



1

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. generała broni K. Swierczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA WOJSK OPK

DO UŻYTKU
SZKOLENIOWYCH
~~XXXXXXXXXX~~

Egz. Nr 1

ZBIÓR
MATERIAŁÓW DO OKREŚLANIA MOŻLIWOŚCI
BOJOWYCH WOJSK OPK
Zeszyt Nr 2
LOTNICTWO MYŚLIWSKIE

WARSZAWASTYCZEŃ1967

LOTNICTWO SZTABU GENERALNEGO
im. gen. br. K. Swierczewskiego
35960



1

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. generała broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA WOJSK OPK

DO UŻYTKU
SŁUŻBOWEGO


Egz. Nr 1

ZBIÓR
MATERIAŁÓW DO OKREŚLANIA MOŻLIWOŚCI
BOJOWYCH WOJSK OPK

Zeszyt Nr 2

LOTNICTWO MYŚLIWSKIE



WARSZAWA

STYCZEŃ

1967

BIBLIOTEKA
AKADEMII
SZTABU GENERALNEGO
im. gen. br. K. Świerczewskiego
35960

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO

--- im. generała broni Karola Swierczewskiego ---

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA WOPK

Inskł. prot. 12657

DO UŻYTKU
SŁUŻBOWEGO

T A J N E

1

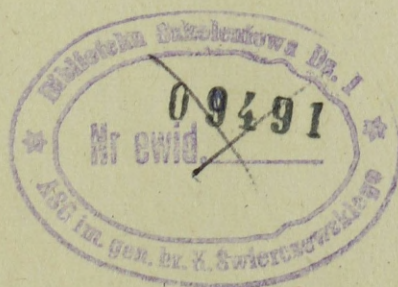
Egz.nr. ...

Z B I O R

MATERIAŁOW DO OKRESLANIA MOŻLIWOSCI BOJOWYCH
WOJSK OPK

ZESZYT Nr 2

LOTNICTWO MYSLIWSKIE



/Verte/

WARSZAWA

S t y c z e ń

1967 r.

Materiał opracowano pod kierownictwem
ppłk dypl. Jerzego MACHURY

Poszczególne rozdziały opracowali:

Rozdział I - ppłk mgr inż. Włodzimierz KOBRYN
ppłk mgr inż. Władysław POZNANSKI

Rozdział II - płk dr Roman DWCRAK

Rozdział III i - mjr dypl. Marian ŻEBROWSKI
rozdział IV ppłk dypl. Stefan PAWŁOWSKI

Rozdział V - ppłk dypl. Stefan PAWŁOWSKI

Rozdział VI - ppłk mgr inż. Jan LISOWSKI

Całość materiału zebrał i przygotował do wydania
mjr dypl. Józef KOWALCZUK

SPIS TRESCI

	Str.
- W s t ę p	12
- Dane taktyczno-techniczne samolotów myśliwskich WP	
<u>Rozdział I - Zasięg, długotrwałość lotu i charakterystyki manewrowe samolotów myśliwskich</u> <u>MIG-21pf</u>	13
1. Wstępne dane do określania zasięgu i długotrwałości lotu.	13
2. Zużycie paliwa, czas i droga podczas startu na minimalnym forsazu i wzno- szeniu przy maksymalnym reżimie pra- cy silnika bez podwieszanego zbior - nika paliwowego.	18
3. Zużycie paliwa, czas i droga podczas startu na minimalnym forsazu i wzno- szeniu przy maksymalnym reżimie pra- cy silnika z podwieszonym zbiornikiem o pojemności 490 l.	19
4. Zużycie paliwa, czas i droga przy starcie i wznoszeniu na forsazu sil- nika.	20
5. Zużycie paliwa, czas i droga podczas szybowania samolotu bez podwieszeń, jak również ze wszystkimi wariantami podwieszeń.	21
6. Ilość paliwa do lotu poziomego poje- dynczego samolotu z 7 % aeronawiga - cyjnym zapasem paliwa.	22
7. Ilość paliwa do lotu poziomego poje- dynczego samolotu z uwzględnieniem 7 % zapasu paliwa.	23
8. Sekundowe zużycie paliwa w zależności od M_{max} na danej wysokości przy włą- czonym pełnym forsazu.	24
9. Ilość paliwa dla lotu poziomego poje- dynczego samolotu z 7 % aeronawigacyj- nym zapasem paliwa, po uwzględnieniu paliwa na walkę powietrzną.	25

10. Promień działania i długotrwałość lotu samolotu Mig-21 pf bez zbiornika dodatkowego i bez podwiesz. 26
11. Promień działania i długotrwałość lotu samolotu Mig-21pf ze zbiornikiem dodatkowym paliwa /490 l./ i bez innych podwiesz. 28
12. Promień działania i długotrwałość lotu samolotu Mig-21pf bez zbiornika dodatkowego z dwoma UB-16-17U lub z dwoma R-3S, lub z dwoma S-24, lub z dwoma OFAB-100-120. 29
13. Promień działania i długotrwałość lotu samolotu Mig-21pf ze zbiornikiem dodatkowym /490 l./ z dwoma UB-16-57U lub z dwoma R-3S, lub z dwoma S-24, lub z dwoma OFAB-100-120. 21
14. Wznoszenie i rozpędzanie podczas lotu na przechwycenie celu powietrznego. 33
15. Obliczanie zużycia paliwa, czasu i drogi podczas lotu na przechwycenie celu powietrznego na dużej wysokości. 33
16. Zużycie paliwa, czas i droga podczas rozpędzania samolotu po prostej na stałej wysokości. 43
17. Zużycie paliwa, czas i droga podczas rozpędzania samolotu do liczby $M = 1,9$. 44
18. Zużycie paliwa, czas i droga podczas rozpędzania samolotu do liczby $M = 1,7$. 45
19. Zużycie paliwa, czas i droga podczas dynamicznego wznoszenia /górnka/ samolotu / $M_{pocz} = 1,9$ /. 46
20. Obliczanie zużycia paliwa, czasu i drogi podczas lotu na małych i średnich wysokościach. 47
21. Zużycie paliwa, czas i droga podczas rozpędzania samolotu P_0 prostej na stałej wysokości przy minimalnym forsażu. 48
22. Zużycie paliwa, czas i droga podczas rozpędzania samolotu po prostej na stałej wysokości przy maksymalnym reżimie pracy silnika. 49

23. Zużycie paliwa i czas wykonania pełnego prawidłowego wirażu.	50
24. Czasy i drogi przy rozpędzaniu samolotu po torze prostoliniowym.	51
25. Czas i droga rozpędzania po prostej na stałej wysokości, na minimalnym dopalaniu.	52
26. Czas i droga rozpędzania po prostej na stałej wysokości i na maksymalnym dopalaniu.	53
27. Czas i droga rozpędzania po prostej na stałej wysokości na maksymalnym dopalaniu.	54
28. Czas i droga rozpędzania do $M = 1,7$ przy wznoszeniu na maksymalnym dopalaniu.	55
29. Czas i droga rozpędzania do $M = 1,9$ przy wznoszeniu na maksymalnym dopalaniu.	56
30. Wykresy czasów i dróg rozpędzania.	57
31. Wykresy czasów i dróg hamowania.	60
32. Tablice i wykresy promieni i czasów zakrętów.	61
33. Charakterystyki manewrowości pionowej.	66
34. Potrzebne długości dróg startowych.	69

LIM-5 i LIM-5p 70

1. Wstępne dane do określania zasięgu i długotrwałości lotu.	70
2. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i droga przebyta przy starcie i wznoszeniu samolotu Lim-5 bez zbiorników dodatkowych.	72
3. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i droga przy starcie i wznoszeniu z dwoma dodatkowymi zbiornikami o pojemności 400 l. każdy.	73
4. Warunki lotu, zużycie paliwa i droga podczas lotu szybowego samolotu Lim-5 bez zbiorników dodatkowych.	74
5. Warunki lotu, zużycie paliwa i droga podczas lotu szybowego ze zbiornikami dodatkowymi.	75

6	Promienie działania i długotrwałości lotu samolotu Lim-5 bez zbiorników dodatkowych.	76
7.	Tabela promieni działania i długotrwałości lotu samolotu Lim-5 ze zbiornikami dodatkowymi.	91
8.	Czas i droga rozpędzania samolotu, bez podwieszeń od 0,7 do 0,95 V_{max} bez dopalania.	103
9.	Czasy i odległości rozpędzania samolotu bez podwieszeń od 0,7 do 0,95 V_{max} z dopalaniem.	103
10.	Wykresy czasów rozpędzania w funkcji prędkości przyrzadowej.	104
11.	Czas i drogi hamowania samolotów bez podwieszeń od V_{max} do 0,7 V_{max} bez dopalania.	105
12.	Wykresy czasów hamowania w funkcji prędkości przyrzadowej.	106
13.	Promienie i czasy zakrętów.	107
14.	Charakterystyki manewrowości pionowej.	109
15.	Potrzebne długości dróg startowych.	113
16.	Obliczanie ilości strat samolotów myśliwskich.	113
<u>Rozdział II - Nawigatorskie wskaźniki przechwytywania</u>		115
1.	Określanie możliwych rubieży do walki.	115
2.	Określanie potrzebnych rubieży wprowadzenia do walki.	125
3.	Określanie możliwości przechwytywania z położenia dyżurowania w powietrzu i położenia stref dyżurowania.	127
4.	Określanie możliwości dyżurowania w czasie i w odległości.	130
5.	Prawdopodobieństwo wyjścia do ataku.	135
6.	Srednie wartości donośności bomby.	137
<u>Uwaga!</u> - załączniki do rozdziału II zebrane są w teczce załączników Nr 1 /N/		

	str.
<u>Rozdział III - Wskaźniki czasowe dotyczące gotowości bojowej, startu, walki powietrznej, intensywności wylotów.</u>	138
1. Czas startu z gotowości bojowej nr 1.	139
2. Czas przejścia na wyższy stopień gotowości bojowej.	140
3. Czas przebywania pilota w różnych stopniach gotowości bojowej.	141
4. Czas przebywania w ubiorach kompensacyjnych.	141
5. Czas trwania walki powietrznej.	141
6. Minimalne przerwy czasowe między wylotami bojowymi pilota.	142
7. Ilość możliwych wylotów bojowych na pilota.	142
8. Czas odtwarzania gotowości bojowych samolotów Mig-21.	142
9. Czasy praktyczne odtwarzania gotowości bojowej z samolotów typu Lim.	145
<u>Rozdział IV - Wskaźniki określające warunki wykonania lotu, wykrycia przeciwnika, wyjście na pozycje do ataku i wyjście z walki.</u>	147
1. Minimalne wysokości lotu.	147
2. Odstępy oraz odległości przewyższenia między samolotami.	147
3. Wielkości stref dyżurowania w powietrzu.	148
4. Zasięg wzrokowego wykrywania celów powietrznych.	149
5. Zasięg wykrycia pokładowych stacji radiolokacyjnych.	149
6. Określanie odległości wyprowadzenia samolotu myśliwskiego na pozycje wyjściowe do ataku.	150
7. Minimalne odległości wyjścia samolotów myśliwskich z walki powietrznej.	152

<u>Rozdział V - Wybrane wskaźniki zastosowania bojowego. raketowego i artyleryjaskiego uzbrojenia samolotów myśliwskich.</u>	159
1. Zakres sylwetek /kątów kursowych/ celów podczas strzelania z samolotów myśliwskich.	159
2. Możliwe warunki strzelania raketami kierowanymi z wąskiego sektora tylnej półsfery.	160
A. Określanie zakresu dopuszczalnych odległości strzelania dla jednego odpalenia w czasie ataku.	162
B. Określanie zakresów dopuszczalnych odległości strzelania dla dwóch i więcej odpaleń raket w jednym ataku.	180
3. Prawdopodobieństwa rażenia celów powietrznych przy strzelaniu z różnych rodzajów broni zamontowanej na samolotach myśliwskich.	186
A. Prawdopodobieństwo rażenia celu serią /salwą/ wystrzałów przy strzelaniu z działek i raket niekierowanych.	186
B. Prawdopodobieństwo rażenia celu kilkoma seriami /salwami/ wystrzałów przy strzelaniu z działek i raket niekierowanych.	192
C. Prawdopodobieństwo rażenia celu powietrznego raketami samonaprowadzającymi się typu R-3S.	197
D. Prawdopodobieństwo rażenia celu raketami kierowanymi za pomocą wiązki prowadzącej /rakiety typu RS-2U lub RS-2US/.	201
4. Potrzebne ilości sił do zniszczenia celu pojedynczego i grupowego w zależności od prawdopodobieństwa rażenia.	203
A. Potrzebna ilość sił do zniszczenia celu pojedynczego.	203
B. Potrzebna ilość sił podczas działań na cel grupowy.	204

Uwaga! - załączniki do rozdziału V zebrane są w teczce załączników Nr 2 /S/.

<u>Rozdział VI - Charakterystyka i możliwości niektórych urządzeń radioelektronicznych łączności wykorzystywanych w lotnictwie myśliwskim.</u>	211
1. Dane taktyczno-techniczne urządzeń radioelektronicznych łączności.	211
2. Orientacyjny zasięg łączności "ziemia-samolot" w paśmie UKF.	216
3. Orientacyjny zasięg łączności "ziemia-samolot-ziemia" w paśmie UKF z zastosowaniem samolotu pośredniczącego.	217

Dane taktyczno-techniczne samolotów myśliwskich WP

Lp	Nazwa danych	Typ	MiG-21pf	MiG-21f-13	MiG-19p	Lim-5p MiG-17pf	Lim-5 MiG-17	Lim-2 MiG-15 bis
1	2		3	4	5	6	7	8
1.	Załoga		1	1	1	1	1	1
2.	Liczba silników x ciąg w kG		1x6200	1x5800	2x3250	1x3380	1x3380	1x2700
3.	Prędkość maks. /km/godz./		2175	2125	1445	1121	1121	1076
4.	Prędkość przelotowa /km/godz./		900	900				
5.	Pionowa prędkość wznoszenia/m/sek/		130-150	130-140	147	33,8 bez dop.	33,8 bez dop.	50
6.	Pułap /m/ statyczny		19000	19000	17900	15850	15850	15500
7.	Zasięg bez zbiorników podw./km/		1550 H=11000 m	1480 H=11000 m	1390 H=14000 m	1100 H=14000 m	1100 H=14000 m	1210 H=12000 m
8.	Zasięg ze zbiornikami podw./km/		1850 H=11000 m	1670 H=11000 m	1950 H=14000 m	1680 H=12000 m	1680 H=12000 m	1650 H=12000 m
9.	Liczba działek, km i ich kaliber /mm/		-	1x30	2x30	3x23	1x37 2x23	1x37 2x23
10.	Liczba pocisków rak.i ich kaliber /mm/		2-32	2-32	2-16	-	-	-
11.	Maksymalny udźwig bomb /kG/		2x500	2x500	2x250	2x250	2x250	2x100
12.	Ciężar startowy maks. /kG/		8300	7840	8490	6350	6250	6045
13.	Rozpiętość /m/		7,15	7,15	9,0	9,6	9,6	10,08
14.	Długość /m/		12,28	12,28	12,54	11,68	11,36	10,1
15.	Wysokość /m/		4,1	4,1	3,885	3,938	3,8	3,7
16.	Wymiar kół głównych		800x200K	660x200	660x200	660x160	660x160	660x160
17.	Wymiar koła przedniego		500x180A	500x180	500x180	480x200	480x200	480x200
18.	Powierzchnia skrzydeł m ²		23,0	23,0	25,16	22,6	22,36	20,6
19.	Skos skrzydła /stopnie/		57 °	57 °	55 °	45 °	45 °	35 °
20.	Ciężar pustego s-tu /kG/			4980	5172	3939	3939	3563
21.	Maksymalny ładunek użytkowy łącznie z pełnym zapasem paliwa /kG/			2860	3318	1534	1534	1397
22.	Pojemność głównych zbiorników paliwa /l/		2700	2500	2050	1390	1390	140
23.	Pojemność dodatkowych /podwieszanych zbiorników paliwa/t/		1x490	1x490	2x780=1560 lub 2x400=800	2x400=800	2x400=800	2x260=520
24.	Typ silnika		R-11F2-300	R-11F-300	RD-9B	WK-1F	WK-1F Lis-5	WK-1 Lis-2
25.	Maksymalne obroty silnika/obr/min/		11450	11450	11150	11560	11560	11560
	Maks.ciąg z dopalan./kG/ oraz		6200	5800	3250 N=11150	3380 N=11560	3380 N=11560	
	zużycie paliwa na H=5000m/kG/godz./		13500	13300	maks.10000	6750	6750	
26.	Maks.ciąg bez dopalan./kG/godz./ oraz		3900		2600 N=11150	2600 N=11560	2600 N=11560	2700 N=11560
	zużycie paliwa na H=5000m/kG/godz./		3240	3190	4550	2150	2150	2630
27.	Rodzaj paliwa		P-2 lub P-3	P-2 lub P-3	P-2	P-2	P-2	P-2
28.	Rodzaj oleju		MK-8	MK-8	transfor- matorowy	transfor- matorowy lub MK-8	transfor- matorowy lub MK-8	transfor- matorowy lub MK-8
29.	Maks.prędkość/km/godz/bez dopal.			1210	1157	1074	1074	1076
30.	Maks.prędkość z dopal./km/godz./		2175	2125	1445	1121	1121	

1	2	3	4	5	6	7	8
✓ 31.	Maks. dopuszczalna prędkość "V _p " /km/godz/ z dodatkowymi zbiornikami/podwieszeniami/	1000 H < 12500	1000 H < 12500	1000	-	-	-
✓ 32.	Dopuszczalna liczba M	2,05 H > 12500	2,0 H > 12500	-	-	-	-
33.	Ewolucyjna prędkość /km/godz/V _p	400	350	-	-	-	-
34.	Prędkość oderwania /km/godz/	305+340	315+350	280+300	240	240	230
35.	Prędkość lądowania /km/godz/	265+290	260+280	230+240	200	200	170
36.	Długość rozbiegu z pełnym obciążeniem /m/	1000+1300	1000+1400	600+650	-	-	-
37.	Długość rozbiegu z normalnym obciążeniem /m/	800+1000	780+1020	600	630	630	475
38.	Długość startu /m/	1300+1600	-	1500-1880	1480	1480	1100
39.	Długość dobiegu z wychylonymi klapami /m/	700+1400	900+1300	890-610	860	860	670
40.	Długość lądowania /m/	2000+2500	2200+2600	1700-2050	1655	1655	1420
41.	Pułap dynamiczny /m/	-	29500	-	-	-	-
✓ 42.	Czas osiągnięcia pułapu statycznego	11,4 min	13,5 min	8,3 z dopal. 11-na zak.n	22,2 bez dopal.	22,2 bez dopal.	15,5
✓ 43.	Długość trwania lotu z pełnym zapasem zapaliva /bez dodatkowych zbiorników/ /godz., min/	1-43	1-49	maks. 1,45 H=14000	1,41 H=12000	1,41 H=12000	1,54 H=12000
✓ 44.	Długość trwania lotu z pełnym zapasem paliwa/ze zbiornikami dodatkowymi/ /godz., min./	2-02	2-08	maks. 2,27 H=12000	2,31 H=12000	2,31 H=12000	2,34 H=12000
45.	Typ urządzeń łączności radiowej	RSIU-5 /R-802M/	RSIU-5	RSIU-4W	RSIU-3M	RSIU-3M	RSIU-3M
	zasięg r/stacji/km/przy H=10000	350	350	350	350	350	350
	zakres częstotliwości /MHz/	100-150	100-150	100-150	100-150	100-150	100-150
	zakres fal /m/	3-2	3-2	3-2	3-2	3-2	3-2
	liczba kanałów	20	20	6	4	4	4
46.	Typ urządzenia USL i aparatura wchodząca w jego skład	USL-48 ARK-10 MRP-56P RW-UM	USL-48 ARK-10 MRP-56P RW-UM	USL-48 ARK-5 MRP-48 RW-2	USL-48 ARK-5 MRP-48 RW-2	USL-48 ARK-5 MRP-48 RW-2	USL-48 ARK-5 MRP-48 RW-2
47.	Zasięg działania odpowiednio	-	-	200-1200m	200-1200m	200-1200m	200-1200m
	zakres fal /m/	-	-	2000-230	2000-230	2000-230	2000-230
	liczba podzakresów	8	8	4	4	4	4
	zakres częstotliwości odpowiednio	120-1340 KHz 75 MHz 444 MHz	120-1340 KHz 75 MHz 444 MHz	150-1300 KHz 75 MHz 444 MHz	150-1300 KHz 75 MHz 444 MHz	150-1300 KHz 75 MHz 444 MHz	150-1300 KHz 75 MHz 444 MHz
48.	Typ urządzenia rozpoznawczego	SRZO-2	SRO-2	SRO	SRO	SRO	SRO
	zasięg działania /km/ przy H lotu = 10000 m	-	-	170	170	170	170
	zakres częstotliwości /MHz/	-	-	160-170	160-170	160-170	160-170
	zakres fal /m/	-	-	1,87-1,76	1,87-1,76	1,87-1,76	1,86-1,76
	liczba kodów /szt/	-	-	28	28	28	28

1	2	3	4	5	6	7	8
49.	Typ urządzeń ostrzegawczych	-	-	S-2	-	S-2	-
	zakres częstotliwości /MHz/	-	-	9360-8720	-	-	-
	zasięg działania /km/	-	-	5-7	-	-	-
	zakres fal /cm/	-	-	3,2-3,45	-	-	-
50.	Typ urządzenia radiolokacyjnego	RP-21	SRD-5MR	RP-5	RP-1	SRD-1M	-
	zasięg działania /km/	wykr. 14-20 uchw. 8-12	0,847,0	7+9	7+9	2	-
	zakres częstotliwości /MHz/	-	-	9370	9370	2800	-
51.	Typ aparatu fotograficznego	-	AFA-39	-	-	-	AFABA-40
	urządzenie tlen.pokładowe	KKO-3 KP-34	KKO-2 KP-34	KP-30 KP-27	KP-28 KP-23	KP-28 KP-23	KP-18 KP-23
	urządzenie tlen.spadochr.	KP-27m	KP-27 m	-	-	-	-
	zapas tlenu w minutach	-	-	288	190	190	144
	zabezpieczenie do wysokości/m/	WKK-4 38000	WKK-4 25000	WKK-2 do H=18000 m	-	-	-
	zużycie tlenu /l/min/	6	6	5	5	5	5
52.	Typ broni	-	NR-30	NR-30	NR-23	NR-37 NR-23	NR-37 NR-23
	szybkostrzelność /strzałów/min/	-	850	850	800-950	400 800-950	400 800-950
53.	Typ amunicji	-	-	OFZ i BR	BZ i OZT	BZT, BZ i OZT, OZT	BZT, BZ i OZT, OZT
54.	Liczba naboł	-	60	2x73	3x100	40-160	40-160
55.	Typ celownika	PKJ	ASP-5NO	ASP-5n	ASP-3nm	ASP-4n	ASP-3nm
56.	Liczba zamków bombowych	2	2	2	2	2	2
57.	Uzbrojenie rakietowe /ilość wyrzutni x ilość pocisków i typ/	2x16 S-5 lub 2xR-3s lub 2x5-24	2x16 S-5 lub 2xK-13	2x8 S-5	-	-	-
58.	Pilot automatyczny	KAP-2	-	-	-	-	-
59.	Pokładowe urządzenie telemetryczne	"Lazur"	-	-	-	-	-

- Uwagi: 1. Różnice dla MiG-21pfm: samolot ten w odróżnieniu od 21-pf ma wariant podwieszenia 2 pocisków kierowanych RS-2-US oraz poprawione charakterystyki startu i lądowania /szczegółowych danych na razie brak/.
2. Dane w rubrykach dotyczące zasięgu i długotrwałości lotu samolotu MiG-21 podane są dla paliwa o ciężarze właściwym = 0,839 cm³.

W S T E P

Niniejszy materiał zebrano i opracowano wyłącznie dla potrzeb słuchaczy ASG.

Większość materiału opracowano w oparciu o obowiązujące instrukcje, opisy techniczne i regulaminy. Część materiału opracowana została na podstawie praktycznych doświadczeń jednostek wojskowych oraz uzupełniona danymi uzyskanymi drogą interpolacji.

Zeszyt Nr 2 ma służyć jako jednolita podstawa do obliczania możliwości bojowych lotnictwa myśliwskiego OPK oraz lotnictwa myśliwskiego Armii Lotniczej. Może również służyć jako pomoc szkoleniowa przy rozwiązywaniu problemów taktycznych i operacyjno-taktycznych w czasie studiów w ASG.

Materiał w tym zeszycie zestawiono w sześciu specjalistycznych rozdziałach, uszeregowanie których uwzględnia kolejność wykorzystania poszczególnych danych do obliczeń możliwości bojowych lotnictwa myśliwskiego.

Załączniki do rozdziału II-go i V-go umieszczono w oddzielnych teczках z załącznikami /teczka Nr 1 /N/ i Nr 2 /S/.

Rysunki i tabele w tekście posiadają numerację według rozdziałów, np.: rysunki w Rozdziale I-szym posiadają numerację: 1/1-30, w Rozdziale II-gim: 2/1-20.

ROZDZIAŁ I

Zasięg, długotrwałość lotu i charakterystyki manewrowe samolotów myśliwskich

MiG-21pf

Obliczenia zostały opracowane na podstawie materiałów z prób państwowych i kontrolnych samolotu MiG-21pf.

Uwaga: Ze względu na zbliżone charakterystyki aerodynamiczne samolotu MiG-21pf i MiG-21f-13 podane w zbiorze charakterystyki dla samolotu MiG-21f-13 można przyjmować dla samolotu MiG-21pf.

1. Wstępne dane do określania zasięgu i długotrwałości lotu

Wybór warunków lotu

Zasięg i długotrwałość lotu samolotu zależy w głównej mierze od warunków lotu /prędkość i wysokość/. Poprzez prawidłowy wybór prędkości i wysokości lotu można znacznie zwiększyć zasięg i długotrwałość lotu przy tym samym zapasie paliwa.

W celu wykonania zadania z najmniejszą stratą paliwa należy wiedzieć jak wpływają na zużycie paliwa wskazane poniżej wielkości i uwzględniać je przy wyborze warunków lotu.

Prędkość lotu

Przy zwiększeniu prędkości lotu V poczynając od najwygodniejszej /zakres maks. zasięgu/ zasięg i długotrwałość lotu zmniejsza się. Przy zmniejszaniu V od najwygodniejszej, zasięg lotu zmniejsza się a długotrwałość zwiększa się. Dlatego jeśli nie zachodzi konieczność zwiększania V lotu to należy latać na zakresach maks. zasięgu i maks. długotrwałości podanych w tablicach 11-14.

Wielkości najwygodniejszych V lotu według przyrządu w zależności od H lotu podaje tablica nr 1.

Lotów na zakresach maks. V i na zakresach bliskich jej należy unikać, ponieważ zasięg i długotrwałość lotu przy tych wielkościach zmniejszają się.

Najwygodniejsze V lotu według przyrzędu
w zależności od H

Tablica 1/1

Wariant podwieszenia	H lotu /m/					
	1000	3000	5000	7000	10000	11000
Bez podwieszeń lub z podwieszeniem tylko UB-16-57U, R-3S, S-24 albo OFAB-100-120	760	700	650	590	520	420
Z podwieszonym zbiornikiem i ze wszystkimi podwieszeniami albo tylko z podwieszeniem FAB-250 bez zbiornika	750	690	640	580	510	490
Z podwieszeniem dwóch FAB-500	700	660	620	-	-	-

Wysokość lotu

Ze zwiększaniem H lotu do 11000 m zasięg i długotrwałość lotu zwiększają się. Dlatego jeśli warunki lotu pozwalają wybierać różne wysokości należy latać na dużych H. Największy zasięg lotu praktycznie osiąga się na H = 11000 m.

Ilość paliwa do lotu poziomego

Do obliczania zużycia paliwa, zasięgu i długotrwałości lotu konieczna jest znajomość rozporządzalnego zapasu paliwa dla lotu poziomego na żądanej H.

Rozporządzalny zapas paliwa dla lotu poziomego zależy od objętości zbiorników /samolot z podwieszonym zbiornikiem albo bez niego/, zaś przy niepełnym napełnieniu od ilości zalanego do zbiorników paliwa, a także od zużycia paliwa przy pracy silników na ziemi /zapuszczanie i próba silnika, kołowanie/, podczas startu i wznoszenia, zniżania, przy locie po kręgu przed lądowaniem, przy lądowaniu i od zapasu aeronawigacyjnego.

Pojemność głównych zbiorników paliwowych samolotu MiG-21pf wynosi 2750 litrów. Do samolotu może być podwieszony 1 zbiornik o pojemności 490 litrów.

Zapasy paliwa w kG przy 3-ach ciężarach właściwych paliwa jest podany w tablicy 2.

Tabela 1/2

Wariant napełnienia	Objętość Zbiorników w litrach/l/	Ilość paliwa w kG przy ciężarze właściwym		
		g/cm ³		
		0,755	0,775	0,830
Bez zbiornika podwieszzonego	2750	2080	2130	2280
Z jednym zbiornikiem podwieszanym o pojemności 490 l	3240	2450	2510	2690

Wspomniane powyżej wielkości zużycia paliwa wynoszą:

- podczas pracy silnika na ziemi w czasie 7 min /zapuszczenie, próba, kołowanie na start i ze startu/ - 70 kG;
- na start i wznoszenie - zgodnie z tablicą 3-5;
- na szybowanie samolotu - zgodnie z tablicą 6;
- na lot po kręgu przed lądowaniem i na lądowanie w czasie 8 min.- 280 kG /uwzględniono dwa kręgi przed lądowaniem w czasie 4 min. i po 140 kG paliwa na każdy krąg/;
- niezżyta pozostałość paliwa w zbiornikach głównych - 30 kG;
- 7 % zapas aeronawigacyjny od całkowitej ilości paliwa - 160 kG.

W obliczeniach zasięgu i długotrwałości lotu samolotu z podwieszanym zbiornikiem, zrzucanym po zużyciu paliwa, ilość paliwa wypracowanego ze zbiorników głównych do chwili zrzucenia zbiornika podwieszzonego wynosi 80 kG.

Odejmując zużycie paliwa, podane powyżej dla każdej H lotu od pełnego zapasu paliwa na samolocie, podanego w tablicy 2, znajdujemy ilość paliwa dla lotu poziomego na różnych wysokościach przy pełnym zatankowaniu przed wylotem i 7 %-wym zapasie aeronawigacyjnym.

Tę ilość paliwa dla lotu poziomego samolotu odczytujemy z tablic 7 i 8. Natomiast z tablicy 10-tej odczytujemy ilość paliwa dla lotu poziomego po uwzględnieniu ilości paliwa zużywanego na walkę powietrzną. Na prowadzenie walki przyjęto 3 minuty pracy silnika na pełnym forsażu.

Wielkości zużycia paliwa podczas walki przy M_{max} i odpowiadającej wysokości są podane w tabelicy 9. Tabela ta została wykonana na podstawie wykresu przedstawionego na rys. 2.

W locie grupowym dla pary przyjęto promień działania i długotrwałość jak dla samolotu pojedynczego. Dla klucza zmniejszono promień działania i długotrwałość lotu w stosunku do samolotu pojedynczego o 10 % /zgodnie z instrukcją obliczania zasięgu i długotrwałości lotu samolotu MiG-21f-13/.

W celu obliczenia taktycznego promienia działania i długotrwałości lotu samolotu na określonej wysokości i prędkości lotu wykorzystano następujące wzory=

$$R = R_{l.p} + \frac{L_{wzn} + L_{szyb}}{2}$$

gdzie: R - promień działania
 $R_{l.p}$ - promień działania w locie poziomym
 L_{wzn} , L_{szyb} - droga przy wznoszeniu i szybowaniu

$$R_{l.p} = \frac{Q_{l.p}}{2 C_k}$$

gdzie: $Q_{l.p}$ - ilość paliwa zużyta w locie poziomym
 C_k - kilometrowe zużycie paliwa.

$$Q_{l.p} = Q_c - \sum Q_i$$

Q_c - całkowita ilość paliwa na samolocie

$$\sum Q_i = Q_a + Q_p + Q_z + Q_k + Q_{wzn} + Q_{sz} + Q_n$$

gdzie: Q_a - 7%-wy zapas aeronawigacyjny
 Q_p - ilość paliwa na walkę powietrzną
 Q_z - ilość paliwa na zapuszczenie silnika, próbę, kołowanie na start i ze startu
 Q_k - lot po kręgu i lądowanie
 Q_{wzn} - ilość paliwa na wznoszenie
 Q_{sz} - ilość paliwa na szybowanie
 Q_n - ilość paliwa pozostająca w zbiornikach.

$$T = T_{1.p} + T_w + T_{sz} + T_k + T_b \text{ /długość lotu/}$$

gdzie:

- $T_{1.p}$ - czas lotu poziomego
- T_w - czas wznoszenia
- T_{sz} - czas szybowania
- T_k - czas na krąg i lądowanie
- T_b - czas walki powietrznej

$$T_{1.p} = \frac{Q_{1.p}}{C_h}$$

gdzie: C_h - godzinowe zużycie paliwa.

UWAGA:

Obliczenia promienia działania i długości lotu zostały wykonane dla paliwa o ciężarze właściwym $0,775 \text{ g/cm}^3$. W przybliżeniu promień działania i długość lotu zmieniają się na tyle procent na ile procent zmienia się ilość paliwa w kilogramach przy zmianie jednostkowego ciężaru paliwa. Na przykład stosując paliwo o ciężarze właściwym $0,83$ należy promień i długość zwiększyć o 7% w stosunku do promienia i długości przy paliwie o ciężarze właściwym $0,775$.

2. Zużycie paliwa, czas i droga podczas startu na minimalnym forsażu i wznoszeniu przy maksymalnym reżimie pracy silnika bez podwieszanego zbiornika paliwowego

Tablica 1/3

Wysokość /m/	Zużycie paliwa /kG/	Czas /min/	Droga /km/
bez podwieszeń			
100	20	0,3	-
500	90	0,9	-
1000	140	1,1	-
2000	180	1,3	5
3000	210	1,6	10
4000	240	2,0	15
5000	260	2,4	20
6000	280	2,9	25
7000	300	3,4	35
8000	320	4,1	45
9000	350	4,9	60
10000	390	6,0	80
11000	440	8,0	105
Z dwoma UB-16-17U, albo z dwoma S-24, albo z dwoma R-3S, albo z dwoma OFAB-100-120			
100	30	0,3	-
500	110	0,9	-
1000	160	1,2	-
2000	200	1,5	5
3000	230	1,9	10
4000	260	2,4	15
5000	290	2,9	25
6000	310	3,4	35
7000	330	4,0	45
8000	360	4,9	55
9000	390	6,0	70
10000	440	7,5	100
11000	510	10,0	130

Uwaga: Start i wznoszenie do 1000 m wykonywane na minimalnym forsażu. Wznoszenie od 1000 do 11000 wykonywane jest na maksymalnym zakresie pracy silnika. Rzeczywista prędkość przy wznoszeniu 850-870 km/godz./według wąskiej strzałki/.

3. Zużycie paliwa, czas i droga podczas startu na minimalnym forsażu i wznoszeniu przy maksymalnym reżimie pracy silnika z podwieszonym zbiornikiem o pojemności 490 l.

Tablica 1/4

Wysokość /m/	Zużycie paliwa /kg/	Czas /min/	Droga /km/
bez podwieszzeń			
100	20	0,3	-
500	100	1,0	-
1000	150	1,2	-
2000	190	1,5	5
3000	220	1,8	10
4000	250	2,2	15
5000	280	2,7	25
6000	300	3,3	35
7000	320	3,9	45
8000	350	4,7	55
9000	380	5,6	70
10000	420	7,0	95
11000	480	9,5	125
Z dwoma UB-16-17U, albo z dwoma S-24, albo z dwoma R-3S, albo z dwoma OFAB-100-120			
100	30	0,3	-
500	130	1,0	-
1000	180	1,3	-
2000	220	1,7	10
3000	250	2,1	15
4000	270	2,6	25
5000	300	3,1	35
6000	330	3,7	45
7000	360	4,4	55
8000	390	5,3	70
9000	430	6,7	90
10000	480	8,5	120
11000	570	11,7	165

Uwaga: Start i wznoszenie do 1000 m - na minimalnym forsażu. Wznoszenie od 1000 m do 11000 m - na maksymalnym zakresie pracy silnika. Prędkość rzeczywista 850-870 km/godz.

4. Zużycie paliwa, czas i droga przy starcie i wznoszeniu na forsażu silnika.

Tablica 1/5

Wyso- kość /m/	Z dwoma raketami R-3S			Z dwoma raketami R-3S i z podwieszonym zbiornikiem o pojemności 490 l		
	Zużycie paliwa /kG/	Czas /min/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kG/	Czas /min/	Droga /km/
100	30	0,3	-	30	0,3	-
500	110	0,9	-	130	1,0	-
1000	160	1,1	-	180	1,2	-
2000	200	1,2	5	220	1,4	5
3000	240	1,4	7	260	1,6	8
4000	280	1,6	10	300	1,9	12
5000	320	1,9	13	340	2,2	16
6000	360	2,2	17	390	2,5	22
7000	400	2,5	21	440	2,8	28
8000	440	2,8	26	490	3,1	34
9000	480	3,1	31	540	3,5	42
10000	520	3,4	38	590	3,9	50
11000	570	3,8	45	640	4,4	60

Uwaga: Start i wznoszenie do 4000 m wykonywać na minimalnym forsażu. Dalsze wznoszenie - na pełnym forsażu przy $M = 0,90 - 0,95$.

5. Zużycie paliwa, czas i droga podczas szybowania samolotu bez podwieszeń jak również ze wszystkimi wariantami podwieszeń.

Tablica 1/6

<u>Początek szybowania /m/</u>	<u>Zużycie paliwa /kG/</u>	<u>Czas /min/</u>	<u>Droga /km/</u>
1000	15	0,5	-
2000	20	1,2	10
3000	25	1,9	20
4000	30	2,7	30
5000	35	3,5	40
6000	40	4,3	50
7000	45	5,2	60
8000	50	6,1	70
9000	60	7,1	80
10000	70	7,9	90
11000	80	8,8	100
12000	90	9,6	110
13000	100	10,5	120
14000	110	11,3	130
15000	120	12,0	140
16000	140	12,7	150
17000	150	13,5	160
18000	160	14,2	170
19000	170	15,0	190
20000	180	15,5	210

Uwaga:Podczas szybowania utrzymywać prędkość przyrządową /szeroka strzałka/, równą 500-550 km/godz. Dźwignia gazu na H powyżej 15000 m powinna znajdować się na oporze "Maksymal", poniżej 15000 m - na oporze "Mały gaz". Klapy hamulcowe schowane.

6. Ilość paliwa do lotu poziomego pojedynczego samolotu z 7 % aeronawigacyjnym zapasem paliwa.

/Start przy minimalnym forsażu, wznoszenie na maksymalnym zakresie pracy silnika/.

Tabela 1/7

Wyso- kość /m/	Ilość paliwa do lotu poziomego /kg/			
	Bez podwieszanego zbior- nika		Z podwieszanym zbiorni- kiem pojemności 490 l	
	Bez podwie- szeń	Z dwoma UB-16-57U, albo z dwoma R-3S, albo z dwoma S-24, albo z dwoma OFAB-100-120	Bez podwie- szeń	Z dwoma UB-16-57U, albo z dwoma R-3S, albo z dwoma S-24, albo z dwoma OFAB-100-120
Ciężar właściwy paliwa 0,775 g/cm ³				
100	1570	1560	1950	1940
500	1500	1480	1870	1840
1000	1435	1415	1805	1775
2000	1390	1370	1760	1730
3000	1355	1335	1725	1695
4000	1320	1300	1690	1670
5000	1295	1265	1655	1635
6000	1270	1240	1630	1600
7000	1245	1215	1605	1565
8000	1220	1180	1570	1530
9000	1180	1140	1530	1480
10000	1130	1080	1480	1420
11000	1070	1000	1410	1320
Ciężar właściwy paliwa 0,83 g/cm ³				
100	1720	1710	2130	2120
500	1650	1630	2050	2020
1000	1585	1565	1985	1955
2000	1540	1520	1940	1910
3000	1505	1485	1905	1875
4000	1470	1450	1870	1850
5000	1445	1415	1835	1815
6000	1420	1390	1810	1780
7000	1395	1365	1785	1745
8000	1370	1330	1750	1710
9000	1330	1290	1710	1660
10000	1280	1230	1660	1600
11000	1220	1150	1590	1500

7. Ilość paliwa do lotu poziomego pojedynczego samolotu z uwzględnieniem 7 % zapasu paliwa.

/Start i wznoszenie do 4000 m - na minimalnym forsażu, dalsze wznoszenie przy pełnym forsażu/.

Tabela 1/8

Wysokość /m/	Ilość paliwa na lot poziomy /kg/	
	z dwoma rakietami R-3S	
	bez podwieszanego zbiornika	z podwieszanym zbiornikiem
Ciężar właściwy paliwa 0,775 g/cm ³		
100	1560	1940
500	1480	1840
1000	1415	1775
2000	1370	1730
3000	1325	1685
4000	1280	1640
5000	1235	1595
6000	1190	1540
7000	1145	1485
8000	1100	1430
9000	1050	1370
10000	1000	1310
11000	940	1250
Ciężar właściwy paliwa 0,830 g/cm ³		
100	1710	2120
500	1630	2020
1000	1565	1955
2000	1520	1910
3000	1475	1865
4000	1430	1820
5000	1385	1775
6000	1340	1720
7000	1295	1665
8000	1250	1610
9000	1200	1550
10000	1150	1490
11000	1090	1430

8. Sekundowe zużycie paliwa w zależności od M_{max} na danej wysokości przy włączonym pełnym forsażu.

Tabela 1/9

Wysokość /M/	Liczba M	Sekundowe zużycie paliwa /kG/sek/	Zużycie paliwa podczas 3 min /kG/
100	0,9	3,78	680
500	0,94	3,71	665
1000	0,95	3,68	660
2000	1,05	3,6	650
3000	1,1	3,58	645
4000	1,14	3,56	640
5000	1,18	3,55	640
6000	1,25	3,54	635
7000	1,35	3,58	650
8000	1,48	3,59	650
9000	1,58	3,6	650
10000	1,7	3,6	650
11000	1,82	3,6	650
12000	1,87	3,52	630
13000	2,00	3,42	615
14000	2,00	2,83	510
15000	2,00	2,5	450
16000	2,00	2,18	395
17000	2,00	1,82	340
18000	2,00	1,58	300
19000	2,00	1,36	245
20000	2,00	1,18	210

Uwaga: Na walkę powietrzną przyjęto średni czas - 3 minuty przy maksymalnej liczbie M na pełnym forsażu. Ilość paliwa na walkę powietrzną na danej H i przy danej liczbie M jest obliczona i podana w rubryce 4 powyższej tabeli.

9. Ilość paliwa dla lotu poziomego pojedynczego samolotu z 7 % aeronawigacyjnym zapasem paliwa po uwzględnieniu paliwa na walkę powietrzną.

/Start przy minimalnym forsażu, wznoszenie na maksymalnym zakresie pracy silnika/.

Tabela 1/10

Wyso- kość /m/	Ilość paliwa dla lotu poziomego /kg/			
	Bez podwieszanego zbior- nika		Ze zbiornikiem podwiesz- nym o pojemności 490 l	
	Bez podwie- szeń	Z dwoma UB-16-57U, albo z dwoma R-3S, albo z dwoma S-24, albo z dwoma OFAB-100-120	Bez podw- szeń	Z dwoma UB-16-57U, albo z dwoma R-3S, albo z dwoma S-24, albo z dwoma OFAB-100-120
Ciężar właściwy paliwa 0,775 g/cm ³				
100	890	880	1270	1260
500	835	815	1205	1175
1000	775	755	1145	1115
2000	740	720	1110	1085
3000	705	685	1080	1055
4000	670	650	1050	1035
5000	655	620	1015	995
6000	630	590	995	965
7000	595	560	955	895
8000	570	520	920	880
9000	530	490	880	830
10000	480	440	830	770
11000	420	350	760	670

10. Promienie działania i długotrwałość lotu samolotu MiG-21pf bez zbiornika dodatkowego i bez podwiesz. Pełny zapas paliwa 2130 kG /2750 l/.

Tabela 1/11

Warunki lotu	Prędkość samolotu km/godz.		Wysokość lotu wg przyrzędu /m/	Kilometry zużycie paliwa /kG/km/	Godzinowe zużycie paliwa /kG/godz/	Promień działania samolotu/km/		Długotrwałość lotu /min/	
	przyrządowa	rzeczywista				pojedyncze go samolotu	kluczowe	pojedyncze go samolotu	kluczowe
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
H = 100 m									
Q walki = 680 kG					Q lotu poz = 890 kG				
Maksymalny zakres pracy silnika	1100	1160	-600	4,30	4990	104	94	22	20
	1000	1050	-450	3,08	3230	146	132	28	26
	900	950	-350	2,73	2590	164	148	32	29
Zakres maksymalny zasięgu	780	825	-220	2,60	2150	170	153	36	33
	700	740	-150	2,61	1930	169	154	39	36
	600	630	- 50	2,71	1710	167	151	42	38
	500	530	0	2,85	1510	156	141	46	42
Zakres maks.długotrwałości	440	460	50	2,94	1350	151	146	51	46
H = 500 m									
Q walki = 665 kG;					Q lotu poz. = 835 kG				
Maksymalny zakres pracy silnika	1070	1150	-200	4,10	4720	102	92	24	22
	1000	1070	- 50	3,08	3300	133	120	27	25
	900	965	90	2,63	2540	158	143	32	29
Zakres maks. zasięgu	770	830	220	2,50	2070	167	151	36	33
	600	645	350	2,59	1670	161	145	42	38
	500	535	410	2,72	1460	154	139	45	41
Zakres maks.długotrwałości	440	470	450	2,82	1320	146	132	50	45
H = 1000 m									
Q walki = 660 kG					Q lotu poz.= 775 kG				
Maksymalny zakres pracy silnika	1040	1135	310	3,90	4430	99	90	24	22
	950	1040	450	2,77	2880	140	129	29	26
	850	930	600	2,46	2290	158	143	33	30
Zakres maks.zasięgu	760	840	690	2,40	2020	161	145	36	33
	600	660	810	2,48	1640	156	141	41	37
	500	550	890	2,60	1430	149	135	45	41
Zakres maks.długotrwałości	440	480	920	2,69	1290	144	130	49	45
H = 3000 m									
Q walki = 645 kG					Q l.poz.=705 kG. /- $\frac{L}{2}$ - wz + $\frac{L}{2}$ - sz = 15 km/.				
Maksymalny zakres pracy silnika	920	1100	2310	3,30	3630	122	110	26	24
	800	960	2540	2,05	1970	187	169	36	33
Zakres maks. zasięgu	700	850	2660	1,90	1620	200	180	40	36
	600	730	2760	1,95	1420	195	176	44	40
	500	610	2850	2,10	1280	183	165	47	43
Zakres maks. długotrwałości	440	530	2900	2,20	1170	175	158	50	45
H = 5000 m									
Q walki = 640 kG					Q l.pz.=655 kG /- $\frac{L}{2}$ - wz + $\frac{L}{2}$ - sz = 30 km/.				
Maksymalny zakres pracy silnika	820	1075	4380	2,82	3030	146	132	29	27
	750	990	4500	1,86	1840	206	186	38	35
Zakres maks. zasięgu	650	865	4640	1,64	1420	230	207	45	41
	600	800	4700	1,66	1320	227	205	47	43
	500	670	4800	1,77	1190	215	194	50	45
Zakres maks.długotrwałości	440	590	4850	1,88	1110	204	184	52	48

1	2								
	H = 7000 m								
	Q walki = 650 kG			Q l.pz = 595 kG / $\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 47 km/					
maksymalny zakres pracy rolnika	720	1045	6450	2,35	2460	174	157	34	31
	650	945	6590	1,52	1430	242	218	45	41
zakres maks. zasięgu	590	865	6660	1,41	1220	303	273	49	45
	550	810	6710	1,44	1170	297	268	50	45
	500	740	6770	1,45	1110	296	267	61	46
zakres maks. długotrwałości	440	650	6850	1,56	1040	238	215	54	49
	H = 10000 m								
	Q walki = 650 kG			Q l.pz = 480 kG / $\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 85 km/					
maksymalny zakres pracy rolnika	590	995	9550	1,76	1750	221	200	41	38
	560	950	9600	1,26	1200	275	248	49	45
zakres maks. zasięgu	520	890	9660	1,16	1030	288	260	53	48
	480	825	9740	1,18	970	287	259	54	49
zakres maks. długotrwałości	440	765	9780	1,25	960	278	151	55	50
	H = 11000 m								
	Q walki = 650 kG			Q l.pz = 420 kG / $\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 115 km/					
maksymalny zakres pracy rolnika	555	990	10550	1,58	1570	248	224	44	40
	520	935	10640	1,14	1070	298	269	51	46
zakres maks. zasięgu	490	890	10690	1,08	960	310	280	54	49
zakres maks. długotrwałości	440	800	10750	1,13	910	301	270	56	51

11. Promień działania i długotrwałość lotu samolotu MiG-21pf z dodatkowym zbiornikiem paliwa /490 l/ i bez innych podwiesz. /Całkowity ciężar paliwa 2510 kG /3240 l/.

Tabela 1/12

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
H = 100 m									
Q walki = 680 kH Q l.pz = 1270 kG									
Maksymalny zakres pracy silnika	1090	1150	-590	4,33	5000	147	133	27	25
	1000	1050	-450	3,27	3440	195	176	33	30
	900	950	-350	2,91	2760	218	197	39	36
Zakres maks. zasięgu	780	825	-220	2,79	2300	228	206	44	40
	700	740	-150	2,81	2080	226	204	48	44
	600	630	- 50	2,89	1830	220	198	53	48
	500	530	- 0	3,02	1610	210	190	58	53
Zakres maks.długotrwałości	440	460	50	3,12	1440	204	184	64	58
H = 500 m									
Q walki = 665 kG Q l.pz = 1205 kG									
Maksymalny zakres pracy silnika	1060	1135	-150	4,13	4700	146	132	28	26
	1000	1070	- 50	3,26	3480	185	167	33	30
	900	965	90	2,78	2680	217	196	39	36
Zakres maks. zasięgu	770	830	220	2,67	2220	226	204	45	41
	700	750	300	2,69	2020	224	202	48	44
	600	645	350	2,77	1790	218	197	52	47
	500	535	410	2,90	1560	208	188	58	53
Zakres maks.długotrwałości	440	470	450	3,00	1410	201	181	63	57
H = 1000 m									
Q walki = 660 kG Q l.pz = 1145 kG									
Maksymalny zakres pracy silnika	1025	1120	340	3,39	4400	169	153	29	27
	950	1040	450	2,91	3030	197	178	36	33
	850	930	600	2,62	2440	219	198	41	37
Zakres maks. zasięgu	750	825	700	2,56	2110	224	202	46	42
	600	660	810	2,65	1750	216	195	53	48
	500	550	890	2,78	1530	206	186	58	53
Zakres maks.długotrwałości	440	480	920	2,88	1380	198	178	64	58
H = 3000 m									
Q walki = 645 kG Q l.pz = 1080 kG / $\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 15 km/									
Maks.zakres pracy silnika	910	1085	2350	3,33	3610	177	160	33	30
	800	960	2540	2,20	2110	261	235	46	42
Zakres maks. zasięgu	690	835	2670	2,05	1710	279	252	54	49
	600	730	2760	2,10	1530	273	246	57	52
	500	610	2850	2,25	1370	255	230	62	56
Zakres maks.długotrwałości	440	530	2900	2,35	1250	245	220	66	60
H = 5000 m									
Q walki = 640 kG Q l.pz = 1015 kG / $\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 32 km/									
Maksymalny zakres pracy silnika	818	1070	4390	2,83	2990	211	190	37	34
	750	990	4500	1,98	1960	288	260	48	44
Zakres maks. zasięgu	640	850	4650	1,75	1490	322	290	58	53
	600	800	4700	1,77	1420	320	288	60	54
	500	670	4800	1,89	1270	302	282	65	59
Zakres maks.długotrwałości	440	590	4850	1,99	1170	288	260	69	63
H = 7000 m									
Q walki = 650 kG Q l.pz = 955 kG / $\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 52 km/									
Maksymalny zakres pracy silnika	750	1040	6460	2,37	2470	254	314	43	39
	650	945	6590	1,61	1529	348	314	58	53
Zakres maks. zasięgu	580	850	6680	1,51	1280	368	332	65	59
	550	810	6710	1,53	1240	364	328	66	60
	500	740	6770	1,60	1180	351	324	69	63
Zakres maks.długotrwałości	440	650	6850	1,70	1110	332	300	72	65

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
H = 10000 m									
Q walci = 650 kG Q l.pz = 830 kG / $\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 92 km/									
Maksymalny zakres pracy silnika	585	995	9550	1,78	1770	325	293	54	49
	560	950	9600	1,34	1270	402	358	65	59
Zakres maks. zasięgu	510	875	9680	1,24	1090	427	385	71	64
Zakres maks. długości	440	765	9780	1,34	1030	402	358	74	67
H = 11000 m									
Q walci = 650 kG Q l.pz = 760 kG / $\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 112 km/									
Maksymalny zakres pracy silnika	550	980	10570	1,59	1560	351	316	58	53
	520	935	10640	1,20	1120	428	386	70	64
Zakres maks. zasięgu	490	890	10690	1,13	1010	448	404	74	67
Zakres maks. długości	440	800	10750	1,20	960	428	386	77	70

12. Promień działania i długotrwałość lotu samolotu MiG-21pf bez zbiornika dodatkowego
z dwoma UB-16-17U, albo z dwoma R-3B, albo z dwoma S-24, albo z dwoma OFAB-100-120
/Pełny zapas paliwa 2130 kG /2750 l/

Tabela 1/13

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
H = 100 m									
Q walki = 680 kG Q lotu poziomego = 880 kG /ciężar właściwy paliwa = 0,775 g/cm ³ /									
Maksymalny zakres pracy silnika	1050 1000 900 800	1100 1050 950 845	-500 -450 -350 -250	4,37 3,72 3,09 2,88	4810 3900 2940 2430	101 118 142 153	90 107 128 138	22 25 29 33	20 23 27 30
Zakres maks. zasięgu	750 600 500	790 630 530	-200 - 50 0	2,85 2,90 3,00	2250 1830 1590	154 152 147	139 137 133	35 40 44	32 37 40
Zakres maks.długotrwałości	440	460	50	3,09	1420	142	128	48	44
H = 500 m									
Q walki = 665 kG Q l.poz = 815 kG									
Maksymalny zakres pracy silnika	1020 950 850	1090 1015 910	- 90 10 150	4,13 3,33 2,87	4500 3370 2610	99 122 142	90 110 128	23 26 31	21 24 28
Zakres maks. zasięgu	750 700 600 500	810 750 645 535	240 300 350 410	2,74 2,75 2,78 2,88	2220 2060 1790 1540	150 148 146 141	135 134 132 127	34 36 39 44	31 33 35 40
Zakres maks.długotrwałości	440	470	450	2,97	1400	137	124	47	43
H = 1000 m									
Q walki = 660 kG Q l.poz = 755 kG									
Maksymalny zakres pracy silnika	990 900 800	1080 990 880	400 530 650	4,00 3,00 2,66	4320 2970 2340	94 126 142	85 114 128	23 28 32	21 26 29
Zakres maks.zasięgu	740 600 500	815 660 550	700 810 890	2,60 2,63 2,72	2120 1740 1500	145 143 139	131 129 126	34 39 43	31 36 39
Zakres maks.długotrwałości	440	480	920	2,80	1340	135	122	47	43
H = 3000 m									
Q walki = 645 kG Q l.poz = 685 kG /- $\frac{L}{2}$ - wz + $\frac{L}{2}$ - sz = 15 km/									
Maksymalny zakres pracy silnika	895 850 800	1070 1020 960	2370 2450 2540	3,38 2,67 2,38	3620 2720 2290	116 143 159	105 129 144	26 30 33	24 27 30
Zakres maks.zasięgu	700 600 500	850 730 510	2660 2760 2850	2,16 2,17 2,27	1840 1580 1390	174 172 166	157 455 150	37 41 44	34 38 40
Zakres maks.długotrwałości	440	530	2900	2,38	1250	159	144	48	44
H = 5000 m									
Q walki = 640 kG Q l.poz = 620 kG /- $\frac{L}{2}$ - wz + $\frac{L}{2}$ - sz = 32 km/									
Maksymalny zakres pracy silnika	815 750	1070 990	4380 4500	2,92 2,13	3130 2110	148 177	134 160	29 35	27 32
Zakres maks. zasięgu	650 600 500	865 800 670	4640 4700 4800	1,83 1,84 1,94	1580 1470 1300	202 200 193	182 180 174	41 43 46	38 39 42
Zakres maks. długotrwałości	440	590	4850	2,04	1200	184	166	49	45
H = 7000 m									
Q walki = 650 kG Q l.poz = 560 kG /- $\frac{L}{2}$ - wz + $\frac{L}{2}$ - sz = 52 km/									
Maksymalny zakres pracy silnika	710 650	1030 945	6410 6590	2,88 1,73	2970 1640	149 214	135 193	32 41	29 37
Zakres maks. zasięgu	580 550 500	850 810 740	6680 6710 6770	1,60 1,61 1,65	1360 1300 1220	227 226 222	205 204 202	45 46 48	41 42 44
Zakres maks.długotrwałości	440	650	6850	1,75	1140	212	191	50	45

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
H = 10000 m									
Q walki = 650 kG Q l.poz = 440 kG / $-\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 95 km/									
Maksymalny zakres pracy silnika	580 550	980 935	9570 9610	1,78 1,38	1740 1290	218 254	197 229	41 47	37 43
Zakres maks. zasięgu	510	875	9680	1,30	1140	265	239	50	45
Zakres maks. długości	440	765	9780	1,39	1060	253	228	51	46
H = 11000 m									
Q walki = 650 kG Q l.poz = 350 kG / $-\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 115 km/									
Maksymalny zakres pracy silnika	545	975	10580	1,58	1540	226	204	43	39
Zakres maks. zasięgu	490	890	10690	1,22	1090	258	233	49	45
Zakres maks. długości	440	800	10750	1,29	1030	250	225	50	45

13. Promienie działania i długotrwałości lotu samolotu MiG-21pf ze zbiornikiem dodatkowym /490 l/ i z dwoma UB-16-57U, albo z dwoma R-3S, albo z dwoma S-24, albo z dwoma OFAB-100-120.

/Całkowity zapas paliwa 2510 kG /3240 l/.

