

DO UŻYTKU SŁUŻBOWEGO

Lot. 1944/79

~~POUFNE~~

Eg. 000058

SAMOLOT MiG-23MF
CHARAKTERYSTYKI LOTNO-TECHNICZNE

Biblioteka Główna
Wojskowej Akademii Technicznej
R-6326



00-006326--0004

P O Z N A Ń

1 9 8 0

Wydanie na polski. Uzupełn. nr 3 do Ed. 1



DOWÓDZTWO WOJSK LOTNICZYCH

Poznań, dnia 7.06.1979 r.

ZARZĄDZENIE Nr 50/DWL

Wprowadzam do użytku z dniem 1 grudnia 1980 r. wydawnictwo „Samolot MiG-23MF. Charakterystyki lotno-techniczne”. Lot. 1944/79.

DOWÓDCA

gen. dyw. pil. Tadeusz KREPSKI

T R E Ś Ć

	Str.
1. PODSTAWOWE DANE LOTNO-TECHNICZNE SAMOLOTU MiG-23MF	5
2. WŁAŚCIWOŚCI AERODYNAMICZNE SAMOLOTU	8
3. DANE GEOMETRYCZNE SAMOLOTU	10
4. CHARAKTERYSTYKI SAMOLOTU W LOCIE	18
4.1. Prędkość i wysokość lotu	18
4.2. Zasięg i długotrwałość lotu	25
4.3. Kilometrowe zużycie paliwa	26
4.4. Warianty uzbrojenia samolotu	34
4.5. Charakterystyki startu i lądowania	36
4.6. Charakterystyki startu samolotu	39
4.7. Charakterystyki lądowania samolotu	42
4.8. Wpływ temperatury, ciśnienia atmosferycznego i prędkości wiatru na charakterystyki startu i lądowania samolotu	43
5. MANEROWOŚĆ SAMOLOTU	46
6. CHARAKTERYSTYKI STATECZNOŚCI I STEROWNOŚCI	65
6.1. Podłużna stateczność i sterowność samolotu	65
6.2. Stateczność i sterowność boczna	81
6.3. Stateczność i sterowność samolotu podczas startu i lądowania / $\gamma = 18^{\circ}40'$ /	91
6.4. Zachowanie się samolotu przy dużych kątach natarcia	94
7. UKŁAD STEROWANIA	100
7.1. Układ sterowania podłużnego	100
7.2. Układ sterowania poprzecznego	101
7.3. Kierunkowy układ sterowania	102
7.4. Układ sterowania kątem skosu skrzydła	102
8. MATERIAŁY POMOCNICZE DO CHARAKTERYSTYK SAMOLOTU W LOCIE	103
8.1. Określanie prędkości i wysokości lotu	103
8.2. Wysokość lotu	103
8.3. Prędkość lotu	107
8.4. Liczba Ma lotu	111
8.5. Układ osi współrzędnych	111
9. DANE WAGOWE I WYWAŻENIE SAMOLOTU	114
WYKAZ ZMIAN	139

1. PODSTAWOWE DANE LOTNO-TECHNICZNE SAMOLOTU MiG-23MF

Jednomiejscowy samolot myśliwski MiG-23MF /z przyjętym wariantem uzbrojenia/ o zmiennym kącie skosu skrzydła przeznaczony jest do:

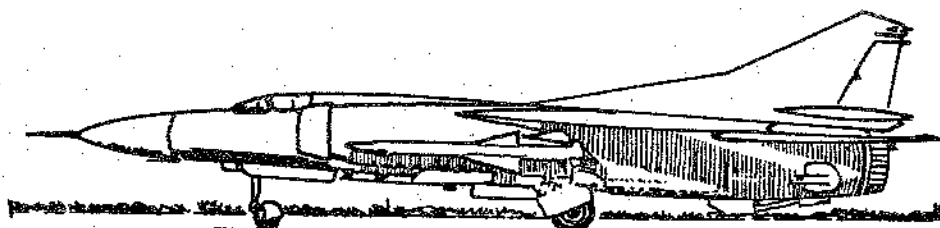
- wywalczania przewagi w powietrzu przez niszczenie środków napadu powietrznego /ŚNP/ przeciwnika na dalekich podejściach do bronionych obiektów;
- przechwytywania celów powietrznych;
- niszczenia celów naziemnych i nawodnych.

Zadania te samolot MiG-23MF może wykonywać w zwykłych i trudnych warunkach atmosferycznych w dzień i w nocy przy istnieniu naturalnych oraz stosowaniu przez przeciwnika zakłóceń radioelektronicznych.

Do napędu samolotu MiG-23MF zastosowano silnik typu R29-300 o ciągu na hamowni 12 200 - 12 500 kg /119,7 - 122,6 kN/.

Ogólny widok samolotu przedstawiony jest na rys. 1.1 i 1.2, a jego schemat na rys. 3.1.

210/PF6/1



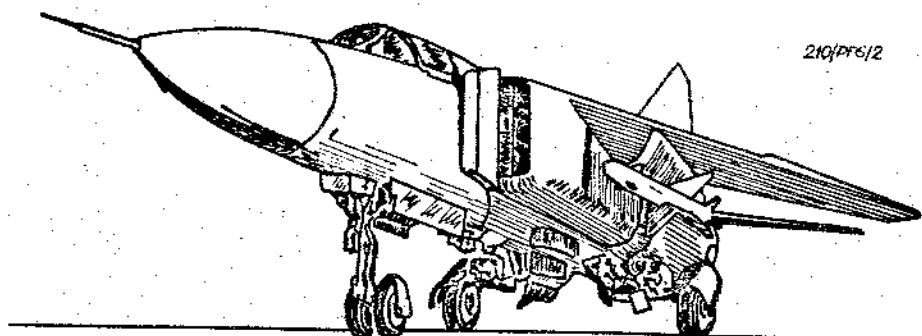
Rys. 1.1. Widok samolotu z boku

Tabela 1.1

Podstawowe dane lotno-techniczne samolotu MiG-23MF z dwoma pociskami rakietowymi R-23

Lp.	Parametry	Jednostka miary	Kąt skosu skrzydła	
			$\chi = 18^{\circ}40'$	$\chi = 74^{\circ}40'$
1	2	3	4	5
1	Prędkość maksymalna	km/h	940	2500
2	Maksymalna liczba Ma lotu samolotu	Ma	0,8	2,35

1	2	3	4	5
3	Maksymalna prędkość lotu przy ziemi	km/h	800	1350
4	Pułap praktyczny	m	-	17 500
5	Czas minimalny osiągnięcia pułapu H = 15 000 m przy pracy silnika z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny i prędkości lotu odpowiadającej Ma = 2,1 /z uwzględnieniem rozbiegu/	min	-	7,0
6	Maksymalny techniczny zasięg lotu na H = 10 000 - 11 000 m: - bez zbiorników dodatkowych; - z trzema zbiornikami dodatkowymi o pojemności 800 l każdy	km km	1900 2800	- -
7	Maksymalna długotrwałość lotu na wysokości H = 10 000 m z prędkością lotu odpowiadającą Ma = 0,65 z trzema zbiornikami dodatkowymi o pojemności 800 l każdy	godz.	4,3	-
8	Maksymalny praktyczny zasięg lotu na wysokości H = 10 000 - 11 000 m z prędkością lotu odpowiadającą Ma = 0,75: - bez zbiorników dodatkowych; - z trzema zbiornikami dodatkowymi o pojemności 800 l każdy	km km	1600 2500	- -
9	Minimalny czas rozpędzenia samolotu: - na wysokości H = 10 000 m od $V_r = 600$ do $V_r = 1300$ km/h; - na wysokości H = 12 000 m od Ma = 1,7 do Ma = 2,1	s s	- -	35 60
10	Prędkość odrywania się samolotu od ziemi	km/h	290	-
11	Długość rozbiegu przy pracy silnika z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny	m	580	-
12	Prędkość lądowania	km/h	255	-
13	Dobieg samolotu: - ze spadochronem hamującym; - bez spadochronu hamującego;	m m	825 1255	- -
14	Maksymalne przeciążenie eksploatacyjne dla samolotu o masie m = 13 700 kg		4,5	7



Rys. 1.2. Widok samolotu z przodu pod sylwetką 3/4

210/PF6/3

Uzbrojenie			Zbiorniki dodatkowe			
Warianty uzbrojenia	Pod skrzydłem	Pod kadłubem	bez zbiorników dodatkowych	Z1 x 800 L zbiornikiem dodatkowym	Z2 x 800 L zbiornikiem dodatkowym pod skrzydłem	Z3 x 800 L zbiornikiem dodatkowym
1.	2xR-23T lub 2xR-23R	—	+	+	+	+
2.	2xR-23R	2xR-3S	+	+	+	—
3.	2xR-3S lub 2xR-13M	2xR-3S	+	—	—	—
4.	2xUB-32A	—	+	+	+	+
5.	2xUB-32A	2xUB-16-57UMP	+	+	+	—
6.	2xUB-16-57UMP	2xUB-16-57UMP	+	+	+	+
7.	2xS-24	2xS-24	+	—	+	—
8.	2xH-23	bondola „DELTA-N6”	+	+	+	—
9.	2xFAB-500	—	+	+	+	—
10.	2xFAB-250	2xFAB-250	+	—	+	—
11.	8xOFAB-100	8xOFAB-100	+	—	—	—
12.	—	2xZB-500	+	—	+	—
13.	—	2xZB-500	+	—	+	—

Rys. 1.3. Podstawowe warianty uzbrojenia samolotu MiG-23MF

- U w a g i:**
1. Maksymalna prędkość i maksymalnie dopuszczalna liczba Ma lotu są określone dla wysokości przekraczających 12 000 m.
 2. Techniczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu są podane po uwzględnieniu, że:
 - odpalenie pocisków rakietowych następuje w połowie przebytej przez samolot drogi;
 - zbiorniki dodatkowe są odrzucane po wyczerpaniu z nich paliwa.
 3. Charakterystyki startu i lądowania dotyczą samolotu, którego masa do startu wynosi $m_s = 15\,700\text{ kg}$, a do lądowania $m_l = 12\,000\text{ kg}$.
 4. Wszystkie dane lotno-taktyczne zakładają, że start i lądowanie samolotu odbywa się na betonowej drodze startowej.

5. Maksymalne przeciążenia eksploatacyjne jest określone dla samolotu z pozostałością 60% normalnego zapasu paliwa.
6. Maksymalny zasięg praktyczny jest podany z uwzględnieniem czterominutowego lotu po kręgu z pozostałością paliwa wynoszącą 7% zapasu normalnego.
7. W czasie eksploatacji samolotu należy przestrzegać zakresów i ograniczeń podanych w instrukcji dotyczącej pilotowania samolotu MiG-23MF.

Tabela 1.2

Dane wagowe i wyważenie samolotu MiG-23MF z dwoma pociskami rakietowymi R-23

Lp	Wyszczególnienie danych	Jednostka miary	Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23
1	Masa samolotu dla startu m_g z normalnym zapasem paliwa w zbiornikach wewnętrznych, - w tym masa paliwa	kg kg	15 700 4090
2	Masa samolotu do startu z pełnym zapasem paliwa w zbiornikach wewnętrznych oraz z trzema zbiornikami dodatkowymi o pojemności 800 l każdy, - w tym masa paliwa	kg kg	18 030 6070
3	Praktyczna wędrówka środka ciężkości samolotu w locie: - przy minimalnym kącie skosu skrzydła $\chi = 18^\circ 40'$; - przy maksymalnym kącie skosu skrzydła $\chi = 74^\circ 40'$.	[%] SCA [%] SCA	31 - 33 33 - 35

2. WŁAŚCIWOŚCI AERODYNAMICZNE SAMOLOTU

Skrzydło samolotu MiG-23MF /o zmiennej geometrii/ może zarówno podczas lotu, jak i na ziemi zmieniać kąt skosu /mierzony między prostopadłą do podłużnej osi samolotu, a krawędzią natarcia skrzydła/ od $\chi = 18^\circ 40'$ do $\chi = 74^\circ 40'$.

W czasie pilotowania samolotu wykorzystywane są trzy położenia ruchomych części skrzydła:

- o minimalnym kącie skosu $\chi = 18^\circ 40'$;
- o średnim kącie skosu $\chi = 47^\circ 40'$;
- o maksymalnym kącie skosu $\chi = 74^\circ 40'$.

Obrót ruchomych części skrzydła odbywa się wokół osi węzłów połączeń przegubowych umocowanych do nieruchomej części skrzydła /centropłatu/. Możliwość zmiany kąta skosu skrzydła powoduje, że na wszystkich zakresach lotu samolotu jego charakterystyki aerodynamiczne są zbliżone do optymalnych.

W czasie startu, lądowania, przelotu na maksymalny zasięg oraz dyżurowania w powietrzu, skrzydło ustawione jest na minimalny kąt skosu. Przy tej konfiguracji skrzydła samolot ma najlepsze właściwości aerodynamiczne.

Przy zakresach lotu wymagających energicznego manewrowania samolotem, skrzydło ustawione jest na średni kąt skosu, co zapewnia zmniejszenie oporu czołowego przy równoczesnym zachowaniu dużej siły nośnej oraz zbliżonych do optymalnych właściwości aerodynamicznych.

Loty samolotu z prędkościami naddźwiękowymi oraz loty z dużymi prędkościami przyrządowymi przy ziemi, odbywają się ze skrzydłem ustawionym na maksymalnym kącie skosu.

Czas zmiany kąta skosu skrzydła dobrany jest w taki sposób, że zarówno przy rozpędzaniu, jak i hamowaniu samolotu, skrzydło ma możliwość przestawienia się na taki kąt skosu, jaki wymagany jest dla danego zakresu prędkości lotu. Przy tym zmiana wyrównowazenia samolotu w czasie przestawiania kąta skosu skrzydła /odczuwalna w postaci zmian wielkości wychyleń drążka sterowego oraz sił jakie potrzebne są do jego wychylenia/ jest dostatecznie płynna. System sterowania skrzydłem zapewnia płynną i synchroniczną zmianę jego kąta skosu w zakresie od $\chi = 16^\circ$ do $\chi = 72^\circ$ /wartości podane na sektorze dźwigni przestawiania kąta skosu w kabinie samolotu/.

Skrzydło umocowane jest do górnej powierzchni kadłuba /górnopłat/ i ma niewielkie ujemne "V". Takie rozwiązanie konstrukcyjne zapewnia niezbędną stateczność poprzeczną samolotu w czasie lotu ze skrzydłem ustawionym na minimalny i średni kąt skosu. Skrzydło ustawione na maksymalny kąt skosu powoduje pewien wzrost stateczności poprzecznej samolotu.

Krawędzie natarcia ruchomych części skrzydła wyposażono w czterosekcyjne sloty. Są one wykorzystywane /odchylane/ w czasie startu i lądowania samolotu z wychylenymi klapami i powodują lepszy opływ skrzydła.

Samolot wyposażono w klapy proste, które rozmieszczono na całej rozpiętości ruchomych części skrzydła. Klapy mogą wychylać się tylko przy kącie skosu skrzydła $\chi = 18^\circ 40'$ i mają trzy położenia: echowane, startowe - $\delta_{kl.} = 25^\circ$ i do lądowania - $\delta_{kl.} = 50^\circ$.

Do dolnej powierzchni nieruchomej części skrzydła i do dolnej bocznej powierzchni kadłuba, pod tunelami wlotowymi, umocowane są wsporniki służące do podwieszania uzbrojenia. Ponadto pod kadłubem, w osi symetrii samolotu oraz do dolnych powierzchni ruchomych części skrzydła umocowane są wsporniki do podwieszania zbiorników dodatkowych o pojemności 800 l.

W celu zapewnienia dobrej stateczności kierunkowej, oprócz statecznika pionowego, na samolocie zastosowano grzebień podkadłubowy, który po wypuszczeniu podwozia ustawia się w położenie poziome.

Na tylnej części kadłuba znajdują się cztery hamulce aerodynamiczne - dwa z nich umocowano do górnej bocznej, a dwa do dolnej bocznej powierzchni kadłuba.

Spadochron hamujący umieszczono w gondoli znajdującej się pod centralnym opływem tylnej części kadłuba.

Usterzenie poziome stanowi jednolity statecznik poziomy wykorzystywany zarówno do podłużnego, jak i do poprzecznego sterowania samolotem. W celu uzyskania zadawalających charakterystyk sterowania podłużnego przy wszystkich położeniach ruchomej części skrzydła, wychylenia statecznika poziomego w zależności od wychyleń drążka sterowego są funkcjami nieliniowymi.

Poprzeczne sterowanie samolotem odbywa się za pomocą różnicowo wychylającego się statecznika poziomego oraz odchyleń, znajdujących się na skrzydle, interceptorów. Maksymalne kąty wychylenia interceptorów zmniejszają się w miarę wzrostu kąta skosu skrzydła. Przy maksymalnym kącie skosu skrzydła interceptory nie wychy-

lają się w ogóle co oznacza, że w takich przypadkach poprzeczne sterowanie samolotem odbywa się wyłącznie za pomocą różnicowych wychyleń statecznika poziomego.

Silnik odrzutowy typu R29-300 umocowany jest we wnętrzu tylnej części kadłuba. Ma on jedenastostopniową sprężarkę osiową, dwustopniową turbinę, pierścieniową komorę spalania oraz komorę dopalacza z regulowaną dyszą wylotową.

Powietrze do silnika jest zasysane przez boczne płaskie tunele wlotowe. W ich wnętrzu znajdują się pionowo ustawione, trzystopniowe powierzchnie klinowe, których zadaniem jest hamowanie strumienia powietrza. Regulacja powierzchni przekroju tuneli wlotowych odbywa się przez zmianę położenia zasłonki sterowanej za pomocą zasadniczej instalacji hydraulicznej samolotu.

Trzeci stopień powierzchni klinowej jest perforowany i służy do odsysania warstwy przyściennnej.

W celu zmniejszenia strat ciśnienia całkowitego podczas pracy silnika na ziemi jest przewidziane dodatkowe zasilanie silnika powietrzem przez cztery ruchome zasłonki znajdujące się na bocznych powierzchniach tuneli wlotowych.

Automatyczna regulacja powierzchni przekroju tuneli wlotowych jest uzależniona od stopnia sprężenia powietrza przez sprężarkę silnika i zaczyna działać dopiero po schowaniu podwozia, natomiast ręczne sterowanie przemieszczeniem powierzchni klinowych tuneli wlotowych jest możliwe niezależnie od tego, czy sterowanie automatyczne jest włączone, czy nie. Ręczne sterowanie wykorzystuje się w przypadkach awaryjnych oraz podczas sprawdzania układu na ziemi.

Podwozie samolotu ma układ klasycznego podwozia trójkołowego z przednim kołem.

Kąt postojowy samolotu wynosi około 13° /przy całkowicie odciążonych amortyzatorach kół podwozia/.

W celu skrócenia dobiegu samolot wyposażono w spadochron hamujący o powierzchni $S = 21 \text{ m}^2$. Otwarcie tego spadochronu następuje po naciśnięciu odpowiedniego przycisku w kabinie samolotu.

Podstawowy odbiornik ciśnienia powietrza /PWD-18-5M/ znajduje się na waporniku rurowym w przedniej części kadłuba. Awaryjny odbiornik ciśnienia powietrza /PWD-7/ umocowany jest do kadłuba w pobliżu kabiny pilota.

3. DANE GEOMETRYCZNE SAMOLOTU

Tabela 3.1

Dane geometryczne płatowca

Lp	Wyszczególnienie danych	Jednostka miary	Kąt skosu skrzydła	
			minimalny	maksymalny
1	2	3	4	5
	<u>Skrzydło</u>			
1	Kąt skosu skrzydła / α / mierzony do:			
	- krawędzi natarcia;	stopnie	$18^{\circ}40'$	$74^{\circ}40'$
	- krawędzi spływu	stopnie	2°	58°

1	2	3	4	5
2	Powierzchnia całkowita /S/ , uwaga pkt. 1	m ²	37,27	34,16
3	Rozpiętość /L/	m	14,0	7,779
4	Rozpiętość średnia /L _{sr.} /	m	14,0	7,12
5	Średnia cięciwa aerodynamiczna /SCA/	m	3,601	4,970
6	Kąt skosu przepływu strumienia /x prz./	stopnie	70°	70°
7	Kąt poprzecznego "V"	stopnie	-4°	-4°
8	Zbieżność /η/	-	2,95	2,36
9	Wydłużenie /λ/	-	6,50	1,48
10	Kąt zaklinowania skrzydła /α sk./	stopnie	0°	0°
11	Odległość między płaszczyzną cięciw profili skrzydła, a po- ziomą linią odniesienia kadłuba /PŁOK/ mierzona w pionowej płaszczyźnie symetrii samolotu	m	0,655 nad PŁOK	-
<u>Sloty</u>				
1	Powierzchnia slotów na obu ruchomych częściach skrzydła /S _{sl.} /	m ²	1,32	-
2	Powierzchnia względna slotów /S̄ _{sl.} = $\frac{S_{sl.}}{S}$ /	-	0,0386	-
3	Rozpiętość slotów na jednej ruchomej części skrzydła /l _{sl.} /	m	3,35	-
4	Cięciwa względna profilu slo- tów /średnia/	-	0,16	-
5	Maksymalny kąt wychylenia	stopnie	20°	-
<u>Kłapy</u>				
1	Całkowita powierzchnia kłap /S _{kl.} /	m ²	5,9	-
2	Powierzchnia względna kłap /S̄ _{kl.} = $\frac{S_{kl.}}{S}$ /	-	0,173	-
3	Rozpiętość kłapy na jednej ru- chomej części skrzydła /l _{kl.} /	m	5,3	-
4	Kąt wychylenia kłap /δ _{kl.} /:	stopnie	25°	-
	- startowy	stopnie	50°	-
	- do lądowania			
5	Cięciwa względna /średnia/ profilu kłap /uwaga pkt.2/	%	0,26	-

1	2	3	4	5
	<u>Interceptory /przerywacze/</u>			
1	Powierzchnia obu interceptorów $/S_{int.}/$	m^2	1,2	-
2	Powierzchnia względna $/\bar{S}_{int.} = \frac{S_{int.}}{S}/$	-	0,0352	
3	Cięciwa względna /średnia/ profilu interceptorów /uwaga pkt. 2/	-	0,113	-
4	Rozpiętość jednego intercepto- ra $/l_{int.}/$	m	2,64	-
5	Maksymalny kąt wychylenia interceptorów	stopnie	45°	-

Tabela 3.2

Inne dane geometryczne płatowca

Lp	Wyszczególnienie danych	Jednostka miary	Wartości
1	2	3	4
	<u>Kadłub</u>		
1	Powierzchnia przekroju poprzecznego kadłuba z uwzględnieniem powierzchni przekroju poprzecznego kabiny pilota $/S_k/$	m^2	2,55
2	Względna powierzchnia przekroju kadłuba $/\bar{S}_k = \frac{S_k}{S}/$	-	0,0747
3	Powierzchnia przekroju poprzecznego kabiny pilota $/S_{kp}/$	m^2	0,17
4	Długość kadłuba bez wspornika OCP $/l_k/$	m	15,88
5	Powierzchnia przekroju tunelu wlotowego $/S_{t.w.}/$	m^2	0,68
6	Kąt stożka przedniej części kadłuba	stopnie	35°
	<u>Grzebień podkadłubowy</u>		
1	Powierzchnia całkowita $/S_{g.p.}/$	m^2	1,42
2	Powierzchnia względna $/\bar{S}_{g.p.} = \frac{S_{g.p.}}{S}/$	-	0,0416
3	Wydłużenie	-	0,43
4	Ramię grzebienia, odległość od środka ciężkości samolotu do punktu położonego na 25% SCA grzebienia $/L_{g.p.}/$	m	4,50
5	Powierzchnia ruchomej części grzebienia $/S_{r.g.p.}/$	m^2	1,105
6	Kąt obrotu grzebienia $/\alpha_{g.p.}/$	stopnie	95°

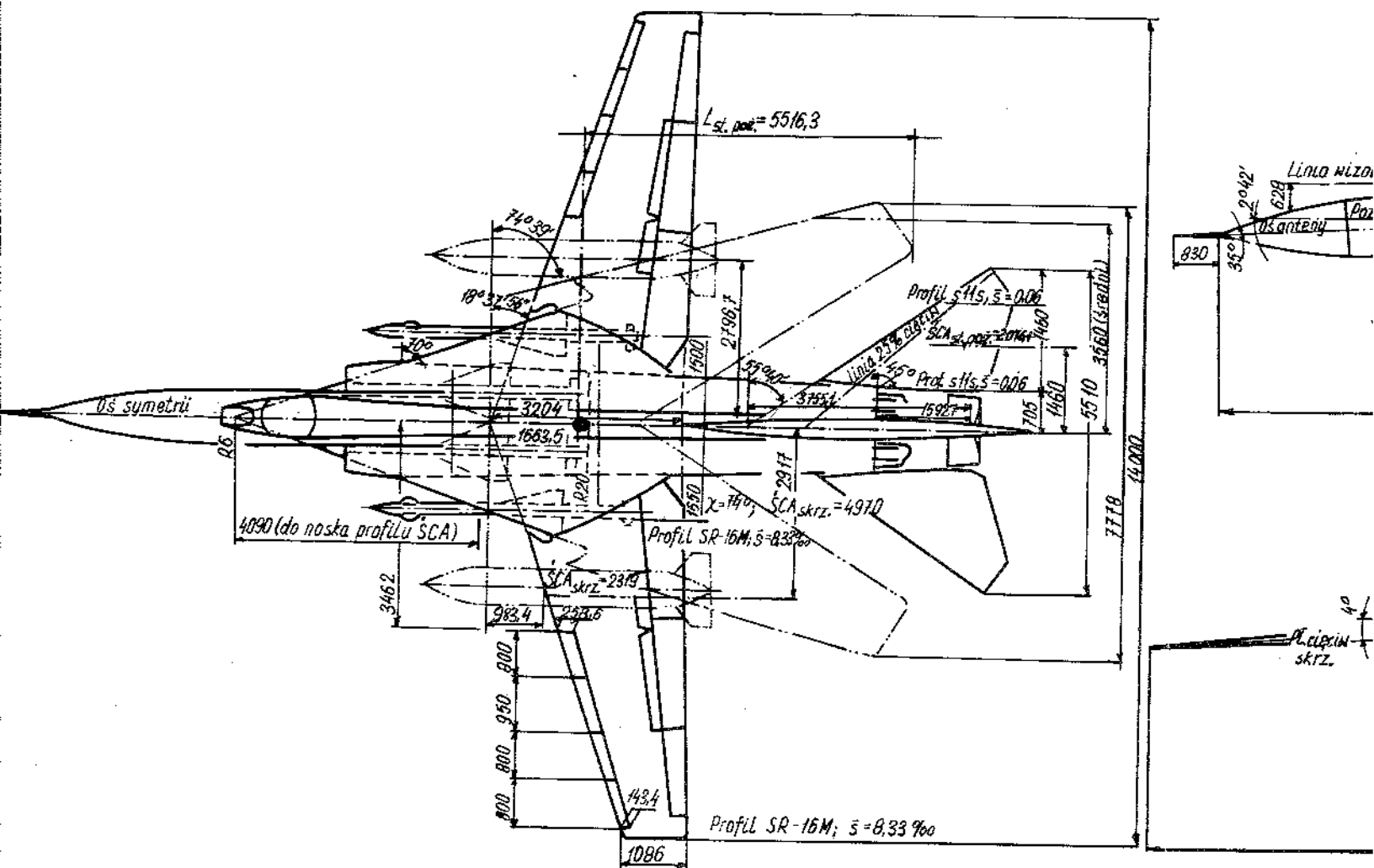
1	2	3	4
	<u>Hamulce aerodynamiczne</u>		
1	Liczba hamulców	szt.	4
2	Powierzchnia całkowita hamulców w tym:	m ²	1,22
	- dwóch górnych	m ²	0,42
	- dwóch dolnych	m ²	0,80
3	Maksymalny kąt wychylenia hamulców:		
	- górnych;	stopnie	45°
	- dolnych	stopnie	35°
	<u>Statecznik poziomy</u>		
1	Powierzchnia całkowita statecznika		
	/S _{st.poz.} /	m ²	6,93
2	Powierzchnia względna statecznika		
	/S _{st.poz.} = $\frac{S_{st.poz.}}{S}$ /	-	0,203
3	Ramię statecznika poziomego, odległość od środka ciężkości samolotu do punktu położonego na 25% ŚCA statecznika poziomego,		
	/l _{st.poz.} /	m	5,516
4	Kąt skosu statecznika mierzony do:		
	- krawędzi natarcia	stopnie	55°40'
	- krawędzi spływu	stopnie	15°
5	Wydłużenie	-	1,84
6	Zbieżność	-	3,25
7	Średnia ciężka aerodynamiczna statecznika poziomego /SCA _{st.poz.} /	m	2,076
8	Kąt skosu osi obrotu statecznika poziomego	stopnie	45°
9	Położenie osi obrotu statecznika poziomego w stosunku do ŚCA _{st.poz.}	%	0,41
10	Położenie statecznika poziomego w stosunku do poziomej linii odniesienia kadłuba /PŁOK/	m	0,46 nad PŁOK
11	Maksymalny kąt wychylenia statecznika poziomego /φ _{st.poz.} / - /uwaga pkt. 3/:		
	- krawędź natarcia do góry;	stopnie	+8,5°
	- krawędź natarcia do dołu;	stopnie	-24,5°
	- wychylenie różnicowe przy skosie skrzydła α > 55°	stopnie	±6,5°
	- wychylenie różnicowe przy skosie skrzydła α < 50°	stopnie	±10,0°
	<u>Statecznik pionowy</u>		
	/opływany przez strumień powietrza/		
1	Powierzchnia statecznika pionowego	m ²	6,01
	/S _{st.pion.} /	m ²	7,21
2	Powierzchnia względna statecznika		
	/S _{st.pion.} = $\frac{S_{st.pion.}}{S}$ /	-	0,76

1	2	3	4
3	Średnia cięciwa aerodynamiczna /SCA _{st.pion.} /	m	3,205
4	Ramię statecznika pionowego, odległość od środka ciężkości samolotu do punktu leżącego na 25% SCA statecznika pionowego, 1 st .pion.	m	4,267
5	Kąt skosu statecznika mierzony do krawędzi natarcia	stopnie	62° 21'
6	Zbieżność	-	5,0
7	Wydłużenie	-	0,77
8	Powierzchnia steru kierunku /S _{sk} /	m ²	0,93
9	Powierzchnia względna steru kierunku	-	0,21
10	$\bar{S}_{sk} = \frac{S_{sk}}{S} /$ Maksymalny kąt wychylenia steru kierunku	stopnie	±25
<u>Dane ogólne</u>			
1	Długość samolotu:		
	- bez wspornika OCP;	m	16,350
	- ze wspornikiem OCP	m	17,180
2	Wysokość samolotu przy nieobciążonych amortyzatorach podwozia	m	4,82
3	Rozstaw kół podwozia	m	2,86
4	Baza podwozia /odległość między osiami obrotu kół podwozia głównego i koła przedniego/	m	5,812
5	Wymiary ogumienia kół podwozia głównego	mm	840x290
6	Wymiary ogumienia koła przedniego	mm	520x125
7	Kąt postoju samolotu /przy nie obciążonych amortyzatorach podwozia/	stopnie	2° 19'
8	Maksymalny kąt postojowy samolotu /przy nie obciążonych amortyzatorach podwozia/	stopnie	13°

Tabela 3.3

Dane ilościowe i geometryczne uzbrojenia samolotu

Lp	Wyszczególnienie danych	Jednostka miary	Wartości
1	2	3	4
<u>Pociski rakietowe R-23T i R-23R</u>			
1	Liczba pocisków na samolocie	szt.	2
2	Średnica pocisku	m	0,2
3	Długość pocisku:		
	- R-23T	m	4,15
	- R-23R	m	4,45
<u>Pociski rakietowe R-3S</u>			
1	Liczba pocisków na samolocie	szt.	4
2	Średnica pocisku	m	0,127
3	Długość pocisku	m	2,83



Rys. 3.1. Schemat samolotu

1	2	3	4
	<u>Pociski rakietowe S-5M i S-5K</u>		
1	Liczba wyrzutni UB na samolocie	szt.	2 - 4
2	Średnica wyrzutni UB-16	m	0,33
3	Długość wyrzutni UB-16	m	1,85
4	Średnica wyrzutni UB-32	m	0,481
5	Długość wyrzutni UB-32	m	2,082
	<u>Pociski rakietowe S-24</u>		
1	Liczba pocisków na samolocie	szt.	2 - 4
2	Średnica pocisku	m	0,24
3	Długość pocisku	m	0,22
	<u>Bomby OFAB-100, FAB-250 i FAB-500</u>		
1	Liczba bomb na samolocie:		
	- OFAB-100	szt.	14 - 16
	- FAB-250	szt.	4
	- FAB-500	szt.	2
2	Średnica bomb:		
	- OFAB-100	m	0,28
	- FAB-250	m	0,30
	- FAB-500	m	0,40
3	Długość bomb:		
	- OFAB-100	m	1,044
	- FAB-250	m	2,0
	- FAB-500	m	2,5
	<u>Pociski rakietowe H-23</u>		
1	Liczba pocisków na samolocie	szt.	2
2	Średnica pocisku	m	0,275
3	Długość pocisku	m	3,585
	<u>Gondola "DELTA-NG"</u>		
1	Liczba gondol na samolocie	szt.	1
2	Średnica gondoli	m	0,325
3	Długość gondoli	m	1,955
	<u>Zbiorniki zapalające ZB-500</u>		
1	Liczba zbiorników na samolocie	szt.	2
2	Średnica zbiornika	m	0,5
3	Długość zbiornika	m	1,83
	<u>Podskrzydłowe zbiorniki dodatkowe</u>		
1	Pojemność zbiornika	l	800
2	Długość zbiornika	m	4,90
3	Powierzchnia przekroju poprzecznego	m ²	0,22
	<u>Podkadłubowy zbiornik dodatkowy</u>		
1	Pojemność zbiornika	l	800
2	Długość zbiornika	m	5,270
3	Powierzchnia przekroju poprzecznego zbiornika	m ²	0,210

- U w a g a !
1. Za powierzchnię obliczeniową skrzydła przyjmuje się jego powierzchnię gabarytową przy kącie skosu $\chi = 74^{\circ}40'$ /mierzoną do krawędzi natarcia/. Wlicza się do niej również powierzchnię nadkadłubową /rys. 3.1/.
 2. Wszystkie względne cięciwy profili są odniesione do cięciw równoległych do kierunku napływu strumienia powietrza przy kącie skosu skrzydła $\chi = 18^{\circ}40'$.
 3. Kąt wychylenia statecznika poziomego w płaszczyźnie pionowej równoległej do osi podłużnej samolotu $\delta_{st.poz.1}$ oblicza się z zależności:

$$\delta_{st.poz.1} = 0,72 \delta_{st.poz.0}$$

gdzie: $\delta_{st.poz.0}$ - oznacza kąt wychylenia statecznika poziomego w płaszczyźnie prostopadłej do jego osi obrótu.

4. CHARAKTERYSTYKI SAMOLOTU W LOCIE

Dane dotyczące charakterystyk samolotu w locie wynikają z badań oraz związanych z nimi obliczeń. Są one sprowadzone do standardowych warunków atmosferycznych.

4.1. PRĘDKOŚĆ I WYSOKOŚĆ LOTU

Samolot MiG-23MF ma szeroki zakres prędkości lotu: od minimalnej prędkości przyrządowej $V_p = 260$ km/h do maksymalnej - $V_{maks.} = 2500$ km/h.

Samolot MiG-23MF może osiągać niżaj podane, maksymalnie dopuszczalne prędkości i liczby Ma lotu:

Przy kącie skosu skrzydła $\chi = 18^{\circ}40'$:

- na wysokości od 0 do 3000 m
- na wysokościach ponad 3000 m

- $V_p = 800$ km/h;
- $Ma = 0,8$

Przy kącie skosu skrzydła $\chi = 47^{\circ}40'$:

- na wysokości od 0 do 6000 m;
- na wysokości ponad 6000 m
- na wysokości ponad 14 500 m

- $V_p = 1100$ km/h;
- $V_p = 1200$ km/h;
- $Ma = 2,35$

Przy kącie skosu skrzydła $\chi = 74^{\circ}40'$:

- na wysokości ponad 12 500 m
- na wysokości ponad 12 500 m

- $V_p = 1350$ km/h
- $Ma = 2,35$

Maksymalnie dopuszczalną prędkość $V_{maks.} = 2500$ km/h samolot osiąga w czasie rozpędzania po włączeniu dopalania na zakres maksymalny na wysokościach przekraczających 12 500 m.

Ewolucyjne prędkości przyrządowe samolotu wynoszą:

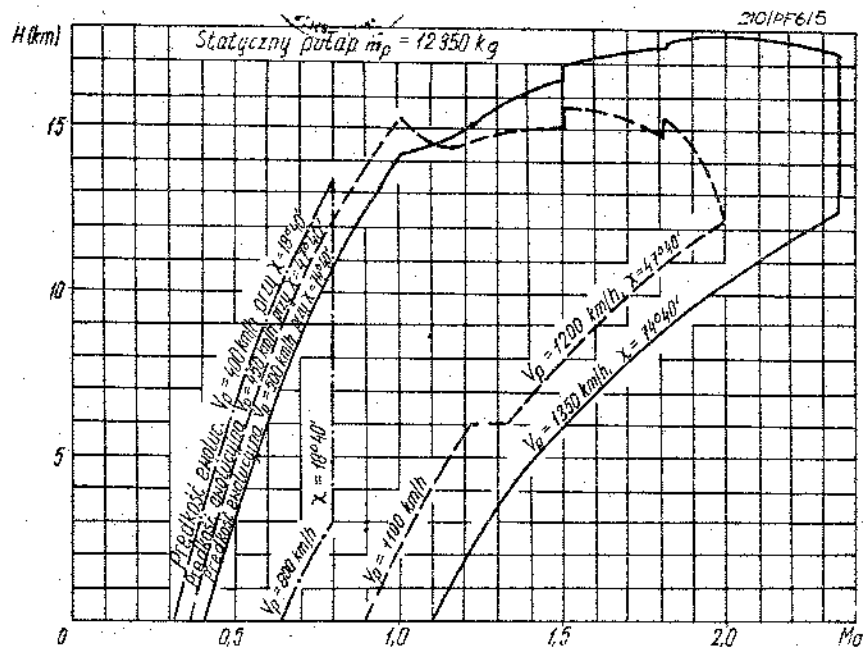
- $\chi = 18^{\circ}40'$
- $\chi = 47^{\circ}40'$
- $\chi = 74^{\circ}40'$

- $V_p = 400$ km/h;
- $V_p = 450$ km/h;
- $V_p = 500$ km/h.

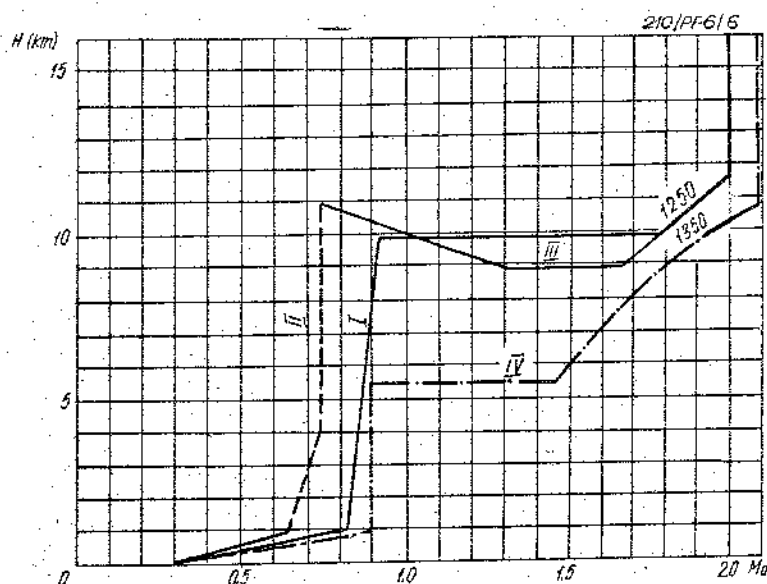
Eksploatacyjne zakresy liczby Ma i wysokości lotu są przedstawione na rys.

Optymalne zakresy naboru wysokości są określane na podstawie minimalnego zużycia paliwa lub minimalnego czasu potrzebnego do osiągnięcia danej wysokości w locie z ustaloną prędkością. Zużycie paliwa i czas osiągnięcia danej wysokości zależą od zakresu pracy silnika i prędkości samolotu na torze wznoszenia.

Zakresem optymalnym w odniesieniu do czasu osiągnięcia danej wysokości z ustaloną prędkością lotu jest zakres z maksymalnym zwiększeniem całkowitej energii samolotu.

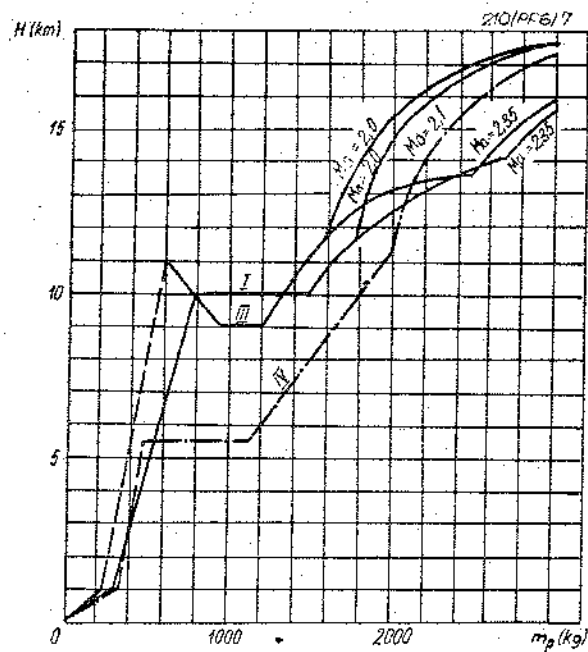


Rys. 4.1. Eksploatacyjny zakres liczby Ma i wysokości lotu samolotu z dwoma pociskami rakietowymi R-23

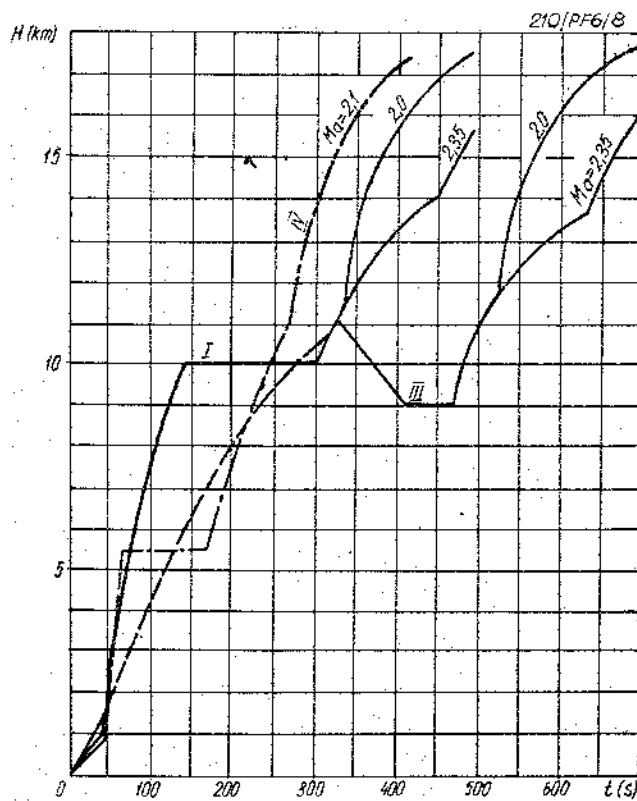


Rys. 4.2. Zakresy naboru wysokości:

I - dopalacz włączony na zakres maksymalny; II - obroty maksymalne; III - dopalacz włączony na zakres maksymalny, a następnie obroty maksymalne przy $\alpha = 18^\circ 40'$ oraz dopalacz włączony na zakres maksymalny przy $\alpha = 74^\circ 40'$; IV - dopalacz włączony na zakres maksymalny



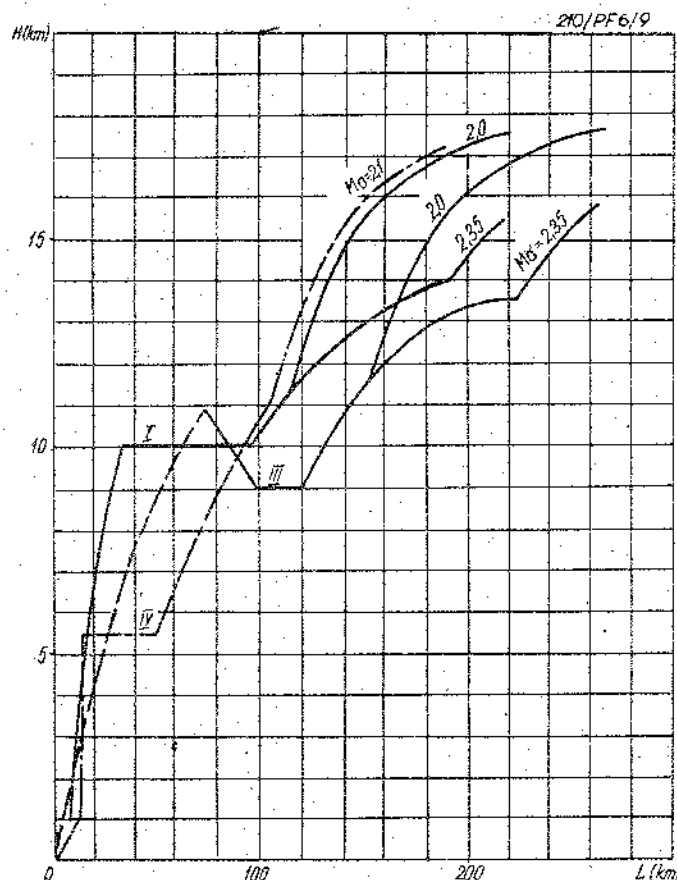
Rys. 4.3. Zużycie paliwa w czasie osiągnięcia określonych wysokości lotu samolotu z dwoma pociskami rakietowymi R-23 /bez uwzględnienia drogi przebytej w czasie startu/:
I, III i IV - warianty naboru wysokości



Rys. 4.4. Czasy osiągnięcia przez samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23 odpowiednich wysokości /bez uwzględnienia czasu startu/:
I, III i IV - warianty naboru wysokości

Na rys. rys.: 4.2, 4.3, 4.4 i 4.5 są przedstawione optymalne zakresy naboru wysokości w zależności od zużycia paliwa /varianty I i III/ oraz optymalny zakres, w zależności od czasu osiągnięcia danej wysokości /variant IV/.

