz./min. Zależnie od charakteru celu możliwy jest dobór optymalnego rozrzutu przy strzelaniu. Wielkość rozrzutu reguluje typ jarzm łączących lufy. Do celów naziemnych używane są jarzma krótkie (mniejsze tłumienie drgań luf), do celów powietrznych – długie, z mniejszym luzem wokół lufy. Do zastosowania na samolocie F-22A Raptor przygotowano specjalną odmianę działka oznaczoną M61A2 o dłuższych lufach. Prawdopodobnie zastosowano ciekły materiał miotający. Brak bliższych danych o tej wersji działka.

GSz-23Ł



Zasięg skutecznego strzelania (m)	1600
Kaliber (mm)	23
Szybkostrzelność (strz/min)	3000-3400
V pocz. pocisku (m/s)	715
Masa broni (kg)	55
Masa naboju (kg)	0,325
Masa pocisku (kg)	0,174
Stosowane naboje	PPI , odłamk.-burz.-zap.;ppanc.-burz.-odłamk., ppanc.-zap.-smug.;

Charakterystyka

Działko dwulufowe, przeznaczone do zwalczania obiektów powietrznych oraz nieopancerzonych celów naziemnych. Działanie automatyki działka polega na wykorzystaniu energii gazów prochowych odprowadzanych z przewodów luf do rozdzielacza gazów. Każda lufa ma swoje mechanizmy: obniżania, dosyłania naboju, ryglowania zamka i wyrzucania łuski. Amunicja dosyłana jest do działka w postaci taśm za pomocą rękawa. Podczas strzelania odrzut kompensowany jest przez amortyzator. Przeładowanie działka odbywa się sposobem pirotechnicznym, sterowanie elektryczne. Umieszczane na stanowiskach stałych oraz ruchomych, jako zasobniki strzeleckie (np. UPK-23).

BK 27 IWKA/MAUSER

Zasięg skutecznego strzelania (m)	o
Kaliber (mm)	27
Szybkostrzelność (strz/min)	1800
V pocz. pocisku (m/s)	1025
Masa broni (kg)	100
Masa naboju (kg)	0,516
Masa pocisku (kg)	o
Stosowane naboje	ppanc; ppanc-zap.; ppanc.-burz.-zap.; burz.-zap.; szkolne

Charakterystyka

Działko w układzie rewolwerowym (5 komór), napęd automatyki energią gazów prochowych. Produkowane w dwóch odmianach – z prawostronnym i lewostronnym podawaniem amunicji. Układ kierowania ogniem elektroniczny, z samoczynną kontrolą. Układ przeładowania pirotechniczny, umożliwia pięciokrotne przeładowanie (czterokrotnie należy przeładować przed rozpoczęciem strzelania, aby wprowadzić pierwszy nabój do komory, piąte przeładowanie można wykorzystać w przypadku zacięcia się broni podczas strzelania).

ADEN M/55

Zasięg skutecznego strzelania (m)	3000
Kaliber (mm)	30
Szybkostrzelność (strz/min)	1200/1400
V pocz. pocisku (m/s)	790
Masa broni (kg)	87
Masa naboju (kg)	°
Masa pocisku (kg)	0,236 – 0,275
Stosowane naboje	ppanc-zap. smugowy; ppanc-odłamk.-zap;
Salwa sekundowa (kg/s)	5,11- 5,96

Charakterystyka

Działko w układzie rewolwerowym (5 komór) napędzane energią gazów prochowych. Przeznaczone do zwalczania celów powietrznych i naziemnych lekko opancerzonych. Kierowanie ogniem elektryczne (również odpalanie naboi – spłonki elektryczne), przeładowanie mechaniczne na ziemi przed wylotem lub elektropneumatyczne w powietrzu (wielokrotne). Zmodernizowane do standardu Mk5 Straden posiadają zwiększoną szybkostrzelność do 1500/1700 strz./min.

Oerlikon KCA 30

Zasięg skutecznego strzelania (m)	do 2000
Kaliber (mm)	30
Szybkostrzelność (strz/min)	1350
V pocz. pocisku (m/s)	1030
Masa broni (kg)	136
Masa naboju (kg)	°
Masa pocisku (kg)	0,360
Stosowane naboje	burz.-zap.; ppanc.-burz.-zap.; ppanc.; ćwicz.
Salwa sekundowa (kg/s)	8,1

Charakterystyka

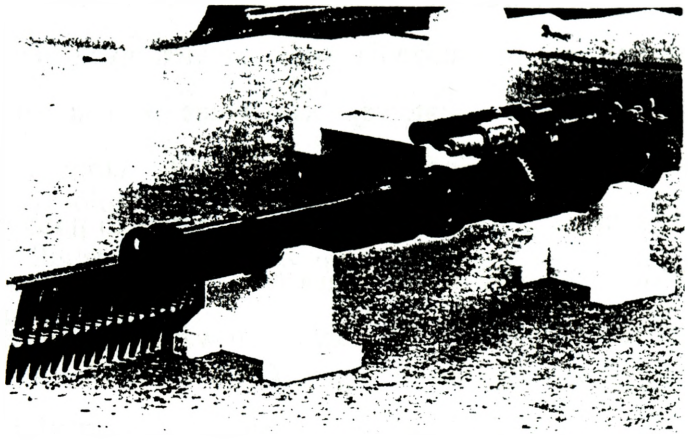
Działo w układzie rewolwerowym (4 komory) napędzane energią gazów prochowych. Przeznaczone do zwalczania celów powietrznych i naziemnych głównie opancerzonych. Produkowane z podajnikiem prawostronnym (może być na życzenie odbiorcy produkowane również w wersji lewostronnej) i elektropneumatycznym układem przeładowania (pierwsze serie miały dwunastoładunkowy układ przeładowania pirotechnicznego).

Zasięg skutecznego strzelania (m)	o
Kaliber (mm)	30
Szybkostrzelność (strz./min)	1500-1800
V pocz. pocisku (m/s)	860
Masa broni (kg)	50
Masa naboju (kg)	0,832
Masa pocisku (kg)	0,388
Stosowane naboje	o

Charakterystyka

Działko jednolufowe przeznaczone do niszczenia celów powietrznych, naziemnych i nawodnych na bliskich odległościach. Zasada działania działka oparta jest na wykorzystaniu energii odrzutu lufy po wystrzale oraz energii gazów prochowych odprowadzanych z przewodu lufy. W czasie ruchu lufy do tyłu następuje wykonanie całego procesu cyklu przygotowania do kolejnego strzału. W celu amortyzacji zastosowano tłumik hydrauliczny służący do wyeliminowania niekorzystnych efektów przy strzale oraz zapewnienie określonej stabilizacji. Do nowych rozwiązań należy także zaliczyć dodatkowy układ zapłonu uniemożliwiający powstawanie tzw. niewypału. Odpalanie sposobem elektrycznym, zasilanie z taśmy nabojowej za pomocą mechanizmu doprowadzającego napędzanego od mechanizmu zamkowego. Znalazło zastosowanie na samolotach nowej generacji typu: MiG-29, Su-27, Su-35, Su-37.

GSz-6-23



Zasięg skutecznego strzelania (m)	o
Kaliber (mm)	23
Szybkostrzelność (strz./min)	6000-8000
V pocz. pocisku (m/s)	700
Masa broni (kg)	o
Masa naboju (kg)	0,200
Masa pocisku (kg)	0,340
Stosowane naboje	o

Charakterystyka

Działko GSz-6-23 (fabryczne oznaczenie 9A620) zbudowane jest z ruchomego bloku 6 luf zamontowanych poprzez łożyska w nieruchomej osłonie-korpusie. Rozruch działka odbywa się za pomocą urządzenia rozruchowego lub poprzez mechanizm pirotechniczny. Działanie automatyki działka oparte jest na zasadzie wykorzystania energii gazów prochowych pobieranych kolejno z przewodów kolejnych luf po oddaniu strzału. Liczba 6 luf jest tak dobrana, ażeby zapewnić wystarczający odstęp czasu między kolejnymi wystrzałami, niezbędny dla ostudzenia kolejnych luf, zwiększa to żywotność broni, ponieważ z każdej lufy oddaje się co szósty strzał. Zmniejsza to erozję lufy oraz temperaturę jej nagrzania. Montowane na samolotach Su-24 oraz MiG-31B.

2.2. Kierowane pociski rakietowe powietrze - powietrze

KPR powietrze – powietrze są obecnie uważane za najważniejszy komponent systemów przeznaczonych do prowadzenia walk powietrznych. Historia tego rodzaju uzbrojenia sięga końca II wojny światowej. Kierowane pociski rakietowe powstały w efekcie rozwoju niekierowanych pocisków rakietowych, które charakteryzowały się stosunkowo małą celnością, przy niewielkim zasięgu, a przez to potrzebą bardzo bliskiego kontaktu z przeciwnikiem. Ogólny postęp naukowo – techniczny oraz zmiana napędu samolotów z tłokowego na odrzutowy i związany z tym wzrost prędkości, stanęły u podstaw rozwoju tego rodzaju broni.

Obecnie produkowane pociski tej klasy odznaczają się dużą rozpiętością rozmiarów i masy. Długość ich waha się w granicach 2÷5 m; masa 50÷500 kg; maksymalna prędkość Ma= 1,7÷4,5; zasięg odpowiednio 5÷150 km i więcej. Napęd tych pocisków z reguły stanowią silniki rakietowe na paliwo stałe.

W celu zwiększenia prawdopodobieństwa trafienia są one wyłącznie pociskami kierowanymi. Wykorzystuje się w nich różnorodne systemy kierowania i samonaprowadzania, m.in.: bierne na podczerwień, półaktywne radiolokacyjne, aktywne radiolokacyjne i inne, szczegółowo przedstawione przy opisie poszczególnych pocisków.

Głowice bojowe wszystkich trzech rodzajów pocisków mają zbliżoną budowę, różnią się w zasadzie tylko wielkością i masą. Ukształtowanie obudowy głowicy oraz zawartego w niej materiału wybuchowego, z wykorzystaniem zasad ukierunkowania fali uderzeniowej i doboru geometrii odłamków, daje optymalny efekt rażący, zwiększający skuteczność pocisku.

Głowice są wyposażone w system zapalników. Zazwyczaj jest to kombinacja kilku różnych układów zapalników zbliżeniowych i zapalnika uderzeniowego. W układach zapalników stosowane są techniki podczerwieni, radiolokacyjne, optyczne itp.

W literaturze przedmiotu można odnaleźć wiele kryteriów podziału rakiet kierowanych powietrze – powietrze. Dla potrzeb prezentowanego opracowania przyjęto kryterium możliwej maksymalnej odległości oddziaływania. Stosując to kryterium, kierowane pociski rakietowe można podzielić na[1]:

---

[1] *W niektórych wydawnictwach można spotkać się z innymi zakresami odległości (np. „Katalog sprzętu lotniczego państw NATO. Uzbrojenie samolotów i śmigłowców" Szt.Gen.1187/84). Wynika to z faktu, że klasyfikacje zawarte w starszych wydawnictwach (lata siedemdziesiąte i początek osiemdziesiątych) odpowiadały zasięgom użytkowanych wówczas pocisków. Przyjęte w opracowaniu wartości, zdaniem autorów, lepiej charakteryzują stan obecny.*

- bliskiego (małego) zasięgu – do 30 km;
- średniego zasięgu – 30 ÷ 100 km;
- dalekiego (dużego) zasięgu > 100 km.

W dalszej części rozdziału przedstawiono charakterystyki większości stosowanych obecnie pocisków kierowanych, stanowiących uzbrojenie prezentowanych w pierwszej części opracowania samolotów myśliwskich.

Stan aktualny. Podstawowym typem pocisku małego zasięgu z układem samonaprowadzającym na podczerwień w NATO oraz w krajach użytkujących uzbrojenie amerykańskie jest AIM-9 *Sidewinder,* którego pierwsza wersja AIM-9B była wprowadzona jeszcze w 1956 r. Siły powietrzne Francji stosują własne typy pocisków, zbliżonych do amerykańskiego *Sidewindera.* Są to: R.530B i R550 *Magic* oraz R.530A - przedstawiciel pocisków małego zasięgu z półaktywnym radiolokacyjnym układem naprowadzania. Najpopularniejszym rosyjskim pociskiem w tej klasie jest R-60M oraz nowocześniejszy, lecz nie tak szeroko stosowany R-73.

W grupie pocisków średniego zasięgu, wśród użytkowników zachodnich, dominuje również amerykański AIM-7 *Sparrow* z półaktywnym radiolokacyjnym układem naprowadzania oraz opracowane na jego podstawie: brytyjski *Sky Flash* i włoski *Aspide.* Francuzi zachowali niezależność również i w tej grupie, wprowadzając własny pocisk *Super* R.530. Oba kraje opracowały i wprowadziły do uzbrojenia pociski średniego zasięgu nowej generacji. Są to: amerykański AIM-120 AMRAAM oraz francuski MICA. Rosyjska oferta w tej grupie jest najszersza. Poczynając od starszych R-98, R-40 i R-24 produkowanych dla konkretnych typów samolotów, poprzez całą gamę pocisków nowej generacji R-27 różnych modyfikacji do najnowszej R-77.