Tabela 1/14

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
H = 100 m									
Q walki = 680 kG Q l.poz = 1260 kG									
Maksymalny zakres pracy silnika	1035	1085	-490	4,38	4750	144	130	27	25
	900	950	-350	3,34	3170	188	170	35	32
	800	850	-250	3,12	2650	201	181	40	36
Zakres maks.zasięgu	750	790	-200	3,10	2450	202	182	42	38
	650	690	-100	3,11	2150	201	181	46	42
	600	630	- 50	3,14	1980	200	180	49	45
	500	530	0	3,24	1720	194	175	55	50
Zakres maks.długotrwałości	440	460	50	3,33	1530	192	173	61	56
H = 500 m									
Q walki = 665 kG Q l.poz = 1175 kG									
Maksymalny zakres pracy silnika	1010	1080	- 80	4,18	4510	141	127	28	26
	900	965	90	3,27	3150	180	162	34	31
	800	860	200	2,98	2560	197	178	40	36
Zakres maks.zasięgu	750	810	240	2,95	2390	200	180	42	38
	650	700	330	2,96	2070	199	180	46	42
	600	645	350	2,99	1930	197	178	48	44
	500	535	410	3,09	1650	193	174	55	50
Zakres maks.długotrwałości	440	470	450	3,18	1500	185	167	57	54
H = 1000 m									
Q walki = 660 kG Q l.poz. = 1115 kG									
Maksymalny zakres pracy silnika	980	1070	420	4,04	4320	138	125	28	26
	900	990	530	3,19	3160	175	158	34	31
	800	880	650	2,85	2510	196	177	37	34
Zakres maks.zasięgu	730	810	700	2,80	2270	200	180	42	38
	600	660	810	2,83	1870	193	174	48	44
	500	550	890	2,93	1610	187	169	54	49
Zakres maks.długotrwałości	440	480	920	3,01	1450	185	167	59	54
H = 3000 m									
Q walki = 645 kG Q l.poz= 1055 kG / $\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 17 km/									
Maksymalny zakres pracy silnika	885	1055	2400	3,42	3610	172	155	32	29
	750	910	2600	2,39	2180	227	205	44	40
Zakres maks. zasięgu	690	840	2660	2,32	1960	245	221	47	43
	600	730	2760	2,34	1710	244	220	52	47
	500	610	2850	2,45	1500	233	210	57	52
Zakres maks.długotrwałości	440	530	2900	2,55	1350	220	198	62	56
H = 5000 m									
Q walki = 640 kG Q l.poz = 995 kG / $\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 30 km/									
Maksymalny zakres pracy silnika	805	1055	4420	2,93	3090	197	178	37	34
	700	930	4570	2,03	1890	276	250	49	45
Zakres maks.zasięgu	640	850	4650	1,95	1660	286	258	54	49
	600	800	4700	1,96	1570	284	256	56	51
	500	670	4800	2,07	1390	270	243	60	46
Zakres maks.długotrwałości	440	590	4850	2,18	1290	258	233	64	48
H = 7000 m									
Q walki = 650 kG Q l.poz = 895 kG / $\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 57 km/									
Maksymalny zakres pracy silnika	700	1010	6500	2,90	2930	211	190	39	36
	650	945	6590	1,84	1740	301	271	51	46
Zakres maks.zasięgu	580	850	6680	1,70	1450	319	288	58	53
	500	740	6710	1,76	1300	309	273	62	56
Zakres maks.długotrwałości	440	650	6850	1,85	1200	298	269	65	59

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
	H = 10000 m								
	Q walki = 650 kG Q l.poz = 770 kG / $\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 105 km/								
Maksymalny zakres pracy silnika	575 550	970 930	9580 9620	1,79 1,46	1740 1360	320 369	288 333	55 61	50 55
Zakres maks. zasięgu	510	875	9680	1,38	1210	385	347	65	59
Zakres maks. długotrwałości	440	765	9780	1,49	1140	363	327	68	62
	H = 11000 m								
	Q walki = 650 kG Q l.poz = 670 kG / $\frac{L}{2}$ wz + $\frac{L}{2}$ sz = 132 km/								
Maksymalny zakres pracy silnika	540	970	10600	1,60	1550	341	307	59	54
Zakres maks. zasięgu	490	890	10690	1,27	1130	396	357	68	62
Zakres maks. długotrwałości	440	800	10750	1,36	1090	378	341	70	63

Uwaga: Obliczenia zużycia paliwa, czasu i drogi dla złożonego profilu lotu zostały wykonane w warunkach atmosfery standart. i bez uwzględnienia prędkości wiatru.

14. Wznoszenie i rozpędzanie podczas lotu na przechwycenie celu powietrznego

a/ Przy lotach na przechwycenie celu powietrznego zaleca się następujące warianty wznoszenia i rozpędzania:

Wariant I. Start i wznoszenie do 1000 m wykonywać na minimalnym forsazu, dalsze wznoszenie do 8000 m - na maksymalnym reżimie przy V_{rz} 850-870 km/godz. /według wąskiej strzałki/. Na wysokości 8000 m włączyć pełny forsaz. Wznoszenie do 11000-11500 m wykonywać przy stałej liczbie $M = 0,90-0,95$ / $V_{rz} = 950-1000$ km/godz./.

Wariant II. Start i wznoszenie do 1000 m wykonywać na minimalnym forsazu, dalsze wznoszenie - na maksymalnym reżimie przy $V_{rz} = 850-870$ km/godz. do $H = 11000-11500$ m. Na $H = 11000-11500$ m wykonujemy zbliżenie z celem na $V_{rz} = 900-950$ km/godz.

Wariant III. Start i wznoszenie do 4000 m wykonywać na minimalnym forsazu. Na $H = 4000$ m włączyć pełny forsaz. Dalsze wznoszenie do 11000-11500 m wykonywać przy stałej liczbie $M = 0,90-0,95$ / $V_{rz} \cong 950-1000$ km/godz./.

b/ Przy pracy silnika na pełnym forsazu dla wyjścia na $H = 14000-15000$ m pilot powinien utrzymywać następujący program wznoszenia i rozpędzania:

- rozpędzenie na stałej wysokości 11000 m /albo ze znizieniem o 500-1000 m/ do osiągnięcia V_{prz} 1100 km/godz.
- rozpędzenie z wznoszeniem przy stałej V_{prz} 1100 km/godz. do osiągnięcia liczby $M = 1,9$;
- wznoszenie przy utrzymaniu stałej liczby $M = 1,9$.

15. Obliczanie zużycia paliwa, czasu i drogi podczas lotu na przechwycenie celu powietrznego na dużej wysokości.

a/ Do obliczenia zużycia paliwa, czasu i drogi podczas lotu na przechwycenie na dużej H są podane tabele, gdzie mamy:

- charakterystyki rozpędzenia po prostej na stałej wysokości 9000, 10000, 11000, 12000 i 13000 m /tabela 15/;

- charakterystyki rozpędzania i wznoszenia bez zakrętu i z zakrętem o promieniu 40 km /tab. 16/;
 - charakterystyki rozpędzania i wznoszenia bez zakrętu i z zakrętem o promieniu 30 km /tab. 17/;
 - charakterystyki dynamicznych wznoszeń /tab.18/.
- b/ Tabele przedstawiają zależności zużycia paliwa, czasu i drogi od liczby M dla samolotu z dwoma rakietami R-3S albo dwoma blokami UB-16-57U na zakresie pełnego forsażu.
- c/ Wyjściowymi danymi do obliczenia są: wysokość i trasa lotu. Obliczenia należy wykonywać w następującej kolejności:
- wykonać schemat lotu na przechwycenie celu;
 - określić pełny zapas paliwa na samolocie;
 - uwzględnić zużycie paliwa na ziemi, na lot po kręgu i lądowanie, na zapas aeronawigacyjny i pozostałość paliwa w zbiornikach /która nie może być zużyta/.
- Z tabel określić ilość paliwa na start i wznoszenie oraz na obniżenie wysokości. Sumując te ilości paliwa obliczamy zużycie paliwa dla tegoż punktu "c";
- od całkowitego zapasu paliwa odejmujemy zużycie paliwa obliczone w punkcie c/. Otrzymana stąd ilość paliwa może być wykorzystana dla elementów lotu na przechwycenie celu - rozpędzenie, zakręt, nabranie wysokości, zbliżenie do celu włączając obserwację celu po odstrzale rakiet, zniżenie do wysokości lotu na zakresie przelotowym i lot na tym zakresie;
 - Z tabeli nr 18 określić czas, drogę i zużycie paliwa podczas dynamicznego wznoszenia /górnka/;
 - dla określonych wysokości, liczb M i czasów zbliżenia z celem określić zużycie paliwa na zbliżenie według rys. 2, z którego odczytujemy sekundowe zużycie paliwa i mnożymy przez czas zbliżenia aż do zakończenia ataku;
 - określić charakterystyki zakrętu i według tabeli 16 albo 17 - prędkość i wysokość na wejściu do zakrętu,

wychodząc z założenia, że w końcu zakrętu uzyskamy $H = 16000$ m.

Posługując się tabelą 16 i 17 do kąta zakrętu ψ' , wziętego ze schematu lotu na przechwycenie należy dodać 30° , ponieważ przy naprowadzeniu samolotu na cel przy pomocy systemu "Wozduch-1" według metody "manewr" zakręt wykonuje się nie po okręgu o promieniu $R = \text{const}$, a po krzywej, której równanie w układzie współrzędnych biegunowych posiadać postać $r = R / (1 + 0,4e^{-2\psi})$ /;

- według tabeli 15 określić drogę, czas i zużycie paliwa na odcinku rozpędzania od liczby $M = 0,90$ do prędkości początku wejścia w zakręt;
- według tabeli 6 określić zużycie paliwa, czas i drogę przy zniżaniu od wysokości zakończenia ataku do wysokości lotu na prędkości przelotowej;
- ✓ - jeżeli podczas lotu do celu albo przy powrocie na lotnisko, oprócz zniżania, wykorzystuje się odcinki lotu poziomego, to ich zakresy należy dobierać z tabeli 1, a zużycie paliwa określać z tabel 11-14;
- dodać zużycie paliwa, wymienione w podpunktach e, f, g, h, i, j; jeśli otrzymana suma jest mniejsza od ilości paliwa, określonego w podpunkcie d, to lot na przechwycenie celu od strony zapasu paliwa jest możliwy.

Uwaga: Aeronawigacyjny zapas paliwa ustala się w zależności od warunków wykonywania lotu, przygotowania pilota i innych parametrów, ale nie może być mniejszy od 7 % w stosunku do całkowitej ilości paliwa.

Przykład: Określić możliwość wykonania lotu na przechwycenie celu powietrznego, lecącego na $H = 19000$ m według schematu lotu /rys.4/ na samolocie MiG-21pf z dwoma rakietami R-3S i podwieszanym zbiornikiem /zbiornik odrzuca się po zużyciu paliwa/.

Profil lotu i zakresy pracy silnika są następujące:

- start i wznoszenie do 1000 m na minimalnym forsażu;

- wznoszenie do 8000 m na maksymalnym zakresie pracy silnika przy $V_{rz} = 850-870$ km/godz.;
- włączenie pełnego forsażu na $H = 8000$ m i dalsze wznoszenie do 11000 m przy stałej $M = 0,9-0,95$;
- odcinek lotu przy prędkości przelotowej;
- rozpędzanie - wznoszenie w zakręcie z wyjściem na $H = 16000$ m;
- górnica z wysokości 16000 m do $H = 19000$ m;
- zbliżenie do celu i wykonanie ataku na $H = 19000$ m w czasie 60 sek;
- wyłączenie forsażu, zniżanie, lot przy prędkości przelotowej, lądowanie.

Pojemność zbiorników paliwowych na samolocie wynosi 3240 l, ciężar właściwy paliwa $0,775$ g/cm³, zapas aeronawigacyjny 7 % od całości paliwa.

Rozwiązanie

a/ Wykonujemy schemat lotu na przechwycenie celu /rys.4/

b/ określamy:

- zużycie paliwa na ziemi 70 kG;
- start i wznoszenie do 11000 m 520 kG, droga 89 km, czas 6,3 min /z uwzględnieniem tego, że zbiornik podwieszany został zrzucony na około 8000 m po wyczerpaniu paliwa/;
- na zniżenie z $H = 11000$ m do wysokości kręgu zużycie paliwa wynosi 80 kG, droga 100 km, czas 8,8 min;
- na lot po kręgu przed lądowaniem i na lądowanie w ciągu 8 min zużycia paliwa 280 kG /dwa kręgi/;
- niez użytą ilość paliwa 30 kG;
- 7 % zapas aeronawigacyjny 160 kG.

c/ Znajdujemy ogólne zużycie paliwa, dodając wyżej wymienione wielkości

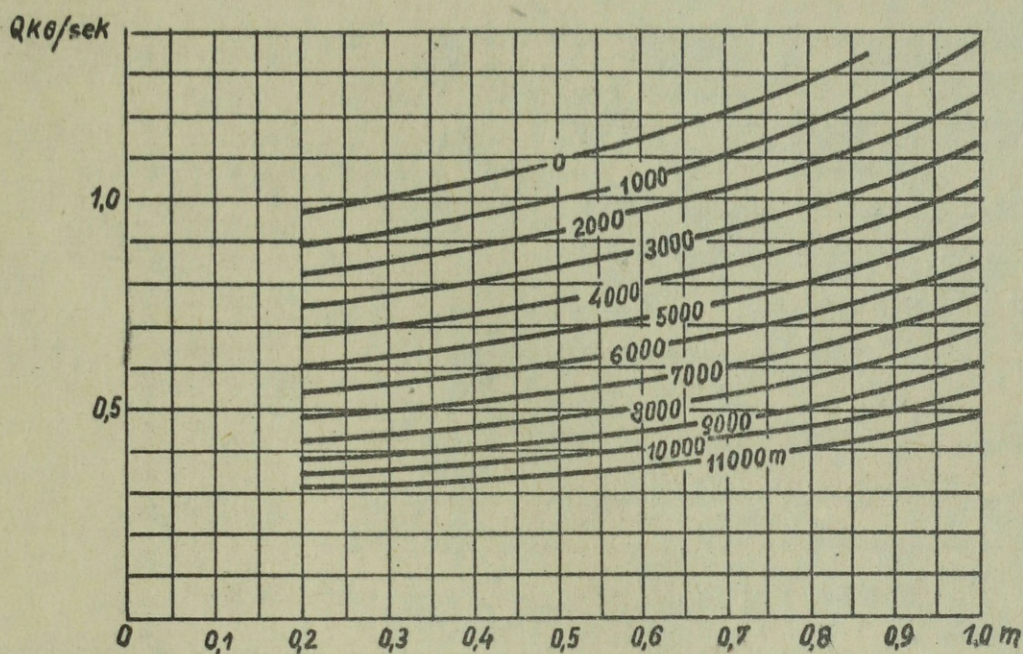
$$70 + 520 + 80 + 280 + 30 + 160 = 1140 \text{ kG.}$$

d/ Ilość paliwa na samolocie równa 2510 kG.

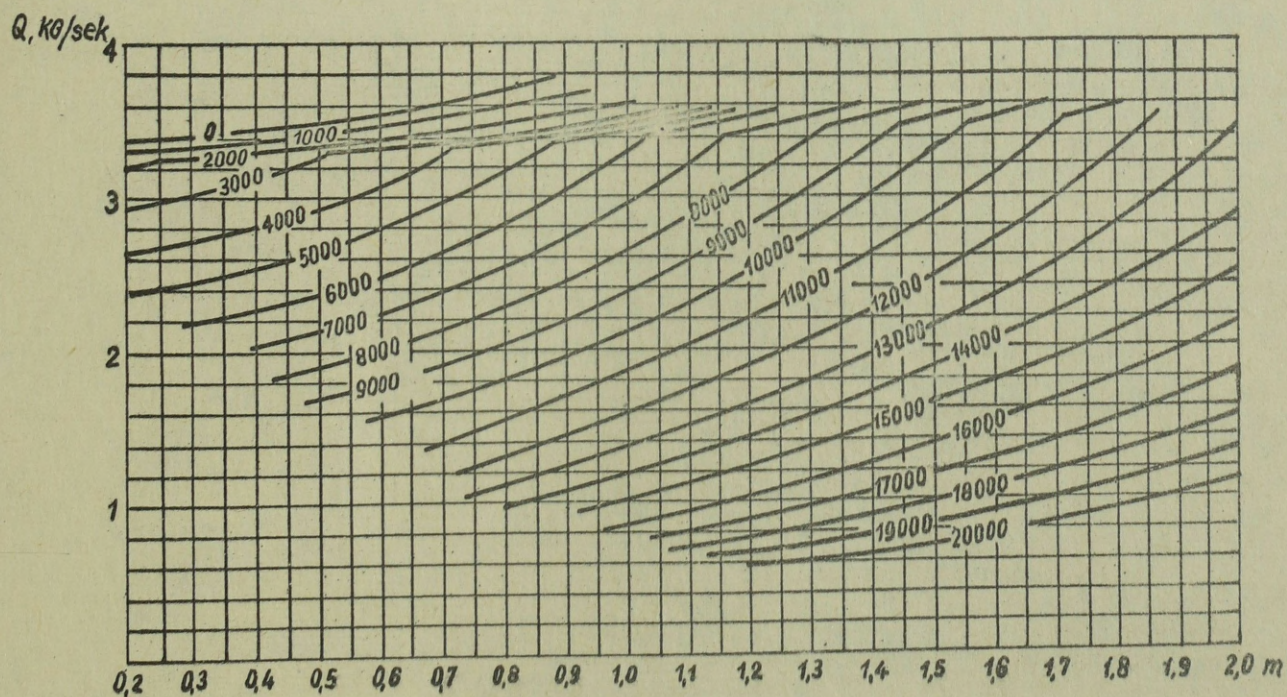
e/ Odejmując od całkowitej ilości paliwa sumę zużycia paliwa z punktu c znajdujemy ilość paliwa, która może być wykorzystana do wykonania elementów lotu na przechwycenie celu:

$$2510 - 1140 = 1370 \text{ kG.}$$

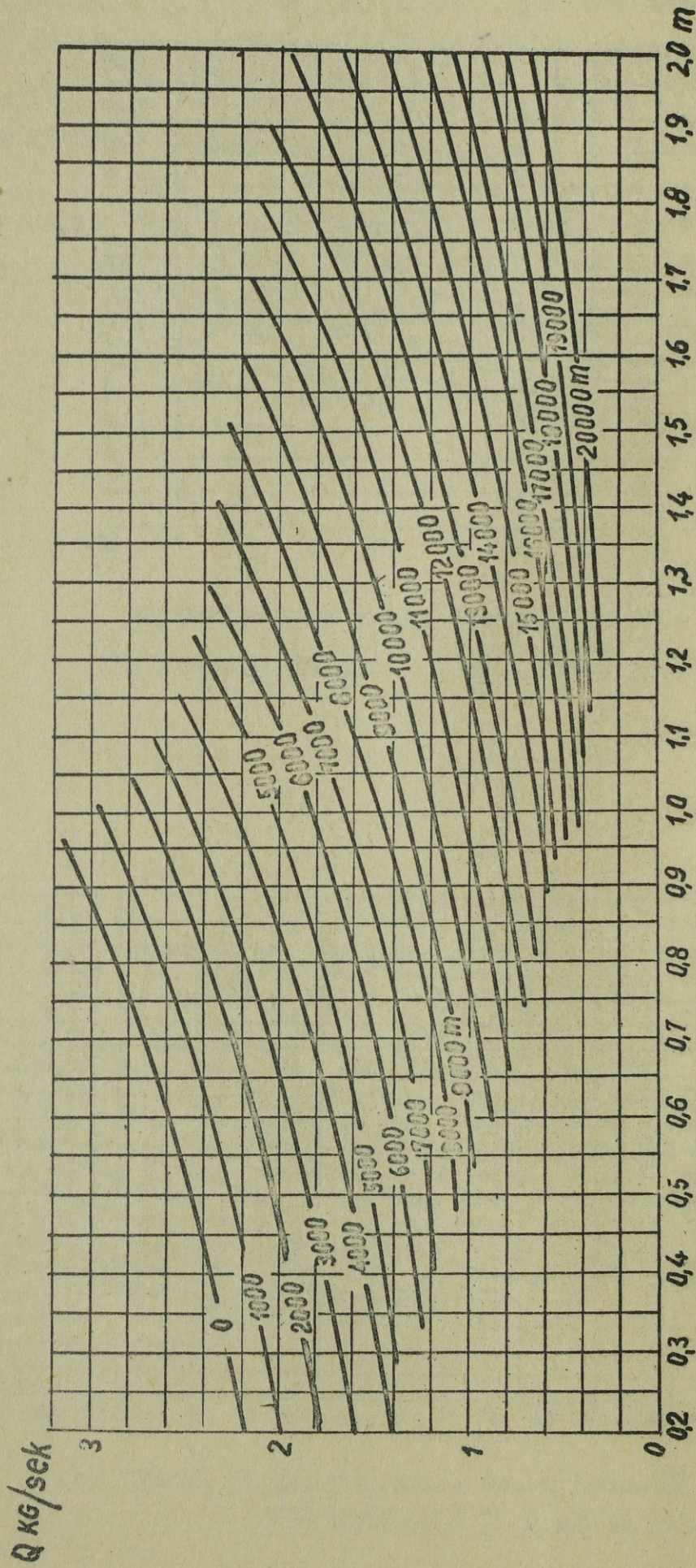
f/ Określamy zużycie paliwa i czas na odcinku lotu do celu przy prędkości przelotowej na $H = 11000 \text{ m.}$
Według schematu na przechwycenie /rys.4/ znajdujemy długość drogi przy prędkości przelotowej; wynosi ona 46 km.



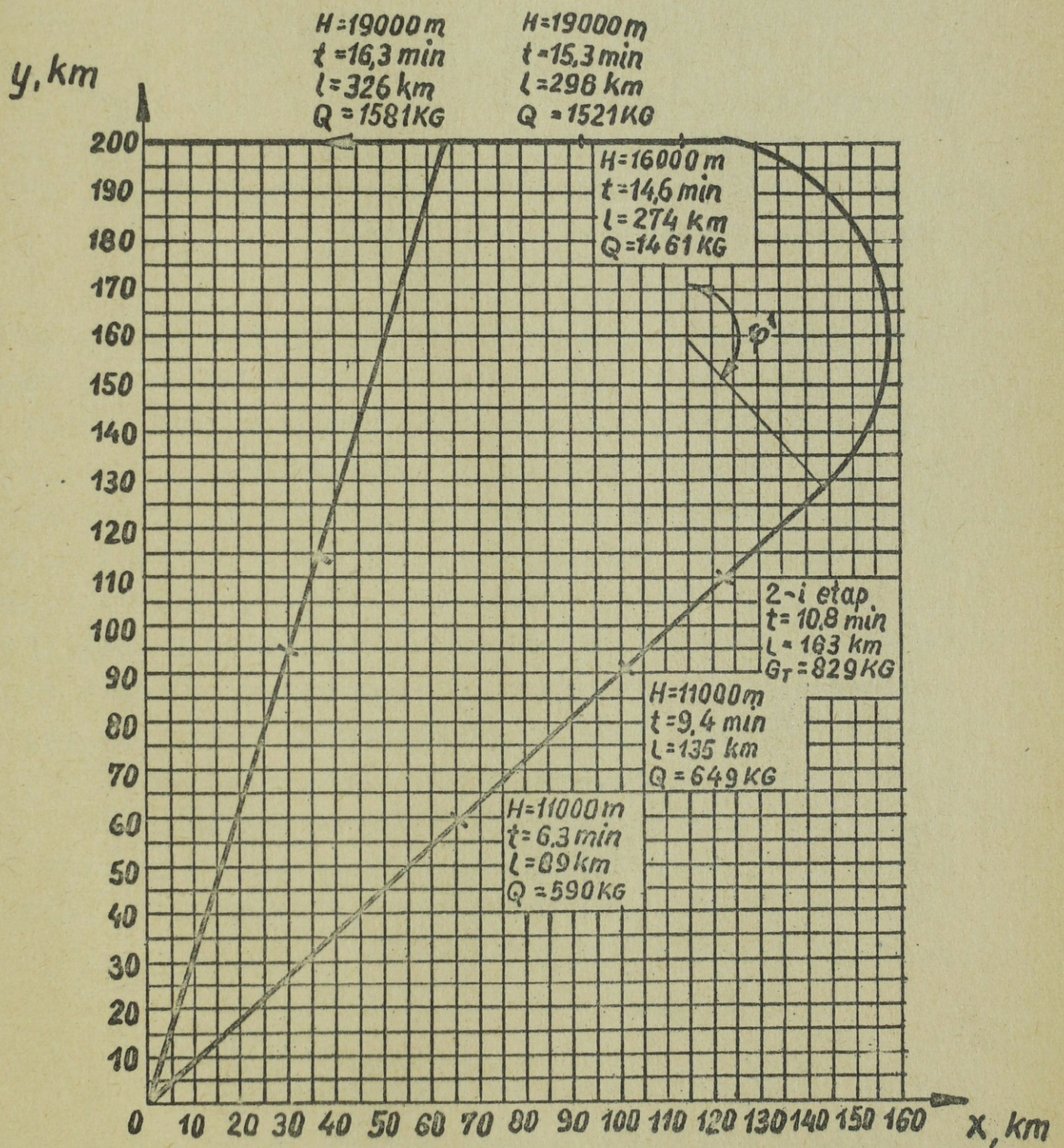
Rys. $1/1$ Sekundowe zużycie paliwa na maksymalnym zakresie s -ka w zależności od liczby M i wysokości lotu.



Rys. $1/2$ Sekundowe zużycie paliwa przy pełnym forsazu s -ka w zależności od liczby M i wysokości lotu



Rys. $1/3$ Sekundowe zużycie paliwa przy minimalnym forsaziu s-ka w zależności od liczby M i wysokości lotu



Rys. 1/4 Schemat lotu na przechwycenie celu

Kilometrowe zużycie paliwa dla samolotu z dwoma rakietami jest równe $C_k = 1,28$ kG/km, prędkość przyrzadowa 490 km/godz, której odpowiada $V_{rz} = 890$ km/godz. Czas:

$$t = \frac{L}{V_{rz}} = \frac{46 \cdot 3600}{890} = 186 \text{ sek,}$$

zużycie paliwa

$$Q = L \cdot C_k = 46 \cdot 1,28 = 59 \text{ kG.}$$

g/ Ze schematu na przechwycenie określamy potrzebny kąt zakrętu przy rozpędzaniu - wznoszeniu

$$140^\circ + 30^\circ = 170^\circ$$

Z obliczeń wznoszenia do 16000 m /tab.16/ w końcu zakrętu otrzymujemy, że zakręt powinien zacząć się na wysokości 11000 m od liczby $M = 1,3$. Przy zakręcie czas wynosi 228 sek, droga 111 km, zużycie paliwa 632 kG.

h/Z tabeli 15 znajdujemy zużycie paliwa, czas rozpędzania po prostej na 11000 m od liczby $M = 0,9$ do $M = 1,3$; zużycie paliwa wynosi 180 kG, czas - 85 sek, droga - 28 km.

i/ Określamy z tabeli 18 zużycie paliwa, czas i drogę przy wykonywaniu górkii z początkowej wysokości 16000 m do wysokości 19000 m. Zużycie paliwa równa się 60 kG, droga - 22 km, czas - 43 sek, końcowa liczba $M = 1,7$.

k/ Znajdujemy zużycie paliwa i drogę na odcinku zbliżania. Z rys. 2 określamy sekundowe zużycie paliwa podczas lotu na $H = 19000$ m przy liczbie $M = 1,7$ na zakresie pełnego forsazu: wynosi ono 1 kG/sek.

$$Q = Q_{\text{sek}} \cdot t = 1 \cdot 60 = 60 \text{ kG}$$

$$L = V_{rz} \cdot t = \frac{1,7 \cdot 295 \cdot 60}{1000} = 30 \text{ km.}$$

l/ Z tabeli 6 określamy zużycie paliwa, drogę i czas na odcinku zniżania z wysokości 19000 m do $H = 11000$ m. Odejmując wielkości odpowiadające wysokości 11000 m od wielkości odpowiadających wysokości 19000 m znajdujemy zużycie paliwa 90 kG, droga - 90 km, czas - 6,2 min.

m/ Określamy odcinek lotu na prędkości przelotowej podczas powrotu na lotnisko na $H = 11000$ m. Ze schematu lotu na przechwycenie celu znajdujemy, że jego długość jest równa 20 km /rys.4/. Kilometrowe zużycie paliwa dla samolotu bez rakiet wynosi $1,08$ kG/km.

$$V_{\text{prz}} = 490 \text{ km/godz.} / V_{\text{rz}} = 890 \text{ km/godz.}$$

Znajdujemy zużycie paliwa i czas na tym odcinku lotu:

$$Q = L \cdot q = 20 \cdot 1,08 \approx 22 \text{ kG}$$

$$t = \frac{L}{V_{\text{rz}}} = \frac{20 \cdot 3600}{890} = 81 \text{ sek.}$$

n/ Dodajemy zużycie paliwa, obliczone w podpunktach f,g,h, i,k,l,m

$$59 + 632 + 180 + 60 + 60 + 90 + 22 = 1103 \text{ kG.}$$

Porównując to zużycie paliwa z pozostałością paliwa, która może być wykorzystana dla wykonania elementów lotu na przechwycenie celu /1370 kG/, upewniamy się, że lot od strony zapasu paliwa jest możliwy.

o/ Dodając czasy poszczególnych odcinków, otrzymamy ogólny czas lotu=

$$6,3 + 8,8 + 8 + 3,1 + 3,8 + 1,4 + 0,7 + 1 + 6,2 + 1,35 = \\ = 40,7 \text{ min} = 40 \text{ min } 41 \text{ sek.}$$

16. Zużycie paliwa, czas i droga podczas rozpędzania samolotu po prostej na stałej wysokości z dwoma rakietami R-3S albo z dwoma blokami UB-16-57U /M_{pecz} = 0,9/.

Tabela 1/15

Liczba M	Wysokość 9000 m		Wysokość 10000m		Wysokość 11000 m		Wysokość 12000 m		Wysokość 13000 m						
	Czas /sek/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kg/	Czas /sek/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kg/	Czas /sek/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kg/	Czas /sek/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kg/			
1,0	14	35	25	17	5	31	21	6	32	28	7	35	32	8	40
1,1	32	10	60	32	10	64	43	12	75	52	15	80	58	16,5	85
1,2	50	16	117	59	19	120	65	20	124	75	23	130	85	26,5	135
1,3	68	23	180	87	27	200	85	28	180	97	31	185	115	37	190
1,4	85	30	232	96	35	225	110	36	230	122	40,5	235	141	48	240
1,5	100	36,5	270	112	43	276	125	44	280	144	51	284	165	58	295
1,6	115	46,5	328	130	51	230	144	52	335	164	65	340	187	68	350
1,7				143	57	385	160	59	390	182	74	400	205	77	415
1,8										198	82	460	221	85	475
1,9										215	91,5	520	237	94	540
2,0										230	100	560	255	105	585

17. Zużycie paliwa, czas i droga podczas rozpędzania do liczby $M = 1,2$ i wznoszeniu z dwoma raketami R-3S albo z dwoma blokami UB-16-57U

Tabela 1/16

Liczba M	Bez zakreću				Z zakretem o promieniu 40 km			
	Wysokość /m/	Czas /sek/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kg/	Kąt za- kreću /stopni/	Czas /sek/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kg/
0,9	11.000	0	0	0	0	0	0	0
1,0	11.000	21	6	32	8	25	6	40
1,1	11.000	43	12,5	75	18	50	13	80
1,2	11.000	65	20	124	28	68	20	126
1,3	11.000	85	28	180	40	90	29	188
1,4	11.000	110	36	230	54	110	37	235
1,5	11.000	125	44	280	66	130	47	300
1,6	11.000	144	52	335	98	151	57	390
1,7	11.200	160	59	390	108	177	69	428
1,8	11.500	179	65	425	118	204	82	540
1,9	12.900	189	70	455	138	230	97	620
1,9	13.500	197	77	480	145	240	102	640
1,9	14.000	205	80	505	152	250	206	665
1,9	14.500	214	85	525	160	260	114	690
1,9	15.000	225	90	545	170	270	119	720
1,9	15.500	237	95	570	185	290	130	760
1,9	16.000	250	100	583	210	318	140	820

18. Zużycie paliwa, czas i droga podczas rozpędzania samolotu do liczby $M = 1,7$ i wznoszeniu z dwoma raketami R-3S albo z dwoma blokami UB-16-57U

Tabela 1/17

Liczba M	Bez zakrętu			Z zakrętem o promieniu 30 km				
	Wysokość /m/	Czas /sek/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kg/	Kąt za- krętu /stopnie/	Czas /sek/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kg/
0,9	11.000	0	0	0	0	0	0	0
1,0	11.000	21	6	32	10	21	6	35
1,1	11.000	43	12,5	75	25	43	12,5	80
1,2	11.000	65	20	124	40	67	21	140
1,3	11.000	85	28	180	56	90	30	200
1,4	11.000	110	36	230	68	120	40	265
1,5	11.000	125	44	280	97	142	50	330
1,6	11.000	144	52	335	118	168	61	400
1,7	11.200	160	59	390	138	190	73	480
1,7	11.500	164	63	415	145	195	76	500
1,7	12.000	170	66	432	154	205	80	530
1,7	12.500	177	69	450	163	216	85	560
1,7	13.000	185	72	470	175	230	92	600
1,7	13.500	194	76	490	194	245	102	610
1,7	14.000	202	79	512	220	275	115	700
1,7	14.500	215	84	540	300	360	152	860
1,7	15.000	225	89	570				

19. Zużycie paliwa, czas i droga podczas dynamicznego wznoszenia /górnka/ samolotu / $M_{pocz} = 1,9$ /

Tabela 1/18

Początkowa wysokość /m/	Końcowa wysokość /m/	Liczba $M_{końc.}$	Czas /sek/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kG/
14000	15000	1,87	18	9	25
14000	16000	1,85	26	15	50
14000	17000	1,80	38	20	70
14000	18000	1,73	49	25	86
14000	19000	1,65	60	31	100
14000	20000	1,55	71	35	120
14000	21000	1,43	78	38	120
16000	17000	1,85	21	11	30
16000	18000	1,78	32	17	50
16000	19000	1,70	43	22	60
16000	20000	1,60	54	26	65
16000	21000	1,50	62	29	70
18000	19000	1,77	26	12	26
18000	20000	1,67	34	17	38
18000	21000	1,66	44	22	45

22. Zużycie paliwa, czas i droga podczas rozpędzania samolotu po prostej na stałej wysokości przy maksymalnym reżimie pracy silnika z dwoma rakietami R-3S albo z dwoma blokami UB-16-57U /Początkowa V prz : 450 km/godz./

Tabela 1/21

V prz /km/godz/	H = 500 m			H = 2000 m			H = 5000 m			H = 7000 m		
	Czas /sek/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kg/	Czas /sek/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kg/	Czas /sek/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kg/	Czas /sek/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kg/
500	5	0,5	7	7	1	9	10	2	9	18	3	13
550	10	1,5	11	16	2	13	21	4	18	34	7	23
600	15	2,5	16	21	3,5	17	31	6	25	51	10,5	35
650	20	3,5	22	27	4,5	22	43	8,5	34	67	14,5	45
700	25	4,5	28	34	6	30	53	11,5	42	88	20	58
750	30	6	35	42	7,5	37	65	14	51	120	27	80
800	36	7	45	49	9	45	78	18	63			
850	42	9	55	56	12	55	94	22	76			
900	48	11	65	65	14	70	115	26	100			
950	60	14	80	75	16	85						

23. Zużycie paliwa i czas wykonania pełnego /zakręt na 360°/ prawidłowego wirażu na maksymalnym zakresie pracy silnika i na zakresie minimalnego forsażu na samolocie z dwoma raketami R-3S albo z dwoma blokami UB-16-57U

Tabela 1/22

Maksymalny zakres						Minimalny forsaż										
Przechyl - 45°			Przechyl - 60°			45°			60°							
V prz km/godz.	Zużycie paliwa /kg/	V prz km/godz.	Czas /sek/	Promień /km/	Zużycie paliwa /kg/	V prz km/godz.	Czas /sek/	Promień /km/	Zużycie paliwa /kg/	V prz km/godz.	Czas /sek/	Promień /km/	Zużycie paliwa /kg/			
930	205	10	240	930	125	6	145	2000 m	970	200	10	530	970	120	6,5	350
770	190	9	160	770	105	5	91	5000 m	840	130	-	-	840	130	6,5	270

24. Czasy i drogi przy rozpędzaniu samolotu po torze prostoliniowym na stałej wysokości z dwoma pociskami raketowymi R-3S lub dwoma blokami UB-16-57U, na maksymalnym zakresie pracy silnika. V_p początkowa 450 km/h

Tabela 1/23

Prędkość przy- rzęd. km/h	H = 500 m		H = 2000 m		H = 5000 m		H = 7000 m	
	t/sek/	L/km/	t/sek/	L/km/	t/sek/	L/km/	t/sek/	L/km/
500	5	0,5	7	1,0	10	2,0	18	3,0
550	10	1,5	16	2,0	21	4,0	34	7,0
600	15	2,5	21	3,5	31	6,0	51	10,5
650	20	3,5	27	4,5	43	8,5	67	14,5
700	25	4,5	34	6,0	53	11,5	88	20,0
750	30	6,0	42	7,5	65	14,0	120	27,0
800	36	7,0	49	9,0	78	18,0	-	-
850	42	9,0	56	12,0	94	22,0	-	-
900	48	11,0	65	14,0	115	26,0	-	-
950	60	14,0	75	16,0	-	-	-	-

25. Czas i droga rozpędzania po prostej na stałej wysokości z dwoma pociskami raketowymi R-3S lub dwoma blokami UB-16-57U, na minimalnym dopalaniu

Początkowa prędkość przyrządowa 450 km/h Tabela 1/24

Prędkość przyrząd. km/h	H = 500 m		H = 2000 m		H = 5000 m		H = 7000 m	
	t / sek /	L / km /	t / sek /	L / km /	t / sek /	L / km /	t / sek /	L / km /
500	0	0	5	0,5	9	1,5	11	2,0
550	5	0,5	7	1,0	17	3,0	21	4,0
600	7	1,0	10	1,5	23	4,5	31	6,0
650	9	1,5	14	2,5	29	6,0	43	9,5
700	13	2,0	18	3,5	35	7,5	59	13,5
750	17	3,0	22	4,5	43	9,5	77	18,0
800	21	4,0	26	5,5	53	12,0	97	23,0
850	25	5,0	30	6,5	69	16,0	119	28,5
900	29	6,0	35	8,0	92	22,0	141	35,0
950	33	7,0	44	11,0	120	28,0	-	-
1000	39	8,5	56	14,0	-	-	-	-
1050	48	12,0	80	18,0	-	-	-	-

26. Czas i droga rozpędzania po prostej na stałej wysokości z dwoma pociskami raketowymi R-3S lub dwoma blokami UB-16-57U na maksymalnym dopalaniu.

Początkowa prędkość przyrządowa $V_{prz} = 450 \text{ km/godz}$

Tabela 1/25

V_{prz} /km/ godz/	H = 500 m		H = 2000 m		H = 5000 m		H = 7000 m	
	t /sek/	L /km/	t /sek/	L /km/	t /sek/	L /km/	t /sek/	L /km/
500	0	0	0	0	5	0,5	7	1,0
550	3	0,3	5	0,5	10	1,5	12	2,0
600	5	0,8	9	1,5	15	2,5	18	3,5
650	9	1,2	12	2,0	20	4,0	23	5,0
700	12	2,0	16	3,0	25	5,0	30	7,0
750	16	2,5	20	4,0	30	6,0	37	9,0
800	20	3,5	23	5,0	36	7,5	45	11,0
850	23	4,5	27	6,0	44	9,5	52	11,0
900	27	6,0	31	7,5	52	12,0	60	16,0
950	31	7,5	35	9,0	60	14,5	70	19,0
1000	35	9,0	39	10,5	70	18,0	80	23,0
1050	39	11,0	44	13,0	80	21,0	90	26,0

27. Czas i droga rozpędzania po prostej na stałej wysokości z dwoma pociskami raketowymi R-3S lub dwoma blokami UB-16-57U na maksymalnym dopalaniu.

Początkowa liczba $M = 0,9$.
Tabela 1/26

M	H = 9000 m		H = 10000 m		H = 11000 m		H = 12000 m		H = 13000 m	
	t /sek/	L /km/	t /sek/	L /km/	t /sek/	L /km/	t /sek/	L /km/	t /sek/	L /km/
1,0	14	3,5	17	5	21	6	28	7	32	8
1,1	32	10,0	32	10	43	12	52	15	58	16,5
1,2	50	16,0	59	19	65	20	75	23	85	26,5
1,3	68	23,0	87	27	85	28	97	31	115	37
1,4	85	30,0	96	35	110	36	122	40,5	141	48
1,5	100	36,5	112	43	125	44	144	51	165	58
1,6	115	46,5	130	51	144	52	164	65	187	68
1,7	-	-	143	57	160	59	182	74	205	77
1,8	-	-	-	-	-	-	198	82	221	85
1,9	-	-	-	-	-	-	215	91,5	237	94
2,0	-	-	-	-	-	-	230	100	255	105

28. Czas i droga rozpędzania do $M = 1,7$ przy wznoszeniu, z dwoma pociskami raketowymi R-3S lub dwoma blokami UB-16-57U, na maksymalnym dopalaniu.

Tabela 1/27

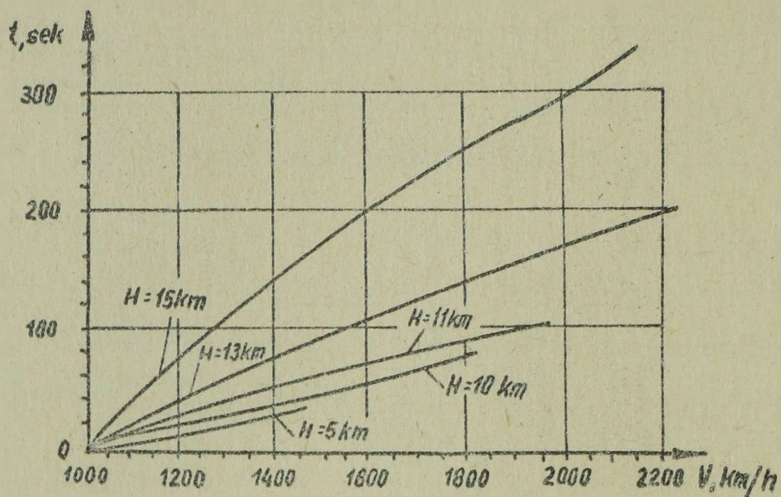
M	Bez zakreću			W zakreću o $R = 30$ km		
	H/m/	t/sek/	L/km/	Kąt zakr. stopnie	t/sek/	L/km/
0,9	11000	0	0	0	0	0
1,0	11000	21	6	10	21	6
1,1	11000	43	12,5	25	43	12,5
1,2	11000	65	20	40	67	21
1,3	11000	85	28	56	90	30
1,4	11000	110	36	68	120	40
1,5	11000	125	44	97	142	50
1,6	11000	144	52	118	168	61
1,7	11200	160	59	138	190	73
1,7	11500	164	63	145	197	76
1,7	12000	170	66	154	205	80
1,7	12500	177	69	163	216	85
1,7	13000	185	72	175	230	92
1,7	13500	194	76	194	245	102
1,7	14000	202	79	220	275	115
1,7	14500	215	84	300	360	152
1,7	15000	225	89	-	-	-

29. Czas i droga rozpędzania do $M = 1,9$ przy wznoszeniu z dwoma pociskami raketowymi R-3S lub dwoma blokami UB-16-57U, na maksymalnym dopalaniu.

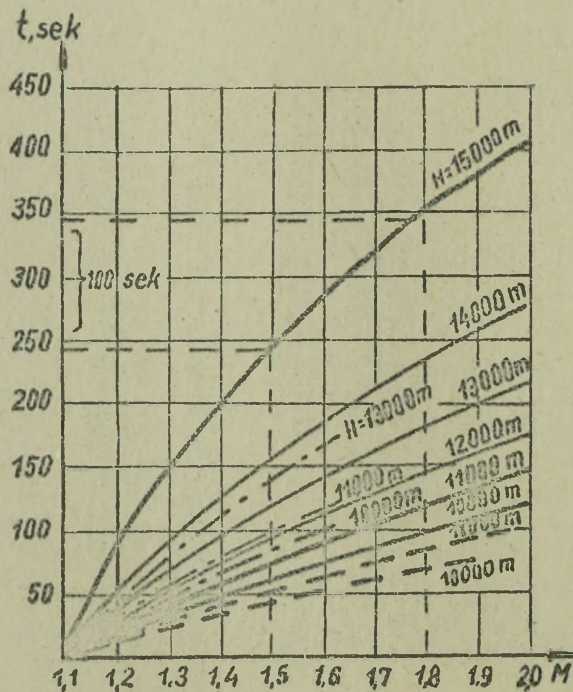
Tabela 1/28

M	Bez zakreću			W zakreću o $R = 40$ km		
	H/m/	t/sek/	L/km/	Kątr zakr.	t/sek/	L/km/
0,9	11000	0	0	0	0	0
1,0	11000	21	6	8	25	6
1,1	11000	43	12,5	18	50	13
1,2	11000	65	20	28	68	20
1,3	11000	85	28	40	90	29
1,4	11000	110	36	54	110	37
1,5	11000	125	44	66	130	47
1,6	11000	144	52	98	151	57
1,7	11200	160	59	108	177	69
1,8	11500	179	65	118	204	82
1,9	12900	189	70	138	230	97
1,9	13500	197	77	145	240	102
1,9	14000	205	80	152	250	206
1,9	14500	214	85	160	260	114
1,9	15000	225	90	170	270	119
1,9	15500	237	95	185	290	130
1,9	16000	250	100	210	318	140

30. Wykresy czasów i dróg rozpędzania



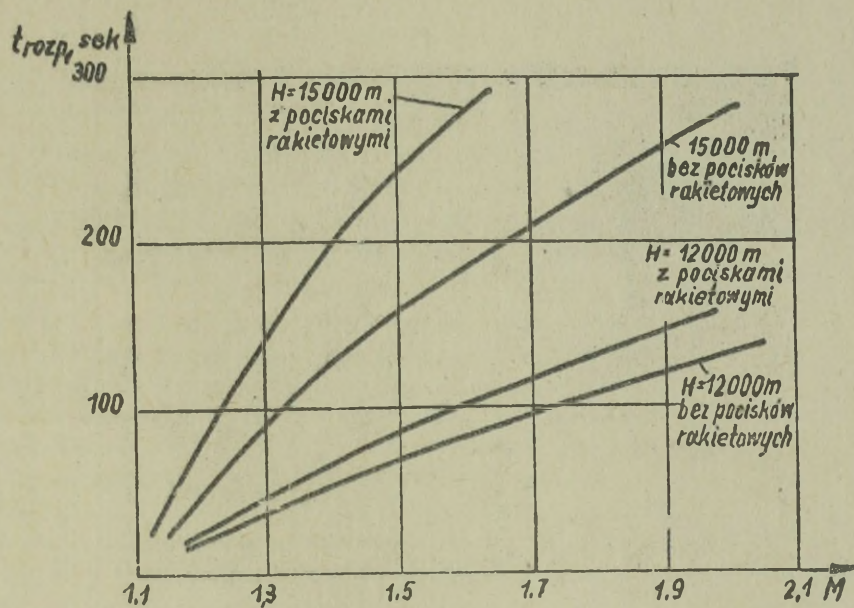
Rys. 1/5 Czasy rozpędzania przy włączonym dopalaniu samolotu MiG-21 f-13 bez podwieszeń



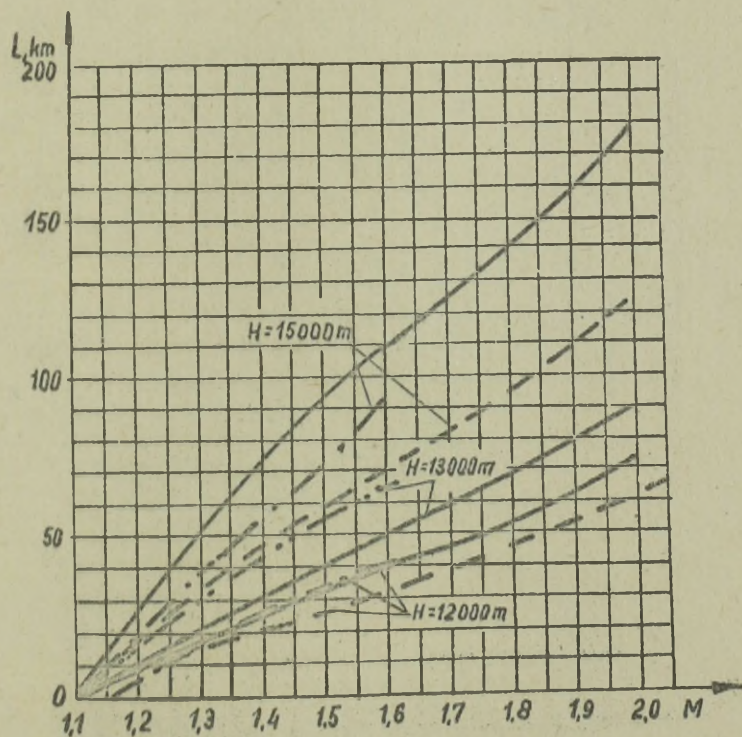
Rys. 1/6 Wykres czasu rozpędzania samolotu w locie poziomym przy pełnym dopalaniu na różnych wysokościach

Legenda:

- - - - - z raketami K-13 i dodatkowym zbiornikiem
- z raketami K-13 bez zbiornika dodatkowego
- · - · - bez rakiet i bez zbiornika dodatkowego



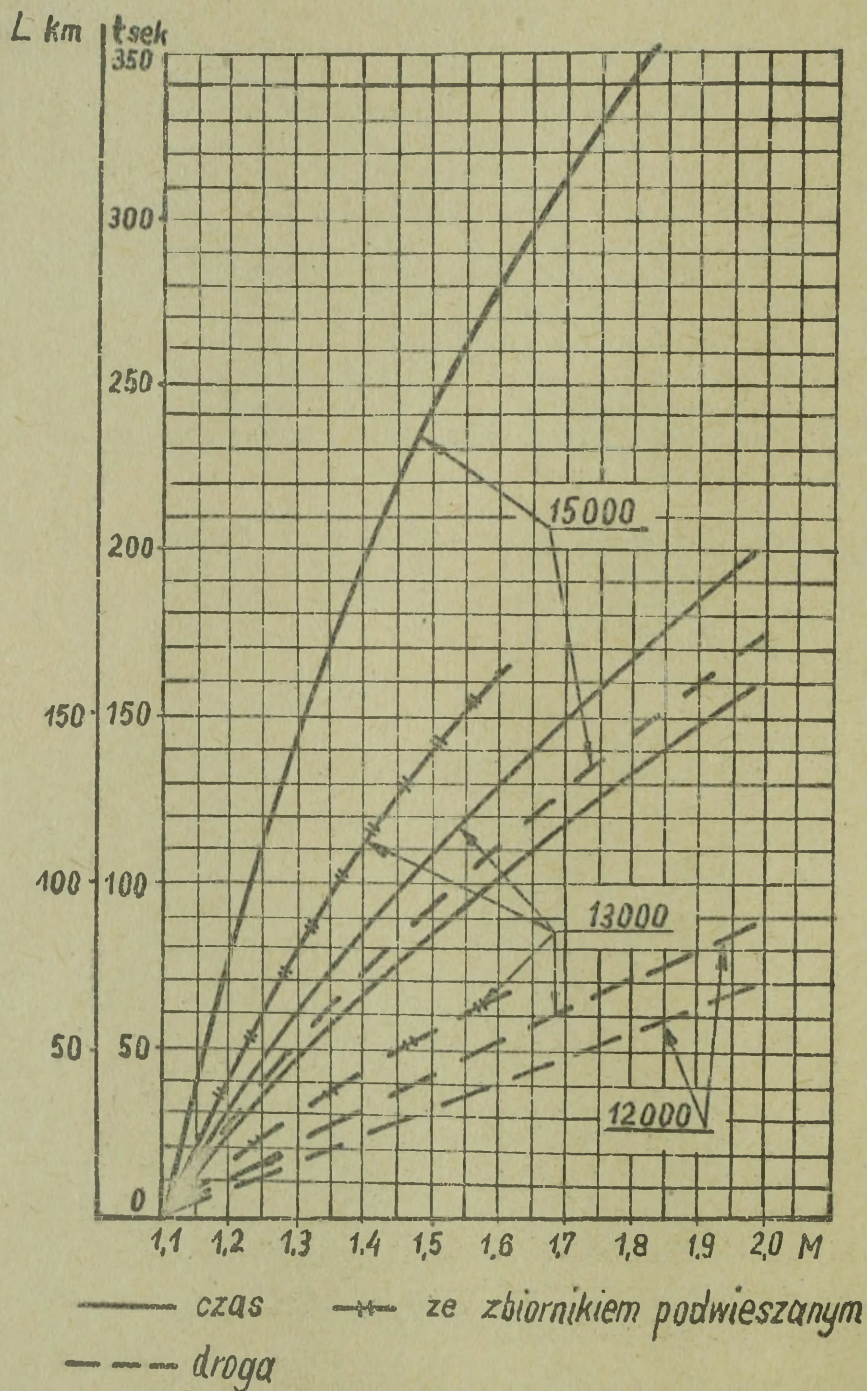
Rys. 1/7. Wykres czasu rozpedzania samolotu MiG-21f-13 na zakresie dopalania



Oznaczenia:

- — — bez pocisków rakietowych z dodatkowym zbiornikiem
- z pociskami K-13
- - - - bez pocisków rakietowych
- . . . z pociskami K-13 i dodatkowym zbiornikiem

Rys. 1/8 Wykres drogi samolotu podczas rozpedzania na zakresie petnego dopalania

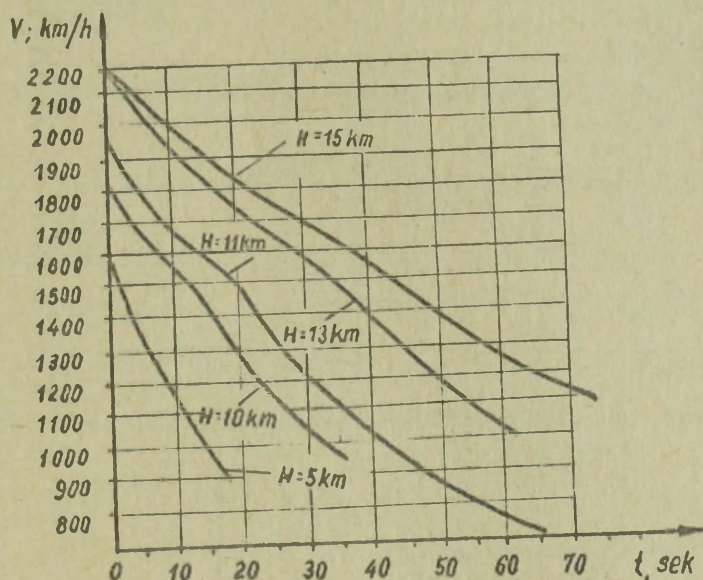


Rys. 1/9. Czas i droga rozpędzania na zakresie maksymalnego dopalania samolotu MiG-21f-13

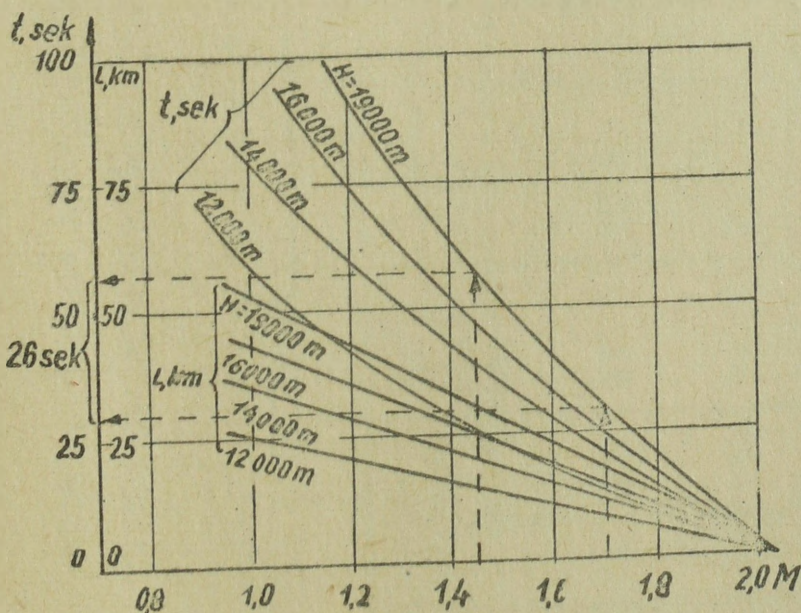
31. Wykresy czasów i dróg hamowania

Uwaga:

- Czas hamowania samolotu w locie poziomym od prędkości 2170 km/h do prędkości 1200 km/h na wysokości 13000 m wynosi 50 sek, natomiast na wysokości 15000 m - 1 min, 7 sek.
- Na wysokości 19000 m do zmniejszenia prędkości o 100 km/h z włączonym dopalaniem oraz wypuszczonymi hamulcami aerodynamicznymi potrzeba 15 do 18 sekund.



Rys. 1/10 Czasy hamowania w locie poziomym samolotu MiG-21f-13 bez podwieszek i z pociskami rakietowymi



Rys. 1/11. Wykres czasu i drogi hamowania samolotu na różnych wysokościach /Czas i droga hamowania pokazana jest dla samolotu z rakietami i bez nich; hamowanie przeprowadza się z wypuszczonymi hamulcami aerodynamicznymi na reżimie maksymalnym do $M=1,5$, a następnie na małym gazie/

32. Tabele i wykresy promieni i czasów zakrętów

a/ Promień i czas zakrętu pełnego w zależności od przyrządowej prędkości lotu na wysokości 100 m przy różnych kątach przechyłu.

