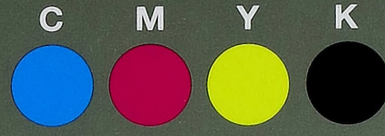


Grey Scale #13



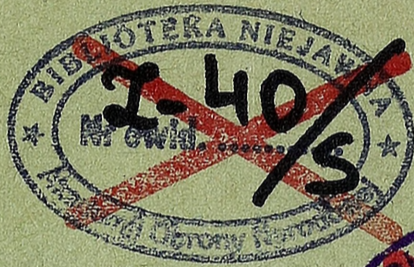
A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19



AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ

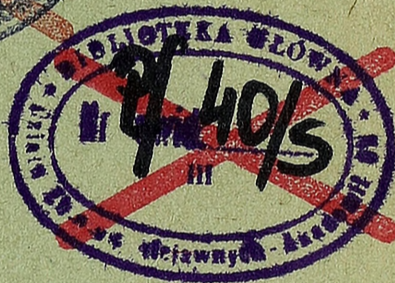
WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OP
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

AON wewr. 4375/92



JAWNE
ZASTRZEZONE
POUFNE

Egz. Nr 1



Mjr dypl. nawig. Krzysztof KOZŁOWSKI

**ZBIÓR DANYCH DO OKREŚLANIA MOŻLIWOŚCI
BOJOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH
WOJSK LOTNICZYCH I OBRONY POWIETRZNEJ**



60832

WARSZAWA

1992



AKADEMIA OBRONY NARODOWEJ

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OP
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

AON wewn. 4375/92

14032006 Anna KOLEK *AK*
Podst. prot. pnel. Nu uci 647
z dn. 24.02.2006

JAWNE
ZASTRZEŻONE
POUFNE

Egz. Nr 1

~~Przeklasyfikowana z **POUFNE** na **SECRET**~~
~~podstawa przekl. Wykaz Aktualnych Wojskowych~~
~~Wydawnictw Wewnętrznych szt. gen. 158.7/2001~~
~~data i podpis 28.10.2006 KOLEK Anna~~



Mjr dypl. nawig. Krzysztof KOZŁOWSKI

ZBIÓR DANYCH DO OKREŚLANIA MOŻLIWOŚCI BOJOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH WOJSK LOTNICZYCH I OBRONY POWIETRZNEJ



SPIS TREŚCI

	str.
WSTĘP	3
1. SAMOLOT MYŚLIWSKI MiG-29A	4
Dane taktyczno-techniczne	5
Uzbrojenie	11
Dane do obliczeń możliwości przestrzennych	15
2. SAMOLOT MYŚLIWSKO-BOMBOWY Su-22M4	22
Dane taktyczno-techniczne	23
Uzbrojenie	29
Dane do obliczeń możliwości przestrzennych	39
3. ŚMIGŁOWIEC BOJOWY Mi-24W	42
Dane taktyczno-techniczne	44
Uzbrojenie	49
Dane do obliczeń możliwości przestrzennych	54
BIBLIOGRAFIA	62

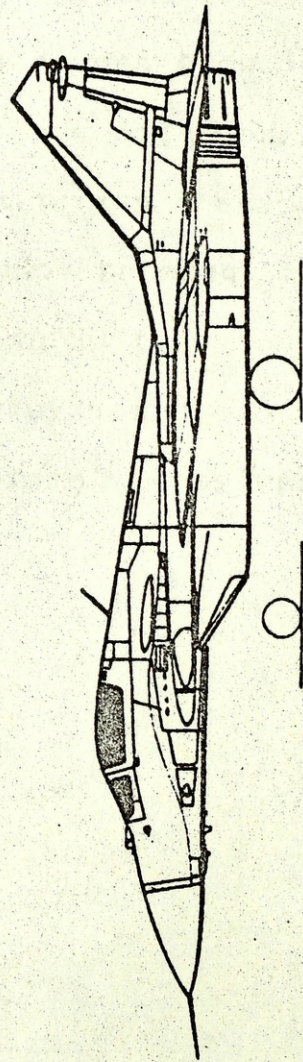
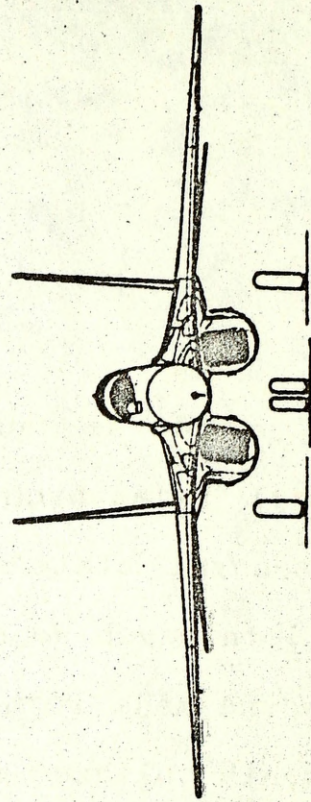
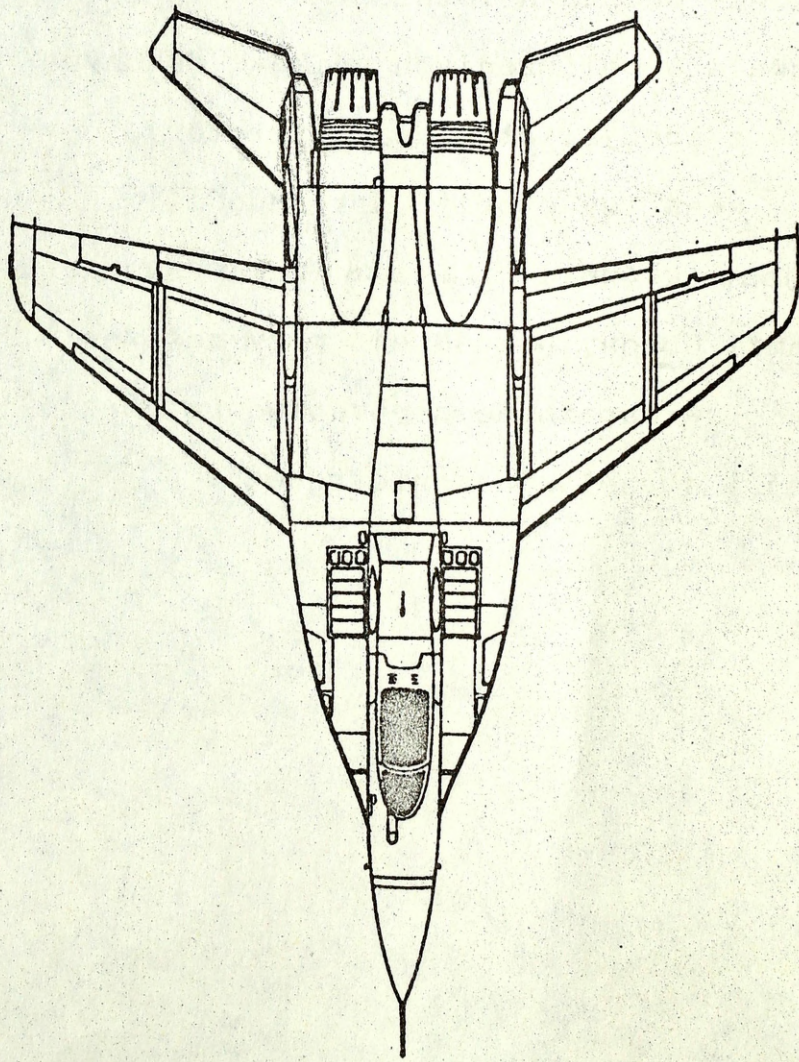
WSTĘP

Zawarte w zbiorze dane są potrzebne do wykonywania obliczeń i kalkulacji związanych z możliwościami skuteczności bojowej i przestrzennymi statków powietrznych będących na wyposażeniu oddziałów lotniczych Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej.

Podane dane mają różne przeznaczenie, wszystkie służą jednak do wykonywania obliczeń mających duże znaczenie w pracy starszego nawigatora i szefa strzelania powietrznego w procesie opracowywania danych do decyzji dowódcy oddziału lotniczego.

Szczegółowość danych pozwala w obliczeniach uniknąć dokonywania skomplikowanych wyciągów z specjalistycznej literatury, oszczędzając czas i gwarantując właściwy stopień dokładności.

Materiał przeznaczony jest głównie dla studentów Wydziału Wojsk Lotniczych i OP Akademii Obrony Narodowej, przy założeniu, że osoby z niego korzystające są zapoznane z podstawowymi zagadnieniami nawigacji lotniczej i strzelania powietrznego.



SAMOLOT MYŚLIWSKI MiG-29A

Lekki samolot myśliwski MiG-29A jest przeznaczony do prowadzenia walk powietrznych na średnich i małych odległościach, a także może być użyty do wykonywania uderzeń na obiekty naziemne (nawodne) przeciwnika.

DANE LOTNO-TAKTYCZNE

1. Prędkość maksymalna w locie poziomym:
 - na małej wysokości ($H_1=200m$) $V_p = 1500$ km/h;
 - na dużej wysokości ($H_1=13000m$) $V_{rz} = 2400$ km/h.
2. Maksymalna prędkość Ma w locie poziomym - 2.3.
3. Maksymalna prędkość wznoszenia W_{wzn} - 350 m/s.
4. Maksymalnie dopuszczalne przeciążenie samolotu g - 9.0.
5. Dopuszczalne prędkości lotu, liczby Ma i przeciążenia samolotu przy symetrycznych podwieszeniach podskrzydłowych:

Podwieszenia	6×KPR	pusty PTB-1500	pełny PTB-1500	4×B8-M1 lub 4×BL	4×KMGU-2
Parametr		6×KPR	6×KPR		
Prędkość [km/h]	1500	1000	1000	900 na $H_1 = 5000m$	1100 na $H_1 = 5000m$
Liczba Ma	2,35	0,9	0,9	0,8	1,5
Przeciążenie przy masie w locie [kg] z prędkością:	14200	14200	18480	startowa	startowa
$M \leq 0,85$	+9.0÷-3.0	+9.0÷-3.0	-	+5.0÷-2.5	+5.0÷-1.0
$M > 0,85$	+7.0÷-1.5	+7.0÷-1.5	-	-	-
$M < 0,90$	-	-	+4.0÷-1.5	-	-

UWAGA: 1. Przeciążenie przy masach większych od podanych maleje do 1.0.
 2. Zabrania się stosować przeciążeń ujemnych przy prędkości $Ma > 2$ i w warunkach niestabilnej pracy zespołu napędowego.

6. Czas rozpędzania w locie na wysokości 1000 m:
- od 600 do 1100 km/h - 13.5 s;
 - od 1100 do 1300 km/h - 8.7 s.
7. Minimalny promień zakrętu w locie na wysokości 1000 m:
- ZPSPD ($\beta=76^\circ$, $g=4.1$) - 560 m;
 - ZPSM ($\beta=72^\circ$, $g=3.3$) - 710 m.
8. Maksymalna wysokość podczas wykonywania pętli Niestorowa na ZPSPD i wprowadzeniu na wysokości $H_{wpr} = 500$ m z prędkością $V_p = 500$ km/h - 1750 m.
9. Wysokość do wykonania przewrotu:
- minimalna ($V_p = 350$ km/h) - 1000 m;
 - maksymalna ($V_p = 600$ km/h, $Ma = 2.35$) - 16000 m.
10. Pułap praktyczny przy pozostałości paliwa 800 l . - 18000 m.
11. Masy samolotu:
- pustego - 11175 kg;
 - normalna startowa - 15520 kg;
 - maksymalna startowa - 18480 kg;
 - normalna do lądowania - 14200 kg;
 - maksymalna do lądowania - 15760 kg.
12. Pojemność instalacji paliwowej:
- wewnętrznej - 4200 l;
 - zbiornika dodatkowego - 1500 l.
13. Ilość węzłów podwieszek uzbrojenia - 6.
14. Udźwig uzbrojenia - 2100 kg.
15. Długotrwałość lotu:
- na małej wysokości bez zbiornika dodatkowego ... - 50 min;
 - na dużej wysokości bez zbiornika dodatkowego - 1 h 25 min.
16. Maksymalny praktyczny zasięg lotu ($\rho_p = 0.785$ kg/l):
- na małej wysokości ($H_1 = 200$ m, $Ma = 0.5$) - 710 km;

- na dużej wysokości ($H_1 = 12000$ m, $Ma = 0.8$) bez zbiornika dodatkowego - 1430 km;
- z prędkością przelotową na wysokości maksymalnego zasięgu lotu ze zbiornikiem dodatkowym - 2100 km.

17. Warunki startu:

- prędkość oderwania - 260-280 km/h (maks. 374 km/h);
- długość rozbiegu - 600-700 m.

18. Warunki lądowania:

- prędkość przyziemienia ... - 250-260 km/h (maks. 330 km/h);
- długość dobiegu - 650-750 m;
- maksymalnie dopuszczalna prędkość przy wypuszczeniu spadochronu hamującego - 310 km/h.

19. Samolot może bazować na lotniskach z DS III klasy.

DANE GEOMETRYCZNE

1. Wymiary samolotu:

- długość - 16.28 m;
- długość z OCP - 17.32 m;
- rozpiętość skrzydeł - 11.36 m;
- rozpiętość statecznika poziomego - 7.78 m;
- wysokość - 4.73 m.

2. Skos:

- skrzydła - 42° ;
- statecznika poziomego - 50° .

3. Powierzchnia nośna samolotu - 38 m^2 .

4. Skos przedniej części samolotu przed kabiną załogi od poziomu na wysokości oczu pilota - 14° .

DANE ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

Napęd samolotu stanowią dwa silniki RD-33, każdy po 5100 KG. Maksymalny ciąg silników na zakresie pracy pełnego dopalania 16600 KG.

Nieprzerwany czas pracy silników:

- w locie - bez ograniczeń na wszystkich reżimach pracy;
- na ziemi: ZPSMG - nie dłużej niż 15 min;
ZPSM i ZPSDP - nie więcej niż 10 min;
na pozostałych reżimach bez ograniczeń.

Zabrania się włączania dopalacza po zapaleniu się lampki sygnalizującej pozostałość paliwa 550 kg ("ОСТАТОК 550 КГ").

POKLADOWA STACJA RADIOLOKACYJNA "RUBIN-29"

Radiolokacyjny system celowniczy "RUBIN-29" (H-019) zabezpiecza przechwytywanie celów powietrznych we wszystkich warunkach atmosferycznych w dzień i w nocy oraz prowadzenie walk powietrznych na małych odległościach przy wykorzystaniu rakiet kierowanych i działka pokładowego.

Realizuje następujące zadania:

1. Przeszukuje przestrzeń powietrzną, wykrywa i identyfikuje cele powietrzne.
2. Prowadzi do 10 celi powietrznych na zakresie "obserwacja" i automatycznie przechwytuje cel stwarzający największe zagrożenie dla samolotu myśliwskiego.
3. Zabezpiecza ręczny wybór i przechwycenie jednego celu.
4. Śledzi jeden cel powietrzny z dokładnym określeniem jego współrzędnych.

5. Wypracowuje komendy radiokorekcji dla głowicy rakiety R-27R, umożliwiające przechwycenie przez nią celu powietrznego.
6. Podświetla śledzony cel powietrzny dla potrzeb przechwycenia go przez głowicę rakiety R-27R.
7. Wypracowuje komendy wskazania celu powietrznego dla rakiet i wylicza strefy dozwolonych opaleń.

Dane taktyczno-techniczne RLS "RUBIN-29":

1. Stacja zabezpiecza wykrycie i automatyczne śledzenie celów powietrznych, wykonujących lot na wysokościach od 30-50 m do 23000 m z przewyższeniem 10000 m i przniżeniem 6000 m w stosunku do myśliwca na kursach zgodnych i spotkaniowych.