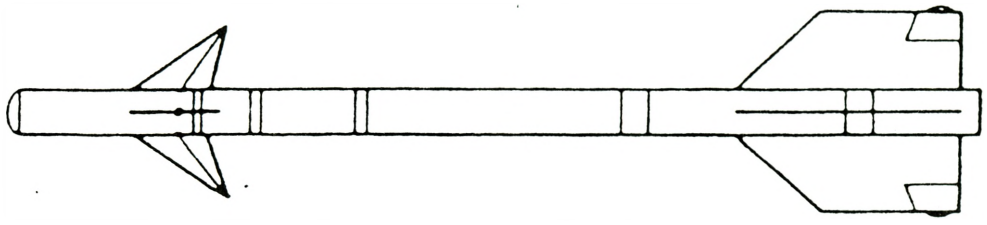
Pociskami dużego zasięgu dysponują tylko Amerykanie i Rosjanie (niewielką ilością R-33 dysponuje Ukraina). Są to pociski AIM-54 *Phoenix* stosowane na samolotach myśliwskich lotnictwa US Navy F-14 *Tomcat* oraz R-33S i R-37 na samolotach MiG-31 lotnictwa Obrony Powietrznej Rosji. W podanej klasyfikacji wg kryterium maksymalnej możliwej odległości oddziaływania mieszczą się wersje ET, AE i EM pocisku R-27. Jednak użytkownicy i producent umieszczają ten pocisk w grupie środków średniego zasięgu.

2.2.1. Kierowane pociski rakietowe bliskiego zasięgu

Pociski bliskiego zasięgu (do 30 km) mogą być używane w bezpośrednich walkach powietrznych z samolotami przeciwnika. Z reguły wyposażone są w bierne układy samonaprowadzania się na źródło promieniowania podczerwonego. Zasada działania biernego układu na podczerwień polega na tym, że przed odpaleniem pocisku pilot naprowadza swój samolot na samolot przeciwnika w taki sposób, aby czujnik głowicy „zobaczył" cel. Kiedy to nastąpi, pilot odpala pocisk, który samoczynnie nakierowuje się na cel (czujnik pocisku odbiera promieniowanie termiczne samolotu przeciwnika i kieruje pocisk na najsilniej promieniujący jego element). Podstawowe zalety pocisków z układem na podczerwień to możliwość wykorzystania w manewrowej walce powietrznej, duża dokładność trafienia i możliwość wyjścia z ataku bezpośrednio po odpaleniu. Wady tych pocisków to uzależnienie od pogody (nie mogą być użyte w chmurach) oraz dość duża wrażliwość na zakłócenia (nie można ich odpalać „pod słońce", czujnik można „zmylić" odpalając w kierunku nadlatującego pocisku flarę świetlną o dużej intensywności świecenia itp. Pociski te mogą być odpalane od 300 m do 30 km przy przeciążeniach do 6 g i więcej, na różnych wysokościach i przy sylwetkach celu od 0/4 do 4/4 (tylna półsfera) i 1/4 (przednia półsfera). Pociski najnowszej generacji nie mają ograniczeń dotyczących półsfery ataku. Jednym z ostatnich osiągnięć w procesie przechwytywania celu przez głowicę jest możliwość wskazania celu (początkowe nakierowanie samonaprowadzające się głowicy rakiety) przez stację radiolokacyjną nosiciela lub poprzez celownik zamontowany na hełmie pilota. Rozwiązanie to umożliwia odpalanie rakiet R-73E przy kącie wizowania celu dochodzącym do 60^{o}.

We współczesnych rakietach istnieje możliwość wcześniejszego wydania komendy do startu i rakieta po uchwyceniu celu natychmiast zostaje odpalona i schodzi z wyrzutni. Jest to szczególnie przydatne podczas prowadzenia walk powietrznych na małych odległościach, gdzie trudnym jest utrzymanie przez dłuższy czas samolotu przeciwnika w sektorze widzialności głowicy. Takie rozwiązanie eliminuje także opóźnienia reakcji pilota występujące przy dużych przeciążeniach. Czynnikiem mającym duży wpływ na skuteczność oddziaływania rakiety jest zdolność rażenia głowicy bojowej. Podnosi się ją różnymi sposobami – poprzez zwiększenie ilości i jakości ładunku bojowego, sterowanie procesem wybuchu oraz ukierunkowaniem rozlotu odłamków. Poniżej przedstawiono charakterystykę najszerzej stosowanych pocisków oraz niektóre dopiero projektowane.

AIM-9B Sidewinder



Długość (m)	2,840
Średnica korpusu (m)	0,17
Rozpiętość skrzydeł (m)	75
Masa pocisku (kg)	°
Masa ładunku bojowego (kg)	°
Zasięg max (km)	3,7
Zasięg min (km)	°
Prędkość (m/s)	540
Głowica	°
Max wysokość zastosowania (km)	18
Min wysokość zastosowania (km)	0,05
Układ naprowadzania	bierny na podczerwień
Dopuszczalne przeciążenia	°

Charakterystyka

Podstawowa wersja pocisku wprowadzona do uzbrojenia w 1956 r., użytkowana w siłach powietrznych i morskich NATO do połowy lat sześćdziesiątych. Obecnie wycofana z uzbrojenia NATO, stosowana jeszcze w niektórych państwach neutralnych i w krajach trzeciego świata. W latach 1956-1962 wyprodukowano łącznie ok. 90 000, większość używanych w NATO przebudowano na AIM-9E, poza NATO na AIM-9N i AIM-9P. Jeden z egzemplarzy zdobyty przez Chińczyków podczas wojny w Korei został skopiowany w ZSRR i wszedł do uzbrojenia jako pocisk rakietowy R-3S.



Długość (m)	2,850
Średnica korpusu (m)	0,127
Rozpiętość skrzydeł (m)	°
Masa pocisku (kg)	84,5
Masa ładunku bojowego (kg)	°
Zasięg max (km)	17,7
Zasięg min (km)	°
Prędkość (m s)	900
Głowica	prętowa
Max wysokość zastosowania (km)	24
Min wysokość zastosowania (km)	0
Układ naprowadzania	bierny na podczerwień
Dopuszczalne przeciążenia	40 g

Charakterystyka

Kolejna wersja pocisku Sidewinder wprowadzona do uzbrojenia w 1978 r., produkowana równolegle w Stanach Zjednoczonych i RFN. Może śledzić i niszczyć obiekty powietrzne manewrujące oraz lecące z dużymi prędkościami. Wzrost możliwości bojowych uzyskano poprzez zastosowanie układu samonaprowadzającego o zwiększonej czułości i większym kącie śledzenia oraz poprzez modernizację układu wykonawczego sterowania (pocisk wyposażony w dodatkowe płaszczyzny sterujące). Inne udoskonalenia wprowadzone w tej wersji to laserowy zapalnik zbliżeniowy i poprawiona charakterystyka rażenia głowicy bojowej. Na początku lat 80. stał się najpopularniejszą wersją Sidewindera stosowaną na samolotach stosowanych w NATO.

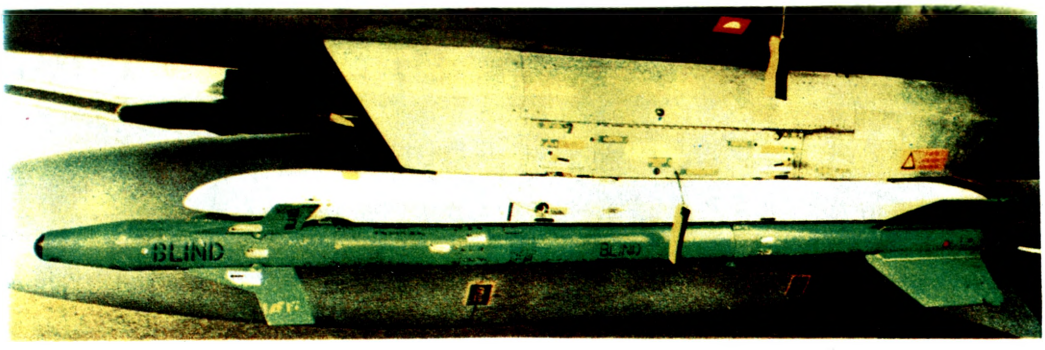


Długość (m)	2,850
Średnica korpusu (m)	0,127
Rozpiętość skrzydeł (m)	○
Masa pocisku (kg)	84,5
Masa ładunku bojowego (kg)	○
Zasięg max (km)	19,5
Zasięg min (km)	○
Prędkość (m/s)	900
Głowica	Prętowa
Max wysokość zastosowania (km)	24
Min wysokość zastosowania (km)	0
Układ naprowadzania	bierny na podczerwień
Dopuszczalne przeciążenia	○

Charakterystyka

Wersja pocisku Sidewinder z układem naprowadzania o zwiększonej czułości (zastosowano chłodzenie czujników podczerwieni), nowym zapalnikiem zbliżeniowym i ze zmodyfikowanym układem wykrywania i śledzenia celu. Układ naprowadzania jest mniej wrażliwy na zakłócenia. Dzięki większej czułości elementu podczerwonego układ jest w stanie lepiej odróżniać cel od pułapek pozorujących. Wprowadzone udoskonalenia poprawiły możliwości zwalczania obiektów na małej wysokości. Układ sterowania, zespół napędowy i głowica bojowa są identyczne z wersją AIM-9L; możliwa jest modernizacja AIM-9L na AIM-9M poprzez wymianę głowic naprowadzających. Wersja produkowana głównie na potrzeby USA.

AIM-9P Sidewinder



Długość (m)	2,85
Średnica korpusu (m)	0,127
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,56
Masa pocisku (kg)	77,1
Masa ładunku bojowego (kg)	10,2
Zasięg max (km)	17,7
Zasięg min (km)	0,6
Prędkość (m/s)	900
Głowica	odłamkowo-burząca
Max wysokość zastosowania (km)	24,5
Min wysokość zastosowania (km)	0
Układ naprowadzania	bierny na podczerw.
Dopuszczalne przeciążenia	°

Charakterystyka

Zmodernizowane do standardu AIM-9L starsze rakiety AIM-9B/E/J, chociaż zachowano mniejsze stateczniki z wersji „J" oraz starszy typ zapalnika zbliżeniowego. Powstało kilka odmian wersji „P"

- AIM-9P1 - wprowadzono zapalnik zbliżeniowy z AIM-9L;
- AIM-9P2 - wprowadzono bezdymny silnik z AIM-9M;
- AIM-9P3 - wprowadzono obie modyfikacje jednocześnie;
- AIM-9P4 - zmodernizowane AIM-9B/E/J do standardu wersji AIM-9M tylko na potrzeby USA.

Odmianą licencyjną AIM-9P jest pocisk AIM-9JuLi, produkowany w RFN (modernizacja polegająca na wyposażaniu pocisków wersji „J" w układy sterowania wersji L). W latach 1987-1997 przewiduje się zmodernizowanie do standardu AIM-9JuLi około 5000 AIM-9J/N/P.



Długość (m)	2,5
Średnica korpusu (m)	0,150
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,45
Masa pocisku (kg)	85
Masa ładunku bojowego (kg)	10
Zasięg max (km)	15
Zasięg min (km)	0,6
Prędkość (m/s)	1200
Głowica	odłamkowo-burząca
Max wysokość zastosowania (km)	○
Min wysokość zastosowania (km)	○
Układ naprowadzania	termowizyjny
Dopuszczalne przeciążenia	○

Charakterystyka

Pocisk rakietowy bliskiego zasięgu nowej generacji do zwalczania celów powietrznych z przedniej i tylnej półsfery, w każdych warunkach atmosferycznych, w dzień i w nocy. Rozwijany przez międzynarodowe konsorcjum brytyjsko – niemieckie, mający zastąpić rodzinę pocisków AIM-9. Wyposażony w usterzenie w układzie krzyżowym. Układ kierowania kombinowany: bezwładnościowy w pierwszej fazie lotu i bierny na podczerwień w drugiej. Przy przypadku, gdy głowica samonaprowadzająca uchwyci cel przed odpaleniem z wyrzutni, pomijana jest faza pierwsza. Posiada dwustopniowy silnik rakietowy na paliwo stałe. Odznacza się bardzo dużą zwrotnością i wytrzymałością na przeciążenia.