Wariant III jest zakresem optymalnym w zależności od zużycia paliwa przy maksymalnym oddaleniu się od lotniska, a wariant I jest zakresem optymalnym w zależności od zużycia paliwa przy minimalnych czasach osiągnięcia wysokości w locie z prędkościami odpowiadającymi różnym liczbom Ma . Optymalnym zakresem naboru wysokości w zależności od zużycia paliwa przyjęto nazywać taki zakres, przy którym wartości zależności $\frac{V_z}{C_n}$ są zbliżone do maksymalnych /gdzie: V_z jest prędkością pionową samolotu, C_n - godzinowym zużyciem paliwa/.



Rys. 4.5. Droga przebyta przez samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23 w czasie osiągnięcia określonych wysokości /bez uwzględnienia drogi przebytej w czasie startu/:

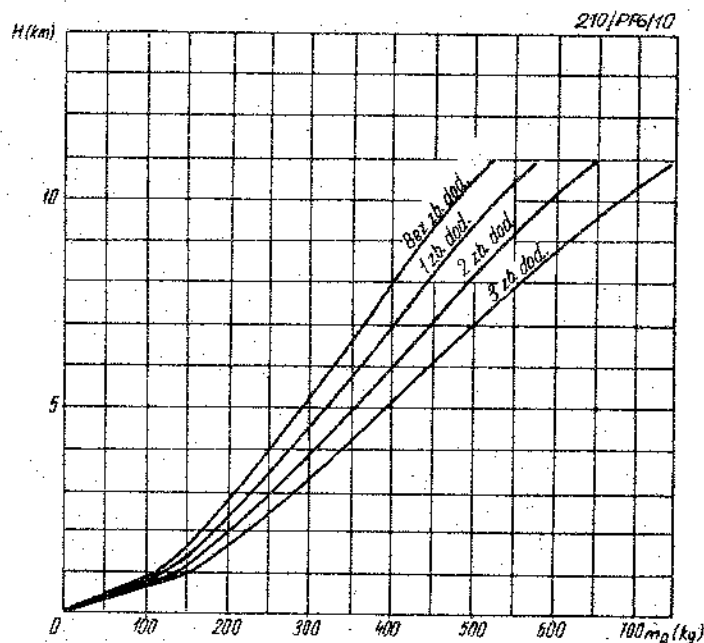
I, III i IV - warianty naboru wysokości

Wariant I jest realizowany przy pracy silnika z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny przez cały czas trwania lotu.

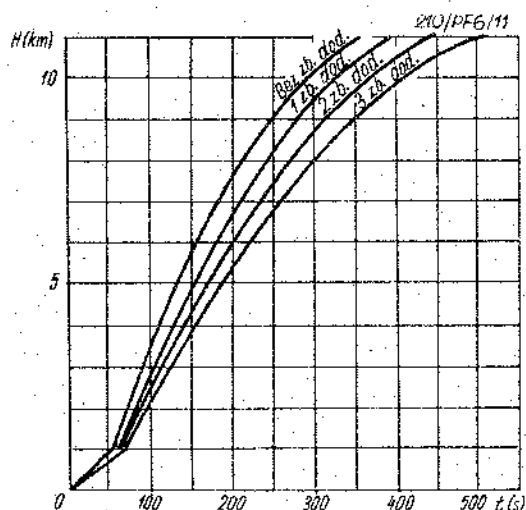
Wariant III jest realizowany w sposób kombinowany, a mianowicie:

- start samolotu odbywa się z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny przy kącie skosu skrzydła $\alpha = 18^{\circ}40'$;
- nabór wysokości, po starcie do $H = 11\ 000$ m, odbywa się przy pracy silnika na obrotach maksymalnych z prędkością lotu odpowiadającą liczbie $Ma = 0,75$ i przy kącie skosu skrzydła $\alpha = 18^{\circ}40'$;

- rozpędzanie samolotu do $Ma = 1,3$ z równoczesnymniżeniem do $H = 9000$ m odbywa się przy pracy silnika z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny i przy kącie skosu skrzydła $\chi = 74^{\circ}40'$;
- rozpędzanie samolotu odbywa się na wysokości $H = 9000$ m do $V_p = 1250$ km/h;
- wyjście na pułap $H = 11\ 000 - 12\ 000$ m odbywa się z prędkością $V_p = 1220 - 1250$ km/h;
- lot do pułapu praktycznego odbywa się z prędkością odpowiadającą liczbom $Ma = 1,95 - 2,05$.



Rys. 4.6. Zużycie paliwa w czasie naboru wysokości przez samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23 przy pracy silnika na obrotach maksymalnych /bez uwzględnienia drogi przebytej w czasie startu do prędkości $V = 1,2 V_{\text{odryw.}}$.
Kąt skosu skrzydła samolotu $\chi = 18^{\circ}40'$

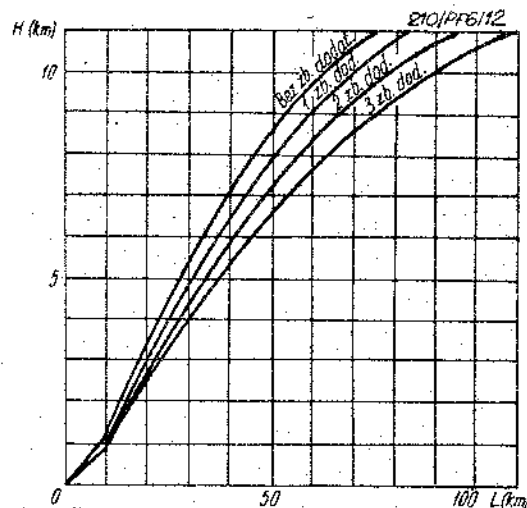


Rys. 4.7. Czas naboru wysokości przez samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23 przy pracy silnika na obrotach maksymalnych /bez uwzględnienia drogi przebytej w czasie startu/. Kąt skosu skrzydła $\chi = 18^{\circ}40'$

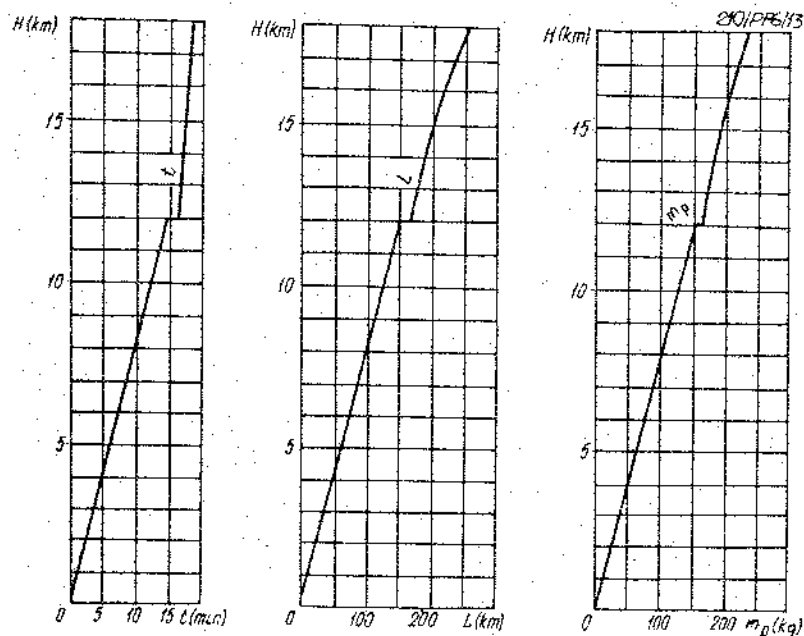
Z charakterystyki rozpędzania samolotu wynika, że prędkości lotu odpowiadające liczbom $Ma = 1,95 - 2,05$ są prędkościami optymalnymi dla osiągnięcia maksymalnego pułapu praktycznego, ponieważ na wysokościach przekraczających 12 000 m przy $Ma = 1,95 - 2,05$ samolot osiąga maksymalne wartości przeciążeń.

Na rys. rys. 4.6, 4.7 i 4.8 są przedstawione charakterystyki naboru wysokości przez samolot z różnymi wariantami podwieszeń zbiorników dodatkowych.

Na rys. 4.9 są przedstawione odpowiednie charakterystyki podczas szybowego lotu samolotu.



Rys. 4.8. Odległość przebyte w czasie naboru wysokości przez samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23 /bez uwzględnienia drogi przebytej w czasie startu/.
Kąt skosu skrzydła $\gamma = 18^{\circ}40'$



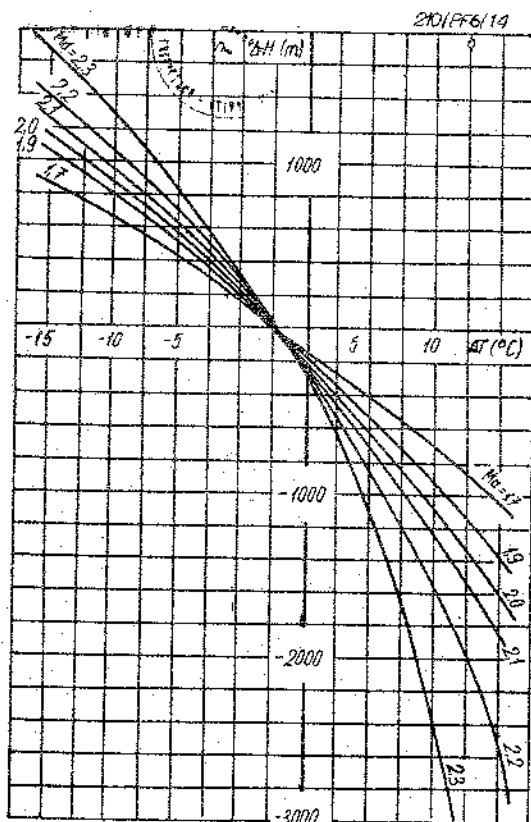
Rys. 4.9. Czas, przebyte odległość oraz zużycie paliwa podczas lotu szybowego. Lot szybowy z $H = 18\ 000$ m do $H = 12\ 000$ m odbywa się z prędkością $V_p = 600$ km/h, przy kącie skosu skrzydła $\gamma = 74^{\circ}40'$. Lot szybowy z $H = 12\ 000$ m do ziemi odbywa się z prędkością $V_p = 500$ km/h, przy kącie skosu skrzydła $\gamma = 18^{\circ}40'$

Ponieważ w miarę zbliżenia się samolotu do pułapu statycznego prędkość pionowa powoli się zmniejsza do zera, to czas osiągnięcia tego pułapu staje się bardzo długi. W związku z tym, w czasie prób w locie, określenie pułapu statycznego jest praktycznie niemożliwe. Dlatego oprócz pojęcia "pułap statyczny" $H_{st.}$ /zazwyczaj używa się pojęcia "pułap praktyczny" $H_{pr.}$ / i określa się jego wartość przy założonych z góry: prędkości pionowej i masie samolotu. Powszechnie uważa się, że pułap praktyczny samolot osiąga wówczas, gdy jego prędkość pionowa nie jest większa niż 3 m/s.

Na rys. 4.1 jest podany pułap statyczny samolotu MiG-23MF z dwoma pociskami rakietowymi R-23 osiągnięty w czasie pracy silnika z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny i przy ustawieniu kąta skosu skrzydła $\chi = 74^{\circ}40'$.

Pułap samolotu w dużym stopniu zależy od temperatury otaczającego powietrza i zwiększa się wraz ze spadkiem tej temperatury.

W niestandardowych warunkach atmosferycznych /przy dodatnich temperaturach otaczającego powietrza/ i przy zwiększonej liczbie podwieszów zewnętrznych pod samolotem, maksymalna wysokość lotu jest ograniczona nisznialnym zapasem paliwa, który wynosi 1000 l.

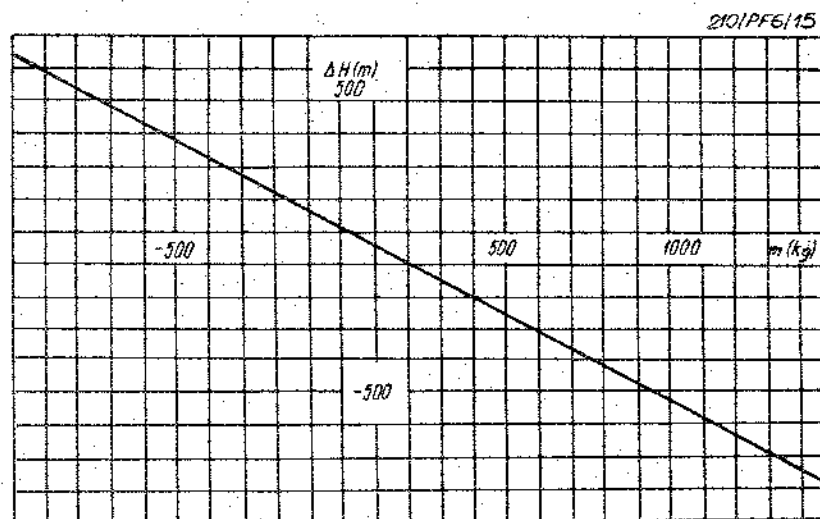


Rys. 4.10. Zmiany wartości pułapu praktycznego samolotu w zależności od odchyłek otaczającego powietrza od normalnych warunków atmosferycznych, przy kącie skosu skrzydła $\chi = 74^{\circ}40'$

Sprawdzenia wartości pułapu praktycznego do standardowych warunków atmosferycznych należy dokonywać w oparciu o dane przedstawione na rys. 4.10, a więc w oparciu o wykresy uwzględniające wpływ odchyłek temperatury otaczającego powietrza od normalnych warunków atmosferycznych na zmianę wartości pułapu praktycznego.

Na rys. 4.11 przedstawiono zmiany wartości pułapu praktycznego w zależności od zmian masy samolotu.

Uwzględniając różnice mas samolotów produkowanych seryjnie oraz dopuszczalne odchyłki wartości ciągów silników, dla praktycznego określenia pułapu samolotu, jest ustalona tolerancja przewidująca 4% zmniejszenia jego wartości od wartości nominalnej uzyskiwanej w warunkach standardowych.



Rys. 4.11. Zmiany wartości pułapu praktycznego w zależności od zmian masy samolotu w stosunku do jego masy nominalnej $m_{nom.} = 12\,100\text{ kg}$

$$\Delta m = m_{rzecz.} - m_{nom.}$$

4.2. ZASIĘG I DŁUGOTRWAŁOŚĆ LOTU

Samolot MiG-23MF ma największy zasięg oraz może najdłużej utrzymać się w powietrzu na średnich wysokościach /10 000 - 11 000 m/ przy skrzydła ustawionym na minimalny kąt skosu $\gamma = 18^{\circ}40'$.

W czasie lotów zbliżonych do pułapu praktycznego oraz na małych wysokościach - zasięg i długotrwałość lotu samolotu maleją.

Zakresy lotu na maksymalny zasięg i jego długotrwałość na wysokościach średnich są takimi zakresami, w czasie których kilometrowe zużycie paliwa jest minimalne.

Przystępując do obliczeń zasięgu i długotrwałości lotu samolotu należy uwzględnić następujące dane:

- zużycie paliwa w czasie pracy silnika na ziemi, które wynosi 25 l/min;
- zużycie paliwa w czasie startu samolotu do osiągnięcia wysokości 25 m /rys. 4.35 i 4.36/;
- zużycie paliwa, czas i przebyta odległość w czasie nabierania wysokości /rys. 4.3, 4.4, 4.5 i 4.6/ i w czasie lotu szybowego /rys. 4.9/;
- zużycie paliwa w czasie lotu po kręgu przed lądowaniem, które wynosi 60 l/min.;
- pozostałość paliwa w instalacjach paliwowych płatowca i silnika, której nie można zużyć - 150 l;
- 7% pozostałość paliwa od zapasu zasadniczego - 300 l /przy ciężarze właściwym paliwa $\gamma = 0,83\text{ g/ml}$.

Na rys. 4.12 jest przedstawiony profil lotu samolotu na maksymalny zasięg.

4.3. KILOMETROWE ZUŻYCIE PALIWA

Zasięg lotu poziomego określa się na podstawie kilometrowego zużycia paliwa C_k , którego wartość można obliczyć z następującej zależności:

$$C_k = \frac{G \cdot C_j}{D \cdot V},$$

lub z zależności do niej proporcjonalnej:

$$\bar{C}_k = \frac{C_k}{G} = \frac{C_j}{D \cdot V},$$

gdzie: C_k - kilometrowe zużycie paliwa [kg/km];

C_j - jednostkowe zużycie paliwa w $\frac{\text{kg}}{\text{kg} \cdot \text{h}}$ / $\frac{\text{kg}}{\text{N} \cdot \text{h}}$ z uwzględnieniem strat w dyszy wylotowej;

D - doskonałość samolotu;

V - prędkość lotu poziomego [km/h];

G - ciężar samolotu kg/N/

Wartość względnego kilometrowego zużycia paliwa $\bar{C}_k = \frac{C_k}{G}$ jest wskaźnikiem ekonomiczności lotu dającego pojęcie o zużyciu paliwa w czasie przemieszczenia jednostki ciężaru samolotu na odległość wyrażoną jednostką drogi.

Wartość minimalna względnego kilometrowego zużycia paliwa określa zakres lotu na maksymalny zasięg. Charakteryzuje ona jakość aerodynamiki samolotu, ekonomiczność silnika oraz stosunek maksymalnej doskonałości samolotu do minimalnego jednostkowego zużycia paliwa na zakresie lotu pozwalającego uzyskać maksymalny zasięg. Związek między kilometrowym zużyciem paliwa, ciężarem samolotu w locie i parametrami lotu, określa się na podstawie uogólnionych charakterystyk kilometrowego zużycia paliwa:

$$C_k = f/G_{wzgl.} Ma/$$

gdzie: $G_{wzgl.} = G \frac{p_0}{p_H}$ - względny ciężar samolotu w locie.

G - ciężar samolotu w locie.

p_H - ciśnienie atmosferyczne na danej wysokości /według AW/.

p_0 - ciśnienie atmosferyczne na poziomie morza wynoszące 760 mm Hg /1013,3 hPa/.

Względny ciężar samolotu w locie $G_{wzgl.}$ przy stałej liczbie Ma określają: współczynnik siły nośnej samolotu i kąt natarcia skrzydła. Wyjaśnijmy to szerzej:

Dla ustalonego lotu poziomego samolotu mamy:

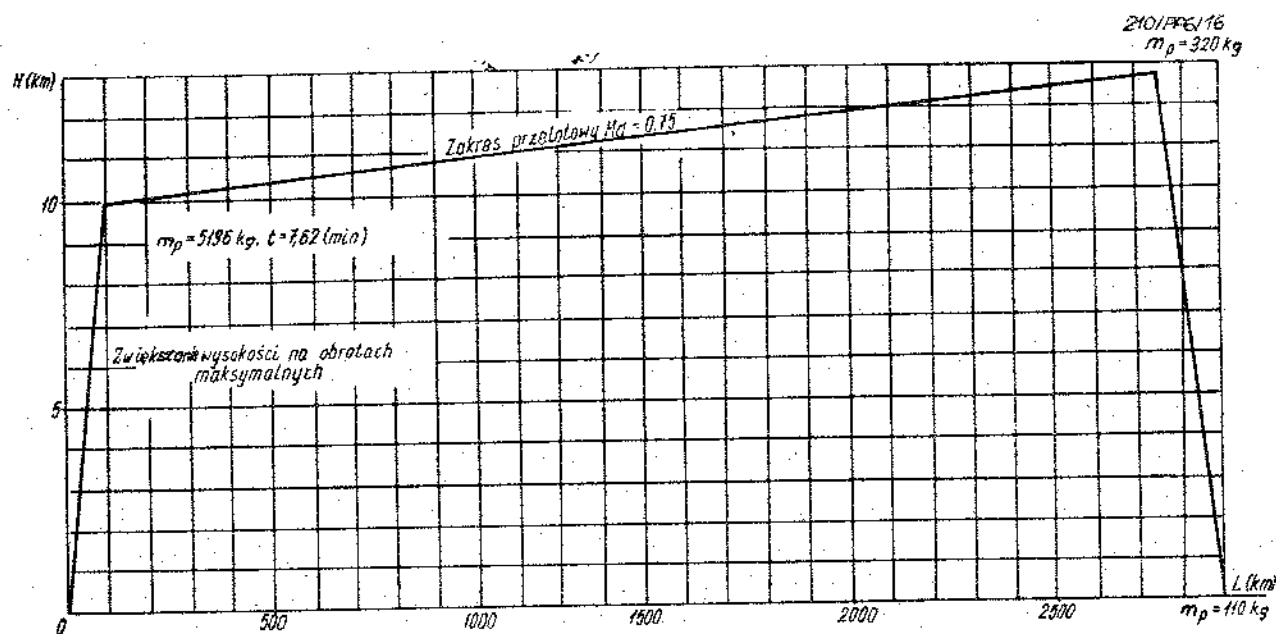
$$G = P_z$$

lub

$$G = 0,7 p_H S c_z Ma^2$$

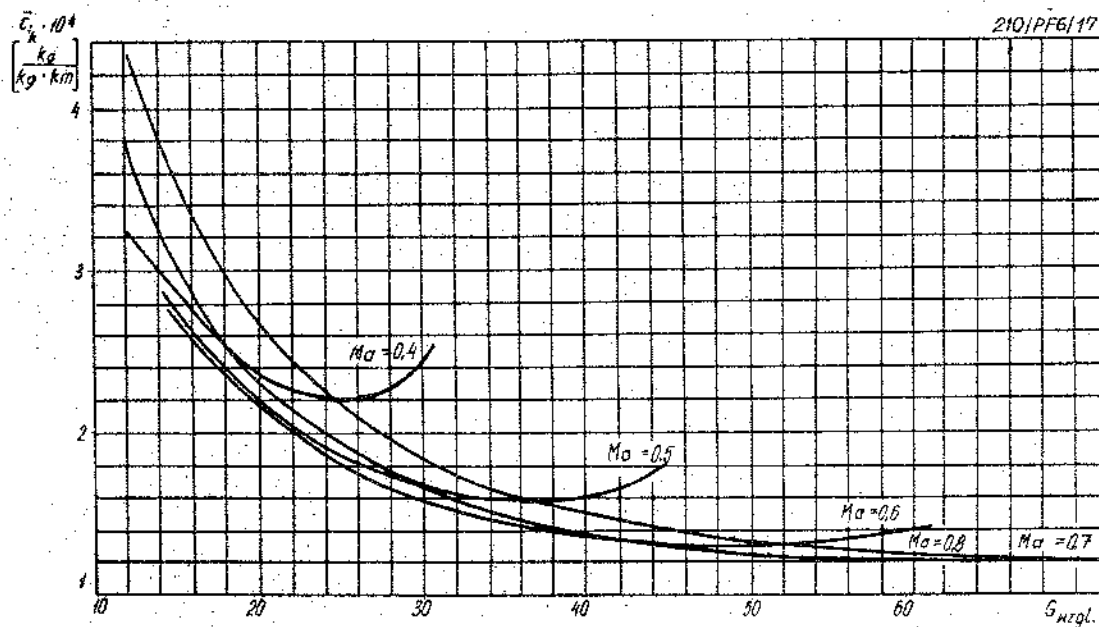
gdzie: p_z - całkowita siła nośna samolotu.

Ponieważ $G_{wzgl.} = G \frac{p_0}{p_H} = 0,7 p_0 S c_z Ma^2$ to współczynnik siły nośnej c_z przy stałych wartościach p_0 i S jest zależny od liczby Ma i $G_{wzgl.}$.

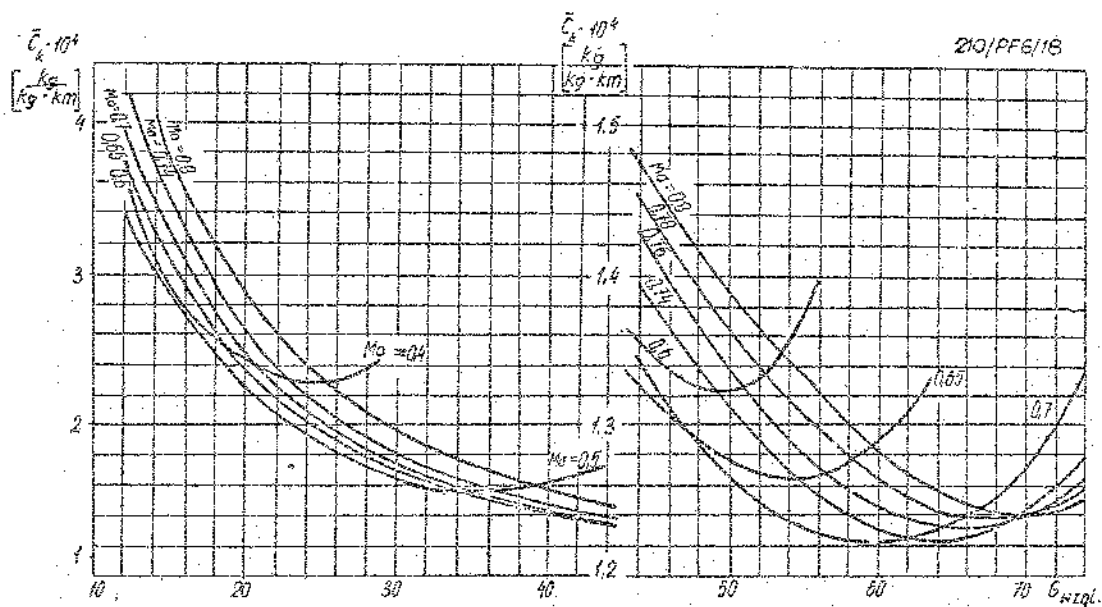


Rys. 4.12. Maksymalny techniczny zasięg samolotu z dwoma pociskami rakietowymi R-23 odpalonymi w połowie przebytej drogi. Kąt skosu skrzydła $-18^{\circ}40'$:

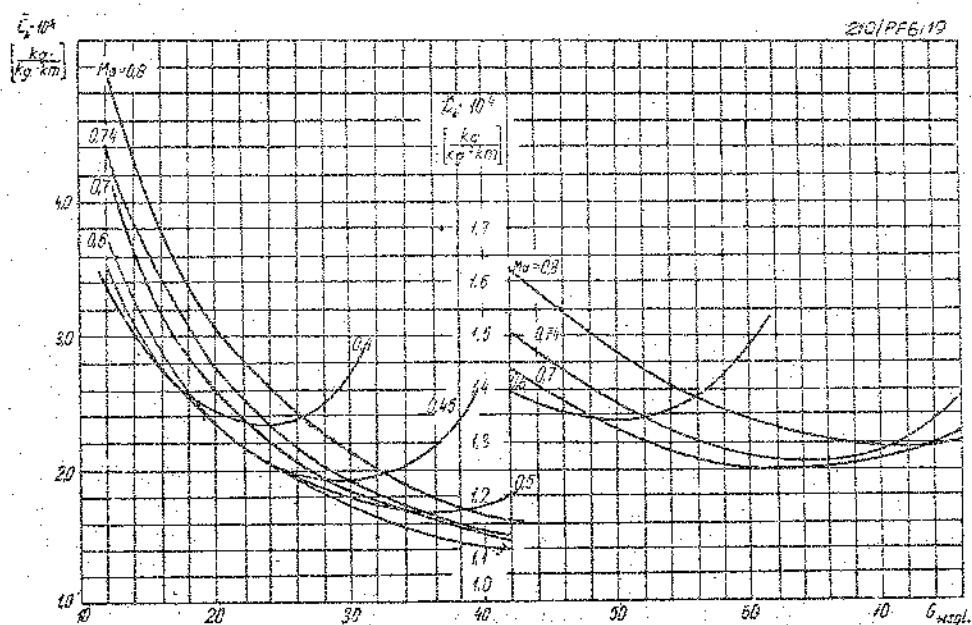
— samolot z trzema zbiornikami dodatkowymi /o pojemności 800 l każdy/ odrzucanymi po wyczerpaniu paliwa: w pierwszej kolejności dwa zbiorniki spod skrzydła, a następnie jeden spod kadłuba



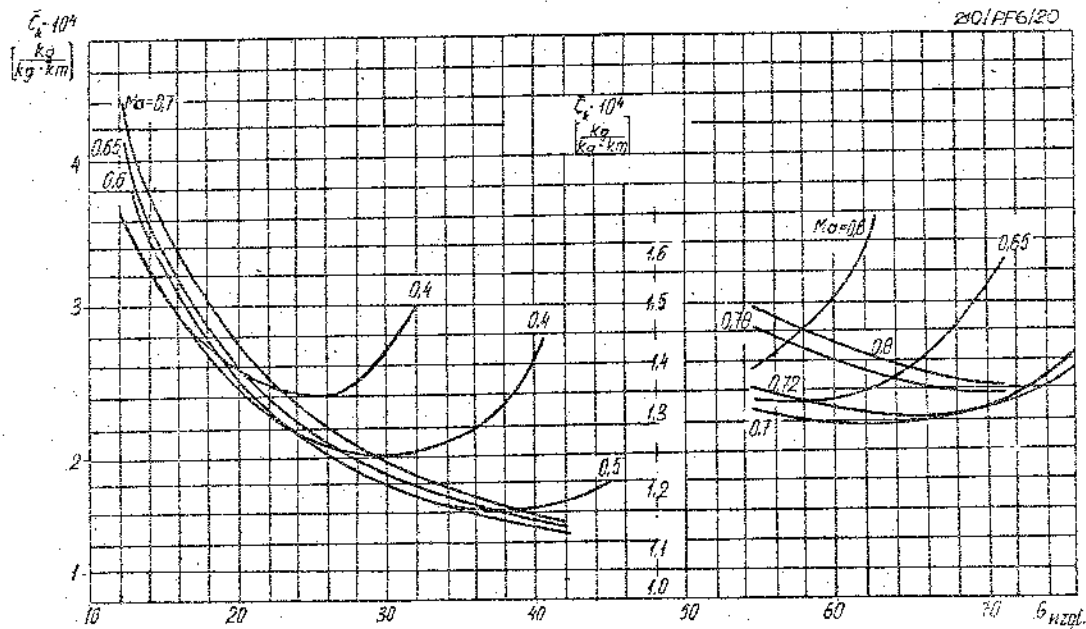
Rys. 4.13. Względne kilometrowe zużycie paliwa na zakresach przelotowych przez samolot bez pocisków rakietowych i bez zbiorników dodatkowych. Kąt skosu skrzydła $\bar{\alpha} = 18^{\circ}40'$



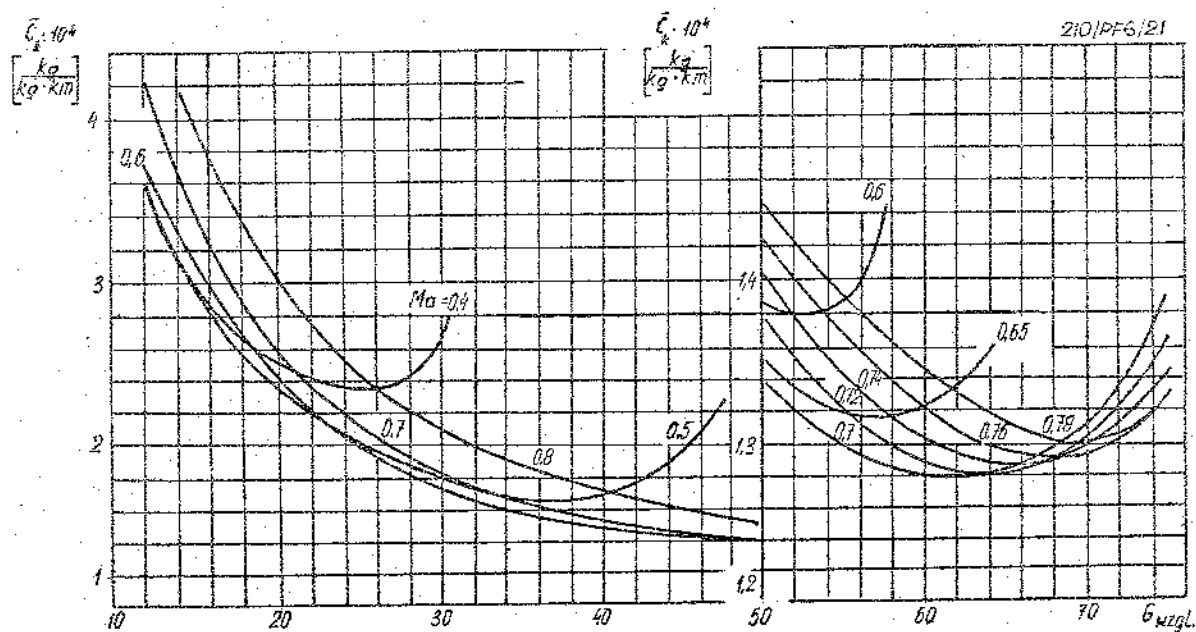
Rys. 4.14. Względne kilometrowe zużycie paliwa na zakresach przelotowych przez samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23 /grupa I, tabela 4.1/. Kąt skosu skrzydła $\chi = 18^{\circ}40'$



Rys. 4.15. Względne kilometrowe zużycie paliwa na zakresach przelotowych. Samolot z czterema bombami FAB-250 /grupa II - tabela 4.1/. Kąt skosu skrzydła $\bar{\chi} = 18^{\circ}40'$



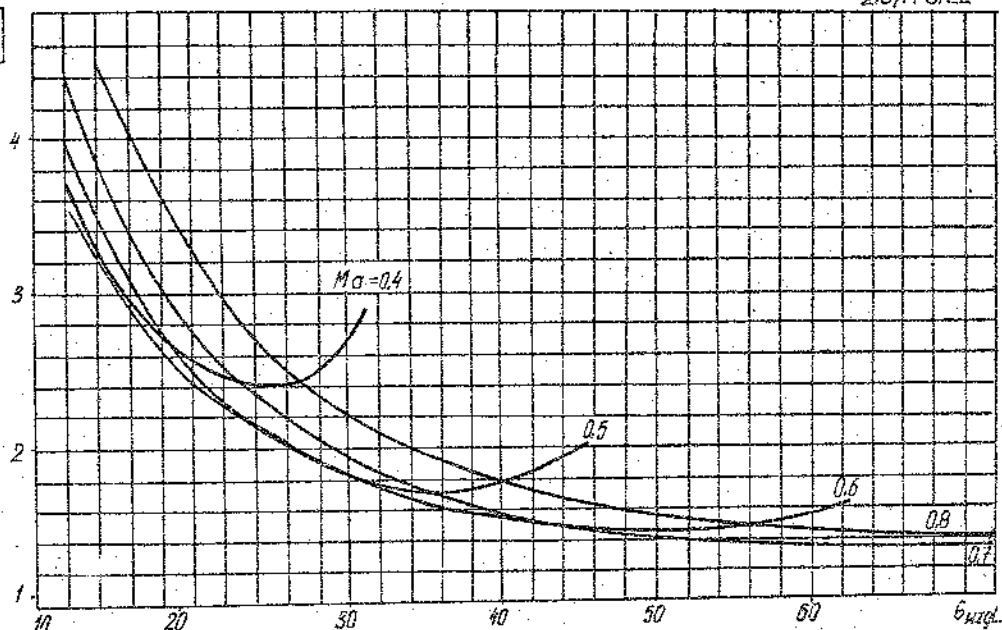
Rys. 4.16. Względne kilometrowe zużycia paliwa na zakresach przelotowych. Samolot z czterema wyrzutniami UB-16 /grupa III - tabela 4.1/. Kąt skosu skrzydła $\gamma = 18^\circ 40'$.



Rys. 4.17. Względne kilometrowe zużycia paliwa na zakresach przelotowych. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23 i z jednym zbiornikiem dodatkowym pod kadłubem /grupa IV - tabela 4.1/. Kąt skosu skrzydła $\gamma = 18^\circ 40'$.