Wykrycie i przejście w zakres automatycznego śledzenia w zależności od półsfery ataku i rodzaju pracy RLS jest ograniczone minimalną prędkością zbliżania na linii wizowania myśliwiec-cel:

- na kursach spotkaniowych w rodzaju pracy "B" ("ВСТРЕЧА"-spotkanie) - 230 km/h przy odległości wykrycia nie większej niż 20 km (250 km/h na granicy strefy obserwacji) i 325 km/h przy wykryciu celu na odległości 60 km;

- na kursach zgodnych w rodzaju pracy "Д" ("ДОГОН"-zbliżanie) - 270 km/h;

- na kursach spotkaniowych w rodzaju pracy "Д" - 210 km/h;

- na kursach spotkaniowych i zgodnych w rodzaju pracy "ЕВ" ("БЛИЖНИЙ БОЙ"-walka na małych odległościach) na odległości poniżej 10 km przy ataku celu z dołu do góry - 60 km/h, a przy ataku z góry na dół - 200 km/h. Na odległościach powyżej 10 km obserwacja i przechwycenie jest możliwe przy różnicy prędkości nie mniejszej jak 30 km/h.

2. Odległości wykrycia RLS podczas ataku celu powietrznego typu MiG-21 ($\delta=3m^2$) w zwykłych warunkach atmosferycznych, w całym zakresie wysokości lotu myśliwca i pracy aparatury wynoszą:

RODZAJ PRACY RLS	PÓLSFERA	WYSOKOŚĆ LOTU MYŚLIWCA [km]	ODLEGŁOŚĆ WYKRYCIA [km]	ODLEGŁOŚĆ PRZECHWYCENIA [km]
"ВСТРЕЧА"	tylna	≥ 3	50 - 70	40 - 60
		< 3	40 - 70	30 - 50
"ДОГОН"	tylna i przednia	≥ 3	25 - 40	20 - 35
		0.5 - 1	20 - 35	15 - 30
"АВТОМАТ"	tylna	analogicznie jak w rodzaju pracy "B"		
	przednia	analogicznie jak w rodzaju pracy "Д"		

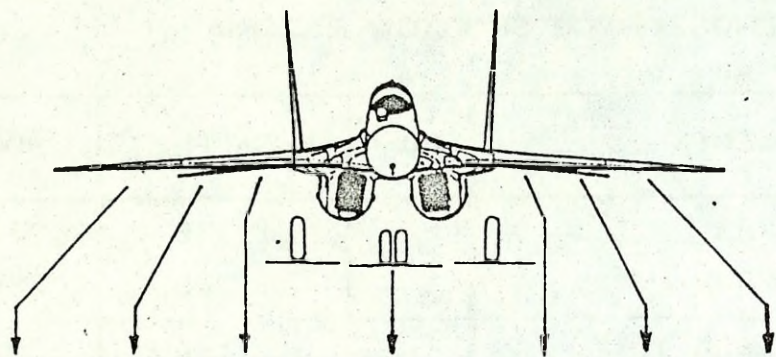
Podczas atakowania celów powietrznych na tle ziemi odległość wykrycia i przechwycenia praktycznie nie zmniejsza się w porównaniu do działań w swobodnej przestrzeni powietrznej.

3. Czas cyklu przeglądu strefy obserwacji RLS zależy od rodzaju pracy i wynosi 3-5 sekund.

Sektory obserwacji RLS wynoszą:

- w płaszczyźnie poziomej - $\pm 65^\circ$;
- w płaszczyźnie pionowej - $+56^\circ \div -36^\circ$.

UZBROJENIE SAMOLOTU MiG-29A



PUNKTY PODWIESZEN							ŚRODKI RAZENIA
6	4	2	7	1	3	5	
							R-73E R-60MK
							R-27R1
							B8-M1 z 20×S8-K0
							S-24B
							FAB-500M-62 FAB-500SZN BETAB-500 ZAB-500Sz
							ZB-500-370
							KMGU-2
							FAB-250M-62 OFAB-250-270
							OFAB-100-120 OFAB-100M(NW)
							ZB.DODATK. 1500L

WARIANTY UZBROJENIA, MASY STARTOWE I WOC DLA SAMOLOTU MIG-29A

PUNKTY PODWIESZEN								masa startowa m_{st} [kg] przy $\rho_p = 0.805 \text{ kg/l}$	WOC
6	4	2	7	1	3	5			
R-73E	R-73E	R-27R1		R-27R1	R-73E	R-73E	R-73E	16173	324
R-73E	R-73E	R-27R1	X	R-27R1	R-73E	R-73E	R-73E	17499	346
R-60MK	R-60MK	R-27R1		R-27R1	R-60MK	R-60MK	R-60MK	15881	316
R-60MK	R-60MK	R-27R1	X	R-27R1	R-60MK	R-60MK	R-60MK	17207	338
R-73E	R-73E	R-73E		R-73E	R-73E	R-73E	R-73E	15873	315
R-73E	R-73E	R-73E	X	R-73E	R-73E	R-73E	R-73E	17190	337
R-60MK	R-60MK	R-60MK		R-60MK	R-60MK	R-60MK	R-60MK	15435	303
R-60MK	R-60MK	R-60MK	X	R-60MK	R-60MK	R-60MK	R-60MK	16761	324
R-73E	R-73E	R-60MK		R-60MK	R-73E	R-73E	R-73E	15727	311
R-73E	R-73E	R-60MK	X	R-60MK	R-73E	R-73E	R-73E	17053	331
R-60MK	R-60MK	R-73E		R-73E	R-60MK	R-60MK	R-60MK	15581	307
R-60MK	R-60MK	R-73E	X	R-73E	R-60MK	R-60MK	R-60MK	16907	328
-	B8-M1	B8-M1		B8-M1	B8-M1	-	-	16419	370
-	-	B8-M1	X	B8-M1	-	-	-	16817	322
-	S-24B	S-24B		S-24B	S-24B	-	-	15999	333
-	S-24B	S-24B	X	S-24B	S-24B	-	-	17325	355

K P R

N P R

6	PUNKTY PODWIESZEN						masa startowa m _{st} [kg] przy ρ _p =0.805kg/l	WOC
	4	2	7	1	3	5		
-	FAB-500M-62	FAB-500M-62		FAB-500M-62	FAB-500M-62	-	16891	325
-	FAB-500SzN	FAB-500SzN		FAB-500SzN	FAB-500SzN	-	16947	335
-	ZAB-500Sz	ZAB-500Sz		ZAB-500Sz	ZAB-500Sz	-	16607	380
-	BETAB-500	BETAB-500		BETAB-500	BETAB-500	-	16615	.
-	ZB-500-370	ZB-500-370		ZB-500-370	ZB-500-370	-	16395	.
-	FAB-250M-62	FAB-250M-62		FAB-250M-62	FAB-250M-62	-	15803	295
-	OFAB-250-270	OFAB-250-270		OFAB-250-270	OFAB-250-270	-	15959	295
-	OFAB-100-120	OFAB-100-120		OFAB-100-120	OFAB-100-120	-	15375	288
-	OFAB-100-120	OFAB-100-120	X	OFAB-100-120	OFAB-100-120	-	16701	310
-	OFAB-100m/nw	OFAB-100m/nw		OFAB-100m/nw	OFAB-100m/nw	-	15383	288
-	OFAB-100m/nw	OFAB-100m/nw	X	OFAB-100m/nw	OFAB-100m/nw	-	16709	310
-	KMGU-2	KMGU-2		KMGU-2	KMGU-2	-	17095	375

B O M B Y

uwaga: - czasowo zabrania się podwieszać na węzłach 5 i 6 rakiet kierowanych, jeżeli na pozostałych podwieszono bomby lub niekierowane pociski rakietowe;
 - przy podwieszaniu BL-250, 500 oraz KMGU obowiązkowo ładujemy 150 szt. amunicji do działka i nie wolno odwieszać zbiornika dodatkowego.

DODATKOWE DANE DO OKREŚLANIA MOŻLIWOŚCI PRZESTRZENNYCH

Długotrwałość i zasięg lotu samolotu zależy od stopnia napełnienia instalacji paliwowej, średniej masy w locie oraz prędkości i wysokości lotu. Samolot MiG-29A osiąga maksymalny zasięg wykonując lot na wysokości 13000 m z prędkością $Ma = 0.8$. Na małej wysokości ($H_1 = 200$ m) maksymalny zasięg osiąga wykonując lot z prędkością $Ma = 0.5$.

Możliwości samolotu w zasięgu i długotrwałości lotu można określić przy pomocy poniżej przedstawionych tablic, przy czym od obliczeniowej masy paliwa należy odjąć:

- paliwo zużyte na ziemi przed startem (uruchomienie i próba silników, kołowanie, zużycie jednostkowe 20 kg/min w ciągu 7 min.) - 140 kg;
- paliwo zużyte na start (do $H_1 = 200$ m) - 50 kg;
- nawigacyjny zapas paliwa (5% od obliczeniowej ilości paliwa w instalacji samolotu - 250 kg.

Warunki startu i wznoszenia.

Start na maksymalnym zakresie pracy silników i dalej rozpędzanie do $V_p = 300$ km/h. Dalsze rozpędzanie do $V_{rz} = 850$ km/h z naborem wysokości do 1000m. Od tej wysokości wznoszenie z utrzymaniem prędkości przy ustawieniu ciśnienia standartowego.

Czas, droga i zużycie paliwa podczas naboru wysokości na ZPSM z uzbrojeniem w 2xR-27RI i 4xR-60MK i uwzględnieniem rozpędzania do $V_{rz} = 850$ km/h oraz dalszym naborem wysokości z tą prędkością, bez zbiornika dodatkowego ($m_{st} = 16119$ kg, WOC=316):

Wysokość [m]	Czas [min-s]	Droga [km]	Zużycie paliwa [kg]
500	0.50	6	120
1000	1.05	10	180
3000	1.35	18	260
5000	2.20	25	320
7000	3.10	38	400
9000	4.50	65	475
11000	9.00	114	620

3000 m - 95 sek

x - 1

x = 32 m/s

Czas, droga i zużycie paliwa podczas naboru wysokości na ZPSM z uzbrojeniem w 2xR-27RI i 4xR-60MK i uwzględnieniem rozpędzania do $V_{rz} = 850 \text{ km/h}$ oraz dalszym naborem wysokości z tą prędkością, ze zbiornikiem dodatkowym ($m_{ST} = 17445 \text{ kg}$, $WOC = 338$):

Wysokość [m]	Czas [min-s]	Droga [km]	Zużycie paliwa [kg]
500	0.50	6	125
1000	1.10	12	200
3000	1.55	20	280
5000	2.40	30	350
7000	3.40	44	450
9000	6.00	79	580
10000	8.40	115	700

Warunki zniżania.

Czas, droga i zużycie paliwa podczas lotu szybowego do wysokości 600 m na ZPSMG z prędkością 500 km/h:

Wysokość [m]	Czas [min-s]	Droga [km]	Zużycie paliwa [kg]
11000	6.40	79	92
10000	6.00	70	84
9000	5.25	61	76
7000	4.20	46	62
5000	3.10	32	48
3000	1.50	17	29
1000	0.20	3	8

Średni minutowy rozchód paliwa podczas lotu po kręgu w rejonie lotniska wynosi 50kg/min.

Warunki lądowania:

- z prostej ($H_{lad} = 5000 \text{ m}$, $t_{lad} = 12 \text{ min } 35 \text{ s}$) - 330 kg;
- z rubieży ($H_{lad} = 2000 \text{ m}$, $t_{lad} = 5 \text{ min } 15 \text{ s}$) - 160 kg;
- z "dużego prostokata", ($t_{lad} = 9 \text{ min } 25 \text{ s}$) - 355 kg;
- z kręgu, ($t_{lad} = 4 \text{ min } 15 \text{ s}$) - 135 kg.

PEŁNE ZAPASY PALIWA NA SAMOLOTACH MiG-29A I MiG-29UB

WARIANT NAPEŁNIENIA	GESTOŚĆ PALIWA ρ_p [kg/l]									
	0.755	0.765	0.775	0.785	0.795	0.805	0.815	0.825	0.835	0.845
Instalacja wewnętrzna samolotu	3170	3215	3255	3300	3340	3380	3425	3465	3510	3550
Instalacja wewnętrzna samolotu i zbiornik dodatkowy 1500 l	4300	4360	4415	4475	4530	4590	4645	4705	4760	4820

OBLICZENIOWE ZAPASY PALIWA NA SAMOLOTACH MiG-29A I MiG-29UB

WARIANT NAPEŁNIENIA	GESTOŚĆ PALIWA ρ_p [kg/l]									
	0.755	0.765	0.775	0.785	0.795	0.805	0.815	0.825	0.835	0.845
Instalacja wewnętrzna samolotu	2950	2990	3025	3070	3105	3145	3185	3220	3265	3300
Instalacja wewnętrzna samolotu i zbiornik dodatkowy 1500 l	3995	4050	4105	4160	4210	4265	4315	4375	4425	4480

Zużycie paliwa podczas prowadzenia walki powietrznej:

$$m_{p\text{ } \nu p} = 30s \times C_s^{\text{ZPSPD}} + 90s \times C_s^{\text{ZPSM}} + 180s \times C_s^{\text{ZPSN}}$$

gdzie: C_s^{ZPSPD} - sekundowy rozchód paliwa podczas pracy silnika na zakresie "pełne dopalanie";

C_s^{ZPSM} - sekundowy rozchód paliwa podczas pracy silnika na zakresie "maksymalny";

C_s^{ZPSN} - sekundowy rozchód paliwa podczas pracy silnika na zakresie "nominalny";

Wysokość [m]	C_s^{ZPSPD}		C_s^{ZPSM}		C_s^{ZPSN}		$m_{p\text{ } \nu p}$	
200		12.10		2.70		1.10	804	
500		11.60		2.60		1.05	771	
1000		11.20		2.50		0.81	707	
3000	30 s	9.20	90 s	2.20	180 s	0.73	605	średnio 532 kg
5000		7.05		1.60		0.68	477	
7000		5.20		1.25		0.65	385	
9000		4.60		0.85		0.50	304	
11000		2.60		0.65		0.40	208	

Uwzględniając dane z tabeli należy przyjmować uśrednione zużycie paliwa na prowadzenie walki, niezależnie od wysokości dolotu do rejonu działań bojowych, $m_{p\text{ } \nu p} = 600$ kg.

Zużycie paliwa w locie poziomym.

Kilometrowe zużycie paliwa samolotu uzbrojonego w 2xR-60 i 2xAPU-27 przy średniej masie w locie 13000 kg dla różnych prędkości przedstawia tabela:

Wysokość [m]	Prędkość Ma				
	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
0	4.33	4.77	5.38	6.11	7.60
1000	3.95	4.32	4.79	5.46	6.76
3000	3.35	3.47	3.80	4.29	5.27
5000	2.96	2.88	3.05	3.39	4.11
7000	2.69	2.43	2.46	2.64	3.14
9000	2.93	2.25	2.12	2.18	2.53
11000	-	2.36	1.93	1.84	2.06
13000	-	-	-	1.77	1.82

ORIENTACYJNE PROMIENIE TAKTYCZNE SAMOLOTU MiG-29A.