R-3 (AA-2 „ATOLL")

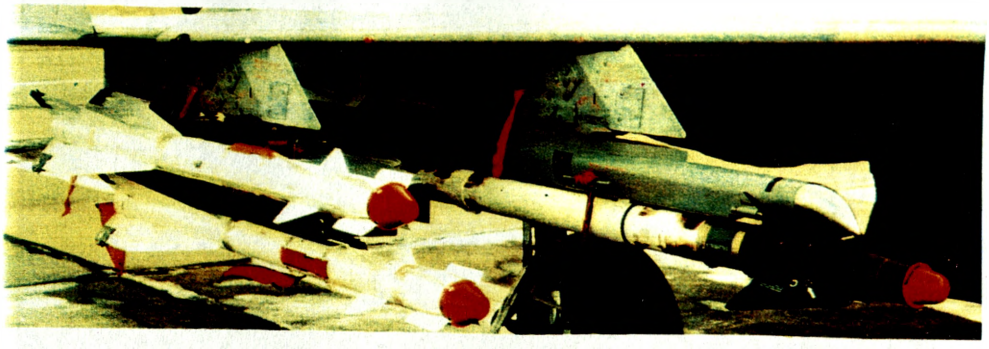


	R-3S	R-3R
Długość (m)	2,837	3,417
Średnica korpusu (m)	0,127	0,127
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,528	0,528
Masa pocisku (kg)	75,3	82
Masa ładunku bojowego (kg)	11,3	11,3
Zasięg max (km)	8	8
Zasięg min (km)	0,9	°
Prędkość (m/s)	°	°
Głowica	odłamkowa z wymuszoną fragmentacją	
Max wysokość zastosowania (km)	18,5	18,5
Min wysokość zastosowania (km)	0,3	
Układ naprowadzania	bierny na podczerw.	półakt. – radiolokac.
Dopuszczalne przeciążenia	10	10

Charakterystyka

Przeznaczony jest do niszczenia słabo manewrujących i niemanewrujących celów powietrznych w dzień i w nocy, w zwykłych warunkach atmosferycznych i tylko z tylnej półsfery. Może być także stosowany do rażenia punktowych celów naziemnych silnie kontrastowych termicznie. Powstał jako kopia AIM-9B Sidewinder. Zbudowany jest w układzie aerodynamicznym „kaczka", posiada optyczny zapalnik zbliżeniowy oraz zapalnik uderzeniowy (wersja S) lub zapalni radiowy i uderzeniowy (wersja R). Przechwycenie celu przez głowicę pocisku sygnalizowane jest pilotowi sygnałem dźwiękowym oraz świetlnym. R-3S stanowi uzbrojenie samolotów myśliwskich typu: MiG-21SM (R, M, MF, bis) i MiG-23MF (MS) oraz samolotów myśliwsko-bombowych typu: MiG-27 i Su-17 (do samoobrony). Głowica pocisku R-3R współpracuje z celownikiem radiolokacyjnym typu RP-22 (S, SM, SMA) montowanym na samolotach myśliwskich MiG-21S (SM, SMT, bis) i MiG-23S (MS). Przenoszony jest pojedynczo na wyrzutniach typu APU-13 i APU-13M.

R-13M (AA-2C ADVANCED „ATOLL")

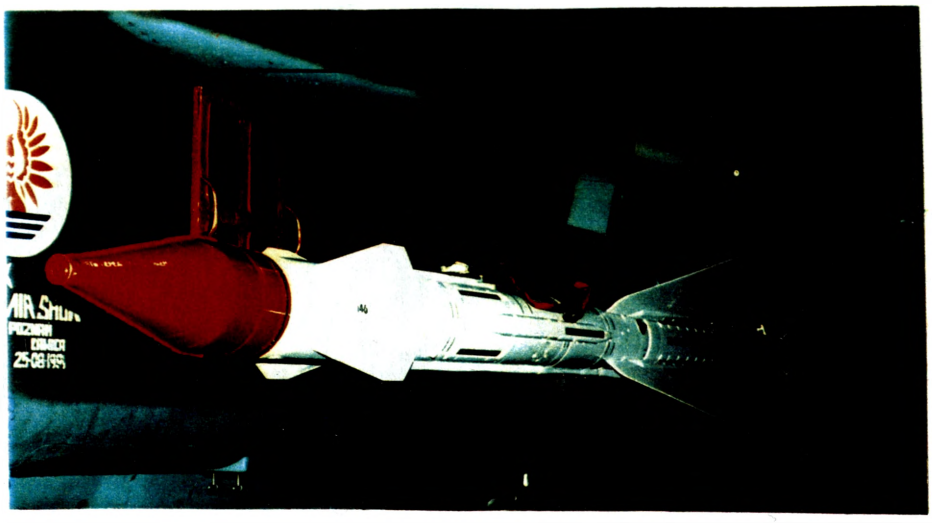


Długość (m)	2,87
Średnica korpusu (m)	0,127
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,632
Masa pocisku (kg)	88,3
Masa ładunku bojowego (kg)	gł.11,3
Zasięg max (km)	15
Zasięg min (km)	0,9
Prędkość (m/s)	○
Głowica	odłamkowa-prętowa
Max wysokość zastosowania (km)	20
Min wysokość zastosowania (km)	0,05
Układ naprowadzania	bierne na podczerwień
Dopuszczalne przeciążenia	15

Charakterystyka

Kolejna odmiana pocisku R-3 z zachowanym pierwotnym układem aerodynamicznym. Wprowadzono doskonalszą głowicę samonaprowadzającą do chłodzenia której użyto ciekłego azotu, co znacznie zwiększyło czułość fotooporника a zarazem spowodowało zwiększenie zasięgu przechwytywania. Zmieniono silnik pocisku na nowszy, o dłuższym czasie pracy, co zwiększyło zasięg pocisku. Wprowadzono nowy, radiolokacyjny zapalnik zbliżeniowy, który inicjuje wybuch głowicy bojowej w odległości 5-6 m od celu lub przy jej bezpośrednim trafieniu a także zapewnia samolikwidację pocisku po 60-65 s w przypadku chybienia celu. W pociski te są uzbrajane samoloty MiG-21, MiG-23, Su-17, MiG-27.

R-23 (AA-7 „APEX")

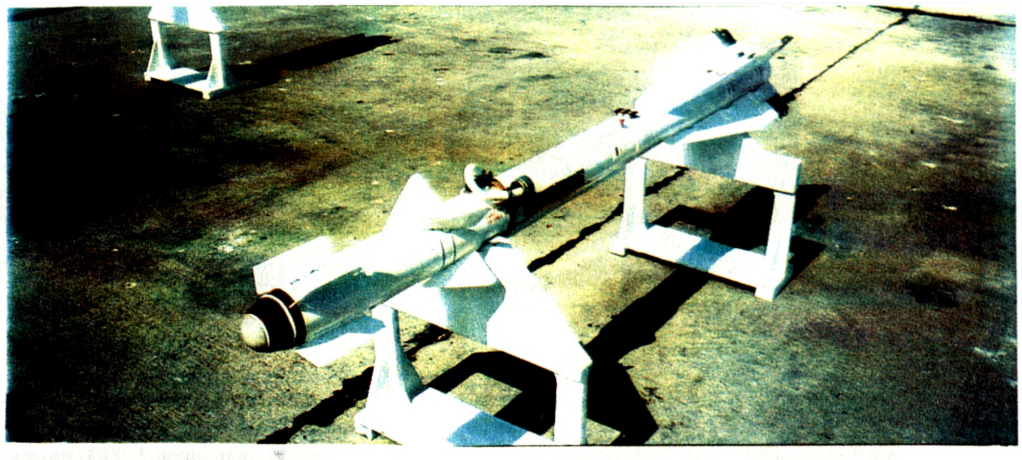


	R-23R	R-23T
Długość (m)	4,460	4,160
Średnica korpusu (m)	0,200	0,200
Rozpiętość skrzydeł (m)	1,040	1,040
Masa pocisku (kg)	235	215
Masa ładunku bojowego (kg)	gł.26	23,5
Zasięg max (km)	27	18
Zasięg min (km)	1,8	1,8
Prędkość (m/s)	○	○
Głowica	odłamkowa-prętowa	
Max wysokość zastosowania (km)	25	25
Min wysokość zastosowania (km)	0,05	0,05
Układ naprowadzania	półakt. radiolokac.	bierny na podczerw.
Dopuszczalne przeciążenia	19 g	19 g

Charakterystyka

Wprowadzony do uzbrojenia wraz z samolotem MiG-23M i jego wersjami: MF i ML. Przeznaczony jest do rażenia manewrujących i niemanewrujących celów powietrznych przy zakłóceniach przypadkowych i celowych w dzień i w nocy w każdych warunkach atmosferycznych. Może być także wykorzystywany do rażenia celów na tle ziemi. Pocisk R-23 zbudowano w dwóch wersjach. R-23T wyposażony w termiczną głowicę samonaprowadzającą pozwalającą śledzić cele z prędkością kątową do 8^0/s oraz R-23R z półaktywną radiolokacyjną współpracującą ze stacją radiolokacyjną samolotu. Konstrukcja pocisku utrzymana w układzie aerodynamicznym klasycznym. Posiada zapalnik zbliżeniowy i kontaktowy piezoelektryczny.

R-60 (AA-8 „APHID")

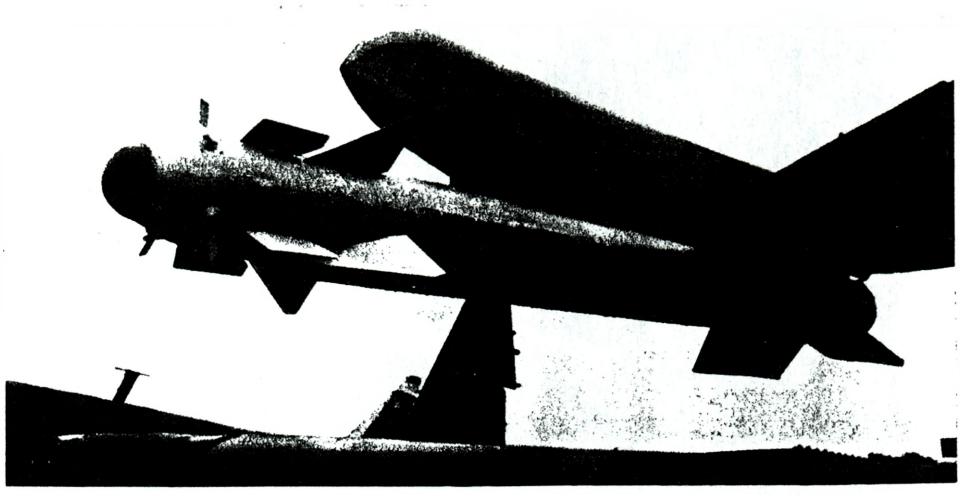


	R-60MK	R-60
Długość (m)	2,095	2,100
Średnica korpusu (m)	0,120	0,120
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,390	0,390
Masa pocisku (kg)	44	43,5
Masa ładunku bojowego (kg)	3,5	3
Zasięg max (km)	10	8
Zasięg min (km)	0,2	0,2
Prędkość (m/s)	○	○
Głowica	odłamkowa o dużej sile rażenia	
Max wysokość zastosowania (km)	20	20
Min wysokość zastosowania (km)	0,03	0,03
Układ naprowadzania	bierny na podczerwień	
Dopuszczalne przeciążenia	30	30

Charakterystyka

Pocisk rakietowy bliskiego zasięgu przeznaczony do zwalczania celów powietrznych w manewrowej walce powietrznej w dzień i w nocy, nad chmurami. Odpalany w tylną (R-60) lub przednią (R-60MK) półsferę celu. Zbudowany w układzie aerodynamicznym „kaczka". Wyposażony w termiczną głowicę samonaprowadzającą oraz radiolokacyjny zapalnik zbliżeniowy typu aktywnego. Maksymalna prędkość kątowa śledzenia celu 35^0/s. Pocisk jest przenoszony i odpalany z wyrzutni APU-60-1. Poprawiona wersja R-60M (oznaczenie eksportowe R-60MK) wyposażona jest w doskonalszą głowicę samonaprowadzającą oraz zapalnik elektrooptyczny. Zwiększono też zasięg rażenia oraz odporność na zakłócenia. Nowe wersje mogą być przenoszone na zdwojonej wyrzutni APU-60-II M (po dwa na wyrzutni) co zwiększa możliwości bojowe nosiciela. Pociski z rodziny R-60 mogą być przenoszone przez wszystkie samoloty myśliwskie wyprodukowane w b. ZSRR i Rosji z przeznaczeniem do manewrowej walki powietrznej oraz myśliwsko - bombowe, szturmowe i rozpoznawcze do samoobrony.