$\bar{C}_k \cdot 10^4$
 $\left[\frac{\text{kg}}{\text{kg} \cdot \text{km}} \right]$

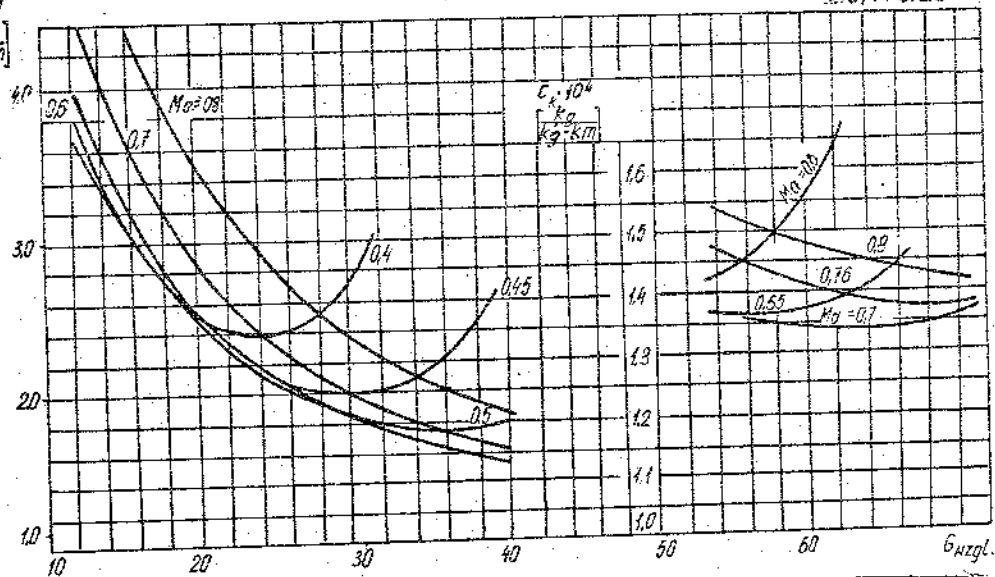
210/PF6/22



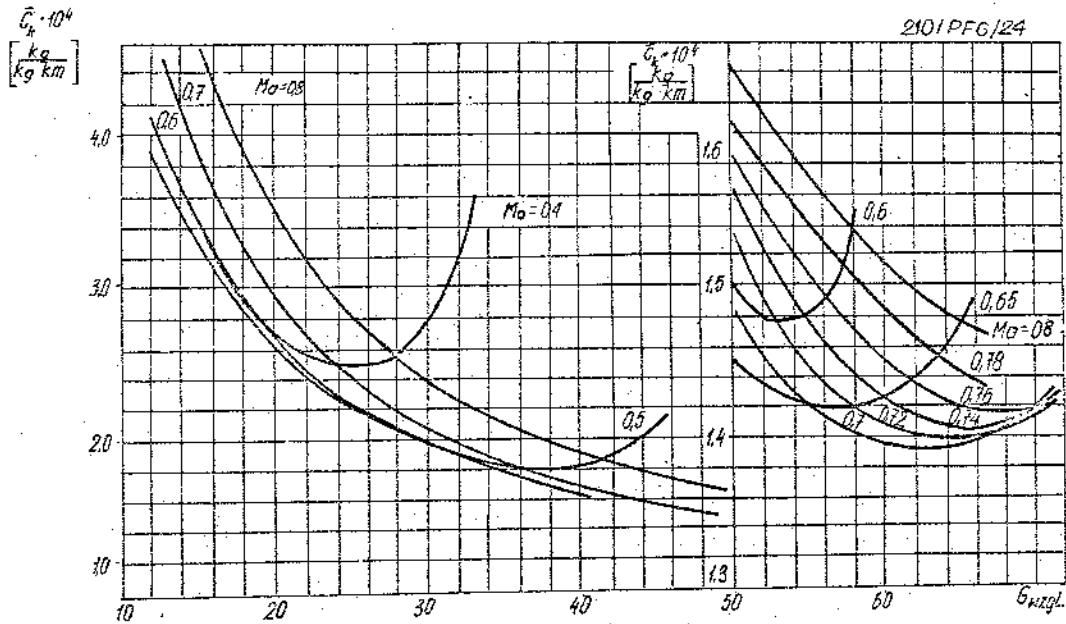
Rys. 4.18. Względne kilometrowe zużycie paliwa na zakresach przelotowych. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23 i z dwoma zbiornikami dodatkowymi pod skrzydłem /grupa V - tabela 4.1/. Kąt skosu skrzydła $\chi = 18^\circ 40'$

 $\bar{C}_k \cdot 10^4$
 $\left[\frac{\text{kg}}{\text{kg} \cdot \text{km}} \right]$

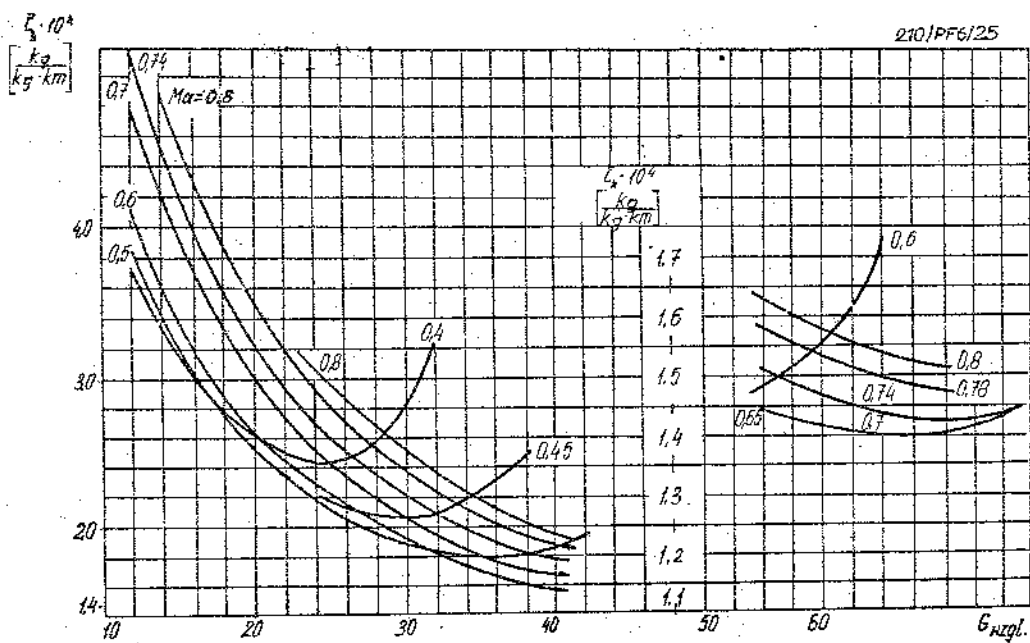
210/PF6/23



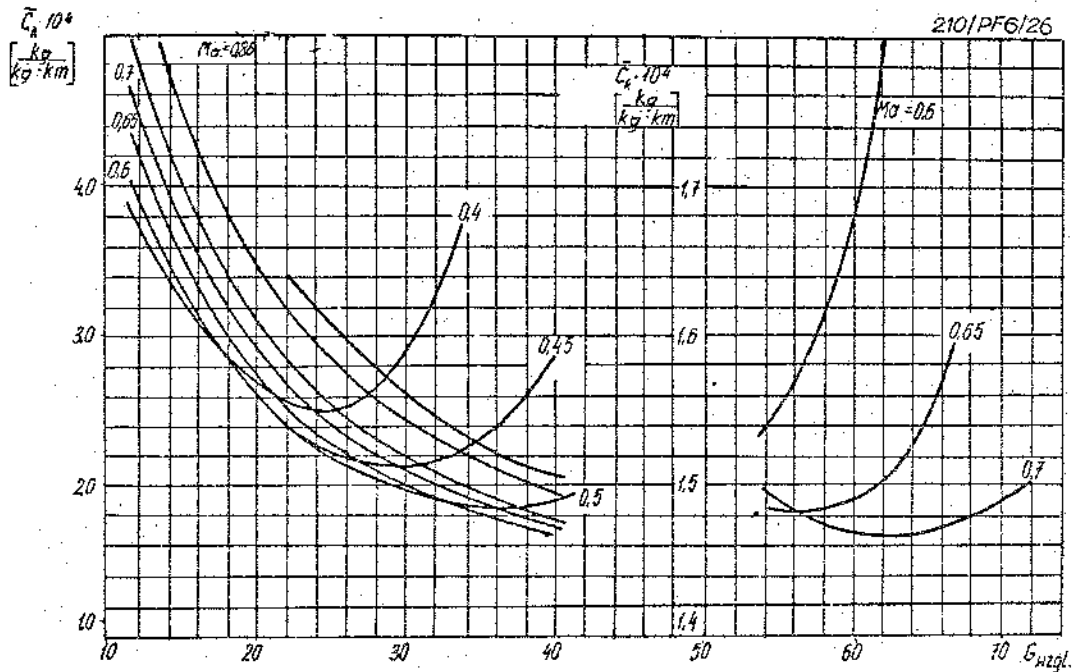
Rys. 4.19. Względne kilometrowe zużycie paliwa na zakresach przelotowych. Samolot z czterema wyrzutniami UB-16-57UMP i z jednym zbiornikiem dodatkowym pod kadłubem /grupa VI - tabela 4.1/. Kąt skosu skrzydła $\chi = 18^\circ 40'$



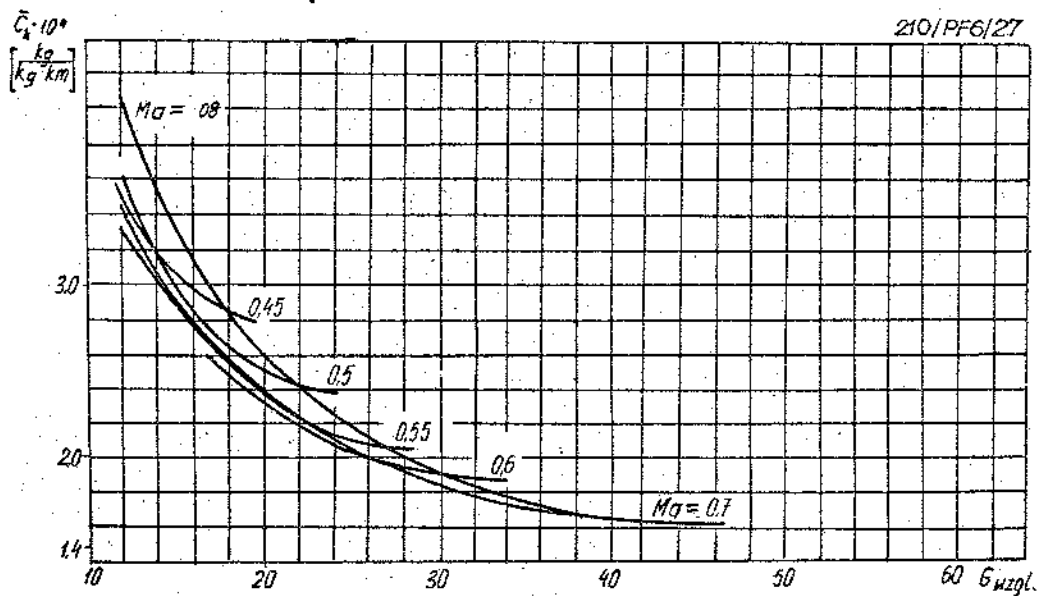
Rys. 4.20. Względne kilometrowe zużycie paliwa na zakresach przelotowych. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23 i z trzema zbiornikami dodatkowymi /grupa VII - tabela 4.1/. Kąt skosu skrzydła $\alpha = 18^\circ 40'$



Rys. 4.21. Względne kilometrowe zużycie paliwa na zakresach przelotowych. Samolot z czterema wyrzutniami UB-16-57UMP i z dwoma zbiornikami dodatkowymi pod skrzydłem /grupa VIII - tabela 4.1/. Kąt skosu skrzydła $\alpha = 18^\circ 40'$



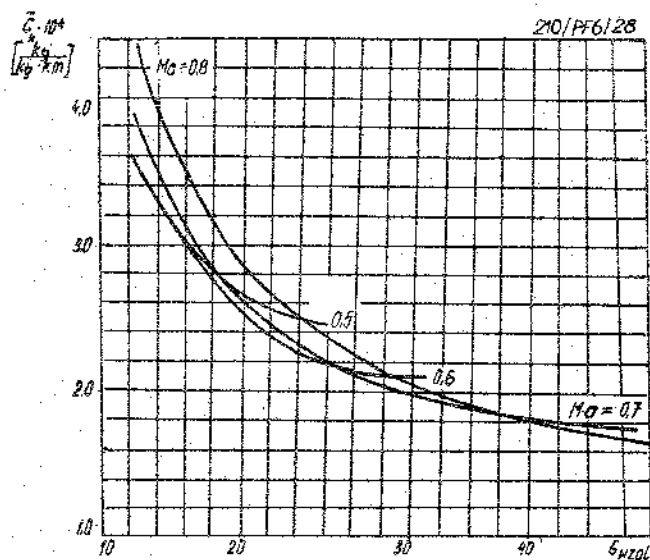
Rys. 4.22. Względne kilometrowe zużycie paliwa na zakresach przelotowych. Samolot z czterema wyrzutniami UB-16-57UMP i z trzema zbiornikami dodatkowymi /grupa IX - tabela 4.1/. Kąt skosu skrzydła $\alpha = 18^\circ 40'$



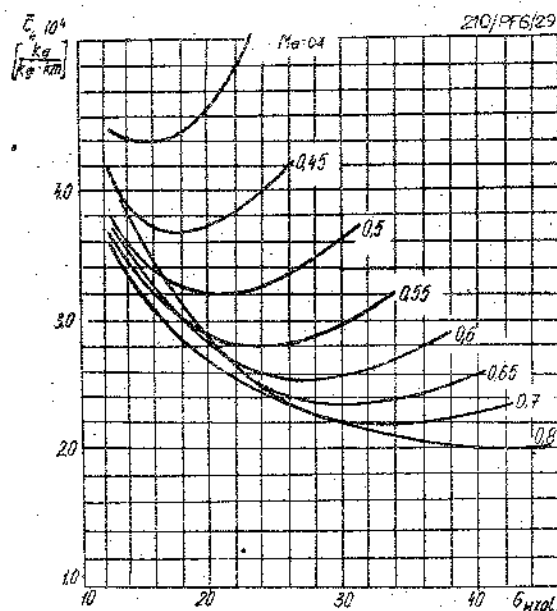
Rys. 4.23. Względne kilometrowe zużycie paliwa na zakresach przelotowych. Samolot bez wyrzutni, pocisków rakietowych i zbiorników dodatkowych. Kąt skosu skrzydła $\alpha = 47^\circ 40'$

Na rysunkach 4.13 - 4.26 są przedstawione uogólnione charakterystyki kilometrowego zużycia paliwa dla poddźwiękowych prędkości samolotu przy wszystkich kątach skosu skrzydła, a więc $\chi = 18^{\circ}40'$, $\chi = 47^{\circ}40'$ i $\chi = 74^{\circ}40'$.

Charakterystyki te pozwalają na określenie kilometrowego zużycia paliwa podczas poziomego lotu samolotu z prędkościami poddźwiękowymi przy nakazanych dowolnych warunkach. W tym celu, przy określonym /nakazanym/ ciężarze samolotu $G_{nak.}$ i przy określonej wysokości lotu można obliczyć względny ciężar samolotu w locie $G_{wzgl.}$.

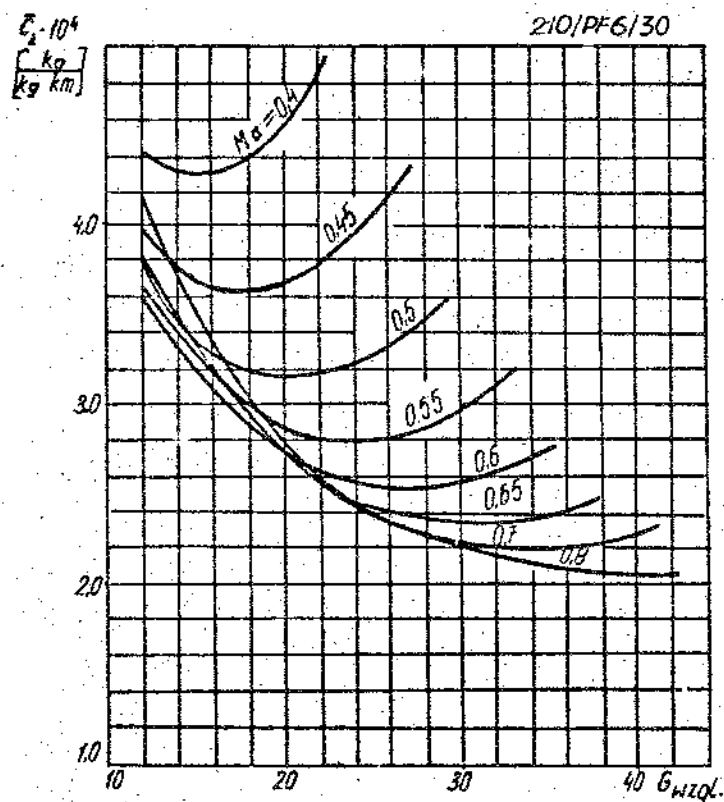


Rys. 4.24. Względne kilometrowe zużycie paliwa na zakresach przelotowych. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Kąt skosu skrzydła $\chi = 47^{\circ}40'$.



Rys. 4.26. Względne kilometrowe zużycie paliwa na zakresach przelotowych. Samolot bez pocisków rakietowych i bez zbiorników dodatkowych. Kąt skosu skrzydła $\chi = 74^{\circ}40'$.

W celu obliczenia wartości $G_{wzgl.}$ z uogólnionych charakterystyk, trzeba znaleźć wartość $\bar{c}_k = \frac{c_k}{G}$, oczywiście dla określonej liczby Ma . Następnie można odczytać kilometrowe zużycie paliwa: $c_{k.nak.} = \bar{c}_k G_{nak.}$.



Rys. 4.26. Względne kilometrowe zużycie paliwa na zakresach przelotowych. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Kąt skosu skrzydła $\alpha = 74^{\circ}40'$

4.4. WARIANTY UZBROJENIA SAMOLOTU

Samolot ma 7 punktów mocowań zewnętrznych, które są wykorzystywane do podwieszeń uzbrojenia i zbiorników dodatkowych.

Wszystkie warianty podwieszeń zewnętrznych można podzielić na poszczególne grupy ze względu na różne wartości współczynnika oporu czołowego.

W tabeli 4.1 są przedstawione wszystkie warianty podwieszeń zewnętrznych połączone w grupy, które mają zbliżony lub jednakowy opór czołowy w czasie lotu samolotu.

Tabela 4.1

Grupy wariantów podwieszeń zewnętrznych samolotu ze zbiornikami dodatkowymi i bez tych zbiorników

Lp	Warianty podwieszeń zewnętrznych	Grupa
1	2	3
1	2 x R-23	I
2	2 x FAB-500	
3	4 x R-36	

1	2	3
1 2 3 4 5 6	4 x FAB-250 2 x H-23 2 x ZB-500 2 x R-23 i 2 x R-3S 2 x R-3S i 2 x UB-16 Jeden zbiornik dodatkowy pod kadłubem o pojemności 800 l	II
1 2 3 4 5 6 7	4 x UB-16 2 x UB-32 2 x H-23 i jeden dodatkowy zbiornik pod kadłubem o pojemności 800 l 2 x R-23 2 x R-3S i jeden zbiornik dodatkowy pod kadłubem o pojemności 800 l 2 x UB-16, 2 x R-3S i jeden zbiornik dodatkowy pod kadłubem o pojemności 800 l Dwa zbiorniki dodatkowe pod skrzydłem o pojemności 800 l każdy	III
1 2 3	2 x R-23 i jeden zbiornik dodatkowy pod kadłubem o pojemności 800 l 2 x FAB-500 i jeden zbiornik dodatkowy pod kadłubem o pojemności 800 l 4 x S-24	IV
1 2 3	4 x R-3S i dwa zbiorniki dodatkowe pod skrzydłem o pojemności 800 l każdy 2 x R-23 i dwa zbiorniki dodatkowe pod skrzydłem o pojemności 800 l każdy 2 x FAB-500 i dwa dodatkowe zbiorniki pod skrzydłem o pojemności 800 l każdy	V
1 2 3 4 5 6 7 8	4 x UB-16 i jeden zbiornik dodatkowy pod kadłubem o pojemności 800 l 2 x UB-32 i 2 x UB-16 2 x UB-32 i jeden zbiornik dodatkowy pod kadłubem o pojemności 800 l 2 x H-23 i dwa zbiorniki dodatkowe pod skrzydłem o pojemności 800 l każdy 4 x FAB-250 i jeden zbiornik dodatkowy pod kadłubem o pojemności 800 l 2 x R-23, 2 x R-3S i dwa zbiorniki dodatkowe pod skrzydłem o pojemności 800 l każdy 2 x R-3S, 2 x UB-16 i dwa zbiorniki dodatkowe pod skrzydłem o pojemności 800 l każdy Trzy zbiorniki dodatkowe o pojemności 800 l każdy	VI

1	2	3
1 2 3	4 x S-24 i dwa zbiorniki dodatkowe pod skrzydłem o pojemności 800 l 2 x R-23 i trzy zbiorniki dodatkowe o pojemności 800 l 4 x R-3S i trzy zbiorniki dodatkowe o pojemności 800 l każdy	VII
1 2 3	4 x UB-16 i dwa zbiorniki dodatkowe pod skrzydłem o pojemności 800 l każdy 2 x UB-32 i dwa zbiorniki dodatkowe pod skrzydłem o pojemności 800 l każdy 2 x UB-32, 2 x UB-16 i jeden zbiornik dodatkowy pod kadłubem o pojemności 800 l	VIII
1 2 3 4	4 x UB-16 i trzy zbiorniki dodatkowe o pojemności 800 l każdy 16 x OFAB-100 2 x UB-32, 2 x UB-16 i dwa zbiorniki dodatkowe pod skrzydłem o pojemności 800 l każdy 2 x UB-32 i trzy zbiorniki dodatkowe o pojemności 800 l każdy	IX

4.5. CHARAKTERYSTYKI STARTU I LĄDOWANIA

Samolot w czasie startu i lądowania ma ustawione skrzydło na kąt skosu $\alpha = 18^{\circ}40'$.

Mechanizacja skrzydła samolotu MiG-23MF składa się z prostych klap rozmieszczonych wzdłuż całej rozpiętości krawędzi spływu ruchomych części skrzydła oraz wychylanych slotów znajdujących się na krawędziach natarcia ruchomych części skrzydła. Sloty zajmują około 70% krawędzi natarcia ruchomych części skrzydła.

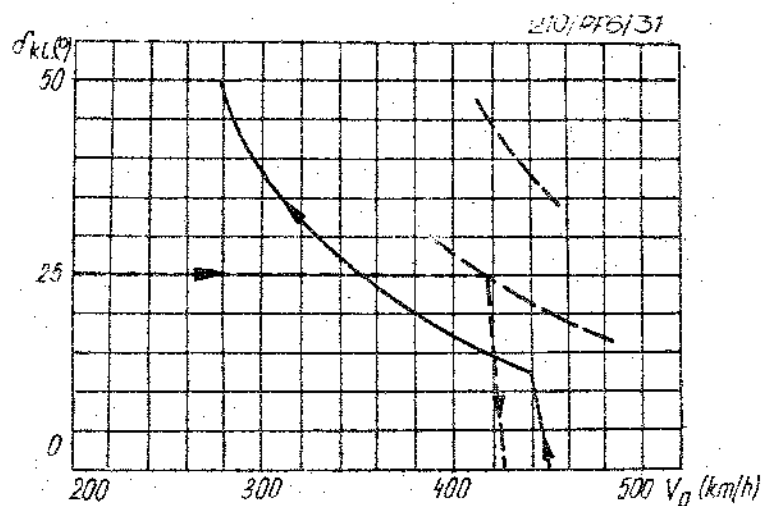
Klapy i sloty mają następujące blokowane położenia:

- $\delta_{kl.} = 0$ i $\delta_{sl.} = 0$ - położenie w locie;
- $\delta_{kl.} = 25^{\circ}$ i $\delta_{sl.} = 20^{\circ}$ - położenie do startu;
- $\delta_{kl.} = 50^{\circ}$ i $\delta_{sl.} = 20^{\circ}$ - położenie przy lądowaniu /oprócz lądowania ze zbiornikami dodatkowymi. W takich przypadkach kąt wychylenia klap $\delta_{kl.} = 25^{\circ}$.

Zaprojektowany na samolocie MiG-23MF układ mechanizacji skrzydła wyklucza lot z wychylonymi klapami, wówczas, gdy sloty są schowane, ponieważ sloty otwierają się /wcześniej/ przed wychyleniem się klap w czasie lądowania, a do krawędzi natarcia przylegają później niż chowają się klapy w czasie startu. Zmiana położenia slotów względem krawędzi natarcia skrzydła następuje po wciśnięciu przycisku "KLAPY" znajdującego się w kabinie samolotu. W celu ograniczenia wibracji środka parcia /zmiana wyrównowazenia samolotu/ powodowanego przez otwarcie slotów i wychylenie klap w czasie lądowania, układ hydrauliczny klap zapewnia ich płynne przemieszczanie się w zależności od prędkości lotu.

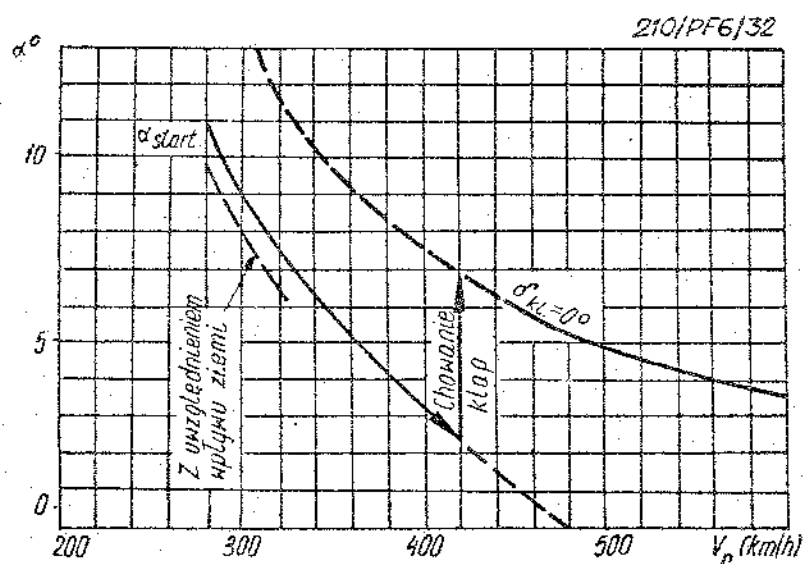
Zależność kąta wychylenia klap od prędkości lotu jest przedstawiona na rys. 4.27.

Różne przebiegi krzywych kąta wychylenia klap, w zależności od prędkości, w czasie startu i podczas lądowania są spowodowane przez tarcie w układzie sterowania klapami. Kiedy samolot podchodzi do lądowania z prędkością, w przybliżeniu, równą 450 km/h, pilot wciska przycisk z napisem "KLAPY WYCHYLONE". Przy tej prędkości kłapy wychylają się o kąt w przybliżeniu 15° . W miarę zmniejszania się prędkości



Rys. 4.27. Kąt wychylenia klap w zależności od prędkości lotu samolotu:

———— w czasie lądowania; - - - - - podczas startu

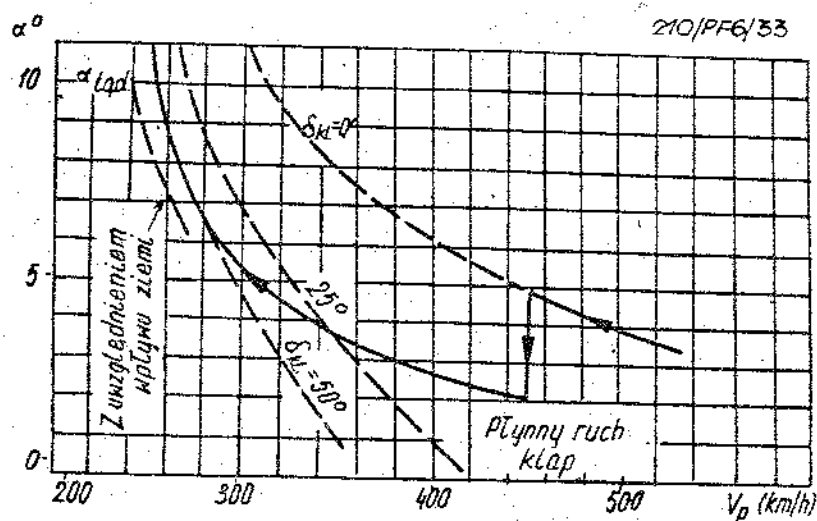


Rys. 4.28. Kąt natarcia samolotu w czasie startu /bez uwzględnienia wpływu ziemi/. Masa samolotu $m_s = 15\,750$ kg

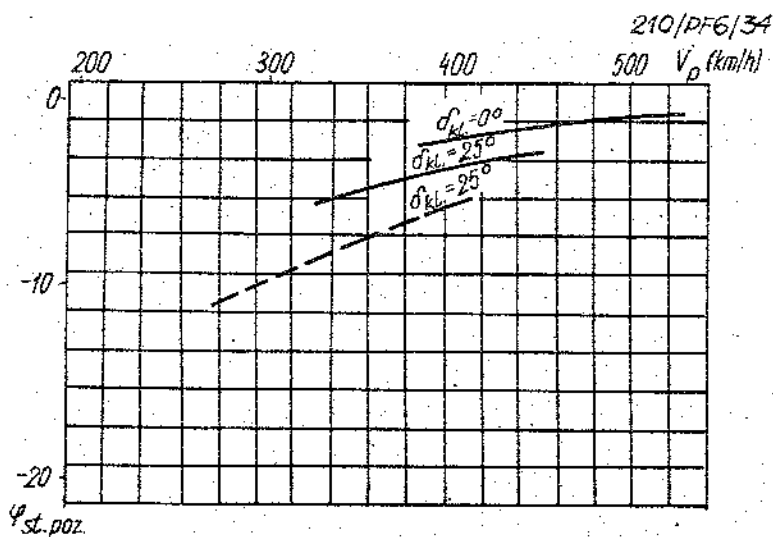
kości samolotu, kąt wychylenia klap rośnie i przed lądowaniem osiąga wartość 50° /jeżeli samolot nie ma zbiorników dodatkowych/.

Zależności kąta natarcia skrzydła /ogólnie samolotu/ w czasie startu i lądowania przy różnych blokowanych położeniach kłap, są przedstawione na rys. 4.28 i 4.29 liniami kreskowanymi. Linie ciągłe przedstawiają te same zależności dla płynnej zmiany kąta wychylenia kłap.

W czasie startu płynna zmiana kąta wychylenia kłap praktycznie nie występuje, ponieważ prędkość, przy której zaczyna się płynny ruch kłap, pokrywa się z prędkością, przy której kłapy muszą być schowane przez pilota /rys. 4.28/.



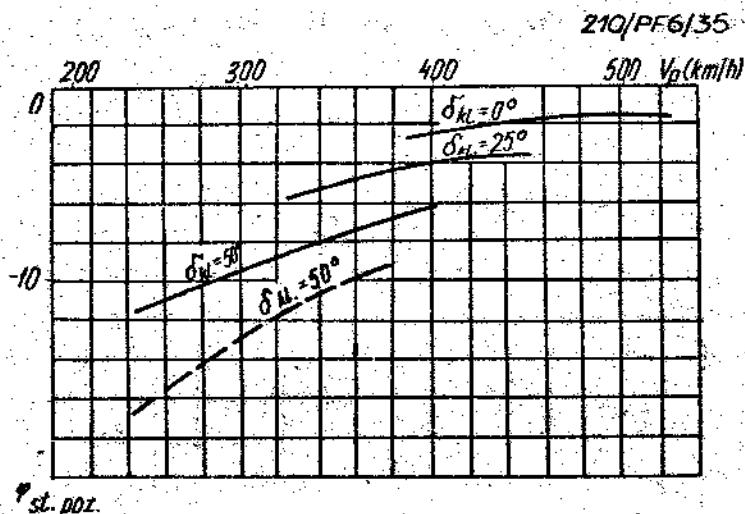
Rys. 4.29. Kąt natarcia samolotu w czasie lądowania /bez uwzględnienia wpływu ziemi/. Masa samolotu $m_L = 11\,900\text{ kg}$



Rys. 4.30. Wyrównowажająca wartość kąta wychylenia statecznika poziomego zależna od prędkości w czasie startu samolotu. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Masa samolotu do startu $m_s = 15\,700\text{ kg}$. Położenie środka ciężkości $\bar{x}_{sc} = 33\%$ ŚCA. Kąt skosu skrzydła $\gamma = 18^\circ 40'$:

———— bez uwzględnienia wpływu ziemi; ----- z uwzględnieniem wpływu ziemi

Wyrównowажające wartości wychylenia statecznika poziomego w zależności od prędkości w czasie startu i lądowania samolotu, są przedstawione na rys. 4.30 i 4.31.

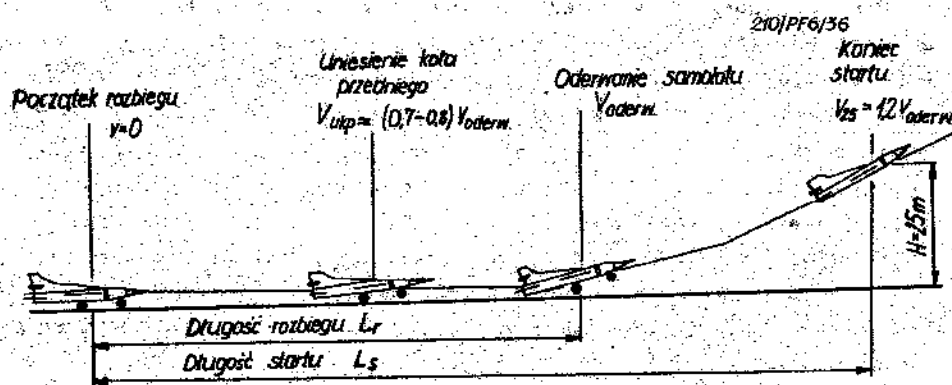


Rys. 4.31. Wyrównowążąca wartość kąta wychylenia statecznika poziomego zależna od prędkości lądowania samolotu. Samolot bez pocisków rakietowych. Masa samolotu do lądowania $m_L = 11\,900\text{ kg}$. Położenie środka ciężkości $\bar{x}_{sc} = 32\%$ ŚCA. Kąt skosu skrzydła $\gamma = 18^\circ 40'$:

———— bez uwzględnienia wpływu ziemi; ----- z uwzględnieniem wpływu ziemi

4.6. CHARAKTERYSTYKI STARTU SAMOLOTU

Charakterystycznymi danymi startu samolotu są: długość rozbiegu, prędkość oderwania, czas rozbiegu i droga przebyta w czasie startu /długość startu/. /rys. 4.32, 4.33, 4.34 i 4.35/.

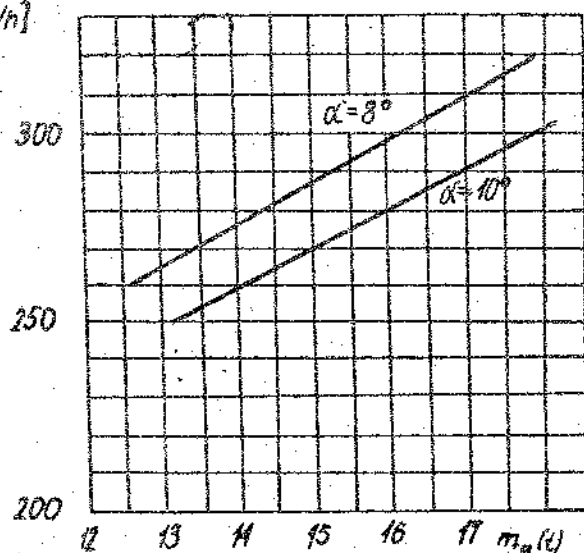


Rys. 4.32. Schemat startu samolotu

Schemat startu samolotu jest przedstawiony na rys. 4.32. Droga przebyta w czasie startu składa się z odcinka przebytego przez samolot po drodze startowej /rozbieg/ oraz z odcinka lotu do wysokości 25 m. Rozbieg ten można podzielić na

dwa odcinki. Na pierwszym samolot rozpędza się mając kąt natarcia zbliżony do kąta postojowego, a na drugim, zwiększając prędkość, zwiększa kąt natarcia od postojowego do startowego.

210/PF6/37

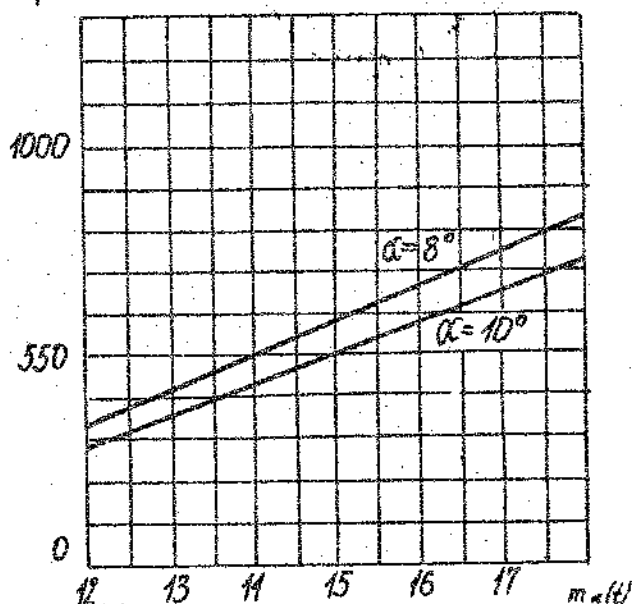
 V_{odryw}
[km/h]


Rys. 4.33. Prędkości startu samolotu:

$\gamma = 18^\circ 40'$; $\delta_{kl.} = 25^\circ$; - silnik pracuje z dopalaniem włączonym na zakres maksymalny

 L_p

210/PF6/38



Rys. 4.34. Długość rozbiegu samolotu:

$\gamma = 18^\circ 40'$; $\delta_{kl.} = 25^\circ$ - silnik pracuje z dopalaniem włączonym na zakres maksymalny

Długość rozbiegu zależy przede wszystkim od prędkości oderwania $V_{\text{odryw.}}$, siły ciągu silnika przypadającej na 1 kg masy samolotu do startu oraz od jakości drogi startowej. Prędkość oderwania zależy od masy samolotu do startu m_s , kąta wychylenia klap oraz od kąta natarcia skrzydła samolotu w czasie oderwania. Kąt natarcia skrzydła samolotu w czasie oderwania zależy od prędkości, przy której pilot unosi przednie koło oraz od tempa ustawienia samolotu na startowy kąt natarcia.

Kąt natarcia skrzydła w czasie startu wynosi około 10° co gwarantuje, że samolot nie zaczepi tylną częścią kadłuba o powierzchnię drogi startowej.

Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23 i bez zbiorników dodatkowych odrywa się przy prędkości 280 - 290 km/h - jeżeli kąt natarcia w czasie oderwania wynosi około 10° / $\alpha = 10^\circ$ /. Przy tym unoszenie przedniego koła pilot powinien rozpocząć przy prędkości 230 km/h i to w takim tempie, aby po upływie 2 - 3 s zwiększyć kąt natarcia samolotu do $\alpha = 10^\circ$.

Zależności prędkości oderwania i długości rozbiegu od masy samolotu do startu są przedstawione na rys. 4.33 i 4.34. Zależności te są identyczne dla wszystkich wariantów podwieszeń zewnętrznych.

Odcinkiem powietrznym przebyty przez samolot w czasie startu nazywamy odległość, którą pokonuje samolot od momentu oderwania się od ziemi do osiągnięcia wysokości równej 25 m, przy równoczesnym zwiększeniu prędkości do $1,2 V_{\text{odryw.}}$

Długość startu oraz zużycie paliwa w czasie startu są zależne od masy samolotu do startu oraz zakresu pracy silnika. Zależności te są przedstawione na rys. 4.35 i 4.36.

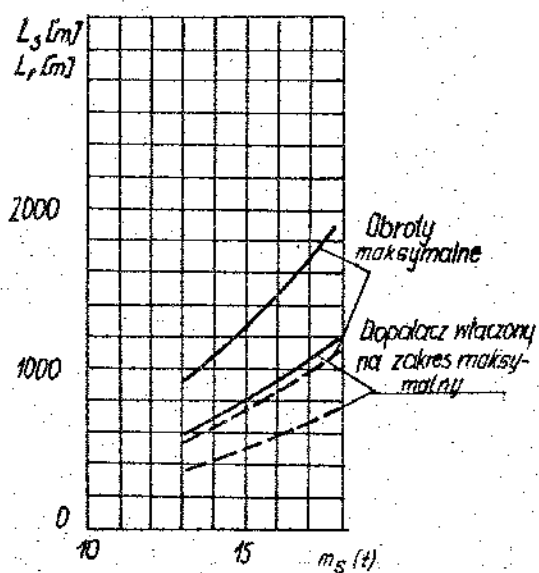
Tabela 4.2

Charakterystyki startu samolotu

Lp	Wyszczególnienie charakterystyk	Jednostka miary	Wartości
1	Masa samolotu do startu z dwoma pociskami rakietowymi R-23 i z zapasem paliwa $m_p = 4090$ kg / $\gamma = 0,83$ g/ml/	kg	15 750
2	Prędkość oderwania	km/h	290
3	Prędkość, przy której należy unosić przednie koło	km/h	230
4	Długość rozbiegu	m	580
5	Czas rozbiegu	s	15
6	Długość startu /do H = 25 m i V = 1,2 V _{oderw.} /	m	800
7	Czas startu	s	18

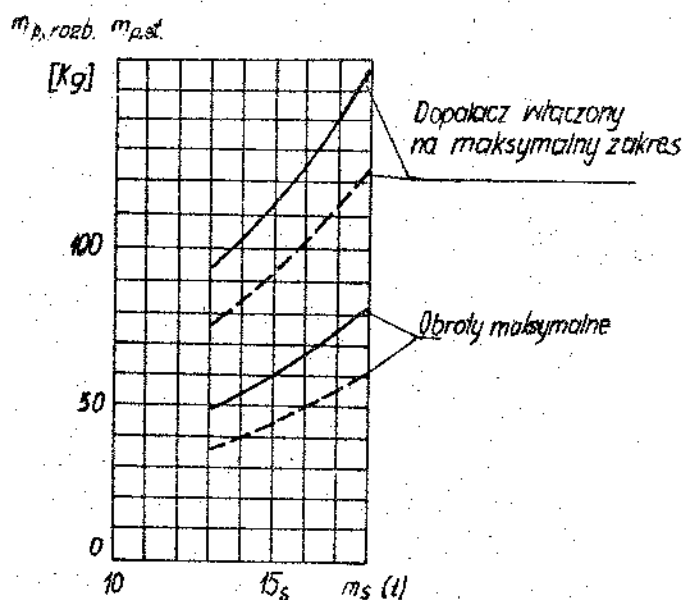
210/PF6/39

210/PF6/40



Rys. 4.35. Długość startu w zależności od masy samolotu do startu. Kąt skosu skrzydła $\gamma = 18^{\circ}40'$:

————— długość startu do H = 25 m;
 ----- rozbieg



Rys. 4.36. Zużycie paliwa w czasie startu w zależności od masy samolotu. Kąt skosu skrzydła $\gamma = 18^{\circ}40'$:

————— długość startu do H = 25 m;
 ----- rozbieg

4.7. CHARAKTERYSTYKI LĄDOWANIA SAMOLOTU

Charakterystycznymi danymi dotyczącymi lądowania samolotu są: prędkość lądowania, dobieg, czas dobiegu i długość lądowania /od $H = 25$ m do $V = 0$ /.

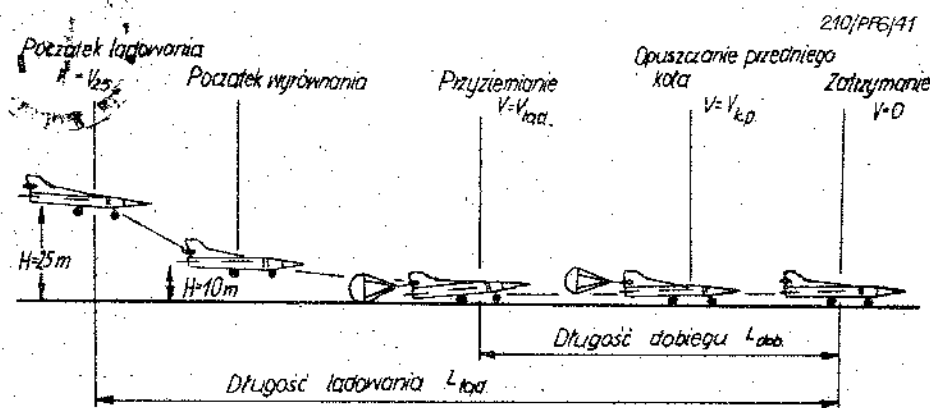
Dobieg samolotu można podzielić na dwa odcinki /rys. 4.37/. Na pierwszym odcinku, po zetknięciu się głównych kół podwozia z powierzchnią drogi startowej samolot powoli opuszcza koło przednie. Na drugim odcinku samolot toczy się na trzech kołach, ma kąt natarcia zbliżony do kąta postoju, a pilot uruchamia instalację hamowania.

Długość dobiegu zależy od prędkości lądowania, momentu włączenia instalacji hamowania, stanu powierzchni drogi startowej oraz od momentu wypuszczenia spadochronu hamującego.

Prędkość lądowania zależy od masy samolotu, kąta wychylenia klap oraz kąta natarcia samolotu w czasie lądowania. Lądowanie samolotu powinno się odbywać przy kątach natarcia równych $9 - 10^\circ$. Jeżeli masa samolotu do lądowania wynosi 12 000 kg i klapy są wychylone o kąt 50° , to prędkość lądowania wynosi 255 km/h.

Moment wypuszczenia spadochronu hamującego ma duży wpływ na skrócenie dobiegu.

Wpływ masy samolotu oraz jego kąta natarcia w czasie lądowania na prędkość lądowania jest podany na rys. 4.38.



Rys. 4.37. Schemat lądowania samolotu

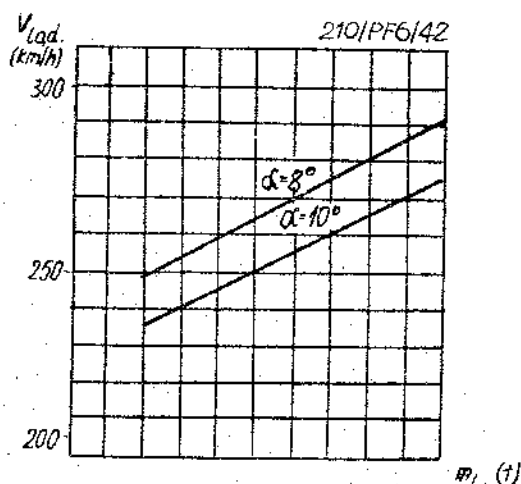
Tabela 4.3

Charakterystyki lądowania samolotu

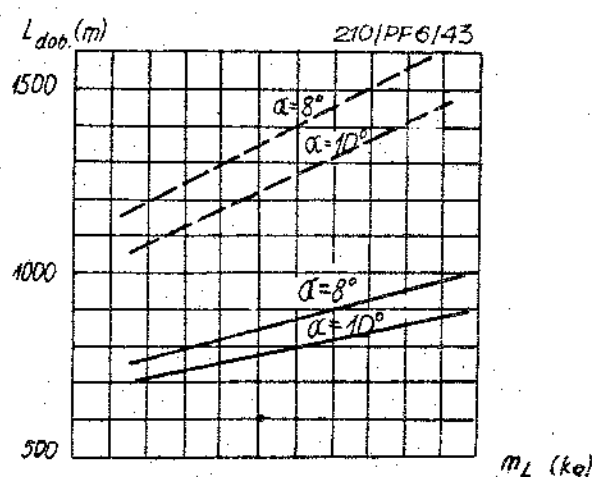
Lp	Wykazanie charakterystyk	Jednostka miary	Wartości
1	Masa do lądowania samolotu bez podwieszeń zewnętrznych /z pozostałością 20% paliwa z zapasu głównego/	kg	12 000
2	Prędkość lądowania / $\delta_{kl.} = 50^\circ$ /	km/h	255
3	Długość dobiegu z wypuszczonym spadochronem hamującym po przyziemieniu samolotu	m	825
4	Długość dobiegu bez spadochronu hamującego	m	1225

Przy bezwietrznej pogodzie prędkość rzeczywista samolotu pokrywa się z prędkością podrózną /względem ziemi/.

Zależność długości dobiegu po betonowej drodze startowej od czasu i kąta natarcia samolotu w czasie lądowania ze spadochronem hamującym i bez tego spadochronu jest przedstawiona na rys. 4.39.



Rys. 4.38. Prędkość lądowania samolotu w zależności od jego masy i kąta natarcia
 $\chi = 18^{\circ}40'$; $\delta_{kl.} = 50^{\circ}$



Rys. 4.39. Długość dobiegu samolotu po betonowej drodze startowej
 $\chi = 18^{\circ}40'$; $\delta_{kl.} = 50^{\circ}$

———— ze spadochronem hamującym wypuszczonym po przyziemieniu samolotu;
 ----- bez spadochronu hamującego

4.8. WPŁYW TEMPERATURY, CIŚNIENIA ATMOSFERYCZNEGO I PRĘDKOŚCI WIATRU NA CHARAKTERYSTYKI STARTU I LĄDOWANIA SAMOŁOTU

Prędkości samolotu podane w podrozdziałach 4.5, 4.6 i 4.7 odnoszą się do standardowych warunków atmosferycznych $[p = 750 \text{ mm Hg} / 1000 \text{ hPa}, t = 15^{\circ}\text{C}]$ i bezwietrznej pogody. W takich warunkach prędkości: przyrządowa, rzeczywista i podróżna są identyczne. W warunkach atmosferycznych odmiennych od standardowych, przyrządowe prędkości oderwania i przyziemienia samolotu nie zmieniają się i są takie same jak w warunkach standardowych. Rzeczywista prędkość lotu V_r /względem napływającego strumienia powietrza/ zmienia się, ponieważ wraz ze zmianą temperatury i ciśnienia atmosferycznego gęstość powietrza ulega zmianom.

