R G B WH GR BL Grey Scale #13 C M Y K
A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19
DANES-PICTA.COM

(30)

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE
[redacted]
POLSKIE

ASG wewn. 3590/81

Egz. Nr 1

[redacted]

BIBLIOTEKA GŁÓWNA AKADEMII SZTABU GENERALNEGO WP
1120

Płk mgr inż. Adam ZACZEK
Płk mgr inż. Józef KOPAŃSKI

INFORMATOR TAKTYCZNO-TECHNICZNY

Część IV

ZABEZPIECZENIE INŻYNIERYJNO-LOTNICZE

BIBLIOTEKA GŁÓWNA AKADEMII SZTABU GENERALNEGO WP
Nr ewid. II
[redacted]-53367

WARSZAWA 1981

Colour Chart #13
Inches Centimetres
Blue Cyan Green Yellow Red Magenta White 3/Color Black
DANES-PICTA.COM

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE

ASG wewn. 3590/81

Egz. Nr 1

BIBLIOTEKA GŁÓWNA ASG WP
1120
Dział Zbiorów Specjalnych

Płk mgr inż. Adam ZACZEK
Płk mgr inż. Józef KOPAŃSKI

INFORMATOR TAKTYCZNO-TECHNICZNY

Część IV

ZABEZPIECZENIE INŻYNIERYJNO-LOTNICZE

BIBLIOTEKA GŁÓWNA AKADEMII OBRONY NARODOWEJ
Nr ewid. II
I-53367

WARSZAWA 1981

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE
[redacted]
POUFNE

ASG wewn. 3590/81

Egz.nr 1

Prot. 616/27.09.2000
Małgorzata
Dmochowska
Dyr -
12.10.2000

PRZEKLASYFIKOWANO
Protokół Nr 54305

BIBLIOTEKA NAUKOWA ASG
Nr ewid. 1120 (II)
Dział Zbiorów Specjalnych

Płk mgr inż. Adam ZACZEK
Płk mgr inż. Józef KOPAŃSKI

INFORMATOR TAKTYCZNO-TECHNICZNY

CZĘŚĆ IV

ZABEZPIECZENIE INŻYNIERYJNO-LOTNICZE

BIBLIOTEKA GŁÓWNA-ARCHIWUM
Nr ewid. [redacted]-53367
II
Akademii Obrony Narodowej

WARSZAWA 1981

T R E Ś Ć

str.

Wstęp 6
Ważniejsze skróty i oznaczenia 7
1. Możliwości taktyczno-techniczne samolotów i śmigłowców 8
1.1. Możliwości taktyczno-techniczne samolotów bojowych i szkolno-bojowych 8
1.2. Możliwości samolotów Su-22M i MiG-23BN 25
1.2.1. Uwagi ogólne 25
1.2.2. Możliwości pilotażowo-bojowe samolotów 25
1.2.3. Możliwości przestrzenne 27
1.2.4. Porównanie systemów uzbrojenia samolotów 28
1.2.5. Średnie czasy zmiany wariantu uzbrojenia 30
1.2.6. Osiągi i dane taktyczno-techniczne 30
1.2.7. Ograniczenia eksploatacyjne 31
1.3. Możliwości taktyczno-techniczne samolotów transportowych 33
1.4. Możliwości taktyczno-techniczne śmigłowców 46
1.5. Możliwości taktyczno-techniczne śmigłowca W-3 52
1.5.1. Dane wersji nieuzbrojonych śmigłowca W-3 52
1.5.2. Dane przewidywanych wersji uzbrojonych śmigłowca W-3 54
1.6. Śmigłowiec W-14 58
2. Warianty podwieszeń uzbrojenia samolotów i śmigłowców 73
2.1. Samolot Su-20 73
2.2. Samolot Su-7BKŁ 76
2.3. Samolot Su-7U 78
2.4. Samolot MiG-23MF 80
2.5. Samolot MiG-21 bis 86
2.6. Samolot MiG-21M i MiG-21MF 89
2.7. Samolot MiG-21PFM 92
2.8. Samolot MiG-21U 94
2.9. Samolot Lim-6 bis 95
2.10. Samolot Lim-5 96
2.11. Samolot SB Lim-1 i SB Lim-2 97
2.12. Samolot TS-11 "Iskra-Bis D" 97
2.13. Samolot "Iskra-22" 99
2.14. Śmigłowiec Mi-24D 100
2.15. Śmigłowiec Mi-8 101
2.16. Śmigłowiec Mi-4 101

str.

2.17. Śmigłowiec Mi-4ME 101
2.18. Śmigłowiec Mi-2 102
2.18.1. Wersja Mi-2URP 102
2.18.2. Wersja Mi-2URM 102
2.18.3. Wersja Mi-2R /rozpoznawcza/ 102
2.18.4. Wersja Mi-2Ch /chemiczna/i Mi-2D /dowódcza/.. 102
3. Ograniczenia eksploatacyjne samolotów i śmigłowców 103
3.1. Ograniczenia eksploatacyjne samolotu MiG-21PFM 103
3.1.1. Ograniczenia prędkości i przeciążeń samolotu MiG-21PFM 108
3.2. Ograniczenia eksploatacyjne samolotu MiG-21M 109
3.2.1. Ograniczenia przeciążeń i prędkości samolotu MiG-21M 114
3.2.2. Ważniejsze warunki eksploat. samolotu MiG-21M.. 116
3.3. Ograniczenia eksploatacyjne samolotu MiG-21 bis 118
3.4. Ograniczenia eksploatacyjne samolotu MiG-21U 120
3.4.1. Ograniczenia prędkości i przeciążeń samolotu MiG-21U 124
3.5. Ograniczenia eksploatacyjne samolotu MiG-23MF 124
3.6. Ograniczenia eksploatacyjne samolotu Su-20 129
3.6.1. Ograniczenia prędk. i przeciążeń samolotu Su-20. 133
3.7. Ograniczenia eksploatacyjne samolotu Su-7BKŁ 135
3.7.1. Ograniczenia prędkości i przeciążeń samolotu Su-7BKŁ 137
3.8. Ograniczenia eksploatacyjne samolotu Su-7U 138
3.9. Ograniczenia eksploatacyjne samolotów typu "Lim" wszystkich wersji i modyfikacji 143
3.10. Ograniczenia eksploatacyjne samolotu TS-11 "Iskra" 149
3.11. Ograniczenia eksploatacyjne śmigłowca Mi-24D .. 151
4. Uzupełniające charakterystyki możliwości taktyczno-technicznych samolotów i śmigłowców 155
4.1. Charakterystyki samolotów MiG-21M i MiG-21MF 155
4.2. Charakterystyki samolotów MiG-21R 156
4.3. Charakterystyki samolotów MiG-21U 159
4.4. Taktyczne promienie działania samolotów typu MiG-21 oraz MiG-23 w lotach na przechwycenie celów powietrznych 161
4.4.1. Warunki obliczeniowe 161
4.4.2. Taktyczne promienie działania samolotów MiG-23MF 162

str.

4.4.3. Taktyczne promienie działania samolotów MiG-21 bis 163
4.4.4. Taktyczne promienie działania samolotów MiG-21MF 164
4.4.5. Taktyczne promienie działania samolotów MiG-21PFM z SPS 165
4.4.6. Możliwości przechwyceń celów powietrznych przez samoloty typu MiG z położenia dyżurowania w powietrzu 166
4.4.7. Możliwości przechwyceń celów powietrznych przez samoloty typu MiG z położenia dyżurowania w gotowości bojowej nr 1 na lotnisku 167
4.4.8. Możliwości dyżurowania w powietrzu samolotów MiG-23MF 168
4.4.9. Możliwości dyżurowania w powietrzu samolotów MiG-21bis 169
4.4.10. Możliwości dyżurowania w powietrzu samolotów MiG-21MF 170
4.4.11. Możliwości dyżurowania w powietrzu samolotów MiG-21PFM z SPS 171
4.4.12. Praktyczne zasięgi i długotrwałość lotu samolotów MiG-21M i MiG-21PFM 172
4.5. Zasięg i długotrwałość lotu samolotów Su-20 201
4.6. Charakterystyki samolotów Su-7BKŁ 212
4.7. Zasięg i długotrwałość lotu samolotów Su-7BKŁ 216
4.8. Atmosfera wzorcowa 229
Bibliografia 232

W S T Ę P

"Informator taktyczno-techniczny. Część IV" w niniejszym wydaniu opracowany został - zgodnie z przyjętymi na początku założeniami - dla kadry dydaktyczno-naukowej i słuchaczy ASG WP, w szczególności dla kadry i słuchaczy Wydziału Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej Kraju, do wykorzystania w różnego rodzaju ćwiczeniach programowego kształcenia. Informator niniejszy może być też wykorzystywany - w miarę potrzeby - w Wojskach lotniczych i OPK.

Treść informatora stanowią niektóre dane taktyczno-techniczne różnych statków powietrznych łącznie z niektórymi warunkami eksploatacji i ograniczeniami, wybrane z wielu instrukcji i opisów technicznych tych statków oraz opracowane przez autorów. Zostały one uporządkowane w wymienionych niżej czterech rozdziałach:

1. Możliwości taktyczno-techniczne samolotów i śmigłowców;
2. Warianty podwieszeń uzbrojenia samolotów i śmigłowców;
3. Ograniczenia eksploatacyjne samolotów i śmigłowców;
4. Uzupełniające charakterystyki możliwości taktyczno-technicznych samolotów i śmigłowców.

Należy nadmienić, że autorzy nie mieli w pełni miarodajnych źródeł do opracowania danych odnoszących się do samolotów: MiG-23BN; MiG-21bis; Su-22M, SBLim-1/2/ oraz Iskra-22, i śmigłowców W-3 i W-14. Wobec powyższego dane i informacje dotyczące wymienionych statków powietrznych mogą być nieścisłe. Z racji jednak opracowania tych danych wyłącznie do celów ćwiczeń akademickich wspomniane nieścisłości można tolerować do czasu uzyskania przez autorów możliwości opracowania korekty przedstawionego materiału, względnie w całości nowego, poprawionego wydania informatora.

Czytelnicy proszeni są o pisemne przekazywanie autorom własnych uwag krytycznych, poprawek i ewentualnie sprostowań do treści niniejszego informatora, za które tą drogą z góry wyrażają wdzięczność i podziękowanie

Autorzy

NIEKTÓRE SKRÓTY I OZNACZENIA UŻYTE W TEKŚCIE

Q_p - masa, zapas paliwa w kg lub w litrach;

Q_u - masa podwieszonego uzbrojenia bombardierskiego w kg;

t, T - temperatura w ^oC lub w ^oK;

t, T - czas w godzinach /h/, minutach /min/ lub sekundach /s/;

C_k, q_k - zużycie paliwa na 1 km lotu /kilometrowe zużycie paliwa/ w kg/km;

C_h, q_h - zużycie paliwa na godzinę lotu /godzinowe zużycie paliwa/ w kg/h;

q_s - sekundowe zużycie paliwa w kg/s;

ZMZL - zakres maksymalnego zasięgu lotu - odpowiada minimalnej wartości q_k w danych warunkach;

ZMDL - zakres maksymalnej długotrwałości lotu - odpowiada minimalnej wartości q_h w danych warunkach;

ZPSMG - zakres pracy silnika "małego gazu";

ZPSN - zakres pracy silnika "nominalny";

ZPSE - zakres pracy silnika "eksploatacyjny" - odpowiada wartości 0,8 ZPSN;

ZPSM - zakres pracy silnika "maksymalny" - bez dopalania;

ZPSMD - zakres pracy silnika "minimalne dopalanie";

ZPSPD - zakres pracy silnika "pełne dopalanie";

H - wysokość lotu w m;

V - prędkość lotu w km/h lub w m/s;

M - liczba Macha - względna prędkość lotu;

V_{rz} - rzeczywista prędkość lotu w km/h lub w m/s;

V_p - przyrządowa prędkość lotu w km/h lub w m/s;

L - zasięg lotu w km;

L_w - odległość przebyta podczas wznoszenia się samolotu w km;

L_{zn} - droga zniżania w km;

L_{lp} - droga lotu poziomego w km;

L_{prakt} - praktyczny zasięg lotu = $L_w+L_{lp}+L_{zn}$;

C_x - współczynnik oporu czołowego samolotu.

1. MOŻLIWOŚCI TAKTYCZNO-TECHNICZNE SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW

1.1. Możliwości taktyczno-techniczne samolotów bojowych i szkolno-bojowych

Lp.	Rodzaj danych	Wyszczególnienie danych	Jedn. miary	Typ samolotu			
				MiG-23 MF	Su-20	Su-7BKŁ	Su-7U
1	2	3	4	5	6	7	8
1.	DANE GEOMETRYCZNE	Rozpiętość	m	16°-14 72°-7,779	63°-10,025 30°-13,681	9,309	9,309
2.		Długość	m	17,180	18,600	16,007	16,807
3.		Wysokość /na postoju/	m	4,820	4,856	5,157	5,157
4.		Rozstawienie głównych kół podwozia	m	2,850	3,830	3,830	3,830
5.		Baza podwozia	m	5,821	5,376	5,100	5,100
6.		Wymiar kół głównych	mm	840x290	880x230	880x230	880x230
7.		Wymiar koła przedniego	mm	520x120	660x200	570x140	570x140
8.		Powierzchnia skrzydeł	m^2	16°-37.27 72°-34,16	63°-34.50 30°-38,49	34	34
9.		Skos skrzydła	stop.	16 45 72	30 63	60	60
10.		Wznios skrzydła	stop.	-4	0	-3	-3
11.		Powierzchnia usterz.poziom.	m^2	6,93	5,58	5,58	5,58
12.		Powierzchnia usterz.pionow.	m^2	7,210	5,535	5,535	5,535
13.		Skos statecznika poziomego	stop.	$55^{o}40'$	55	55	55

1	2	3		4	5	6	7	8
14.	DANE GEOMETRYCZNE	Skos statecznika pionowego		stop.	$62^{o}21'$	55	55	55
15.		Kąt wychylenia lotek	do góry	stop.	intercep-tor 45	$30^{o}20'$ $63^{o}21'$	22	22
			do dołu	stop.		$30^{o}20'$ $63^{o}15'$	22	22
16.		Kąt wychylenia steru wysokości	do góry	stop.	$24^{o}30'$	$25^{o}30'$	17	17
			do dołu	stop.	$8^{o}30'$	10	5	5
17.		Kąt wychylenia steru kierunku w prawo i w lewo		stop.	25	25	25	25
18.		Kąt wychylenia klap	start	stop.	25	25	25	25
			lądowanie	stop.	50	25	25	25
19.	DANE WAGOWE	Masa pustego s-tu		kg	10845	9880	8937	9392
20.		Masa startowa maksymalna		kg	17880	18370	15080	14350
21.		Masa startowa normalna		kg	15300	14330	12550	12530
22.		Wyważenie		% l_{SAC}		30,3-37,7	32-43	32-42
23.		Przeciążenie maksymalne dop.			16°-4,0 45°-6,5 72°-7,0	30°-4,0 45°-4,5 63°-5,5	7	7
24.		Dopuszczalna liczba Macha			2,35	2,10	2,0	1,95

1	2	3		4	5	6	7	8
25.	DANE LOTNO-TAKTYCZNE	Prędkość maksymalna	z dopalaniem H > 11000 m	km/h	2500	2175	2070	2070
			bez dopalania	km/h	1300	1350	1230	1150
26.		Prędkość pionow. wznoszenia	z dopalaniem	m/s	180-200		142	142
			bez dopalania	m/s				
27.		Pułap praktyczny /statyczny/		m	17500	15600	18500	16900
28.		Czas osiągania pułapu prakt.	z dopalaniem	min.	H=15000 m-7		14	14
			bez dopalania	min.				
29.		Zasięg maksym.	bez zbiorn. podw.	km	1600	1670	890	700
			ze zbiorn. podw.	km	2800	2800	1100	1430
30.		Długotrwałość lotu	bez zbiorn. podw.	min.			71	71
			ze zbiorn. podw.	min.	258		85	108
31.		Prędkość oderwania		km/h	280	320-300	375-395	380-400
32.		Długość rozbiegu		m	580	1200-1300	1100-1600	1300-1800
33.		Długość startu do H=25 m		m			2600-2900	2800-3100
34.		Prędkość lądowania		km/h	255	260-270	285-305	290-310
35.		Długość dobiegu		m	825-1200	750-850	650-750	750-850
36.		Długość lądowania		m				
37.		Załoga			1	1	1	2

1	2	3			4	5	6	7	8
38.	DANE ZESPOŁU NAPĘDOWEGO	Silnik		liczba		1	1	1	1
				typ		R-29-300	AŁ-21F3	AŁ-7F1-200	AŁ-7F1-200
39.		Obroty silnika maksym.			obr./min.		8400	8500	8500
40.		Zakresy pracy silnika	maksymalny z dopalaniem	ciąg	kG	12300	11200	9600	9600
					daN	12062	10983	9414	9414
				jedn. zużycie paliwa	kg/kGh	2,00	1,86	2,30	2,30
					kg/daNh	2,03	1,90	2,35	2,35
			maksymalny	ciąg	kG	8300	7800	6900	6900
					daN	8140	7649	6767	6767
				jedn. zużycie paliwa	kg/kGh	1,50	0,83	6400 kg/h	6400 kg/h
					kg/daNh	1,58	0,93		
			nominalny	ciąg	kG	5300		6050	6050
					daN	5190		5933	5933
				jedn. zużycie paliwa	kg/kGh	0,95		0,95	0,95
					kg/daNh	0,97		1,01	1,01
41.		Pojemność zbiorn. paliwowych		wewnętrznych	dm^3	4500	4460	3925	3660
				podw.	dm^3	3600	3460	2x600+ 2x950	4x600
42.		Rodzaj stosowanego paliwa				TS-1 TS-2	TS-1 TS-2	TS-1, TS-2, PSM-2	TS-1, TS-2 PSM-2
43.		Rodzaj stosowanego oleju				WNII-50-1 4F	MK-8	MK-8p	MK-8p
44.		Pojemność instal. olejowej			dm^3	18		16,5	16,5

1	2	3		4	5	6	7	8
45.	DANE WYPOSAŻENIA SAMOLOTÓW	Typ urządzeń tlenowych	pokładowych			KP-52M	KP-52M	KP-52M
			spadochron.			KP-27M	KP-27M	KP-27M
46.		Zapas tlenu w instalacji		min.		130	130	130
47.		Zużycie tlenu		dm^3/min.				
48.		Typ aparatury fotograficznej				A-39 PA-1 UA-47	AFA-39 AKS-5M ASZ-45	AFA-39
49.		Typ urządzeń łączności radiowej			R-832M SPU-7	R-832M	R-802W	R-802W SPU-9
50.		Urządzenia radionawigacyjne	typ kompletu		RSBN-6S	RSBN-5S	RSP-6	RSP-6
			typ urządzeń składowych		ARK-15M MRP-56P RW-4 LAZUR-M	ARK-15M MRP-56P RW-5	ARK-10 MRP-56P RW-UM	ARK-10 MRP-56P RW-UM
51.		Urządzenia rozpoznania przynależności	typ		SRZO-2 SOD-57M	SRO-2 SOD-57M	SRO-2 SOD-57M	SRO-2 SOD-57M
			zasięg	km	140 170	50 170	50 170	50 170
52.		Typ urządzenia ostrzegawczego			SPO-10	SPO-10	SYRENA-2	SYRENA-2
53.		Urządzenia radiolokacyjne	typ		SAPFIR-23	SRD-5MK	SRD-5M	SRD-5M
			zasięg	km	60			
54.		Typ celownika	strzeleckiego		ASP-23D	ASP-PFN-7	ASP-5nd z SRD-5M	ASP-5nd z SRD-5M
			bombardierskiego			PBK-2KŁ	PBK-2	PBK-2

1	2	3		4	5	6	7	8
55.	DANE UZBROJENIA SAMOLOTÓW	Liczba punktów podwieszeń			4	8	4	4
56.		Uzbrojenie rakietowe	liczba i typ niekierow.poc.rak.		4xUB-16 4xUB-32 4xS-24	4xUB-16+ 2xUB-32 6xS-24	4xUB-16 4xUB-32 2xAPU-14W	4xUB-16 2xAPU-14W 2xS-24
			liczba i typ kierowanych pocisków rakietowych		R-23T R-23R R-13M H-23 R-3S	R-3S		
57.		Uzbrojenie artyleryjskie	liczba i typ działek		1xGSz-23Ł	1xNR-30+ 4 poj. z GSz-23Ł	2xNR-30	1xNR-30
			ilość amunicji		200	160+1000	130	65
58.		Maksymalny wagomiar bomb		kg	500	500	500	500
59.		Maksymalny udźwig uzbrojenia		kg	1600	4000	2000	500

Lp.	Rodzaj danych	Wyszczególnienie danych	Jednostka miary	Typ samolotu			
				MiG-21bis	MiG-21M	MiG-21PFM	MiG-21U
1	2	3	4	5	6	7	8
1.		Rozpiętość	m	7,15	7,15	7,15	7,15
2.		Długość	m	14,40	14,10	14,10	14,10
3.		Wysokość /na postoju/	m	4,125	4,125	4,10	4,125
4.		Rozstawienie gł.kół podwozia	m	2,69	2,79	2,69	2,787

1	2	3		4	5	6	7	8
5.	DANE GEOMETRYCZNE	Baza podwozia		m	4,81	4,71	4,81	4,81
6.		Wymiar kół głównych		mm	800x200	800x200	800x200	800x200
7.		Wymiar koła przedniego		mm	500x180	500x180	500x180	500x180
8.		Powierzchnia skrzydeł		m^2	23	23	23	23
9.		Skos skrzydeł		stop.	57	57	57	57
10.		Wznios skrzydła		stop.	-2	-2	-2	-2
11.		Powierzchnia usterz.poziom.		m^2	3,94	3,94	3,94	3,94
12.		Powierzchnia usterz.pionow.		m^2	5,32	5,32	5,32	4,45
13.		Skos statecznika poziom.		stop.	55	55	55	55
14.		Skos statecznika pionow.		stop.	$61^{o}27'$	$61^{o}27'$	$61^{o}27'$	60
15.		Kąt wychylenia lotek	do góry	stop.	20	20	20	20
			do dołu	stop.	20	20	20	20
16.		Kąt wychyl.steru wys.	do góry	stop.	$16^{o}30'$	$16^{o}30'$	$16^{o}30'$	13
			do dołu	stop.	$7^{o}30'$	$7^{o}30'$	$7^{o}30'$	28
17.		Kąt wychyl.steru kier. /prawo-lewo/		stop.	25	25	25	25
18.		Kąt wychyl.klap	start	stop.	25	25	24	24.30
			lądowanie	stop.	45	45	24	24.30

1	2	3		4	5	6	7	8
19.	DANE WAGOWE	Masa pustego samolotu		kg	5843	5646	5287	5440
20.		Masa startowa maksymalna		kg	9914	9660	8300	8250
21.		Masa startowa normalna		kg	6900	8212	7838	7300
22.		Wyważenie		% l_{SAC}	30,8-34,2	30,4-34,2	30,4-35,1	31,9-35,5
23.		Przeciążenie maksym.dopuszcz.			8,5	8,5	8,5	8,5
24.	DANE LOTNO-TAKTYCZNE	Dopuszczalna liczba Macha			2,1	2,1	2,05	2,05
25.		Prędkość maksymalna	z dopalaniem	km/h	2175	2230	2175	2175
			bez dopalania	km/h	1300	1200	1200	1100
26.		Prędkość pionow. wznosz.	z dopalaniem	m/s	225	120	120	120
			bez dopalania	m/s		50	50	50
27.		Pułap praktyczny /statyczny/		m	18000	18500	19000	18500
28.		Czas osiąg. pułapu prakt.	z dopalaniem	min.	8	8.30-10.30	11.30-13	11.30-13
			bez dopalania	min.				
29.		Zasięg maksymalny	bez zbiorn.podw.	km		1200	1300	1300
			ze zbiorn.podw.	km	1900	1950	1680	1680
30.		Długotrwałość lotu	bez zbiorn.podw.	min.			93	90
			ze zbiorn.podw.	min.	135	122	114	110
31.		Prędkość oderwania		km/h		320-360	305-320	320

1	2	3			4	5	6	7	8
32.		Długość rozbiegu			m	830-1600	900-1800	800-1000	
33.		Długość startu do H=25 m			m		1600-3200	1300-1600	1480
34.		Prędkość lądowania			km/h		245-300	265-300	290
35.		Długość dobiegu			m	1200	450-1350	800-1350	
36.		Długość lądowania			m			2000-2500	
37.		Załoga				1	1	1	2
38.	DANE ZESPOŁU NAPĘDOWEGO	Silnika	liczba			1	1	1	1
			typ			R-25-300	R-11F2S-300	R-11F2-300	R-11F-300
39.		Obroty silnika maksymalne			obr./min.		n_1=11150 n_2^1=11450	n_1=11150 n_2^1=11412	n_1=11150 n_2^1=11412
40.		Zakresy pracy silnika	maksymalny z dopalaniem	ciąg	kG daN	9900 9708	6200 6080	6200 6080	5750 5638
				jedn.zuż. pal.	kg/kGh kg/daNh		2,35 2,40	2,35 2,40	2,35 2,40
			maksymalny	ciąg	kG daN	7100 6963	3900 3824	3900 3824	3900 3824
				jedn.zuż. pal.	kg/kGh kg/daNh		0,94 0,99	0,94 0,99	0,94 0,99
			nominalny	ciąg	kG daN		3100 3040	3100 3040	3100 3040
				jedn.zuż. pal.	kg/kGh kg/daNh		0,91 0,96	0,91 0,96	0,91 0,96

1	2	3		4	5	6	7	8
41.	DANE WYPOSAŻENIA SAMOLOTÓW	Rodzaj stosowanego paliwa			TS-1, TS-2	P-2, PS-2	P-2, PS-2	P-2, PS-2
42.		Pojemność zbiorników paliwowych	wewnętrznych	dm^3	2650	2650	2780	2300
			podwieszanych	dm^3	2x490+800 3x490	2x490+800 3x490	1x490	1x490
43.		Rodzaj stosowanego oleju			WNII-50-1-4F	MK-8p	MK-8p	MK-8p
44.		Pojemność instalacji olejowej		dm^3		11	11	11
45.		Typ urządzeń tlenowych	pokładowych			KP-34-2	KP-34-2	KP-34-2
			spadochron.			KP-27M	KP-27M	KP-27M
46.		Zapas tlenu w instalacji		min.				
47.		Zużycie tlenu		$dm^3/min.$		6	6	6
48.		Typy aparatury fotograficznej				6xAFA-39 ASZCZ-AFA-5M		
49.		Typ urządzeń łącz. radiowej			R-832	R-802W	R-802W	R-802W
50.		Urządzenia radionawigacyjne	typ kompletu		SAU-23ESN	USL-48	USL-48	USL-48
			typy urządz. skład.		ARK-10 MRP-56P RW-UM	ARK-10 MRP-56P RW-UM	ARK-10 MRP-56 RW-UM	ARK-10 MRP-48 RW-UM
51.		Urządzenia rozpoznania przynależności	typ		SRZO-2 SOD-57M	SRZO-2 SOD-57M	SRZO-2 SOD-57M	SRZO-2 SOD-57M
			zasięg		50/170	50/170	50/170	40/170
52.		Typ urządzenia ostrzegawczego			SYRENA-2	SYRENA-2	SYRENA-2	SYRENA-2

1	2	3		4	5	6	7	8
53.	DANE UZBROJENIA SAMOLOTÓW	Urządzenia radiolokacyjne	typ		SAPFIR-21	RP-21M-ARL-3 /LAZUR/	RP-21,ARL-3 /LAZUR/	RP-21,ARL-3 /LAZUR/
			zasięg		30	0,3-7	0,3-7	0,3-7
54.		Typ celownika	strzeleckiego		ASP-PFD-21	ASP-PFD-21	RP-21	ASP-5nd z SRD-5M
			bombardierskiego					
55.		Liczba punktów podwieszeń			4	4	4	4
56.		Uzbrojenie rakietowe	liczba i typ niekierow.poc.rak.		4xUB-16 4xUB-32 4xS-24	4xUB-16 4xUB-32 4xS-24	4xUB-16 4xUB-32	2xUB-16
			liczba i typ kierow.poc.rak.		4xR-3S/R/ 4xR-13M 4xR-55	4xR-3S	4xR-3S	2xR-3S
57.		Uzbrojenie artyleryjskie	liczba i typ działek		1xGSz-23Ł	1xGSz-23Ł	1xGSz-23 /w gondoli GP-9/	1xA-12,7 /w gondoli/
			ilość amunicji		250	200	200	60
58.		Maksymalny wagomiar bomb		kg	500	500	500	250
59.		Maksymalny udźwig uzbrojenia		kg	2000	1600	1600	560

Lp.	Rodzaj pracy	Wyszczególnienie danych	Jedn. miary	Typ samolotu					
				Lim-6bis	Lim-5	SBLim-2	SBLim-1	TS-11	ISKRA-22
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1.	DANE GEOMETRYCZNE	Rozpiętość	m	9,60	9,60	10,08	10,08	10,00	9,60
2.		Długość	m	11,36	11,36	10,10	10,10	11,25	12,50
3.		Wysokość na postoju	m	3,86	3,86	3,70	3,70	3,25	4,30
4.		Rozstaw gł.kół podwozia	m	3,848	3,848	3,81	3,81	3,48	
5.		Baza podwozia	m	3,368	3,368	3,157	3,157	3,44	
6.		Wymiar kół głównych	mm	660x180	660x180	660x180	660x180	660x180	600x180
7.		Wymiar koła przedniego	mm	480x200	480x200	480x200	480x200	400x150	400x150
8.		Powierzchnia skrzydła	m^2	22,6	22,6	20,6	20,6	17,5	20,0
9.		Skos skrzydła	stop.	45	45	35	35	7	
10.		Wznios skrzydła	stop.	-3	-3	-2	-2		
11.		Pow.usterz. poziom.	m^2	3,1	3,1	3,0	3,0	3,45	
12.		Pow.usterz. pionowego	m^2	4,26	4,26	4,0	4,0	2,25	
13.		Skos stateczn. poziom.	stop.	45	45	40	40		
14.		Skos stateczn. pionow.	stop.	$55^0 41'$	$55^0 41'$	56	56		

1	2	3		4	5	6	7	8	9	10
15.		Kąt wychylenia lotek	do góry	stop.	18	18	15	15	10	
			do dołu	stop.	18	18	15	15	10	
16.		Kąt wychylenia steru wysokości	do góry	stop.	32	32	32	32	15	
			do dołu	stop.	16	16	16	16	10	
17.		Kąt wychylenia steru kierunku		stop.	25	25	20	20	30	
18.		Kąt wychylenia klap	start	stop.	20	20	15	15	10	
			lądowanie	stop.	60	60	15	15	10	
19.	DANE WAGOWE	Masa pustego samolotu		kg	3939	3939			2445	3400
20.		Masa startowa maksym.		kg	6642	6250		5044	3838	6300
21.		Masa startowa normalna		kg	5607	5520			3243	4900
22.		Wyważenie		%	21-27	21-27	21-27	22-28	17-32	
23.	DANE LOTNO-TAKTYCZNE	Przeciążenie maksym. dop.			+8 -4	+8 -4	+8 -4	+8 -4	+8 -4	
24.		Dopuszczalna liczba Macha			0,95	0,95	0,90	0,90	0,80	0,85
25.		Prędkość maksymalna	z dopalaniem	km/h	1120	1120				
			bez dopal.	km/h	1000	1000	900	900	720	920
26.		Prędkość pion. wznoszenia	z dopalaniem	m/s	70,4	70,4				
			bez dopalania	m/s	39,6	39,6	26	24	14,8	42

1	2	3		4	5	6	7	8	9	10
27.	DANE LOTNO-TAKTYCZNE	Pułap praktyczny /statyczny/		m	16470	16470	15600	14000	18870	12800
28.		Czas osiągania pułapu prakt.	z dopalaniem	min.	10,3	10,3				
			bez dopalania	min.	23,2	23,2	17,3	24	50	
29.		Zasięg maksymalny	bez zbiorn. podw.	km		1100			1250	
			ze zbiorn. podw.	km	955	1680	1960	1370		R-370-400
30.		Długotrwałość lotu	bez zb. podw.	min.		101			117	
			ze zb. podw.	min.	95	151	140	140		
31.		Prędkość oderwania		km/h	240	240	220	220	210	
32.		Długość rozbiegu		m	1080				700-750	530
33.		Długość startu do H=25 m		m	1400-2050	1480			1190	760
34.		Prędkość lądowania		km/h	200	200			200	
35.		Długość dobiegu		m	980	860			650-700	600
36.		Długość lądowania		m	1660	1655			1140	1130
37.		Załoga			1	1	2	2	2	2

1	2	3			4	5	6	7	8	9	10
38.	DANE ZESPOŁU NAPĘDOWEGO	Silnik		liczba		1	1	1	1	1	2
				typ		WK-1F LIS-5	WK-1F LIS-5	WK-1A LIS-5	RD-45F LIS-1	SO-3	KASZUB 3W-22
39.		Obroty silnika maksymalne			obr/min.	11560	11560	11560	12300	15600	
40.		Zakresy pracy silnika	maksymalny z dopalaniem	ciąg	kG daN	3380 3315	3380 3315				
				jedn.zuż. paliwa	kg/kGh kg/daNh	2,00 2,10	2,00 2,10				
			maksymalny	ciąg	kG daN	2650 2599	2650 2599	2700 2647	2270 2226	1000 981	1100 1079
				jedn.zuż. paliwa	kg/kHg kg/daNh	1,15 1,21	1,15 1,21	1,10 1,16		1,13 1,19	
			nominalny	ciąg	kG daN	2300 2256	2300 2256	2410 2363	2040 2005	880 863	
				jedn.zuż. paliwa	kg/kGh kg/daNh	1,20 1,27	1,20 1,27	0,98 1,03		1,05 1,11	
41.		Pojemność zbiorników paliwowych	wewnętrznych		dm^3	1415	1415	998	1106	1200	
			podwieszanych		dm^3	2x400	2x400	2x400	2x300		
42.		Rodzaj stosowanego paliwa				P-2 PS-2	P-2 PS-2	P-2 PS-2	P-2 PS-2	P-2 PS-2	
43.		Rodzaj stosowanego oleju				MK-8	MK-8	MK-8	MK-8	MK-8	
44.		Pojemność instalacji olejowej			dm^3	6	6	6	6	4,5	

1	2	3		4	5	6	7	8	9	10
45.	DANE WYPOSAŻENIA SAMOLOTÓW	Typ urządzeń tlenowych	pokładowych		KP-28	KP-28	KP-28	KP-28	KP-28M	
			spadochronow.		KP-23	KP-23	KP-23	KP-23	KP-23	
46.		Zapas tlenu w instalacji		min.	190	190	190	190	200	
47.		Zużycie tlenu		$dm^3/min.$	5	5	5	5	5	
48.		Typ aparatury fotograficznej			AFA-39	AFA-39	AFA-39	AFA-BAF-21S	3xA39	
49.		Typ urządzeń łączn. radiowej			R-800	R-800	R-800	R-800	R-802W SPU-2P	
50.		Urządzenia radionawigacyjne	typ kompletu		USL-48	USL-48	USL-48			
			typ urządzeń składowych		ARK-5 MRP-48 RW-2	ARK-5 MRP-48 RW-2	ARK-5 MRP-48 RW-2	ARK-5 MRP-48 RW-2	ARK-9 MRP-56p RW-UM	
51.		Urządzenia rozpoznania przynależn.	typ		SRO-2	SRO-2	SRO-1	SRO-1	CHROM	
			zasięg		120 170	120 170	170	170		
52.		Typ urządzenia ostrzegawczego			SYRENA-2	SYRENA-2	SYRENA-2	SYRENA-2		
53.		Urządzenia radiolokacyjne	typ		SRD-1M	SRD-1M	SRD-1M			
			zasięg		2	2	2			

1	2	3		4	5	6	7	8	9	10
54.	DANE UZBROJENIA SAMOLOTÓW	Typ celownika	strzeleckiego		ASP-4MM z SRD-1M	ASP-4N	ASP-3NM	ASP-3NM	ASP-3NM	
			bombardierskiego							
55.		Liczba punktów podwieszeń			4	2	2	2	2/4/	5
56.		Uzbrojenie rakietowe	liczba i typ niekier.poc. rakietowych		2xMARS-2 2xUB-16				4xZEUS-1 PIORUN-4	
			liczba i typ kierow.poc. rakietowych							
57.		Uzbrojenie artyleryjskie	liczba i typ działek		1xN-37D 2xNR-23	1xN-37D 2xNR-23	2xNR-23	NS-23 lub UB-12,7	1xNS-23 zasobn. PKL-7,62	1xGSz-23
			ilość amunicji		40÷160	40÷160	130	65 lub 150	80	250
58.		Maksymalny wagomiar bomb		kg	250	250	100	100	100	250
59.		Maksymalny udźwig uzbrojenia		kg	780	500	200	200	264	1350

1.2. MOŻLIWOŚCI SAMOLOTÓW Su-22M i MiG - 23 BN

1.2.1. UWAGI OGÓLNE

Samolot Su-22M, w porównaniu z samolotem MiG-23BN, może niszczyć lub obezwładniać o 30 % więcej celów naziemnych z takim samym prawdopodobieństwem rażenia przy jednakowych, lecz różnych pod względem ilościowym wariantach uzbrojenia.

Samolot Su-22M posiada lepsze możliwości pilotażowo-bojowe, szczególnie w płaszczyźnie pionowej oraz w niszczeniu RLS.

1.2.2. MOŻLIWOŚCI PILOTAŻOWO-BOJOWE SAMOLOTÓW

Lp.	Wyszczególnienie danych	MiG - 23 BN	Su - 22M
		Parametry	Parametry
1	2	3	4
1.	Możliwości pilotażowe		
	- praca efektu wymiarowego podczas pilotażu	cały lot x/	okresowo xx/
	- eksploatacyjne wskazania kątów natarcia dla:		
	$\chi = 45^{o}$	$\alpha_{max} = 20^{o}$	$\alpha_{max} = 20^{o}$
	$\chi = 72^{o}$	$\alpha_{max} = 22^{o}$	$\alpha_{max} = 22^{o}$
	- wysokość wprowadzenia do figur pionowych z obciążeniem Q_u = 1000 kg	od 1500 m	od 2900 m
	- utrata wysokości w przewrocie Δ_H	V_p = 500km/h- Δ_H = 3600 m	V_p = 600km/h- Δ_H = 3600 m
	- prędkość wprowadzenia do figur pionowych	V_p = 900km/h	V_p = 900km/h
	UWAGA: x/ Energiczne zmiany położenia samolotu przy zmianie V, H lotu,		
	xx/ Przy wytrymerowaniu na V_p = 800km/h można wykonywać pilotaż w całym zakresie V_p = 500-1200 km/h		
2.	Szturmowanie celów naziemnych		
	a. Bombardowanie celów naziemnych:		

1	2	3	4
	uchylenie prawdopodobne oblicz. "UP":		
	- z lotu poziomego - E_x = 54 m	30 m	32 m
	- E_z = 27 m	20 m	23 m
	- z lotu poziomego z układu hamującego - E_x = 47 m	29 m	25 m
	- E_z = 27 m	16 m	18 m
	- z lotu poziomego z wysuniętego punktu wyprowadzenia prawdopodobieństwa "WP" - E_x = 142 m	75 m	80 m
	- E_z = 71 m	55 m	50 m
	- z lotu nurkowego - E_x = 40 m	37 m	40 m
	- E_z = 40 m	15 m	17 m
	- podczas wyprowadz. z kątem Θ = 10 - 30° - E_x = 40 m	30 m	25 m
	- E_z = 40 m	15 m	20 m
	- ze wznoszenia z kątem Θ = 45 - 110° - E_x = 150 m	185 m	185 m
	- E_z = 160 m	354 m	353 m
	b. Strzelanie do celów naziemnych: uchylenie prawdopodobne obliczone "UP":		
	- strzelanie z działka NR-30		
	- E_x = 24 m	-	3,05 m
	- E_z = 8,4 m	-	2,85 m
	- strzelanie z działka GSz - 23		
	- E_x = 24 m	-	4,32 m
	- E_z = 8,4 m	-	9,00 m
	- strzelanie z NPR S-5K		
	- E_x = 42 m	-	8,80 m
	- E_z = 16,8 m	-	8,70 m
	- strzelanie z NPR S-24		
	- E_x = 42 m	-	8,20 m
	- E_z = 14,4 m	-	6,00 m
	- strzelanie z KPR H-23		0,56 - 0,62 x/
	- strzelanie z KPR H-28		0,8 - 1,0
	UWAGA: x/ Prawdopodobieństwo rażenia celu D = 15 km, D_{max} = 100 km, H_{strzel} = 200-10000 m; dokładność trafienia 20 m		

1	2	3	4
3.	Strzelanie do celów powietrznych:		
	- H strzelania /m/	15 - 17000	15 - 17000
	- V samolotu /km/h/	500 - 1800	500 - 2200
	- V celu /km/h/	200 - 1500	200 - 2000
	- rozmiary celu /m/	3 - 50	3 - 50
	- kąt ataków	0 - 9°	0 - 9°
	- odległość strzelania dla:		
	NR - 30 /GSz - 23/ /m/	400 - 1200	400 - 1200
	NPR S - 5 /m/	600 - 1400	600 - 1400
	KPR K - 13M /m/	-	D_s - 5000

1.2.3. MOŻLIWOŚCI PRZESTRZENNE

Lp.	Wariant podwieszeń	MiG - 23 BN			Su - 22 M		
		Q_p /kg/	C_k /kg/km/	$R_{takt.}$ /km/	Q_p /kg/	C_k /kg/km/	$R_{takt.}$ /km/
1	2	3	4	5	6	7	8
	A. Wariant myśliwski H = 200 - 500 m						
1.	Samolot bez podwieszeń + działka integralne	4090 / 3375	3,92 V_p=590	430	4150 / 3430	4,21 V_p=650	410
2.	Samolot z 3 x zb.dod. pal. po 800 l /4 zb. dod.pal. po 800 l dla Su-22M/	6140 / 5425	3,92 V_p=590	690	6950 / 6180	4,21 V_p=650	730
	B. Wariant bombowy						
1.	Samolot bez podwieszeń + działko i Q_u = 1500 kg	wg danych z instr.	V_p=590	250	4150 / 3420	4,55 V_p=650	380 / 340x/
2.	Samolot z 3 x zb.dod. pal. 800 l + działko i Q_u = 1000 kg /4 zb. dod. 800 l dla Su-22M/	wg danych z instr.	V_p=600	610	6950 / 6180	4,55 V_p=650	680 / 630x/
3.	Samolot z 3 x zb.dod. a 800 l + Q_u = 2000 kg /2 x zb.dod. po 1150 l dla Su-22M/	- " -	V_p=600	550	6100 / 5330x/	5,30 V_p=650	570 / 490x/
4.	Samolot z 3 x zb.dod. a 800 l + Q_u = 3000 kg /2 x zb.dod. a 800 l na Su-22M/	- " -	V_p=600	450	5550 / 4820x/	5,35 V_p=650	510 / 420x/

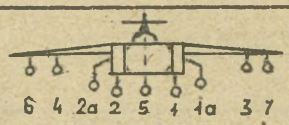
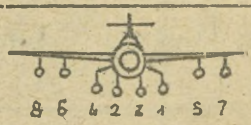
1	2	3	4	5	6	7	8
5.	Samolot bez podwieszeń + działko + Q_u = 4000 kg H = 800-8500 m	Wg danych z instr.	-	-	4150 / 3440	5,41 V_p=650	320 / 280 x/
6.	Samolot z 3 x zb.dod. a 800 l + działka + Q_u = 1000 kg /4 x zb. dod. a 800 l dla Su-22M	6010 / 5425	3,00 V_p=425	900	6950 / 6180	3,16 V_p=540	970

x/ Po uwzględnieniu 380 kg paliwa na 5 min. lotu nad celem.

UWAGA: W obliczeniach możliwości przestrzennych samolotu Su-22M oraz pozycji "6" dla samolotu MiG-23BN uwzględniono zużycie paliwa na:
- pracę silnika na ziemi;
- start i wznoszenie do H przelotu do celu /po trasie/;
- zniżanie z H lotu po trasie do H lądowania;
- wznoszenie do H = 2000 m dla bezpieczeństwa katapultowania pilota w sytuacji awaryjnej;
- lot po kręgu do lądowania + 7 % gwarancyjnej pojemności zbiorników "instalacji zasadniczej";
- z ogólnej ilości paliwa podanej w liczniku odjęto 720 kg na lot poziomy.

1.2.4. Porównanie systemów uzbrojenia samolotów

Lp.	System uzbrojenia	Typ samolotu	
		MiG - 23 BN	Su - 22M
1	2	3	4
1.	Celowniczy	Zintegrowany, kryptonim "SOKÓŁ-23S", w skład wchodzą: - głowica optyczna S-17WG, - celownik bombard. PBK-3, - dalmierz laserowy "FON", - wylicznik	Występują oddzielnie: 1. Celownik strzelecki ASP-17 w komplecie z: - głowicą optyczną S-17WG, - wylicznikiem 2. Celownik bombard. PBK-3 z wylicznikiem 3. Dalmierz laserowy "FON"
2.	Kierowane pociski rakietowe /KPR/:		
	- klasy p-p		4 x K-13M x/ lub 4 x R-3s
	- klasy p-z	2 x H-23 kierowane za pomocą aparatury "DELTA" zabudowanej na stałe	2 x H-23 kierowane za pomocą aparatury "DELTA" zabudowanej w podwieszonym zasobniku

1	2	3	4
	- klasy p-z przeciwradiolokacyjne	-	1 x H-23[xx/] samonapr. się z ap."MIETIEL" w spec. zasobniku
3.	Niekier. poc. rakietowe /NPR/:		
	- klasy p-p	128 x S-5/4 x UB-32/	192 x S-5/6 x UB-32/
	- klasy p-z	4 x S-24	6 x S-24
4.	Uzbrojenie bombardierskie	6 punktów podwieszeń 16 x 100 kg 6 x 250 kg 4 x 500 kg	8 punktów podwieszeń 20 x 100 kg 8 x 250 kg 8 x 500 kg
5.	Uzbrojenie artyleryjskie - salwa sekundowa /kg/s/:		
	a/ z działek zabudowanych na stałe /liczba i typ dz./	9,8 /1 x GSz-23/	11,6 /2 x NR-23/
	b/ z działek podwieszanych w zasobnikach /liczba i typ dz./	19,6 /2 x UPK z GSz-23/	39,2 /4 x UPK z GSz-23/
6.	System awaryjny opuszczania s-tu	fotel KM-1	fotel K-36DM[xxx/]
7.	System rozpoznawczy		Zasobnik rozpozn. KKR
8.	System zakłócający		Zasobnik zakłóc. r/Wz.SPS-141
9.	Rozmieszczenie punktów podwieszeń na samolocie	 6 4 2a 2 5 4 1a 3 7 1,2,3,4 - po 500 kg 1a,2a - po 250 kg 5,6,7 - tylko na zbiorn. podwieszane	 8 6 4 2 1 5 7 1,2,3,4 - ustawione w "tandem" 1,2,5,6 - na uzbrojenie lub zbiorn.dodatkowe 7,8 - tylko na uzbrojenie

UWAGA: x/ Do elaboracji K-13M potrzebne jest stanowisko techniczne PPP-"INGUŁ"

xx/ Do elaboracji H-23 potrzebne jest stan. techn. PTP-23 oraz rozbudowany system zaplecza dystryb. paliwa ciekłego do s-ka pocisku H-23

xxx/ K-36DM jest to fotel perspektywiczny, nowoczesny

1.2.5. Średnie czasy zmiany wariantu uzbrojenia

a. Na samolocie MiG - 23 BN

Lp.	Ma być / Jest	4 x UB-32	4 x S-24	4 x 500 kg	16 x 100 kg
1.	4 x UB-32	-	111 min	90 min	200 min
2.	4 x S-24	90 min	-	70 min	110 min
3.	4 x 500 kg	85 min	75 min	-	105 min
4.	16 x 100 kg	120 min	111 min	95 min	-

b. Na samolocie Su-22M

Lp.	Ma być / Jest	8 x 250-500 kg	20 x 100 kg	2 x H-23	4 x UPK-23	4 x UB-32
1.	8 x 250-500 kg	-	130 min	33 min	45 min	50 min
2.	20 x 100 kg	240 min	-	260 min	270 min	275 min
3.	2 x H-23	45 min	160 min	-	50 min	55 min
4.	4 x UPK-23	132 min	252 min	136 min	-	150 min
5.	4 x UB-32	105 min	225 min	110 min	115 min	-

1.2.6 Osiągi i dane taktyczno-techniczne

Lp.	Wyszczególnienie danych	Jedn. miary	Typ samolotu	
			MiG-23BN	Su-22M
1	2	3	4	5
1.	Prędkość maksymalna na H = 0	km/h	1350	1400
2.	Prędkość maksymalna na H = 12000 m	M	1,7	2,07
3.	Prędkość maksym. z norm. obciąż. na H = 0	km/h	1250	1250
4.	Pułap statyczny	m	17000	17000
5.	Masa samolotu normalna	kg	16570	16500
6.	Masa samolotu maksymalna	- " -	20170	19370

1	2	3	4	5
7.	Masa samolotu do lądowania	kg	11800	12500
8.	Udźwig uzbrojenia	- " -	3000	4000
9.	Rozbieg przy starcie	m	650 - 700	950 - 1000
10.	Dobieg ze spadochr.hamującym	- " -	800 - 850	850 - 950
11.	Przeciążenie dopuszczalne n_z		7,0	6,5
12.	Zasięg lotu maksym. na H = 0	km	1400	1300
13.	Zasięg lotu maksym. na H = dużej	km	2700	2170
14.	Taktyczny promień działania	- " -	600	600
15.	Typ silnika		R-29B-300	R-29BS-300
16.	Ciąg na ZPS PD	kG/daN	11500	11500
17.	Ciąg na ZPSM	kG/daN	8000	8000

1.2.7. Ograniczenia eksploatacyjne

Lp.	Rodzaj ograniczenia	MiG - 23BN	Su - 22M
1	2	3	4
1.	Przeciążenie maksym.dopuszcz., jakie może wystąpić w locie przy kącie skosu skrzydła:		
	- χ = 16° /30°/	4,5 x/	5,0
	- χ = 45°	6,0 x/	6,0
	- χ = 72° /63°/	7,0 x/	6,5
	UWAGA: x/ Jeżeli Q_c =137000 kg, to n_z dop. zwiększa się o 0,5		
2.	Maksymalne przeciążenie przy podwieszeniach H-23, S-24 i Q_c = 14500 kg dla kąta skosu skrzydła:		
	- χ = 16° /30°/	4,5 x/	3,0
	- χ = 45°	5,5	4,5
	- χ = 72° /63°/	4,5	5,0
	UWAGA: x/ Jeżeli Q_c = 14750 kg, to n_z dop. zmniejsza się o 0,5		
3.	Prędkość maksymalna dopuszczalna z podwieszonymi: H-23 lub S-24, gdy Q_c = 14750 kg	M ≤ 0,8	M ≤ 0,9 x/

1	2	3	4
4.	UWAGA: $x/_M$ = 0,9 dla 2 x 1150 l zb. dod.		
5.	Masa startowa normalna /kg/	16570	17800
6.	Masa startowa maksymalna /kg/	20170	19370
7.	Dopuszczalna masa do lądowania /kg/	15200	12500 /w tym 1300 l paliwa/
8.	Dopuszcz. masa do lądow. awaryjnego /kg/	12400-15200	13000-14800
9.	Dopuszczalny wiatr boczny do startu i lądowania /m/s/	10	15
10.	Dop. prędkość wypuszczania podwozia /km/h/	550	550
11.	Dop. prędkość wypuszcz. klap zaskrz. i slotów	500	500
12.	Lot ze zb. dodatk. i pozost. 2000-2600 l paliwa	zabrania się	bez ograniczeń
13.	Dop. prędkość wypuszcz. spadochronu hamuj. /km/h/	320	320
14.	Prędkość dop. podczas efektywn. hamow.	215	260
15.	Zabrania się wyk. lotu z dod.zb.pal. z kątem skosu skrzydła	$\chi > 45^\circ$	bez ograniczeń
16.	Urządzenia ratown. katapultowe gwarantują bezpieczne katapultowanie się pilota przy spełnionych warunkach	H ≥ 30 m i V ≤ 1200 km/h H = 0 i V ≥ 130 km/h	H ≥ 30 m i V ≤ 1200 km/h H = 0 i V ≥ 125 km/h
17.	Dop. prędkość wyp.hamulców aerodyn.	H = 0 V = 500 km/h	H = 0 V = 950 km/h
18.	Wyp.ham. aerodyn. na H ≤ 3000 m, przy χ = 72° i V = 1200 km/h	zabrania się	bez ograniczeń
19.	Lądowanie z kątem skosu $\chi > 16^\circ$	zabrania się	bez ograniczeń
20.	Strzelanie ze zbiornikami dodatk.	- " -	- " -
21.	Lądowanie z niezłożonym grzeb.	- " -	- " -

1.3. Możliwości taktyczno-techniczne samolotów transportowych

Lp.	Rodzaj danych	Wyszczególnienie danych		Jedn. miary	Typ samolotu			
					AN-12	AN-26	AN-24	AN-2
1	2	3		4	5	6	7	8
1.	DANE GEOMETRYCZNE	Rozpiętość skrzydła		m	38,00	29,20	29,20	18,76 14,23
2.		Długość samolotu		- " -	33,10	23,80	23,53	12,40
3.		Wysokość samolotu na postoju		- " -	11,44	8,57	8,32	6,10
4.		Wymiary kabiny bagażowej	długość	- " -	13,30	10,80	9,69	4,10
			szerokość	- " -	2,97	2,30	1,70	1,25
			wysokość	- " -	2,40	1,70	1,84	1,80
5.		Wymiary otworu ładowniczego		- " -	7,70 x 3,18	3,15 x 2,40	7,30 x 1,41	1,53 x 1,46
6.		Wysokość otworu ład. od ziemi		- " -	1,41	1,46	1,47	0,94
7.		Wymiary drzwi wejść. do samolotu		- " -	1,48 x 0,80	1,40 x 0,60	1,10 x 1,20	1,61 x 1,50
8.		Powierzchnia skrzydła		m^2	121,73	74,98	74,98	43,35 27,96
9.		Kąt wychylenia steru wysokości	góra	stop.	28	30	30	42
			dół	- " -	15	15	15	22
10.		Kąt wychylenia steru kierunk.		stopień	25	25	28	25
11.		Kąt wychylenia lotek	góra	- " -	25	24	24	30
			dół	- " -	15	16	16	14
12.		Kąt wychylenia klap	start	- " -	25	15	15	15
			lądowanie	- " -	45	48	38	39
13.		Rozstaw kół podwozia		m	5,412	8,48	7,90	3,454
14.		Baza kół podwozia		- " -	9,450	7,65	7,85	8,35
15.		Rozmiar kół podwozia	główne	mm	1050 x 300	900 x 300	900 x 300	300 x 260
			przednie	- " -	900 x 300	700 x 250	700 x 250	470 x 200

1	2	3	4	5	6	7	8
16.	DANE WAGOWE	Masa pustego samolotu	kg	35000	15500	13650	3445
17.		Masa startowa maksymalna	- " -	61000	24000	21000	5500
18.		Maksym. udźwig samolotu	- " -	20000	5500	5500	1500
19.		Maksym. udźwig samolotu z zapas. paliwa	- " -	11000	2000	1900	780
20.	DANE LOTNO-TAKTYCZNE	Zasięg lotu maksymalny	km	3300	2170	2000	900
21.		Zasięg lotu maksym.udźwig	- " -	1100	550	400	230
22.		Prędkość maksymalna na H = OPTIM.	km/h	620	460	510	253
23.		Prędkość przelotowa na H = OPTIM.	- " -	560	420	460	155
24.		Pułap praktyczny	m	9000	7700	7000	4400
25.		Długotrw. lotu przy maks. zap. paliwa	godz.	6h 16'	5h 25'	5h	6h
26.		Prędkość lądowania	km/h	230	190	178	85
27.		Prędkość oderwania	- " -	240	210	196	90
28.		Długość rozbiegu przy maks. udźwigu	m	1230	870	600	150
29.		Długość dobiegu	- " -	1125	620	500	170
30.		Długość lądowania H=25m	- " -	2200	1160	1160	250
31.		Długość startu z maks. udźwig. do H=25 m	- " -	2520	1350	1350	370
32.	DANE TRANS-PORTOWE	Liczba członków załogi	osób	7	5	5	3
33.		Maksym. liczba zabier. pasażerów	- " -	105	40	32	12
34.		Maksym liczba zabieranych rannych	- " -	88	24	30	6
35.	DANE ZESPOŁU NAPĘDOWEGO	Liczba i typ silników		4 x AJ-20M	2 x AJ-24WT	2 x AJ-24	1 x ASZ-621R
36.		Moc silnika maksymalna	kW	2942	2074	1876	735
			KM	4000	2820	2550	1000
37.		Moc silnika nominalna	kW	2500	1618	1552	603
			KM	3400	2200	2110	820
38.		Godzinowe zużycie paliwa	kg/h	902	500	450	130
39.		Pojemność zbiorn. paliw. maksym.	dm^3	18900	7100	6180	1200

1	2	3		4	5	6	7	8
40.	DANE INSTALACJI SAMOLOTU	Sygnalizacja pozostał. paliwa		dm^3	450	580	580	110
41.		Stosowane paliwo			TS-1 PS-2M	TS-1 PS-2M	TS-1 PS-2M	B-95/130
42.		Stosowany olej			miesz. turb. 75%MK-8 25%MS-20	miesz. turb. 75%MK-8 25%MS-20	miesz. turb. 75%MK-8 25%MS-20	MS-20
43.		Wymagany agregat do rozruchu silników			APA-4 SZRAP-500	APA-4 SZRAP-500	APA-4 SZRAP-500	APA-2 SZRAP-500
44.		Typ śmigła			AW-60J	AW-2T	AW-72	AW-2
45.		Średnica śmigła		m	4,5	3,9	3,9	3,6
46.		Odległość końca łopat od ziemi		- " -	2,0	1,1	1,1	0,9
47.		Pojemność instalacji hydraul.		dm^3	120	65	65	-
48.		Typ pomp hydraulicznych			623AN	623AN	623AN	
49.		Typ pomp paliwowych			888,463 ECH-14A	463,BNK-ECH-14A	463,BNK 10J ECH-14A	BNK-128K PMA-18K
50.		Typ pomp olejowych			MNO-20K GMK-20K MIKM-20K	MA-24 MIKM-24A	MA-24 MIKM-24A	MSz-8
51.		Pojemność instalacji olejowych		dm^3	440	120	130	120
52.		Sposób wypuszczania podwozia			HYDRAUL	HYDRAUL	HYDRAUL	
53.		Sposób hamowania kół głównych			HYDRAUL	HYDRAUL	HYDRAUL	PNEUMAT
54.		Prądnica	typ		SGO-12	GO-16 PCz-8	GO-16 PCz-8	GSM-3000
			moc znamionowa	kVA	12	16	16	3/kW/
55.		Akumulator	typ		12-SAM-28	12-SAM-28	12-SAM-28	12-A-30
			pojemność	Ah	28	28	28	30
56.		Typ rozruszalnika			STG-12-TMO-1000	STG-18-TMO-1000	STG-18-TMO-2000	RIM-241R

1	2	3		4	5	6	7	8
57.	DANE WYPOSAŻENIA SAMOLOTU	Wyposażenie sanitarne dla chorych		szt.	63-68	24	30	6
58.		Urządzenia rozpoznawcze	Wojskowe		CHROM	CHROM-NIKIEL	CHROM-NIKIEL	CHROM
			Cywilne		TRANS-PONDER			
59.		Urządzenia łączności	Typ urządzeń		R-837 R-850 R-802Gm R-836	R-802Gm R-836	R-802Gm R-836	R-800 R-805 R-860 R-842
			Zasięg działania na H=OPTIM	km	350	230	230	350
			częstotliwość	MHz	100-150	100-150	100-150	100-150
			długość fal	m	2-3	2-3	2-3	2-3
			liczba kanał.	szt.	20;18	20;18	20;18	4
60.		Urządzenia pilotażowo-nawigacyjne	typ urządzeń		USL-50	USL-50	USL-50	USL-48
			radiomarker		MRP-56P	MRP-56P	MRP-56P	MRP-56P
			radiowysokościomierz		RW-2 z SRW	RW-4	RW-UM	RW-UM
			radiokompas		ARK-11	ARK-11	ARK-11	ARK-9
			stacja radiolokac.		RPB-3	EMBLE-MA-3	EMBLE-MA-2	
			odbiornik ścieżki kursu		KRPF	SP-50	SP-50	
			odbiornik ścieżki zniżenia		GRP-2	KRP-F GRP-2	KRP-F GRP-2	
			cywilne urządzenie radionawigacyjne		VOR/ILS		VOR/ILS AD-260	

Lp.	Rodzaj danych	Wyszczególnienie danych		Jedn. miary	Typ samolotu			
					Ił-14	Ił-18D	JAK-40	TU-134A
1	2	3		4	5	6	7	8
1.	DANE GEOMETRYCZNE	Rozpiętość skrzydła		m	31,21	47,40	25,00	29,01
2.		Długość samolotu		m	21,31	35,90	20,36	37,32
3.		Wysokość samolotu na postoju		m	7,80	10,16	6,50	9.14
4.		Wymiary kabiny bagażowej	długość	m	3,80			
			szerokość	m	1,80-2,20			
			wysokość	m	1,70			
5.		Wymiary otworu ładowniczego		m	2,70x1,60	0,75x1,25	0.5x1,45	0,9x1,22
6.		Wysokość otworu ład.od ziemi		m	2,45	3,15	własny trap	2,45
7.		Wymiary drzwi wejśc. do samolotu		m	1,44x0,63		0,55x1,50	0,75x1,25
8.		Powierzchnia skrzydła		m^2	100	140	70	127,3
9.		Kąt wychylenia steru wysok.	góra	stop.	30	24-30	25	22
			dół	stop.	17	15	25	16
10.		Kąt wychylenia steru kierunk.		stop.	25	30	25	25
11.		Kąt wychylenia lotek	góra	stop.	23	20	19	19
			dół	stop.	14	20	15	19

1	2	3		4	5	6	7	8
12.		Kąt wychylenia klap	start	stop.	15	15	20	2-9
			lądow.	stop.	45	35	35	2,35
13.		Rozstaw kół podwozia		m	7,70	9,00	4,25	9,45
14.		Baza kół podwozia		m	5,237	12,755	7,50	15,83
15.		Rozmiar kół podwozia	główne	mm	840x330	930x305	1200x450	930x305
			przednie	mm	770x330	700x250	720x310	660x200
16.	DANE WAGOWE	Masa pustego samolotu		kg	12650	33760	9425	29000
17.		Masa startowa samolotu maks.		kg	17500	61000	16500	47000
18.		Maksymalny udźwig samol.		kg	2900	13500	2300	7950
19.		Maks.udźwig z zapas.pal.		kg	1500	10000	2000	4750
20.	DANE LOTNO-TAKTYCZNE	Zasięg lotu maksymalny		km	1800	5000	1360	3200
21.		Zasięg lotu z maks.udźwigiem		km	900	3000	1300	2000
22.		Prędk. maksymalna na H=OPTIM		km/h	370	660	510	890
23.		Prędk.przelotowa na H=OPTIM		km/h	320	650	450	500-600
24.		Pułap praktyczny		km	6,700	9,300	10,500	11,500
25.		Długotrw. lotu przy maks. zapasie paliwa		godz.	6h 15'	7h 30'	3h 50'	4h
26.		Prędkość lądowania		km/h	200	190	175	248
27.		Prędkość oderwania		km/h	150	235	190	273
28.		Dług.rozb.maksymalnym udźwigu		m	700	1200	715	1400