R-73 (AA-11 „ARCHER")

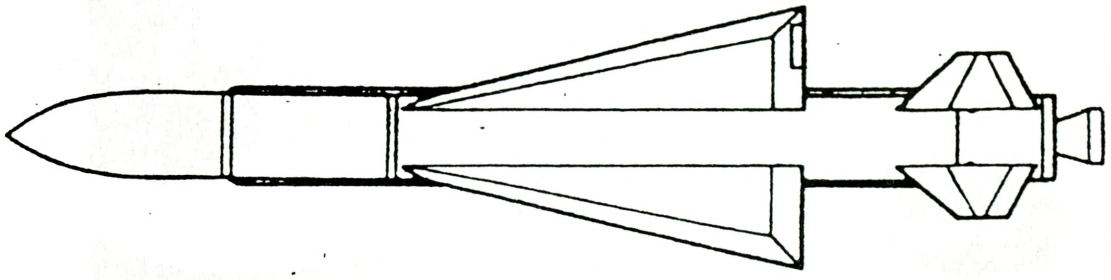


	R-73	R-73E
Długość (m)	2,900	2,900
Średnica korpusu (m)	0,170	0,200
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,385	0,385
Masa pocisku (kg)	104,5	104,5
Masa ładunku bojowego (kg)	gł.7,4	7,4
Zasięg max (km)	30	40
Zasięg min (km)	0,3	0,3
Prędkość (m/s)	°	°
Głowica	prętowa o zwiększonej sile rażenia	
Max wysokość zastosowania (km)	25	25
Min wysokość zastosowania (km)	0,02	0,02
Układ naprowadzania	bierne na podczerwień	
Dopuszczalne przeciążenia	44	55

Charakterystyka

Jest to pocisk bliskiego zasięgu przeznaczony do niszczenia wysokomanewrowych celów powietrznych w dzień i nocy w środowisku zakłóceń naturalnych i sztucznych na tle ziemi i morza. Nie ma żadnych ograniczeń co do warunków strzelania. Wyposażony w termiczną głowicę samonaprowadzającą z automatycznym pilotem aerodynamicznym oraz zbliżeniowym zapalnikiem radiolokacyjnym lub laserowym o odległości zadziałania 7 m. Posiada bardzo skuteczną głowicę bojową składającą się, między innymi, z prętów uranowych, które po wybuchu tworzą wirujący okrąg o średnicy ok. 7m. Głowica samonaprowadzająca pocisku współpracuje z nahełmowym urządzeniem celowniczym, dzięki czemu pilot w pewnych sytuacjach nie musi wprowadzać samolotu w duże przeciążenia, lecz ruchem głowy wskazać cel. W trakcie eksploatacji opracowano kolejną wersję tego pocisku, oznaczoną R-73E, odporniejszą na zakłócenia.

R.530

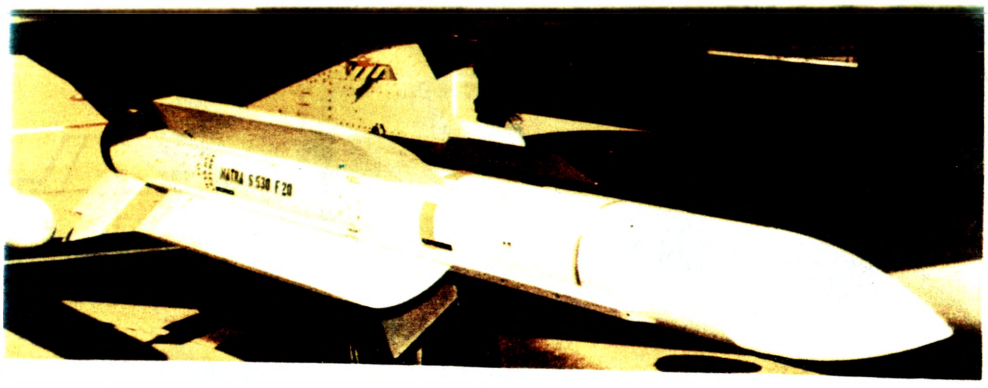


	R.530A	R.530B
Długość (m)	3,280	3,280
Średnica korpusu (m)	0,260	0,260
Rozpiętość skrzydeł (m)	1,100	1,100
Masa pocisku (kg)	192	192
Masa ładunku bojowego (kg)	27	27
Zasięg max (km)	18	10
Zasięg min (km)	0,5	0,5
Prędkość (m/s)	1000	1000
Głowica	odłamkowa	odłamkowa
Max wysokość zastosowania (km)	25	25
Min wysokość zastosowania (km)	0,5	0,5
Układ naprowadzania	półakt. radiolokacyjny	bierny na podczerwień
Dopuszczalne przeciążenia	°	°

Charakterystyka

Francuski pocisk rakietowy przeznaczony do zwalczania obiektów powietrznych na małych odległościach. Zbudowany w układzie klasycznym, wyposażony w duże trójkątne skrzydła i niewielki usterzenie w układzie krzyżowym. W wersji „A" wyposażony w półaktywną głowicę radiolokacyjną oznaczoną AD26 pozwalającą na odpalanie pocisku w dowolną półsferę celu z odległości do 18 km. Wersja „B" wyposażona w bierną głowicę samonaprowadzającą na podczerwień, z możliwością odpalania tylko w tylną półsferę celu z maksymalnej odległości do 10 km. Samolot jednocześnie uzbrajano w obie wersje pocisku. Użytkowany we Francji, Hiszpanii oraz w państwach eksploatujących samoloty francuskie typu Mirage III, Mirage F.1C. Wprowadzony do uzbrojenia w 1965 r. Produkcję wstrzymano w 1980r. Ogółem wyprodukowano ok. 4500 pocisków wersji A i B. Zastępowany przez pociski MICA.

Super R.530F

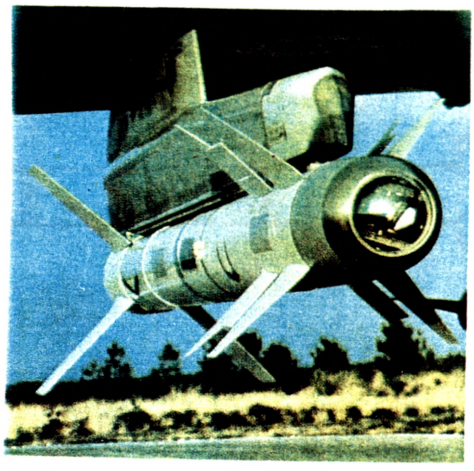


Długość (m)	3,540
Średnica korpusu (m)	0,263
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,875
Masa pocisku (kg)	250
Masa ładunku bojowego (kg)	30
Zasięg max (km)	25
Zasięg min (km)	○
Prędkość (m/s)	1400
Głowica	odłamkowa
Max wysokość zastosowania (km)	25
Min wysokość zastosowania (km)	○
Układ naprowadzania	półaktywny radiolokacyjny
Dopuszczalne przeciążenia	○
Średnia dokładność trafienia (m)	○

Charakterystyka

Produkowana od 1977 r. wersja rozwojowa pocisku R.530A o zwiększonym zasięgu i większej prędkości (nowy typ silnika rakietowego), przeznaczona do zwalczania obiektów powietrznych na średnich odległościach w dowolnych warunkach meteorologicznych. Całkowicie zmieniono konfigurację aerodynamiczną pocisku, wprowadzając charakterystyczne podłużne skrzydła biegnące wzdłuż kadłuba i klasyczne usterzenie krzyżowe w tylnej części rakiety. Zmodernizowano głowicę wprowadzając układy półprzewodnikowe. Wprowadzone zmiany pozwoliły na zwiększenie zasięgu pocisku, lecz dalszym ciągu nie rozwiązały problemu zwalczania obiektów powietrznych na tle ziemi. Głowica współpracuje z radiolokatorem CYRANO IV instalowanym na samolocie Mirage F.1C (oraz jego wersji eksportowej) a także z Mirage 2000C.

R.550 Magic 1

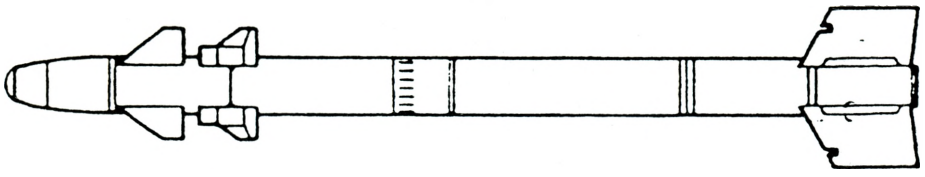


Długość (m)	2,720
Średnica korpusu (m)	0,157
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,480
Masa pocisku (kg)	90
Masa ładunku bojowego (kg)	12,5
Zasięg max (km)	10
Zasięg min (km)	0,2
Prędkość (m/s)	600
Głowica	odłamkowa
Max wysokość zastosowania (km)	18
Min wysokość zastosowania (km)	0
Układ naprowadzania	bierne na podczerwień
Dopuszczalne przeciążenia	

Charakterystyka

Francuski pocisk rakietowy przeznaczony do zwalczania obiektów powietrznych na małych odległościach. Zbliżony w konstrukcji do AIM-7B (z przednim usterzeniem). Udoskonalenia miały na celu zwiększenie manewrowości pocisku oraz wyeliminowanie większości wad głowicy samonaprowadzającej. Pomimo wprowadzonych zmian, pocisk można odpalać tylko w tylną półsferę celu z odległości 3-10 km (w zależności od wysokości i różnicy prędkości pomiędzy celem a myśliwcem). Użytkowany we Francji oraz w krajach eksploatujących samoloty francuskie typu Mirage III, Mirage 5, Mirage F.1, Mirage 2000, Jaguar, Super Etendard. Wprowadzony do uzbrojenia w 1975 r.

R.550 Magic 2



Długość (m)	2,750
Średnica korpusu (m)	0,157
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,660
Masa pocisku (kg)	90
Masa ładunku bojowego (kg)	12,5
Zasięg max (km)	15
Zasięg min (km)	0,5
Prędkość (m/s)	680
Głowica	odłamkowa
Max wysokość zastosowania (km)	18
Min wysokość zastosowania (km)	0
Układ naprowadzania	bierny na podczerwień
Dopuszczalne przeciążenia	°

Charakterystyka

Poprawiona wersja pocisku R.550 Magic 1 produkowana od 1984 r. W R.550 Magic 2 zastosowano nowy silnik rakietowy na paliwo stałe, nowy typ głowicy z chłodzonymi elementami czujnikowymi oraz radiolokacyjny zapalnik zbliżeniowy. Głowica otrzymała system zabezpieczeń przed flarami. Po modyfikacjach pocisk można odpalać w dowolną półsferę celu a jego możliwości bojowe w przybliżeniu odpowiadają możliwościom amerykańskiego AIM - 9M. Stosowany zamiennie z R.550 Magic 1.

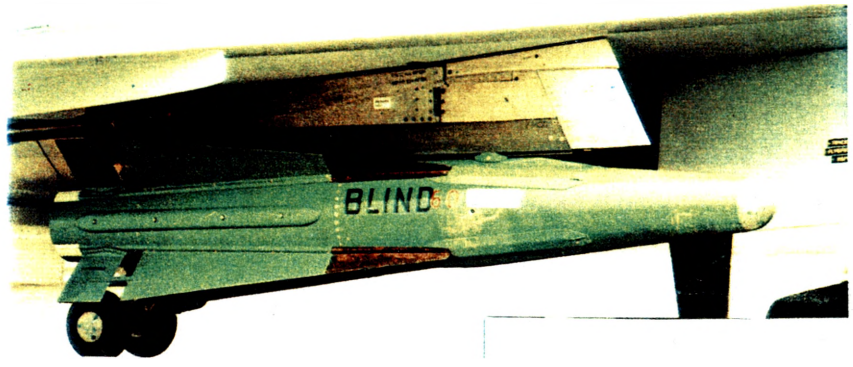
Rb. 28

Długość (m)	2,020
Średnica korpusu (m)	00,165
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,510
Masa pocisku (kg)	61
Masa ładunku bojowego (kg)	12
Zasięg max (km)	9,3
Zasięg min (km)	0,8
Prędkość (m s)	1035
Głowica	odłamkowo-burząca
Max wysokość zastosowania (km)	20
Min wysokość zastosowania (km)	0,5
Układ naprowadzania	bierny na podczerw.
Dopuszczalne przeciążenia	°

Charakterystyka

Odmiana amerykańskiego pocisku bliskiego zasięgu AIM-4D produkowana w Szwecji. Pocisk przeznaczony jest do zwalczania obiektów powietrznych w warunkach widzialności wzrokowej. Może być odpalany tylko w tylną półsferę celu. Posiada jednostopniowy silnik rakietowy na paliwo stałe z dwoma zakresami ciągu: startowym i marszowym. Głowica samonaprowadzająca się na podczerwień, udoskonalona w stosunku do pierwowzoru. Zapalnik zbliżeniowy, aktywny radiolokacyjny. Pocisk przenoszony jest przez samolot J35 Draken na jednoprowadnicowej wyrzutni.