Tabela 1/29

V_p km/h	R m			t min - sek		
	15°	30°	45°	15°	30°	45°
	500	7350	3400	1950	5-30	2-34
600	10550	4900	2830	6-35	3-04	1-46

b/ Promień i czas zakrętu pełnego na maksymalnym zakresie pracy silnika
i minimalnym dopalaniu z dwoma pociskami R-3S lub dwoma blokami UB-16-57U
Tabela 1/30

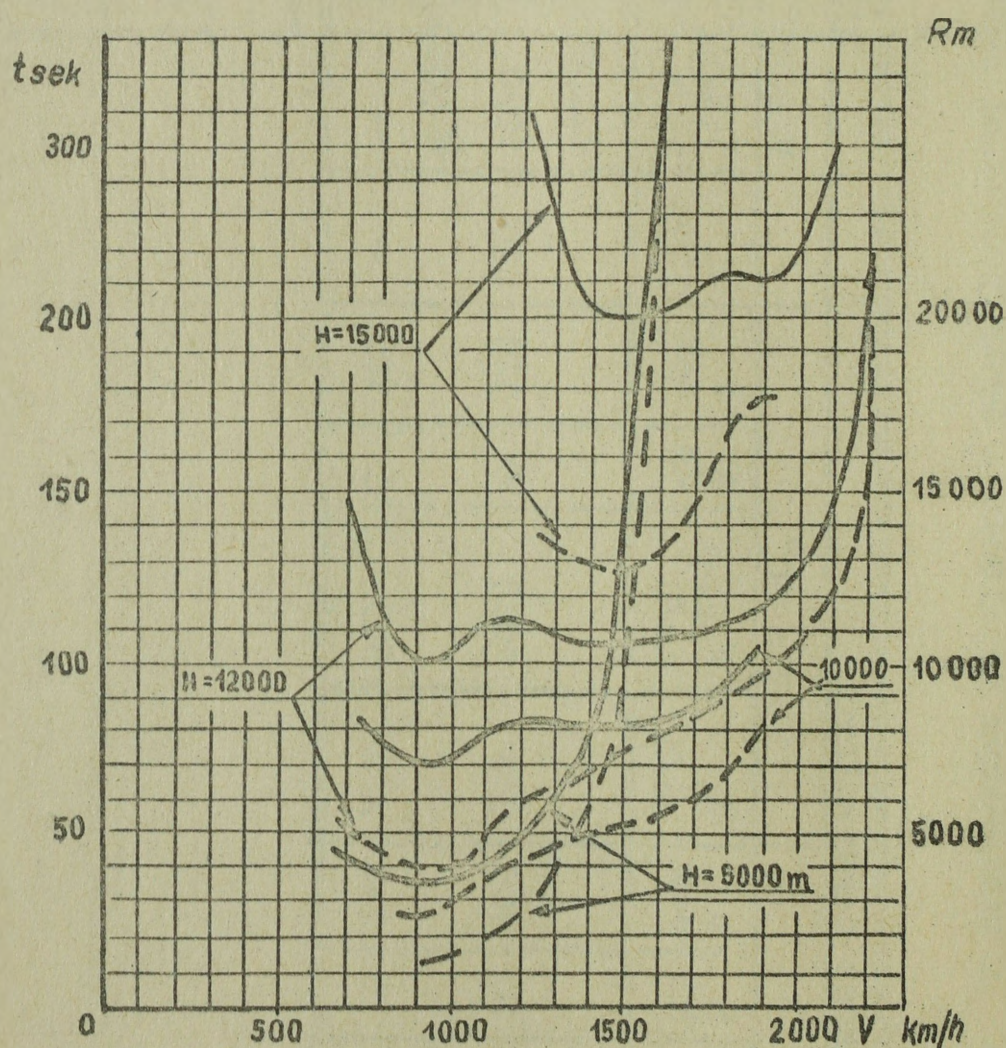
Minimalne dopalanie											
Zakres maksymalny					Minimalne dopalanie						
V = 45°					V = 60°						
V = 45°					V = 60°						
V _p km/h	V _{rzc} km/h	R km	t sek	V _p km/h	V _{rzc} km/h	R km	t sek	V _p km/h	V _{rzc} km/h	R km	t sek
930	1025	10	205	930	1025	6	125	970	1070	10	200
770	995	9	190	770	995	5	105	-	-	-	-
									H=2000m		
									H=5000m		

c/ Charakterystyka najwygodniejszych pod względem czasu zakrętów pełnych

Tabela 1/31

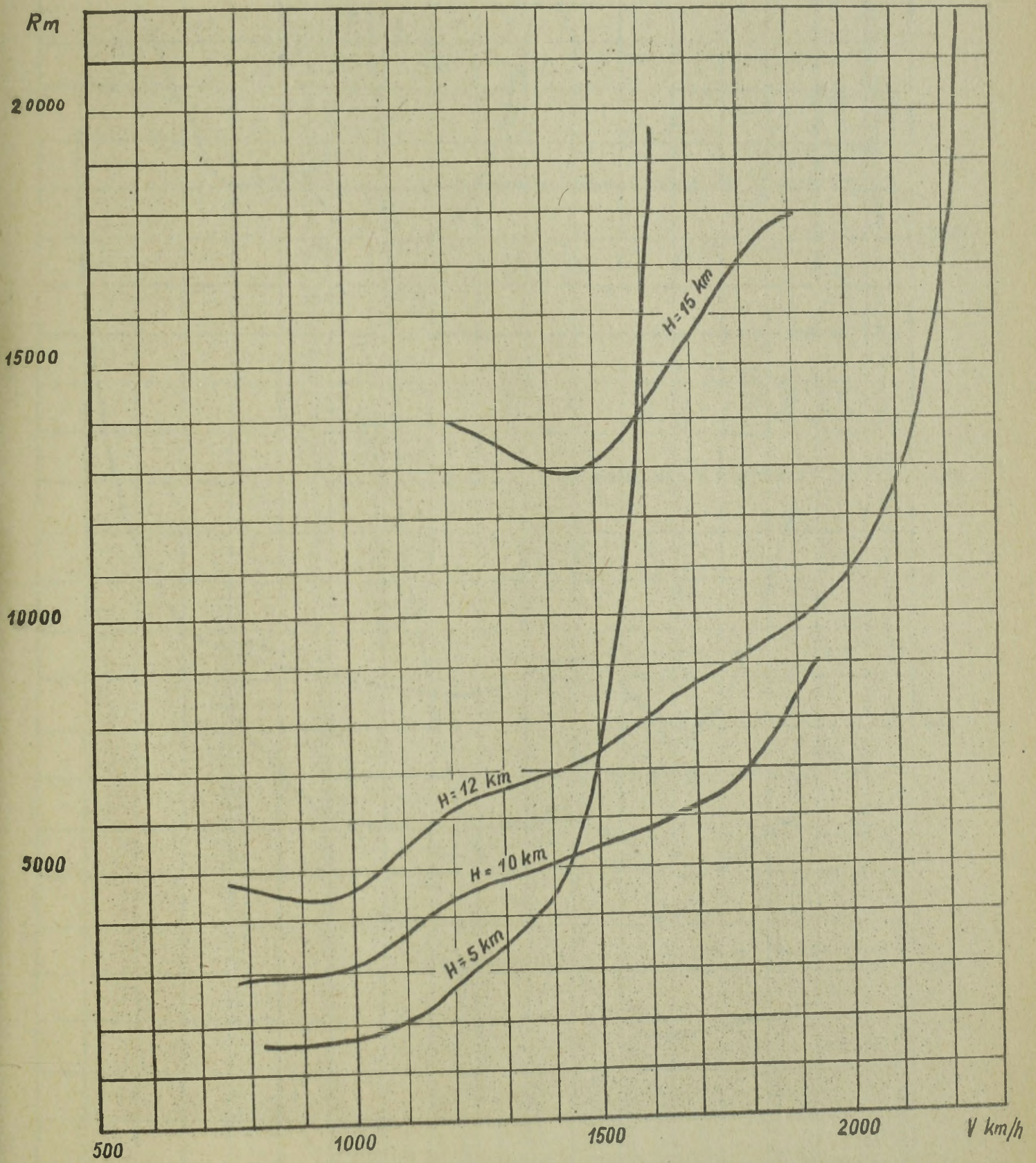
Zakres pracy silnika	H /m/	V rzecz km/h	t /sek/	R /m/	Przeciążenie n_z
Maksymalny	5000	900	50	2000	3,2
	10000	900	100	4000	1,8
Dopalanie	12000	1000	85	4000	2,3
	19000	1912	500	44000	1,2

d/ Wykresy promieni i czasów zakrętów



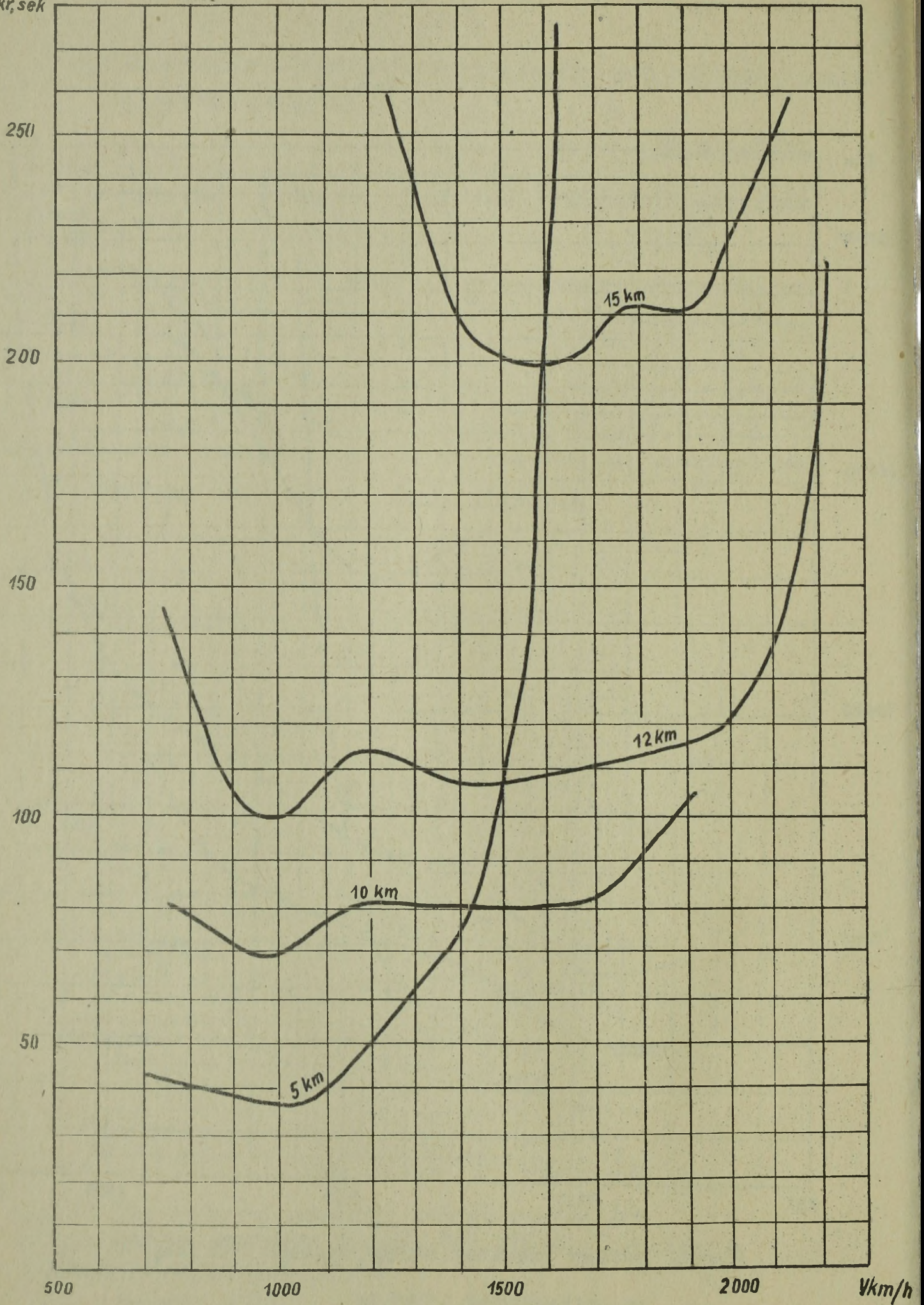
Rys. 1/12. Czas i promień ustalonego zakrętu w czasie lotu z maksymalnym dopalaniem samolotu MiG-21f-13 z pociskami raketowymi R-3S

— czas
 - - - promień



Rys.1/13 Promień ustalonego zakreću samolotu MiG -21 f-13
na maxsymalnym dopalaniu.

t_{zakr}, sek



Rys. 1/14. Czasy zakretu samolotu MiG-21 f-13 na zakresie maksymalnego dopalania

33. Charakterystyki manewrowości pionowej

a/

Tabela 1/32

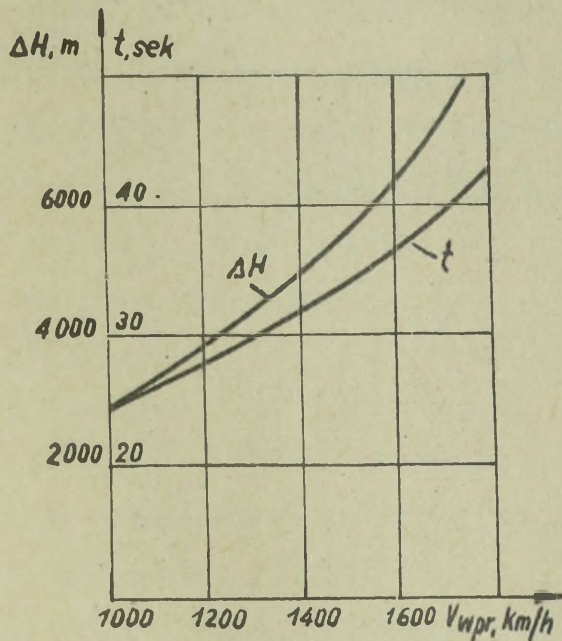
Nazwa figury	Wysokość m			Prędkość przyrządowa km/h		Obroty silnika	Przebieżenie maksymalne	Czas sek
	Wprowadzenie	Wyprowadzenie	Zmiana wysokości	Wprowadzenie	Wyprowadzenie			
Zwrot bojowy								
a/ bez dopalania	4000 5000	7000-8000 9500-10000	3000-4000 4500-5000	900-950 1000	400 450	maksym. "-"	4,5-5,0 "-"	- -
b/ z dopalaniem	5000	14000	9000	1000	450	"-"	"-"	-
Pętla Niestierowa								
a/ bez dopalania	4000	7500	3500	1000	-	"-"	"-"	40-50
b/ z dopalaniem	6000	10000-10500	4000-4500	1000	-	"-"	"-"	45-50
Półpętla								
a/ bez dopalania	5000	9000	4000	950	400	"-"	-	20-25
b/ z dopalaniem	7000	11600-11500	4000-4500	1000	500-550	"-"	-	-
Przewrót	6000 10000	3000 4000	3000 6000	500 570	600-700 600-700	minim. minim.	- -	30-35 -

b/ Czas i droga przy dynamicznym wznoszeniu /górcze/ na maksymalnym dopalaniu.

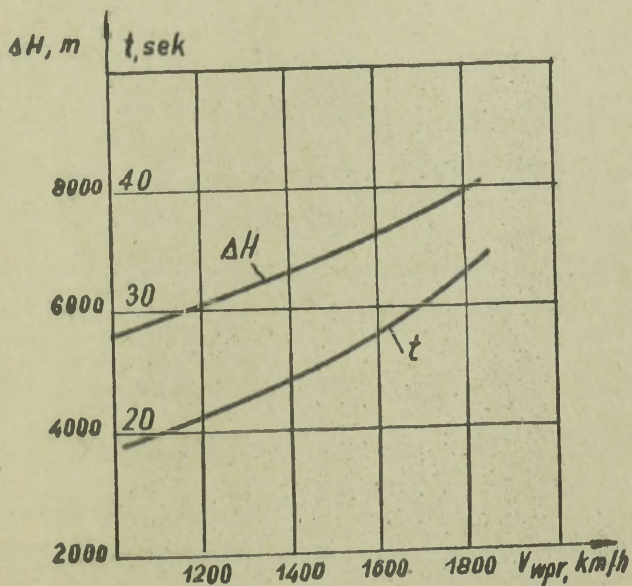
M początkowe = 1,9

Tabela 1/33

Wysokość wprowadzenia /m/	Wysokość wyprowadzenia /m/	Zmiana wy- sokości /m/	Końcowa liczba M	Czas /sek/	Droga /km/
14000	15000	1000	1,87	18	9
14000	16000	2000	1,85	26	15
14000	17000	3000	1,80	38	20
14000	18000	4000	1,73	49	25
14000	19000	5000	1,65	60	31
14000	20000	6000	1,55	71	35
14000	21000	7000	1,43	78	38
16000	17000	1000	1,85	21	11
16000	18000	2000	1,78	32	17
16000	19000	3000	1,70	43	22
16000	20000	4000	1,60	54	26
16000	21000	5000	1,50	62	29
18000	19000	1000	1,77	26	12
18000	20000	2000	1,67	34	17
18000	21000	3000	1,66	44	22



Rys. 1/15 Charakterystyki pochylonej półpetli samolotu
MiG-21f-13
bez podwieszeń na $H = 8 \div 10 \text{ km}$



Rys. 1/16 Charakterystyki przewrotu samolotu
MiG-21f-13
z $H = 10 \text{ km}$, z wypuszczonymi hamulcami
aerodynamicznymi

34. Potrzebne długości dróg startowych

Samolot MiG-21pf - niezależnie od rodzaju nawierzchni /trawiasta, utwardzona, beton/

2300-2500 m

Lim-5 i Lim-5p

1. Wstępne dane do określania zasięgu i długotrwałości lotu

Promienie działania i długotrwałości lotu obliczono dla dwóch wariantów wykorzystania samolotu Lim-5:

- do zwalczania celów powietrznych;
- do zwalczania celów naziemnych.

Przy zwalczaniu celów powietrznych zapas paliwa potrzebny na prowadzenie walki powietrznej określono dla przypadku, gdy walka na danej wysokości trwa 10 minut, z tego 5 min. przy prędkości maksymalnej i 5 minut przy prędkości maksymalnego zasięgu.

Zapasy paliwa na zwalczanie celów naziemnych określono dla warunków, gdy lot w rejonie celu odbywa się z prędkością $0,9 V_{\max}$ w czasie 5 minut.

-Pojemność głównych zbiorników na samolocie wynosi 1390 l /1155 kG/, a łącznie ze zbiornikami podwieszanymi 2190 l /1815 kG/ przy ciężarze właściwym paliwa $0,83 \text{ g/cm}^3$.

-Aerónawigacyjny zapas paliwa:

- dla $Q_c = 1155 \text{ kG}$ - 115 kG;
- dla $Q_c = 1815 \text{ kG}$ - 181 kG.

-Ilość paliwa pozostała w głównych zbiornikach - 10 kG.

- Ilość paliwa zużywana podczas pracy silnika na ziemi w czasie 5 minut - 60 kG.

-Ilość paliwa zużywana podczas lotu samolotu po kręgu w czasie 4 minut - 60 kG.

-Zapasy paliwa na lot w ugrupowaniu:

- klucza 3 %, a eskadry 7 % paliwa potrzebnego na lot poziomy samolotu pojedynczego;
- pary jak dla samolotu pojedynczego.

-Przy obliczaniu lotu ze zbiornikami dodatkowymi zrzucanymi po opróżnieniu ich z paliwa należy zwiększyć promień działania i długotrwałości lotu przy tej samej prędkości:

- dla wysokości lotu do 5000 m - o 6 %;
- dla wysokości lotu powyżej 5000 m - o 9 %.

- Zbiórka samolotów odbywa się metodą dopędzania w kierunku celu.
- Wielkości w tabeli promieni działania i długotrwałości lotu podane w formie ułamka określają dane dla dwu wariantów wykorzystania samolotu Lim-5. Licznik określa dane przy użyciu samolotu do zwalczania celów naziemnych, a mianownik - przy użyciu samolotu do zwalczania celów powietrznych.
- Obliczenie promieni działania i długotrwałości lotu przeprowadzono dla przypadku, gdy samolot startuje i wznosi się z dopalaniem.

2. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i droga przebyta przy starcie i wznoszeniu samolotu Lim-5 bez zbiorników dodatkowych.

Wysokość lotu /m/	Start i wznoszenie bez dopalania n=11560 obr/min V _{rz} =750 km/h			Start i wznoszenie z dopalaniem V _{rz} =930 km/h			Start przy n=11560 obr/min. Wznoszenie przy n=11200 obr/min V _{rz} = 700 km/h		
	Zużycie paliwa /kG/	Czas /min/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kG/	Czas /min/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kG/	Czas /min/	Droga /km/
100	-	-	-	93	0,5	-	-	-	-
200	-	-	-	95	0,5	-	-	-	-
300	-	-	-	98	0,5	-	-	-	-
500	-	-	-	103	0,5	-	-	-	-
1000	65	1,5	10	115	1,0	-	65	1,5	10
2000	90	1,5	15	140	1,5	10	95	2,0	20
3000	115	2,0	20	165	1,5	15	125	3,0	30
4000	140	3,0	30	190	2,0	20	150	4,0	40
5000	165	4,0	40	215	2,5	25	180	5,0	50
6000	190	5,0	50	240	2,5	30	210	6,5	65
7000	215	6,0	60	265	3,0	40	245	7,5	75
8000	240	7,0	70	290	3,5	50	280	9,0	90
9000	265	8,0	80	315	4,0	60	315	11,0	110
10000	290	9,0	90	340	4,5	70	350	13,0	130
12000	350	13,0	130	400	6,0	90	440	19,0	200
13000	400	16,5	160	430	7,0	100	515	24,5	280
14000	540	26,0	300	465	8,0	120	-	-	-
				480	9,0	130	-	-	-
15000	-	-	-	500	10,5	155	-	-	-
				540	12,5	180	-	-	-
16000	-	-	-	545	13,5	195	-	-	-
				640	17,5	260	-	-	-
17000	-	-	-	665	19,5	290	-	-	-
				-	-	-	-	-	-

Uwaga:- Podczas wznoszenia bez dopalania przy n=11560 obr/min dane w tabeli obliczone są z uwzględnieniem przejścia w czasie 1 min. na n = 11200 obr/min. i po 10 min. pracy silnika na n = 11560 obr/min.
 - Dane w tabeli dla wysokości 15000, 16000, 17000 m przy wznoszeniu z dopalaniem obliczone są z uwzględnieniem przejścia w ciągu 3 min. na n=11200 obr/min. na wysokości 1000 m, po czym wznoszenie przeprowadza się znów z dopalaniem.
 - Dla wysokości 14000 m i większych, dane w liczniku odnoszą się do s-tu Lim-5, a w mianowniku do samolotu MiG-17 pf.

3. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i droga przy starcie i wznoszeniu z dwoma dodatkowymi zbiornikami o pojemności 400 l każdy.

Wysokość lotu /m/	Start i wznoszenie bez dopalania przy $n=11560$ obr/min. $V_{rz}=650$ km/h			Start i wznoszenie z dopalaniem $V_{rz}=840$ km/h			Start przy $n=11560$ obr/min. i wznoszeniu przy $n=11200$ obr/min. $V_{rz}=650$ km/h		
	Zużycie paliwa /kG/	Czas /min/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kG/	Czas /min/	Droga /km/	Zużycie paliwa /kG/	Czas /min/	Droga /km/
100	-	-	-	93	0,5	-	-	-	-
200	-	-	-	95	0,5	-	-	-	-
300	-	-	-	98	1	-	-	-	-
500	-	-	-	103	1	-	-	-	-
1000	75	2,5	10	115	1,5	-	70	2,0	10
2000	100	2,5	20	140	2,0	5	140	3,5	35
3000	130	3,0	30	170	2,0	10	210	5,5	55
4000	165	4,0	40	205	2,5	20	280	8,0	80
5000	200	5,0	50	240	3,0	30	350	10,0	105
6000	230	6,0	60	270	3,5	35	410	12,5	130
7000	265	7,0	75	305	4,0	45	475	15,0	170
8000	300	8,5	90	340	4,5	55	545	18,0	210
9000	335	10,0	105	375	5,0	70	615	21,5	250
10000	375	11,5	130	415	6,0	80	685	26,0	290
11000	415	14,0	155	455	7,0	100	755	31,0	340
12000	460	17,5	200	500	8,0	120	880	39,5	430
13000	-	-	-	600	11,5	170	-	-	-
14000	-	-	-	685	15,0	220	-	-	-

Uwagi: - Podczas wznoszenia bez dopalania przy $n=11560$ obr/min. dane w tabeli obliczone są z uwzględnieniem przejścia w czasie 1 min. na $n=11200$ obr/min., a po upływie 10 min. pracy silnika na $n=11560$ obr/min.
 - Dane w tabeli dla wysokości 11000 i 14000 m przy wznoszeniu z dopalaniem obliczono z uwzględnieniem przejścia w czasie 3 minut na obroty 11200 obr/min. na wysokości 10000 m. Następnie wznoszenie kontynuuje się z dopalaniem.

4. Warunki lotu, zużycie paliwa i droga podczas lotu szybowego samolotu Lim-5 bez zbiorników dodatkowych

Wysokość lotu /m/	Przyrządowa prędkość lotu /km/h/	Zużycie paliwa /kg/	Czas /min/	Droga /km/
100	650	-	-	-
200	650	-	-	-
300	650	-	-	-
500	650	-	-	-
1000	650	-	0,5	-
2000	650	5	1,0	10
3000	650	10	1,5	20
4000	650	10	2,0	30
5000	650	15	3,0	40
6000	550	20	4,0	50
7000	550	25	5,0	60
8000	550	30	6,0	70
9000	550	35	7,0	85
10000	550	40	8,0	100
11000	500	45	9,0	110
12000	500	50	10,0	120
13000	450	55	11,0	130
14000	400	60	12,0	150
15000	350	65	13,0	160
16000	325	70	14,0	180
17000	325	75	15,0	190

- Uwagi:
1. Dźwignia sterowania silnikiem oparta o ogranicznik minimalnych obrotów.
 2. Klapy hamulców aerodynamicznych schowane.

5. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i droga podczas lotu szybowego ze zbiornikami dodatkowymi.

Wysokość lotu /m/	Przyrządowa prędkość lotu szybowego /km/h/	Zużycie paliwa /kG/	Czas /min/	Droga /km/
100	650	-	-	-
200	650	-	-	-
300	650	-	-	-
500	650	-	-	-
1000	650	-	0,5	-
2000	650	5	1,0	10
3000	650	10	1,5	20
4000	650	10	2,0	25
5000	650	15	2,5	35
6000	550	20	3,0	45
7000	550	25	4,0	50
8000	550	30	4,5	60
9000	550	35	5,0	70
10000	550	40	6,0	80
11000	500	45	7,0	90
12000	500	50	8,0	100

- Uwagi:
1. Dźwignia sterowania silnikiem oparta na ograniczniku minimalnych obrotów.
 2. Klapy hamulców aerodynamicznych schowane.

6. Promienie działania i długotrwałości lotu samolotu Lim-5
 bez zbiorników dodatkowych
 całkowity ciężar samolotu Lim-5 - 5520 kg; całkowity zapas paliwa - 1155 kg

Warunki lotu	Prędkość samolotu /km/h/	Kilometro- we zu- życie paliw /kg/ km/	Godzi- nowe zuży- cie paliw /km/h/	Samolo- tu po- jedyn- czego	Klucza	Eskadry	Długo- trwałość lotu /min./	Eskadry	Długotrwałość lotu /min./	
										Samolo- tu po- jedyn- czego
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
	$Q_p = 188 / \text{kg/}$	$Q_p = 367 / \text{kg/}$	$H = 100 \text{ m}$	$Q_p = 629 / \text{kg/}$						
Maks. zakres pracy silnika	958	965	3,11	3000	101	98	94	27	27	26
Nom. zakres pracy silnika	925	935	2,91	2710	108	105	101	28	28	27
0,9 V _{max}	860	862	2,62	2260	120	116	112	31	31	30
	800	804	2,46	1980	128	124	119	34	33	32
	750	753	2,38	1895	132	128	123	35	34	33
	700	703	2,33	1640	135	131	126	38	37	36

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
	650	655	2,29	1495	137 98	133 95	126 91	40 33	39 32	38 31
Maksymalny zasięg	616	620	2,28	1410	138 99	134 96	129 92	41 34	40 33	39 32
	550	552	2,31	1275	136 97	132 94	127 91	44 36	43 35	42 34
	500	503	2,36	1185	133 95	129 92	124 89	46 38	45 37	44 36
	450	452	2,44	1105	129 92	125 89	120 86	49 39	48 38	46 37
	400	402	2,55	1025	123 88	120 85	115 82	51 41	50 40	49 39
	350	352	2,73	960	115 82	112 79	107 77	54 43	53 42	51 40
	300	302	3,05	910	103 74	100 72	96 69	56 45	55 44	53 42
Maksymalna długość										
Maksymalna długość trwa-										
łość										
		$Q_b - \frac{187 \text{ kg}}{365 \text{ kg}}$				$Q_p - \frac{628 \text{ kg}}{450 \text{ kg}}$				
	957	966	3,09	2990	102 73	99 71	95 68	27 24	27 23	26 22
Maksymalny zakres pracy silnika	922	932	2,88	2680	109 78	106 76	101 73	29 25	28 24	28 23
Nom. zakres pracy silnika										

H = 200 m

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
0,9 V _{max}		859	862	2,60	2240	121 -87	117 -84	112 -80	31 27	30 26	30 25
		800	808	2,44	1970	129 -93	125 -89	120 -85	34 29	33 28	32 27
		750	758	2,36	1770	133 -96	129 -93	124 -90	36 30	35 29	34 28
		700	707	2,30	1625	136 -98	132 -95	127 -91	38 32	37 31	36 30
		650	654	2,27	1485	138 -99	134 -96	129 -92	40 33	39 32	38 31
Maksymalny zasięg		614	618	2,26	1395	139 -100	135 -97	130 -93	42 34	41 33	40 32
		550	554	2,28	1265	138 -99	134 -96	128 -92	44 36	43 35	42 34
		500	504	2,33	1180	135 -97	131 -94	125 -91	46 38	45 37	44 36
		450	453	2,41	1090	130 -93	126 -90	121 -87	49 39	48 38	47 37
		400	403	2,52	1020	125 -89	121 -87	116 -83	51 41	50 40	49 39
		350	353	2,71	960	116 -83	112 -81	108 -77	54 43	53 42	51 40
Maks. długotrwałość		300	302	3,00	910	105 -75	102 -73	98 70	56 45	55 44	52 42

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Maksymalny zasięg		610	622	2,19	1360	141 102	137 99	132 96	42 35	41 34	40 33
		550	561	2,20	1238	140 101	136 98	131 95	45 37	44 36	43 35
		500	510	2,25	1152	137 99	133 96	128 92	47 39	46 38	45 37
		450	460	2,33	1074	132 96	128 93	123 89	49 40	48 39	47 38
		400	410	2,43	996	127 92	123 89	118 85	52 42	51 40	50 39
		350	358	2,61	935	118 86	115 83	110 79	54 44	53 42	52 40
Maks. długość trwałości		300	307	2,90	890	106 77	103 75	99 72	56 46	55 44	54 42
H = 1000 m											
			Q_b	Q_p							
			992	100							
			950	103							
Maksymalny zakres pracy silnika			182 KG	613 KG							
			353 KG	442 KG							
Nom. zakres pracy silnika			2,97	2,66							
			940	115							
			900	115							
0,9 V _{max}			2,45	2,28							
			892	125							
			853	125							
			800	134							
			835	134							
			992	103							
			940	115							
			892	125							
			853	125							
			800	134							
			992	103							
			940	115							
			892	125							
			853	125							
			800	134							

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
	750	785	2,18	1710	$\frac{138}{101}$	$\frac{136}{98}$	$\frac{131}{95}$	$\frac{37}{31}$	$\frac{36}{30}$	$\frac{35}{29}$
	700	732	2,12	1550	$\frac{144}{104}$	$\frac{140}{101}$	$\frac{134}{97}$	$\frac{39}{32}$	$\frac{38}{31}$	$\frac{37}{30}$
	650	680	2,08	1410	$\frac{147}{106}$	$\frac{143}{103}$	$\frac{137}{99}$	$\frac{42}{34}$	$\frac{41}{33}$	$\frac{40}{32}$
	600	628	2,07	1300	$\frac{148}{107}$	$\frac{144}{104}$	$\frac{138}{100}$	$\frac{44}{35}$	$\frac{43}{34}$	$\frac{42}{33}$
	550	575	2,08	1200	$\frac{147}{106}$	$\frac{143}{103}$	$\frac{137}{99}$	$\frac{46}{37}$	$\frac{45}{36}$	$\frac{44}{35}$
	500	523	2,12	1110	$\frac{144}{104}$	$\frac{140}{101}$	$\frac{134}{97}$	$\frac{49}{39}$	$\frac{48}{38}$	$\frac{46}{37}$
	450	470	2,19	1030	$\frac{140}{100}$	$\frac{136}{97}$	$\frac{130}{94}$	$\frac{51}{41}$	$\frac{50}{40}$	$\frac{48}{39}$
	400	420	2,29	960	$\frac{134}{96}$	$\frac{130}{93}$	$\frac{124}{90}$	$\frac{54}{43}$	$\frac{53}{42}$	$\frac{51}{41}$
	350	368	2,46	900	$\frac{125}{90}$	$\frac{121}{88}$	$\frac{116}{84}$	$\frac{56}{45}$	$\frac{55}{44}$	$\frac{53}{43}$
	300	313	2,67	835	$\frac{115}{83}$	$\frac{111}{81}$	$\frac{107}{78}$	$\frac{60}{47}$	$\frac{58}{46}$	$\frac{56}{45}$

Maksymalny zasięg

Maks. długotrwałość

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
H = 2000 m											
			Q_b	$169 \frac{kg}{kg}$			Q_p	$596 \frac{kg}{kg}$			
Maksymalny zakres pracy silnika	932	1015	2,74	2780	119	115	111	283	29	29	28
Nom. zakres pracy silnika	878	958	2,44	2340	132	128	123	315	31	31	31
0,9 V _{max}	834	905	2,24	2030	143	139	134	337	34	34	33
	800	872	2,12	1850	150	146	141	348	35	35	34
	750	820	2,00	1640	159	155	149	370	38	38	37
	700	768	1,92	1465	165	160	154	392	40	40	39
	650	710	1,88	1335	168	163	157	414	42	42	41
Maksymalny zasięg	590	645	1,85	1190	171	166	160	446	45	45	44
	550	600	1,86	1115	170	165	159	468	48	48	46
	500	550	1,89	1040	168	162	156	489	50	50	48
	450	494	1,95	963	163	158	152	514	53	53	51

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
		400	440	2,05	905	155 115	151 112	145 108	56 45	55 44	53 42
		350	383	2,21	847	145 108	141 105	135 101	59 46	58 45	56 43
Maks. długość trwałość		300	330	2,44	807	132 99	128 96	123 92	61 48	60 47	58 45
					H = 3000 m						
					$Q_0 - \frac{152 \text{ kg}}{302 \text{ kg}}$		$Q_p - \frac{583 \text{ kg}}{433 \text{ kg}}$				
Maksymalny zakres pracy silnika		895	1015	2,46	2500	135 106	132 103	127 99	31 27	31 26	30 25
Nom. zakres pracy silnika		850	958	2,19	2120	150 117	146 114	141 110	33 29	33 28	32 27
0,9 V _{max}		803	915	1,99	1820	163 127	159 124	153 119	36 31	36 30	35 29
		750	855	1,84	1572	175 136	171 132	164 127	39 34	39 33	38 32
		700	800	1,76	1408	182 141	178 137	171 132	42 36	41 35	40 34
		650	748	1,71	1280	187 145	182 141	175 136	44 37	43 36	42 35
		580	666	1,68	1120	190 147	186 143	178 138	48 40	47 39	46 38
Maksymalny zasięg		500	575	1,71	980	187 145	182 141	175 136	53 43	52 42	50 41

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
	450	520	1,77	920	181 140	177 136	170 131	55 45	54 44	52 42
	400	462	1,86	860	182 134	169 130	163 125	58 47	57 46	55 44
	350	400	2,00	800	163 126	158 123	152 119	61 49	60 48	58 46
	300	348	2,18	760	150 118	147 115	141 111	63 51	62 49	60 47
H = 4000 m										
		Q_b	$\frac{142 \text{ kg}}{283 \text{ kg}}$			Q_p	$\frac{568 \text{ kg}}{427 \text{ kg}}$			
	870	1030	2,28	2350	149 119	146 116	141 112	33 29	32 28	31 27
	823	992	2,01	1990	166 131	162 128	156 124	36 31	35 30	34 29
	780	930	1,84	1710	179 141	174 138	168 133	38 33	37 32	36 31
	750	892	1,74	1550	188 147	183 144	177 139	40 35	39 34	38 33
	700	840	1,64	1380	198 155	193 151	186 145	43 37	42 36	41 35
	650	780	1,58	1232	202 160	200 156	192 150	46 39	45 38	44 37
Maks. długotrwałość										
Maksymalny zakres pracy silnika										
Nom. zakres pracy silnika										
0,9 V _{max}										

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
0,9 V _{max}		742	926	1,63	1510	202 160	197 156	190 151	42 37	41 36	40 35
		700	878	1,53	1340	213 168	208 164	201 159	44 39	44 38	43 37
		650	818	1,46	1190	222 175	217 170	209 165	47 41	47 40	45 39
		600	760	1,42	1070	227 179	222 174	214 168	51 43	50 42	48 41
Maksymalny zasięg		560	710	1,41	1000	229 180	223 175	215 169	53 45	52 44	50 43
		500	625	1,43	890	226 178	220 173	213 167	57 48	56 47	54 45
		450	568	1,48	840	219 173	214 168	207 163	59 50	58 49	56 47
		400	512	1,56	800	210 166	205 162	198 156	61 51	60 50	58 48
		350	448	1,67	750	198 157	193 153	187 148	64 53	63 52	61 50
Maks. długość trwałość		300	382	1,83	700	183 146	179 142	173 138	67 56	66 55	64 53
		715	1025	1,63	1670	213 177	208 174	202 169	41 38	41 37	40 36

H = 8000 m

Q_b - $\frac{22 \text{ KG}}{208 \text{ KG}}$ Q_p - $\frac{498 \text{ KG}}{382 \text{ KG}}$

Maksymalny zakres pracy silnika

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Nom. zakres pracy silnika	685	985	1,39	1360	239 197	234 193	227 188	45 41	45 40	44 39
0,9 V _{max}	637	915	1,21	110	266 218	260 213	252 207	50 45	50 44	49 43
Maksymalny zasięg	600	870	1,14	990	278 227	272 222	263 216	54 47	53 46	52 45
	520	767	1,08	830	290 237	284 232	274 224	59 52	58 51	57 49
	450	665	1,10	730	286 233	279 228	270 222	64 55	63 54	62 52
	400	595	1,14	680	278 227	272 222	263 216	67 58	66 57	64 55
	350	525	1,22	640	264 216	258 212	250 206	70 60	69 59	67 57
Maks. długość	300	448	1,32	593	249 204	243 200	235 195	74 63	72 62	70 60
H = 10000 m										
		Q _b	71 kg				459 kg			
			170 kg				360 kg			
Maksymalny zakres pracy silnika	625	1000	1,33	1330	257 220	252 216	245 211	47 42	47 41	46 40
Nom. zakres pracy silnika	600	965	1,14	1100	286 243	280 238	272 232	51 46	51 45	50 43
0,9 V _{max}	554	880	0,97	855	321 270	315 265	305 258	58 51	58 50	57 48
	500	820	0,90	740	339 285	333 279	322 271	65 55	63 54	62 52

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Maksymalny zasięg	480	790	0,89	700	342 286	325 281	225 273	66 57	65 56	63 54
Maks. długość	450	745	0,90	670	339 285	333 279	322 271	68 58	67 57	65 55
Maks. długość	400	668	0,93	620	331 278	325 272	315 265	71 61	70 60	68 58
Maks. długość	350	588	0,99	580	316 267	308 261	300 254	74 63	73 62	71 60
Maks. długość	300	500	1,08	570	296 252	291 243	283 240	75 65	73 64	71 62
H = 12000 m										
		Q_b	$\frac{57 \text{ kg}}{130 \text{ kg}}$		Q_p	$\frac{403 \text{ kg}}{330 \text{ kg}}$				
Maksymalny zakres pracy silnika	525	950	0,99	940	308 272	302 267	294 260	56 51	55 50	54 49
Nom. zakres pracy silnika	505	920	0,86	790	329 297	322 291	323 283	61 55	60 54	59 53
0,9 V _{max}	467	870	0,78	680	363 316	355 310	345 302	65 59	64 58	63 57
Maksymalny zasięg	440	820	0,76	623	370 322	362 315	351 307	69 62	68 61	66 60
	400	752	0,78	587	364 317	356 311	345 303	71 64	70 63	68 62
	350	668	0,80	535	357 308	349 305	339 297	75 67	74 66	72 65

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Maks. długość trwałość		300	572	0,88	502	333 293	327 287	318 279	78 69	77 68	75 66
						H = 14000 m					
			Q_p	$\frac{45 \text{ KG}}{99 \text{ KG}}$				$\frac{340 \text{ KG}}{286 \text{ KG}}$			
Maksymalny zakres pracy silnika		432	928	0,76	705	359 322	352 317	343 310	64 58	62 57	61 56
Nom. zakres pracy silnika		400	862	0,66	570	392 351	385 345	374 336	70 64	69 63	67 62
0,9 V _{max}		380	822	0,65	535	396 354	389 348	378 340	72 66	71 65	69 64
Maksymalny zasięg		350	768	0,64	490	400 358	393 352	382 343	76 69	75 68	73 66
Maks. długość trwałość		300	670	0,71	475	374 336	368 330	358 322	77 70	76 69	74 67

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Maksymalny zasięg		606	620	2,39	1478	259 217	251 210	241 201	66 57	64 56	62 54
		550	561	2,42	1362	256 214	248 207	238 199	70 61	68 60	66 58
		500	510	2,46	1258	252 210	249 204	234 196	75 65	73 63	70 61
		450	460	2,54	1170	244 204	237 197	227 189	79 68	77 67	74 65
		400	410	2,69	1102	230 193	223 187	214 179	83 71	81 69	78 67
Maks. długość trwałość		320	328	3,09	1008	200 168	195 163	187 157	89 77	87 75	84 73
$H = 1000 \text{ m}$											
				$Q_b - \frac{172 \text{ kg}}{355 \text{ kg}}$						$Q_p - \frac{1215 \text{ kg}}{1032 \text{ kg}}$	
Maksymalny zakres pracy silnika		877	915	3,10	2850	196 167	190 162	182 155	42 38	41 37	40 36
Nom. zakres pracy silnika		850	888	2,77	2460	219 187	213 181	204 173	46 41	45 40	44 38
0,9 V _{max}		790	825	2,49	2060	244 207	237 200	227 192	51 48	50 47	49 46
		750	785	2,39	1870	254 216	247 209	236 200	55 49	54 48	52 47

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Nom. zakres pracy silnika	800	910	2,32	2120	269	227	251	246	51	50	48
0,9 V _{max}	748	855	2,08	1780	298	253	278	243	57	50	48
	700	800	1,95	1560	316	268	295	258	63	62	60
	650	748	1,87	1390	329	277	308	268	68	60	58
Maksymalny zasięg	580	665	1,83	1220	336	284	314	273	75	73	71
	500	575	1,87	1080	329	277	308	268	83	81	78
	450	520	1,94	1000	318	277	297	253	88	86	83
	400	462	2,04	940	303	264	284	246	92	90	87
Maks. długość trwałość	320	370	2,29	850	272	237	254	221	100	98	95
	810	964	2,38	2360	263	221	247	215	48	47	46
Maksymalny zakres pracy silnika	755	925	1,99	1840	311	272	291	253	56	54	53
Nom. zakres pracy silnika											

H = 4000 m

Q_p - 1149 KG
996 KG

Q₀ - 140 KG
293 KG

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
0,9 V _{max}		729	868	1,89	1688	326 286	317 278	305 267	59 53	58 52	57 51
		700	840	1,82	1560	338 296	328 287	316 276	63 56	61 55	60 53
		650	780	1,72	1342	356 312	346 303	333 291	70 62	68 61	66 59
		600	726	1,68	1235	364 319	354 310	340 298	74 66	72 65	70 63
Maksymalny zasięg		569	684	1,66	1155	368 322	358 313	344 301	78 70	76 68	74 66
		550	661	1,67	1124	366 321	356 311	342 300	80 71	78 69	76 67
		500	602	1,70	1040	360 315	350 306	336 295	85 75	83 73	80 71
		450	545	1,77	975	347 304	337 295	324 284	89 79	87 77	84 75
		400	487	1,86	910	331 290	322 282	309 271	94 84	91 82	89 80
Maks. długotrwałość		320	390	2,11	827	295 258	286 251	275 241	102 90	98 88	96 86
		775	964	2,20	2120	293 260	285 253	275 245	51 48	50 47	49 46
Maksymalny zakres pracy silnika											

H = 5000 m

Q₀ - 123 kg
267 kg

Q_p - 1126 kg
982 kg

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Nom. zakres pracy silnika		745	925	1,92	1790	330 293	321 285	310 275	57 53	56 52	55 51
0,9 V _{max}		695	870	1,70	1480	369 326	358 317	345 306	65 60	64 59	62 57
		650	818	1,60	1310	389 344	378 335	364 323	71 65	69 64	67 62
		600	760	1,55	1170	401 354	390 344	375 332	77 70	75 68	73 66
Maksymalny zasięg		560	710	1,54	1090	403 356	392 346	377 334	81 74	79 72	77 70
		500	625	1,56	990	398 353	387 343	373 331	88 80	86 78	83 76
		450	568	1,62	930	385 340	374 331	360 319	92 84	90 82	87 80
		400	512	1,71	870	366 324	357 316	343 305	97 88	95 86	92 84
Maks. długotrwałość		320	410	1,93	790	329 292	320 284	308 272	105 95	103 93	99 90
		668	962	1,69	1630	366 330	356 322	344 311	61 57	60 56	59 54
Maksymalny zakres pracy silnika		645	928	1,48	1380	409 369	399 359	384 347	68 63	67 62	65 60
Nom. zakres pracy silnika											

H = 8000 m

Q_p - 1041 KG
- 922 KG

Q_b - 93 KG
- 212 KG

8. Czasy i drogi rozpędzania samolotu bez podwieszeń od 0,7 V_{max} do 0,95 V_{max} bez dopalania

Tabela 1/34

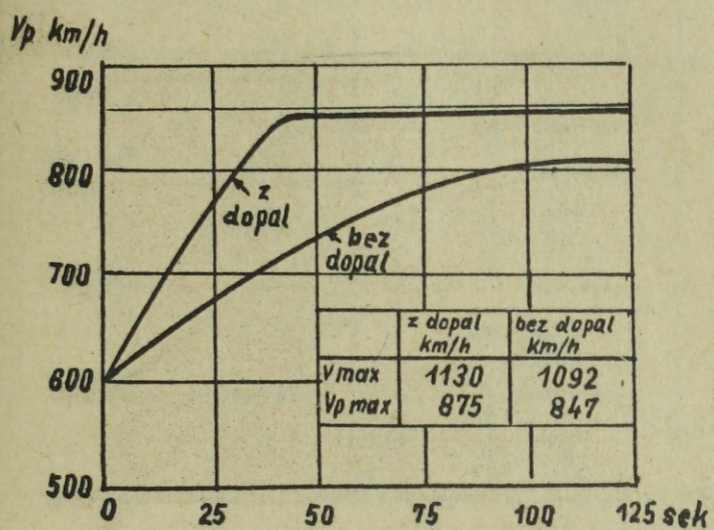
H /m/	V _{max} km/h	0,7 V _{max} km/h	0,95 V _{max} km/h	t/sek/	L /m/
100	1060	743	1008	63	14400
300	1063	745	1010	64	15200
500	1065	746	1012	65	15500
1000	1070	750	1018	68	16200
5000	1092	765	1040	-	22500
10000	1047	730	995	-	31400
14000	720	504	684	160	25600

9. Czasy i odległości rozpędzania samolotu bez podwieszeń od 0,7 V_{max} do 0,95 V_{max} z dopalaniem

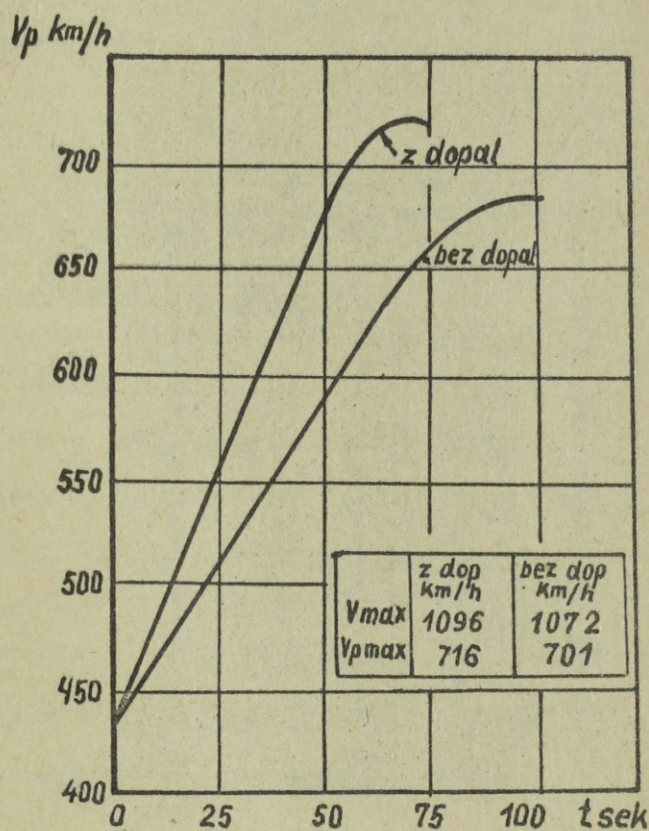
Tabela 1/35

H /m/	V _{max} km/h	0,7 V _{max} km/h	0,95 V _{max} km/h	t /sek/	L /m/
5000	1130	790	1070	-	18600
10000	1071	750	1018	-	26200
14000	1010	706	960	172	38700

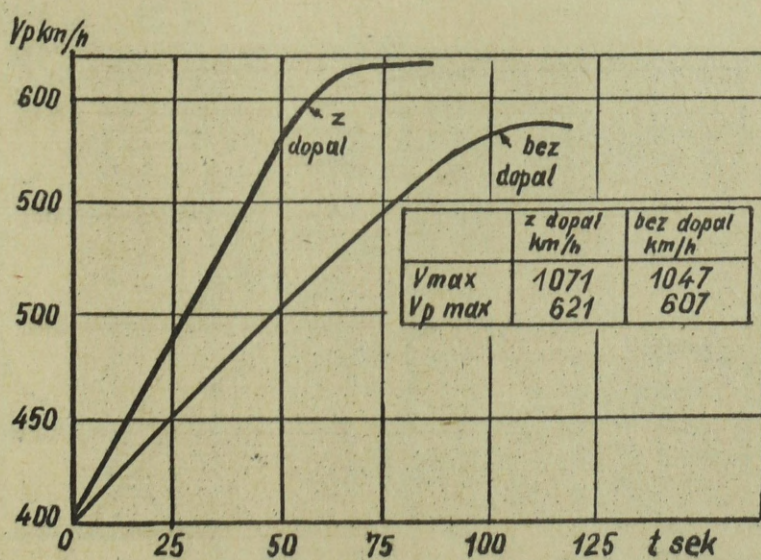
10. Wykresy czasów rozpędzania w funkcji prędkości przyrzędowej



Rys. 1/17. Rozpędzanie na $H=5$ km
Samolot Lim-5 i Lim-5p



Rys. 1/18. Czas rozpędzania na $H=8$ km
samolotu Lim 5 i Lim 5p



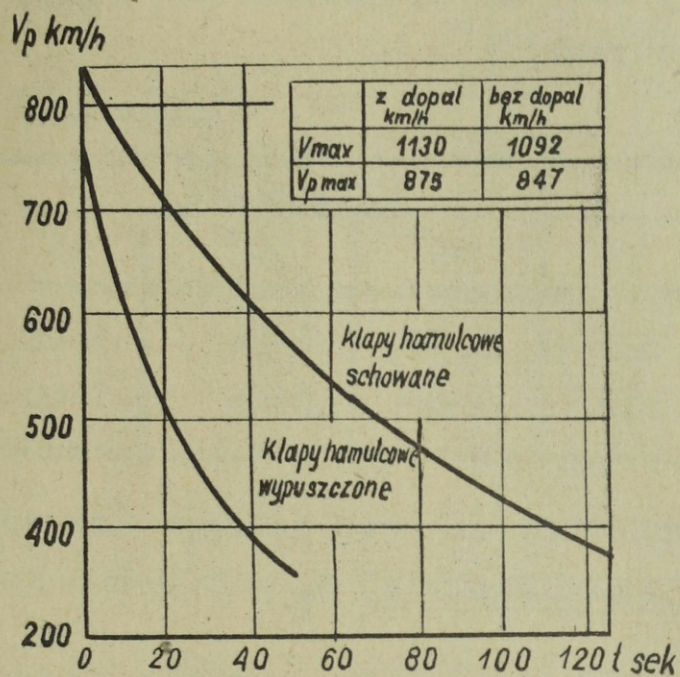
Rys. 1/19. Rozpędzanie $H=10$ km
Samolot Lim-5 i Lim-5p

11. Czas i drogi hamowania samolotu bez podwieszeń od V_{\max}
do $0,7 V_{\max}$ bez dopalania

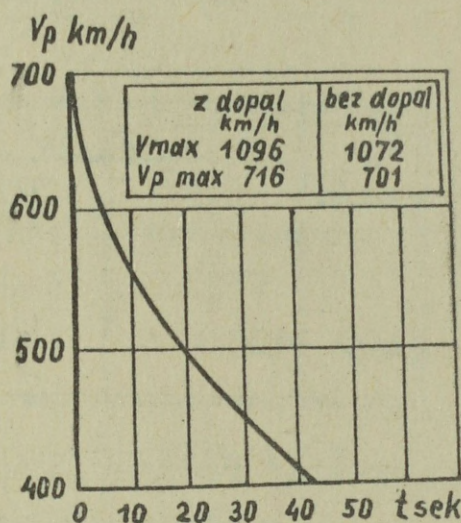
Tabela 1/36

H/m/	V_{\max} km/h	$0,7 V_{\max}$ km/h	t/sek/ bez klap	t/sek/ z kla pami	L/m/ bez klap	L /m/ z klapami
100	1060	743	27	13	6700	3300
300	1063	745	28	14	6900	3400
500	1065	746	29	14	7000	3500
1000	1070	750	30	15	7300	3600
5000	1092	765	-	-	10200	5100
10000	1047	730	-	-	14200	7100
14000	720	504	70	35	11600	5800

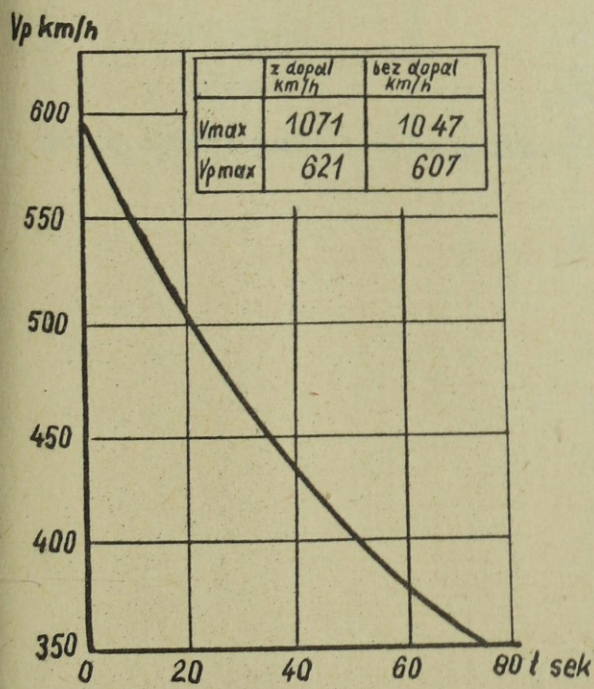
12. Wykresy czasów hamowania w funkcji prędkości przyrządowej



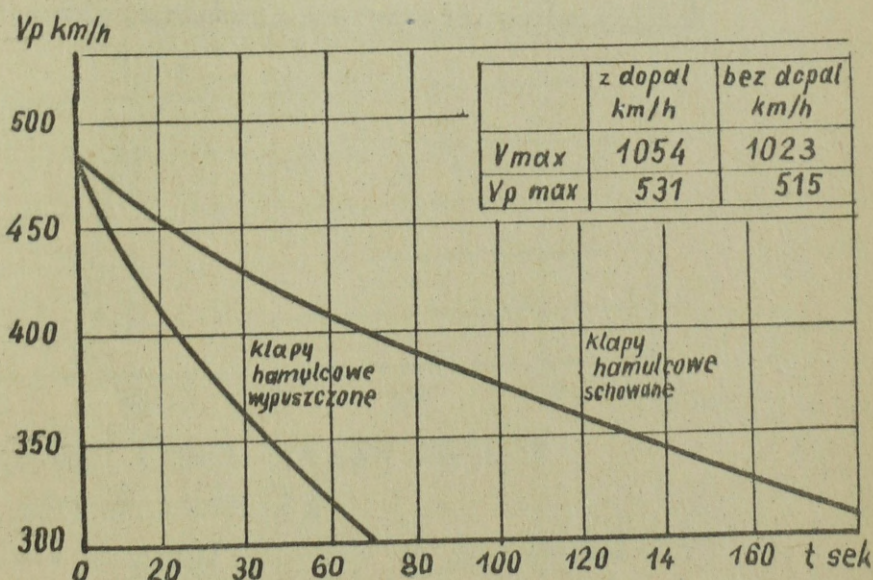
Rys. 1/20 Hamowanie $H = 5000$ m
Maty gaz s klap = $0,97$ m²
Samolot Lim - 5 i Lim - 5 p



Rys. 1/21. Hamowanie na $H = 8$ km,
maty gaz. Hamulce wypuszczone
samolot Lim 5 i Lim 5 p



Rys. 1/22. Hamowanie $H = 10$ km
Maty gaz, hamulce wypuszczone
Samolot Lim - 5 i Lim - 5 p



Rys. 1/23. Hamowanie na $H = 12$ km
Maty gaz Samolot Lim - 5 i Lim - 5 p

13. Promienie i czasy zakrętów

a/ Promień i czas zakrętu pełnego w zależności od przyrządowej prędkości lotu na wysokości 100 m przy różnych kątach przechyłu.