1	2	3	4	5	6	7	8
29.		Długość dobiegu	m	430	720	600	780
30.		Długość lądowania z H=25 m	m	1000		1000	1340
31.		Dług.startu z maks. udźwig. do H=25 m	m	1200		850	2440
32.	DANE TRANS-PORTOWE	Liczba członków załogi	osób	5	5	3	5
33.		Maksym.liczba zabieranych pasażerów	osób	24	105	32	76
34.		Maksym. liczba zabieranych rannych	osób	12			
35.	DANE ZESPOŁU NAPĘDOWEGO	Liczba i typ silników		2xASZ-82T	4xAJ-20M	3xAJ-25	2xD-30
36.		Moc silnika masymalna	kW	1397	2942	1471	5001
			kM	1900	4000	1500	6800
37.		Moc silnika nominalna	kW	1003	2500	809	3677
			kM	1500	3400	1100	5000
38.		Godzinowe zużycie paliwa	kg/h	210	550	400	$G_{H=11=}$ 0,765
39.		Pojemność zbiorn. paliw. maksym.	dm^3	3500	23700	4000	1440
40.		Sygnalizacja pozost.paliw.	dm^3	400	1500	460	2400
41.		Stosowane paliwo		B-95/130	TS-1,TS-2 ATK	TS-1,TS-2 JP-1	TS-1,TS-2 1P-1B

1	2	3		4	5	6	7	8
42.		Stosowany olej			MS-20	miesz.turb. 75% MK-8 25% MS-20	MK-8	MK-8p
43.		Wymagany agregat do rozruchu s-ków			APA4 SZRAP-500	APA-4 SZRAP-500	APA-4 SZRAP-500	APA-4 SZRAP-500
44.		Typ śmigła			AW-50	AW-68J		
45.		Średnica śmigła		m	3,8	4,5		
46.		Odległ. końca łopat śmigła od ziemi		m	0,52	zewn.-1,08 wewn.-0,78		
47.	DANE INSTALACJI SAMOLOTU	Pojemność instal.hydraul.		dm^3	110	120	21,5	84
48.		Typ pomp hydraulicznych			MSz-13-2	MP-25	MP-72M MS-140	MP-43M
49.		Typ pomp paliwowych			BNK-12BK NW-82T	PNW-2 661A	760 762	MR-30AR DCN-44
50.		Typ pomp olejowych			PMNT-1 MSz-GSW	GMW-20M MIKM-20 MNP-20	MA-25 MA-9	OMN-30 MNO-30
51.		Pojemność instal. olej.		dm^3	220	440	90	220
52.		Sposób wypuszczania podwozia			HYDRAUL	HYDRAUL	HYDRAUL	HYDRAUL
53.		Sposób hamowania kół głównych			HYDRAUL	HYDRAUL	HYDRAUL	HYDRAUL
54.		Prądnica	typ		GSR-6000	SGO-12	WG-7500MA	GS-18MO
			moc znamionowa	kVA	6 kW	12	9 kW	18 kW

1	2	3		4	5	6	7	8
55.	DANE WYPOSAŻENIA SAMOLOTU	Akumulator	typ		12-A-30	12-SAM-28	20-NKBH-25	12-SAM-55
			pojemność	Ah	30	28	25	55
56.		Typ rozrusznika			SKO-2W	STG-12 TMO-10000	SW-258	STW-10
57.		Wyposażenie sanitarne dla chorych		szt.				
58.		Urządzenia rozpoznawcze	wojskowe		CHROM	CHROM-NIKIEL	CHROM	CHROM
			cywilne			Trans-ponder	SO-70	SO-70
59.		Urządzenia radiowe	typ urządzeń		R-802GM R-805 R-800 R-806	R-802GM R-802W R-836 RSB-5	ŁANDYSZ-5 R-860 KARATINA	ŁANDYSZ-20 R-802W MIKRON
			zasięg działania na H=OPTIM	km	230	230 KF-nieogr.	250 KF-1000	300 KF-nieogr.
			częstotliwość	MHz	100-150	100-150 KF 1,5-24 2,5-20	118-135 KF-2-10,1	118-135 100-150 KF-2-24
			długość fal	m	2-3	2-3 KF-15-139 152-200	2,20-2,54 KF-30-150	2,20-2,54 KF-12,5-150
			liczba kanałów	szt.	20 4	1001-601 KF-18/3	720-220 KF-8100	720-601 KF-220000

1	2	3	4	5	6	7	8
60.	Urządzenia pilotażowo-nawigacyjne	typ kompletu		USL-50	JSL/SP-50	JSL/SP-50	JSL/SP-50
		radiomarker		MRP-56p	SR-36	MRP-3MP	MRP-3MP
		radiowysokoś.		RW-2	RW-UM	RW-5	RW-5
		radiokompas		ARK-5	ARK-11	ARK-15M	ARK-15M
		stacja radiolokacyjna			PSN-2	GROZA-40	GROZA-134
		odbiornik ścieżki kursu		SP-50/ILS	R-34	KRRP-200P	KRR-200P
		odbiornik ścieżki zniżania		KRP-F GRP-2	SR-35	GRP-20 PM	GRP-20 PM
		cywilne urządzenia radionawig.		VOR/ILS	KURS-VOR/ ILS	KURS-MP-2	KURS-MP-2

Lp.	Wyszczególnienie danych	Jedn. miary	Typ samolotu							
			Ił-76	Ił-86	TU-144	TU-154	TU-114	TU-104	TU-124	Ił-62
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
1.	Rozpiętość skrzydła	m	50,50	48,33	28,80	37,55				43,20
2.	Długość samolotu	m	46,50	58,50	65,70	47,90				53,12
3.	Wysokość s-tu na postoju	m	14,76	15,70	12,85	11,40				12,35
4.	Długość kabiny	m								

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
5.	Szerokość kabiny	m				3,58				3,20
6.	Wysokość kabiny	m				2,02				2,12
7.	Wymiary drzwi wejść.	m				1,35x 1,20				1,26x 1,30
8.	Prędkość przelotowa	km/h	850	950	2500	850-950	750	750-800	750-800	850-900
9.	Prędkość podróżna śr.	km/h			2,35M		730	750	670	800-820
10.	Pułap praktyczny	m	13000		20000		12000	11900	11800	12000
11.	Zasięg praktyczny	km	maks. ład. 5000		6500	4700	8000	2900	2200	8500
12.	Droga rozbiegu	m			3000-3200	1840				1300-1800
13.	Droga dobiegu	m			2600	2060				1000
14.	Masa start.samolotu	kg	170000	185000	180000	90000	173500	76000	38000	160000
15.	Maks.masa s-tu przy lądowaniu	kg				80000	135000	61000	35000	102000
16.	Masa konstrukcji	kg				43500	94500	43320	23000	67900
17.	Masa użyteczna	kg	40000	40000	13000	20000	22500	12000	6000	23000
18.	Ilość paliwa	kg		60000		33150	68050	26500	10300	82500
19.	Rodzaj paliwa		TS-1	IS-1	TS-1	TS-1	TS-1	TS-1	TS-1	TS-1
20.	Liczba pasażerów	osób		350	140	158-164	170-200	100-115	44-56	125-185

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
21.	Liczba i typ silników		4x D-30KP	4x D-30KP	4x	3x MK-8-2	4x NK-12MW	2x RD-3M-500	2x D-20P	4x NK-8
22.	Moc /ciąg/ silnika	daN	17768	11768	18633	9316				10297
		kG	12000	12000	19000	9500				10500

Lp.	Wyszczególnienie danych	Jedn. miary	Typ samolotu				
			AN-22	AN-14	AN-28	JAK-42	JAK-12A
1	2	3	4	5	6	7	8
1.	Rozpiętość skrzydła	m	64,40	21,99	22,06	35,00	12,60
2.	Długość samolotu	m	57,80	11,32	12,98	35,00	8,40
3.	Wysokość s-tu na postoju	m	12,53	4,63	4,50		3,14
4.	Długość kabiny	m	33,00	3,10			
5.	Szerokość kabiny	m	4,40	1,53			
6.	Wysokość kabiny	m	4,40	1,60			
7.	Wymiar drzwi wejść.	m					
8.	Prędkość przelotowa	km/h	593	150	350	800	170
9.	Prędkość podróżna średnia	km/h					
10.	Pułap praktyczny	m	10000				4160
11.	Zasięg praktyczny	km	11000-5000	900	1000-550	1750	1050

1	2	3	4	5	6	7	8
12.	Droga rozbiegu	m	1300	90	285	500	110
13.	Droga dobiegu	m	800	110	550		190
14.	Masa startowa samolotu	kg	250000	5600	6100	50000	1588
15.	Maks.masa s-tu do lądow.	kg	116000				1221
16.	Masa konstrukcji	kg	114000				912
17.	Masa użyteczna	kg	80000	800	1750	14000	525
18.	Ilość paliwa	kg	43000		1522		215
19.	Rodzaj paliwa		TS-1	TS-1	TS-1	TS-1	B-70
20.	Liczba pasażerów	osób	600-724	15		100	3
21.	Liczba i typ silników		4 x MK-12MA	2 x TVD-850	2x	3 x D-36	1 x AJ-14R
22.	Moc /ciąg/ silnika	kW/daN/	11186	600	706	6325daN	190
		kM/kG/	15200	810	930	6450 kG	260

1.4. Możliwości taktyczno-techniczne śmigłowców

Lp.	Rodzaj danych	Wyszczególnienie danych	Jedn. miary	Typ śmigłowca Mi-24D	Mi-8	Mi-2
1	2	3	4	5	6	7
1.	DANE GEOMETRYCZNE	Średnica wirnika	m	17,30	21,29	14,56
2.		Długość kadłuba	m	17,70	18,31	11,94
3.		Długość z wirnikiem	m	21,35	25,28	17,42
4.		Wysokość	m	3,97	5,60	3,75
5.		Rozmiar koła przedniego	mm	720x320	595x185	
6.		Rozmiar kół głównych	mm	480x200	865x280	
7.		Długość kabiny bagażowej	m	2,50	5,15	
8.		Wysokość kabiny bagażowej	m	1,46	1,80	
9.		Szerokość kabiny bagażowej	m	1,20	2,34	
10.		Wymiary otworu ładowniczego	m	1,05x2,05	2,34x1,82	
11.	DANE WAGOWE	Masa pustego śmigłowca	kg	8340	6816	2400
12.		Masa z paliwem i załogą	kg	10000	8640	2900
13.		Masa maksymalna z ładunkiem	kg	11500	12000	2550
14.		Masa paliwa bez zb. dodatk.	kg	1700	1496	480
15.		Masa paliwa ze zb. dodatk.	kg	2540	2312	714
16.		Masa ładunku ś-ca normalna	kg	1000	3000	700
17.		Masa ładunku ś-ca maksymalna	kg	1500	4000	800

1	2	3		4	5	6	7
18.	DANE LOTNO-TAKTYCZNE	Prędkość maksymalna H=0		km/h	335	250	210
19.		Prędkość maksymalna H=3000 m		km/h	215	150	200
20.		Prędkość przelotowa H=0		km/h	250	310	205
21.		Prędkość przelotowa H=3000 m		km/h	150	225	180
22.		Prędkość pionowego wznoszenia		m/s		5,1	3,9
23.		Prędkość pionowego opadania		m/s	3	3	3
24.		Pułap statyczny		m	1300	1000	
25.		Pułap dynamiczny		m	4500	4500	4000
26.		Zasięg maksym.ze zb. dodatk.		km	1080	700	700
27.		Zasięg maksym.bez zb.dodatk.		km	500	455	360
28.		Długotrw.lotu maksym.ze zb.dodatk.		godz.	2h 40´	3h 45´	2h 30´
29.		Długotrw.lotu maksym.bez zb.dodatk.		godz.	1h 30´	2h 25´	1h 47´
30.	DANE TRANSPORTOWE	Liczba przewożonych pasażerów		osób	8	24	8
31.		Liczba przewoż.rannych w poz. leżącej		osób	4	12	3
32.		Liczba członków załogi i pełnione funkcje	pilot	osób	1	2	1
			nawigator	osób	1		
			technik pokładowy	osób		1	1
			inni	osób			2
33.		Typ s-ka i liczba s-ków			2xTW3-177	2xTW2-117	2xTGD-350

1	2	3	4	5	6	7
34.	DANE ZESPOŁU NAPĘDOWEGO ŚMIGŁOWCA	Ciężar silnika	kg	1637		
35.		Maksymalne obroty s-ka	obr/min.	19500	21200	24900
36.		Moc silnika maksymalna	kW	1637	1103	294
			KM	2225	1500	400
37.		Moc silnika nominalna	kW	1250	883	235
			KM	1700	1200	320
38.		Godzinowe zużycie paliwa	kg/h	720	500	230
39.		Rodzaj stosowanego paliwa		T-1, TS-1 PSM-2	T-1, TS-1 PSM-2	T-1, TS-1 PSM-2
40.		Rodzaj stosowanego oleju		B3-W	B3-W	MS-20
41.	DANE WYPOSAŻENIA ŚMIGŁOWCA	Typ radiostacji UKF			R-860	R-860
42.		Typ radiostacji KF			R-842	R-842
43.		Typ radiokompasu			ARK-9	ARK-9
44.		Typ radiowysokościomierza			RW-3	RW-3, RW-UM
45.		Typ rozmównicy pokładowej			SPU-7	SPU-7
46.	DANE UZBROJENIA ŚMIGŁOWCÓW	Liczba i kaliber działek /km/		1xKM-12,7		1xNS-23
47.		Zapas pocisków	szt.	1470		100
48.		Typ celownika		PKW KPS-53AW	PKI	PKI
49.		Liczba i typ kier.poc.rak.		4x9M-17P		4x9M-14M
50.		Liczba i typ niekier.poc.rakiet.		2xUB-32	4xUB-16	2xUB-16

Lp.	Rodzaj danych	Wyszczególnienie danych	Jedn. miary	Typ śmigłowca		
				Mi-6	Mi-4	SM-1
1.	DANE GEOMETRYCZNE	Średnica wirnika	m	35,00	21,00	14,30
2.		Długość kadłuba	m	33,18	16,79	12,80
3.		Długość z wirnikiem	m	41,74	25,00	16,95
4.		Wysokość	m	9,86	4,40	3,30
5.		Rozmiar koła przedniego	mm	720x310	400x150	300x125
6.		Rozmiar kół głównych	mm	1325x480	700x250	500x150
7.		Długość kabiny bagażowej	m	12,00	4,15	
8.		Wysokość kabiny bagażowej	m	2,50	1,80	
9.		Szerokość kabiny bagażowej	m	2,65	1,78	
10.		Wymiar otworu ładowniczego	m	2,65x2,70	1,85x1,55	
11.	DANE WAGOWE	Masa pustego śmigłowca	kg	27240	5240	1780
12.		Masa z paliwem i załogą	kg	30500	6400	2405
13.		Masa maksymalna z ładunkiem	kg	42500	7500	2500
14.		Masa paliwa bez zb.dodatk.	kg	7650	1000	240
15.		Masa paliwa ze zb. dodatk.	kg	11800	1500	400
16.		Normalna masa ładunku ś-ca	kg	10000		160
17.		Maksym.masa ładunku ś-ca	kg	12000	1600	240
18.		Prędkość maksymalna na H=0	km/h	300	185	170
19.		Prędkość maksym. na H=3000 m	km/h			170

1	2	3		4	5	6	7
20.	DANE LOTNO-TAKTYCZNE	Prędkość przelotowa na H=0		km/h	250	140	140
21.		Prędkość przelotowa na H=3000 m		km/h			140
22.		Prędkość pionowego wznoszenia		m/s	6	3,5-6,4	3,4
23.		Prędkość pionowego opadania		m/s	3	8	3
24.		Pułap statyczny		m	1300	2000	1000
25.		Pułap dynamiczny		m	4500	5500	3000
26.		Zasięg maksym.ze zb.dodatk.		km	1000	535	445
27.		Zasięg maksym.bez zb.dodatk.		km	620	310	245
28.		Długotrw.lotu maksym.ze zb.dodatk.		godz.		3h 50´	3h 10´
29.		Długotrw.lotu maksym.bez zb.dodatk.		godz.	2h 50´	2h 10´	1h 45
30.	DANE TRANSPORTOWE	Liczba przewożonych pasażerów		osób	65	16	3
31.		Liczba przewożonych rannych/leżąco/		osób	41	8	-
32.		Liczba członków załogi i pełnione funkcje	pilot	osób	2	2	1
			nawigator	osób	1	-	-
			technik pokładowy	osób	1	1	
			inni	osób	2		
33.		Liczba i typ silników			2xD-25W	1xASz-82W	1xLIT-3
34.		Ciężar silnika		kg		1080	450

1	2	3	4	5	6	7
35.	DANE ZESPOŁU NAPĘDOWEGO	Maksymalne obroty silnika	obr/min.		2600	2150
36.		Mos silnika maksymalna	kW	4045	1250	423
			KM	5500	1700	575
37.		Moc silnika nominalna	kW	3457	1051	316
			KM	4750	1430	430
38.		Godzinowe zużycie paliwa	kg/h		725	75
39.		Rodzaj stosowanego paliwa		TS-1,TS-2 PSM-2	TS-1,TS-2 PSM-2	B-91/115
40.		Rodzaj stosowanego oleju			MS-20	MS-20
41.	DANE WYPOSAŻENIA ŚMIGŁOWCA	Typ radiostacji UKF		RSIU-4	PR-800	R-800
42.		Typ radiostacji KF			R-805	
43.		Typ radiokompasu		ARK-5	ARK-5	ARK-5
44.		Typ radiowysokościomierza		RW-2	RW-2	RW-2
45.		Typ rozmównicy pokładowej			SPU-7	
46.	DANE UZBROJENIA ŚMIGŁOWCA	Liczba i kaliber działek /km/		1xKM-12,7	1xKM-12,7	
47.		Zapas pocisków	szt.	200	250	
48.		Typ celownika		K-10T	K-10T	
49.		Liczba i typ kierow.poc.rakiet.				
50.		Liczba i typ niekierow.poc.rakiet.				

1.5. Możliwości taktyczno-techniczne śmigłowca W-3

1.5.1. Dane wersji nieuzbrojonych śmigłowca W-3

1.5.1.1. O g ó l n e d a n e

Śmigłowiec W-3 zaprojektowany przez zespół konstruktorów zakładu WSK OBR w Świdniku we współpracy ze specjalistami MWZ Moskwa przewidziany jest do zastosowania w wersjach podstawowych:

- desantowo-transportowej;
- pasażerskiej;
- sanitarnej;
- szkolno-treningowej.

Śmigłowiec zaprojektowany został w układzie jednowirnikowym z przegubową piastą wirnika nośnego.

Załoga: pilot i mechanik pokładowy, zaś w wersji pasażerskiej i szkolnej - dwóch pilotów.

Układ sterowania prawego pilota jest łatwo montowany i demontowany.

Kabina załogi ma połączenie /przejście/ z kabiną ładunkową.

Główne zbiorniki paliwa znajdują się pod podłogą kabiny ładunkowej i mieszczą 1255 kg paliwa.

W kabinie ładunkowej może być umocowany zbiornik dodatkowy paliwa, w którym mieści się 810 kg paliwa.

Napęd śmigłowca stanowią 2 silniki turbinowe TW-10.

1.5.1.2. D a n e g e o m e t r y c z n e

a. Długość /m/:	
- bez wirnika i śmigła ogonowego	- 14,14
- z obracającym się wirnikiem i śmigłem ogonowym	- 18,85
b. Wysokość /m/:	
- bez śmigła ogonowego	- 4,15
- z obracającym się śmigłem ogonowym	- 5,12
c. Rozstaw kół podwozia głównego /m/	- 3,00
d. Odległość osi kół przednich i tylnych /m/	- 3,60
e. Wirnik nośny:	
- liczba łopat	- 4
- średnica /m/	- 15,70
f. Śmigło ogonowe:	
- liczba łopat	- 3
- średnica /m/	- 3,00
g. Wymiary kabiny ładunkowej /m/:	
- długość	- 3,20

- szerokość - 1,60
- wysokość - 1,40

h. Wymiary drzwi kabiny ładunkowej /m/:

- lewych - 0,95 x 1,20
- prawych - 1,25 x 1,20

1.5.1.3. D a n e l o t n o - t a k t y c z n e

a. Masa pustego śmigłowca /kg/ - 3332
b. Masa startowa normalna /kg/ - 5810
c. Masa startowa dopuszczalna /kg/ - 6000
d. Prędkość maksymalna /km/h/ - 250-260
e. Prędkość przelotowa /km/h/ - 220
f. Prędkość wznoszenia /m/s/:
- przy starcie samolotowym - 9,4
- przy starcie śmigłowcowym - 2,0
g. Pułap statyczny z wpływem ziemi /m/ - 2340-2550
h. Pułap statyczny bez wpływu ziemi /m/ - 1700-1850
i. Zasięg przy pełnych zbiornikach głównych /km/ - 550-600
j. Zasięg przy pełnych zbiornikach głównych i zbiorniku dodatkowym /km/ - 1100
k. Jednostka zużycia paliwa na V przelot./g/KM h/ - 384
/g/kW h/ - 282

1.5.1.4. D a n e s i l n i k a

a. Zakres pracy silnika maksymalny dopuszczalny:
- moc /kW lub KM/ - 736 /1000/
- jednostkowe zużycie paliwa g/kW h lub g/KM h - 343 /252/
- dopuszczalny czas pracy /min./ - 6
b. Zakres pracy silnika bojowy:
- moc /kW lub KM/ - 606 /825/
- jednostkowe zużycie paliwa /g/kW h lub g/KM h/ - 362 /266/
- dopuszczalny czas pracy /min./ - 60
c. Zakres pracy silnika startowy:
- moc /kW lub KM/ - 640 /870/
- jednostkowe zużycie paliwa /g/kW h/ g/KM h/ - 356 /262/
- dopuszczalny czas pracy /min./ 6
d. Zakres pracy silnika nominalny:
- moc /kW lub KM/ - 573 /780/
- jednostkowe zużycie paliwa /g/kW h/g/KM h// - 369 /271/
- dopuszczalny czas pracy /min./ - 60
e/ Zakres pracy silnika przelotowy:

- moc - 515 /700/
- jednostkowe zużycie paliwa g/kW h lub g/KM h - 384 /282/
- dopuszczalny czas pracy /min./ - nieogran.

1.5.1.5. D a n e e k s p l o a t a c y j n e

Wyposażenie zabudowane na śmigłowcu pozwala na loty w dzień i w nocy w zwykłych i trudnych warunkach atmosferycznych.

Konstrukcja śmigłowca zapewnia możliwość eksploatacji i obsługi technicznej w warunkach polowych.

Prace okresowe mogą być wykonywane przez załogę śmigłowca.

1.5.2. Dane przewidywanych wersji uzbrojonych śmigłowca W-3

1.5.2.1. O g ó l n e d a n e

Przewiduje się następujące wersje:

a. strzelecko-rakietowa - "ŻMIJA-I";
b. przeciwpancerną - "SALAMANDRA-P";
c. morską - "ANAKONDA-I";

Wyrzutnie pocisków 9M32M /"STRZAŁA-2M"/ oraz karabiny maszynowe stanowić będą stałe wyposażenie każdej wersji.

1.5. 2.2. Dane wersji uzbrojonych

Dane taktyczno - techniczne wersji uzbrojonej śmigłowca		
"ZMIJA-I"	"SALAMANDRA-P"	"ANAKONDA-I"
a/ Zespoły i instalacje podstawowe: - węzły i instalacje zabudowane na stałe na kadłubie; - pulpit sterowania uzbrojeniem; - celownik dla pilota; - fotoaparat kontrolny; - wspornik podwieszeń zewnętrznych z belkami BD3-57M i D4-50; - działko GSz-23 /lub inne wieloluf./ z zapasem 300 szt.naboi; - wyrzutnie pocisków rakietowych typu 9M32M /lub innych tej klasy/ mocowanych na zamkach D4-50; - 2 karabiny maszynowe 7,62 mm na stanowiskach ruchomych w odsuwanych drzwiach z zapasem po 1000 sztuk naboi na każdy karabin. b/ Na belkach BD3-57M mogą być zależnie od potrzeb podwieszeń: - zasobniki wyrzutnie UB-32 z poc.S-5 - zasobniki wyrzutnie MARS-2 z poc.S-5 - zasobniki wyrzutnie UB-16 z poc.S-5	a/ Zespoły i instalacje podstawowe: - węzły i instalacje zabudowane na stałe na kadłubie; - celownik ze stabilizowanym polem obserwacji dla operatora KPR typu 9M14M; - celownik dla pilota i fotoaparat kontrolny; - wspornik podwieszeń zewnętrznych z belkami BD3-57M i D4-50; - działko GSz-23 /lub inne wieloluf./z zapasem 300 szt. naboi; - wyrzutnie PR typu 9M32M; - wyrzutnie KPR typu 9M14M lub 9M14P; - zestaw aparatury kierow.poc. 9M14M; - 2 karabiny maszynowe 7,62 mm na stanowiskach ruchomych w odsuwanych drzwiach z zapasem po 1000 szt.naboi na każdy karabin.	a/ Zespoły i instalacje podstawowe: - węzły i instalacje zabudowane na stałe na kadłubie; - celownik ze stabilizowanym polem obserwacji dla operatora KPR typu 9M14M lub 9M14P; - celownik dla pilota i fotoaparat kontrolny; - wspornik podwieszeń zewnętrznych z belkami BD-3-57M i D4-50; - wspornik zawiesz.z kasetą KD-353 dla bomb OMAB; - działko GSz-23 z zapasem 300 szt.naboi; - wyrzutnie PR typu 9M32M; - stacja radiolokacyjna SRN-206; - 1 karabin maszynowy z zapasem 1000 naboi. b/ Na belkach BD3-57M mogą być zależnie od potrzeb podwieszeń: - wyrzutnie 2xKPR typu R-3M lub 3R /260 kg/; - wyrzutnie 2xNPR typu 2xUB16 lub MARS-2 /240 kg/;

1	2	3
- wyrzutnie NPR kaliber 100 mm; - zasobnik bomb kulk.ZR-4 lub ZR-8; - zasobniki kasetowe min LMK-1; - zasobniki z LBK z napędem rakietowym; - bomby lotnicze o wagom.50-250 kg; - zbiorniki z cieczą zapalaj.ZZ-250.		- wyrzutnie KPR typu 9M14M /9M14P/ 6 pocisków /126 kg/ - kaseta KD2-353 z lewej strony z trzema bombami OMAB /38 kg/ - 2 bomby PLAB /80 kg/.
c/ Załoga: 3 osoby: 1/ pilot; 2/ mechanik pokładowy - strzelec; 3/ strzelec pokładowy. Pilot strzela z działka, odpala NPR, KPR oraz zrzuca bomby miny. Strzelcy strzelają z karabinów maszynowych 7,62 na stan.ruchomych.	b/ Załoga: 4 osoby: 1/ pilot; 2/ mechanik pokładowy - strzelec; 3/ operator pocisków 9M14M; 4/ strzelec pokładowy.	c/ Załoga: 3 osoby: 1/ pilot; 2/ mechanik pokładowy- strzelec; 3/ operator - nawigator.
d/ Zestawienie mas: - śmigłowiec pusty - 3332 kg - normalna masa start. - 5810 kg - maksymalna masa start. - 6000 kg - węzły stałe na kadł. - 68 kg - celownik + fotoaparat kontr. 4 kg - wspornik z belkami BD3-57M; D4-50 - 148 kg - działko GSz-23+300 nab. - 237 kg - 2 wyrzutnie 9M32M z 4 poc.- 90 kg	c/ Zestawienie mas: - śmigłowiec pusty - 3332 kg - normalna masa start. - 5810 kg - maksymalna masa start.- 6000 kg - węzły stałe na kadłub.- 68 kg - celownik ze stab.+celownik pil.+ fotoaparat - 23 kg - wspornik z belkami BD3-57M;D4-50 - 148 kg - działko + 300 szt.nab.- 237 kg - 2 wyrzutnie 9M32M z 4 poc. - 90 kg	d/ Zestawienie mas: - śmigłowiec mas: - 3332 kg - normalna masa start. - 5810 kg - maksymalna masa start.- 6000 kg - węzły stałe na kadłub.- 68 kg - celownik ze stab.+celownik pil.+ fotoaparat - 23 kg - wspornik z blekami BD3-57M; D4-50 - 148 kg - działko + 300 szt.nab.- 237 kg - 2 wyrzutnie 9M32M z 4poc. 90 kg

1	2	3
- 2 x KM 7,62 mm + 2000 szt. naboi - 120 kg	- zestaw wyrzutni 9M14M z 6 pociskami - 126kg	- 1 x KM 7,62 mm + 1000 szt. naboi - 60 kg
- 2 x UB-32 z poc.S-5 - 500 kg	- 2 x KM 7,62+2000 szt. naboi - 120kg	- wspornik z kasetą KD2 - 353 - 18 kg
- 2 x UB-16 - " - /MARS-2/- 240 kg	- pulpit operatora + zestaw aparat. - 25kg	- stacja radiolokac. SRN-206 - 58 kg
- 2 x wyrzutnie z NPR 100 mm - 260 kg		- zestaw aparat.kier. poc.9M14M - 25 kg
- 2 x ZR-4 z LBK - 164 kg		
- 2 x ZR-8 z LBK - 300 kg		
- 2 x zasob.kaset.do min LMK-1 z minami - 600 kg		
- 2 x zasob.z LBK z nap.rak. - 240 kg		
- 2 x bomby lotnicze do - 500 kg		
- 2 x zbiorn.z cieczą zapal. 22 - 250 - do - 500 kg		
- załoga 3 x 90 - 270 kg	- załoga 4 x 90 - 360kg	- załoga 3 x 90 - 270 kg
- olej - 50 kg	- olej - 50kg	- olej - 50 kg
- paliwo:	- paliwo:	- paliwo:
a/ dla L=420 - 440 km - 875 kg	a/ dla L=420-440 km - 875kg	a/dla L=420-440 km - 875 kg
b/ dla L=480 - 500 km -1010 kg	b/ dla L=480-500 km -1010kg	b/dla L=480-500 km -1010 kg
c/ dla L=560-580 km -1255 kg /pełne zbiorniki/.	c/ dla L=560-580 km -1255kg /pełne zbiorniki/	c/dla L=560-580 km -1255 kg /pełne zbiorniki/
e/ Prędkość lotu:	d/ Prędkość lotu:	e/ Prędkość lotu:
- prędkość maks. z podwiesz. - 240 - 250 km/h	- prędkość maks. z podwiesz. -240-250 km/h	- prędkość maks. z podwiesz. -240-250 km/h
- prędkość przelotowa z podwiesz. - 200 - 210 km/h	- prędkość przelotowa z podwiesz. -200-210 km/h	- prędkość przelotowa z podwiesz. -200-210 km/h
	Uwaga: W razie potrzeby w ładowni można pomieścić jedn.zapasową ognia 2x3 lub 2x2 poc.p/panc.	

1.6. Śmigłowiec W-14

1.6.1. Charakterystyka ogólna i możliwości zastosowania bojowego

Śmigłowiec W-14 jest wykonany na bazie śmigłowca Mi-8. Dolna część śmigłowca W-14 ma kształt łodzi, składa się z sześciu kasetowych hermetycznych grodzi służących jednocześnie za zbiorniki paliwa. Uszczelnione drzwi, kadłub i kabina pilotów umożliwiają lądowanie śmigłowca na wodzie. Załogę śmigłowca stanowi 6 osób: 2 pilotów, nawigator, technik pokładowy, technik /st.mechanik/ naziemny oraz mechanik śmigłowca. Na śmigłowcach nowych wersji załogę ma stanowić 5 osób, ponieważ nie będzie na nich technika pokładowego.

Śmigłowiec W-14 przeznaczony jest do wykrywania i zwalczania okrętów podwodnych /OP/ i w związku z tym może działać w trzech wariantach:
1/ poszukiwania OP /wariant rozpoznawczy/;
2/ niszczenia OP /niszczyciel OP/;
3/ poszukująco-niszczącym OP.

Śmigłowiec W-14, jak już wyżej wspomniano, może lądować na wodzie, lecz jego startu z powierzchni wody nie przewiduje się. Po wylądowaniu na wodzie śmigłowiec może się sam poruszać z prędkością 20-30 km/h, jeżeli tylko stan morza /pogoda/ według skali Beauforta nie przekracza trzech stopni, albo też może być holowany przez okręt /holownik/.

Wykonując zadanie w ciągu jednej godziny lotu w strefie oddalonej od lotniska /lądowiska/ na taktyczny promień działania 180-200 km, klucz śmigłowców /4 śmigłowce/ jest w stanie wykryć i zniszczyć OP z prawdopodobieństwem P=0,78 w rejonie o powierzchni 320 km^2.

Prawdopodobieństwo rażenia ze śmigłowca W-14 okrętu podwodnego jedną torpedą lotniczą wynosi 0,52-0,56.

Prawdopodobieństwo rażenia ze śmigłowców W-14 okrętu podwodnego bombami lotniczymi wynosi odpowiednio:
- 0,06 w wypadku użycia 8 szt. bomb PŁAB-250, zrzuconych przez dwa śmigłowce na cel, o którym brak jest bliższych danych;
- 0,08 w wypadku użycia 8 szt. bomb PŁAB-250, zrzuconych przez dwa śmigłowce na cel dobrze znany;
- 0,11 w wypadku atakowania OP przez cztery śmigłowce bez korelacji, jeżeli cel jest nieznany;
- 0,14 w wypadku atakowania OP przez cztery śmigłowce z korelacją, jeżeli cel jest dobrze znany.

Możliwości czasowe działania śmigłowców w wariancie niszczycieli OP /uderzeniowym/ w strefie oddalonej na taktyczny promień działania 200 km wynoszą odpowiednio:

- 1 h 40 min. przy pełnym obciążeniu śmigłowców;
- 1 h 20 min. w warunkach bojowych z jedną torpedą;
- 2 h 45 min. z ładunkiem 12 szt. bomb PŁAB-50 pod warunkiem, że w tym locie nie przewiduje się wiszenia śmigłowca.

W praktyce największą efektywność zwalczania OP uzyskuje się w warunkach działania 4 śmigłowców równocześnie.

1.6.2. Dane taktyczno-techniczne śmigłowca W-14

1. Maksymalna prędkość lotu ..... 230 km/h
2. Minimalna prędkość lotu ..... 0 km/h
3. Pułap lotu /maksymalna wysokość lotu/ ..... 4000 m
4. Czas wznoszenia do wysokości H=4000 m wynosi odpowiednio:
   - 21 min., jeżeli silniki pracują na zakresie nominalnym;
   - 12,6 min, jeżeli silniki pracują na zakresie startowym.
5. Prędkość opadania śmigłowca na autorotacji z wysokości H=1000 m wynosi 10 m/s.
6. Maksymalna długotrwałość lotu z prędkością podróżną wynosi:
   - 5 h 39 min w locie bez zbiornika dodatkowego;
   - 7 h 36 min w locie ze zbiornikiem dodatkowym.
7. Maksymalny praktyczny zasięg lotu z prędkością podróżną wynosi:
   - 1118 km w locie bez zbiornika dodatkowego paliwa;
   - 1500 km w locie ze zbiornikiem dodatkowym paliwa.
8. Maksymalny taktyczny promień działania śmigłowca, jeżeli jego masa startowa jest równa 13400 kg /w tym 3295 kg paliwa i jedna torpeda/, wynosi ..... 398 km.
9. Dopuszczalna masa startowa śmigłowca w zależności od ładunku użytecznego wynosi ..... 13400-14000 kg.
10. Ważniejsze dane wirnika nośnego:
    - kierunek obrotów ..... prawy;
    - średnica w odniesieniu do końca łopat ..... 21,292 m;
    - powierzchnia koła opisywanego końcami łopat ..... 355,92 m^2;
    - liczba łopat 3
11. Ważniejsze dane śmigła ogonowego:
    - średnica ..... 3,9 m;
    - obrony /kierunek/ ..... lewe
    - liczba łopat 3
12. Resurs gwarancyjny śmigłowca ..... 300 h lotu

13. Długość śmigłowca wynosi odpowiednio:
    - 25,315 m z obracającym się wirnikiem nośnym i śmigłem ogonowym;
    - 18,376 m bez łopat wirnika nośnego i śmigła ogonowego.
14. Szerokość śmigłowca wynosi odpowiednio:
    - 3,84 m bez łopat wirnika nośnego, gdy pływaki są schowane;
    - 5,30 m bez łopat wirnika nośnego, gdy pływaki są wypuszczone i nadmuchane /automatycznie napełniają się sprężonym powietrzem/.
15. Wysokość śmigłowca wynosi odpowiednio:
    - 5,305 m /bez śmigła ogonowego/;
    - 6,936 m /ze śmigłem ogonowym/.
16. Ważniejsze dane podwozia:
    - wymiary kół przednich ..... 480 x 200 m
    - wymiary kół głównych ..... 600 x 180 m
    - rozstawienie osi kół przednich ..... 1,75 m
    - rozstawienie osi kół głównych ..... 2,82 m
    - baza podwozia /odległość między osiami kół przednich i głównych/ ..... 4,128 m
    - podwozie przednie i główne ..... chowane
    - koła przednie i główne ..... hamowane
    - mechanizacja podwozia zabezpiecza unoszenie śmigłowca w czasie podwieszania torpedy i bomb lotniczych.
17. Pojemność zbiorników instalacji paliwowej wynosi:
    - 2946 kg w instalacji głównej /bez dodatkowych zbiorników/;
    - 3295 kg w instalacji głównej z jednym zbiornikiem dodatkowym;
    - 4400 kg w instalacji głównej i dwóch zbiornikach dodatkowych, z których jeden jest podwieszony w miejsce torpedy.
18. Rodzaj stosowanego paliwa - paliwo lotnicze T-1 lub zamienniki.
19. Średnie godzinowe zużycie paliwa w locie wynosi odpowiednio:
    - 600 kg/h w warunkach przelotowych w locie poziomym;
    - 760 kg/h w warunkach wykonywania zadania bojowego polegającego na poszukiwaniu okrętów podwodnych w nakazanej strefie.
20. Pojemność instalacji olejowej ..... 16 l
21. Rodzaj stosowanego oleju ..... B-3W.
22. Rodzaje potrzebnych smarów - smary ogólnie stosowane w lotnictwie.
23. Instalacja hydrauliczna pracuje na oleju AMG-10.
24. Czynnikiem roboczym do instalacji przeciwpożarowej jest freon.
25. Instalacja przeciwoblodzeniowa jest mieszana - elektryczna oraz spirytusowa.
26. Ciśnienie w instalacji powietrznej wynosi ..... 50 atm.

27. Kabina załogi ma instalację ogrzewania i wentylacji.
28. Śmigłowiec jest wyposażony w łódź ratunkową typu ŁAZ-M5N.

1.6.3. Dane zespołu napędowego

1. Liczba i typ silników - 2 silniki TW-3-117M.
2. Śmigłowiec może wykonywać lot na jednym silniku.
3. Resurs silnika do pierwszego remontu - 300 godzin pracy.
4. Moc jednego silnika wynosi odpowiednio:
   - startowa - 1950 KM, na której ciągła praca silnika każdorazowo nie może trwać dłużej niż 6 min;
   - nominalna-1700 KM, na której ciągła praca silnika może trwać nie dłużej niż 60 min;
   - podróżna - 1500 KM, na której czas ciągłej pracy silnika jest nieograniczony;
   - maksymalna /pełna/ - 2200 KM, na której ogólnie czas pracy silnika nie może przekroczyć 60 min, po których silnik podlega skierowaniu do remontu głównego, nawet gdyby nie wypracował ustalonego resursu na pozostałych zakresach.
5. Dopuszczalny przedział temperatur otoczenia, w których silnik może pracować, wynosi od -60° do +60°C, przy czym w warunkach do -40°C nie podgrzewa się silnika przed rozruchem.
6. Sprężarka silnika: 12-stopniowa; łopatki pierwszych czterech stopni sprężarki są obrotowe.
7. Turbina: ogólnie czterostopniowa, przy czym pierwsze dwa jej stopnie służą do napędu sprężarki - są połączone z nią wałem, tworząc zespół turbosprężarki silnika, natomiast pozostałe dwa stopnie jako turbina swobodna służą do napędu wirnika nośnego i śmigła ogonowego śmigłowca.
8. Rozruch silnika odbywa się od rozrusznika turbosprężarkowego typu AJ-9.
9. Dane gabarytowe silnika:
   - długość ..... 2085 mm;
   - szerokość ..... 640 mm;
   - wysokość ..... 750 mm;
   - masa suchego silnika ..... 220 kg + 2%.

1.6.4. Uzbrojenie śmigłowca

1.6.4.1. U z b r o j e n i e t o r p e d o w e

Śmigłowiec może być uzbrojony w posiadającą napęd elektryczny, lotniczą, samonaprowadzającą się na cel torpedę "PASET-1M" przeciw okrętom podwodnym /OP/.

Ważniejsze dane taktyczno-techniczne i warunki użycia bojowego wymienionej torpedy podane są niżej:

1. Do podwieszania torpedy na śmigłowcu przewidziana jest specjalna belka z zamkiem zawieszenia BD-4UK.
2. Całkowita masa torpedy ..... 570 kg.
3. Masa ładunku wybuchowego /mieszaniny morskiej/ ..... 70 kg.
4. Promień działania urządzenia samonaprowadzania na cel:
   1/ w zakresie aktywnym ..... 500 m;
   2/ w zakresie pasywnym /biernym/ ..... 250-300 m.
5. Możliwa głębokość zanurzenia się torpedy ..... 20-200 m.
6. Prędkość ruchu torpedy w wodzie ..... $29^{\pm}1$ węzłów.
7. Zasięg ruchu w wodzie ..... nie mniej niż 5000 m.
8. Źródło zasilania energią elektryczną - bateria ampułkowa BRT.
9. Zapalnik zbliżeniowy ..... J-103A /2 szt./.
10. Promień reagowania zapalnika zbliżeniowego na cel ..... do 20 m.
11. Silnik napędzający torpedę ..... 2-wirnikowy silnik DP-11M.
12. Kaliber torpedy ..... 430 mm.
13. Długość całkowita torpedy ..... 4000 mm.
14. Warunki zrzucania torpedy:
    1/ Torpedę należy zrzucać ze śmigłowca na spadochronie typu PG-6690-59 /rys. fabr. nr 242.23.000/;
    2/ Torpedę można też zrzucać z samolotu z tym, że na spachronie rys.fabr. nr 242.24.000, różniącym się od podanego wyżej.
    3/ Dopuszczalna wysokość zrzutu torpedy ze śmigłowca .. 20-2000 m.
    4/ Minimalna głębokość w rejonie zrzutu torpedy ..... 60 m.
    5/ Głębokość ruchu torpedy w wodzie ustala się przy pomocy urządzenia BUG-1.
15. Aparatura samonaprowadzania torpedy na cel działa w dwóch zakresach:
    1/ w cyklu 0,88 s w czasie, gdy odległość do celu jest powyżej 250 m;
    2/ w cyklu 0,43 s w czasie, gdy odległość do celu jest poniżej 250 m.
16. Torpeda ulega samolikwidacji w wypadku nie trafienia w cel.

1.6.4.2. Uzbrojenie bombardierskie

1. Śmigłowiec może mieć podwieszone bomby lotnicze albo też radioboje według wymienionych niżej wariantów uzbrojenia:
   1/ dwie bomby OMAB oraz dwie bomby PŁAB-250;
   2/ cztery bomby OMAB;
   3/ cztery bomby PŁAB-250;
   4/ bomby PŁAB-50;
   5/ 36 szt. radioboi.
   Wyjaśnienie: Do podwieszenia bomb PŁAB-250 oraz OMAB stosuje się belki karetowe KD-2-214, natomiast do podwieszenia bomb PŁAB-50 oraz do podwieszenia radioboi stosuje się cztery belki karetowe typu KD-1-25cz /18 szt. radioboi/.
2. Do zrzutu bomb służy elektryczny zrzutnik typu ESBR.
3. Do zrzutu radioboi służy elektryczny zrzutnik typu USRB.
4. Bomby i radioboje można zrzucać zarówno pojedynczo, jak i seryjnie.
5. Pilot dysponuje urządzeniem UWZ-60 do ustalania czasu zadziałania zapalnika czasowego bomby PŁAB-250 w przedziale czasu od 0 do 37 s.
6. Wymienione wyżej bomby lotnicze przeciw OP uzbrajane są w następujące zapalniki:
   - zapalnik elektryczny AKW-DU do bomb PŁAB-50;
   - zapalnik elektryczny PU-25 wywołania detonacji bomby pod wodą na określonej głębokości;
   - lotniczy morski zapalnik AMW-60 do bomb PŁAB-250.

1.6.4.3. Urządzenia pomocnicze do obsługi uzbrojenia

W skład naziemnego wyposażenia śmigłowca powinny wchodzić wymienione niżej, niezbędne do obsługi technicznej uzbrojenia, stanowiska i urządzenia pomocnicze:

1/ stanowisko techniczne BTW /rys.fabr. nr 140.96.90.00/ do sprawdzania uzbrojenia pokładowego śmigłowca;
2/ stanowisko UKBW-49M do sprawdzania zrzutników USBR i ESBR;
3/ stanowisko UP-54 do sprawdzania napędów;
4/ urządzenie PU-25P do sprawdzania zgodności wychodzących sygnałów;
5/ urządzenie do sprawdzania mechanizmu PU-25;
6/ uniwersalny wózek rys.fabr. nr D5-9980-00/A do podwieszania torpedy i bomb na śmigłowcu.

1.6.5. Wyposażenie elektryczne i przyrządy pilotażowo-nawigacyjne

1. Odbiorniki energii elektrycznej zasilane są prądem zmiennym trójfazowym i jednofazowym oraz prądem stałym, a w związku z tym śmigłowiec ma następujące instalacje elektryczne:
   - prądu trójfazowego 208 V, 400 Hz, jako podstawowe;
   - prądu trójfazowego 115 V, 400 Hz;
   - prądu trójfazowego 36 V;
   - prądu jednofazowego 36 V;
   - prądu stałego 28 V otrzymywanego z prostownika WU-6A.
2. Zasadniczym źródłem energii elektrycznej zasilającej odbiorniki w wymienionych wyżej instalacjach są dwie równolegle pracujące prądnice SGS-40PU oraz przetwornice 750 A i 250 A. Ponadto, jako zapasowe źródła energii elektrycznej służą dwa akumulatory 12SAM-28. Każda sieć elektryczna posiada własny transformator zasadniczy i zapasowy.
   W wypadku uszkodzenia jednej prądnicy włącza się drugą. Wartość stałą napięcia w instalacjach zapewnia agregat W-62.
3. Zasilanie lotniskowe urządzeń pokładowych instalacji elektrycznej śmigłowca może się odbywać z agregatu APA-35, względnie APA-50, czy też APA-4 lub APA-5. Należy mieć tylko na uwadze, że w wypadku stosowania APA-4 lub APA-5 konieczne są kable z wtyczkami do gniazda zasilania SzRAP-500K oraz SzRAP-400-3F/ /F/.
4. Instalacja przeciwoblodzeniowa jest największym odbiornikiem /pożeraczem/ energii elektrycznej - ogrzewanie łopat wirnika nośnego, śmigła ogonowego i oszklenia /szyb/ kabiny załogi.
5. Pilot automatyczny SAU-14 zapewnia automatyczne utrzymanie ustalonych warunków zakrętów, wznoszenia i opadania, lotu według zadanego kursu, wysokości i prędkości, a ponadto zabezpiecza również wiszenie i pionowość wiszenia.
6. W skład osprzętu śmigłowca, w tym i urządzeń pilotażowo-nawigacyjnych, poza wymienionymi już wyżej urządzeniami, wchodzą również:
   - sztuczny horyzont AGB-3K;
   - busola GIK-1 z korekcją magnetyczną NPP,
   - busola dublująca KI-13,
   - żyrokompas EIP-53,
   - doplerowski przyrząd DISS-15,
   - 2 szt. PWD odpowiednio na lewy i prawy pulpit pilota,
   - prędkościomierz IS-450,
   - wysokościomierz WD-10,

- urządzenie obiektywnej kontroli SARPP-12DM rejestrujące sześć parametrów ciągle oraz osiem sygnałów /na zapas taśmy na 3 godziny 40 minut pracy/,
- ubiór ochronny pilota SK-3.

7. Do zapewnienia naziemnej obsługi technicznej osprzętu pokładowego śmigłowca niezbędne są wymienione niżej urządzenia:
   - tester TPS-3 do sprawdzania RIO-3,
   - stanowisko do sprawdzania regulatora termopar PKRT-27 trzeciej serii;
   - stanowisko do sprawdzania paliwomierza KPA-IS1-BP-3K,
   - stanowisko do sprawdzania przyrządów aneroidowo-membranowych UKAMP,
   - stanowisko KPA do sprawdzania autopilota SAU-14.

1.6.6. Wyposażenie radioelektroniczne

W skład urządzeń wyposażenia radioelektronicznego śmigłowca wchodzą między innymi:

1. Radiostacja krótkofalowa R-842 łączności między śmigłowcami SD.
2. Radiostacja UKF łączności dowodzenia R-860.
3. Telefon pokładowy SPU-7.
4. Radiokompas ARK-9.
5. Radiowysokościomierz RW-3.
6. Aparatura informująca o awaryjnych sytuacjach RI-65, która powiadamia głosem pilota i kierownika lotów /dwukrotnie/ o sytuacji awaryjnej, na przykład: "41 pożar silnika".
7. Radiostacja ratownicza R-851 z radiolatarnią RM-4, które znajdują się w wyposażeniu łodzi ratunkowej na śmigłowcu.
8. Magnetofon MS-61, który zapisuje wszystkie rozmowy załogi.
9. Komplet urządzenia poszukująco-celowniczego "KALMAR" do zwalczania OP; może być wykorzystywany w locie do H = 2000 m przy stanie /pogody/ morza do 5 stopni Beauforta, podczas gdy:
   - siła wiatru nie przekracza 70-80 km/h,
   - okręt podwodny /OP/ ma prędkość nie większą niż 30 węzłów i jest zanurzony nie głębiej niż 400 m.

   Komplet urządzenia "KALMAR" osiąga gotowość do pracy po upływie 10 minut od chwili włączenia.

   Do kompletu urządzenia poszukująco-celowniczego "AKLAMR" wchodzą:

1/ stacja radiolokacyjna I-2M "INICJATYWA"-2M", która wykrywa OP w położeniu podwodnym w odległości do 30 km, natomiast w położeniu

nawodnym w odległości do około 100 km;

2/ urządzenie rozpoznawcze SR-30-2M;

3/ urządzenie synchronizujące;

4/ aparatura przekazywania danych do stacji hydroakustycznej PK-025 "SNIEGUR";

5/ aparatura "POPŁAWOK-A";

6/ panoramiczny odbiornik do poszukiwania PP-1;

7/ celownik "ŁANDYSZ", który wypracowuje prędkość i kurs OP od 0 do 74 km/h oraz kurs śmigłowca do punktu zrzutu i czas zrzutu. Ponadto wydaje on również sygnał na automatyczne otwarcie luku bombowego /czas otwarcia luku wynosi 6 s/. Sygnał na otwarcie luku bombowego może też wydać nawigator. Urządzenie wyliczające "ŁANDYSZA" pracuje na trzech zakresach:

- I - echopelengowania /echonamiaru/, na którym może pracować 1,2,3 lub więcej śmigłowców;
- II - przy pomocy szumów;
- III- na tak zwanym zakresie "q".

Celownik "ŁANDYSZ" wykonuje trzy pomiary i na ich podstawie określa położenie OP. Błąd wykrycia OP może wynosić do 5 km/h, a kąt namiaru /pelengu/ wykonywany jest z dokładnością do 1-20°. Wprowadzanie danych do celownika jest półautomatyczne:

- W /wynos/ - 0-15 km;
- q /kąt/ namiaru nad celem - 0-360°;
- q_s /kąt/ kurs śmigłowca - 0-360°;
- V /prędkość/ śmigłowca - 20-250 km/h;
- H /wysokość/ śmigłowca - 20-600 m.

Na urządzeniu sterującym celownika znajduje się:

- zakres zobrazowania od 0-360° w azymucie;
- zakres zobrazowania od 0-15 km w odległości.

W skład celownika "ŁANDYSZ" wchodzą cztery główne bloki:

- przyrząd dowodzenia;
- wskaźnik śmigłowcowy WP;
- urządzenie sterowania krzyżem celowniczym MUP;
- blok mechanizmów pomocniczych.

10. Urządzenie hydroakustyczne /hydrolokator/ "OKA-2" na zasięg wykrywania OP do 12 km. Pracuje on w zakresie pasywnym i aktywnym. Posiada dwie skale odległości: do 7 km oraz do 14 km.

11. Urządzenie SPARU-55 z przystawką, która pokazuje jak pracują radioboje.

12. Urządzenie APM-60.
13. Radioboje stosowane na śmigłowcu są dwóch rodzajów:
    1/ radioboje RGB-NM /długość 1000 mm, średnica 206 mm/;
    2/ radioboje RGB-N "IWA" - masa 13,5 kg; promień reagowania na OP wynosi około 2000 m z tym, że zależy on wyraźnie od stanu morza i np. w warunkach dobrej hydrologii może zwiększyć się nawet do 10 000 m.

Śmigłowiec może zabierać do 36 radioboi. Radioboje różnią się między sobą częstotliwością kwarców /co 0,25/. Zasila je bateria typu 300 PMKS - 1cz Mucha, która się wzbudza w czasie 20-120 s od chwili zetknięcia z wodę. Czas pracy radioboi podczas nadawania sygnałów /gwarantowany/ wynosi 1-1,5 h, natomiast podczas nasłuchu /kiedy nie ma kontaktu z OP/ wynosi 4 h 45 min. Bateria może być przechowywana przez 5 lat /gwarancja fabryczna/.

Długość wypuszczania kabli hydrofonów wynosi 20,50 i 100 m.

Radioboja może być zrzucana na spadochronie. Wysokość zrzutu może być w granicach 150-2000 m. Radioboja posiada samolikwidator, który działa w zależności od nastawienia, a nastawienie to można ustalić w przedziale do 10 h. Radioboja może być użyta do 5 razy pod warunkiem wymiany jej niektórych elementów po każdym użyciu. Na elementy te należy składać zapotrzebowanie dodatkowo. Zasięg działania radioboi wynosi do 90 km przy H=500 m. Okres przechowywania radioboi w stanie nieuzbrojonym - do 10 lat.

Radioboje rozstawia się co 4 km. Piloci powinni mieć dane hydrologiczne morza oraz dane stanu /pogody/ tego morza w czasie rozstawiania radioboi. W zależności od wspomnianych danych przygotowuje się je według 4 wariantów odpowiednio do stanu morza w skali Beaforta od 5 stopni do 0,1 stopnia. W procesie szkolenia personelu na 1 załogę zużywa się praktycznie w ciągu roku 30-40 radioboi, co jest niezbędne dla podtrzymania określonych nawyków. Czas przygotowania radioboi do użycia /podwieszenia/ na śmigłowcu wynosi przeciętnie 0,7-1,0 roboczogodzinę. W okresie przechowywania u użytkownika na radiobojach należy wykonywać czynności obsługowe co 12 miesięcy. Do przygotowania radioboi do użycia niezbędna jest aparatura kontrolno-pomiarowa RRS-M, przy czym zaleca się, aby w eskadrze śmigłowców było 5 kompletów tej aparatury. Wspomnianą aparaturę trzeba zamawiać oddzielnie u dostawcy śmigłowców, natomiast kompletów narzędzi wystarczy zwykle po 2-3 komplety w każdej eskadrze.

14. Do obsługi technicznej wymienionych wyżej pokładowych urządzeń radioelektronicznych śmigłowca niezbędne jest posiadanie pomocniczych urządzeń naziemnych, w tym szczególnie konieczne są:
    1/ aparatura kontrolno-pomiarowa KTP-23 do urządzenia "OKA-2";
    2/ przyrząd do dewiacji hydrolokatora;
    3/ stanowisko kontrolne UPJW-500 do sprawdzania I-500;
    4/ stanowisko UGN do dewiacji AK-1;
    5/ stanowisko ZIP /pojedyncze/;
    6/ stanowisko ZIP /komplet specjalny/;
    7/ stanowisko PPWK-11 do sprawdzania WK-11;
    8/ generator akustyczny G3-18 do sprawdzania "OKA-2";
    9/ stanowisko PP-150 do sprawdzania UPW-150;
    10/ stanowisko do sprawdzania całego kompletu urządzeń radiolokacyjnych;
    11/ stanowisko do sprawdzania celownika "ŁANDYSZ", a w tym:
        a/ KPA-B /bojowe/;
        b/ KPA-P /polowe/.

Wyjaśnienie: Niezależnie od kompletu aparatury pomocniczej, przeznaczonego dla eskadry technicznej, taki sam pełny komplet aparatury obowiązkowo należy mieć w każdej eskadrze lotniczej.

1.6.7. Sprzęt lotniskowo-hangarowy i wyposażenie pomocnicze

Sprzęt lotniskowo-hangarowy oraz wyposażenie pomocnicze do obsługi technicznej śmigłowców /oprócz tego, co już wyszczególniono wyżej/ znajdują się w następujących kompletach:
- w kompletach wyposażenia śmigłowców 1:1, 1:4, 1:12 oraz 1:30;
- w kompletach wyposażenia do obsługi torped, mających dwa zestawy:
  a/ do obsługi torped w bazie technicznej /rys. fabr. nr 242.000.000 ZJ/;
  b/ do remontu w zbrojowni /rys.fabr.nr 242.000.000 ZJ-1/.

1.6.8. Dokumentacja techniczna i eksploatacyjna

Zakład produkcyjny przysyła na każdy śmigłowiec:
- opis techniczny śmigłowca i silnika;
- opis techniczny uzbrojenia śmigłowca;
- opis techniczny osprzętu śmigłowca;
- opis techniczny urządzeń radioelektronicznych;
- instrukcję obsługi i eksploatacji;
- jednolity zestaw obsługi technicznej;
- technologię wykonywania obsług technicznych.

Ponadto, na niektóre agregaty i zespoły zakłady produkcyjne wydają oddzielne opisy techniczne, instrukcje eksploatacyjne oraz albumy podstawowych schematów.

Na niektóre agregaty i urządzenia zostały jednorazowo wydane przez WOJENIZDAT opisy techniczne i instrukcje eksploatacji.

Instrukcje pilotowania śmigłowca i jego zastosowania bojowego są niejawne.

Zestawienie wyposażenia śmigłowca znajduje się w książce 6-tej dokumentacji, zatytułowanej "Wiedomost ekspluatacjonnoj dokumientacyi wiertoleta". W książce tej znajduje się również zestawienie wyposażenia do obsługi śmigłowca.

1.6.9. Organizacja służby inżynieryjno-lotniczej określona przez wymogi warunków eksploatacji śmigłowców W-14

Z uwagi na odmienny - w porównaniu z innymi oddziałami śmigłowcowymi - sprzęt lotniczy i jego uzbrojenie w oddziałach śmigłowców W-14 organizacja służby inżynieryjno-lotniczej i jej skład osobowy powinny przedstawiać się następująco:

1. W składzie kierowniczego personelu SIL pułku powinni być:
   1/ zastępca dowódcy ds. inżynieryjno-lotniczych;
   2/ starszy inżynier śmigłowców i silników śmigłowcowych;
   3/ starszy inżynier ds. kompletu urządzeń do wykrywania OP;
   4/ inżynier uzbrojenia lotniczego;
   5/ starszy inżynier urządzeń radioelektronicznych i łączności;
   6/ inżynier urządzeń radioelektronicznych i łączności;
   7/ starszy inżynier osprzętu lotniczego;
   8/ inżynier osprzętu lotniczego.
2. W każdej eskadrze lotniczego śmigłowców W-14 powinni być:
   1/ zastępca dowódcy eskadry ds. inżynieryjno-lotniczych;
   2/ starszy inżynier eskadry;
   3/ specjaliści SIL w kluczach lotniczych śmigłowców, a wśród nich:
      - dowódca klucza eksploatacji śmigłowców;
      - technik klucza eksploatacji śmigłowców;
      - technik pokładowy śmigłowca /na każdy śmigłowiec/;
      - technik śmigłowca /na każdy śmigłowiec/;
      - mechanik śmigłowca /na każdy śmigłowiec/.
   4/ Grupa obsługi śmigłowców /występująca niezależnie od specjalistów eksploatacji śmigłowców i silników w kluczach lotniczych/, której skład osobowy jest następujący:

- dowódca grupy - zastępca starszego inżyniera eskadry;
- starszy technik;
- dyspozytor /chorąży/;
- mechanik narzędziowy /podoficer/;
- starszy mechanik, mechanik śmigłowców /3-4 podoficerów/;
- kierowca samochodu /żołnierz służby zasadniczej/.

Grupa obsługi śmigłowców ma zadanie zabezpieczać klucze eksploatacji śmigłowców w wyposażenie naziemne, aparaturę kontrolno-pomiarową, narzędzia i części zamienne. Dyspozytor zbiera zapotrzebowania w kluczach specjalistycznych i przekazuje je do realizacji odpowiednim specjalistom eskadry technicznej oraz batalionu zaopatrzenia lotniczo-technicznego. Personel eskadry lotniczej jest zaopatrywany przez wspomnianych specjalistów w miejscu swojej pracy. Grupa obsługi śmigłowców ma również zadanie udzielania pomocy w czasie wykonywania obsługi podstawowej w kluczach eksploatacji oraz przy usuwaniu niesprawności, które wystąpiły podczas lotów.

5/ Grupa obsługi uzbrojenia lotniczego w składzie:
- dowódca grupy /oficer/;
- starszy technik /lub technik/ uzbrojenia lotniczego /oficer/;
- starszy technik urządzenia ŁANDYSZ /oficer/;
- starsi mechanicy i mechanicy uzbrojenia /4-5 podoficerów/.

6/ Grupa obsługi osprzętu lotniczego w składzie:
- dowódca grupy /oficer/;
- starszy technik automatyki elektronicznej /oficer/;
- technik automatyki elektronicznej /chorąży/;
- starszy technik wyposażenia elektrycznego /oficer/;
- technik wyposażenia elektrycznego /chorąży/;
- starszy technik przyrządów pokładowych /oficer/;
- technik przyrządów pokładowych /chorąży/;
- starsi mechanicy i mechanicy instalacji elektrycznych /4 ludzi/;
- starsi mechanicy i mechanicy przyrządów pokładowych /4 ludzi/;
- starszy mechanik i mechanik urządzeń fotograficznych /2 ludzi/.