Rb. 27



Długość (m)	2,160
Średnica korpusu (m)	0,292
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,510
Masa pocisku (kg)	119
Masa ładunku bojowego (kg)	18
Zasięg max. (km)	10
Zasięg min. (km)	◦
Prędkość (m/s)	700
Głowica	odłamkowo-burząca
Max wysokość zastosowania (km)	20
Min wysokość zastosowania (km)	0,5
Układ naprowadzania	półakt. radiolok.
Dopuszczalne przeciążenia	◦

Charakterystyka

Odmiana amerykańskiego pocisku bliskiego zasięgu AIM-26B (odmiana AIM-4D) produkowana w Szwecji. Pocisk przeznaczony jest do zwalczania obiektów powietrznych bez widzialności wzrokowej w każdych warunkach atmosferycznych.. Może być odpalany w dowolną półsferę celu. Posiada jednostopniowy silnik rakietowy na paliwo stałe z dwoma zakresami ciągu: startowym i marszowym. Głowica samonaprowadzająca typu półaktywnego radiolokacyjnego współpracuje ze stacją radiolokacyjną Ericsson PS-011/A. Zapalnik zbliżeniowy, aktywny radiolokacyjny. Pocisk przenoszony jest przez samolot J35 Draken na jednoprowadnicowej wyrzutni

2.2.2. Kierowane pociski rakietowe średniego zasięgu

Pociski średniego zasięgu stanowią najliczniejszą grupę kierowanych pocisków rakietowych charakteryzujących się maksymalnym zasięgiem oddziaływania mieszczącym się od 30 do 100 km, stosunkowo dużą minimalną odległością użycia, o dość dużej masie. Przeznaczone są do zwalczania celów powietrznych będących poza zasięgiem widoczności optycznej, są z zasady większe niż pociski małego zasięgu i bardziej skomplikowane konstrukcyjnie oraz znacznie droższe w produkcji. Większość stosowanych obecnie typów pocisków średniego zasięgu posiada półaktywny radiolokacyjny układ naprowadzania. Aby pocisk trafił w cel pilot musi ciągle utrzymywać go w polu widzenia swojej stacji radiolokacyjnej do momentu odpalenia i bezpośredniego uderzenia pocisku w cel (co stanowi duże zagrożenia dla nosiciela, który może być w tym czasie zaatakowany przez inne samoloty przeciwnika). Pociski z półaktywnym układem radiolokacyjnym mogą być wykorzystywane w każdych warunkach atmosferycznych, pozwalają na atak bez ograniczeń półsfery ataku, są również bardzo skuteczne. Poważną wadą jest duża wrażliwość układu radiolokacyjnego na czynne i bierne zakłócenia oraz utrudnione atakowanie celu znajdującego się na tle ziemi (atak z górnej półsfery).

Najnowsza generacja pocisków rakietowych w tej klasie (AIM-120, R-77, MICA) wyposażona jest w miniaturową stację radiolokacyjną uruchamiającą się samoczynnie w określonym momencie. Stacja ta wysyła impulsy, które po odbiciu od celu i odebraniu przez odbiornik tej stacji są przetwarzane na odpowiednie sygnały sterowania. Zastosowane rozwiązania techniczne pozwalają na zapisywanie parametrów celu w pamięci mikroprocesora, a następnie porównywanie cech rozpoznawczych celów z zapisanymi. Sposób ten zapewnia oddziaływanie na pożądane, a nie przypadkowo wykryte obiekty. Stosunkowo niewielki zasięg stacji powoduje, że przy strzelaniu na większe odległości, w początkowej fazie lotu musi być zastosowany inny układ naprowadzania. Z reguły jest to programowany przed odpaleniem układ bezwładnościowy. Nosiciele środków rażenia tego typu umożliwiają jednoczesne śledzenie kilku celów i kolejne ich zwalczanie w bezpiecznej odległości. Wadą tego systemu jest wysoki koszt tego typu pocisków oraz konieczność instalowania na nosicielu skomplikowanej aparatury wykrywania celów na dużych odległościach. Szeroki zakres odległości odpalenia (od kilkuset metrów do kilkudziesięciu kilometrów) czyni z tej klasy rakiet bardzo skuteczny i uniwersalny środek rażenia.

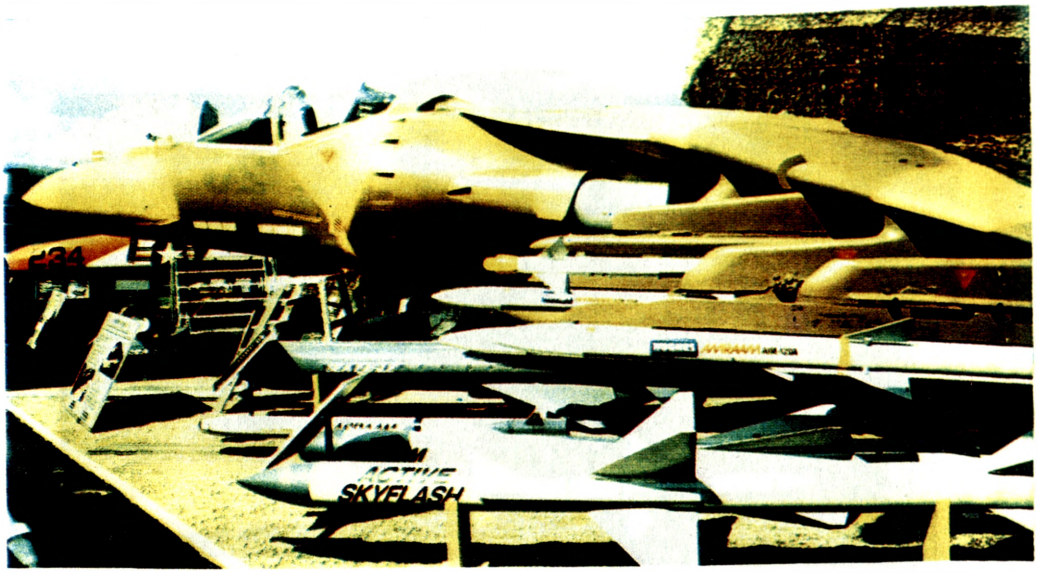
ASPIDE Mk1

Długość (m)	3,700
Średnica korpusu (m)	0,203
Rozpiętość skrzydeł (m)	1,000
Masa pocisku (kg)	220
Masa ładunku bojowego (kg)	30
Zasięg max (km)	100
Zasięg min (km)	o
Prędkość (m/s)	1360
Głowica	odłamkowa
Max wysokość zastosowania (km)	24
Min wysokość zastosowania (km)	o
Układ naprowadzania	półaktywny radiolokacyjny
Dopuszczalne przeciążenia	o

Charakterystyka

Włoski pocisk rakietowy przeznaczony do zwalczania obiektów powietrznych na średnich i dużych odległościach. Stanowi wersję rozwojową amerykańskiego pocisku AIM-7E SPARROW. W Aspide Mk 1 zastosowano monoimpulsową, czterowiązkową nieruchomą antenę odbiornika półaktywnego, radiolokacyjnego układu naprowadzania. Z układów elektronicznych wyeliminowano lampy próżniowe, zastępując je półprzewodnikami. Nowa głowica posiada możliwość naprowadzania się na źródło zakłóceń. Pocisk wyposażony jest w aktywny, radiolokacyjny zapalnik zbliżeniowy. Przenoszony przez włoskie F-104 S/ASA a także Tornado ADV.

ACTIVE SKY FLASH

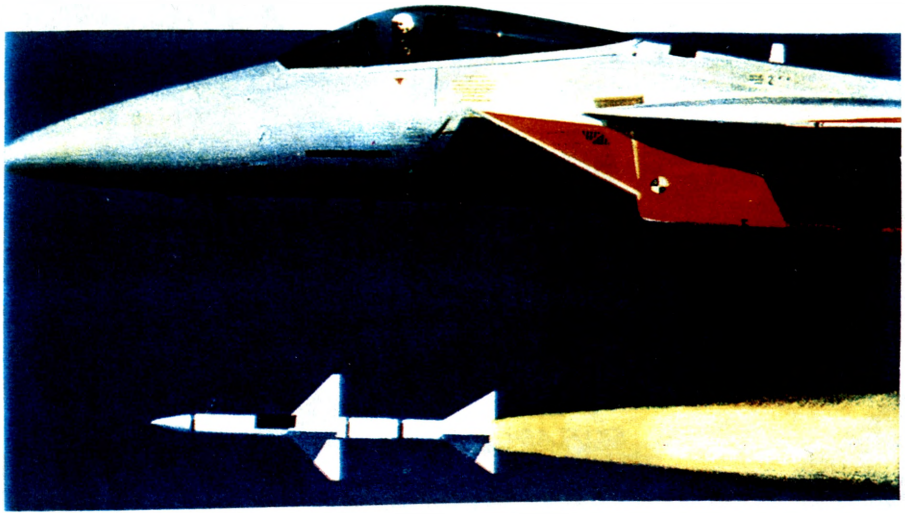


Długość (m)	3,683
Średnica korpusu (m)	0,203
Rozpiętość skrzydeł (m)	1,016
Masa pocisku (kg)	192,8
Masa ładunku bojowego (kg)	29,9
Zasięg max (km)	50
Zasięg min (km)	○
Prędkość (m/s)	1360
Głowica	○
Max wysokość zastosowania (km)	25
Min wysokość zastosowania (km)	○
Układ naprowadzania	aktywny radiolokacyjny
Dopuszczalne przeciążenia	○
Średnia dokładność trafienia (m)	○

Charakterystyka

Opracowywana od 1985r. (próby od 1991r.) wersja pocisku wyposażona w aktywny, radiolokacyjny układ kierowania. Prace nad nową głowicą prowadzone wspólnie z francuską firmą Thomson-CSF, która wykonała podobny układ dla pocisku MICA. W założeniach pocisk będzie posiadał możliwości zbliżone do AIM-120A, lecz ma być dużo tańszy. Przewidywany do przenoszenia przez samoloty TORNADO ADV.

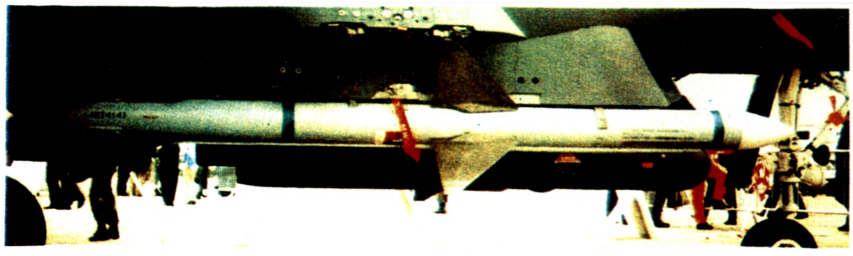
AIM-7C/D/E Sparrow III



Długość (m) 3,650	○
Średnica korpusu (m)	0,200
Rozpiętość skrzydeł (m)	205
Masa pocisku (kg)	○
Masa ładunku bojowego (kg)	30
Zasięg max (km)	25
Zasięg min (km)	○
Prędkość (m/s)	1300
Głowica	odłamkowa
Max wysokość zastosowania (km)	24
Min wysokość zastosowania (km)	○
Układ naprowadzania	półaktywny radiolokacyjny
Dopuszczalne przeciążenia	○

Charakterystyka

Pierwsze z rodziny Sparrow III pociski rakietowe przeznaczone do zwalczania obiektów powietrznych na średnich odległościach produkowane w latach pięćdziesiątych i sześćdziesiątych. Charakteryzowały się stosunkowo małą skutecznością zwalczania celów manewrujących (dopuszczalne przeciążenie do odpalenia dla wersji E wynosiło 2,5 g) oraz słabą odpornością na zakłócenia. Stanowiły uzbrojenie samolotów F-104G, F-4. Wielokrotnie modernizowane zarówno przez producenta jak i odbiorców zagranicznych.



Długość (m)	3,68
Średnica korpusu (m)	0,203
Rozpiętość skrzydeł (m)	1,016
Masa pocisku (kg)	228,0
Masa ładunku bojowego (kg)	40
Zasięg max (km)	43,5
Zasięg min (km)	0,6
Prędkość (m/s)	1400
Głowica	odłamkowo-burząca
Max wysokość zastosowania (km)	24
Min wysokość zastosowania (km)	0,1
Układ naprowadzania	polaktywny radiolokacyjny
Dopuszczalne przeciążenia	

Charakterystyka

Wprowadzona w 1982 r. wersja pocisku o zwiększonej prędkości i zasięgu. Najważniejsze zmiany dotyczą głowicy pocisku. AIM-7M otrzymał monoimpulsowy, czterowiązkowy stały układ odbiorczy w miejsce jednowiązkowego z wirującą anteną. Rozwiązanie to bardzo utrudniło zakłócanie systemu naprowadzania rakiety, wykorzystujące wady wiązki wirującej a także poprawiło skuteczność pocisku przy zwalczaniu celów na tle ziemi, na bardzo małych wysokościach. Zastosowano również układ automatycznej samokontroli, poprzez co zmniejszono koszty eksploatacji oraz zwiększono skuteczność i niezawodność. Zmieniono głowicę bojową na nową, o wymuszonej fragmentacji z ukierunkowanym rozlotem odłamków. Tak zmodernizowany pocisk w końcu lat 80. stał się podstawową rakietą średniego zasięgu w USA. W wojnie w rejonie Zatoki Perskiej przy użyciu tej wersji Sparrowa uzyskano 25 zestrzeleń (najwięcej spośród wszystkich użytych tam środków).