Wartości podane w tabeli obliczono przy danych wyjściowych:

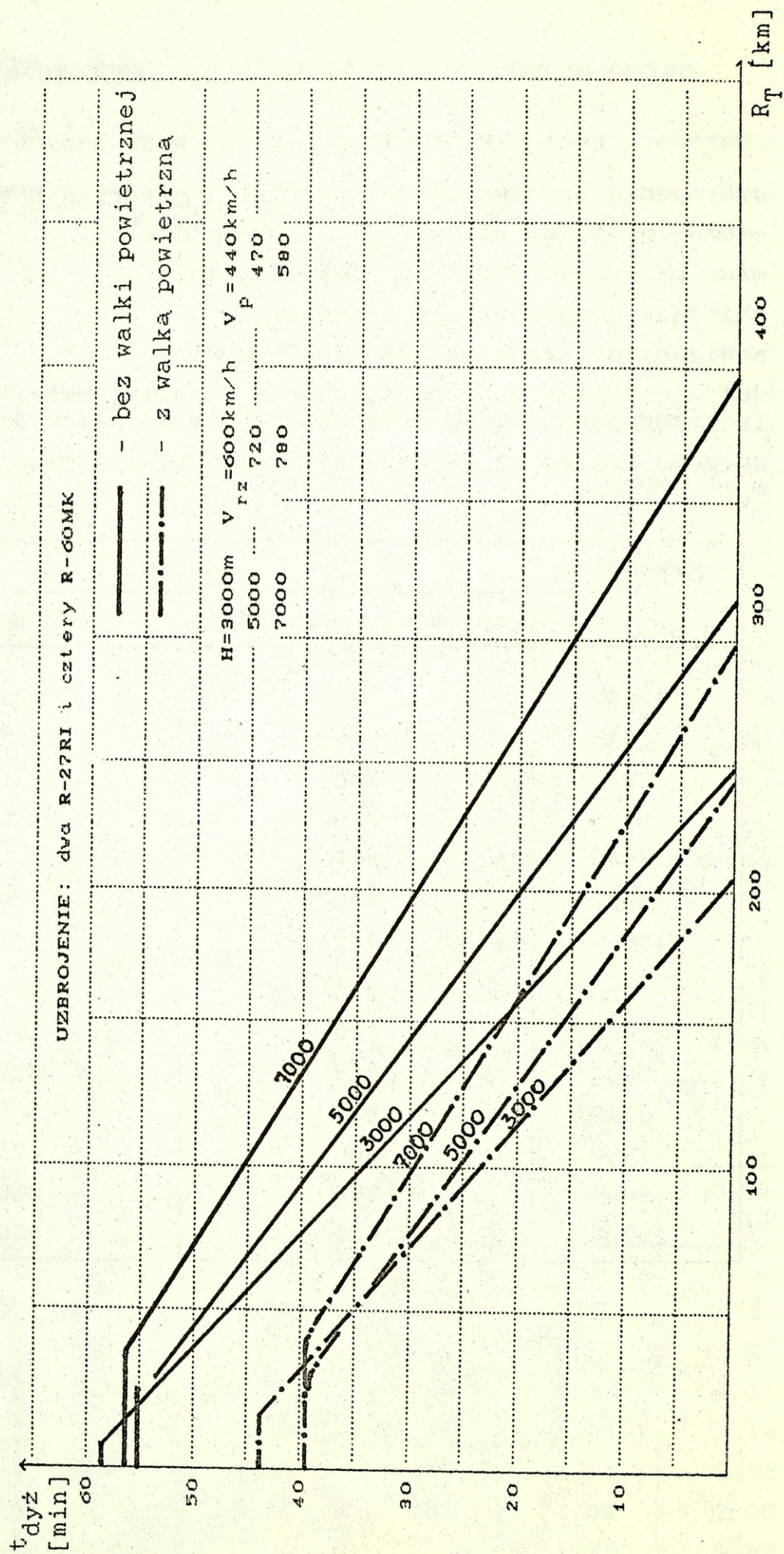
- uzbrojenie myśliwca w dwie R-27RI i cztery R-60MK;
- ciężar właściwy paliwa $\rho_p = 0.805 \text{ kg/dcm}^3$;
- masa paliwa zużytego na ziemi 140 kg;
- zbiornik dodatkowy nie zrzucany;
- nawigacyjny zapas paliwa = $0.05 \times m_{p \text{ obl}}$;
- zużycie paliwa podczas lądowania i paliwo rezerwowe po 135 kg (potrzebne na lot po kręgu na $H=600\text{m}$ w czasie 4min 15sek);
- zużycie paliwa na prowadzenie walki powietrznej w ciągu 6 min.
 $m_{p \text{ wp}} = 600 \text{ kg}$;

Wysokość	R_T [km]	
	bez walki powietrznej	z walką powietrzną
	bez DZP-1500	
500	190	145
1000	200	155
3000	250	210
5000	310	240
7000	395	300
9000	450	360
11000	500	380
	z DZP-1500	
500	260	215
1000	290	220 - 352
3000	345	285 - 456
5000	430	355 - 568
7000	505	425 - 680
9000	610	510
10000	635	535 - 856

116
shosunek F-16

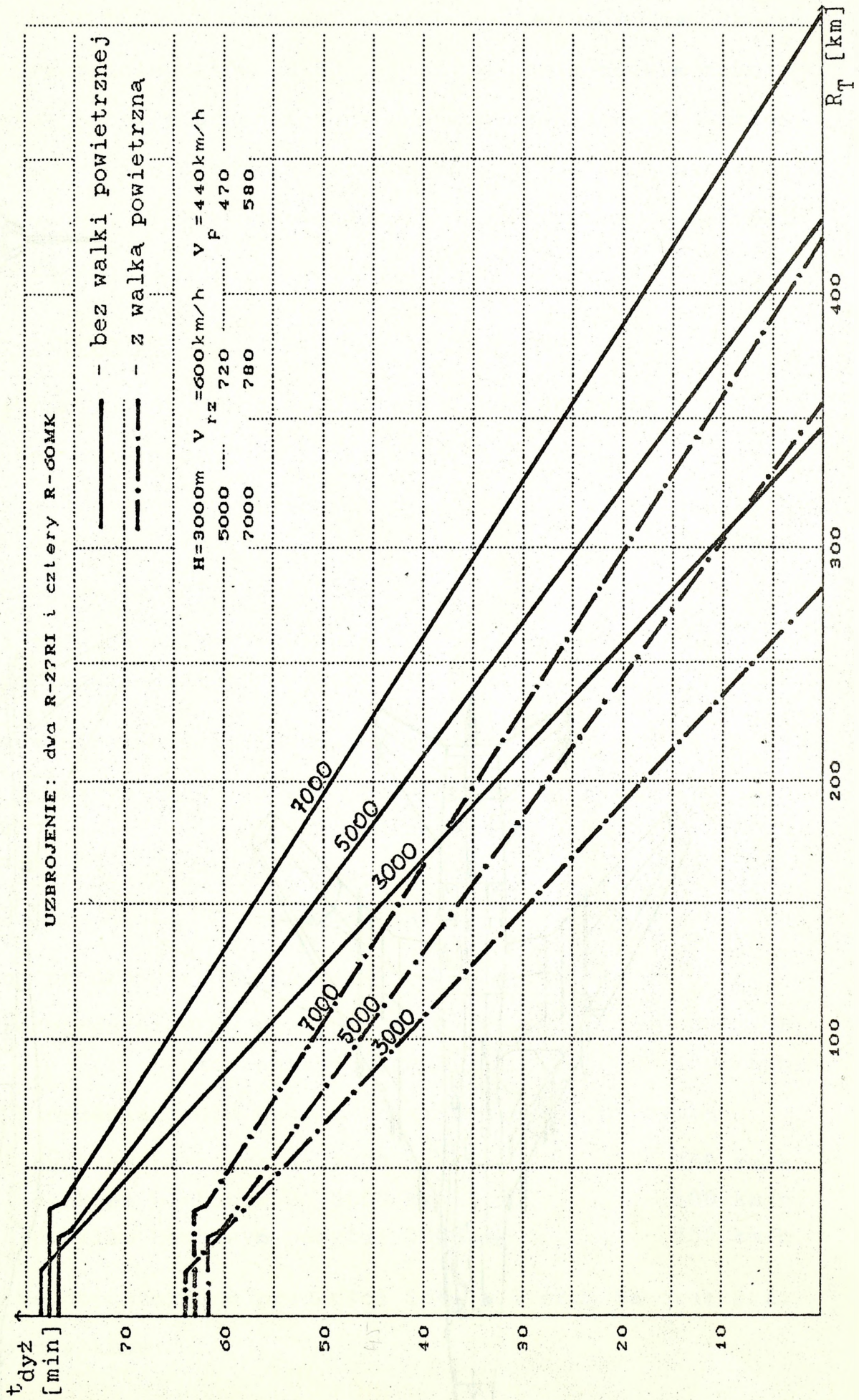
WYKRES CZASÓW DYZEUROWANIA SAMOLOTU MIG-29A BEZ ZBIORNIKA DODATKOWEGO

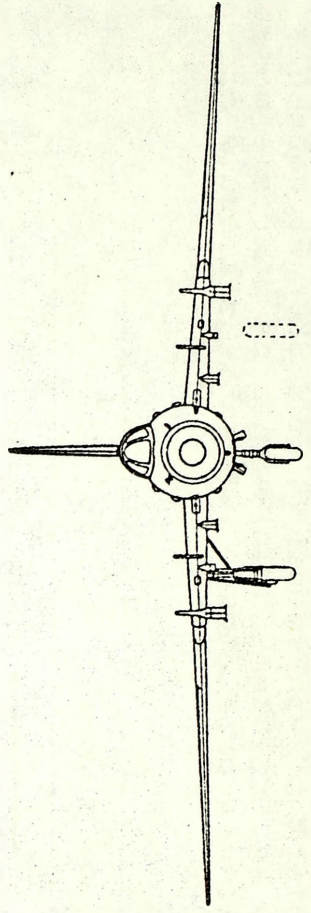
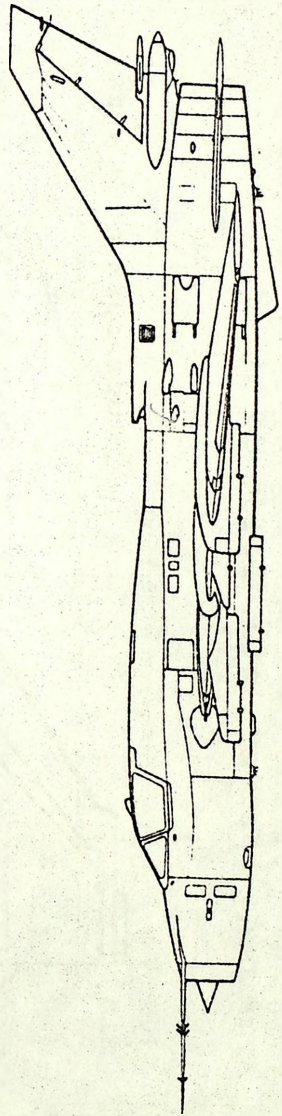
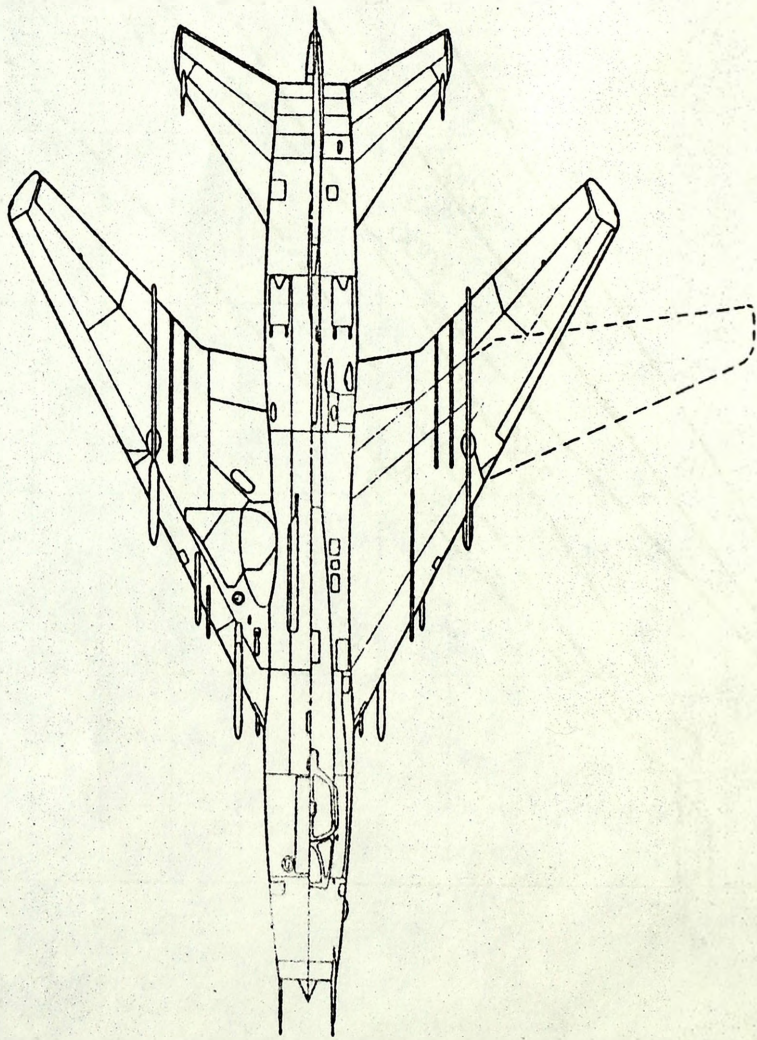
Całkowity zapas paliwa 4200 l. Ciężar właściwy paliwa 0.805 kg/dcm³. Nawigacyjny zapas paliwa 158 kg. Rezerwowy zapas paliwa na lot po kręgu 135 kg. Start i wznoszenie na ZPSM. Prowadzenie walki powietrznej w ciągu 5 min. przy zużyciu paliwa 600 kg. Prędkość dyżurowania na zakresie maksymalnego zasięgu lotu. Dolot do strefy i powrót z prędkością przelotową. Lądowanie z kręgu w czasie 4 min 15 sek.



WYKRES CZASÓW DYŻUROWANIA SAMOLOTU MiG-29A ZE ZBIORNIKIEM DODATKOWYM

Całkowity zapas paliwa 5700 l. Ciężar właściwy paliwa 0.805 kg/dcm³. Nawigacyjny zapas paliwa 158 kg. Rezerwowy zapas paliwa na lot po kręgu 135 kg. Start i wznoszenie na ZPSM. Prowadzenie walki powietrznej w ciągu 5 min. przy zużyciu paliwa 600 kg. Prędkość dyżurowania na zakresie maksymalnego zasięgu lotu. Dolot do strefy i powrót z prędkością przelotową. Lądowanie z kręgu w czasie 4 min 15 sek.





SAMOLOT MYŚLIWSKO-BOMBOWY Su-22M4

Samolot Su-22M4 z silnikiem AL-21F-3, ze zmiennym skosem skrzydła w przedziale kątów $30-63^\circ$, jest jednomiejscowym samolotem myśliwsko-bombowym przeznaczonym do zwalczania celów naziemnych i nawodnych, nieruchomych i ruchomych, a także do niszczenia niemanewrujących i słabo manewrujących w ograniczonym zakresie celów powietrznych.

DANE LOTNO-TAKTYCZNE

1. Prędkość maksymalna w locie poziomym (skos skrzydła $\alpha = 63^\circ$):

a) na małej wysokości ($H_1=200\text{m}$):

- bez podwieszonych zewnętrznych - 1350 km/h;
- z ładunkiem bombowym 2000 kg - 1250 km/h;

b) na dużej wysokości ($H = 11000\text{m}$):

- bez podwieszonych zewnętrznych - 1.7 ^{+0.05} Ma;
- z pociskami rakietowymi (2xR-60) - 1.6 ^{+0.05} _{-0.1} Ma.

2. Prędkość minimalna w locie poziomym:

a) skos skrzydła $\alpha=30^\circ; 45^\circ$: bez podwieszonych ... - 210-220 km/h;
z podwieszeniami . - 250-260 km/h;

b) skos skrzydła $\alpha=63^\circ$: bez podwieszonych - 240-250 km/h;
z podwieszeniami - 270-300 km/h.