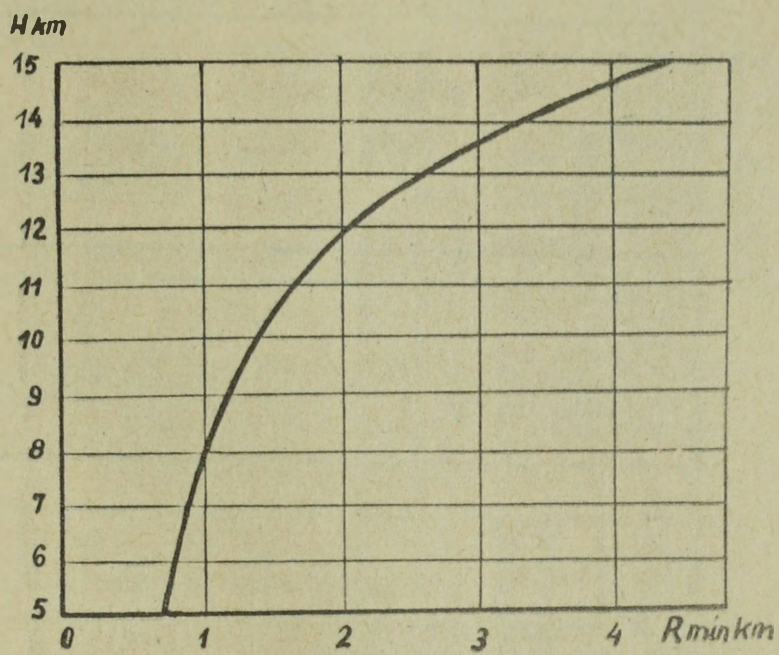
Tabela 1/37

V_p km/h	r /m/			t /min-sek/		
	15°	30°	45°	15°	30°	45°
500	7350	3400	1950	5-30	2-34	1-28
600	10550	4900	2830	6-35	3-04	1-46

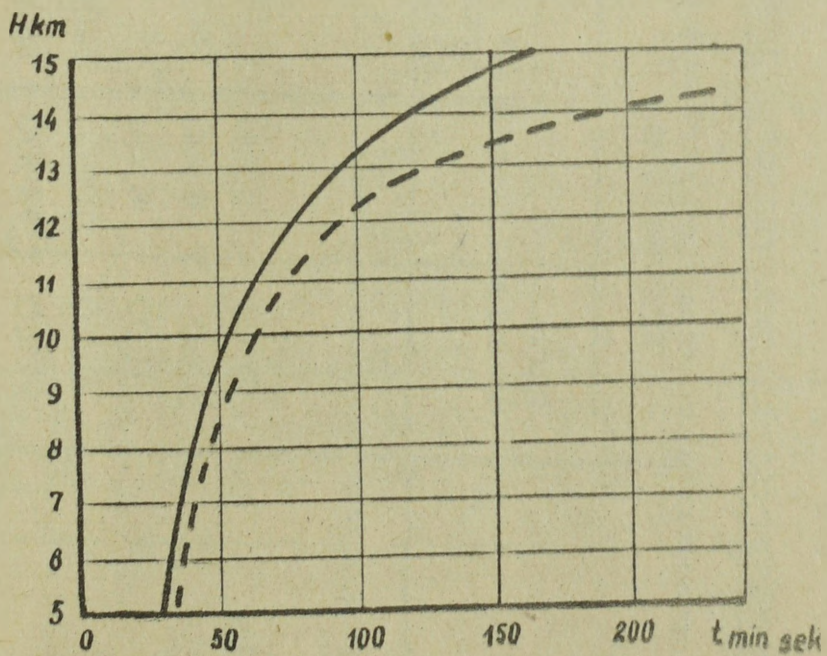
b/ Promień i czas wykonania zakrętu pełnego bez dopalania przy prędkości przyrządowej $V_p = 500-600$ km/godz z przechyłem 65°

Tabela 1/38

H /m/	$V_{\text{rzeczyw.}}$ /km/h/	R /m/	t /sek/
300	507-610	950-1370	42-50
500	512-615	960-1390	43-51
1000	524-630	1030-1460	44-52



Rys. 1/24. Promienie zakrętów samolotów
Lim-5 i Lim-5p (z dopalaniem)



Rys. 1/25 Czasy zakrętów samolotu
Lim-5 i Lim-5p
— z dopal - - - bez dopal

14. Charakterystyki manewrowości pionowej Tabela 1/39

Nazwa figury	Wysokość m		Prędkość przyrządowa /km/h	Prędkość wprowadzenia	Prędkość wyprowadzenia	Obroty silnika obr/min.	Przebieg nie maksymalne	Czas sek.
	wprowadzenie	zmiana wysokości						
1	2	3	4	5	6	7	8	9
Zwrot bojowy								
a/ bez dopalania	2000	5500	3500	990	470	11560	-	30
	3000	6300	3300	950	460	11560	-	32
	5200	8300	3100	880	45	11560	3,1	38
	8200	10600	2400	740	390	11560	2,4	50
	11100	12900	1800	550	360	11560	2,0	80
b/ z dopalaniem	5400	10100	4700	880	410	11560	3,8	45
	8200	11200	3000	740	390	11560	3,0	46
	11100	13100	2000	550	350	11560	2,0	48
<u>Pętla Niestierowa</u>								
a/ bez dopalania	1000	-	1720	670	-	11560	-	40
	1000	-	2000	700	-	11560	-	41
	1000	-	2280	750	-	11560	-	42
	1000	-	2600	800	-	11560	-	44
	2000	-	1840	670	-	11560	-	41

1	2	3	4	5	6	7	8	9
	2000	-	2140	700	-	11560	-	42
	2000	-	2440	750	-	11560	-	44
	2000	-	2780	800	-	11560	-	46
	3000	-	1940	670	-	11560	-	42
	3000	-	2260	700	-	11560	-	43
	3000	-	2600	750	-	11560	-	46
	3000	-	2950	800	-	11560	-	48
	4000	-	2100	670	-	11560	-	44
	4000	-	2370	700	-	11560	-	45
	4000	-	2780	750	-	11560	-	48
	4000	-	3150	800	-	11560	-	50
	5000	-	2250	670	-	11560	-	46
	5000	-	2600	700	-	11560	-	47
	5000	-	3000	750	-	11560	-	50
	5000	-	3350	800	-	11560	-	53
	7240	-	2400	670	-	11560	-	-
b/ z dopalaniem	8300	-	3100	700	630	11560	3,8	50
<u>Półpełnia</u>	5000	7000-7300	2000-2300	680-700	350	11560	-	28
<u>Przewrót</u>								
a/ kłapy hamulcowe schowane	2000	850	1150	350	550	mały gaz	5-6,5	21
	3000	1600	1400	350	580	"	5-6,5	22

1	2	3	4	5	6	7	8	9
	4000	2550	1450	350	590	maly gaz	5-6,5	23
	5000	3500	1500	350	600	"-	5-6,5	24
	5000	3400	1600	400	630	"-	5-6,5	-
	5000	3300	1700	450	650	"-	5-6,5	-
	5000	3100	1900	500	700	"-	5-6,5	-
	5000	2900	2100	550	750	"-	5-6,5	-
	5000	2700	2300	600	800	"-	5-6,5	-
	6000	4150	1850	350	-	"-	4,5-6,5	25
	6000	4050	1950	400	-	"-	"-	-
	6000	3800-3450	2200-2550	500	-	"-	"-	-
	7000	5300	1700	350	500	"-	"-	-
	8000	5700-5500	2300-2500	350	650	"-	"-	-
	8000	5600-5400	2400-2600	400	700	"-	"-	27
	8000	5500-5300	2500-2700	450	750	"-	"-	-
	8000	5400-5200	2600-2800	500	800	"-	"-	-
	8000	5300-5100	2700-2900	550	850	"-	"-	-
	8000	5200-5000	2800-3000	600	900	"-	"-	-
	10000	7300-7100	2700-2900	350	640	"-	4,0-5,0	30
	10000	7100-6900	2900-3100	400	680	"-	"-	-
	10000	6900-6700	3100-3300	450	720	"-	"-	-

1	2	3	4	5	6	7	8	9
	10000	6700-8500	3300-3500	500	760	mały gaz	4,0-5,0	30
	11000	7650-7450	3350-3550	350	-	mały gaz	3,5-4,5	-
	12000	9000-8700	3000-3300	350	680	"-	"-	-
	12000	8800-8500	3200-3500	400	720	"-	"-	-
b/ kłapy hamulco- we wypuszczone	8200	5000	3200	580	680	"-	6,0	27
	10200	6600	3600	500	660	"-	5,0	30
	14000	8000	6000	450	640	"-	4,0	36
	15000	8000	7000	400	620	"-	3,5	38
	15750	8250	7500	350	600	"-	3,2	40

15. Potrzebne długości dróg startowych

Samolot Lim-5 i Lim-5p - niezależnie od rodzaju nawierzchni /trawiasta, utwardzona, beton/

1800 - 2000 m

16. Obliczanie ilości strat samolotów myśliwskich

Straty w samolotach według ilości wylotów

Podczas obliczeń przyjmujemy następujące założenia:

1. Wszystkie uszkodzone samoloty kwalifikujące się do remontu bieżącego i drobnego powinny być naprawione w czasie doby.
2. Samoloty kwalifikujące się do remontu kapitalnego i średniego nie biorą udziału w danej operacji.
3. Obliczenia wykonujemy dla każdego typu samolotu oddzielnie.

Straty samolotów w danej operacji C_{op} określa wzór

$$C_{op} = C_o K_b + C_o K_k + C_o K_s = C_o / K_b + K_k + K_s /$$

gdzie:

C_o - stan wyjściowy samolotów /ilość samolotów/

K_b - współczynnik strat bezpowrotnych

K_k - współczynnik strat do remontu kapitalnego

K_s - współczynnik strat do remontu średniego.

Wartości aktualnie stosowanych współczynników dla lotnictwa myśliwskiego przedstawiają się następująco:

$$K_b = 0,05-0,1$$

$$K_k = 0,1$$

$$K_s = 0,015$$

sumę powyższych współczynników oznaczamy α , czyli

$\alpha = K_b + K_k + K_s$ i jest to tzw. operacyjny współczynnik strat samolotów dla danej operacji.

Obliczenia możliwej ilości samolotów w poszczególnych wylotach oraz strat można przedstawić w następującej formie:

Tabela 1/40

Nr wylotu	Ilość samolotów mogących wziąć udział w wylotach	Straty
1	$C_1 = C_0$	$C_{op1} = C_0 \cdot \alpha$
2	$C_2 = C_0 - C_0 \alpha = C_0 / 1 - \alpha /$	$C_{op2} = C_0 \cdot \alpha / 1 - \alpha /$
3	$C_3 = C_0 / 1 - \alpha / - C_0 / 1 - \alpha / \cdot \alpha =$ $= C_0 / 1 - \alpha /^2$	$C_{op3} = C_0 \cdot \alpha / 1 - \alpha /^2$
n	$C_n = C_0 / 1 - \alpha /^{n-1}$	$C_{opn} = C_0 \cdot \alpha / 1 - \alpha /^{n-1}$

Ogólna ilość samolotów po n wylotach będzie wynosiła

$$A = C_0 \frac{1 - /1 - \alpha /^n}{1 - /1 - \alpha /}$$

jeśli oznaczymy, że

$$\beta = 1 - \alpha, \text{ to}$$

$$A = C_0 \frac{1 - \beta^n}{1 - \beta}$$

Wzór na sumę strat po n wylotach jest następujący:

$$C_{op} = C_0 [1 - /1 - \alpha /^n]$$

lub po podstawieniu, że $\beta = 1 - \alpha$

$$C_{op} = C_0 /1 - \beta^n/.$$

ROZDZIAŁ II

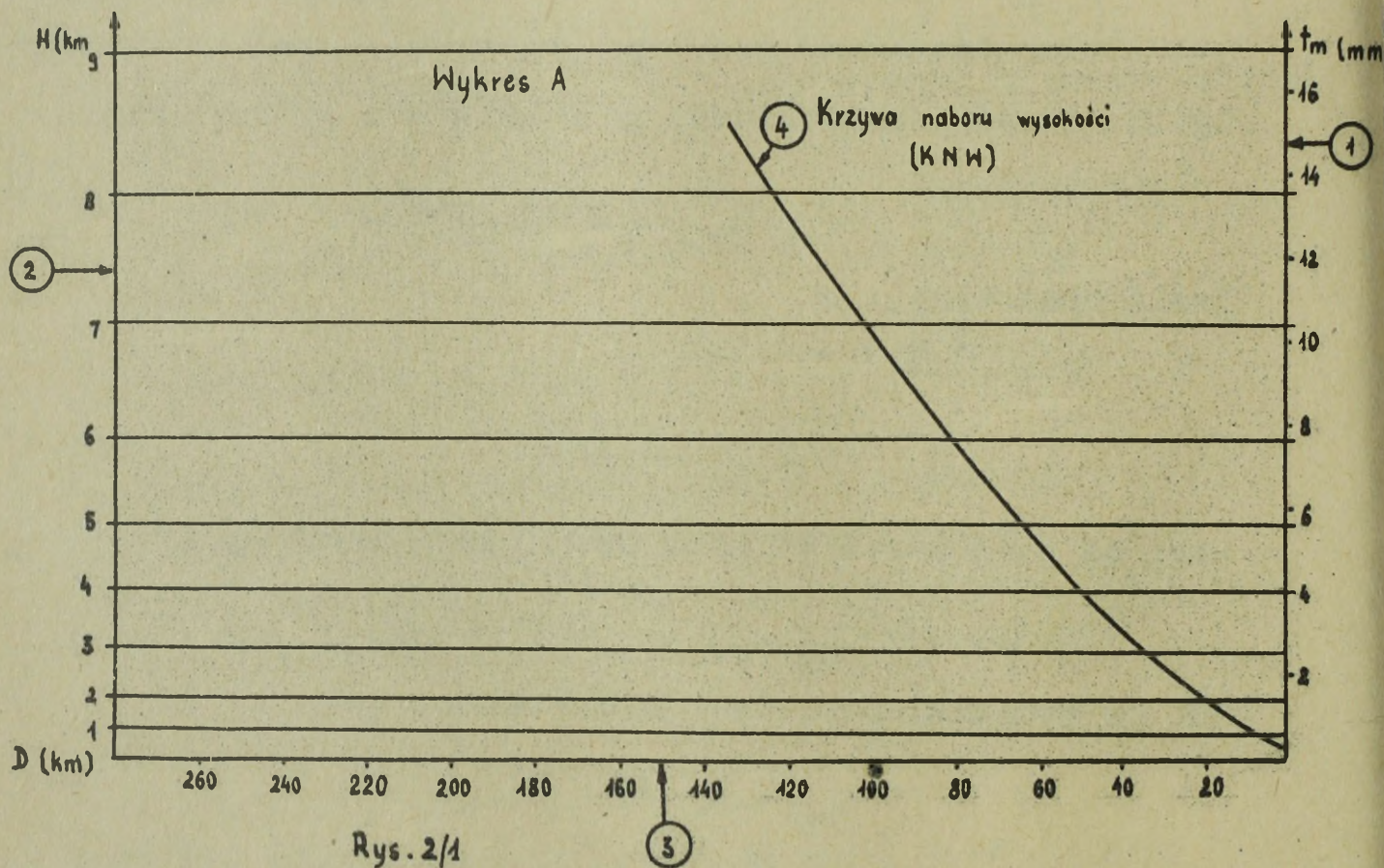
Nawigatorskie wskaźniki przechwytywania

1. Określanie możliwych rubieży wprowadzenia do walki

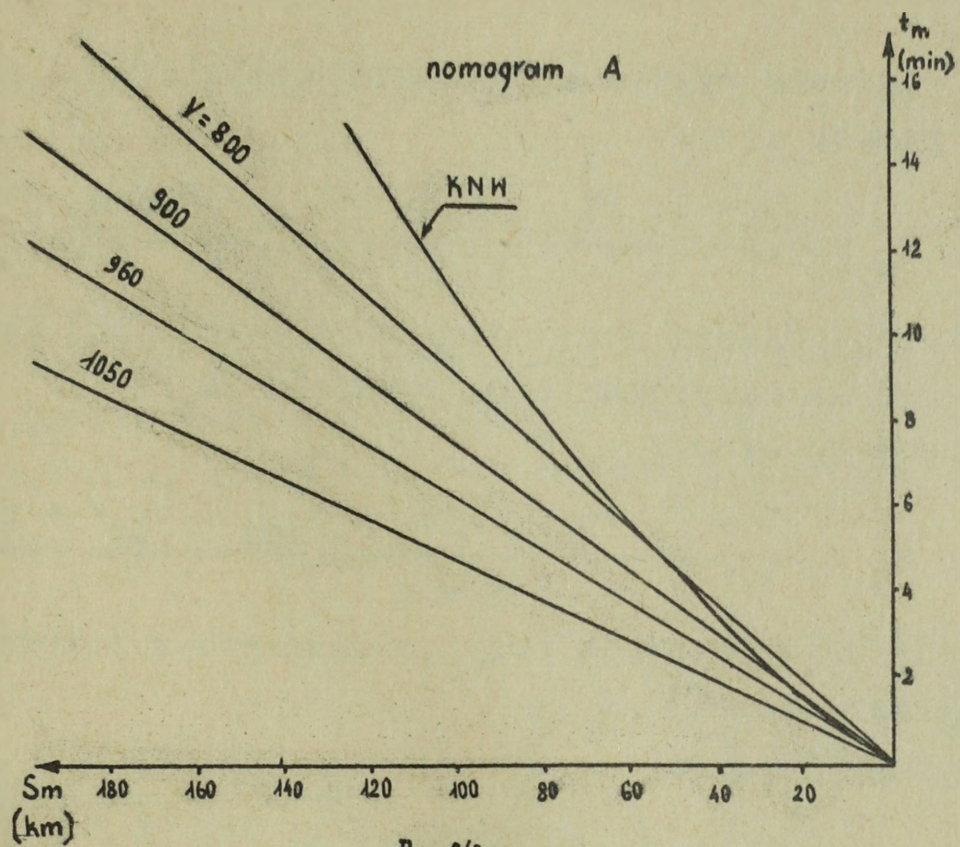
Uwaga: - Załączniki do tego rozdziału /wykresy, nomogramy/ znajdują się w teczce załączników nr 1/N/.

Do określania możliwych rubieży wprowadzenia do walki, rubieży przechwycenia i rubieży startu służą wykresy A i nomogramy A i B - załącznik nr 1 /N/ - 16 /N/, 18/N/-21/N/.

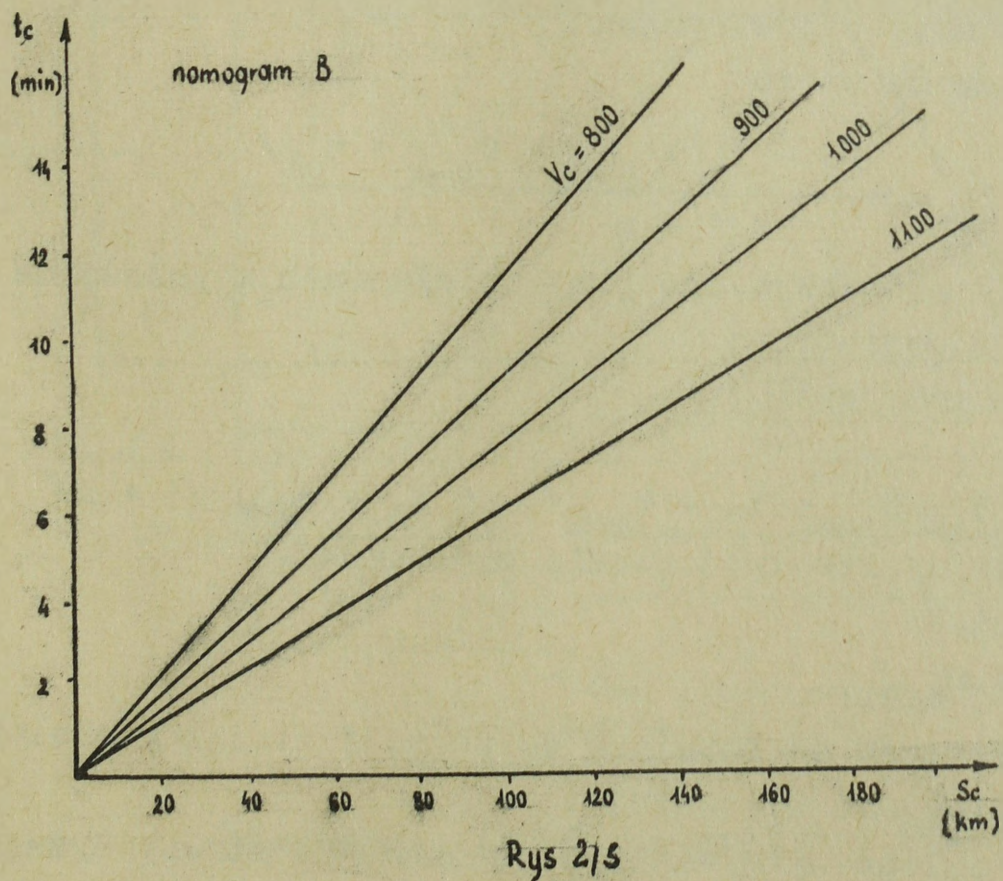
Na wykresie A za pomocą współrzędnych prostokątnych /D, t_m i H/ wrysowana jest krzywa /4/ naboru wysokości samolotu myśliwskiego w zależności od typu samolotu i zakresu pracy silnika /rys. 2/1/.



Nomogram A jest to wykres drogi i czasu lotu samolotu myśliwskiego przy nabieraniu wysokości i w locie poziomym. Na nomogram wrysowuje się krzywą naboru wysokości /KNW/ i linie prędkości samolotu myśliwskiego /rys. 2/2/.



Nomogram B jest to nomogram drogi i czasu lotu celu/rys.2/3/.



Wykres 1: nomogramy powinny być wykreślone w jednakowej skali.

Łącznie wykres i nomogramy zezwalają na obliczenie:

- przy pomocy wzoru:

$$S_w = \frac{D - V_c / t_{pas} + t_H + t_{man} / + n S_H}{1 + n}$$

możliwych rubieży wprowadzenia do walki przy działaniach z położenia dużyrowania na lotnisku $/S_w/$;

- przy pomocy wzoru:

$$S_p = \frac{D - V_c / t_{pas} + t_H + t_{man} + t_{at} / + n S_H}{1 + n}$$

rubieży przechwycenia przy działaniach z położenia dyżurowania na lotnisku $/S_p/$;

- przy pomocy wzoru:

$$S_w = \frac{D_1 - V_c / t_{pas} + t_{man} /}{1 + n}$$

rubieży wprowadzenia do walki przy działaniach z położenia dyżurowania w powietrzu;

- przy pomocy wzoru

$$S_p = \frac{D_1 - V_c / t_{pas} + t_{man} + t_{at} /}{1 + n}$$

rubieży przechwycenia przy działaniach z położenia dyżurowania w powietrzu;

- przy pomocy wzoru:

$$S_{st} = V_c / t_{pas} + t_H + t_{man} / - n S_H + S_{NRW} / 1 + n /$$

rubieży startu /poderwanie myśliwców/.

Oznaczenia:

$$D = S_L + S_{wykr}:$$

S_L - odległość od lotniska do pozycji stacji radiolokacyjnej;

S_{wykr} - odległość wykrywania;

D_1 - odległość wykrywania w stosunku do strefy dyżurowania;

V_c - prędkość celu;

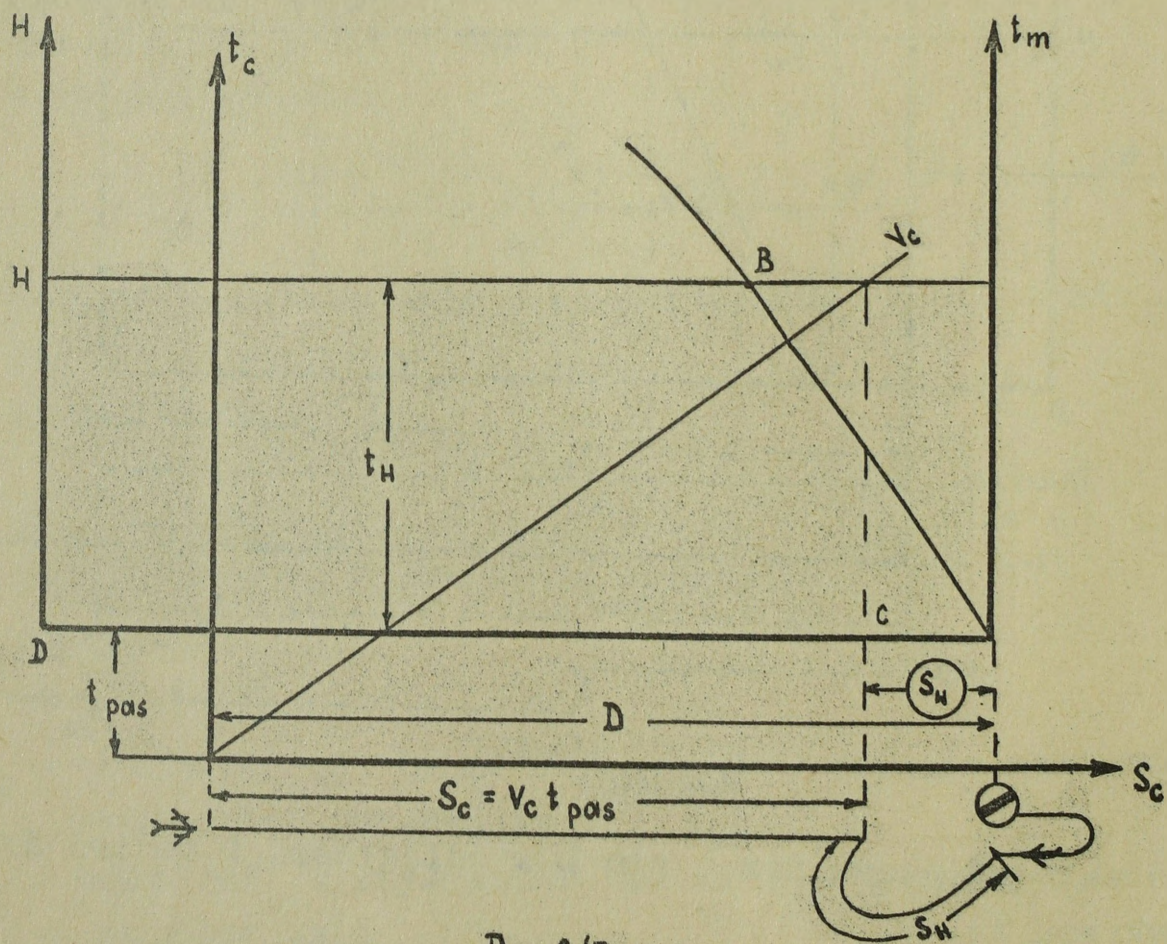
t_{pas} - czas pasywny;

t_H - czas naboru wysokości;

lub o $t_{pas} + t_{man} + t_{at}$ - przy określaniu S_p i utrzymać w takim położeniu;

- w punkcie przecięcia się linii wysokości celu z krzywą naboru wysokości myśliwca /punkt B na rys. 4/ nałożyć nomogram A;
- punkt przecięcia się linii prędkości celu z linią prędkości myśliwca rzutować na oś drogi wykresu A i odczytać na niej S_w lub S_p /punkt c na rys. 4/.

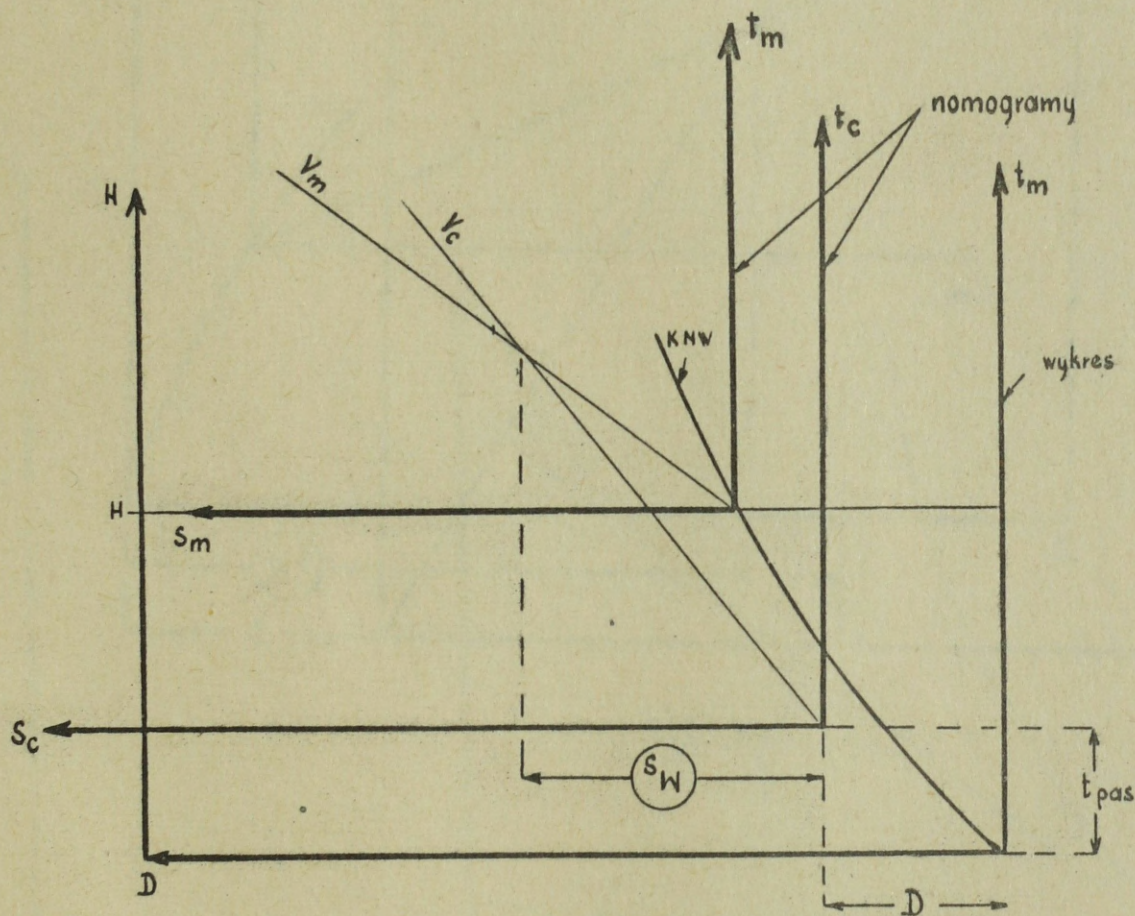
Jeżeli linia prędkości celu przecina linię naboru wysokości wykresu A niżej od wysokości lotu celu /co ma miejsce w przypadku, kiedy $D - V_c / t_{pas} + t_H + t_{man} / < S_H /$ należy nomogram B przesunąć w dół tylko o wartość t_{pas} /lub o $t_{pas} + t_{at}$. Następnie rzutować punkt przecięcia się linii prędkości celu z linią poziomą przechodzącą przez daną wysokość lotu celu na oś drogi wykresu A i odczytać na niej S_w lub S_p . W danym przypadku nomogram A jest niepotrzebny /rys.2/5/.



Rys 2/5

Przy pomocy wykresu i nomogramów można również okre-
lać położenie S_w i S_p dla przypadku, kiedy przechwytywanie od-
bywa się na dopędzaniu. Na rys. 2/6 pokazane jest graficzne
rozwiązanie zadania przy pomocy wzoru:

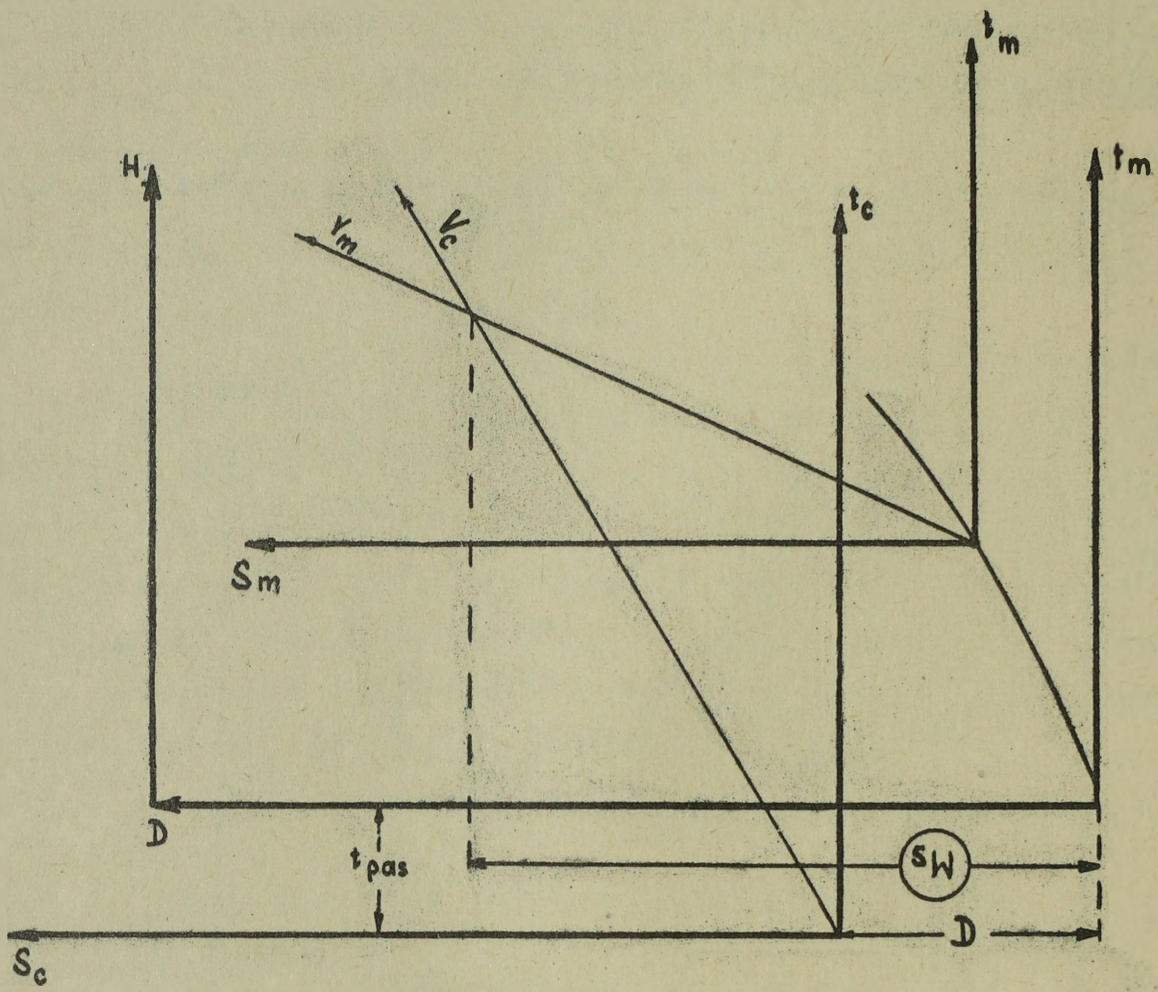
$$S_w = \frac{D - V_c / t_{pas} + t_H / + n S_H}{1 - n};$$



Rys 2/6

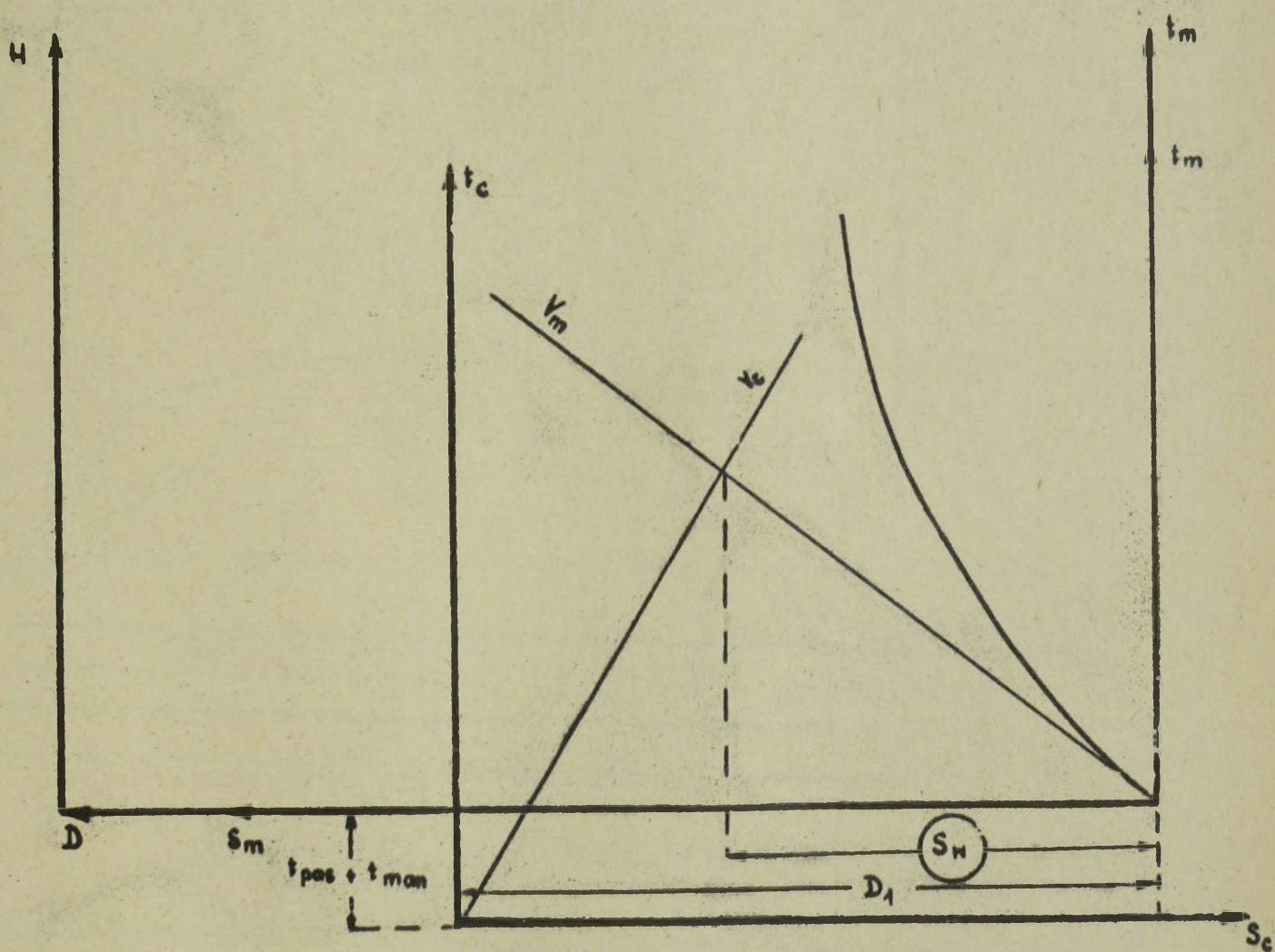
Na rys. 2/7 przedstawiono graficzne rozwiązanie zada-
nia przy pomocy wzoru:

$$S_w = \frac{D + V_c / t_{pas} + t_H / - n S_H}{1 - n}$$



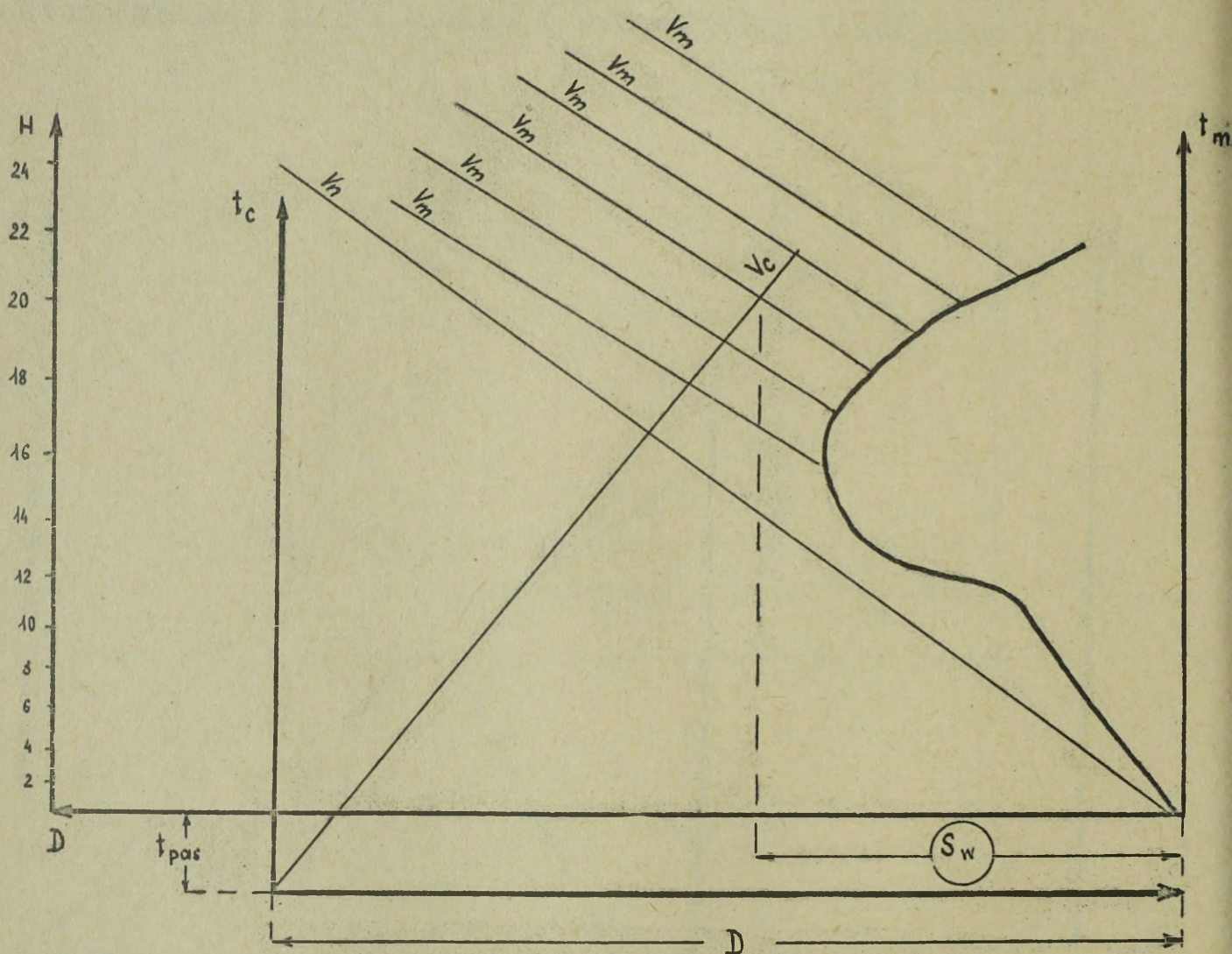
Rys. 2/7

Jeżeli przechwytywanie celów odbywa się z położenia dyżurowania w powietrzu, wzajemne położenie wykresu A i nomogramu B jest analogiczne jak w przypadku przechwytywania celów powietrznych z położenia dyżurowania na lotnisku. Różnica polega na odmiennym ułożeniu nomogramu A, którego osie czasu i odległości pokrywa się z osiami czasu i odległościami wykresu A /rys.2/8/.



Rys 2/8

Rubieże wprowadzenia do walki i rubieże przechwyce-
nia dla myśliwców naddźwiękowych do wysokości 11000 m określa
się analogicznie. W przypadku przechwytywania na wysokościach
powyżej 11000 m wzajemne położenie nomogramów pokazane jest
na rys. 2/9

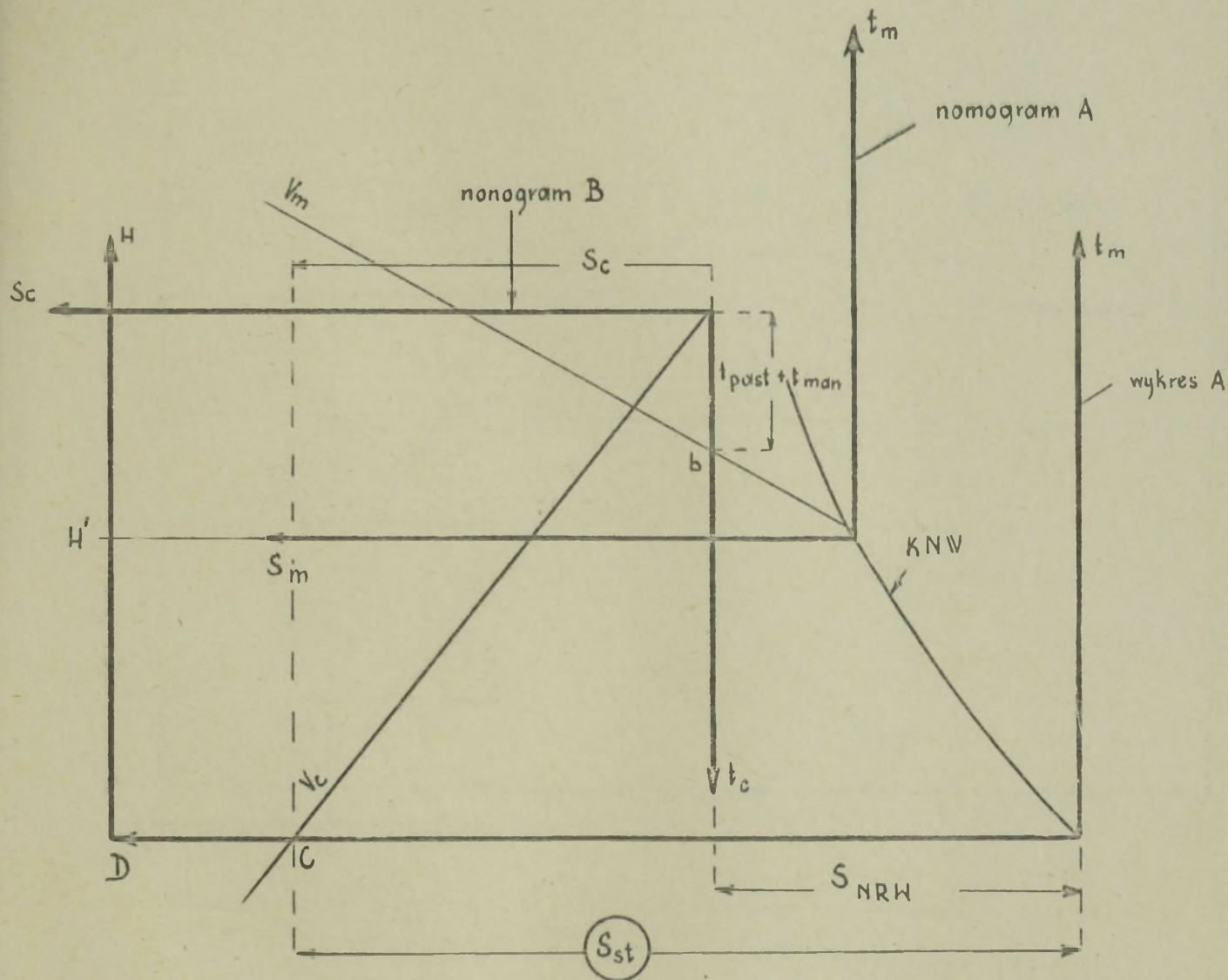


Rys 2/9

Rubieże startu oblicza się w następującej kolejności
/rys. 2/10/:

- od punktu S_{NRW} na osi odległości wykresu A przeprowadzić prostopadłą i zaznaczyć punkt przecięcia się tej prostopadłej z linią prędkości myśliwca na nomogramie A /punkt b/;
- odwrócić nomogram B osią czasu do dołu i ustawić go tak, aby punkt b pokrył się z wielkością czasu $t_{pas} + t_{man}$;

- naprzeciw punktu przecięcia się linii prędkości celu z osią odległości wykresu /c/ odczytać S_{st} lub na nomogramie B odczytać S_c .

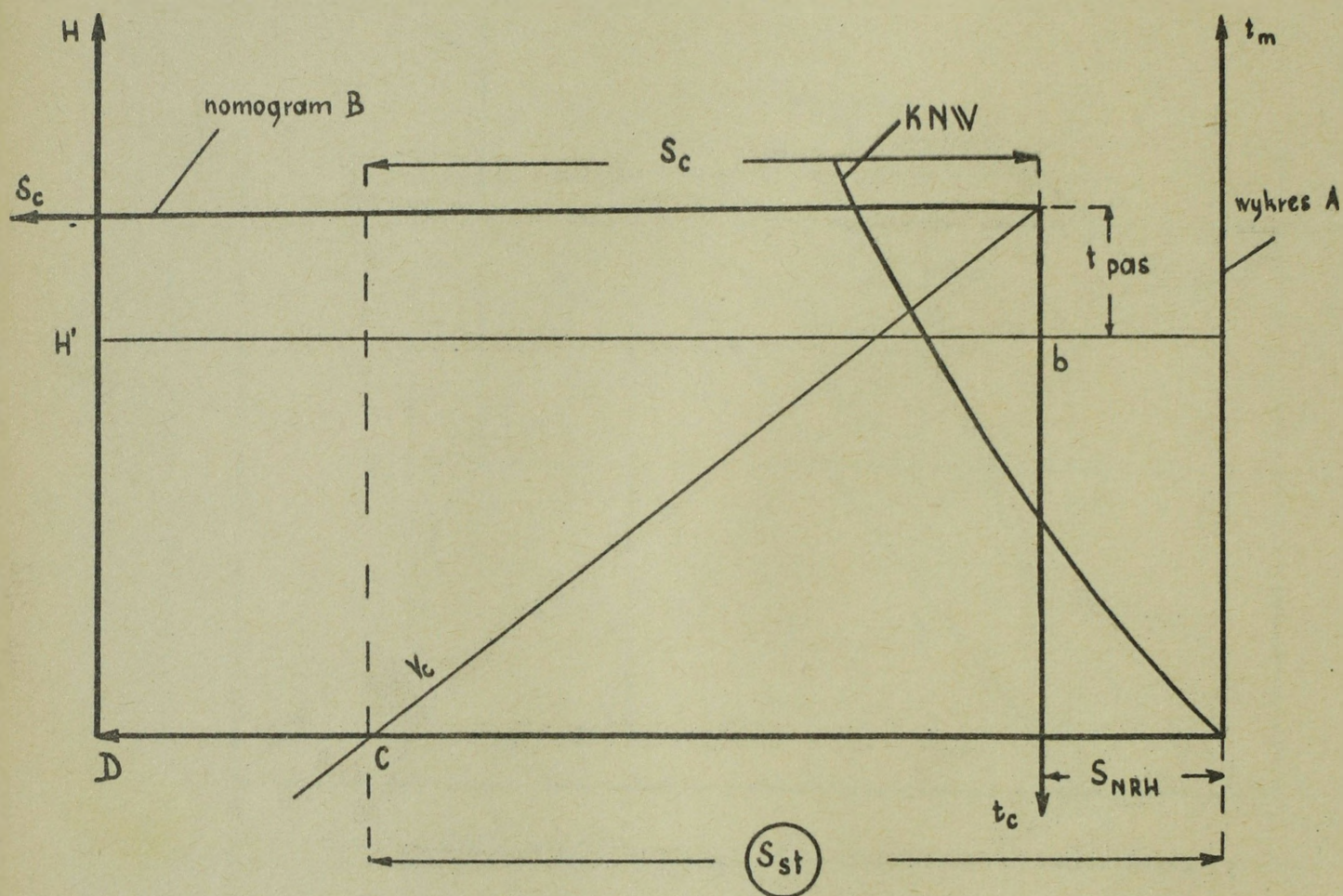


Rys. 2/10

W przypadku, kiedy odległość od lotniska do nakazanej rubieży wprowadzenia do walki jest mniejsza od drogi naboru danej wysokości rubież startu określa się w następującej kolejności /rys. 2/11/.

- z punktu S_{NRW} na osi odległości wykresu przeprowadzić prostopadłą i w miejscu przecięcia się jej z linią wysokości lotu celu zaznaczyć punkt b ;
- odwrócić nomogram B osią czasu do dołu i ustawić go tak, aby punkt b pokrył się z wielkością t_{pas} ;

- naprzeciw punktu przecięcia się linii prędkości celu z osią odległości wykresu /c/ odczytać S_{st} lub na nomogramie B odczytać S_c .



Rys 2/11

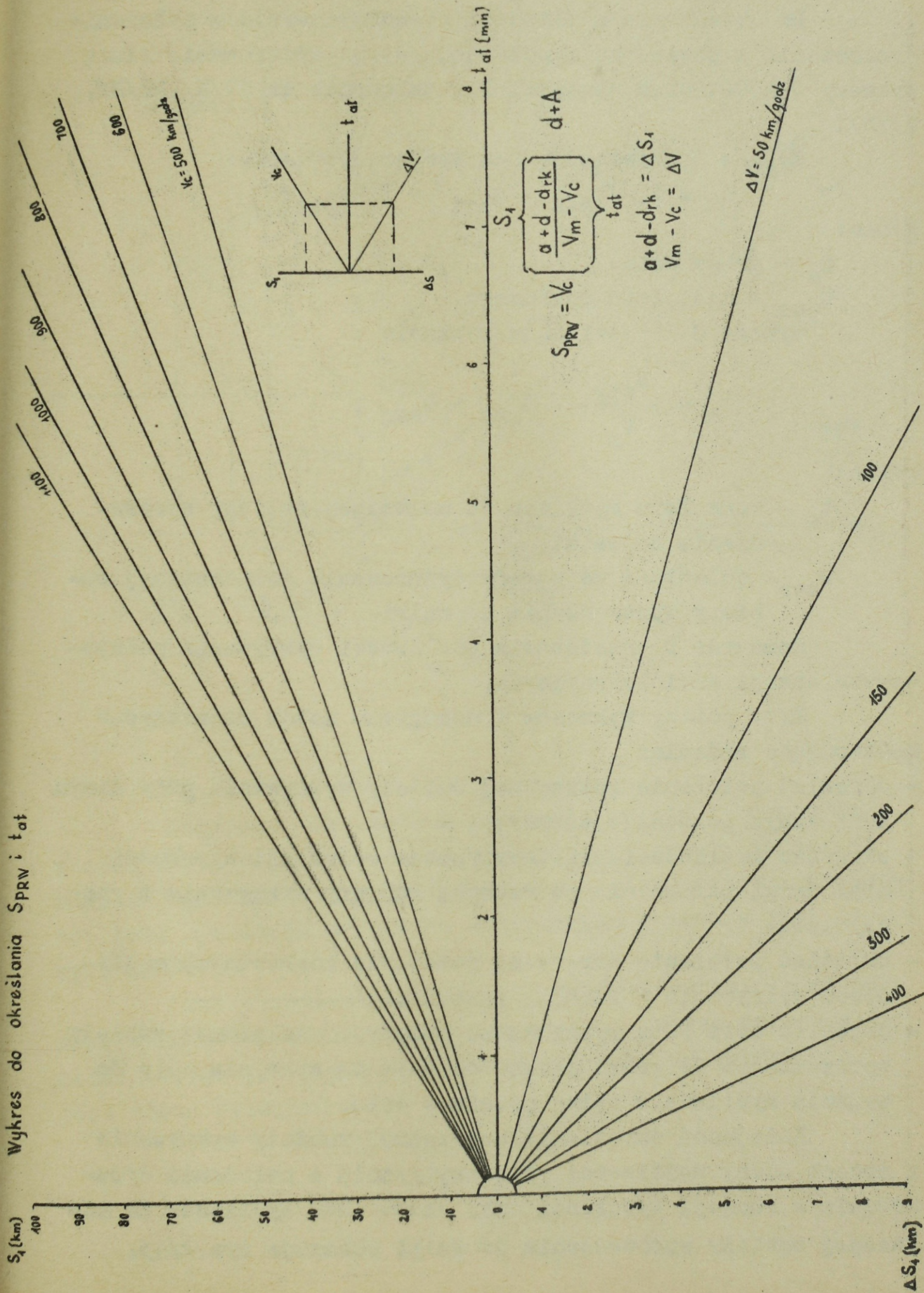
2. Określanie potrzebnych rubieży wprowadzenia do walki

Do określania potrzebnych rubieży wprowadzenia do walki służy wykres - rys. 2/12.

Przy pomocy wykresu można również określać czas ataku myśliwca $/t_{at}/$.

Sposób posługiwania się wykresem podany jest na wykresie.

Wykres do określenia S_{PRV} i t_{at}



3. Określanie możliwości przechwytywania z położenia dyżurowania w powietrzu i położenia stref dyżurowania

Do określania możliwości przechwytywania z położenia dyżurowania w powietrzu i położenia stref dyżurowania służą wykresy C i C-1 oraz nomogram D - załącznik nr 17/N/, 22/N/, 23/N/.

Wykres C rozwiązuje następujące równanie:

$$S_c = V_c / t_{pas} + t_{man} / + V_c t_{poz};$$

gdzie:

S_c - droga celu;

t_{poz} - czas lotu poziomego.

Wykres C-1 rozwiązuje równanie

$$t_m = \frac{S_{str}}{V_m} + t_{pas} + t_{man};$$

gdzie:

t_m - czas lotu myśliwca do nakazanej rubieży wprowadzenia do walki;

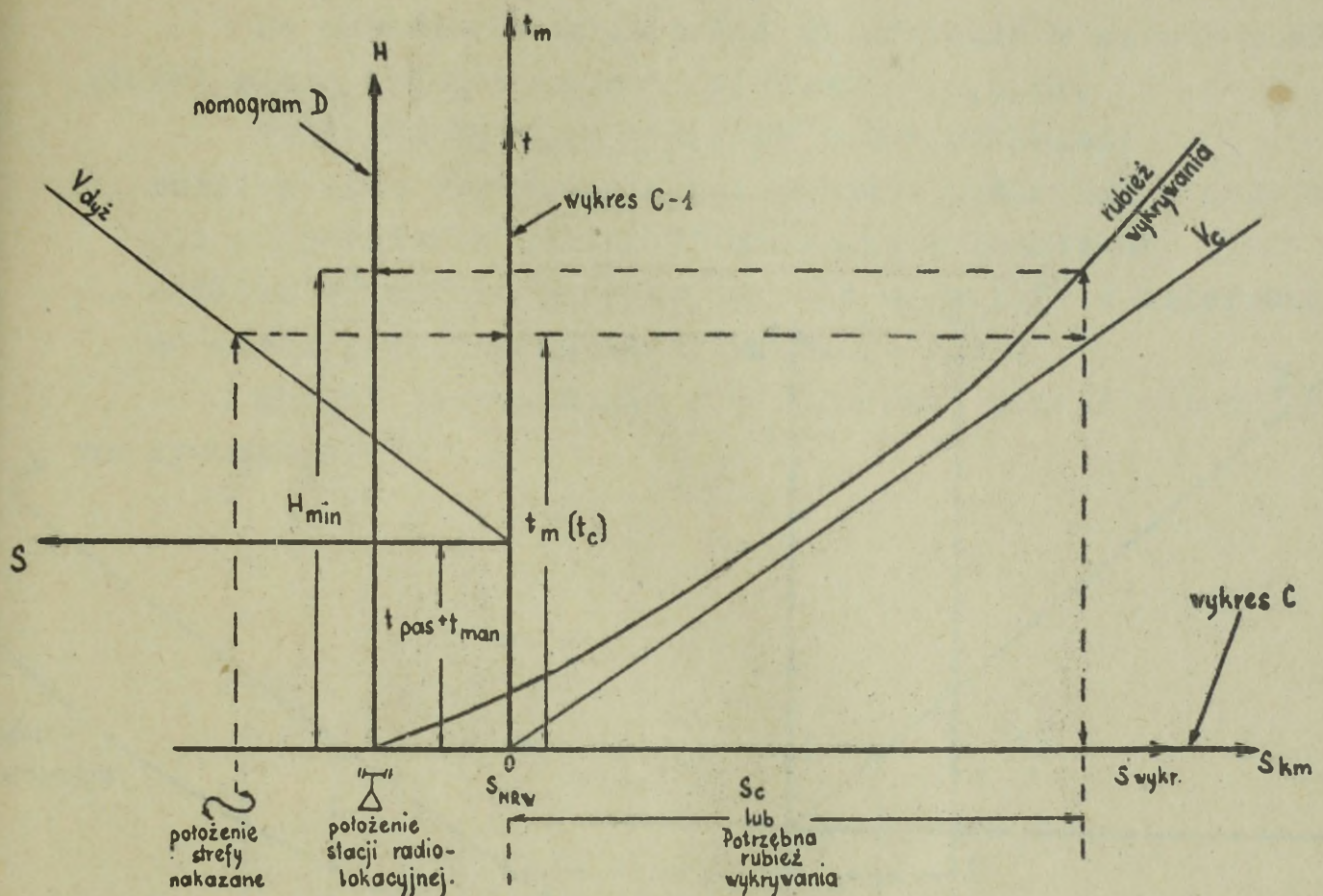
S_{str} - odległość od strefy dyżurowania do nakazanej rubieży wprowadzenia do walki.

Nomogram D przedstawia możliwości wykrywania podstawowych stacji radiolokacyjnych.

Przy pomocy wykresów i nomogramu można rozwiązywać następujące zadania:

- określać położenie potrzebnej rubieży wykrywania przy danym konkretnym położeniu strefy;
- określać możliwości przechwytywania w funkcji wysokości oraz drogą porównania potrzebnej rubieży wykrywania z rzeczywistością;
- określać położenie strefy na podstawie konkretnych możliwości wykrywania w funkcji wysokości;
- określać czas lotu myśliwca ze strefy do nakazanej rubieży wprowadzenia do walki licząc od momentu wykrycia celu do wyjścia myśliwca w tylną półsferę celu.

Kolejność określania potrzebnej rubieży wykrywania i sposób oceny możliwości przechwytywania z położenia dyżurowania w funkcji wysokości oraz czasu lotu myśliwców do nakazanej rubieży wprowadzenia do walki obrazuje rys.2/13.

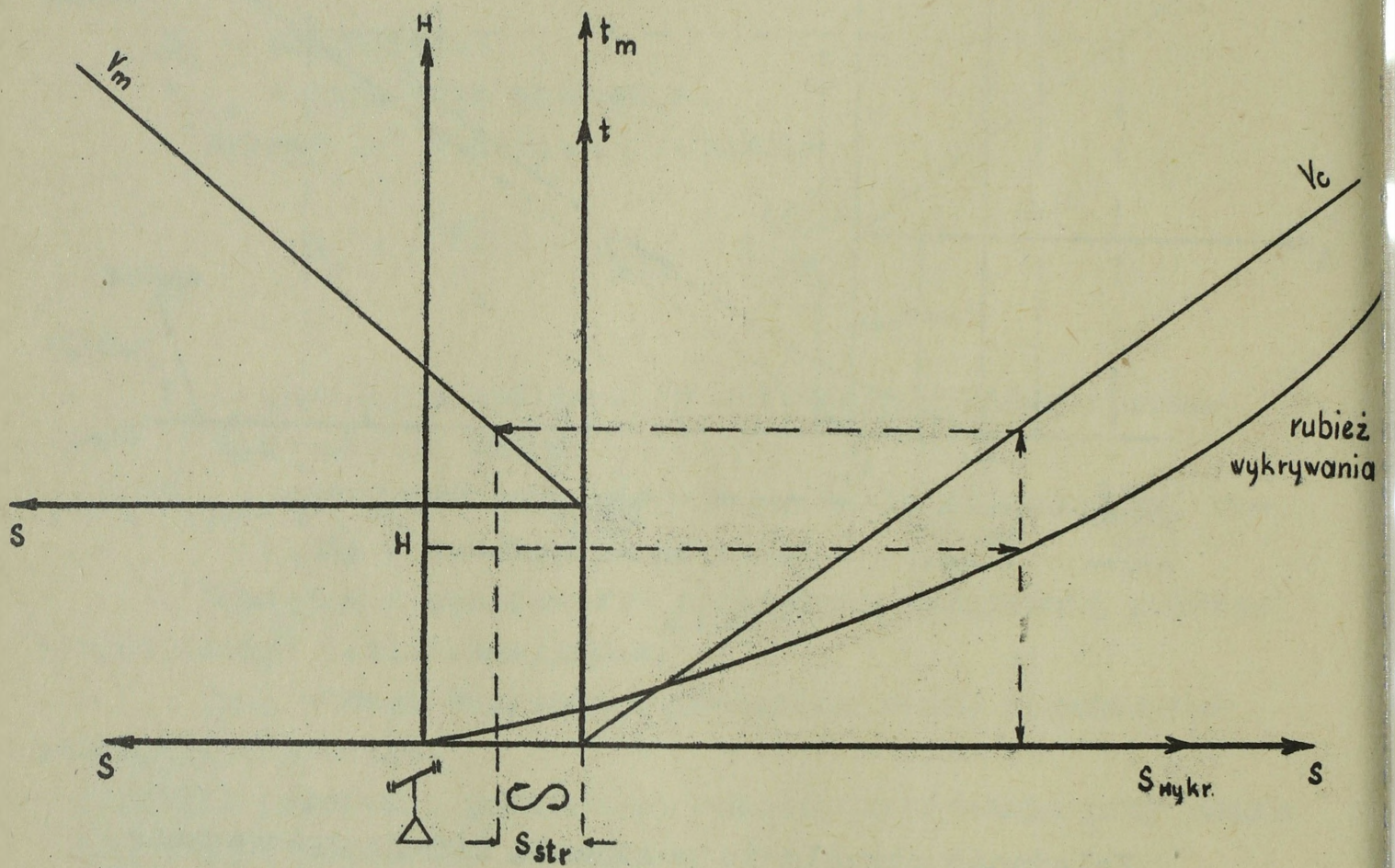


Rys. 2/13

Kolejność określania położenia strefy dyżurowania w zależności od możliwości wykrywania, położenia nakazanej rubieży wprowadzenia do walki prędkości lotu celów i prędkości lotu myśliwców w strefie dyżurowania pokazana jest na rys. 2/14.