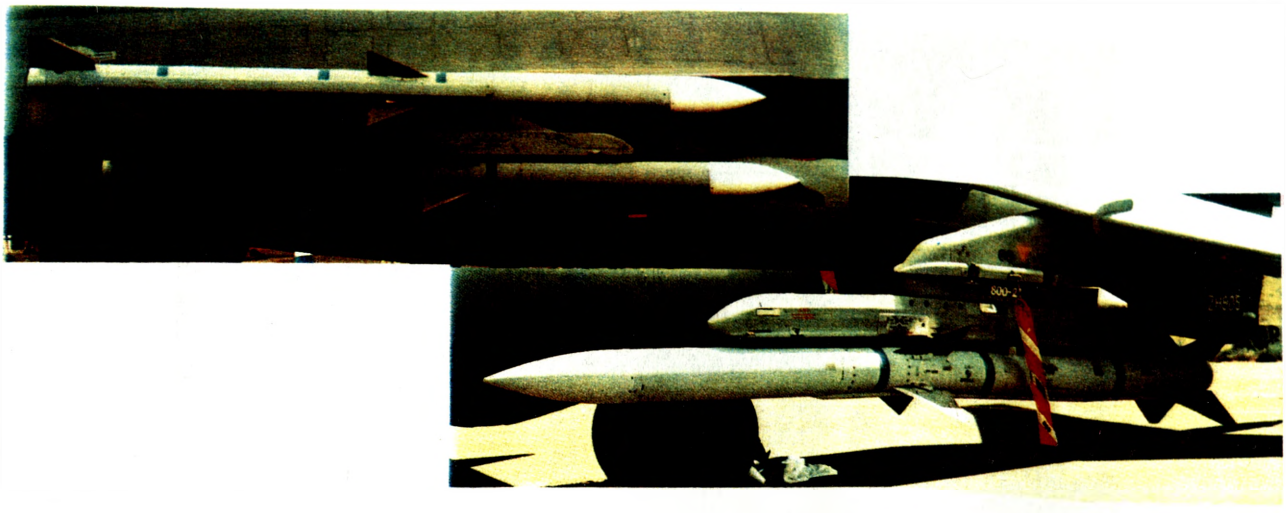
Długość (m)	o
Średnica korpusu (m)	o
Rozpiętość skrzydeł (m)	o
Masa pocisku (kg)	o
Masa ładunku bojowego (kg)	40
Zasięg max (km)	o
Zasięg min (km)	o
Prędkość (m/s)	o
Głowica	odłamkowo-burząca
Max wysokość zastosowania (km)	o
Min wysokość zastosowania (km)	o
Układ naprowadzania	półakt. radiolok. + bierny na podczerwień (?)
Dopuszczalne przeciążenia	o
Średnia dokładność trafienia (m)	o

Charakterystyka

Najnowsza wersja pocisku o zwiększonej prędkości i zasięgu. Zmiany w konstrukcji, w porównaniu z poprzednimi wersjami, obejmują zastosowanie układów scalonych nowej generacji o bardzo dużej skali integracji, zastąpienie układu napędu sterów na bardziej niezawodny oraz wprowadzenie silnika o większej sile ciągu oraz dłuższym czasie pracy. Najważniejszej modyfikacji uległ układ naprowadzania pocisku. Zmodyfikowano półaktywną głowicę pocisku w kierunku zwiększenia jej możliwości zwalczania celów małowymiarowych na tle ziemi. Niektóre źródła podają, że dodano także bierny układ samonaprowadzania na podczerwień[1]. Układ ten zwiększa możliwości zwalczania celów stosujących silne zakłócenia elektromagnetyczne. Pocisk opracowany specjalnie dla samolotu F-16A/B Block 15 ADF używanego w siłach OP USA.

[1] *Katalog broni rakietowej głównych państw zachodnich, Warszawa 1991, Szt. Gen. 1368/89*

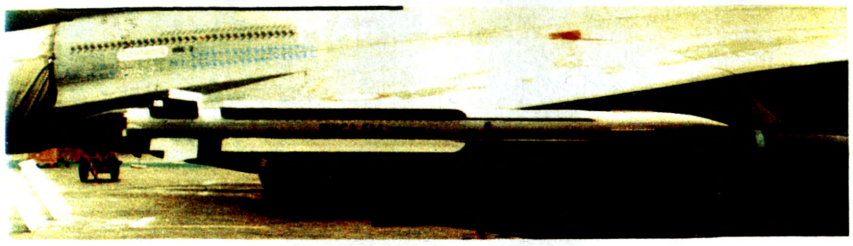
AIM-120A AMRAAM



Długość (m)	3,65
Średnica korpusu (m)	0,178
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,627
Masa pocisku (kg)	152,36
Masa ładunku bojowego (kg)	20,4
Zasięg max (km)	75
Zasięg min (km)	0,3
Prędkość (m/s)	1400
Głowica	odłamkowo-burząca
Max wysokość zastosowania (km)	30
Min wysokość zastosowania (km)	0,015
Układ naprowadzania	bezwładnościowy + aktywny
Dopuszczalne przeciążenia	

Charakterystyka

AIM-120A AMRAAM (Advanced Medium Range Air to Air Missile – nowoczesny pocisk rakietowy powietrze – powietrze średniego zasięgu) przeznaczony jest do zwalczania obiektów powietrznych w dowolnych warunkach atmosferycznych, bez ograniczeń strefy odpaleń. Wyposażony w wielozakresowy układ kierowania. Dane o położeniu celu pocisk otrzymuje z pokładowej stacji radiolokacyjnej samolotu nosiciela, przy czym pokładowy komputer nosiciela przelicza punkt spotkania pocisku z celem. Po odpaleniu rakieta kieruje się w wyliczone miejsce spotkania z celem korzystając z własnego, bezwładnościowego układu nawigacyjnego. Na około 15 km przed przewidywanym miejscem spotkania uaktywnia się radiolokator i pocisk przechodzi na samonaprowadzanie. W połowie trasy lotu pocisku samolot myśliwski może na krótko udokładnić położenie śledzonego celu, wysyłając informację z ewentualną korektą kursu. W przypadku celu aktywnie zakłócającego układ radiolokacyjny, pocisk przełącza się na źródło zakłóceń.

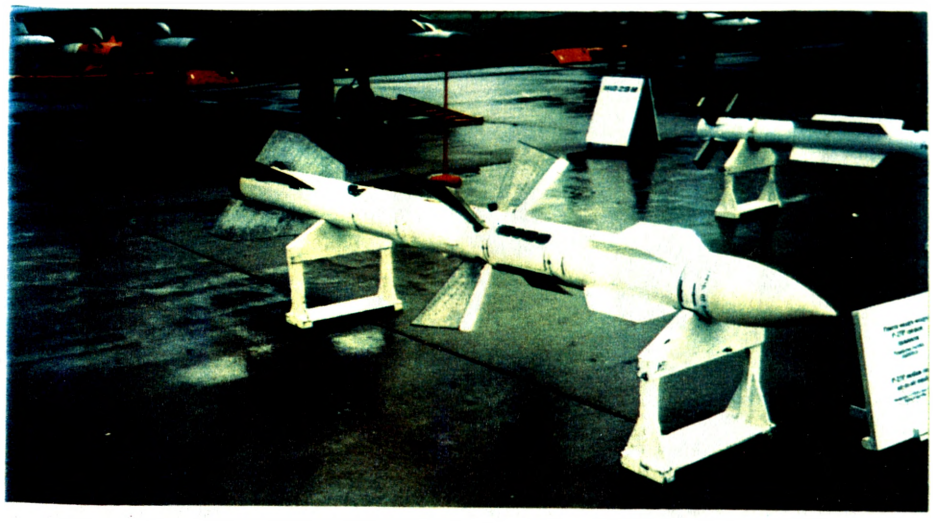


Długość (m)	3,100
Średnica korpusu (m)	0,152
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,560
Masa pocisku (kg)	110
Masa ładunku bojowego (kg)	○
Zasięg max (km)	55
Zasięg min (km)	○
Prędkość (m/s)	1360
Głowica	○
Max wysokość zastosowania (km)	○
Min wysokość zastosowania (km)	○
Układ naprowadzania	bezwład.+ bierny termowiz. bezwład. + akt. radiolok
Dopuszczalne przeciążenia	○

Charakterystyka

Francuski pocisk nowej generacji zbudowany wg zasady "odpal i zapomnij" przeznaczony do zwalczania obiektów powietrznych na małych i średnich odległościach. Posiada układ aerodynamiczny zbliżony do pocisku SUPER R.530. Wyposażony w wymienną głowicę – aktywną radiolokacyjną lub termowizyjną. Obie wersje pocisku można odpalić zanim głowica przechwyci cel. Wyjście rakiety w rejon celu następuje dzięki bezwładnościowemu układowi nawigacyjnemu i danym wprowadzonym do pocisku przed startem. Możliwe jest też udokładnienie położenia celu w czasie lotu. Duża zwrotność pocisku i mała minimalna odległość odpalenia czynią pocisk przydatnym także w walce manewrowej. Jest on jednak kosztowny i do walk na małych odległościach stosowane są R.550 Magic 2. Od 1994 r. wprowadzany do uzbrojenia samolotów Mirage 2000-5 z radiolokatorem RDY. Podstawowe uzbrojenie samolotu Rafale do zadań myśliwskich.

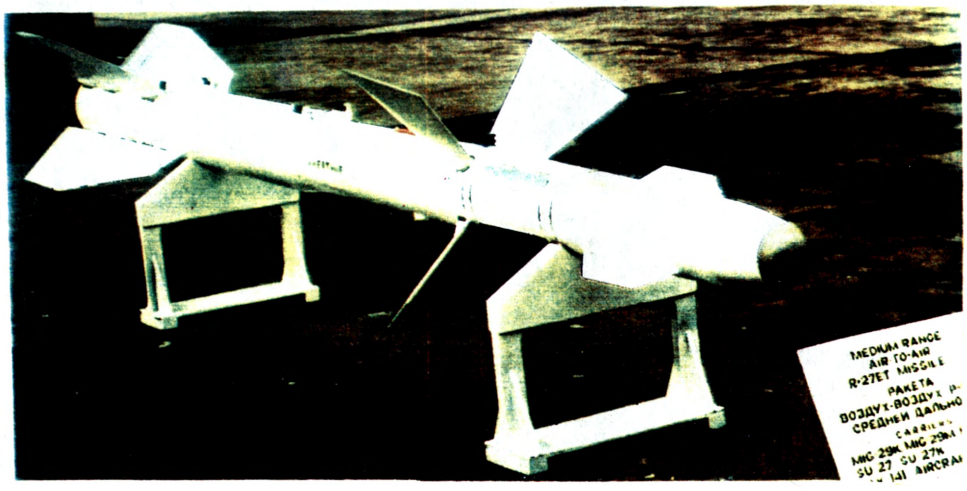
R-27 R i T (AA-10 ALAMO)



	R-27R	R-27T
Długość (m)	3,950	3,620
Średnica korpusu (m)	0,260	0,260
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,970	0,970
Masa pocisku (kg)	253	245
Masa ładunku bojowego (kg)	gł.39	39
Zasięg max (km)	62	45
Zasięg min (km)	0,5	0,5
Prędkość (m/s)	○	○
Głowica	prętowa	
Max wysokość zastosowania (km)	27	27
Min wysokość zastosowania (km)	0,2	0,2
Układ naprowadzania	inercyjny + półakt. radiolokacyjny	inercyjny + bierny na podczerwień
Dopuszczalne przeciążenia	24g	24g

Charakterystyka

Pocisk opracowany w połowie lat 70. dla samolotów czwartej generacji. Przeznaczony do rażenia celów powietrznych wysokomanewrowych (samoloty, śmigłowce i pociski typu "Cruise"). Może być odpalany w każdą półsferę celu zarówno w dzień jak i w nocy z widocznością jak i bez widoczności, z przewyższeniem i przeniżeniem (+6 i –10 km), na tle ziemi i morza, w środowisku naturalnych i sztucznych zakłóceń. Działa zgodnie z koncepcją "odpal i zapomnij". Układ kierowania mieszany. Na pierwszym odcinku funkcjonuje autonomiczny, bezwładnościowy układ kierowania zaprogramowany przez pokładowy system kierowania ogniem nosiciela, natomiast na drugim wykorzystuje półaktywną radiolokacyjną głowicę samonaprowadzającą (wersja R) lub bierną na podczerwień (wersja T). Współpracuje z kompleksami celowniczymi samolotów MiG-29 i Su-27 wszystkich modyfikacji.