3. Minimalna prędkość ewolucyjna:

a) bez podwieszonych: skos skrzydła $\alpha=30^\circ; 45^\circ$ - 400 km/h;
skos skrzydła $\alpha=63^\circ$ - 450 km/h;

b) z podwieszeniami dla wszystkich kątów skosu skrzydła:

- z ładunkiem bombowym do 1500 kg - 450 km/h;
- z ładunkiem bombowym do 3000 kg - 500 km/h;
- z ładunkiem bombowym powyżej 3000 kg - 550 km/h.

4. Maksymalne dopuszczalne prędkości lotu i liczby Ma oraz przeciążenia użytkowe:

Lp	Wariant podwieszeń	V _p [km]			liczba Ma			n _z											
		χ=30°	χ=45°	χ=63°	χ=30°	χ=45°	χ=63°	χ=30°	χ=45°	χ=63°									
		3	4	5	6	7	8	9	10	11									
1	2																		
1	Bez podwieszeń z 2×R-60*	900	1100	1350	0.85	1.5	1.7 /1.6/	5.0	6.0 5.0	7.0 6.0									
2	8×BL-500 (RBK) ----- 20×BL-100 lub 10×BL-250 ----- 4×ZB-500 lub 4×KMGU-2 ----- 8×BL-250 (RBK) lub 2×BL-500	800 ----- 900	900 ----- 1000	1000 ----- 1250	0.85	1.5	1.5	4.0	4.5 4.0	5.0 4.5									
3	2×H-25ML lub 2×H-25MP z ŁO-86E + SPS-141 ----- 2×H-29L (H-29T) lub 2×H-58E z ŁO-86E +SPS-141	900	1000	1200	0.85	1.5	1.5	4.0	5.0 4.5	5.5 4.5									
4	6×UB-32A lub 4×B8-M1 ----- 6×S-24 lub 2×S-25OFM	900	1000	1100	0.85	1.5	1.5	4.0	5.0 4.5	5.5 4.5									

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
5	KKR-1TE/2+2xR-60 ----- KKR-1TE/2+2xR-60+ +2xPTB-800	900 ----- 800	1000 ----- 900	1100 ----- 1000	0.85 ----- 0.85	0.9 ----- 1.5	1.5	4.0 ----- 3.0	5.0 ----- 4.0	5.5 ----- 4.5 ----- 5.0 ----- 4.0
6	2xPTB-800 ----- 4xPTB-800 lub 2xPTB-1150	900 ----- 800	1000 ----- 900	1100 ----- 1000	0.90 ----- 0.85	1.5 ----- 0.85	1.5	3.0 ----- 3.0	4.5 ----- 4.0 ----- 3.0	5.0 ----- 4.0 ----- 3.0
7	4xSPPU-22-01**	900	1000	1200	0.85	1.5	1.5	4.0	5.5 ----- 4.5	6.0 ----- 5.0

*/ Pociiski raketowe R-60 są etatowym uzbrojeniem samolotu i podwieszają się je zawsze ze wszystkimi wariantami podwieszonych, przy tym ograniczenia użytkowania dla wszystkich podwieszonych, podane w tabeli, nie ulegają zmianie.

**/ Podczas strzelania z SPPU-22-01 przy skosie skrzydła $\chi=63^\circ$ prędkość $V_p \leq 1100$ km/h.

UWAGA: 1. W lotach z pociskami raketowymi H-25MP i H-58U przy kącie skosu skrzydła $\chi=45^\circ$ liczba $M_a < 0.9$.

2. Przeciążenia podane w tabeli zezwala się osiągać przy dowolnych pozostałościach paliwa.

3. W lotach z mieszanymi wariantami podwieszonych uzbrojenia stosować ograniczenia podane w tabeli dla wariantu z najbardziej surowymi ograniczeniami.

5. Maksymalny zasięg lotu przy skosie skrzydła $\alpha=45^\circ$ na wysokości $H_1=8000$ m z prędkością przyrzadową $V_p=540-520$ km/h:
- ze zrzutem pustych zbiorników dodatkowych - 2500 km;
 - bez zrzutu pustych zbiorników dodatkowych - 2170 km.
6. Promień zastosowania bojowego na wysokości lotu $H_1=200$ m i prędkości $V=600-900$ km/h, przy skosie skrzydła $\alpha=63^\circ$, z uwzględnieniem nawigacyjnego zapasu paliwa, paliwa na krag do lądowania i wykonanie manewru nad celem, zrzucenia pustych zbiorników dodatkowych i ładunku bombowego:
- z bombami o masie 1000 kg i czterema zbiornikami dodatkowymi 840 l - 600 km;
 - z bombami o masie 2000 kg i dwoma zbiornikami dodatkowymi 840 l - 460 km;
 - z bombami o masie 4000 kg i bez zbiorników dodatkowych - 300 km.
7. Pułap praktyczny samolotu:
- na ZPSPD - 15200 m;
 - na ZPSM - 12000 m.
8. Maksymalne dopuszczalne przeciążenie samolotu (g) - 7.0.
9. Liczba punktów podwieszek zewnętrznych - 10.
10. Udźwig uzbrojenia - 4200 kg.
11. Masy samolotu:
- pustego - 11360 kg;
 - normalna startowa - 16300 kg;
 - maksymalna startowa - 19400 kg;
 - normalna do lądowania - 12500 kg;
 - maksymalna do lądowania - 13400 kg;
12. Pojemność instalacji paliwowej:
- wewnętrznej - 4640 l;
 - zbiorników dodatkowych: 2×DZP-800 - 1680 l;
 - 4×DZP-800 - 3360 l;

- 2×DZP-1100 - 2320 l;
- maksymalny zapas paliwa - 8000 l.
- 13. Długość lotu na dużej wysokości z zbiornikami dodatkowymi - 3 h 20 min.
- 14. Maksymalna prędkość pionowego wznoszenia - 220 m/s.
- 15. Warunki startu:
 - prędkość oderwania - 360-365 km/h (maks. 410 km/h);
 - długość rozbiegu - 1450-1500 m.
- 16. Warunki lądowania:
 - prędkość przyziemienia ... - 285-230 km/h (maks. 340 km/h);
 - długość dobiegu bez spadochronu hamującego - 1300 m;
 - długość dobiegu ze spadochronem hamującym - 900 m.
- 17. Dopuszczalna boczna składowa wiatru:
 - przy starcie i lądowaniu - 15 m/s;
 - przy lądowaniu ze spadochronem hamującym - do 10 m/s.

DANE GEOMETRYCZNE

1. Wymiary samolotu:

- długość - 17.341 m;
- długość z wysięgnikiem OCP - 19.026 m;
- rozpiętość skrzydeł: przy skosie $\chi=30^\circ$ - 13.680 m;
- przy skosie $\chi=63^\circ$ - 10.025 m;
- rozpiętość statecznika poziomego - 4.646 m;
- wysokość na stoisku - 5.129 m.

3. Powierzchnie samolotu:

- skrzydło: przy skosie $\chi=30^\circ$ - 38.49 m²;
- przy skosie $\chi=63^\circ$ - 34.45 m²;
- statecznika poziomego - 5.58 m².

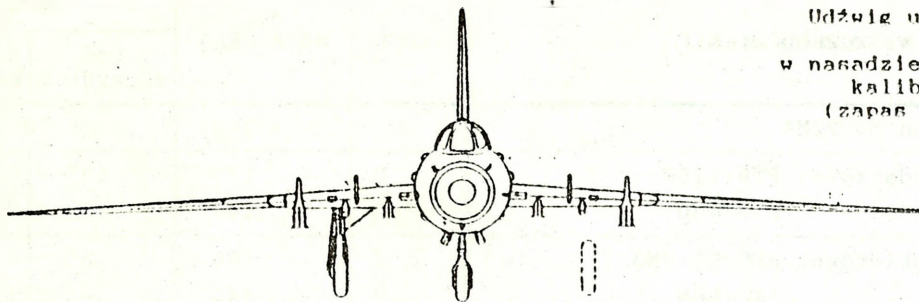
DANE ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

Napęd samolotu stanowi silnik AL-21F-3 o ciągu 7800 KG. Maksymalny ciąg na zakresie pracy silnika "pełne dopalanie" (ZPSPD) wynosi 11200 KG.

Włączenie "dopalania" w locie może nastąpić:

- do wysokości lotu $H_1 = 5000$ m gdy prędkość większa niż $V_{rz} = 350$ km/h;
- powyżej wysokości lotu $H_1 = 5000$ m gdy prędkość większa niż $V_{rz} = 450$ km/h.

UZBROJENIE SAMOLOTU SU-22M4



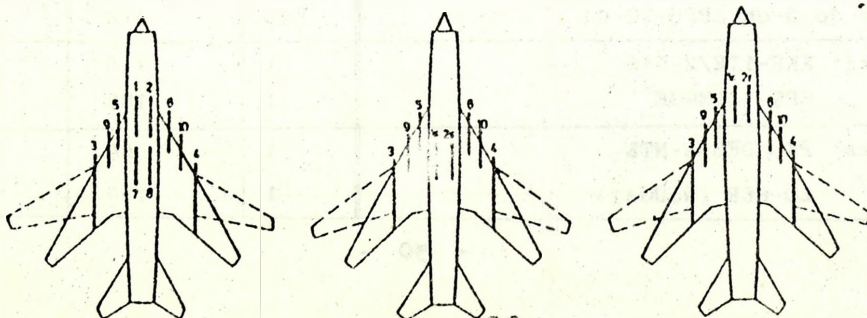
Udźwig uzbrojenia ~ 4300 kg

w nasadzie skrzydeł dwa działka kalibru 30 mm - NR-30 (zapas pocisków 160 szt.)

BELKI PODSKRZYDŁOWE			BELKI PODKADŁUBOWE							BELKI PODSKRZYDŁOWE			ŚRODKI RAZENIA	
4	10	6	8	2R	2	2s	1s	1	1r	7	5	9		3
														BL lub RBK do 500 kg
														BL lub RBK do 250 kg
														BL do 100 kg
														ZB-500-370
														KMGU-2
														S-24
														S-250rM/k
														UB-32-73
														B8-M1
														R-60M
														H-25HL
														H-25HR + zas. DELTA-NTE
														H-25HP lub H-58U + WJUNA (EO-86E)
														H-29L/T
														SPPU-22-01
														SPS-14 1MWGE
														zb. dod. 8001
														zb. dod. 11001

C-2
BY
AV
K-2
DV
E-2
JV
FV
GV
H-2

ROZMIESZCZENIE PUNKTÓW PODWISZEŃ UZBROJENIA



ZESTAWIENIE WARTOŚCI MASOWYCH I WOC SAMOŁOTU SU-22M4
DLA PRZENOSZONYCH ŚRODKÓW RAŻENIA.

WYSZCZEGÓLNIENIE	ILOŚĆ	MASA [kg]	WOC	
			pod skrzydłem	pod kadłubem
Masa samolotu Su-22M4	1	11360	70	
Zbiorniki dodatkowe: PTB-1150	2	170	10	-
PTB-800	2	140	10	9
Wyrzutnie raketowe: APU-68-UM3	2	80	3	2
AKU-58E	2	440	-	5
APU-60-1M	2	70	2	-
0-25	2	140	10	-
Pociski raketowe: S-25OFM	2	830	16	-
S-24B	2	480	5	4
H-25ML	2	600	12	11
H-25MR	2	600	12	-
H-25MP	2	640	-	11
H-29L	2	1300	-	25
H-29T	2	1340	-	25
H-58U	2	1380	-	25
R-60M(MK)	2	90	3	-
Belki bombowe: BDZ-57MT (PODKADŁUBOWA)	2	74	-	4
BDZ-57MTA (PODSKRZYDŁOWA)	2	110	4	-
MBDZ-U6-68-1 (WIELOZAMKOWA)	2	270	22	18
Bomby: FAB-500M-62	2	998	10	9
FAB-500M-62	4	1996	-	15
FAB-500SzN	2	1026	12	11
FAB-500SzN	4	2056	-	17
ZAB-500Sz	2	856	24	22
ZB-500-370	2	750	10	9
BETAB-500	2	860	11	10
FAB-250M-62	2	454	5	4
FAB-250M-62	4	908	-	6
FAB-250M-62 (8na4xMBDZ i 2na2xBDZ)	10	2270	20	
FAB-250Sz	2	.	6	5
FAB-250Sz	4	.	-	8
OFAB-250-270	2	532	9	8
OFAB-250-270	4	1064	-	13
OFAB-100-120	2	240	4	3
OFAB-100-120	4	480	-	4
OFAB-100-120 (8na4xMBDZ i 2na2xBDZ)	20	2400	36	
Kasety bombowe: RBK-500
RBK-250
Zasobnik bombowy KMGU-2	2	370	9	7
Ładunek bombowy 2-ch KMGU-2	16	760	-	-
Blok B8-M1	2	318	15	-
Pociski raketowe S-8	40	448	-	-
Blok UB-32A-73	2	210	9	7
Pociski raketowe: S-5K	64	233	-	-
S-5M	64	256	-	-
S-5KO	64	288	-	-
Zasobnik artyleryjski SPPU-22-01	2	470	10	9
Amunicja do 2-ch SPPU-22-01	520	170	-	-
Zasobniki: KKR-1TE/2-54K	1	710	-	10
SPS-141MWGE	1	180	5	-
Aparatura: PKŁ DELTA-NTE	1	50	5	-
ŁO-86E (WJUGA)	1	170	-	3