Przy określaniu położenia strefy dyżurowania za pomocą wykresów i nomogramu należy mieć na uwadze to, że minimalna odległość strefy dyżurowania od rubieży wykrywania jest równa odległości:

$$D = V_c / t_{pas} + t_{man} / .$$



Rys. 2/14

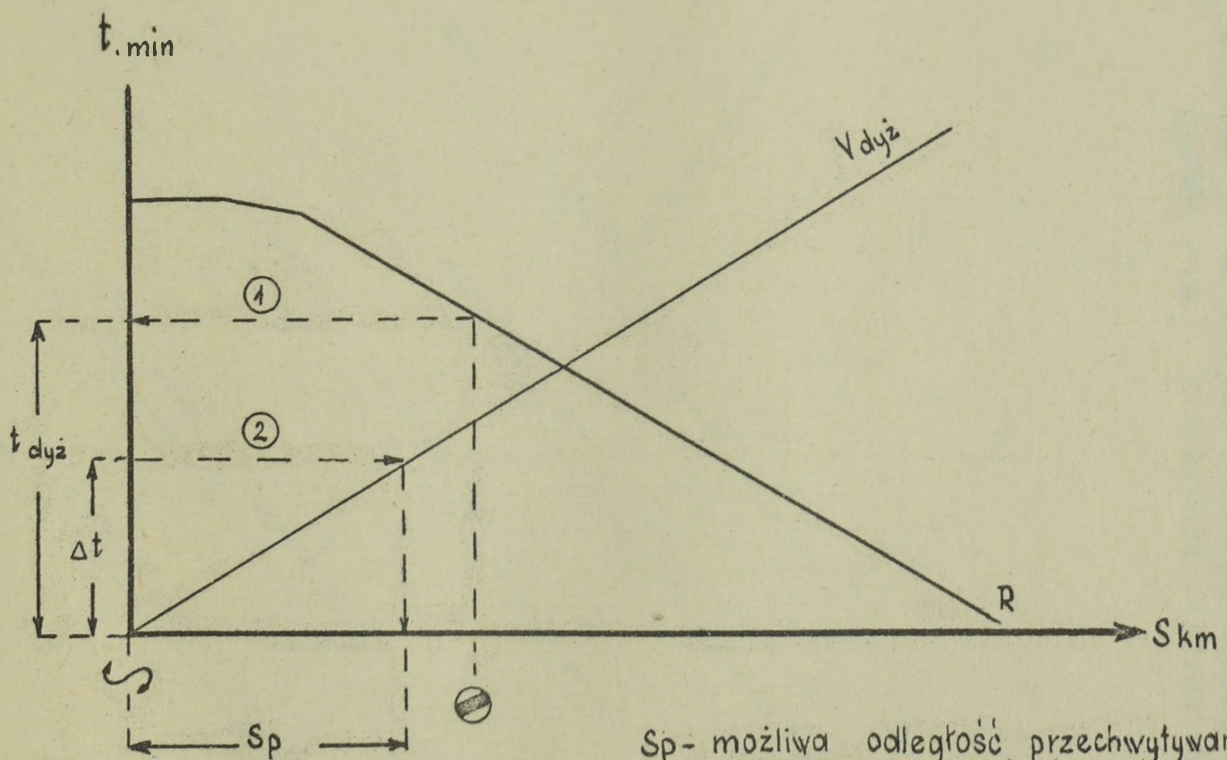
4. Określanie możliwości dyżurowania w czasie i w odległości

Do określania możliwości dyżurowania w czasie i odległości służą niżej załączone wykresy /a,b,c,d/.

Przy pomocy tych wykresów można określać:

1. możliwy czas dyżurowania samolotów w powietrzu w zależności od położenia strefy dyżurowania i lotniska;
2. możliwą odległość przechwytywania ze strefy w zależności od czasu pozostałego na dyżurowanie /st/.

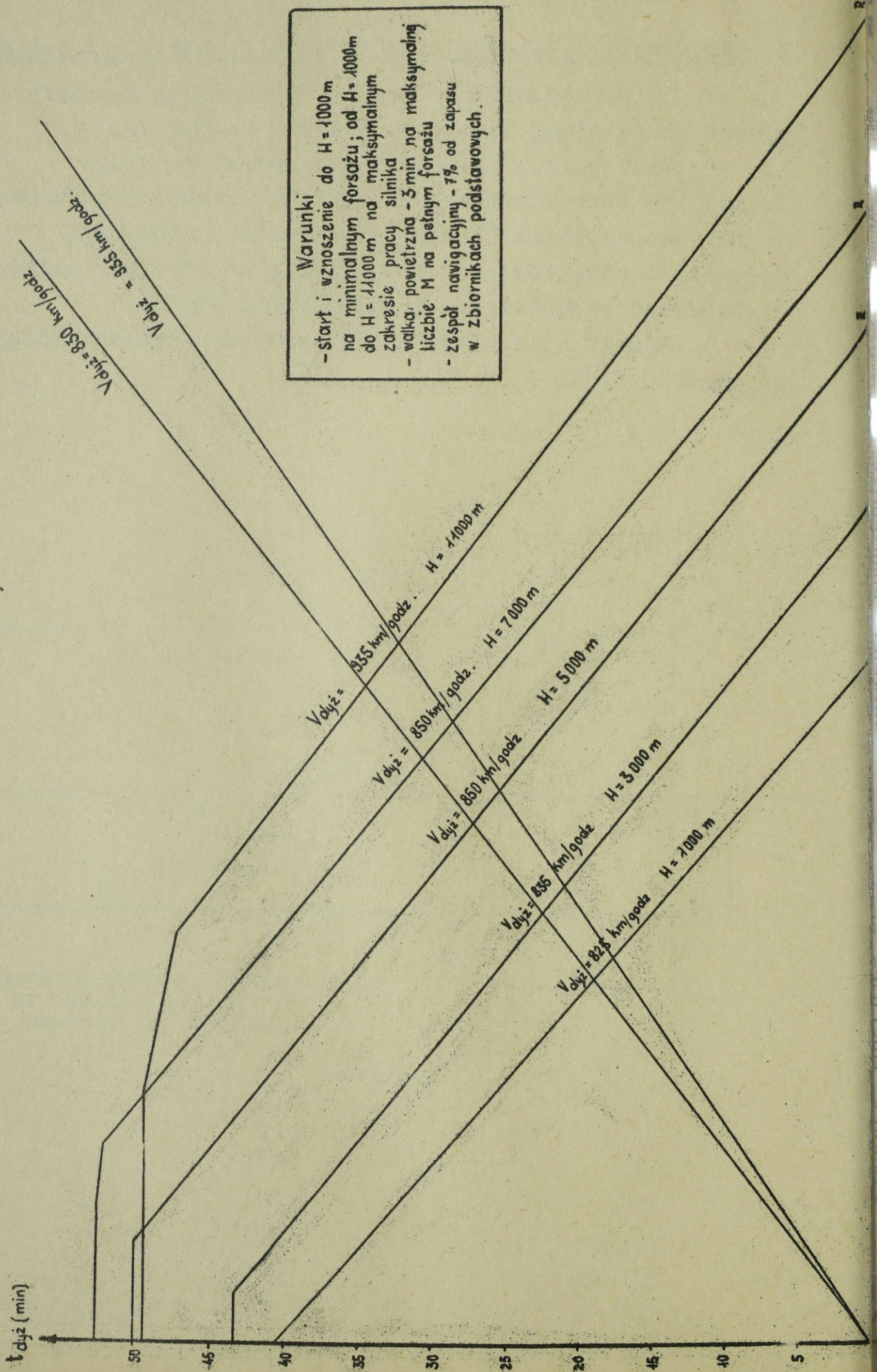
Sposób posługiwania się wykresami przedstawiony jest na rysunku 2/15.



Sp - możliwa odległość przechwytywania ze strefy w zależności od czasu pozostałego na dyżurowanie

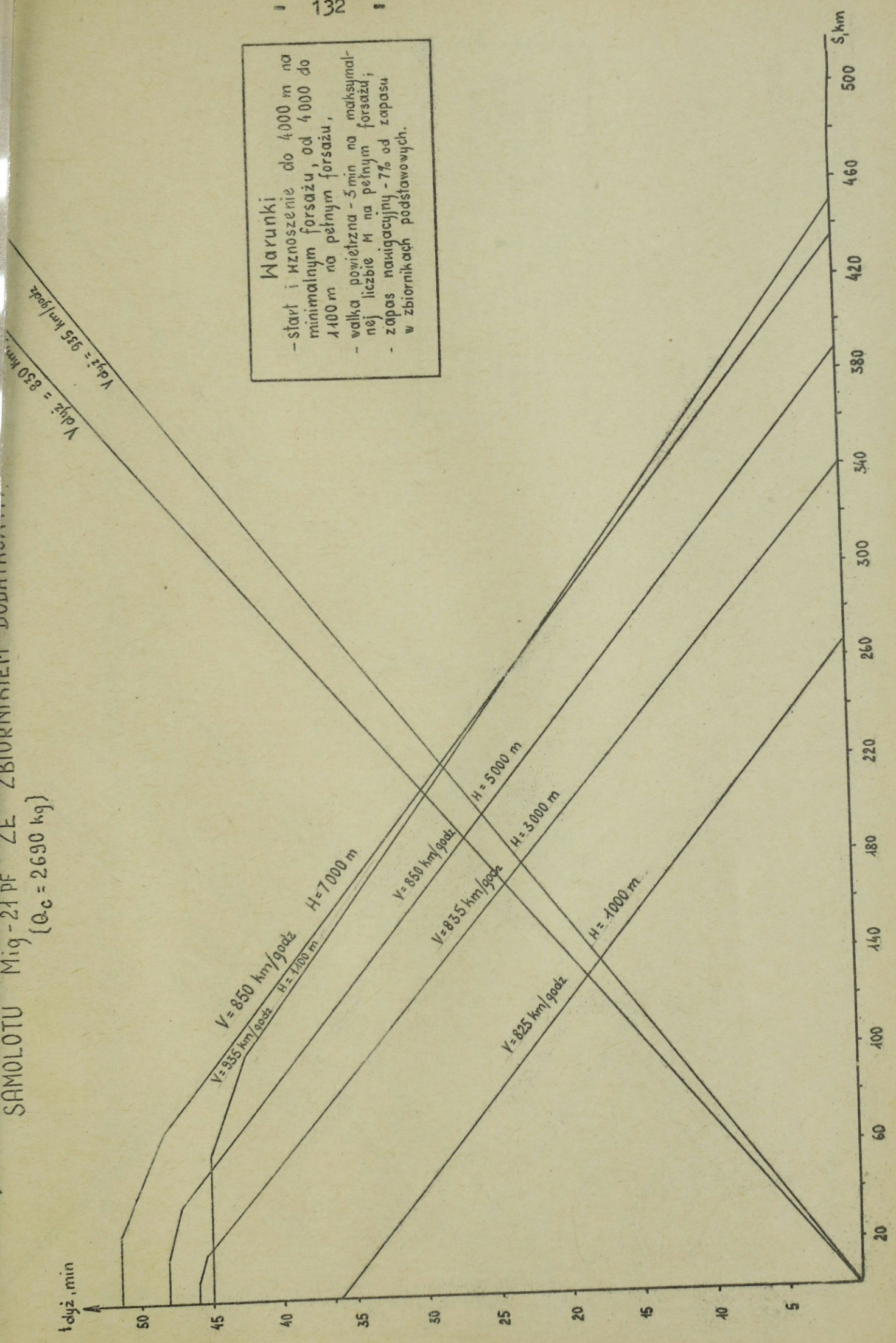
Rys. 2/15

a) WYKRES MOŻLIWEJ DŁUGOTRWAŁOŚCI DYZUROWANIA W POWIETRZU SAMOLOTU MiG-21F ZE ZBIORNIKIEM DODATKOWYM ($Q_c = 2690 \text{ kg}$)



SAMOLOTU MiG-21 PF ZE ZBIORNIKIEM DOPŁATOWYM
($Q_c = 2690 \text{ kg}$)

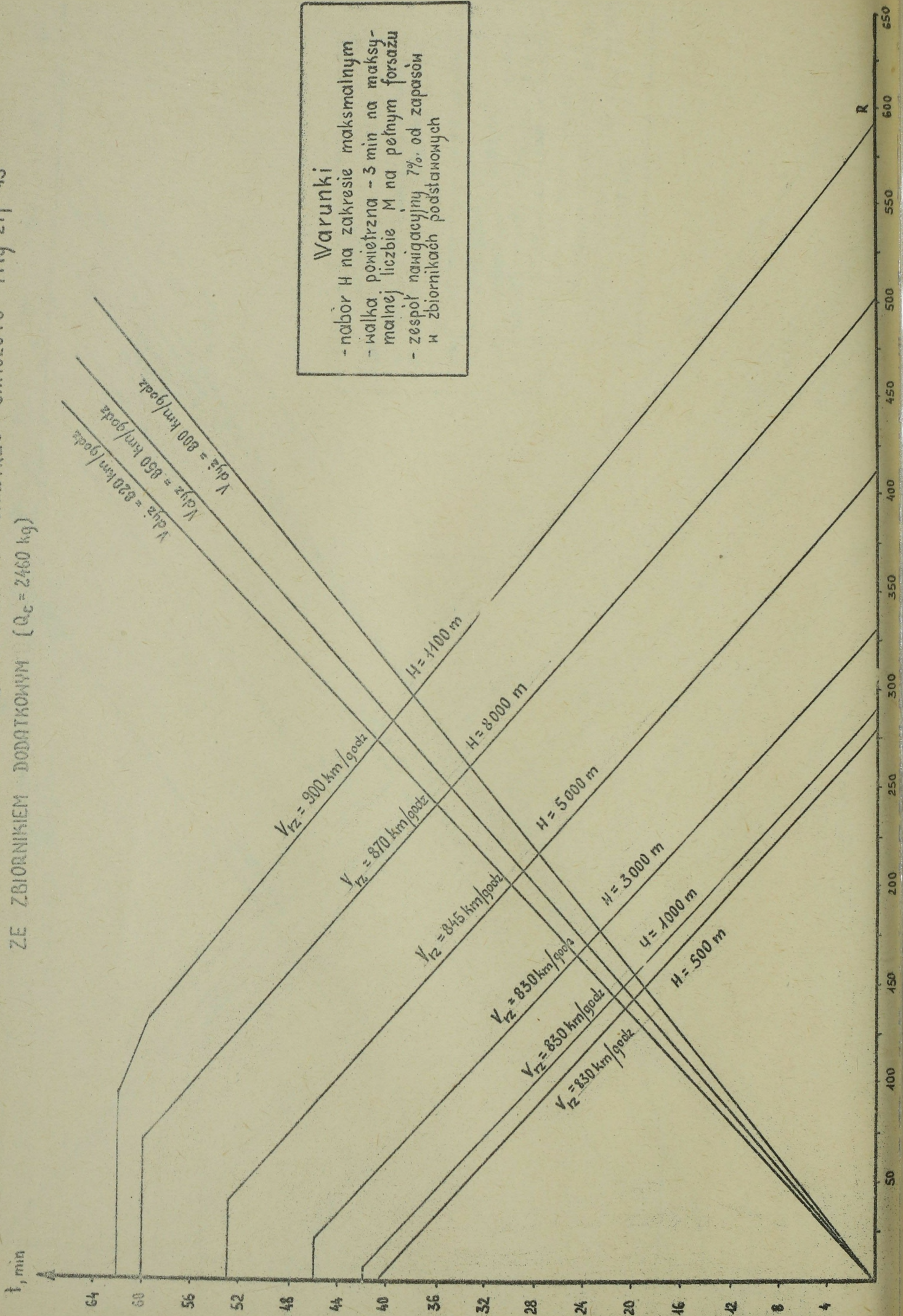
Warunki
 - start i wznośzenie do 4000 m na minimalnym forsażu, od 4000 do 4400 m na pełnym forsażu,
 - walka powietrzna - 3 min na maksymalnej liczbie M na pełnym forsażu;
 - zapas nawigacyjny - 7% od zapasu w zbiornikach podstawowych.



t_{dz}, min

S, km

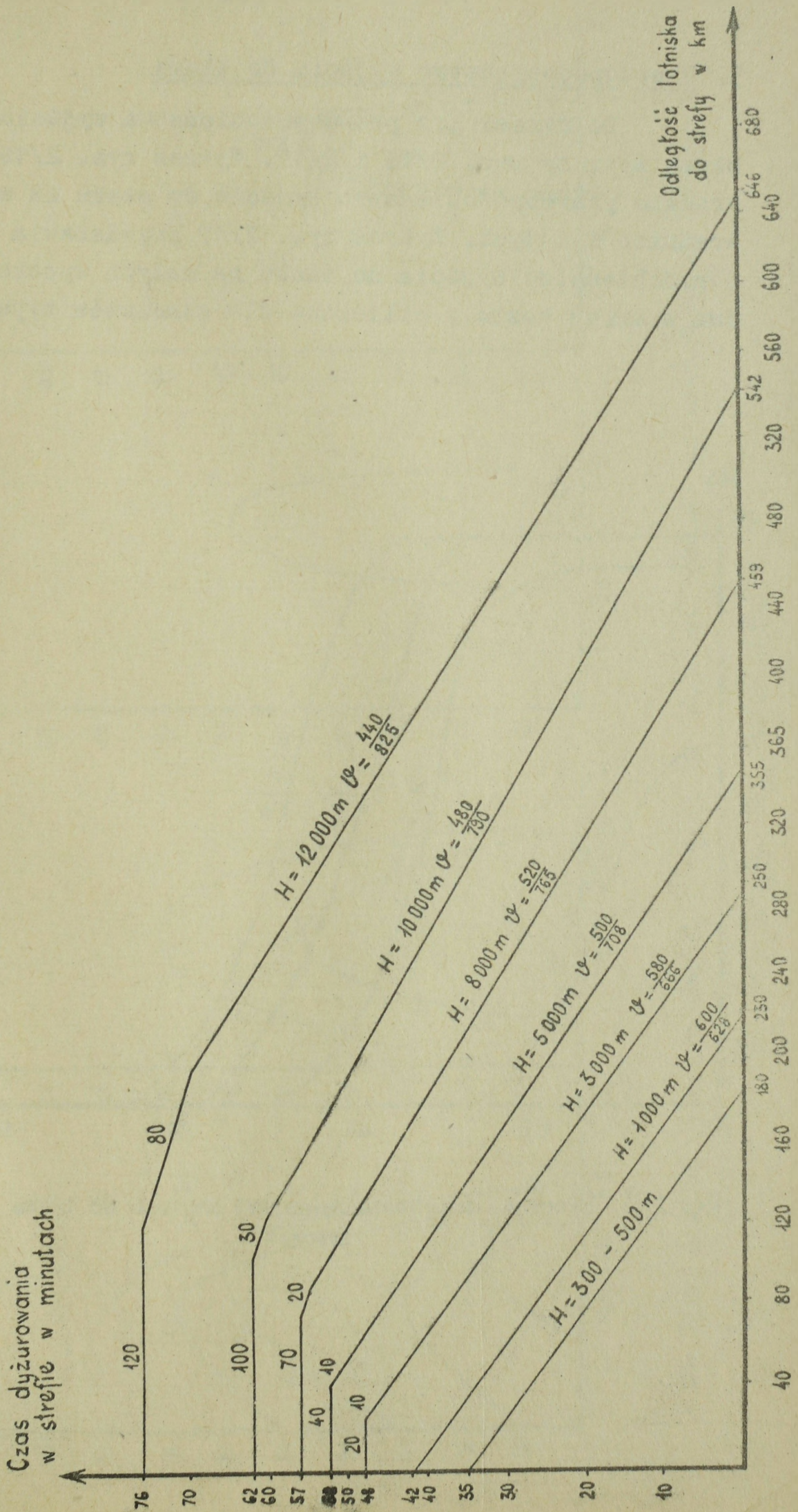
3. WYKRES MOŻLIWEJ DŁUGOTRWAŁOŚCI DYZURWANIA H PONIEMTRZU SAMOLOTU MIG 21f-43 ZE ZBIORNIKIEM DODATKOWYM (Q_c = 2460 kg)



Warunki

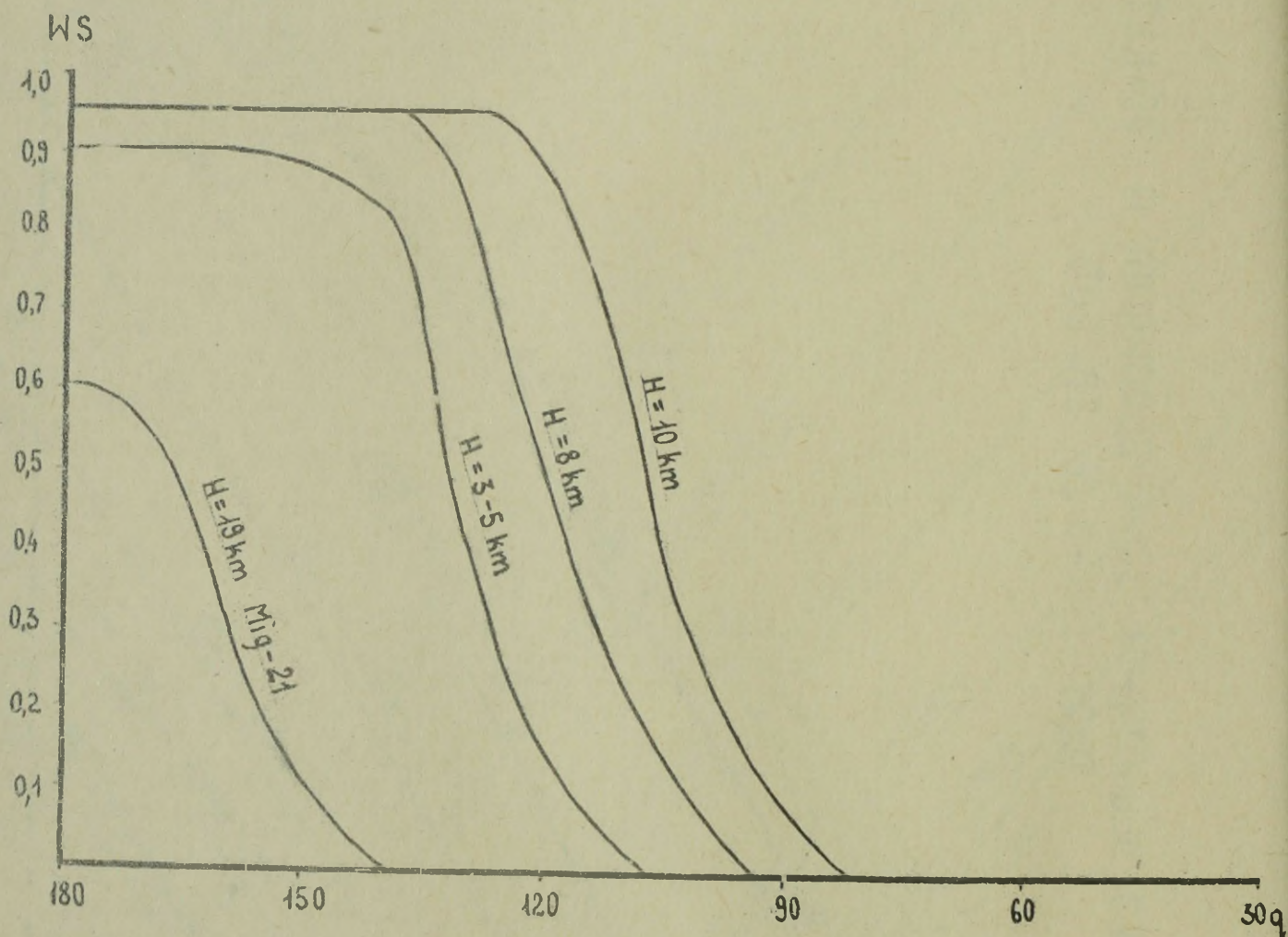
- nabór H na zakresie maksymalnym
- walka powietrzna - 3 min na maksymalnej liczbie M na pełnym forsaz
- zespół nawigacyjny 7% od zapasów H zbiornikach podstawowych

d) WYKRES MOŻLIWEJ DŁUGOTRWAŁOŚCI DYZUROWANIA W POWIETRZU
 PARY LIM-5 ZE ZB. DOD.

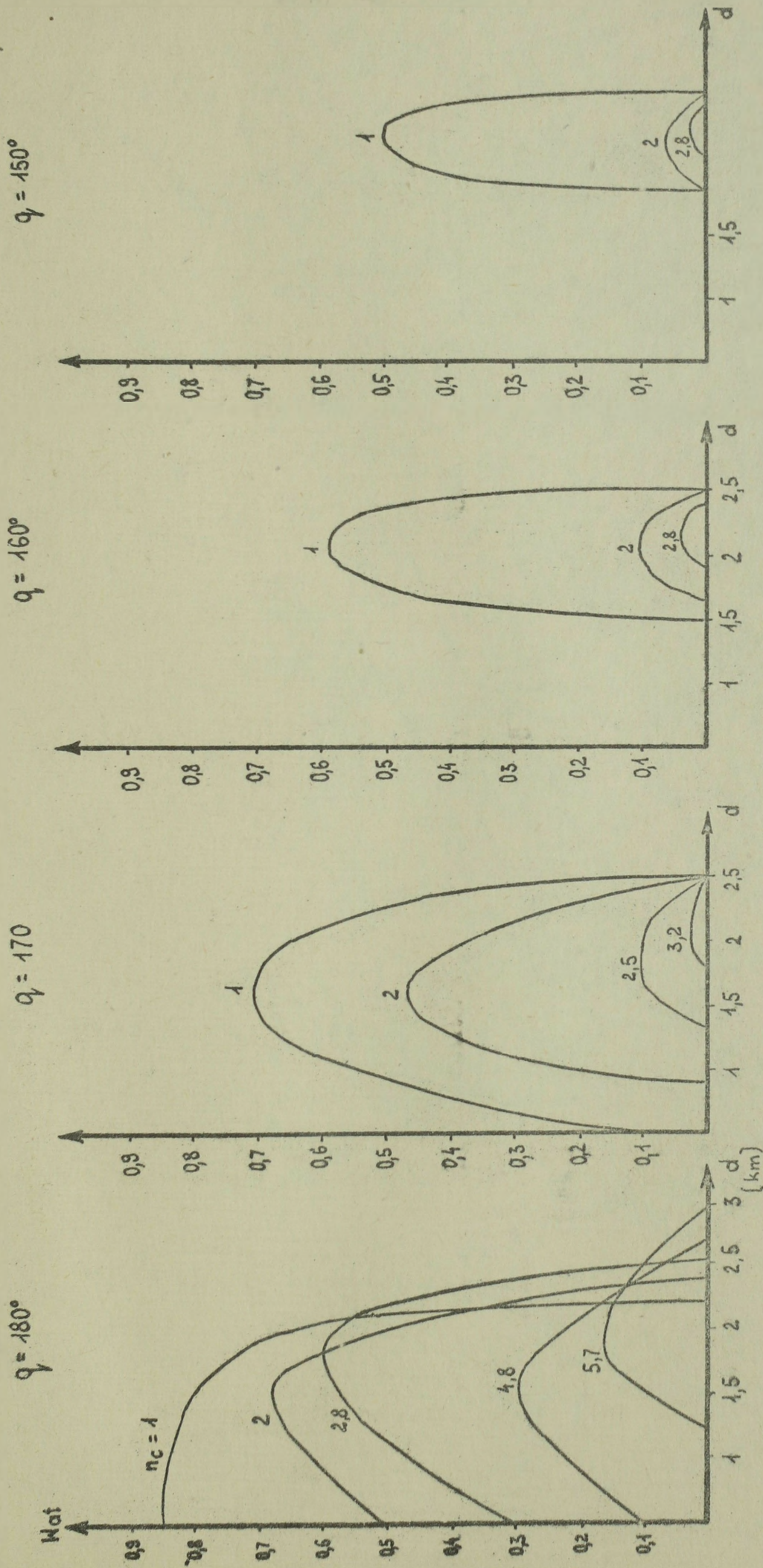


5. Prawdopodobieństwo wyjścia do ataku

Do określania prawdopodobieństwa wyjścia do ataku służą wykresy rys. 2/16 i 2/17. Wykres rys. 2/16 przedstawia średnie prawdopodobieństwo wyjścia do ataku na wysokościach średnich i dużych. Wykres rys. 1/17 przedstawia średnie prawdopodobieństwo wyjścia do ataku na małych wysokościach. Obydwa wykresy zostały obliczone dla samolotów typu MiG-21.



Rys. 2/16 Średnie prawdopodobieństwo wyjścia do ataku na wysokościach średnich



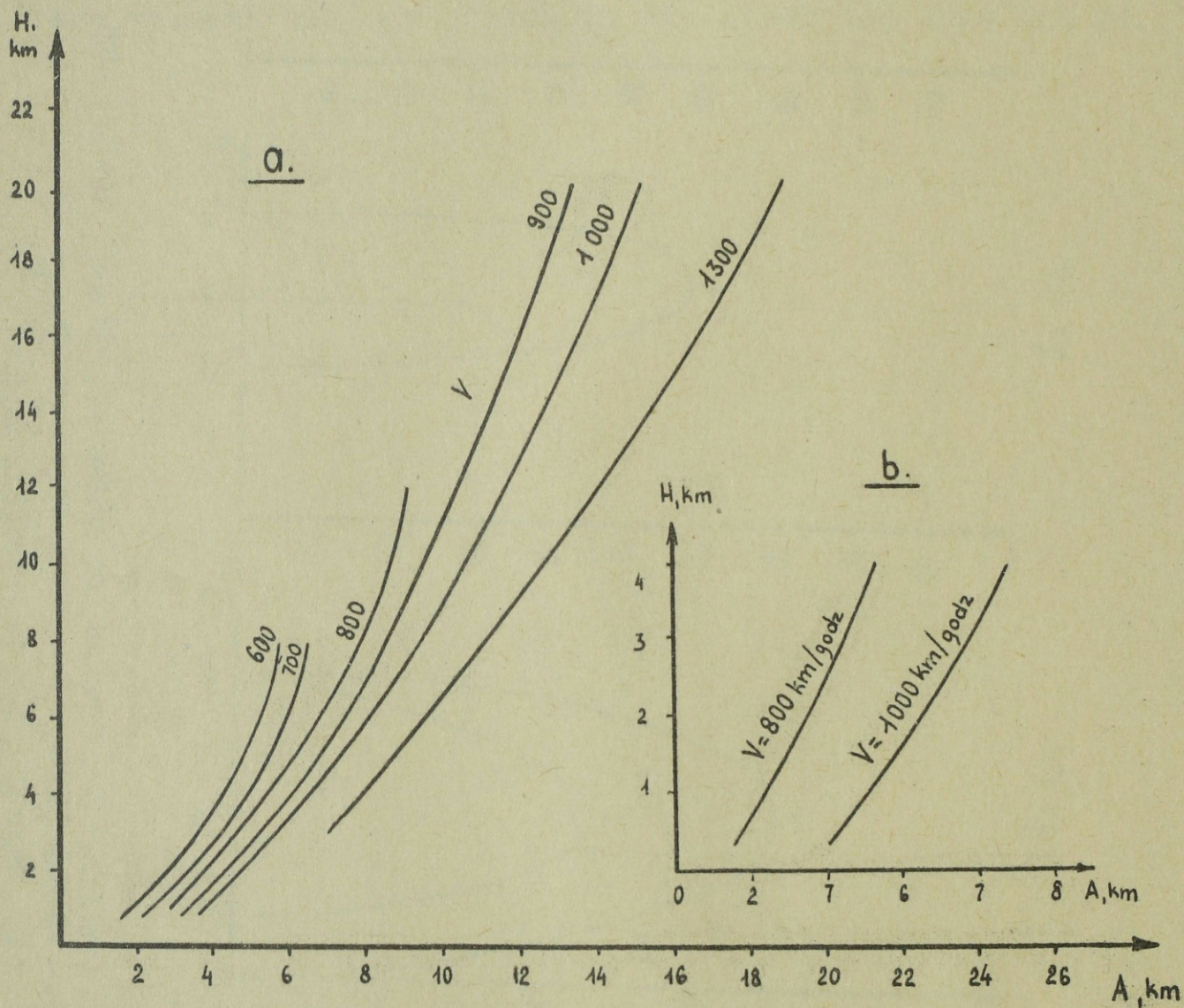
Rys. 2/17. Średnie prawdopodobieństwo wyjścia do ataku na małych wysokościach [300-1000 m] przy naprowadzaniu wzrokowym.

$V_C = 1000 \text{ km/godz}$; $V_m = 1100 \text{ km/godz}$.

6. Srednie wartości donośności bomby /rys. 2/18/

a/ bombardowanie z lotu poziomego;

b/ bombardowanie z lotu wznoszącego pod kątem 45°



ROZDZIAŁ III

Wskaźniki czasowe dotyczące gotowości bojowej, startu, walki powietrznej, intensywności wylotów

Tabela 3/1

1. Czas startu z gotowości bojowej nr 1 /w min./

Warunki typ s-tu	L A T O				Z I M A				
	DZIEŃ		NOC		DZIEŃ		NOC		
	Lim-5	MiG-19	Lim-5	MiG-19	Lim-5	MiG-21	Lim-5	MiG-19	
Skład grupy	Lim-5	MiG-19	Lim-5	MiG-19	Lim-5	MiG-21	Lim-5	MiG-19	MiG-21
Pojedynczy lub para	2-3	5	3-4	5	3	5	4	6	5-6
Klucz	3	5	5	6	4	5	5	7	9
Eskadra	5	7	7	11	5	9	7	12	15
Z gotowosci bojowej nr 2									
Pojedynczy lub para	4-5	11-12	6-7	11-14	6	11-15	8	12-17	13
Klucz	5	11-13	8	11-15	8	11-16	10	13-18	20
Eskadra	8	13-17	11	17-21	9	15-20	13	19-24	26

Uwaga: Czasy startu z gotowosci nr 2 przewidują dla samolotu MiG-19 ubranie przez pilota kombinizonu przeciwprzeciążeniowego /czas dłuższy/. Dla samolotu MiG-21 pilot ubrany jest w wysokościowy ubiór kompensacyjny bez nałożonego kasku hermetycznego.

2. Czas przejścia na wyższy stopień gotowości bojowej /w min./

Tabela nr 3/2

Z gotowości nr 2 na gotowość nr 1

Warunki typ s-tu	L A T O				Z I M A				
	DZIEŃ		NOC		DZIEŃ		NOC		
	Lim-5 19	MiG- 21	Lim-5 19	MiG- 21	Lim-5 19	MiG- 21	Lim-5 19	MiG- 21	
Skład grupy									
Pojedynczy lub para	2	7	3	7	3	6-9	4	6-10	8
Klucz	2	11	3	11	3	6-9	4	6-10	11
Eskadra	3	11	4	11	4	6-10	6	7-12	12

Z gotowości nr 3 w gotowość nr 1

Pojedynczy lub para	11	13	14	15	14	15	15	17	18	55
Klucz	11	13	14	15	14	15	15	18	18	60
Eskadra	14	15	18	19	18	19	19	23	24	80

Z gotowości nr 3 w gotowość nr 2

Pojedynczy lub para	10	11	12	13	12	13	13	14	15	50
Klucz	10	12	12	13	12	13	13	14	16	55
Eskadra	12	14	15	15	15	15	15	18	20	75

3. Czas przebywania pilota w różnych stopniach gotowości bojowej

W gotowości nr 1

W samolocie Lim-5 i MiG-21 bez hełmu hermetycznego-1 godz.

W samolocie MiG-21 przy ubranym hełmie hermetycznym - 30 min.

Zimą przy temperaturze poniżej -15°C i latem przy temperaturze powyżej 25°C czas przebywania skraca się do 30 minut.

W gotowości nr 2

Dla pilotów z samolotów Lim-5 i MiG-21 bez ubiorów kompensacyjnych czas ciągłego dyżurowania wynosi w dzień do 6-8 godzin, w nocy do 4-6 godzin.

4. Czas przebywania w ubiorach kompensacyjnych wynosi 2-4 godziny.

W gotowości nr 3

Ciągłe przebywanie pilota może wynosić do 16 godzin.

Dobowe możliwości pilota wynoszą:

w gotowości nr 1 - w dzień 2-5 godz.; w nocy 2-4 godz.;

w gotowości nr 2 - w dzień 6-12 godz.; w nocy 4-8 godz.;

w gotowości nr 3 - w dzień 12-16 godz.; w nocy 8-12 godz.;

Uwaga: przerwy czasowe między gotowościami 1 i 2 powinny wynosić na odpoczynek dla pilota 1 godzinę /gotowość nr 3/

Dla 16 godzin pobytu w gotowości pilot może przebywać:

- w gotowości nr 1 - 2-4 godz.;

- w gotowości nr 2 - 6-8 godz.;

- w gotowości nr 3 - 8-4 godz.

5. Czas trwania walki powietrznej

a. Poszukiwanie ze zbliżeniem do celu

a/ dla samolotów dodźwiękowych bez celownika radiolokacyjnego $D = 5 \text{ km}$, $V_{zbl} = 100 \text{ km/h}$, $t = 3 \text{ min}$.

b/ dla samolotów naddźwiękowych z celownikiem radiolokacyjnym $D = 8 \text{ km}$, $V_{zbl} = 200-300 \text{ km/h}$, $t=2-2,5 \text{ min}$.

b. Wykonywanie ataku z odejściem od celu:

- jeden atak z działek 2 serie x1" = 1 min.;
- dwa ataki z działek = 2 min.;
- jeden atak przy użyciu rakiet = 0,5 min.;
- dwa ataki przy użyciu rakiet = 1 min.

Ogólny czas trwania walki powietrznej - 3-5 minut.

6. Minimalne przerwy czasowe między wylotami bojowymi pilota

Tabela 3/3

Nr wylotu	I wylot	II wylot	III wylot	IV wylot
Dzień	0	1,5 godz.	4 godz.	8
Noc	0	2 godz.	5 godz.	-

7. Ilość możliwych wylotów bojowych na pilota

Tabela 3/4

Okres	DZWA			DTWA	NOC		Razem
	Ma- łe H	Sred.i duże H	Strat- to- sfer.		ZWA	TWA	
8 godzin	2	3	2	2	3	2	2-3
Dzień-noc 12 godzin	3	4	2	2	3	2	2-4
Doba	3	4	3	3	3	2	3-4
Tydzień	12	18	8-10	12	16	10	10-18
Miesiąc	25	30-40	20	25	30	20	25-40

8. Czas odtwarzania gotowości bojowych samolotów MiG-21

Założenia ogólne

a/ 12 samolotów w eskadrze

b/ pełny stan etatowy personelu technicznego eskadry

c/ średnia ilość pozostałości paliwa na samolotach po wylądowaniu - 700 litrów

d/ zabezpieczenie środków MTZ:

- 6 dystrybutorów paliwowych o pojemności 4000 litrów każdy;
- dystrybutor tlenowy;
- dystrybutor powietrzny;
- 2 samochody APA - 3 MP.

Para samolotów

- Ustawienie samolotów na stoisku, założenie zabezpieczeń na mechanizmy spustowe środków pirotechnicznych, założenie zagłuszek na stożek kanału wylotowego i na klapki startu - 2 min.;
- rozładowanie niewykorzystanej w czasie lotu amunicji, SS lub RS lub bomb - 4 min.;
- tankowanie paliwem jednocześnie obu samolotów, ustawienie wskazówek rozchodomierzy, kolejne napełnianie instalacji powietrznych, zakładanie spadochronów hamujących, przegląd samolotów przez dowódcę lub technika klucza - 14 min.;
- sprawdzenie ilości tlenu w instalacji tlenowej, zasilania silnika oraz uzupełnienie tlenu. Sprawdzenie czystości otworów ciśnienia całkowitego i statycznego na odbiornikach ciśnień powietrznych - 4 min.;
- sprawdzenie mocowania i działania wyłączników krańcowych, mocowania przewodów na goleniach podwozia, sygnalizacji nadwozia, czystości szkła reflektora i szkła armatur nawigacyjnych, sprawdzenie napięcia akumulatorów pokładowych pod obciążeniem, mocowanie armatur oraz stan przewodów zasilających, czystości kołpaczków filtrów świetlnych lamp sygnalizacji - 3 min.;
- sprawdzenie mocowania i stanu anten urządzeń radiowych i radiolokacyjnych oraz sprawdzenie pracy urządzeń, do których piloci mieli zastrzeżenia podczas ostatniego lotu - 3 min.;
- sprawdzenie stanu skrzydełek "DUAS" węzłów mocowań uzbrojenia, powierzchni układu optycznego celownika, wizjera S-52, mocowania belek i zamków, zamknięcie dźwigni

nośnych, zamocowanie belek przejściowych oraz ładowanie amunicji i podwieszanie rakiet - 20 min.;

Średni czas odtwarzania gotowości bojowej pary samolotów - 50 minut.

Klucz samolotów

- ustawienie samolotów na stoisku, założenie zabezpieczeń na mechanizmy spustowe środków pirotechnicznych, założenie zagłuszek na stożki kanałów wlotowych i na klapki startu - 4 min.;
- rozładowanie niewykorzystanej w czasie lotu amunicji, SS lub RS lub bomb - 8 min.;
- tankowanie paliwem jednocześnie wszystkich samolotów, ustawienie rozchodomierzy, kolejne napełnienie instalacji powietrznych, zakładanie spadochronów hamujących, przegląd samolotów przez dowódcę lub technika klucza - 14 min.;
- przygotowanie i przegląd przyrządów pokładowych oraz napełnianie tlenem 8 min.;
- przygotowanie i przegląd urządzeń elektrycznych samolotów - 5 min.;
- przygotowanie urządzeń radiowych i radiolokacyjnych - 4 min.;
- przegląd uzbrojenia oraz ładowanie amunicji i podwieszanie rakiet - 37 min.

Średni czas odtwarzania gotowości bojowej klucza samolotów - 80 minut.

Eskadra samolotów

- ustawienie samolotów na stoisku, założenie zabezpieczeń na mechanizmy spustowe środków pirotechnicznych, założenie zagłuszek na stożki kanałów wlotowych i na klapki startu - 8 min.;
- rozładowanie niewykorzystanej w czasie lotu amunicji SS lub RS lub bomb - 16 min.;
- tankowanie paliwem jednocześnie sześciu samolotów, ustawienie rozchodomierzy, kolejne napełnianie instalacji powietrznych, załadowanie spadochronów hamujących, przegląd samolotów przez dowódcę lub technika klucza - 14 min.

- przygotowanie i przegląd przyrządów pokładowych oraz napełnianie tlenu - 14 min.;
- przygotowanie i przegląd urządzeń elektrycznych - 8 min.
- przygotowanie urządzeń radiowych i radiolokacyjnych - 7 min.;
- przegląd uzbrojenia oraz ładowanie amunicji i podwieszenie rakiet - 75 min.;

Średni czas odtwarzania gotowości bojowej eskadry - 140 minut.

Uwaga: Tankowanie paliwem pozostałych sześciu samolotów po uprzednim wykonaniu na nich przygotowania przyrządów pokładowych i napełnieniu tlenu.

9. Czasy praktyczne odtwarzania gotowości bojowej samolotów typu Lim

Założenia ogólne

- a/ 12 samolotów w eskadrze
- b/ pełny stan etatowy personelu technicznego eskadry
- c/ średnia ilość pozostałości paliwa na samolotach po wylądowaniu - 500 litrów
- d/ zabezpieczenie środków MTZ
 - 6 dystrybutorów paliwowych;
 - dystrybutor tlenowy;
 - dystrybutor powietrzny;
 - 6 wózków rozruchowych.

Para samolotów

- ustawienie na lotnisku, założenie zabezpieczeń fotela, założenie zagłuszki przedniej, ustawienie podstawek - 2 min.;
- rozładowanie niewykorzystanej amunicji i bomb - 5 min.;
- tankowanie paliwem, powietrzem, przegląd przez dowódcę klucza - 8 min.;
- w tym samym czasie ładowanie tlenu i sprawdzenie przyrządów, sieci elektrycznej i urządzeń elektrycznych /4 min./;
- w tym samym czasie przegląd urządzeń elektrycznych /4 min./

- przegląd uzbrojenia samolotu, ładowanie amunicji, podwieszanie bomb - 5 min.;

Sredni czas odtworzenia gotowości bojowej dla pary - 20 minut.

Klucz samolotów

- ustawienie na stoisku, założenie zabezpieczeń foteli, założenie zagłuszek, ustawienie podstawek - 4 min.;
- rozładowanie niewykorzystanej amunicji i bomb - 5 min.;
- tankowanie paliwem, powietrzem, przegląd przez dowódcę klucza - 12 min.;
- w tym samym czasie ładowanie tlenu, sprawdzenie przyrządów i urządzeń elektrycznych /6 min./;
- w tym samym czasie przegląd urządzeń radiotechnicznych /6 min./;
- przegląd uzbrojenia, ładowanie amunicji, podwieszanie bomb - 9 min.;

Sredni czas odtworzenia gotowości dla klucza - 30 minut.

Eskadra samolotów

- ustawienie samolotów na stoisku, założenie zabezpieczeń, zagłuszek i podstawek pod koła - 8 min.;
- rozładowanie niewykorzystanej amunicji i bomb - 10 min.;
- napełnianie paliwem, powietrzem, przegląd przez dowódców kluczy - 24 min.;
- w tym samym czasie ładowanie tlenu, sprawdzenie przyrządów i urządzeń elektrycznych /12 min./;
- w tym samym czasie przegląd urządzeń radiotechnicznych /12 min./;
- przegląd uzbrojenia, ładowanie amunicji, podwieszanie bomb - 18 min.;

Sredni czas odtworzenia gotowości dla eskadry - 60 minut.

Uwaga: Dane odtworzenia gotowości bojowej wzięte z I KOPK.

ROZDZIAŁ IV

Wskaźniki określające warunki wykonania lotu, wykrycia przeciwnika, wyjście na pozycję do ataku i wyjście z walki

1. Minimalne wysokości lotu /walki powietrznej/ według warunków

W czasie lotu:

- w dzień ZWA

nad morzem 20-30 m;

nad terenem równinnym 50-100 m;

nad terenem pagórkowatym 100-200 m nad powierzchnią terenu;

- w dzień w TWA i w nocy

nad morzem i terenem równinnym 200-300 m;

nad terenem pagórkowatym 300-400 m nad powierzchnią terenu.

<u>Walka powietrzna:</u>	w dzień w ZWA	w nocy
uzbr. artyleryjskie	100-300 m	500- 700 m
uzbr. raketowe	500-700 m	700-1000 m.

2. Odstępy oraz odległości i przewyższenia między samolotami

a/ podczas lotu

- 50-80 m x 200-300 m do odległości 500-1500 m;

b/ w walce powietrznej

- 20-30 m x 50-70 m do odległości 1200-3000 m;

W nocy łańcuch radiolok. samolotów przy odległości 4-8 km;

c/ dyżurowanie

- w ugrupowaniu luźnym 50-80 m x 200-300 m do odległości 3 km.

przewyższania między grupami samolotów od 1000 m wzwyż;

d/ patrolowanie

- w zależności od stosowanego manewru przeprowadzać w luźnym ugrupowaniu - max. odległości między samolotami mogą wynosić odstęp 3-5 km, odległość do 3 km.

Uwaga: W czasie lotu na prędkościach naddźwiękowych stosuje się przniżenia prowadzone w granicach 10-50 m do 300-500 m. Przy prędkościach dźwiękowych stosuje się przewyższenie w granicach 100-300 m, do 600-1000 m.

W czasie lotu najwygodniejsze są takie ugrupowania, przy których kąt widzenia na prowadzącego powinien się mieścić w granicach 20-30°.

Przy jednoczesnych atakach z uzbrojeniem raketowym stosunek

$$\frac{\text{odległości}}{\text{odstępu}} \approx 1,7$$

Dla uniknięcia zaburzeń od czołowych samolotów przy lotach z V naddźwiękową należy uwzględnić kąt rozchodzenia się fali uderzeniowej

$$\sin \beta = \frac{1}{M}$$

3. Wielkości stref dyżurowania w powietrzu

Tabela 4/1

Rodzaj stref	Rodzaj manewru i warunki	V=600	V=720	V=925	
Strefy dyżurowania	lot po kręgu	w dzień	20x10	25x10	30x10
	ósemką	w ZWA	30x10	35x10	40x10
	prostokąt	na śre-	30x20	40x20	45x25
	zmijka	dnich H	50x30	60x35	70x40
	po prostokącie	w nocy i	30x30	35x35	45x45
	po trójkącie	w dzień	30x20	35x30	45x30
Patro- lowanie	zasłona		20x10	25x10	30x10
	przeczesywanie		50x30	50x30	50x30
	wydłużony prostokąt		50x20	50x20	50x20
SKW	po kręgu nad obiektem		∅ 20	∅ 20	∅ 25

4. Zasięg wzrokowego wykrywania celów powietrznych

Tabela 4/2

Warunki atmosferyczne	Dzień zwykle warunki przy dobrej widoczności				DTWA lub zmrok i świt	Jasna noc ZWA
	wyso-kość	Małe H	Sre-dnie H	Duże H		
Typ celu sylwetka						
Samoloty myśli.lub 0/4		3-4	3-4	3- 5	2-3	1-1,5
myśli.-bomb.2/4		4-5	4-6	5- 8	3-5	
średni bomb.0/4		4-5	5-6	6- 7	4-5	1,5-2
2/4		5-6	6-8	8-10	5-6	
ciężki bomb.0/4		5-6	6-7	7- 8	4-6	2
2/4		7-8	8-10	10-12	6-8	
para myśliwców		4-6	6	10	4-5	2
klucz bombowców		8-10	12	15	7-9	2-3

Uwaga: Mniejsze wartości należy przyjmować dla samolotu MiG-21 przy ubranym przez pilota kasku hermetycznym. większe wartości podano dla samolotu typu Lim-5.

Wartość D - odległość wykrycia dla innych sylwetek można obliczyć ze wzoru

$$D = D_0 / 1 + q/$$

5. Zasięg wykrycia pokładowych stacji radiolokacyjnych

Tabela 4/3

	RP-21/RP-9-21 lub CD-30/		RP-5	RP-2U
	Odległ. wykrycia	uchwyce-nia	wykrycia	uchwycenia
Samolot myśliwski	12-14	6- 8	5- 6	4
Średni bomb.	14-17	7- 9	7- 8	4
Ciężki bomb.	17-20	9-10	8-10	4

6. Określanie odległości wyprowadzenia samolotu myśliwskiego na pozycję wyjściową do ataku

Odległość wyprowadzenia samolotu myśliwskiego na pozycję wyjściową do ataku, zależy od:

- zamierzonej odległości użycia środków rażenia;
- wysokości prowadzenia walki powietrznej;
- stosowanych środków rażenia;
- czasu niezbędnego na wykonanie celowania zgrubnego i dokładnego przed pierwszym strzelaniem w ataku;
- liczby strzelań z jednej lub różnej broni w jednym ataku;
- prędkości zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem;
- widzialności celu /wzrokowej, radiolokacyjnej lub innej/ i innych.

Ze względu na dość duże zróżnicowanie odległości strzelania z działek i raketami niekierowanymi oraz raketami kierowanymi, należy broń stosowaną przez pilota samolotu myśliwskiego w walce powietrznej, podzielić na dwie grupy:

- do pierwszej grupy zaliczyć działka lotnicze i niekierowaną broń raketową;
- do drugiej grupy - kierowaną broń raketową, a mianowicie rakiet samonaprowadzające typu R-3S i rakiety kierowane za pomocą wiązki prowadzącej typu RS-2A /RS-2US/.

Jeśli wziąć pod uwagę, że w przeważającej mierze ataki w walce powietrznej wykonywane są z tylnej półsfery pod małymi sylwetkami celu rzędu 0/4-2/4, zatem z dostateczną dla praktyki dokładnością można przyjąć, że prędkość zbliżenia samolotu z celem równa się różnicy prędkości atakującego samolotu myśliwskiego i samolotu celu. Przy takim założeniu, określanie odległości wyprowadzenia samolotu myśliwskiego na pozycję wyjściową do ataku nie nastrocza specjalnych trudności i dokonuje się według wzoru przybliżonego:

$$D_{w.a} = D_{strz} + t \sum V_D [m]$$

gdzie:

$D_{w.a}$ - odległość wyprowadzenia samolotu myśliwskiego na pozycję wyjściową;

- D_{strz} - odległość pierwszego strzelania /otwarcia ognia lub odpalenia rakiet/ w m;
- t_{Σ} - suma czasów celowania zgrubnego, /wstępnego/ i dokładnego w sek.;
- V_D - prędkość zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem w m/sek., określa się ze wzoru:

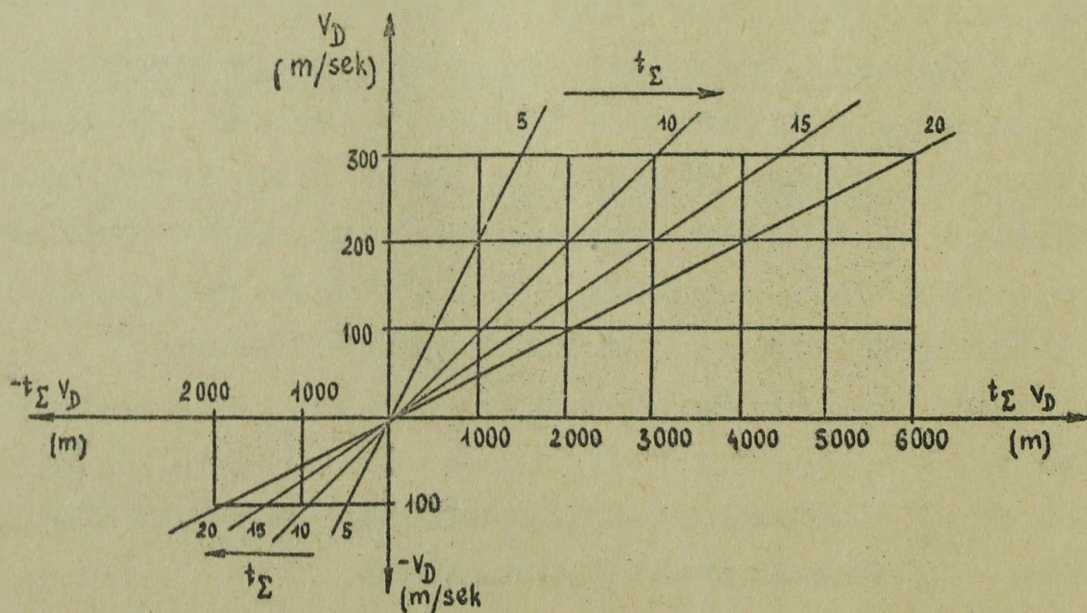
$$V_D = V_m - V_c$$

- V_m - prędkość samolotu myśliwskiego w m/sek.;
- V_c - prędkość celu w m/sek.

Sumaryczny czas celowania / t_{Σ} / może być różny, wielkość jego zależy od wyszkolenia pilota, czasu niezbędnego na dokładne celowanie, uzależnionego od urządzeń celowniczych zamontowanych na samolotach myśliwskich i innych czynników.

Jednak najczęściej na celowanie wstępne przewiduje się 3-5 sek., a na celowanie dokładne, bezpośrednio przed otwarciem ognia z działek lub przed odpaleniem rakiet, około 5 sek.

W celu ułatwienia określania odległości wyprowadzenia samolotu myśliwskiego na pozycję wyjściową do ataku sporządzony został wykres drogi przebytej przez samolot myśliwski za ogólny czas celowania, czyli wykres wielkości $t_{\Sigma} V_D$, dla różnych prędkości zbliżenia z celem i czasów celowania.



Rys. 4/1. Wykres wartości $t_{\Sigma} V_D$

Ostatecznie, chcąc określić odległość wyprowadzenia samolotu myśliwskiego na pozycję wyjściową do ataku, należy:

- przy strzelaniu raketami R-3S, z wykresów 1-10, w zależności od prędkości zbliżenia V_D z celem, wysokości walki powietrznej H i urządzenia celowniczego /RP-21 lub RP-9-21/ zamontowanego na samolocie myśliwskim, dopuszczalną /lub za mierzoną/ odpalania D_{strz} . Następnie z wykresu wartości $t_{\Sigma V_D}$ wziąć wielkość drogi przebytej przez samolot myśliwski w czasie wykonywania celowania. Po zsumowaniu tych wielkości, otrzymuje się odległość wyprowadzenia samolotu na pozycję wyjściową do ataku;
- przy strzelaniu raketami RS-2U /RS-2US/, sposób postępowania jest podobny, z tą tylko różnicą, że wartość D_{strz} bierze się z tabeli dopuszczalnych odległości odpalania raket typu RS-2U;
- przy strzelaniu z działek lub raketami niekierowanymi, odległość wyprowadzenia określa się w sposób następujący: po przyjęciu odległości strzelania D_{strz} , z wykresu $t_{\Sigma V_D}$, określa się drogę przebytą przez samolot myśliwski w czasie celowania i dodaje się do siebie obie wielkości.

Należy pamiętać, że w wyniku obliczeń, otrzymane odległości wyprowadzenia samolotu myśliwskiego na pozycję wyjściową do ataku nie mogą być większe od wzrokowej lub radiolokacyjnej widzialności celu, gdyż wymagane byłoby dodatkowe naprowadzanie samolotu przez system naziemny.

7. Minimalne odległości wyjścia samolotów myśliwskich z walki powietrznej

Minimalną odległość wyjścia samolotu myśliwskiego z walki powietrznej z samolotem przeciwnika, to jest odległość, z której samolot rozpoczyna wyjście z ataku, określa się warunkami zabezpieczającymi go przed zderzeniem z celem.

Ta odległość, w głównej mierze, zależy od prędkości zbliżenia V_D samolotu myśliwskiego z celem i przeciążenia podczas wyjścia z ataku $\Delta_{n\acute{s}r}$.

Wyjście z ataku uważa się za bezpieczne, jeśli rozbieżność samolotu myśliwskiego i celu następuje w odległości 50-150 m, w tzw. odstępie bezpiecznym /I/.

Tabele 4/4-4/8 podają minimalne odległości wyjścia samolotu myśliwskiego z ataku dla następujących warunków:

- I - 50-150 m;
- $\Delta n_{\text{śr}}$ - 0,1-2,0 1/sek;
- $k_D = 1,25$;
- $t_{\text{opóź}}$ - 1 sek.;
- kąt kursowy celu na początku wyjścia samolotu myśliwskiego z ataku w granicach 165-180°.