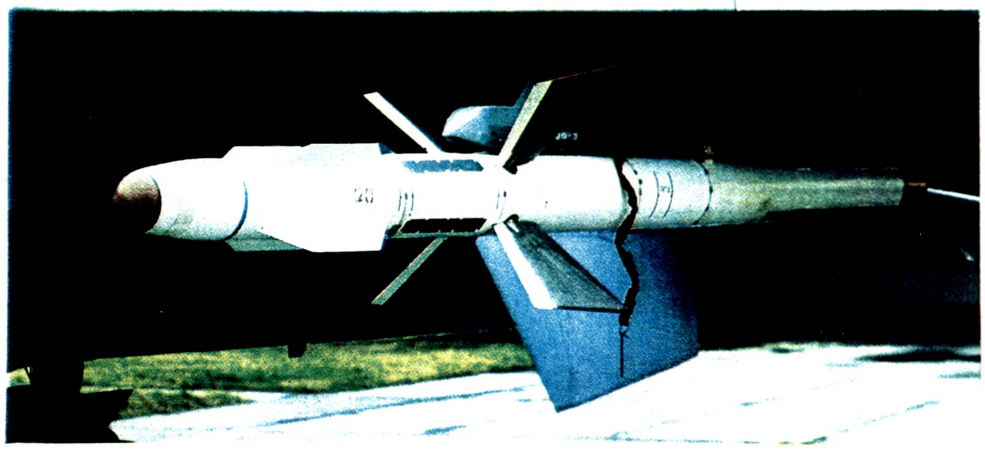


	R-27ER	R-27ET
Długość (m)	4,780	4,600
Średnica korpusu (m)	0,260	0,260
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,970	0,970
Masa pocisku (kg)	357	350
Masa ładunku bojowego (kg)	39	39
Zasięg max (km)	130	130
Zasięg min (km)	0,5	0,5
Prędkość (m/s)		
Głowica	prętowa	
Max wysokość zastosowania (km)	27	27
Min wysokość zastosowania (km)	0,2	0,2
Układ naprowadzania	inercyjny + półakt. radiolokacyjny	inercyjny + bierny na podczerwień
Dopuszczalne przeciążenia	24 g	24 g

Charakterystyka

Modyfikacje podstawowych wersji R-27 w celu zwiększenia skuteczności bojowej tych pocisków. Dla zwiększenia zasięgu dodano kolejny stopień silnika rakietowego. Pozostałe podzespoły pocisku rakietowego oraz układ aerodynamiczny bez zmian. Tak zmodyfikowany pocisk może być przenoszony tylko przez samoloty Su –27. Możliwe jest także stosowanie na samolotach MiG-29M, ale stacja radiolokacyjna nie zapewnia wykorzystanie maksymalnego zasięgu pocisków.

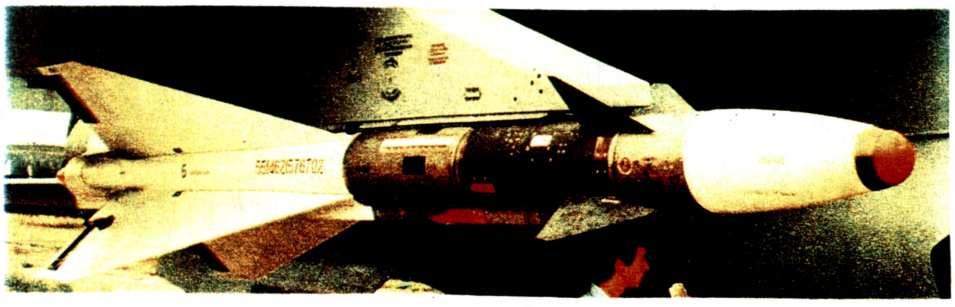
R-27AE i EM (AA-10 „ALAMO")



	R-27AE	R-27EM
Długość (m)	4,780	4,780
Średnica korpusu (m)	0,260	0,260
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,970	0,970
Masa pocisku (kg)	350	350
Masa ładunku bojowego (kg)	gł.39	39
Zasięg max (km)	130	170
Zasięg min (km)	0,5	0,5
Prędkość (m/s)		
Głowica	prętowa	
Max wysokość zastosowania (km)	27	27
Min wysokość zastosowania (km)	0,2	0,2
Układ naprowadzania	inercyjny + aktywny radiolokacyjny	inercyjny + półakt. radiolokacyjny
Dopuszczalne przeciążenia	24 g	24 g

Charakterystyka

Najnowsze wersje pocisku R-27. Pocisk R-27AE posiada układ kierowania mieszany – na pierwszym odcinku inercyjny z radiową korekcją a na drugim aktywne radiolokacyjne samonaprowadzanie. Głowica pocisku w tej wersji posiada wyposażona jest w wielofunkcyjny monoimpulsowy radiolokator. Pocisk R-27EM przeznaczony do zwalczania celów powietrznych atakujących od strony morza na małej wysokości. Pozostałe podzespoły pocisku jak w wersji poprzedniej.



	R-40RD	R-40TD
Długość (m)	6,231	5,700
Średnica korpusu (m)	0,310	0,310
Rozpiętość skrzydeł (m)	1,800	1,800
Masa pocisku (kg)	461	○
Masa ładunku bojowego (kg)	gł.38	38
Zasięg max (km)	80	40
Zasięg min (km)	2	2
Prędkość (m/s)	720	720
Głowica	odłamkowa	
Max wysokość zastosowania (km)	30	30
Min wysokość zastosowania (km)	0,05	0,05
Układ naprowadzania	bezwład.+ półakt.radiolok.	bierny na podczerwień
Dopuszczalne przeciążenia	○	○

Charakterystyka

Pocisk rakietowy R-40 wszedł do uzbrojenia lotnictwa OP b. ZSRR wraz z ciężkim myśliwcem przechwytującym MiG-21P. Przeznaczony do zwalczania obiektów powietrznych w każdych warunkach atmosferycznych z możliwością odpalania w dowolną półsferę celu. Pocisk posiada mieszany układ naprowadzania: bezwładnościowy z radiową korekcją i półaktywny radiolokacyjny, natomiast R-40T wyposażono tylko w chłodzoną ciekłym azotem głowicę samonaprowadzającą na podczerwień. Współpracował ze stacją radiolokacyjną „Smiercz". Wraz z modernizacją samolotu, opracowano nowe wersje pocisku. Nowe pociski R-40TD i R-40RD wyposażono w czulsze głowice samonaprowadzające, zwiększono ich odporność na zakłócenia oraz przystosowano do zwalczania obiektów na tle ziemi. Współpracują ze stacją RP-25 samolotu MiG-25PD. Pocisk R-40TD uzupełnia uzbrojenie zasadnicze samolotu MiG-31B.



Długość (m)	3,600
Średnica korpusu (m)	0,205
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,480
Masa pocisku (kg)	175
Masa ładunku bojowego (kg)	gł.18
Zasięg max (km)	80
Zasięg min (km)	-
Prędkość (m/s)	-
Głowica	z wymuszoną fragmentacją
Max wysokość zastosowania (km)	30
Min wysokość zastosowania (km)	-
Układ naprowadzania	programowy + aktywny radiolok.
Dopuszczalne przeciążenia	-

Charakterystyka

Pocisk przeznaczony jest do niszczenia wysokomanewrowych celów powietrznych, w dzień i w nocy, nad powierzchnią ziemi i morza, w środowisku zakłóceń naturalnych i sztucznych. Głowica pocisku wyposażona jest w monoimpulsowy radiolokator dopplerowski. W układzie sterowania zainstalowano prawdopodobnie wysokiej klasy bezwładnościowy układ nawigacyjny. W rejon celu pocisk kieruje się wg wprowadzonego przed odpaleniem programu. Uaktywnienie radiolokatora głowicy następuje w ostatniej fazie lotu. Pocisk posiada klasyczną konstrukcję. Nowością jest zastosowanie czterech rozkładanych stabilizatorów o ażurowej konstrukcji nadających rakiecie bardzo dużą zwrotność. Dzięki takiemu rozwiązaniu istnieje możliwość odpalenia rakiety do celów lecących równolegle z nosicielem, czyli pod kątem 90^0 od osi podłużnej. R-77 ma być standardowym wyposażeniem rakietowym samolotów MiG-29M, MiG-31B (M), Su-35,-37.

R-98M (AA-3 „ANAB")

	R-98RM	R-98TM
Długość (m)	4,270	4,000
Średnica korpusu (m)	0,289	0,280
Rozpiętość skrzydeł (m)	1,300	1,300
Masa pocisku (kg)	275	275
Masa ładunku bojowego (kg)	°	°
Zasięg max (km)	40	25
Zasięg min (km)	°	°
Prędkość (m/s)	°	°
Głowica	odłamkowa	odłamkowa
Max wysokość zastosowania (km)	24	24
Min wysokość zastosowania (km)	°	1,5
Układ naprowadzania	półaktywny radiolokacyjny	bierny na podczerwień
Dopuszczalne przeciążenia	°	°

Charakterystyka

Pocisk R-98M stanowi dalekie rozwinięcie zbudowanego w 1963r. R-8M1. Powstała wersja R-8M2 znana jako R-98, która umożliwiała atakowanie celów powietrznych z dowolnego kierunku od wysokości 300m. Ostatnią modyfikacją jest R-98M w którym poprawiono głowice samonaprowadzające. Pocisk budowany w dwóch odmianach: z półaktywną głowicą radiolokacyjną oraz z bierną na podczerwień. Współpracuje ze stacją radiolokacyjną „Tajfun – M" samolotu Su-15TM. Podobnie jak samolot, nigdy nie był eksportowany poza granice b. ZSRR.

Super R.530D

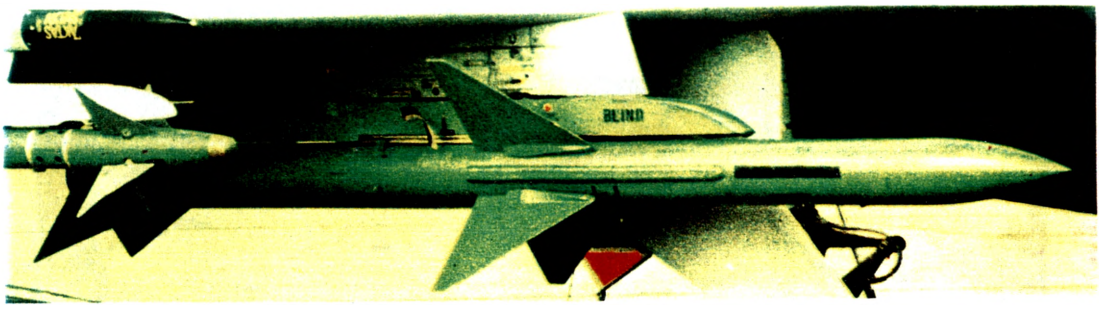


Długość (m)	3,795
Średnica korpusu (m)	0,260
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,875
Masa pocisku (kg)	265
Masa ładunku bojowego (kg)	30
Zasięg max. (km)	60
Zasięg min. (km)	○
Prędkość (m/s)	1700
Głowica	○
Max wysokość zastosowania (km)	24,4
Min wysokość zastosowania (km)	0,08
Układ naprowadzania	półaktywny radiolokacyjny
Dopuszczalne przeciążenia	20

Charakterystyka

Najnowsza wersja pocisku firmy MATRA typu Super R.530. Układ aerodynamiczny pocisku zachowano z poprzedniej wersji. Zastosowano nową głowice samonaprowadzająca, której konstrukcja oparta jest na rozwiązaniach zastosowanych w rakiecie Sky Flash (monoimpulsowy, stały układ odbiorczy w miejsce dotychczasowego wirującego). Udoskonalona głowica pozwalana na zwalczanie obiektów powietrznych na tle ziemi (do 40 km) przy różnicy wysokości cel-myśliwiec do 9000 m. Współpracuje z radiolokatorem RDM samolotu Mirage 2000C. Pocisk użytkowany we Francji oraz w krajach eksploatujących samoloty Mirage 2000C. Wprowadzony do uzbrojenia w 1980 r. Ponad połowa zamówionych pocisków trafiła do odbiorców zagranicznych.

SKY FLASH (Rb. 71)



Długość (m)	3,657
Średnica korpusu (m)	0,203
Rozpiętość skrzydeł (m)	1,016
Masa pocisku (kg)	192,8
Masa ładunku bojowego (kg)	30
Zasięg max (km)	35
Zasięg min (km)	○
Prędkość (m/s)	1350
Głowica	○
Max wysokość zastosowania (km)	16
Min wysokość zastosowania (km)	○
Układ naprowadzania	półaktywny radiolokacyjny
Dopuszczalne przeciążenia	○

Charakterystyka

Opracowana na bazie amerykańskiego pocisku AIM–7E2 brytyjska wersja pocisku średniego zasięgu, w której wyeliminowano większość wad pierwowzoru. Zastosowano nową głowicę półaktywną opartą na półprzewodnikach. Przyjęto też monoimpulsową, czterowiązkową metodę automatycznego śledzenia (zamiast jednej wiązki wirującej). Zastosowana metoda sprawia, że pocisk jest mniej podatny na zakłócenia a także umożliwia uzyskanie większych, dopuszczalnych kątowych prędkości śledzenia celu. W pocisku dokonano zmian w układzie autopilota oraz zastosowano nowy zapalnik zbliżeniowy. Przyjęte rozwiązania były na tyle skuteczne, że zastosowano je w kolejnej wersji Sparrowa – AIM-7M oraz francuskim Super R.530D. W 1985 r. dokonano modyfikacji pocisku Sky Flash wyposażając go w silnik z AIM-7F oraz zwiększając czułość głowicy dla wykorzystania możliwości radiolokatora AI.24 na samolocie TORNADO ADV – głównym nosicielu tych rakiet. W Szwecji jako Rb. 71 stanowi uzbrojenie samolotów JA 37Viggen.