WARIANTY UZBROJENIA, MASY STARTOWE I WOC DLA SAMOLOTU SUJ-22M4

część 1/8

max. startowa
19.400 kg

PUNKTY PODWIESZEN												masa startowa m _{st} [kg] przy ρ _p = 0.805 kg/l	WOC			
4	10	6	8	2R	2	2S	1S	1	1R	7	5			9	3	
															15130	80
	R-60												R-60		15290	85
	R-60											SPS-141	R-60		15470	90
[UB-32]	R-60												R-60	SPS-141	15745	94
BL-100	R-60	BL-100	BL-100		BL-100			BL-100		BL-100			R-60	BL-100	16130	97
BL-250	R-60	BL-250	BL-250		BL-250			BL-250		BL-250			R-60	BL-250	17330	101
BL-500	R-60	BL-500	BL-500		BL-500			BL-500		BL-500			R-60	BL-500	19330	120
ZB-500	R-60		ZB-500							ZB-500			R-60	ZB-500	16820	104
KMGU-2	R-60												R-60	KMGU-2	17300	101
KMGU-2	R-60		KMGU-2					KMGU-2		KMGU-2			R-60	KMGU-2	17390	101
⁵ / ₂ × BL-100	R-60	BL-100				⁴ / ₂ × BL-100	⁴ / ₂ × BL-100						R-60	⁵ / ₂ × BL-100	17610	165
² / ₂ × BL-250	R-60	BL-250				² / ₂ × BL-250	² / ₂ × BL-250						R-60	² / ₂ × BL-250	18100	149
UB-32A	R-60	UB-32A			UB-32A			UB-32A					R-60	UB-32A	16955	110
B8-M1	R-60	B8-M1											R-60	B8-M1	16880	115
S-24	R-60	S-24			S-24			S-24					R-60	S-24	16970	107
S-25	R-60												R-60		16270	111
S-25	R-60	BL-250			BL-250			BL-250					R-60	BL-250	17290	120
S-25	R-60		BL-100		BL-100			BL-100		BL-100			R-60		16690	115
S-25	R-60		BL-250		BL-250			BL-250		BL-250			R-60		17290	117
S-25	R-60		BL-500		BL-500			BL-500		BL-500			R-60		18290	126
S-25	R-60		ZB-500							ZB-500			R-60		17030	120
S-25	R-60												R-60		17230	118
S-25	R-60		KMGU-2					KMGU-2					R-60	KMGU-2	17320	118

część 2/8

PUNKTY PODWIESZEN

PUNKTY PODWIESZEN													masa startowa m _{st} [kg] przy ρ _p =0.805 kg/l		WOC	
4	10	6	8	2R	2	2s	1s	1	1R	7	5	9	3			
SPPU-22	R-60			SPPU-22					SPPU-22			R-60	SPPU-22	16584	103	
SPPU-22	R-60	AB-500		SPPU-22					SPPU-22		BL-500	R-60	SPPU-22	17594	113	D
SPPU-22	R-60			SPPU-22					SPPU-22		SPS-141	R-60	SPPU-22	16764	103	D: 505.MI
	R-60					KKR-1TE/2						R-60		15890	95	KKR
[UB-32]	R-60					KKR-1TE/2						R-60	SPS-141	16520	104	
UB-32A	R-60					KKR-1TE/2					SPS-141	R-60	UB-32A	16902	109	
	R-60	B8-M1				KKR-1TE/2					B8-M1	R-60		16685	110	
	R-60	S-24				KKR-1TE/2					S-24	R-60	SPS-141	16907	112	
S-25	R-60					KKR-1TE/2						R-60	S-25	16870	121	
H-25MŁ	R-60			H-25MŁ					H-25MŁ		SPS-141	R-60	H-25MŁ	16884	118	RK
	R-60			H-29Ł					H-29Ł			R-60		16940	115	
	R-60			H-29Ł					H-29Ł		SPS-141	R-60		17120	120	
H-25MŁ	R-60			H-29Ł					H-29Ł			R-60	H-25MŁ	17660	130	
	R-60			H-25MP					H-25MP			R-60		16134	101	
	R-60			H-25MP		WJUQA			H-25MP			R-60		16316	106	
H-25MR	R-60											R-60	H-25MR	15985	105	
H-25MR	R-60										DELTA	R-60	H-25MR	16165	110	
UB-32A	R-60	UB-32A	BL-500		BL-500			BL-500		BL-500	UB-32A	R-60	UB-32A	18420	118	B-RN
UB-32A	R-60	UB-32A	ZB-500							ZB-500	UB-32A	R-60	UB-32A	17160	112	B-RN
UB-32A	R-60	UB-32A	BL-250		BL-250			BL-250		BL-250	UB-32A	R-60	UB-32A	17420	109	B-RN
UB-32A	R-60	UB-32A	BL-100		BL-100			BL-100		BL-100	UB-32A	R-60	UB-32A	16820	107	B-RN
UB-32A	R-60	UB-32A				KMGU-2	KMGU-2				UB-32A	R-60	UB-32A	17360	110	
UB-32A	R-60	UB-32A	KMGU-2							KMGU-2	UB-32A	R-60	UB-32A	17450	110	
KMGU-2	R-60	UB-32A				KMGU-2	KMGU-2				UB-32A	R-60	KMGU-2	17855	110	
KMGU-2	R-60	UB-32A	KMGU-2							KMGU-2	UB-32A	R-60	KMGU-2	17945	110	
B8-M1	R-60	B8-M1	BL-500		BL-500			BL-500		BL-500	B8-M1	R-60	B8-M1	18900	130	

PUNKTY PODWIESZEN														masa startowa m _{st} [kg] przy ρ _p =0.805 kg/l		WOC
4	10	6	8	2R	2	2s	1s	1	1R	7	5	9	3			
B8-M1	R-60	B8-M1	ZB-500							ZB-500	B8-M1	R-60	B8-M1	17640	124	
B8-M1	R-60	B8-M1	AB-250		BL-250			BL-250		BL-250	B8-M1	R-60	B8-M1	17900	121	
B8-M1	R-60	B8-M1	BL-100		BL-100			BL-100		BL-100	B8-M1	R-60	B8-M1	17300	119	
B8-M1	R-60	B8-M1				KMGU-2	KMGU-2				B8-M1	R-60	B8-M1	17840	122	
B8-M1	R-60	B8-M1	KMGU-2							KMGU-2	B8-M1	R-60	B8-M1	17930	122	
KMGU-2	R-60	B8-M1				KMGU-2	KMGU-2				B8-M1	R-60	KMGU-2	18095	116	
KMGU-2	R-60	B8-M1	KMGU-2							KMGU-2	B8-M1	R-60	KMGU-2	18185	116	
S-24	R-60	S-24	BL-500		BL-500			BL-500		BL-500	S-24	R-60	S-24	18430	116	
S-24	R-60	S-24	ZB-500							ZB-500	S-24	R-60	S-24	17170	110	
S-24	R-60	S-24	BL-250		AB-250			BL-250		BL-250	S-24	R-60	S-24	17430	107	
S-24	R-60	S-24	BL-100		BL-100			BL-100		BL-100	S-24	R-60	S-24	16830	105	
S-24	R-60	S-24				KMGU-2	KMGU-2				S-24	R-60	S-24	17370	110	
S-24	R-60	S-24	KMGU-2							KMGU-2	S-24	R-60	S-24	17460	110	
KMGU-2	R-60	S-24				KMGU-2	KMGU-2				S-24	R-60	KMGU-2	17860	109	
KMGU-2	R-60	S-24	KMGU-2							KMGU-2	S-24	R-60	KMGU-2	17950	109	
S-25	R-60		BL-500		BL-500			BL-500		BL-500	SPS-141	R-60	S-25	18470	131	
S-25	R-60		ZB-500							ZB-500	SPS-141	R-60	S-25	17210	125	
S-25	R-60		BL-250		BL-250			BL-250		BL-250	SPS-141	R-60	S-25	17470	122	
S-25	R-60		BL-100		BL-100			BL-100		BL-100	SPS-141	R-60	S-25	16870	120	
S-25	R-60					KMGU-2	KMGU-2				SPS-141	R-60	S-25	17410	123	
S-25	R-60		KMGU-2							KMGU-2	SPS-141	R-60	S-25	17500	123	
SPPU-22	R-60		BL-500		BL-500			BL-500		BL-500		R-60	SPPU-22	17960	110	
SPPU-22	R-60		ZB-500					ZB-500		ZB-500		R-60	SPPU-22	16700	104	
SPPU-22	R-60		BL-250		BL-250			BL-250		BL-250		R-60	SPPU-22	16960	101	
SPPU-22	R-60		BL-100		BL-100			BL-100		BL-100		R-60	SPPU-22	16360	99	
SPPU-22	R-60					KMGU-2	KMGU-2					R-60	SPPU-22	16900	102	

PUNKTY PODWIESZEN														masa startowa m _{st} [kg] przy ρ _p =0.805 kg/l	WOC
4	10	6	8	2R	2	2s	1s	1	1R	7	5	9	3		
SPPU-22	R-60		KMGU-2							KMGU-2		R-60	SPPU-22	16990	102
H-25MŁ	R-60	BL-500		H-25MŁ					H-25MŁ		BL-500	R-60	H-25MŁ	17714	123
ZB-500	R-60			H-25MŁ					H-25MŁ			R-60	ZB-500	16744	108
H-25MŁ	R-60	BL-250		H-25MŁ					H-25MŁ		BL-250	R-60	H-25MŁ	17214	119
H-25MŁ	R-60	BL-100		H-25MŁ					H-25MŁ		BL-100	R-60	H-25MŁ	16914	117
BL-500	R-60	BL-500		H-25MŁ					H-25MŁ		BL-500	R-60	BL-500	18004	118
BL-250	R-60	BL-250		H-25MŁ					H-25MŁ		BL-250	R-60	BL-250	17004	108
BL-100	R-60	BL-100		H-25MŁ					H-25MŁ		BL-100	R-60	BL-100	16404	106
H-25MŁ	R-60					KMGU-2	KMGU-2					R-60	H-25MŁ	16970	107
H-25MŁ	R-60		KMGU-2							KMGU-2		R-60	H-25MŁ	17060	107
BL-500	R-60	BL-500		H-25MŁ					H-25MŁ		BL-500	R-60	BL-500	18174	121
BL-250	R-60	BL-250		H-25MŁ					H-25MŁ		BL-250	R-60	BL-250	17174	111
BL-100	R-60	BL-100		H-25MŁ					H-25MŁ		BL-100	R-60	BL-100	16554	109
ZB-500	R-60			H-25MŁ					H-25MŁ			R-60	ZB-500	16894	111
BL-500	R-60			H-29Ł					H-29Ł			R-60	BL-500	17950	125
BL-250	R-60	BL-250		H-29Ł					H-29Ł		BL-250	R-60	BL-250	17960	125
BL-100	R-60	BL-100		H-29Ł					H-29Ł		BL-100	R-60	BL-100	17360	123
ZB-500	R-60			H-29Ł					H-29Ł			R-60	ZB-500	17700	125
H-25MR	R-60	DELTA	BL-500		BL-500			BL-500		BL-500	SFS-141	R-60	H-25MR	18185	125
H-25MR	R-60	DELTA	BL-250		BL-250			BL-250		BL-250	SFS-141	R-60	H-25MR	17185	115
H-25MR	R-60	DELTA	BL-100		BL-100			BL-100		BL-100	SFS-141	R-60	H-25MR	16585	113
z dwoma podskrzydłowymi zbiornikami paliwa 800 l															
ZP-800													ZP-800	16660	90
ZP-800	R-60											R-60	ZP-800	16820	95
ZP-800	R-60	BL-100	BL-100		BL-100			BL-100		BL-100	BL-100	R-60	ZP-800	17140	103
ZP-800	R-60	BL-250	BL-250		BL-250			BL-250		BL-250	BL-250	R-60	ZP-800	18340	106

PUNKTY PODWIESZEN

		4	10	6	8	2R	2	2S	1S	1	1R	7	5	9	3	masa startowa m _{st} [kg] przy ρ _p =0.805 kg/l	WOC
ZP-800	R-60						BL-500			BL-500				R-60	ZP-800	17830	104
ZP-800	R-60		ZB-500									ZB-500		R-60	ZP-800	17580	104
ZP-800	R-60							KMGU-2	KMGU-2					R-60	ZP-800	17780	102
ZP-800	R-60		KMGU-2									KMGU-2		R-60	ZP-800	17890	102
ZP-800	R-60			UB-32A			UB-32A			UB-32A			UB-32A	R-60	ZP-800	17930	111
ZP-800	R-60			B8-M1									B8-M1	R-60	ZP-800	17615	110
ZP-800	R-60			S-24			S-24			S-24			S-24	R-60	ZP-800	17940	109
ZP-800	R-60					SPPU-22				SPPU-22				R-60	ZP-800	17464	104
ZP-800	R-60							KKR-1TE/2						R-60	ZP-800	17420	105
ZP-800	R-60					H-25ML					H-25ML		SPS-141	R-60	ZP-800	17694	113
ZP-800	R-60					H-29L					H-29L			R-60	ZP-800	18470	125
ZP-800	R-60					H-25MP					H-25MP			R-60	ZP-800	17664	111
ZP-800	R-60			UB-32A									UB-32A	R-60	ZP-800	18335	111
ZP-800	R-60			UB-32A	KMGU-2				KMGU-2			KMGU-2	UB-32A	R-60	ZP-800	18425	111
ZP-800	R-60			S-24									S-24	R-60	ZP-800	18340	110
ZP-800	R-60			B8-M1									B8-M1	R-60	ZP-800	18575	117
ZP-800	R-60			S-24								KMGU-2	S-24	R-60	ZP-800	18430	110
ZP-800	R-60			UB-32A	ZB-500							ZB-500	UB-32A	R-60	ZP-800	18135	113
ZP-800	R-60			UB-32A			BL-500			BL-500			UB-32A	R-60	ZP-800	18385	113
ZP-800	R-60			UB-32A	BL-250		BL-250			BL-250		BL-250	UB-32A	R-60	ZP-800	18395	110
ZP-800	R-60			UB-32A	BL-100		BL-100			BL-100		BL-100	UB-32A	R-60	ZP-800	17795	108
ZP-800	R-60			B8-M1	ZB-500							ZB-500	B8-M1	R-60	ZP-800	18375	119
ZP-800	R-60			B8-M1			BL-500			BL-500			B8-M1	R-60	ZP-800	18625	119
ZP-800	R-60			B8-M1	BL-500							BL-500	B8-M1	R-60	ZP-800	18635	119
ZP-800	R-60			B8-M1	BL-250					BL-250		BL-250	B8-M1	R-60	ZP-800	18635	116
ZP-800	R-60			B8-M1	BL-100		BL-100			BL-100		BL-100	B8-M1	R-60	ZP-800	18035	114

PUNKTY PODWIESZEN														masa startowa m _{st} [kg] przy ρ _p = 0.805 kg/l	WOC	
4	10	6	8	2R	2	2S	1S	1	1R	7	5	9	3			
ZP-800	R-60	S-24	ZB-500							ZB-500	S-24	R-60	ZP-800	18140	112	
ZP-800	R-60	S-24			BL-500			BL-500			S-24	R-60	ZP-800	18390	112	
ZP-800	R-60	S-24	BL-500							BL-500	S-24	R-60	ZP-800	18390	112	
ZP-800	R-60	S-24	BL-250		BL-250			BL-250		BL-250	S-24	R-60	ZP-800	18400	109	
ZP-800	R-60	S-24	BL-100		BL-100			BL-100		BL-100	S-24	R-60	ZP-800	17800	107	
z dwoma podkadłubowymi zbiornikami paliwa 800 l																
						ZP-800	ZP-800								16560	89
	R-60					ZP-800	ZP-800					R-60			16720	94
AB-100	R-60	AB-100				ZP-800	ZP-800				AB-100	R-60	AB-100		17140	102
AB-250	R-60	AB-250				ZP-800	ZP-800				AB-250	R-60	AB-250		17740	104
AB-500	R-60	AB-500				ZP-800	ZP-800				AB-500	R-60	AB-500		18740	114
ZB-500	R-60					ZP-800	ZP-800					R-60	ZB-500		17480	104
⁵ xAB-100	R-60	AB-100				ZP-800	ZP-800				AB-100	R-60	⁵ xAB-100		18160	143
² xAB-250	R-60	AB-250				ZP-800	ZP-800				AB-250	R-60	² xAB-250		18460	133
UB-32A	R-60	UB-32A				ZP-800	ZP-800				UB-32A	R-60	UB-32A		17830	112
B8-M1	R-60	B8-M1				ZP-800	ZP-800				B8-M1	R-60	B8-M1		18310	124
S-24	R-60	S-24				ZP-800	ZP-800				S-24	R-60	S-24		17840	110
S-25	R-60					ZP-800	ZP-800					R-60	S-25		17700	120
SPPU-22	R-60					ZP-800	ZP-800					R-60	SPPU-22		17370	104
H-25ML	R-60					ZP-800	ZP-800				SPS-141	R-60	H-25ML		17620	114
H-25ML	R-60					ZP-800	ZP-800					R-60	H-25ML		17440	109
H-25MR	R-60					ZP-800	ZP-800				DELTA	R-60	H-25MR		17425	114