7/ Grupa obsługi urządzeń radioelektronicznych w składzie:
- dowódca grupy /oficer/;
- starszy technik urządzeń radiolokacyjnych /oficer/;
- technik urządzeń radiolokacyjnych /chorąży/;
- starszy technik urządzeń radiotechnicznych /oficer/;
- technik urządzeń radiotechnicznych /chorąży/;
- starszy technik urządzeń radionawigacyjnych /oficer/;
- starszy technik urządzeń hydroakustycznych /oficer/;

- starsi mechanicy i mechanicy urządzeń radiolokacyjnych /3 ludzi/;
- starsi mechanicy i mechanicy urządzeń radiotechnicznych /3 ludzi/.

3. W eskadrze technicznej powinny być następujące grupy specjalistów:
   1/ Grupa obsługi płatowców i silników.
   2/ Grupa obsługi uzbrojenia lotniczego.
   3/ Grupa obsługi osprzętu lotniczego, a w niej:
      a/ podgrupa obsługi wyposażenia elektrycznego;
      b/ podgrupa obsługi wyposażenia elektronicznego oraz przyrządów pokładowych.
   4/ Grupa obsługi urządzeń radioelektronicznych, a w niej:
      a/ podgrupa obsługi urządzeń radiowych i radionawigacyjnych;
      b/ podgrupa obsługi urządzeń radiolokacyjnych.

   Liczebność wymienionych grup i podgrup obsługi technicznej śmigłowców w eskadrze technicznej uzależniona jest od liczby eksploatowanych śmigłowców w pułku oraz od realizowanego planu nalotu na tych śmigłowcach w ciągu roku.

   Eskadra techniczna ma zadanie wykonywać obsługi okresowe śmigłowców po 50 oraz po 100 godzinach nalotu, jak również wymiany silników, a także usuwania bardziej skomplikowanych niesprawności sprzętu itd.

4. Torpedy i radioboje przygotowuje się do użycia w bazie technicznej, która tylko operacyjnie jest podporządkowana dowódcy pułku lotniczego.

   Baza techniczna całkowicie przygotowuje torpedy i radioboje do użycia bojowego, przechowuje je, konserwuje i na zapotrzebowanie dostarcza do każdego śmigłowca.

   Skład osobowy bazy technicznej jest następujący:
   - dowódca bazy /wyszk. - torpedysta/;
   - główny inżynier bazy /wyszk. radioelektroniczne/.

   <u>Grupa przygotowania torped:</u>

   - dowódca grupy /oficer/;
   - starszy technik głowic samonaprowadzających się na cel /specjalność radiolokacja/ - oficer;
   - starszy technik przyrządów sterowniczych /oficer/;
   - starsi mechanicy i mechanicy /20 ludzi/.

Grupa przygotowania radioboi:

- dowódca grupy /oficer/;
- starszy technik /oficer/;
- starsi mechanicy i mechanicy, w tym też mechanicy urządzeń radiowych - ogółem 12 ludzi.

Razem w bazie technicznej jest 39 osób personelu SIL, nie licząc osób z pozostałych służb.

Baza techniczna posiada dwa samochody specjalne do transportu torped oraz dwa samochody specjalne do transportu radioboi.

Baza techniczna nie wchodzi w skład etatowy pułku lotniczego.

2. WARIANTY PODWIESZEŃ UZBROJENIA SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW

2.1. Samolot Su-20

2.1.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia samolotu

Samolot posiada 8 punktów uzbrojenia: 2 pod kadłubem przednie, 2 pod kadłubem tylne, 2 pod skrzydłem zewnętrzne, 2 pod skrzydłem wewnętrzne.

Na samolocie zabudowane są na stałe 2 działka NR-30 z zapasem 160 naboi łącznie.

Do kierowania ogniem wykorzystany jest celownik ASP-PFM-7 współpracujący z radiodalmierzem SRD-5MK. Do celowania podczas bombardowania wykorzystany jest celownik PBK-2KŁ.

Maksymalny udźwig uzbrojenia - 3500 kg.

Samolot ten przystosowany jest do podwieszenia bomb specjalnych.

2.1.2. Rodzaje podwieszeń

Lp.	RODZAJ PODWIESZENIA	PRZEZNACZENIE
1.	Zamek bombowy BD3-57M	Do wszystkich rodzajów uzbrojenia
2.	Zamek bombowy BD3-55M	Do podwieszenia bomb lotn.
3.	Zamek bombowy D3-59M	Do podwieszenia zbior. dodatkowych paliwa
4.	Zamek bombowy BD3-56FNM	Do podwieszenia bomb specjalnych
5.	Wyrzutnie pocisków rakietowych APU-13M2	Do odpalania pocisków rakietowych R-3S
6.	Wyrzutnia pocisków rakietowych PU-12-40U	Do odpalania pocisków rakietowych S-24
7.	Wyrzutnia pocisków rakietowych UB-32-A1	Do odpalania 32 poc. rak. S-5K /S-5M/
8.	Wyrzutnia pocisków rakietowych UB-16-57U	Do odpalania 16 pocisków rakiet. S-5K /S-5M/

2.1.3. Warianty uzbrojenia

Lp.	Belka podskrz. zewnętrza "7"	Belka podskrz. wewnętrzna "5"	Belka podkadł. tylna "3"	Belka podkadł. przednia "1"	Belka podkadł. przednia "2"	Belka podkadł. tylna "4"	Belka podskrz. wewnętrzna "6"	Belka podkadł. zewnętrzna "8"
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1.	R-3S	R-3S	-	-	-	-	R-3S	R-3S
2.	S-24	S-24	-	S-24	S-24	-	S-24	S-24
3.	UB-32	UB-32	-	UB-32	UB-32	-	UB-32	UB-32
4.	UPK-23-250	-	-	UPK-23-250	UPK-23-250	-	-	UPK-23-250
5.	2xFAB-100	4xFAB-100	-	4xFAB-100	4xFAB-100	-	4xFAB-100	2xFAB-100
6.	FAB-250	2xFAB-250	-	2xFAB-250	2xFAB-250	-	2xFAB-250	FAB-250
7.	FAB-250	FAB-500	FAB-500	FAB-500	FAB-500	FAB-500	FAB-500	FAB-250
8.	-	ZB-500	ZB-500	ZB-500	ZB-500	ZB-500	ZB-500	-
9.	-	ZB-360	ZB-360	ZB-360	ZB-360	ZB-360	ZB-360	-
10.	UB-16	UB-16	-	UB-16	UB-16	-	UB-16	UB-16

2.1.4. Masy startowe samolotu w poszczególnych wariantach podwieszeń

Lp.	Belka podskrz.zewnętrzna	Belka podskrz.wewnętrzna	Belka podkadł. tylna	Belka podkadł. przednia	Belka podkadł. przednia	Belka podkadł. tylna	Belka podskrz.wewnętrzna	Belka podskrz.zewnętrzna	Masa samolotu /kg/
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1.	-	-	-	-	-	-	-	-	14220
2.	FAB-250	FAB-250	FAB-250	FAB-250	FAB-250	FAB-250	FAB-250	FAB-250	16260
3.	FAB-500	FAB-500	FAB-250	FAB-500	FAB-500	FAB-250	FAB-500	FAB-500	17760
4.	UB-32	UB-32	UB-16	UB-32	UB-32	UB-16	UB-32	UB-32	15525
5.	S-24	S-24	-	S-24	S-24	-	S-24	S-24	15660
6.	FAB-100	FAB-100	FAB-100	FAB-100	FAB-100	FAB-100	FAB-100	FAB-100	15020
7.	UB-32	UB-32	-	UB-32	UB-32	-	UB-32	UB-32	15570
8.	UB-16	UB-16	-	UB-16	UB-16	-	UB-16	UB-16	14934
9.	UPK-23-250	-	-	UPK-23-250	UPK-23-250	-	-	UPK-23-250	15092
10.	-	-	-	UPK-23-250	UPK-23-250	-	-	-	14656
11.	R-3S	R-3S	-	-	-	-	R-3S	R-3S	14520
12.	ZD-1150l	S-24	-	S-24	S-24	-	S-24	ZD-1150l	17240
13.	ZD-1150l	FAB-500	-	FAB-250	FAB-250	-	FAB-500	ZD-1150l	17740
14.	ZD-600l	FAB-500	-	FAB-500	FAB-500	-	FAB-500	ZD-600l	17340
15.	ZD-1150l	FAB-500	-	ZD-600l	ZD-600l	-	FAB-500	ZD-1150l	17735
16.	ZD-1150l	R-3S	-	ZD-600l	ZD-600l	-	R-3S	ZD-1150l	17510
17.	ZD-1150l	UPK-23-250	-	UPK-23-250	UPK-23-250	-	UPK-23-250	ZD-1150l	16665
18.	ZD-1150l	-	-	ZD-600l	ZD-600L	-	-	ZD-1150l	17320
19.	ZD-1150l	R-3S	-	FAB-100	FAB-100	-	R-3S	ZD-1150l	16570
20.	ZD-1150l	UB-32	-	UB-32	UB-32	-	UB-32	ZD-1150l	17120
21.	ZD-1150l	FAB-250	-	FAB-250	FAB-250	-	FAB-250	ZD-1150l	16260
22.	ZD-600l	UB-32	-	UB-32	UB-32	-	UB-32	ZD-600l	15660
23.	ZD-600l	R-3S	-	R-3S	R-3S	-	R-3S	ZD-600l	15480

2.2. Samolot Su-7 BKŁ

2.2.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia samolotu

Samolot posiada 4 punkty podwieszenia uzbrojenia: 2 pod kadłubem, i 2 pod skrzydłem.

Na samolocie zabudowane są na stałe dwa działka NR-30 z zapasem łącznym 130 szt. naboi.

Do kierowania ogniem wykorzystany jest celownik ASP-5NP współpracujący z radiodalmierzem SRD-5M. Do celowania podczas bombardowania wykorzystany jest celownik PBK-2.

Maksymalny udźwig uzbrojenia - 2000 kg.

Samolot jest przystosowany do podwieszenia bomby specjalnej.

2.2.2. Rodzaje podwieszeń

Lp.	Rodzaj podwieszenia	Przeznaczenie
1.	Uniwersalna belka nośna z zamkiem bombowym mocowana pod kadłubem BD3-57 FR	Do wszystkich rodzajów uzbrojenia
2.	Uniwersalna belka nośna z zamkiem bombowym mocowana pod skrzydłem BD3-57 KR	- " -
3.	Belka nośna z zamkiem bombowym mocowana pod kadłubem BD3-57 FM	Do podwieszenia bomby specjalnej
4.	Belka nośna z zamkiem BD3-59FK	Do podwieszenia zbiorników dodatkowych
5.	Wyrzutnia pocisków rakietowych APU-14U	Do odpalania pocisków rakietowych S-3K
6.	Wyrzutnia pocisków rakietowych UB-16-57U	Do odpalania poc. rak. S-5K /S-5M/
7.	Wyrzutnia poc.rak.PU-12-40U	Do odpalania poc.rak. S-24

2.2.3. Warianty uzbrojenia

Lp.	Belka pod-skrzydłowa "3"	Belka pod-kadłubowa "1"	Belka pod-kadłubowa "2"	Belka pod-skrzydłowa "4"
1.	FAB-100	FAB-100	FAB-100	FAB-100
2.	FAB-250	FAB-250	FAB-250	FAB-250
3.	FAB-500	FAB-500	FAB-500	FAB-500
4.	ZB-500	ZB-500	ZB-500	ZB-500
5.	ZB-360	ZB-360	ZB-360	ZB-360
6.	APU-14 U /6xS-3K/	APU-14 U /7xS-3K/	APU-14 U /7xS-3K/	APU-14 U /6xS-3K/
7.	UB-16	UB-16	UB-16	UB-16
8.	S-24	S-24	S-24	S-24

2.2.4. Masy startowe samolotu w poszczególnych wariantach uzbrojenia

Lp.	Belka pod-skrzydłowa	Belka pod-kadłubowa	Belka pod-kadłubowa	Belka pod-skrzydłowa	Masa samo-lotu /kg/
1	2	3	4	5	6
1.	-	-	-	-	8242
2.	FAB-500	FAB-500	FAB-500	FAB-500	14570
3.	ZD-600 l	ZD-600 l	ZD-600 l	ZD-600 l	14770
4.	UB-16	UB-16	UB-16	UB-16	13018
5.	-	244M	600 l	-	13550
6.	FAB-500	ZD-600 l	ZD-600 l	FAB-500	14650
7.	ZD-600 l	FAB-100	FAB-100	ZD-600 l	13850
8.	ZD-360	ZD-360	ZD-360	ZD-360	14010
9.	FAB-100	FAB-100	FAB-100	FAB-100	12970
10.	FAB-250	FAB-250	FAB-250	FAB-250	13570
11.	FAB-250	ZD-600 l	ZD-600 l	FAB-250	14150
12.	ZB-360	ZD-600 l	ZD-600 l	ZB-360	14370
13.	ZD-600 l	ZB-500	ZB-500	ZD-600 l	14650

1	2	3	4	5	6
14.	S-24	S-24	S-24	S-24	13578
15.	S-24	ZD-600 1	ZD-600 1	S-24	14140
16.	UB-16	ZD-600 1	ZD-600 1	UB-16	13880
17.	APU-160	APU-160	APU-160	APU-160	13224
18.	APU-160	ZD-600 1	ZD-600 1	APU-160	13955
19.	-	ZD-600 1	ZD-600 1	-	13580
20.	-	244M	ZD-600 1	-	13535
21.	ZD-600 1	244M	ZD-600 1	ZD-600 1	14744
22.	ZD-600 1	UB-16	UB-16	ZD-600 1	13880
23.	ZD-600 1	S-24	S-24	ZD-600 1	14140
24.	ZD-600 1	APU-160	APU-160	ZD-600 1	13955
25.	ZD-600 1	ZB-360	ZB-360	ZD-600 1	14370
26.	ZD-600 1	FAB-250	FAB-250	ZD-600 1	14150
27.	ZD-600 1	FAB-500	FAB-500	ZD-600 1	14650

UWAGA: Masa samolotu podana jest bez przyspieszaczy startowych ze 130 szt. naboi do działek.

2.3. Samolot Su-7U

2.3.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia samolotu

Samolot posiada 4 punkty podwieszenia uzbrojenia: 2 pod kadłubem i 2 pod skrzydłem.

Na samolocie zabudowano na stałe 2 działka NR-30 z zapasem łącznym 130 szt. naboi.

Do kierowania ogniem wykorzystany jest celownik ASP-PF współpracujący z radiodalmierzem SRD-5M. Do celowania podczas bombardowania służy celownik PBK-2.

Maksymalny udźwig uzbrojenia - 1000 kg.

2.3.2. Rodzaje podwieszeń

Lp.	Rodzaj podwieszenia	Przeznaczenie
1.	Uniwersalna belka nośna z zamkiem bombowym mocowana pod kadłubem BD-3-57FR	Do mocowania wszystkich rodzajów uzbrojenia
2.	Uniwersalna belka nośna z zamkiem bombowym mocowana pod skrzydłem BD3-57 KR	- " -
3.	Belka nośna z zamkiem BD-3-59 FK	Do podwieszania zb. dodatkowych
4.	Wyrzutnia poc.rak. APU-14U	Do odpalania poc. rak. S-3K
5.	Wyrzutnia poc.rak. UB-16-57U	Do odpalania poc. rak. S-5K /S-5M/
6.	Wyrzutnia poc.rakietowych PU-12-40U	Do odpalania poc. rak. S-24

2.3.3. Warianty uzbrojenia

Lp.	Belka podskrz. "3"	Belka podkadł. "1"	Belka podkład. "2"	Belka podskrzy. "4"
1.	UB-16	-	-	UB-16
2.	APU-14U /7xS-3K/	-	-	APU-14U /7xS-3K/
3.	S-24	-	-	S-24
4.	FAB-100	FAB-100	FAB-100	FAB-100
5.	FAB-250	FAB-250	FAB-250	FAB-250
6.	-	FAB-500	FAB-500	-

2.3.4. Masy startowe samolotu w poszczególnych wariantach podwieszeń

Lp.	Belka podskrz.	Belka podkadł.	Belka podkadł.	Belka podskrz.	Mapa samolotu /kg/
1.	-	-	-	-	8690
2.	-	FAB-500	FAB-500		13570
3.	-	ZD-600 l	ZD-600 l	-	13670
4.	UB-16	-	-	UB-16	12794
5.	FAB-100	FAB-100	FAB-100	FAB-100	12970
6.	FAB-250	FAB-250	FAB-250	FAB-250	13570
7.	S-24	-	-	S-24	13070
8.	UB-16	ZD-600 l	ZD-600 l	UB-16	13794
9.	APU-16U	-	-	APU-16U	12898
10.	APU-16U	ZD-600 l	ZD-600 l	APU-16U	13994
11.	UB-16	FAB-250	FAB-250	UB-16	13294
12.	S-24	ZD-600 l	ZD-600 l	S-24	14170
13.	FAB-100	ZD-600 l	ZD-600 l	FAB-100	13870
14.	FAB-100	FAB-250	FAB-250	FAB-100	13270

2.4. Samolot MiG-23 MF

2.4.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia samolotu

Samolot MiG-23 MF ma system uzbrojenia przeznaczony do:

1/ niszczenia celów powietrznych w dzień i w nocy, w zwykłych i trudnych warunkach meteorologicznych;

2/ niszczenie celów naziemnych w dzień i w nocy tylko w zwykłych warunkach meteorologicznych;

3/ działań specjalnych /walki radioelektronicznej i innych/.

System uzbrojenia samolotu MiG-23MF obejmuje wymienione niżej podsystemy /systemy dla podsystemów niższego rzędu/ i urządzenia:

a/ system uzbrojenia artyleryjskiego, zabudowany na stałe w konstrukcji samolotu /działko GSz-23T z zapasem 200 szt. naboi/;

b/ systemy uzbrojenia wymiennego, których część instalacji i urządzeń pozostaje na stałe zabudowana w konstrukcji samolotu, a wymiennymi są przede wszystkim środki rażenia i wyposażenie specjalne;

w skład tych systemów wchodzi system uzbrojenia rakietowego, bombardierskiego i specjalnego;

c/ system celowniczy, który obejmuje urządzenia i instalacje oznaczone wspólnym kryptonimem "SZAFIR-23E" /w niektórych wydawnictwach "SZAFIR-23"/, a ponadto: namiernik promieniowania cieplnego celu /też namiernik/ TP-23; celownik optyczny ASP-23D oraz urządzenie radiowe "DELTA", służące do naprowadzania KPR typu H-23 na cel naziemny;

d/ system kierowania broni, który obejmuje bloki sprzężenia uzbrojenia z systemem celowniczym oraz bloki kierowania bronią;

e/ przyrząd fotokontrolny PAU-473-2;

f/ środki podwieszania i nośniki broni /wyrzutnie, bombotrzymacze itp./;

g/ nadajniki rozmaitych parametrów lotu samolotu oraz źródła zasilania urządzeń omawianego systemu /systemów/.

Samolot ma 4 punkty zewnętrzne do podwieszania na nie środków rażenia /2 pod kadłubem i 2 pod skrzydłami/ oraz 1 punkt podkadłubowy do podwieszania wyposażenia specjalnego, w szczególności zasobnika z urządzeniami "DELTA". Maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia wynosi 1600 kg.

UWAGA:

Na dwóch podwieszeniach podskrzydłowych można podwieszać alternatywnie

- kierowane pociski rakietowe R-23T samonaprowadzające się na promieniowanie podczerwone celu, stosowane w zwykłych warunkach atmosferycznych w dzień i w nocy;
- kierowane pociski rakietowe R-23R samonaprowadzające się półaktywnie na odbite od celu fale elektromagnetyczne promieniowane przez pokładową stację radiolokacyjną "SAPFIR-23", stosowane w dzień i w nocy w zwykłych i trudnych warunkach atmosferycznych;
- kierowane pociski rakietowe H-23 sterowane systemem radiotechnicznym "DELTA-NG"; jest to pocisk klasy powietrze-ziemia wykorzystany do zwalczania ruchomych widocznych celów naziemnych;
- kierowane pociski rakietowe R-13M samonaprowadzające się na promieniowanie podczerwone celu, stosowane w dzień i w nocy w zwykłych warunkach atmosferycznych;
- kierowane pociski rakietowe R-3S /produkowane w Polsce/ samonaprowadzające się na promieniowanie podczerwone celu, stosowane w dzień i w nocy w zwykłych warunkach atmosferycznych;
- 32 lufowe wyrzutnie pocisków rakietowych S-5M /S-5K/ typu UB-32;
- bomby lotnicze kalibru 50,100,250,500 kg pojedynczo lub podwieszane na wielozamkowych belkach bombowych po 4 sztuki kalibru nie więk-

szego niż 100 kg /razem 8 sztuk/;
- niekierowane pociski rakietowe S-24.

Na dwóch podwieszeniach podkadłubowych można podwieszać alternatywnie:

- pociski rakietowe R-13M;
- pociski rakietowe R-3S;
- 16 lufowe wyrzutnie niekierowanych pocisków rakietowych S-5M /S-5K/ typu UB-16;
- bomby lotnicze kalibru 50,100,250 kg lub wielozamkowe belki bombowe po 4x50 kg lub 4x100 kg;
- pociski rakietowe S-24.

Przed odpaleniem pocisków rakietowych z wyrzutni podkadłubowych należy obowiązkowo zrzucić podkadłubowy dodatkowy zbiornik paliwa. Oprócz uzbrojenia na podwieszeniach podskrzydłowych można podwieszać dodatkowe zbiorniki paliwa /dodatkowe 2 węzły/.

Przy wykorzystaniu systemu "DELTA-NG" na podwieszeniach podkadłubowych nie wolno wieszać uzbrojenia - samolot zabiera tylko 2 pociski H-23.

2.4.2. Rodzaje podwieszeń

Lp.	Rodzaj podwieszenia	Przeznaczenie
1.	Uniwersalna belka nośna z zamkiem bombowym mocowana pod kadłubem BD-3-60-23F1	Do wszystkich rodzajów uzbrojenia oprócz: FAB-500, ZB-500, APU-23M, UB-32, APU-6 RE
2.	Uniwersalna belka nośna z zamkiem bombowym mocowana pod skrzydłem BD3-60-23K1	Do wszystkich rodzajów uzbrojenia
3.	Zamek bombowy MBD-2-67U	Do podwieszenia 4 bomb kalibru 100 kg każda
4.	Wyrzutnia niekierowanych poc.rak. UB-16 UMP	Do odpalania 16 poc.rak. S-5M /S-5K/
5.	Wyrzutnia niekier.poc. rakiet. UB-32A	Do odpalania 32 poc.rakiet. S-5M /S-5K/
6.	Wyrzutnia kier.poc.rakiet. APU-23M	Do odpalania poc.rakiet. R-23R i R-23T
7.	Wyrzutnia kier.poc.rakiet. APU-13MT	Do odpalania poc.rakiet. R-13M i R-3S
8.	Wyrzutnia pocisków rakiet. APU-68E	Do odpalania poc.rakiet. H-23 i S-24

2.4.3. Warianty uzbrojenia

Lp.	Belka pod-skrzydłowa "3"	Belka pod-kadłubowa "1"	Belka pod-kadłubowa dodatkowa "5"	Belka pod-kadłubowa "2"	Belka pod-skrzydłowa "4"
1.	R-23T	R-13M	-	R-13M	R-23T
2.	R-23R	R-13M	-	R-13M	R-23R
3.	H-23	-	SYSTEM DELTA-NG	-	H-23
4.	R-13M	R-13M	-	R-13M	R-13M
5.	R-3S	R-3S	-	R-3S	R-3S
6.	S-24	S-24	-	S-24	S-24
7.	UB-32	UB-16	-	UB-16	UB-32
8.	4xFAB-100	4xFAB-100	-	4xFAB-100	4xFAB-100
9.	1xFAB-250	1xFAB-250	-	1xFAB-250	1xFAB-250
10.	1xFAB-500	R-3S	-	R-3S	1xFAB-500
11.	1xZB-500	R-13M	-	R-13M	1xZB-500

2.4.4. Masy startowe samolotu w poszczególnych wariantach podwieszeń

Lp.	Węzeł podskrzydł.zb. dod.pal.	Węzeł podskrzydł. uzbrojenia	Węzeł podkadłubowy uzbroj.	Węzeł podkadł.	Węzeł podkadłubowy uzbroj.	Węzeł podskrzydł. uzbroj.	Węzeł podskrzydł.zb. dod.pal.	Masa samolotu /kg/
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1.	-	-	-	-	-	-	-	14540
2.	ZD-800 l	-	-	ZD-800 l	-	-	ZD-800 l	16640
3.	-	R-23T	R-13M	-	R-13M	R-23T	-	15156
4.	-	R-23R	R-13M	-	R-13M	R-23R	-	15166
5.	-	R-13M	R-13M	-	R-13M	R-13M	-	14900
6.	-	R-3S	R-3S	-	R-3S	R-3S	-	14840
7.	-	H-23	-	DELTA-NG	-	H-23	-	
8.	ZD-800 l	R-23T	R-13M	ZD-800 l	R-13M	R-23T	ZD-800 l	17256
9.	ZD-800 l	R-23R	R-13M	ZD-800 l	R-13M	R-23R	ZD-800 l	17266
10.	ZD-800 l	R-13M	R-13M	ZD-800 l	R-13M	R-13M	ZD-800 l	17000
11.	ZD-800 l	R-3S	R-3S	ZD-800 l	R-3S	R-3S	ZD-800 l	16940
12.	ZD-800 l	H-23	-	DELTA-NG	-	H-23	ZD-800 l	
13.	-	S-24	S-24	-	S-24	S-24	-	15540
14.	-	UB-32	UB-16	-	UB-16	UB-32	-	15440
15.	-	4xFAB-100	4xFAB-100	-	4xFAB-100	4xFAB-100	-	16140
16.	-	1xFAB-250	1xFAB-250	-	1xFAB-250	1xFAB-250	-	15540

1	2	3	4	5	6	7	8	9
17.	-	1xFAB-500	-	-	-	1xFAB-500	-	15540
18.	-	1xZB-500	-	-	-	1xZB-500	-	15540
19.	ZD-800 1	S-24	S-24	-	S-24	S-24	ZD-800 1	16940
20.	ZD-800 1	UB-32	UB-16	ZD-800 1	UB-16	UB-32	ZD-800 1	17330
21.	-	4xFAB-100	4xFAB-100	ZD-800 1	4xFAB-100	4xFAB-100	-	16840
22.	ZD-800 1	1xFAB-250	1xFAB-250	-	1xFAB-250	1xFAB-250	ZD-800 1	16940
23.	-	1xFAB-500	-	ZD-800 1	-	1xFAB-500	-	16240
24.	-	1xZB-500	-	ZD-800 1	-	1xRB-500	-	16240
25.	-	1xFAB-500	R-3S	-	R-3S	1xFAB-500	-	15690
26.	-	1xFAB-500	UB-16	-	UB-16	1xFAB-500	-	15780
27.	-	1xZB-500	R-13M	-	R-13M	1xZB-500	-	15720
28.	-	1xFAB-500	R-3S	ZD-800 1	R-3S	1xFAB-500	-	16390
29.	-	1xFAB-500	UB-16	ZD-800 1	UB-16	1xFAB-500	-	16480
30.	-	1xZB-500	R-13M	ZD-800 1	R-13M	1xZB-500	-	16420

2.5. Samolot MiG-21 BIS

2.5.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia samolotu

Samolot posiada 4 punkty podwieszenia uzbrojenia pod skrzydłem: 2 wewnętrzne i 2 zewnętrzne.

Na samolocie zabudowane jest na stałe 2 lufowe działko GSz-23Ł z zapasem 250 szt.naboi.

Do kierowania ogniem wykorzystany jest celownik ASP-PFD-21 oraz celownik radiolokacyjny SAPFIR-21 przeznaczony do wykrywania z odległości 30 km i przechwytywania z odległości 20 km celów powietrznych. Maksymalny udźwig uzbrojenia 2000 kg.

Samolot jest uzbrojony w oprócz stosowanych na innych typach samolotów kierowanych pocisków rakietowych R-3S, R-13M - nowego rodzaju pociski, a mianowicie:

1. Kierowany pocisk rakietowy R-3R samonaprowadzający się półaktywnie na fale elektromagnetyczne odbite od celu /promieniuje stacja pokładowa/ stosowany w dzień i w nocy w trudnych warunkach atmosferycznych.
2. Kierowany pocisk rakietowy R-55 samonaprowadzający się na promieniowanie podczerwone celu stosowany w dzień i w nocy w zwykłych warunkach atmosferycznych.

2.5.2. Rodzaje podwieszeń

Lp.	Rodzaj podwięszeń	Przeznaczenie
1.	Uniwersalna belka nośna BD3-60-21R	Do wszystkich rodzajów uzbrojenia
2.	Uniwersalna belka nośna BD3-60-21D	Do wszystkich rodzajów uzbrojenia oprócz: FAB-500, zamków MBD2-67
3.	Wyrzutnia kier.poc.rakiet. APU-13MT	Do odpalania poc.rakiet.R-13M
4.	Wyrzutnia kier.poc.rakiet. APU-35	Do odpalania poc.rakiet. R-3S i R-3R
5.	Wyrzutnia poc.rakiet. PU-12-40U	Do odpalania poc. S-24
6.	Wyrzutnia niekier.poc.rak. UB-32A	Do odpalania 32 poc.rak. S-5M /S-5K/
7.	Wyrzutnia niekier.poc.rak. UB-16-57U	Do odpalania 16 poc.rak. S-5M /S-5K/
8.	Zamek bombowy MBD2-67	Do podwieszenia 4 bomb FAB-100

2.5.3. Warianty uzbrojenia

Lp.	Belka podskrzydł. zewnętrzna "3"	Belka podskrzydł. wewnętrzna "1"	Belka podskrzydł. wewnętrzna "2"	Belka podskrzydł. zewnętrzna "4"
1.	R-13M	R-13M	R-13M	R-13M
2.	R-3R	R-3R	R-3R	R-3R
3.	R-3S	R-3S	R-3S	R-3S
4.	-	R-55	R-55	-
5.	R-3R	R-13M	R-13M	R-3R
6.	R-3S	R-3R	R-3R	R-3S
7.	R-3R	UB-32	UB-32	R-3R
8.	UB-16	UB-32	UB-32	UB-16
9.	S-24	S-24	S-24	S-24
10.	R-3R	FAB-500	FAB-500	R-3R
11.	R-3S	ZB-500	ZB-500	R-3S
12.	FAB-250	FAB-250	FAB-250	FAB-250
13.	FAB-250	4xFAB-100	4xFAB-100	FAB-250
14.	FAB-250	FAB-500	FAB-500	FAB-250

2.5.4. Masy startowe samolotu w poszczególnych wariantach podwieszeń

Lp.	Belka podskrzydłowa zewnętrzna	Belka podskrzydłowa wewnętrzna	Belka podkadłubowa	Belka podskrzydłowa wewnętrzna	Belka podskrzydłowa zewnętrzna	Masa samolotu /kg/
1.	-	-	-	-	-	7980
2.	R-3S	R-3S	-	R-3S	R-3S	8280
3.	ZD-490 1	R-3S	ZD-490 1	R-3S	ZD-490 1	9390
4.	ZD-490 1	R-3S	ZD-800 1	R-3S	ZD-490 1	9670
5.	R-13M/R-3R/	R-13M/R-3R/	-	R-13M/R-3R/	R-13M/R-3R/	8340
6.	ZD-490 1	R-13M/R-3R/	ZD-490 1	R-13M/R-3R/	ZD-490 1	9420
7.	ZD-490 1	R-13M/R-3R/	ZD-800 1	R-13M/R-3R/	ZD-490 1	9800
8.	UB-16	UB-32	-	UB-32	UB-16	8720
9.	ZD-490 1	UB-32	ZD-490 1	UB-32	ZD-490 1	9746
10.	ZD-490 1	UB-32	ZD-800 1	UB-32	ZD-490 1	10020
11.	S-24	S-24	-	S-24	S-24	8988
12.	ZD-490 1	S-24	ZD-490 1	S-24	ZD-490 1	9750
13.	ZD-490 1	UB-16	ZD-490 1	UB-16	ZD-490 1	9488
14.	-	-	ZD-490 1	-	-	8400
15.	-	-	ZD-800 1	-	-	8680
16.	ZD-490 1	-	ZD-490 1	-	ZD-490 1	9248
17.	ZD-490 1	-	-	-	ZD-490 1	8820
18.	ZD-490 1	-	ZD-800 1	-	ZD-490 1	9520
19.	-	R-55	-	R-55	-	
20.	-	R-55	ZD-800 1	R-55	-	
21.	FAB-250	FAB-250	-	FAB-250	FAB-250	8980
22.	FAB-250	4xFAB-100	-	4xFAB-100	FAB-250	9280
23.	FAB-250	FAB-500	-	FAB-500	FAB-250	9400
24.	FAB-250	ZB-500	ZD-490 1	ZB-500	FAB-250	9900
25.	ZD-490 1	FAB-250	ZD-800 1	FAB,250	ZD-490 1	10020
26.	ZD-490 1	FAB-500	ZD-490 1	FAB-500	ZD-490 1	10240
27.	FAB-250	FAB-250	ZD-800 1	FAB-250	FAB-250	9680
28.	UB-16	ZB-500	ZD-490 1	ZB-500	UB-16	9620

2.6. Samolot MiG-21M i MiG-21MF

2.6.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia samolotu

Samolot posiada 4 punkty podwieszenia uzbrojenia pod skrzydłem. Na samolocie zabudowane jest na stałe działko GSz-23 z zapasem 200 szt. naboi.

Do kierowania ogniem wykorzystany jest celownik ASP-PFD-21.

Maksymalny udźwig uzbrojenia - 1000 kg.

2.6.2. Rodzaje podwieszeń

Lp.	Rodzaj podwieszenia	Przeznaczenie
1.	Uniwersalna belka nośna BD3-60-21R	Do wszystkich rodzajów uzbrojenia
2.	Uniwersalna belka nośna BD3-60-21D	Do wszystkich rodzajów uzbrojenia oprócz: FAB-500, UB-32, MBD2-67
3.	Wyrzutnia poc.rakiet. APU-3S	Do odpalania kier.poc.rakiet. R-3S
4.	Wyrzutnia poc.rakiet. APU-7	Do odpalania poc.rakiet. RS-2US i S-24
5.	Wyrzutnia niekier.poc. rakiet. UB-32A	Do odpalania 32 niekier.poc. rakiet S-5M /S-5K/
6.	Wyrzutnia niekier.poc. rakiet. UB-16-57U	Do odpalania 16 niekier. poc.rakiet. S-5M /S-5K/
7.	Zamek bombowy MBD2-67	Do podwieszania 4 bomb FAB-100

2.6.3. Warianty uzbrojenia

Lp.	Belka podskrzydłowa "3"	Belka podskrzydłowa "1"	Belka podskrzydłowa "2"	Belka podskrzydłowa "4"
1.	R-3S	R-3S	R-3S	R-3S
2.	RS-2US	RS-2US	RS-2US	RS-2U
3.	R-3S	UB-32	UB-32	R-3S
4.	R-3S	S-24	S-24	R-3S
5.	S-24	S-24	S-24	S-24
6.	UB-16	UB-16	UB-16	UB-16
7.	UB-16	UB-32	UB-32	UB-16
8.	UB-16	FAB-250	FAB-250	UB-16
9.	FAB-100	4xFAB-100	4xFAB-100	FAB-100
10.	FAB-250	FAB-250	FAB-250	FAB-250
11.	-	FAB-500	FAB-500	-
12.	-	ZB-500	ZB-500	-

2.6.4. Masy startowe samolotu w poszczególnych wariantach podwieszeń

Lp.	Belka podskrzydł. zewnętrzna	Belka podskrzydł. wewnętrzna	Belka podkadł.	Belka podskrzydł. wewnętrzna	Belka podskrzydł. zewnętrzna	Masa samolotu /kg/
1	2	3	4	5	6	7
1.						8130
2.	R-3S /RS-2US/	R-3S /RS-2US/		R-3S /RS-2US/	R-3S /RS-2US/	8510
3.		UB-16		UB-16		8370
4.	UB-16	UB-32		UB-32	UB-16	8820
5.	FAB-100	4xFAB-100		4xFAB-100	FAB-100	9380
6.	S-24	S-24		S-24	S-24	9130
7.	FAB-100	FAB-100		FAB-100	FAB-100	8630
8.		FAB-500		FAB-500		9130

1	2	3	4	5	6	7
9.			ZD-490 1			8600
10.	UB-16	UB-16	ZD-490 1	UB-16	UB-16	9080
11.	S-24	S-24	ZD-490 1	S24	S-24	9600
12.		FAB-500	ZD-490 1	FAB-500		9600
13.	FAB-100	FAB-100	ZD-490 1	FAB-100	FAB-100	9100
14.			ZD-800 1			8850
15.	R-3S /RS-2US/	R-3S /RS-2US/	ZD-800 1	R-3S	RS-2US /R-3S/	9230
16.		S-24	ZD-800 1	S-24		9350
17.		FAB-250	ZD-800 1	FAB-250		9350
18.	UB-16	UB-16	ZD-800 1	UB-16	UB-16	9330
19.	ZD-490 1		ZD-490 1		ZD-490 1	9540
20.	ZD-490 1		ZD-490 1		ZD-490 1	9540
20.	ZD-490 1	R-3S /RS-2US/	ZD-490 1	R-3S /RS-2US/	ZD-490 1	9730
21.	ZD-490 1	UB-16	ZD-490 1	UB-16	ZD-490 1	9780
22.	ZD-490 1	FAB-100	ZD-490 1	FAB-100	ZD-490 1	9700
23.	ZD-490 1				ZD-490 1	9070
24.	ZD-490 1	FAB-250	FAB-250	FAB-250	ZD-490 1	9560
25.	ZD-490 1	R-3S /RS-2US/		R-3S /RS-2US/	ZD-490 1	9260
26.	ZD-490 1	UB-32		UB-32	ZD-490 1	9520
27.	ZD-490 1		ZD-800 1		ZD-490 1	9790
28.	R-3S	S-24		S-24	R-3S	8820
29.	R-3S	UB-16		UB-16	R-3S	8560
30.	RS-2US	UB-32		UB-32	RS-2US	8770
31.	R-3S	S-24	ZD-490 1	S-24	R-3S	9290
32.	R-3S	UB-16	ZD-490 1	UB-16	R-3S	9030
33.	RS-2US	UB-32	ZD-490 1	UB-32	RS-2US	9240
34.	R-3S /RS-2US/	R-3S /RS-2US	ZD-800 1	R-3S /RS-2US/	R-3S /RS-2US/	9230
35.	R-3S	S-24	ZD-800 1	S-24	R-3S	9540
36.	R-3S	UB-16	ZD-800 1	UB-16	R-3S	9270
37.	R-3S	UB-32	ZD-800 1	UB-32	R-3S	9480
38.	ZD-490 1	FAB-250	ZD-490 1	FAB-250	ZD-490 1	9855
39.	ZD-490 1	S-24	ZD-490 1	S-24	ZD-490 1	9855
40.	ZD-490 1	R-3S /RS-2UB/	ZD-800 1	R-3S /RS-2US/	ZD-490 1	9787

1	2	3	4	5	6	7
41.	ZD-490 l	UB-16	ZD-800 l	UB-16	ZD-490 l	9837
42.	ZD-490 l	FAB-100	ZD-800 l	FAB-100	ZD-490 l	9872
43.	FAB-250	FAB-250	ZD-800 l	FAB-250	FAB-250	9750
44.	S-24	S-24	ZD-800 l	S-24	S-24	9750

2.7. Samolot MiG-21 PFM

2.7.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia samolotu

Samolot posiada 2 punkty podwieszenia uzbrojenia pod skrzydłem oraz 1 punkt pod kadłubem, gdzie w miejsce dodatkowego zbiornika może być podwieszony zasobnik GP-9 z działkiem GSz-23Ł i zapasem 200 szt. naboi.

Do kierowania ogniem wykorzystany jest celownik PKI.

Maksymalny udźwig uzbrojenia - 1000 kg.

2.7.2. Rodzaje podwieszeń

Lp.	Rodzaj podwieszenia	Przeznaczenie
1.	Uniwersalna belka nośna mocowana pod skrzydłem BD3-60-UM	Do wszystkich rodzajów uzbrojenia
2.	Wyrzutnia kierow.poc.rak. APU-3S	Do odpalania poc.rakiet.R-3S
3.	Wyrzutnia kierow.poc.rakiet. APU-7	Do odpalania poc. rakiet. RS-2US
4.	Wyrzutnia niekier.poc. rakiet. UB-16-57U	Do odpalania 16 poc.rakiet. S-5K /S-5M/
5.	Zamek bombowy DS-570	Do podwieszenia bomb kalibru do 500 kg
6.	Belka nośna podkadłubowa z zamkiem BD3-56E	Do podwieszenia zasobnika GP-9 lub dodat. zbiornika paliwa

2.7.3. Warianty uzbrojenia

Lp.	Belka podskrzydłowa "1"	Belka podkadłubowa "0"	Belka podskrzydłowa "2"
1.	R-3S		R-3S
2.	RS-2US		RS-2US
3.	UB-16		UB-16
4.	FAB-100		FAB-100
5.	FAB-250		FAB-250
6.	FAB-500		FAB-500
7.	RS-2US	GP-9	RS-2US
8.	UB-16	GP-9	UB-16
9.	FAB-250	GP-9	FAB-250
10.	FAB-500	GP-9	FAB-500

2.7.4. Masy startowe samolotu w poszczególnych wariantach podwieszeń

Lp.	Belka podskrzydłowa	Belka podkadłubowa	Belka podskrzydłowa	Masa samolotu /kg/
1.				5330
2.		ZD-490 1		8109
3.	FAB-100		FAB-100	7909
4.	FAB-250		FAB-250	8139
5.	R-3S/RS-2US/	GP-9	R-3S/RS-2US/	8070
6.	UB-16	GP-9	UB-16	8185
7.	FAB-100	GP-9	FAB-100	8129
8.	FAB-250	GP-9	FAB-250	8289
9.	FAB-500	GP-9	FAB-500	8889
10.	R-3S /RS-2US/	ZD-490 1	R-3S /RS-2US/	8290
11.	UB-16	ZD-490 1	UB-16	8335
12.	FAB-100	ZD-490 1	FAB-100	8309
13.	FAB-250	ZD-490 1	FAB-250	8609
14.	FAB-500	ZD-490 1	FAB-500	9109
15.	FAB-500		FAB-500	8639
16.	R-3S /RS-2US/		R-3S/RS-2US/	7820
17.	UB-16		UB-16	7935

2.8. Samolot MiG-21 U

2.8.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia samolotu

Samolot posiada 2 punkty podwieszenia uzbrojenia pod skrzydłem oraz jeden pod kadłubem, gdzie w miejsce dodatkowego zbiornika paliwa może być podwieszony pojemnik z KM A-12,7 z zapasem 60 szt. naboi.

Do kierowania ogniem wykorzystany jest celownik ASP-5ND, współpracujący z dalmierzem SRD-5 MK.

Maksymalny udźwig uzbrojenia - 1000 kg.

2.8.2. Rodzaje podwieszeń

Lp.	Rodzaj podwieszenia	Przeznaczenie
1.	Uniwersalna belka nośna mocowana pod skrzydłem BD3-60-21UM	Do wszystkich rodzajów uzbrojenia
2.	Wyrzutnia kier.poc.rakiet. APU-3S	Do odpalania poc.rak. R3S
3.	Wyrzutnia niekier.poc. rakiet. UB-16-57U	Do odpalania 16 poc.rakiet. S-5K /S-5M/
4.	Belka nośna podkadłubowa z zamkiem BD3-56E	Do podwiesz.pojemnika z KM-A 12,7 lub zbiorn.dodatkowego
5.	Zamek bombowy D3-57D	Do podwieszenia bomb kalibru do 500 kg

2.8.3. Warianty uzbrojenia

Lp.	Belka podskrzydłowa "1"	Belka podkadłubowa "0"	Belka podskrzydłowa "2"
1.	R-3S		R-3S
2.	UB-16		UB-16
3.	FAB-100		FAB-100
4.	FAB-250		FAB-250
5.	FAB-500		FAB-500
6.	R-3S	POJEMNIK z A-12,7	R-3S
7.	UB-16	Pojemnik z A-12,7	UB-16
8.	FAB-100	Pojemnik z A-12,7	FAB-100
9.	FAB-500	Pojemnik z A-12,7	FAB-250
10.	FAB-500	Pojemnik z A-12,7	FAB-500

2.8.4. Masy startowe samolotu w poszczególnych wariantach podwieszeń

Lp.	Belka podskrzydłowa	Belka podkadłubowa	Belka poskrzydłowa	Masa samolotu /kg/
1.				7340
2.		ZD-490 l		7740
3.	R-3S	Pojemnik z A-12,7	R-3S	
4.	UB-16	Pojemnik z A-12,7	UB-16	
5.	FAB-100	Pojemnik z A-12,7	FAB-100	
6.	FAB-250	Pojemnik z A-12,7	FAB-250	
7.	FAB-500	Pojemnik z A-12,7	FAB-500	
8.	R-3S	ZD-490 l	R-3S	7890
9.	UB-16	ZD-490 l	R-3S	7860
10.	FAB-100	ZD-490 l	FAB-100	7940
11.	FAB-250	ZD-490 l	FAB-250	8240
12.	FAB-500	ZD-490 l	FAB-500	8740
13.	R-3S		R-3S	7490
14.	UB-16		UB-16	7460
15.	FAB-100		FAB-100	7540
16.	FAB-250		FAB-250	7840
17.	FAB-500		FAB-500	8340

2.9. Samolot LIM-6 BIS

2.9.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia samolotu

Samolot posiada 4 punkty podwieszenia uzbrojenia: 2 pod skrzydłem zewnętrzne i 2 dodatkowe pod skrzydłem wewnętrzne.

Na samolocie zabudowane są na stałe: 2 działka NR-23 z łącznym zapasem 160 szt. naboi oraz działko N-37 z zapasem 40 szt. naboi.

Do kierowania ogniem służy celownik ASP-4M współpracujący z dalmierzem SRD-1M.

Maksymalny udźwig uzbrojenia - 780 kg.

2.9.2. Rodzaje podwieszeń

Lp.	Rodzaj podwieszenia	Przeznaczenie
1.	Uniwersalna belka nośna	Do wszystkich rodzajów uzbrojenia /podw.wewn.tylko do 140 kg/
2.	Zamek bombowy D4-50	Do podw. ładunków do 500 kg
3.	Wyrzutnia niekierow. poc. rakiet. MARS-2	Do odpalenia 16 poc. rakiet. /S-5KM/

2.9.3. Warianty uzbrojenia

Lp.	Belka podskrzydłowa zewnętrzna "3"	Belka podskrzydłowa wewnętrzna "1" m 140 kg	Belka podskrzydłowa wewnętrzna "2" m 140 kg	Belka podskrzydłowa zewnętrzna "4"
1.	FAB-250	MARS-2	MARS-2	FAB-250
2.	FAB-250	FAB-100	FAB-100	FAB-250
3.	RBK-250	FAB-100	FAB-100	RBK-250
4.	MARS-2	FAB-100	FAB-100	MARS-2
5.	ZB-360			ZB-360

2.10. Samolot LIM-5

2.10.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia samolotu

Samolot posiada 2 punkty podwieszenia uzbrojenia pod skrzydłem.

Na samolocie zabudowane są na stałe: 2 działka NR-23 z zapasem łącznym 160 szt. naboi oraz działko N-37 z zapasem 40 szt. naboi.

Do kierowania ogniem służy celownik ASP-4M współpracujący z radiodalmierzem SRD-1M.

Maksymalny udźwig uzbrojenia - 500 kg.

2.10.2. Rodzaje podwieszeń

Lp.	Rodzaj podwieszenia	Przeznaczenie
1.	Uniwersalna belka nośna.	Do wszystkich rodzajów uzbrojenia.
2.	Zamek bombowy D4-50	Do mocowania ładunków o masie poniżej 500 kg

2.10.3. Warianty uzbrojenia

Lp.	Belka podskrzydłowa "1"	Belka podskrzydłowa "2"
1.	FAB-50	FAB-50
2.	FAB-100	FAB-100
3.	FAB-250	FAB-250

2.11. Samolot SB LIM-1 i SB LIM-2.

2.11.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia samolotu

Samolot posiada 2 punkty podwieszenia uzbrojenia pod skrzydłem.

Na samolocie zabudowane jest na stałe działko NS-23 z zapasem 65 szt. naboi. Może być również zamontowany KM A-12,7 lub UB-12,7 z zapasem 150 szt. naboi.

Do kierowania ogniem służy celownik ASP-3N.

Bomby mocowane są na zamkach BD2-48.

Maksymalny udźwig uzbrojenia - 200 kg.

2.11.2. Warianty uzbrojenia

Lp.	Belka podskrzydłowa "1"	Belka podskrzydłowa "2"
1.	FAB-50	FAB-50
2.	FAB-100	FAB-100

2.12. Samolot TS-11 "ISKRA-BIS D"

2.12.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia samolotu

Samolot posiada 4 punkty podwieszenia uzbrojenia pod skrzydłem: 2 zewnętrzne i 2 wewnętrzne.

Na samolocie zabudowane jest na stałe działko NS-23KM z zapasem 80 szt. naboi. Mogą być podwieszone na wewnętrzne belki 2 zasobniki z KM PKL-7,62 z łącznym zapasem 1440 szt. naboi.

Do kierowania ogniem służy celownik ASP-3NM.

Maksymalny udźwig uzbrojenia - 200 kg.

2.12.2. Rodzaje podwieszeń

Lp.	Rodzaj podwieszenia	Przeznaczenie
1.	Uniwersalna belka nośna.	Do wszystkich rodzajów uzbrojenia.
2.	Wyrzutnia niekier. poc.rakiet. MARS-4.	Do odpalania 8 poc. rak. S-5K /S-5M/.
3.	Zasobnik dla KM PKL-7,62 ZEUS-1.	Dla 1xKM PKL-7,62 z 720 szt. naboi.
4.	Zamek bombowy D4-50.	Do podwieszenia bomb kalibru do 100 kg.

2.12.3. Warianty uzbrojenia

Lp.	Belka podskrzydłowa zewnętrzna "3"	Belka podskrzydłowa wewnętrzna "1"	Belka podskrzydłowa wewnętrzna "2"	Belka podskrzydłowa zewnętrzna "4"
1.	MARS-4	ZEUS-1	ZEUS-1	MARS-4
2.	FAB-50	ZEUS-1	ZEUS-1	FAB-50
3.	MARS-4	FAB-50	FAB-50	MARS-4
4.	FAB-50	FAB-50	FAB-50	FAB-50
5.		FAB-100	FAB-100	
6.	MARS-4			MARS-4
7.		ZEUS-1	ZEUS-1	

2.12.4. Masy startowe samolotu w poszczególnych wariantach podwieszeń

Lp.	Belka podskrzydłowa zewnętrzna	Belka podskrzydłowa wewnętrzna	Belka podskrzydłowa wewnętrzna	Belka podskrzydłowa zewnętrzna	Masa samolotu /kg/
1	2	3	4	5	6
1.					3243
2.	MARS-4	ZEUS-1	ZEUS-1	MARS-4	3551

1	2	3	4	5	6
3.	FAB-50	ZEUS-1	ZEUS-1	FAB-50	3541
4.	MARS-4	FAB-50	FAB-50	MARS-4	3513
5.	FAB-50	FAB-50	FAB-50	FAB-50	3503
6.		FAB-100	FAB-100		3473
7.	MARS-4			MARS-4	3383
8.		ZEUS-1	ZEUS-1		3411
9.		FAB-50	FAB-50		3373
10.	MARS-4	FAB-50	FAB-50	MARS-4	3513

UWAGA: Przyjęto do obliczeń 2 członków załogi o wadze po 100 kg i masę paliwa równą 445 kg.

2.13. Samolot ISKRA-22 /projekt/

2.13.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia samolotu

Samolot będzie posiadał 5 punktów podwieszenia uzbrojenia: 4 pod skrzydłem i 1 pod kadłubem.

Na samolocie zostanie zabudowane na stałe 2-lufowe działko GSz-23 z zapasem 200 szt. naboi.

Maksymalny udźwig uzbrojenia - 1300 kg.

2.13.2. Warianty uzbrojenia

Lp.	Belka podskrzydłowa zewnętrzna "3"	Belka podskrzydłowa wewnętrzna "1"	Belka podkadłubowa "5"	Belka podskrzydłowa wewnętrzna "2"	Belka podskrzydłowa zewnętrzna "4"
1	2	2	3	4	5
1.	R-3S	R-3S		R-3S	R-3S
2.	UB-32	UB-32	Zasobnik kamer fotograficznych	UB-32	UB-32
3.	UB-32	FAB-250	FAB-100	FAB-250	UB-32
4.	R-3S	UB-32	Zasobnik kamer fotograficznych	UB-32	R-3S
5.	R-3S	FAB-250	FAB-100	FAB-250	R-3S
6.	FAB-250	FAB-250	FAB-100	FAB-250	FAB-250

1	2	3	4	5	6
7.	FAB-100	FAB-500		FAB-500	FAB-100
8.	8 lufowa wyrzutnia bomb kulkowych BK	BK	Zasobnik kamer fotograficznych	BK	BK
9.	BK	FAB-250		FAB-250	BK
10.	BK	UB-32		UB-32	BK

2.14. Śmigłowiec Mi-24D

2.14.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia śmigłowca

Śmigłowiec posiada belkę poprzeczną, na której znajduje się 6 punktów podwieszenia uzbrojenia.

Na śmigłowcu zabudowany jest 4-lufowy KM 12,7 mm typu 9A-62A z zapasem 1470 szt. naboi.

Do kierowania ogniem wykorzystane są:

- przy odpalaniu poc. rakiet. S-5K /S-5M/ - celownik PKW;
- podczas bombardowania i strzelania z KM - stacja celownicza KPS-53 AW.

Maksymalny udźwig uzbrojenia 1200 kg.

2.14.2. Rodzaje podwieszeń

Lp.	Rodzaj podwieszenia	Przeznaczenie
1.	Uniwersalna belka nośna.	Do wszystkich rodzajów uzbrojenia.
2.	Wyrzutnia kierowanych poc. rakiet. "FALANGA".	Do odpalenia 2 poc. rakiet. 9M-17P
3.	Wyrzutnia niekier. poc. rakiet. UB-32	Do odpalenia 32 poc. rakiet. S-5K /S-5M/.
4.	Zamek bombowy	Do podwieszenia bomb kalibru do 250 kg

2.14.3. Warianty uzbrojenia

Lp.	Skrajna zewnętrzna belka "5"	Belka zewnętrzna "3"	Belka wewnętrzna "1"	Belka wewnętrzna "2"	Belka zewnętrzna "4"	Skrajna zewnętrzna belka "6"
1.	2x9 M-17P	UB-32	UB-32	UB-32	UB-32	2x9 M-17P
2.	2x9 M-17P	UB-32	FAB-250	FAB-250	UB-32	2x9 M-17P
3.	2x9 M-17P	FAB-250	FAB-250	FAB-250	FAB-250	2x9 M-17P

2.15. Śmigłowce Mi-8

2.15.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia śmigłowca

W skład uzbrojenia śmigłowca Mi-8 wchodzę:

- 4 belki BD3-57KR mocowane do kadłuba z lewej i prawej strony;
- 4 wyrzutnie niekierowanych pocisków rakietowych UB-16-57U z 16 poc. rakiet. S-5K /S-5M/ każda;
- celownik strzelecki PKI.

2.16. Śmigłowiec Mi-4

2.16.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia śmigłowca

W skład uzbrojenia śmigłowca wchodzi stanowisko MUW-1 karabinu maszynowego A-12,7 z zapasem 200 szt. naboi, umieszczone w przedniej dolnej części kadłuba.

Do kierowania ogniem wykorzystany jest celownik K-10T.

2.17. Śmigłowce Mi-4 ME

2.17.1. Charakterystyka ogólna uzbrojenia śmigłowca

Śmigłowiec ten posiada uzbrojenie bombardierskie i jest wykorzystany do niszczenia okrętów nawodnych oraz podwodnych. Wewnętrz kadłuba w komorze bombowej znajduje się 12 węzłów do mocowania kaset bombowych KD3-653 i pojemników DJa-53. Na zewnątrz kadłuba po 2 z prawej i lewej strony mocowane są kasety bombowe KD2-353.

Do kierowania ogniem wykorzystany jest celownik OPB-12.

2.17.2. Warianty uzbrojenia

Lp.	Typ bomby	Miejsce podwieszenia bomb	Typ zamka bomb	Liczba bomb podwiesz. jednocz.
1.	OMAB-25-8M	Kaseta KD 2-353 LEWA	DER 2-47	3
		Kaseta KD 2-353 PRAWA	DER 2-47	3
2.	OMAB-25-12D	Kaseta KD 2-353 LEWA	DER 2-47	3
		Kaseta KD 2-353 PRAWA	DER 2-47	3
3.	PŁAB-MK	Pojemniki DJa-53		70
4.	PŁAB-50	Kaseta KD 3-653 LEWA	DER 3-54	4
		Kaseta KD 3-653 PRAWA	DER 3-54	4
5.	PŁAB-250	Kaseta KD 3-653 LEWA	DER 3-54	2
		Kaseta KD 3-653 PRAWA	DER 3-54	2
6.	RGB-N	Kaseta KD 3-653 LEWA	DER 3-54	6
		Kaseta KD 3-653 PRAWA	DER 3-54	6

UWAGA: Wymienione wyżej bomby mogą być podwieszane tylko w jednym podanym wyżej wariancie uzbrojenia. Wyjątek stanowią bomby OMAB-25-8M i OMAB-25-12D, które umieszcza się w kasetach. Kasety można podwieszać w komorze bombowej lub na zamkach zewnętrznych, pamiętając, że nie wolno przekraczać określonego ciężaru startowego śmigłowca /w razie potrzeby zabiera się mniej paliwa/

2.18. Śmigłowiec Mi-2

2.18.1. Wersja przeciwpancerna uzbrojonego śmigłowca Mi-2 URP

W skład uzbrojenia wchodzą:

- 4 wyrzutnie do odpalania pocisków rakietowych 9M14M, mocowane po 2 na mostkach podwieszeniowych z boku kadłuba oraz aparatura kierowania 9 SU14;
- 4 pociski kierowane klasy powietrze-ziemia 9M14M;
- 2 zasobniki na zapasową jednostkę ognia /8 szt.poc. 9M14M/;
- działko lotnicze NS-23 z zapasem 100 szt. naboi mocowane z lewej strony kadłuba;
- 2xKM PK-7,62 do strzelania ze stanowisk w oknach z zapasem łącznym 1200 szt. naboi;
- celownik pilota PKW;
- przyrząd fotokontrolny S-13.

2.18.2. Wersja rakietowa uzbrojonego śmigłowca Mi-2 URM

W skład uzbrojenia wchodzą:

- 2 wyrzutnie niekierow. poc. rakiet. MARS-2 /2x16 S-5K /S-5M/ moc. na zamkach bombowych 04-50;
- działko lotnicze NS-23 z zapasem 100 szt. naboi;
- 2xKM PK-7,62 z zapasem łącznym 1200 szt. naboi;
- celownik pilota PKI /PKW/;
- przyrząd fotokontrolny S-13.

2.18.3. Wersja rozpoznawcza uzbrojonego śmigłowca Mi-2R

W skład uzbrojenia wchodzą:

- działko lotnicze NS-23 z zapasem 100 szt. naboi;
- 1xKM PK-7,62 do strzelania z okna z zapasem 600 szt. naboi;
- celownik pilota PKI /PKW/;
- przyrząd fotokontrolny S-13.

2.18.4. Wersje chemiczna i dowódcza uzbrojonego śmigłowca Mi-2CH Mi-2D

W skład uzbrojenia wchodzi 1 KM PK-7,62 z zapasem 600 szt. naboi do strzelania z okna.