Rzeczywiste prędkości startu i lądowania samolotu w naturalnych warunkach atmosferycznych określa się z zależności:

$$V_r = \frac{V_{\text{stand.}}}{\sqrt{\Delta}}$$

gdzie: V_r - rzeczywista prędkość w naturalnych warunkach atmosferycznych;

Δ - względna gęstość powietrza $= 0,3793 \frac{p}{T} = 0,2846 \frac{p}{T} / \frac{\text{hPa}}{\text{K}}$ / odpowiednio:

p - ciśnienie atmosferyczne w mm Hg /hPa/;

T - temperatura powietrza w Kelwinach $= t^{\circ}\text{C} + 273^{\circ}$

Przy wietrznej pogodzie prędkość podróży w określa się w zależności:

- w czasie lotu z wiatrem $W = V_r + U$

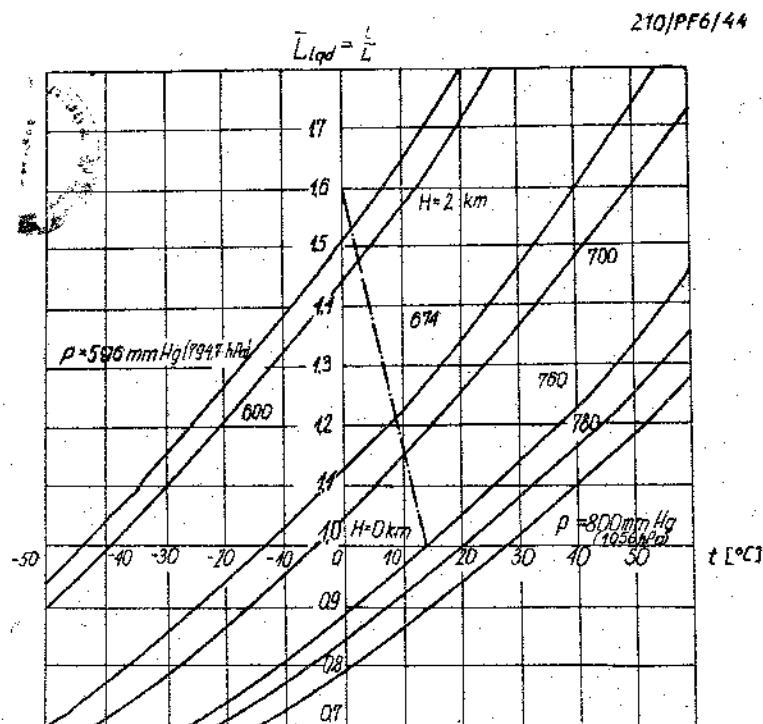
- w czasie lotu pod wiatr $W = V_r - U$

gdzie: V_r - rzeczywista prędkość startu lub lądowania;

U - rzut prędkości wiatru na kierunek ruchu samolotu względem ziemi.

Przy zmianach temperatury i ciśnienia otaczającego powietrza i przy istnieniu wiatru zmieniają się podróże prędkości startu i lądowania, co pociąga za sobą zmiany długości rozbiegu i dobiegu samolotu.

Na długość rozbiegu, poza prędkością startu, ma wpływ zmiana ciągu silnika związana ze zmianą temperatury.



Rys. 4.40. Względne zmiany długości rozbiegu samolotu w zależności od zmian temperatury i ciśnienia otaczającego powietrza:

—•—•— atmosfera standardowa /AW/

Długość rozbiegu i dobiegu samolotu w naturalnych warunkach atmosferycznych określa się z zależności:

$$L_{r.\text{roz}} = L_{\text{roz. stand.}} \cdot \bar{L}_{\text{roz.}}$$

$$L_{r.\text{dob}} = L_{\text{dob. stand.}} \cdot \bar{L}_{\text{dob.}}$$

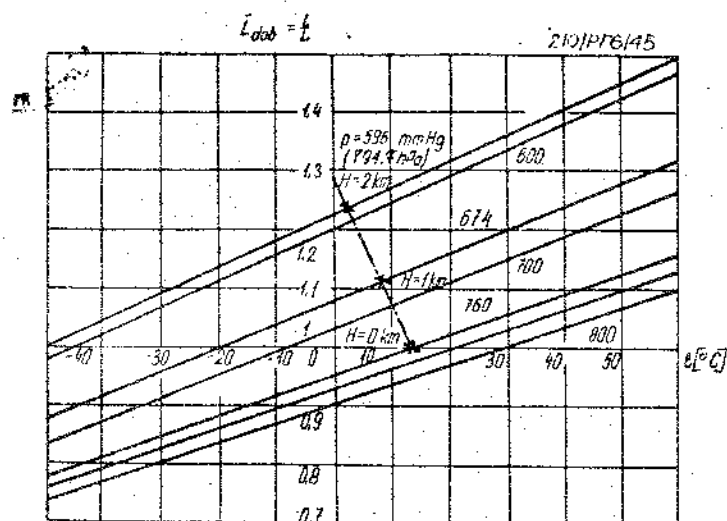
gdzie: $L_{r.\text{roz}}$ i $L_{r.\text{dob}}$

- długości rozbiegu i dobiegu w naturalnych warunkach atmosferycznych;

$L_{\text{roz. stand.}}$ i $L_{\text{dob. stand.}}$ - długości rozbiegu i dobiegu w standardowych warunkach atmosferycznych;

$\bar{L}_{\text{roz.}}$ i $\bar{L}_{\text{dob.}}$ - współczynniki poprawek.

Wartości współczynników poprawek $\bar{L}_{\text{roz.}}$ i $\bar{L}_{\text{dob.}}$ są określone z wykresów przedstawionych na rys. 4.40 i 4.41.



Rys. 4.41. Względne zmiany długości dobiegu samolotu w zależności od zmian temperatury i ciśnienia otaczającego powietrza:

----- atmosfera standardowa /AW/

Długość rozbiegu i dobiegu samolotu z uwzględnieniem wiatru określa się z zależności:

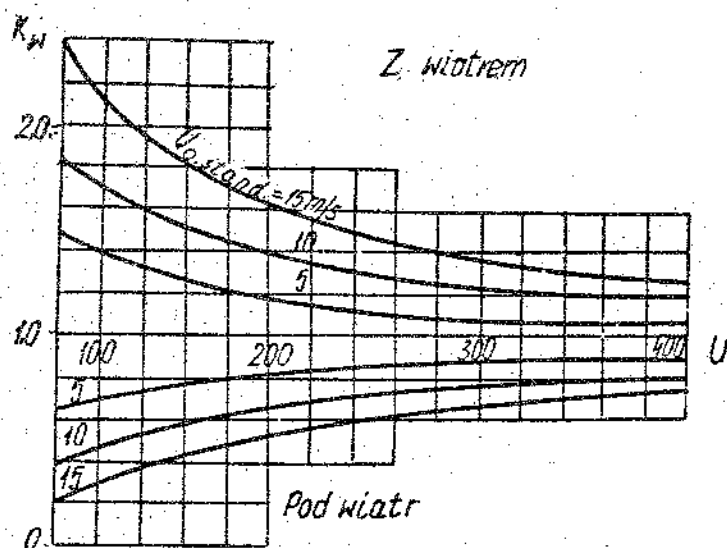
$$L_w = L_{u=0} K_w$$

gdzie: L_w - długość rozbiegu i dobiegu samolotu przy występowaniu wiatru;

$L_{u=0}$ - długość rozbiegu i dobiegu samolotu przy bezwietrznej pogodzie;

K_w - współczynnik odczytywany z wykresów przedstawionych na rys. 4.42.

210/PF6/46



Rys. 4.42. Wpływ wiatru na długość rozbiegu i dobiegu samolotu

Wartości współczynnika k_w są podane w zależności od kierunku i prędkości wiatru doprowadzonej do warunków standardowych $/U_{0 \text{ stand.}}/$ oraz od prędkości lądowania samolotu przy bezwietrznej pogodzie $/U_{u=0}/$.

Wartość $U_{0 \text{ stand.}}$ określa się z zależności:

$$U_{0 \text{ stand.}} = U \sqrt{1 - \frac{U_w}{U}}$$

gdzie: $U_{0 \text{ stand.}}$ - prędkość wiatru doprowadzona do warunków standardowych;

U - składowa wiatru jako rzut na kierunek ruchu samolotu;

Δ - względna gęstość powietrza = $0,3793 \frac{\rho}{\rho_0} \left[\frac{\text{mm Hg}}{\text{K}} \right] = 0,2846 \frac{\rho}{\rho_0} \left[\frac{\text{hPa}}{\text{K}} \right]$

5. MANEWROWOŚĆ SAMOLOTU

Pod pojęciem manewrowości samolotu rozumiemy jego zdolność do zmiany prędkości i wysokości lotu oraz wytępujących w czasie ewolucji przeciążeń.

Manewrowość samolotu jest określana przez stosunkowo dużą liczbę różnego rodzaju charakterystyk. Zaliczamy do nich charakterystyki lotno-techniczne określane przez stosunek ciągu silnika do ciężaru samolotu i jego właściwości aerodynamiczne oraz charakterystyki figur wyższego pilotażu.

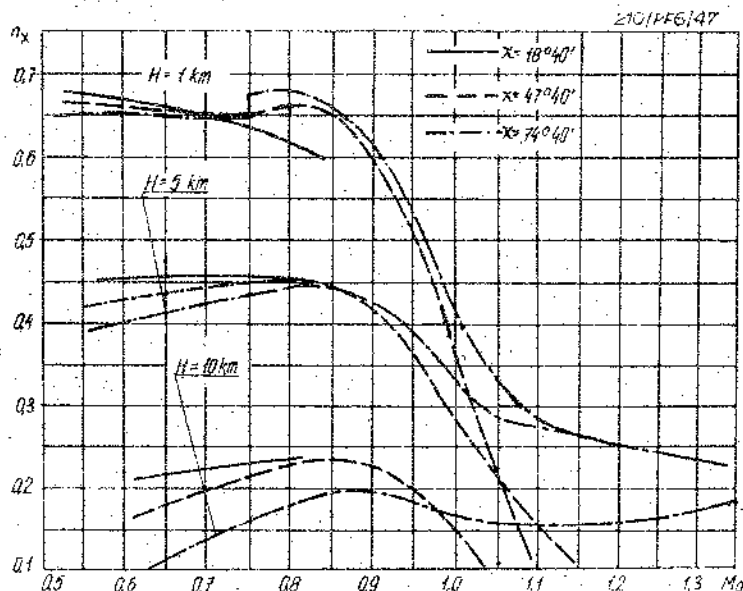
Zasadniczymi kryteriami ilościowymi charakteryzującymi manewrowe właściwości samolotu są: przeciążenie podłużne n_x w locie poziomym $/n_z = 0/$ i przeciążenie n_z ustalonego zakrętu:

$$n_x = \frac{P}{G} - \frac{1}{D}, \quad n_z = \frac{P}{G} \quad D$$

gdzie: P - ciąg rozporządzalny silnika;

G - ciężar samolotu

D - doskonałość aerodynamiczna samolotu.



Rys. 5.1. Podłużne przeciążenie samolotu w locie poziomym przy pracy silnika z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi

R-23. Ciężar startowy samolotu - $G = 13\,600 \text{ kg} / 132,4 \text{ kN}$

Wartość przeciążenia ustalonego zakrętu charakteryzuje możliwości samolotu odnośnie zmiany kierunku lotu przy stałej prędkości i wysokości.

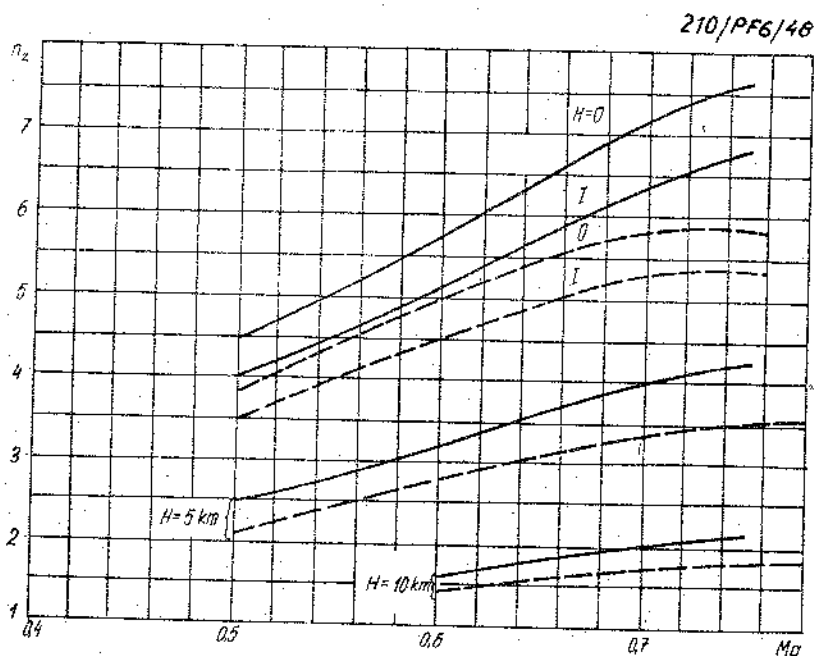
Przy prędkościach naddźwiękowych, maksymalne wartości n_x i n_z są osiągane wówczas, kiedy skrzydło jest ustawione na maksymalny kąt skosu $\chi = 74^\circ 40'$.

W czasie sterowania zmianą kąta skosu skrzydła trzeba pamiętać, że cykl przejścia od kąta minimalnego do maksymalnego, i odwrotnie, trwa od 16 do 20 s.

Charakterystyki ustalonego zakrętu oraz charakterystyki rozpędzania samolotu w locie poziomym przy kątach skosu skrzydła wynoszących $18^\circ 40'$, $47^\circ 40'$ i $74^\circ 40'$ są przedstawione na rysunkach 5.1 - 5.22.

Zależności przeciążeń n_x i n_z od prędkości lotu i kąta skosu skrzydła na małych i średnich wysokościach są przedstawione na rys. 5.1. Wartości przeciążeń podłużnych w ustalonym zakręcie na dużych wysokościach są przedstawione na rys. 5.2, 5.5, 5.9 i 5.12.

Zmiana w czasie lotu kąta skosu skrzydła pozwala na rozszerzenie zakresu prędkości i wysokości, co w sposób istotny ma wpływ na zwiększenie możliwości manewrowania samolotem. Dobra doskonałość aerodynamiczna skrzydła przy jego minimalnym kącie skosu umożliwia znaczne zmniejszenie prędkości ewolucyjnej, w porównaniu oczywiście do innych /większych/ kątów skosu skrzydła.



rys. 5.2. Przeciążenie pionowe ustalonego zakrętu samolotu z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Kąt skosu skrzydła $\chi = 18^\circ 40'$. Ciężar samolotu $G = 13\,500 \text{ kg}$ /132,4 kN/.

———— dopalacz włączony na zakres maksymalny; - - - - - obroty maksymalne

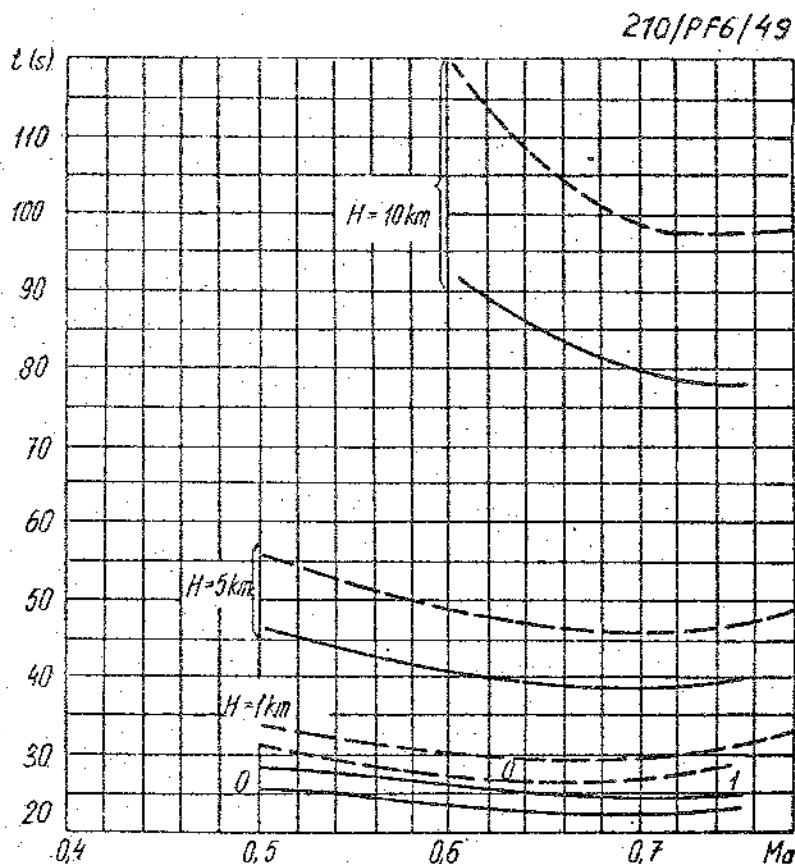
Przeciążenia odpowiadające $C_z \text{ dop.}$, $C_z \text{ zw.}$ i $C_z \text{ drg.}$ na całym zakresie prędkości i wysokości lotu są przedstawione na rys. 5.23.

Maksymalnie dopuszczalne przeciążenia oraz przeciążenia drgań uprzedzających na wysokości 1000 m i przy kącie skosu skrzydła $\chi = 47^\circ 40'$ w zależności od prędkości przyrządowej są przedstawione na rys. 5.24.

W celu zapewnienia normalnego pilotowania samolotem na zakresach lotu z występowaniem drgań uprzedzających, samolot wyposażono we wskaźnik kąta natarcia UUA-1A informujący pilota o zbliżaniu się do granicy zakresu, przekroczenie którego spowoduje zwalenie się samolotu.

Samolot wyposażono w cztery hamulce aerodynamiczne. Najbardziej intensywne hamowanie samolotu za pomocą tych hamulców następuje przy dużych prędkościach przyrządowych lotu.

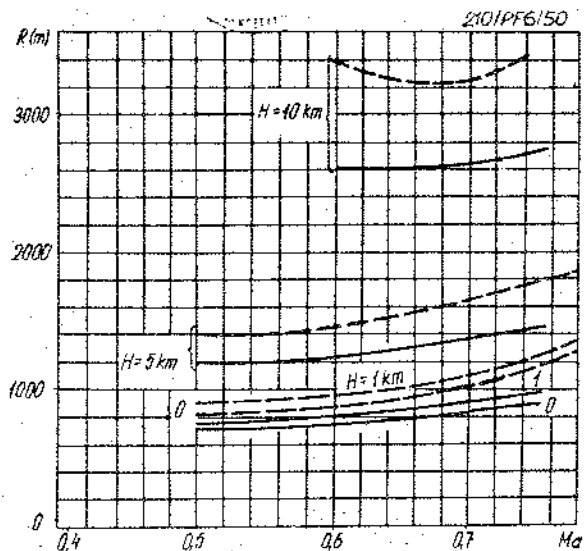
Wartości ujemnego przeciążenia podłużnego występującego po wychyleniu hamulców aerodynamicznych przy różnych wartościach V_p są przedstawione na rys. 5.25. Natomiast zależność czasu hamowania samolotu przy różnych wartościach przeciążeń jest przedstawiona na rys. 5.26.



Rys. 5.3. Czas wykonania pełnego ustalonego zakrętu. Kąt skosu skrzydła $\chi = 18^\circ 40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Ciężar samolotu $G = 13\,600\text{ kg}/132,4\text{ kN}$.
 — dopalecz włączony na zakres maksymalny; ---- obroty maksymalne

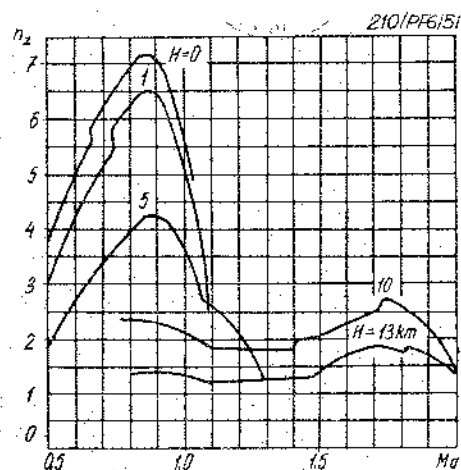
Z wykresów tych wynika, że przy $n_z = 4,0$ zarówno na małych, jak i na średnich wysokościach wychylenie hamulców aerodynamicznych powoduje bardzo intensywne hamowanie samolotu. I tak na przykład w czasie wykonywania manewru na wysokości 1000 m z przeciążeniem $n_z = 6,0$ /kąt skosu skrzydła $\chi = 47^\circ 40'$ /, wychylenie hamulców aerodynamicznych spowoduje zmniejszenie prędkości z $V_p = 900\text{ km/h}$ do $V_p = 690\text{ km/h}$ w ciągu 4 - 8 s /silnik pracuje na obrotach maksymalnych lub z włączonym dopalaczem na zakres minimalny, względnie maksymalny/. Przy tym prędkość $V_p = 690\text{ km/h}$ /przy $n_z = 6,0$ / jest prędkością, przy której samolot przekracza $C_{z\text{ dop.}}$.

W związku z tym w czasie lotu na małych i średnich wysokościach z przeciążeniami przekraczającymi 4,0 / $n_z = 4,0$ / praktycznie hamulców aerodynamicznych wychylać nie można, ponieważ zmniejszenie prędkości następuje bardzo szybko /współmiennie z czynnościami pilota w czasie manewrowania samolotem/. Można więc łatwo przeoczyć prędkość i wpaść w korkociąg.

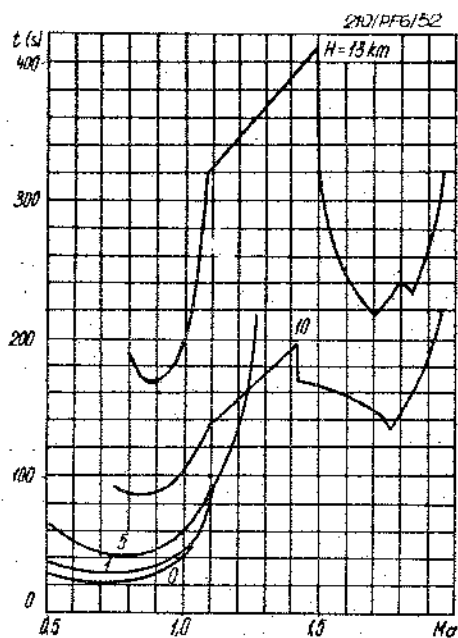


Rys. 5.4. Promień ustalonego zakrętu. Kąt skosu skrzydła $\chi = 18^{\circ}40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Ciężar samolotu $G = 13\,500\text{ kg} / 132,4\text{ kN}$.

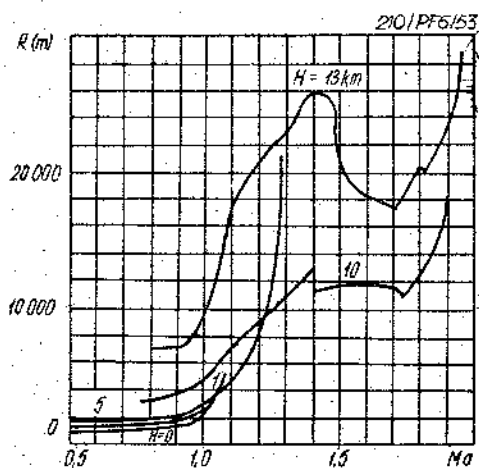
———— dopalacz włączony na zakres maksymalny;
 ----- obroty maksymalne



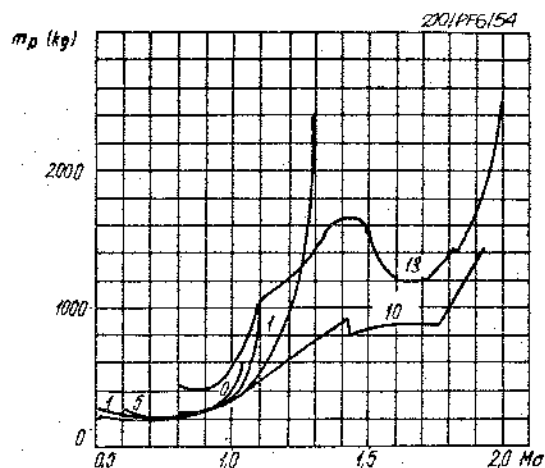
Rys. 5.5. Przeciążenia pionowe w ustalonym zakręcie. Kąt skosu skrzydła $\chi = 47^{\circ}40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Ciężar samolotu $G = 13\,500\text{ kg} / 132,4\text{ kN}$. Silnik pracuje z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny.



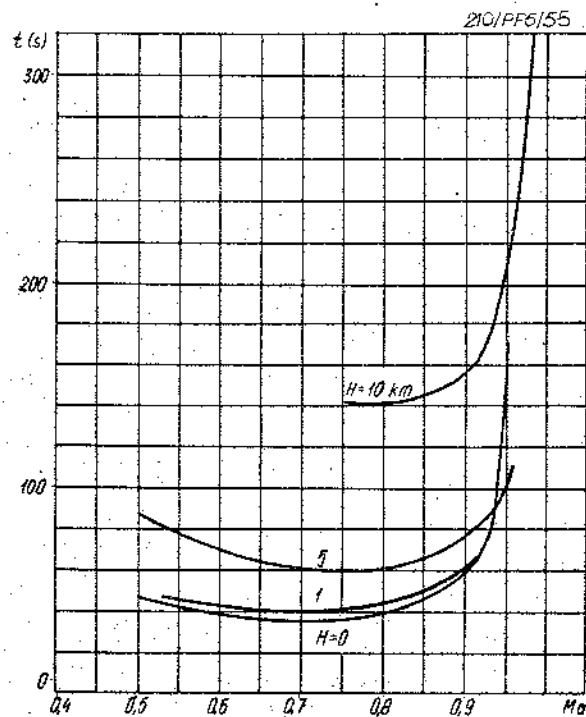
Rys. 5.6. Czas wykonania pełnego ustalonego zakrętu. Kąt skosu skrzydła $\chi = 47^{\circ}40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Ciężar samolotu $G = 13\,500\text{ kg} / 132,4\text{ kN}$. Silnik pracuje z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny



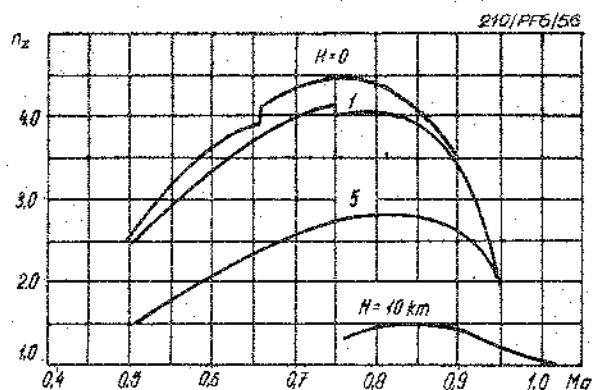
Rys. 5.7. Promień ustalonego zakrętu. Kąt skosu skrzydła $\chi = 47^{\circ}40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Ciężar samolotu $G = 13\,500\text{ kg} / 132,4\text{ kN}$. Silnik pracuje z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny



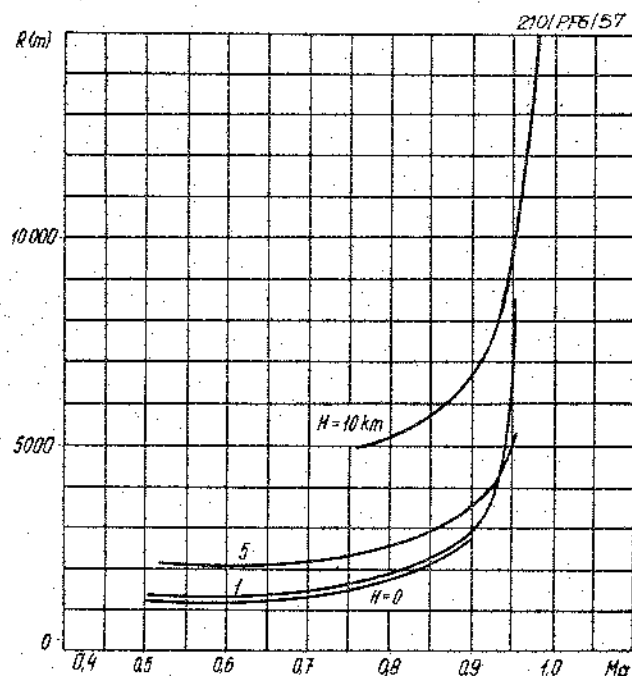
Rys. 5.8. Zużycie paliwa w czasie wykonania pełnego ustalonego zakrętu. Kąt skosu skrzydła $\chi = 47^\circ 40'$. Samolot z dwoma pociskami raketowymi R-23. Ciężar samolotu $G = 13\,500\text{ kg}$ / $132,4\text{ kN}$. Silnik pracuje z dopalaczem włączonym na zakresie maksymalny



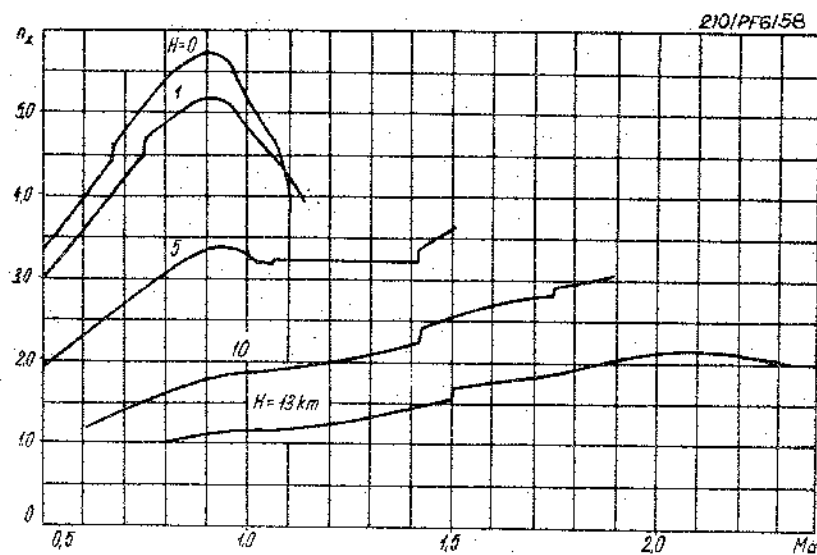
Rys. 5.9. Czas wykonania pełnego ustalonego zakrętu. Kąt skosu skrzydła $\chi = 47^\circ 40'$. Samolot z dwoma pociskami raketowymi R-23. Ciężar samolotu $G = 13\,500\text{ kg}$ / $132,4\text{ kN}$. Silnik pracuje na obrotach maksymalnych



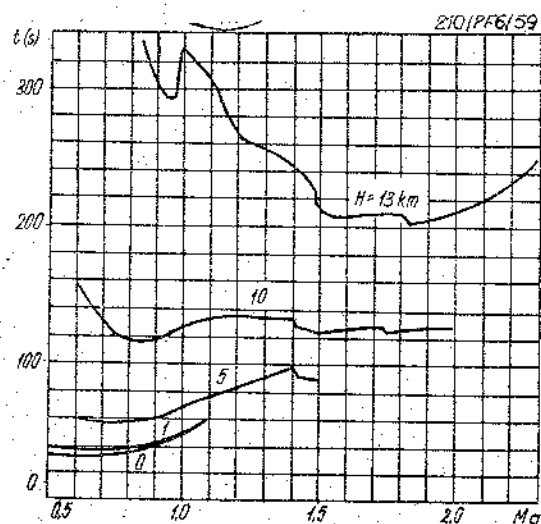
Rys. 5.10. Przeciążenie pionowe w ustalonym zakręcie. Kąt skosu skrzydła $\chi = 47^\circ 40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Ciężar samolotu $G = 13\,500\text{ kg} / 132,4\text{ kN}$. Silnik pracuje na obrotach maksymalnych



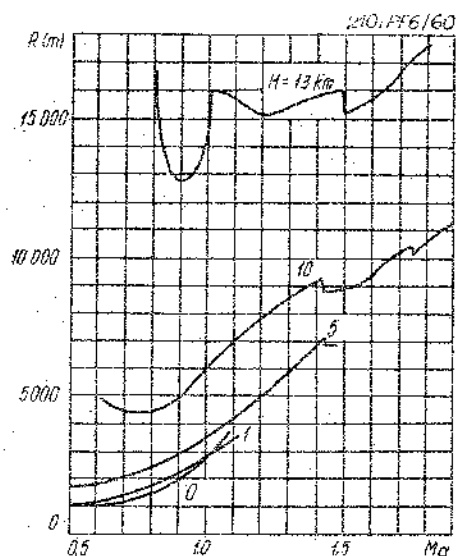
Rys. 5.11. Promień ustalonego zakrętu. Kąt skosu skrzydła $\chi = 47^\circ 40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Ciężar samolotu $G = 13\,500\text{ kg} / 132,4\text{ kN}$. Silnik pracuje na obrotach maksymalnych



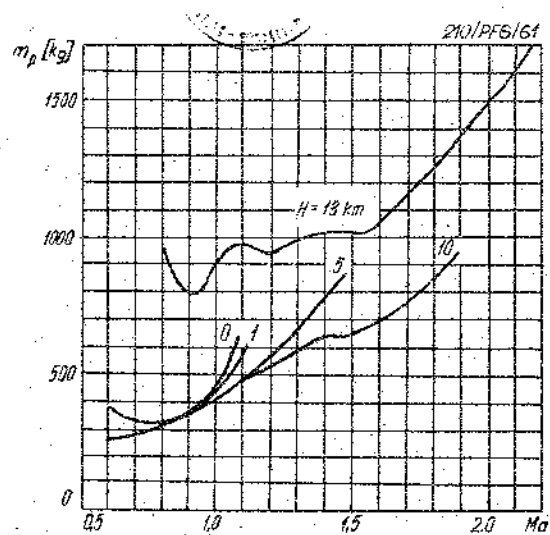
Rys. 5.12. Przeciężenia pionowe w ustalonym zakręcie. Kąt skosu skrzydła $\chi = 74^\circ 40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Ciężar samolotu $G = 13\,500\text{ kg} / 132,4\text{ kN}$. Silnik pracuje z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny



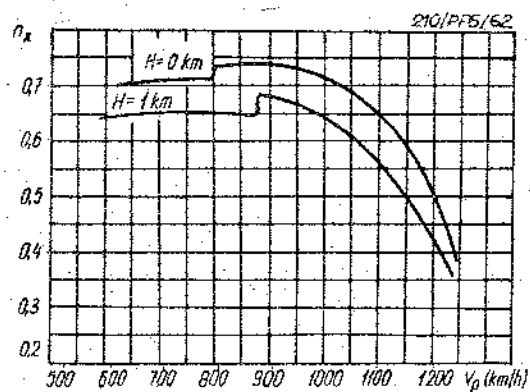
Rys. 5.13. Czas wykonania pełnego ustalonego zakrętu. Kąt skosu skrzydła $\chi = 74^\circ 40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Ciężar samolotu $G = 13\,500\text{ kg} / 132,4\text{ kN}$. Silnik pracuje z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny



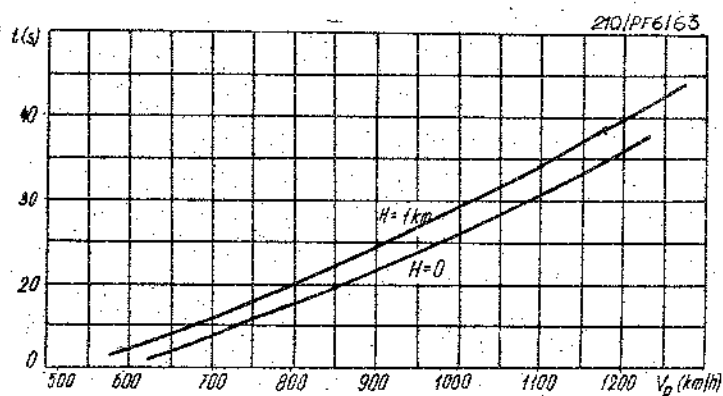
Rys. 5.14. Promień ustalonego zakrętu. Kąt skosu skrzydła $\chi = 74^{\circ}40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Ciężar samolotu $G = 13\,500\text{ kg} / 132,4\text{ kN}$. Silnik pracuje z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny



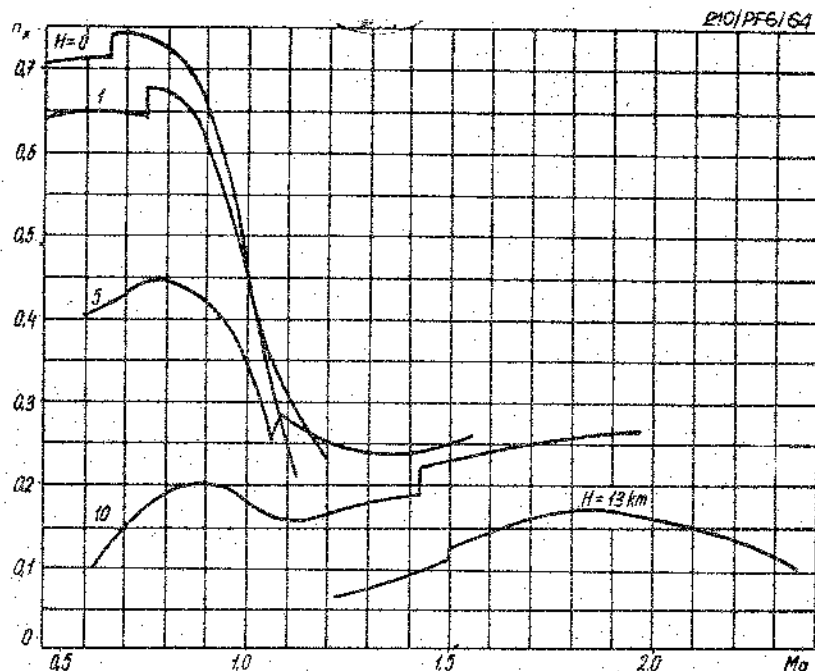
Rys. 5.15. Zużycie paliwa w czasie wykonania pełnego ustalonego zakrętu. Kąt skosu skrzydła $\chi = 74^{\circ}40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Ciężar samolotu $G = 13\,500\text{ kg} / 132,4\text{ kN}$. Silnik pracuje z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny



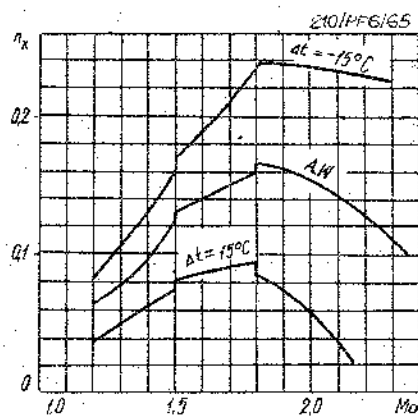
Rys. 5.16. Przeciążenie podłużne w czasie rozpędzania samolotu przy pracy silnika z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny. Kąt skosu skrzydła $\gamma = 74^\circ 40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Średni ciężar samolotu $G_{sr.} = 13\,500$ kg /132,4 kN/



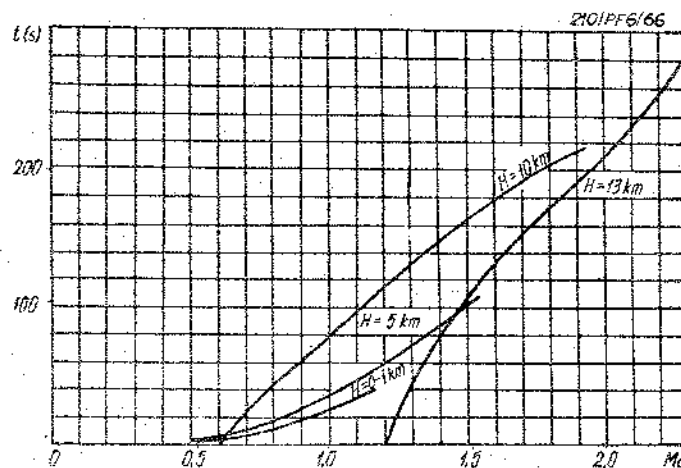
Rys. 5.17. Czas rozpędzania samolotu przy pracy silnika z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny. Kąt skosu skrzydła $\gamma = 74^\circ 40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Średni ciężar samolotu $G_{sr.} = 13\,500$ kg /132,4 kN/



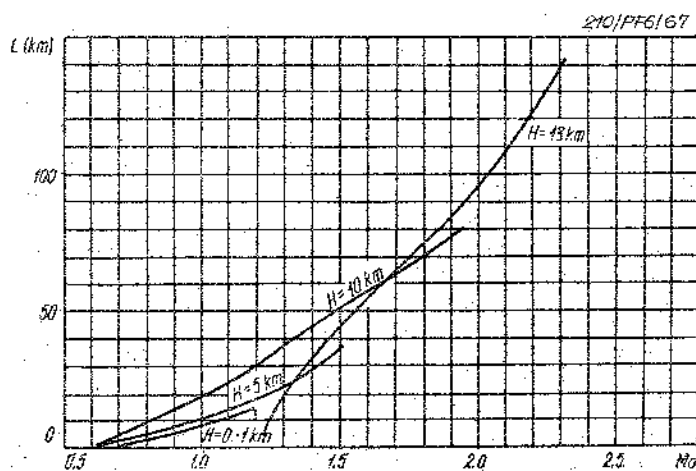
Rys. 5.18. Przeciążenie podłużne w czasie rozpędzania samolotu przy pracy silnika z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny. Kąt skosu skrzydła $\chi = 74^\circ 40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Ciężar samolotu $G = 13\,500 \text{ kg} / 132,4 \text{ kN}$



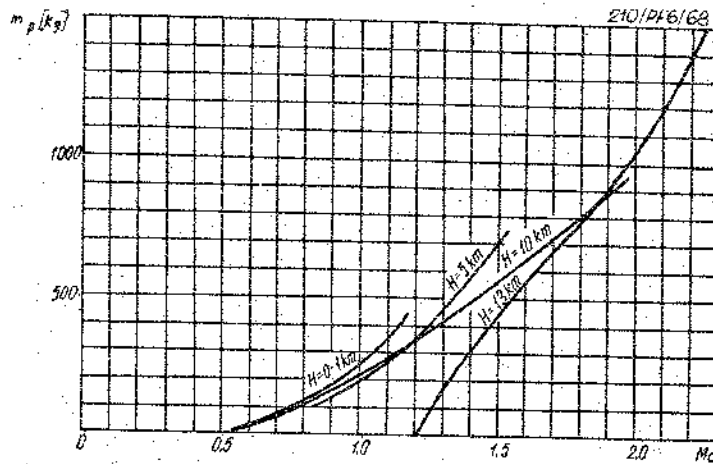
Rys. 5.19. Przeciążenie podłużne w czasie rozpędzania samolotu na wysokości $H = 13 \text{ km}$ przy pracy silnika z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny. Kąt skosu skrzydła $\chi = 74^\circ 40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Średni ciężar samolotu $G_{\text{sr.}} = 13\,500 \text{ kg} / 132,4 \text{ kN}$



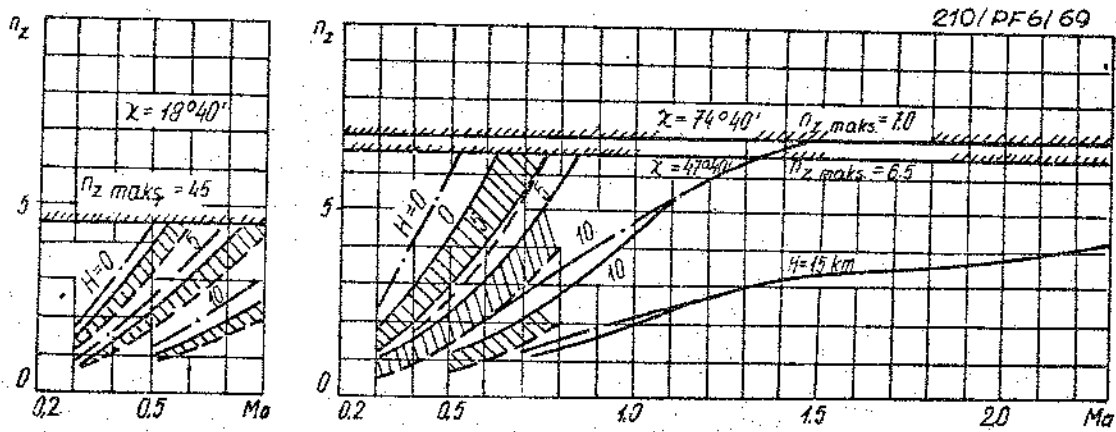
Rys. 5.20. Czas rozpędzania samolotu przy pracy silnika z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny. Kąt skosu skrzydła $\alpha = 74^{\circ}40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Średni ciężar samolotu $G_{sr} = 15\,500\text{ kg}$ /132,4 kN/