PUNKTY PODWIESZEN													masa startowa m _{st} [kg] przy ρ _p = 0.805 kg/l	WOC	
4	10	6	8	2R	2	2S	1S	.1	1R	7	5	9			3
ZP-1100													ZP-1100	17210	90
ZP-1100	R-60											R-60	ZP-1100	17370	95
ZP-1100	R-60	BL-100	BL-100		BL-100			BL-100		BL-100		R-60	ZP-1100	18000	103
ZP-1100	R-60	BL-250			BL-250			BL-250				R-60	ZP-1100	18380	104
ZP-1100	R-60	BL-500										R-60	ZP-1100	18380	105
ZP-1100	R-60	UB-32A			UB-32A			UB-32A				R-60	ZP-1100	18480	111
ZP-1100	R-60	B8-M1										R-60	ZP-1100	18165	110
ZP-1100	R-60	S-24			S-24			S-24				R-60	ZP-1100	18490	109
ZP-1100	R-60			SPPU-22					SPPU-22			R-60	ZP-1100	18014	104
ZP-1100	R-60											R-60	ZP-1100	17970	105
ZP-1100	R-60			H-25MŁ					H-25MŁ			R-60	ZP-1100	18244	113
ZP-1100	R-60			H-25MP					H-25MP			R-60	ZP-1100	18214	111
ZP-1100	R-60	BL-500			BL-500				H-25MŁ			R-60	ZP-1100	19074	118
ZP-1100	R-60	BL-250			BL-250				H-25MŁ			R-60	ZP-1100	18574	113
ZP-1100	R-60	BL-100			BL-100				H-25MŁ			R-60	ZP-1100	18274	112
ZP-1100	R-60	BL-250							H-25MP			R-60	ZP-1100	18724	116
ZP-1100	R-60	BL-100							H-25MP			R-60	ZP-1100	18424	115
ZP-1100	R-60	UB-32A			BL-250			BL-250				R-60	ZP-1100	18435	108
ZP-1100	R-60	UB-32A			BL-100			BL-100				R-60	ZP-1100	18135	107
ZP-1100	R-60	B8-M1			BL-250			BL-250				R-60	ZP-1100	18675	114
ZP-1100	R-60	B8-M1			BL-100			BL-100				R-60	ZP-1100	18375	113
ZP-1100	R-60	S-24			BL-250			BL-250				R-60	ZP-1100	18440	107
ZP-1100	R-60	S-24			BL-100			BL-100				R-60	ZP-1100	18140	106

z dwoma podskrzydłowymi zbiornikami paliwa 1100 l

KKR-1 TE/2

WJUGA

WJUGA

WJUGA

PUNKTY PODWIESZEN											masa startowa				
4	10	6	8	2R	2	2s	1s	1	1R	7	5	9	3	m _{st} [kg] przy P _p =0.805 kg/l	WOC
ZP-800						ZP-800	ZP-800						ZP-800	18090	99
ZP-800	R-60					ZP-800	ZP-800						ZP-800	18250	104
ZP-800	R-60	BL-250				ZP-800	ZP-800				BL-250		ZP-800	18760	109
ZP-800	R-60	BL-100				ZP-800	ZP-800				BL-100		ZP-800	13460	108
ZP-800	R-60	UB-32A				ZP-800	ZP-800				UB-32A		ZP-800	18805	113
ZP-800	R-60	B8-M1				ZP-800	ZP-800				B8-M1		ZP-800	19015	119
ZP-800	R-60	S-24				ZP-800	ZP-800				S-24		ZP-800	18730	112

z dwoma podskrzydłowymi zbiornikami paliwa 1100 l

UWAGI:

1. Masa samolotu i WOC w konfiguracji bez podwieszonych środków rażenia z uwzględnieniem paliwa, olejów i gazów, kompletu amunicji do NR-30 i węzłami podwieszonych.
2. Masę bomb przyjęto za równoważną jej wagomiarowi. Faktyczne masy bomb, wyważenie i masa samolotu mogą nieznacznie odbiegać od powyższych obliczeń, ale będą się mieścić w dopuszczalnej odchyłce (0.2%).
3. Masy i wyważenie kaset bombowych typu RBK odpowiadają masie i wyważeniu bombom lotniczym odpowiedniego wagomiaru.
4. Tymczasowo zabrania się podwieszania stanowisk strzeleckich SPPU-22-01 na punkty podwieszonych 1R i 2R (przeznaczonych do strzelania w kierunku przeciwnym do lotu samolotu).

DODATKOWE DANE DO OKREŚLANIA MOŻLIWOŚCI PRZESTRZENNYCH

Praca na ziemi.

- jednostkowe zużycie paliwa na ziemi - 20 kg/min;
- średni czas pracy silnika na ziemi - 7 min;
- średnie zużycie paliwa na ziemi - 140 kg.

Warunki startu i wznoszenia.

Start na pełnym dopalaniu ze skosem skrzydła 30° do prędkości $V_{rz} = 600$ km/h, dalej z V_{rz} zgodną z poniższą tabelą w zależności od wartości współczynnika oporu czołowego WOC:

WOC	PRĘDKOŚĆ RZECZYWISTA [km/h]	
	SFSM	ZPSPD
70 - 89	850	1000
90 - 109	800	950
110 - 129	750	900
130 - 149	700	850
150 - 170	650	800

Warunki lądowania.

a) lądowanie z kręgu

$$H_{kr} = 1000 \text{ m}$$

$$t_{kr} = 10 \text{ min}$$

zużycie paliwa w locie po kręgu - 35 kg/min

$$m_{p,kr} = 350 \text{ kg};$$

b) lądowanie z rubieży

$$L_{ład} = 40 \text{ km}$$

$$t_{ład} = 5 \text{ min}$$

$$m_{p,ład} = 250 \text{ kg}$$

Warunki atakowania.

Zużycie paliwa w czasie wykonywania zadania bojowego -
- 72 kg/min.

- atak bezpośrednio z trasy lotu $m_{p,zad} = 144$ kg (2 min);

- dwa ataki $m_{p,zad} = 360$ kg (5 min).

PEŁNE ZAPASY PALIWA NA SAMOLOCIE SU-22M4

WARIANT NAPEŁNIENIA	ZAPAS PALIWA [l]	GESTOŚĆ PALIWA ρ_p [kg/l]							
		0.755	0.765	0.775	0.785	0.795	0.805	0.815	0.825
Instalacja wewnętrzna samolotu	4590	3460	3510	3560	3600	3650	3690	3740	3790
Instalacja wewnętrzna samolotu i 2 zbiorniki dodatkowe 1150 l	6910	5200	5290	5360	5420	5490	5560	5630	5700
Instalacja wewnętrzna samolotu i 2 zbiorniki dodatkowe 800 l	6270	4730	4800	4860	4920	4980	5050	5110	5170
Instalacja wewnętrzna samolotu i 4 zbiorniki dodatkowe 800 l	7950	6000	6080	6180	6240	6320	6400	6480	6560

OBLICZENIOWE ZAPASY PALIWA NA SAMOLOCIE SU-22M4

WARIANT NAPEŁNIENIA	ZAPAS PALIWA [l]	GESTOŚĆ PALIWA ρ_p [kg/l]							
		0.755	0.765	0.775	0.785	0.795	0.805	0.815	0.825
Instalacja wewnętrzna samolotu	4590	3220	3260	3310	3350	3390	3440	3490	3530
Instalacja wewnętrzna samolotu i 2 zbiorniki dodatkowe 1150 l	6910	4850	4920	4990	5040	5100	5170	5240	5300
Instalacja wewnętrzna samolotu i 2 zbiorniki dodatkowe 800 l	6270	4400	4460	4520	4580	4640	4700	4750	4810
Instalacja wewnętrzna samolotu i 4 zbiorniki dodatkowe 800 l	7950	5580	5660	5730	5800	5880	5950	6030	6100

ORIENTACYJNE PROMIENIE TAKTYCZNE SAMOLOTU Su-22M4.

Wartości podane w tabelach obliczono przyjmując dane wyjściowe:

- masa paliwa zużyta na ziemi $m_p = 140$ kg;
- ciężar właściwy paliwa $\rho_p = 0,775$ kg/l;
- zrzut zbiorników podwieszanych po wypracowaniu paliwa;
- czas lądowania 10 min.;
- nawigacyjny i techniczny zapas paliwa 12%;
- czas pracy w rejonie celu 2min. przy zużyciu paliwa 144 kg.

a) lot na maksymalnym zakresie pracy silnika (ZPSM)

WARIANT PODWIESZEŃ	WYSOKOŚĆ LOTU [m]				
	500	2000	3000	5000	7000
2 × FAB-500M-62	$\frac{1030}{210}$	$\frac{1080}{225}$	$\frac{1070}{255}$	$\frac{1040}{310}$	$\frac{1020}{350}$
2 × FAB-500M-62 + + 2 × PTB-800	$\frac{1030}{315}$	$\frac{1080}{335}$	$\frac{1070}{380}$	$\frac{1000}{495}$	$\frac{920}{610}$
20 × OFAB-100-120	$\frac{870}{145}$	$\frac{880}{170}$	$\frac{890}{190}$	$\frac{870}{220}$	$\frac{850}{250}$

b) lot nad terenem własnym na $H_1 = 2000$ m, nad terenem przeciwnika $H_1 = 500$ m, prędkość maksymalnego zasięgu (V_{Lmax}) podczas dolotu, a z powrotem prędkość maksymalna (V_{max})

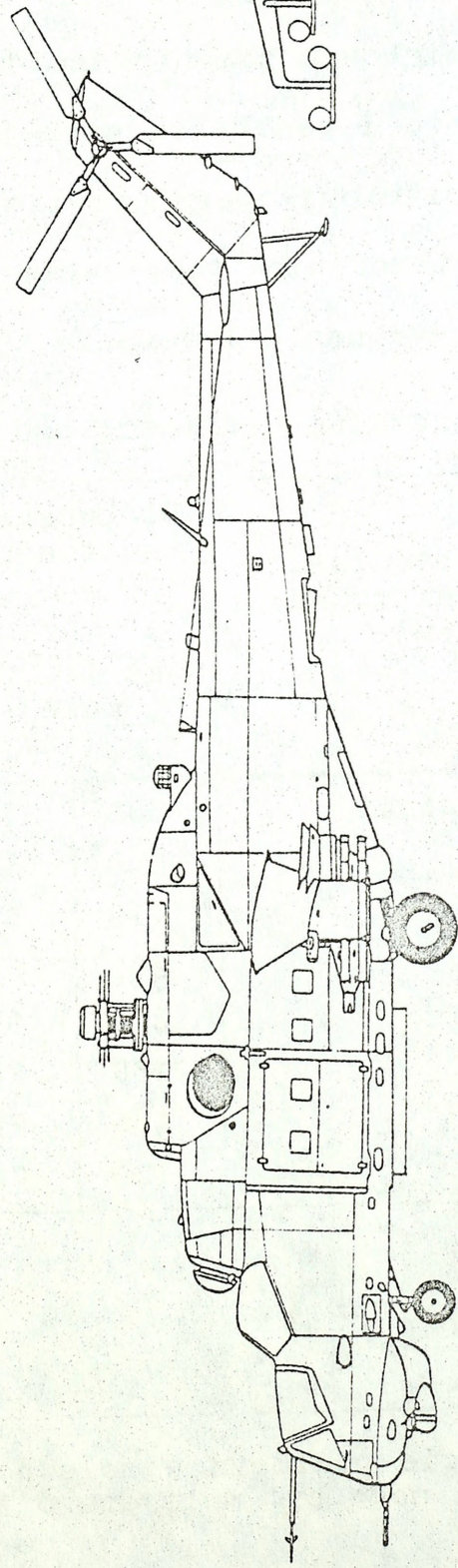
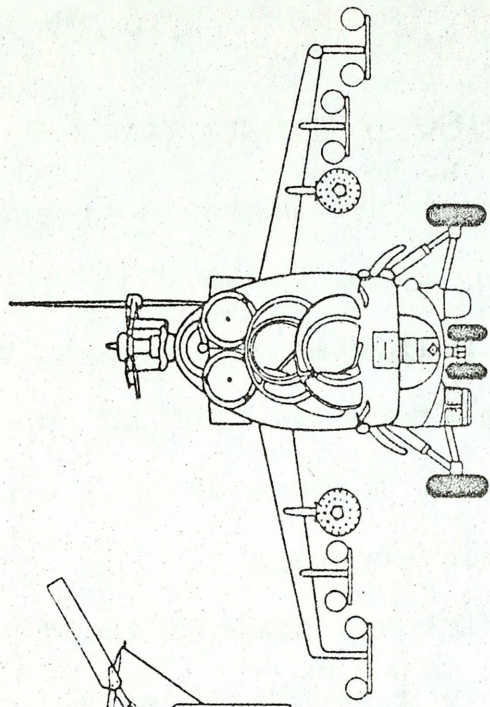
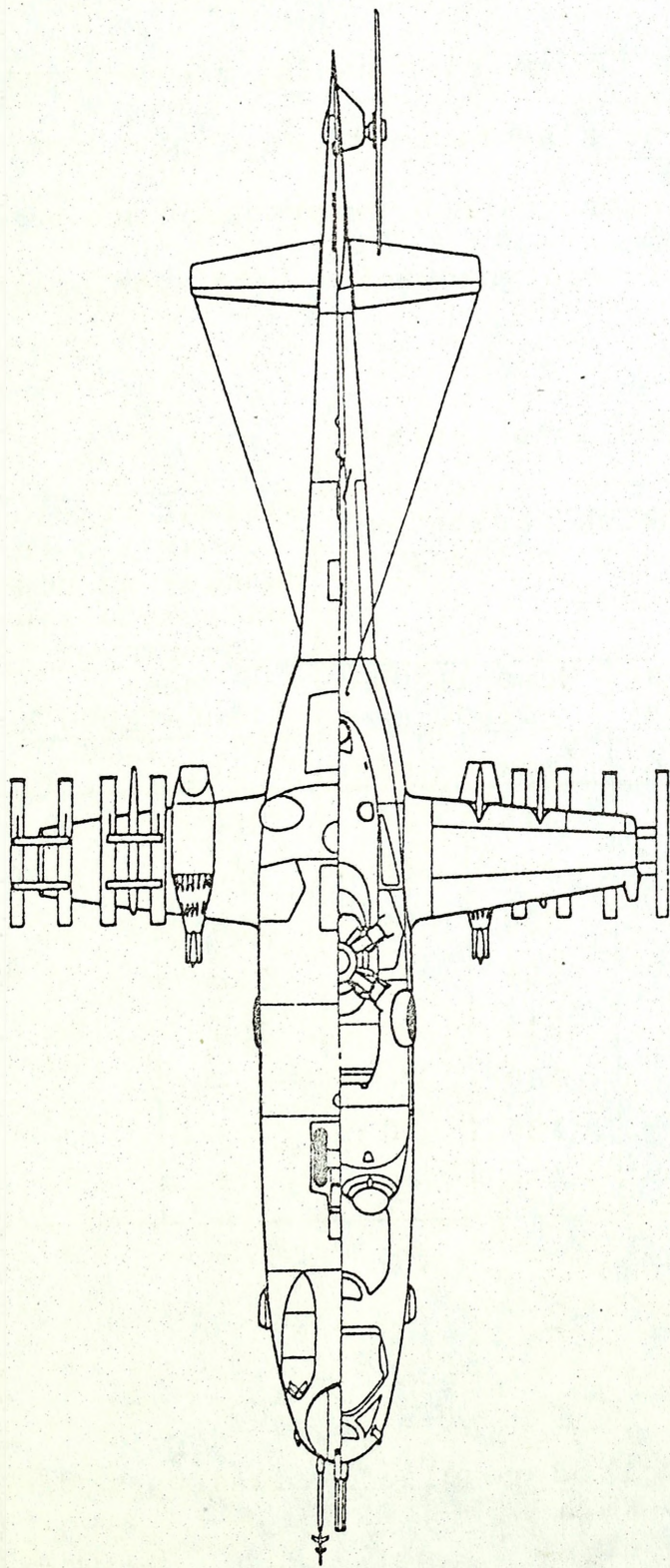
WARIANT PODWIESZEŃ	$V_{Lmax} \rightarrow 500$ m	V_{max}	R_T
	$V_{Lmax} \rightarrow 2000$ m		
2 × FAB-500M-62	$\frac{600}{620}$	1030	255
2 × FAB-500M-62 + + 2 × PTB-800	$\frac{590}{650}$	1030	360
20 × OFAB-100-120	$\frac{530}{570}$	875	190

c) lot do celu na $H_1 = 500$ m z prędkością maksymalną (V_{max}), powrót na $H_1 = 5000$ m z prędkością maksymalnego zasięgu (V_{Lmax})

WARIANT PODWIESZEŃ	V_{max} na $H_1 = 500$ m	V_{max} na $H_1 = 5000$ m	R_T
	2 × FAB-500M-62	1030	
2 × FAB-500M-62 + + 2 × PTB-800	1030	720	390
20 × OFAB-100-120	875	660	170

MAKSYMALNY ZASIĘG LOTU Z RÓŻNYMI WARIANTAMI NAPEŁNIENIA PALIWEM.