3. OGRANICZENIA EKSPLOATACYJNE SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW

3.1. Ograniczenia eksploatacyjne samolotu MiG-21 PFM

Lp.	Ograniczenia	Przyczyny ograniczeń
1	2	3
1.	Minimalna prędkość przyrządowa $V_{p\ min.}$ wynosi:	Początek zwalania się
	a/ 220-250 km/h - w locie z 2xR-3S bez zbiornika dodatk.;	
	b/ 250-270 km/h - w locie z dodatk. zbiorn. 490 l /800 l/.	
2.	Maksymalna dopuszczalna prędkość przyrząd. $V_{-p\ max}$ wynosi:	
	a/ 700 km/h - z wypuszczonym podwoziem;	Wytrzymałość spadochr.
	b/ 320 km/h - podczas wypuszcz. spadochr.hamuj.	
3.	Maksymalna dopuszcz. prędkość przyrządowa $V_{p\ max}$ w locie bez podwieszeń lub z 2xR-3S wynosi:	
	a/ 1300 km/h - na $H \leq 8000$ m	
	b/ 1200 km/h - na $H > 8000$ m	
4.	Ewolucyjna prędkość przyrządowa $V_{p\ ewol}$ - 400 km/h	
5.	Dopuszczalna liczba Macha w locie na $H \geq 8000$ m - $M \leq 2,1$	
	UWAGA: W czasie rozpędzania przy $V_p \geq 1100$ km/h i $M \geq 1,8$ należy utrzymać większe kąty zniżania $\gamma \geq 20^0$.	Możliwość przekroczenia V_p = 1300 km/h i M=2,1
	Po każdym locie z V_p = 1300 km/h i M=2,1 należy szczegółowo sprawdzić stan komory dopalania, płatowca i obecność wycieków paliwa.	
	Zabrania się wykonywania w locie gwałtownych ewolucji wokół osi podłużnej samolotu ze zmianą kąta przechylenia o 90^0 w czasie - $t \leq 1$s	Możliwość bezwładnościowego ruchu samolotu obrotowego.
6.	Start samolotu z pasów o nawierzchni sztucznej gruntowej i śnieżnej jest dopuszczalny:	
	a/ przy normalnym obciążeniu startowym z następ. wariantami podwieszeń: - 2xR-3S /2xRS-2 US/; - 2xUB-16-57U; - 2x100 kg lub 2x250 kg; - GP-9; - GP-9 + 2xR-3S /2xRS-2US/; - GP-9 + 2xUB-1657 U; - GP-9 + 2x100 kg.	Wytrzymałość podwozia

1	2	3
	b/ przy maksymalnym obciążeniu startowym z następ. wariantami podwieszeń: - 490 l /800 l/ + 2xR-3S /2xRS-2US/ - 490 l /800 l/ + 2xUB-16-57 U - 490 l /800 l/ + 2x100 kg	
	c/ gdy samolot podczas startu ma następujące warianty podwieszeń: - 490 l /800 l/ + 2x250 kg - 490 l /800 l/ + 2x500 kg	
7.	Start samolotu z dwoma przyśpieszaczami SPRD-99 jest dopuszczalny z następującymi wariantami podwieszeń:	Wytrzymałość podwozia
	a/ z pasów o pow. sztucznej /oprócz metalowej/: - 2xR-3S /2xRS-2 US/ - 2xUB-16-57 U - 2x250 kg - 490 l /800 l/ + 2xR-3S /2xRS-2 US/ - 490 l /800 l/ + 2xUB-16-57 U - GP-9 + 2xR-3S /2xRS-2US/ - GP-9 + 2xUB-16-57 - 2x250 kg + 490 l /800 l/ - 2x500	
	b/ z pasów gruntowych /wytrzym. nawierzchni ponad 10 kG/cm^2/: - 2xR-3S /RS-2US/ - 2xUB-16-57U - 2x250 kg - 490 l /800 l/ + 2xR-3S /2xRS-2 US/ - 490 l /800 l/ + 2xUB-16-57 U	
	UWAGA: Start samolotu z podwieszonym zasobnikiem GP-9 jest dopuszczalny tylko z pasa o nawierzchni sztucznej /oprócz matalowej/.	Wytrzymałość gondoli GP-9
	Zezwala się na startowanie s-tów z 2xRS-2US z pasów gruntowych, ośnieżonych, metalowych, jeżeli wymienione pociski przystosowane są do takich startów	Wytrzym. poc. RS-2US
8.	Liczba startów nadmiernie obciążonego samolotu nie powinna przekraczać 20% ogólnej liczby startów	Wytrzymałość podwozia
9.	Dopuszcza się start samolotu z przyśpieszaczami startowymi: a/ z pasów o naw. sztucznej /oprócz metal./ przy $m_{st} \leq 9060$ kg b/ z lotnisk gruntowych przy $m_{st} \leq 8700$ kg	"
10.	Zezwala się na lądowanie samolotu o masie lądowania $m_{ląd} = 6500 - 7250$ kg w następujących szczególnych przypadkach: - natychmiast po starcie z obowiązkowym zrzutem zbiorn. dodatkowego i wszystkich innych podwieszeń	

1	2	3
	- 2xR-3S lub 2xUB-16-57 U, lub GP-9 przy $Q_p \leq$ 1900 l - z 2x250 kg lub 2xS-24 przy $Q_p \leq$ 1600 l	
	UWAGA: Po każdym lądowaniu samolotu o masie ląd. $\geq$ 6500 kg należy dokonać szczegółowego przeglądu podwozia oraz sprawdzić jego chowanie.	Wytrzymałość podwozia
	Samoloty z poc. rakiet RS-2US nie przystosowanymi do startów i lądowań z nawierzchni grunt. /Q_p = 1900l/ oraz s-ty z bombami 2x500 kg /Q_p=900l/ mogą lądować na pasach o nawierzchni sztucznej /z wyj. metal./.	Wytrzymałość poc. rak. RS-2US
11.	Zezwala się na lądowanie na pasach o nawierzchni sztucznej, gruntowej i ośnieżonej przy normalnym ciężarze samolotu wynoszącym 6500 kg, gdy nie ma podwieszeń pod skrzydłami lub pozostają alternatywne: - 2xR-3S /2xRS-2US/ + 1000 l - 2x100 kg + 1000 l - 2xUB-16-57 U + 1000 l - GP-9 + 1000 l - 2x250 kg + 700 l	Wytrzymałość podwozia
12.	Awaryjny zrzut osłony kabiny jest dopuszczalny przy V_p = 400-600 km/h, H $\leq$ 5000 m w locie prostoliniowym	Bezpieczny przelot osłona kabiny
13.	Fotel katapultowy KM-1 zapewnia pilotowi bezpieczne katapultowanie w warunkach: a/ rozbiegu i dobiegu przy $V_p \geq$ 130 km/h b/ lotu poziomego przy $V_p \leq$ 500 km/h i dowolnym H c/ lotu poziomego przy 500 km/h $\leq V_p \leq$ 1150km/h i H > 30 m d/ lotu poziomego przy 1150 km/h $\leq V_p \leq$ 1200km/h i H $\geq$ 1000 m e/ lotu szybowego na wysokości równej wartości prędkości pionowej zniżenia pomnożonej przez H /bez uwzględnienia czasu na powzięcie decyzji i przygotowania się do katapultowania/	Wytrzym. fotela katap. Czas potrzebny do zadział. elementów układu spadochr.
	f/ w czasie wykonywania lotu: - w GSz z zamkniętą szybką i w WUK do maksymalnych dopuszczalnych prędkości katapultowania - w hełmie ochronnym z opuszczonym filtrem świetlnym i zdjętą maską tlenową lub w GSz z otwartą szybką z prędkością do V_p = 700 km/h	Czas potrzebny na zadział. układu spadochronów. Oddziaływanie strumienia powietrza na pilota

1	2	3
14.	Otwarcie spadochronu głównego /ratunkowego/ na H ≤ 5000 m	Wytrzymałość spadochronu
15.	Maksymalna temperatura gazów za turbiną t_4: - podczas uruchamiania s-ka - $t_4 \leq 710^oC$ - na małym gazie na ziemi - $t_4 \leq 420^oC$ - na zakresie maksymalnym na ziemi - $t_4 \leq 740^oC$ - na dopalaniu na ziemi - $t_4 \leq 740^oC$ - na dopalaniu przy M=1,6 w locie $t_4 \leq 750^oC$	Wytrzymałość turbiny
16.	Maksymalnie dopuszczalne obroty wirnika: a/ wirnika niskiego ciśnienia /WNC/ - n ≤ 101% na ziemi b/ wirnika niskiego ciśnienia /WNC/ - n ≤ 101,5% w locie c/ wirnika wysokiego ciśnienia /WWC/ -n ≤ 104% w locie.	Wytrzymałość sprężarki i turbiny
17.	Minimalne dopuszczalne ciśnienie oleju na ziemi: a/ na zakresie małych obrotów - $p_{ol} \leq 1$ kG/cm^2 b/ przy obrotach WNC=88-90% i większych - $p_{ol} \geq 3,5$ kG/cm^2	W celu odprowadzenia ciepła oraz smarowania łożysk
18.	Minimalne dopuszczalne ciśnienie oleju w powietrzu: a/ na obrotach WNC=88-90% i większych - p_{ol} = 3 kG/cm^2 b/ przy występowaniu ujemnych przeciążeń na wszystkich wysokościach dopuszczalny jest krótkotrwały /t ≤ 17s/ spadek ciśnienia do zera	"
19.	Maksymalny dopuszczalny czas działania ujemnych przeciążeń: a/ na wszystkich zakresach pracy s-ka - t ≤ 15s b/ przy włączonym dopalaniu - t ≤ 5s c/ przeciążenie bliskie zeru - t ≤ 1-2S następne przeciążenie ujemne dopiero po 30s lotu z przeciążeniem dodatnim. UWAGA: Lot z przeciążeniem ujemnym można wykonywać przy $Q_p \geq 500$ l	W celu zapewnienia ciągłego dopływu paliwa do silnika
20.	Praca silnika z dopalaniem jest dozwolona, jeżeli: a/ w zbiornikach paliwa jest nie mniej niż 250 - 350 l b/ osiągnięto $V_p \geq 500$ km/h przy H ≤ 15000 m c/ H ≥ 15000 m po osiągnięciu $V_p \geq 550$ km/h UWAGA: Na zmianę zakresów pracy dopalacza i jego wyłączenia zezwala się przy $V_p \geq 500$km/h Na H ≥ 17000 m zezwala się na eksploatowanie silnika tylko na zakresie maksymalnym i pełnego dopalania.	Zapewnienie stałej pracy zespołu napęd.

1	2	3
21.	Obowiązujące pilota wyposażenie wysokościowe: a/ lot na H ≤ 10000 m - hełm, maska tlen. bez WUK b/ lot na H ≤ 11000 m z wyz. figur. wyższego pilotażu - obowiązkowo w hełmie i WUK c/ lot na H = 11000 - 14000 m - obowiązkowo w WUK d/ lot na H ≥ 14000 m - obowiązkowo w WUK i hełmie ochronnym.	Zapewnienie pilotowi korzystania z tlenu i bezpiecznego katapult.
22.	Prędkość holowania na pasie beton. - V_{hol} = 10-15 km/h, po drodze gruntowej - $V_{hol} \leq 10$km/h	

3.1.1. OGRANICZENIA PRĘDKOŚCI I PRZECIĄŻEŃ SAMOLOTU MiG-21 PFM

Parametr	Bez podwieszeń lub 2xR-3S	2xRS-2US	2xUB-16-57U	2xS-24 lub bomby	GP-9
BEZ ZBIORNIKA DODATKOWEGO					
Prądkość przyrządowa V_p /km/h/	1100-H ≤ 2000 m; 1200-H=2000 -12500m	1100-H ≤ 5000 m; 1200-H= 5000- 12500 m	1000 - H≤13500 m	1000 - H≤8500 m	1100-H ≤ 2000 m 1200-H= 2000 - 10500 m
Liczba M	2,05 H≥12500 m	2,05 H≥12500m	1,8 H≥13500 m	1,3 H≥8500 m	1,8 H≥10500 m
Przeciążenie n_z	a/przy M≤ 0,8: 8,5-przy Q_p ≤ 2000l 7-przy Q_p > 2000 l b/przy M > 0,8: 7-przy Q_p < 1600 l 6-przy Q_p> 1600 l	6-przy Q_p≥16500 l 7-przy Q_p≤16500 l	6	6 5-z bombami 2x500 kg	6
ZE ZBIORNIKIEM DODATKOWYM 490 l /800 l/					
Prędkość przyrządowa V_p /km/h/	1000 H ≤ 12000 m	1000 H≤ 12000 m	1000 H ≤ 12000 m	1000 H≤ 8500 m	1000 H ≤ 12000 m
Liczba M	1,6 H≥12000 m	1,6 H≥12000m	1,6 H≥12000 m	1,3 H≥8500 m	1,6 H≥12000 m
Przeciążenie n_z	5,0-ze zb. dod. 490l 4,0-ze zb, dod. 800l	5,0-ze zb dod.490l 4,0-ze zb dod.800l	5,0-ze zb. dod. 490 l 4,0-ze zb, dod. 800 l	5,0-ze zb. dod.490 l 4,0-ze zb dod. 800l	5,0-ze zb. dod. 490l 4,0-ze zb. dod. 800l

Celem niedopuszczenia do zwalania się samolotu podczas wykonywania manewrów przy kątach natarcia odpowiadających zakresowi drgań aerodynam. pilot nie powinien przekraczać niżej określonych wartości przeciążeń:

$V_p \leq 450$ km/h - $n_{z\ max} \leq 4,0$

$V_p \leq 500$ km/h - $n_{z\ max} \leq 4,5$

$V_p \leq 550$ km/h - $n_{z\ max} \leq 5,5$

3.2 OGRANICZENIA EKSPLOATACYJNE SAMOLOTU MiG-21 M

UWAGI OGÓLNE

1. Dla lotów z różnymi podwieszeniami podano uśrednione warunki i ograniczenia V i M z zaokrągleniem w dół, to znaczy przyjmując bezpieczniejsze warunki lotu.

2. W lotach z: 8.lub 10 bombami 100 kg; 4 bombami 250 kg; 4 pociskami S-24, i z 2 podwieszonymi zbiornikami paliwa, a także bez nich nie zaleca się wytwarzać przeciążeń samolotu n_z większych niż 3 ze względu na pogarszanie się stateczności.

3. Z podwieszonymi 10 bombami zezwala się latać tylko w warunkach bojowych.

4. Loty z prędkością $V_p \leq 1300$ km/h i M=2,1 zezwala się wykonywać tylko na samolotach z silnikami R-13-300.

5. a/ W działaniach bojowych na samolocie z silnikiem R-11F2S-300 w lotach do $V_p < 1300$ km/h i $M \leq 2,1$ obowiązkowo należy przestrzegać:

   - $V_p < 1300$ km/h na H = 0 - 8000 m
   - $V_p = 1200$ km/h na H = 8000 m -13000 m
   - M = 2,1 na H > 13000 m

   b/ Dławienie silnika poniżej zakresu "MAKSYMAŁ" zezwala się tylko dla warunków:

   - $V_p \leq 1100$ km/h na H < 2000 m
   - $V_p \leq 1200$ km/h na H > 2000 m

   c/ Czas pracy silnika na cały resurs gwarancyjny t ≤10 godz. dla:

   - V_p = 1100 - 1300 km/h na H = 0 - 2000 m
   - V_p 1200 - 1300 km/h ha H = 2000 - 8000 m

Lp.	RODZAJ OGRANICZEŃ	PRZYCZYNA OGRANICZEŃ
1	2	3
1.	Minimalna prędkość przyrządowa:	Początek zwalania się samolotu
	a/ V_p = 280 km/h: - z 4x250 kg; 490 l zbiorn. dod. - z 2xUB-16 i 800 l zbiorn. dod.	
	b/ V_p = 230 km/h: - z 4xS-24 i 490 l zbiorn. dod. - z 4x100 kg i 800 l zbiorn. dod. - z 4xUB-16 i 800 l zbiorn. dod. - z 2xS-24 + 2xR-3S i 800 l zbiorn. dod. - z 4xR-3S i 3x zbiorn. dod. paliwa - z 2xR-3S i 3x zbiorn. dod. paliwa - z 8x100 kg - z 4xR-3S i 490 l zbiorn. dod. - z 2xS-24 + 2xUB-16-57 U	
2.	Maksymalna dopuszczalna prędkość przyrządowa z wypuszczonym podwoziem - V_p = 700 km/h	Wytrzymałość węzłów podwozia
3.	Maksymalna dopuszczalna prędkość przyrządowa z wypuszczonym spadochronem hamującym - V_p = 320 km/h	Wytrzymałość spadochronu ham.
4.	Maksymalna dopuszczalna prędkość oderwania podczas startu - $V_{oder} \leq$ 360 km/h	Wytrzymałość opon
5.	Nie wolno wypuszczać podwozia i lecieć z wypuszczonym podwoziem przy pozostałości paliwa w zbiornikach Q_p = 1200-800 l z następującymi podwieszeniami: - 8x100 kg i 490 l zbiorn. dod. /lub bez niego/ - 3x zbiorniki dodatkowe - 2x500 kg i zbiorn. dod. 490 l - 2x250 kg i 2x zbiorn. dod. 490 l	Mały zapas stateczności
6.	Maksymalna dopuszczalna prędkość przyziemienia $V_{przyz} \leq$ 330 km/h	Ograniczona pojemn. cieplna instal. hamow. kół
7.	Start z RS-2US prod. do 1965 r. tylko z betonu	Wytrzymałość rakiet
8.	Dopuszcza się strat samolotu z przyspieszeniami: a/ ze sztucznej nawierzchni /oprócz metalowej/ przy dopuszczalnej masie startowej $m_{st} \leq$ 9100 kg b/ z gruntu przy masie startowej $m_{st} \leq$ 8800 kg	Wytrzymałość podwozia
9.	Wyjątkowo dopuszcza się lądowanie samolotu o masie 6800 kg do maksymalnie możliwej masy lądowania $m_{ląd}$ = 7300 kg dla następujących warunków: - zaraz po starcie z obowiązkowym zrzuceniem zbiorn. dod. i uzbrojenia; - bez podwieszeń przy pozostałości paliwa Q_p > 1600l - z 2x100 kg lub 2xR-3S, lub 2xUB-16 przy pozostałości paliwa Q_p 1300 l	Wytrzymałość podwozia

1	2	3
	- z 2xS-24 lub 2x250 kg, lub 2xR-3S, lub 2xUB-16 i 2x lub 3x puste zb. dod., lub 4x100 kg przy pozostałości paliwa $Q_p \leq 1000$ l Uwaga: Na lądowanie z 2x500 kg lub 4x250 kg, lub 4xS-24 z pozostałością paliwa Q_p = 400l zezwala się tylko na twardym pasie /beton/ z wyjątkiem metalowego. Po lądowaniu z $m_{ląd} > 6800$ kg konieczny jest przegląd podwozia, sprawdzenie węzłów i sprawności chowania i wypuszczania podwozia - należy to zapisać w formularzu.	
10.	Bezpieczny zrzut wiatrochronu na H 5000 m przy V_p = 400 - 700 km/h	Bezpieczeństwo lotu
11.	Lot bez wiatrochronu /zrzucony/ należy wykonywać: - $V_p \leq 900$ km/h - w hełmie Sz-3M z maską KM-32M - $V_p \leq 1150$ km/h - w WKK i GSz	Napór powietrza bezp. lotu
12.	Bezpieczne katapultowanie: a/ rozbieg i dobieg $V_p \geq 130$ km/h b/ lot poziomy: - $V_p < 500$ km/h na H dowolnej - $V_p > 500$ km/h na $H \geq 30$ m c/ zniżenie: - na $H \geq 70$ m, V_p = 360-400 km/h, V_z=10-35 - na $H < 70$ m, tylko w locie wznosz. lub poziomym; d/ w locie z V_p= 130-900 km/h - w hełmie ZSz i KM-32M e/ w locie z V_p= 130-1100 km/h na $H \leq 1000$ m w WKK, GSz, z $V_p \leq 1200$ km/h i na H=100-12500 m również w WKK i GSz, zaś na $H > 12500$ m bez ograniczeń.	Czas działania układu
13.	Ogólnie: bezpieczne katapultowanie może się odbyć przy zniżeniu, jeżeli spełniony jest warunek $H \geq 2,5\ V_z$.	Czas zadziałania układu
14.	Wszystkie loty trzeba bezwzględnie wykonywać w hełmie ZSz-3M lub GSz. Instalację tlenową trzeba też bezwzględnie wykorzystywać w każdym locie na pilotaż, przy czym każdy pilot powinien być ubrany w WKK.	Bez. lotu
15.	W locie na $H \leq 110000$ m obowiązkowo hełm + maska; w locie na $H > 110000$ m obowiązkowo szczelny hełm+WKK. UWAGA: Przed katapultowaniem zawsze zmniejszyć prędkość lotu do wartości dopuszczalnej podanej w punkcie 12.	
16.	Dopuszczalna temp. gazów za turbiną /t_4/: a/ na ziemi: - podczas rozruchu - $t_4 \leq 710^oC$ - na małym gazie - $t_4 \leq 420^oC$ - na zakresie maksym. - $t_4 \leq 740^oC$ /770 forsaż/ - na forsażu dla s-ka R-13-30D - $t_4 \leq 780^oC$	Wytrzymałość turbiny

1	2	3
	b/ w locie: - na wszystkich zakresach pracy s-ka R-11F2S-300- $t_4 \leq 740^0C$ - na zakresie maksym. i II zakresie dopalania - $t_4 \leq 770^0C$ - na pozostałych zakresach dopalania R-13-300- $t_4 \leq 780^0C$ - na zakresie dopalania przy $M \geq 1,6$ dla 37F2S - $t_4 \leq 750^0C$	
17.	Dopuszczalne obroty silnika: a/ na ziemi: - $n_{WC_{max}} \leq 101\%$ b/ w locie: - $n_{WNC_{max}} \leq 101,5\%$ - $n_{WNC_{max}} \leq 104\%$ dla s-ka 12-13-300 na II zakres dopal. - $n_{WWC_{max}} \leq 104\%$ - $n_{WWC_{max}} \leq 104,5\%$ dla s-ka R-13-300	Wytrzymałość sprężarki i turbiny
18.	Dopuszczalne ciśnienie oleju: a/ na ziemi: - na obrotach małego gazu - $P_{ol} \geq 1$ kG/cm^2 - na 88-90% n_{WNC} /lampka nie świeci/ - $P_{ol} \geq 3$kG/cm^2 b/ w locie: - na obrotach 88-90% n_{WNC} /lampka nie świeci/ - $P_{ol} \geq 3$ kG/cm^2. UWAGA: Na wszystkich wysokościach lotu przy $n_z < 0$ w czasie $t \leq 17$ s dopuszczalny jest spadek oleju do zera - zaświeci się lamka.	Zatarcie łożysk
19.	Dopuszcza się pracę s-ka na zakresie dopalanie, jeżeli ilość paliwa zawiera się w granicach Q_p = 250-350 l /do zapalania się lampki sygnalizacji/.	Ciągły dopływ paliwa
20.	Dopuszczalne przeciążenie ujemne i bliskie zera: - na zakresie maksymalnym w czasie $t \leq 15$ s - na dopalaniu w czasie $t \leq 5$ s - czas działania przeciążeń bliskich zera - $t \leq 1-2$ s UWAGA: Powtórne przeciążenie $n_z \leq 0$ może nastąpić po czasie $t > 30$ s lotu z $n_z > 0$, warunkiem obowiązkowym jest pozostałość paliwa $Q_p \geq 500$l	Ciągłość dopływu paliwa do silnika
21.	Dopuszcza się eksploatację silnika 37F2S do wys. H=15000 m na wszystkich zakresach i v locie z wszystkimi dopuszczalnymi prędkościami z zastrzeżeniem włączenia dopalania na $V_p \geq 500$ km/h	Stateczna praca s-ka, pewność włączenia dopalacza
22.	Na $H > 15000$ m można latać tylko na zakresach: "maksymalny" i "dopalanie" /s-k 37F2S/, a także włączać i wyłączać "dopalanie":	Stateczna praca s-ka, gwarancja włączenia dopalania

1	2	3
	- zakres "maksymalny" można włączać przy $V_p >$ ewolucyjnej - zakres "dopalanie" można włączać przy $V_p \geq 550$ km/h	
23.	Na $H > 17000$ m można eksploatować silnik tylko na zakresie "maksymalnym" i "pełne dopalanie"	Stateczna praca s-ka
24.	Dopuszcza się eksploatację s-ka R-13-300 na wszystkich zakresach i $V_p >$ ewoluc. z następ. ograniczeniami: - przyśp. z zakr. "maksym" i dławienie z "maksym" można wykonać na $H > 18000$ m przy $V_p \geq 550$ km/h - włączanie dopalania na wszystkich H lotu zaleca się na $V_p \geq 500$ km/h z zakresu "maksymalnego" i na $V_p \geq$ 550 km/h podczas przyśpieszania - włączenie dopalania na $H < 18000$ m z zatrzymaniem DSS na czas $t \geq 3$ s na zakresie "maksym" i dalej wg potrzeby /w locie na $H < 6000$ m nie ma potrzeby zatrzymywania DSS na zakresie "maksym"/ - na $H > 18000$ m można wyłączać dopalanie na $V_p \geq 500$km/h tylko do zakresu "maksym" i przy $V_p \geq 550$ km/h do dowolnego potrzebnego zakresu - praca na zakresie "dopalanie" na $H > 18000$ m przy $V_p \geq 500$ km/h UWAGA: Na $H > 16000$ m i $V_p < 550$ km/h przy pracy s-ka na "min. dopal." i "przejściowe dopal" może niestatecznie pracować dopalacz - zezwala się wtedy przestawić DSS na "pełne dopal." i zwiększyć V_p.	Stateczna praca s-ka, gwarancja włączenia dopalania
25.	Strzelanie z GSz-23 na $H > 12000$ m powinno być wykonywane seriami nie dłuższymi niż 1 s, a w wyjątkowych okolicznościach seriami w przedziale połowy zapasu bojowego amunicji - nie dłużej niż 2 s.	Możliwy wybuch gazów prochowych w przedziale działka

3.2.1. Ograniczenia przeciążeń i prędkości samolotu MiG-21M

Parametr	Bez podwieszeń lub z 2xR,3S albo 4xR-3S	z 2xRS-2 US lub 4xRS-2 US	z 2xUB-16 lub 4xUB-16	z 8x100 kg lub 10x100 kg	z 2xS-24 2x100 kg 4x100 kg 2x2500 kg 2x 500 kg	z 4x250 kg 4 xS-24	Uwagi
1	2	3	4	5	6	7	8
	BEZ ZBIORNIKÓW PODWIESZANYCH						
$V_{przyrz.}$ /km/h/	1300 do H= 11500 m	1100 do H=5000 m, 1200 na H=5000-12500	1000 na H ≤ 1350-	800 na H ≤ 7600 m	1000 na H≤8500 m	900 na H ≤ 5000 m, 1000 na H=5000-8500	
M	2,1 na H = 11500 m	2,05 na H > 12500 m	1,8 na H > 13500	1,0 na H > 7600 m	1,3 na H > 8500 m	1,3 na H > 8500 m	
Przeciążenie n_z	a/ przy M ≤ 0,8 z 2 x R-3S: 8,5- przy $Q_p \leq 1200$ l; 8,0- przy $Q_p \leq 1600$ l; 7,0- przy $Q_p > 1600$ l; b/ przy M > 0,8 z 4 x R-3S: 6 przy $Q_p \leq 1200$ l	a/ z 2xRS 2 US: 6,5- przy $Q_p < 1600$ l; 6,0- przy $Q_p > 1600$ l; b/ z 4xRS 2 US: 6- przy $Q_p < 1600$ l.	5	5	5	5	

Parametr	ZE ZBIORNIKAMI PALIWOWYMI PODWIESZANYMI							
	Ze zbiorn. podkadłub. 490 l			Z podkadłub. 800 l		z 2x490 l	z 3x490 l	z 2x490 l 800 l
	bez podw. z 2 lub 4xR-3S /RS-2US/ lub 2xUB-16	z 2 lub 4 S-24 lub bomby 100 kg 2x250 kg 2x500 kg	z bomb. 4x250 kg 8x100 kg	z 2 lub 4 R-3S /RS-2 US/ UB-16-57 U	2 lub 4 x 100 kg z 2xS-24 2x250 kg	z 2XR-3S /RS-2US/, 2xS-24 2xUB-16-57U 2x250 kg	bez podw. 2xR-3S /RS-2US/ 2xUB-16-57U 2x100 kg	bez podw.
V_{przyrz} /km/h/	1000 na H ≤ 12000m	1000 na H ≤ 8500m	900 x/ do H=5000 m, 1000 na H=5000-8500m	1000 na H ≤ 12000 m	1000 na H ≤ 8500m	1000 na H ≤ 12000 m z 2xUB-16, 1000 na H ≤ 8500 m z S-24	1000 na H ≤ 12000 m	1000 na H ≤ 12000m
M	1,6 na H > 12000m	1,3 na H > 8500m	1,3 x/ na H > 8500 m; 1,0 na H > 7600 m z 2x100 kg	1,6 na H > 12000 m	1,3 na H 8500m	1,6 na H > 12000 m z 2xUB-16; 1,3 na H > 8500 m z S-24	1,6 na H > 12000m	1,6 na H > 12000m
Przeciążenie n_z	5	5	5	4	4	5	5	5

x/ Dla bomb kalibru 250 kg starego typu dopuszczalne V_p = 800 km/h na H ≤ 7600 na
M = 1,0 na H > 8500 m.

3.2.2. Ważniejsze warunki eksploatacyjne samolotu MiG-21M

1. Ewolucyjna prędkość przyrządowa V_p = 400 km/h na wszystkich wysokościach lotu przy masie samolotu m ≤ 9200 kg

$V_{p\ ewoluc.}$ = 450 km/h przy masie samolotu m > 9200 kg.

2. Wypuszczanie hamulców aerodynamicznych dopuszczalne jest na wszystkich V i M lotu

3. Wypuszczanie spadochronu hamującego zaleca się na V_p = 300 km/h

4. Na start z utwardzonych powierzchni /oprócz metalowych/ zezwala się:

a/ ze wszystkimi masami startowymi /wychodząc z maksymalnej masy startowej m_{st} = 9800 kg/ i ze wszystkimi wariantami podwieszeń;

b/ z zastosowaniem przyspieszaczy startowych SPRD-99:
- z 2 lub 4xR-3S /RS-2US/
- z 2 lub 4xUB-16-57U
- z 2 lub 4x100 kg
- z 2xS-24 lub 2x250 kg.

5. Na start z pasów: metalowego, gruntowego i śniegowego, zezwala się przy maksymalnej masie startowej m_{st} = 8800 kg oraz z podwieszeniami:
- z 2 lub 4xR-3S /RS-2US/
- z 2 lub 4xUB-16-57U
- z 2xS-24 lub 2x250 kg
- z 2 lub 4x100 kg
- ze zbiorn. dod . pal. 490 l i 2xR-3S /RS-2US/ lub 2xUB-16-57U lub 2x100 kg.

6. Start samolotu z gruntu /wytrzym. powyżej 10 kG/cm^2/ z zastosowaniem przyspieszaczy startowych SPRD-99 dopuszcza się z podwieszeniami:
- 2xR-3S /RS-2US/
- 2xUB-16-57U
- 2x100 kg.

7. Normalna masa do lądowania /$m_{ląd}$ = 6800 kg/ przy wykorzystaniu SPS:
- bez podwieszeń przy Q_p = 1000 l
- z 2xR-3S /RS-2US/ lub 2xUB-16-57U lub 2x100 kg przy Q_p = 700 l
- z 2xS-24 lub 2x250 kg lub 4xR-3S /RS-2US/ przy Q_p = 400 l
- z 4xUB-16-57U lub 2xR-3S /RS-2US/ i 2xUB-16-57U przy Q_p = 400 l
- z 2xUB-16-57U i 2 lub 3x zb.dod.pal.490 l przy Q_p = 400 l

UWAGA:

1. Lądowanie bez SPS zaleca się wykonywać z wypuszczonym spadochronem hamującym na dobiegu, przy czym pozostałość paliwa Q_p musi być o 400 l mniejsze niż przy lądowaniu z wykorzystaniem SPS.
2. Startować wolno z gruntowych, metalowych i pokrytych śniegiem dróg startowych z pociskami RS-2US tylko wówczas, gdy pociski te mają wzmocnioną konstrukcję /produkcja po 1965 r./.

8. W lotach na małych wysokościach wskaźnik pokazuje zaniżone wartości; należy wobec tego uwzględniać poprawkę aerodynamiczną i falową d_{naw} wg zależności

$$H_{przyrz} = H_{rzecz} - d_{naw}.$$

9. SARPP-12G /system automatycznej rejestracji parametrów lotu jest urządzeniem, które automatycznie na 35 mm błonie fotograficznej rejestruje następujące, płynnie zmieniające się parametry: H_{prz}, V_{przyrz}, n_{WNC}, n_z, φ statecznika, a ponadto zdarzenia:
- spadku ciśnienia w instalacji hydraulicznej;
- spadku ciśnienia w instalacji wzmacniaczy hydraulicznych;
- włączenia autopilota AP-155;
- włączenia i wyłączenia pracy zakresów "MAKSYM" i "DOPALANIE";
- włączenia przycisku bojowego.

Zapisane informacje pozostają zachowane w wypadku zderzenia się samolotu z ziemią. SARPP-12G włącza się automatycznie przy rozbiegu na V=100 km/h. Przewidziane jest też ręczne włączenie SARPP-12G po podgrzaniu /próbie/ silnika i wyłączenie po wykołowaniu.

10. Strata wysokości przy wyprowadzaniu samolotu przez pilota automatycznego w zakresie "wyprowadź" wynosi:

- 250 m gdy prędkość zniżania wynosi V_z = 50 m/s
- 500 m - " - V_z = 100 m/s
- 1000 m - " - V_z = 150 m/s
- 1500 m - " - V_z = 200 m/s.

11. Część samolotów jest wyposażona w silniki z działającym układem KDS/korekcji średnicy dyszy silnika podczas pracy na zakresie "pełne dopalanie"/. Poprzez płynne, pulsujące przymykanie dyszy KSD wywołuje pewien wzrost ciągu silnika. KDS włącza się automatycznie z chwilą włączania silnika na zakres "pełne dopalanie" począwszy od chwili startu tylko do wysokości H=4000-10000 m i zarazem w zależności od temperatury otoczenia i prędkości lotu. Obserwuje się przy tym wahania temperatury t_4 i obrotów w przedziale dopuszcz. ograniczeń.

W wypadku niewłączenia się lub zgaśnięcia dopalacza silnika 37 F2S-300 jego KDS automatycznie przestawi dyszę w położenie odpowiadające zakresowi pracy "MAKSYM", a na silnikach R-13-300 przestawi dyszę w położenie bliskie "MINIMALNEMU DOPALANIU". Przy zwykłym wyłączeniu się KDS z działania, co odpowiada rozwarciu mikrowyłącznika "F" w PURT o 2-4% zmniejszają się obroty n_{WWC} i o 40-90°C obniża się temperatura t_4. Gdy działa KDS, ciąg silnika 37 F2S-300 na zakresie "pełne dopalanie" wzrasta z 6200 kg do 7000 kg.

UWAGA: Silnik R-11F2SK - 300 różni się od silnika R-11F2S-300 tym, że ma działający układ KDS /korekcji diametra sopła/ na zakresie "pełnego dopalania".

12. W celu stabilizacji kursu i wysokości zezwala się w locie na H > 100 m na włączenie pilota automatycznego AP-155 na zakres "wyprowadz" lub "stabiliz".

3.3. Ograniczenia eksploatacyjne samolotu MiG-21bis

Ograniczenia eksploatacyjne s-tu MiG-21bis są podobne do występujących w wypadku MiG-21M, a ponadto:

1. Podczas lotu z 8xFAB - 100 kg, 4xS-24, 4xFAB-250 kg, 2xZAB-500, 2xFAB-500 kg, 2xUB-32, 2xUB-16, 3 x zbiornik dodatkowy, 2xS-24 przy pozostałości paliwa 700-1100 l zabrania się wypuszczać podwozie i klapy oraz wykonywać lot z wypuszczonym podwoziem i klapami. W sytuacjach awaryjnych można lądować, ale obowiązkowo należy zrzucić zewnętrzne podwieszenia.
2. Pozostałość paliwa do lądowania bez podwieszeń $Q_p \leqslant 700$ l.
3. Podczas lotu z 2xR-3s lub 2xUB-16, lub 2xFAB-100, lub bez nich, ale z pustymi zbiornikami dodatkowymi $Q_p \leqslant 500$ l, co wystarcza na wykonanie powtórnego zajścia po kręgu /około 6 min. lotu/.
4. Pozostałość paliwa do lądowania bez zastosowania instalacji nadmuchu - $Q_p \leqslant 400$ l.
   UWAGA! Powyższe ograniczenia w warunkach pełnienia dyżurów bojowych z 4xR-3s /4 x S-24/ przy ich niewykorzystaniu w walkach powietrznych powodują konieczność awaryjnego zrzucenia dwóch rakiet.
5. Maksymalne dopuszczalne przeciążenie $n_z \leqslant 8{,}5$.
6. Maksymalna masa samolotu do startu $m_{st} \leqslant 9914$ kg.
7. Maksymalna masa samolotu do lądowania $m_{ląd} \leqslant 7300$ kg.
   UWAGA! Z uwagi na stosowanie w instalacji oleju syntetycznego o dużej toksyczności smarowania silnika wszystkie prace zwią-

zane z wymianą oleju należy wykonywać w masce przeciwgazowej i rękawicach ochronnych.

8. Dopuszcza się starty i lądowania samolotu z powierzchni gruntowych o wytrzymałości 7 kG/cm^2, a także z wąskich i metalowych pasów startowych.

13. Zabrania się włączać AP-155 na zakres "wyprowadz" w celach szkoleniowych przy kątach wznoszenia $\vartheta > +50^{\circ}$ na H < 13000 m lub przy $\vartheta > +10^{\circ}$ na H > 13000 m.

14. Zabrania się raptownie manewrować samolotem, przechylać o 90° w czasie krótszym niż 1 s.

15. Podczas kołowania obroty n_{WNC} = 75-85% traktować jako zakres przejściowy ze względu na wytrzymałość tarczy I stopnia sprężarki s-ka 37F2S.

3.4. ORGANICZENIA EKSPLOATACYJNE SAMOLOTU MiG-21U

Lp.	RODZAJ OGRANICZEŃ	PRZYCZYNA OGRANICZEŃ
1	2	3
1.	Maksymalna dopuszczalna masa startowa samolotu - $m_{st} \leq 8250$ kg	Wytrzymałość podwozia
2.	Maksymalna dopuszczalna prędkość oderwania - $V_{oder} \leq 360$ km/h	Wytrzymałość opon
3.	Zezwala się na lądowanie samolotu w szczeg. wypadkach:	Wytrzymałość podwozia
	a/ natychmiast po starcie z obowiązkowym zrzutem paliwa, bomb i poc.S-24	
	b/ z 2xS-24 lub 2x250 kg przy $Q_p \leq 1600$ l i zrzuconym dod.zbiorn.paliwa	
	c/ z 2xR-3S lub 2xUB-16-57U, lub 2x100 kg, jeżeli $Q_p \leq 2000$ l	
4.	Dopuszczalna maksymalna masa s-tu do lądowania - $m_{ląd} \leq 7100$ kg	- " -
	UWAGA: Pozostałość paliwa określona dla $m_{ląd}$ = 7100 kg. Po wylądowaniu s-tu o $m_{ląd} > 6200$ kg należy przeprowadzić szczegółowy przegląd podwozia oraz sprawdzić jego chowanie i wypuszczanie.	
5.	Maksymalna dopuszczalna prędkość podczas wypuszczania spadochronu hamującego - $V_p \leq$ 260 km/h	Wytrzym.spadochronu hamującego
6.	Maksymalna dopuszczalna prędkość wypuszczania i chowania podwozia oraz lotu z wypuszcz.podwoziem - $V_p \leq 330$ km/h	Wytrzymałość węzłów podwozia
7.	Prędkość początku hamowania kół bez wykorzystania spadochronu hamującego - $V_p \leq 330$ km/h	Ograniczona pojemność cieplna układu hamow.
8.	Minimalna prędkość przyrządowa samolotu:	Początek zwalania się
	a/ z 2xUB-16-57U i zasobnikiem strzeleckim - $V_p \geq 260$ km/h, a w konfiguracji lądowania - V_p = 210-200 km/h	
	b/z 2xR-3S i zasobnikiem strzeleckim - V_p = = 240-250 km/h, a w konfiguracji lądowania - V_p = 200-190 km/h	
	UWAGA: Zabrania się wykonywania gwałtownych ewolucji s-tu wokół osi podłużnej ze zmianą kąta przechylenia o 90° w czasie $t < 1$ s.	
9.	Minimalna przyrządowa prędkość ewolucyjna w każdym wypadku powinna być $V_{p\ ew.} = 350$ km/h	Bezpieczeństwo lotu

10.	Dopuszczalna pozostałość paliwa /Q_p/ przed lądowaniem s-tu dla ciężaru właś.paliwa γ_p = 0,83 G/cm^3 wynosi: a/ 1200l przy braku podwieszeń pod skrzydłami b/ 900 l z 2xR-3S lub 2xUB-16, lub 2x100 kg c/ 500 l z 2xS-24 lub 2x250 kg UWAGA: Masa samolotu do lądowania dla podanych wartości pozostałości paliwa nie powinna przekraczać 6200 kg	
11.	Bezpieczne awaryjne opuszczenie przez pilota s-tu w locie jest możliwe dla warunków: a/ lotu poziomego z $V_p \leq$ 850 km/h na H $\geq$ 2000 m b/ lotu szybowego po uprzednim zrzuceniu osłony kabiny na wysokości równej: - H=6xV pion.zniż./m/sek./ + 300 m dla pierwszego katapultującego; - H=3xV pion.zniż./m/s/ + 300 m dla drugiego katapulującego c/ przy $V_{p\ max}$ katapult. $\simeq$ 850 km/h obowiązkowo w GSz lub THL /ZSz/ z opuszczoną szybą przeciwsłoneczną d/ przy $V_p \leq$ 700 km/h - w THL SZz-3M z podwieszoną szybą przeciwsłoneczną i zdjętą maską tlenową lub w GSz z otwartą szybką.	Ze względu na: 1/czas potrzebny do zadział.automatyki; 2/zabezp.przed oddziaływaniem strumieni powietrza i ewentualnością zderzenia się fotela z pilotem.
12.	Maksymalna dopuszczalna prędkość /V_p/ podczas zrzutu ruchomych osłon kabiny - 900 km/h	Oddziaływanie strum.powietrza
13.	Warunki zrzutu osłon kabiny - V_p = 400-600 km/h, H $\leq$ 5000 m	Uszkodz.statecznika
14.	Po zrzuceniu osłon kabin zezwala się na wykonywanie lotu: a/ w WUK i hełmie szczelnym GSz w całym zakresie V_p i H lotu b/ w hełmie ochronnym THL /ZSz-3M/ z opuszczoną szybą i w masce tlenowej KM-32, jeżeli $V_p \leq$ 900 km/h UWAGA: 1. Podczas lotu w THL /ZSz-3M/ z $V_p >$ 500 km/h zostaje naruszona łączność telefoniczna. 2. Podczas lotu z $V_p >$ 650 km/h następuje silne zawirowanie w drugiej kabinie i pilot odnosi wrażenie wysysania go z kabiny. 3. Wszystkie loty, niezależnie od wysokości, należy wykonywać z wyposażeniem tlenowym z podłączonym spadochronowym przyrządem tlenowym KP-27M i w THL lub GSz.	Oddziaływanie strumienia powietrza

1	2	3
15.	Wyposażenie wysokościowe obowiązujące pilota w zależności od warunków lotu:	Zapewnienie bezp. katapultowania, korzystania z tlenu, redukcji nadciśnienia tlenu w płucach w wypadku rozhermetyz. kabiny
	a/ na H ≤ 11000 m w całym zakresie prędkości - hełm ochronny z maską tlenową bez WUK	
	b/ na H ≤ 11000 m w całym zakresie prędkości przy wykonyw. figur pilotażu oraz grupowych lotów bojowych - hełm ochronny, maska tlenowa i obowiązkowo WUK	
	c/ na H = 11000-14000 m w całym zakresie prędkości - hełm ochronny, maska tlenowa obowiązkowo WUK	
	d/ na H > 14000 m oraz podczas wykonania zadania bojowego - hełm szczeliny /GSz/ i obowiązkowo WUK.	
	UWAGA: Szybkę hełmu szczelnego oraz maskę tlenową zezwala się zdjąć podczas lotu po wykonaniu zadania, jeżeli H ≤ 4000 m i V_p ≤ 700 km.	
16.	Maksymalna temperatura gazów za turbiną /t_4/:	Wytrzymałość turbiny
	a/ na ziemi na obrotach minimalnych-$t_4 \leq 420^oC$	
	b/ na ziemi na obrotach maksymalnych-$t_4 \leq 730^oC$	
	c/ na ziemi na dopalaniu - $t_4 \leq 710^oC$	
	d/ w locie na zakresach: maksymalnym, dopalaniu: - H ≤ 10000 m - $t_4 \leq 710^oC$ - H > 10000 m - $t_4 \leq 730^oC$	
17.	Maksymalne obroty wirnika:	Wytrzymałość turbiny i sprężarki
	a/ na ziemi, wirnik niskiego ciśnienia /WNC/- n = 101%	
	b/ w locie, wirnik niskiego ciśnienia /WNC/- n ≤ 101,5%	
	c/ w locie, wirnik wysokiego ciśnienia /WWC/- n = 104%	
18.	Minimalne ciśnienie oleju:	Smarowanie trących się ozęści s-ka
	a/ na ziemi na obrotach minimalnych-$p_{ol} \geq 1$ kG/cm^2	
	b/ na ziemi na obrotach WNC=89-90% -$p_{ol} \geq 3,5$ kG/cm^2	
	c/ w locie na obrotach minimalnych -$p_{ol} \geq 1$ kG/cm^2	
	d/ w locie na obrotach WNC-88-90% -$p_{ol} \geq 3,5$ kG/cm^2	
	e/ w locie przy ujemnych przeciążeniach w czasie t ≤ 17 s-$p_{ol} \simeq 0$	
19.	Dopuszczalny czas pracy silnika:	Ciągłość pracy silnika
	a/ na ziemi na obrotach minimalnych-t ≤ 10 min.	
	b/ w locie na wszystkich zakresach oprócz dopalania przy dział. ujemnych przeciąż.-t ≤ 15 s.	
	c/ w locie przy włącz. dopal. i ujemnych przeciąż.- t ≤ 5 s.	

1	2	3
	UWAGA: 1. Czas trwania przeciążenia zerwowego nie powinien być dłuższy niż 1-2 s. 2. Przeciążenie ujemne może nastąpić dopiero po upływie 30 s lotu z przeciążeniem dodatnim. 3. Zezwala się na lot z przeciążeniem ujemnym, jeżeli $Q_p > 500$ l.	
20.	Ograniczenia w eksploatacji silnika: a/ w locie z prędkością $V_p < 350$ km/h - nie ma ograniczeń b/ podczas startu i lądowania oraz odejścia na drugi krąg - nie ma ograniczeń c/ na H=13000-15000 m włączanie zakresu maksymalnego można wykonywać przy prędkości $V_p \leq 450$ km/h d/ na H > 15000 m i przy M > 1,5 należy eksploatować silnik tylko na obrotach maksymalnych i na dopalaniu e/ dopalanie należy włączać tylko z zakresu maksymalnego f/ po starcie dopalanie należy wyłączać, jeżeli $V_p \geq 600$ km/h i nie ma potrzeby dalszego lotu na dopalaniu g/ na H=13000-15000 m dopuszczalna prędk. $V_p \geq 450$ km/h h/ na H > 15000 m prędkość przyrządowa nie mniejsza niż 500 km/h i/ na H > 17000 m eksploat.s-ka tylko na zakresach maksymalnych i pełnego dopalania.	Stateczna praca silnika
21.	Prędkość holowania samolotów: a/ po betonie - $V_p \leq 15$ km/h b/ po powierzchni gruntowej - $V_p \leq 10$ km/h. UWAGA: 1. Podczas holowania osłony kabin powinny być zamknięte. 2. W nocy s-t winien mieć włączone światła pozycyjne.	Bezpieczeństwo lotów

3.4.1. Ograniczenia prędkości i przeciążeń samolotu MiG-21U

PARAMETR	Bez podwieszeń lub z 2xR-3S	Z gondolą strzelec. z poc.rakiet. lub bez poc. rakiet.	Z podwiesz. zbiorn.dodatk. paliwa lub z 2xUB-16-57U	2xpoc.rakiet 2xS-24 lub 2x250 kg
Prędkość przyrządowa V_p/km/h/	1100 - na H ≤ 5000 m; 1200 - na H > 5000 m	1100 - na H ≤ 5000 m; 1200 - na H > 5000	1000	1000
Liczba M	2.05	1,9	1.6	1.3
Przeciążenie n_z	7.0 - przy $Q_p \leq 1200$ l 6.0 - przy $Q_p > 1200$ l	6.0	6.0	6.0

3.5. Ograniczenia eksploatacyjne samolotu MiG-23MF

Lp.	RODZAJ OGRANICZEŃ	PRZYCZYNY OGRANICZEŃ
1	2	3
1.	Minimalna dopuszczalna prędkość lotu /V_p/ podczas hamowania samolotu - 270 km/h	Początek zwalania się s-tu
2.	Minimalna dopuszczalna prędkość lotu /V_p/ samolotu - 260 km/h	- " -
3.	Maksymalna dopuszczalna prędkość przyrządowa V_p:	Drgania typu flatter
	a/ kąt skosu skrzydła $\chi = 16^o$; H ≤ 3600 m - $V_p \leq$ 800 km/h	
	b/ - " - $\chi = 45^o$; H ≤ 6000 m - $V_p \leq$ 1100 km/h	
	H > 6000 m - $V_p \leq$ 1200 km/h	
	c/ - " - $\chi = 72^o$; H > 12000 m - V_p = 1350 km/h	
4.	Maksymalne dopuszczalne wartości liczby M:	- " -
	a/ kąt skosu skrzydła $\chi = 16^o$; H ≤ 3600 m - M ≤ 0.8	Stateczność s-tu
	b/ - " - $\chi = 45^o$; H > 6000 m - M ≤ 2.35	
	c/ - " - $\chi = 72^o$; H > 12000 m - M ≤ 2.35	
	UWAGA: maksymalna liczba M z podwieszonymi zbiornikami dodatkowymi paliwa nie może przekroczyć M ≤ 1.6. Po przekroczeniu tej wartości samolot zaczyna się wahać, ślizgając na skrzydło w prawo i w lewo.	

1	2	3
5.	Maksymalna prędkość rzeczywista s-tu na H ≥ 12500 m:	Wytrzymałość s-tu
	a/ kąt skosu skrzydła $\chi = 16^{o} - V_{rzecz} \leq 940$ km/h	
	b/ - " - $\chi = 72^{o} - V_{rzecz} \leq 2500$ km/h	
6.	Dopuszczalna minimalna prędkość przyrządowa s-tu /ewolucyjna/ pozwalająca na manewrowanie z przeciąż. $n_z = 1.5$:	Zwalanie się s-tu
	a/ kąt skosu skrzydła $\chi = 16^{o} - V_p \geq 400$ km/h	
	b/ - " - $\chi = 45^{o} - V_p \geq 450$ km/h	
	c/ - " - $\chi = 72^{o} - V_p \geq 500$ km/h	
7.	Maksymalna dopuszczalna prędkość przyrządowa V_p:	Wytrzymałość konstrukcji podwozia i klap
	a/ z wypuszczonymi klepami i odchyl. maskami - 500 km/h	
	b/ z wypuszczonym podwoziem- 550 km/h	
8.	Minimalna prędkość oderwania - $V_{p\ oder} \geq 290$ km/h	Wytrzymałość opon
9.	Długość rozbiegu L_r = 530 - 600 m	
10.	Maksymalna prędkość lądowania - $V_{p\ lad} \leq 255$ km/h	Wytrzymałość opon
11.	Długość dobiegu:	
	a/ ze spadochronem hamującym-L_d = 750 - 780 m	
	b/ bez spadochronu hamującego-L_d = 1100 -1300 m	
12.	Dopuszczalna prędkość kołowania na obrotach s-ka n = 60-70%-$V_{koł}$ = 10-15 km/h	Bezpieczeństwo pracy
13.	Maksymalna prędkość wznoszenia na pełnym dopal. i z prędkością przyrządową V_p=1250 km/h wynosi:	Bezpieczeństwo lotu
	a/ dla H = 0 $-V_z$ = 200 - 210 m/s	
	b/ dla H-≥11000m $-V_z$ = 140 - 170 m/s	
14.	Zmianę kąta skosu skrzydła w locie dopuszcza się dla warunków:	Wytrzymałość węzłów
	a/ przy działaniu przeciążenia n_z=4 przy znacznej pozostałości paliwa	
	b/ przy działaniu przeciążenia n_z=3 przy niewielkiej pozostałości paliwa.	
	UWAGA: Jeżeli zostanie uszkodzone UUA, przeciążenie określa się według wzoru: $n_z = \frac{V_p}{100} = /2,5 - 3/$	
15.	Maksymalna wysokość lotu z rakietami 2xK-23 lub 4xK-23 podwieszonymi pod skrzydłem oraz pozostałością paliwa Q_p=800 kg wynosi H=17700-18000 m	Bezpieczeństwo lotu
16.	Dopuszczalna maksymalna masa startowa m_{st}=18270 kg	Wytrzymałość opon i podwozia

1	2	3
17.	Normalna masa startowa samolotu m_{st}=15750 kg	
18.	Normalna masa do lądowania s-tu $m_{ląd}$=12000 kg	Wytrzymałość podwozia
	UWAGA: Dopuszcza się lądowanie samolotu bez rakiet z 20% pozostałością paliwa, jeżeli masa lądowania wynosi $m_{ląd}$=11900-12400 kg	
19.	Dopuszczalna masa s-tu do lądowania w wariancie przeciążonym $m_{ląd}$=12400-13500 kg	- " -
	UWAGA: 1. Po wylądowaniu samolotu o masie lądow. $m_{ląd} > 12400$ kg należy przeprowadzić szczegółowy przegląd podwozia ze względu na możliwość deformacji oraz przeprowadzić kontrolne chowanie i wypuszczanie podwozia. 2. Lądowanie samolotu o masie lądowania $m_{ląd} > 15200$ kg jest niewskazane.	
20.	Dopuszczalne pozostałości paliwa /Q_p/ podczas lądowania samolotu w wariantach przeciążonych: a/ bez podwieszeń: - $m_{ląd}$=12400 kg - Q_p=1500 l - $m_{ląd}$=13500 kg - Q_p=2800 l - $m_{ląd}$=15200 kg - Q_p=4800 l b/ z podwieszonymi 2xK-23 lub 4xK-13M - $m_{ląd}$=12400 kg - Q_p=1000 l - $m_{ląd}$=13500 kg - Q_p=2300 l - $m_{ląd}$=15200 kg - Q_p=4300 l c/ z podwieszonymi 2xK-23 lub 2xK-13M - $m_{ląd}$=12400 kg - Q_p= 700 l - $m_{ląd}$=13500 kg - Q_p=2000 l - $m_{ląd}$=15200 kg - Q_p=4000 l	- " -
21.	Maksymalne dopuszczalne przeciążenie samolotu w locie przy pozostałości paliwa Q_p=60%: a/ kąt skosu $\chi = 16^0 - n_z \leqslant 4.5$ b/ kąt skosu $\chi = 72^0 - n_z \leqslant 7.0$	Wytrzymałość konstrukcji
22.	Maksymalne dopuszczalne przeciążenia samolotu w locie z podwieszonym uzbrojeniem: a/ 2xK-23 pod skrzydłem i 2xK-13M /R-3S/ pod kadłubem lub 4xK-13M /R-3S/ przy pozost.pal. $Q_p \leqslant 2700$ l i masie samolotu $m \leqslant 13700$ kg: - kąt skosu skrzydła $\chi = 16^0 - n_z = 4.5$ - - " - $\chi = 45^0 - n_z = 6.5$ - - " - $\chi = 72^0 - n_z = 7.0$	- " -

1	2	3
	b/ UB-16, UB-32, S-24, ZB-500 H-23, bomby w locie i przy odpalaniu /przy wyjściu z nurkowania/: - kąt skosu $\chi = 16^{o}$ - $n_z = 4.0$ - - " - $\chi = 45^{o}$ - $n_z = 5.0$ - - " - $\chi = 72^{o}$ - $n_z = 5.0$ c/ przy odpalaniu rakiet K-13M - $n_z = 4.0$ /z TUS i RGS/ d/ przy odpalaniu rakiet K-13M - $n_z = 3.7$ e/ przy odpalaniu rakiet R-3S: - na wysokości $H \leqslant 12000$ m - $n_z = 2.0$ - - " - $H > 12000$ m - $n_z = 1.6$ UWAGA: Przy $Q_p > 2700$ l bez podwieszeń lub przy $Q_p = 2000$ l z podwieszeniami wielkości przeciążeń zmniejszają się o 1 jednostkę.	
23.	Dopuszczalny czas działania przeciążeń ujemnych i okołozerowych: a/ zakres pracy s-ka "Maksym" - $t \leqslant 15$ s b/ - " - "Pełne dopal" - $t \leqslant 5$ s UWAGA: 1. Powtórny lot z przeciążeniem ujemnym dopuszczalny jest po 60 s lotu z przeciążeniem dodatnim. 2. Zakazuje się lotu z przeciążeniem ujemnym, gdy $Q_p < 600$ l.	Ciągłość pracy instal. paliwowej
24.	Czasy rozpędzania samolotu: a/ na $H \geqslant 1000$ m z $V_p = 600$ km/h do $V_p = 1300$ km/h - $t_{rozp} \geqslant 43$ s b/ na $H \geqslant 12000$ m z M = 1.7 do M=2.1 - $t_{rozp} \geqslant 60$ s. UWAGA: Na pełnym dopalaniu największy przyrost prędkości $\Delta V = 15-20$ km/s uzyskuje się na wysokości H=8000-10000 m.	Bezpieczeństwo lotu
25.	Maksymalne dopuszczalne obroty silnika: a/ na ziemi: - zakres pracy "pełne dopalanie" - $n_{max} \leqslant 100 + 0.8\%$ - - " - "maksymalny" - $n_{max} \leqslant 100 + 0.8\%$ - - " - "eksploat." - $n_{max} = 57-98\%$ - - " - "mały gaz" - $n_{max} = 35-45\%$ b/ w powietrzu: - zakres pracy "pełne dopalanie" - $n \leqslant 100 \pm 0.5\%$ - - " - "maksymalny" - $n \leqslant 100 \pm 0.5\%$ - - " - "eksploat." - $n = 57-98\%$ - - " - "mały gaz" - $n = 57 \pm 1\%$	Stat. praca s-ka, wytrzymałość turbiny

1	2	3
26.	Dopuszczalne ciśnienie oleju a/ wszystkie zakresy pracy s-ka $P_{olej} \geq 3,5 + 0,5$ kG/cm^2 b/ mały gaz na ziemi-$P_{olej} \geq 1,3$ kG/cm^2 c/ minim.ciśnienie oleju, przy którym zapala się lampka sygnalizacyjna - P_{olej}=1,2 kG/cm^2.	Praca s-ka; możliwe zatarcie łożysk
27.	Maksymalna dopuszczalna temp.za turbiną /t_4/ a/ zakres pracy pełny forsaż: t_4- strzałka w żółtym sektorze; b/ zakres pracy maksymalny : t_4 - strzałka w żółtym sektorze c/ zakres pracy eksploatacyjny: $t_4 \leq$ 600-700°C d/ zakres pracy mały gaz lotny: $t_4 \leq$ 600-700°C e/ zakres pracy mały gaz na ziemi: $t_4 \leq$ 450-500°C. UWAGA: 1. Przy wzroście temp.o wartość $\Delta t \geq 40^o$C możliwa jest rozkrętka obrotów Δn +2,5% /wybieg obrotów/,tzn.obroty osiągną wartość 103-104%. 2. Czas uruchamiania silnika do wyjścia na obroty n_1 = 40% wynosi t $\leq$ 45 s.	Wytrzymałość turbiny
28.	Dopuszczalny czas pracy silnika na ziemi: a/ zakres pracy silnika pełny forsaż - t $\leq$ 15 s b/ zakres pracy silnika maksymalny - t $\leq$ 30 s c/ zakres pracy silnika eksploatacyjny - t nieogr. d/ zakres pracy silnika mały gaz - t = 10 min. UWAGA: Czas pracy silnika w powietrzu nieograniczony.	Wytrzymałość termiczna i mechaniczna części s-ka

3.6. OGRANICZENIA EKSPLOATACYJNE SAMOLOTU SU-20

Lp.	RODZAJ OGRANICZEŃ	PRZYCZYNY OGRANICZEŃ
1	2	3
1.	Prędkość ewolucyjna samolotu na H=0-16500 m wynosi: a/ dla kąta skosu skrzydła $\chi = 63^{o}$ - V_p = 450 km/h b/ dla kąta skosu skrzydła $\chi = 30^{o}$ - V_p = 400 km/h	Początek zwalania się s-tu
2.	Zrzut bomb przy $V_p \leqslant$ 1000 km/h	Bezpieczeństwo lotu
3.	Wysuwanie slot, wychylanie klap przy $V_p \leqslant$ 600 km/h	- " -
4.	Wypuszczanie i chowanie podwozia przy $V_p \leqslant$ 550 km/h	- " -
5.	Wypuszczanie spadochronu hamującego przy $V_p \leqslant$ 320 km/h	Wytrzym. spadochronu
6.	Początek hamowania kół przy lądow. przy $V_p \leqslant$ 260km/h	Ogran. pojemn. energet.
7.	Zmiany kąta skosu skrzydła w locie można przeprowadzać przy $M \leqslant 0,82$ i $n_z \leqslant 3$	Wytrzym. mech. przełącz.
8.	Dopuszczalna masa samolotu do lądowania - $m_{lad} \leqslant$ 11400 kg UWAGA: W szczególnych wypadkach dopuszcza się $\simeq$ 3% lądowań s-tu o $m_{lad} \leqslant$ 14400 kg /dop $Q_p \leqslant$ 850 l/	Wytrzym. podwozia
9.	Start i lądowanie wykonywać z kątem skosu skrzydła - $\chi = 30^{o}$	Właść. aerodyn. s-tu
10.	Bezpieczne awaryjne opuszczenie samolotu przez pilota jest możliwe w następujących warunkach: a/ podczas dobiegu i rozbiegu przy $V_p \geqslant$ 140 km/h b/ w locie poziomym na H dowolnej przy $V_p \leqslant$ 750km/h c/ w locie poziomym na H=25-1000 m przy $V_p \leqslant$ 1150km/h d/ w locie poziomym na H $\geqslant$ 1000 m przy $V_p \leqslant$ 1200km/h e/ podczas zniżania na H=4.V_2 /prędkość pion. zniż.	Czas zadziałania układu
11.	Wyposażenie specjalne zapewniające bezpieczne katapultowanie dla warunków: a/ $V_p \leqslant$ 1200 km/h - stosować WKK z GSz-6M b/ $V_p \leqslant$ 900 km/h - stosować ZSz-3M z opuszcz. filtrem świetlnym i KM-32 c/ $V_p \leqslant$ 700 km/h - stosować GSz-6M ze zdjętą szybką i zdjętą maską tlenową lub ZSz-3M z odsłoniętym filtrem świetlnym.	Bezpieczeństwo pilota

1	2	3
	UWAGA:	
	1. Wszystkie loty na H ⩽ 11000 m niezależnie od prędkości wykonywać obowiązkowo w :	
	- masce tlenowej;	
	- hełmie ochronnym;	
	- WKK /loty na pilotaż, loty grupowe, loty bojowe/.	
	2. Loty na H=11000-14000 m wykonywać w:	
	- hełmie ochronnym z maską tlenową	
	- WKK	
	3. Loty na H ⩾ 14000 m a także loty w strefie radioaktywnych opadów i igieł zakłócających stacje radiolokacyjne - wykonywać obowiązkowo w GSz i WKK.	
12.	Ograniczenia wysokości lotu:	Możliwości tech. samolotu
	a/ praktyczny pułap s-tu bez zewn. podw. H_p=16500 m - 3%	
	b/ lot na H ⩽ 8000 m i M ⩽ 0,85 z kątem skosu $\chi=30^o$	
13.	Praktyczny zasięg samolotu z podwieszonym uzbrojeniem o masie 1000 kg i 3 dod. zbiorn. paliwa /bomby zrzucane w połowie drogi, zbiorniki zrzucane po zużyciu paliwa/:	- " -
	a/ H=2000 m: $\chi=63^o$ L ⩽ 1300 km	
	b/ H=10000-12000 m: $\chi=45^o$ - L ⩽ 2400 km.	
14.	Przelotowy zasięg samolotu z podw. zbiorn. paliwa zrzucanymi po zużyciu paliwa przy $\chi=45^o$ - L ⩽ 2715 km	- " -
15.	Stateczna praca silnika jest zapewniona dla warunków:	Bezpieczna praca s-ka
	a/ lot na H ⩽ 15000 m - w całym eksploat. zakresie prędkości	
	b/ lot na H > 15000 m - przy V_p ⩾ 450 km/h	
16.	Dopuszczalne maksymalne obrony s-ka na zakresach "Maksym" i "dopalanie" wynoszą:	- " -
	a/ na ziemi - 99,5%	
	b/ w powietrzu - 100%	
17.	Dopuszczalny, krótkotrwały wzrost temp. gazów powyżej kreski o wartości:	
	a/ 30°C - na zakresach przejść. pracy s-ka w czasie t ⩽ 5 s	
	b/ 5-10°C - podczas działania przeciążeń n_z > 5	
18.	Pewność włączenia dopalania dla warunków:	Bezpieczna praca s-ka
	a/ lot na H ⩽ 5000 m - w całym eksploatacyjnym zakresie prędk.	
	b/ lot na H > 5000 m - V_p ⩾ 450 km/h.	