Rys. 5.21. Przebyta droga w czasie rozpędzania samolotu przy pracy silnika z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny. Kąt skosu skrzydła $\alpha = 74^{\circ}40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Średni ciężar samolotu $G_{sr} = 13\,500\text{ kg}$ /132,4 kN/

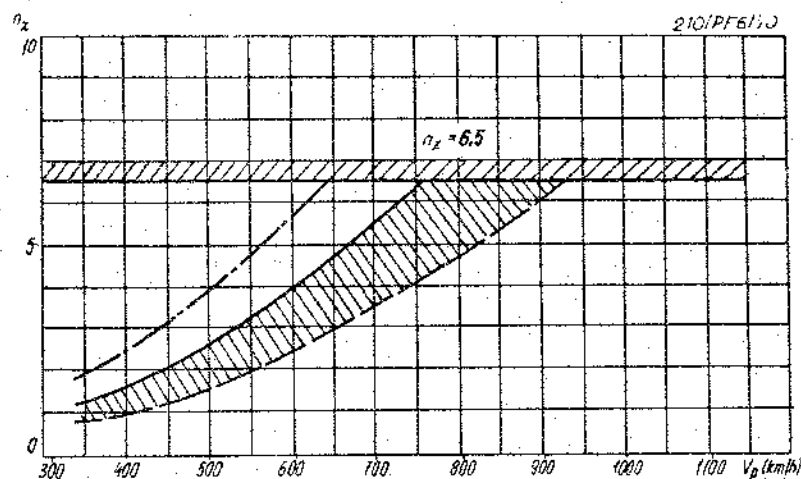


Rys. 5.22. Zużycie paliwa w czasie rozpędzania samolotu przy pracy silnika z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny. Kąt skosu skrzydła $\chi = 74^\circ 40'$. Ciężar samolotu $G = 13\,500\text{ kg} / 132,4\text{ kN}$



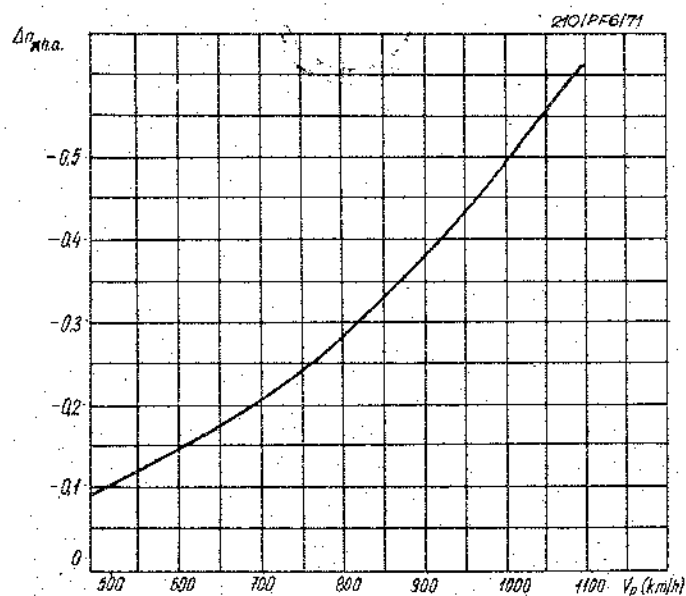
Rys. 5.23. Maksymalnie dopuszczalne przeciążenie samolotu przy kątach skosu skrzydła $\chi = 18^\circ 40'$ oraz $\chi = 47^\circ 40' - 74^\circ 40'$:

— $c_z \text{ dop.}$ - - - $c_z \text{ zw.}$ - - - $c_z \text{ pocz.drg.}$ - strefa drgań

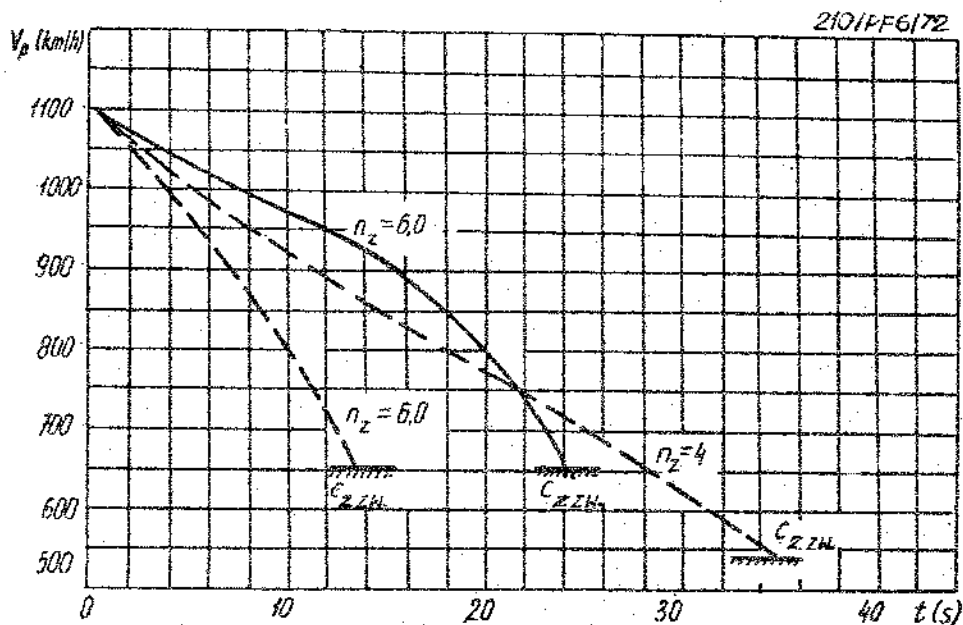


Rys. 5.24. Maksymalnie dopuszczalne przeciążenia na wysokości $H = 1$ km, przy kącie skosu skrzydła $\alpha = 47^\circ 40'$. Samolot z pociskami rakietowymi lub bez pocisków. Ciężar samolotu $G = 13\,500$ kg /132,4 kN/.

----- $c_{zdop.}$; - - - - $c_{zzw.}$; - - - - $c_{zdrgań}$;  - obszar drgań

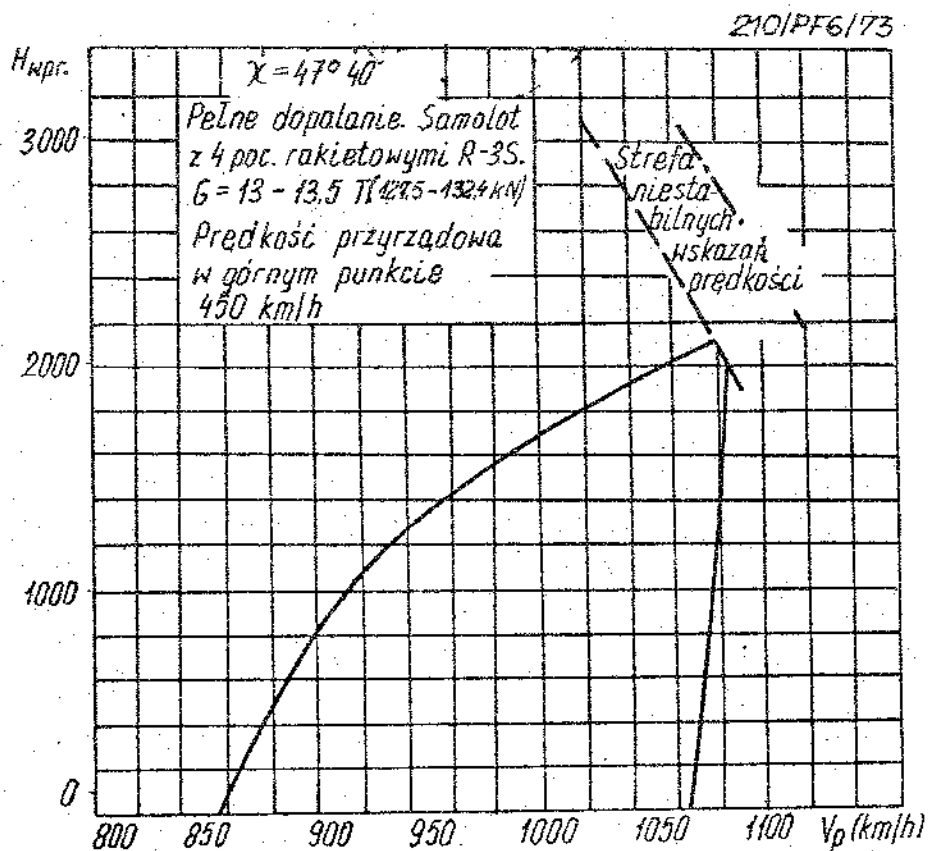


Rys. 5.25. Przyrost współczynnika przeciążenia podłużnego po wychyleniu hamulców aerodynamicznych na wysokości $H = 1$ km. Ciężar samolotu $G = 13\,500$ kg /132,4 kN/.

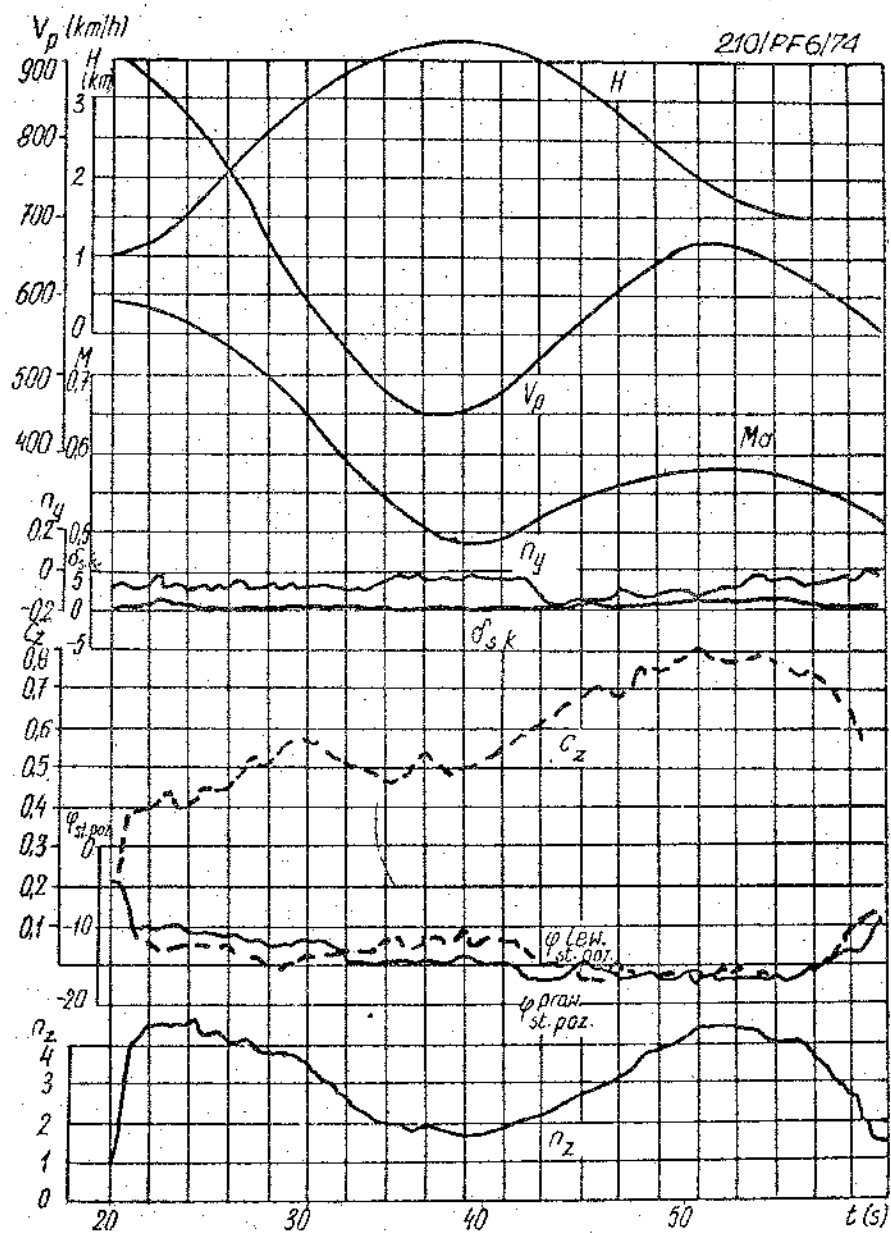


Rys. 5.26. Czas hamowania samolotu ze schowanymi i wychylonymi hamulcami aerodynamicznymi przy pracy silnika na obrotach maksymalnych na wysokości 1000 m. Kąt skosu skrzydła $\chi = 47^{\circ}40'$. Ciężar samolotu $G = 13\,500\text{ kg} / 132,4\text{ kN}$:

— hamulce aerodynamiczne schowane;
 - - - hamulce aerodynamiczne wychylone

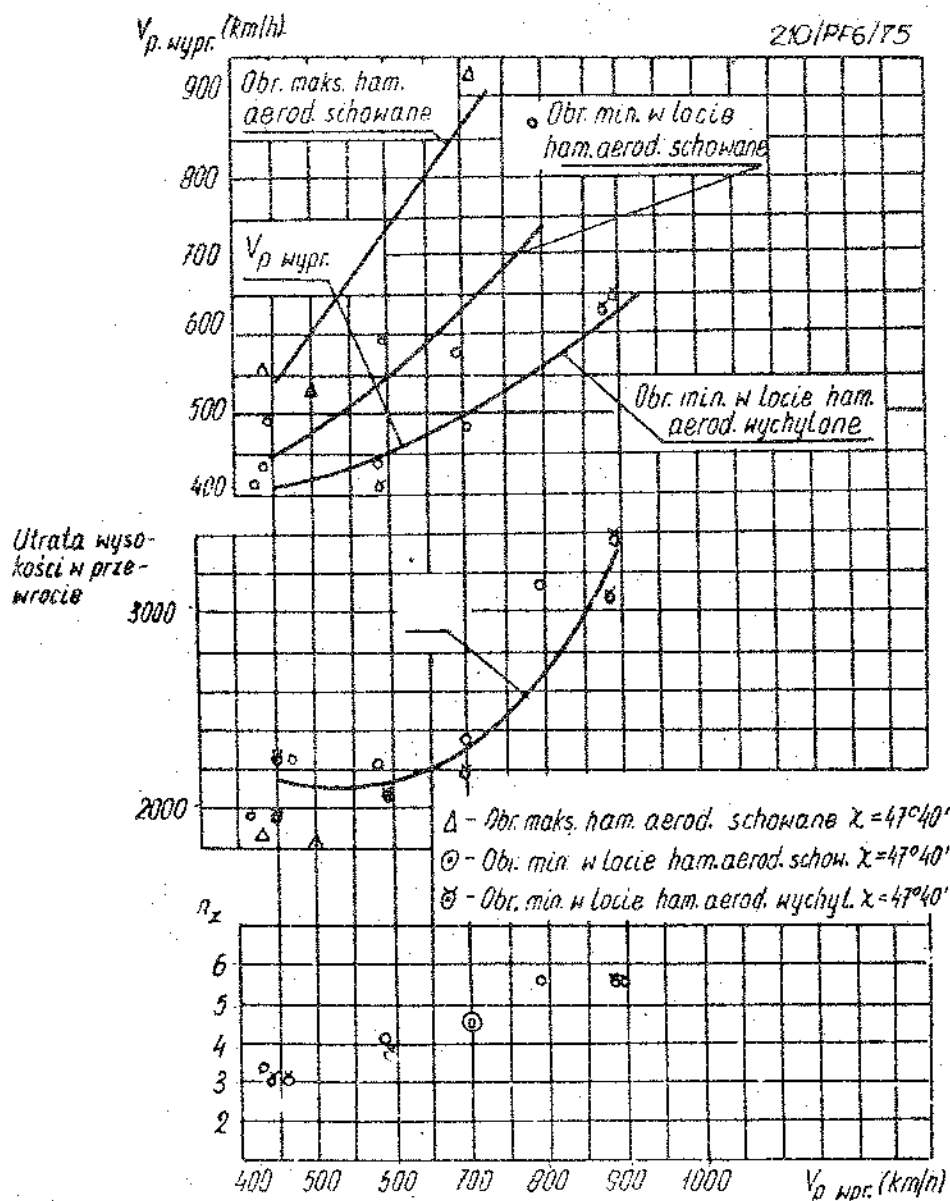


Rys. 5.27. Zakresy wykonywania pętli i półpętli



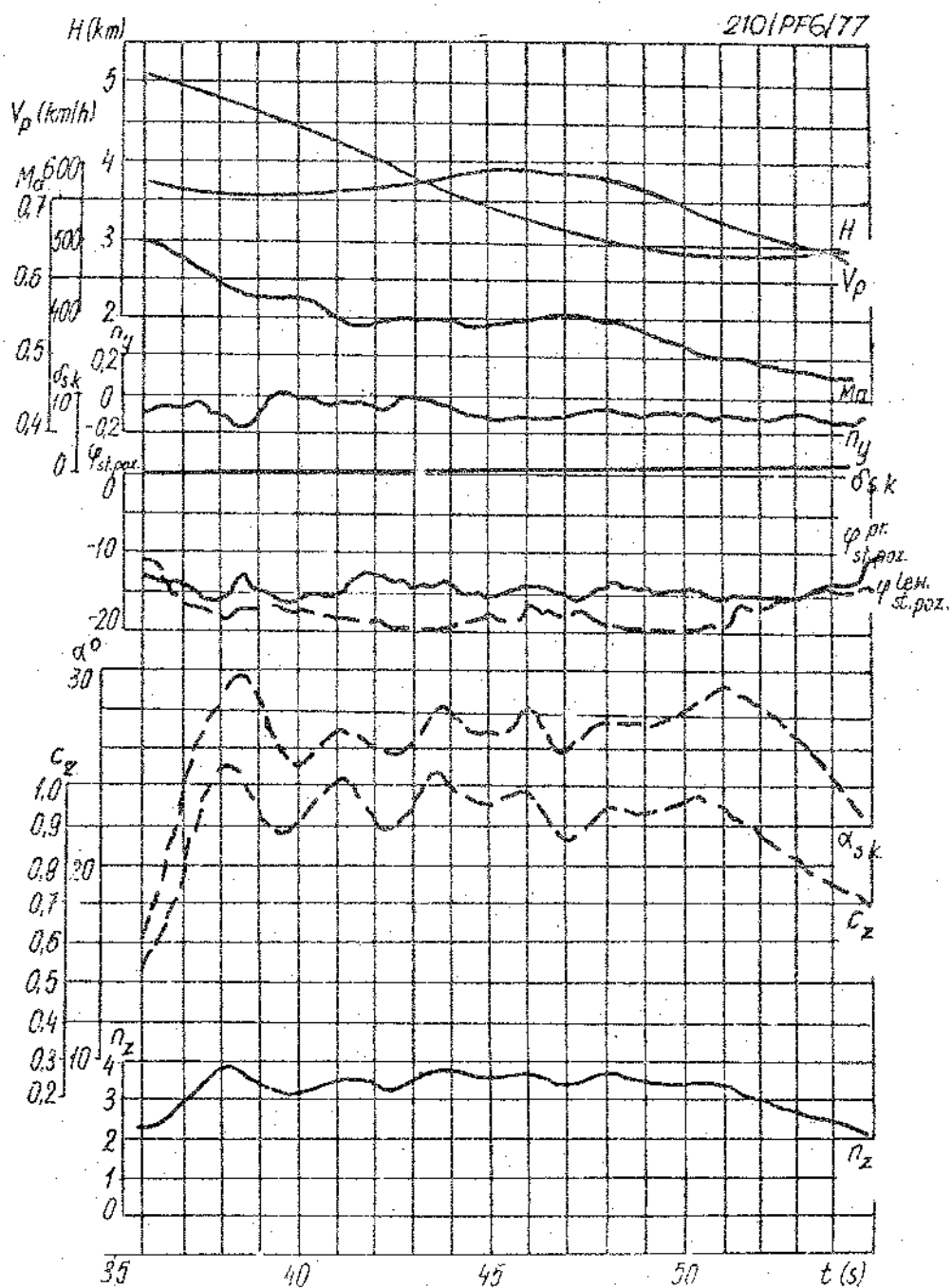
Rys. 5.28. Parametry pętli. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23 przy pracy silnika z dopalaczem włączonym na zakres maksymalny. Kąt skosu skrzydła $\alpha = 47^\circ 40'$.
Początkowy ciężar samolotu $G_{pocz.} = 11\,700\text{ kg} / 115,7\text{ kN}$

Samolot wykonuje wszystkie figury wyższego pilotażu. Wprowadzenie samolotu w pętlę zależy od wysokości lotu oraz prędkości wprowadzenia. Na wysokościach większych od określonych, wykonanie pętli jest niemożliwe ze względu na duży spadek prędkości w czasie wykonywania tej figury. Zakres stanów lotów, przy których jest możliwe wprowadzenie samolotu w pętlę oraz jej poprawne wykonanie, przy prędkościach nie mniejszych od ewolucyjnych, jest przedstawiony na rys. 5.27.

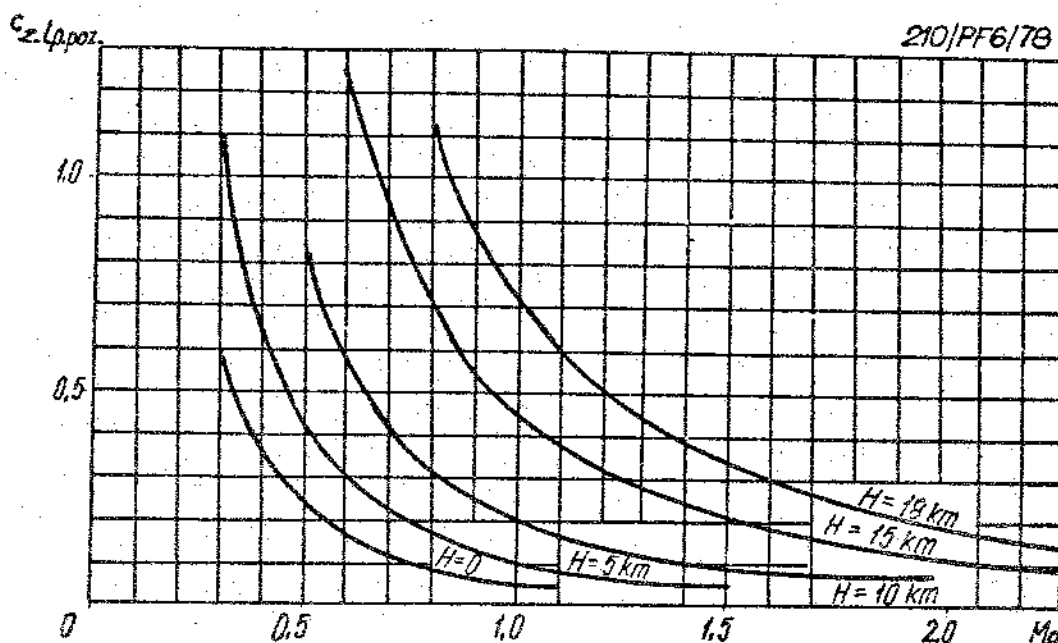


Rys. 5.29. Charakterystyki przewrotu samolotu. Samolot z dwoma pociekami rakietowymi R-23. Początkowy ciężar samolotu $G_{\text{pocz.}} = 12\,400 \text{ kg} / 122,6 \text{ kN}$

Przykładowy zapis parametrów lotu w czasie wykonywania pętli jest przedstawiony na rys. 5.28. Utrata wysokości w czasie wykonywania przewrotu przy różnych prędkościach wprowadzenia w tę figurę wyższego pilotażu jest przedstawiona na rys. 5.29.



Rys. 5.31. Charakterystyki przewrotu samolotu. Kąt skosu $\chi = 47^\circ 40'$. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Hamulce aerodynamiczne wychylone. Silnik pracuje na obrotach minimalnych w locie. Początkowy ciężar samolotu $G_{pocz.} = 12\,400\text{ kg}$ /122,6 kN/



Rys. 5.32. Współczynnik siły nośnej samolotu w locie poziomym. Obciążenie skrzydła
 $\frac{G}{S} = 390 \text{ kg/m}^2 / 3,83 \text{ kN/m}^2 /$

6. CHARAKTERYSTYKI STATECZNOŚCI I STEROWNOŚCI

W czasie wykonywania ewolucji, samolot porusza się w przestrzeni ruchem postępowym i obrotowym. Ruch ten można rozpatrywać jako sumę oddzielnych ruchów według trzech nawzajem prostopadłych do siebie osi układu współrzędnych związanego z samolotem /patrz rys. 8.6/.

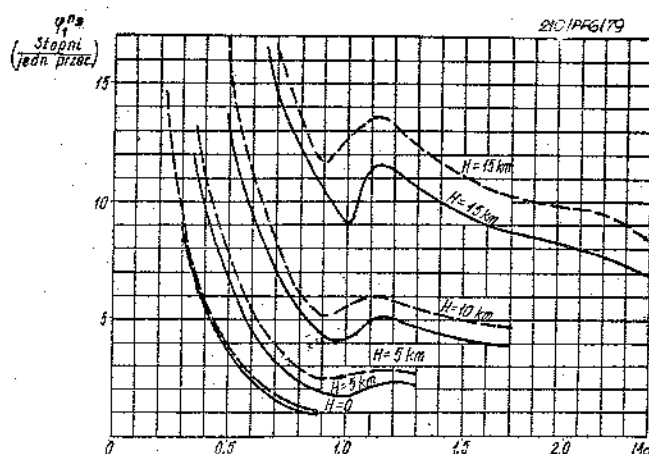
Wyizolowany ruch samolotu w płaszczyźnie symetrii /wokół osi $O Y_1$ / nosi nazwę ruchu podłużnego. Ruch samolotu w dwóch pozostałych płaszczyznach, prostopadłych do płaszczyzny symetrii samolotu /wokół osi $O X_1$; $O Z_1$ / nazywa się ruchem poprzecznym. Ruch poprzeczny można podzielić na dwa wyizolowane ruchy: obrót wokół podłużnej osi samolotu $O X_1$ /wyizolowane przechylenie samolotu/ oraz ruch wokół osi pionowej $O Z_1$ /wyizolowane myśzkowanie/. Na całym zakresie prędkości i wysokości lotu samolotu i przy jego normalnym pilotowaniu, ruchy podłużne i poprzeczne praktycznie nie mają na siebie wpływu. W związku z tym charakterystyki stateczności i sterowności są podane oddzielnie dla podłużnego oraz poprzecznego ruchu samolotu.

6.1. PODŁUŻNA STATECZNOŚĆ I STEROWNOŚĆ SAMOLOTU

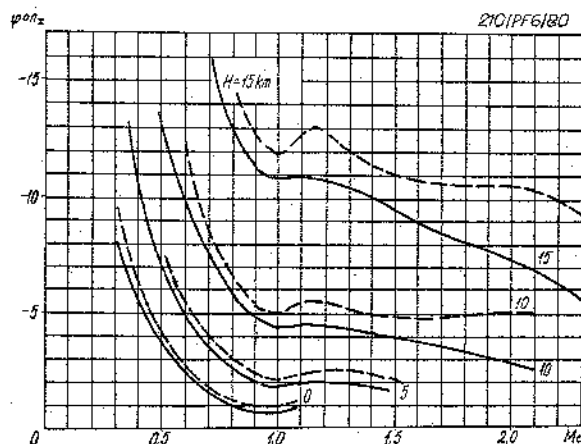
Pod pojęciem ustalonego zakresu lotu samolotu względem jakiegokolwiek jego parametru /przeciążenie, prędkość itp./ rozumiemy jego zdolność, przy występowaniu zaburzeń zewnętrznych, do powracania do wyjściowego ustalonego parametru lotu po zaniknięciu tych zaburzeń.

I tak na przykład samolot stateczny na przeciążenia będzie dążyć do zachowania ustalonej jego wartości w czasie lotu w burzliwej atmosferze.

W czasie lotu działają na samolot zaburzenia atmosferyczne, zaburzenia wywołane przez pilota, zaburzenia po odpaleniu pocisków rakietowych itp.



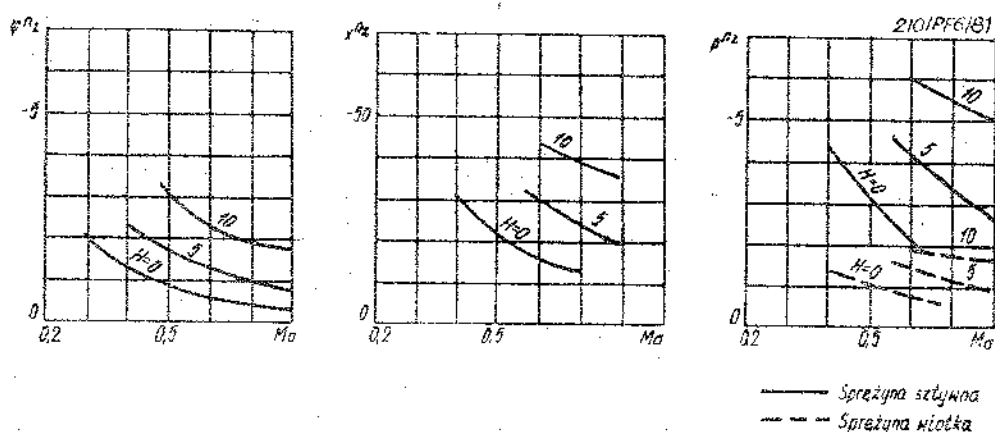
Rys. 6.1. Kąty wychylenia statecznika poziomego niezbędne do wytworzenia przeciążenia jednostkowego. Kąt skosu skrzydła $\alpha = 47^\circ 40'$. Obciążenie skrzydła $\frac{q}{S} = 390 \text{ kg/m}^2 / 3,83 \text{ kN/m}^2$. Położenie środka ciężkości samolotu $\bar{x}_{sc} = 34\% \text{ SCA}$:
 — samolot z pociskami rakietowymi; - - - samolot bez pocisków rakietowych



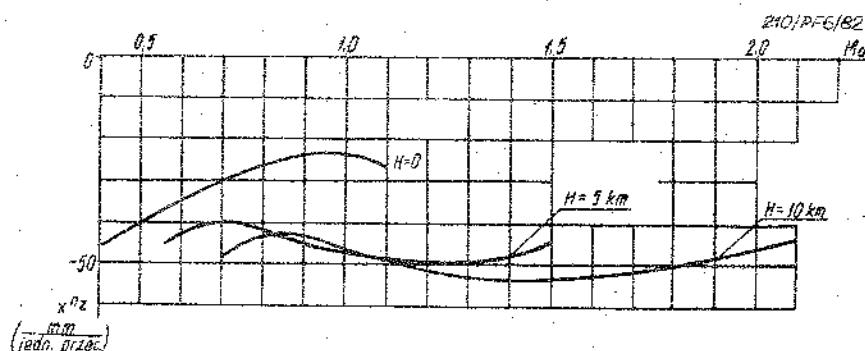
Rys. 6.2. Kąty wychylenia statecznika poziomego niezbędne do wytworzenia przeciążenia jednostkowego. Kąt skosu skrzydła $\alpha = 74^\circ 40'$. Obciążenie skrzydła $\frac{q}{S} = 390 \text{ kg/m}^2 / 3,83 \text{ kN/m}^2$. Położenie środka ciężkości samolotu $\bar{x}_{sc} = 34\% \text{ SCA}$:
 — samolot z pociskami rakietowymi; - - - samolot bez pocisków rakietowych

Występowanie zaburzeń zakłóca równowagę sił i momentów aerodynamicznych wyjściowego, ustalonego ruchu samolotu. Samolot zaczyna obracać się dookoła środka ciężkości /względem trzech stopni swobody/, co powoduje zmianę toru jego lotu.

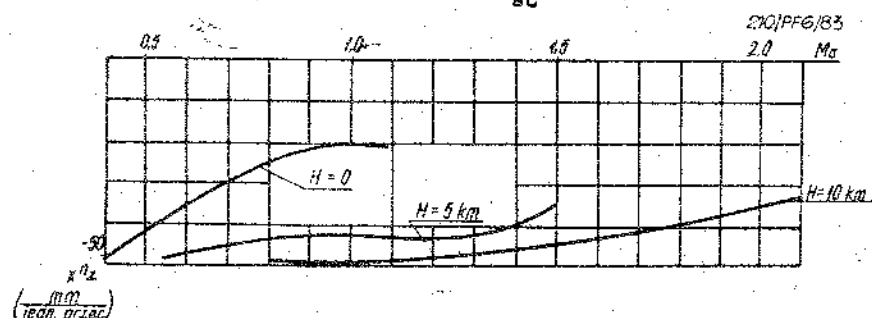
Zadaniem zbadania stateczności samolotu jest określenie ruchu zaburzonego oraz powrotu do wyjściowego stanu lotu po zaniku wywołujących zmiany zaburzeń. Ruch



Rys. 6.3. Charakterystyki podłużnej sterowności samolotu w locie poziomym z dwoma pociskami rakietowymi i bez pocisków rakietowych. Kąt skosu skrzydła $\chi = 18^\circ 40'$. Obciążenie jednostkowe skrzydła $\frac{G}{S} = 390 \text{ kg/m}^2 / 3,83 \text{ kN/m}^2$. Położenie środka ciężkości samolotu $\bar{x}_{sc} = 32\% \text{ ŚCA}$

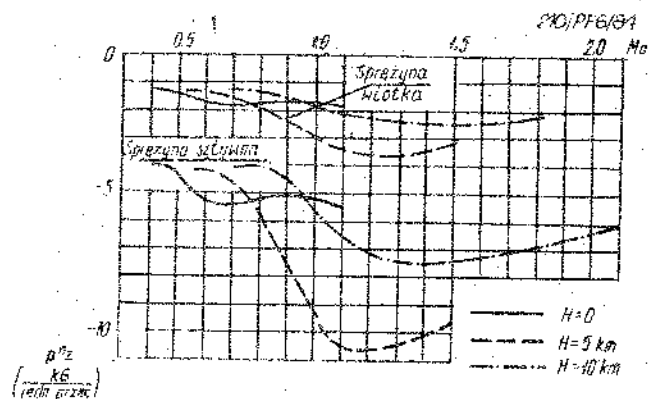


Rys. 6.4. Wielkość podłużnego wychylenia drążka sterowego niezbędna do wytworzenia przeciążenia równego jednoci w locie poziomym. Kąt skosu skrzydła $\chi = 47^\circ 40'$. Obciążenie jednostkowe skrzydła $\frac{G}{S} = 385 \text{ kg/m}^2 / 3,78 \text{ kN/m}^2$. Położenie środka ciężkości samolotu $\bar{x}_{sc} = 34\% \text{ ŚCA}$

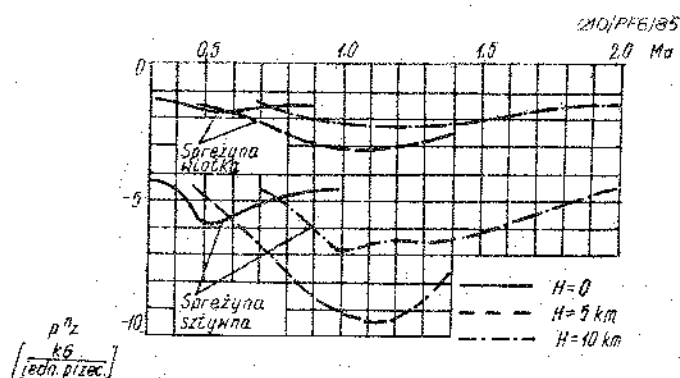


Rys. 6.5. Wielkość podłużnego wychylenia drążka sterowego niezbędna do wywołania przeciążenia równego jednoci w locie poziomym samolotu bez pocisków rakietowych i z dwoma pociskami rakietowymi R-23. Kąt skosu skrzydła $\chi = 74^\circ 40'$. Obciążenie jednostkowe skrzydła $\frac{G}{S} = 385 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} / 3,78 \text{ kN/m}^2$. Położenie środka ciężkości samolotu $\bar{x}_{sc} = 34\% \text{ ŚCA}$

zaburzony może być krótkookresowy lub długookresowy i może znacznie różnić się co do swego charakteru. Jest to możliwe dlatego, że kąt natarcia i prędkość lotu, od których zależą wartości sił i momentów aerodynamicznych w czasie zaburzeń ustalonego lotu samolotu, w sposób różny zmieniają się w czasie.



Rys. 6.6. Wartości sił na drążku sterowym niezbędne do wywołania przeciążenia równego jedności w locie poziomym samolotu bez pocisków rakietowych i z dwoma pociskami rakietowymi R-23 /z uwzględnieniem oddziaływania wiotkiej i sztywnej sprężyny mechanizmu obciążającego/. Kąt skosu skrzydła $\chi = 47^\circ 40'$. Obciążenie jednostkowe skrzydła $\frac{G}{S} = 385 \text{ kg/m}^2 / 3,78 \text{ kN/m}^2$. Położenie środka ciężkości samolotu $\bar{x}_{sc} = 34\% \text{ SCA}$

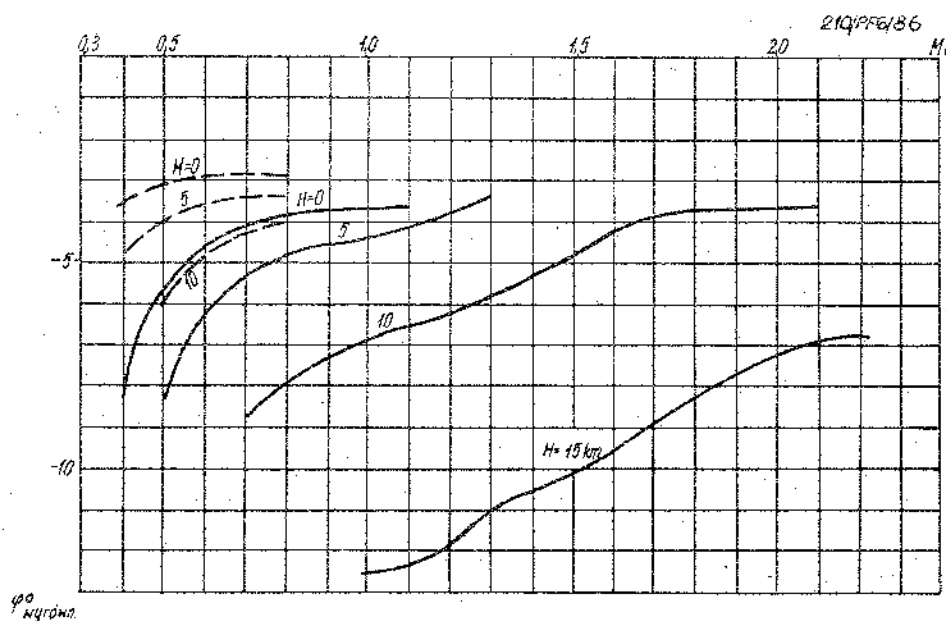


Rys. 6.7. Wartości sił na drążku sterowym potrzebne do jego podłużnego przemieszczenia w celu wywołania przeciążenia równego jedności w poziomym locie samolotu bez pocisków rakietowych i z dwoma pociskami rakietowymi R-23 /z uwzględnieniem oddziaływania wiotkiej i sztywnej sprężyny mechanizmu obciążającego/. Kąt skosu skrzydła $\gamma = 74^\circ 40'$. Obciążenie jednostkowe skrzydła $\frac{G}{S} = 385 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} / 3,78 \text{ kN/m}^2$. Położenie środka ciężkości samolotu $\bar{x}_{sc} = 34\% \text{ SCA}$

W przypadku wystąpienia krótkookresowego ruchu zaburzonego zmiana kąta natarcia zachodzi bardzo szybko, a jej czas zawiera się w granicach 1 - 3 s. Po ustaniu działania zaburzenia, kąt natarcia powraca do wartości wyjściowej i prędkość samolotu w tym czasie praktycznie nie zdąży ulec żadnej zmianie. Szybkie zanikanie krótkookresowych wahań następuje dzięki działaniu tłumiących momentów aerodynamicznych. Właściwości stateczności samolotu przy występowaniu krótkookresowych ruchów zaburzonych można określić za pomocą równań różniczkowych drugiego stopnia ze stałymi współczynnikami.

Długookresowy ruch zaburzony przebiega stosunkowo powoli. Okres tego ruchu wynosi około 50 - 80 s i dlatego jego oddziaływanie może być dostrzeżone przez pilota po stosunkowo długim czasie. Jednak w tym czasie pilot nie pozostawia samolotu samemu sobie, lecz utrzymuje założony zakres lotu przez likwidowanie odchyłek za pomocą wychyleń organów sterowania lub przez zmianę obrotów silnika. Dlatego długookresowe ruchy zaburzone w praktyce dają rzadko znać o sobie i nie mają zbyt dużego wpływu na ocenę dynamicznych charakterystyk samolotu.

W odróżnieniu od długookresowych zaburzonych ruchów samolotu, zaburzone ruchy krótkookresowe w sposób istotny wpływają na zachowanie się samolotu w otaczającej go atmosferze i na możliwość zgodnego z zamierzeniem pilota wykonywania precyzyjnych ewolucji w przestrzeni.



Rys. 6.8. Kąty wychylenia statecznika poziomego niezbędne do podłużnego wyrównowania samolotu w locie poziomym bez pocisków rakietowych i z dwoma pociskami rakietowymi R-23.

Jednostkowe obciążenie skrzydła $\frac{G}{S} = 390 \text{ kg/m}^2 / 3,83 \text{ kN/m}^2$:

$$\alpha = 47^\circ 40'; \quad \bar{X}_{\text{śc}} = 34\% \text{ ŚCA}$$

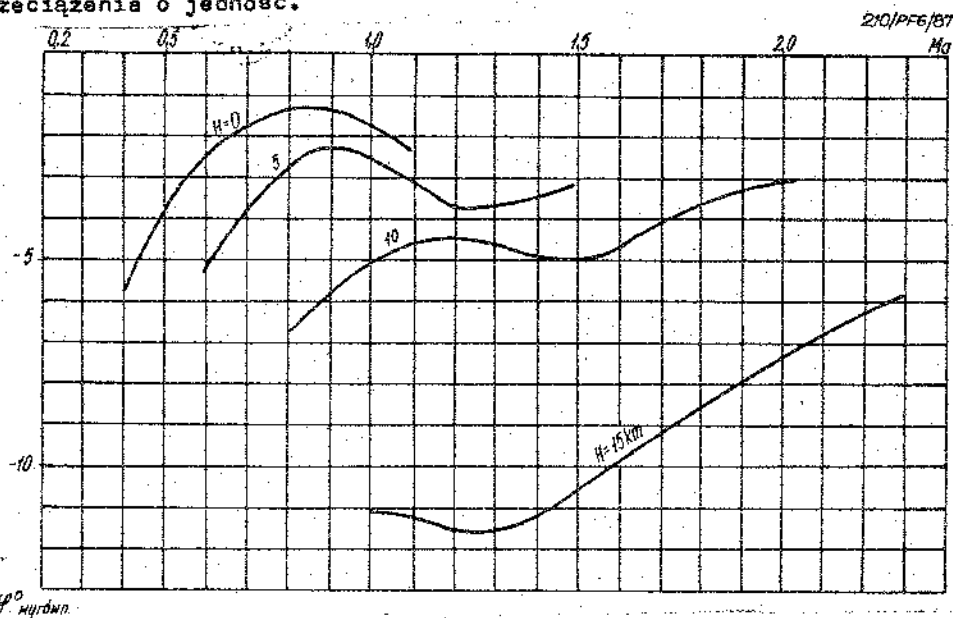
$$\alpha = 18^\circ 40'; \quad \bar{X}_{\text{śc}} = 32\% \text{ ŚCA}$$

Pod pojęciem sterowności samolotu rozumiemy jego zdolność reagowania na wychylenie organów sterowania: interceptorów, statecznika poziomego i steru kierunku. Ponieważ samolotem kieruje pilot /z wyjątkiem lotu z włączonym pilotem autonomicznym/, to przyjęto uważać, że zasadniczymi kryteriami sterowności są wartości sił oraz wielkości przemieszczeń drążka sterowego i pedałów.