WARIANT NAPEŁNIENIA PALIWEM	H_1	V_{Lmax}	L	t_1
bez zb. dodatkowych	10000	0.842	1250	100
2 × PTB-800	9000	0.820	1615	124
2 × PTB-1150	9000	0.797	1805	141
4 × PTB-800	900	0.775	1805	150



ŚMIGŁOWIEC BOJOWY Mi-24W

DANE LOTNO-TAKTYCZNE

Uniwersalny śmigłowiec transportowo-bojowy Mi-24 modyfik. "W" zbudowany jest w układzie jednowirnikowym ze śmigłem ogonowym i dwoma silnikami turbinowymi TW3-117, z których każdy ma moc na zakresie startowym 2200 KM. Oprzyrządowanie śmigłowca pozwala na wykonywanie lotów w dzień i w nocy, w trudnych i zwykłych warunkach atmosferycznych.

Na śmigłowcu zamontowano dwa układy sterowania, których drążki sterowe i pedały są sprzężone kinematycznie ze sobą. Umożliwia to pilotowi-operatorowi w szczególnych przypadkach na przejęcie sterowania śmigłowcem i kontynuowanie lotu poziomego, a także wykonanie lądowania.

1. Dopuszczalne prędkości podczas lotu (km/h):

Wysokość lotu (barometryczna) [m]	Dla wszystkich wariantów zastosowania bojowego				Wariant przelotowy i z ładunkiem na podwieszeniu zewnętrznym	
	Masa 11200 kg i mniejsza		Masa 11200- -11500 kg		Masa 11500-12000 kg	
	V _{max}	V _{min}	V _{max}	V _{min}	V _{max}	V _{min}
przy ziemi	335*	50	315*	50	250	50
500	320*	50	305*	50	250	50
1000	310	50	290	50	250	50
2000	285	50	265	50	200	70
3000	225	50	215	50	150	70
4000	180	70	140	70	-	-
4300	155	70	120	70	-	-
4500	120	70	-	-	-	-

* - w locie poziomym w zależności od regulacji silników podane prędkości mogą być mniejsze o 15 km/h

2. Pułap:

- statyczny (bez uwzględnienia wpływu ziemi) przy normalnej masie do startu i temperaturze otaczającego powietrza, odpowiadającej MAW +10°C (na poziomie morza +20°C):

a) z włączonym urządzeniem PZU - 1500 m;

b) z wyłączonym urządzeniem PZU - 1750 m;

- praktyczny** (dynamiczny) przy pracy silników na zakresie normalnym w warunkach MAW:

a) dla śmigłowca o normalnej masie do startu - 4500 m;

b) dla śmigłowca o masie maksymalnej do startu - 4300 m;

c) dla śmigłowca o masie do startu > 11500 kg - 3000 m.

3. Maksymalna pionowa prędkość** wznoszenia przy ziemi w warunkach wzorcowych przy normalnej masie do startu śmigłowca wynosi:

a) przy pracy silników na zakresie nominalnym - 9 m/s;

b) przy pracy silników na zakresie startowym - 14 m/s.

4. Minimalny czas wznoszenia śmigłowca o normalnej masie do startu w warunkach MAW z silnikami pracującymi na zakresie nominalnym i startowym wynosi odpowiednio:

a) na H=1000m - 1,8 i 1,2 min.;

b) na H=2000m - 4,0 i 2,7 min.;

c) na H=3000m - 6,2 i 4,5 min.;

d) na H=4500m - 15,0 i 11,8 min..

5. Najwygodniejsze prędkości przyrządowe wznoszenia dla wszystkich wariantów zastosowania śmigłowca:

* - przy wyposażeniu śmigłowca w ekrany rur wylotowych (EWU) pułap praktyczny zmniejsza się o 100 m

** - maksymalna pionowa prędkość wznoszenia przy ziemi zmniejsza się o 1 m/s

- a) do H=2000m - 130 km/h;
- b) do H=3000m - 120 km/h;
- c) do H=4000m - 110 km/h;
- d) do H=4500m - 105 km/h.

6. Maksymalny zasięg lotu śmigłowca na wysokości barometrycznej 500 m o normalnej masie do startu (4x9M-114 i 2xUB-32A-24) i transportowym wynosi nie mniej niż 450 km.

7. Praktyczny zasięg lotu przy masie do startu 12000 kg na H=1000m z zapasem paliwa 2873 kg w wariancie przelotowym i 5% pozostałości paliwa po wylądowaniu wynosi (bez EWU, ASO-2W, Ł-166W1AE) 915-1000 km.

8. Maksymalna masa śmigłowca do startu wynosi 11500kg.

Maksymalna masa śmigłowca do startu z ładunkiem na podwieszeniu zewnętrznym wynosi 11800 kg.

Maksymalna masa śmigłowca do startu w wariancie przelotowym wynosi 12000 kg.

Uwaga. Podczas lotów w górach i w wysokich temperaturach otoczenia maksymalnie dopuszczalną masę śmigłowca do startu określa się w zależności od rzeczywistych warunków w miejscu startu (ładowania) wg kryteriów roz.1.6 wydawnictwa "Śmigłowiec Mi-24W. Metodyka szkolenia. Część II. Zastosowanie bojowe" Lot.2669/87, ale w każdym przypadku masa ta nie powinna być wyższa od podanych wartości maksymalnych.

9. Maksymalnie dopuszczalna masa przewożonych ładunków:

- a) w kabinie ładunkowej - 1500 kg;
- b) na podwieszeniu zewnętrznym - 2400 kg.

10. Prędkość wiatru podczas uruchamiania silników, rozpędzania i zatrzymywania wirnika nośnego, podczas lotów w zawisie oraz podczas startu i lądowania nie powinna przekraczać:

- a) czołowego - 25 m/s;
- b) boczno i tylnego - 10 m/s.

DANE GEOMETRYCZNE

1. Długość śmigłowca z ruchomym wirnikiem nośnym i śmigłem ogonowym - 21,35 m.
2. Długość śmigłowca z nieruchomym wirnikiem nośnym i śmigłem ogonowym - 19,69 m.
3. Wysokość śmigłowca przy masie do startu 11500 kg:
 - a) na wysokości odgromnika - 4,44 m;
 - b) w płaszczyźnie obracającego się śmigła ogonowego - 5,47 m.
4. Maksymalna szerokość kadłuba - 1,70 m.
5. Odległość od ziemi do najniższego punktu kadłuba przy pełnym ugięciu amortyzatora (prześwit) - 0,28 m.
6. Rozpiętość skrzydła - 6,66 m.
7. Średnica wirnika nośnego - 17,30 m.
8. Średnica śmigła ogonowego - 3,908 m.
9. Wymiary kabiny ładunkowej:
 - a) długość (między wręgami nr 2-8) - 2,60 m;
 - b) szerokość maksymalna (między wręgami nr 2-5) .. - 1,46 m;
 - c) wysokość (między wręgami nr 2-7) w osi - 1,20 m.

DANE ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

1. Moc silników TW3-117W w warunkach wzorcowych:
 - a) na zakresie startowym 2×2100 KM
/2×1544,5 kW/;
 - z włączonym urządzeniem PZU 2×2100 KM
/2×1544,5 kW/;
 - bez włączenia PZU 2×2225 KM
/2×1636,5 kW/;
 - b) na zakresie nominalnym 2×1700 KM
/2×1250,0 kW/;

c) na pierwszym zakresie przelotowym 2×1500 KM
/2×1103,3 kW/;

d) na zakresie minimalnym ≤ 2×200 KM
/2×147 kW.

2. Prędkość obrotowa wirnika sprężarki, odpowiadająca wartości 100% wg wskaźnika - 19537 obr/min.

3. Prędkość obrotowa turbiny napędowej, odpowiadająca wartości 95,4% wg wskaźnika prędkości wirnika nośnego (240 obr/min) - 15000 obr/min.

WYMIARY PŁASZCZYZNY STARTU (ŁADOWANIA)

1. Minimalne wymiary płaszczyzny do startu i lądowania sposobem śmigłowcowym:

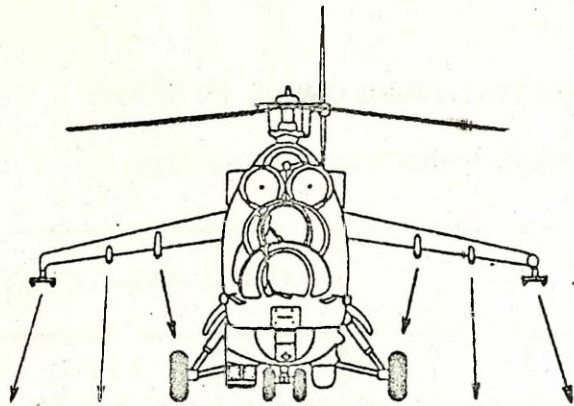
- a) bez przeszkód terenowych - 50×50 m;
- b) w przypadku występowania na podejściu przeszkód o wysokości do 15 m na granicach płaszczyzny startu (ładowania):
 - na poziomie morza - 50×130 m;
 - na wysokości 500 m - 50×170 m;
 - na wysokości 1500 m - 50×240 m;
 - na wysokości 2000 m - 50×270 m;
 - na wysokości 3000 m - 50×340 m.

2. Minimalne wymiary płaszczyzny do startu i lądowania sposobem samolotowym:

- a) na wysokości do 1500 m - 75×250 m;
- b) na wysokości od 1500 do 3000 m - 75×350 m.

3. Minimalna wysokość położenia lotniska (ładowiska) nad poziomem morza, na której zapewnia się bezpieczny start i lądowanie śmigłowca - 3000m.

UZBROJENIE ŚMIGŁOWCA MI-24W



PUNKTY PODWIESZEN						ŚRODKI RAZENIA
S	4	3	2	1	S	
						9M114
						UB-32A-24
						B8W20-A
						FAB-500SZN
						FAB-250M-62 OFAB-250-270
						OFAB-100-120 OFAB-100M(NW)
						ZB-500-370
						UPK-23-250
						9-A-669 $\left\{ \begin{array}{l} 2 \times 9-A-622 \\ 1 \times 9-A-624 \end{array} \right.$
						9-A-669 z 9-A-800
						KMGU-2
						ZB.DODATKOWE 470 L.

ZESTAWIENIE WARTOŚCI MASOWYCH ŚMIGŁOWCA Mi-24W
I PRZENOSZONYCH PRZEZ NIEGO ŚRODKÓW RAŻENIA

WYSZCZEGÓLNIENIE	ILOŚĆ	MASA [kg]
Masa śmigłowca Mi-24W	-	11175
Zbiornik dodatkowy 470 l	2	.
Belka: BDZ-57kr-WM (wariant bombowy)	2	62.5
BDZ-57Kr-WM (wariant art.-rak.)	2	57
Rama odpalająca RP-2-149TK	2	37
Pociski ppanc 9M114 z wyrzutnią rurową	4	184
Blok B8W20-A z 20 poc.rak. S-8	2	682
Blok UB-32A-24 z: 32 poc.rak. S-5K	2	527
32 poc.rzk. S-5M	2	550
32 poc.rak. S-5KO	2	572
Gondola strzelecka UPK-23-250 z dział- kiem GSz-23 i 250 szt. amunicji	2	445
Gondola 9-A-669 (GUW) z:		
- granatnikiem 9-A-800 i 300 granatami	2	548
- 2km 9-A-622 (1700 szt. amunicji) i 1km 9-A-624 (750 szt. amunicji)	2	904
Zasobnikiem bombowym KMGU-2 z:		
- 96 minami p/piech burzącymi PFM	2	1048
- 192 minami p/panc PTM	2	1026
- 384 minami p/piech odłamkowymi POM	2	1048
Bomby: FAB-500SzN	2	1026
FAB-500M-62	2	998
ZB-500-370	2	750
FAB-250M-62	2	454
OFAB-250-270	2	532
OFAB-100n(mw)	2	243
OFAB-100-120tu	2	246

uwaga: masa śmigłowca - masa śmigłowca przygotowanego do wykonania zadania składająca się z masy pustego śmigłowca, załogi z wyposażeniem i kompletu amunicji do karabinu maszynowego oraz napełnionej instalacji hydraulicznej.

WARIANTY UZBROJENIA I ILOŚĆ PALIWA DO STARTU ŚMIGŁOWCA Mi-24W

PUNKTY PODWIESZEN						ILOŚĆ PALIWA DO STARTU [kg]
S	4	3	2	1	S	
2 x 9M114	-	-	-	-	2 x 9M114	1170*
2 x 9M114	2 x 9M114	-	-	-	2 x 9M114	1170**
2 x 9M114	-	UB-32A-24	UB-32A-24	-	2 x 9M114	1554
2 x 9M114	UB-32A-24	UB-32A-24	UB-32A-24	UB-32A-24	2 x 9M114	925
2 x 9M114	-	B8-W20-A	B8-W20-A	-	2 x 9M114	1444
2 x 9M114	B8-W20-24	B8-W20-A	B8-W20-A	B8-W20-24	2 x 9M114	705
2 x 9M114	-	FAB-500M-62	FAB-500M-62	-	2 x 9M114	1123
2 x 9M114	-	ZB-500-370	ZB-500-370	-	2 x 9M114	1371
2 x 9M114	-	FAB-250M-62	FAB-250M-62	-	2 x 9M114	1667
2 x 9M114	-	OFAB-250-270	OFAB-250-270	-	2 x 9M114	1589
2 x 9M114	FAB-250M-62	FAB-250M-62	FAB-250M-62	FAB-250M-62	2 x 9M114	1151
2 x 9M114	OFAB-250-270	OFAB-250-270	OFAB-250-270	OFAB-250-270	2 x 9M114	995
2 x 9M114	-	OFAB-100m/nw OFAB-100-125	OFAB-100m/nw OFAB-100-125	-	2 x 9M114	1770**
2 x 9M114	OFAB-100m/nw OFAB-100-125	OFAB-100m/nw OFAB-100-125	OFAB-100m/nw OFAB-100-125	OFAB-100m/nw OFAB-100-125	2 x 9M114	1569
2 x 9M114	-	KMGU-2	KMGU-2	-	2 x 9M114	1073

K
P
R

N
P
R

B
O
M
B
Y

PUNKTY PODWIESZEN							ILOŚĆ PALIWA DO STARTU [kg]
S	4	3	2	1	S		
2 x 9M114	-	UPK-23-250	UPK-23-250	-	2 x 9M114	1681	
2 x 9M114	-	GUV (granat)	GUV (GRANAT)	-	2 x 9M114	1578	
2 x 9M114	GUV (granat)	GUV (granat)	GUV (granat)	GUV (granat)	2 x 9M114	973	
2 x 9M114	-	GUV (3xkm)	GUV (3xkm)	-	2 x 9M114	1222	
2 x 9M114	2 x 9M114	UB-32A-24	UB-32A-24	2 x 9M114	2 x 9M114	1333	
2 x 9M114	FAB-250M-62	UB-32A-24	UB-32A-24	FAB-250M-62	2 x 9M114	1038	
2 x 9M114	OFAB-250-270	UB-32A-24	UB-32A-24	OFAB-250-270	2 x 9M114	960	
2 x 9M114	UB-32A-24	ZB-500-370	ZB-500-370	UB-32A-24	2 x 9M114	742	
2 x 9M114	B8-W20-A	ZB-500-370	ZB-500-370	B8-W20-A	2 x 9M114	632	
2 x 9M114	UB-32A-24	OFAB-250-270	OFAB-250-270	UB-32A-24	2 x 9M114	960	
2 x 9M114	B8-W20-A	OFAB-250-270	OFAB-250-270	B8-W20-A	2 x 9M114	850	
2 x 9M114	UB-32A-24	FAB-250M-62	FAB-250M-62	UB-32A-24	2 x 9M114	1038	
2 x 9M114	B8-W20-A	FAB-250M-62	FAB-250M-62	B8-W20-A	2 x 9M114	928	
2 x 9M114	UB-32A-24	GUV (granat)	GUV (granat)	UB-32A-24	2 x 9M114	839	
2 x 9M114	B8-32A-A	GUV (granat)	GUV (granat)	B8-W20-A	2 x 9M114	742	

A R T - R A K

M I E S Z A N E

objaśnienia na kolejnej stronie

- * uwaga: - masa startowa 11100 kg
- ** - masa startowa 11300 kg
- ilość paliwa w tabeli podana jest dla masy maksymalnej do startu 11500 kg (masa śmigłowa 9126 kg) bez uwzględnienia masy dodatkowej wyposażenia zdejmowanego:
 EWU (ekrany rur ryłotowych silników) - 85 kg
 ASO-2W - 40 kg
 Ł166W1AE (urządzenie zakłócające) - 19 kg
- zabrania się stosowania wyrzutni B8-W20-A łącznie z zasobnikami KMGU-2 i wyrzutniami UB-3A-24

DODATKOWE DANE DO OKREŚLANIA MOZLIWOŚCI PRZESTRZENNYCH

Minimalny gwarancyjny zapas paliwa przy lotach na promień działania po zamkniętej trasie i przy przelotach:

- w przypadku zabezpieczenia lotniskami zapasowymi na trasie lotu - 190 kg;
- przy braku zapasowych lotnisk na trasie lotu - 350 kg.