Tabele wykonano na podstawie poniższego wzoru:

$$D_{\text{wyjść}} = (V_m - V_c) / (t_{\text{wyjść}} + t_{\text{opóź}}) / k_D,$$

gdzie:

$D_{\text{wyjść}}$ - minimalna odległość wyjścia z ataku w m;

V_m - prędkość samolotu myśliwskiego /atakującego/ w m/sek.;

V_c - prędkość celu w m/sek.;

$t_{\text{wyjść}}$ - czas wyjścia z ataku, określa się według wzoru:

$$t_{\text{wyjść}} = \sqrt[3]{\frac{I}{5 \Delta n_{\text{śr}}}}$$

I - odstęp bezpieczny w m;

$\Delta n_{\text{śr}}$ - średnia prędkość zmiany przeciążenia, 1/sek.;

$t_{\text{opóź}}$ - czas opóźnienia w czynnościach pilota;

k_D - błąd w przyrządowym pomiarze odległości do celu.

Wartości $D_{\text{wyjść}}$ obliczono z dokładnością do metra. Dla praktycznego wykorzystania wartości $D_{\text{wyjść}}$ z tych tabel, należy je zaokrąglić w stronę większą do pięćdziesiątek lub setek metrów, na przykład: 437 do 450 m, 273 do 300 m i t.d.

Tabela 4/4

$I = 50 \text{ m}; t_{\text{opó}} = 1 \text{ sek.}; k_{\eta} = 1,25$

$\Delta n \text{ \AA r}$	2	3	4	5	6	7	8	9
0,1	98	196	294	392	489	587	685	783
0,2	81	163	244	325	406	487	569	650
0,3	73	147	220	293	366	439	513	586
0,4	68	136	204	272	340	408	476	544
0,5	64	129	193	258	322	386	451	515
0,6	62	123	185	247	308	370	431	493
0,7	60	119	179	238	298	357	417	476
0,8	59	117	176	234	292	351	409	468
0,9	56	112	168	224	280	336	392	449
1,0	55	109	164	219	273	328	383	437
1,2	53	105	158	211	263	315	368	421
1,4	51	102	153	204	254	305	356	407
1,6	49	99	148	197	246	296	345	394
1,8	48	96	144	193	240	288	337	385
2,0	47	94	141	188	235	282	329	376

Tabela 4/5

$J = 75 \text{ m}; t_{\text{opó}} = 1 \text{ sek.}; k_D = 1,25$

Δn_{sr}	v_D km/h	50	100	150	200	250	300	350	400
0,1		110	219	329	439	547	657	767	876
0,2		91	181	272	363	453	544	634	725
0,3		81	163	244	325	406	487	569	650
0,4		76	151	227	302	377	453	529	604
0,5		71	143	215	286	357	428	499	571
0,6		68	136	204	272	340	408	476	544
0,7		66	131	197	263	328	394	459	525
0,8		64	127	191	254	318	381	445	508
0,9		62	123	185	247	308	370	431	493
1,0		60	121	181	241	301	361	422	482
1,2		58	115	173	231	288	346	403	461
1,4		56	111	167	222	278	333	389	444
1,6		54	108	162	216	270	324	378	432
1,8		53	105	158	211	263	315	368	421
2,0		51	103	154	206	257	308	360	411

Tabela 4/6

$I = 100 \text{ m}; t_{\text{opóz}} = 1 \text{ sek.}; k_D = 1,25$

Δn_{sr}	V_D km/h	50	100	150	200	250	300	350	400
0,1		119	238	357	476	594	713	832	951
0,2		98	196	294	392	489	587	685	783
0,3		88	175	263	351	438	526	614	701
0,4		81	163	244	325	406	487	569	650
0,5		77	154	230	307	383	460	537	614
0,6		73	147	220	293	366	439	513	586
0,7		71	141	212	282	352	423	493	564
0,8		68	136	204	272	340	408	476	544
0,9		66	132	199	265	331	397	463	529
1,0		64	129	193	258	322	386	451	515
1,2		62	123	185	247	308	370	431	493
1,4		60	119	179	238	298	357	417	476
1,6		58	115	173	231	288	346	403	461
1,8		56	112	168	224	280	336	392	449
2,0		55	109	164	219	273	328	383	437

Tabela 4/7

$I = 125 \text{ m}; t_{\text{opóz}} = 1 \text{ sek.}; k_D = 1,25$

$\Delta n \text{ sr}$	V_D km/h	50	100	150	200	250	300	350	400
0,1		127	254	382	507	633	760	887	1014
0,2		104	209	313	417	521	625	729	833
0,3		93	187	280	373	466	559	652	746
0,4		86	173	259	345	431	518	604	690
0,5		81	163	244	325	406	487	569	650
0,6		78	156	234	311	389	466	544	622
0,7		75	149	224	298	372	447	521	596
0,8		72	144	216	288	360	432	504	576
0,9		70	140	210	280	350	420	490	560
1,0		68	136	204	272	340	408	476	544
1,2		65	130	195	261	325	390	456	521
1,4		63	125	188	251	313	376	439	501
1,6		61	122	182	243	304	364	425	486
1,8		59	118	177	236	295	354	413	472
2,0		58	115	173	231	288	346	403	461

Tabela 4/8

$I = 150 \text{ m}; t_{\text{opó}} = 1 \text{ sek.}; k_D = 1,25$

Δn_{sr}	V_D km/h	50	100	150	200	250	300	350	400
0,1		134	267	401	534	667	801	934	1068
0,2		110	219	329	439	547	657	767	876
0,3		98	196	294	392	489	587	685	783
0,4		91	181	272	363	453	544	634	725
0,5		85	171	256	342	427	512	598	683
0,6		81	163	244	325	406	487	569	650
0,7		78	156	235	313	390	469	547	625
0,8		76	151	227	302	377	453	529	604
0,9		73	147	220	293	366	439	513	586
1,0		71	143	215	286	357	428	499	571
1,2		68	136	204	272	340	408	476	544
1,4		66	131	197	263	328	394	459	525
1,6		64	127	191	254	318	381	445	508
1,8		62	123	185	247	308	370	431	493
2,0		60	121	181	241	301	361	422	482

ROZDZIAŁ V

Wybrane wskaźniki zastosowania bojowego raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów myśliwskich

1. Zakres sylwetek /kątów kursowych celów podczas strzelania z samolotów myśliwskich

Sylwetki celów /R/ w czasie walk powietrznych z samolotami przeciwnika, zależą od:

- wysokości walki powietrznej;
- prędkości celu i samolotu myśliwskiego;
- dopuszczalnego przeciążenia rakiet kierowanych i samolotu myśliwskiego;
- sposobu wykorzystania urządzenia celowniczego i t.d.

Poniżej podane są zakresy sylwetek celów w zależności od wyżej wymienionych czynników.

1. Zakres sylwetek celu przy strzelaniu z broni artyleryjskiej /ogień towarzyszący/:

- przy prędkości celu do 500-600 km/godz., sylwetki 0/4-3/4;
- przy prędkości celu 900 km/godz. i większej, sylwetki 0/4-1/4.

2. Zakres sylwetek celu przy strzelaniu z niekierowanej broni raketowej w granicach 0/4-2/4.

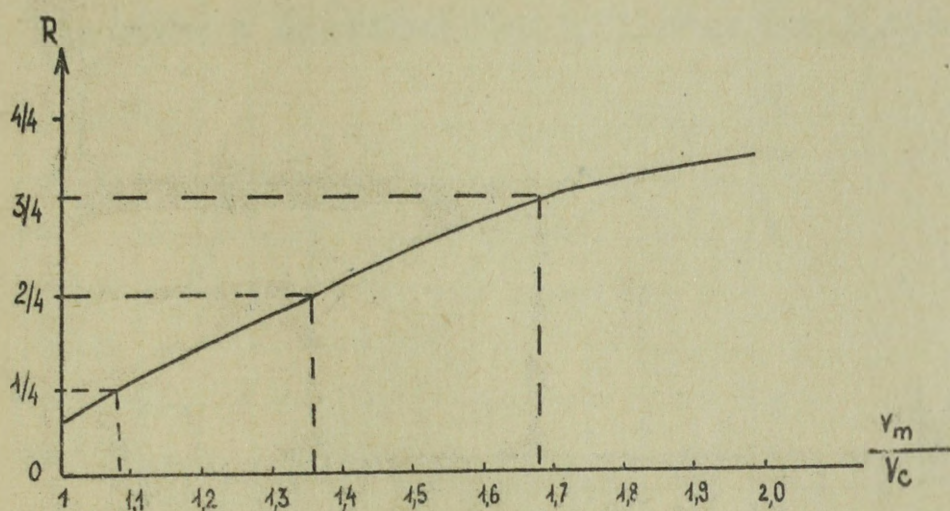
3. Zakres sylwetek celu przy strzelaniu rakietami kierowanymi typu R-3S podany jest na rys.1., w zależności od stosunku prędkości samolotu myśliwskiego V_m i samolotu celu V_c .

4. Zakres sylwetek celu przy strzelaniu rakietami kierowanymi typu RS-2U:

- na dużych wysokościach, sylwetka 0/4;
- na wysokościach średnich, sylwetka 0/4-2/4 /w warunkach wzrokowej widzialności celu/.

Odpalanie rakiet RS-2U przy sylwetce większej niż 1/8 zmniejsza prawdopodobieństwo rażenia celu.

Jako zasadnicze należy uważać sylwetki celów w granicach 0/4-1/16.



Rys. 5/1. ZAKRES SYLWETEK CELU PRZY STRZELANIU RAKIETAMI R-3S

2. Możliwe warunki strzelania raketami kierowanymi z wąskiego sektora tylnej półsfery

Podczas określania możliwych warunków strzelania raketami kierowanymi /np. R-3S lub RS-2U/, w ograniczonym zakresie zastosowania, można przyjąć:

a/ prędkość zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem:

$$v_D = |\dot{D}| = v_m - v_c ; \quad /1/$$

b/ prędkość zbliżenia rakiety z celem:

$$v_D = |\dot{D}| = v_R - v_c ; \quad /2/$$

c/ prędkość bezwzględna lotu rakiety względem powietrza:

$$v_R = v_m + v_r \quad /3/$$

gdzie v_r - prędkość lotu rakiety względem samolotu myśliwskiego;

d/ odległość strzelania:

$$D_{strz} = D_y - v_c t ; \quad /4/$$

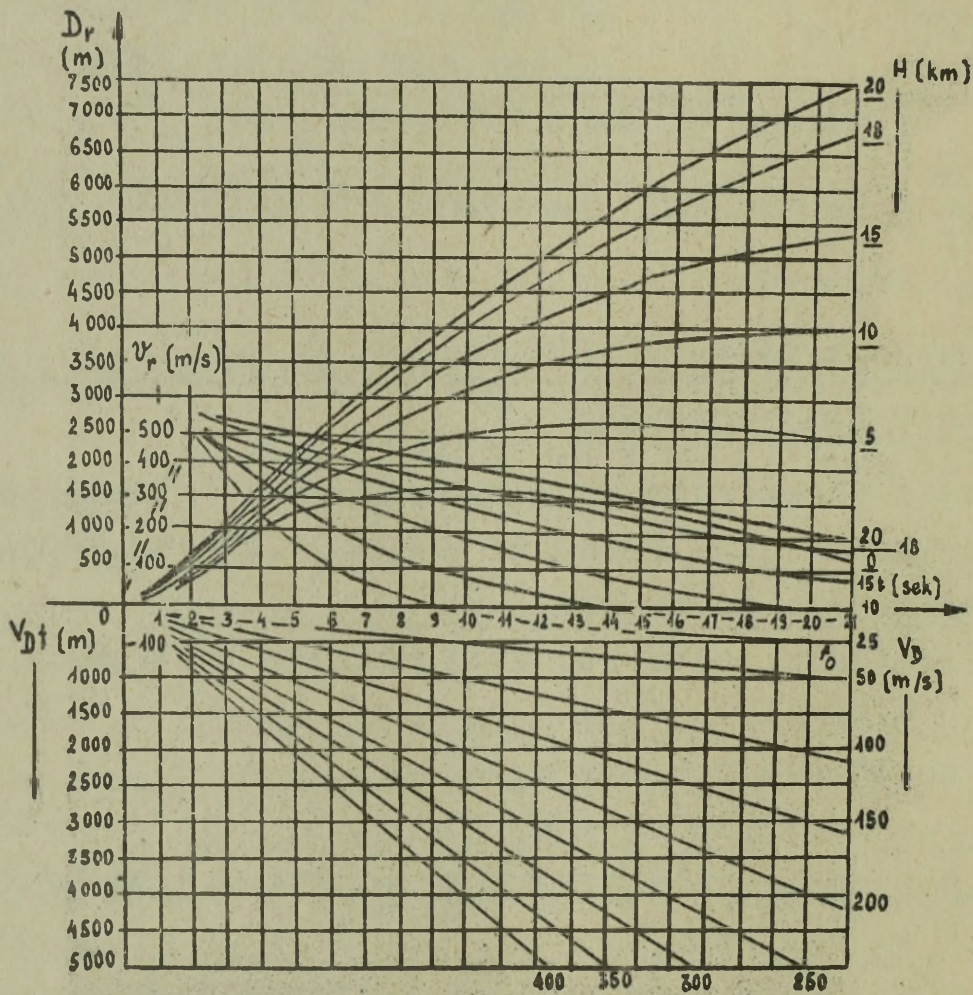
lub $D_{strz} = D_r + v_D t ; \quad /5/$

gdzie: D_y - wyprzedzona odległość lotu rakiety;

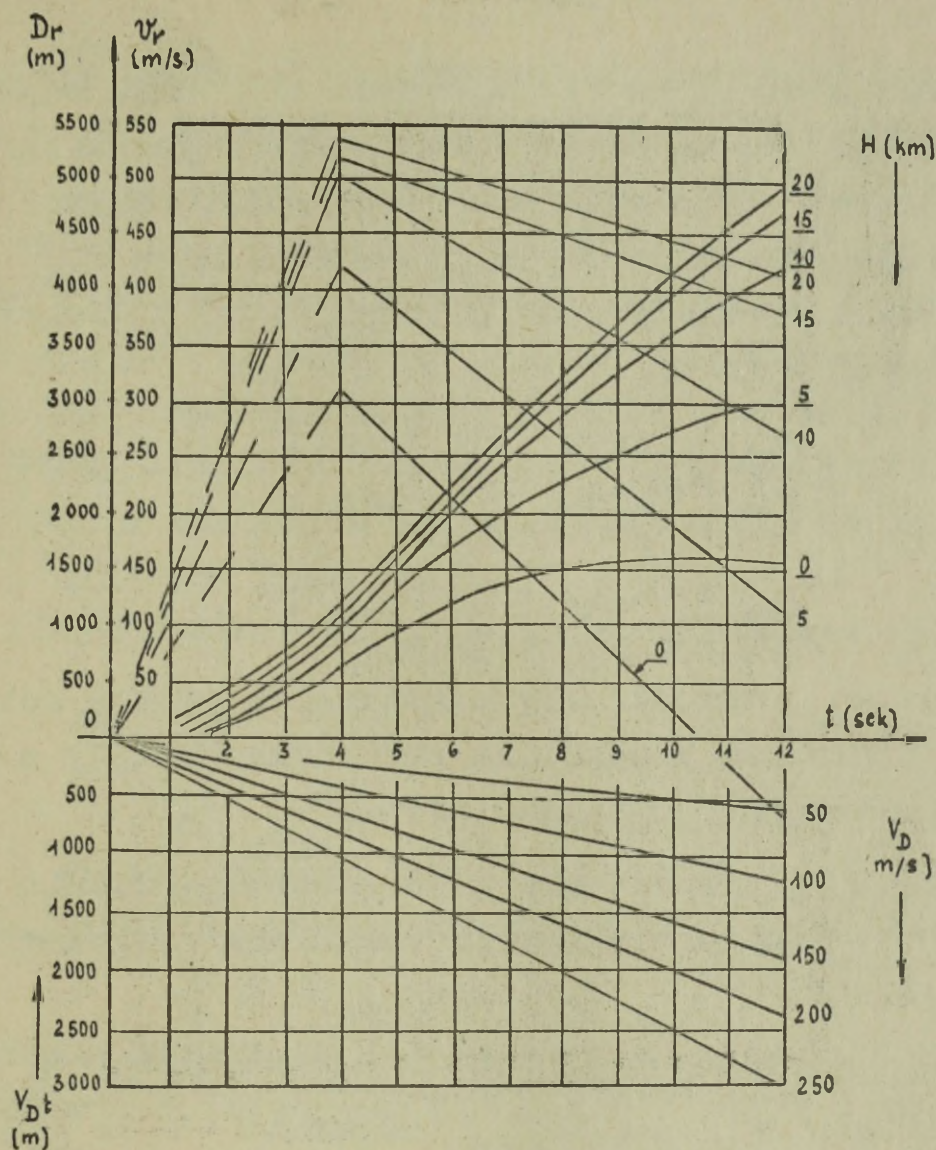
D_r - odległość lotu rakiety względem samolotu myśliwskiego.

Na rys. 5/2 i 5/3 podane są wykresy zmiany względnych prędkości lotu raket kierowanych typu R-3S i RS-2US w zależności od warunków strzelania:

- wysokości lotu;
- czasu lotu rakiety i
- prędkości lotu samolotu myśliwskiego w momencie odpalania.



Rys. 5/2. Wykres zależności $V_r(t, H)$ i $D_r(t, H)$ dla rakiety R-3S



Rys.5/3. Wykres zależności $v_r(t,H)$ i $D_r(t,H)$ dla rakiety RS-2us

Na tych wykresach, oprócz wykresów $v_r / t, H /$, dodatkowo zbudowane są krzywe zmiany $D_r / t, H /$ i linie proste $V_D t$ dla różnych prędkości zbliżania. Podane uzupełnienia pozwalają w sposób szybki określać D_{strz} i znaleźć czas lotu rakiety na zadaną odległość strzelania dla określonej prędkości zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem.

A. OKRESLANIE ZAKRESU DOPUSZCZALNYCH ODLEGŁOŚCI STRZELANIA DLA JEDNEGO ODPALENIA W CZASIE ATAKU

Zakres dopuszczalnych odległości odpalenia zależy od możliwości energobalistycznych rakiety, prędkości zbliżenia rakiety z celem, dla której obliczony jest zapalnik rakiety i odległości działania koordynatora rakiety. Oprócz tego zakres ten może być ograniczony charakterystykami systemu celowniczego: odległością uchwycenia celu przez celownik, czasem niezbędnym na celowanie i t.d.

Jeśli w czasie ataku wykonuje się jedno odpalenie rakiety, to zgodnie ze wzorami /4/ i /5/ maksymalne i minimalne odległości strzelania określane możliwościami energo-balistycznymi, czasem odbezpieczenia zapalnika t_{odb} i prędkościami zbliżania rakiety z celem v_{Dmin}^{**} i v_{Dmax}^{**} , określa się według następujących wzorów:

$$\left. \begin{aligned} D_{max} &= D_{ymax} - V_c t_{max}; \\ D_{min} &= D_{ymin} - V_c t_{min}; \end{aligned} \right\} /6/$$

lub

$$\left. \begin{aligned} D_{max} &= D_{rmax} + V_D t_{max}; \\ D_{min} &= D_{rmin} + V_D t_{min} \end{aligned} \right\} /7/$$

Czas t_{max} określa się maksymalnym czasem lotu kierowanego lub minimalną prędkością zbliżenia rakiety z celem, dla której obliczony jest zapalnik $/v_{Dmin}^{**}/$.

Czas t_{min} określa się czasem odbezpieczenia zapalnika rakiety t_{odb} lub w niektórych wypadkach obliczeniową prędkością zapalnika $/v_{Dmax}^{**}/$.

Dla niezawodnego zadziałania zapalnika prędkość zbliżenia rakiety z celem powinna się znajdować w przedziale

$$v_{Dmin}^{**} \leq v_D \leq v_{Dmax}^{**}$$

Dopuszczalne prędkości zbliżenia rakiety z celem, dla których obliczone są zapalniki, wynoszą:

- dla rakiety R-3S:

v_{Dmax}^{**} - bez ograniczeń;

v_{Dmin}^{**} - około 150 m/sek;

- dla rakiety RS-2US /RS-2U/:

v_{Dmax}^{**} - 900 m/sek.;

v_{Dmin}^{**} - 150 m/sek.

Prędkość minimalna v_{Dmin}^{**} będzie ograniczać maksymalne odległości odpalenia ракет, szczególnie na wysokościach małych i średnich, gdzie prędkość bezwzględna lotu rakiety v_R szybko się zmniejsza na skutek dużego oporu czołowego, podczas ruchu w gęstych warstwach atmosfery.

Na przykład, jak wynika z rys.1, dla rakiety R-3S przy strzelaniu na wysokości $H = 5$ km już w 14-tej sekundzie -

lotu rakiety prędkość jej równa jest prędkości lotu s-tu myśliwskiego $v_r = 0$, a podczas lotu w pobliżu ziemi $H \approx 0$ równość tych prędkości następuje już w 9-tej sekundzie.

Wobec powyższego, na wysokościach małych i średnich nie można wykorzystać całkowitego czasu lotu kierowanego rakiety /dla R-3S $t_k = 21$ sek./ i jako następstwo tego będą się zmniejszać maksymalne odległości strzelania.

Czasy lotu rakiety t_{\max} i t_{\min} , ograniczone prędkością zbliżenia rakiety z celem, określa się za pomocą wykresu $v_r /t, H/$ /rys. 5/2/.

Dla określenia t_{\max} na podstawie wzoru /3/ można napisać:

$$v_r^* = v_{D\min}^* - V_D \quad /8/$$

Mając v_r^* z wykresu $v_r /t, H/$ określa się czas t_{\max} .

W sposób analogiczny określa się t_{\min} . W tym wypadku danymi wejściowymi do wykresu $v_r /t, H/$ są prędkości:

$$v_r^* = v_{D\max}^* - V_D \quad /9/$$

Przykład 1. Określić zakres dopuszczalnych odległości odpalenia rakiety R-3S, wychodząc z możliwości energobalistycznych i charakterystyk zapalnika rakiety /pod warunkiem, że $v_{D\min}^* = 150$ m i $r \leq 4$ m/. Warunki walki powietrznej: prędkość samolotu myśliwskiego $V_m = 250$ m/sek., samolotu celu $V_c = 200$ m/sek., wysokość lotu $H = 1$ km, atak z tylnej półsfery.

Rozwiązanie. Określamy t_{\max} i t_{\min} , w tym celu obliczamy:

$$v_r^* = v_{D\min}^* - V_D = 150 - /250 - 200/ = 100 \text{ m/sek.};$$

$$v_{D\max}^* - \text{bez ograniczeń}$$

2. Wykorzystując wykres $v_r /t, H/$ /rys.5/2/, znajdujemy dla $v_r = 100$ m/sek /biorąc krzywą $v_r /t/$ dla $H = 0$ z uwzględnieniem wysokości walki powietrznej $H = 1$ km/ wielkość $t = t_{\max} \approx 7$ sek. Tak więc, z 21 sek. czasu lotu kierowanego do strzelania można wykorzystać tylko $t_k \approx 7$ sek.

$$\text{Czas } t_{\min} = t_{\text{odb}} \approx 3 \text{ sek.}$$

3. Wykorzystując wykres $D_r /t, H/$ /rys.5/2/ znajdujemy dla $t = 7$ sek. i $H = 1$ km, $D_{r\max} = 1700$ m i dla $t = 3$ sek. i $H = 1$ km, $D_{r\min} = 700$ m.

4. Określamy zakres dopuszczalnych odległości odpalenia rakiety według wzorów /7/:

$$D_{\max} = D_{r\max} + V_D t_{\max} = 1700 + 50 \cdot 7 = 2050 \text{ m};$$

$$D_{\min} = D_{r\min} + V_D t_{\min} = 700 + 50 \cdot 3 = 850 \text{ m}.$$

Tak więc, w tych warunkach, strzelanie możliwe jest w zakresie

$$850 \text{ m} \leq D_{\text{strz}} \leq 2050 \text{ m}.$$

Odległości strzelania D_{\max} i D_{\min} można określić bezpośrednio z wykresu /rys.5/2/.

Po określeniu t_{\max} i t_{\min} , odległość strzelania bierze się bezpośrednio z wykresu jako odcinek /w m/ między krzywymi $D_r/t, H/$ i prostą $V_D t$, zmierzony dla wartości t_k , równych maksymalnemu i minimalnemu możliwemu czasowi lotu kierowanego rakiety.

Urządzenie licząco-rozwiązujące systemu celowniczego oblicza D_{\max} i D_{\min} według wzorów, które uwzględniają możliwości energobalistyczne rakiety i charakterystyki zapalnika.

Zakres dopuszczalnych odległości odpalenia jest mniejszy od zakresu, obliczonego tylko z uwzględnieniem całkowitych możliwości energobalistycznych rakiety.

Poniżej podane są wzory obliczeniowe, rozwiązywane w systemach celowniczych.

a/ System celowniczy RP-21

Dla rakiet R-3S.

$$\left. \begin{aligned} D_{\max} &= 2250 + 0,27 /H - 4000/ + 12 V_D \text{ [m]} \\ D_{\min} &= 1050 \text{ m} \end{aligned} \right\} \quad /10/$$

We wzorze /10/ dla $H \leq 4000$ m wartość w nawiasach $/H - 4000 /$ równa się 0, dla $H \geq 17000$ m wartość w nawiasach przyjmuje się stałą i równą 13000 m. Wysokość H podstawi się w metrach, a prędkość zблиzenia V_D w m/sek.

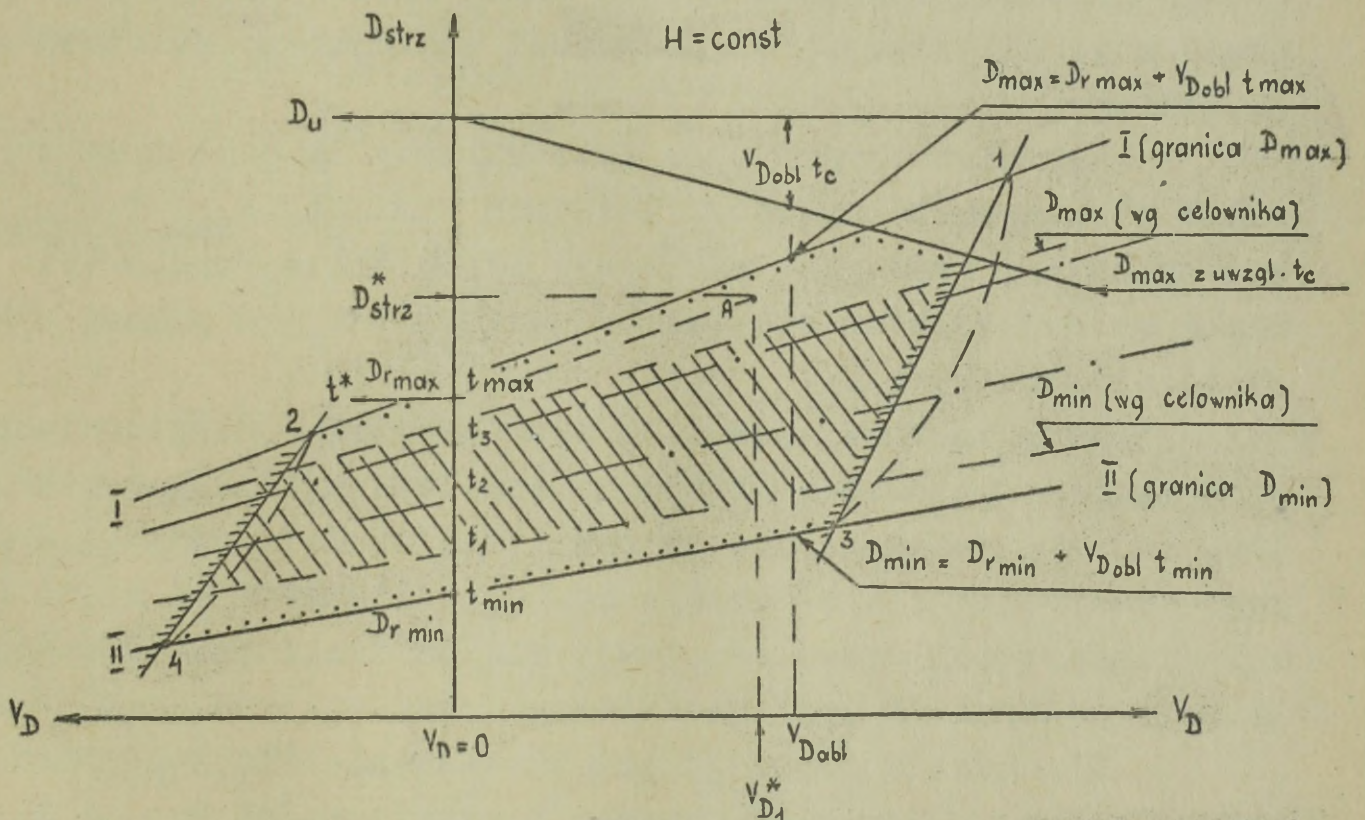
b/ System celowniczy RP-9-21

$$\left. \begin{aligned} D_{\max} &= 2000 + 0,35 /H - 7000/ + 13,7 V_D \text{ [m]} \\ D_{\min} &= 2000 \text{ m} \end{aligned} \right\} \quad /11/$$

We wzorze /11/ dla $H \leq 7000$ m wartość w nawiasach równa 0, a dla $H \geq 17000$ m wartość w nawiasach przyjmuje się stałą i równą 10000 m. Wysokość H podstawi się w metrach, a prędkość zблиzenia $V_D = V_m - V_c$ w m/sek.

Strefa dopuszczalnych odległości odpalenia może być przedstawiona graficznie przy wykorzystaniu wzorów /6/, /7/ lub /9/-/11/.

Ponieważ wielkości D_{max} i D_{min} zależą liniowo od prędkości zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem, to przede wszystkim buduje się linie zmiany maksymalnej i minimalnej odległości strzelania jako funkcji V_D /rys.5/4/



Rys.5/4. Graficzne przedstawienie strefy dopuszczalnych odległości strzelania

W tym celu, wykorzystując wzory /6/ lub /7/, a także wykres $v_r/t, H/$, określamy po dwie wartości odległości D_{max} i D_{min} , odpowiadające $V_D = 0$ i dowolnie wybranej prędkości zbliżenia /którą na rys. 3 oznaczono $V_{D obl}$ /. Przy określaniu D_{max} i D_{min} , przyjmuje się czas odpowiednio równy $t_{max} = t_k$, $t_{min} = t_{odb}$. Na podstawie określonych wartości D_{strz} w układzie współrzędnych $D + V_D$ buduje się linie proste I i II, które są granicami strefy dopuszczalnych odległości odpalenia. Otrzymana strefa dopuszczalnych odległości odpalenia, znajduje się między liniami I i II, dotyczy ona konkretnej wysokości strzelania i nie uwzględnia charakterystyk zapalnika pod względem prędkości zbliżenia rakiety z celem.

Część strefy dopuszczalnych odległości odpalenia, znajdująca się z prawej strony od osi D_{strz} dotyczy strzelania na dopędzaniu, leżąca zaś z lewej strony od niej - strzelania na odstawaniu. Jeśli pierwsza część strefy właściwa jest dla większości wypadków walki powietrznej samolotów myśliwskich z samolotami przeciwnika, to druga część strefy może charakteryzować oddzielne wypadki możliwych warunków strzelania, na przykład podczas atakowania celu typu taktycznego samolotu myśliwskiego na małej wysokości, którego prędkość może być większa od prędkości atakującego samolotu myśliwskiego.

Aby mieć obraz czasu lotu rakiety do celu przy strzelaniu z różnych odległości, leżących pomiędzy D_{max} i D_{min} , należy na osi rzędnych, zaznaczyć skalę czasu /rys.5/4/. Skalę czasu zaznacza się według wielkości D_r za pomocą wykresu zależności $v_r/t, H/$.

Aby określić czas lotu przy zadanych odległościach strzelania i prędkości zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem, należy, jak pokazano na rys. 5/4, znaleźć punkt A, z którego przeprowadza się linię w równej odległości od linii D_{max} i D_{min} . Wartości czasu odczytuje się ze skali umieszczonej na osi rzędnych $/D_{strz}/$.

Dla dokładniejszego przeprowadzenia linii pomocniczych, celowo jest mieć jeszcze między liniami D_{max} i D_{min} jedną-dwie linie odpowiadające odległościom pośrednim. Na rysunku 5/4 linie te są przerywane.

Strefa dopuszczalnych odległości odpalenia nie będzie pełną, jeśli nie pokazać ograniczeń w zależności od prędkości v_{Dmax}^* i v_{Dmin}^* , dla których obliczony jest zapalnik rakiety.

Krzywą, ograniczającą odległość strzelania w zależności od prędkości zbliżenia rakiety z celem, buduje się z następujących rozważań. Ze wzoru /8/ wynika, że

$$V_D = v_D - v_r.$$

Oczywiście, że maksymalna prędkość zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem będzie równa:

$$V_{Dmax} = v_{Dmax}^* - v_r.$$

a minimalna prędkość zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem

$$V_{Dmin} = v_{Dmin}^{**} - v_r,$$

gdzie v_r zależy od wybranej odległości strzelania.

Ponieważ w zależności od czasu lotu rakiety zmienia się odległość strzelania według zależności liniowej

$D_{strz} = D_r/t + V_D t$, to w wypadku ogólnym funkcja D/v_D będzie przedstawiona linią krzywą. Dla zbudowania jej należy określić kilka punktów: dwa punkty na liniach granicznych

D_{max} i D_{min} , a pozostałe pomiędzy tymi liniami.

Jeśli strzelanie wykonuje się z odległości maksymalnej, to na podstawie wartości $t = t_{max}$, wykorzystując wykres v_r/t /rys. 5/2 lub 5/3/, określamy $v_r = v_{rmin}$, i według niej dopuszczalne prędkości zbliżenia:

$$\left. \begin{aligned} V'_{Dmax} &= v_{Dmax}^{**} - v_{rmin}; \\ V'_{Dmin} &= v_{Dmin}^{**} - v_{rmin}. \end{aligned} \right\} \quad /12/$$

Otrzymane wartości V_D zaznaczamy na linii odpowiadającej D_{max} . Na rys. 5/4 wartości te oznaczone są cyframi 1 i 2.

Przy strzelaniu z odległości minimalnej $t = t_{min}$, z wykresu v_r/t określamy wartości $v_r = v_{rmax}$, i na ich podstawie - dopuszczalne prędkości zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem:

$$\left. \begin{aligned} V''_{Dmax} &= v_{Dmax}^{**} - v_{rmax}; \\ V''_{Dmin} &= v_{Dmin}^{**} - v_{rmax}. \end{aligned} \right\} \quad /13/$$

Otrzymane wartości V_D zaznaczamy na linii odpowiadającej granicy D_{min} . Na rys. 5/4 wartości te oznaczone są cyframi 3 i 4.

W sposób analogiczny do powyższego, po wybraniu odległości pośrednich, można określić jeszcze kilka par wartości dopuszczalnych prędkości zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem i zaznaczyć je na rysunku, następnie wszystkie otrzymane punkty połączyć płynnymi liniami krzywymi.

Na rys. 5/4 pokazane są one linią przerywaną. Dla oceny możliwych warunków odpalenia rakiet można zbudować maksymalną granicę dopuszczalnych odległości odpaleń w postaci linii prostej, łącząc punkty 1-3. Punkty 2-4 można połączyć

linią prostą tylko w tym wypadku, jeśli one leżą przed przecięciem się linii I i II.

Oprócz podanych linii, do schematu można wrysować linię, odpowiadającą odległości uchwycenia celu D_u przez radiolokacyjny system celowniczy i linię wskazującą granicę maksymalnych odległości odpalenia rakiety z uwzględnieniem czasu potrzebnego na wykonanie celowania. Następnie na otrzymaną strefę nanosi się linie, wskazujące granice maksymalnych i minimalnych odległości odpalenia, obliczonych według wzorów roboczych (/10/ lub /11/) urządzenia licząco-rozwiązującego systemu celowniczego /rys. 5/4/.

Mając schemat strefy dopuszczalnych odległości strzelania raketami kierowanymi, można dla każdej zadanej wysokości i celu wyciągnąć wnioski dotyczące możliwych warunków zastosowania bojowego kierowanego uzbrojenia raketowego w walce powietrznej.

Dla pełnego i lepszego zrozumienia metodyki budowy strefy dopuszczalnych odległości odpalenia raket kierowanych rozwiązany jeden przykład i wykreślony schemat tej strefy.

Przykład 2. Zbudować strefę dopuszczalnych odległości odpalenia raket R-3S w walce powietrznej samolotu myśliwskiego z samolotem bombowym. Wysokość lotu celu $H = 15$ km. Prędkość samolotu myśliwskiego $V_m = 1500$ km/godz. Celownik RP-9-21. Dopuszczalne prędkości zbliżenia rakiety z celem z uwzględnieniem możliwości zapalnika: $v_{Dmax}^{\#} = 1000$ m/sek, $v_{Dmin}^{\#} = 150$ m/sek.

Rozwiązanie. 1. Określamy dane wyjściowe do zbudowania granicy maksymalnych i minimalnych odległości odpalenia. W tym celu, przyjmujemy dwie obliczeniowe prędkości zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem $V_D = 0$, $V_{D obl} = 100$ m/sek i wykorzystując wykres $D_r/t, H/$ /rys. 5/2/ i wzór /6/ określimy dla nich D_{max} i D_{min} .

a/ Na podstawie energobalistycznych możliwości rakiety i czasu odbezpieczenia zapalnika t_{odb} .

Uwzględniając, że dla tych warunków $t_{max} = t_k = 21$ sek.,

$t_{min} = t_{odb} = 3$ sek., otrzymamy:

- dla $V_D = 0$ /z wykresu $D_r/t, H/$ dla $t = 21$ sek i $H=15$ km/:

$$D'_{\max} = D_{r\max} = 5400 \text{ m};$$

- dla $V_{D_{obl}} = 100$ m/sek:

$$D''_{\max} = D_{r\max} + V_D \cdot t_{\max} = 5400 + 100 \cdot 21 = 6500 \text{ m};$$

- dla $V_D = 0$ /z wykresu $D_r/t, H/$ dla $t = 3$ sek. i $H=15$ km/:

$$D'_{\min} = D_{r\min} = 900 \text{ m};$$

- dla $V_{D_{obl}} = 100$ m/sek

$$D''_{\min} = D_{r\min} + V_D t_{\min} = 900 + 100 \cdot 3 = 1200 \text{ m}.$$

b/ Według wzorów /11/ obliczeniowych celownika RP-9-21 odpowiednio dla $V_D = 0$ i $V_{D_{obl}} = 100$ m/sek oraz po uwzględnieniu uwag dotyczących tych wzorów, otrzymamy:

- dla $V_D = 0$:

$$D'_{\max} = 2000 + 0,35 /H - 7000/ = 2000 + 0,35 /15000 - 7000/ = 2000 + 0,35 \cdot 8000 = 2000 + 2800 = 4800 \text{ m};$$

dla $V_D = 100$ m/sek:

$$D''_{\max} = 2000 + 0,35 /H - 7000/ + 12V_D = 4800 + 12 \cdot 100 = 6000 \text{ m};$$

- dla $V_D = 0$ i $V_{D_{obl}} = 100$ m/sek.:

$$D'_{\min} = D''_{\min} = 2000 \text{ m}.$$

2. Określamy dane wyjściowe dla zbudowania granicy dopuszczalnych odległości odpalenia z uwzględnieniem $v_{D_{\max}}^*$ i $v_{D_{\min}}^*$. Uwzględniając, że $v_{r\min} = 95$ m/sek / $t_{\max} = 21$ sek./

i $v_{r\max} = 450$ m/sek / $t_{\min} = 3$ sek./ /wielkości v_r zostały określone z wykresu $v_r/t, H/$ dla $t = 21$ i 3 sek. oraz $H = 15$ km /rys. 5/2/, według wzorów /12/ i /13/, otrzymamy:

$$V'_{D_{\max}} = v_{D_{\max}}^* - v_{r\min} = 1000 - 95 = 905 \text{ m/sek.};$$

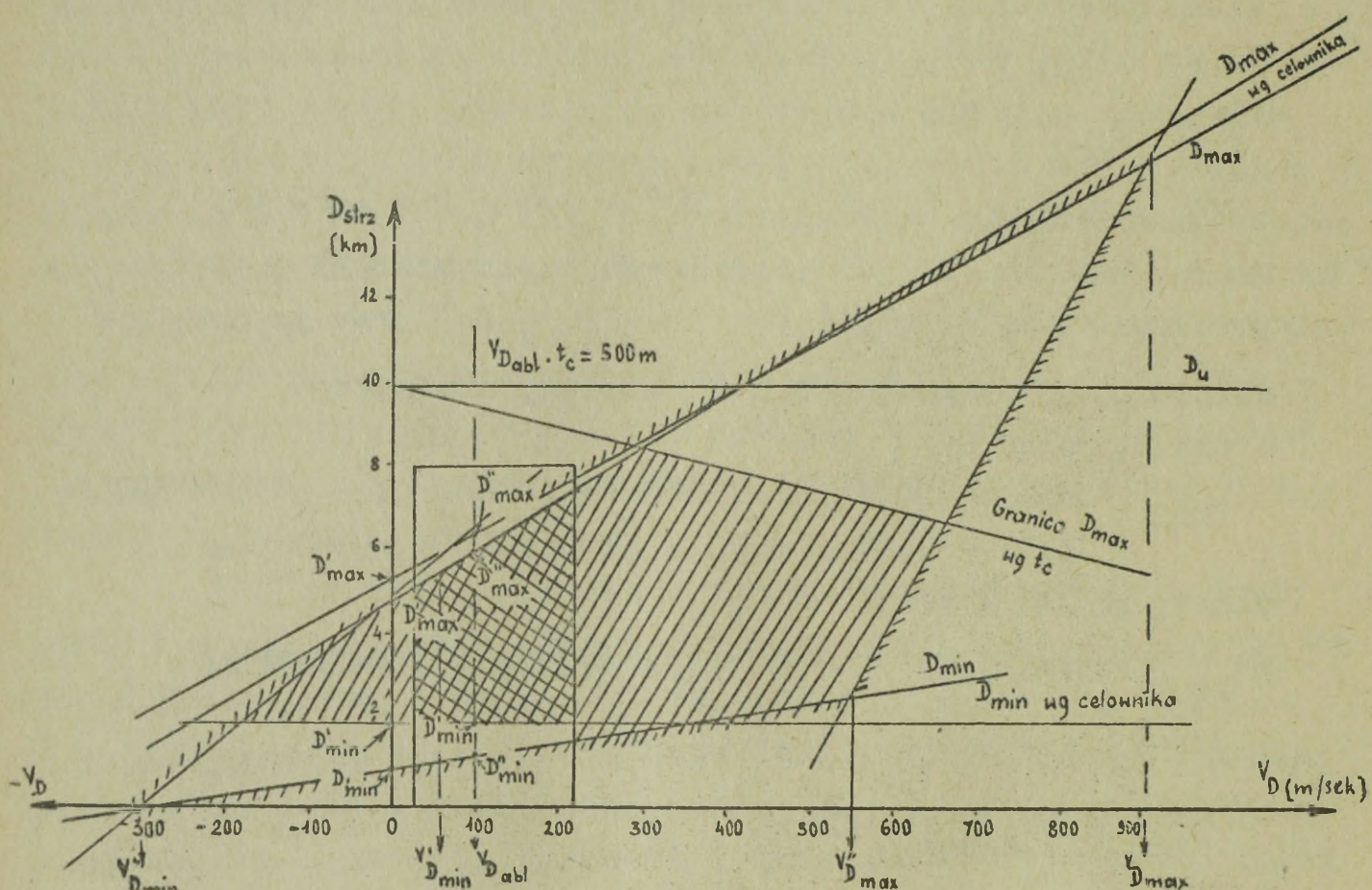
$$V'_{D_{\min}} = v_{D_{\min}}^* - v_{r\min} = 150 - 95 = 55 \text{ m/sek};$$

$$V''_{D_{\max}} = v_{D_{\max}}^* - v_{r\max} = 1000 - 450 = 550 \text{ m/sek.};$$

$$V''_{D_{\min}} = v_{D_{\min}}^* - v_{r\max} = 150 - 450 = -300 \text{ m/sek}.$$

3. Wykonujemy graficzną budowę strefy dopuszczalnych odległości strzelania, przyjmując, że odległość uchwycenia celu D_u przez celownik wynosi 10 km, a czas potrzebny na celowanie po uchwyceniu celu przed odpaleniem rakiety, $t=5$ sek.

W tym czasie odległość do celu zmniejszy się o $\Delta V = V_D \cdot t_c = 500$ m. Strefa dopuszczalnych odległości odpalenia z uwzględnieniem możliwości celownika pokazana jest na rys. 5/5 z podaniem otrzymanych wielkości obliczonych.



Rys. 5/5.

Schemat strefy dopuszczalnych odległości odpalenia rakiety R-3S w jednym ataku

Z rysunku 5/5 wynika, że największe odległości można uzyskać przy prędkościach zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem w granicach rozporządzalnych dla danego typu samolotu myśliwskiego na wysokości prowadzenia walki powietrznej. Po przekroczeniu tej granicy V_D odległość odpalenia będzie ograniczona czasem, potrzebnym na celowanie po uchwyceniu celu przez system celowniczy samolotu myśliwskiego.

Na przykład, jeśli samolot myśliwski dysponuje jeszcze nadmiarem prędkości ok. 900 km/godz. na tej wysokości, to prędkość zbliżenia może być zawarta w granicach od 20-40

do 200-220 m/sek. Zatem granice możliwych prędkości zbliżenia zaznaczone są na rys. 5/5 w postaci prostokąta, określającego V_D . Tak więc strefa podwójnie zakreskowana jest strefą dopuszczalnych odległości strzelania przy odpaleniu rakiety w jednym ataku.

Rozpatrując otrzymaną strefę, można określić zakres odległości odpalenia rakiety, to jest maksymalną i minimalną odległość, w zależności od prędkości zbliżenia atakującego samolotu myśliwskiego z celem.

Na podstawie podanej metodyki określania granic strefy dopuszczalnych odległości odpalenia rakiet kierowanych w walce powietrznej i budowy samej strefy, zostały obliczone i zbudowane schematy tych stref /wykresy 1 do 10/ - rys.5/6-5/15.

Podczas budowy uwzględniono ograniczenia dotyczące zakresu pracy urządzeń celowniczych typu RP-21 i RP-9-21 oraz możliwości energobalistycznych rakiet typu R-3S.

Wykresy 1-10 zostały zbudowane dla jednego odpalenia rakiety R-3S w jednym ataku, celowników typu RP-21 i RP-9-21 oraz dla ciężkich i średnich samolotów bombowych i taktycznych samolotów myśliwskich, jako celów powietrznych; obliczeniowej prędkości zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem

$V_{D_{obl}} = 100$ m/sek, dopuszczalnych prędkości zbliżenia rakiety z celem z uwzględnieniem możliwości jej zapalnika:

$V_{D_{max}}^{*} = 900$ m/sek i $V_{D_{min}}^{*} = 150$ m/sek i dla różnych wysokości prowadzenia walk powietrznych /H = 1, 5, 10, 15 i 20 km/.

Aby umożliwić szerszy zakres stosowania tych wykresów, nie przywiązano ich do konkretnych typów samolotów i nie podano na nich granic możliwych prędkości zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem.

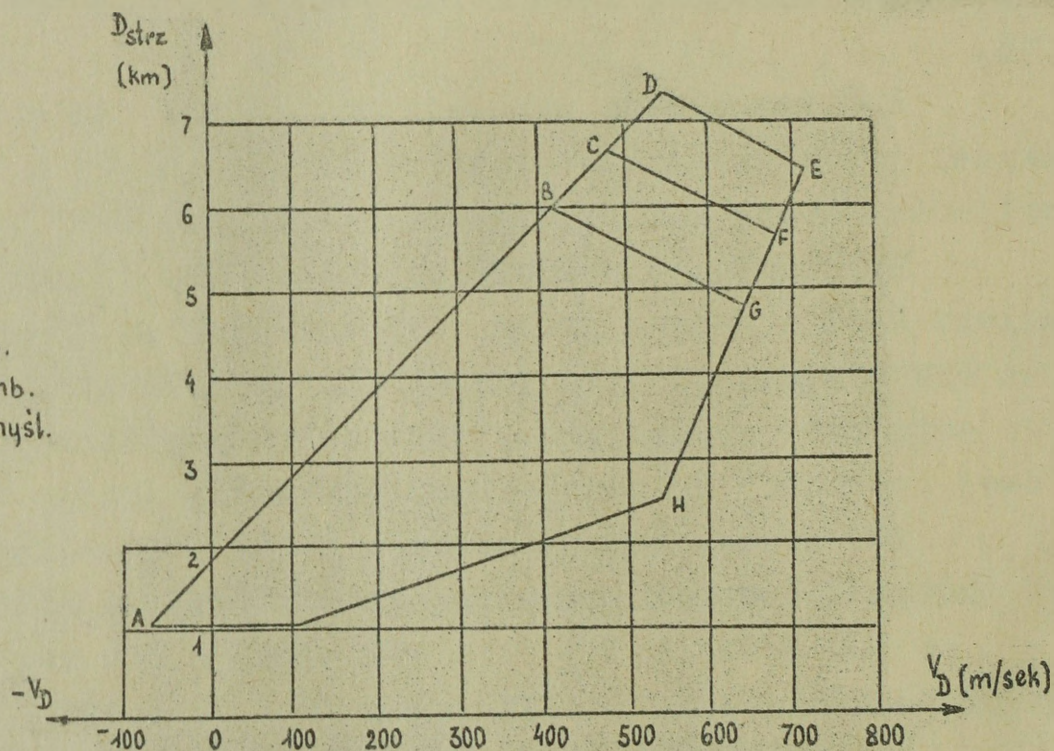
W czasie korzystania z wykresów /1-10/ stref dopuszczalnych odległości odpalenia rakiet typu R-3S, należy w zależności od typu samolotu myśliwskiego, prędkości celu i wysokości walki powietrznej, przyjąć minimalną i maksymalną granicę dopuszczalnych prędkości zbliżenia samolotu z celem.

Następnie korzystając z odpowiedniego wykresu określić zakres dopuszczalnych odległości strzelania rakietami.

Jeśli wyniknie potrzeba określenia zakresu dopuszczalnych odległości odpalenia rakiet R-3S dla wysokości nie podanych w wykresach, to można bądź posłużyć się wzorami/10/ /patrz rozwiązanie przykładu 1/, bądź drogą interpolacji liniowej określić ten zakres z dwóch wykresów dla wysokości bliskich do określonej. Na przykład, chcąc określić zakres dopuszczalnych odległości strzelania dla $H = 7$ km, należy wycorzystać w tym celu wykresy dla $H = 5$ km i $H = 10$ km. Otrzymany wynik będzie wartością przybliżoną.

WYKRES 1

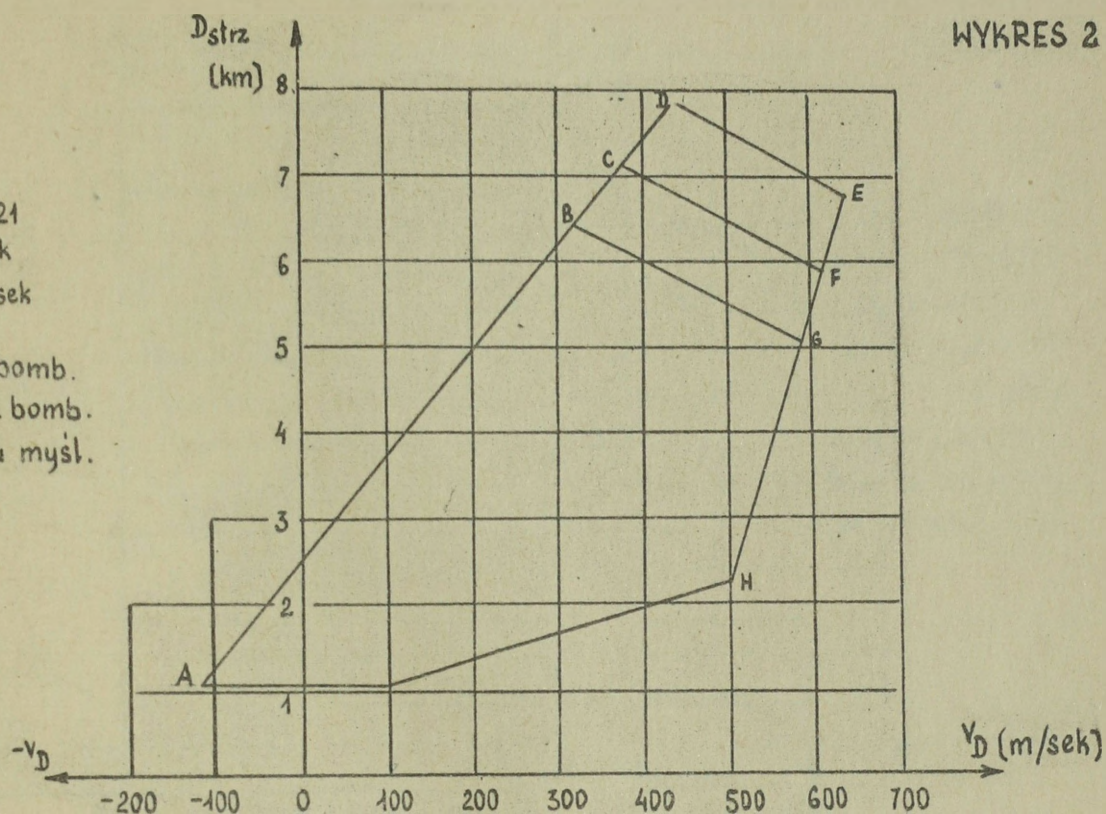
$H = 1$ km
CELOWNIK RP-24
 $t_{\max} = t_k = 10$ sek
 $t_{\min} + t_{\text{odb}} = 3$ sek
STREFY:
ADEH - dla c. bom. .
ACFH - dla śr. bomb.
ABGH - dla stu myśl.



Rys. 5/6 Schemat strefy dopuszczalnych odległości odpalenia rakiety R-3s

WYKRES 2

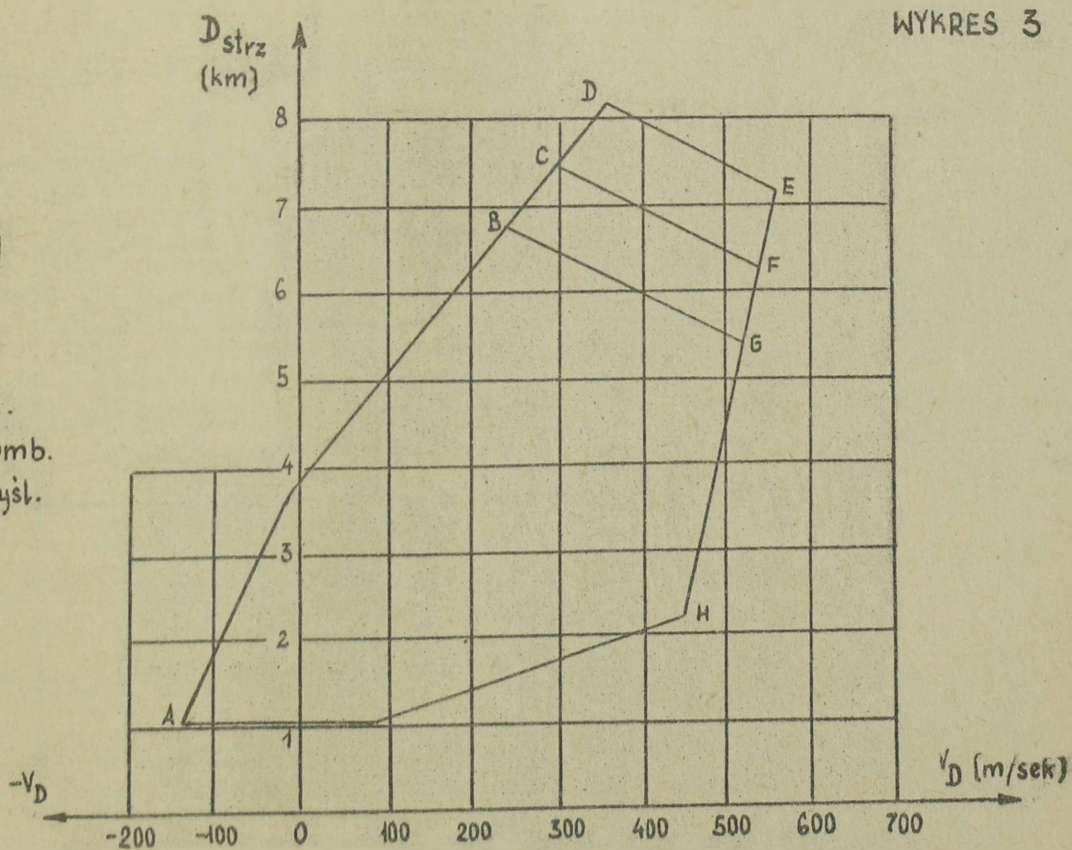
H - 5 km
 CELOWNIK RP-21
 $t_{max} = t_k = 14 \text{ sek}$
 $t_{min} = t_{odb} = 3 \text{ sek}$
 STREFY:
 ADEH - dla c. bomb.
 ACFH - dla śr. bomb.
 ABGH - dla stu myśl.



Rys. 5/7 Schemat strefy dopuszczalnych odległości odpalenia rakiety R-3s

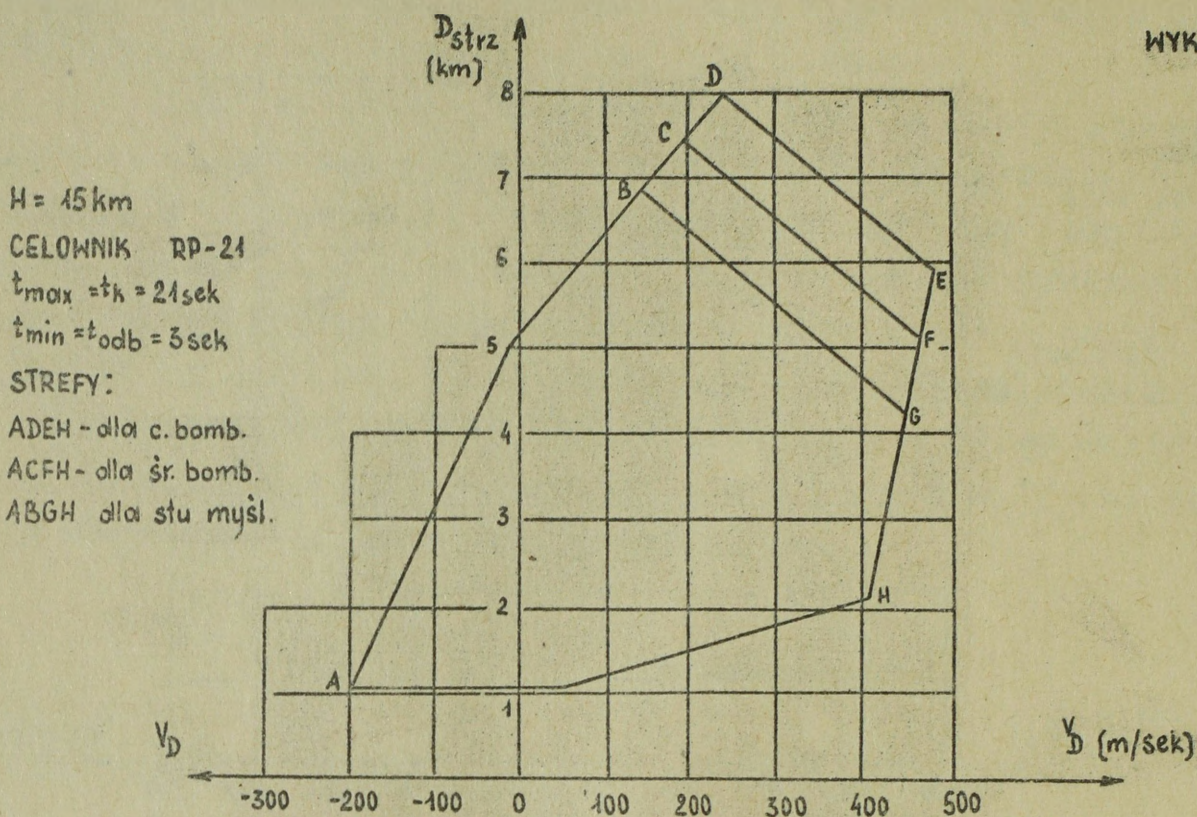
WYKRES 3

H = 10 km
 CELOWNIK RP-21
 $t_{max} = t_k = 21 \text{ sek}$
 $t_{min} = t_{odb} = 3 \text{ sek}$
 STREFY:
 ADEH - dla c. bomb.
 ACFH - dla śr. bomb.
 ABGF - dla stu myśl.