1	2	3
19.	Dopuszczalny czas działania przeciążeń ujemnych lub zerowych: a/ na zakresach pracy s-ka bez dopalania - $t \leqslant 15$ s b/ - " - - " - - " - - $t \leqslant 3$ s c/ powtórny manewr z przeciążeniem uejmnym można wykonywać powtórnie: - na zakresach bez dopalania po czasie $t \geqslant 20$ s - - " - pełnego dopalania po czasie $t \geqslant 60$ s.	Możliwości przerwania pracy s-ka
20.	Włączenie automatycznego układu awaryjnego wyłączania silnika z pracy AO: a/ w locie na $H \leqslant 2000$ m - tylko na $V_p \geqslant 750$ km/h b/ - " - $H > 2000$ m - bez ograniczeń prędkości UWAGA: Jeżeli na $H < 2000$ m $V_p < 750$ km/h, to układ AO należy wyłączać.	Bezpieczna praca s-ka
21.	Przy spadku ciśnienia w instalacji tlenowej do wartości $p \leqslant 30$ kG/cm^2 - obniżyć lot do $H \leqslant 4000$ m	Bezpieczeństwo pilota
22.	Dopuszczalne wahania wskazań rozchodomierzai a/ paliwo we wszystkich zb.wewn.-$P_o = 3650 \pm 150$ kg b/ paliwo we wszystkich+2x600 l -$P_o = 4600 \pm 200$ kg c/ paliwo we wszystkich+2x1150 l-$P_o = 5500 \pm 250$ kg d/ paliwo we wszystkich+2x1150 l + 2x 600 l-$P_o = 6450 \pm 300$ kg e/ paliwo we wszystkich+2x1150 l+ 1x 600 l-$P_o = 6000 \pm 250$ kg	Warunku bezp. lotu
23.	Prędkość oderwania podczas startu: a/ bez podwieszeń $m_{st} = 14150$ kg -$V_{oder} = 300$-320 km/h b/ z maksym.ład. $m_{st} = 17700$ kg -$V_{oder} = 370$ km/h	Wytrzymałość opon
24.	Prędkość lądowania dla $\chi = 30^o$: a/ $m_{ląd} = 11400$ kg, wysun.sloty i klapy ląd.-$V_{ląd}$ = 260-270 km/h b/ $m_{ląd} = 14400$ kg, wysun.sloty i klapy ląd.-$V_{ląd}$ = 300-310 km/h c/ przy kącie skosu skrzydła $\chi = 63^o$-$V_{ląd} = 320$-350 km/h	- " -
25.	Dopuszczalna prędk.kołow.z otwartą osłoną kabiny-$V_{koł} \leqslant 30$ km/h	Bezpieczeństwo pracy
26.	Prędkość holowania s-tu po drodze betonowej $V_{hol} = 10$-15 km/h: w nocy włączać światła pozycyjne. Jeżeli $m_{stu} > 17000$ kg, holować przy kącie skosu skrzydła $\chi = 30^o$	

1	2	3
27.	Minimalna prędkość lotu samolotów podczas hamowania: masa samolotu m=11500-12500 kg /wzrost masy, wzrost prędk./: a/ kąt skosu $\varkappa$ =63°-V_p=310-300 km/h b/ - " - $\varkappa$ =45°-V_p=290-270 km/h c/ - " - $\varkappa$ =30°-V_p=280-260 km/h	Zwalanie się s-tu
28.	Lot z kątem skosu skrzydła $\varkappa$=30° można wykonywać na H$\leqslant$3000 m, $V_p \leqslant$ 1000 km/h. M$\leqslant$0,85. Lot z kątem skosu skrzydła $\varkappa$=45° można wykonywać na H=3000--11000 m, $V_p \leqslant$ 1100 km/h, M = 0,9.	Bezp, lotu
29.	Dopalanie włączać na $V_p \geqslant$ 600 km/h	- " -

3.6.1. Ograniczenia prędkości i przeciążeń samolotu Su-20

Parametr	Kąt skosu skrz. χ	Bez podwieszeń /w skład każdego wariantu wchodzi kpl am.NR-30-160 nb.+8xBD3 57M/ n_{pal} = 1760 kg	8x250 kg = 2000 kg Q_p = 2940 kg	6x500 kg + 2x250 kg = 3500 kg Q_p = 1440 kg	4xUB-32 + 2xUB-16 = 1368 kg Q_p=2870 kg	6xS-24= 1434 kg Q_p=2740 kg	Zasobn.KKR
		BEZ DODATKOWYCH ZBIORNIKÓW PALIWOWYCH					
Przeciążenie pionowe n_z	63°	6,5	5,0	5,0	5,5	5,5	5,0
	45°	6,0	4,5	4,5	5,0	5,0	4,5
	30°	5,0	4,0	4,0	4,0	4,0	4,0
$V_{przyrząd.}$ /km/h/	63°	1300	1000	1000	1100	1200	1200
	45°	1100	1000	1000	1100	1100	1100
	30°	1000	1000	1000	1000	1000	1000
M	63°	2,1/1,95	1,9/1,8/	1,9/1,8/	1,9/1,8/	1,9/1,8/	1,9/1,8/
	45°	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9
	30°	0,85	0,85	0,85	0,85	0,85	0,85

Parametr	Kąt skosu skrz. χ	ZE ZBIORNIKAMI PALIWOWYMI DODATKOWYMI				
		2x1150 l + 2x600 l		2x1150 l	2x600 l	2x1150 l+1x600 l
		Bez podw.uzbrojenia	4xUPK-23-250 Q_p=4430 kg	2x500 kg+2x250 kg Q_p=3360 kg	4 x 500 kg Q_p=2820 kg	2x500 kg Q_p=3840 kg
Przeciążenie pionowe n_z	63°	3	$\frac{5,0}{3,0}$	$\frac{5,0}{3,0}$	5,0	$\frac{5,0}{3,0}$
	45°	3	$\frac{4,5}{3,0}$	$\frac{4,5}{3,0}$	4,5	$\frac{4,5}{3,0}$
	30°	3	$\frac{4,0}{3,0}$	$\frac{4,0}{3,0}$	4,0	$\frac{4,0}{3,0}$

1	2	3	4	5	6	7
$V_{przyrząd.}$ /km/h/	63^0	1100	1200	1000	1000	1000
	45^0	1100	1100	1000	1000	1000
	30^0	1000	1000	1000	1000	1000
M	63^0	1,9 /1,8/	1,9/1,8/	1,9/1,8/	1,9/1,8/	1,9/1,8/
	45^0	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9
	30^0	0,85	0,85	0,85	0,85	0,85

3.7. ORGANICZENIA EKSPLOATACYJNE SAMOLOTU - SU-7 BKŁ

Lp.	Rodzaj ograniczeń	Przyczyny ograniczeń
1	2	3
1.	Dopuszczalna prędkość lotu z wypuszczonymi klapami $V_p \leqslant 600$ km/h	Wytrzymałość zamków
2.	Chowanie, wypuszczanie oraz lot z wypuszczonym podwoziem do prędkości $V_p \leqslant 600$ km/h	Wytrzymałość podw.
3.	Prędkość ewolucyjna samolotu - V_p = 400 km/h	Początek zwallania
4.	Czas lotu z prędkością M=2,1 nie dłużej niż 60 s z uwagi na stateczną pracę silnika. Podczas lotu z prędkością M=2,0 silnik może pracować odpowiednio dłuższy czas	Stateczna praca s-ka
5.	Prędkość oderwania podczas startu z zastosow. przyśpieszaczy startowych m_{start}=1590 kg/z podwiesz./:	Wytrzymałość opon
	a/ z betonu - V_{oder}=375 km/h	
	b/ z gruntu o wytrzym. $W \geqslant 10$ kG/cm^2 - V_{oder} = 380 km/h	
	c/ z gruntu o wytrzym. $W \leqslant 6$ kG/cm^2 - V_{oder} = 385 km/h	
6.	Prędkość oderwania podczas startu z zastosow. przyśpieszaczy startowych m_{start}=12990 kg /bez podwiesz./	- " -
	a/ z betonu - V_{oder} = 345 km/h	
	b/ z gruntu o wytrzym. $W \geqslant 10$ kG/cm^2 - V_{oder} = 350 km/h	
	c/ z gruntu o wytrzym. $W \leqslant 6$ kG/cm^2 - V_{oder} = 355 km/h	
7.	Maksymalna dopuszczalna masa samolotu do lądowania $m_{lad} \leqslant 10760$ kg	Wytrzymałość podwozia
8.	Bezpieczne awaryjne opuszczenie samolotu przez pilota jest możliwe dla warunków: $V_p \geqslant 150$ km/h na H=0-18000 m oraz podczas startu i lądowania.	Czas zadziałania automatyki katapult.
9.	Maksymalna dopuszczalna temperatura gazów za turbiną /t_4/	Wytrzymałość turbiny
	a/ obroty maksym. z włączonym dopalaniem - $t_4 \leqslant 685^oC$	
	b/ obroty maksym. bez dopalania - $t_4 \leqslant 685^oC$	
	c/ obroty nominalne - $t_4 \leqslant 640^oC$	
	d/ obroty eksploatacyjne /przelotowe/ - $t_4 \leqslant 580^oC$	
	e/ obroty minimalne - $t_4 \leqslant 620^oC$	

1	2	3
10.	Dopuszczalny czas pracy silnika na obrotach maksym. z włączonym dopalaniem:	Wytrzymałość turbiny i sprężarki
	a/ na hamowni - $t \leqslant 5$ min.	
	b/ na ziemi - $t \leqslant 15$ s	
	c/ w locie na $H \leqslant 8000$ m - $t \leqslant 15$ min.	
	d/ w locie na $H > 8000$ m - $t \leqslant 20$ min.	
11.	Dopuszcz.czas pracy s-ka na obrotach minim. $t \leqslant 10$ min.	- " -
12.	Dopuszczalny zakres obrotów s-ka:	- " -
	a/ obroty maksym.z włącz.dopal. - n = 100±0,5%	
	b/ obroty maksym.bez dopal. - n = 100±0,1%	
	c/ obroty nominalne - n = 96,7%	
	d/ obroty przelotowe - n = 92,0%	
	e/ obroty minimalne - n = 47+2,5%	
13.	Minimalne dopuszczalne ciśnienie oleju:	
	a/ w locie poziomym p_{olej} = 2,5-5,5 kG/cm^2	
	b/ podczas ewolucji z przeciążeniami ujemnymi i zerow.dopuszcza się w czasie $t \leqslant 3$ s spadek do zera.	
14.	Uruchamianie silnika w powietrzu dla warunków $H \leqslant 10000$ m, V_p = 500-600 km/h	Bezp.lotu
	Uwaga: Podczas uruchamiania silnika w powietrzu maksymalna temperatura gazów za turbinę - $t_4 \leqslant 500^oC$.	
15.	Po starcie dopalanie można wyłączyć przy $V_p \geqslant 650$ km/h.	- " -

3.7.1. Ograniczenia prędkości i przeciążeń samolotu Su-7 BKL

Parametr	Bez podwieszeń lub z rakietami na wyrzutniach APU-16U	Z 4x500 kg	Z 4xZB-360	Z 2x500 kg
	BEZ DODATKOWYCH ZBIORNIKÓW PALIWA			
$V_{przyrz.}$ /km/h/	1150 na H≤1000 m, 1200 na H=1000-11000 m	1000	1000	1000
M	2,1	1,7	1,7	1,7
Przeciążenie n_z	7,0-przy Q_p= = 1440 kg	5,5-przy Q_p = = 1545 kg	3 5,0	6,0-przy Q_p = = 1440 kg
	ZE ZBIORNIKAMI DODATKOWYMI PALIWA			
Parametr	2x100 kg	4xZB-360	2xZB-360	2xFAB-500
$V_{przyrz.}$ /km/h/	1000	1000	1100	1000
M	1,7	1,7	1,7	1,7
Przeciążenie n_z	6,0 przy Q_p = 2476 kg	5,0 przy Q_p = 2476 kg	5,0 przy Q_p = 2476 kg	5,0 przy Q_p = 2605 kg

3.8. OGRANICZENIA EKSPLOATACYJNE SAMOLOTU SU-7U

Lp.	RODZAJ OGRANICZEŃ	PRZYCZYNY OGRANICZEŃ
1	2	2
1.	Maksymalna prędkość przyrządowa s-tu $V_{p\ max}$ /km/h/:	Ze względu na wytrzym.statyczną i obciążenie dynamiczne s-tu
	a/ samolot bez zewn.podw.lub z podw.uzbrojeniem 2x250 kg; 2xS-24; 2xUB-16-57U: - H ⩽ 1000 m - V_p = 1150 km/h - H = 1000-12000 m - V_p = 1200 km/h - H ⩾ 12000 m - M=2 /t⩽60 s - M=2,1/	Wytrzym.sprężarki s-ka Wytrzym.zb.podw. i węzłów mocowania
	b/ samolot z dwoma dodatk.zbiornikami á 600 l i z dwoma podw.uzbrojenia /zbiorniki pod skrzydłami lub kadłubem/ lub z czterema dodatk.zbiornikami paliwowymi: - H ⩽ 12000 m - V_p = 1100 km/h /M ⩽ 1,9/	
2.	Minimalna prędkość przyrządowa $V_{p\ min}$ bez zewn. podwieszeń - 240 km/h	Początek zwalania się s-tu
3.	Prędkość ewolucyjna lotu na wszystkich wysokościach dla wszystkich wariantów podwieszeń /wyjątkiem "zbiorniki dodatkowe pod skrzydłem" /V_p= 400 km/h	Zabezpieczenie normalnej sterowności s-tu
4.	Prędkość ewolucyjna lotu samolotu ze zbiornikami dodatkowymi pod skrzydłem - V_p= 450 km/h	"
5.	Chowanie, wypuszczanie podwozia oraz lot z wypuszczonym podwoziem zezwala się wykonywać z V_p⩽600km/h	Wytrzymałość węzłów mocowania podwozia
6.	Chowanie, wypuszczanie klap podskrzydłowych oraz lot z wypuszczonymi klapami podskrzydłowymi zezwala się wykonać z V_p ⩽ 600 km/h	Wytrzymałość węzłów mocowania klap
7.	Chowanie i wypuszczanie peryskopu oraz lot z wypuszczonym peryskopem zezwala się wykonać z V_p⩽ 850 km/h	Wytrzymałość peryskopu
8.	Wypuszczanie spadochronu hamującego zezwala się wykonywać przy V_p⩽ 320 km/h	Wytrzymałość spadochronu
9.	Dopalanie przy starcie można włączyć przy V_p ⩾650 km/h	Warunki bezp. lotu
10.	Prędkość oderwania samolotu podczas startu: a/ bez zewnętrznych podwieszeń - V_p= 320-340 km/h b/ z zewnętrznymi podwieszeniami-V_p= 340-370 km/h	
11.	Zezwala się na start samolotu przy wietrze bocznym pod kątem 90° wiejącym z V⩽15 m/s	Powstawanie momertu skręcającego
12.	Zrzut korpusów wypracowanych przyśpieszaczy i lot z nie zrzuconymi korpusami zezwala się wykonywać z prędkością V_p nie większą niż 600 km/h	
13.	Maksymalna dopuszczalna masa s-tu przy lądowaniu - m_{max}⩽ 10600 kg	Wytrzymałość podw.

1	2	3
14.	Dopuszczalna pozostałość paliwa przy lądowaniu: a/ przy m = 10600 kg - $Q_p \leqslant$ 850 kg b/ puste zb. podw. 2xUB - 16-57U - Q_p zmniejszona o ciężar podwieszeń c/ bez zap. podw. do NR-30 i bez belek nośnych - $Q_p \leqslant$ 1100 kg	Wytrzymałość podw.
15.	Zezwala się na lądowanie zaraz po starcie po zrzuceniu wszystkich podwieszeń	"
16.	Lądowanie z wypuszczonym spadochronem hamuj. jest dozwolone przy wietrze bocznym pod kątem 90°, wiejącym z prędkością V $\leqslant$ 10 m/s	Powstawanie momentu skręcającego s-t w czasie dobiegu
17.	Bezpieczne awaryjne opuszczenie s-tu przez pilota jest możliwe dla warunków: a/ w czasie rozbiegu i dobiegu - V > 140 km/h b/ lot poziomy na H $\leqslant$ 25 m, $V_p \leqslant$ 750 km/h c/ lot poziomy na H = 25-85m, $V_p \leqslant$ 1000 km/h d/ lot poziomy na H > 85m, $V_p \leqslant$ 1200 km/h e/ lot szybowy na H = 80 m z niepracuj. s-kiem przy prędkości dopalania V = 40 m/s, V_p = 500 - 550 km/h f/ do prędkości maksymalnie dopuszczalnej: - przy wykorzyst. WKK z GSz - $V_p \leqslant$ 1200 km/h - " " ZSz-3, KM-32 /KM-30M/ - $V_p \leqslant$ 900 km/h - ze zdjętą szybką GSz - $V_p \leqslant$ 700 km/h g/ H = pułap prakt. z tym, że otwarcie spadochronu na wysokości H $\leqslant$ 6000 m	Czas potrzebny do zadziałania układu automatycznego Oddziaływanie strum. powietrza na pilota Wytrzymałość spadochronu
18.	Przy zrzuconym wiatrochronie drugiej kabiny pierwszy powinien katapultować się instruktor	Możliwość porażenia gazami PRD
19.	Awaryjny zrzut osłon przedniej i tylnej kabiny zapewnia się w zakresie wszystkich wysokości lotu dla $V_p \geqslant$ 140 km/h	
20.	Lot ze zrzuconymi osłonami jest możliwy z V_p 900 - 1000 km/h	Oddział. strum. powietrza
21.	Pilot w każdym wypadku w locie powinien mieć hełm ZSz-3 /GSz/ i wykorzystywać instalację tlenową wraz ze spadochronowym przyrządem tlenowym KP-27M, a oprócz tego powinien też mieć: a/ w lotach na H $\leqslant$ 10000 m - ubiór p/przeciąż.PPK-1 b/ w lotach na H $\leqslant$ 14000 m - WUK c/ w lotach na H > 14000 m - WUK + hełm szczelny d/ w lotach po trasie i podczas przebazowania s-tów na H $\leqslant$ 11000 m - hełm ochronny ZSz-3 z nałożoną maską tlenową bez ubioru kompensacyjnego.	
22.	Zrzut zbiorników dodatkowych przy $V_p \geqslant$ 500 km/h oraz M $\leqslant$ 1.4.	Zapewnienie bezpiecz.
23.	Maksymalne przeciążenia eksploatacyjne wynoszą: a/ n_z = 6,5 - dla samolotu bez belek nośnych i z zapasem amunicji do NR - 30 oraz $Q_p \leqslant$ 2100 kg.	Wytrzymałość s-tu

1	2	3
	b/ dla samolotu z działkami NR-30, 65 szt. amun. + 2xUB-16-57U+2xAPN-14 /14xS-3K/ lub 2xS-24, lub z 2x250 kg: - n_z= 5,5 -przy Q_p = 2440 kg - n_z= 6,0 -przy Q_p = 1400 kg	
	c/ n_z= 5,0 - dla samolotu z działkami lotniczymi NR-30, 65 szt.amunicji, 2x250 kg i 2 x 600 l, przy Qp $\leqslant$ 3200 kg	
	d/ n_z= 5,0 - dla samolotu z działakami NR-30, 65 szt amunicji, z podwieszonymi 4 zbiornikami dodatk. przy $Q_p \leqslant$ 4000 kg	
	e/ n_z= 5,5 - dla samolotu z działkami NR-30, 65 szt amunicji, z podwieszoną bombą lotniczą ZAB-500 przy $Q_p \leqslant$ 2440 kg	
24.	Czas lotu z ujemnym przeciążeniem pionowym nie powinien przekraczać: a/ 15 s - praca s-ka bez dopalania b/ 5 s - praca s-ka z dopalaniem UWAGA: 1. W locie z podwieszonymi dodatkowymi zbiornikami paliwa wytwarzanie zerowych i ujemnych przeciążeń jest niedopuszczalne. 2. Powtórne wytwarzanie przeciążeń zerowych lub ujemnych dopuszczalne jest nie wcześniej niż po upływie czasu t $\geqslant$ 30 s od chwili zakończenia lotu wykonywanego z przeciążeniem dodatnim.	Zasilanie s-ka w paliwo
25.	Maksymalna dopuszczalna liczba obrotów s-ka: a/ zakres maksymalny bez dopalania -n = 100% b/ zakres z dopalaniem -n =100,5% c/ dopuszcza się wzrost obrotów do -n =102% podczas zwiększania obrotów s-ka do maksymalnych, włączania i wyłączania dopalania w czasie t$\leqslant$ 10s	Wytrzymałość turbiny
26.	Aby zwiększyć obroty s-ka do startowych i maksymalnych bez dopalania należy przesuwać DSS w ciągu t$\geqslant$ 1-2 s	"
27.	Na zwiększenie obrotów s-ka do obrotów startowych i pracy na tych obrotach bez dopalania i z dopalaniem zezwala się: a/ od H = 1000 m niezależnie od V lotu b/ na H = 1000-6000 m przy $V_p \geqslant$ 350 km/h c/ na H 6000 m przy $V_p \geqslant$ 450 km/h	Zabezp. statycznej pracy s-ka
28.	Praca s-ka na zakresie maksymalnym z dopalaniem i bez dopalania jest dopuszczalna przy V_p lotu: a/ H=0-6000 m, $V_p \geqslant$ 400 km/h b/ H 6000 m, $V_p \geqslant$ 450 km/h	Stateczna praca s-ka
29.	Dopuszczalny czas pracy ciągłej s-ka z dopalaniem i przy obrotach powyżej 96,5% bez dopalania wynosi: a/ H $\leqslant$ 8000 m - 15 min. b/ H > 8000 m - 20 min.	Zabezp. statecznej pracy s-ka

1	2	3
	UWAGA: Powtórna praca silnika w podanych zakresach jest możliwa dopiero po jego ochłodzeniu w ciągu 1 min. pracy n$\leqslant$ 96,5% bez dopalania.	
30.	**Maksymalna dopuszczalna temperatura gazów za turbiną /t_4/.** a/ H $\leqslant$ 6000 m - t_4 = 685°C b/ H = 6000-12000m - t_4 = 710°C c/ H > 12000 m - t_4 = 730°C **UWAGA:** Na H $\leqslant$ 6000 m dopuszcza się krótkotrwały wzrost t_4 do 710°C; następnie winien nastąpić w czasie t $\leqslant$ 5 min. spadek do 685°C.	Wytrzymałość turbiny
31.	**Dopalanie można włączać:** a/ podczas startu po zamknięciu się taśmy upustu powietrza b/ na H $\leqslant$ 6000 m: - przy obrotach startowych z V_p > 350 km/h - podczas lotu z V > 400 km/h przy obrotach maksymalnych c/ na H = 6000-15000m: - przy n= 96,5% do maksymalnych - podczas lotu z $V_p \geqslant$ 450 km/h d/ H > 15000 m w razie konieczności przy $V_p \geqslant$ 5000 km/h **UWAGA:** Podczas jednego lotu dopuszczalne jest tylko trzykrotne włączenie dopalania /próba włączenia uważana jest za włączenie/	Stateczna praca s-ka
32.	**Po starcie dopalanie można wyłączyć przy $V_p \geqslant$ 650km/h**	Bezp. lotu
33.	**Dopuszczalne wahania liczby obrotów:** a/ n < 76,5% $\pm$ 1% b/ n > 76,5% $\pm$ 0,5%	Praca instalacji paliwa
34.	**Uruchamianie s-ka w powietrzu dla warunków:** a/ H $\leqslant$ 10000 m b/ V_p= 500-600km/h **UWAGA:** Maksymalna temperatura gazów za turbiną nie powinna przekraczać 500°C /podczas uruchamiania s-ka w powietrzu/	Umożliwienie niezawodn. zapłonu mieszanki paliwowo powietrznej
35.	**Minimalne dopuszczalne ciśnienie oleju:** a/ w locie poziomym p_{ol} = 2,5-5,5 kG/cm^2 b/ podczas ewolucji z przeciążeniami ujemnymi i zerowymi w czasie t$\leqslant$3s dopuszcza się p_{ol} = 0.	Wytrzymałość łożysk s-ka
36.	**Dopuszczalny wzrost temp. podczas uruchamiania s-ka na ziemi:** a/ gazów wychodzących z turbostartera t$\leqslant$900°C t$\leqslant$3s b/ " " z silnika t $\leqslant$ 760°C t$\leqslant$5s **UWAGA:** W wypadku przekroczenia wyżej podanych wartości należy wyłączyć silnik i powtórny rozruch	Wytrzymałość turbiny

1	2	3
	wykonać nie wcześniej niż 5 min. od nieudanego rozruchu. Po 5 kolejnych nieudanych rozruchach przerwa nie może być krótsza niż 15 min.	
37.	Dopuszczalny czas pracy s-ka na ziemi: a/ czas pracy łącznej - $t \leqslant 10$ min b/ praca na $n > 76,5\%$ - $t \leqslant 5$ min c/ praca na obrot.maksym- $t < 15$s.	Wytrzymałość części s-ka
38.	Włączanie pilota automat. AP-28J-2V jest dopuszczalne: a/ na $H > 1000$m b/ na $H = 1000$-3000 m przy $V_p \leqslant 800$ km/h	Bezp. lotu
39.	Warunki eksploatacji samolotu na lotniskach: a/ wytrzym. lotnisk gruntowych $P \geqslant 8$ kG/cm^2 $m_{s-tu} \leqslant 14000$ kg b/ droga startowania /1/ nie krótsza niż 2500 m	Bezpieczne warunki lądowania

3.9. OGRANICZENIA EKSPLOATACYJNE SAMOLOTÓW TYPU "LTM" WSZYSTKICH WERSJI I MODYFIKACJI

A. Ograniczenia dotyczące płatowców

Lp.	Rodzaj ograniczeń	UT-MiG-15 SB Lim-1	Lim-2 SB Lim-2	SB Lim-2A	Lim-5 Lim-6 bis
1	2	3	4	5	6
	LOT ZE ZBIORNIKAMI DODATKOWYMI	2x400 l	2x400 l	2x600 l	2x400 l
1.	Maksymalne dopuszczalne napełnienie	2x300 l	2x400 l	2x600 l	2x400 l
2.	Maksymalna prędkość przyrząd. V_p /km/h/:				
	a/ z przeciążeniem $n_z \leq 1$	700	800	800	900
	b/ z przeciążeniem $n_z > 1$:				
	- ze zbiornikami napełnionymi	600	700	700	800
	- ze zbiornikami opróżnionymi	700	800	800	900
3.	Maksymalna prędkość rzeczywista V_{rz} /km/h/	900	900	900	1000
4.	Maksymalne dopuszczalne przeciążenie n_z:				
	a/ ze zbiornikami napełnionymi	3,0	4,5	4,5	4,5
	b/ ze zbiornikami opróżnionymi	4,5	6,5	6,5	6,5
	LOT BEZ ZBIORNIKÓW DODATKOWYCH				
5.	Maksymalna prędkość przyrządowa V_p /km/h/				1060
6.	Maksymalne dopuszczalne przeciążenie n_z	8	8	8	8
7.	Maksymalna prędkość rzeczywista V_{rz} /km/h/:				
	a/ na wszystkich H lotu	1050	1070	1070	
	b/ na H=3000-7000 m				1150
	c/ na H>7000 m				1100
8.	Kolejność zużycia paliwa z instal. bez zbiorników dodatkowych:				
	a/ ze zbiornika głównego	60 l	300-350 l		200 l
	b/ ze zbiornika tylnego	całkowicie	całkowicie		całkowicie
	c/ ze zbiornika głównego	pozostałość	pozostałość		pozostałość

1	2	3	4	5	6
9.	Kolejność zużycia paliwa z instal. ze zbiornikami dodatkowymi:				
	a/ ze zbiornika głównego	40 l	100 l		100 l
	b/ ze zbiornika dodatkowego	całkowicie	całkowicie		całkowicie
	c/ ze zbiornika głównego	20 l	200-250 l		100 l
	d/ ze zbiornika tylnego	całkowicie	całkowicie		całkowicie
	e/ ze zbiornika głównego	całkowicie	pozostałość		pozostałość
10.	Prędkość wznoszenia V_z /m/s/:				
	a/ H $\leqslant$ 1000 m	32	34	44	39,6
	b/ H= 11000 m	6	10	16	13,4 /33 dopal/
	c/ H= 14000 m	0,5	0,4	6	8,0 /17,5 dopal/
11.	Pułap prakt.:				
	- bez zbiorn. dodatk. /m/	14000	13950	15600	11000 /16470 dop/
	- ze zbiorn. dodatk. /m/	13000	12950	14500	13200 /15400 dop/

B. Ograniczenia dotyczące silników

Lp.	Rodzaj ograniczeń	Lis-1 na s-tach UTMiG-15, SBLim-2	Lis-2 na s-tach Lim-2; SBLim-2; SBLim-2A	Lis-5 na s-tach Lim-5; Lim-6; Lim-6bis; Lim-6M
1	2	3	4	5
1.	Dopuszczalne obroty silnika /obr./min./:			
	a/ na zakresie minimalnym	2500 ± 100	2500 ± 100	2500 ± 100
	b/ na zakresie przelotowym	4500-11600	4500-10800	4500-1080
	c/ na zakresie nominalnym	12000^{+60}_{-100}	11200^{+50}_{-}	11200
	d/ na zakresie maksymalnym:			
	- temp. otoczenia t> -10°C	12000^{+60}_{-100}	11560^{+60}_{-100}	11560^{+60}_{-100}
	- temp. otoczenia t< -10°C	12000^{+60}_{-100}	11560^{+60}_{-100}	11560^{+60}_{-100}

1	2	3	4	5
	e/ na zakresie maksymalnym z dopal.:			
	- temp, otoczenia t > -10°C	-	-	11560^{+60}_{-100}
	- temp. otoczenia t < - 10°C	-	-	11560^{+60}_{-100}
	UWAGA: Dopuszczalny zarzut obrotów powyżej max.	250	250	250
2.	Dopuszczalna temperatura gazów /°C/:			
	a/ na zakresie minimalnym:			
	- przy temp. otoczenia t < +15°C	545	540	540
	- przy temp. otoczenia t > +15°C	550	550	550
	b/ na zakresie przelotowym	545-645	540-640	540-640
	c/ na zakresie nominalnym	680	670	685
	d/ na zakresie maksymalnym:			
	- wysokość H ≤ 14000 m	680	690	720
	- wysokość H > 14000 m	680	690	745
	e/ na zakresie maksymalnym z dopalaniem:			
	- wysokość H ≤ 14000 m	-	-	720
	- wysokość H > 14000 m	-	-	745
	UWAGA: Dopuszczalny zarzut temp. max Δt			
3.	Ciśnienie oleju /kG/cm^2/:			
	a/ na zakresie minimalnym:			
	- obroty n = 2500-100 obr/min	0,2	0,2	0,2
	- obroty n > 2500 obr/min	1,4-3,5	1,4-3,5	1,4-3,5
	b/ na zakresie przelotowym	1,4-3,5	1,4-3,5	1,4-3,5
	c/ na zakresie nominalnym	1,4-3,5	1,4-3,5	1,4-3,5
	d/ na zakresie maksymalnym	1,4-3,5	1,4-3,5	1,4-3,5
	e/ na zakresie maksymalnym z dopal.			1,4-3,5
4.	Maksymalny czas pracy /min/:			
	a/ na zakresie minimalnym:			
	- na ziemi	10	10	10
	- w powietrzu	nieogran.	nieogran.	nieogran.
	b/ na zakresie przelotowym	nieogran.	nieogran.	nieogran.
	c/ na zakresie nominalnym:			
	- na ziemi	3	3	3
	- w powietrzu	30	30	30

1	2	3	4	5
	d/ na zakresie maksymalnym:			
	- na ziemi	3	1	1
	- w powietrzu:			
	1 na wysokości H ⩽ 10000 m		5	6
	2 na wysokości H > 10000 m		5	10
	e/ na zakresie maksymalnym z dopalaniem:			
	- na ziemi			10 s
	- w powietrzu:			
	1 na wysokości H ⩽ 7000 m			3
	2 na wysokości H > 7000 m			6

C. Ograniczenia pozostałe dotyczące samolotów Lim

Lp.	RODZAJ OGRANICZEŃ	PRZYCZYNY OGRANICZEŃ
1	2	3
1.	Dopuszczalna prędkość z wypuszcz. podwoziem - $V_p \leq$ 500 km/h	Wytrzymałość zamków podw.
2.	Dopuszczalna prędkość przyrządowa z wychylonymi klapami a/ w położeniu startowym - $V_p \leq$ 450 km/h b/ w położeniu do lądowania - $V_p \leq$ 400 km/h	Wytrzymałość klap
3.	Maksymalna długotrwałość lotu z przeciążeniem: a/ ujemnym $n_z \leq -0,1$ - t $\leq$ 15s b/ bliskim zera $n_z = -0,1 \div +0,1$ - t $\leq$ 2s c/ ujemnym i włączonym dopalaniu - t $\leq$ 5s	Wytrzymałość konstrukcji samolotu
4.	Minimalna ilość paliwa w zbiorniku głównym, przy której można wykonywać lot z przeciążeniem ujemnym - $Q_p \geq$ 550 l	Nieprzerwana praca s-ka
5.	Dopuszcza się włączenia dopalania tylko na zakresie maksymalnym pracy silnika na H $\leq$ 15000 m w locie z prędkością: a/ na wysokości H $\leq$ 2000 m - $V_p \geq$ 400 km/h b/ na wysokości H > 2000 m - $V_p \geq$ 300 km/h UWAGA: Powtórne włączenie dopalania dopuszczalne jest po ochłodzeniu na obrotach n = 11200 obr/min po czasie t $\geq$ 3 min	Pewność włączenia dopal.
6.	Prędkość wznoszenia: a/ H $\leq$ 1000 m - V_z = 32 m/s b/ H = 11000m - V_z = 6 m/s c/ H = 14000m - V_z = 0,5 m/s	Bezpieczeństwo lotu
7.	Dopuszczalna prędkość holowania samolotu: a/ po nawierzchni betonowej - V $\leq$ 15 km/h b/ po nawierzchni gruntowej - V $\leq$ 6 km/h	Wytrzymałość podwozia "
8.	Dopuszczalna prędkość kołowania: a/ po nawierzchni betonowej - V $\leq$ 30 km/h b/ po nawierzchni gruntowej - V $\leq$ 15 km/h	
9.	Prędkość oderwania - V_p = 220-230 km/h	Wytrzym. opon
10.	Prędkość przyziemienia: a/ samolot Lim-5, Lim-6 - V_p = 270-290 km/h b/ Lim-2, SBLim, UTMiG-15 - V_p = 260-270 km/h	Wytrzymałość podwozia
11.	Warunki uruchamiania silnika w locie: a/ lot na wysokości H = 6000 m: - samolot Lim-2, UTMiG-15 - V_p = 300-320 km/h, n = 800-950 - samoloty Lim-5, Lim-6- V_p = 300-320 km/h, n = 800-950 obr/min.	Bezpieczeństwo lotu

1	2	3
	- samoloty Lim-5, Lim-6 - V_p = 300-320 km/h, n = 800-950 obr/min.	
	b/ lot na wysokości H = 5000 m - V_p = 300/400 km/h n = 800-1150	
	c/ lot na wysokości H = 4000 m: - samolot Lim-2, UTMiG-15 - V_p = 300-450 km/h, n = 800-1250	
	- samoloty Lim-5, Lim-6 - V_p = 300-500 km/h, n = 800-1250	
	d/ lot na wysokości H = 3000 m: - samoloty Lim-2, UTMiG-15 - V_p = 300-500 km/h, n = 800-1350	
	- samoloty Lim-5, Lim-6 - V_p = 300-600 km/h n = 800-1350 obr/min	
	UWAGA: Powtórne uruchamianie silnika przeprowadzać po upływie 20-30 s od momentu zamknięcia zaworu odcinającego. Cykl uruchamiania silnika w locie wynosi $t \leqslant 45$ s.	
12.	Bezpieczne warunki opuszczenia samolotu w powietrzu:	Czas zadział. automatyki układu
	H = 600-4000 m, V_p = 350-400 km/h	
13.	Najmniejsza zalecana wysokość opuszczania samolotu:	- " -
	a/ w locie poziomym - $H \geqslant 600$ m	
	b/ w locie nurkowym - $H \geqslant 1000$ m	
14.	Minimalna dopuszczalna wysokość katapultowania się z lotu poziomego - $H \geqslant 250$ m	- " -
	UWAGA:	
	1. W samolocie dwumiejscowym jako pierwszy zrzuca osłonę kabiny pilot z drugiej kabiny.	
	2. Przy $H < 600$ m należy zwiększyć wysokość kosztem prędkości lotu.	
15.	Maksymalna prędkość, przy której można opuścić samolot bez pomocy fotela katapultowego, wynosi - $V_p \leqslant 400$ km/h	Bezpieczeństwo pilota

3.10. OGRANICZENIA EKSPLOATACYJNE SAMOLOTU TS-11 "ISKRA"

Lp.	RODZAJ OGRANICZEŃ	PRZYCZYNA OGRANICZEŃ
1	2	3
1.	Maksymalna dopuszczalna prędkość przyrządowa lotu $V_p \leq 750$ km/h	Drgania typu flatter
2.	Maksymalna dopuszczalna prędkość przyrządowa lotu z wychylonymi klapami zaskrzydłowymi - $V_p \leq 350$ km/h	Wytrzym. zamków klap
3.	Maksymalna dopuszczalna prędkość przyrządowa lotu z wypuszczonym podwoziem - $V_p \leq 350$ km/h	Wytrzym. zamków podwozia
4.	Maksymalna dopuszczalna prędkość przyrządowa lotu w burzliwej atmosferze $V_p \leq 670$ km/h. $V_z \leq 15$m/s	Drgania
5.	Maksymalna dopuszczalna prędkość przyrządowa przyziemienia samolotu - $V_p \leq 200$ km/h	Wytrzymałość podwozia
6.	Maksymalna prędkość przyrządowa rozpoczecia hamowania kół podwozia - $V_p \leq 140$ km/h	Poj. cieplna układu hamulcowego
7.	Minimalna prędkość przyrządowa lotu s-tu - $V_p \geq 200$ km/h	Początek zwalania się
8.	Dopuszczalne przeciążenie pionowe samolotu - $n_z = +8 - -4$	Wytrzymałość s-tu
9.	Dopuszczalny czas lotu odwróconego - $t \leq 40$s	Praca instalacji paliwa
10.	Dopuszczalny czas lotu z przeciążeniami ujemnymi i bliskimi zera - $0.2 < n_z < +0.1$ - $t \leq 8$s	"
11.	Maksymalna dopuszczalna masa samolotu: a/ do lądowania - $m_l \leq 3500$ kg b/ do startu - $m_s \leq 3838$ kg	Wytrzymałość konstrukcji
12.	Maksymalna dopuszczalna liczba M = 0,8 UWAGA: Niedopuszczalne są starty z DS /betonowych/ pokrytych kałużami wody o powierzchni większej niż 10 m^2 i głębokości większej niż 2m.	Drgania typu flatter
13.	Prędkość holowania samolotu - $V_{hol} = 10$-15 km/h	Bezpiecz. lotu
14.	Prędkość kołowania: a/ z podwieszeniami - $V \leq 15$ km/h b/ bez podwieszeń - $V \leq 30$ km/h	"
15.	Prędkość oderwania s-tu - $V_p \leq 200$ km/h	Wytrzym.podwozia
16.	Prędkość przyziemienia s-tu - $V_p \leq 200$ km/h	"
17.	Dopuszczalna masa samolotu do wykonywania figur pilotażu - $m_p \leq 3660$ kg	Wytrzymałość konstrukcji

1	2	3
18.	Maksymalna temperatura gazów wylotowych /°C/ a/ silnik SO-1 i SO-3: 1 zakres pracy minimalny: - na ziemi - t ≤ 660°C - w powietrzu - t ≤ 660°C 2 zakres pracy przelotowy - t ≤ 620°C 3 zakres pracy nominalny: - w powietrzu - t ≤ 670°C - na ziemi - t ≤ 670°C 4 zakres pracy maksymalny: - na ziemi - t ≤ 720°C - w powietrzu - t ≤ 720°C	Wytrzymałość turbiny
19.	Prędkość obrotowa /obr/min/: a/ silnik SO-1 i SO-3: 1 zakres pracy minimalny na ziemi - n = 6900+100 2 zakres pracy przelotowy - n = 14500 3 zakres pracy nominalny - n = 15100 4 zakres pracy maksymalny - na ziemi n = 15600-100 5 zakres pracy maksym. - w powietrzu: - silnik SO-1 - 15300-15600 - silnik SO-3 - 15300-15700	"
20.	Minimalne ciśnienie oleju /kG/cm^2/: a/ silnik SO-1 i SO-3: 1 zakres pracy minimalny - $p_{ol} \geq 1,3$ 2 zakres pracy przelotowy - $p_{ol} > 1,9-2,3$ 3 zakres pracy nominalny na ziemi - $p_{ol}=2,1-2,3$ 4 zakres pracy nominalny w pow. - $p_{ol}=1,9-2,3$ 5 zakres pracy maksymalny na ziemi - $p_{ol}=2,1-2,3$ 6 zakres pracy maksymalny w pow. - $p_{ol}=1,9-2,3$	Zatarcie się łożysk s-ka
21.	Dopuszczalny czas pracy: a/ silnik SO-1 i SO-3: 1 zakres pracy minimalny - t nieogran. 2 zakres pracy przelotowy - t nieogran. 3 zakres pracy nominalny: - silnik SO-1 - t= 30 min. - silnik SO-3 - t= 40 min. 4 zakres pracy maksym. w pow. - t = 10 min	Wytrzymałość części s-ka
22.	Warunki bezpiecznego opuszczenia s-tu w locie przy pomocy fotela katapultowego: a/ wysokość: - lot poziomy - H ≥ 600 m - lot nurkowy - H ≥ 1000 m b/ prędkość - V_p = 300-250 km/h Pierwszy zrzuca ruchomą osłonę kabiny i katapultuje się pilot z drugiej kabiny.	Czas zadziałania automatu

3.11. OGRANICZENIA EKSPLOATACYJNE ŚMIGŁOWCA MI-24D

Lp.	RODZAJ OGRANICZEŃ	PRZYCZYNY OGRANICZEŃ
1	2	3
1.	Dopuszczalna prędkość kołowania po twardej i równej powierzchni gruntowej: a/ przy prędkości wiatru V = 15 m/s - $V_{koł} \leqslant$ 20 km/h b/ przy prędkości wiatru V = 15-20 m/s zezwala się na wykonywanie podlotów	Wytrzymałość podwozia
2.	Dopuszczalna prędkość wiatru podczas wykonywania lotów w zawisie, startu i lądowania: a/ czołowego - V $\leqslant$ 25 m/s b/ bocznego i tylnego - V $\leqslant$ 10 m/s	Bezpieczeństwo latania
3.	Zawis przy ziemi wykonywać na H 10 m w lotach zwykłych UWAGA: Zawis na wysokościach H $\leqslant$ 10 m zezwala się wykonywać podczas przewożenia ładunków zawieszonych na zewnątrz śmigłowca, podczas startu i lądowania na płaszczyznach z przeszkodami na podejściach a także podczas działań taktycznych. Podczas wykonywania zawisu należy zwiększyć moc silników do zakresu startowego w czasie t $\geqslant$ 5s, obroty wirnika nośnego n $\geqslant$ 93%.	"
4.	Dopuszczalna prędkość wiatru przy wykonaniu zwrotów o dowolny kąt w zawisie przy ziemi - V 10 m/s UWAGA: Przy prędkości wiatru V=10-25 m/s zawis wykonywać tylko pod wiatr. Zwroty w zawisie wykonywać z prędkością kątową $\omega \leqslant 18^{0}$/s /całkowity obrót w czasie 20s/. Przemieszczenie śmigłowca i podloty wykonywać na wysokościach H $\leqslant$ 10 m, mając zapas wysokości Δ H $\geqslant$ 2m nad przeszkodą. Przemieszczanie bokiem i tyłem wykonywać pod wiatr przy prędkości wiatru V $\leqslant$ 5 m/s.	"
5.	Dopuszczalna prędkość podczas przemieszczania śmigłowca: a/ w dzień - V $\leqslant$ 20 km/h b/ w nocy - V $\leqslant$ 15 km/h UWAGA: Loty na minimalnej wysokości w dzień nad równą powierzchnią zezwala się wykonywać nie niżej niż H $\geqslant$ 15 m, nad powierzchnią o zmiennej konfiguracji - H $\geqslant$ 20 m; w nocy - niezależnie od ukształtowania terenu - H $\geqslant$ 150 m.	Wytrzymałość podwozia
6.	Dopuszczalna prędkość maksymalna V_{maks} /km/h/: a/ masa śmigłowca m $\leqslant$ 11200 kg: H = 0 m - V = 335	Wytrzymałość konstrukcji

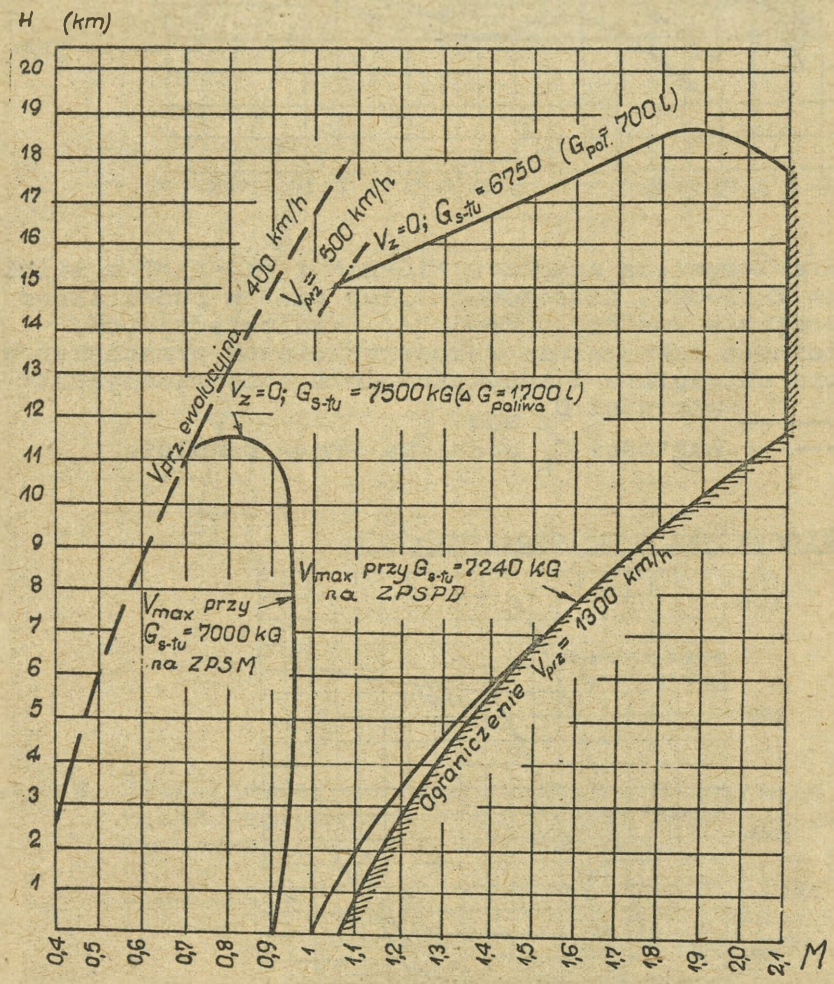
1	2	3
	H=500 m - V = 320 H=1000 m - V = 310 H=2000 m - V = 285 H=3000 m - V = 225 H=4000 m - V = 180 b/ masa śmigłowca m = 11200 - 11500 kg: H = 0 m - V = 315 H = 500 m - V = 305 H = 1000 m - V = 290 H = 2000 m - V = 265 H = 3000 m - V = 215 H = 4000 m - V = 140 c/ masa śmigłowca m = 11500 - 11800 kg: H = 0 m - V = 250 H = 500 m - V = 250 H = 1000 m - V = 250 H = 2000 m - V = 200 H = 3000 m - V = 150 H = 4000 m - V = -	
7.	Dopuszczalna prędkość minimalna V_{min}/km/h/: a/ masa śmigłowca m = 11200 kg: H = 0 m - V = 50 H = 500 m - V = 50 H = 1000 m - V = 50 H = 2000 m - V = 50 H = 3000 m - V = 50 H = 4000 m - V = 70 b/ masa śmigłowca m = 11200 - 11500 kg: H = 0 m - V = 50 H = 500 m - V = 50 H = 1000 m - V = 50 H = 2000 m - V = 50 H = 3000 m - V = 50 H = 4000 m - V = 70 c/ masa śmigłowca m = 11500 - 11800 kg: H = 0 m - V = 50 H = 500 m - V = 50 H = 1000 m - V = 50 H = 2000 m - V = 70 H = 3000 m - V = 70	Bezpieczeństwo latania
8.	Dopuszczalna prędkość lotu z wypuszczonym podwoziem oraz prędkość chowania i wypuszczania podwozia - V ⩽ 160 km/h	Wytrzym. zamków podwozia
9.	Minimalna prędkość lotu w czasie chowania podwozia po starcie: a/ w dzień - V = 70 km/h b/ w nocy - V = 150 km/h	"
10.	Minimalna wysokość chowania podwozia: a/ w dzień - H ⩾ 15 m b/ w nocy - H ⩾ 50 m	Bezpieczeństwo latania
11.	Maksymalna wysokość lotu: a/ normalna masa do startu - H = 4500 m b/ maksymalna masa do startu - H = 4300 m c/ masa większa niż 11500 kg - H = 3000 m	"

1	2	3
	UWAGA: Maksymalna prędkość lotu w wariancie z ładunkiem podwieszonym na zewnątrz - V ≤ 250 km/h	
12.	Maksymalna dopuszczalna prędkość przyziemienia podczas lądowania - V ≤ 60 km/h	Wytrzymałość podwozia
13.	Prędkość początku hamowania kół na dobiegu - V ≤ 50 km/h	"
	UWAGA: Prędkość zniżenia podczas pionowego opadania na H = 200-10 m - V ≤ 2 m/s, zaś na H = 10 - 0 m - V ≤ 0,2 m/s	
14.	Na wykonanie lotów z pilotem automat. zezwala się:	Bezpieczeństwo latania
	a/ w locie poziomym na H ≥ 50 m b/ na zakresie "MARSZRUT" w locie poziomym na H = 50-3000 m z V od 120 km/h do maksymalnej c/ w zawisie, podczas wznoszenia pionowego i zniżania na zakresach "WYSOTA" "WISIENIJE" na H = 5-10 m /dopuszcza się H ≤ 50m/	
	UWAGA: Zezwala się na włączanie pilota automat. przy prędkości wiatru V ≤ 5 m/s.	
15.	Maksymalna prędkość lotu z ładunkiem zewnętrznym:	"
	a/ długość linii głównej l = 6 m - V ≤ 250 km/h b/ " " " l =21 m - V ≤ 100 km/h	
	UWAGA: Zaczepianie ładunku do śmigłowca będącego w zawisie tylko wówczas, gdy lina jest dłuższa niż 3 m. Zakręty z ładunkiem podwieszonym na zewnątrz śmigłowca z kątami przechylenia nie większymi niż 30°.	
16.	Masa startowa śmigłowca m_{st} /kg/:	
	a/ normalna 11200 kg b/ maksymalna 11500 kg c/ maksym. w war. łącznik 11800 kg d/ maks.z ład.zewnętrznym 11500 kg	
17.	Maksymalna dopuszczalna masa przewożonych ładunków:	Wytrzymałość konstrukcji
	a/ w kabinie ładunkowej - 1500 kg b/ na zewnątrz śmigłowca - 2000 kg	
18.	Liczba osób przewożonych w kabinie ładunkowej	"
	a/ pasażerów w fotelach - 8 b/ rannych na noszach - 4	
19.	Minimalne wymiary płaszczyzny do lądowania i startu:	Bezpieczeństwo latania
	a/ bez przeszkód terenowych na podejściu - S = 50 x 50 m b/ z przeszkodami pionowymi H ≤ 15 m - S = 50x130m-340m	
20.	Minimalne wymiary płaszczyzny do startu i lądowania sposobem samolotowym powinny wynosić:	"
	a/ na wysokości H ≤ 1500 m - S = 75x250 m b/ na wysokości H = 1500-3000 m - S = 75X350 m	

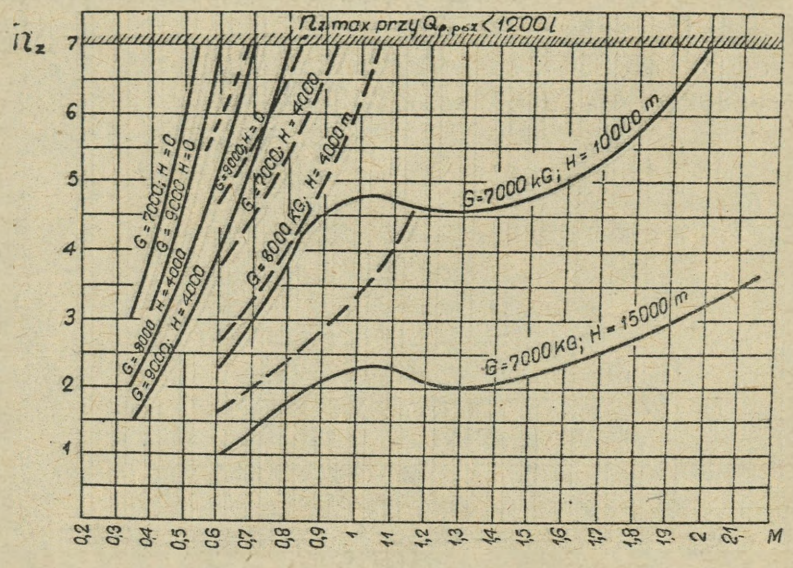
1	2	3
21.	Warunki bezpiecznego awaryjnego opuszczania śmigłowca przez załogę z użyciem spadochronów: a/ wysokość lotu H $\geqslant$ 120 m b/ prędkość dla wariantu bojowego i transportowego: - z kabiny operatora - V $\leqslant$ 320 km/h - z kabiny pilota - V $\leqslant$ 250 km/h c/ prędkość dla wariantu bojowego z podw. środk. rażenia: - z kabiny operatora - V $\leqslant$ 250 km/h - z kabiny pilota - V $\leqslant$ 180 km/h - z kabiny ładunkowej- V $\leqslant$ 200 km/h	Czas zadziałania mechnizmu otwarcia spadochronu
22.	Maksymalne dopuszczalne obroty wirnika nośnego /%/: a/ zakres minimalny - n = 55+10 b/ zakres przelotowy - n = 95+2 c/ zakres nominalny - n = 95+2 d/ zakres startowy - n = 92+94	Wytrzymałość łopat
23.	Temperatura gazów przed turbiną /°C/: a/ zakres minimalny - t $\leqslant$ 780 b/ zakres przelotowy - t $\leqslant$ 910 c/ zakres nominalny - t $\leqslant$ 955 d/ zakres startowy - t $\leqslant$ 990	Wytrzymałość turbiny
24.	Ciśnienie oleju w silniku /kG/cm^2/ a/ zakres minimalny - p $\geqslant$ 2 b/ zakres przelotowy - p = 3-4 c/ zakres nominalny - p = 3-4 d/ zakres startowy - p = 3-4	Możliwość zatarcia s-ka
25.	Dopuszczalny czas ciągłej pracy s-ka /min/ a/ zakres minimalny - t $\leqslant$ 20 b/ zakres przelotowy - t - nieograniczony c/ zakres nominalny - t $\leqslant$ 60 d/ zakres startowy - t $\leqslant$ 15	Wytrzymałość części s-ka
26.	Minimalna dopuszczalna przerwa między kolejnymi włączeniami zakresu startowego - t $\geqslant$ 5 min.	"
27.	Zezwala się na uruchomienie silnika w locie w celach szkoleniowych przy autorotacyjnych obrotach wirnika nie przekraczających - 7%	Bezpieczeństwo latania
28.	Maksymalna wysokość lotu, przy której zezwala się: a/ stosować uzbrojenie kierowane - H $\leqslant$ 2500 m b/ wykonywać starty i lądowania - H $\leqslant$ 3000 m	"
29.	Zabrania się: a/ przewożenia ładunków zewnętrznych w terenie górzystym b/ w warunkach oblodzenia wykon.lotów przy temp. t $\leqslant$ -10°C UWAGA: Po wystrzeleniu 400 nabojów z KM 9A-624 przy temp.otoczenia t $\leqslant$ +20°C należy KM chłodzić w czasie t $\geqslant$ 25min; jeżeli t $\geqslant$ +25°C, czas chłodzenia winien wynosić t $\geqslant$ 35 min.	"

4. UZUPEŁNIAJĄCE CHARAKTERYSTYKI MOŻLIWOŚCI TAKTYCZNO-TECHNICZNYCH SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW

4.1. Charakterystyki samolotów MiG-21M i MiG-21MF

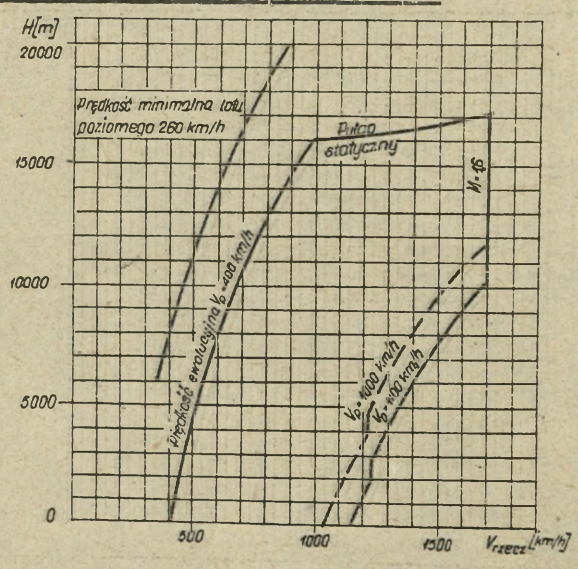


Rys.4.1.1. Charakterystyka rozporządzalnych prędkości lotu /liczb "M"/ samolotu MiG-21M i MiG-21MF z silnikiem R-13-300 w zależności od wysokości /samolot uzbrojony jest w dwa pociski R-3S/

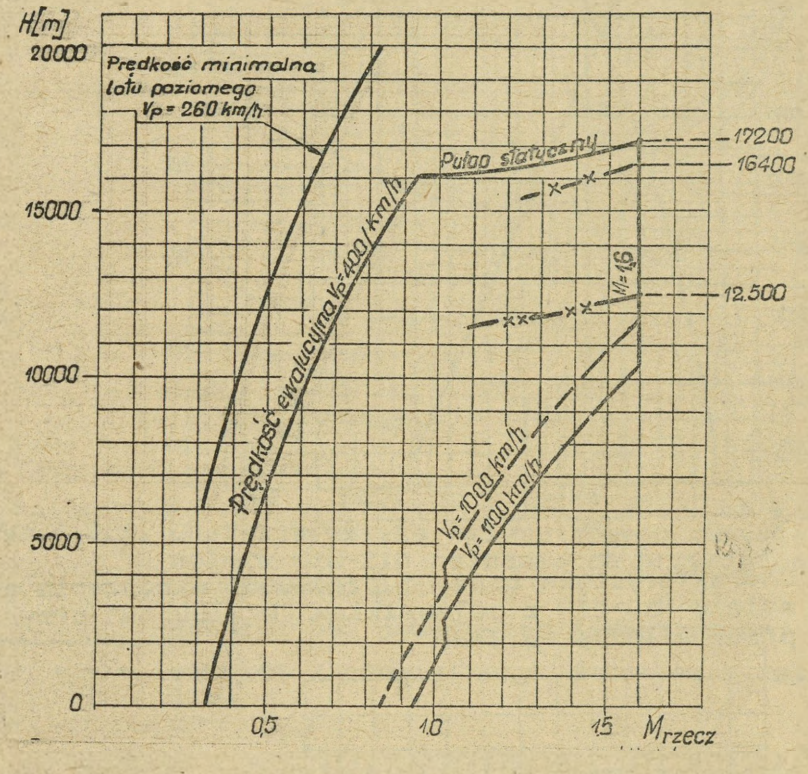


Rys.4.1.2. Charakterystyka samolotu MiG-21M i MiG-21MF z silnikiem R-13-300, uzbrojonego /lub nie/ w podwieszane uzbrojenie /według ograniczeń eksploatacyjnych/ - zależność maksymalnie rozporządzalnych przeciążeń w locie od ciężaru i wysokości lotu, odpowiadająca:
_____ wartości $C_{z\ max}$
-------- wartości C_z początku drgań samolotu

4.2. Charakterystyki samolotów MiG-21R



Rys.4.2.1. Charakterystyka rozporządzalnych zakresów prędkości lotu samolotu MiG-21R zależnie od wysokości w warunkach atmosfery standardowej:
_____ samolot z podwieszonym pojemnikiem "D" lub "R" bez dodatkowych zbiorników paliwa;
-------- samolot z pojemnikiem "D" lub "R" i dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa



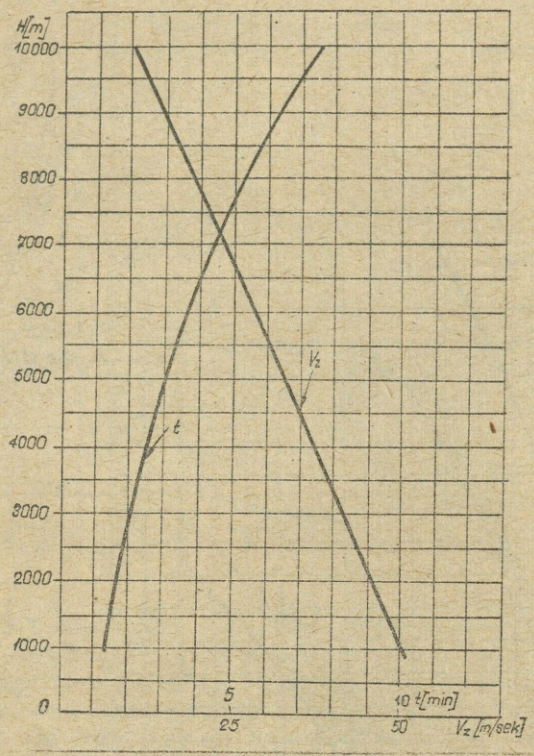
Rys.4.2.2. Charakterystyka rozporządzalnych zakresów liczb M lotu samolotu MiG-21R zależnie od wysokości w warunkach atmosfery standardowej:

———— samolot z pojemnikiem "D" lub "R" bez dodatkowych zbiorników paliwa i bez podwieszonego uzbrojenia, przy pracy silnika na ZPSPD;

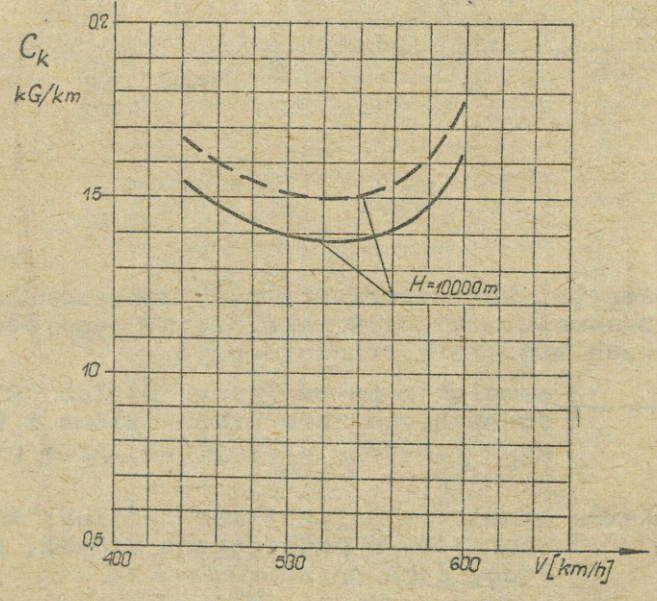
-x-x-x-x-x samolot z pojemnikiem "D" lub "R" uzbrojony w podwieszone 2xR-3S, przy pracy s-ka na ZPSPD;

- - - - - samolot z pojemnikiem "D" lub "R" i dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa, przy pracy silnika na ZPSPD;

-xx-xx-xx- samolot z pojemnikiem "D" lub "R" i dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa, przy pracy silnika na ZPSM.