2.2.3. Kierowane pociski rakietowe dalekiego zasięgu

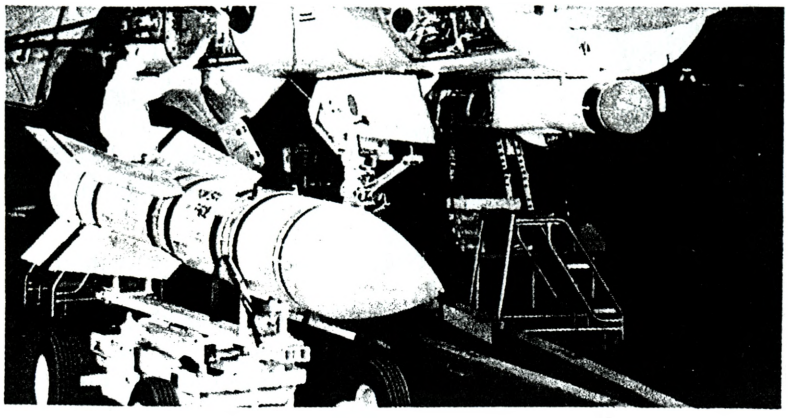
Pociski dalekiego zasięgu (powyżej 100 km) to wysoko wyspecjalizowana broń, którą można atakować cele z dystansu większego niż 100 km. Charakteryzują się stosunkowo dużą masą i skomplikowaną budową. Przeznaczone są głównie do niszczenia nosicieli pocisków skrzydlatych (bombowców strategicznych) przed osiągnięciem przez nie rubieży ich odpalenia, samolotów rozpoznawczych oraz powietrznych stanowisk dowodzenia i wczesnego ostrzegania. Najnowsze z nich przystosowane są do zwalczania obiektów o małej SPO, charakterystycznej dla pocisków skrzydlatych. Ich bardzo wysoka cena i wąska specjalizacja spowodowały, że pociski tej klasy posiadają tylko dwa mocarstwa tj. Rosja i USA. Niewielką ilość tego typu rakiet posiadają także państwa powstałe po rozpadzie Związku Radzieckiego (np. Ukraina).

O ich wąskiej specjalizacji świadczyć może ponadto fakt, że kierowany pocisk rakietowy dalekiego zasięgu AIM-54 *Phoenix* może być przenoszony jedynie przez samolot F-14 ze względu na możliwość współpracy tylko ze stacją radiolokacyjną tego samolotu typu AN/AWG-9. Podobnie R-33S i R-37 może współpracować tylko z radiolokatorem Zasłon (Zasłon-M), instalowanym na samolotach MiG-31 różnych modyfikacji.

Pociski te mają podwójne układy naprowadzania. Do rejonu celu, na odległość rzędu 10-30 km od niego, pocisk jest prowadzony przez półaktywny układ typu radiolokacyjnego (jak pociski średniego zasięgu) lub przez autonomiczny układ bezwładnościowy. Kiedy pocisk osiągnie zadany przed odpaleniem punkt w przestrzeni, uruchamiany jest radiolokacyjny układ samonaprowadzania, który precyzyjnie doprowadza pocisk do celu

Autonomiczny układ nawigacji bezwładnościowej składa się z pilota automatycznego typy żyroskopowego (bezwładnościowego) i mikroprocesorowego programatora z układem pamięciowym. W procesie celowania przelicznik (komputer) pokładowy określa parametry optymalnego toru lotu pocisku i wprowadza je automatycznie do pamięci programatora. Po odpaleniu, programator za pośrednictwem autopilota prowadzi pocisk po zadanym torze. Autonomiczny układ bezwładnościowy jest praktycznie niezakłócalny, a radiolokacyjny układ samonaprowadzania (opisany w poprzednim podpunkcie) charakteryzuje się dość dużą odpornością na przeciwdziałanie. Nie są znane przypadki bojowego użycia pocisków dalekiego zasięgu.

AIM-54A Phoenix

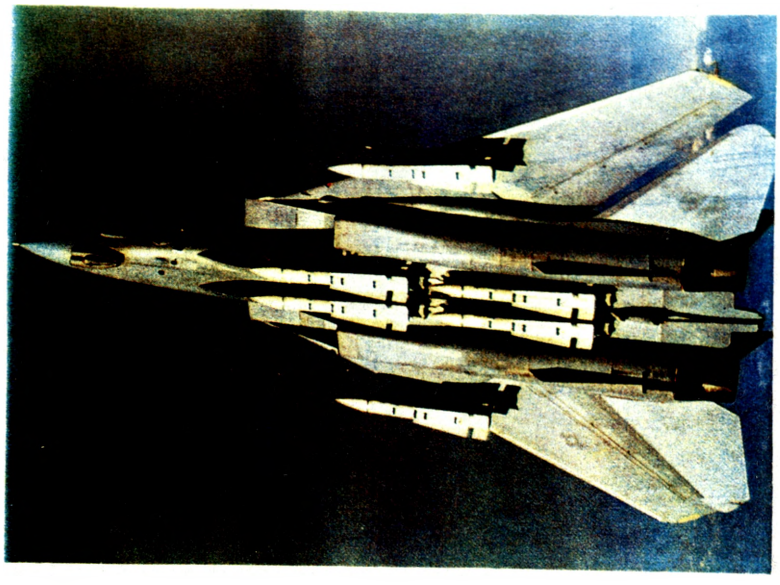


Długość (m)	3,96
Średnica korpusu (m)	0,381
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,925
Masa pocisku (kg)	446,8
Masa ładunku bojowego (kg)	59,9
Zasięg max (km)	160
Zasięg min (km)	3,8
Prędkość (m/s)	1438
Głowica	odłamkowo-burząca
Max wysokość zastosowania (km)	25
Min wysokość zastosowania (km)	0,015
Układ naprowadzania	aktywny radiolokacyjny
Dopuszczalne przeciążenia	°

Charakterystyka

Lotniczy pocisk kierowany dalekiego zasięgu do zwalczania celów powietrznych w każdych warunkach atmosferycznych w dzień i w nocy. Układ kierowania pocisku programowany bezwładnościowy w fazie dolotu do celu (ok. 15 km) oraz aktywny radiolokacyjny w końcowej fazie ataku. W programowanej fazie lotu pocisk może być korygowany przez stację radiolokacyjną nosiciela. AIM-54 współpracuje z impulsowo-dopplerowską pokładową stacją radiolokacyjną AN/AWG-9. Zmodyfikowaną wersją tego pocisku jest pocisk Phoenix AIM-54B. Pocisk ten różni się od pierwowzoru płaszczyzną stabilizatorów, systemem napędu sterów oraz zabezpieczeniem termicznym. Przenoszony tylko przez samolot F-14A (B, D) Tomcat.

AIM-54C Phoenix

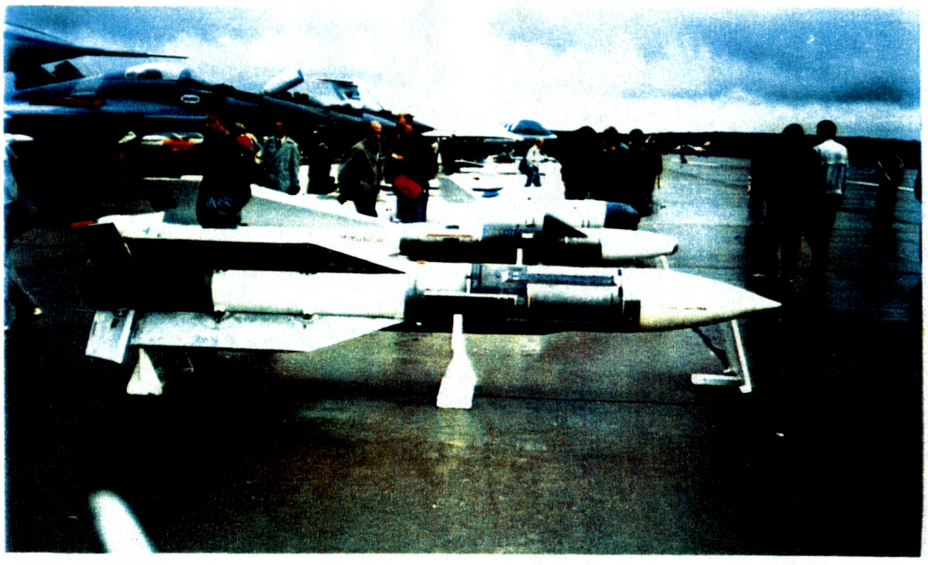


Długość (m)	4,008
Średnica korpusu (m)	0,381
Rozpiętość skrzydeł (m)	0,925
Masa pocisku (kg)	457,0
Masa ładunku bojowego (kg)	59,9
Zasięg max (km)	201
Zasięg min (km)	3,8
Prędkość (m/s)	1725
Głowica	odłamkowo-burząca
Max wysokość zastosowania (km)	30
Min wysokość zastosowania (km)	0,015
Układ naprowadzania	aktywny radiolokacyjny
Dopuszczalne przeciążenia	

Charakterystyka

Unowocześniona wersja pocisku Phoenix. W układach elektronicznych technikę analogową zastąpiono techniką cyfrową. Wprowadzono nowocześniejsze urządzenia bezwładnościowe oraz zwiększono odporność pocisku na zakłócenia. Udoskonaloną wersją pocisku jest pocisk AIM-54C Plus, który posiada autonomiczny układ chłodzenia czujników i dodatkowe układy zabezpieczające przed zakłóceniami. Jak poprzednie, przystosowany do współpracy ze stacją radiolokacyjną AN/AWG-9 montowaną na samolocie F-14A (B) lub AN/APG-71 na samolocie F-14D Tomcat.

R-33S (AA-9 „AMOS")



Długość (m)	4,150
Średnica korpusu (m)	0,380
Rozpiętość skrzydeł (m)	1,180
Masa pocisku (kg)	490
Masa ładunku bojowego (kg)	47
Zasięg max (km)	120
Zasięg min (km)	○
Prędkość (m/s)	○
Głowica	odłamkowo-burząca
Max wysokość zastosowania (km)	28
Min wysokość zastosowania (km)	○
Układ naprowadzania	bezwładn. + półakt. radiolokac.
Dopuszczalne przeciążenia	○

Charakterystyka

Przeznaczony jest do zwalczania pilotowanych i bezpilotowych środków napadu powietrznego. Zbudowany w układzie klasycznym. Posiada kombinowany układ kierowania. W fazie zbliżania się do celu zastosowano układ bezwładnościowy z programowaniem toru lotu. Na drugim odcinku pocisk naprowadzany jest półaktywnie radiolokacyjnie. Współpracuje ze stacją radiolokacyjną „Zasłon" montowaną na samolotach MiG-31B. W wyniku ujawnienia szczegółowych danych konstrukcyjnych pocisku R-33E przez agenta CIA, dokonano modernizacji pocisku. Powstała wersja R-33S różniąca się od poprzedniej dodatkowymi destabilizatorami dodanymi z przodu kadłuba oraz parametrami pracy układu kierowania pociskiem a także systemem zabezpieczeń przed zakłóceniami.



Długość (m)	4,300
Średnica korpusu (m)	0,400
Rozpiętość skrzydeł (m)	○
Masa pocisku (kg)	600
Masa ładunku bojowego (kg)	○
Zasięg max (km)	400
Zasięg min (km)	2
Prędkość (m/s)	○
Głowica	○
Max wysokość zastosowania (km)	30
Min wysokość zastosowania (km)	0
Układ naprowadzania	bezwładn. + akt. radiolok
Dopuszczalne przeciążenia	○

Charakterystyka

Pocisk rakietowy dalekiego zasięgu opracowany na potrzeby Obrony Powietrznej Rosji. Zbudowany w układzie klasycznym z aktywną radiolokacyjną głowicą samonaprowadzającą. Podczas fazy zbliżania się do celu pocisk wykorzystuje nawigacyjny system bezwładnościowy programowany przed odpaleniem przez system kierowania uzbrojeniem nosiciela. W rejonie celu prowadzenie przejmuje układ samonaprowadzający typu radiolokacyjnego. Pierwsze próbne starty przeprowadzono w 1981r. R-37 współpracuje ze stacją radiolokacyjną „Zasłon-M" samolotu MiG-31M.

Druk AON nr 695/WW


Biblioteka-Archiwum
Akademii Obrony Narodowej
Nr Inw.
50250