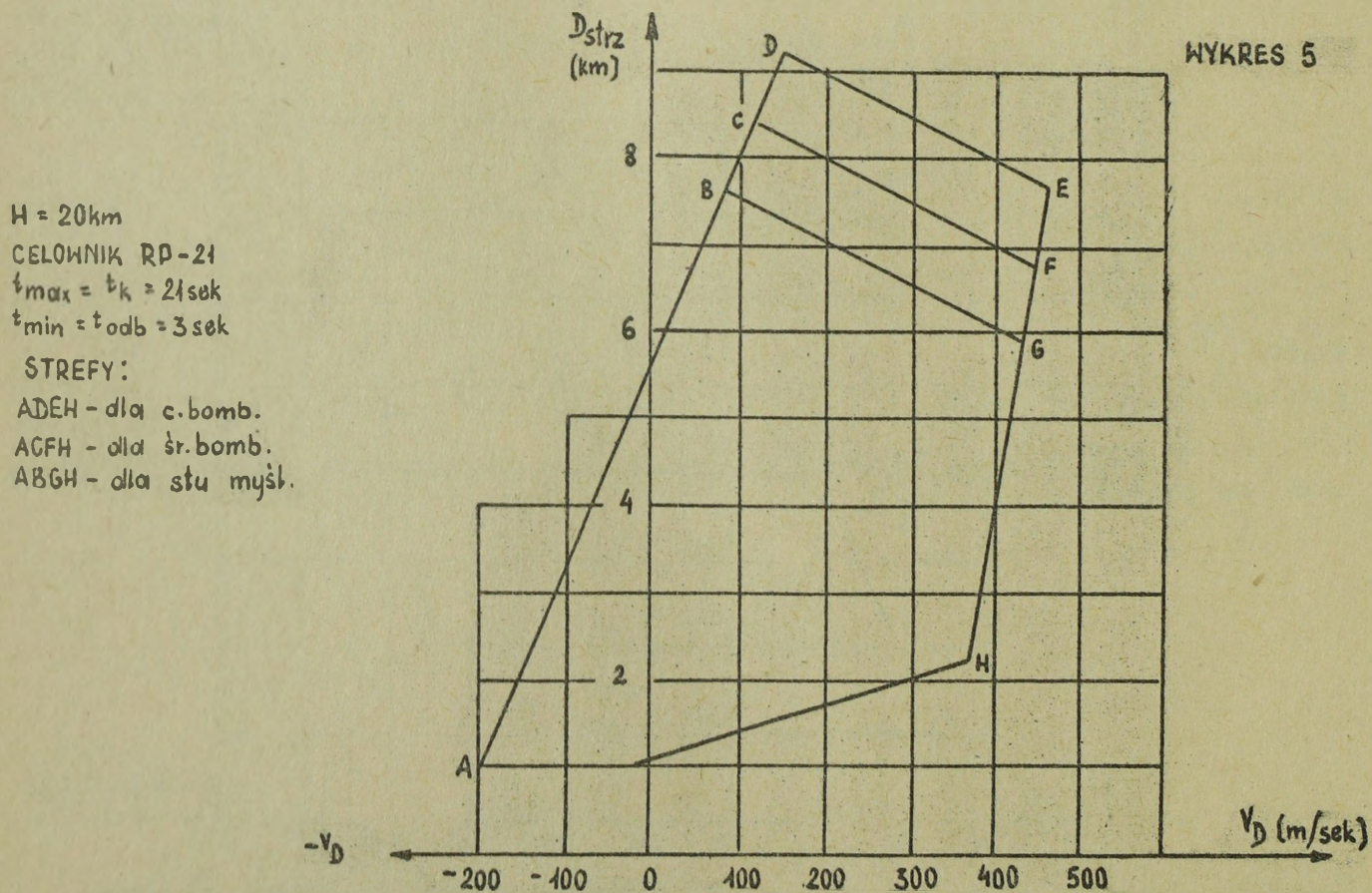
Rys. 5/8. Schemat strefy dopuszczalnych odległości odpalenia rakiety R-3s.

WYKRES 4



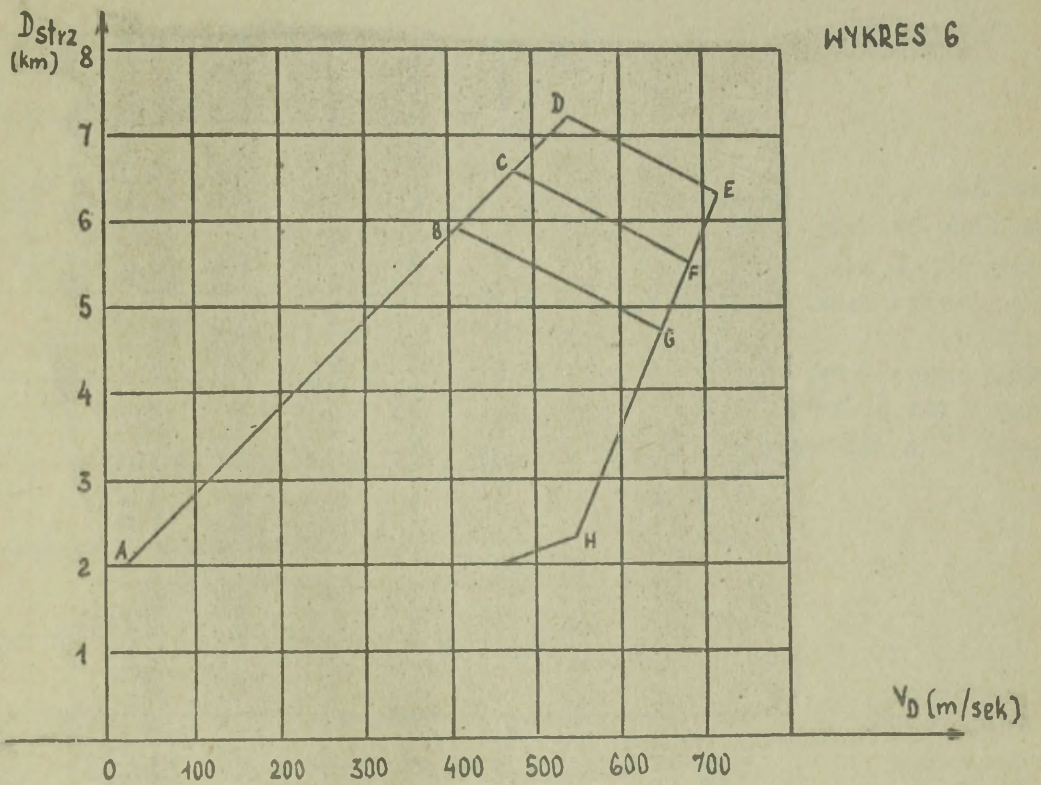
Rys.5/9. Schemat strefy dopuszczalnych odległości odpalenia rakiety R-3s.

WYKRES 5



Rys.5/10. Schemat strefy dopuszczalnych odległości odpalenia rakiety R-3s

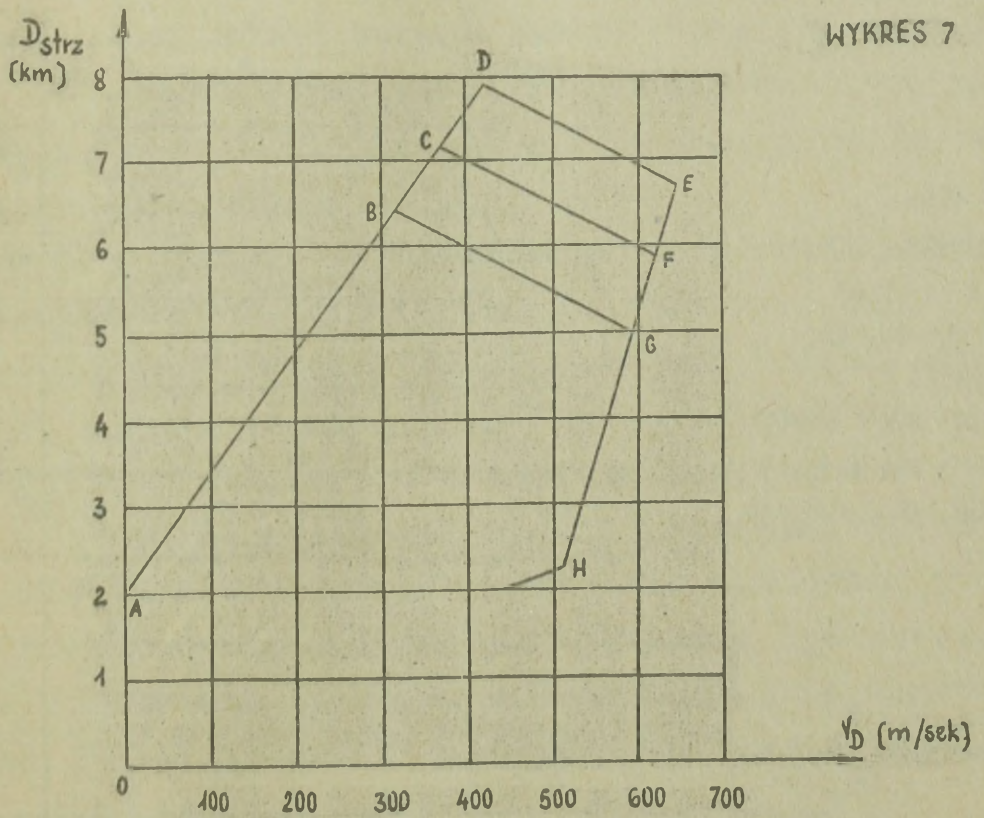
WYKRES 6



$H = 1 \text{ km}$
 CELOWNIK RP-9-21
 $t_{\text{max}} = t_k = 10 \text{ sek}$
 $t_{\text{min}} = t_{\text{odb}} = 3 \text{ sek.}$
 STREFY:
 ADEH - dla c. bomb.
 ACFH - dla śr. bomb.
 ABGH - dla stu myśl.

Rys. 5/11. Schemat strefy dopuszczalnych odległości odpalenia rakiety R-3s

WYKRES 7

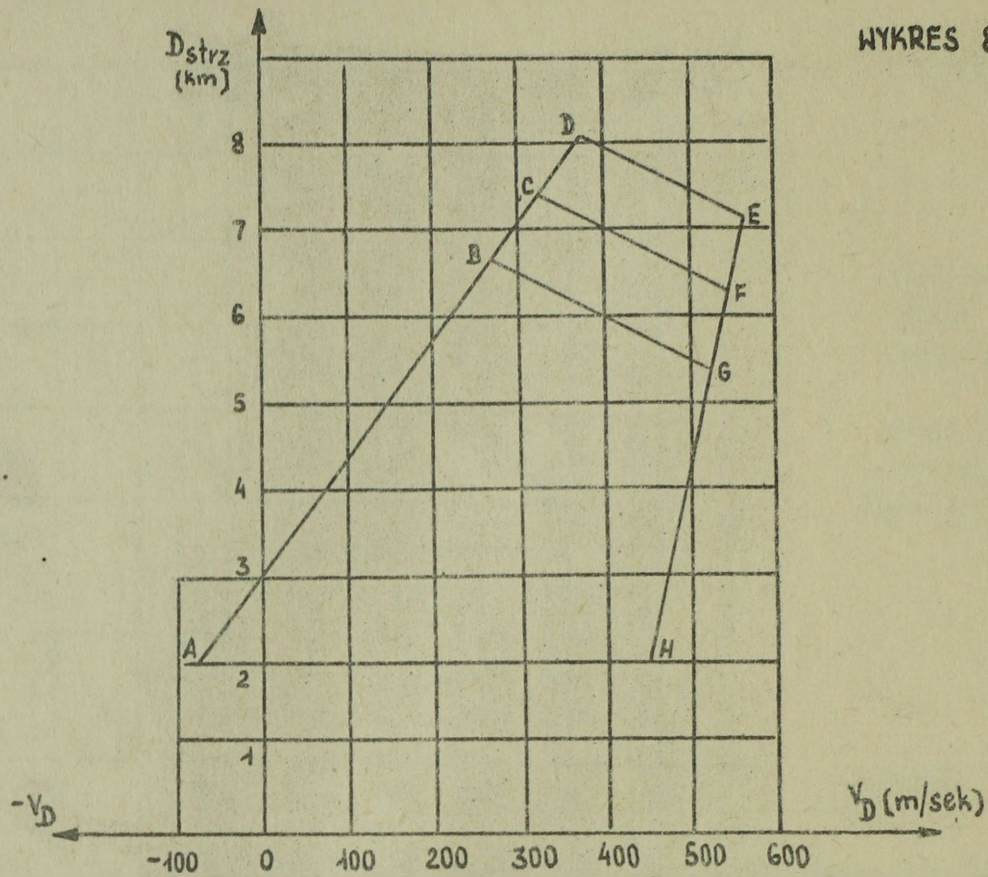


$H = 5 \text{ km}$
 CELOWNIK RP-9-21
 $t_{\text{max}} = t_k = 14 \text{ sek}$
 $t_{\text{min}} = t_{\text{odb}} = 3 \text{ sek}$
 STREFY:
 ADEH - dla c. bomb.
 ACFH - dla śr. bomb.
 ABGH - dla stu myśl.

Rys. 5/12. Schemat strefy dopuszczalnych odległości odpalenia rakiety R-3s

WYKRES 8

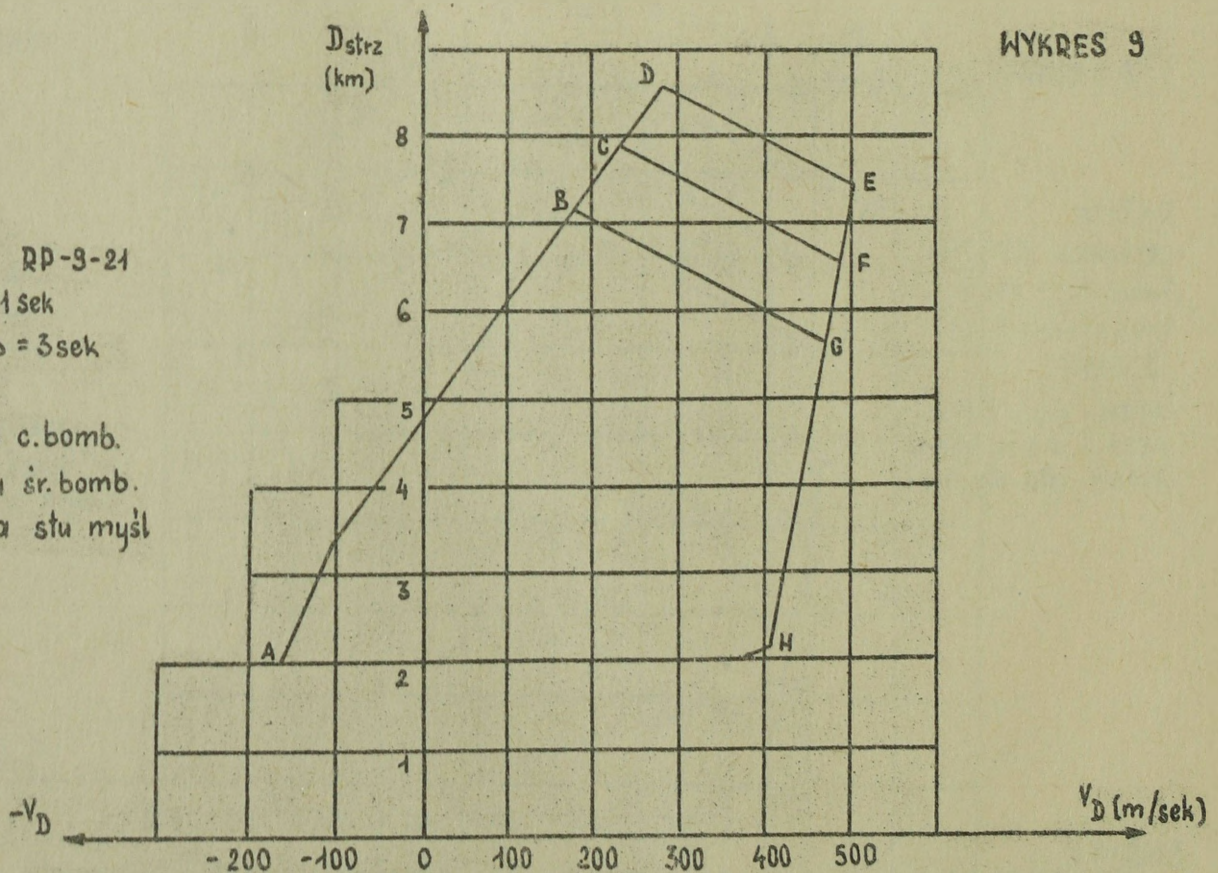
H = 10 km
 CELOWNIK RP-9-21
 $t_{max} = t_k = 21$ sek.
 $t_{min} = t_{odb} = 3$ sek.
 STREFY:
 ADEH - dla c. bomb
 ACFH - dla śr. bomb.
 ABGH - dla stu myśl.



Rys. 5/13. Schemat strefy dopuszczalnych odległości odpalenia rakiety R-3s

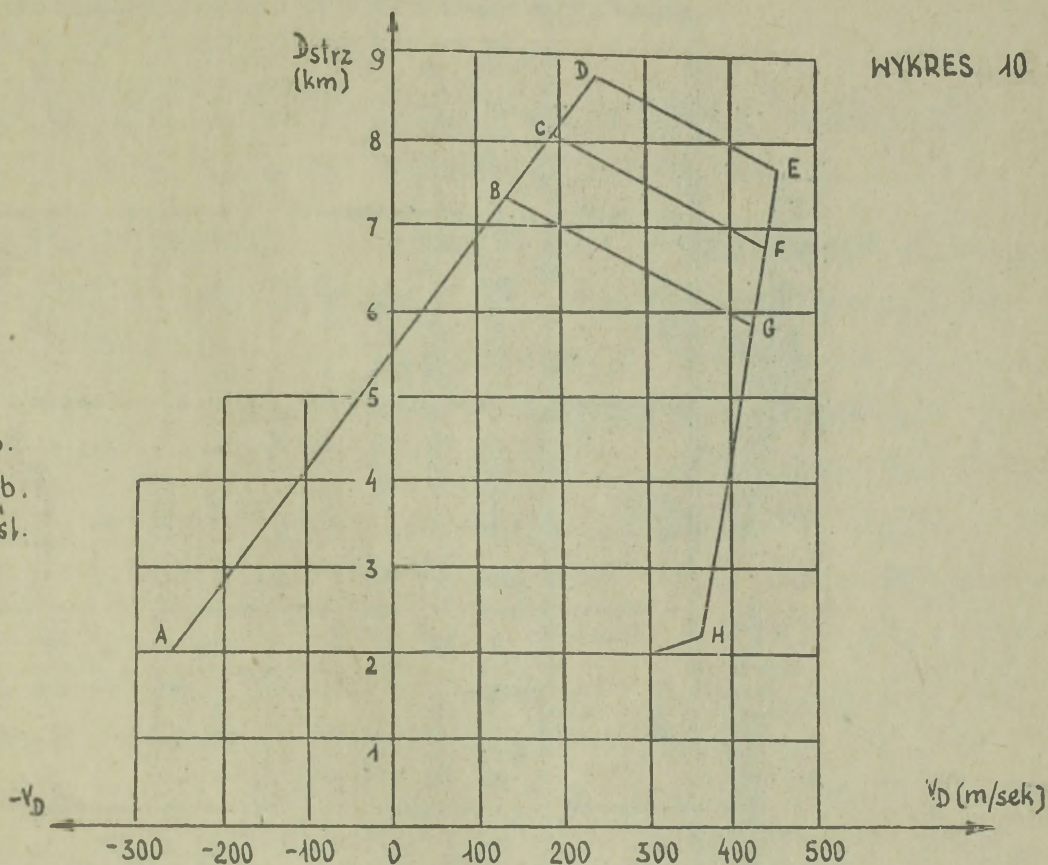
WYKRES 9

H = 15 km
 CELOWNIK RP-9-21
 $t_{max} = t_k = 21$ sek.
 $t_{min} = t_{odb} = 3$ sek.
 STREFY:
 ADEH - dla c. bomb.
 ACFH - dla śr. bomb.
 ABGH - dla stu myśl.



Rys. 5/14. Schemat strefy dopuszczalnych odległości odpalenia rakiety R-3s

$H = 20\text{ km}$
 CELOWNIK RP-9-21
 $t_{\max} = t_k = 21\text{ sek}$
 $t_{\min} = t_{\text{odb}} = 3\text{ sek.}$
 STREFY:
 ADEH - dla c. bomb.
 ACFH - dla sr. bomb.
 ABGH - dla słu myśl.



Rys. 5/15. Schemat strefy dopuszczalnych odległości odpalenia rakiety R-3s

Zakres dopuszczalnych odległości odpalania rakiet typu RS-2U, kierowanych za pomocą wiązki prowadzącej, podany jest w tabeli 5/1 o tej samej nazwie. Tabela zawiera odległości dla różnych wysokości i prędkości zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem, bez uwzględnienia reżimu prowadzenia rakiety za pomocą wiązki prowadzącej.

W zależności od typu zamontowanego urządzenia celowniczego na samolocie myśliwskim, dolna granica wysokości automatycznego prowadzenia rakiety RS-2U może być zmienna. Niemniej jednak, nie wpływa to na zakres dopuszczalnych odległości odpalenia, gdyż w takim wypadku naprowadzanie rakiety może się odbywać przy unieruchomionej wiązce prowadzącej. Ten sposób prowadzenia rakiety w poważnym stopniu zmniejsza prawdopodobieństwo rażenia celu i stosowany powinien być szczególnie na małych wysokościach do celów nie wykonujących manewrów oraz w miarę możliwości na dużej prędkości zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem.

Tabela dopuszczalnych odległości odpalenia rakiet typu RS-2U/w km/
Tabela 5/1

V_D km/h	H, km										
	-200	-100	0	100	200	300	400	500	600		
1	-	-	1,7-1,5	2,0-1,8	2,3-2,1	2,5-2,4	2,9-2,6	3,2-2,9	3,5-3,2		
2	-	-	1,8-1,5	2,2-1,8	2,5-2,1	2,8-2,4	3,1-2,6	3,5-2,9	3,8-3,2		
3	-	-	2,0-1,5	2,4-1,8	2,7-2,1	3,0-2,4	3,3-2,6	3,7-2,9	4,0-3,2		
4	-	1,9-1,5	2,2-1,5	2,6-1,8	2,9-2,1	3,3-2,4	3,6-2,6	3,9-2,9	4,0-3,2		
5	-	2,2-1,5	2,5-1,5	2,8-1,8	3,2-2,1	3,5-2,4	3,8-2,6	4,0-2,9	4,0-3,2		
6	2,1-1,5	2,4-1,5	2,7-1,5	3,1-1,9	3,4-2,1	3,8-2,4	4,0-2,6	4,0-2,9	4,0-3,2		
8	2,5-1,5	2,8-1,5	3,2-1,5	3,5-1,8	3,8-2,1	4,0-2,4	4,0-2,6	4,0-2,9	4,0-3,2		
10	2,9-1,5	3,2-1,5	3,6-1,5	3,9-1,8	4,0-2,1	4,0-2,4	4,0-2,6	4,0-2,9	4,0-3,2		
12	3,3-1,5	3,6-1,5	3,9-1,5	4,0-1,8	4,0-2,1	4,0-2,4	4,0-2,6	4,0-2,9	4,0-3,2		
15	3,5-1,5	4,0-1,5	4,0-1,5	4,0-1,8	4,0-2,1	4,0-2,4	4,0-2,6	4,0-2,9	4,0-3,2		

B. OKRESLANIE ZAKRESU DOPUSZCZALNYCH ODLEGŁOŚCI STRZELANIA DLA DWÓCH I WIECEJ ODPALEN RAKIET W JEDNYM ATAKU

W sytuacji bojowej może zaistnieć konieczność wykonania kilku strzelań w jednym ataku. Powtórne strzelanie może być wykonywane z kontrolą lub bez kontroli wyników działania pierwszej rakiety /pierwszej salwy/. Możliwość wykonania powtórnego strzelania zależy od zakresu dopuszczalnych odległości strzelania, czasu niezbędnego do przygotowania się aparatury atakującego samolotu myśliwskiego do powtórnego odpalenia i prędkości zbliżenia samolotu z celem, a jeśli odpalenie wykonuje się z kontrolą wyników działania poprzednio odpalanej rakiety, to i od czasu niezbędnego na kontrolę wyników.

Określmy ilość strzelań, którą można wykonać w jednym ataku. Załóżmy, że pierwsze strzelanie wykonuje się z odległości D_{\max} , a ostatnie - z D_{\min} . Po wykonaniu pierwszego strzelania każde następne wykonuje się po upływie czasu t_{Σ} , który składa się z:

a/ w wypadku, jeśli powtórne strzelanie wykonuje się bez kontroli wyników działania poprzednio odpalanej rakiety:

$$t_{\Sigma} = t_c + t_{\text{got}}, \quad /14/$$

gdzie:

t_c - czas potrzebny na udokładnienie celowania;

t_{got} - czas gotowości celownika do odpalenia;

b/ w razie, gdy powtórne strzelanie wykonuje się z kontrolą wyników poprzedniego:

$$t_{\Sigma} = t_1 + t_{k.w} + t_c \quad /15/$$

gdzie:

t_1 - czas lotu rakiety do celu z odległości pierwszego odpalenia;

$t_{k.w}$ - czas, potrzebny na kontrolę wyników działania pierwszej /poprzedniej/ rakiety;

t_c - czas, potrzebny na udokładnienie celowania.

Samolot myśliwski w czasie od momentu pierwszego strzelania do odpalenia N-tej rakiety, pokona odległość

$$/N - 1/ t_{\Sigma} V_D.$$

Odległość ta powinna być równa lub mniejsza od zakresu dopuszczalnych odległości strzelania

$$D_{\max} - D_{\min} \geq (N - 1) t_{\Sigma} V_D,$$

skąd można otrzymać ilość możliwych strzelań w ciągu jednego ataku:

$$N = \frac{D_{\max} - D_{\min}}{t_{\Sigma} V_D} + 1 \quad /16/$$

Jeśli prędkość zbliżenia $V_D = 0$, to w ciągu jednego ataku można wykonać dowolną ilość strzelań, ponieważ nie zmienia się odległość do celu. Przy $V_D \neq 0$ możliwości wykonania powtórnego strzelania stają się tym mniejsze, czym większa jest V_D .

Wielkość t_{Σ} w poważnym stopniu zależy od typu rakiety, celownika i warunków ataku.

Jeśli strzelanie wykonuje się raketami RS-2US, to powtórne może być wykonane po upływie $t_{\text{got}} = 15$ sek.

Przy strzelaniu raketami R-3S czas $t_{\text{got}} = 5-7$ sek.

Na kontrolę wyników działania pierwszego strzelania traci się $t_{\text{k.w}} = 4+6$ sek. Na udokładnienie celowania przed powtórny odpaleniem potrzeba $t_c = 2-5$ sek.

Uwzględniając, że niektóre procesy wykonywane są równoległe, to czas sumaryczny t_{Σ} może się wahać w granicach 10-25 sek.

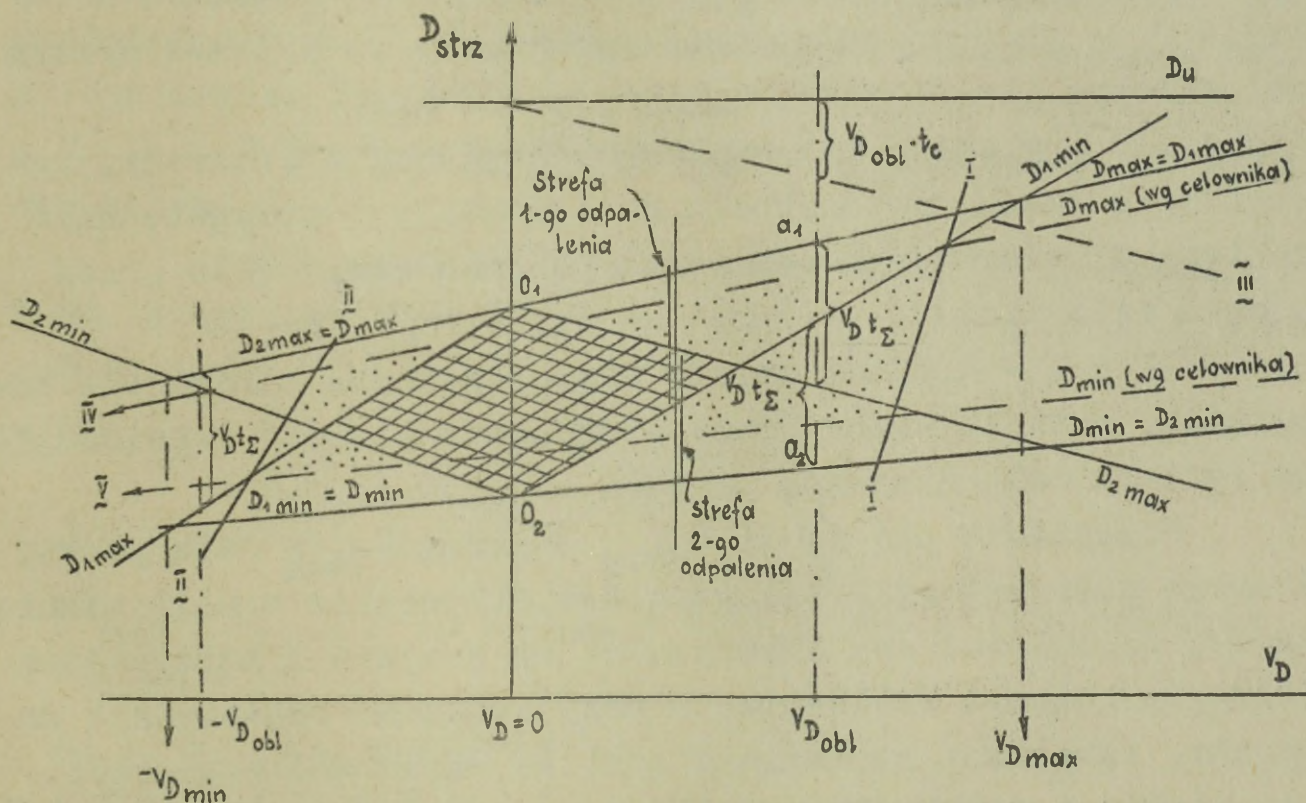
Tak samo, jak i przy jednym odpaleniu w czasie ataku, możliwe warunki użycia dwóch /a w razie konieczności i więcej/ odpaleń rakiet, przedstawia strefa dopuszczalnych odległości strzelania w funkcji V_D .

Oczywiście, że $D_{1\max} = D_{\max}$, to jest odległość pierwszego odpalenia równa jest maksymalnie możliwej odległości odpalenia, a $D_{2\min} = D_{\min}$, minimalna odległość drugiego /następnego/ odpalenia równa minimalnie możliwej odległości strzelania.

Wzory obliczeniowe, określające granice strefy dopuszczalnych odległości strzelania, są następujące:

$$\left. \begin{aligned} D_{\max} &= D_{1\max} = D_{r\max} + V_D t_{\max}; \\ D_{2\max} &= D_{1\max} - V_D t_{\Sigma}; \\ D_{1\min} &= D_{2\min} + V_D t_{\Sigma}; \\ D_{2\min} &= D_{\min} = D_{r\min} + V_D t_{\min}. \end{aligned} \right\}$$

Budowę strefy dopuszczalnych odległości strzelania wykonuje się w sposób analogiczny, jak dla jednego odpalenia w ataku /rys. 5/16/.



Rys. 5/16. Graficzne zobrazowanie strefy dopuszczalnych odległości strzelania dla dwóch odpaleń w czasie ataku

Dla zbudowania granicy maksymalnej odległości drugiego odpalenia, jak wynika z rys. 5/16, należy od punktu a_1 odłożyć w dół odcinek równy $\Delta D = V_D t_{\Sigma}$; punkt otrzymany w końcu tego odcinka łączy się linią prostą z punktem O_1 .

Dla zbudowania granicy minimalnej odległości pierwszego odpalenia, odkłada się z punktu a_2 w górę odcinek ΔD i otrzymany jego punkt końcowy łączy się linią prostą z punktem O_2 .

Na rys. 5/16 warunki graniczne oznaczono w następujący sposób:

- linie D_{1max} i D_{1min} - granice maksymalnych i minimalnych odległości pierwszego odpalenia, wychodząc z możliwości energetycznych rakiety;
- linie D_{2max} i D_{2min} - granice maksymalnych i minimalnych odległości drugiego odpalenia, wychodząc z możliwości energetycznych rakiety;
- linie I-I i II-II - granice strefy odpalenia, wychodząc z prędkości zbliżenia, dla której obliczony jest zapalnik rakiety /buduje się w sposób analogiczny, jak dla jednego odpalenia w czasie ataku/;
- linia D_u - granica odległości uchwycenia celu przez system celowniczy;
- linia III - granica maksymalnej odległości strzelania, wychodząc z czasu, potrzebnego na celowanie i przygotowanie rakiety do pierwszego odpalenia po uchwyceniu celu przez system celowniczy;
- linie IV i V - granice strefy dopuszczalnych odległości odpalenia, wypracowywane przez urządzenie licząco-rozwiązujące systemu celowniczego.

Przecięcie się linii D_{1min} z linią D_{1max} daje punkt, z którego może być wykonane pierwsze strzelanie z maksymalnie możliwej odległości /na dopędzaniu/ na jedynie i maksymalnie możliwej prędkości zbliżenia, a przy ataku na odstawaniu daje punkt, określany minimalnie możliwą odległością pierwszego odpalenia i maksymalnie możliwą prędkością odstawania. Za przedziałami tych punktów /w prawo i w lewo/ nie można wykonać dwóch odpaleń rakiet w ciągu jednego ataku.

Strefa, zawarta między liniami D_{1max} i D_{1min} jest strefą odległości pierwszego strzelania, w której przy odpaleniu pierwszej rakiety zapewnia się odpalenie drugiej. Strefa, zawarta między liniami D_{2max} i D_{2min} jest strefą odległości drugiego strzelania. Czworokąt powstały w wyniku przecięcia się stref pierwszego i drugiego strzelania jest strefą, w której możliwe jest wykonanie dwóch lub więcej strzelań.

Przeważnie schematy stref buduje się dla typowych wysokości walki powietrznej i znając prędkości celów, określa się potrzebne prędkości atakujących samolotów myśliwskich.

W celu lepszego zrozumienia i opanowania metodyki obliczenia i budowy stref dopuszczalnych odległości strzelania, rozwiążemy przykład.

Przykład 3. Określić możliwe warunki strzelania rakietami R-3S z samolotu myśliwskiego przy dwóch odpaleniach w ciągu jednego ataku, jeśli czas $t_{\Sigma} = 20$ sek., wysokość walki powietrznej $H = 18$ km, cel - samolot bombowy, celownik samolotu myśliwskiego typu RP-9-21.

Rozwiązanie.1. Określamy dane wyjściowe dla zbudowania granicy maksymalnych i minimalnych odległości pierwszego i drugiego odpalenia. Przyjmujemy prędkości obliczeniowe $V_D = 0$ i $V_{Dobl} = 200$ m/sek. Dla określenia D_r posłużymy się wykresem z rys. 1.

Wychodząc z możliwości energobalistycznych rakiety R-3S, z wykresu $D_r/t, H/$ /rys. 5/2/ / $t_k = 21$ sek., $t_{odb} = 3$ sek./ określamy:

- dla $V_D = 0$:

$$D'_{max} = D_{rmax} = 6800 \text{ m};$$

- dla $V_D = 200$ m/sek:

$$D''_{max} = D_{rmax} + V_D \cdot t_{max} = 6800 + 200 \cdot 21 = 11000 \text{ m};$$

- dla $V_D = 0$:

$$D'_{2min} = D_{rmin} = 700 \text{ m};$$

- dla $V_D = 200$ m/sek:

$$D'_{1min} = D_{rmin} + V_D \cdot t_{min} = 700 + 200 \cdot 3 = 1300 \text{ m}.$$

Określamy D_{max} i D_{min} dla celownika RP-9-21 według

wzorów /11/:

- dla $V_D = 0$:

$$D'_{max} = 2000 + 0,35 /H - 7000/ = 13,7 V_D = \\ = 2000 + 0,35 \cdot 10000 + 13,7 \cdot 0 = 5500 \text{ m};$$

- dla $V_D = 200$ m/sek.:

$$D''_{max} = 2000 + 0,35 \cdot 10000 + 13,7 \cdot 200 = 8240 \text{ m};$$

$$D_{min} = 2000 \text{ m}.$$

Określamy odległość pokonaną przez samolot myśliwski w czasie pierwszego odpalenia

$$\Delta D = V_D t_{\Sigma} = 2000 \cdot 20 = 4000 \text{ m}.$$

odpalenie rakiety możliwe jest przy określonej prędkości samolotu /nie mniejszej 1700 km/godz./;

- granica odległości uchwycenia celu przez celownik RP-9-21 / $D_u = 10$ km/;
- granica D_{max} /według t_c / z uwzględnieniem, że celowanie przed pierwszym odpaleniem wykonuje się w ciągu 5 sek.

3. Prawdopodobieństwa rażenia celów powietrznych przy strzelaniu z różnych rodzajów broni zamontowanej na samolotach myśliwskich

Ocena prawdopodobieństwa rażenia celu posiada duże znaczenie praktyczne i teoretyczne. Wartości tej oceny, wykorzystuje się do rozwiązywania następujących zadań zasadniczych:

- określenia racjonalnych warunków i sposobów strzelania;
- wyboru racjonalnych środków rażenia;
- określenia możliwości bojowych pododdziałów i oddziałów lotniczych w walce powietrznej;
- określenia potrzebnej ilości samolotów niezbędnych do wykonania postawionego zadania bojowego i innych.

A. PRAWDOPODOBIENSTWO RAŻENIA CELU SERIA /SALWA/WYSTRZAŁÓW PRZY STRZELANIU Z DZIAŁEK I NIEKIEROWANYCH RAKIET

W tabelach 1 do 147 /patrz - teczka załączników nr 2/S/ podane są wartości prawdopodobieństwa rażenia celów powietrznych o ciężarze w locie 8, 14, 20, 70 i 150 ton, dla prędkości celów 400, 600, 800, 900, 1200 i 1500 km/godz., odległości strzelania od 400 do 1200 m, co 200 m, sylwetek celu 0/4, 1/4 i 2/4 przy strzelaniu z broni artyleryjskiej i niekierowanymi raketami.

Wartości prawdopodobieństw rażenia celu zostały obliczone na podstawie wzoru:

$$W = a W_N + /1 - a/ W_F$$

/17/

gdzie: W - prawdopodobieństwo rażenia celu;

a - współczynnik, zależny od argumentu $M_1 = \frac{n \cdot p}{\omega}$ i miernika zależności wystrzałów μ / n - ilość wystrzałów w serii lub salwie, p - prawdopodobieństwo trafienia w cel jednym pociskiem /rakietą/, ω - średnia konieczna liczba trafień dla rażenia celu/;

W_N - prawdopodobieństwo rażenia celu wystrzałami niezależnymi jest funkcją od argumentu M_1 ;

W_F - prawdopodobieństwo rażenia celu wystrzałami funkcjonalnie zależnymi jest iloczynem prawdopodobieństwa trafienia w cel jednym pociskiem /rakietą/ i funkcji od ilorazu n przez ω .

Przyjęte oznaczenia w tabelach od 1 do 147:

- Q - ciężar celu w locie w tonach;
- V_c - prędkość celu w km/godz.;
- R - sylwetka celu /sinus kąta kursowego celu/;
- D - średnia odległość strzelania dla całej serii lub salwy wystrzałów w m;
- n - ilość wystrzałów w serii lub salwie;
- μ - miernik zależności wystrzałów;
- ω - średnia konieczna liczba trafień dla rażenia celu;
- p - prawdopodobieństwo trafienia w cel jednym pociskiem;
- M_1 - argument równy iloczynowi $n \cdot p$ do ω ;
- a - współczynnik, zależny od M_1 i μ ;
- W_N - prawdopodobieństwo rażenia celu wystrzałami niezależnymi;
- W_F - prawdopodobieństwo rażenia celu wystrzałami funkcjonalnie zależnymi;
- W - prawdopodobieństwo rażenia celu /wynik ostateczny/;
- t_s - czas prowadzenia ognia w sek.

Tabele sporządzono dla czasu prowadzenia ognia 1; 1,5 i 2 sek. z trzech działek kalibru 23 mm; dwóch działek kalibru 23 mm i działka kalibru 37 mm oraz salwy niekierowanych rakiet klasy "powietrze-powietrze" kalibru 57 mm.

Tabele 1 do 147 /patrz - teczka załączników nr 2/S//
opracowano dla następujących wartości:

BRON 2 x NR-23 i N-37

- tabele 1- 4 dla $Q = 8$ t i t_s = 1 sek.
- tabele 5- 8 dla $Q = 8$ t i t_s = 1,5 sek.
- tabele 9-12 dla $Q = 8$ t i t_s = 2 sek.
- tabele 13-16 dla $Q = 14$ t i t_s = 1 sek.
- tabele 17-20 dla $Q = 14$ t i t_s = 1,5 sek.
- tabele 21-24 dla $Q = 14$ t i t_s = 2 sek.
- tabele 25-28 dla $Q = 20$ t i t_s = 1 sek.
- tabele 29-32 dla $Q = 20$ t i t_s = 1,5 sek.
- tabele 33-36 dla $Q = 20$ t i t_s = 2 sek.
- tabele 37-40 dla $Q = 70$ t i t_s = 1 sek.
- tabele 41-44 dla $Q = 70$ t i t_s = 1,5 sek.
- tabele 45-48 dla $Q = 70$ t i t_s = 2 sek.
- tabele 49-52 dla $Q = 150$ t i t_s = 1 sek.
- tabele 53-56 dla $Q = 150$ t i t_s = 1,5 sek.
- tabele 57-60 dla $Q = 150$ t i t_s = 2 sek.

BRON 3 x NR-23

- tabele 61- 64 dla $Q = 8$ t i t_s = 1 sek.
- tabele 65- 68 dla $Q = 8$ t i t_s = 1,5 sek.
- tabele 69- 72 dla $Q = 8$ t i t_s = 2 sek.
- tabele 73- 76 dla $Q = 14$ t i t_s = 1 sek.
- tabele 77-80 dla $Q = 14$ t i t_s = 1,5 sek.
- tabele 81- 84 dla $Q = 14$ t i t_s = 2 sek.
- tabele 85- 88 dla $Q = 20$ t i t_s = 1 sek.
- tabele 89- 92 dla $Q = 20$ t i t_s = 1,5 sek.
- tabele 93-96 dla $Q = 20$ t i t_s = 2 sek.
- tabele 97-100 dla $Q = 70$ t i t_s = 1 sek.
- tabele 101-104 dla $Q = 70$ t i t_s = 1,5 sek.
- tabele 105-108 dla $Q = 70$ t i t_s = 2 sek.
- tabele 109-112 dla $Q = 150$ t i t_s = 1 sek.
- tabele 113-116 dla $Q = 150$ t i t_s = 1,5 sek.
- tabele 117-120 dla $Q = 150$ t i t_s = 2 sek.

32 S-5M

- tabele 121-126 dla $Q = 8 t$
- tabele 127-132 dla $Q = 14 t$
- tabele 133-137 dla $Q = 20 t$
- tabele 138-143 dla $Q = 70 t$
- tabele 144-147 dla $Q = 150 t$.

Przy określaniu prawdopodobieństwa rażenia celu z uwzględnieniem jego ognia obronnego, potrzebne są wartości prawdopodobieństw rażenia atakującego samolotu myśliwskiego przez samolot przeciwnika.

W tabelach 148 do 156 /patrz teczka załączników nr 2/S/ podane są wartości prawdopodobieństw rażenia atakującego samolotu myśliwskiego o ciężarze w locie 7 ton, dla odległości strzelania od 400 do 1200 m, co każde 200 m, kątów burtowych wychylenia broni β /równych 0° , 15° i 30° , celownika radiolokacyjnego, czasu prowadzenia ognia równych 1; 1,5 i 2 sek. przy strzelaniu z działek lotniczych.

Tabele 148 do 156 opracowano na podstawie wzoru /17/ dla następującej broni artyleryjskiej, zamontowanej na stanowiskach ogonowych samolotów przeciwnika:

- tabele 148-150 dla dwóch działek kalibru 20 mm;
- tabele 151-153 dla czterech działek kalibru 20 mm;
- tabele 154-156 dla działka kalibru 20 mm typu "VULCAN".

Wartości prawdopodobieństw rażenia celu powietrznego i samolotu myśliwskiego /atakującego/ podane w tabelach 1-147 i 148-156, obliczone zostały dla dobrego poziomu wyszkolenia pilotów i dla działek w zwykłych warunkach atmosferycznych w dzień.

Uwzględnienie ognia obronnego jest zadaniem złożonym z punktu widzenia metodyki obliczeń i potrzebnych danych wyjściowych.

W tych wypadkach, gdy nie wiadomo zawczasu, kto pierwszy wykorzysta środki rażenia, przeciwnik czy atakujący samolot myśliwski, to prawdopodobieństwo rażenia celu określa się za pomocą wzoru przybliżonego:

$$\tilde{W}_c = W_c - 0,5 W_c W_m \quad /18/$$

gdzie: W_c - prawdopodobieństwo rażenia celu bez uwzględnienia ognia obronnego;

W_m - prawdopodobieństwo rażenia atakującego samolotu myśliwskiego przez samolot przeciwnika.

W celu skrócenia czasu potrzebnego dla określenia wielkości prawdopodobieństwa rażenia celu z uwzględnieniem jego ognia obronnego, w tabeli 5/2 podane są gotowe wyniki tych obliczeń.

Sposób posługiwania się tabelą 5/2 jest następujący. Po ustaleniu orientacyjnego schematu walki powietrznej i założeniu warunków użycia środków rażenia przez obie strony walczące, na podstawie typów samolotów, stosowanych środków rażenia i warunków strzelania, z tabel 1-147 bierze się prawdopodobieństwo rażenia celu W_c , a z tabel 148-156 - prawdopodobieństwo rażenia atakującego samolotu myśliwskiego W_m . Następnie po wejściu do tabeli 5/2 z tymi wartościami W_c i W_m w miejscu ich przecięcia się odczytujemy prawdopodobieństwo rażenia celu z uwzględnieniem jego ognia obronnego \tilde{W}_c . W razie, gdy wzięte z tabel 1-156 wartości W_c i W_m nie odpowiadają wartościom podanym w tabeli 5/2 to z dostateczną dla praktyki dokładnością należy wykonać interpolację liniową pomiędzy wartościami W_c i W_m , a z kolei - \tilde{W}_c .

Tabela 5/2

Tabela wartości prawdopodobieństwa rażenia celu pojedynczego
z uwzględnieniem jego ognia obronnego

$$W_c = W_c - 0,5 W_c W_m$$

W_c	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50	0,55	0,60	0,65	0,70	0,75	0,80	0,85	0,90	0,95	1,00
0,05	0,049	0,098	0,146	0,195	0,244	0,293	0,341	0,390	0,439	0,488	0,536	0,585	0,634	0,683	0,731	0,780	0,829	0,878	0,926	0,975
0,10	0,048	0,095	0,143	0,190	0,238	0,285	0,333	0,380	0,428	0,475	0,523	0,570	0,618	0,665	0,713	0,760	0,808	0,855	0,903	0,950
0,15	0,046	0,093	0,136	0,185	0,231	0,278	0,324	0,370	0,416	0,463	0,509	0,555	0,601	0,648	0,694	0,740	0,786	0,833	0,888	0,925
0,20	0,045	0,090	0,135	0,180	0,225	0,270	0,315	0,360	0,405	0,450	0,495	0,540	0,585	0,630	0,675	0,720	0,765	0,810	0,855	0,900
0,25	0,044	0,088	0,131	0,175	0,219	0,263	0,306	0,350	0,394	0,438	0,481	0,525	0,569	0,613	0,656	0,700	0,744	0,788	0,831	0,875
0,30	0,043	0,085	0,128	0,170	0,213	0,255	0,298	0,340	0,383	0,425	0,468	0,510	0,553	0,595	0,638	0,680	0,723	0,765	0,808	0,850
0,35	0,041	0,083	0,124	0,165	0,206	0,248	0,289	0,330	0,371	0,413	0,454	0,495	0,536	0,578	0,619	0,660	0,701	0,743	0,784	0,825
0,40	0,040	0,080	0,120	0,160	0,200	0,240	0,280	0,320	0,360	0,400	0,440	0,480	0,520	0,560	0,600	0,640	0,680	0,720	0,760	0,800
0,45	0,039	0,078	0,116	0,155	0,194	0,233	0,271	0,310	0,349	0,388	0,426	0,465	0,504	0,543	0,581	0,620	0,659	0,698	0,736	0,775
0,50	0,038	0,075	0,113	0,150	0,188	0,225	0,263	0,300	0,338	0,375	0,413	0,450	0,488	0,525	0,563	0,600	0,638	0,675	0,713	0,750
0,55	0,036	0,073	0,109	0,145	0,181	0,218	0,254	0,290	0,326	0,363	0,399	0,435	0,471	0,508	0,544	0,580	0,616	0,653	0,689	0,725
0,60	0,035	0,070	0,105	0,140	0,175	0,210	0,245	0,280	0,315	0,350	0,385	0,420	0,455	0,490	0,525	0,560	0,595	0,630	0,665	0,700
0,65	0,034	0,068	0,101	0,135	0,169	0,203	0,236	0,270	0,304	0,338	0,371	0,405	0,439	0,473	0,506	0,540	0,574	0,608	0,641	0,675
0,70	0,033	0,065	0,098	0,130	0,163	0,195	0,228	0,260	0,293	0,325	0,358	0,390	0,423	0,455	0,488	0,520	0,553	0,585	0,618	0,650
0,75	0,031	0,063	0,094	0,125	0,156	0,188	0,219	0,250	0,281	0,313	0,344	0,375	0,406	0,438	0,469	0,500	0,531	0,563	0,594	0,625
0,80	0,030	0,060	0,090	0,120	0,150	0,180	0,210	0,240	0,270	0,300	0,330	0,360	0,390	0,420	0,450	0,480	0,510	0,540	0,570	0,600
0,85	0,029	0,058	0,086	0,115	0,144	0,173	0,201	0,230	0,259	0,288	0,316	0,345	0,374	0,403	0,431	0,460	0,489	0,518	0,546	0,575
0,90	0,028	0,055	0,083	0,110	0,138	0,165	0,193	0,220	0,248	0,275	0,303	0,330	0,358	0,385	0,413	0,440	0,468	0,495	0,523	0,550
0,95	0,026	0,053	0,079	0,105	0,131	0,158	0,184	0,210	0,236	0,263	0,289	0,315	0,341	0,368	0,394	0,420	0,446	0,473	0,499	0,525
1,00	0,025	0,050	0,075	0,100	0,125	0,150	0,175	0,200	0,225	0,250	0,275	0,300	0,325	0,350	0,375	0,400	0,425	0,450	0,475	0,500

B. PRAWDOPODOBIEŃSTWO RAŻENIA CELU KILKOMA SERIAMI /SALWAMI/
WYSTRZAŁÓW PRZY STRZELANIU Z DZIAŁEK I RAKIET NIEKIERO-
WANYCH

Pod pojęciem jednej serii lub salwy wystrzałów rozumie się wykonywanie strzelania przy jednym celowaniu niezależnie od ilości wystrzałów i liczby broni. Zasadniczą cechą jednej serii /salwy/ wystrzałów jest to, że wykonuje się ją w czasie jednego celowania.

Natomiast pod pojęciem kilku niezależnych serii lub salw wystrzałów rozumie się kilka serii lub salw, z których każda wykonana jest z oddzielnym celowaniem, z dokładnością nie wpływającą na dokładność innych.

Przy takim założeniu, prawdopodobieństwo rażenia celu kilkoma seriami lub salwami wystrzałów określa się według wzoru:

$$W/k/ = 1 - \prod_{i=1}^k /1 - W_i/. \quad /19/$$

Jeśli $W_1 = W_2 = \dots = W_k = W = \text{const}$, to

$$W/k/ = 1 - /1 - W/k/; \quad /20/$$

o ile $W_1 \neq W_2 \neq \dots \neq W_k \neq \text{const}$, to

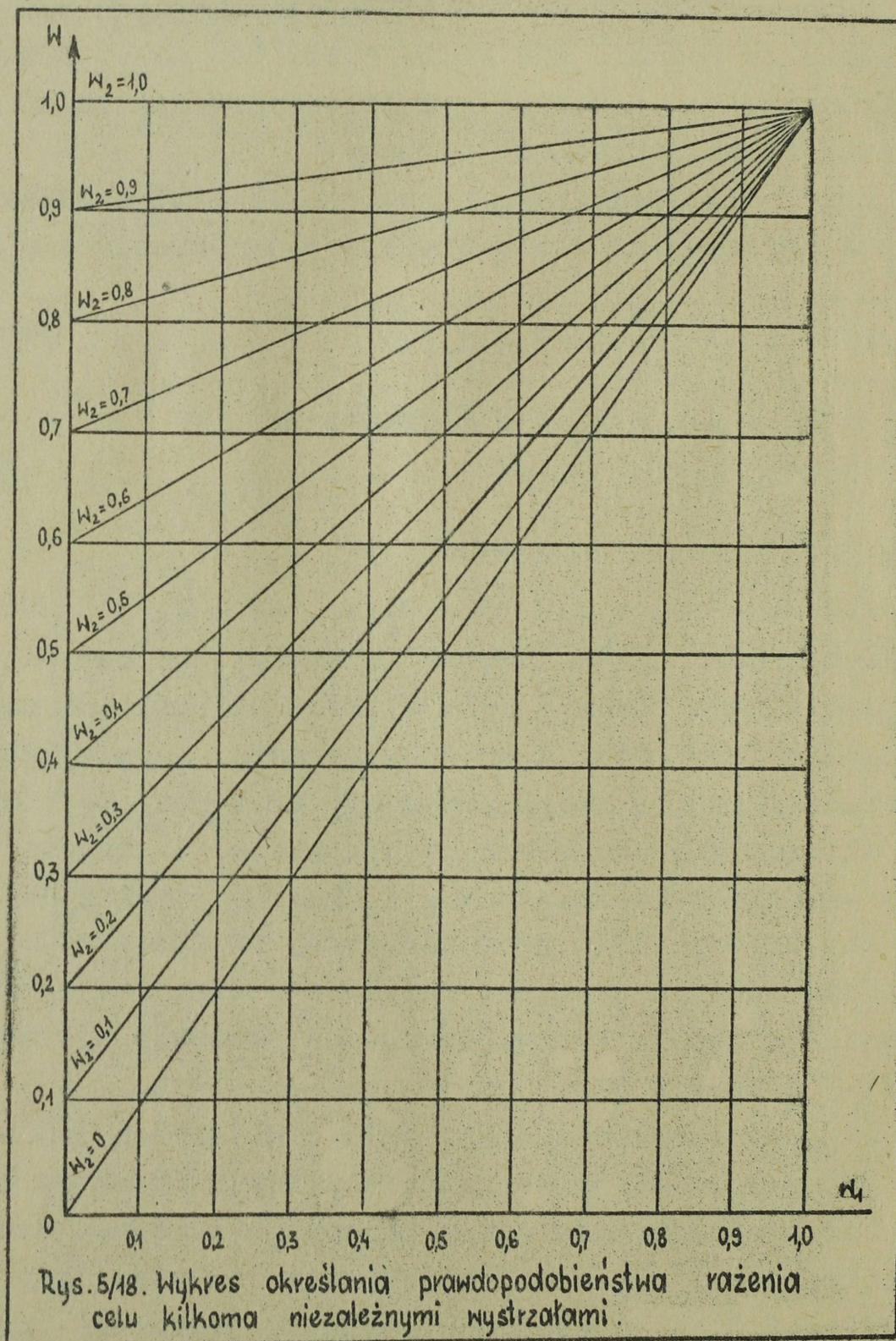
$$W/k/ = 1 - /1 - W_1/ /1 - W_2/ \dots /1 - W_k/ \quad /21/$$

Wzory /20/ i /21/ mogą być wykorzystane do obliczania prawdopodobieństwa rażenia celu kilkoma seriami lub salwami, nie tylko dla jednorodnych środków rażenia, na przykład, ognia z działek, czy rakiet niekierowanych, lecz przy wspólnym/kolejnym/ użyciu tych środków w jednym ataku, a mianowicie jako pierwszy - rakiety niekierowane, a drugi - ogień z działek.

Aby zaoszczędzić czas niezbędny na obliczenie prawdopodobieństwa rażenia celu przy kilku strzelaniach /seriach lub salwach/ w jednym ataku, opracowane zostały wykres /rys. 5/18/ i tabela 5/3.

Za pomocą wykresu /rys. 5/18/ lub tabeli 5/3 można określać prawdopodobieństwa rażenia różnych obiektów powietrznych bez uwzględnienia ognia obronnego zarówno samolotów przeciwnika, jak i własnych, niezależnie od tego, czy poszczególne wartości tych prawdopodobieństw są jednakowe czy też różne.

Sposób posługiwania się wykresem /rys.5/18/.Po odnalezieniu w tabelach 1-147 lub 148-156 wartości prawdopodobieństw rażenia celu W_c lub samolotu własnego ogniem obronnym z samolotu przeciwnika W_m , odpowiadających stosowanym środkom rażenia, typom samolotów i założonym warunkom strzelania w walce powietrznej, przystępujemy do określenia W_c lub W_m dla kilku serii lub salw wystrzałów.



1. Na osi odciętych W_1 znajdujemy punkt odpowiadający wartości $W_1 / W_1 = W_{c1}$ lub $W_1 = W_{m1} /$ i od tego punktu prowadzimy prostopadłą aż do linii W_2 /linii drugiej wartości $W_2 = W_{c2}$ lub $W_2 = W_{m2} /$. Po zrzutowaniu na oś rzędnych W , punktu przecięcia się tych dwóch linii, odczytujemy wartość prawdopodobieństw $W_{1,2} / W_{1,2} = W_{c1,2}$ lub $W_{1,2} = W_{m1,2} /$.

2. Otrzymane prawdopodobieństwo $W_{1,2}$ ponownie odkładamy na osi odciętych W_1 i prowadzimy prostopadłą /od tego punktu/ do linii W_2 , lecz odpowiadającej wartości prawdopodobieństwa $W_3 / W_3 = W_{c3}$ lub $W_3 = W_{m3} /$. Po zrzutowaniu na oś rzędnych W punktu przecięcia się W_1 z W_2 , na niej odczytujemy ostateczny wynik $W_{1,2,3} / W_{1,2,3} = W_{c1,2,3}$ lub $W_{1,2,3} = W_{m1,2,3} /$.

Przykład 1. Określić prawdopodobieństwo rażenia samolotu trzema seriami wystrzałów, o wartościach $W_1=0,15$; $W_2=0,3$; $W_3 = 0,5$.

Rozwiązanie. Z wykresu, prawdopodobieństwo rażenia dwiema pierwszymi seriami wynosi $W_{1,2} = 0,41$, natomiast trzema seriami wystrzałów - $W_{1,2,3} = 0,70$.