Rys.4.2.3. Charakterystyka czasu i prędkości wznoszenia samolotu MiG-21R z pojemnikiem "D" lub "R" przy pracy silnika na ZPSM

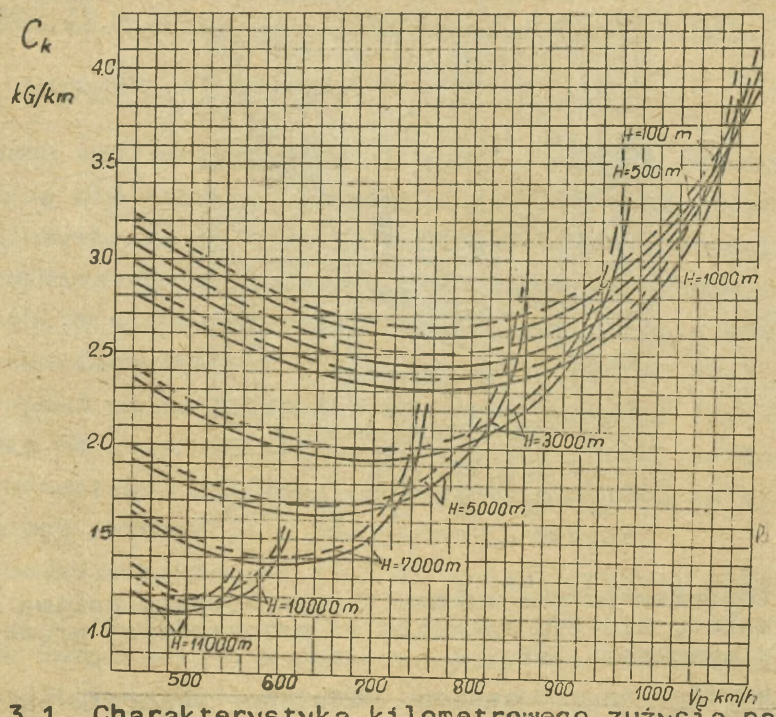


Rys.4.2.4. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa zależnie od prędkości lotu samolotu MiG-21R na wysokości H=10000m:

———— samolot z pojemnikiem "D" lub "R" bez dodatkowych zbiorników paliwa i innych podwieszeń;

– – – – – samolot z pojemnikiem "D" lub "R" i dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa

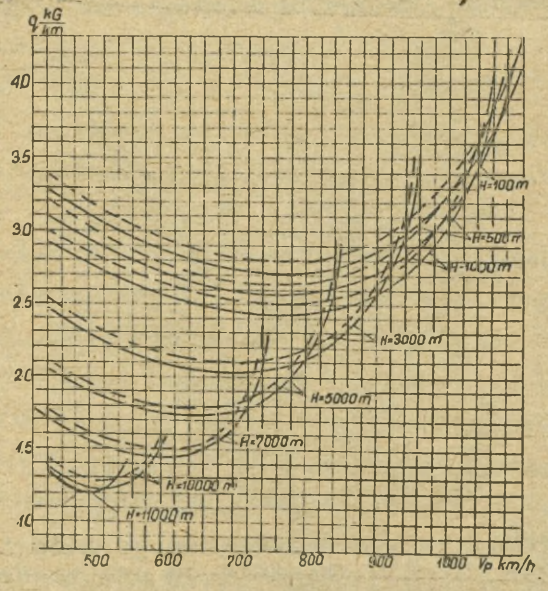
4.3. Charakterystyki samolotów MiG-21U



Rys.4.3.1. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa samolotu MiG-21U zależnie od przyrządowej prędkości i wysokości lotu:

_____ samolot bez podwieszeń zewnętrznych;

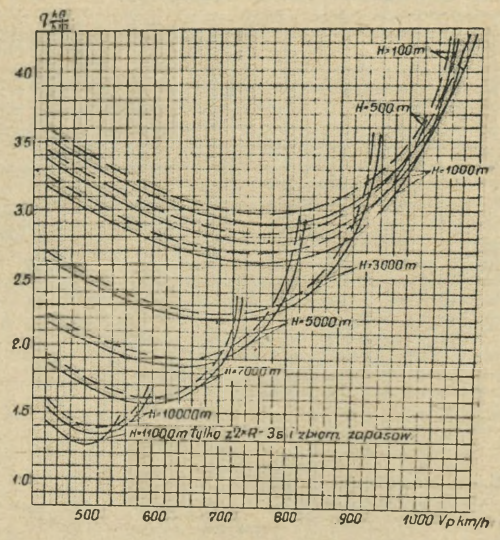
- - - - - samolot z podwieszonym dodatkowym zbiornikiem paliwa



Rys.4.3.2. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa samolotu MiG-21U zależnie od przyrządowej prędkości i wysokości lotu; samolot bez podwieszanego zbiornika paliwa, a z podwieszonym uzbrojeniem:

_____ dwa pociski rakietowe R-3S

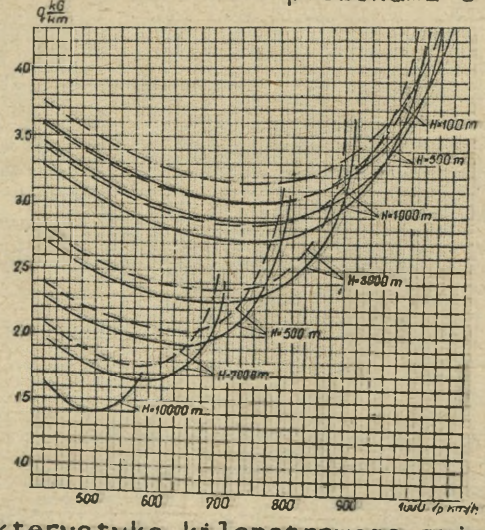
- - - - - - dwie wyrzutnie UB-16-57U z pociskami S-5



Rys.4.3.3. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa samolotu MiG-21U zależnie od przyrządowej prędkości i wysokości lotu:

———— samolot ma podwieszony dodatkowy zbiornik paliwa oraz dwa pociski rakietowe R-3S albo zasobnik z działkiem /w miejsce dodatkowego zbiornika paliwa/ oraz dwie wyrzutnie UB-16-57U z pociskami S-5, albo też dwie bomby OFAB-100 /bez dodatkowego zbiornika paliwa/;

- - - - - samolot ma dodatkowy zbiornik paliwa oraz dwie wyrzutnie UB-16-57U z pociskami S-5



Rys.4.3.4. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa samolotu MiG-21U zależnie od przyrządowej prędkości i wysokości lotu:

———— samolot z dwiema bombami FAB-250, bez dodatkowego zbiornika paliwa;

- - - - - samolot z dwiema bombami FAB-250 i podwieszonym dodatkowym zbiornikiem paliwa

4.4. Taktyczne promienie działania samolotów typu MiG-21 oraz MiG-23 w lotach na przechwycenie celów powietrznych

4.4.1. Warunki obliczeniowe

1. Taktyczne promienie działania samolotów oraz rubieże przechwyceń obliczone są dla zasięgu wykrywania własnych RLS. Biorąc pod uwagę możliwość uzyskania informacji radiolokacyjnej od sąsiada, przyjmuje się, że na kierunku zachodnim i południowo-zachodnim rubieże przechwycenia znajdują się na granicy polskiej przestrzeni powietrznej.
2. W obliczeniach taktycznych promieni działania oraz możliwych rubieży przechwyceń celów powietrznych przez samoloty typu MiG z położenia dyżurowania na lotnisku w gotowości bojowej nr 1 uwzględniono:
- czas uruchomienia silnika i kołowania samolotu na start - 4 min.;
- czas obiegu informacji i podejmowania decyzji - 2 min.;
- czas wykonania zakrętu o 180° do ataku z tylnej półsfery - równy 1 min 30 s.

W sumie uwzględniono w obliczeniach 7 min 30 s czasu pasywnego.

Uwaga: Dla samolotów MiG-23MF atakujących przechwytywane cele z przedniej półsfery atakiem czołowym wspomniany czas pasywny wynosi tylko 6min.

3. W obliczeniach możliwych rubieży przechwyceń celów powietrznych przez samoloty typu MiG z położenia dyżurowania w powietrzu nad lotniskiem /w rejonie lotniska/ uwzględniono:
- czas obiegu informacji i podejmowania decyzji - 2 min;
- czas zakrętu o 180° do ataku z tylnej półsfery - 1 min 30 s;

W sumie przyjęto więc czas pasywny 3 min 30 s, przy czym dla samolotów MiG-23MF wykonujących atak czołowy czas pasywny wynosi tylko 2 min.

4. W obliczeniach bilansu i zużycia paliwa uwzględniono:
- pozostawanie w instalacji paliwowej samolotu określonej reszty paliwa jako niezużywalnej /niewyczerpywalnej/;
- zużycie określonej ilości paliwa na uruchomienie silnika i kołowanie samolotu na start po zakończonej próbie silnika;
- zużycie paliwa na lot po kręgu do lądowania w czasie 4 min;
- zapas bezpieczeństwa określony dyrektywnie jako zapas paliwa dla samolotów MiG-21 i MiG-23 równy odpowiednio: 500 l i 800 l;
- przyjęty z założenia nawigacyjny zapas paliwa w ilości 10% obliczonego zapasu rozporządzalnego paliwa do zużycia w powietrzu;
- ciężar właściwy paliwa przyjęty w obliczeniach - 0,79 g/cm^3.

4.4.2. Taktyczne promienie działania samolotów MiG - 23 MF

Wariant napełnienia paliwem	Warunki lotu	Wysokość lotu /m/										
		100	500	1000	3000	5000	7000	10000	12000	14000	16000	17500
Zbiorniki zasadnicze	V_{rz} /km/h/	800	800	800	820	830	840	850	1950	2150	2500	2150
	M	0,65	0,65	0,65	0,7	0,75	0,75	0,75	1,83	2,00	2,35	2,0
	t_{lotu} /min/	64	66	68	80	88	107	124	35	34	34	34
	R /km/	370	385	400	470	530	680	780	230	240	250	250
Zbiorniki zasadnicze i zbiornik dodatkowy 800l	V_{rz} /km/h/	800	800	800	820	830	840	850	-	-	-	-
	M	0,65	0,65	0,65	0,7	0,75	0,75	0,75	-	-	-	-
	t_{lotu} /min/	71	72	73	89	102	121	145	-	-	-	-
	R /km/	420	430	440	565	665	780	980	-	-	-	-
Zbiorniki zasadnicze i 2 zbiorniki dodatkowe po 800l	V_{rz} /km/h/	800	800	800	820	830	840	850	-	-	-	-
	M	0,65	0,65	0,65	0,7	0,75	0,75	0,75	-	-	-	-
	t_{lotu} /min/	78	80	81	95	109	140	166	-	-	-	-
	R /km/	480	495	510	595	690	915	1140	-	-	-	-
Zbiorniki zasadnicze i 3 zbiorniki dodatkowe po 800l	V_{rz} /km/h/	800	800	800	820	830	840	850	-	-	-	-
	M	0,65	0,65	0,65	0,7	0,75	0,75	0,75	-	-	-	-
	t_{lotu} /min/	91	92	94	112	135	162	188	-	-	-	-
	R /km/	550	565	585	715	885	1065	1310	-	-	-	-

4.4.3. Taktyczne promienie działania samolotów MiG - 21 bis

Wariant napełnienia paliwa	Warunki lotu	Wysokość lotu /m/										
		100	500	1000	3000	5000	7000	10000	12000	14000	16000	17500
Zbiorniki zasadnicze /bez zbiorników dodatkowych/	V_{rz} /km/h/	735	735	740	780	810	850	900	1950	1950	1950	1950
	M	0,6	0,6	0,62	0,66	0,69	0,75	0,83	1,83	1,83	1,83	1,83
	t_{lotu} /min/	42	43	44	47	53	56	60	36	36	37	38
	R /km/	215	220	225	270	300	335	385	240	240	250	260
Zbiorniki zasadnicze i 1 zbiornik dodatkowy 490l	V_{rz} /km/h/	735	735	740	780	810	850	900	-	-	-	-
	M	0,6	0,6	0,62	0,66	0,69	0,75	0,83	-	-	-	-
	t_{lotu} /min/	49	50	51	56	63	67	74	-	-	-	-
	R /km/	260	265	270	315	370	400	440	-	-	-	-
Zbiorniki zasadnicze i 1 zbiornik dodatkowy 800l	V_{rz} /km/h/	735	735	740	780	800	840	880	-	-	-	-
	M	0,6	0,6	0,62	0,66	0,68	0,75	0,82	-	-	-	-
	t_{lotu} /min/	55	57	58	62	69	74	80	-	-	-	-
	R /km/	290	310	315	350	400	440	520	-	-	-	-
Zbiorniki zasadnicze i 2 zbiorniki dodatkowe po 490l	V_{rz} /km/h/	735	735	740	780	800	840	880	-	-	-	-
	M	0,6	0,6	0,62	0,66	0,68	0,75	0,82	-	-	-	-
	t_{lotu} /min/	57	60	61	63	73	77	80	-	-	-	-
	R /km/	315	320	325	365	430	500	520	-	-	-	-

4.4.4. Taktyczne promienie działania samolotów MiG - 21 MF

Wariant napełnienia paliwem	Warunki lotu	Wysokość lotu /m/									
		100	500	1000	3000	5000	7000	10000	12000	14000	16000
Zbiorniki zasadnicze /bez zbiorników dodatkowych/	V_{rz} /km/h/	735	730	740	780	800	850	900	1590	1700	1780
	M	0,6	0,6	0,62	0,66	0,68	0,75	0,83	1,5	1,6	1,7
	t_{lotu} /min/	35	36	37	43	45	46	50	34	34	35
	R /km/	175	180	190	240	255	285	325	215	235	240
Zbiorniki zasadnicze i 1 zbiornik dodatkowy 490l	V_{rz} /km/h/	735	730	740	780	800	850	900	-	-	-
	M	0,6	0,6	0,62	0,66	0,68	0,75	0,83	-	-	-
	t_{lotu} /min/	40	42	46	52	57	60	66	-	-	-
	R /km/	210	225	250	290	340	360	420	-	-	-
Zbiorniki zasadnicze i 3 zbiorniki dodatkowe po 490l	V_{rz} /km/h/	735	730	740	780	800	850	900	-	-	-
	M	0,6	0,6	0,62	0,66	0,68	0,75	0,83	-	-	-
	t_{lotu} /min/	47	49	54	66	70	73	84	-	-	-
	R /km/	260	275	300	360	420	440	560	-	-	-
Zbiorniki zasadnicze i 3 zbiorniki dodatkowe /2x490l+1x765l/	V_{rz} /km/h/	705	700	705	750	780	830	890	-	-	-
	M	0,57	0,57	0,59	0,63	0,67	0,74	0,82	-	-	-
	t_{lotu} /min/	66	68	73	85	92	104	105	-	-	-
	R /km/	360	375	390	420	540	650	720	-	-	-

4.4.5. Taktyczne promienie działania samolotów MiG - 21 PFM z SPS

Wariant napełnienia paliwem	Warunki lotu	Wysokość lotu /m/											
		100	500	1000	3000	5000	7000	10000	12000	14000	16000	18000	20000
Zbiorniki zasadnicze /bez zbiorników dodatkowych/	V_{rz}/km/h/	825	825	840	850	865	865	890	1150	1370	1580	1790	2000
	M	0,68	0,68	0,70	0,73	0,75	0,76	0,82	1,1	1,3	1,5	1,7	1,9
	t_{lotu}/min/	35	36	37	41	46	52	60	31	32	33	34	36
	R /km/	210	220	220	255	285	310	380	200	220	230	240	255
Zbiorniki zasadnicze i zbiornik dodatkowy 490l	V_{rz} /km/h/	825	825	825	835	850	850	870	1050	1475	1680	-	-
	M	0,68	0,68	0,69	0,70	0,75	0,75	0,80	1,0	1,4	1,6	-	-
	t_{lotu}/min/	44	45	44	52	58	66	72	38	37	38	-	-
	R /km/	260	270	250	310	350	410	450	235	260	280	-	-

4.4.6. Możliwości przechwyceń celów powietrznych przez samoloty typu MiG z położenia dyżurowania w powietrzu /strefa dyżurowania w rejonie lotniska/

Typ samolotu myśliwskiego	Warunki przechwycenia	Wysokość lotu /m/									
		500	1000	3000	5000	7000	10000	12000	14000	16000	18000
	V_c /km/h/	800	800	850	850	900	950	1200	1400	1600	1600
	V_m /km/h/	950	950	1000	1000	1050	1100	1350	1550	1750	1750
MiG - 21 pfm sps	RLS w rejonie lotniska	20	37	57	102	122	155	140	105	117	130
MiG - 21 MF		20	37	57	102	120	150	130	100	100	-
MiG - 21 bis		20	37	57	102	122	155	140	110	125	140
MiG - 23 mF		44	60	81	130	148	183	176	172	174	192
MiG - 21 pfm sps	RLS wysunięta 50 km od lotniska	47	65	82	130	145	185	170	155	142	155
MiG - 21 MF		47	65	82	130	142	180	160	150	125	-
MiG - 21 bis		47	65	82	130	145	185	170	160	153	165
MiG - 23 MF		70	86	110	157	172	215	205	200	200	220
MiG - 21 pfm sps	RLS wysunięta 100 km od lotniska	74	90	110	156	175	210	200	180	167	175
MiG - 21 MF		74	90	110	156	172	205	190	160	150	-
MiG - 21 bis		74	90	110	156	175	210	200	185	177	185
MiG - 23 MF		98	113	140	185	200	243	230	225	225	245
MiG - 21 pfm sps	RLS wysunięta 150 km od lotniska	100	120	137	183	198	240	220	205	195	200
MiG - 21 MF		100	120	137	183	195	235	210	180	190	-
MiG - 21 bis		100	120	137	183	198	240	220	210	205	210
MiG - 23 MF		128	143	165	210	225	270	256	255	255	270

4.4.7. Możliwości przechwyceń celów powietrznych przez samoloty typu MiG z położenia dyżurowania w gotowości bojowej nr 1 na lotnisku

Typ samolotu myśliwskiego	Warunki przechwycenia	Wysokość lotu /m/									
	V_m /km/h/	500	1000	3000	5000	7000	10000	12000	14000	16000	18000
	V_c /km/h/	800	800	850	850	900	950	1200	1400	1600	1600
		950	950	1000	1000	1050	1100	1350	1550	1750	1750
MiG - 21 pfm sps	RLS w rejonie lotniska	-	10	15	61	70	90	90	50	-	-
MiG - 21 MF		-	10	10	57	65	70	85	20	-	-
MiG - 21 bis		-	10	15	61	70	90	100	70	25	20
MiG - 23 MF		-	30	46*	90	100	133	130	110	65	70
MiG - 21 pfm sps	RLS wysunięta 50 km od lotniska	18	34	45	90	97	120	110	90	35	40
MiG - 21 MF		18	34	41	85	90	115	105	75	-	-
MiG - 21 bis		18	34	45	90	97	120	120	102	50	65
MiG - 23 MF		42	58	72	115	125	162	155	120	115	115
MiG - 21 pfm sps	RLS wysunięta 100 km od lotniska	44	60	70	116	121	150	140	115	85	65
MiG - 21 MF		44	60	65	110	115	142	130	105	20	-
MiG - 21 bis		44	60	70	116	121	150	147	125	105	40
MiG - 23 MF		70	85	100	140	154	190	190	150	165	160
MiG - 21 pfm sps	RLS wysunięta 150 km od lotniska	70	85	95	140	151	178	165	140	105	100
MiG - 21 MF		70	85	90	135	145	170	155	130	65	-
MiG - 21 bis		70	85	95	140	151	178	175	150	120	120
MiG - 23 MF		95	112	125	170	180	215	195	190	175	203

4.4.8. Możliwości dyżurowania w powietrzu samolotów MiG - 23MF [ ].

Wariant napełnienia paliwem	Warunki lotu	Odległość strefy dyżurowania od lotniska /km/																			
		0					50					100					150				
		Wysokość dyżurowania /m/																			
		1000	3000	5000	7000	10000	1000	3000	5000	7000	10000	1000	3000	5000	7000	10000	1000	3000	5000	7000	10000
Zbiorniki zasadnicze	V_m /km/h/	800	820	830	840	850	800	820	830	840	850	800	820	830	840	850	800	820	830	840	850
	t /min/	60	68	78	92	103	52	64	73	91	102	45	56	69	86	100	37	48	62	79	95
Zbiorniki zasadnicze i 1 zbiornik dodatkowy 800l	V_g /km/h/	800	820	830	840	850	800	820	830	840	850	800	820	830	840	850	800	820	830	840	850
	t /min/	66	80	90	106	120	60	76	88	105	120	52	55	80	101	117	45	48	74	94	103
Zbiorniki zasadnicze i 2 zbiorniki dodatkowe po 800l	V_m /km/h/	800	820	830	840	850	800	820	830	840	850	800	820	830	840	850	800	820	830	840	850
	t /min/	75	83	97	121	145	69	79	95	121	145	61	72	89	116	143	54	57	82	109	138
Zbiorniki zasadnicze i 3 zbiorniki dodatkowe po 800l	V_m /km/h/	800	820	830	840	850	800	820	830	840	850	800	820	830	840	850	800	820	830	840	850
	t /min/	90	104	120	145	170	84	101	119	145	170	73	93	113	140	169	70	86	106	133	164

4.4.9. Możliwości dyżurowania w powietrzu samolotów MiG - 21 bis

Wariant napełnienia paliwem	Warunki lotu	Odległość strefy dyżurowania od lotniska /km/																			
		0					50					100					150				
		Wysokość dyżurowania /m/																			
		1000	3000	5000	7000	10000	1000	3000	5000	7000	10000	1000	3000	5000	7000	10000	1000	3000	5000	7000	10000
Zbiorniki zasadnicze	V_m /km/h/	740	780	810	850	900	740	780	810	850	900	740	780	810	850	900	740	780	810	850	900
	t /min/	36	39	42	42	40	28	33	38	42	40	20	26	32	35	39	12	18	19	22	32
Zbiorniki zasadnicze i 1 zbiornik dodatkowy 4901	V_m /km/h/	740	780	810	850	900	740	780	810	850	900	740	780	810	850	900	740	780	810	850	900
	t /min/	44	48	52	52	50	36	42	48	52	50	28	35	42	45	49	20	27	35	30	42
Zbiorniki zasadnicze i 1 zbiornik dodatkowy 8001	V_m /km/h/	740	780	800	840	880	740	780	800	840	880	740	780	800	840	880	740	780	800	840	880
	t /min/	50	53	59	59	57	42	47	55	59	57	34	40	49	52	56	26	32	42	36	47
Zbiorniki zasadnicze i 2 zbiorniki dodatkowe po 4901	V_m /km/h/	740	780	800	840	880	740	780	800	840	880	740	780	800	840	880	740	780	800	840	880
	t /min/	54	58	62	62	58	46	52	58	62	58	38	45	52	59	57	30	37	45	52	51

4.4.10. Możliwości dyżurowania w powietrzu samolotów MiG - 21 MF

Wariant napełnienia paliwem	Warunki lotu	Odległość strefy dyżurowania od lotniska /km/																			
		0					50					100					150				
		Wysokość dyżurowania /m/																			
		1000	3000	5000	7000	10000	1000	3000	5000	7000	10000	1000	3000	5000	7000	10000	1000	3000	5000	7000	10000
Zbiorniki zasadnicze	V_{rz} /km/h/	740	780	800	850	900	740	780	800	850	900	740	780	800	850	900	740	780	800	850	900
	t /min/	33	35	36	34	32	25	30	32	34	32	17	22	26	28	31	9	15	19	21	26
Zbiorniki zasadnicze i 1 zbiornik dodatkowy 4901	V_{rz} /km/h/	740	780	800	850	900	740	780	800	850	900	740	780	800	850	900	740	780	800	850	900
	t /min/	41	43	45	45	42	33	38	43	45	42	25	30	35	40	41	17	23	28	32	38
Zbiorniki zasadnicze i 2 zbiorniki dodatkowe po 4901	V_{rz} /km/h/	740	780	800	850	900	740	780	800	850	900	740	780	800	850	900	740	780	800	850	900
	t /min/	50	52	57	56	55	42	47	55	56	55	34	44	47	51	54	26	32	40	43	51
Zbiorniki zasadnicze i 3 zbiorniki dodatkowe po 4901	V_{rz} /km/h/	740	780	800	850	900	740	780	800	850	900	740	780	800	850	900	740	780	800	850	900
	t /min/	69	76	80	81	80	61	71	79	81	80	53	63	71	77	79	45	57	63	70	76

4.4.11. Możliwości dyżurowania w powietrzu samolotów MiG - 21 PFM z SPS

Wariant napełnienia paliwa	Warunki lotu	Odległość strefy dyżurowania od lotniska																			
		0 km					50 km					100km					150 km				
		Wysokość dyżurowania /m/																			
		1000	3000	5000	7000	10000	1000	3000	5000	7000	10000	1000	3000	5000	7000	10000	1000	3000	5000	7000	10000
Zbiorniki zasadnicze	V_{rz} /km/h/	815	850	865	875	875	815	850	865	875	875	815	850	865	875	875	815	850	865	875	875
	t /min/	36	39	46	52	50	29	35	43	52	50	21	27	36	51	49	14	20	29	36	33
Zbiorniki zasadnicze i 1 zbiornik dodatkowy 490l.	V_{rz} /km/h/	810	840	850	850	875	810	840	850	850	875	810	840	850	850	875	810	840	850	850	875
	t /min/	42	46	53	60	62	35	41	52	60	62	27	34	45	55	61	20	27	37	45	42

4.4.12. Praktyczne zasięgi i długotrwałość lotu samolotów MiG-21M i MiG-21 PFM

$Q_{p.obl.}$ = 1880 kg

Wys. lotu /m/		Współczynnik oporu czoł. samolotu	Prędkość lotu /km/h/		Zapas paliwa dla lotu poz. /kg/	Średnie kilometr. zuż. paliwa /kg/	Zasięg lotu /km/		Długotrw. lotu /h-min/	
barometryczna	przyrządowa		rzeczywista	przyrządowa			poziomego	praktycznego	poziomego	praktycznego
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
		Na zakresie maksymalnego zasięgu								
		9			1395	2,80	500	500	0-41	0-50
		10			1395	2,85	490	490	0-40	0-49
		11			1390	2,91	480	480	0-39	0-48
200	-10	12	735	700	1390	2,97	470	470	0-38	0-47
		13			1390	3,03	460	460	0-37	0-46
		14			1385	3,10	445	445	0-36	0-45
		15			1385	3,18	435	435	0-35	0-44
		16			1380	3,20	425	425	0-36	0-45
		17			1380	3,33	415	415	0-35	0-44
	10	18	705	670	1375	3,40	405	405	0-34	0-43
		19			1375	3,48	395	395	0-34	0-43
		20			1370	3,54	390	390	0-33	0-42
		21			1370	3,60	380	380	0-32	0-41
		22			1365	3,67	370	370	0-32	0-41
	20	23	685	650	1365	3,74	365	365	0-32	0-41
		24			1360	2,82	355	355	0-32	0-41
	30	25	670	640	1360	3,90	350	350	0-31	0-40
500	280	9			1370	2,71	505	505	0-41	0-50
		10			1370	2,76	495	495	0-40	0-49
		11			1365	2,81	485	485	0-40	0-49
	280	12	730	690	1360	2,87	475	475	0-39	0-43
		13			1355	2,94	465	465	0-38	0-47
		14			1350	3,00	45o	450	0-37	0-46
		15			1350	3,07	440	440	0-36	0-45

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
500		16			1345	3,14	430	430	0-37	0-46
		17			1345	3,22	420	420	0-36	0-45
	300	18	700	660	1340	3,29	410	410	0-35	0-45
		19			1340	3,37	400	400	0-34	0-44
		20			1335	3,43	390	390	0-33	0-43
		21			1335	3,50	380	380	0-33	0-43
		22			1330	3,56	370	370	0-32	0-42
	310	23	680	640	1325	3,63	365	365	0-31	0-41
		24			1320	3,71	355	355	0-31	0-41
500	320	25	670	630	1320	3,80	350	350	0-31	0_41
		9			1360	2,52	525	525	0-43	0-52
		10			1355	2,64	515	515	0-42	0-51
1000	780	11	740	680	1355	2,70	500	500	0-41	0-50
		12			1350	2,75	490	490	0-40	0-49
		13			1345	2,81	480	480	0-39	0-48
		14			1340	2,87	465	465	0-38	0-48
		15			1335	2,93	455	455	0-37	0-47
		16			1330	3,00	445	445	0-38	0-48
		17			1325	3,08	430	430	0-37	0-47
		18			1320	3,15	420	420	0-36	0-46
	800	19	705	650	1315	3,22	410	410	0-35	0-45
1000		20			1310	3,28	400	400	0-34	0-44
		21			1305	3,35	390	390	0-33	0-43
		22			1300	3,42	380	380	0-33	0-43
	810	23	690	630	1300	3,49	370	370	0-33	0-43
	820	24	675	620	1295	3,57	360	360	0-32	0-42
		25			1290	3,65	355	355	0-31	0-41
		9			1300	2,12	610	640	0-47	0-59
		10			1290	2,18	590	620	0-45	0-57
		11			1280	2,25	570	600	0-44	0-56
	2740	12	780	660	1275	2,31	550	585	0-42	0-54
		13			1265	2,37	535	570	0-41	0-53
		14			1255	2,41	520	555	0-40	0-52
		15			1245	2,45	500	535	0-38	0-51

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
3000		16			1235	2,53	485	520	0-39	0-52
		17			1225	2,62	470	510	0-38	0-51
		18			1225	2,68	455	495	0-36	0-49
	2760		750	630						
		19			1200	2,75	440	480	0-35	0-48
		20			1200	2,80	430	475	0-34	0-48
		21			1185	2,85	410	460	0-33	0-47
		22			1180	2,92	400	445	0-33	0-47
	2770		740	620						
		23			1170	2,99	390	435	0-32	0-46
		24			1165	3,07	380	425	0-31	0-45
3000	2780		730	610						
		25			1160	3,15	370	415	0-30	0-44
		9			1230	1,79	685	750	0-52	0-07
		10			1220	1,85	665	730	0-50	0-05
		11			1210	1,92	630	700	0-47	0-02
	4720	12	800	620	1195	1,99	605	675	0-45	0-00
		13			1180	2,06	575	645	0-43	0-59
		14			1160	2,11	555	630	0-41	0-58
		15			1150	2,16	530	605	0-40	0-57
5000	4740	16	780	600	1120	2,22	510	590	0-39	0-56
		17			1110	2,28	490	570	0-37	0-54
		18			1090	2,35	465	550	0-36	0-53
		19			1065	2,42	445	535	0-34	0-51
		20			1050	2,48	425	520	0-33	0-50
		21			1040	2,53	410	505	0-31	0-49
	4750	22	770	590	1030	2,58	395	490	0-31	0-49
		23			1020	2,64	380	480	0-30	0-49
	4750	24	760	580	1010	2,71	370	470	0-29	0-48
		25			995	2,78	360	460	0-28	0-47

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
	6680	9	850	590	1165	1,55	750	850	0-53	1-11
		10			1155	1,61	720	820	0-51	1-09
		11			1135	1,67	680	785	0-48	1-06
		12			1120	1,74	645	755	0-44	1-03
		13			1095	1,82	615	730	0-43	1-02
		14			1075	1,87	580	700	0-41	1-01
		15			1055	1,93	545	670	0-38	1-00
7000	6700	16	830	570	1025	1,97	525	655	0-38	1-01
		17			995	2,02	490	625	0-36	0-59
		18			955	2,09	460	605	0-33	0-56
		19			915	2,16	425	580	0-31	0-54
		20			875	2,23	400	560	0-29	0-52
9000	8650	9	890	550	1090	1,37	795	940	0-54	1-15
		10			1070	1,42	750	900	0-51	1-12
		11			1050	1,49	705	860	0-48	1-10
		12			1025	1,55	660	820	0-45	1-07
		13			1000	1,61	610	790	0-42	1-05
		14			960	1,63	590	770	0-40	1-03
		15			920	1,68	550	740	0-38	1-02
		16			880	1,71	515	715	0-36	1-00
10000	9640	9	900	530	1055	1,30	810	980	0-54	1-17
		10			1035	1,37	750	930	0-50	1-13
		11			1005	1,44	700	885	0-46	1-10
		12			965	1,50	645	845	0-43	1-08
		13			935	1,57	595	805	0-39	1-05
11000	10600	9	910	510	1010	1,27	795	1000	0-52	1-18
		10			980	1,33	735	945	0-48	1-14
		Na zakresie maksymalnej długotrwałości								
200	100	9	510	480	1395	2,992	465	465	0-54	1-03
		10			1395	3,03	460	460	0-54	1-03
		11			1390	3,08	450	450	0-53	1-02
		12			1390	3,13	440	440	0-52	1-01
		13			1390	3,19	435	435	0-51	1-00
		14			1385	3,25	425	425	0-50	0-59

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
		15			1385	3,32	420	420	0-49	0-58
		16			1380	3,38	410	410	0-48	0-57
		17			1380	3,45	400	400	0-47	0-56
		18			1375	3,51	390	390	0-46	0-55
		19			1375	3,58	380	380	0-45	0-54
		20			1370	3,65	375	375	0-44	0-53
		21			1370	3,71	370	370	0-43	0-52
		22			1365	3,78	360	360	0-42	0-51
		23			1365	3,86	350	350	0-41	0-50
		24			1360	3,96	340	340	0-40	0-49
		25			1360	4,07	330	330	0-39	0-48
500	390	9	520	480	1370	2,90	470	470	0-55	0-04
		10			1365	2,94	460	460	0-54	1-03
		11			1365	2,99	455	455	0-53	1-02
		12			1360	3,05	440	440	0-52	1-01
		13			1355	3,11	435	435	0-51	1-00
		14			1350	3,17	425	425	0-50	0-59
		15			1350	3,23	420	420	0-49	0-58
		16			1345	3,29	410	410	0-48	0-57
		17			1345	3,36	400	400	0-47	0-56
		18			1340	3,42	390	390	0-45	0-55
		19			1340	3,49	385	385	0-44	0-54
		20			1335	3,55	375	375	0-43	0-53
		21			1335	3,62	370	370	0-42	0-52
		22			1330	3,69	360	360	0-41	0-51
		23			1325	3,77	350	350	0-40	0-50
		24			1325	3,85	340	340	0-39	0-49
		25			1320	3,97	330	330	0-38	0-48
1000	880	9	530	480	1360	2,76	490	490	0-56	1-06
		10			1360	2,80	480	480	0-55	1-04
		11			1355	2,85	470	470	0-54	1-03
		12			1350	2,89	460	460	0-52	1-02
		13			1345	2,97	450	450	0-51	1-01
		14			1340	3,02	440	440	0-50	1-00
		15			1335	3,08	435	435	0-49	0-59
		16			1330	3,18	425	425	0-48	0-58

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
		17			1325	3,28	415	415	0-47	0-57
		18			1320	3,32	405	405	0-46	0-56
		19			1315	3,36	395	395	0-45	0-55
		20			1310	3,37	385	385	0-44	0-54
		21			1305	3,48	375	375	0-43	0-53
		22			1300	3,55	365	365	0-42	0-52
		23			1300	3,62	360	360	0-41	0-51
		24			1295	3,72	350	350	0-40	0-50
		25			1290	3,83	340	340	0-39	0-49
3000	2860	9	580	480	1300	2,26	575	605	0-59	I-11
		10			1290	2,32	550	580	0-58	1-10
		11			1280	2,38	535	570	0-56	1-08
		12			1270	2,44	520	555	0-54	1-07
		13			1265	2,50	505	540	0-52	1-05
		14			1255	2,53	495	530	0-51	1-04
		15			1245	2,57	485	520	0-50	1-03
		16			1235	2,65	465	505	0-48	1-01
		17			1225	2,73	450	490	0-47	1-00
		18			1220	2,80	435	475	0-45	0-58
		19			1200	2,87	420	460	0-44	0-57
		20			1190	2,92	405	445	0-42	0-56
		21			1185	2,98	400	440	0-41	0-55
		22			1175	3,05	385	430	0-40	0-54
		23			1170	3,12	375	420	0-39	0-53
		24			1165	3,21	365	410	0-37	0-52
		25			1160	3,30	350	395	0-36	0-50
5000	4820	9	640	480	1230	1,89	650	715	1-01	1-16
		10			1220	1,95	630	695	0-59	1-14
		11			1210	2,02	600	670	0-56	1-11
		12			1190	2,07	580	650	0-54	1-10
		13			1180	2,13	560	630	0-52	1-08
		14			1160	2,15	535	610	0-50	1-06
		15			1150	2,18	525	600	0-49	1-05
		16			1135	2,27	500	575	0-47	1-03
		17			1110	2,36	480	560	0-45	1-02
		18			1090	2,42	455	540	0-42	1-00

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
5000		19			1065	2,49	430	520	0-40	0-59
		20			1050	2,54	410	505	0-39	0-58
		21			1040	2,59	400	495	0-38	0-56
		22			1030	2,65	390	485	0-37	0-55
		23			1020	2,71	375	475	0-35	0-54
		24			1010	2,79	365	465	0-34	0-53
		25			995	2,87	345	445	0-33	0-51
7000	6780	9	710	480	1165	1,61	720	820	1-00	1-18
		10			1145	1,67	690	790	0-58	1-16
		11			1135	1,73	655	760	0-55	1-13
		12			1125	1,80	625	735	0-53	1-11
		13			1095	1,86	590	705	0-50	1-09
		14			1075	1,89	570	690	0-48	1-07
		15			1055	1,94	545	670	0-46	1-05
		16			1025	2,01	510	650	0-43	1-03
		17			995	2,08	480	620	0-42	1-02
		18			955	2,15	450	600	0-38	1-00
		19			915	2,22	410	570	0-35	0-58
		20			875	2,29	390	550	0-33	0-57
9000	8730	9	810	480	1090	1,40	765	910	0-57	1-18
		10			1080	1,46	720	870	0-54	1-16
		11			1050	1,53	690	850	0-51	1-13
		12			1040	1,60	650	815	0-48	1-11
		13			1000	1,64	610	785	0-45	1-08
		14			960	1,69	570	765	0-42	1-06
		15			920	1,71	540	730	0-40	1-04
		16			880	1,72	515	705	0-38	1-02
10000	9700	9	830	480	1055	1,35	780	950	0-56	1-19
		10			1035	1,41	720	900	0-52	1-16
		11			1005	1,48	685	870	0-49	1-13
		12			965	1,55	635	830	0-46	1-10
		13			935	1,62	595	805	0-43	1-08
11000		9	870	480	1010	1,30	780	980	0-53	1-19
		10			980	1,36	720	930	0-50	1-16

Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu z jednym podwieszonym zbiornikiem dodatkowym paliwa o pojemności 490 litrów

$Q_{p.obl.}$ = 2260 kg

Wys.lotu/m/		Współczyn. oporu czołowego samolotu	Prędkość lotu /km/h/		Zapas paliwa dla lotu poz. /kg/	Średnie kilometrowe zuż. paliwa /kg/	Zasięg lotu /km/		Długot.lotu /h-min./	
barometryczna	przyrządowa		rzeczywista	Przyrządowa			poziomego	praktycznego	poziomego	praktycznego
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
		Na zakresie maksymalnego zasięgu								
200	10	11	735	700	1770	2,91	610	610	0-50	0-59
		12			1770	2,97	595	595	0-49	0-58
		13			1770	3,03	580	580	0-47	0-56
		14			1765	3,10	565	565	0-46	0-55
		15			1760	3,18	550	550	0-45	0-54
	10	16	705	670	1760	3,25	540	540	0-46	0-55
		17			1760	3,33	530	530	0-45	0-54
		18			1755	3,40	520	520	0-44	0-53
		19			1750	3,48	505	505	0-43	0-52
		20			1750	3,54	495	495	0-42	0-51
		21			1750	3,61	485	485	0-41	0-50
	20	22	685	650	1745	3,67	475	475	0-42	0-51
		23			1740	3,74	465	465	0-41	0-50
	30	24	670	640	1740	3,82	455	455	0-41	0-50
		25			1740	3,90	445	445	0-40	0-49
500	280	11	730	690	1740	2,82	620	620	0-51	1-00
		12			1740	2,87	605	605	0-50	0-59
		13			1735	2,93	590	590	0-48	0-57
		14			1730	3,00	575	575	0-47	0-56
		15			1730	3,08	560	560	0-46	0-55

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
500	300	16	700	660	1725	3,15	545	545	0-47	0-56
		17			1725	3,22	535	535	0-46	0-55
		18			1720	3,30	525	525	0-45	0-54
		19			1720	3,37	510	510	0-44	0-53
		20			1715	3,43	500	500	0-43	0-52
		21			1710	3,50	490	490	0-42	0-52
	310	22	680	640	1705	3,57	480	480	0-42	0-52
		23			1705	3,64	470	470	0-41	0-51
	320	24	670	630	1700	3,72	460	460	0-41	0-51
		25			1700	3,80	450	450	0-40	0-50
1000	780	11	740	680	1730	2,69	640	640	0-52	1-01
		12			1725	2,75	625	625	0-51	1-00
		13			1720	2,81	610	610	0-50	0-59
		14			1715	2,88	595	595	0-48	0-58
		15			1710	2,95	580	580	0-47	0-57
	800	16	705	650	1705	3,02	565	565	0-48	0-58
		17			1705	3,08	550	550	0-47	0-57
		18			1700	3,15	540	540	0-46	0-56
		19			1695	3,23	530	530	0-44	0-54
		20			1690	3,29	515	515	0-43	0-53
		21			1685	3,35	500	500	0-43	0-53
	810	22	690	630	1680	3,42	490	490	0-42	0-52
		23			1675	3,50	480	480	0-42	0-52
	820	24	675	620	1675	3,57	470	470	0-42	0-52
		25			1670	3,65	460	460	0-41	0-51
3000	2740	11	780	660	1660	2,24	740	740	0-57	1-09
		12			1650	2,30	720	750	0-55	1-07
		13			1640	2,36	690	720	0-53	1-05
		14			1630	2,42	675	700	0-52	1-04
		15			1620	2,49	650	685	0-50	1-03

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
3000	2760	16	750	630	1610	2,54	630	670	0-50	1-03
		17			1600	2,60	610	645	0-50	1-03
		18			1590	2,66	595	630	0-48	1-01
		19			1580	2,73	580	620	0-46	0-59
		20			1570	2,78	565	605	0-45	0-58
		21			1560	2,83	550	690	0-44	0-58
	2770	22	740	620	1555	2,90	535	575	0-43	0-57
		23			1550	2,97	520	560	0-42	0-56
	2780	24	730	610	1545	3,04	510	550	0-42	0-56
		25			1540	3,11	500	540	0-41	0-55
5000	4720	11	800	620	1590	1,91	830	900	1-02	1-17
		12			1575	1,97	795	865	1-00	1-15
		13			1560	2,04	760	830	0-57	1-13
		14			1545	2,11	730	800	0-55	1-11
		15			1530	2,18	700	780	0-53	1-09
	4740	16	780	600	1510	2,21	675	750	0-52	1-08
		17			1490	2,25	645	725	0-51	1-08
		18			1470	2,35	620	705	0-48	1-05
		19			1445	2,45	590	685	0-45	1-02
		20			1430	2,50	575	665	0-44	1-01
		21			1420	2,56	555	650	0-43	1-01
	4750	22	770	590	1410	2,62	540	635	0-42	1-00
		23			1400	2,68	620	620	0-41	1-00
	4750	24	760	580	1390	2,74	505	605	0-40	0-59
		25			1375	2,80	490	590	0-39	0-58
7000	6680	11	850	590	1515	1,66	910	1020	1-04	1-22
		12			1495	1,73	865	975	1-01	1-19
		13			1475	1,80	820	930	0-58	1-17
		14			1455	1,86	785	900	0-55	1-15
		15			1435	1,92	750	870	0-53	1-13

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
7000	6700	16	830	570	1405	1,94	705	835	0-51	1-10
		17			1375	1,97	665	805	0-48	1-02
		18			1335	2,08	630	775	0-46	1-08
		19			1295	2,21	590	750	0-43	1-06
		20			1255		580	725	0-42	1-05
9000	8650	11	890	550	1430	1,48	960	1120	1-05	1-27
		12			1405	1,54	910	1080	1-01	1-24
		13			1380	1,60	860	1040	0-58	1-21
		14			1340	1,66	800	990	0-54	1-18
		15			1300	1,73	750	940	0-51	1-16
		16			1260	1,78	710	905	0-48	1-14
10000	9640	11	900	530	1385	1,44	960	1150	1-04	1-28
		12			1345	1,50	900	1100	1-00	1-25
		13			1315	1,56	840	1060	0-56	1-22
		Na zakresie maksymalnej długotrwałości								
200	100	11	510	480	1770	3,08	570	570	1-07	1-16
		12			1770	3,13	560	569	1-06	1-15
		13			1770	3,19	550	550	1-05	1-14
		14			1760	3,25	540	540	1-03	1-12
		15			1760	3,32	530	530	1-02	1-11
		16			1760	3,38	525	525	1-01	1-10
		17			1760	3,45	515	515	1-00	1-09
		18			1755	3,51	500	500	0-59	1-08
		19			1750	3,59	490	490	0-58	1-07
		20			1750	3,65	480	480	0-57	1-06
		21			1750	3,72	470	470	0-55	1-04
		22			1745	3,80	460	460	0-54	1-03
		23			1740	3,87	450	450	0-53	1-02
		24			1740	3,97	440	440	0-52	1-01
		25			1740	4,07	430	430	0-51	1-00

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
500	390	11	520	480	1740	2,99	580	580	1-07	1-16
		12			1735	3,05	570	570	1-06	1-15
		13			1735	3,10	560	560	1-05	1-14
		14			1735	3,16	550	550	1-03	1-12
		15			1730	3,23	540	540	1-02	1-11
		16			1730	3,29	530	530	1-01	1-10
		17			1725	3,35	520	520	1-00	1-09
		18			1725	3,42	505	505	0-58	1-08
		19			1720	3,50	495	495	0-57	1-07
		20			1715	3,56	485	485	0-55	1-06
		21			1710	3,62	475	475	0-54	1-04
		22			1705	3,70	465	465	0-53	1-03
		23			1705	3,78	455	455	0-52	1-02
		24			1705	3,92	445	445	0-51	1-01
		25			1700	3,97	435	435	0-50	1-00
1000	880	11	530	480	1730	2,85	610	610	1-09	1-18
		12			1725	2,91	595	595	1-08	1-17
		13			1720	2,97	580	580	1-06	1-15
		14			1715	3,04	565	565	1-04	1-14
		15			1710	3,11	550	550	1-02	1-12
		16			1710	3,16	540	540	1-01	1-11
		17			1705	3,22	530	530	1-00	1-10
		18			1700	3,30	515	515	0-58	1-08
		19			1695	3,37	505	505	0-57	1-07
		20			1690	3,43	490	490	0-56	1-06
		21			1685	3,50	480	480	0-54	1-04
		22			1680	3,57	470	470	0-53	1-03
		23			1675	3,65	460	460	0-52	1-02
		24			1675	3,74	450	450	0-51	1-01
		25			1670	3,83	440	440	0-50	1-00
3000	2860	11	580	480	1660	2,37	700	730	1-12	1-24
		12			1650	2,43	680	710	1-10	1-22
		13			1640	2,49	660	690	1-08	1-20
		14			1630	2,55	640	670	1-06	1-19

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
3000		15			1620	2,62	620	655	1-04	1-17
		16			1610	2,67	605	645	1-02	1-15
		17			1600	2,72	590	630	1-01	1-14
		18			1590	2,81	570	610	0-59	1-12
		19			1580	2,89	550	595	0-57	1-10
		20			1570	2,95	535	575	0-56	1-09
		21			1560	3,00	520	560	0-54	1-08
		22			1550	3,07	505	545	0-53	1-07
		23			1550	3,15	490	535	0-51	1-05
		24			1545	3,22	480	525	0-50	1-04
		25			1540	3,30	470	515	0-49	1-03
5000	4820	11	640	480	1590	2,00	790	860	1-14	1-29
		12			1570	2,06	760	835	1-11	1-27
		13			1560	2,13	730	800	1-08	1-24
		14			1550	2,20	705	780	1-06	1-22
		15			1530	2,26	680	755	1-04	1-20
		16			1515	2,30	660	740	1-02	1-19
		17			1490	2,33	640	720	1-00	1-17
		18			1470	2,43	620	710	0-58	1-15
		19			1445	2,53	600	675	0-56	1-13
		20			1430	2,58	575	655	0-54	1-11
		21			1420	2,63	540	635	0-51	1-09
		22			1410	2,70	525	620	0-49	1-08
		23			1400	2,76	510	605	0-48	1-07
		24			1390	2,83	490	590	0-46	1-05
		25			1375	2,90	470	570	0-44	1-03
7000	6780	11	710	480	1515	1,73	880	985	1-14	1-32
		12			1495	1,80	840	950	1-11	1-29
		13			1475	1,87	790	905	1-07	1-26
		14			1455	1,93	755	870	1-04	1-24
		15			1435	1,99	720	845	1-01	1-21
		16			1405	2,01	685	825	0-58	1-19
		17			1375	2,04	670	805	0-56	1-17

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
7000		18			1335	2,15	615	775	0-53	1-15
		19			1295	2,27	585	740	0-50	1-13
		20			1255	2,30	555	715	0-47	1-11
9000	8730	11	810	480	1430	1,51	950	1105	1-10	1-32
		12			1405	1,59	890	1055	1-06	1-29
		13			1380	1,65	840	1015	1-03	1-26
		14			1340	1,71	785	960	0-58	1-22
		15			1300	1,78	730	920	0-54	1-19
		16			1260	1,83	690	890	0-51	1-17
10000	9700	11	830	480	1385	1,47	940	1125	1-08	1-32
		12			1345	1,52	880	1075	1-04	1-29
		13			1315	1,56	815	1025	0-59	1-25

Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu z jednym podwieszonym zbiornikiem dodatkowym paliwa o pojemności 765 litrów

$Q_{p.obl.} = 2470$ kg

Wys.lotu/m/		Współczynnik oporu czoł. samolotu	Prędkość lotu /km/h/		Zapas paliwa dla lotu poz. /kg/	Średnie kilometr. zuż. paliwa /kg/	Zasięg lotu /km/		Długotrw. lotu/h-min/	
barometryczna	przyrządowa		rzeczywista	przyrządowa			poziomego	praktycznego	poziomego	praktycznego
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
			Na zakresie maksymalnego zasięgu							
200	-10	11	735	700	1980	2,91	680	680	0-55	1-04
		12			1980	2,97	665	665	0-54	1-03
		13			1980	3,03	655	655	0-53	1-02
		14			1975	3,10	640	640	0-52	1-01
		15			1975	3,18	625	625	0-51	1-00
200	10	16	705	670	1970	3,25	610	610	0-51	1-00
		17			1970	3,33	595	595	0-50	0-59
		18			1970	3,40	580	580	0-49	0-58
		19			1965	3,48	570	570	0-48	0-57
		20			1960	3,54	555	555	0-47	0-56
		21			1960	3,61	545	545	0-46	0-55
	20	22	685	650	1955	3,67	535	535	0-47	0-56
		23			1955	3,74	525	525	0-46	0-55
	30	24	670	640	1950	3,82	510	510	0-46	0-55
		25			1950	3,90	500	500	0-45	0-54
500	280	11	730	690	1955	2,82	695	695	0-57	1-06
		12			1950	2,87	680	680	0-56	1-05
		13			1945	2,93	665	665	0-55	1-04
		14			1945	3,00	650	650	0-53	1-02
		15			1940	3,08	635	635	0-52	1-01

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
	300	16	700	660	1940	3,15	620	620	0-53	1-02
		17			1935	3,22	605	605	0-51	1-06
		18			1935	3,29	590	590	0-50	0-59
		19			1930	3,37	575	575	0-49	0-59
		20			1930	3,44	565	565	0-48	0-58
		21			1925	3,50	550	550	0-47	0-57
500	310	22	680	640	1925	3,57	540	540	0-48	0-58
		23			1915	3,64	525	525	0-46	0-56
	320	24	670	630	1915	3,72	515	515	0-46	0-56
		25			1910	3,80	500	500	0-45	0-55
1000	780	11	740	680	1945	2,69	725	725	0-59	1-08
		12			1940	2,75	710	710	0-58	1-07
		13			1935	2,81	690	690	0-56	1-05
		14			1930	2,88	670	670	0-54	1-04
		15			1925	2,95	655	655	0-53	1-03
	800	16	705	650	1930	3,01	640	640	0-54	1-04
		17			1915	3,08	625	625	0-53	1-03
		18			1910	3,15	610	610	0-52	1-02
		19			1905	3,22	595	595	0-50	1-00
		20			1900	3,28	580	580	0-49	0-59
		21			1895	3,35	565	565	0-48	0-58
	810	22	690	630	1890	3,42	550	550	0-48	0-58
		23			1890	3,50	540	540	0-47	0-57
	820	24	675	620	1885	3,57	530	530	0-47	0-57
		25			1880	3,65	515	515	0-46	0-56
3000	2740	11	780	660	1870	2,25	830	860	1-05	1-17
		12			1865	2,31	810	840	1-03	1-15
		13			1855	2,37	785	815	1-01	1-13
		14			1850	2,44	760	795	0-59	1-11
		15			1835	2,51	730	765	0-57	1-10

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
	2760	16	750	630	1820	2,56	705	745	0-53	1-09
		17			1815	2,62	680	720	0-52	1-05
		18			1800	2,70	660	700	0-50	1-03
		19			1790	2,79	640	680	0-51	1-04
		20			1775	2,84	625	665	0-50	1-03
		21			1775	2,90	610	650	0-49	1-03
	2770	22	740	620	1770	2,96	595	635	0-48	1-02
		23			1760	3,05	580	625	0-47	1-01
	2780	24	730	610	1755	3,10	565	610	0-46	1-00
		25			1750	3,18	550	595	0-45	0-59
5000	4720	11	800	620	1800	1,93	935	1000	1-10	1-25
		12			1785	2,00	895	965	1-07	1-23
		13			1770	2,07	865	935	1-04	1-20
		14			1755	2,14	825	900	1-02	1-18
		15			1740	2,21	790	865	0-59	1-15
	4740	16	780	600	1730	2,27	775	840	0-59	1-15
		17			1700	2,33	730	810	0-58	1-15
		18			1680	2,40	700	785	0-54	1-11
		19			1655	2,47	670	760	0-52	1-00
		20			1640	2,52	650	740	0-50	1-08
		21			1630	2,58	630	725	0-49	1-07
	4750	22	770	590	1620	2,64	610	705	0-48	1-06
		23			1610	2,70	595	695	0-46	1-05
	4750	24	760	580	1590	2,76	575	675	0-45	1-04
		25			1585	2,82	560	660	0-44	1-03
7000	6680	11	850	590	1725	1,68	1025	1130	1-12	1-30
		12			1700	1,75	975	1085	1-00	1-27
		13			1685	1,83	925	1040	1-05	1-24
		14			1665	1,89	880	1000	1-02	1-22
		15			1645	1,96	835	960	0-59	1-19

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
	6700	16	830	570	1615	2,02	800	930	0-58	1-19
		17			1585	2,09	760	895	0-57	1-18
		18			1550	2,15	720	865	0-52	1-15
		19			1505	2,22	680	835	0-49	1-12
		20			1420	2,29	620	810	0-45	1-08
9000	8650	11	890	550	1640	1,49	1090	1245	1-14	1-36
		12			1610	1,55	1025	1185	1-10	1-32
		13			1590	1,62	970	1135	1-06	1-29
		14			1550	1,70	910	1090	1-01	1-25
		15			1510	1,79	840	1030	0-57	1-21
		16			1460	1,87	780	980	0-53	1-17
10000	9640	11	900	530	1595	1,44	1110	1295	1-14	1-38
		12			1550	1,51	1030	1230	1-09	1-34
		13			1525	1,59	960	1170	1-04	1-30
			Na zakresie maksymalnej długotrwałości							
200	100	11	510	480	1980	3,08	645	645	1-16	1-25
		12			1980	3,13	635	635	1-14	1-23
		13			1980	3,19	620	620	1-13	1-22
		14			1975	3,25	610	610	1-11	1-20
		15			1975	3,32	595	595	1-10	1-19
		16			1970	3,38	585	585	1-09	1-18
		17			1970	3,44	570	570	1-07	1-16
		18			1965	3,51	560	560	1-06	1-15
		19			1965	3,58	550	550	1-05	1-14
		20			1960	3,64	535	535	1-03	1-12
		21			1960	3,70	525	525	1-02	1-11
		22			1955	3,78	510	510	1-00	1-09
		23			1955	3,86	500	500	0-59	1-08
		24			1950	3,96	485	485	0-57	1-06
		25			1950	4,07	485	485	0-56	1-05

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
500	390	11	520	480	1950	2,99	650	650	1-16	1-25
		12			1945	3,05	640	640	1-14	1-23
		13			1945	3,11	625	625	1-13	1-22
		14			1940	3,17	615	615	1-11	1-20
		15			1940	3,24	600	600	1-10	1-19
		16			1935	3,30	590	590	1-09	1-18
		17			1935	3,36	575	575	1-07	1-16
		18			1930	3,43	565	565	1-05	1-15
		19			1930	3,51	550	550	1-03	1-13
		20			1925	3,57	540	540	1-03	1-12
		21			1925	3,63	530	530	1-01	1-11
		22			1915	3,70	515	515	0-59	1-09
		23			1915	3,78	505	505	0-58	1-08
		24			1910	3,88	490	490	0-56	1-06
		25			1910	3,98	480	480	0-55	1-05
1000	880	11	530	480	1945	2,86	680	680	1-17	1-26
		12			1935	2,92	665	665	1-15	1-24
		13			1935	2,97	650	650	1-13	1-22
		14			1930	3,04	635	635	1-12	1-21
		15			1925	3,11	620	620	1-10	1-20
		16			1920	3,16	610	610	1-08	1-18
		17			1915	3,21	595	595	1-07	1-17
		18			1910	3,29	580	580	1-05	1-15
		19			1905	3,38	565	565	1-04	1-14
		20			1900	3,39	555	555	1-02	1-12
		21			1895	3,50	540	540	1-01	1-11
		22			1890	3,58	530	530	1-00	1-10
		23			1890	3,66	520	520	0-58	1-08
		24			1880	3,74	495	495	0-55	1-05
		25			1880	3,83	495	495	0-55	1-05
3000	2860	11	580	480	1870	2,40	780	810	1-21	1-33
		12			1870	2,45	765	795	1-19	1-31
		13			1855	2,50	745	775	1-17	1-29
		14			1840	2,57	715	750	1-14	1-27
		15			1835	2,64	695	730	1-12	1-25
		16			1825	2,68	680	715	1-10	1-23
		17			1815	2,72	670	700	1-09	1-22

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
3000		18			1805	2,81	650	680	1-07	1-20
		19			1790	2,90	620	660	1-04	1-18
		20			1780	2,96	600	640	1-02	1-16
		21			1775	3,02	590	630	1-01	1-15
		22			1770	3,09	580	620	1-00	1-14
		23			1760	3,16	560	605	0-58	1-12
		24			1750	3,23	540	685	0-56	1-10
		25			1750	3,31	530	575	0-55	1-09
5000	4820	11	640	480	1800	2,02	890	960	1-23	1-38
		12			1790	2,09	865	935	1-21	1-36
		13			1770	2,16	820	905	1-17	1-33
		14			1760	2,22	800	870	1-15	1-31
		15			1740	2,29	760	835	1-12	1-28
		16			1730	2,32	750	815	1-10	1-26
		17			1700	2,35	725	795	1-08	1-24
		18			1690	2,44	695	775	1-05	1-22
		19			1655	2,54	650	745	1-03	1-20
		20			1650	2,59	640	730	1-01	1-18
		21			1630	2,65	615	710	0-58	1-16
		22			1620	2,71	600	695	0-56	1-15
		23			1610	2,77	580	680	0-54	1-13
		24			1600	2,84	565	665	0-53	1-12
		25			1585	2,91	545	645	0-51	1-10
7000	6780	11	710	480	1725	1,75	990	1095	1-24	1-42
		12			1710	1,81	945	1060	1-20	1-39
		13			1685	1,88	900	1025	1-16	1-35
		14			1660	1,95	850	970	1-12	1-32
		15			1645	2,03	810	935	1-09	1-29
		16			1625	2,08	780	910	1-06	1-26
		17			1585	2,13	745	880	1-03	1-24
		18			1560	2,20	710	850	1-00	1-22
		19			1515	2,28	665	820	0-57	1-20
		20			1510	2,36	640	795	0-54	1-18

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
9000	8730	11	810	480	1640	1,53	1070	1225	1-20	1-42
		12			1610	1,59	1010	1180	1-16	1-38
		13			1590	1,66	960	1130	1-11	1-34
		14			1550	1,74	890	1070	1-06	1-30
		15			1510	1,83	825	1015	1-02	1-26
		16			1500	1,92	785	980	0-56	1-23
10000	9700	11	830	480	1595	1,47	1085	1270	1-18	1-42
		12			1555	1,54	1010	1210	1-13	1-38
		13			1525	1,61	945	1155	1-08	1-34

Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu z dwoma podwieszonymi zbiornikami dodatkowymi paliwa o pojemności po 490 litrów