Przy analizie charakterystyk sterowności samolotu zazwyczaj korzysta się z zależności:

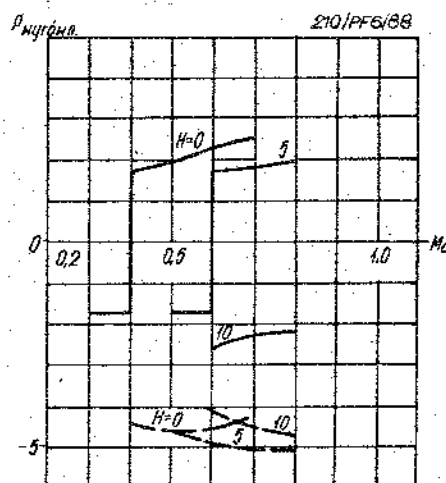
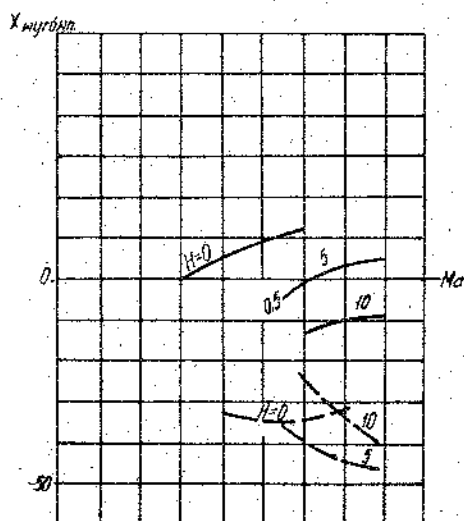
$$\varphi_{n_z} = \frac{\Delta \varphi}{\varphi_{n_z}}$$

Wartość φ_{n_z} jest równa kątowi wychylenia statecznika poziomego powodującego zmianę przeciążenia o jedną.



Rys. 6.9. Kąty wychylenia statecznika poziomego niezbędne do podłużnego wyrównowania samolotu w locie poziomym bez pocisków rakietowych i z dwoma pociskami rakietowymi R-23:

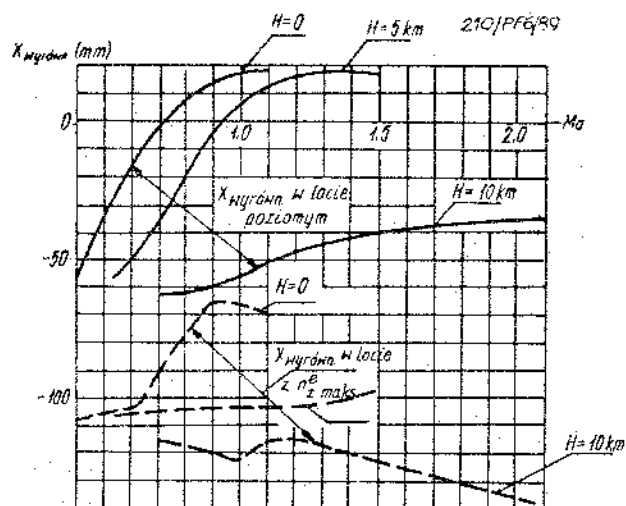
$$\chi = 74^{\circ}40'; \frac{G}{S} = 390 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} / 3,83 \text{ kN/m}^2; \bar{X}_{sc} = 34\% \text{ ŚCA}$$



Rys. 6.10. Charakterystyki podłużnej sterowności samolotu bez pocisków rakietowych i z dwoma pociskami rakietowymi R-23:

$$\chi = 18^{\circ}40'; \frac{G}{S} = 390 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} / 3,83 \text{ kN/m}^2; \bar{X}_{sc} = 32\% \text{ ŚCA:}$$

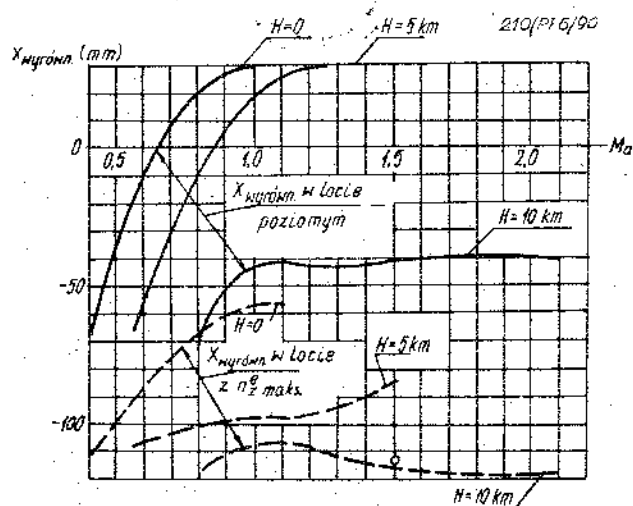
———— w locie poziomym; - - - - w locie z $n_z^{\text{maks.}}$



Rys. 6.11. Podłużne wyrównowazające wychylenie drążka sterowego samolotu bez pocisków rakietowych i z dwoma pociskami rakietowymi:

$$\lambda = 47^{\circ}40'; \frac{G}{S} = 385 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} / 3,78 \text{ kN/m}^2; \bar{X}_{\text{sc}} = 34\% \text{ ŚCA:}$$

———— z pociskami rakietowymi; - - - - bez pocisków rakietowych

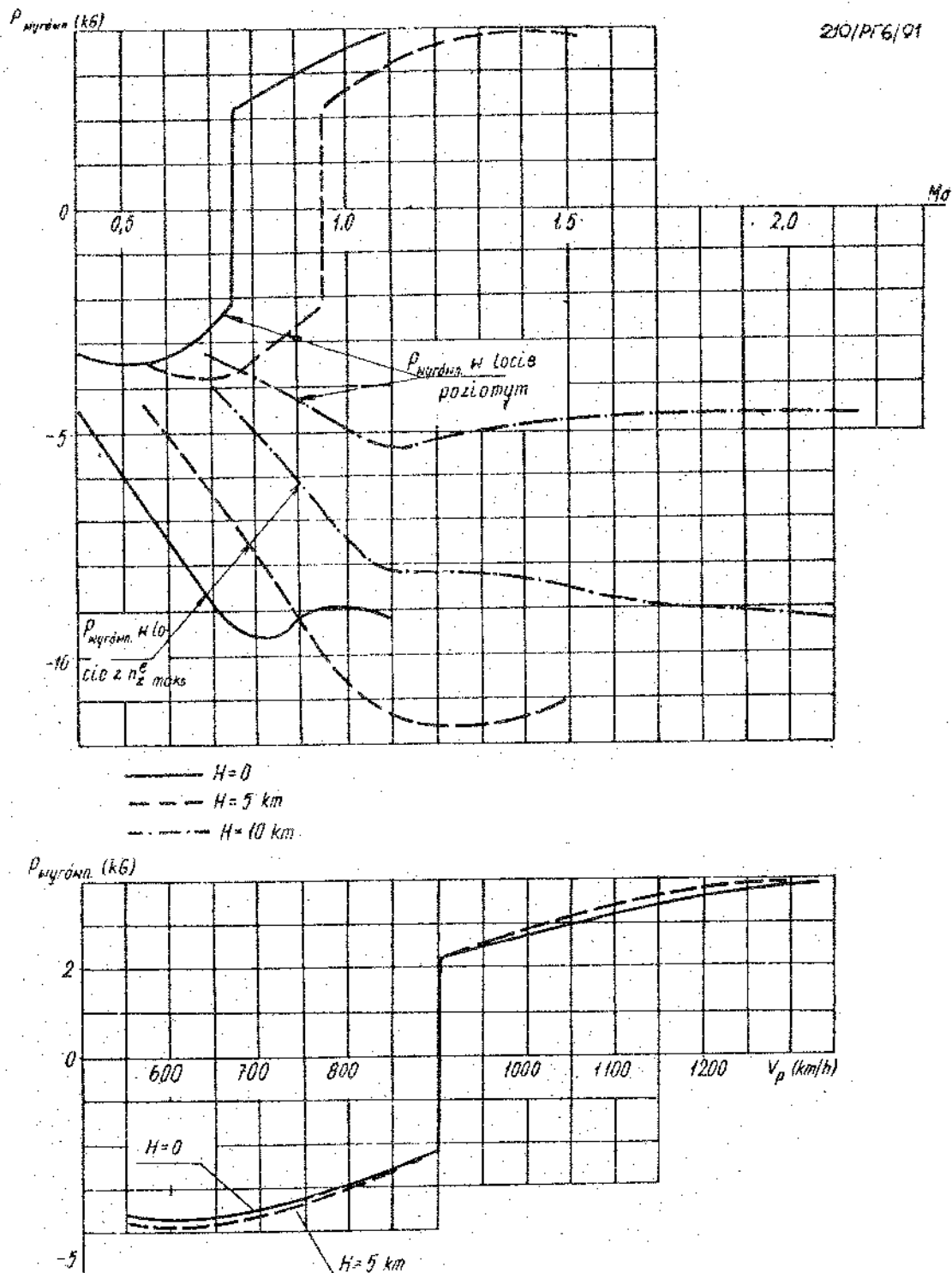


Rys. 6.12. Podłużne wyrównowazające wychylenie drążka sterowego samolotu bez pocisków rakietowych i z dwoma pociskami rakietowymi R-23:

$$\lambda = 74^{\circ}40'; \frac{G}{S} = 385 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} / 3,78 \text{ kN/m}^2; \bar{X}_{\text{sc}} = 34\% \text{ ŚCA:}$$

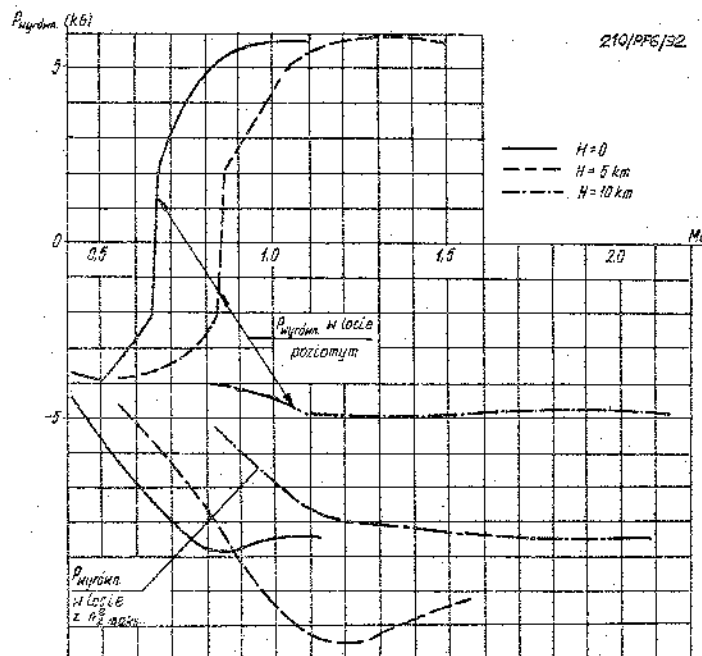
———— z pociskami rakietowymi; - - - - bez pocisków rakietowych

Wszystkie charakterystyki stateczności i sterowności samolotu $\varphi, X = f / Ma, H$; φ^{nz} ; X^{nz} ; $P^{nz} = f / Ma, H$ są podane dla wariantu lotu z dwoma pociskami rakietowymi i bez pocisków rakietowych na rys. 6.1 - 6.14.



Rys. 6.13. Siły na drążku sterowym niezbędne do podłużnego wyrównoważenia samolotu w locie poziomym bez pocisków rakietowych i z dwoma pociskami rakietowymi R-23:

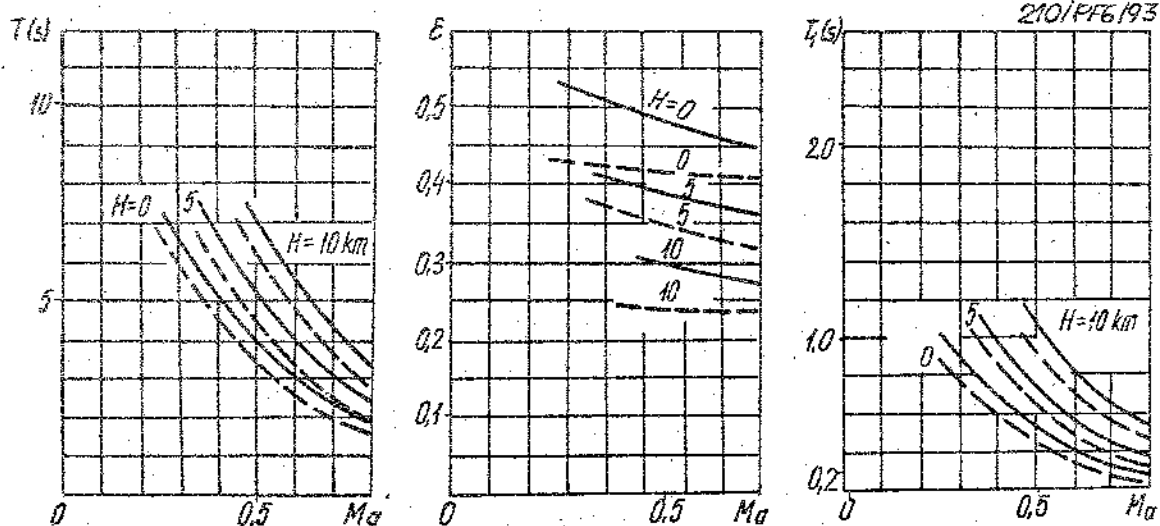
$$\gamma = 47^{\circ}40'; \quad \frac{G}{S} = 385 \frac{kg}{m^2} / 3,78 \text{ kN/m}^2; \quad \bar{X}_{sc} = 34\% \bar{S}CA$$



Rys. 6.14. Siły na drążku sterowym niezbędne do podłużnego wyrównowazenia samolotu w locie poziomym bez pocisków rakietowych i z dwoma pociskami rakietowymi.

R-23:

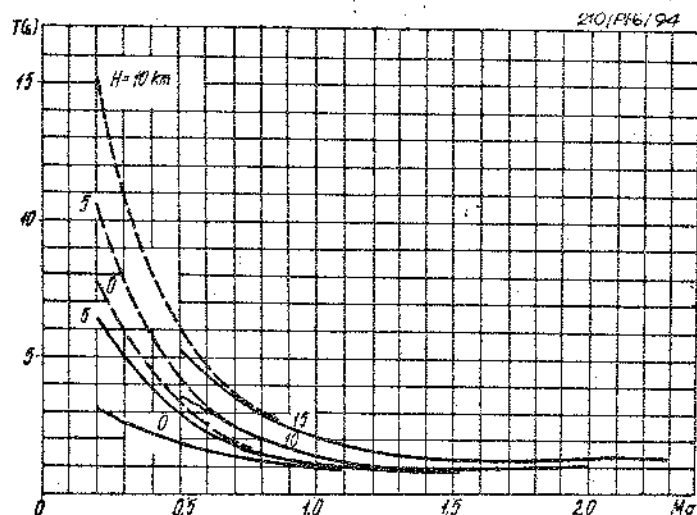
$$\gamma = 74^\circ 40'; \frac{G}{S} = 385 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} / 3,78 \text{ kN/m}^2; \bar{X}_{sc} = 34\% \text{ SCA}$$



Rys. 6.15. Charakterystyka podłużnego krótkotrwałego ruchu samolotu

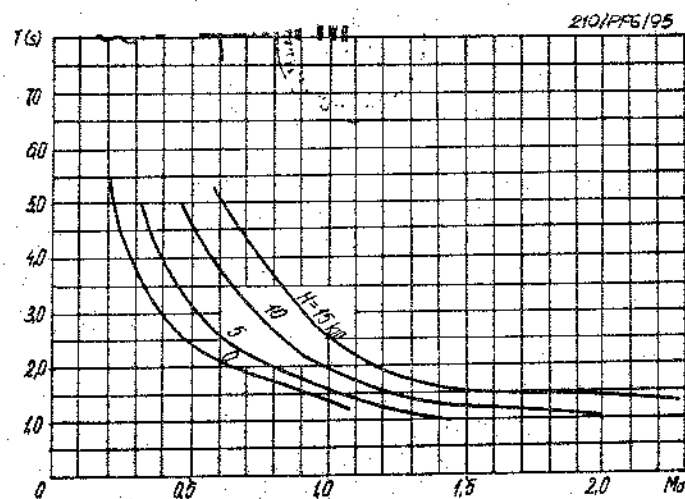
$$\gamma = 18^\circ 40'; \bar{X}_{sc} = 32\% \text{ SCA}$$

— z pociskami rakietowymi; - - - bez pocisków rakietowych



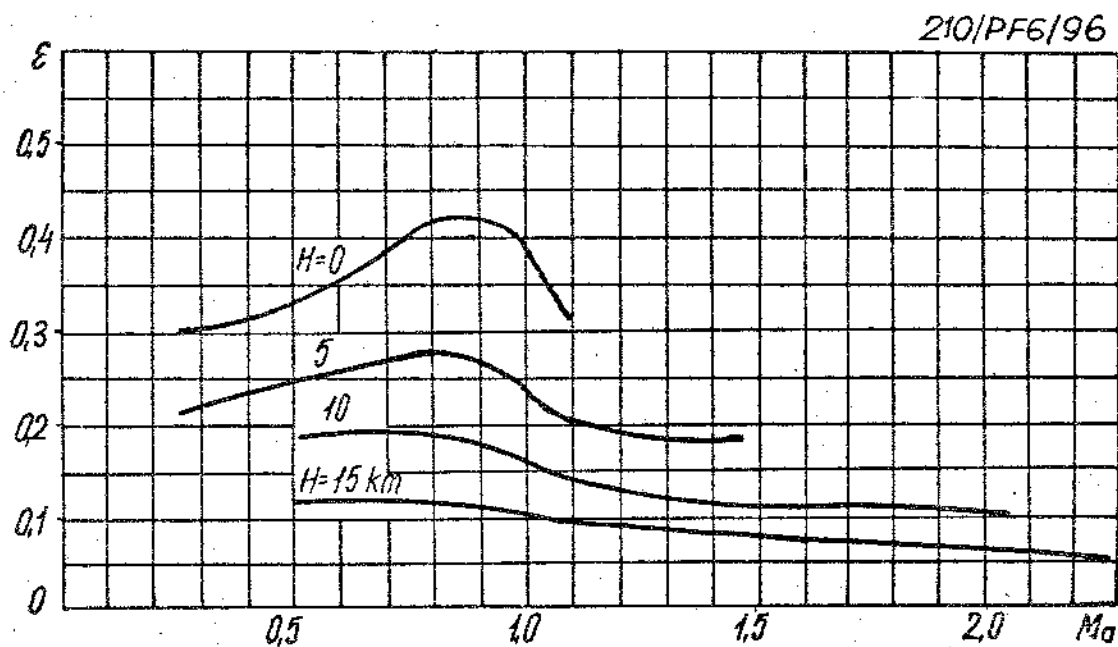
Rys. 6.16. Okres podłużnych krótkookresowych wahań samolotu bez pocisków rakietowych i z dwoma pociskami rakietowymi R-23:

— $\chi = 47^\circ 40'$; $\bar{\chi}_{sc} = 34\%$ SCA
 - - - $\chi = 18^\circ 40'$; $\bar{\chi}_{sc} = 32\%$ SCA



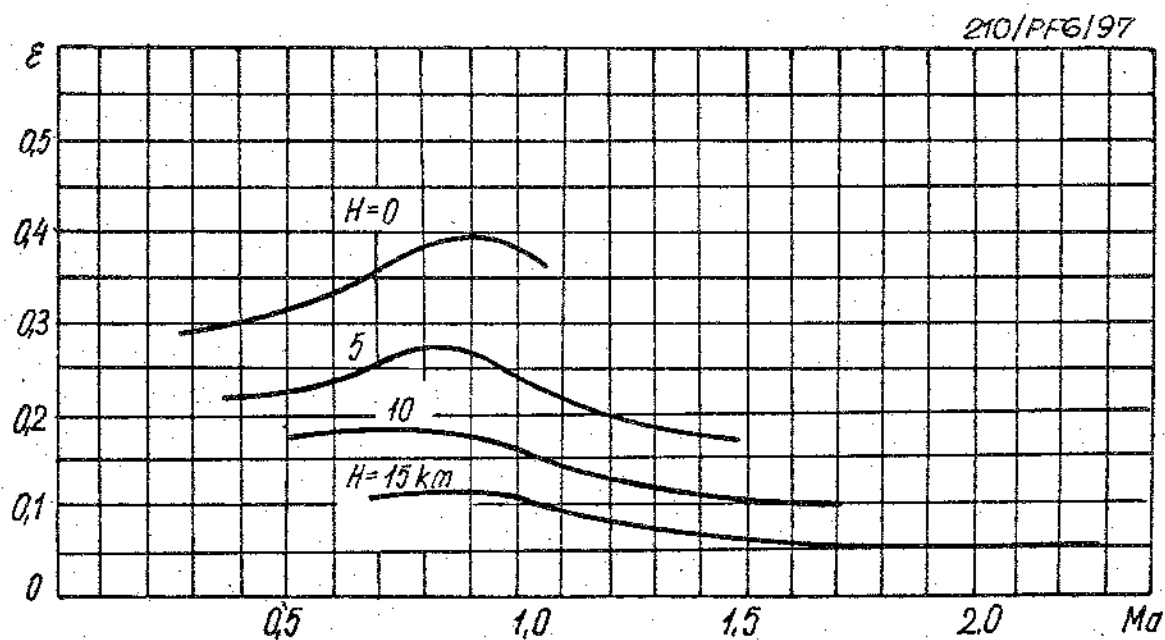
Rys. 6.17. Okres podłużnych krótkookresowych wahań samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków rakietowych:

$\chi = 74^\circ 40'$; $\bar{\chi}_{sc} = 34\%$ SCA



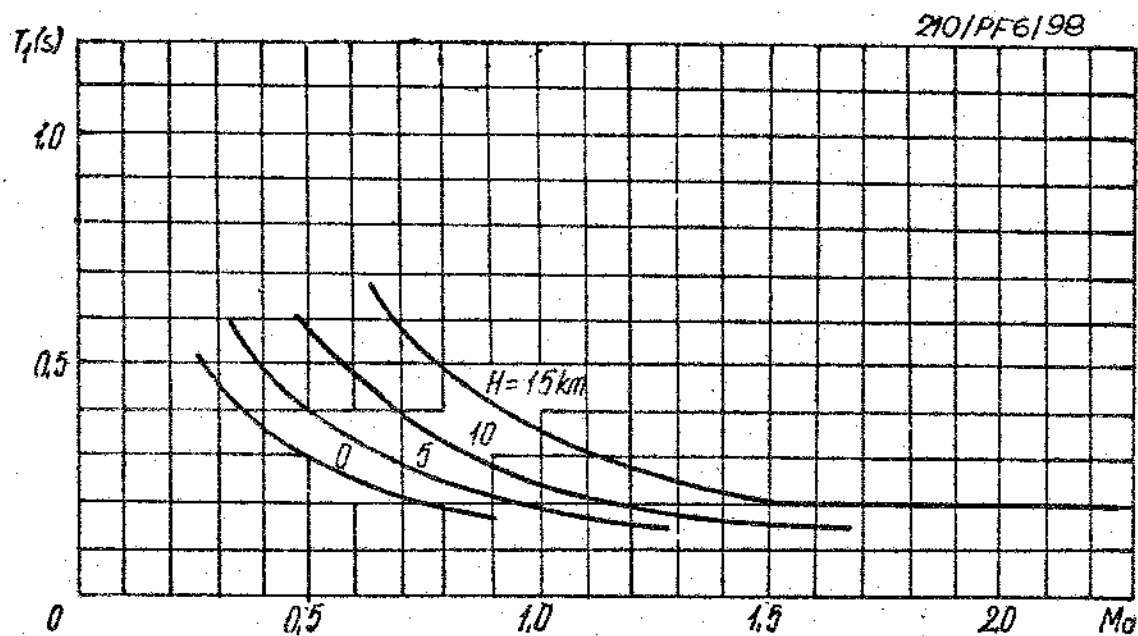
Rys. 6.18. Współczynnik tłumienia względnego podłużnych krótkookresowych wahań samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków:

$$\alpha = 47^{\circ}40'; \bar{x}_{sc} = 34\% \text{ SCA}$$



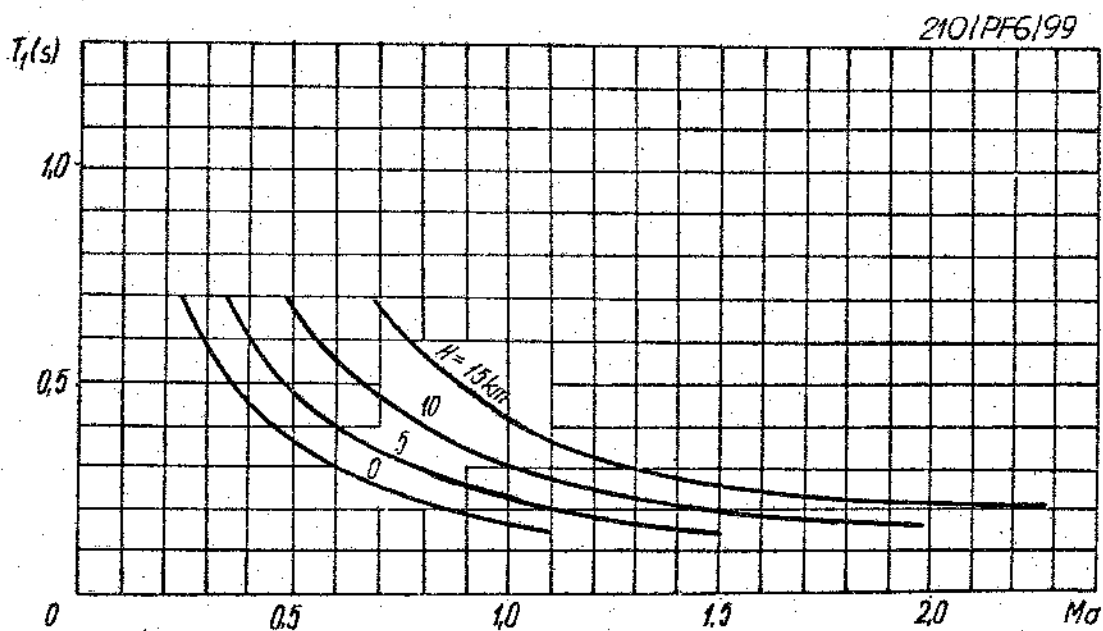
Rys. 6.19. Współczynnik tłumienia względnego podłużnych krótkookresowych wahań samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków:

$$\alpha = 74^{\circ}40'; \bar{x}_{sc} = 34\% \text{ SCA}$$



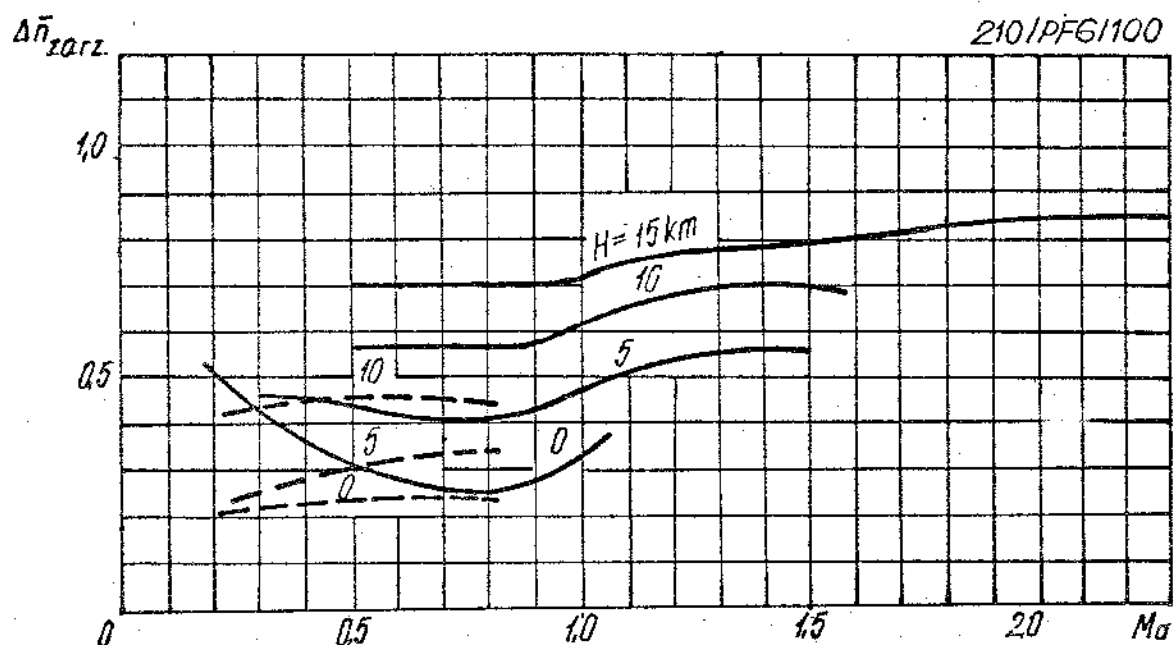
Rys. 6.20. Stała czasowa podłużnych krótkookresowych wahań samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków:

$$\alpha = 47^{\circ}40'; \bar{x}_{sc} = 34\% \text{ SCA}$$



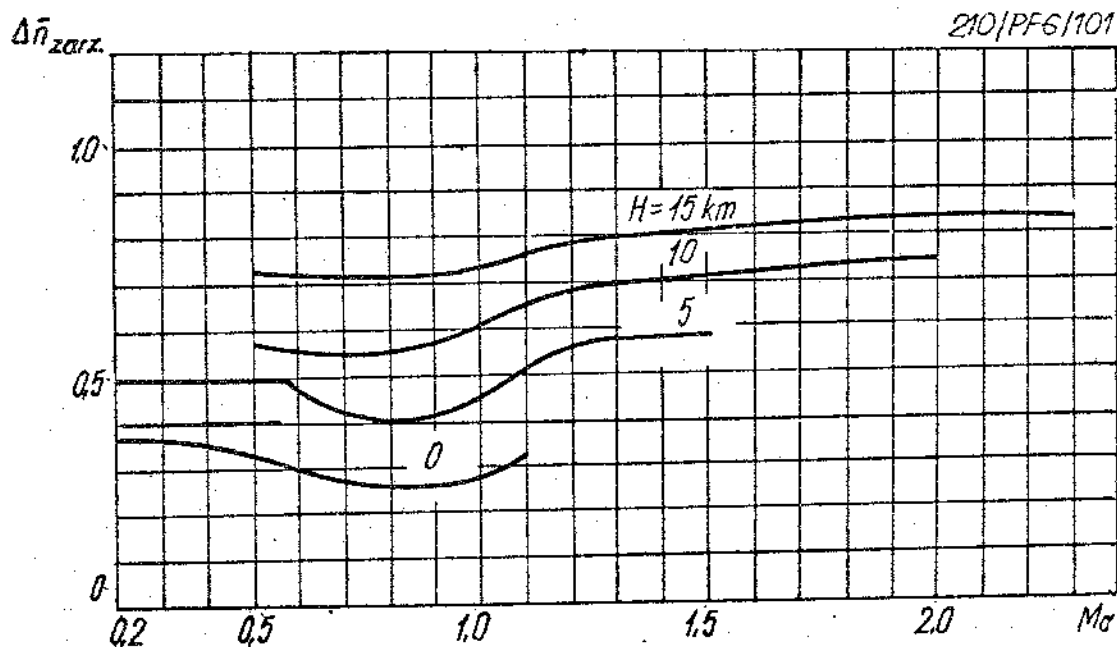
Rys. 6.21. Stała czasowa podłużnych krótkookresowych wahań samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków:

$$\alpha = 74^{\circ}40'; \bar{x}_{sc} = 34\% \text{ SCA}$$



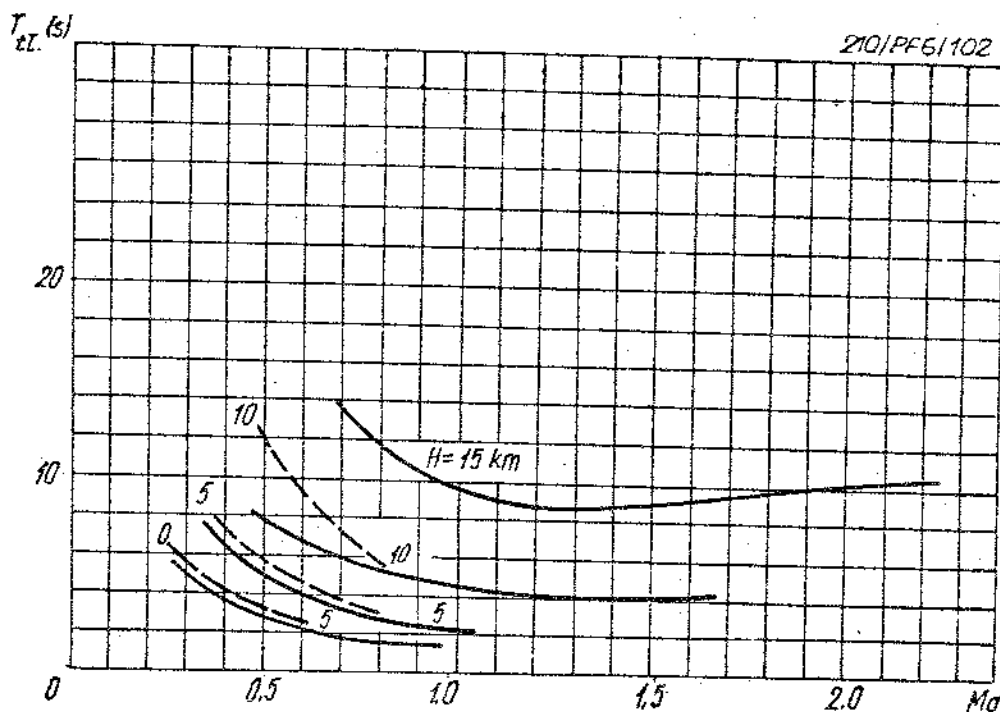
Rys. 6.22. Współczynnik zerzucania przeciążenia pionowego przy stopniowanym wychylaniu statecznika poziomego samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków:

— $\chi = 47^{\circ}40'$; $\bar{X}_{sc} = 34\% \text{ SCA}$; - - - $\chi = 18^{\circ}40'$; $\bar{X}_{sc} = 32\% \text{ SCA}$



Rys. 6.23. Współczynnik zerzucania przeciążenia pionowego przy stopniowanym wychylaniu statecznika poziomego samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków:

$\chi = 74^{\circ}40'$; $\bar{X}_{sc} = 34\% \text{ SCA}$



Rys. 6.24. Czas tłumienia podłużnych krótkookresowych wahań samolotu /do 5% amplitudy początkowej/:

$$\gamma = 74^{\circ}40'; \bar{x}_{\delta c} = 34\% \text{ SCA}$$

Stateczność dynamiczną samolotu charakteryzują: okres swobodnych krótkookresowych wahań samolotu - T , współczynnik tłumienia względnego - ξ ; czas tłumienia początkowej amplitudy wahań do 5% jej wartości - T_{t1} , i współczynnik zarzucenia przeciążenia pionowego przy stopniowanym wychyleniu statecznika poziomego - $\Delta n_{\text{zarz.}}$.

Okres swobodnych krótkoperiodycznych wahań samolotu T określa się ze wzoru:

$$T = \frac{2\pi T_1}{\sqrt{1-\xi^2}} \quad \text{/rys. 6.15, 6.16 i 6.17/}$$

gdzie: T_1 - stała czasowa krótkookresowego ruchu samolotu /rys. 6.15, 6.20 i 6.21/.

Okres wahań wzrasta w miarę wzrostu wysokości, a maleje przy zmniejszaniu prędkości lotu.

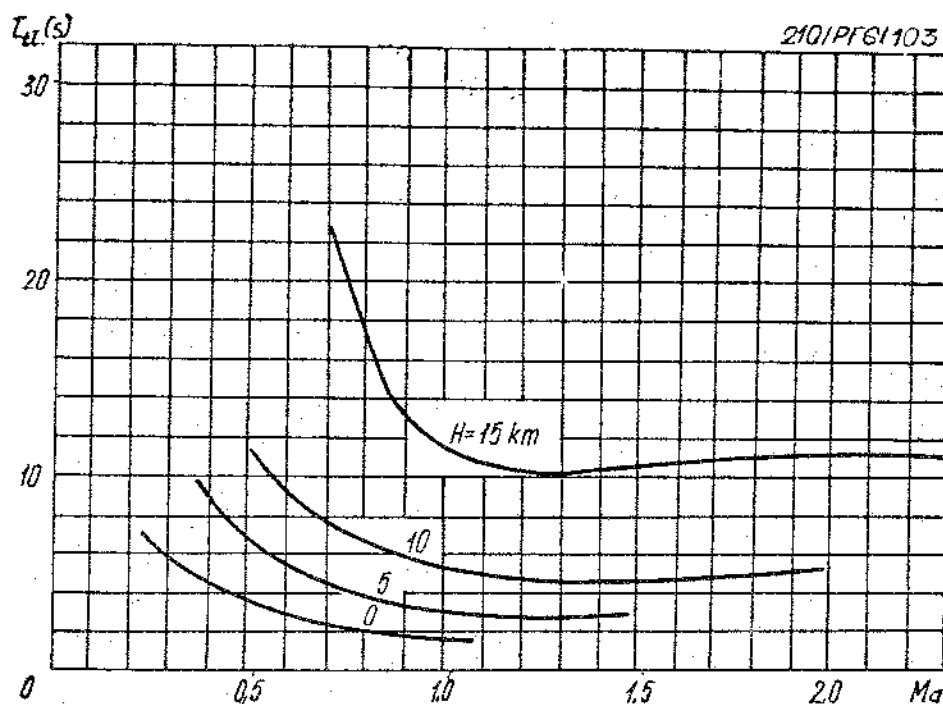
Wartość współczynnika tłumienia względnego ξ określa długotrwałość przejściowego procesu oraz wielkość zarzucenia przeciążenia. Największą wartość ξ ma w czasie lotów przy ziemi. Ze wzrostem wysokości momenty tłumiące zmniejszają się. W locie poziomym / $H = \text{const.}$ / z prędkościami poddźwiękowymi, następuje największy wzrost momentów tłumiących przy zwiększaniu prędkości, natomiast przy prędkościach naddźwiękowych, w miarę wzrostu prędkości momenty tłumiące zmniejszają się.

Czas tłumienia podłużnych krótkookresowych wahań samolotu do 5% amplitudy początkowej określa się z zależności:

$$T_{t1} = \frac{3 T_1}{\xi}$$

a współczynnik zarzucenia przeciążenia podłużnego ze wzoru:

$$\Delta n_{\text{zarz.}} = \frac{n_{\text{maks.}} - n_{\text{stat.}}}{n_{\text{stat.}}} = e - \frac{2\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}$$



Rys. 6.25. Czas tłumienia podłużnych krótkookresowych wahań samolotu /do 5% amplitudy początkowej/:

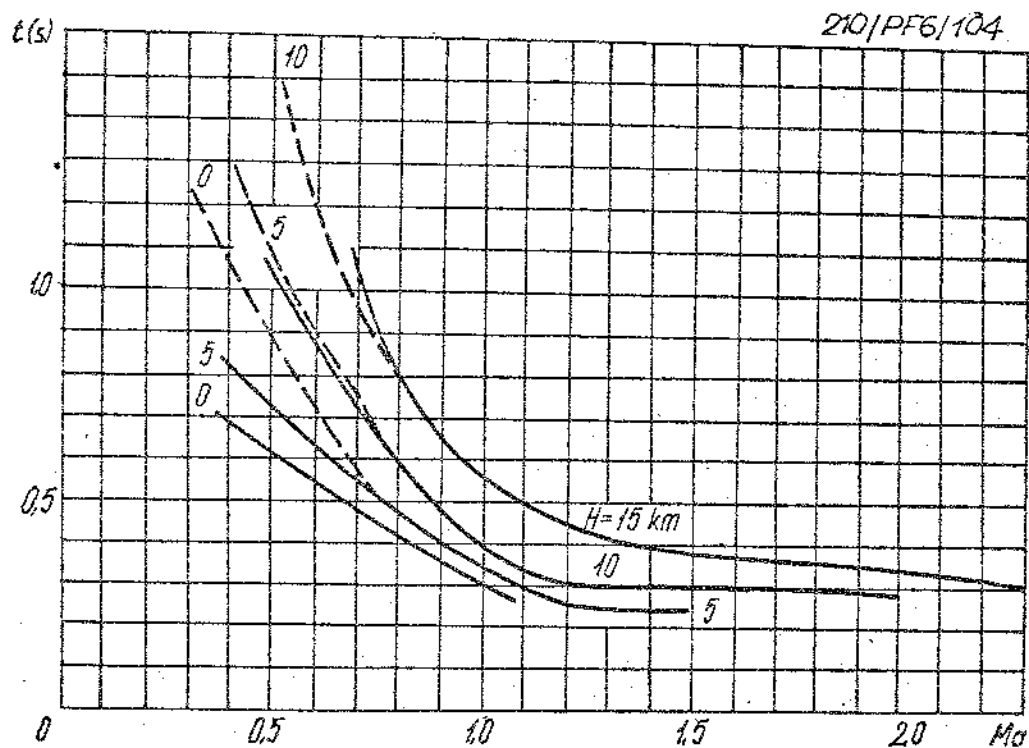
$$\chi = 74^{\circ}40'; \bar{\chi}_{\text{sc}} = 34\% \text{ SCA}$$

Czas $T_0 = f / Ma$, H / osiągnięcia pierwszej wartości przeciążenia ustalonego przy stopniowanym wychylaniu statecznika poziomego po wystąpieniu podłużnego krótkookresowego ruchu samolotu jest podany na rys. 6.26 i 6.27.

Sterowność dynamiczna samolotu zależy od zmian zakresów lotu, a sterowność statyczna jest związana z wyrównowaniem samolotu w różnych ustalonych zakresach lotu, na przykład w czasie rozpędzania samolotu na stałej wysokości.

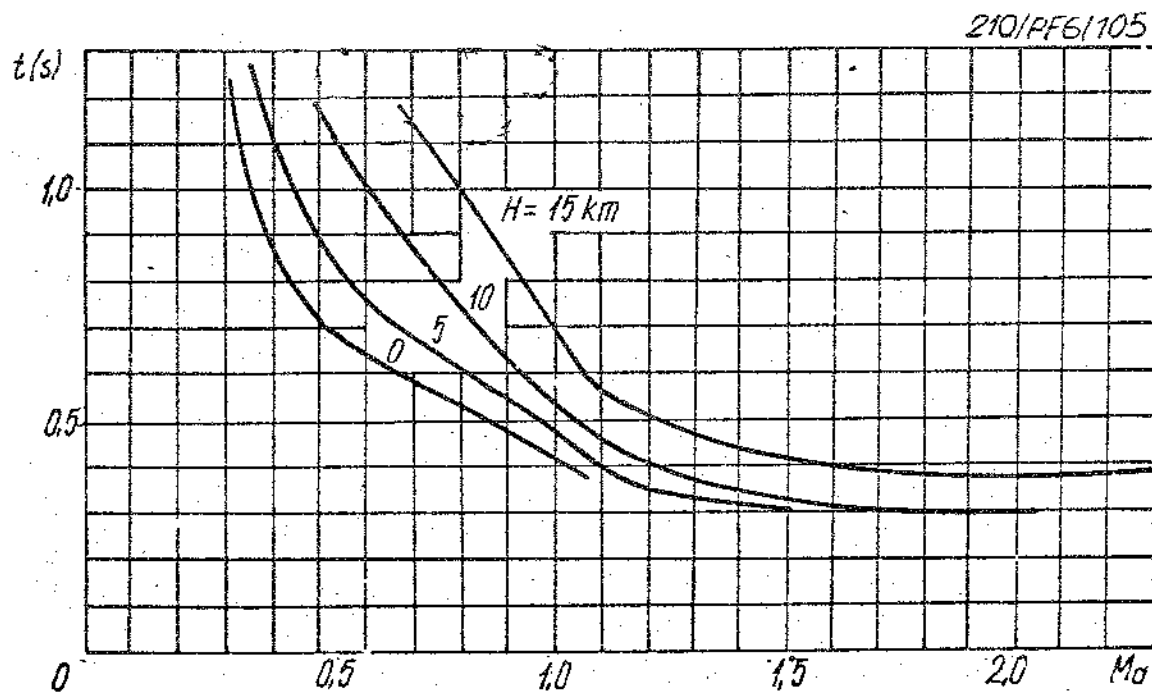
Przy zmianie prędkości lotu powstaje moment stabilizujący /dla samolotu statecznego względem prędkości/, który pilot musi zrównoważyć przez wychylenie drążka sterowego. Przy tym im większe są zmiany prędkości lotu, tym większe muszą być wychylenia drążka sterowego, a więc muszą być do niego przyłożone większe siły. Wobec tego, konieczność zrównoważenia momentu stabilizującego stwarza pilotowi możliwość wyczuwania zmian zakresu lotu /zmiana prędkości jest wyczuwalna na podstawie zmian na drążku sterowym oraz na podstawie zmian wielkości jego wychylenia/.