Ilość paliwa martwego:

- w głównych zbiornikach paliwa - 10 kg;
- w dodatkowych zbiornikach paliwa - po 10 kg.

Praca na ziemi:

- jednostkowe zużycie paliwa na ziemi - 6 kg/min;
- średni czas pracy silnika na ziemi - 5 min;
- średnie zużycie paliwa na ziemi - 30 kg.

Podczas manewru do ataku na cel naziemny zużywa się 14 kg paliwa w ciągu minuty. Przy 4 minutowym cyklu na każdy kolejny manewr (zakładając, że pierwszy atak wykonuje bezpośrednio z trasy), zużywa się 56 kg paliwa, co powoduje zmniejszenie promienia działania o około 10 km.

Podczas lotów kluczem w ugrupowaniu "schody par", "kolumna par", "klin śmigłowców" i "schody śmigłowców" zużycie paliwa u prowadzonych śmigłowców zwiększa się o 5% w porównaniu ze zużyciem paliwa w locie pojedynczym.

Podczas lotów w ugrupowaniu eskadry lub pułku zużycie paliwa śmigłowców prowadzonych zwiększa się o 10%.

Podczas obliczeń przyjmuje się zasadę, że zasięg i promień działania zaokrąglany jest do 5 km, długotrwałość lotu do 1 min., zapas i pozostałość paliwa oraz masę śmigłowca do 5 kg.

DANE DOTYCZĄCE MASY ŚMIGŁOWCA I ŁADUNKU PRZED STARTEM W RÓŻNYCH WARIANTACH

WARIANTY ZASTOSOWANIA ŚMIGŁOWCA MASA ŚMIGŁOWCA I ŁADUNKU	DESANTOWO- -TRANSPORTOWY 750 nabojęw	SANITARNY 750 nabojęw	Z PODWIESZE- NIEM NA ZEWN- NATRZ	PRZELOTOWY ZE ZBIORNIKAMI PODWIESZANYMI
1. Masa pustego śmigłowca	8680	8680	8680	8680
2. Stała część masy we wszystkich wa- riantach zastosowania	8951	8951	8951	8951
3. Masa ładunku:	920	590	2400	-
- naboje	120	120	-	-
- desantowy (8 ludzi)	800	-	-	-
- ładunek podwieszany na zewnątrz	-	200	2400	-
- ranni na noszach (2 ludzi)	-	180	-	-
- ranni siedzący (2 ludzi)	-	90	-	-
- sanitariusz (1 człowiek)	-	89	79	176
4. Masa wyposażenia służbowego	70	89	79	176
5. Paliwo (bez 30 kg zużytych przed startem)	1559	1563	370	2873
6. MASA MAKSYMALNA DO STARTU	11500	11193	11800	12000

Zużycie paliwa, droga i czas lotu podczas startu i lotu wznoszącego z maksymalną prędkością pionowego wznoszenia dla wszystkich wariantów zastosowania.

Lot wznoszący na nominalnym zakresie pracy silników.

Wysokość lotu [m]	Prędkość przyrzadowa lotu [km/h]	Masa do startu 10000 kg i mniejsza			Masa do startu 10700 - 11300 kg			Masa do startu 11300 - 11600 kg			Masa do startu większa niż 11600 kg		
		Q [kg]	L [km]	T [min]	Q [kg]	L [km]	T [min]	Q [kg]	L [km]	T [min]	Q [kg]	L [km]	T [min]
Start, ustalenia warunków lotu wznoszącego	-	15	-	1	15	-	1	15	-	1	15	-	1
100	130	20	-	1	20	-	1	20	-	1	20	-	1
500	130	25	-	2	25	-	2	25	-	2	30	-	2
1000	130	35	5	3	35	5	3	40	5	3	50	5	4
1500	130	40	5	3	45	5	4	50	5	4	70	10	5
2000	130	50	5	4	60	10	5	65	10	5	90	10	6
3000	120	70	10	5	80	15	6	95	15	7	120	20	9
4000	110	95	15	7	105	20	8	125	20	10	145	25	12
4500	105	120	20	9	135	25	10	-	-	-	-	-	-

POJEMNOŚĆ I MAKSYMALNE ZAPASY PALIWA W RÓŻNYCH WARIANTACH NAPEŁNIENIA

ŚMIGŁOWCA Mi-24W (dane średnie)

WARIANT NAPEŁNIENIA	POJEMNOŚĆ NAPEŁNIONYCH ZBIORNIKÓW (l)	CAŁKOWITA POJEMNOŚĆ INSTALACJI PRZY NAPEŁNIENIU PALIWEM [kg]	
		TS-1 lub T-7 ($\rho_p = 0.775 \text{ kg/l}$)	T-1 ($\rho_p = 0.800 \text{ kg/l}$)
Zbiorniki główne (nr 1, 2, 3, 4, 5)	2210	1710	1770
Zbiorniki główne i dwa zbiorniki dodatkowe po 470 l	3150	2440	2520
Zbiorniki główne i cztery zbiorniki dodatkowe po 470 l	4090	3170	3270

uwaga: na śmigłowcach ze zbiornikami paliwa nr 3, 4, 5 napełnianymi przez przepompowywanie, pojemność zbiorników jest o 75 litrów mniejsza od przedstawionej

Zużycie paliwa, droga i czas lotu podczas zniżania w locie
szybowym z włączonymi silnikami

Wysokość rozpoczęcia zniżania [m]	Prędkość przyrządowa [km/h]	Pionowa prędkość zniżania [m/s]	Zużycie paliwa [kg]	Droga [km]	Czas [min]
Hamowanie, zawis i lądowanie	-	-	15	-	1
100	170	2 - 5	15	-	1
500	170	7 - 9	20	-	2
1000	170	7 - 9	25	5	3
1500	170	7 - 9	30	5	4
2000	170	7 - 9	35	10	5
3000	150 - 170*	7 - 9	45	20	7
4000	110 - 140*	4 - 6	65	30	10
4500	130	2 - 4	85	35	13

* - mniejsza prędkość lotu dotyczy śmigłowca z masą podczas lotu większą od normalnej.

Godzinowe zużycie paliwa podczas lotu w zawisie na wysokości 20 m
dla różnych mas śmigłowca i wysokości n.p.m. lądowisk,
nad którymi wykonywany jest zawis

Masa śmigłowca w czasie zawisu [kg]	Godzinowe zużycie paliwa przy wysokości lądowiska n.p.m. [kg/h]						
	0 m	500 m	1000 m	1500 m	2000 m	2500 m	3000 m
11500	975	960	960	960	-	-	-
11000	940	920	920	915	915	-	-
10500	910	890	880	870	870	870	-
10000	880	855	850	830	830	830	830
9500	-	830	815	790	785	780	780
9000	-	-	785	760	745	730	730
8500	-	-	-	730	715	695	690

dane w tabeli podane dla ciszy, przy masie śmigłowca nie przekraczającej maksymalnie dopuszczalnej, z wyłączonym urządzeniem przeciwpływowej (PZU).

MAKSYMALNY ZASIĘG FRAKTYCZNY I DŁUGOTRWAŁOŚĆ LOTU Z CAŁKOWICIE NAPEŁNIONYMI ZBIORNIKAMI PALIWA

bez uwzględnienia wpływu wiatru, z gwarancyjnym zapasem paliwa (190 kg)

po zapaleniu sygnalizacji "БАК №1 ОСТАЛОСЬ 120Л" (zbiornik nr1-pozostałość 120L)

i "БАК №2 ОСТАЛОСЬ 120Л" (zbiornik nr2-pozostałość 120L).

Wysokość lotu [m]	Prędkość lotu		Średnie zużycie paliwa		Zapasy paliwa do lotu poziomego [kg]	zapas gwarancyjny paliwa 190kg (240L)	
	przypadkowa [km/h]	rzeczywista [km/h]	kilometrowe [kg/km]	godzinowe [kg/h]		praktyczny zasięg lotu [km]	praktyczna długotrwałość lotu [h-min]
1	2	3	4	5	6	7	8
Napełnione główne zbiorniki paliwa - 1710 kg (2210L). Masa do startu śmigłowca - 11500 kg							
100	260	259	2.85	740	1445	505	1.59
500	260	265	2.79	735	1435	515	2.01
1000	250	260	2.72	705	1415	530	2.07
1500	245	262	2.65	695	1400	540	2.09
2000	240	263	2.60	685	1380	550	2.11
3000	210	244	2.56	625	1340	560	2.23
Masa śmigłowca do startu - 11000 kg							
100	260	259	2.78	720	1445	520	2.02
500	260	264	2.73	720	1435	525	2.04
1000	250	260	2.65	690	1415	545	2.09
1500	245	262	2.59	680	1400	550	2.12
2000	240	263	2.52	660	1385	570	2.15
3000	210	244	2.45	600	1345	580	2.28

1	2	3	4	5	6	7	8
Masa śmigłowca do startu - 10500 kg							
100	260	259	2.72	705	1445	530	2.05
500	260	264	2.67	705	1435	540	2.06
1000	250	260	2.59	675	1420	560	2.12
1500	245	262	2.53	665	1405	565	2.15
2000	240	263	2.46	645	1390	585	2.19
3000	210	244	2.36	575	1355	610	2.34
4000	160	200	2.43	485	1310	590	3.00
Masa śmigłowca do startu - 10000 kg							
100	260	259	2.66	690	1445	545	2.08
1500	260	264	2.61	690	1435	550	2.09
1000	250	260	2.54	660	1420	570	2.15
1500	245	262	2.48	650	1405	575	2.17
2000	240	263	2.40	630	1390	595	2.21
3000	210	244	2.28	555	1360	625	2.39
4000	160	200	2.32	465	1315	610	3.07
Masa śmigłowca do startu - 9750 kg							
1100	260	259	2.63	680	1445	550	2.09
1500	260	264	2.58	680	1435	555	2.11
1000	250	260	2.51	650	1420	575	2.17
1500	245	262	2.45	640	1410	585	2.19
2000	240	263	2.37	625	1395	605	2.23
3000	210	244	2.24	545	1365	640	2.42
4000	160	200	2.26	450	1320	630	3.12

1	2	3	4	5	6	7	8
Napelnione główne zbiorniki paliwa i 2 zbiorniki dodatkowe - 2440 kg (31501). Masa śmigłowca do startu - 11500 kg.							
100	260	259	2.80	725	2160	770	3.00
500	260	264	2.76	730	2150	780	3.01
1000	250	260	2.67	695	2130	805	3.12
1500	245	262	2.62	685	2115	815	3.13
2000	240	263	2.54	670	2110	850	3.19
3000	210	244	2.49	605	2060	860	3.39
Napelnione główne zbiorniki paliwa i 4 zbiorniki dodatkowe - 3055 kg (39501). Masa śmigłowca - 12000 kg (wariant przelotowy).							
100	250	250	2.82	705	480	975	3.49
500	260	259	2.77	730	2270	985	3.50
1000	250	255	2.69	700	470	1015	3.59
1500	225	242	2.82	680	2710	1030	4.04
2000	245	262	2.61	685	2255	1060	4.15
3000	200	221	2.78	615	410	1045	4.31
	240	263	2.53	665	2265		
	150	180	3.30	595	380		
	210	244	2.48	605	2245		

UWAGA:

Dla wariantu przelotowego śmigłowca wartości podane nad kreską ułamkową dotyczą odcinków lotu z masą podczas lotu większą niż 11500 kg, a pod kreską - z masą podczas lotu 11500 kg i mniejszą.

BIBLIOGRAFIA

1. Notatki pilotów 1 plm z kursu przeszkalającego w ZSRR na samolot MiG-29A.
2. Rukowódstwo po lotnoj ekspleatacji samolota MiG-29A (wersja "A"). Moskwa, 1989r.
3. Rukowódstwo po rasczotu dalnosti i prodołżytielnosti polota samolota MiG-29A i MiG-29UB s dwigatielami RD-33 (wersja "A"). Moskwa, 1988r.
4. Rukowódstwo po rasczotu dalnosti i prodołżytielnosti polota samolota Su-22M4 s dwigatielami AŁ-21F3. Moskwa, 1983r.
5. Samolot Su-22M4. Instrukcja techniki pilotowania. DWL, Poznań 1985r. Sygn. Lot.2385/85.
6. Samolot Su-22M4. Metodyka szkolenia. Część I. Technika pilotowania. DWL, Poznań 1985r. Sygn. Lot.2423/85.
7. Samolot Su-22M4. Metodyka szkolenia. Część II. Zastosowanie bojowe. DWL, Poznań 1986r. Sygn. Lot.2489/85.
8. Śmigłowiec Mi-24W. Książka 3. Uzbrojenie. Opis techniczny. DWL, Poznań 1988. Sygn. Lot.2534/86.
9. Śmigłowiec Mi-24. Metodyka szkolenia lotniczego. Część I. Technika pilotowania i nawigowania. DWL, Poznań 1980r. Sygn. Lot. 2009/80.
10. Śmigłowiec Mi-24W. Metodyka szkolenia. Część II. Zastosowanie bojowe. DWL, Poznań 1989r. Sygn. Lot.2669/87.
11. Śmigłowiec Mi-24W z silnikiem TW-117W. Instrukcja obliczania zasięgu i długotrwałości lotu. DWL, Poznań 1988r. Sygn. Lot. 2597/87.
12. Technika pilotowania i samolietowozdienia samolota MiG-29. Metodiczieskoje posobie lotcziku (izdanie wtoroje, isprawlennoje i dopołniennoje). Moskwa, 1988r.

Wydrukowano w 30 egz.
Egz. nr 1-30 Bibl.Gł.DZN
Wyk. mjr Kozłowski
Druk A.M. dnia 4.03.92r.
Druk AON nr pf-281/WW
Korekta autorska.