$Q_{p\ .\ obl} = 2640$ kg

Wysokość lotu /m/		Współczyn. oporu czołowego samolotu	Prędkość lotu /km/h/		Zapas paliwa dla lotu poz /kg/	Średnie kilometrowe zuż. paliwa /kg/	Zasięg lotu /km/		Długotr. lotu /h-min/	
barometryczna	przyrządowa		rzeczywista	przyrządowa			poziomego	praktycznego	poziomego	praktycznego
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
		Na zakres maksymalnego zasięgu								
200	10	12	735	700	2150	2,95	730	730	I-00	1-09
		13			2150	3,03	710	710	0,58	1-07
		14			2145	3,11	695	695	0,56	1-05
		15			2145	3,18	680	680	0,55	1-04
200	10	16	705	670	2145	3,25	660	660	0-56	1-05
		17			2140	3,33	640	640	0-54	0-03
		18			2130	3,40	625	625	0-53	1-02
		19			2130	3,48	610	610	0-52	1-01
		20			2120	3,56	595	595	0-51	1-00
500	280	12	730	690	2130	2,86	745	745	1-01	1-10
		13			2115	2,93	725	725	0-59	1-08
		14			2115	3,00	710	710	0,58	1-07
		15			2110	3,08	690	690	0-56	1-05
	300	16	700	660	2110	3,15	675	675	0-58	1-07
		17			2105	3,23	655	655	0-56	1-05
		18			2105	3,30	640	640	0-55	1-05
		19			2100	3,37	620	620	0-54	1-04
		20			2090	3,47	600	600	0-51	1-01
1000	780	12	740	680	2110	2,74	770	770	1-02	1-11
		13			2105	2,81	750	750	1-01	1-10
		14			2100	2,87	735	735	1-00	1-10
		15			2095	2,94	715	715	0-58	1-08
	800	16	705	650	2090	3,01	695	695	0-59	1-09
		17			2085	3,09	675	675	0,57	1-07
		18			2080	3,15	660	660	0-56	1-06
		19			2075	3,22	645	645	0-55	1-05
		20			2070	3,30	625	625	0-53	1-03

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
3000	2740	12	780	660	2030	2,29	885	920	1-08	1-21
		13			2025	2,36	860	895	1-06	1-19
		14			2015	2,41	835	870	1-04	1-17
		15			2005	2,47	810	845	1-02	1-15
	2760	16	750	630	1995	2,54	785	820	1-03	1-16
		17			1985	2,62	760	795	1-01	1-14
		18			1970	2,68	735	770	0-59	1-12
		19			1960	2,75	710	750	0-57	1-10
		20			1960	2,83	695	725	0-56	1-09
5000	4720	12	800	620	1950	1,97	990	1060	1-14	1-30
		13			1940	2,03	955	1025	1-12	1-28
		14			1925	2,09	920	955	1-09	1-25
		15			1910	2,15	890	965	1-07	1-23
	4740	16	780	600	1890	2,22	855	935	1-06	1-23
		17			1870	2,29	815	900	1-03	1-20
		18			1855	2,35	790	875	1-01	1-18
		19			1825	2,41	755	840	0-58	1-15
		20			1785	2,47	720	810	0-55	1-12
7000	6680	12	850	590	1865	1,74	1075	1190	1-15	1-34
		13			1855	1,80	1040	1150	1-12	1-31
		14			1825	1,84	990	1110	1-10	1-29
		15			1815	1,89	950	1075	1-08	1-28
	6700	16	830	570	1780	1,97	900	1035	1-05	1-25
		17			1755	2,05	855	990	1-02	1-23
		18			1720	2,10	820	955	0-59	1-21
		19			1675	2,16	775	925	0-56	1-19
		20			1640	2,22	740	885	0-53	1-17
9000	8650	12	890	550	1800	1-55	1160	1320	1-20	1-43
		13			1760	1-6	1100	1270	1-16	1-39
		14			1720	1,65	1040	1220	1-12	1-35
		15			1680	1,7	990	1170	1-08	1-32
10000	9640	12	900	530	1725	1,53	1130	1340	1-19	1-45
		13			1695	1,57	1080	1295	1-15	1-41
		Na zakresie maksymalnej długotrwałości								
200	100	12	510	480	2180	3,13	700	700	1-22	1-31
		13			2150	3,20	675	675	1-20	1-29
		14			2150	3,26	660	660	1-18	1-27

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
200		15			2145	3,33	645	645	1-16	1-25
		16			2145	3,40	635	635	1-15	1-25
		17			2140	3,46	620	620	1-13	1-22
		18			2135	3,53	605	605	1-11	1-20
		19			2130	3,60	590	590	1-09	1-18
		20			2100	3,67	580	580	1-07	1-16
500	390	12	520	480	2120	3,04	710	710	1-22	1-31
		13			2115	3,10	685	685	1-20	1-29
		14			2110	3-16	670	670	1-16	1-27
		15			2110	3,23	655	655	1-16	1-25
		16			2105	3,29	645	645	1-15	1-24
		17			2105	3,36	625	625	1-13	1-22
		18			2100	3,42	615	615	1-10	1-20
		19			2100	3,49	600	600	1-09	1-19
		20			2090	3,56	585	585	1-06	1-16
1000	880	12	530	480	2110	2,91	725	725	1-22	1-31
		13			2105	2,97	710	710	1-21	1-30
		14			2100	3,03	690	690	1-19	1-28
		15			2095	3,10	680	680	1-16	1-26
		16			2090	3,16	665	665	1-15	1-25
		17			2085	3,23	650	650	1-13	1-23
		18			2080	3,29	635	635	1-11	1-21
		19			2075	3,36	615	615	1-09	1-19
		20			2060	3,43	600	600	1-07	1-17
3000	2860	12	580	480	2035	2,45	830	865	1-26	1-39
		13			2025	2,50	810	845	1-24	1-37
		14			2015	2,55	790	825	1-22	1-35
		15			2005	2,60	770	805	1-20	1-33
		16			2000	2,66	755	780	1-18	1-31
		17			1985	2,73	725	760	1-15	1-28
		18			1970	2,79	705	745	1-13	1-26
		19			1960	2,85	690	730	1-11	1-24
		20			1950	2,91	670	710	1-09	1-22
5000	4820	12	640	480	1960	2,06	950	1020	1-29	1-45
		13			1940	2,12	915	990	1-26	1-42
		14			1930	2,18	885	960	1-23	1-39
		15			1910	2,24	850	925	1-21	1-37
		16			1900	2,30	830	905	1-18	1-34
		17			1870	2,36	790	810	1-14	1-31
		18			1850	2,41	770	855	1-12	1-29
		19			1825	2,47	740	830	1-09	1-26
		20			1810	2,53	715	805	1-07	1-24
7000	6780	12	710	480	1890	1,80	1050	1160	1-29	1-48
		13			1855	1,85	1000	1125	1-25	1-44
		14			1830	1,90	960	1080	1-21	1-41
		15			1815	1,95	930	1055	1-18	1-38
		16			1790	2,02	890	1020	1-15	1-35
		17			1755	2,10	835	970	1-11	1-32
		18			1720	2,15	800	940	1-08	1-30
		19			1675	2,21	760	915	1-04	1-27
		20			1630	2,27	720	880	1-01	1-25

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
9000	8730	12	810	480	1800	1,60	1120	1290	1-24	1-47
		13			1760	1,65	1070	1245	1-20	1-43
		14			1720	1,70	1010	1190	1-15	1-39
		15			1680	1,75	960	1150	1-11	1-35
		16			1640	1,84	890	1090	1-06	1-31
10000	9700	12	830	480	1725	1,55	1110	1320	1-20	1-46
		13			1695	1,58	1070	1280	1-16	1-42

Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu z trzema podwieszonymi zbiornikami dodatkowymi paliwa o pojemności po 490 litrów

$Q_{p.obl.}$ = 3020 kg

Wysokość lotu /m/		Współczyn. oporu czołowego samolotu	Prędkość lotu/km/h/		Zapas paliwa dla lotu poz. /kg/	Średnie kilometrowe zuż. paliwa /kg/	Zasięg lotu /km/		Długotr. lotu /h-min./	
barometryczna	przyrządowa		rzeczywista	przyrządowa			pozio mego	praktycznego	pozio mego	praktycznego
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
			Na zakresie maksymalnego zasięgu							
200	-10	14	735	700	2525	3,10	815	815	1-07	1-16
		15			2525	3,18	795	795	1-05	1-14
	10	16	705	670	2520	3,26	775	775	1-06	1-15
		17			2520	3,33	760	760	1-05	1-14
		18			2515	3,41	750	750	1-03	1-12
500	280	14	730	690	2495	3,00	830	830	1-08	1-17
		15			2495	3,08	810	810	1-07	1-16
	300	16	700	660	2490	3,16	790	790	1-08	1-17
		17			2485	3,23	775	775	1-06	1-15
		18			2480	3,30	755	755	1-04	1-14
1000	780	14	740	680	2480	2,87	870	870	1-11	1-21
		15			2475	2,95	840	840	1-08	1-18
	800	16	705	650	2470	3,02	820	820	1-10	1-20
		17			2470	3,09	800	800	1-08	1-18
		18			2460	3,16	780	780	1-06	1-16
3000	2470	14	780	660	2395	2,43	985	1020	1-16	1-29
		15			2390	2,50	955	995	1-13	1-26
	2760	16	750	630	2375	2,56	930	970	1-14	1-27
		17			2370	2,62	905	945	1-12	1-25
		18			2350	2,68	880	920	1-10	1-23
5000	4720	14	800	620	2305	2,11	1090	1165	1-22	1-33
		15			2290	2,16	1050	1130	1-19	1-35
	4740	16	780	600	2270	2,24	1015	1105	1-18	1-34
		17			2260	2,30	985	1070	1-16	1-32
		18			2240	2,36	950	1035	1-13	1-30

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
7000	6680	14	850	590	2215	1,86	1185	1305	1-24	1-43
		15			2190	1,92	1140	1265	1-21	1-40
	6700	16	830	570	2170	1,98	1100	1230	1-20	1-40
		17			2140	2,03	1055	1185	1-16	1-37
		18			2100	2,08	1010	1140	1-13	1-35
9000	8650	14	890	550	2100	1,67	1260	1440	1-25	1-49
		15			2060	1,73	1190	1385	1-20	1-45
		16			2020	1,80	1120	1325	1-15	1-41
			Na zakresie maksymalnej długotrwałości							
200	100	14	510	480	2525	3,26	775	775	1-31	1-40
		15			2525	3,32	760	760	1-30	1-39
		16			2520	3.38	745	745	1-28	1-37
		17			2520	3,45	735	735	1-26	1-35
		18			2515	3,52	720	720	1-24	1-33
500	390	14	520	480	2495	3,17	790	790	1-32	1-41
		15			2490	3,23	770	770	1-30	1-39
		16			2490	3,30	755	755	1-28	1-37
		17			2490	3,36	740	740	1-26	1-35
		18			2480	3,43	725	725	1-25	1-34
1000	880	14	530	480	2480	3,03	820	820	1-33	1-43
		15			2480	3,10	800	800	1-31	1-41
		16			2470	3,16	780	780	1-29	1-39
		17			2470	3,22	765	765	1-27	1-37
		18			2460	3,29	750	750	1-25	1-35
3000	2860	14	580	480	2395	2,55	940	975	1-37	1-50
		15			2380	2,61	910	945	1-34	1-47
		16			2375	2,68	890	925	1-32	1-45
		17			2370	2,73	870	905	1-30	1-43
		18			2350	2,79	845	885	1-27	1-40
5000	4820	14	640	480	2305	2,20	1045	1135	1-38	1-54
		15			2290	2,25	1010	1100	1-35	1-51
		16			2270	2,31	985	1065	1-32	1-48
		17			2250	2,36	950	1035	1-29	1-46
		18			2240	2,42	925	1010	1-26	1-43
7000	6780	14	710	480	2215	1,92	1160	1280	1-38	1-57
		15			2195	1,98	1110	1235	1-33	1-53
		16			2170	2,05	1060	1190	1-30	1-50
		17			2140	2,10	1020	1160	1-26	1-47
		18			2100	2,16	975	1120	1-22	1-44
9000	8730	14	810	480	2100	1,71	1230	1410	1-31	1-55
		15			2060	1,78	1160	1355	1-26	1-51
		16			2020	1,85	1090	1295	1-21	1-47

Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu z trzema podwieszonymi zbiornikami dodatkowymi paliwa o pojemności: dwa po 490 litrów plus jeden 765 litrów

$Q_{p.obl}$ = 3230 kg

Wysokość lotu /m/		Współczyn. oporu czołowego samolotu	Prędkość lotu /km/h/		Zapas paliwa dla lotu poz. /kg/	Średnie kilometrowe zuż. paliwa /kg/	Zasięg lotu /km/		Długotr. lotu /h-min/	
barometryczna	przyrządowa		rzeczywista	przyrządowa			poziomego	praktycznego	poziomego	praktycznego
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
			Na zakresie maksymalnego zasięgu							
200	-10	14	735	700	2735	3,10	880	880	1-12	1-21
		15			2735	3,18	860	860	1-10	1-19
	10	16	705	670	2730	3,26	840	840	1-11	1-20
		17			2730	3,33	825	825	1-10	1-19
		18			2725	3,41	805	805	1-08	1-17
500	280	14	730	690	2705	3,00	900	900	1-14	1-23
		15			2700	3,08	880	880	1-12	1-21
	300	16	700	660	2700	3,16	855	855	1-13	1-22
		17			2695	3,23	835	835	1-12	1-21
		18			2690	3,31	810	810	1-09	1-18
1000	780	14	740	680	2690	2,88	935	935	1-16	1-25
		15			2690	2,95	910	910	1-14	1-24
	800	16	705	650	2680	3,02	885	885	1-15	1-25
		17			2675	3,09	865	865	1-14	1-24
		18			2650	3,16	845	845	1-12	1-22
3000	2740	14	780	660	2605	2,43	1070	1105	1-22	1-35
		15			2590	2,50	1030	1075	1-19	1-32
	2760	16	750	630	2585	2,57	1005	1045	1-20	1-33
		17			2575	2,63	975	1015	1-18	1-31
		18			2560	2,70	950	990	1-16	1-29
5000	4720	14	800	620	2515	2,13	1185	1260	1-28	1-44
		15			2495	2,19	1150	1225	1-25	1-42
	4740	16	780	600	2480	2,25	1110	1190	1-25	1-42
		17			2470	2,31	1075	1155	1-22	1-39
		18			2450	2,37	1035	1120	1-20	1-37

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
7000	6680	14	850	590	2425	1,88	1290	1410	1-31	1-50
		15			2410	1,95	1240	1365	1-28	1-48
	6700	16	830	570	2385	2,01	1190	1320	1-26	1-46
		17			2355	2,06	1145	1280	1-23	1-44
		18			2315	2,11	1100	1245	1-20	1-42
9000	8650	14	890	550	2320	1,69	1370	1550	1-32	1-56
		15			2280	1,75	1300	1485	1-27	1-52
		16			2240	1,82	1230	1435	1-23	1-49
			Na zakresie maksymalnej długotrwałości							
200	100	14	510	480	2735	3,26	840	840	1-39	1-48
		15			2735	3,33	825	825	1-37	1-46
		16			2730	3,40	810	810	1-35	1-44
		17			2730	3,46	790	790	1-33	1-42
		18			2725	3,53	770	770	1-31	1-40
500	390	14	520	480	2705	3,17	855	855	1-39	1-48
		15			2705	3,23	840	840	1-37	1-46
		16			2700	3,30	820	820	1-35	1-44
		17			2700	3,36	805	805	1-33	1-42
		18			2690	3,43	785	785	1-31	1-40
1000	880	14	530	480	2690	3,05	890	890	1-41	1-50
		15			2685	3,11	870	870	1-39	1-48
		16			2680	3,17	855	855	1-36	1-46
		17			2675	3,23	835	835	1-33	1-43
		18			2670	3,29	810	810	1-31	1-41
3000	2860	14	580	480	2605	2,57	1015	1050	1-45	1-58
		15			2600	2,63	990	1025	1-42	1-55
		16			2585	2,70	960	1000	1-39	1-52
		17			2580	2,75	940	980	1-37	1-50
		18			2560	2,81	910	950	1-34	1-47
5000	4820	14	640	480	2515	2,22	1145	1220	1-46	2-02
		15			2500	2,28	1110	1185	1-43	1-59
		16			2480	2,34	1065	1145	1-40	1-56
		17			2470	2,40	1040	1120	1-37	1-54
		18			2450	2,45	1000	1085	1-34	1-51
7000	6780	14	710	480	2425	1,94	1250	1370	1-46	2-05
		15			2410	2,00	1205	1330	1-42	2-02
		16			2385	2,07	1150	1280	1-38	1-58
		17			2350	2,12	1110	1245	1-34	1-55
		18			2315	2,18	1065	1210	1-30	1-52
9000	8730	14	810	480	2320	1,74	1330	1510	1-39	2-03
		15			2280	1,80	1270	1460	1-34	1-59
		16			2240	1,86	1200	1405	1-29	1-55

4.5. Zasięg i długotrwałość lotu samolotów S-20

4.5.1. Dane do obliczeń

1. Pojemność użytkowa zbiorników paliwowych instalacji głównej /objętość zużywanego paliwa/ - 4380 l.
2. Eksploatacyjna użyteczna ilość paliwa w całej instalacji /pełne zatankowanie/:

- bez podwieszonych zbiorników paliwowych - 4380 l;
- z podwieszanymi zbiornikami paliwowymi 2 x 800 l - 5960 l;
- z podwieszanymi zbiornikami paliwowymi 2 x 1150 l - 6660 l;
- z podwieszanymi zbiornikami paliwowymi 2 x 1150 l + + 2 x 800 l - 8240 l.

OBLICZENIOWE ZAPASY PALIWA

/z uwzględnieniem 7% zapasu technicznej gwarancji/

Lp.	Wariant napełnienia	Zapas obliczeniowy /kg/ dla danego ciężaru właściwego /kg/l/			
		0755	0,775	0,800	0,830
1.	Bez dodatkowego zbiornika paliwa	3080	3160	3260	3380
2.	Z dodatkowym zbiornikiem paliwa 2x800 l	4270	4380	4520	4680
3.	Z dodatkowym zbiornikiem paliwa 2x1150 l	4800	4920	5080	5270
4.	Z dodatkowym zbiornikiem paliwa 2x1150 l+2x800 l	5990	6140	6340	6570

4.5.2. Charakterystyki ciężarowe samolotu i podwieszeń

Lp.	Wyszczególnienie danych	Masa/kg/
1.	2.	3.
1.	Samolot bez podwieszeń /z załogą, cieczami, gazami, z amunicją do działek, lecz bez paliwa i bez belek nośnych/	10400
2.	Belki nośne BD3-57M /bez bombotrzymaczy, podkadłubowe z belkami pośrednimi/:	
	- podkadłubowe przednie 2 szt.	90
	- podkadłubowe tylne 2 szt.	100
	- podskrzydłowe zewnętrzne 2 szt.	64
	- podskrzydłowe wewnętrzne 2 szt.	64
3.	Podwieszenia konwencjonalnych bomb pojedynczo, w tym:	
	- bombotrzymacze 2 szt.	100
	- bomby kalibru 500 kg 2 szt.	1000
	- bomby kalibru 250 kg 2 szt.	500
	- bomby kalibru 100 kg 2 szt.	200
4.	Podwieszenia konwencjonalnych bomb na belkach wielozamkowych MBDZ-U6-68-1, w tym:	
	- belki podkadłubowe 2 szt.	270
	- belki podskrzydłowe 2 szt.	294
	- bomby kalibru 100kg 8 szt. pod kadłubem oraz 10szt. pod skrzydłami	1800
	- bomby kalibru 250kg 4 szt. pod kadłubem oraz 4 szt. pod skrzydłem	2000
5.	Podwieszenia specjalnych bomb, w tym:	
	- bombotrzymacze BO3-56FNM 2 szt.	80
	- bomba specjalna 244N 1 szt.	480
	- bomba specjalna RN-24 1 szt.	530
	- bomba specjalna RN-28 1 szt.	300
	- bomba specjalna 8U-49 1 szt.	480
	- bomba specjalna 6U-57 1 szt.	530
	- bomba specjalna 8U-63 /9U-64/ 2 szt.	610
	UWAGA! Wymienione wyżej bomby po jednej sztuce podwiesza się wykorzystując dwa bombotrzymacze BO3-56FNM.	

1.	2.	3.
6.	Podwieszenia pocisków rakietowych w wyrzutniach,w tym:	
	- wyrzutnie PU-2-40U /dla poc.S-24/ 2 szt.	32
	- niekierowane pociski rakietowe S-24 2 szt.	478
	- wyrzutnie UB-32A-1 /dla poc. S-5/ 2 szt.	206
	- niekierowane pociski rakietowe S-5 64 szt.	244
	- wyrzutnie UB-16-57 UMP /dla poc. S-5/ 2 szt.	112
	- niekierowane pociski rakietowe S-5 32 szt.	128
	- wyrzutnie APU-13M-2 /dla poc. R-3s/ 2 szt.	50
	- kierowane pociski rakietowe R-3s 2 szt.	150
7.	Naboje do dwóch działek NR-30 w taśmach 2x80szt.=160, w tym:	155
	- naboje 160 szt.	138
	- ogniwa 160 szt.	17
8.	Zasobnik UPK-23 /z działkiem GSz-23t i nabojami w taśmie 250 szt./ 2 szt.,w tym:	535
	- UPK-23 bez amunicji 2 szt.	247
	- ogniwa /pozostają na pokładzie/ 500 szt.	24
	- naboje 500 szt.	164
	- belki nośne 2 szt.	100
9.	Zasobnik rozpoznawczy KKR 1 szt.	810

4.5.3. Wskazniki oporu czołowego C_x

Stanowią one składowe całkowitego wskaznika oporu samolotu Su-20 z różnymi wariantami podwieszeń.

Lp.	Wyszczególnienie	Cx	Rozmieszczenie na samolocie			
			Belka podskrz. 3 lub 5 p.pod.	Belka podkadł. 1 lub 7 p.pod.	Belka podkadł.	Belka podskrz.
1.	2.	3.	4.	5.	6.	7.
1.	Samolot bez podwieszeń i bez belek nośnych					
2.	Samolot bez podwieszeń, lecz z 8 belkami nośnymi BDZ-57M	70	+	+	+	+
3.	2xFAB -100M -54	10	+	-	-	+
		9	-	+	+	-
4.	2xFAB -250M -54	15	+	-	-	+
		13	-	+	+	-
5.	2xFAB -250M - 62	5	+	-	-	+
		4	-	+	+	-
6.	2xFAB -500M -54	22	+	-	-	+
		19	-	+	+	-
7.	2xFAB -500M -62	8	+	-	-	+
		7	-	+	+	-
8.	2xUB -16 -57UMP	8	+	-	-	+
		6	-	+	+	-
9.	2x UB -32	19	+	-	-	+
		16	-	+	+	-
10.	1x 244 N	7	-	+	+	-
11.	1x RN -24	7	-	+	+	-
12.	1x RN -28	5	-	+	+	-
13.	Zasobnik KKR	7	-	na środku		-
14.	2x S -24	6	+	-	-	+
		5	-	+	+	-
15.	2x R -3S	4	+	-	-	+
16.	2x zb.podwieszanie a 800 l	8	+	-	-	+
		7	-	+	+	-
17.	2x zb.paliwa a 1150 l	9	+	-	-	+

1.	2.	3.	4.	5.	6.	7.
18.	4x MBDZ -U6 - 68	40	+	-	-	+
19.	20x FAB -100M na czterech MBDZ -U6 -68 i dwóch BDZ -57M	90	+	-	-	+
20.	10x FAB -250M -54 na czterech MBDZ -U6 -68 i dwóch BDZ - 57M	80	+	-	-	+
21.	2x zasobnik UPK - 23	11	+	-	-	+
		9	-	+	+	-

4.5.4. Zasady sporządzania wykresów

Obliczenia zasięgu "L" /km/ i długotrwałości lotu "T" /min/ samolotu Su-20 przedstawione zostały w postaci wykresów praktycznych zasięgów i długotrwałości lotu w zależności od masy startowej samolotu "m" /kg/, współczynnika oporu "C_x" dla różnych wariantów podwieszeń uzbrojenia oraz od wysokości lotu "H" /m/ i początkowego zapasu paliwa "Q_{po}" /kg/.

Z wykresu można korzystać podczas ćwiczeń i zajęć ze słuchaczami ASG WP, pamiętając, że odpowiadają one warunkom lotu na maksymalny zasięg.

W obliczeniach zostały uwzględnione następujące założenia:

- ciężar właściwy paliwa $\gamma = 0{,}800$ kG/dm^3
- zakres pracy silnika, prędkość i wysokość odpowiadają warunkom maksymalnego zasięgu lotu;
- masa samolotu oraz masa podwieszeń - jak w punkcie 4.5.2., oraz zapasy paliwa - jak w punkcie 4.5.1.;
- współczynnik oporu samolotu oraz jego zewnętrznych podwieszeń jak w punkcie 4.5.3.; przy czym należy brać pod uwagę sumę składowych współczynników C_x;
- warunki atmosferyczne zgodnie z międzynarodową atmosferą wzorcową.

PRZYKŁAD KORZYSTANIA Z WYKRESÓW

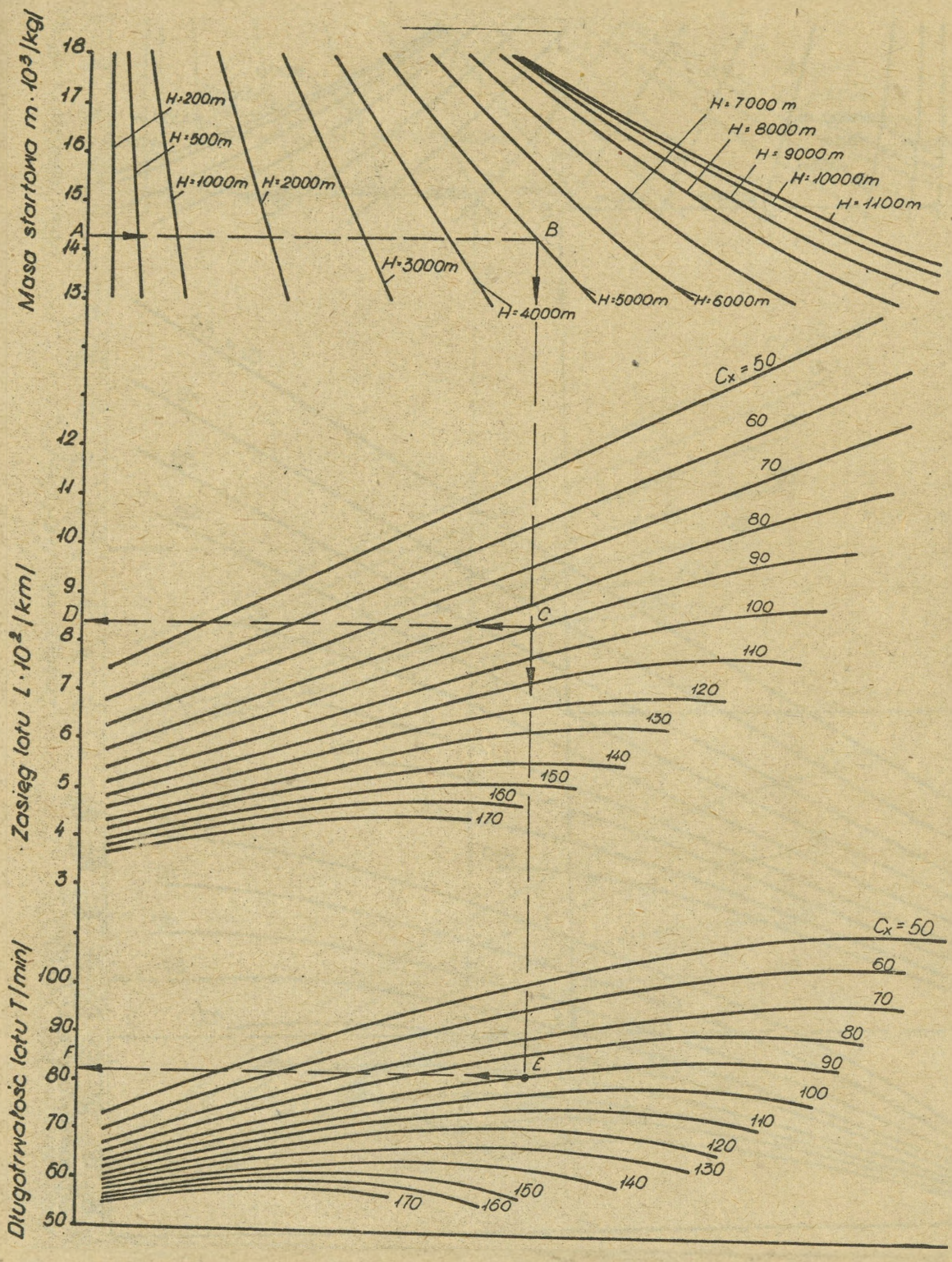
1. Określamy masę startową samolotu według punktu 4.5.2.; uwzględniając podwieszenie, np: 2 wyrzutnie UB-32A-1 z pociskami S-5:

   10400 + 64 +206 + 244 + 3160 = 14074 kg

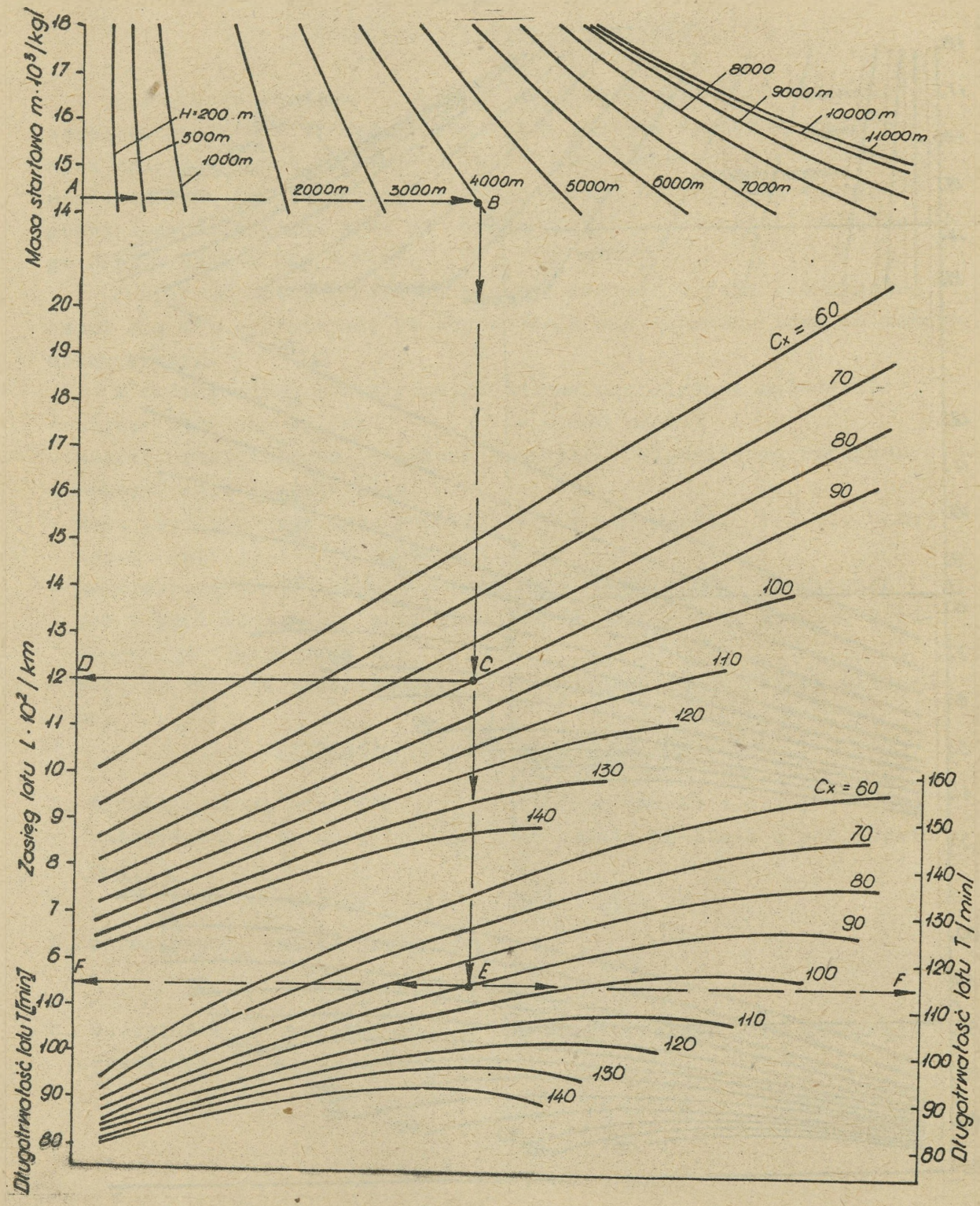
2. Określamy C_x według punktu 4.5.3.:

   70 + 19 = 89

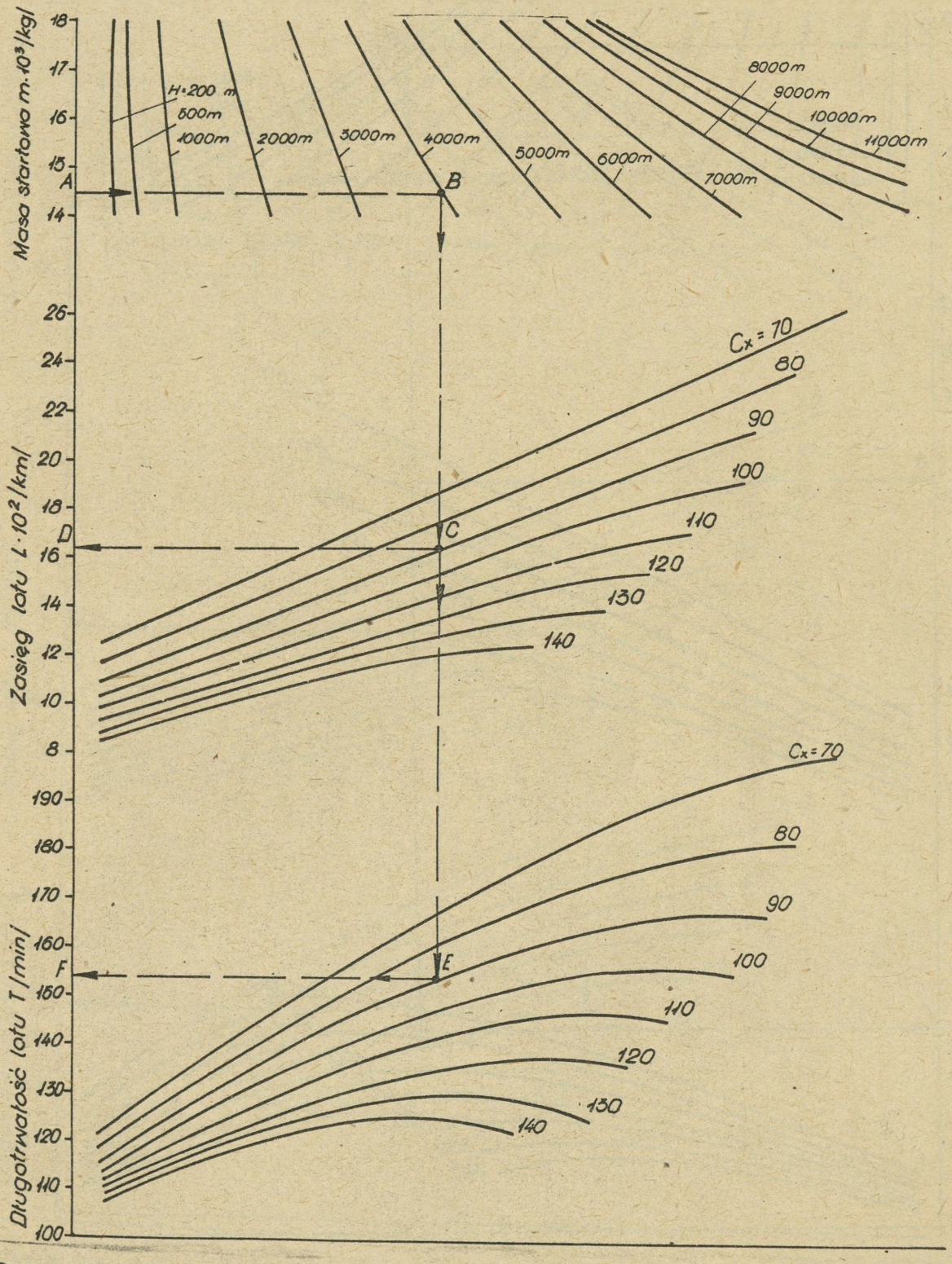
3. Odczytujemy z wykresów zasięg lub długotrwałość lotu na danej wysokości.



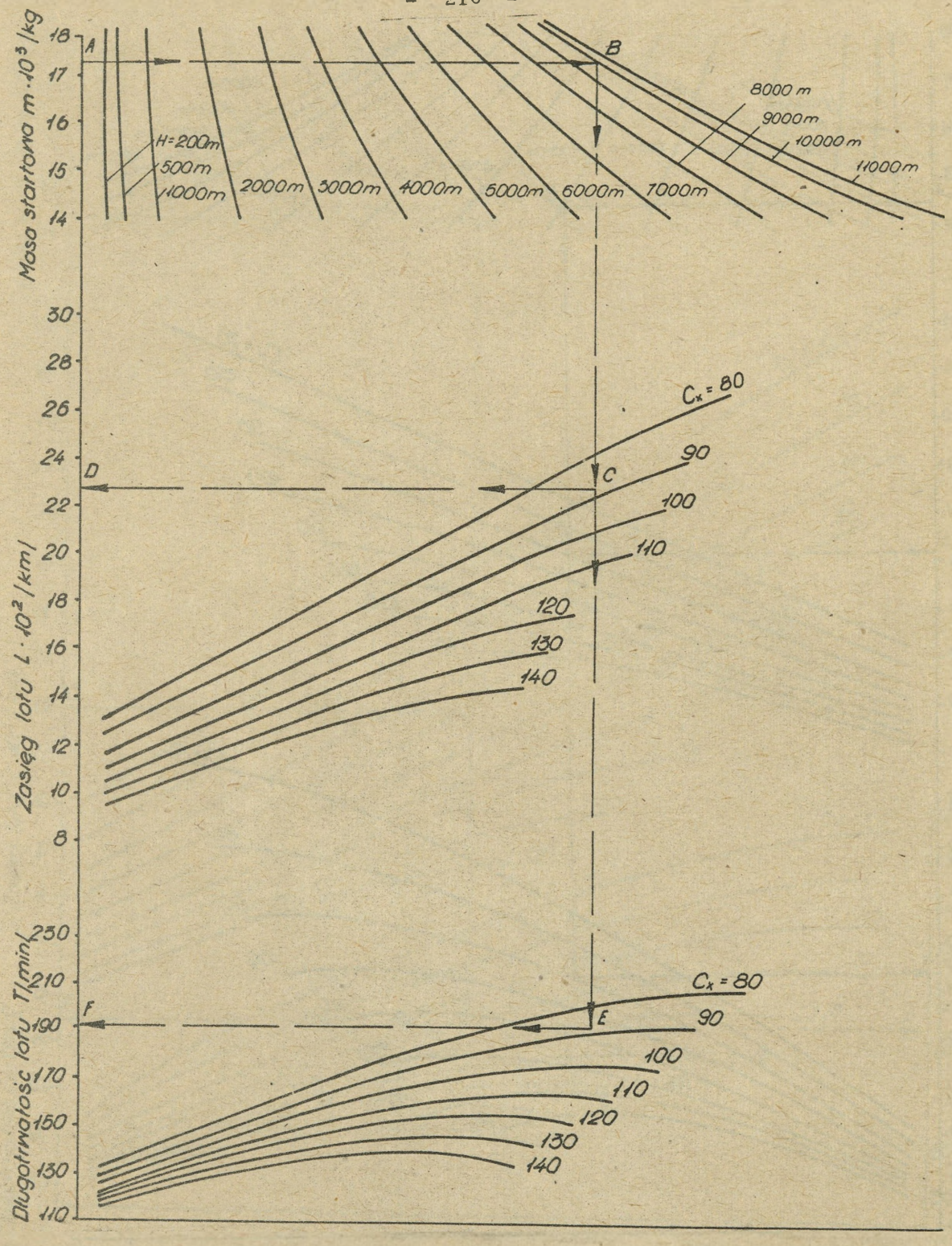
Rys.4.5.1. Praktyczny zasięg L /km/ i długotrwałość T /min/ lotu Su-20 na Z_{PS} $_{max}$ w zależności od masy startowej samolotu m/kg/, współczynnika oporu C_x /wariantu podwieszeń uzbrojenia/ oraz wysokości H /m/ lotu bez dodatkowych zbiorników paliwa /obliczeniowy zapas paliwa G_{po}=3160 kg/.



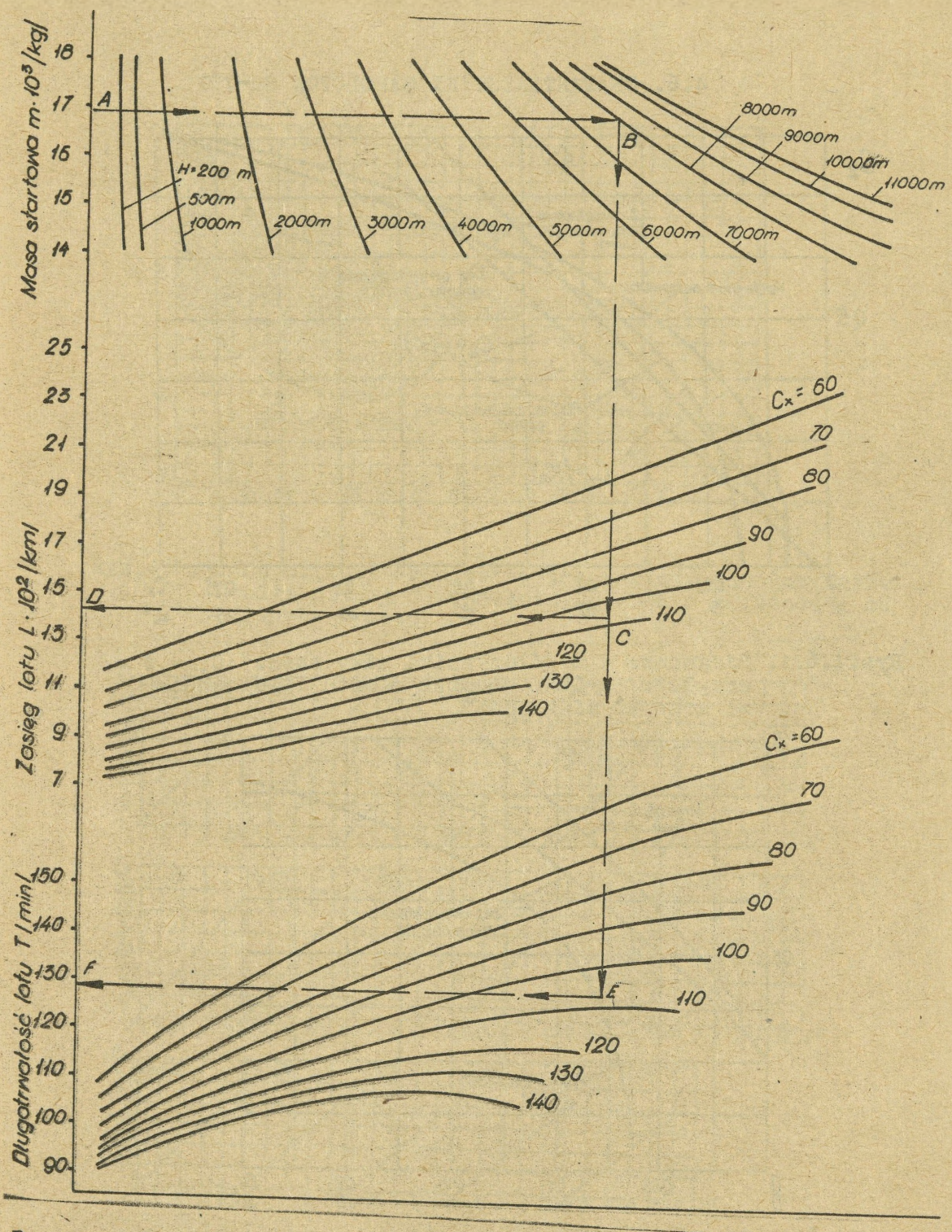
Rys.4.5.2. Praktyczny zasięg L /km/ i długotrwałość T /min/ lotu Su-20 na Z_{PS} L_{max} w zależności od masy startowej m/kg/, współczynnika oporu C_x /wariantu podwieszeń/ i wysokości H /m/ lotu z dwoma podwieszonymi zbiornikami paliwa po 800 l/obliczeniowy zapas paliwa Q_{po}=4380 kg/



Rys.4.5.3. Praktyczny zasięg L /km/ i długotrwałość T /min/ lotu Su-20 na ZPS_{Lmax} w zależności od masy startowej m/kg/, współczynnika oporu C_x /wariantu podwieszeń/ i wysokości H /m/ lotu z czterema podwieszonymi zbiornikami paliwa po 800 l/obliczeniowy zapas paliwa Q_{po}=5600 kg/.

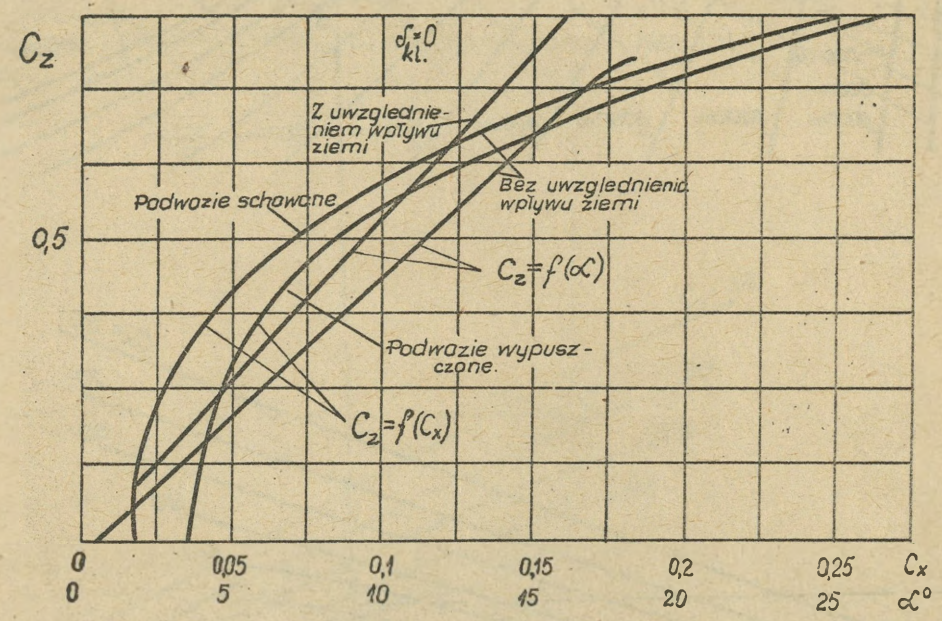


Rys.4.5.4. Praktyczny zasięg L/km/ i długotrwałość T/min/ lotu Su-20 na ZPS $_{Imax}$ w zależności od masy startowej m/kg/, współczynnika oporu C_x /wariantu podwieszeń/ i wysokości H/m/ lotu z czterema podwieszanymi zbiornikami paliwa, z nich dwa po 1150 l oraz dwa po 800 l /obliczeniowy zapas paliwa Q_{po}=6149 kg/.

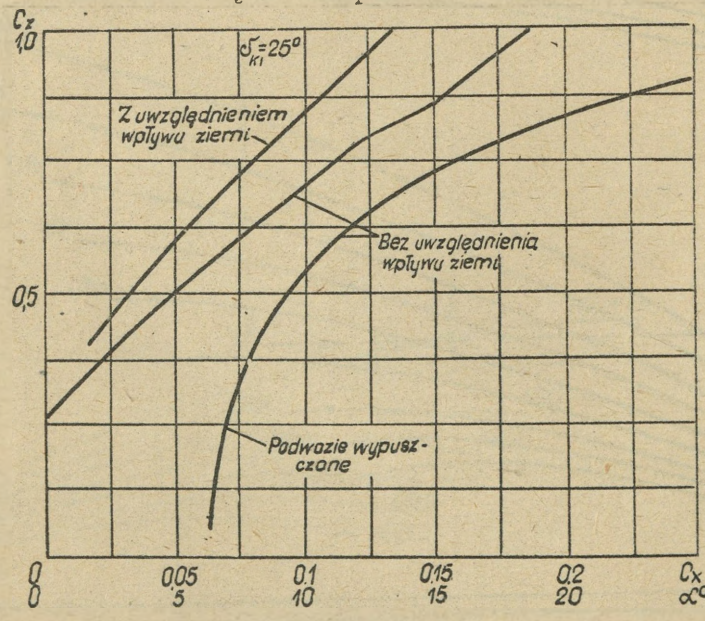


Rys.4.5.5. Praktyczny zasięg L /km/ i długotrwałość T /min/ lotu Su-20 na ZPS L_{max} w zależności od masy startowej m /kg/, współczynnika oporu C_x /wariantu podwieszeń/ i wysokości H /m/ lotu z dwoma podwieszanymi zbiornikami paliwa po 1150 l /obliczeniowy zapas paliwa Q_{po}=4920 kg./

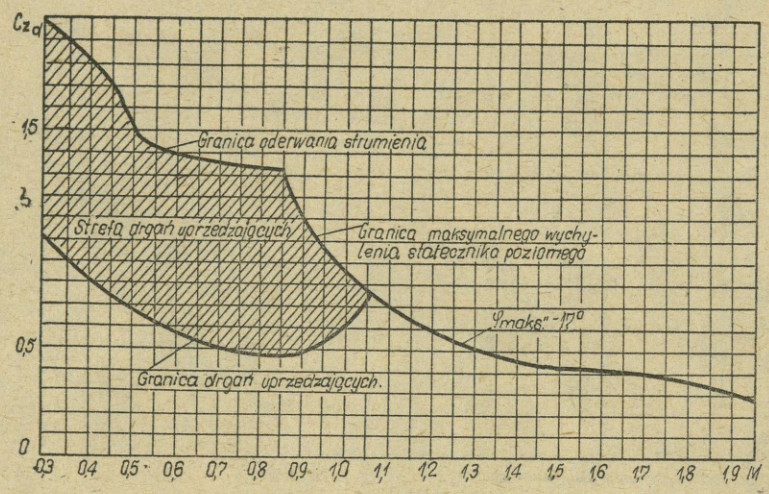
4.6. CHARAKTERYSTYKI SAMOLOTÓW Su-7BKŁ



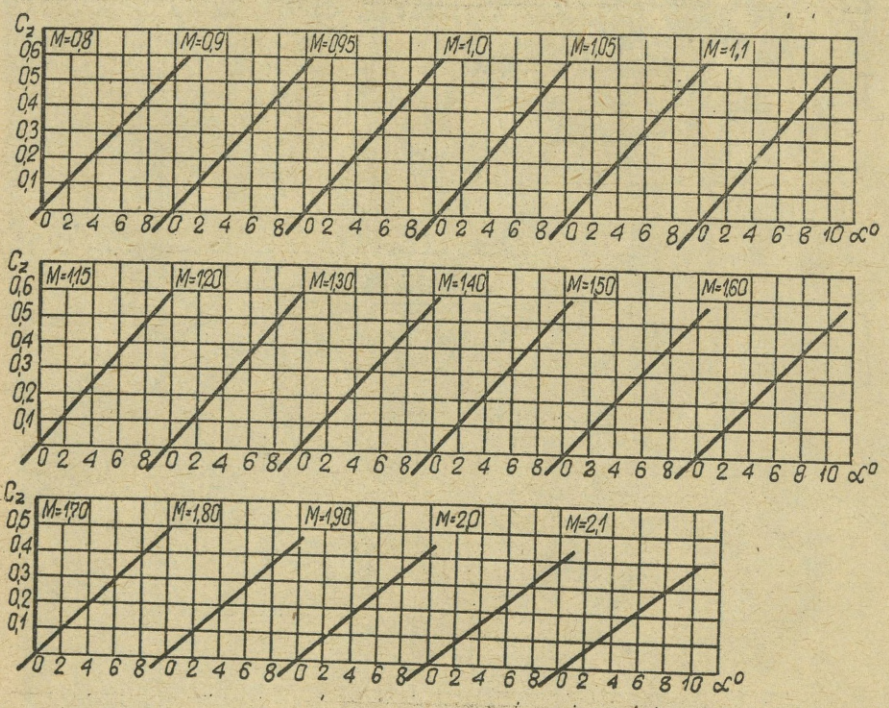
Rys.4.6.1. Biegunowe i współczynniki siły nośnej $C_z = f$ samolotu Su-7BKŁ podczas startu i lądowania ze schowanymi klapami



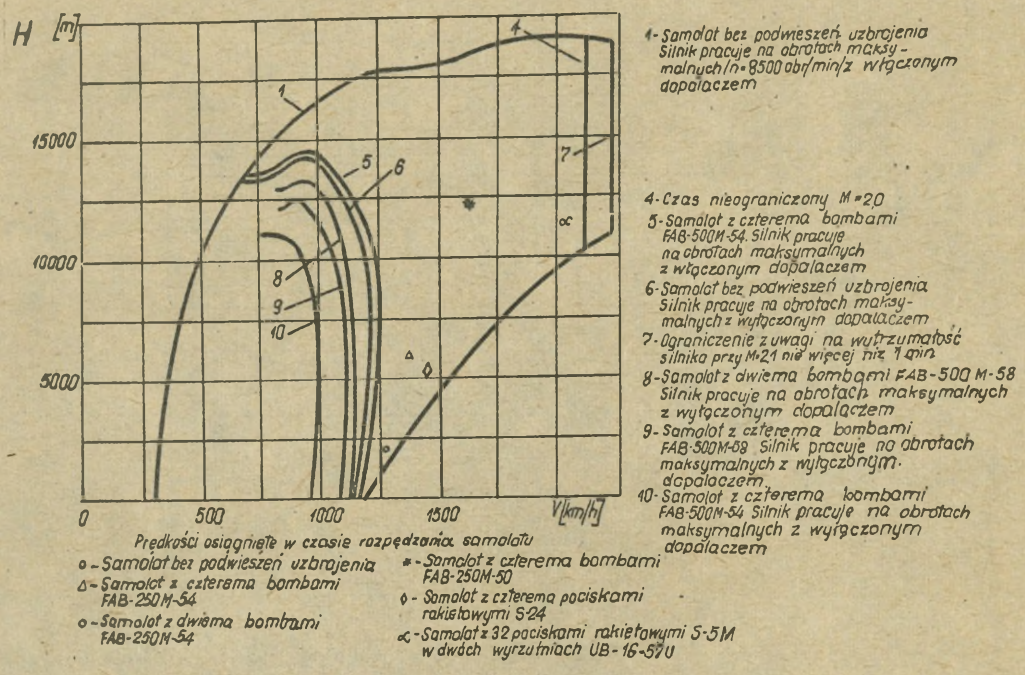
Rys.4.6.2. Biegunowa i współczynniki siły nośnej $C_z = f$ / samolotu Su-7BKŁ podczas startu i lądowania z klapami wychylonymi o kąt 25°



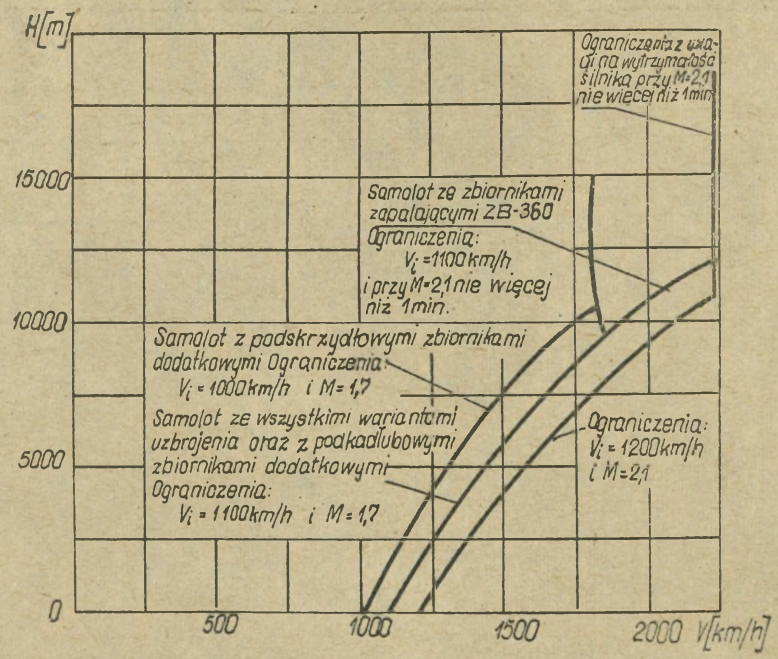
Rys.4.6.3. Największa eksploatacyjna wartość współczynnika siły nośnej C_z samolotu Su-7BKŁ w zależności od liczby M lotu



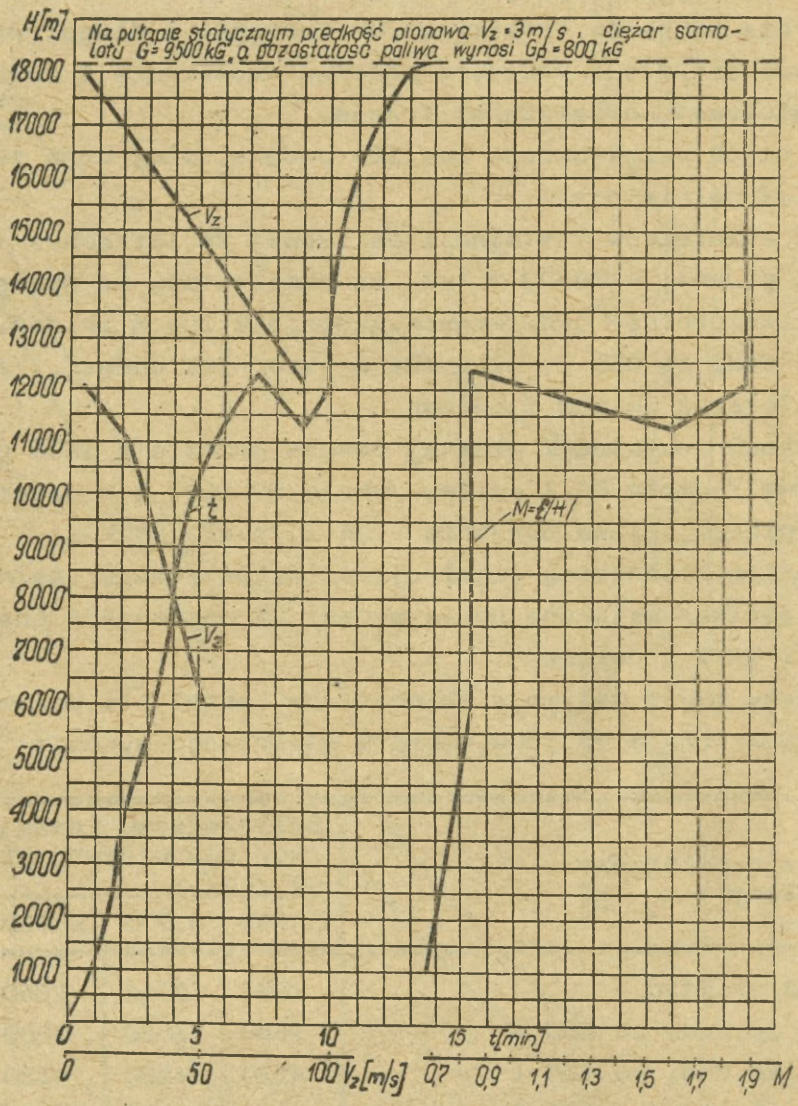
Rys. 4.6.4. Charakterystyka wartości współczynników siły nośnej C_z samolotu Su-7BKŁ w zależności od kątów natarcia / $C_z = f$ / i liczby M lotu



Rys.4.6.5. Charakterystyka maksymalnych i minimalnych prędkości lotu poziomego samolotu Su-7BKŁ z różnymi wariantami uzbrojenia zależnie od wysokości lotu



Rys.4.6.6. Charakterystyka maksymalnie dopuszczalnych prędkości lotu samolotu Su-7BKŁ w zależności od wysokości



Rys.4.6.7. Charakterystyka podstawowego programu lotu w celu osiągnięcia pułapu praktycznego wysokości /po osiągnięciu pułapu według tego programu na samolocie pozostaje jeszcze 800 kg paliwa/

4.7. Zasięg i długotrwałość lotu samolotów Su-7BKŁ

Wykonane obliczenia zasięgu i długotrwałości lotu samolotów Su-7BKŁ podano w formie wykresów "Praktycznych zasięgów i długotrwałości lotu", w które wlicza się drogi przebyte podczas wznoszenia i zniżania z wysokości przelotowej po nakazanej trasie.

W obliczeniach uwzględnione zostały podane niżej dane techniczne i założenia uzupełniające:

1. Pojemność zbiorników instalacji paliwowej /w litrach/:
- instalacji głównej - 3930, z tym, że eksploatacyjna wynosi 3900 l;
- instalacji zbiorników dodatkowych wynosi: 2 lub 4 zb.dod.po 600 l, albo 2 zb. dod. po 950 l, albo też 4 zbiorniki dodatk., z których 2 po 950 l oraz 2 po 600 l paliwa.

2. W zbiornikach instalacji głównej zawsze pozostaje jako niewyczerpywalne /"martwe"/ około 65 l paliwa /około 50 kG/, a w czterech dodatkowych zbiornikach paliwa podobnie - 25 l /około 20 kG/.

3. Na tolerancję techniczną regulacji silników /dopuszczalne zwiększenie zużycia paliwa/ ustalona norma wynosi 7% pojemności instalacji głównej czyli 275 l paliwa.