Podłużną sterowność samolotu określają parametry bezpośrednio odczuwane przez pilota w czasie lotu. Są nimi: przeciążenie, siły na drążku sterowym i wielkości wychylenia drążka sterowego.



Rys. 6.26. Czas osiągnięcia pierwszej wartości ustalonego przeciążenia przy stopniowym wychylaniu statecznika poziomego po wystąpieniu podłużnego krótkookresowego ruchu samolotu:

— $\alpha = 47^\circ 40'$; - - - $\alpha = 18^\circ 40'$



Rys. 6.27. Czas osiągnięcia pierwszej wartości ustalonego przeciążenia przy stopniowym wychylaniu statecznika poziomego po wystąpieniu podłużnego krótkookresowego ruchu samolotu. Kąt skosu skrzydła $\alpha = 74^\circ 40'$

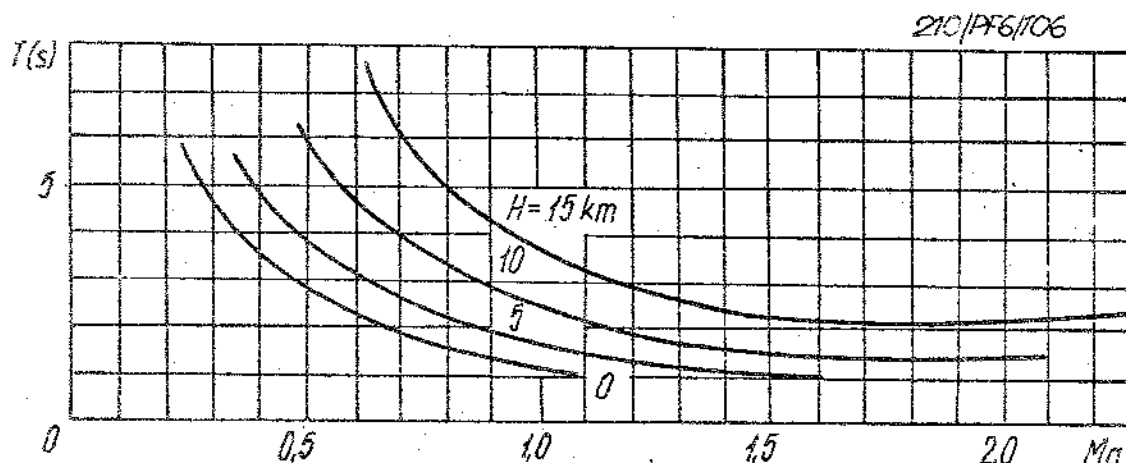
Przy praktycznej ocenie sterowności samolotu wygodnie jest posługiwać się następującymi zależnościami:

$$\frac{n_z}{P} = \frac{dP}{dn_z}; \quad X^z = \frac{dX}{dn_z}$$

określającymi odpowiednio potrzebne zmiany sił oraz wielkości wychyleń drążka sterowego w zależności od zmian przeciążenia /rys. 6.3, 6.4, 6.5, 6.6, 6.7/.

Stateczność podłużna samolotu jest przedstawiona za pomocą wykresów:

$\varphi^0 = f/Ma, H$; $X = f/Ma, H$; $P = f/Ma, H$ charakteryzujących zależności kąta wychylenia statecznika poziomego oraz wielkości wychylenia drążka sterowego od liczby Ma w prostoliniowym locie poziomym /rys. 6.8, 6.9, 6.10, 6.11, 6.12, 6.13, 6.14/.



Rys. 6.28. Okres wahań izolowanego myszkowania samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków. Kąt skosu skrzydła $\alpha = 18^\circ 40' - 74^\circ 40'$

W celu osiągnięcia zakresu lotu, w którym przy dowolnej prędkości i wysokości na drążku sterowym nie występują żadne siły, należy wykorzystać specjalny mechanizm efektu trymerowego. Mechanizm ten, odpowiednio ustawiony przez pilota, niweluje do zera siły pochodzące od mechanizmu obciążającego.

Zakres działania mechanizmu efektu trymerowego zapewnia praktycznie zmniejszenie do zera sił na drążku sterowym przy dowolnych prędkościach i wysokościach lotu. Samolot jest wyrównawany w taki sposób, że przy neutralnym położeniu mechanizmu efektu trymerowego siły na drążku sterowym są równe zero, przy prędkości lotu

$V_p = 750_{-150}^{+100}$ km/h /przy kącie skosu skrzydła $\alpha = 47^\circ 40'$.

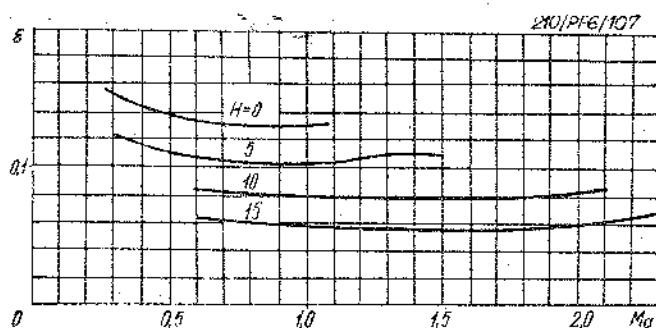
6.2. STATECZNOŚĆ I STEROWNOŚĆ BOCZNA

Charakterystyki stateczności i sterowności bocznej zależą od statycznych charakterystyk kierunkowej i poprzecznej oraz od intensywności tłumienia myszkowania i przechyleń samolotu. Boczny ruch zaburzony, podobnie jak podłużny, może być ruchem szybkim lub powolnym. Ruch powolny może być ruchem wahadłowym lub spiralnym.

Ruch spiralny jest bardzo powolny i dlatego pilot w zasadzie nie dostrzega go, zwłaszcza, że można ten ruch likwidować nieznacznymi wychyleniami organów sterowania.

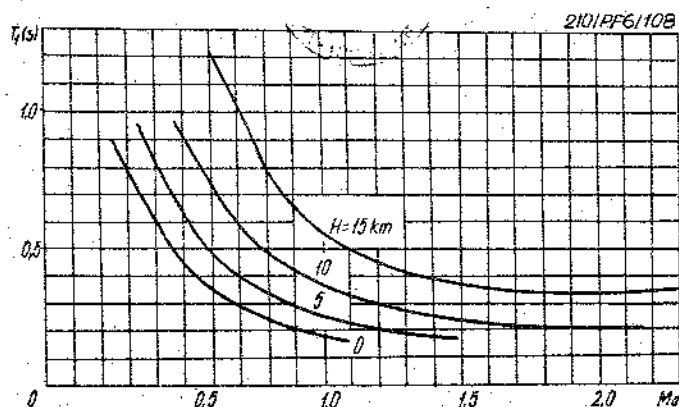
Powolny ruch boczny może mieć charakter wahadłowy wówczas, gdy samolot ma mały zapas stateczności kierunkowej przy stosunkowo dobrej stateczności poprzecznej. Boczne wahania samolotu mogą wystąpić przy liczbach Ma lotu zbliżonych do skrajnie dopuszczalnych oraz przy zaistnieniu zaburzeń zewnętrznych.

Szybkie wahania /myszkowanie/ powstają w zasadzie jako rezultat działania zaburzeń zewnętrznych oraz momentu stateczności kierunkowej. Przy tym wahanom kierunkowym towarzyszą wahania poprzeczne. Praktycznie szybkie wahania boczne są podobne do krótkookresowych wahań podłużnych.



Rys. 6.29. Współczynnik tłumienia względnego wyizolowanego myszkowania samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków rakietowych:

$$\chi = 18^{\circ}40' - 74^{\circ}40'; G = 13\,400 \text{ kg} / 131,5 \text{ kN/}$$

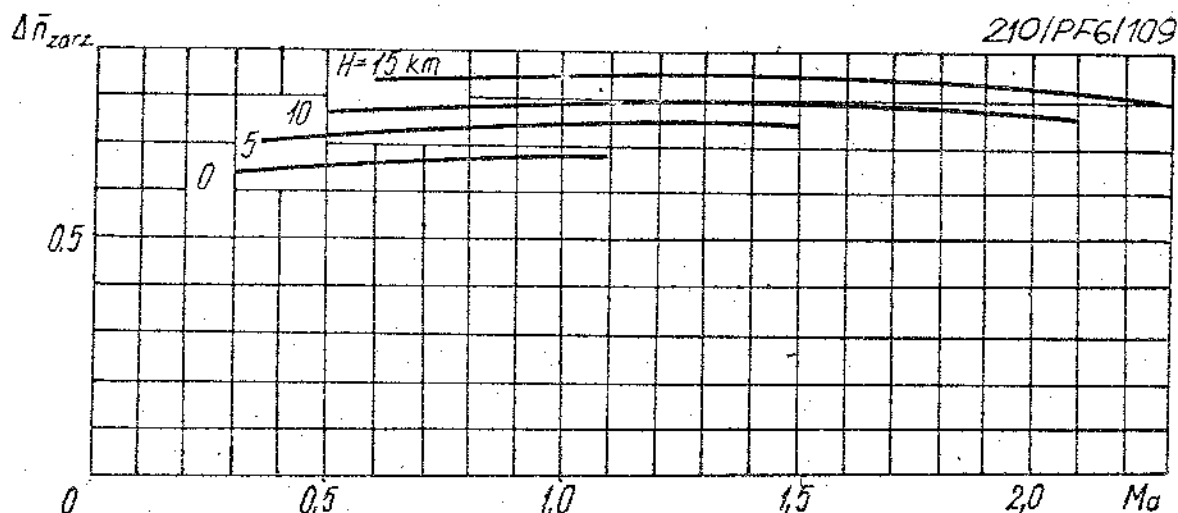


Rys. 6.30. Stała czasowa wyizolowanego myszkowania samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków:

$$\chi = 18^{\circ}40' - 74^{\circ}40'$$

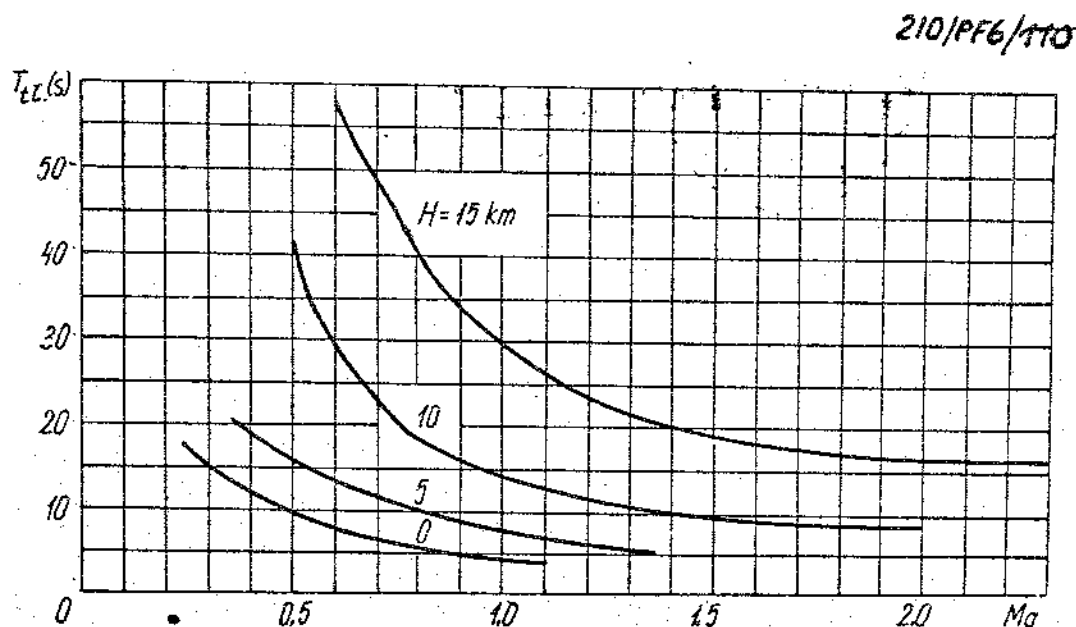
Boczna stateczność dynamiczna jest charakteryzowana przez okres swobodnych wahań T , współczynnik tłumienia względnego δ , współczynnik zarzucania przeciążenia bocznego $n_{zarz.}$, czas powrotu t /potrzebny do osiągnięcia pierwszej wartości ustalonego kąta ślizgu lub ustalonego przeciążenia bocznego przy stopniowanym wychylaniu steru kierunku/ oraz stałego czasu przechylenia i myśkowania T_1 /rys. 6.28, 6.29, 6.30, 6.31, 6.32, 6.33, 6.34 i 6.35/.

Charakterystyki skoordynowanych ślizgów samolotu przy różnych kątach skosu skrzydła w zależności od liczby Ma i wysokości lotu są przedstawione na rys. 6.34, 6.35, 6.36, 6.37, 6.38 i 6.39.



Rys. 6.31. Współczynnik zarzucania przeciążenia bocznego samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków:

$$\chi = 18^{\circ}40' - 74^{\circ}40'; G = 13\,400 \text{ kg} / 131,5 \text{ kN/}$$

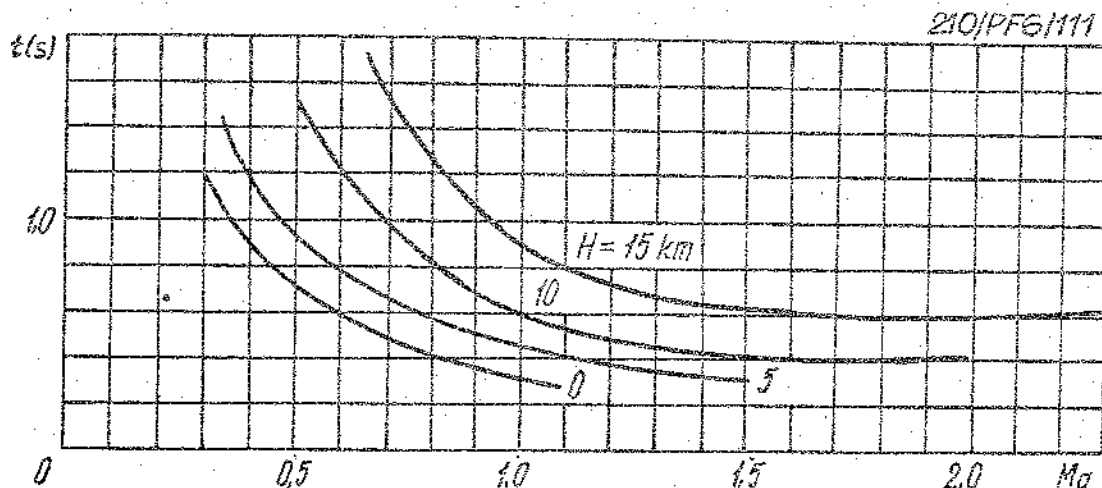


Rys. 6.32. Czas tłumienia wahań bocznych /do 5% amplitudy początkowej/ samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków:

$$\chi = 18^{\circ}40' - 74^{\circ}40'; G = 13\,400 \text{ kg} / 131,5 \text{ kN/}$$

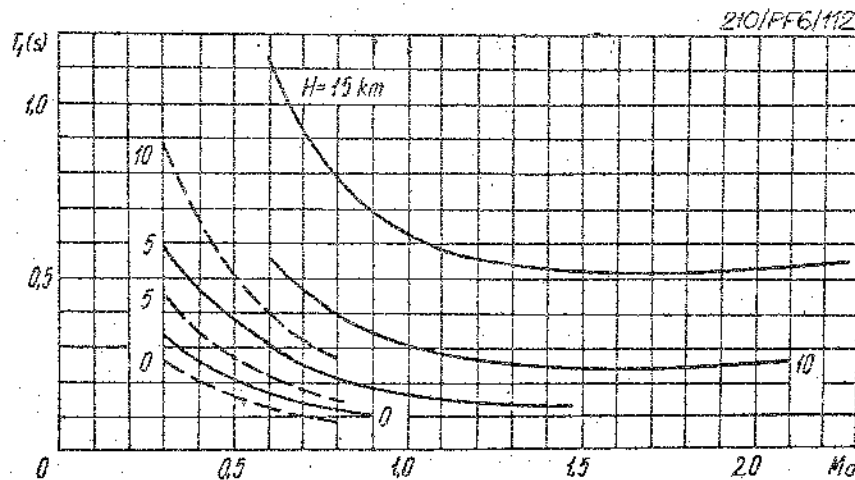
Skoordynowane ślizgi charakteryzują się występowaniem wzajemnych stosunków pomiędzy kątami przechylenia samolotu, a kątami wychylenia steru kierunku i statecznika poziomego /przy wychyleniu statecznika poziomego wychyla się na odpowiedni kąt również i interceptor/ niezbędne dla wyrównoważenia samolotu w prostoliniowym locie poziomym.

Organami poprzecznego sterowania samolotu są: różnicowo wychylany statecznik poziomy /"nożyce" statecznika poziomego/ oraz interceptory rozmieszczone na górnej powierzchni ruchomej części skrzydła. W układ sterowania interseptorami jest włączony mechanizm zmian maksymalnych kątów wychyleń interseptorów w zależności od



Rys. 6.33. Czas osiągnięcia pierwszej wartości ustalonego przeciążenia przy stopniowanym wychyleniu steru kierunku. Samolot z pociskami rakietowymi i bez pocisków rakietowych:

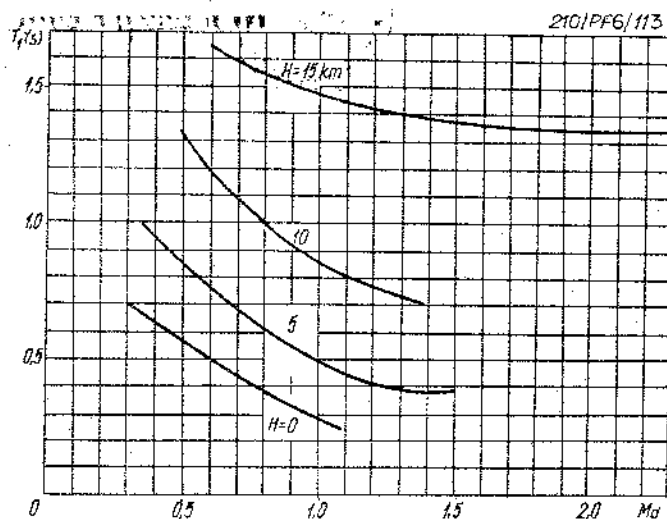
$$\alpha = 16^{\circ}40' - 74^{\circ}40'$$



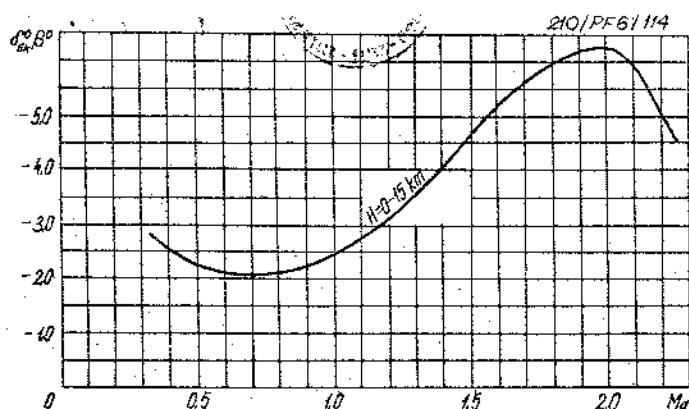
Rys. 6.34. Stała czasowa przechylenia samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków rakietowych:

$$\text{—} \alpha = 47^{\circ}40'; \text{---} \alpha = 18^{\circ}40'$$

kąta skosu skrzydła /przy $\chi = 18^{\circ}40'$ $\delta_{\text{int.}} = 45^{\circ}$, a przy $\chi = 74^{\circ}40'$ $\delta_{\text{int.}} = 0^{\circ}$. Zależność kąta wychylenia intercepterów od wielkości wychylenia drążka sterowego ma przebieg nieliniowy. Dla praktycznej oceny sterowności poprzecznej samolotu zazwyczaj korzysta się z zależności ω_x° wyrażającej prędkość kątową przechylenia przy różnicowym wychyleniu statecznika poziomego o 1° . Jeżeli kąt skosu skrzydła wynosi $18^{\circ}40'$ i $47^{\circ}40'$, to zasadniczy procent sumarycznego momentu powodującego

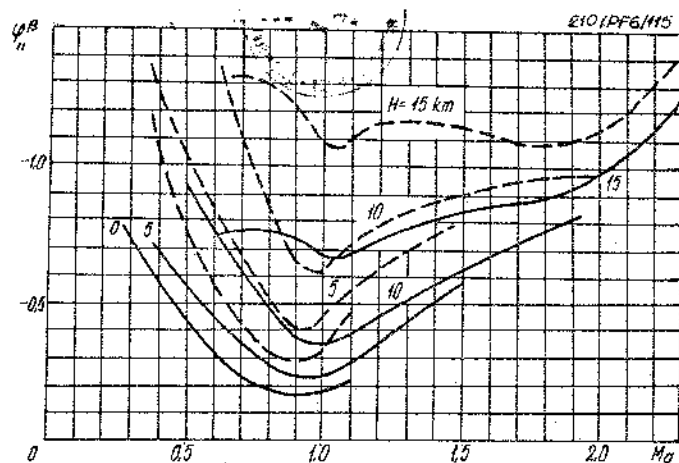


Rys. 6.35. Stała czasowa przechylenia samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków. Kąt skosu skrzydła $\chi = 74^{\circ}40'$



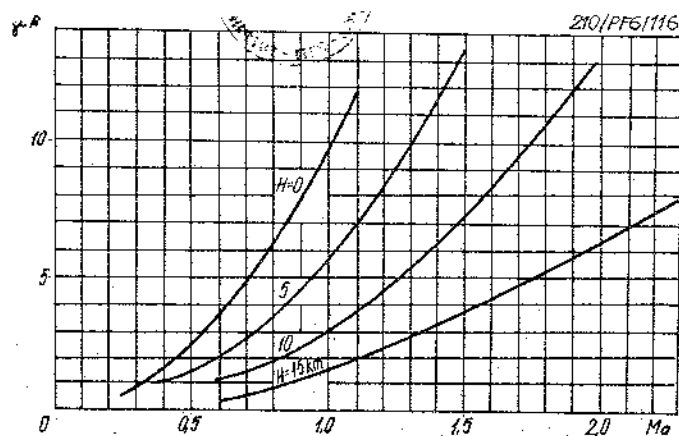
Rys. 6.36. Stosunek wzajemny pomiędzy kątami wychylenia $\delta_{\text{sk}}^{\circ}$ i β° podczas skoordynowanego ślizgu samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków rakietowych:

$$\chi = 18^{\circ}40' - 74^{\circ}40'; \eta_z = 1$$



Rys. 6.37. Stosunek wzajemny pomiędzy kątami wychylenia φ_n° i β° podczas skoordynowanego ślizgu samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków rakietowych:

$\chi = 47^\circ 40'$; $\eta_z = 1$. — $\varphi_n = 1.5^\circ - 7.2^\circ$; - - - $\varphi_n = 0 - 1.5^\circ$

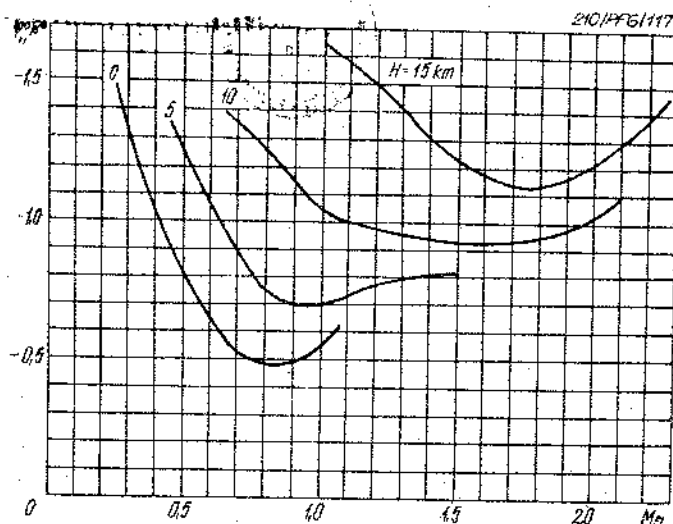


Rys. 6.38. Stosunek wzajemny pomiędzy kątami wychylenia γ° i β° podczas skoordynowanego ślizgu samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków rakietowych:

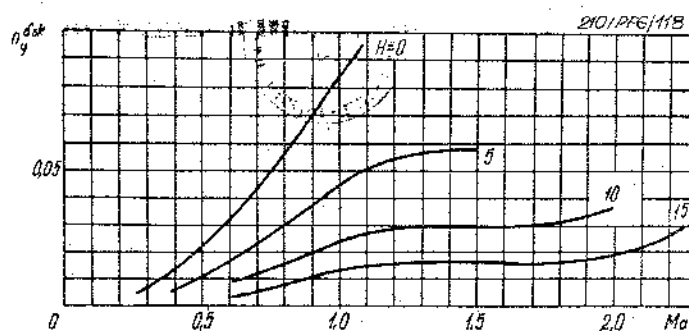
$\chi = 18^\circ 40' - 74^\circ 40'$; $\eta_z = 1$

przechylenie samolotu /lub wyprowadzenie z przechylenia/ pochodzi od wychylonych interceptorów. Jednak efektywność interceptorów zależy od kąta natarcia i maleje ona wraz z jego wzrostem.

Rozporządzalne ustalone prędkości kątowne przechylenia samolotu w zależności od liczby Ma lotu i prędkości przyrządowej są przedstawione na rys. 6.42, 6.43, 6.44, 6.45 i 6.46.

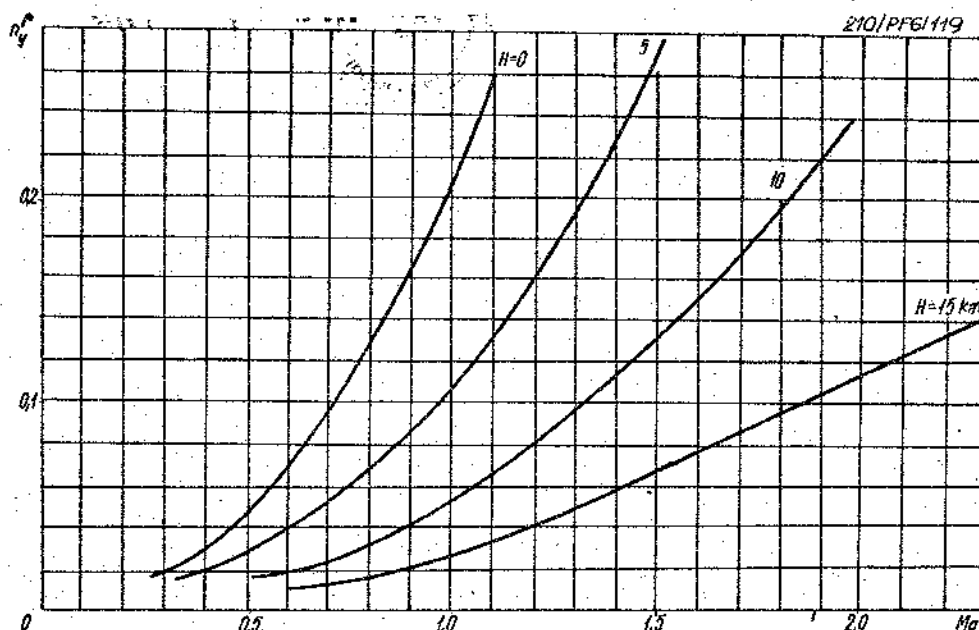


Rys. 6.39. Stosunek wzajemny pomiędzy kątami wychylenia α° i β° podczas skoordynowanego ślizgu samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków rakietowych:
 $\chi = 18^\circ 40' - 74^\circ 40'$; $\eta_z = 1$

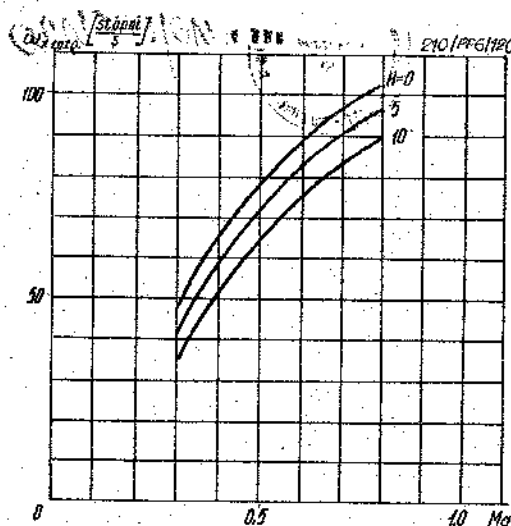


Rys. 6.40. Przeciążenie boczne powstające w czasie wychylenia steru kierunku o 1° w locie poziomym samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków:
 $\chi = 18^\circ 40' - 74^\circ 40'$; $G = 13\,400\text{ kg} / 131,5\text{ kN/}$

W miarę wzrostu kąta natarcia przy kątach skosu skrzydła $\chi = 18^\circ 40'$ i $\chi = 47^\circ 40'$ efektywność sterowania poprzecznego maleje. Tym niemniej jest ona dostatecznie wystarczająca do zapewnienia dobrego manewrowania samolotem. Przy kątach skosu skrzydła od $\chi = 18^\circ 40'$ do $\chi = 55^\circ$ maksymalny kąt "nożyc" statecznika poziomego wynosi $\pm 10^\circ$. Przy dalszym zwiększaniu skosu skrzydła następuje przełączenie układu sterowania poprzecznego i maksymalny kąt "nożyc" statecznika poziomego $\Delta \varphi$ różn. zmniejsza się do $\pm 6,5^\circ$, ponieważ przy $\chi = 74^\circ 40'$ kąt "nożyc" $\Delta \varphi = \pm 10^\circ$ powodowałby nadmierną poprzeczną sterowność samolotu.

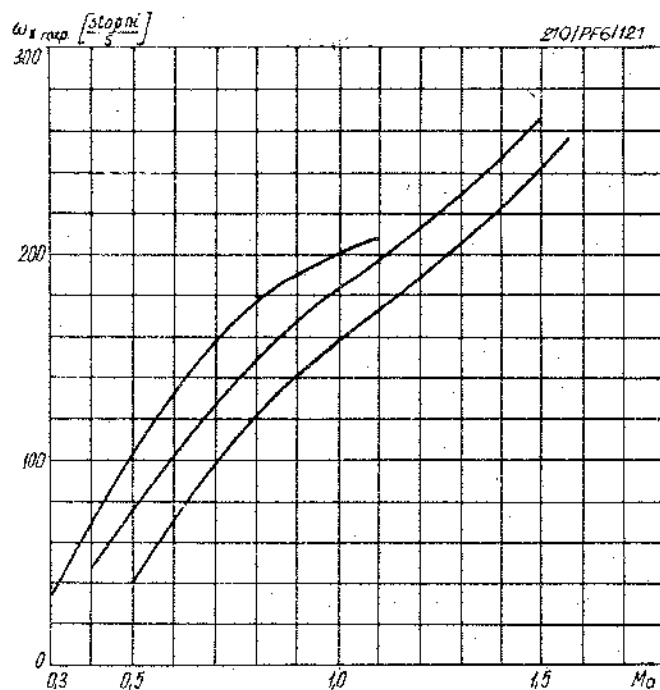


Rys. 6.41. Przeciążenie boczne powstające przy kącie ślizgu wynoszącym 1° w poziomym locie samolotu z pociskami rakietowymi i bez pocisków:
 $\chi = 18^\circ 40' - 47^\circ 40'$; $G = 13\,400\text{ kg} / 131,5\text{ kN}$



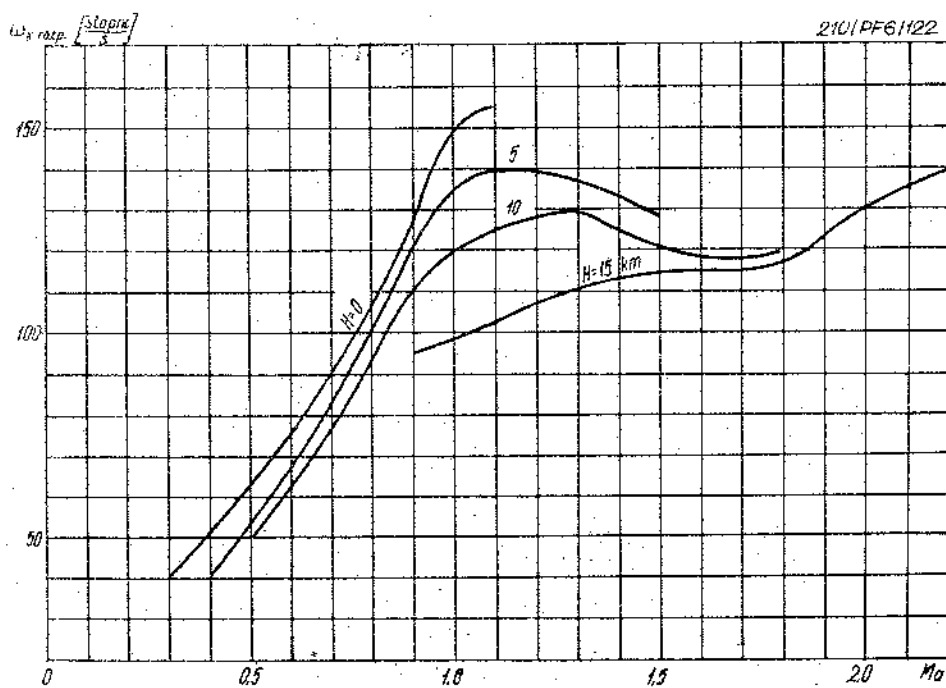
Rys. 6.42. Rozporządzalne prędkości kątowne przechylenia samolotu w locie poziomym. Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23 i bez pocisków:

$$\chi = 18^\circ 40'; \quad \frac{G}{S} = 390 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} / 3,83 \text{ kN/m}^2$$



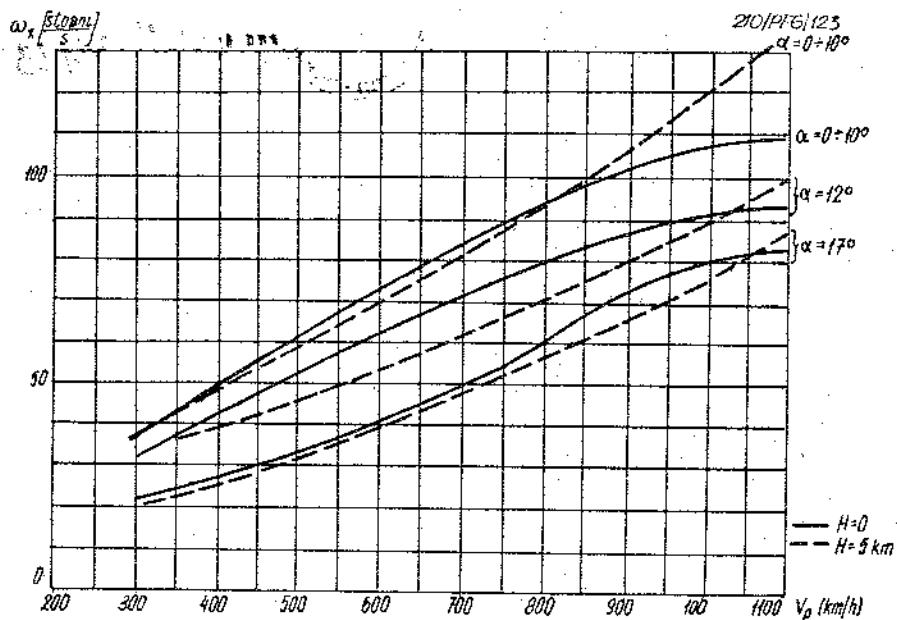
Rys. 6.43. Rozporządzalne prędkości kątowne przechylenia samolotu w locie poziomym.
Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23 i bez pocisków:

$$\chi = 47^\circ 40'; \frac{G}{S} = 390 \text{ kg/m}^2 / 3,83 \text{ kN/m}^2 /$$

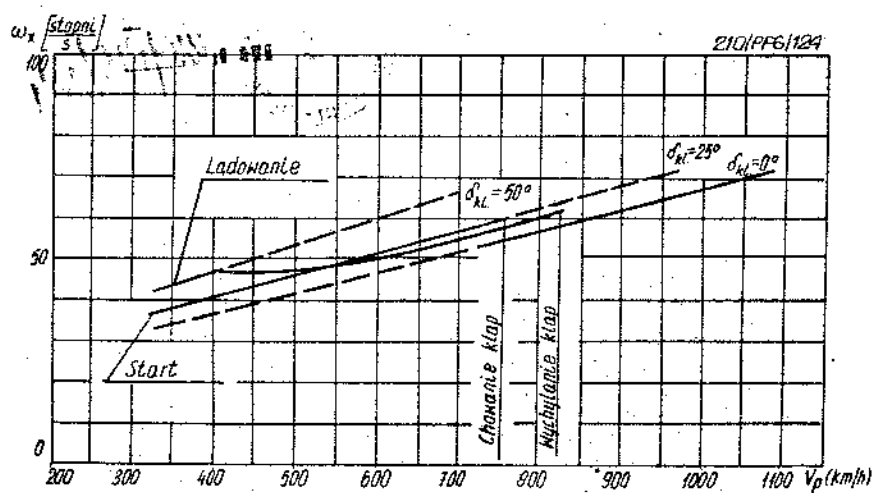


Rys. 6.44. Rozporządzalne prędkości kątowne przechylenia samolotu w locie poziomym.
Samolot z dwoma pociskami rakietowymi R-23 i bez pocisków:

$$\chi = 74^\circ 40'; \frac{G}{S} = 390 \text{ kg/m}^2 / 3,83 \text{ kN/m}^2 /$$



Rys. 6.46. Rozporządzalne prędkości kątowne przechylenia samolotu. Kąt skosu skrzydła $\chi = 47^\circ 40'$



Rys. 6.46. Rozporządzalne prędkości kątowne przechylenia samolotu w czasie startu i lądowania:

$$\chi = 18^\circ 40'; \alpha_{kl.} = 0 - 50^\circ$$

6.3. STATECZNOŚĆ I STEROWNOŚĆ SAMOLOTU PODCZAS STARTU I LĄDOWANIA / $\alpha = 18^{\circ}40'$ /

Szczególnie dobre właściwości nośne skrzydła samolotu przy minimalnym kącie skosu w połączeniu z dobrą jego statecznością i sterownością, zapewniają dobre charakterystyki startu i lądowania.

6.3.1. Stateczność i sterowność podłużna

W czasie startu i lądowania samolot jest stateczny ze względu na prędkość i występujące przeciążenia. Wpływ ziemi daje znać o sobie w zwiększonym momencie pochylającym co zmusza pilota do wychylenia do siebie drążka sterowego. W związku z tym, przy oderwaniu się samolotu od ziemi w czasie startu oraz w czasie wyrównania przed lądowaniem, powstaje zmiana podłużnego wyrównoważenia samolotu nie utrudniająca jednak jego pilotowania.

Wypuszczanie i chowanie podwozia praktycznie nie powoduje powstawania momentów podłużnych. Wychylenie klap powoduje powstanie momentu pochylającego /nurkowanie/, a chowanie - momentu zadzierającego /wznoszenie/.

Samolot ma proste kłapy, a ich kąt wychylenia zależy od prędkości przyrządowej /rys. 4.27/. W związku z tym zmiana wyrównoważenia samolotu w czasie wychylenia i chowania kłap powoduje niewielkie zmiany zarówno sił występujących na drążku sterowym, jak i wielkość jego przemieszczeń i łatwo jest niwelowana przez pilota. W czasie startu i lądowania wyrównowazające kąty wychyleń statecznika poziomego wynoszą odpowiednio $\varphi_1 = 12^{\circ}$ i $\varphi_1 = -16^{\circ}$. Świadczy to o w pełni wystarczającej efektywności statecznika poziomego w czasie startu i lądowania samolotu.

6.3.2. Stateczność i sterowność boczna

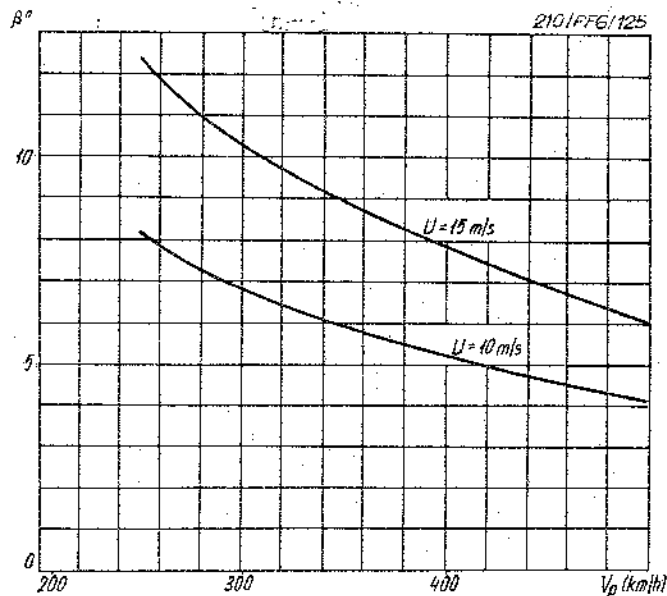
Przy wypuszczonym podwoziu samolot ma mniejszy zapas stateczności kierunkowej /w porównaniu do zapasu tej stateczności ze schowanym podwoziem/. Dzieje się tak dlatego, że przy wypuszczaniu podwozia grzebień podkadłubowy automatycznie zajmuje położenie poziome, a owiewki przedniego koła otwierając się zajmują położenie pionowe. W związku ze zmianą stateczności kierunkowej samolotu po wypuszczeniu podwozia następuje pewna zmiana jego wyrównoważenia kierunkowego /myszkowanie/. Jednak myszkowanie samolotu w czasie lądowania jest powolne, o okresie rzędu $T = 6 - 8$ s i jest efektywnie likwidowane przez pilota za pomocą wychyleń steru kierunkowego. Niezależnie od faktu zmniejszenia się stateczności kierunkowej samolotu podczas wypuszczania podwozia, jej zapas pozostaje w granicach normy przy dowolnym wariancie lądowania.

Sumaryczna efektywność sterowania poprzecznego samolotu na całym zakresie kątów natarcia α w czasie startu i lądowania / $\alpha = 10 - 12^{\circ}$ przy $\delta_{kl.} = 0^{\circ}, 25^{\circ}$ i 50° / w minimalnym stopniu zależy od kąta natarcia i w pełni wystarcza do normalnego sterowania przechyleniem samolotu.