Przykład 2. Określić prawdopodobieństwo rażenia samolotu trzema seriami wystrzałów, o wartościach $W_1 = W_2 = W_3 = 0,45$.

Rozwiązanie. Z wykresu, prawdopodobieństwo rażenia samolotu dwiema pierwszymi seriami / $W_1=W_2=0,45$ / wynosi $W_{1,2}=0,70$, trzema zaś seriami wystrzałów / $W_{1,2} = 0,70$ i $W_3 = 0,45$ / -

$W_{1,2,3} = 0,84$.

Z tą samą dokładnością /do drugiego miejsca po przecinku/ można określać prawdopodobieństwo rażenia celu z tabeli 5/3.

Sposób posługiwania się tabelą 5/3. Posługiwanie się tabelą 5/3 dla określenia prawdopodobieństwa rażenia celu kilkoma seriami lub salwami, o równych lub różnych wartościach prawdopodobieństw rażenia, jest podobne do wykresu /rys. 5/18/.

Tabela 5/3

Tabela wartości prawdopodobieństwa rażenia celu pojedynczego dla kilku serii /salw/ wystrzałów

	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50	0,55	0,60	0,65	0,70	0,75	0,80	0,85	0,90	0,95
^W 2	0,10	0,15	0,19	0,24	0,29	0,33	0,38	0,43	0,48	0,52	0,57	0,62	0,67	0,72	0,76	0,81	0,86	0,90	0,95
^W 1	0,05	0,10	0,15	0,20	0,24	0,28	0,32	0,36	0,40	0,44	0,48	0,52	0,56	0,60	0,64	0,68	0,72	0,76	0,80
	0,15	0,24	0,28	0,32	0,36	0,40	0,44	0,48	0,52	0,56	0,60	0,64	0,68	0,72	0,76	0,80	0,84	0,88	0,92
	0,20	0,28	0,32	0,36	0,40	0,44	0,48	0,52	0,56	0,60	0,64	0,68	0,72	0,76	0,80	0,84	0,88	0,92	0,96
	0,25	0,33	0,36	0,40	0,44	0,48	0,51	0,55	0,58	0,62	0,66	0,70	0,74	0,78	0,81	0,85	0,89	0,93	0,96
	0,30	0,37	0,41	0,44	0,48	0,51	0,55	0,58	0,62	0,65	0,69	0,72	0,76	0,79	0,83	0,86	0,90	0,93	0,97
	0,35	0,38	0,41	0,44	0,48	0,51	0,55	0,58	0,61	0,64	0,67	0,70	0,73	0,76	0,79	0,82	0,85	0,88	0,91
	0,40	0,43	0,45	0,48	0,51	0,55	0,58	0,61	0,64	0,67	0,70	0,73	0,76	0,79	0,82	0,85	0,88	0,91	0,94
	0,45	0,48	0,51	0,55	0,58	0,62	0,64	0,67	0,70	0,73	0,75	0,78	0,81	0,84	0,86	0,89	0,92	0,95	0,97
	0,50	0,52	0,55	0,58	0,63	0,65	0,68	0,70	0,73	0,75	0,78	0,80	0,83	0,85	0,88	0,90	0,92	0,95	0,98
	0,55	0,57	0,60	0,64	0,66	0,69	0,71	0,73	0,75	0,78	0,80	0,82	0,84	0,87	0,89	0,91	0,93	0,96	0,98
	0,60	0,62	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84	0,86	0,88	0,90	0,92	0,94	0,96	0,98
	0,65	0,67	0,70	0,72	0,74	0,76	0,77	0,79	0,81	0,83	0,84	0,86	0,88	0,90	0,91	0,93	0,95	0,96	0,98
	0,70	0,72	0,75	0,76	0,78	0,79	0,81	0,82	0,84	0,85	0,87	0,88	0,90	0,91	0,92	0,94	0,95	0,97	0,98
	0,75	0,76	0,78	0,80	0,81	0,83	0,84	0,85	0,86	0,88	0,89	0,90	0,91	0,92	0,94	0,95	0,96	0,97	0,99
	0,80	0,81	0,83	0,84	0,85	0,86	0,87	0,88	0,89	0,90	0,91	0,92	0,93	0,94	0,95	0,96	0,97	0,98	0,99
	0,85	0,86	0,87	0,88	0,89	0,90	0,90	0,91	0,92	0,92	0,93	0,94	0,95	0,95	0,96	0,97	0,98	0,98	0,99
	0,90	0,90	0,91	0,92	0,93	0,93	0,94	0,94	0,95	0,95	0,96	0,96	0,96	0,97	0,97	0,98	0,98	0,99	1,00
	0,95	0,95	0,96	0,96	0,96	0,97	0,97	0,97	0,97	0,98	0,98	0,98	0,98	0,98	0,99	0,99	0,99	1,00	1,00

Znając wartości W_1 , W_2 i t.d., początkowo do tabeli 5/3 wchodzimy z wartościami W_1 i W_2 , znajdujemy $W_{1,2}$, a z kolei zamiast W_1 wprowadzamy wartość $W_{1,2}$ i dla trzech serii /salw/ otrzymujemy $W_{1,2,3}$. W wypadku określania prawdopodobieństwa rażenia dla czterech i więcej serii /salw/ należy otrzymaną dla trzech serii wartość $W_{1,2,3}$ wprowadzić jako W_1 , a W_4 , W_2 i otrzymany wynik będzie prawdopodobieństwem rażenia dla czterech serii / $W_{1,2,3,4}$ /.

Jeśli strzelanie wykonywane jest kilkoma seriami /salwami/ do celów powietrznych, które posiadają uzbrojenie obronne i prowadzą ogień, to za pomocą tabeli 5/3 lub wykresu /rys. 5/18/ można określić prawdopodobieństwo rażenia celu i samolotu myśliwskiego, a następnie z tabeli 5/2 określić prawdopodobieństwo rażenia celu z uwzględnieniem jego ognia obronnego.

Przykład 3. Określić prawdopodobieństwo rażenia samolotu bombowego z uwzględnieniem jego ognia obronnego, jeśli

$$W_{c_1} = 0,20; W_{c_2} = 0,50 \text{ i } W_{m_1} = 0,15, W_{m_2} = 0,35.$$

Rozwiązanie. 1. Z wykresu /rys. 5/18/ lub tabeli 5/3 dla dwóch serii / $W_{c_1} = W_1 = 0,20$; $W_{c_2} = W_2 = 0,50$ /, otrzymujemy prawdopodobieństwo rażenia celu równe $W_c = W_{1,2} = 0,60$.

Z tego samego wykresu lub tabeli dla dwóch serii / $W_{m_1} = W_1 = 0,15$; $W_{m_2} = W_2 = 0,35$ /, znajdujemy prawdopodobieństwo rażenia atakującego samolotu myśliwskiego

$$W_m = W_{1,2} = 0,45.$$

3. Z tabeli 5/2 lub za pomocą wzoru /18/, dla $W_c = 0,60$ i $W_m = 0,45$, określamy prawdopodobieństwo rażenia celu z uwzględnieniem ognia obronnego, wynosi ono $\tilde{W}_c = 0,465 \approx 0,47$.

C. PRAWDOPODOBIEŃSTWO RAŻENIA CELU POWIETRZNEGO RAKIETAMI SAMONAPROWADZAJACYMI SIĘ TYPU R-3S

Przy ocenie skuteczności strzelania raketami R-3S należy uwzględnić to, że wybuch rakiety może nastąpić od jednego z dwóch zapalników - kontaktowego /uderzeniowego/ i bezkontaktowego /czasowo-odległościowego/.

Zapalnik kontaktowy zadziała przy bezpośrednim trafieniu rakiety w cel /lub przy zetknięciu się z celem/. Przy trafieniu rakiety w dowolny samolot, praktycznie zostaje on rażony: $\omega = 1$.

Zapalnik bezkontaktowy zapewnia odległościowe działanie rażące rakiety i posiada on zmienny promień działania oraz zmienny rozrzut punktów zadziaływania w kierunku lotu rakiety względem celu.

Promień działania zapalnika bezkontaktowego rakiety R-3S zależy od prędkości rakiety względem celu v_D /prędkości zbliżenia rakiety z celem/

$$0 \leq R = 0,273 v_D \leq R_{\max} \quad /22/$$

gdzie R_{\max} - graniczna wartość promienia działania, określona typem celu /jego wypromieniowaniem cieplnym/.

Ponieważ strzelanie raketami R-3S wykonuje się w wąskim sektorze tylnej półsfery i bez wyprzedzenia $\psi_0 = 0$, to spotkanie rakiety z celem praktycznie następuje pod sylwetką 0/4 /kąt kursowy celu równy 180° /.

Wobec tego

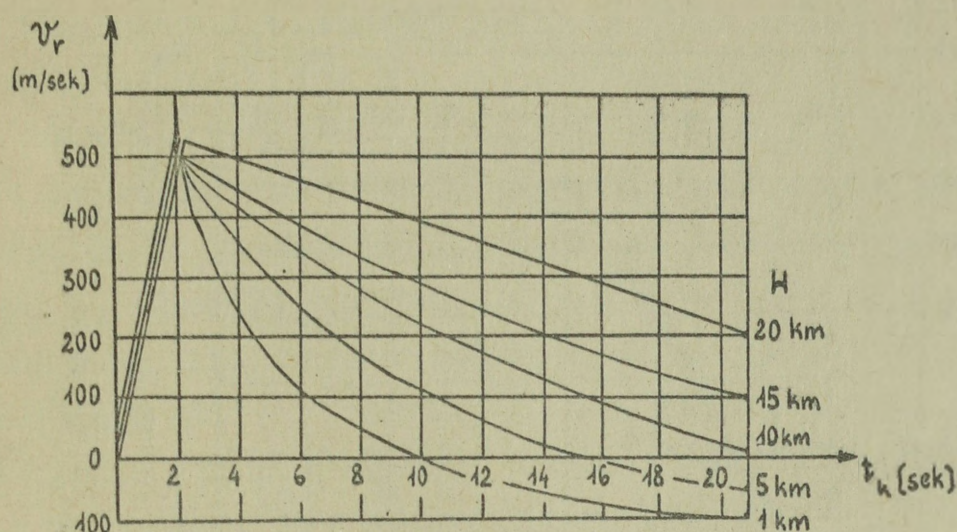
$$v_D = v_r + V_n - V_c \quad /23/$$

gdzie:

v_r - prędkość rakiety względem celu /wykres względnych prędkości rakiety R-3S/;

V_c - prędkość celu;

V_m - prędkość samolotu myśliwskiego.



Rys. 5/19 Wykres względnych prędkości rakiety R-3s

Wykres względnych prędkości rakiety zbudowany jest dla wysokości strzelania w zakresie 1 do 20 km i czas kierowanego lotu rakiety do 21 sek.

Na wykresie W_c/v_D podana jest zmiana prawdopodobieństwa rażenia celu kosztem odległościowego i bezpośredniego działania rażącego rakiety R-3S przy braku błędu systematycznego.

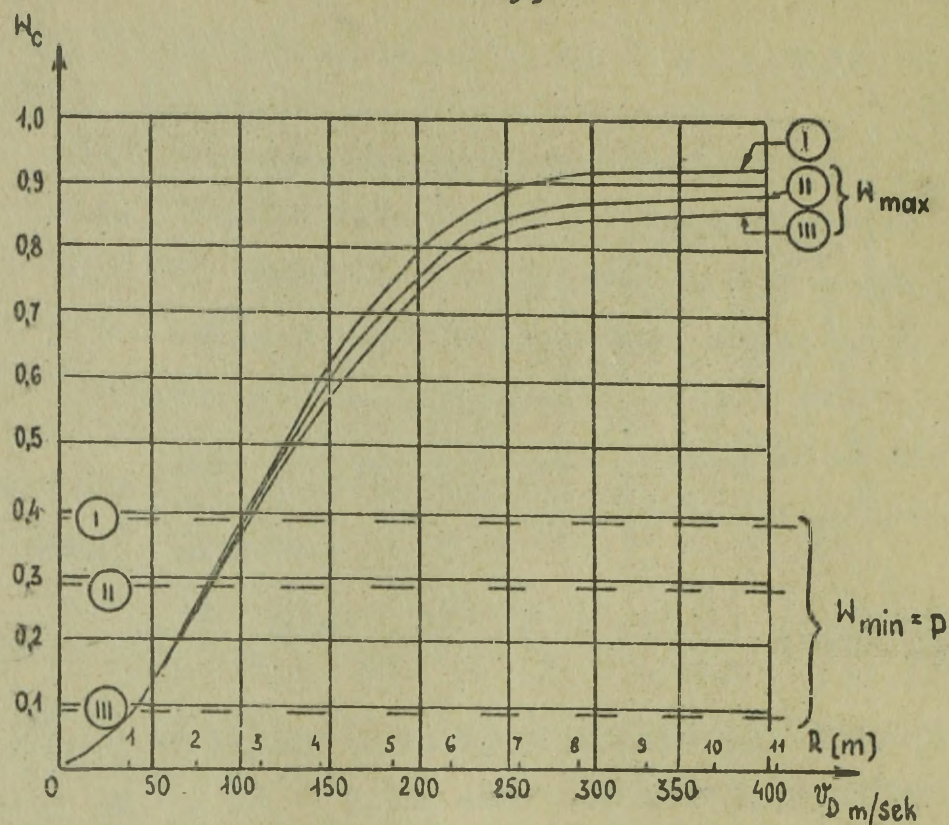
Przy występowaniu błędu systematycznego prawdopodobieństwo rażenia celu zmniejsza się. Błąd systematyczny może występować przy manewrze celu lub przy strzelaniu pod sylwetką większą od $0/4$ z niedużej odległości.

Prawdopodobieństwo rażenia celu kosztem działania odległościowego zmienia się od 0 /przy $R = 0$, gdy $v_D = 0$ / do W_{max} / przy $R = R_{max} = 11$ m, gdy $v_D \geq 400$ m/sec./.

Prawdopodobieństwo rażenia celu kosztem bezpośredniego działania rażącego, określa się prawdopodobieństwem trafienia w cel $W_{min} = p$.

W ten sposób prawdopodobieństwa rażenia celu rakietą R-3S znajdują się pomiędzy dwiema granicami $W_{min} = p$ i W_{max} .

Przy strzelaniu do celu nie manewrującego i kątach kursowych bliskich 180° , prawdopodobieństwo rażenia celu W_c oblicza się analitycznie i zależność jego od prędkości zbliżenia rakiety z celem v_D , którą określa się na podstawie warunków walki powietrznej, charakteryzuje wykres W_c/v_D



Rys. 5/20 Wykres $W_c(v_D)$ dla rakiety R-3s

Na wykresie przyjęto oznaczenia:

- I - ciężki bombowiec /np. B-47/;
- II - średni bombowiec /np. B-58/;
- III - myśliwiec taktyczny /np. F-100/.

Krzywe na wykresie $W_c /v_D/$ dają wartości prawdopodobieństw rażenia celu jedną rakieta R-3S bez uwzględnienia współczynnika niezawodności rakiety i celownika.

W razie uwzględniania tych współczynników prawdopodobieństwo rażenia celu oblicza się według wzoru

$$W_1^{\text{ze}} = N_c N_r W_1 \quad /24/$$

gdzie: W_1^{ze} - prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta z uwzględnieniem współczynników niezawodności;

N_c - współczynnik niezawodności celownika;

N_r - współczynnik niezawodności rakiety;

W_1 - prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta - wzięte z wykresu $W_c /v_D/$.

Wartości współczynników niezawodności:

- dla celownika ASP-5 nd - $N_c = 1$;
- dla celownika RP-9-21 lub RP-9 - $N_c = 0,9$;
- dla rakiety R-3S - $N_r = 0,9$.

Prawdopodobieństwo rażenia celu salwą z k rakiet R-3S / $\mu = 0$ /, oblicza się według wzoru:

$$W_{sl}^{*k} = N_c [1 - /1 - N_r W_1/k] \quad /25/$$

Metodyka obliczania prawdopodobieństwa rażenia celu rakietami R-3S zostanie pokazana na poniższym przykładzie.

Przykład 4. Określić prawdopodobieństwo rażenia średniego bombowca przy strzelaniu salwą z dwóch rakiet R-3S, z maksymalnej odległości na wysokości $H = 15$ km. Jeśli $V_c = 300$ m/sek, $V_m = 400$ m/sek., współczynnik niezawodności: celownika $N_c = 0,9$ rakiety $N_r = 0,9$.

Rozwiązanie. 1. Określamy prędkość rakiety względem celu / v_D /, przyjmując, że maksymalna odległość strzelania odpowiada czasowi lotu kierowanego rakiety $t_k = 21$ sek. Temu czasowi dla $H = 15$ km odpowiada prędkość rakiety względem samolotu myśliwskiego $v_r = 100$ m/sek. /z wykresu względnych prędkości rakiety R-3S/.

Wobec tego, prędkość rakiety względem celu według wzoru/23/ wynosi:

$$v_D = v_r + V_m - V_c = 100 + 400 - 300 = 200 \text{ m/sek.}$$

2. Z wykresu W_c/v_D , określamy prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta W_1 dla średniego bombowca /krzywa II/ i $v_D = 200$ m/sek. /lub dla $R = 0,0273 \cdot 200 = 5,46$ m/

$$W_1 = 0,76.$$

3. Obliczamy prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta z uwzględnieniem współczynników niezawodności celownika i rakiety. Według wzoru /24/, otrzymamy:

$$W_1^{*k} = N_c N_r W_1 = 0,9 \cdot 0,9 \cdot 0,76 = 0,6156 \approx 0,62.$$

4. Ostatecznie określamy prawdopodobieństwo rażenia celu salwą z dwóch rakiet. Według wzoru /25/ otrzymamy:

$$\begin{aligned} W_{sl}^{*k} &= N_c [1 - /1 - N_r W_1/k] = 0,9 [1 - /1 - 0,9 \cdot 0,76/2] = \\ &= 0,9 [1 - /1 - 0,684/2] = 0,9 /1 - 0,316^2/ = \\ &= 0,9 /1 - 0,099856/ \approx 0,9 \cdot 0,9 \approx 0,81. \end{aligned}$$

Tak więc prawdopodobieństwo rażenia średniego bombowca na $H = 15$ km przez samolot myśliwski przy strzelaniu salwą z dwóch rakiet R-3S, z maksymalnej odległości, wynosi 0,81.

D. PRAWDOPODOBIENSTWO RAŻENIA CELU RAKIETAMI KIEROWANYMI
ZA POMOCĄ WIĄZKI PROWADZACEJ /RAKIETY TYPU RS-2U LUB
RS-2US/

Obliczenia prawdopodobieństwa rażenia celu powietrznego raketami RS-2U /lub RS-2US/ wykonuje się tą samą metodą, co i dla rakiet R-3S. Przy tym uwzględnia się następujące właściwości i charakterystyki rakiet:

- część bojowa rakiety jest silniejsza, aniżeli w raketach R-3S;
- rozrzut rakiety jest większy niż rakiet R-3S, szczególnie przy strzelaniu z unieruchomioną wiązką prowadzącą;
- promień działania zapalnika rakiety nie zależy od prędkości rakiety względem celu /prędkości zbliżenia rakiety z celem/ i praktycznie można przyjąć, że jest jednakowy.

Prawdopodobieństwo rażenia celu powietrznego jedną raketą określa się za pomocą "wykresu $W_c /E/$ dla rakiety RS-2U", po uprzednim obliczeniu uchylenia prawdopodobnego według jednego z następujących wzorów:

- przy strzelaniu w reżimie automatycznego prowadzenia celu za pomocą wiązki radiolokacyjnej

$$E = 4 + 0,5 n_{jc} = 4 + 0,5 \operatorname{tg} \gamma_c \text{ [m]}, \quad /26/$$

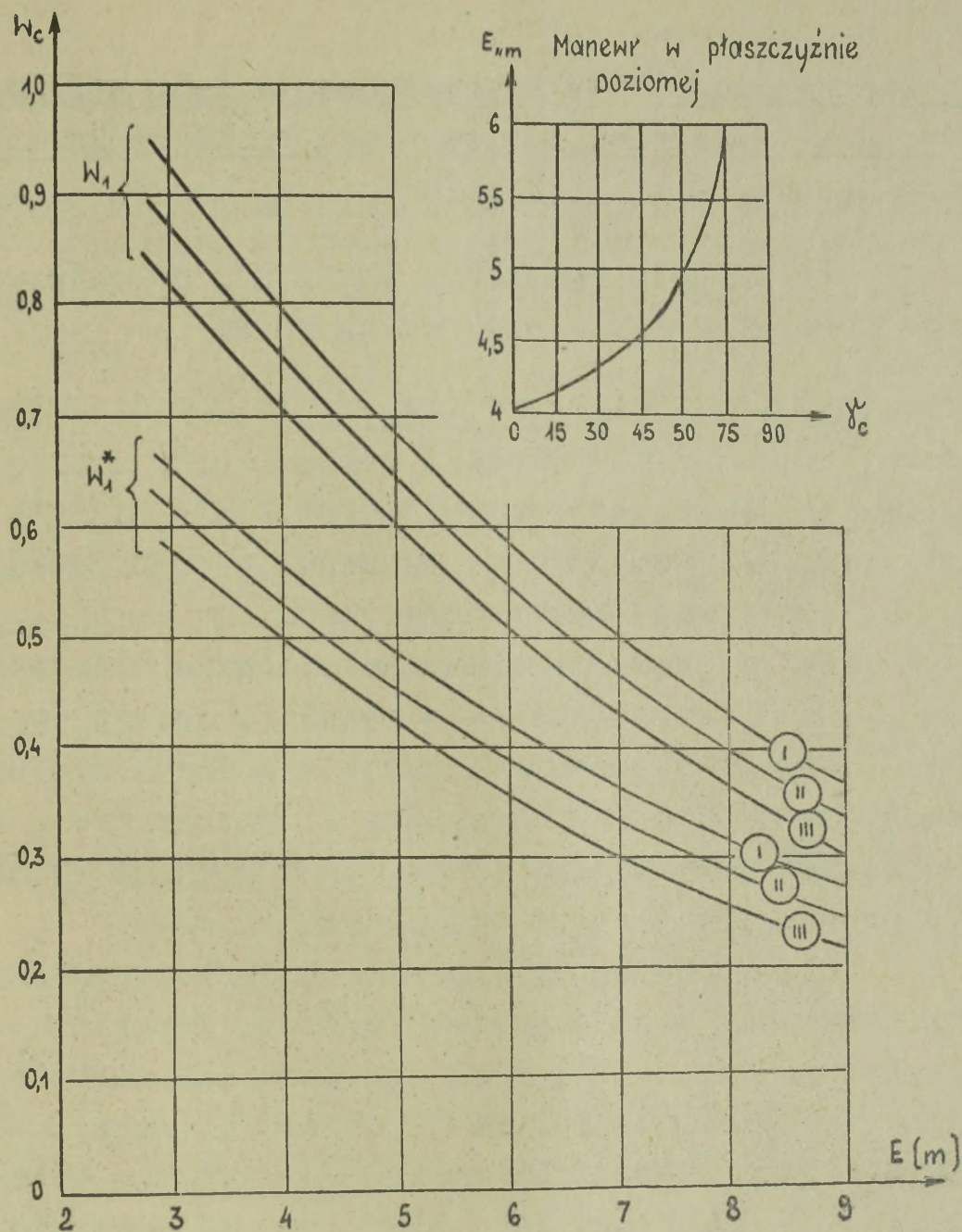
- przy strzelaniu w reżimie unieruchomionej wiązki prowadzącej

$$E = 2 /4 + 0,5 n_{jc}' = 2 /4 + 0,5 \operatorname{tg} \gamma_c' \text{ [m,]} \quad /27/$$

gdzie:

- n_{jc} - nadmiar przeciążenia celu w czasie manewru;
- γ_c - kąt przechyłu celu w czasie manewru.

Wielkość uchylenia prawdopodobnego przy strzelaniu w reżimie automatycznego prowadzenia celu, również może być określona z wykresu podanego na "wykresie $W_c /E/$ dla rakiety RS-2U" w górnym prawym rogu "dla manewru w płaszczyźnie poziomej".



Rys. 5/21. Wykres $W_c(E)$ dla rakiety RS-2u

Wykres W_c/E posiada dwie rodziny krzywych: rodzina krzywych W_1 - prawdopodobieństwa rażenia celu jedną rakieta bez uwzględnienia współczynników niezawodności celownika i rakiety; rodzina krzywych W_1^{ze} - prawdopodobieństwa rażenia celu jedną rakieta z uwzględnieniem tych współczynników. Rodzina W_1^{ze} została obliczona na podstawie wzoru:

$$W_1^{ze} = N_c N_r W_1 \quad /28/$$

gdzie: N_c - współczynnik niezawodności celownika, dla celownika RP-2y lub RP-5 $N_c = 0,87$;

N_r - współczynnik niezawodności rakiety, dla rakiet RS-2U lub RS-2US $N_r = 0,82$.

4. Potrzebne ilości sił do zniszczenia celu pojedynczego i grupowego w zależności od prawdopodobieństwa rażenia

A. POTRZEBNA ILOŚĆ SIŁ DO ZNISZCZENIA CELU POJEDYNCZEGO

Poligonową potrzebną ilość sił do zniszczenia celu pojedynczego oblicza się według wzoru

$$N_{1p} = \frac{\log /1 - R_g/}{\log /1 - W_I/}$$

gdzie: N_{1p} - poligonowa potrzebna ilość sił;

R_g - gwarantowane /zadane/ prawdopodobieństwo rażenia celu pojedynczego;

W_I - prawdopodobieństwo rażenia celu wszystkimi strzelaniami z samolotu danego typu.

Bojową potrzebną ilość sił oblicza się według tego samego wzoru, co i poligonową, i oznacza przez N_{1b} . Różnica w obliczeniu występuje w tym, że w miejsce W_I należy podstawić prawdopodobieństwo przechwycenia celu.

Dla szybkiego wykonania obliczeń powyższy wzór przedstawiony jest w postaci wykresu /wykres 1- rys. 5/22/. W wykresie na osi rzędnych znajdują się wartości R_g , a na osi odciętych - potrzebna ilość sił do zniszczenia celu pojedynczego N_1 . Wartości prawdopodobieństwa rażenia celu wszystkimi strzelaniami z samolotu pojedynczego danego typu podane są na każdej krzywej.

Za pomocą przykładu wyjaśnimy kolejność obliczania potrzebnej ilości samolotów do zniszczenia celu pojedynczego.

Na przykład, należy określić poligonową potrzebną ilość samolotów do zniszczenia celu pojedynczego z prawdopodobieństwem gwarantowanym $R_g = 0,95$, jeśli przy strzelaniu w racjonalnych warunkach prawdopodobieństwo rażenia jego wynosi $W_I = 0,6$.

Kolejność określania. Na osi rzędnych odkładamy wartość $R_g = 0,95$ i przeprowadzamy linię równoległą do osi odciętych, do przecięcia się z krzywą $W_I = 0,6$. Z punktu przecięcia opuszczamy prostopadłą na oś odciętych

i odczytujemy poligonową potrzebną ilość samolotów:

$$N_{1p} = 3,3 \approx 3 \text{ samoloty.}$$

Jeśli znane jest prawdopodobieństwo przechwycenia celu powietrznego, to bojową potrzebną ilość samolotów do zniszczenia celu powietrznego, określa się tak samo, jak i poligonową.

B. POTRZEBNA ILOŚĆ SIŁ PODCZAS DZIAŁAŃ NA CEL GRUPOWY

Metoda obliczeniowo-wykresowa określania potrzebnej ilości sił podczas działania na cel grupowy, oparta jest na wykorzystaniu wykresów /wykresy 2,3 i 4/, zbudowanych w wyniku wykonanych obliczeń na podstawie następujących wzorów:

- dla schematu strzelania bez przeniesienia ognia

$$R_m = \sum_{j=m}^{K_c} C_{K_c}^j W_{\Sigma}^j / 1 - W_{\Sigma} /^{K_c-j}; \quad /29/$$

- dla schematu strzelania z przeniesieniem ognia

$$R_m = \sum_{i=m}^{n_s} C_{n_s}^i W_s^i / 1 - W_s /^{n_s-i}, \quad /30/$$

gdzie:

W_{Σ}, W_s - prawdopodobieństwo rażenia celu elementarnego odpowiednio wszystkimi wydzielonymi na nie strzelaniami lub jednym strzelaniem;

K_c - ilość ostrzelanych celów w grupie;

n_s - ogólna potrzebna ilość strzelań;

$C_{K_c}^j - C_{n_s}^i$ - ilość kombinacji odpowiednio od K_c do j i od n_s do i ,

dla ustalonych wartości $R_m = 0,5; 0,8$ i $0,95$.

Wzory /29/ i /30/ bezpośrednio nie mogą być wykorzystane do obliczenia potrzebnej ilości sił N , ponieważ nie wyrażają w postaci jawnej tych sił. Dlatego też należy wyrazić potrzebną ilość sił przez znane wielkości, wchodzące w skład wzorów /29/ i /30/.

Dla schematu strzelania z przeniesieniem ognia związek potrzebnej ilości samolotów z ilości strzelań wyraża się zależnością

$$N = \frac{n_s}{n_{1s}} \quad /31/$$

gdzie n_{1s} - liczba strzelań, którą dysponuje każdy samolot, z potrzebnej ilości sił.

Obecnie wspólne rozwiązanie zależności /30/ i /31/ przy ustalonych wartościach R_m , m , W_s , n_s i n_{1s} zezwala obliczyć potrzebną ilość samolotów podczas działań na cel grupowy.

Obliczenie potrzebnej ilości samolotów dla schematu strzelania bez przeniesienia ognia według wzoru /29/ związane jest z koniecznością określenia W_Σ . Aby obliczyć wartość W_Σ , wprowadza się pojęcie elementarnej potrzebnej ilości samolotów, którą oznaczmy przez k_1 . Elementarna potrzebna ilość samolotów przedstawia sobą potrzebną ilość, wyznaczoną do działań na cel elementarny ze składu celu grupowego.

Założmy, że każdy samolot z potrzebnej ilości sił po wykonaniu wszystkich strzelań razi cel elementarny z prawdopodobieństwem W_I . Wówczas prawdopodobieństwo rażenia celu k_1 samolotami oblicza się według wzoru:

$$W_\Sigma = 1 - (1 - W_I)^{k_1} \quad /32/$$

Dla związku elementarnej ilości k_1 z ogólną potrzebną ilością sił N podczas działań na cel grupowy, należy przyjąć hipotezę o równomiernym podziale samolotów na każdy cel elementarny. Wtedy podaną hipotezę można wyrazić zależnością:

$$k_1 = \frac{N}{K_c} \quad \text{lub} \quad N = k_1 K_c, \quad /33/$$

gdzie K_c - liczba ostrzelanych celów ze składu celu grupowego.

Wspólne rozwiązanie zależności /29/, /32/ i /33/ przy ustalonych wartościach R_m , m , W_I i K_c zezwala obliczyć potrzebną ilość samolotów dla schematu strzelania bez przeniesienia ognia.

Obliczenie sumarycznego prawdopodobieństwa rażenia celu W_Σ według wzoru /32/, wygodniej i szybciej wykonuje się za pomocą wykresu 1.

Dane wyjściowe do obliczenia potrzebnej ilości samolotów podczas działań na cel grupowy są następujące:

a/ przy schemacie strzelania bez przeniesienia ognia:

- 1/ ogólna ilość celów K_c w grupie;
- 2/ zadanie bojowe w postaci ilości celów m podlegających rażeniu; przy tym $m \leq K_c$;
- 3/ prawdopodobieństwo rażenia celu elementarnego przez samolot, przy wykonaniu wszystkich strzelań W_I ;
- 4/ prawdopodobieństwo gwarantowane wykonania zadania bojowego R_m ;

b/ przy schemacie strzelania z przeniesieniem ognia:

- 1/ ogólna ilość celów K_c w grupie;
- 2/ zadanie bojowe w postaci ilości celów m podlegających rażeniu; przy tym $m \leq K_c$;
- 3/ ilość przewidywanych strzelań z każdego samolotu n_{1s} ;
- 4/ prawdopodobieństwo rażenia celu elementarnego z grupy przez każde strzelanie z samolotu danego typu

W_{si} .

Rozpatrzmy szereg przykładów.

Przykład 1. Grupa bombowców przeciwnika w ilości 24 samolotów, wykonuje w nocy nalot, na dużej wysokości z odstępami czasowymi pomiędzy samolotami 1-2 min. Zadanie bojowe oddziału lotnictwa myśliwskiego: razić /strącić/ 16 samolotów przeciwnika przez samolot myśliwski wynosi $W_I=0,7$; $R_m=0,95$. Określić poligonową potrzebną ilość samolotów myśliwskich.

Rozwiązanie. 1. Wybieramy schemat organizacji strzelania /wykonania ataków/. Analiza warunków działań bojowych wskazuje, że w danym wypadku najwygodniejszym schematem będzie schemat organizacji strzelania /wykonania ataków/ bez przeniesienia ognia /ataki w nocy na dużej wysokości, odstęp czasowy nalotu celów do 2 min./.

2. Określamy potrzebne sumaryczne prawdopodobieństwo rażenia każdego celu elementarnego z grupy 24 samolotów dla zapewnienia rażenia nie mniej 16 celów, z prawdopodobieństwem $R_m = 0,95$. W tym celu wykorzystamy wykres 4

dla $R_m = 0,95$. Na osi odciętych, z punktu odpowiadającego $K_c = 24$, prowadzimy linię, równoległą do osi rzędnych, do przecięcia się z krzywą $m = 16$. Po zrzutowaniu otrzymanego punktu przecięcia na oś rzędnych, odczytujemy $W_\Sigma = 0,8$.

3. Określamy elementarną potrzebną ilość samolotów na cel pojedynczy k_1 . W tym celu wykorzystamy wykres 1. Na osi rzędnych odkładamy wartość $W_\Sigma = 0,8$ i prowadzimy linię, równoległą do osi odciętych, do przecięcia się z krzywą $W_I = 0,7$. Po zrzutowaniu punktu przecięcia na oś odciętych, odczytujemy $k_1 = 1,33$.

4. Obliczamy poligonową potrzebną ilość samolotów według wzoru /33/:

$$N_p = k_1 \cdot K_c = 1,33 \cdot 24 = 31,92 \approx 32 \text{ samoloty.}$$

Tak więc, dla zniszczenia 16 samolotów bombowych z grupy 24, w warunkach poligonowych, trzeba wydzielić 32 samoloty myśliwskie.

Przykład 2. Określić poligonową potrzebną ilość samolotów myśliwskich do odparcia nalotu 12 samolotów transportowych. Grupę samolotów transportowych przyjmuje się za odpartą, jeśli z jej składu zostanie strąconych nie mniej niż 9 samolotów. Na podstawie warunków sytuacji każdy samolot myśliwski może wykonać dwa ataki $/n_{1s} = 2/$. Prawdopodobieństwo rażenia samolotu transportowego w jednym ataku wynosi $W_{s1} = W_{s2} = 0,5$; prawdopodobieństwo gwarantowane $R_m = 0,8$.

Rozwiązanie. 1. Wybieramy schemat strzelania z przeniesieniem ognia.

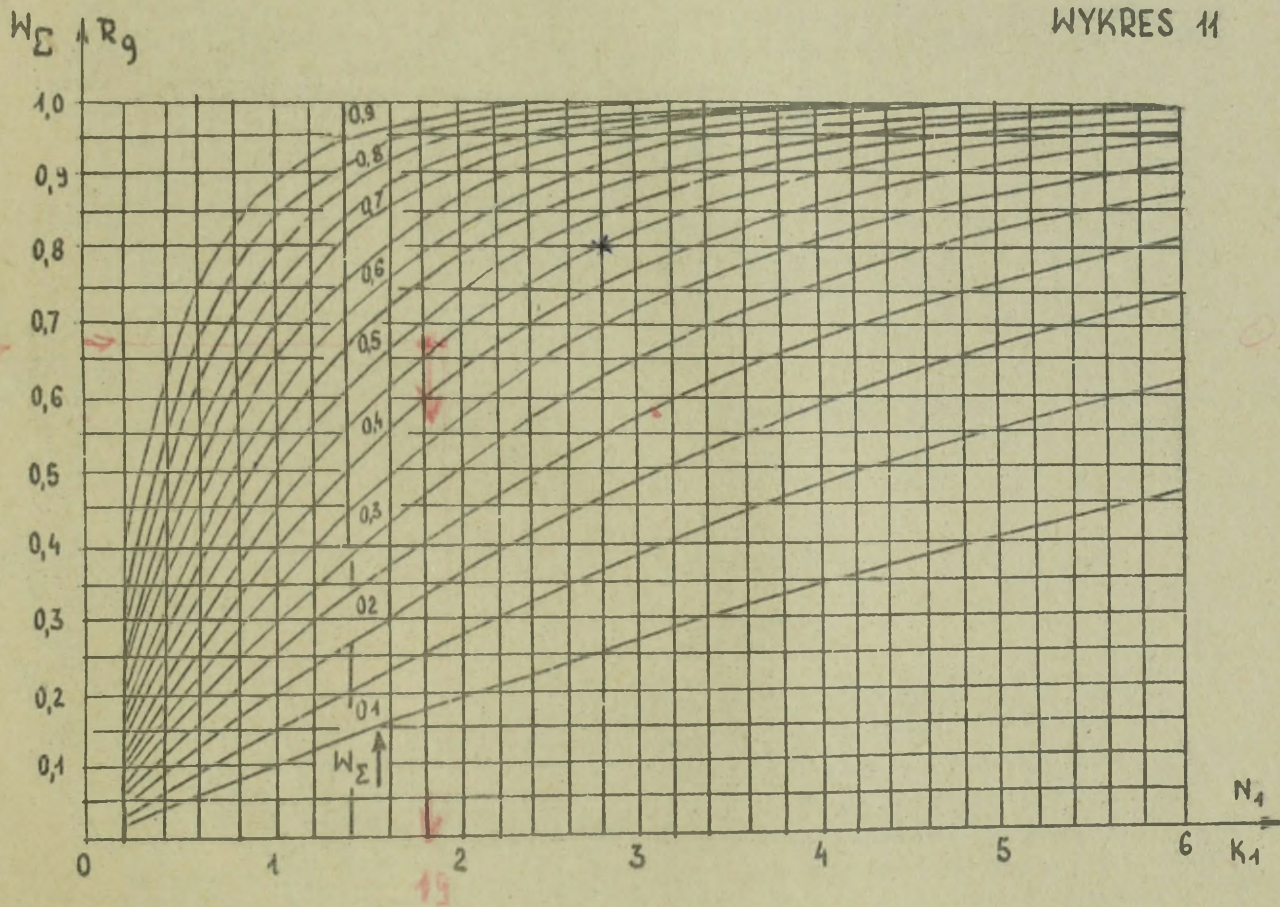
2. Określamy liczbę potrzebnych strzelań n_s dla rażenia 9 samolotów transportowych z prawdopodobieństwem gwarantowanym $R_m = 0,8$. W tym celu wykorzystujemy wykres 3 /dla $R_m = 0,8/$. Na osi rzędnych odkładamy $W_s = 0,5$ i przez ten punkt przeprowadzamy równoległą do osi odciętych, do przecięcia się z krzywą $m = 9$. Ponieważ na wykresie 3 nie ma takiej krzywej, to wykonujemy interpolację liniową. Z otrzymanego punktu opuszczając prostopadłą na oś odciętych, odczytujemy na tej ostatniej wartość $n_s = 22$.

3. Określamy poligonową potrzebną ilość samolotów według wzoru /31/:

$$N_p = \frac{n_s}{n_{s1}} = \frac{22}{2} = 11 \text{ samolotów.}$$

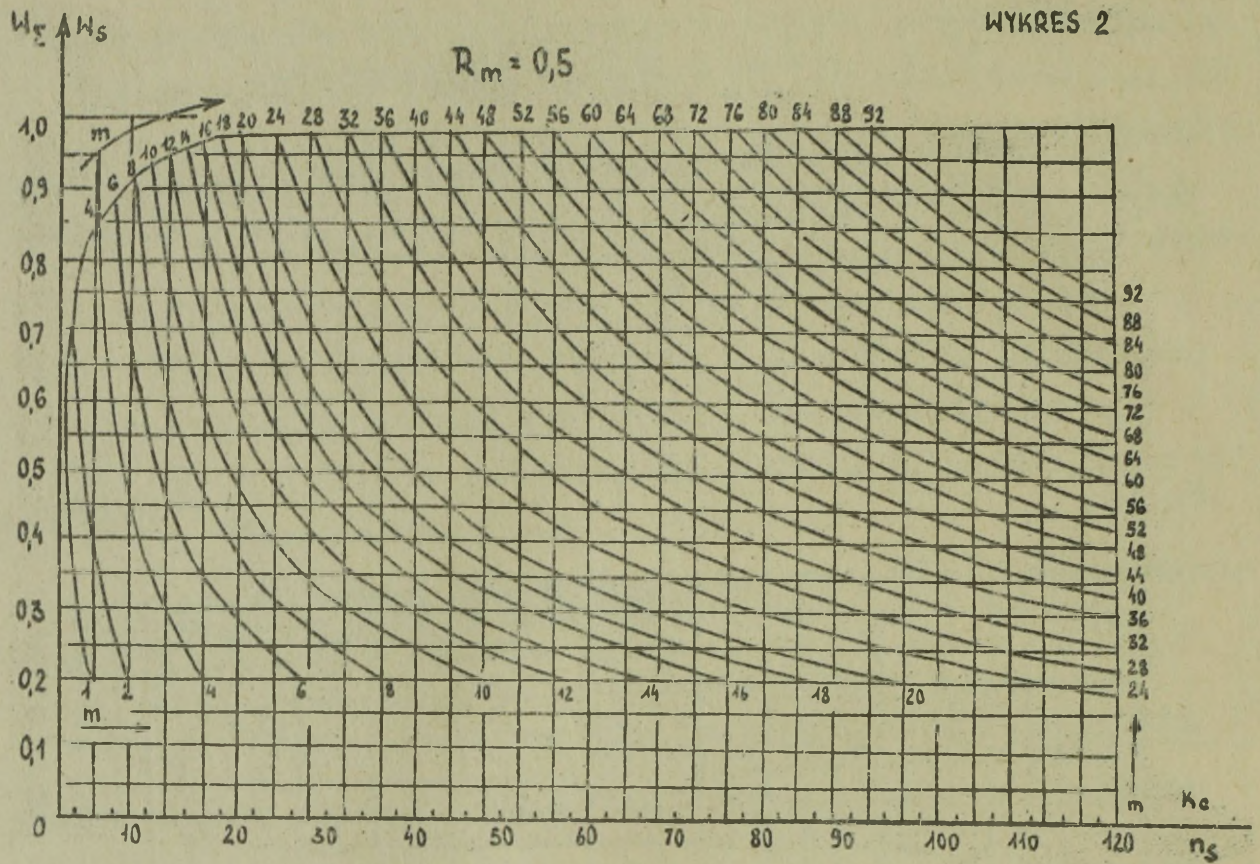
Zatem, dla strącenia 9 samolotów transportowych z grupy 12, w warunkach poligonowych, trzeba wydzielić 11 samolotów myśliwskich.

WYKRES 11

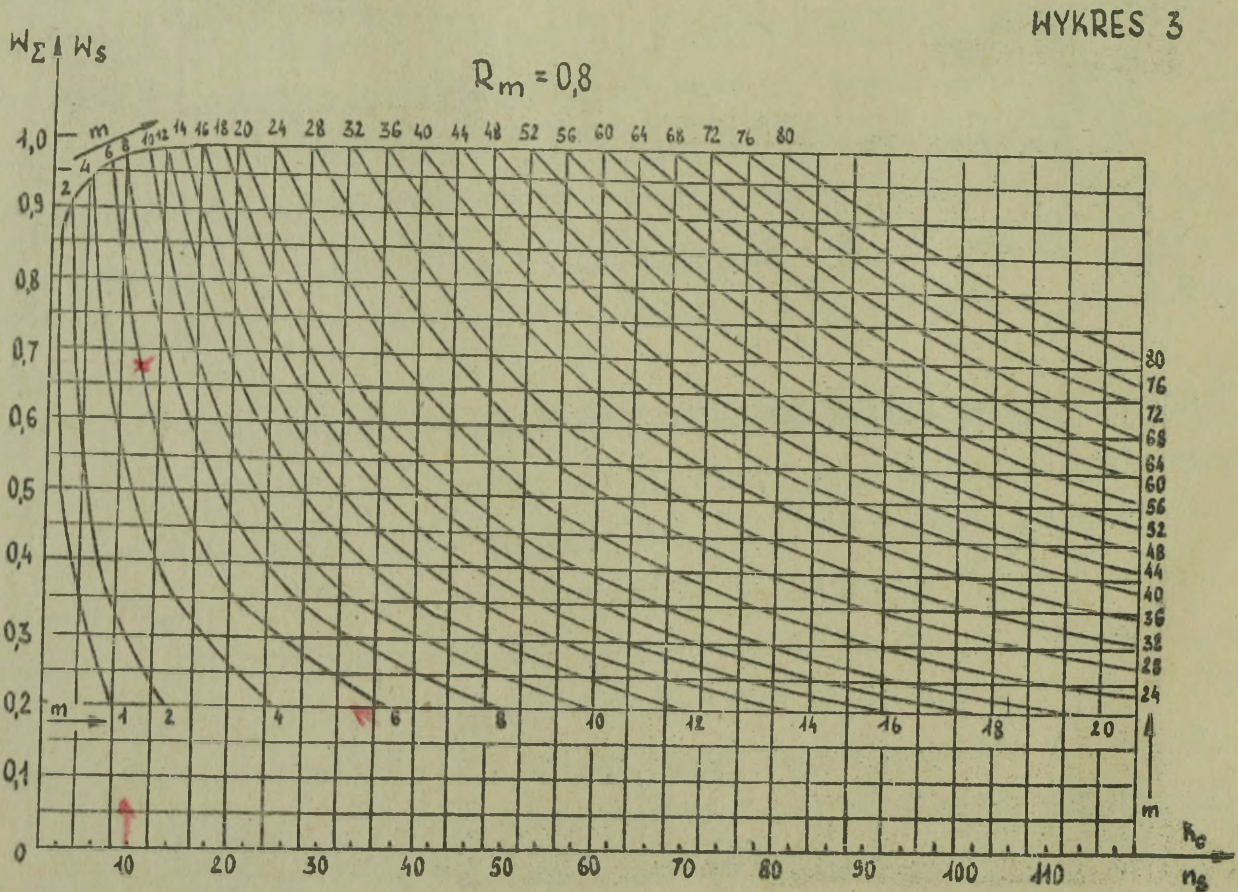


Rys. 5/22 Wykres określenia potrzebnej ilości samolotów na cel pojedynczy

$$N_p = K_c \cdot K_1 = 19$$

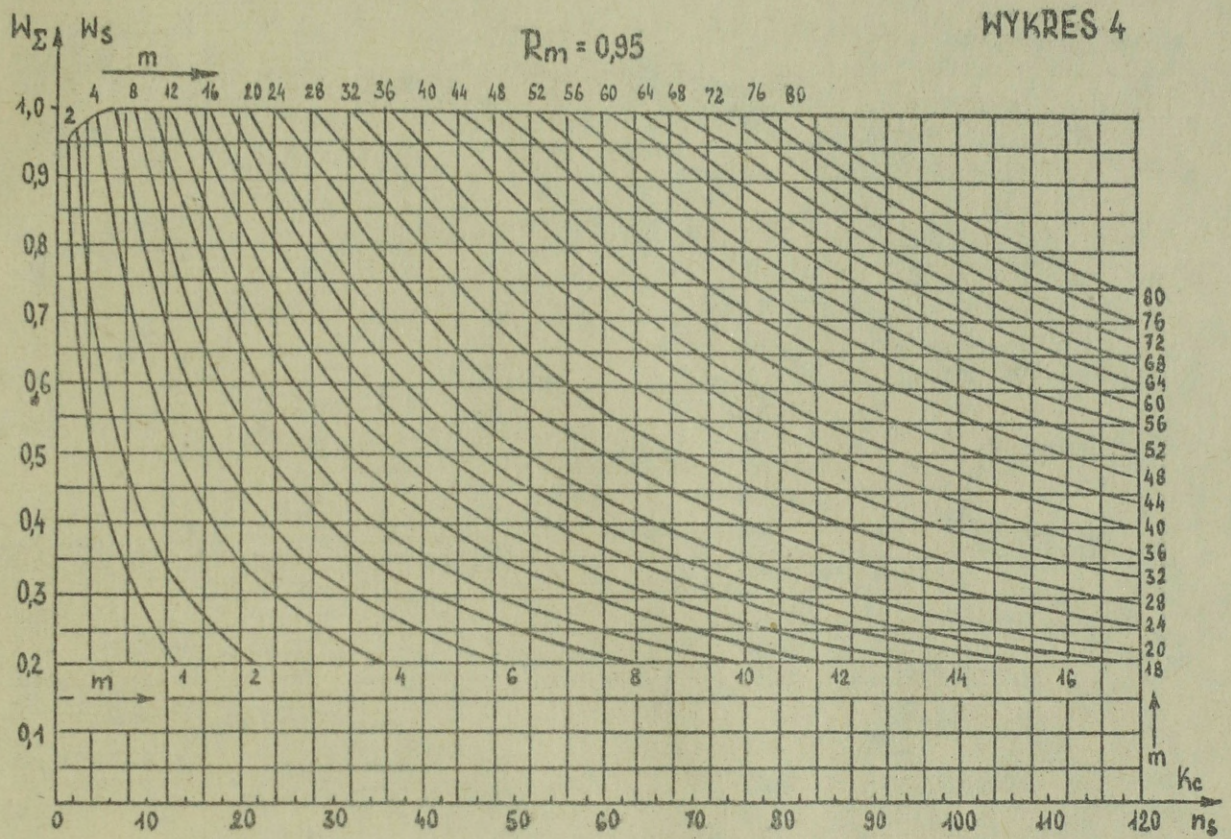


Rys.5/23. Wykres określania potrzebnej ilości samolotów z $R_m = 0,5$



Rys.5/24. Wykres określania potrzebnej ilości samolotów z $R_m = 0,8$

poongel



Rys. 5/25. Wykres określania potrzebnej ilości samolotów z $R_m = 0,95$

ROZDZIAŁ VI

Charakterystyka i możliwości niektórych urządzeń radioelektronicznych łączności wykorzystywanych w lotnictwie myśliwskim

1. Dane taktyczno-techniczne urządzeń radioelektronicznych łączności

Objaśnienie do niżej zamieszczonej tabeli:

a/ Rodzaje pracy są przedstawione symbolami międzynarodowymi:

A1 - telegrafia przez przerywanie podawania energii Wcz do anteny

A2 - jak wyżej z jednoczesnym zmodulowaniem amplitudy jednym tonem akustycznym

A3 - modulacja amplitudy przy pracy fonem

F2 - częstotliwościowa manipulacja telegraficzna

F3 - praca fonem przy modulacji częstotliwości.

b/ W paśmie 100-150 MHz numer ustalony /umowny/ i częstotliwość są powiązane wzorami:

$$N = 12 /f - 100/ + 1$$

$$f = \frac{N + 1199}{12}$$

gdzie:

N - numer ustalony /umowny/

f - częstotliwość w MHz.

Wykonano 80 egz.

Egz. nr 1 - 80 B.T.

Wyk. mjr Kowalczyk

Druk. B. J. dn. 15.01.67r.

Nr ks. 03590/WW

Tabela 6/1

Nazwa urzędzenia	Rodzaj urządzenia	Rodzaje pracy	Transport	Ciężar rob/z opakowaniem kg	Zakres fal MHz ilość fal	Moc w antenie max W czułość odb. µV	Zasięg max na postoju w ruchu km	Ilość fal na mechanicznym	Zasilanie	Czas rozwi- jania minut
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
R-102	R-cja KF	A1, A3, F2	3xZIE-151	-	1-7,5 2875	800/1,5 A1 250/3 A3	1000 A1 250 A3, F2	-	sieć, agre- gat 3x220V	120
R-104M	R-cja KF	A1, A3	przewoźna przenośna	320 227/360	1,5-4,25 275	20/6 3,5/6	50/20 A1 20/10 A3	-	akumulatory 12V, 4,8V	20
R-105M	R-cja UKF	F3	przenośna	14/40	36-46,1 405	1,3/1,5	25/8	-	akumulator 4,8 V	15
R-108M	R-cja UKF	F3	przenośna	14/40	28-36,5 341	1,3/1,5	25/6	-	akumulator 4,8 V	15
R-109M	R-cja UKF	F3	przenośna	14/40	21,5-28,5 281	1,3/1,5	25/6	-	akumulator 4,8 V	15
R-110	R-cja KF	A1, A3, F2	5xZIE-157	5x9000	3-24 8625	10000 A1 6000 A3	3000 A1 2000 A3	-	sieć, agre- gaty własne	10 godzin
R-112	R-cja KF	A1, A3	wozy panc.	91kg+ 10 m 12,5 kg	2,8-4,99 220	50/8A1 20/10 A3	200/50 A1 80/20 A3	-	akumulator 26 V	5
R-113	R-cja UKF	F3	wozy panc.	42	20-22,375 96	16/8	20/20	-	akumulator 26 V lub 13 V	3-5
R-114d	R-cja UKF	F3	przenośna	21/46	20-26 121	2/1,5	15/6	-	akumulator 4,8 V	10
R-115	R-cja KF	A1, A3	przenośna	15/80	1,5-7,5 12+12	3/8 A1 0,4/10 A3	20/- A1 10/3-A3 do 600 km z r-cją o mocy 0,5 KW na A1	-	akumulator, baterie, prądnicą ręczną	15
R-116	R-cja UKF	A3	przenośna	4,2	48,65-51,25 10	0,06/6	1/1	-	bateria BA218	1
R-118	R-cja KF	A1, A3, F2	Star 6x6	9000	1-7,5 6501	200/3 A1 80/6 A3, F2	100/30	-	sieć, agre- gat własny	do 110

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
R-125M	R-cja kom- binowana KF i UKF, po- siada K-104, 2 stacj. R-105 oraz 2 wzrn. UM	A1, A3, F3	JAZ-69E	406	1,5-4,25 20-46,1	20/6 KF 50/1,5 UKF	50/10	-	akumulat. 12 V; 4,8 V; 2,4 V	20
R-250	odb. KF	A1, A3	-	95	1,5-25,5	-/1 A1	-	-	127/220 V 50 Hz lub akumulat. 12 V	10
R-251	odb. KF	A1, A3	-	66/115	1-30	-/2 A1 -/3 A3	-	-	127/220 V 50 Hz lub baterie suche i akumula- tory	15
R-252	odb. SDF	A1, A3	-	68/105	0,075-2	-/2,5 A1 -/4 A3	-	-	127/220 V 50 Hz lub akumulator 5 V	15
R-310M	odb. KF	A1, A3	-	66,5/103	1-12	-/1,5 A1 -/2 A3	-	-	127/220 V 50 Hz, bate- rie suche i akumulato- ry	10
R-312	odb. KUKF	A1, A3, F3	-	22/44	50-60	-/2,5 A1 -/4 A3	-	-	baterie, suche akumulator 2,4 V	10
R-313M	odb. UKF	A3, F3	-	85/165	60-300	-/4	-	-	110/127/220V 50 Hz, akumu- latory 7,2 V	15
R-314	odb. dem F	A1, A3, F3	-	-/200	210-440	-/12	-	-	127/220 V 50 Hz, akumu- latory 12,5 V 2,5 V	-
R-350	R-cja XF	A1 na przys- tankę tele- grafowania automatycz- nego	przenośna desantowa	13,75	1,8-7	3,5/15 A1 -/75 A3	do 600 z R-830	-	Baterie 111 AMCG 3,2 NMCG	30

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
R-352	R-cja UKF	F3	przenośna	3	40-50	1,5/1,2	10/5	3	akumulatory 4,8 V	10
R-400 M	stacja r-lin. może współpracować z R-400 na 6 kan.	F3	modulacja imp.-faz. 12 kan. tlg.	24500	1550-1750 21	śr.2 w imp.50	50	-	3x220/380 V sieć lub własny agregat	2,5 godz.
R-401M	stacja r-lin.	F3	2 kan. tlf. 2 kan. tlg.	5200	60-69,975 134	2,5-25/2	60/25	-	sieć przemysłowa, akumulatory 12 V	45
R-402	stacja r-lin. pośrednia	F3	mod. imp. faz. 12 lub 6 kan. tlf. można wyprowadzić 1 kan. tlf. 1 1 kan. tlg.	-	1550-1750 21	śr.2 imp.50	50	-	3x220/380 sieć lub własny agregat	2,5 godz.
R-403	stacja r-lin. końcowa	F3	F3	-	60-70	35/1,5	50/- -/5 obydwie w ruchu -/15 jedna w ruchu	-	sieć, agregat, akumulatory 6,2 V	20
R-800	R-cja UKF	A3	samolot	36	100-150 12	8/10	jak na wykresie	4	sieć pokładowa samolotu 26 V =	-
R-801	R-cja UKF	A3	samolot	40	100-150 601	8/10	jak na wykresie	6	sieć pokładowa samolotu 26 V =	-
R-802	R-cja UKF	A3	samolot	27	100-150 601	20/7	większy o 10 % niż R-801	20	-	-
R-804	R-cja UKF retransmisyjna	A3	samolot	100	100-150 601	50/10	jak na wykresie	-	-	-
R-805	R-cja KF	A1, A3	samolot	38-48	2, 15-20	120/5 A1 40/8 A3	800 na A1 350 na A3	12-3 na nadajniku	-	-

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
R-808	R-cja KF	A1, A3	samolot	84	2-18,1	-	3000 A1 1000 A3	11 na na- dajniku	sieć pokładowa samolotu 26 V =	-
R-809	R-cja UKF	A3	przeñośna, przewoźna	35 120	100-150 12	0,25/20	z samolotu max 100 km przy H=10000 m; z R-809 max 20 km	2	akumulatory, prędnica z napę- dem pedałowym	15
R-811	R-cja UKF	A3	przewoźna	1100	100-150 12	6/12	jak na wy- kresie	4	sieć pokładowa samolotu	-
R-812	R-cja UKF	A3	ZIS-151	7600	100-150 12	6/12	"	4	sieć 3x220/380V akumulatory 30 V	25
R-814	R-cja UKF	A3	ZJS-151 z przycze- pą 1-osio- wą	8400 2400	100-150 12	250/8	"	4	sieć 3x220/380V agregat	40
R-815	R-cja UKF	A3	przewoźna	-	"	"	"	"	"	-
R-820	R-cja KF	A1, F2, A3	ZIL-157+ przyczepa 1-osioła	8750+ 2750	1,5-12	1000/1,5 A1 250/2 A3	800 A1 300 A3	-	sieć 3x220/380V agregat	60
R-821	R-cja UKG	A3	ZIL-151	6500	100-150 601	6/10	jak na wy- kresie	6	sieć przemysł- owa, akumulator 30 V	20
R-824	R-cja UKF	A3	ZIL-151	7000	100-150 601	250/10	"	6	sieć, agregat	30
R-825	R-cja UKF	A3	przewoźna	1600	100-150 601	250/10	"	6	"	-
R-829	R-cja UKF R-801 + R-cja KF R-805	A1, A3	samochód osobowo- terenowy	-	100-150 601	6/10 UKF 120/1,5 A1 40/3 A3	jak R-821 200 A1 KF 100 A3 KF	16 UKF 2-3 KF	akumulatory 30 V	-
R-830	R-cja KF	A1, A3, F2	ZIL-157+ przyczepa 1-osioła	8000 2700	3-24	1000/1,5 A1 400/3 A3	1000 A1 400 A3	-	sieć agregat	30
R-850	R-cja KF ratunkowa	A1, A2, A3 mech. aut.	przeñośna	12/20	6 fal nad. 5 fal. odb.	-	450 A1	16 nad.	baterie	-
R-855U	R-cja UKF ratunkowa	A2, A3	przeñośna	1,66	1 fala nr 259	-	z R-801 do 100 km, z R-855 U na ziemi 3 km	5 odb.	baterie	-