4. Obliczeniowy zapas paliwa w zbiornikach instalacji paliwowej samolotu Su-7BKŁ, zależnie od jego ciężaru właściwego wynosi:

Całkowite napełnienie instalacji:	Obliczeniowy zapas paliwa /kg/ dla ciężaru właściwego /kg/l/			
	0,755	0,775	0,800	0,830
głównej /bez zb. dod./	2690	2760	2850	2950
głównej + 2 zb.dod. po 600 l	3590	3680	3800	3940
głównej + 2 zb.dod. po 950 l	4120	4220	4360	4520
głównej + 4 zb.dod. po 600 l	4490	4600	4750	4930
głównej + 4 zb.dod., przy czym 2 z nich po 600 l i 2 po 950 l	5020	5140	5310	5510

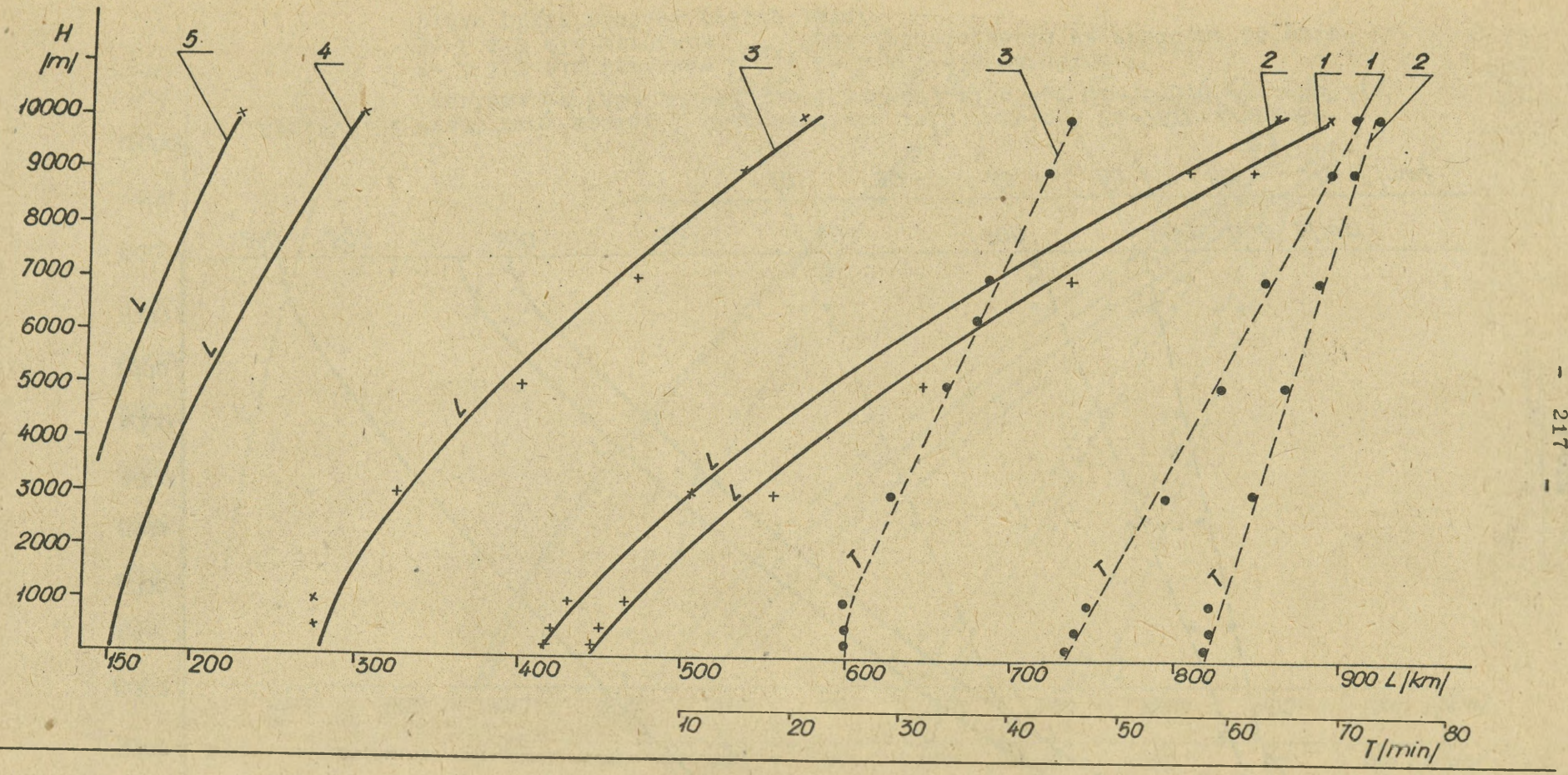
5. Obliczenia, wg których sporządzone są wykresy L i T, wykonane zostały dla ciężaru właściwego paliwa C_w = 0,775 kG/l.

6. Do obliczeń L i T zakładano, że warunki atmosferyczne są zgodne z warunkami atmosfery standardowej /wzorcowej/, bez wiatru.

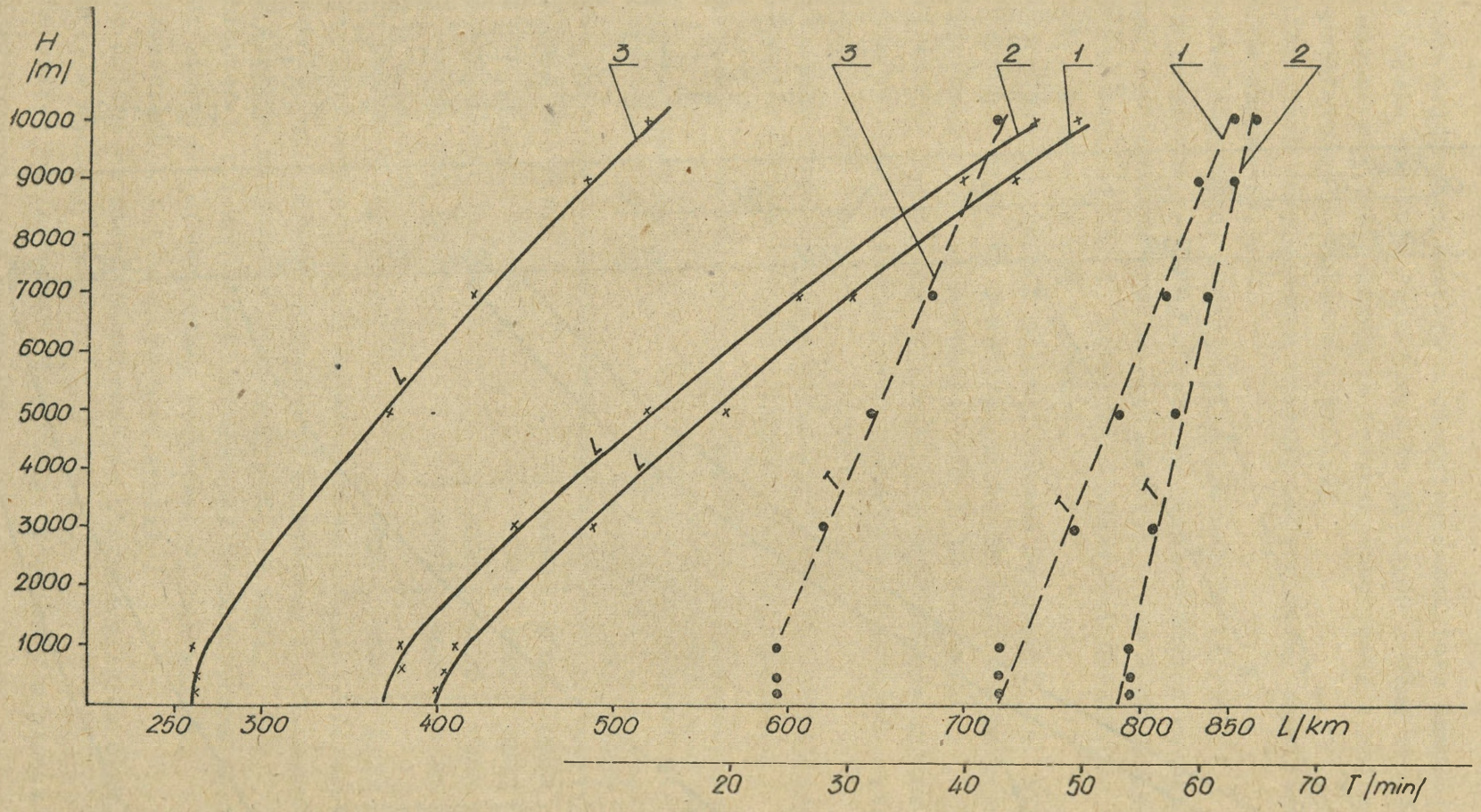
7. W obliczeniach L i T uwzględnione zostały:
- zużycie paliwa na ziemi /uruchomienie i próba silnika oraz kołowanie na start/ w ogólnej ilości $Q_{p.z}$ = 160 kG;
- zużycie paliwa na lądowanie /łącznie z "kręgiem"/ w czasie 10 min, w ogólnej ilości $Q_{p.ląd}$ = 500 kG.

8. W obliczeniach L i T nie uwzględniono nawigacyjnego zapasu paliwa /$Q_{p.naw.}$ = 0/.

9. Maksymalny taktyczny promień działania samolotów Su-7BKŁ jest równy w przybliżeniu połowie podanych na wykresach zasięgów lotu.

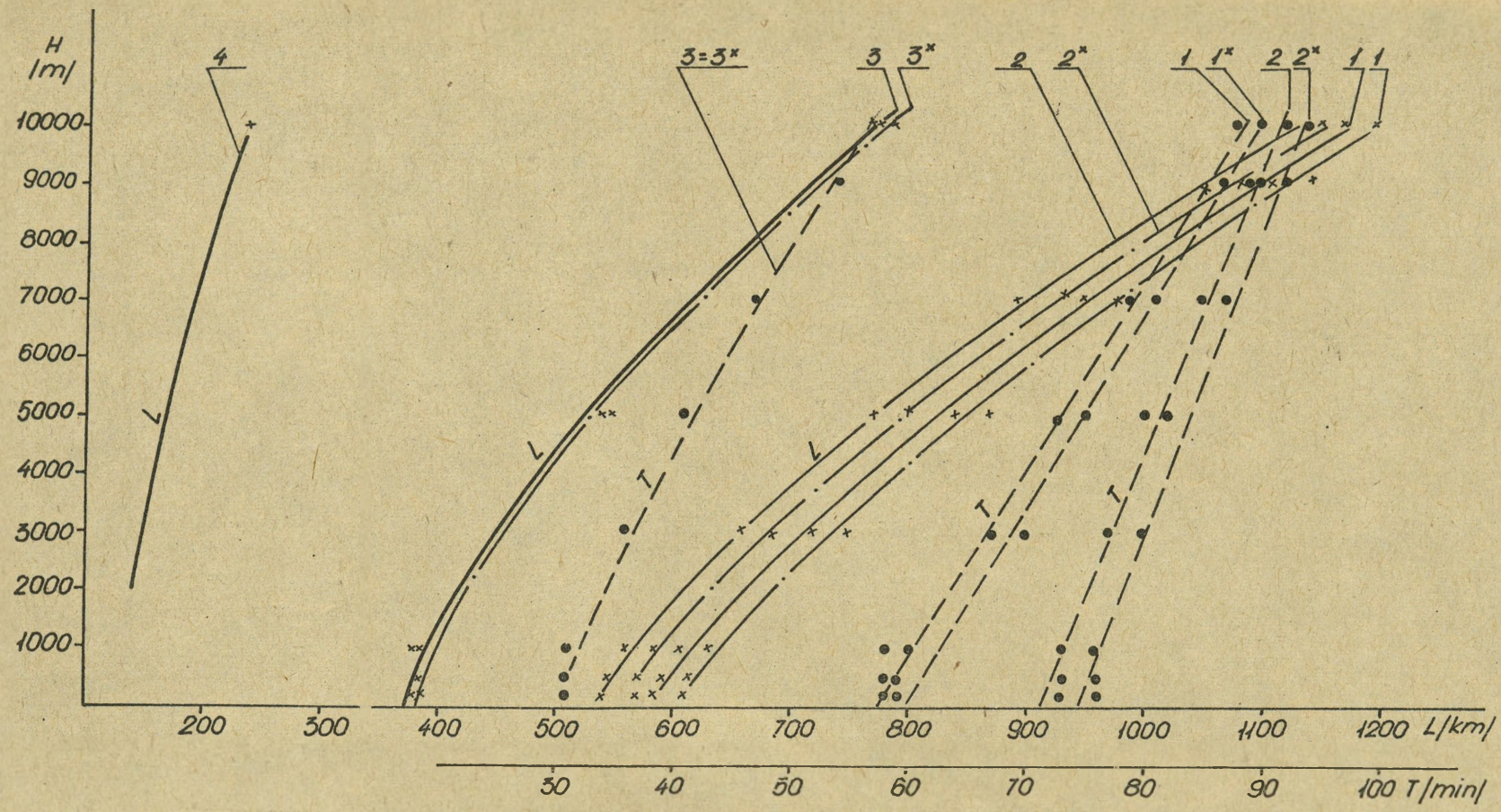


Rys.4.7.1. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ bez podwieszeń /grupa "a"/ $Q_{p.obl.}$=2760 kg, C_w=0,775 kg/l. 1 - L i T dla warunków L_{max}; 2 - L i T dla warunków T_{max}; 3- L i T dla warunków ZPSM; 4- L dla warunków ZPSPD do całkowitego zużycia paliwa; 5- L dla warunków ZPSPD, przy czym w zbiornikach pozostanie jeszcze 500 kg paliwa.



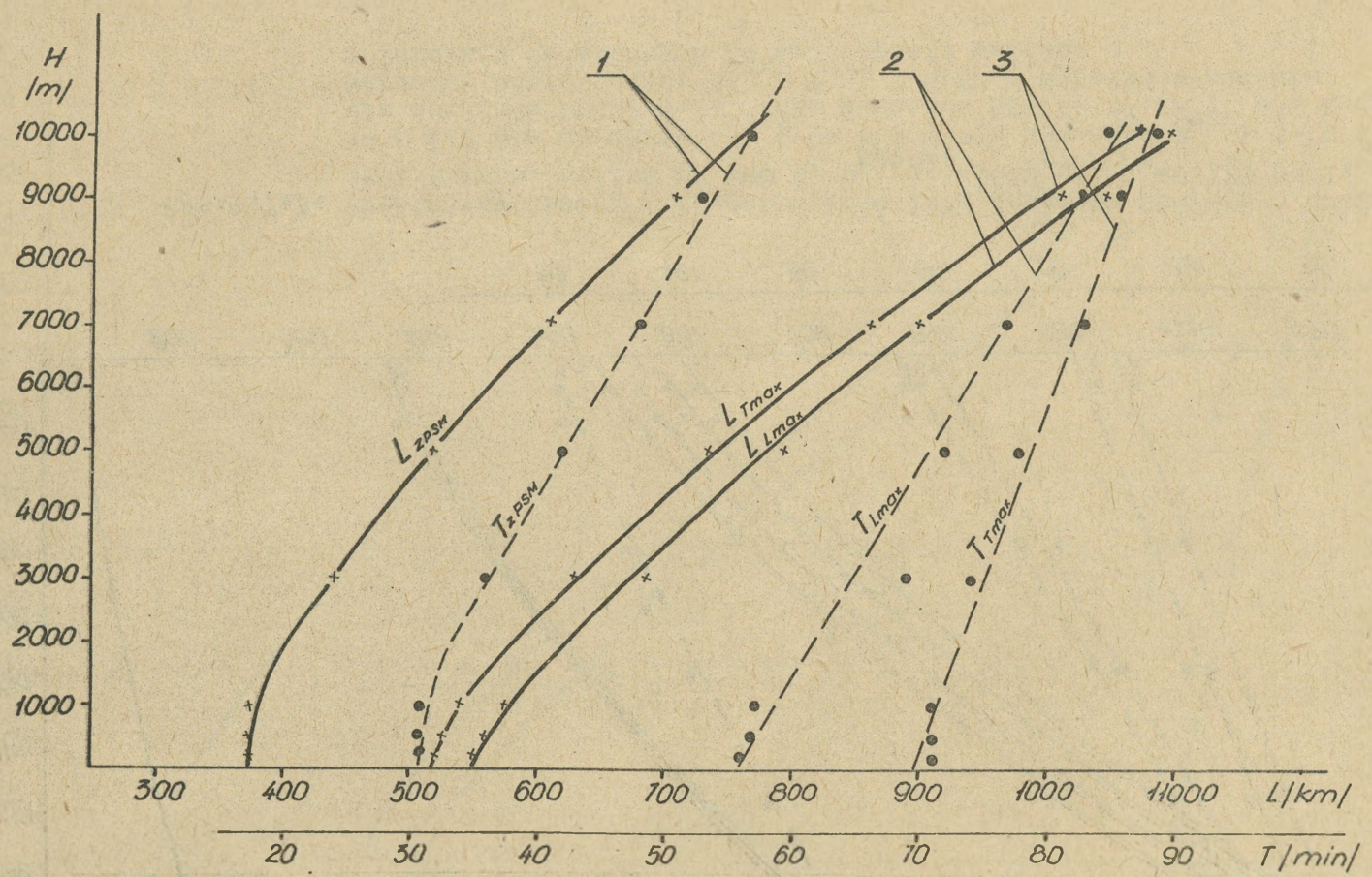
Rys.4.7.2. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z podwieszeniem: 4x FAB-250M-62 lub 4 x S-24, albo 4 x UB-16-57U /gr. "b"/.

1- L i T dla warunków L_{max}; 2- L i T dla warunków T_{max};
3- L i T dla warunków ZPSM /podwieszenia są zrzucane po przebyciu przez samolot połowy lotu/



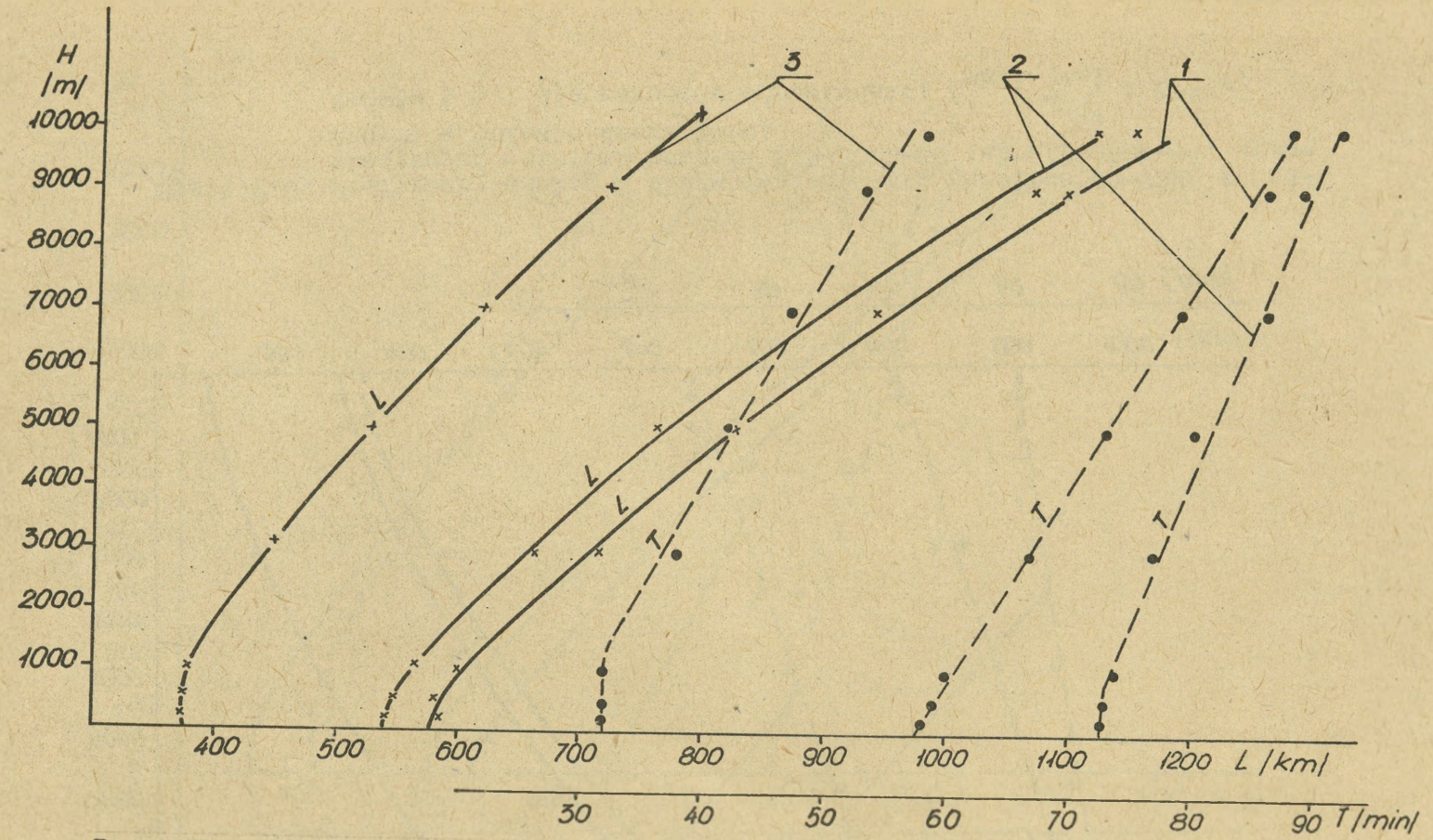
Rys.4.7.3. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma dod. zbiorn. paliwa po 600 l, $Q_{p.obl.}$=3680 kg, C_w=0,775 kg/l.

1- L i T dla warunków L_{max}; 2- L i T dla warunków T_{max}; 3- L i T dla warunków ZPSM; 4- 1^{max} dla warunków ZPSPD; 1^x, 2^{xmax}, 3^x- L dla warunków odpowiednio: L_{max}; T_{max} i ZPSM w wypadku zrzucenia zbiorników dodatkowych po wyczerpaniu paliwa.



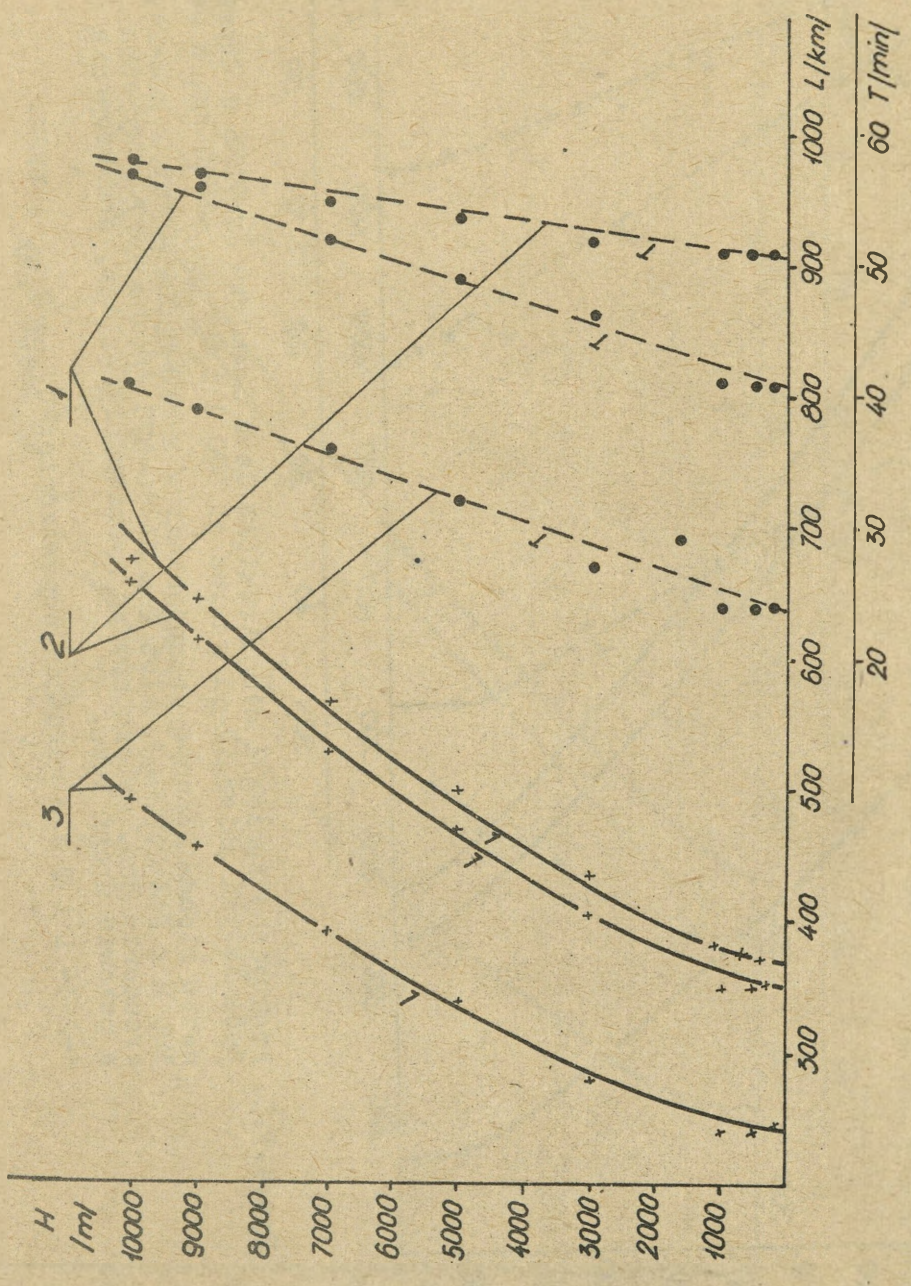
Rys.4.7.4. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa po 600 l, $Q_{p.obl.}$=3680 kg, a ponadto z podwieszonym uzbrojeniem: 2 x FAB-250M-54 lub 2 x S-24, lub 2 x FAB-250M-62, albo 2 x UB-16-57U /grupa "c"/. Zbiorników dodatkowych nie zrzuca się po wyczerpaniu paliwa, a uzbrojenie podwieszone jest zrzucone w połowie drogi lotu.

1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L_{max}, T_{max} i ZPSM.



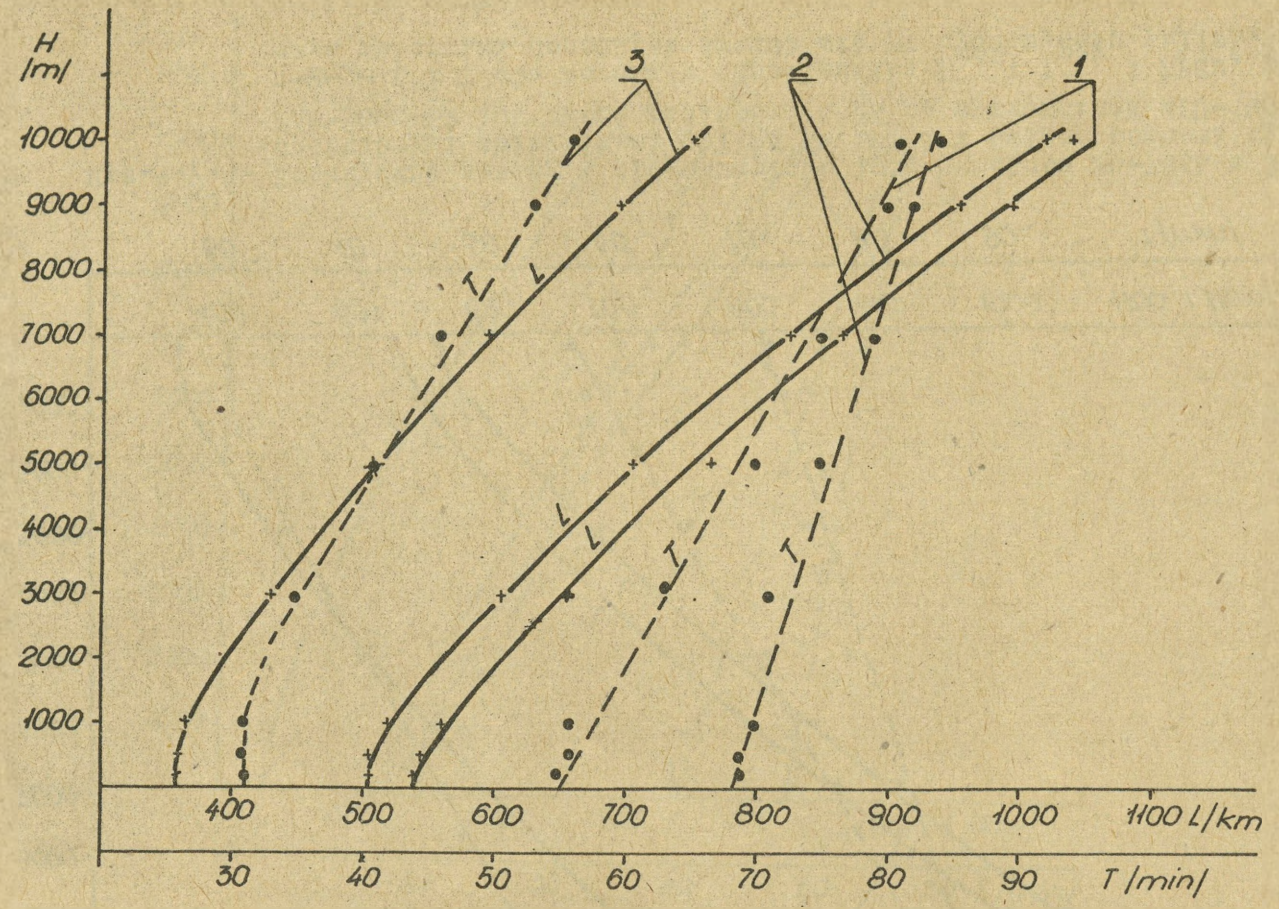
Rys.4.7.5. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa po 600 l i $Q_{p.obl.}$=3680 kg, a ponadto z podwieszonym uzbrojeniem: 2 x FAB-250M-54 lub 2 x S-24, lub 2 x FAB-250M-62, albo 2 x UB-16-57U /grupa "c"/ w wypadku zrzucenia dod. zbiorników po wyczerpaniu paliwa, a uzbrojenia w połowie drogi lotu.

1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L_{max}, T_{max} i ZPSM.



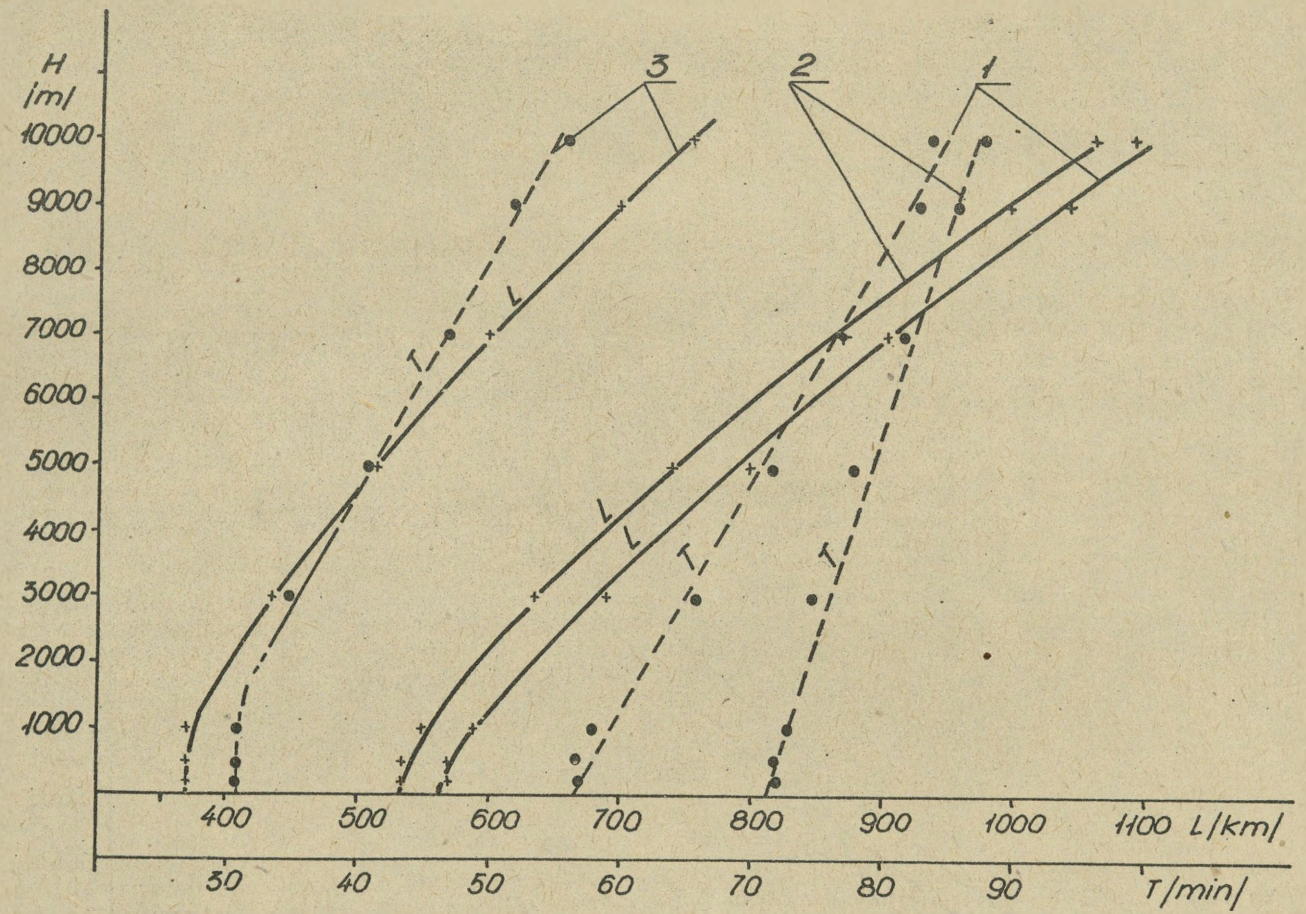
Rys.4.7.6. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKL z podwieszonymi czterema bombami FAB-500M-62 lub FAB-250M-54, zrzucanymi w połowie drogi lotu.

1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L_{max}, T_{max} i ZPSM.



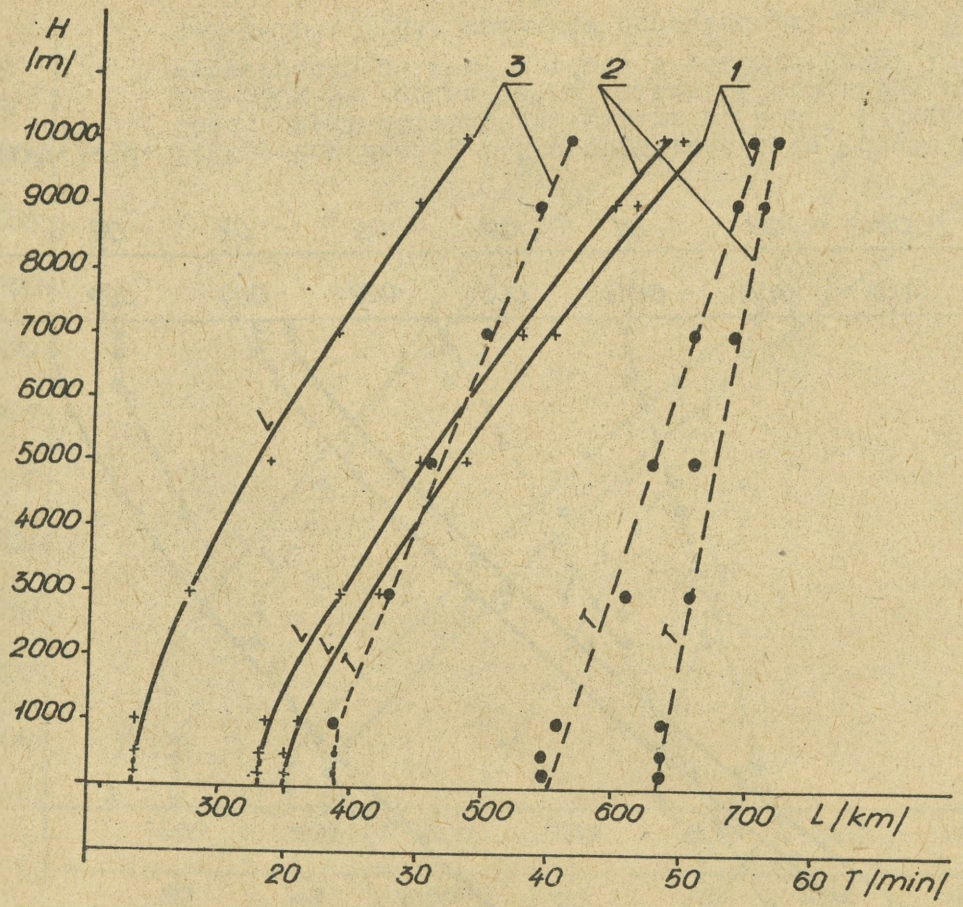
Rys.4.7.7. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa po 600 l i dwiema bombami typu FAB-500M-62 lub dwoma pociskami S-3K na wyrzutniach APU-14U.

1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L_{max}, T_{max} i ZPSM, przy czym zbiorników dodatkowych nie zrzuca się.

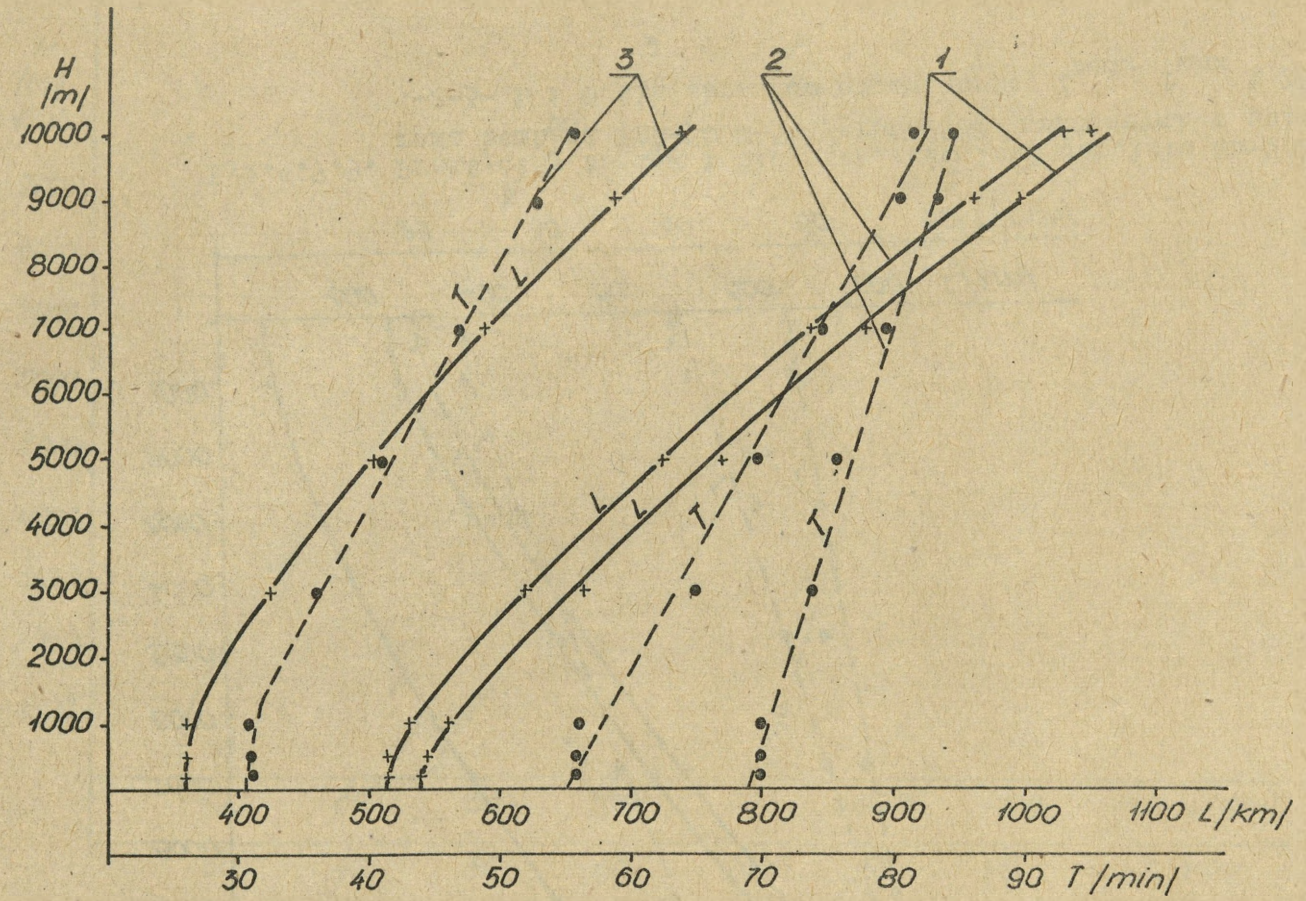


Rys.4.7.8. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa po 600 l i dwiema bombami typu FAB-500M-62 lub dwoma pociskami S-3K na wyrzutniach APU-14U.

1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L_{max}, T_{max} i ZPSM, przy czym zbiorniki dodatkowe zrzuca się po wyczerpaniu paliwa.

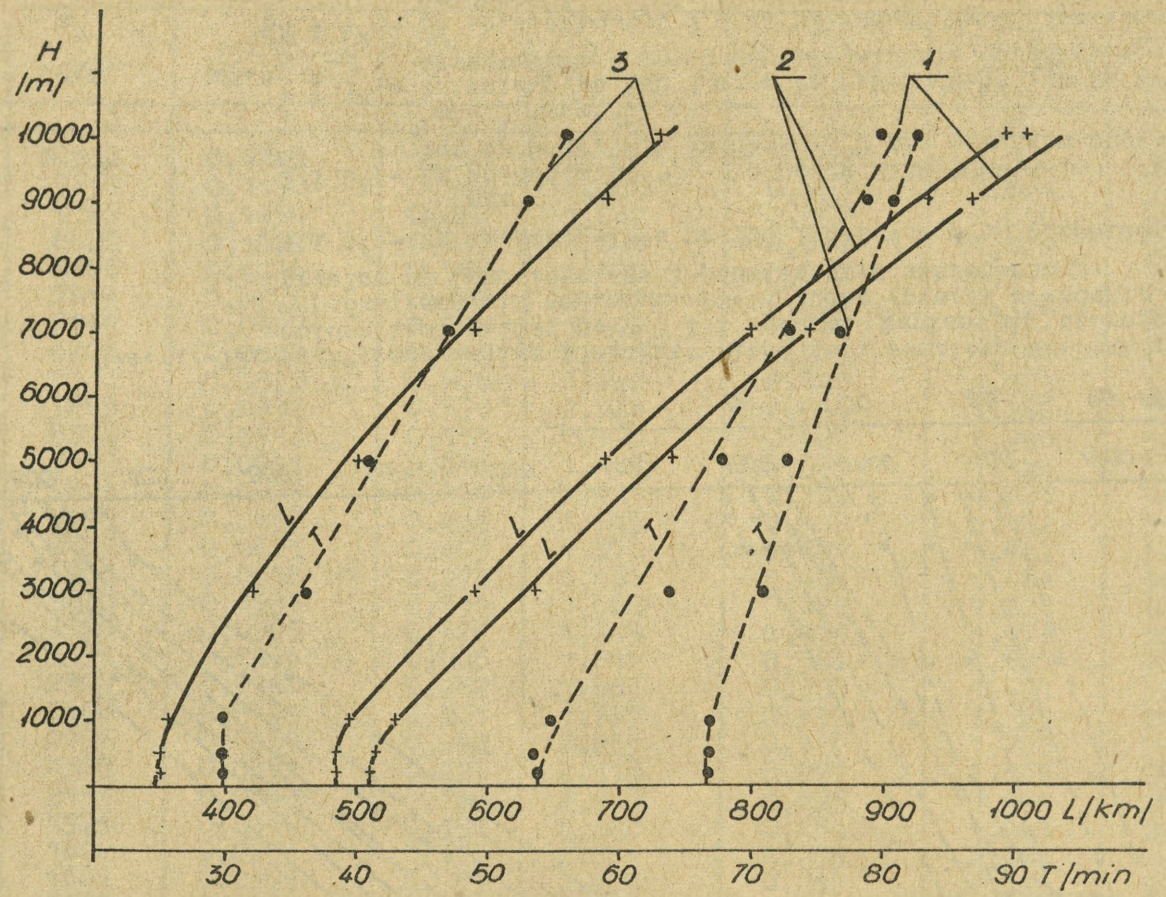


Rys.4.7.9. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z czterema bombami FAB-500M-54 /grupa "e"/ zrzucanymi w połowie drogi.
1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L_{max}, T_{max} i ZPSM.



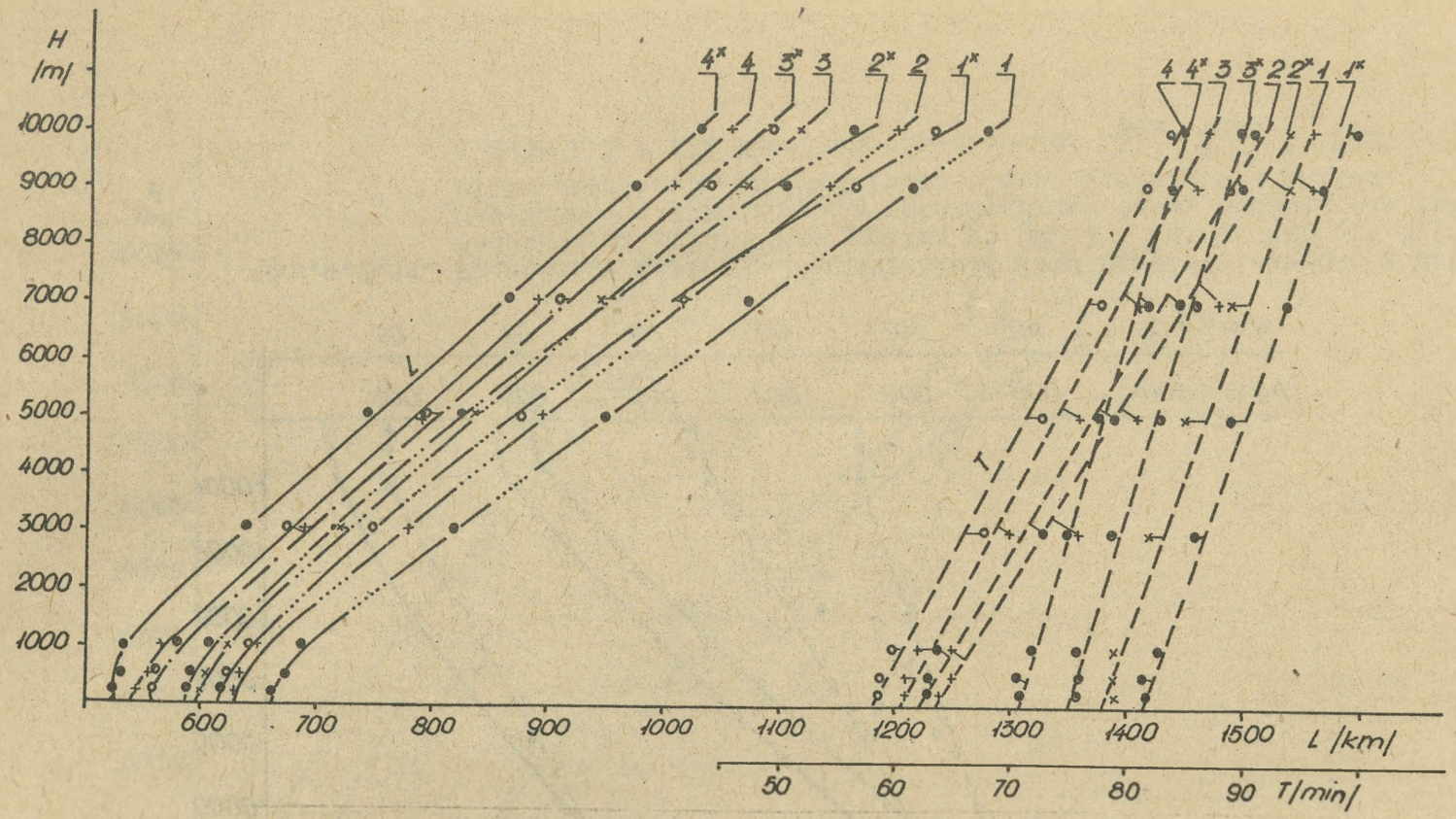
Rys.4.7.10. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa po 600 l i dwiema bombami typu FAB-500M-54 /grupa "e"/. Zbiorniki dodatkowe zrzucane są po wyczerpaniu paliwa, a bomby w połowie drogi lotu.

1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L_{max}, T_{max} i ZPSM.



Rys.4.7.11. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa po 600 l i dwiema bombami typu FAB-500M-54, zrzucanymi w połowie drogi lotu, podczas gdy zbiorników podwieszonych nie zrzuca się po wyczerpaniu paliwa.

1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L_{max}, T_{max} i ZPSM.



Rys.4.7.12. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma zbiornikami paliwa po 950 l i różnymi wariantami uzbrojenia w wypadku, gdy nie jest zrzucane w locie /powrót z zadania lub przelot na inne lotnisko z podwieszonym uzbrojeniem/:

1 i 1^x - 2x zb.dod.paliwa po 950 l dla warunków odpowiedni L_{max} i T_{max};

2 i 2^x - 2x zb.dod.p.po 950 l oraz 2x FAB-250M-54 lub 2xFAB-250M-62 lub 2x S-24, lub 2x UB-16-57U dla warunków odpowiednio L_{max} i T_{max};

3 i 3^x - 2x zb.d.p.po 950 l oraz 2x FAB-500M-62 lub 2x S-3K na wyrzutniach APU-14U odpowiednio dla warunków L_{max} i T_{max};

4 i 4^x - 2x zb.d.p.po 950 l oraz 2x FAB-500M-54 odpowiednio dla warunków L_{max} i T_{max}.

4.8. Atmosfera wzorcowa

H km	t C^o	P_H kG/m^2	ϱ_H $kG \cdot s^2 \cdot m^{-4}$	$\frac{P_H}{P_o}$	$\sqrt{\frac{P_o}{P_H}}$	$\frac{\varrho_H}{\varrho_o}$	$\sqrt{\frac{\varrho_o}{\varrho_H}}$	a	
								m/s	km/h
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	15,00	10332	0,1249	1,000	1,000	1,000	1,000	340,4	1225
0,5	11,75	9734	0,1190	0,942	1,030	0,953	1,024	338,5	1219
1,0	8,50	9165	0,1134	0,887	1,062	0,907	1,050	336,6	1211
1,5	5,25	8622	0,1079	0,835	1,094	0,864	1,076	334,6	1204
2,0	2,00	8106	0,1026	0,785	1,129	0,822	1,103	332,7	1197
2,5	-1,25	7615	0,0976	0,737	1,165	0,781	1,132	330,7	1190
3,0	-4,50	7149	0,0927	0,629	1,202	0,742	1,161	328,7	1183
3,5	-7,75	6706	0,0880	0,649	1,241	0,705	1,191	326,7	1175
4,0	-11,00	6286	0,0835	0,608	1,282	0,669	1,223	324,7	1168
4,5	-14,25	5887	0,0792	0,570	1,323	0,634	1,256	322,7	1161
5,0	-17,50	5508	0,0751	0,533	1,370	0,601	1,290	320,7	1154
5,5	-20,75	5150	0,0711	0,498	1,417	0,569	1,326	318,6	1146
6,0	-24,00	4811	0,0673	0,466	1,465	0,539	1,363	316,6	1139
6,5	-27,25	4490	0,0636	0,435	1,515	0,509	1,402	314,5	1132
7,0	-30,50	4187	0,0601	0,405	1,571	0,481	1,442	312,4	1125
7,5	-33,75	3901	0,0568	0,378	1,626	0,454	1,484	310,3	1117
8,0	-37,00	3630	0,0536	0,351	1,688	0,429	1,528	308,2	1110
8,5	-40,25	3375	0,0505	0,327	1,749	0,404	1,573	306,1	1102
9,0	-43,50	3135	0,0476	0,303	1,817	0,381	1,621	303,9	1094
9,5	-46,75	2909	0,0448	0,282	1,883	0,358	1,671	301,8	1086
10,0	-50,00	2696	0,0421	0,261	1,957	0,337	1,723	299,6	1078
10,5	-53,25	2496	0,0395	0,242	2,033	0,317	1,778	297,4	1070
11,0	-56,50	2308	0,0371	0,223	2,118	0,297	1,836	295,2	1063
11,5	-56,50	2133	0,0343	0,206	2,203	0,275	1,909	295,2	1063
12,0	-56,50	1971	0,0317	0,191	2,288	0,254	1,986	295,2	1063
12,5	-56,50	1822	0,0293	0,176	2,384	0,235	2,066	295,2	1063
13,0	-56,50	1684	0,0271	0,163	2,477	0,217	2,149	295,2	1063
13,5	-56,50	1556	0,0250	0,151	2,573	0,200	2,236	295,2	1063
14,0	-56,50	1438	0,0231	0,139	2,682	0,185	0,326	295,2	1063
14,5	-56,50	1329	0,0214	0,129	2,784	0,171	2,419	295,2	1063
15,0	-56,50	1228	0,0197	0,119	2,899	0,158	2,516	295,2	1063
15,5	-56,50	1135	0,0183	0,110	3,015	0,146	2,618	295,2	1063

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
16,0	-56,50	1049	0,0169	0,102	3,131	0,135	2,723	295,2	1063
16,5	-56,50	969	0,0156	0,094	3,262	0,125	0,833	295,2	1063
17,0	-56,50	896	0,0144	0,087	3,390	0,115	2,947	295,2	1063
17,5	-56,50	828	0,0133	0,080	3,536	0,107	3,065	295,2	1063
18,0	-56,50	765	0,0123	0,074	3,676	0,099	3,189	295,2	1063
18,5	-56,50	707	0,0114	0,068	3,835	0,091	3,317	295,2	1063
19,0	-56,50	654	0,0105	0,063	3,984	0,084	3,450	295,2	1063
19,5	-56,50	604	0,0097	0,058	4,152	0,078	3,580	295,2	1063
20,0	-56,50	558	0,0090	0,054	4,303	0,072	3,734	295,2	1063
21,0	-56,50	477	0,0077	0,046	4,663	0,061	4,040	295,2	1063
22,0	-56,50	407	0,0065	0,039	5,064	0,052	4,374	295,2	1063
23,0	-56,50	348	0,0056	0,034	5,423	0,045	4,730	295,2	1063
24,0	-56,50	297	0,0048	0,029	5,872	0,038	5,118	295,2	1063
25,0	-56,50	254	0,0041	0,025	6,325	0,033	5,539	295,2	1063
			$\cdot 10^4$	$\cdot 10^2$		$\cdot 10^4$			
26,0	-53,50	217	34,40	2,098	6,904	275,2	6,028	297,2	1070
27,0	-50,60	186	29,14	1,801	7,451	233,1	6,553	299,0	1077
28,0	-47,60	160	24,76	1,551	8,030	198,1	7,107	301,0	1084
29,0	-44,60	138	21,07	1,337	8,648	168,5	7,704	303,0	1091
30,0	-41,60	119	17,96	1,155	9,305	143,7	8,340	305,0	1098
31,0	-38,70	103	15,34	0,999	10,01	122,7	9,003	307,0	1105
32,0	-35,70	89,5	13,13	0,866	10,75	105,1	9,756	308,8	1112
33,0	-32,80	77,8	11,27	0,753	11,52	90,19	10,53	310,8	1119
34,0	-29,80	67,6	9,687	0,655	12,36	77,49	11,36	312,6	1125
35,0	-26,80	59,0	8,347	0,571	13,23	66,78	12,24	314,4	1132
36,0	-23,90	51,5	7,198	0,498	14,17	57,58	13,18	316,4	1139
37,0	-20,90	45,0	6,224	0,436	15,14	49,80	14,17	318,2	1146
38,0	-18,00	39,4	5,386	0,382	16,18	43,08	15,24	320,2	1153
39,0	-15,00	34,6	4,673	0,335	17,28	37,39	16,36	322,0	1159
40,0	-12,00	30,4	4,058	0,294	18,44	32,46	17,56	324,0	1166
41,0	-9,10	26,8	3,532	0,259	19,65	28,25	18,81	325,8	1173
42,0	-6,10	23,6	3,079	0,228	20,94	24,63	20,15	327,6	1179
43,0	-3,20	20,8	2,686	0,201	22,30	21,49	21,48	329,4	1186
44,0	-0,20	18,4	2,348	0,178	23,79	18,79	23,07	331,0	1192
45,0	2,70	16,3	2,056	0,158	25,16	16,45	24,64	332,8	1198
46,0	5,70	14,4	1,803	0,140	26,73	14,43	26,32	334,6	1205
47,0	8,60	12,8	1,584	0,124	28,40	12,67	28,09	336,4	1211
48,0	9,70	11,4	1,400	0,110	30,15	11,20	29.88	337,0	1213
49,0	9,70	10,1	1,243	0,098	31,94	0,946	31,68	337,0	1213
50,0	9,70	8,96	1,104	0,087	33,90	8,829	33,65	337,0	1213
51,0	9,70	7,95	0,9799	0,077	36,04	7,839	35,71	337,0	1213

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
52,0	9,70	7,06	0,8700	0,068	38,35	6,960	37,91	337,0	1213
53,0	9,70	6,28	0,7741	0,061	40,49	6,192	40,19	337,0	1213
54,0	7,50	5,57	0,6910	0,054	43,03	5,528	42,54	335,6	1208
55,0	3,70	4,93	0,6210	0,048	45,64	4,968	44,86	333,4	1200
56,0	-0,20	4,36	0,5569	0,042	48,80	4,455	47,37	331,2	1192
57,0	-4,00	3,86	0,4993	0,037	51,99	3,995	50,05	328,8	1184
58,0	-7,80	3,40	0,4467	0,033	55,05	3,574	52,94	326,6	1176
59,0	-11,60	3,00	0,3990	0,029	58,72	3,192	55,96	324,2	1167
60,0	-15,50	2,63	0,3559	0,025	63,25	2,847	59,28	321,8	1158
		$H \cdot 10^2$	$H \cdot 10^6$	$\frac{P_H}{P_o} \cdot 10^4$		$\cdot 10^6$			
61,0	-19,30	231	31,69	2,235	66,89	253,5	62,77	319,6	1150
62,0	-23,20	202	28,17	1,956	71,50	225,4	66,62	317,0	1141
63,0	-26,90	181	25,58	1,749	75,62	204,6	69,93	314,4	1132
64,0	-30,80	158	22,64	1,524	81,00	181,2	74,29	312,2	1124
65,0	-34,60	137	20,02	1,326	86,84	160,1	79,05	309,8	1115
66,0	-38,40	116	17,25	1,125	94,28	138,0	85,11	307,2	1106
67,0	-42,20	103	15,55	0,997	100,2	124,4	89,61	304,8	1097
68,0	-46,00	89,0	13,66	0,861	107,8	109,3	95,69	302,2	1088
69,0	-49,90	74,9	11,70	0,725	117,4	93,57	103,4	299,6	1079
70,0	-53,70	64,4	10,23	0,624	126,6	81,87	110,5	297,0	1069
71,0	-57,50	55,3	8,929	0,535	136,7	71,43	118,3	294,4	1060
72,0	-61,30	47,3	7,775	0,457	147,9	62,20	126,8	291,8	1050
73,0	-65,10	40,3	6,753	0,390	160,1	54,02	136,1	289,1	1041
74,0	-68,90	34,3	5,848	0,332	173,6	46,78	146,2	286,3	1031
75,0	-72,70	29,0	5,052	0,281	188,6	40,42	157,3	283,7	1021
76,0	-76,10	24,6	4,344	0,238	205,0	34,75	169,6	281,3	1012
77,0	-76,10	20,7	3,668	0,201	223,0	29,34	184,6	281,3	1012
78,0	-76,10	17,5	3,096	0,169	243,3	24,77	200,9	281,3	1012
79,0	-76,10	14,8	2,614	0,143	264,4	20,91	218,7	281,3	1012
80,0	-76,10	12,5	2,206	0,121	287,5	17,65	238,0	281,3	1012

BIBLIOGRAFIA

1. Śmigłowiec Mi-24D. Użytkowanie uzbrojenia. Lot 1925/79.
2. Samolot SU-20. Uzbrojenie: opis i eksploatacja. Lot 1739/76.
3. Samolot MiG-21M. Opis techniczny uzbrojenia. Lot 1399/71.
4. Samolot SU-7bkł. Opis i eksploatacja uzbrojenia. Lot 1533/73.
5. Samolot SU-7U. Opis i eksploatacja uzbrojenia. Lot 1484/72.
6. Śmigłowiec Mi-8. Opis i eksploatacja uzbrojenia. Lot 1264/69.
7. Opis i eksploatacja uzbrojenia śmigłowca Mi-4. Lot 1107/68.
8. Opis techniczny uzbrojenia samolotu MiG-21U. Lot 1080/67.
9. Opis techniczny uzbrojenia samolotu MiG-21 pfm. Lot 944/66.
10. Gondola strzelecka GP-9. Opis i eksploatacja. Lot 1221/69.
11. Krótki opis techn. uzbrojenia samolotu TS-11 "ISKRA - BIS D". WSK-Mielec 63/73.
12. Opis techniczny samolotu MiG-21U. Lot 1013/67.
13. Śmigłowiec Mi-2. Instrukcja prowadzenia strzelań. Lot 1810/77.
14. Samolot SU-7bkł i SU-7bm. Instrukcja techniki pilotowania. Lot 1822/77.
15. Samolot SU-20. Metodyka szkolenia.Cz.I, Technika pilotowania. Lot 1754/76.
16. Samolot MiG-21U. Instrukcja techniki pilotowania. Lot 1743/76.
17. Instrukcja techniki pilotowania samolotów Lim wszystkich wersji i modyfikacji. Lot 1619/74.
18. Samolot TS-11. Instrukcja techniki pilotowania. Lot 1851/78.
19. Informator taktyczno-techniczny. Cz.IV, Wybrane zagadnienia inżynieryjno-lotniczego zabezpieczenia działań bojowych lotnictwa. Wyd. ASG WP.
20. Charakterystyka i ogólne możliwości zastosowania bojowego samolotów MiG-23MF i MiG-21bis. ASG Wewn.3395/78.
21. Instrukcja techniki pilotowania samolotu SU-7U. Lot 1637/75.
22. Instrukcja techniki pilotowania samolotu MiG-21pfm. Lot 1338/70.
23. Śmigłowiec Mi-8. Metodyka szkolenia lotniczego. Cz.II, Zastosowanie bojowe. Lot 1817/77.
24. Samolot SU-20. Metodyka szkolenia lotniczego. Cz.II, Zastosowanie bojowe. Lot 1802/77.
25. Samolot MiG-21M. Metodyka szkolenia lotniczego. Cz.II, Zastosowanie bojowe.. Lot 1611/74.
26. Samolot MiG-21M. Eksploatacja uzbrojenia. Lot 1360/70.
27. Eksploatacja i obsługa uzbrojenia samolotów grupy Lim. Lot 1283/69.
28. Samolot SU-7U. Charakterystyki w locie. Lot 1519/73.

29. Program szkolenia lotniczego na samolotach typu Lim wszystkich modyfikacji. Lot 1652/75.
30. Samolot SU-7bkł. Charakterystyki w locie. Lot 1351/70.
31. Charakterystyki samolotu MiG-21M w locie. Lot 1324/70.
32. Charakterystyki samolotu MiG-21pfm w czasie lotu. Lot 1119/68.
33. Dokumenty II Konferencji ITWL z 1979 r.
34. Królikiewicz Tadeusz: Nowoczesny samolot wojskowy.
35. Mietodiczeskoje posobije po bojewomu primienienju samolieta MiG-21bis.
36. Mietodiczeskoje posobije po tiechnikie pilotirowanija i samolotożdieniju samolieta MiG-23MF.
37. Bojewoje primienienije wiertoleta Mi-24D, mietodiczeskoje posobije dla lietnogo sostawa.,

Wszystkie rysunki i wykresy bez wyjaśnień podanych w tekście informatora są jawne.

Wydrukowano w 50 egz.
Egz.nr 1-50 Bibl.Nauk.OZS
Wyk.płk Zaczek
płk Kopański
Druk zespół maszynistek
Druk ASG WP nr Pf-77/Pf-200/WW
Kor.T.Ł.

BIBLIOTEKA GŁÓWNA - ARCHIWUM
Akademii Obrony Narodowej
Nr ewid. I 53367
II

~~Do użytku służbowego~~

BIBLIOTEKA NAUKOWA AON WP
Dział Zbiorów Specjalnych
Nr ewid. 1120
(II)

[redacted]

Prot. 616/27.09.2000
Małgorzata Drzewiecka
Dyr-
12.10.2000