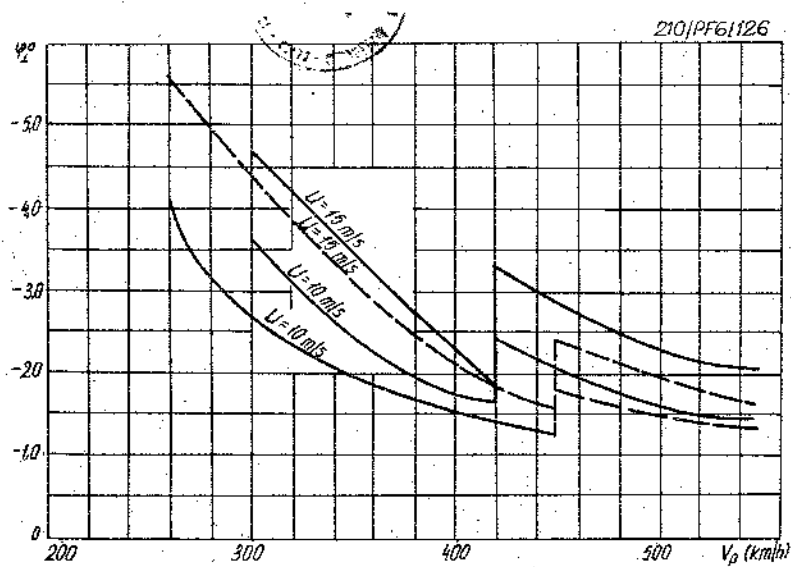
Odczuwalne zmniejszenie efektywności sterowania poprzecznego ma miejsce przy zwiększaniu kąta natarcia do $\alpha > 14 - 15^{\circ}$.

Płynną zmianę efektywności sterowania poprzecznego w zależności od kąta natarcia i bardzo małe jej zmniejszanie się, aż do kąta natarcia $\alpha = 14 - 15^{\circ}$ z wychylenymi kłapami / $\delta_{kl.} = 25^{\circ}$ i 50° /, osiągnięto przez zastosowanie slotów na krawędziach natarcia ruchomych części skrzydła.

Przy schowanym położeniu klap $\delta_{kl.} = 0$ sloty nie wychylają się, ale jak wynika z podanych wykresów, gwałtowny spadek prędkości kątowej ω_x w zakresie kątów natarcia $\alpha = 0 - 15^\circ$ nie następuje. Maksymalny kąt natarcia do jakiego można doprowadzić samolot w czasie lądowania jest ograniczony i wynosi około 13° , a to dlatego, że przy większym kącie natarcia grzebień podkadłubowy będzie ocierać o powierzchnię drogi startowej.



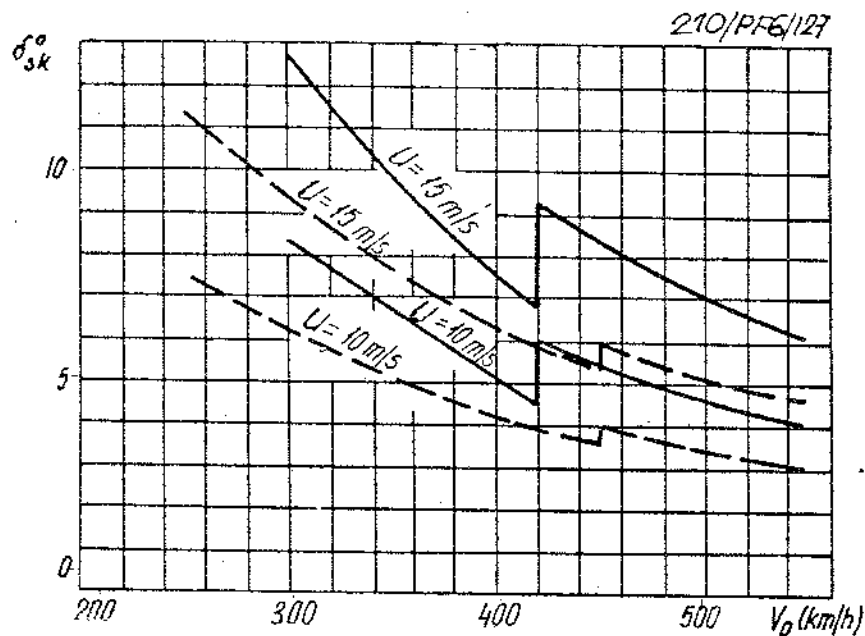
Rys. 6.47. Kąty ślizgu podczas startu i lądowania samolotu przy bocznym wietrze



Rys. 6.48. Kąty wychylenia statecznika poziomego podczas startu i lądowania samolotu niezbędne do zneutralizowania wpływu bocznego wiatru. Samolot z pociskami i bez pocisków rakietowych ale ze zbiornikiem dodatkowym. Położenie klap $0 - 50^\circ$.

Podwozie wypuszczone:

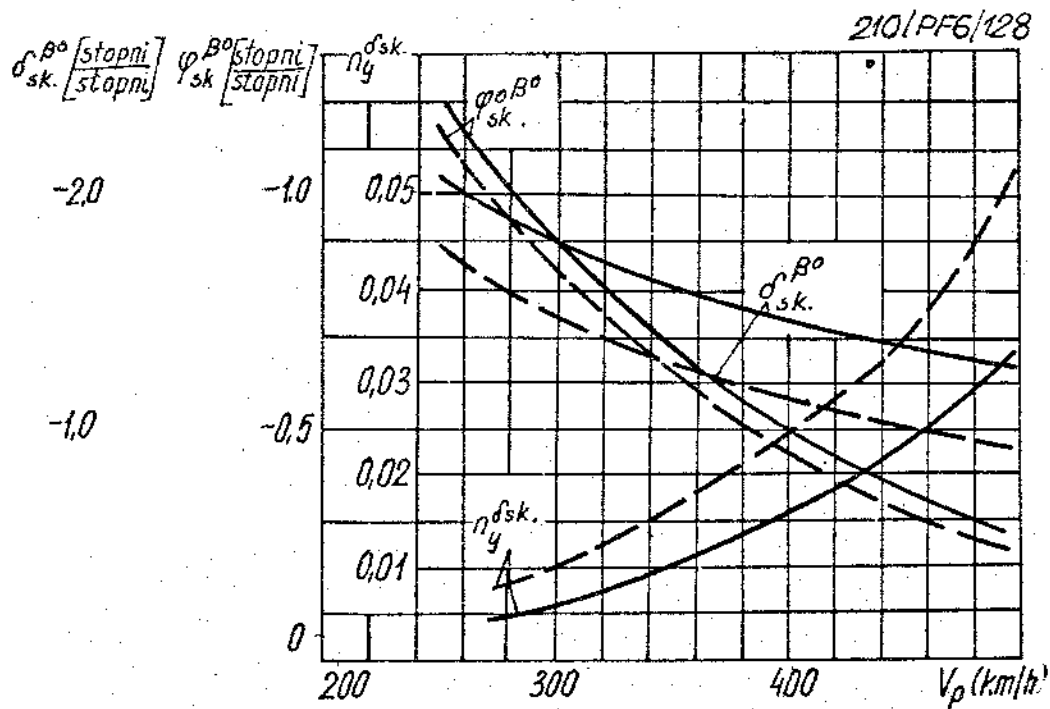
— start $G = 15\,620\text{ kg} / 153,2\text{ kN/}$; - - - lądowanie $G = 11\,800\text{ kg} / 115,8\text{ kN/}$



Rys. 6.49. Kąty wychylenia steru kierunku w czasie startu i lądowania samolotu niezbędne do zneutralizowania wpływu bocznego wiatru. Kąt skosu skrzydła $18^{\circ}40'$.

Położenie klap $0 - 50^{\circ}$. Podwozie wypuszczone:

———— start, $G = 15\,200\text{ kg} / 149,1\text{ kN/}$; ----- lądowanie; $G = 11\,800\text{ kg} / 115,8\text{ kN/}$



Rys. 6.50. Związek wzajemny między kątami wychylenia organów sterowania i kątami ślizgu oraz przeciążeniem bocznym w czasie startu i lądowania samolotu przy skoordynowanym ślizgu. Położenie klap $0 - 50^{\circ}$. Podwozie wypuszczone:

———— z pociskami rakietowymi; ----- bez pocisków rakietowych

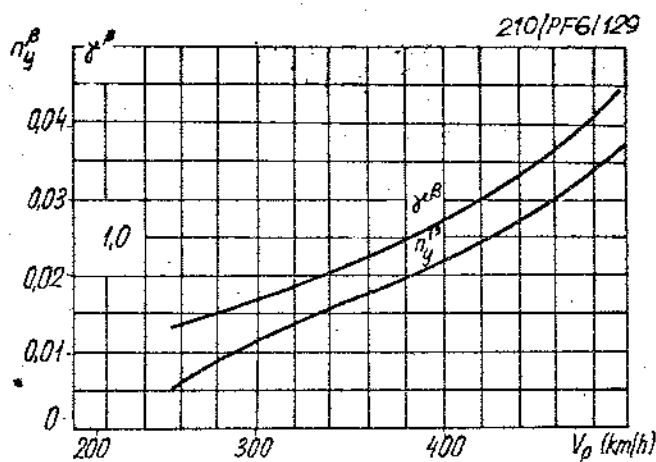
Wychylenie klap o kąt 25° i 50° zwiększa w pewnym stopniu efektywność sterowania poprzecznego.

Rozporządzalne prędkości kątowne przechylenia samolotu przy $\delta_{kl.} = 0^\circ, 25^\circ$ i 50° w zależności od prędkości przyrządowej V_p i kąta natarcia α są przedstawione na rys. 6.45 i 6.46.

Kąty ślizgu powstające przy wietrze o kierunku prostopadłym do osi drogi startowej są podane na rys. 6.47.

Kąty wychylenia organów sterowania poprzecznego samolotu niezbędne do zneutralizowania wpływu bocznego wiatru są podane na rys. 6.48 i 6.49.

Wiatr boczny wiejący z prędkością 10, a nawet 15 m/s powoduje konieczność tylko nieznacznych wychyleń organów sterowania, które wystarczają w pełni do równoważenia powstających momentów. Charakterystyki skoordynowanych ślizgów ukazujące związki między parametrami lotu β , n_y i γ z kątami wychylenia organów sterowania są przedstawione na rys. 6.50 i 6.51. Z przebiegu tych krzywych wynika, że do wykonania



Rys. 6.51. Związek wzajemny między przeciążeniem bocznym, kątem przechylenia i kątem ślizgu samolotu w czasie startu i lądowania przy skoordynowanym ślizgu.

Samolot z pociskami i bez pocisków rakietowych. Podwozie wypuszczone

skoordynowanego ślizgu potrzeba niewielkich wychyleń organów sterowania oraz nieznacznych przechyleń. Koordynacja wychylenia drążka sterowego i pedałów jest przewidywana. Dobre charakterystyki skoordynowanego ślizgu ułatwiają zajęcie do lądowania i lądowanie nawet przy znacznym bocznym wietrze.

6.4. ZACHOWANIE SIĘ SAMOLOTU PRZY DUŻYCH KĄTACH NATARCIA

Samolot w czasie lotu, startu i lądowania bez podwieszeń zewnętrznych oraz z różnymi wariantami uzbrojenia, przy kącie skosu skrzydła $\chi = 18^\circ 40'$, $47^\circ 40'$ i $74^\circ 40'$, na całym zakresie eksploatacyjnych prędkości i wysokości lotu oraz kątów natarcia /do kątów natarcia zwalania się samolotu włącznie/, ma wystarczającą stateczność statyczną względem prędkości i przeciążenia. Samolot w sposób bezpo-

redni reaguje na wychylenia organów sterowania, których efektywność jest w pełni wystarczająca do likwidowania wszelkich odchyień od ustalonych zakresów lotu pochodzących od zaburzeń zewnętrznych.

W czasie prowadzenia walki powietrznej możliwości manewrowe współczesnego samolotu są określane przez maksymalny współczynnik siły nośnej c_z maks. Wartość maksymalna c_z oraz możliwości lotu przy dużych kątach natarcia, są określane dla samolotu MiG-23MF nie przez nośne właściwości skrzydła, lecz na podstawie charakterystyk stateczności i sterowności przy dużych kątach natarcia, a przede wszystkim, na podstawie charakterystyk stateczności kierunkowej. Osiąganie dużych wartości c_z jest ograniczone wyłącznie zjawiskiem zwalania się samolotu.

Zwalanie się oraz wpadanie samolotu w korkociąg zachodzi przy liczbach Ma lotu mniejszych niż 0,85 i jest skutkiem popełnienia poważnych błędów pilotażowych, związanych przede wszystkim z wprowadzeniem samolotu na kąty natarcia większe od dopuszczalnych /okołokrytyczne i pozakrytyczne kąty natarcia/.

Nawet przy neutralnym położeniu pedałów i drążka sterowego /w sensie wychyleń poprzecznych/ samolot w czasie ewolucji, przy wejściu na kąty natarcia większe od dopuszczalnych zwala się, a następnie wpada w normalny korkociąg.

W czasie wykonywania ewolucji, przy liczbach Ma lotu większych od jedności, nawet po całkowitym wychyleniu drążka sterowego do siebie samolot nie zwala się, ponieważ wówczas wzrasta zapas stateczności podłużnej /ogniskowa samolotu wraz ze wzrostem liczby Ma przemieszcza się do tyłu/ ze względu na zmniejszenie się efektywności statecznika poziomego.

Charakterystyki zwalania się i korkociągu samolotu w zasadzie określa kąt skosu skrzydła.

Przy dowolnych konfiguracjach samolotu, podwieszenia zewnętrzne nie mają praktycznie wpływu na jego zwalanie się oraz wpadanie w korkociąg.

Występowanie kąta ślizgu β /gdy kulka chyłomierza wychodzi poza położenie środkowe o więcej niż wynosi połowa jej średnicy/ przyspiesza moment zwalania się samolotu /w odniesieniu do kąta natarcia/.

Samolot ze skrzydłem ustawionym na minimalny, średni i maksymalny kąt skosu nie wykazuje wyraźnych zjawisk aerodynamicznych /drżania, przechylenia ze skrzydła na skrzydło/ uprzedzających o zbliżaniu się do krytycznych kątów natarcia, a więc i do momentu zwalania.

6.4.1. Zwalanie się samolotu przy kącie skosu skrzydła $\alpha = 18^\circ 40'$

W czasie lotu samolotu ze skrzydłem ustawionym na kąt skosu $\alpha = 18^\circ 40'$ /klapy i podwozie schowane/ z przeciążeniem równym jedności, w przypadku utraty prędkości do mniejszej niż prędkość ewolucyjna $V_p = 330 - 320$ km/h/, przy kątach natarcia $\alpha_{rzecz.} = 11 - 18^\circ$ i $c_z = 0,75 - 0,80$, pojawiają się drżania aerodynamiczne, których intensywność wzrasta w miarę wzrostu kąta natarcia. W praktyce, równocześnie z pojawieniem się drgań aerodynamicznych występują poprzeczne wahania samolotu oraz, w mniejszym stopniu, wahania kierunkowe. Amplituda tych wahań również rośnie przy zwiększaniu kąta natarcia.

Wartość prędkości kątowej przechylenia wahań samorzutnych, trudnych do likwidowania przez pilota, dochodzi przy tym do $\omega_x = 0,3 - 0,7 \frac{1}{s}$ i utrzymuje się do momentu zwalania.

Podczas startu i lądowania samolotu z wychylonymi klapami i wypuszczonym podwoziem - wahania boczne występują przy $V_p = 245 - 260$ km/h. Kiedy kąt natarcia $\alpha_{rzecz.} = 11 - 11,5^\circ$, a c_z wynosi 1,08 - 1,1 wahania są znacznie intensywniejsze.

Przy schowanych klapach $\delta_{kl.} = 0^\circ$ i zmniejszaniu prędkości do minimalnej $V_p = 265 - 285 \text{ km/h/}$, co odpowiada kątowi natarcia $\alpha_{rzecz.} = 19,0 - 22,0^\circ$ i $c_z = 0,91 - 1,1$, następuje zwalanie się samolotu nie mające cech wpadania w korkociąg. Przejawia się ono w postaci przechyleń samolotu ze skrzydła na skrzydło i stopniowo narastającą amplitudą prędkości kątowych przechyleń i myszkowania.

Zwalanie się samolotu pilot odczuwa jako przechylenia to na lewo, to na prawo skrzydło oraz zakręt z następującym po nich pochyleniem przedniej części kadłuba.

Zwalanie się samolotu w czasie manewrowania z przeciążeniem $n > 1$, przy prędkościach większych niż minimalne, zazwyczaj ma bardziej intensywny przebieg. W miarę wzrostu kąta natarcia $\alpha_{rzecz.}$ ponad 12° powstają intensywne drgania aerodynamiczne oraz wahania samorzutne, najczęściej poprzeczne.

Zwalanie się samolotu zachodzi wówczas, jeżeli kąt natarcia osiąga wartość $\alpha_{rzecz.} = 18 - 23^\circ$. Wartość współczynnika siły nośnej początku zwalania się samolotu wynosi przy tym $c_{z\ zw.} = 0,92 - 1,14$.

Jeżeli pilot zareaguje zbyt późno, to po 3 - 5 s od wystąpienia zjawiska zwalania samolot wpada w korkociąg. Dlatego zjawisko zwalania się samolotu należy likwidować najpóźniej po 2 - 3 s od chwili jego zaistnienia.

Wyprowadzanie samolotu ze zdecydowanie rozwiniętego zwalania, charakteryzującego się jednostronnym obrotem /o widocznym kierunku/ należy dokonywać poprzez pełne wychylenie pedałów w stronę przeciwną do obrotu, a następnie wychylenie od siebie, nieco poza położenie neutralne, drążka sterowego /ściśle równoległe do podłużnej osi samolotu/.

W momencie ustania obrotu, pedały należy wycofać do położenia neutralnego, a następnie wyprowadzić samolot z lotu nurkowego. Należy przy tym pamiętać, że w czasie wyprowadzania z tego rodzaju zwalania, do lotu poziomego utrata wysokości od 2500 do 3000 m, a manewr wyprowadzania trwa od 5 do 7 s.

W czasie wyprowadzania ze zwalania, równocześnie ze zmniejszeniem się prędkości obrotowej samolotu, zmniejsza się normalne przeciążenie do $n_z = 0 - 1,0$ w momencie ustania obrotu.

6.4.2. Zwalanie się samolotu przy kącie skosu skrzydła $\chi = 47^\circ 40'$

Przy kącie skosu skrzydła $\chi = 47^\circ 40'$ utrata prędkości w locie poziomym $/n_z$ wynosi około 1,0/ do wartości mniejszej niż ewolucyjna $V_p = 250 - 280 \text{ km/h/}$, przy kątach natarcia $\alpha_{rzecz.} = 22 - 24^\circ$ i $c_z = 1,2 - 1,25$ prowadzi do tego, że samolot energicznie zwala się, a następnie wpada w korkociąg. Przy tym, aż do początku zwalania, boczne wahania są niewielkie, a drgania aerodynamiczne praktycznie nie występują.

Zwalanie się samolotu nawet przy praktycznie neutralnym położeniu organów sterowania poprzecznego i kierunkowego ma bardzo intensywny przebieg, a prędkości kątowe myszkowania i przechylenia oraz przeciążenia boczne osiągają znaczne wartości.

Wpadnięciu samolotu w korkociąg po wystąpieniu zwalania sprzyja utrzymywanie drążka sterowego w położeniu wychylonym do siebie oraz usiłowanie likwidacji bocznych ruchów przez poprzeczne jego wychylenie w kierunku przeciwnym do występującego obrotu samolotu. Zwalanie się samolotu pilot odczuwa jako zakręt ze znacznym przeciążeniem bocznym oraz wystąpienie prędkości kątowych myszkowania i przechyleń.

W czasie zwalania się samolotu przeciążenie boczne n_y , prędkość kątowna przechylenia ω_x oraz prędkości kątowne myśkowania osiągną wartości: $n_y = \pm 0,3 - 0,5$; $\omega_x = -1,0 - 2,0 \frac{1}{s}$; $\omega_z = 1,0 - 1,75 \frac{1}{s}$.

Przy prędkościach dodźwiękowych w czasie wykonywania manewrów z przeciążeniem $n_z > 1,0$ / $\chi = 47^\circ 40'$ / zwalanie się samolotu ma znacznie gwałtowniejszy przebieg niż w czasie hamowania do $V_{min.}$ w locie poziomym. Zwalaniu się samolotu towarzyszą znaczne prędkości kątowne myśkowania i przechylenia oraz duże przeciążenia boczne. Doprowadza to do energicznego wpadnięcia w korkociąg.

Intensywność wpadnięcia w korkociąg, wartości prędkości kątowych i przeciążenia, wzrastają w miarę wzrostu prędkości i liczby Ma lotu.

Prędkości kątowne przechylenia i myśkowania oraz wartość przeciążenia bocznego osiągną wartości:

$$\omega_x = 2 - 3 \frac{1}{s}; \quad \omega_z = 1,5 - 2,0 \frac{1}{s}; \quad n_y = 0,5 - 0,9$$

W czasie wykonywania manewrów z przeciążeniem $n_z > 1$ oraz podczas osiągnięcia przez samolot większych kątów natarcia /zwalanie się samolotu/ do $\alpha_{rzecz.} = 20 - 23^\circ$, występują samorzutne ślizgi i przechylenia w stronę przeciwną niż wykonywane manewry. Jeżeli samolot wykonuje manewr bez przechylenia, na przykład wyprowadzenie z nurkowania, to jako zasada powstaje przechylenie w lewo. Jeżeli manewr samolotu jest wykonywany z przechyleniem, to jego zwalanie najczęściej występuje z powstaniem ruchu bocznego w stronę przeciwną do przechylenia, a więc niejako ze zmianą przechylenia i kierunku.

W czasie zwalania się samolotu w zakręcie zmiana przechylenia i kursu zachodzi z równoczesnym wzrostem przeciążeń n_z i n_y oraz kąta pochylenia podłużnego.

Z relacji oblatywaczy wynika, że przednia część kadłuba samolotu unosi się ponad horyzont z równoczesnym samorzutnym wyjściem samolotu z przechylenia w ciągu 2 - 3 s. Następnie przód samolotu opada do dołu pod horyzont co jest skutkiem występowania ruchów bocznych.

W niektórych przypadkach zwalanie się samolotu może występować pod postacią ostrych wahań przechylańcych i kierunkowych z okresowymi /co 3 - 5 s/ zahamowaniami obrotu na pozakrytycznych kątach natarcia / $\alpha_{rzecz.} = 24^\circ$ /.

Przy kącie skosu skrzydła $\chi = 47^\circ 40'$ wyprowadzenie samolotu ze zwalania, lecz nie później niż po 3 - 4 s od początku jego powstania, jest dokonywane w podobny sposób, jak przy kącie skosu skrzydła $\chi = 18^\circ 40'$, przy którym występuje jednostronny ruch obrotowy.

Utrata wysokości przy wyprowadzeniu samolotu ze zwalania do lotu poziomego wynosi od 3500 do 4500 m. Manewr wyprowadzania trwa od 7 do 12 s.

6.4.3. Zwalanie się samolotu przy kącie skosu skrzydła $\chi = 74^\circ 40'$

Podobnie jak przy kącie skosu skrzydła $\chi = 47^\circ 40'$ zwalanie samolotu przy kącie skosu $\chi = 74^\circ 40'$ ma bardzo ostry przebieg z szybkim wpadaniem w korkociąg. Zwalanie przy $V_{p min.}$ ma mniej gwałtowny charakter, a przy prędkościach $V_p > V_{p min.}$ towarzyszą mu znaczne boczne przeciążenia i bardziej gwałtowny wzrost prędkości kątowych przechylenia i myśkowania.

W przypadku utraty prędkości w locie poziomym z przeciążeniem $n_z \approx 1,0$, samolot zwala się przy prędkości $V_{p min.} = 260 - 280 \text{ km/h}$ przy kątach natarcia $\alpha_{rzecz.} = 21 - 23^\circ$ i $c_z = 0,96 - 1,05$.

Zwalanie się samolotu w locie krzywoliniowym $/n_z > 1/$ przy liczbach Ma lotu wynoszących $0,6 - 0,8$, następuje przy kątach natarcia $\alpha_{rzecz.} = 18 - 22^\circ$ i $c_z = 0,91 - 1,03$.

Jeżeli pilot w czasie rozwijającego się boczno-obrotowego ruchu samolotu nie podejmie działań mających na celu wyprowadzenie samolotu ze zwalania, to po $4 - 6$ s wpadnie w korkociąg.

Wyprowadzenie samolotu z rozwijającego się procesu zwalania można dokonać przez całkowite wychylenie pedałów w stronę przeciwną do kierunku obrotu samolotu, a następnie, wychylenie od siebie, nieco poza położenie neutralne, drążka sterowego równoległe do osi podłużnej samolotu. W momencie ustania ruchu obrotowego pedały należy ustawić w położenie neutralne. Wyprowadzenie samolotu ze zwalania do lotu poziomego podaną wyżej metodą trwa nie więcej niż $7 - 10$ s, a utrata wysokości wynosi od $3\ 500$ do $4\ 500$ m.

6.4.4. Korkociąg samolotu

Samolot z kątem skosu skrzydła $\chi = 18^\circ 40'$, $47^\circ 40'$ i $74^\circ 40'$ wchodzi w prawy i w lewy normalny korkociąg.

Samolot wchodzi w korkociąg zarówno przy minimalnych prędkościach lotu, jak i przy prędkościach znacznie większych od minimalnych. Korkociąg samolotu ma różnorodny przebieg.

Przy wszystkich kątach skosu skrzydła, w zależności od położenia organów sterowania oraz początkowych warunków wpadania w korkociąg rozróżniamy:

- niestateczny korkociąg typu "opadanie liściem";
- stateczny korkociąg stromy /równomierny lub z wahaniami/ o czasie wykonywania jednego zwoju trwającego $6,5 - 3,5$ s przy średnim kącie natarcia $\alpha_{\text{śr.}} = 40 - 55^\circ$;
- stateczny korkociąg płaski /równomierny lub z wahaniami/ o czasie wykonywania jednego zwoju wynoszącego $3,5 - 2,5$ s przy średnim kącie natarcia $\alpha_{\text{śr.}} = 60 - 70^\circ$.

Prawy korkociąg samolotu przy wszystkich kątach skosu skrzydła ma z zasady większe wahania i jest bardziej stromy. Różni się od korkociągu lewego mniejszą intensywnością ruchu obrotowego i mniejszą amplitudą wahań. Kąty natarcia w prawym korkociągu są nieco mniejsze niż w lewym.

Korkociąg niestateczny charakteryzuje się, cyklicznymi zmianami kierunku obrotu wokół osi X /przechylenie/ oraz osi Z /myszgowanie/. Występują w nim również zmiany prędkości kątowych oraz całkowity zanik ruchów obrotowych. Tego rodzaju korkociąg najczęściej powstaje po zwaleniu się samolotu przy neutralnym położeniu kierunkowych i poprzecznych organów sterowania.

Samolot wpada w stromy korkociąg po całkowitym wychyleniu drążka sterowego do siebie równoległe do osi podłużnej samolotu /nie ma przechylenia/ i przy neutralnym położeniu pedałów lub przy wychyleniu tych pedałów w kierunku zgodnym z obrótami samolotu w korkociągu. Korkociąg z wahaniami charakteryzuje się narastaniem amplitudy wahań poprzecznych i podłużnych oraz wzrostem przeciążeń normalnych i bocznych. Zazwyczaj korkociąg taki po $10 - 20$ s /2 - 4 zwoje/ samorzutnie ustaje, i to nawet wówczas, gdy organy sterowania samolotem są ustawione zgodnie z kierunkiem korkociągu, a samolot wpada w korkociąg niestateczny typu "opadanie liściem".

W stateczny korkociąg płaski samolot wpada przy wychyleniu drążka sterowego w kierunku przeciwnym do obrotu więcej niż o połowę ruchu całkowitego z równoczesnym wychyleniem go od siebie do położenia neutralnego /przy położeniu pedałów zgodnym

z kierunkiem korkociągu lub ustawionych w położeniu neutralnym/. Całkowite wychylenie drążka sterowego do siebie zazwyczaj sprzyja powstaniu korkociągu z wahaniami.

Korkociąg płaski charakteryzuje się bardzo intensywnymi obrotami $/t_{\text{zwoju}} \approx 3 \text{ s}/$ punkty orientacyjne w przestrzeni zlewają się, przednia część kadłuba samolotu waha się w stosunku do linii horyzontu /kąt między podłużną osią samolotu i horyzontem wynosi 30° i mniej/, wskazówka prędkościomierza waha się wskazując $V_p = 0 - 100 \text{ km/h}$, na pilota działa duże przeciążenie boczne n_y oraz ujemne przeciążenie podłużne /pilota "ciągnie do przodu"/, a normalne przeciążenie jest mniejsze od jedności/ pilot jest "wyciągany" z fotela do góry/.

Po wpadnięciu samolotu w korkociąg należy wyłączyć silnik. Podczas ostrego zwalania się samolotu i wpadnięciu w korkociąg przy pracy silnika z wyłączonym dopalaczem, w tym również przy pracy na obrotach minimalnych, często powstaje pompaż silnika oraz bardzo szybki wzrost temperatury gazów za turbiną.

6.4.5. Wyprowadzenie samolotu z korkociągu

Wyprowadzenie samolotu z korkociągu wymaga od pilota wykonania w odpowiednim czasie zdecydowanych i w pełni skoordynowanych ruchów organami sterowania.

W celu wyprowadzenia samolotu ze statecznego korkociągu stromego należy całkowicie wychylić pedały w kierunku przeciwnym do obrotów samolotu, a następnie wychylić drążek sterowy od siebie, nieco za położenie neutralne /nie całkowicie wyrównowążające, lecz odpowiadające neutralnemu położeniu urządzenia efektu trymerowego statecznika poziomego/, ściśle równoległa do podłużnej osi samolotu /biała linia na tablicy przyrządów/. Przy tym ~~z a b r a n i a~~ się wychylenia drążka sterowego w kierunku przeciwnym do obrotów samolotu.

W momencie ustania ruchu obrotowego samolotu drążek sterowy i pedały należy koniecznie ustawić w położenie neutralne.

Zasadniczymi kryteriami świadczącymi o wyjściu samolotu z korkociągu są: zmniejszenie przeciążenia normalnego do zera, po którym następuje ustanie ruchu obrotowego i zmniejszenie kąta natarcia do wartości mniejszej niż krytyczna oraz wzrost prędkości.

Wyprowadzenie samolotu z lotu nurkowego po ustaniu korkociągu należy rozpocząć przy prędkości nie mniejszej niż 400 km/h i kontynuować przy kątach natarcia nie większych niż $20 - 22^\circ$ /według wskaźnika kąta natarcia UUA/ przy kątach skosu skrzydła $\gamma = 47^\circ$ i 74° oraz przy kątach natarcia $14 - 18^\circ$ przy $\gamma = 18^\circ 40'$.

Utrata wysokości w czasie wyprowadzania samolotu ze statecznego korkociągu stromego przy wyżej podanych warunkach wyprowadzania waha się od 4000 do 4500 m . Czas wyjścia samolotu na dokrytyczne kąty natarcia wynosi $4 - 8 \text{ s}$.

W celu wyprowadzenia samolotu ze statecznego korkociągu płaskiego /równomiernego i z wahaniami/ przy kątach skosu skrzydła $\gamma = 18^\circ 40'$, $47^\circ 40'$ i $74^\circ 40'$, należy równocześnie z pełnym wychyleniem pedałów w kierunku przeciwnym do obrotów samolotu, całkowicie wychylić drążek do siebie i w kierunku obrotów samolotu /po przekątnej/, a następnie, w momencie ustania obrotów samolotu, równomiernie ustawić drążek sterowy i pedały w położenie neutralne. Przy tym czas wyjścia samolotu na dokrytyczne kąty natarcia /ustanie obrotów samolotu/ może dochodzić od 8 do 12 s . Wyprowadzenie samolotu z korkociągowego lotu nurkowego należy dokonywać w podany wyżej sposób.

Utrata wysokości w czasie wyprowadzania ze statecznego korkociągu płaskiego wynosi od 3500 do 4500 m .

Należy podkreślić, że wyprowadzenie samolotu ze statycznego korkociągu płaskiego podaną wyżej metodą jest dość trudne dla pilotów nie mających doświadczenia w tego rodzaju lotach. Mimo to nie wyklucza się możliwości jej stosowania przez pilotów liniowych w takim przypadku, kiedy zastosowane inne prostsze metody wyprowadzania z korkociągu okazują się nieskuteczne, a zapas wysokości jest wystarczająco bezpieczny. Złożoność podanej metody polega na tym, że pilot może popełnić charakterystyczny błąd wychylając drążek sterowy w kierunku przeciwnym do obrotu samolotu, co może utrudnić wyprowadzenie z korkociągu lub zwiększyć czas wyprowadzenia.

Ponadto metoda ta wymaga od pilota ścisłego określenia momentu ustania obrotów samolotu, a więc momentu ustawienia organów sterowania w położenie neutralne.

Przedwczesne lub zbyt późne ustawienie organów sterowania w położenie neutralne może spowodować przejście samolotu w stateczny korkociąg stromy o takim samym lub przeciwnym do poprzedniego ruchu obrotowego. I tak na przykład w jednym z zakresów korkociągu, natychmiast po ustawieniu organów sterowania na wyprowadzenie z korkociągu wyżej podaną metodą, prędkość kątową myśkowania zmniejszyła się do zera w ciągu 5 - 6 s, a wartość prędkości przyrządowej wzrosła do $V_p = 250 - 300$ km/h. Samolot jednak nie wychodził na dokrytyczne kąty natarcia /według wskazań UUA kąty natarcia samolotu mają wartość graniczną/ i nastąpiła zmiana kierunku obrotów. Ustanie obrotów nastąpiło po wychyleniu pedałów w kierunku przeciwnym do obrotów samolotu przy praktycznie neutralnym położeniu drążka sterowego w czasie 4 - 8 s. W tym przypadku ogólny czas wyjścia z korkociągu wynosi od 11 do 18 s, zamiast 8 - 10 s przy energicznym i prawidłowym wychyleniu organów sterowania.

7. UKŁAD STEROWANIA

Układ sterowania samolotem składa się z trzech oddzielnych układów: podłużnego, poprzecznego i kierunkowego.

W celu umożliwienia automatycznego sterowania, samolot wyposażono w system SAU-23-A sterujący wszystkimi układami.

Organami sterowania samolotem są: obrotowy, różnicowo wychylający się statecznik poziomy, interceptyory i ster kierunku. Są one wychylane za pomocą wzmacniaczy hydraulicznych zasilanych przez dwie instalacje hydrauliczne: zasadniczą i wzmacniaczy hydraulicznych.

7.1. UKŁAD STEROWANIA PODŁUŻNEGO

Układ sterowania podłużnego samolotem składa się z drążka sterowego, mechanizmu obciążającego wraz z mechanizmem efektu trymerowego, mechanizmu nieliniowego, urządzenia tłumiącego, dwóch napędów siłowych, automatu regulacji obciążenia, cięgier i wahaczy oraz statecznika poziomego.

Maksymalny ruch drążka sterowego od położenia neutralnego wynosi:

- przy wychyleniu do siebie - 215 mm;
- przy wychyleniu od siebie - 55 mm.

Mechanizm efektu trymerowego służy do zdejmowania obciążeń z drążka sterowego.

Przy włączonym SAU-23-A napęd siłowy mechanizmu efektu trymerowego jest wykorzystany jako jego napęd siłowy.

Urządzenie RAU-107 znajduje się poza mechanizmem nieliniowym i działa w układzie SAU mając za zadanie:

- stabilizację nakazanego zakresu lotu oraz tłumienia wahań podłużnych;
- sprowadzenie do horyzontu i tłumienie wahań;
- zabezpieczenie automatycznego i półautomatycznego zejścia do lądowania.

Napędami siłowymi statecznika poziomego są dwa dwukomorowe i nieodwracalne wzmacniacze hydrauliczne BU-170 A /jeden wzmacniacz steruje jedną połową statecznika poziomego/.

Rozporządzalny moment zawiasowy jednego wzmacniacza hydraulicznego przy działaniu obu komór pod ciśnieniem $p = 210 \text{ kg/cm}^2 / 20,6 \text{ MPa} /$ przy $\omega_{\text{st.poz.}} = 0$ wynosi $M_{\text{zaw.}} = 1200 \text{ kgm} / 11,78 \text{ kN} \cdot \text{m} /$.

Maksymalna prędkość wychylenia statecznika poziomego /przy $M_{\text{zaw.}} = 0$ / wynosi $45^\circ/\text{s}$.

Maksymalne kąty wychylenia połówek statecznika poziomego przy wychyleniu drążka sterowego wynoszą:

- do siebie -24° /prostopadle do osi obrotu/;
- od siebie $+8,5^\circ$ /prostopadle do osi obrotu/.

W układ sterowania podłużnego jest wmontowany system obciążenia drążka sterowego ARZ-1A-5 serii działający na zasadzie zmian naporu dynamicznego i wysokości lotu. System ten jest wyrównowywany w zależności od kąta skosu skrzydła.

7.2. UKŁAD STEROWANIA POPRZECZNEGO

Układ sterowania poprzecznego samolotem składa się z drążka sterowego, mechanizmu obciążającego wraz z mechanizmem efektu trymerowego, nieliniowego mechanizmu interceptorów, mechanizmu tłumienia, cięgla i wahaczy oraz z interceptorów i różnicowo wychylanego statecznika poziomego.

Maksymalne wychylenie drążka sterowego w kierunku poprzecznym wynosi $\pm 123 \text{ mm}$.

Poprzeczne wychylenie drążka sterowego /przy wszystkich wartościach kąta skosu skrzydła z wyjątkiem wartości maksymalnej $\chi = 74^\circ 40'$ / powoduje równoczesne wychylenie interceptorów oraz różnicowe wychylenie statecznika poziomego.

Poprzeczne przemieszczenie drążka sterowego powoduje wychylenie interceptorów według zależności nieliniowej, natomiast różnicowe wychylenie statecznika poziomego - według zależności liniowej.

Maksymalny kąt "nożyc" między prawą i lewą częścią statecznika poziomego przy kącie skosu skrzydła $\chi < 55^\circ$ wynosi $\pm 10^\circ$, a przy kącie skosu skrzydła $\chi > 55^\circ$ następuje przełączenie układu sterowania i maksymalny kąt "nożyc" zmniejsza się do $\pm 6^\circ 30'$.

Kąty wychylenia interceptorów w zależności od przemieszczenia poprzecznego drążka sterowego zależą od kąta skosu skrzydła.

Mechanizm efektu trymerowego przechylenia ma za zadanie zdejmowanie obciążeń z drążka sterowego w czasie poprzecznego sterowania samolotem.

Przy włączonym SAU-23-A napęd siłowy mechanizmu efektu trymerowego jest wykorzystywany jako napęd SAU-23-A.

Urządzenie przechylenia RAU-107 ustawia się przed mechanizmem różnicowym statecznika poziomego i różnicowo wychyla się jego obie części /interceptory wówczas nie wychylają się/.

Napędami siłowymi interceptorów są dwa nieodwracalne dwukomorowe wzmacniacze hydrauliczne RAU-190A /po jednym wzmacniaczu na lewą i prawą ruchomą część skrzydła/.

Maksymalny moment zawieszowy jednego wzmacniacza hydraulicznego BU-190A przy działaniu obu jego komór wynosi $M_{zaw.} = 223 \text{ kgm} / 2,2 \text{ kNm} /$ przy ciśnieniu w instalacji hydraulicznej $p = 210 \text{ kg/cm}^2 / 20,6 \text{ MPa} /$ i przy $\delta_{int.} = 0^\circ /$.

7.3. KIERUNKOWY UKŁAD STEROWANIA

Układ sterowania kierunkowego składa się z pedałów, hydraulicznego mechanizmu obciążającego pedały, mechanizmu efektu trymerowego, urządzenia tłumiącego, wzmacniacza hydraulicznego BU-270, ciężkiej i wahaczy oraz steru kierunku.

Obciążenie pedałów jest różne - inne w czasie startu i lądowania samolotu, a inne w czasie jego lotu. Sygnałem przełączającym mechanizm obciążający pedały na zakres obciążenia w locie jest schowanie podwozia, natomiast przejście na zakres obciążenia w czasie lądowania sygnalizuje wypuszczenie podwozia.

Maksymalne przemieszczenie pedałów wynosi $\pm 80 \text{ mm}$. Kąty wychylenia steru kierunku są proporcjonalne do wielkości przemieszczenia pedałów /zależność liniowa/. Urządzenie RAU-107 w układzie sterowania kierunkowego spełnia rolę tłumika wahań kierunkowych.

Napędem siłowym steru kierunku jest jednokomorowy nieodwracalny wzmacniacz - hydrauliczny BU-107. Jest on w stanie wytworzyć moment zawieszowy $M_{zaw.} = 89 \text{ kgm} / 6,77 \text{ hNm} /$ przy ciśnieniu w instalacji hydraulicznej $p = 210 \text{ kg/cm}^2 / 20,6 \text{ MPa} /$ i przy $\delta_{sk} = 0^\circ /$.

Wzmacniacz hydrauliczny steru kierunku oraz mechanizm obciążający pedały są zasilane tylko z zasadniczej instalacji hydraulicznej samolotu.

Jeżeli nastąpi uszkodzenie zasadniczej instalacji hydraulicznej samolotu, to ster kierunku wychyla bezpośrednio pilot naciskając nogami na pedały.

7.4. UKŁAD STEROWANIA KĄTEM SKOSU SKRZYDŁA

Układ sterowania kątem skosu skrzydła składa się z mechanizmu obrotu skrzydła, dźwigni sterowania oraz wskaźnika położenia skrzydła.

Siłowy napęd mechanizmu obrotu skrzydła jest zasilany równocześnie z zasadniczej instalacji hydraulicznej i instalacji wzmacniaczy hydraulicznych samolotu.

W przypadkach awaryjnych /zgaśnięcie silnika/ mechanizm obrotu skrzydła jest zasilany przez pompę instalacji wzmacniaczy hydraulicznych.

Układ sterowania kątem skosu skrzydła zapewnia płynną zmianę jego położenia od $\chi = 16^\circ$ do $\chi = 72^\circ$.

U w a g a. Oznakowanie podziałki przy dźwigni sterowania ma zmniejszone o $2^\circ 40'$ wartości w porównaniu do rzeczywistych kątów skosu skrzydła mierzonych do jego krawędzi natarcia. Wynika to ze zmian konstrukcyjnych skrzydła jakich dokonano na nowszych seriach samolotu. I tak na przykład przy wskazaniach kąta skosu $\chi = 16^\circ$ w rzeczywistości wynosi on $18^\circ 40'$, przy $45^\circ - 47^\circ 40'$ i przy $72^\circ - 74^\circ 40'$.

Sterowanie przestawieniem obu ruchomych części skrzydła jest dokonywane z kabiny pilota przez ustawienie dźwigni w jedno z trzech blokowanych położenia oznaczonych odpowiednio: " 16° ", " 45° " i " 72° ".

Skrajne przednie położenie dźwigni sterowania odpowiada minimalnemu kątowi skosu skrzydła. Położenie skrzydła pilot kontroluje na podstawie wskazań kąta skosu.

Maksymalna prędkość kątowa obrotu skrzydła wynosi około $3,5^\circ/\text{s}$. Czas przestawienia skrzydła z minimalnego kąta skosu na maksymalny /przy obrotach silnika $n = 0,8 n_{maks.}$ / wynosi od 16 do 20 s.

Jeżeli mechanizm obrotu skrzydła jest zasilany tylko z jednej instalacji hydraulicznej, to prędkość kątowna obrotu zmniejsza się dwukrotnie. Przy zasilaniu mechanizmu przez pompę instalacji wzmacniaczy hydraulicznych, skrzydło zmienia swój kąt skosu z prędkością kątową równą około $1^\circ/\text{s}$. Jeżeli w tym czasie pilot posługuje się organami sterowania z maksymalnymi prędkościami przekładania, to ruch skrzydła może na pewien czas w ogóle ustać.

Moment zawiasowy pochodzący od napędu siłowego mechanizmu obrotu skrzydła przy jego przedstawianiu z wyżej podanymi prędkościami wynosi $M_{\text{zaw.}} = 4850 \text{ kgm} / 47,6 \text{ kNm/}$.

W celu wyeliminowania przypadków lotu samolotu z prędkościami oraz liczbami Ma przekraczającymi dopuszczalne dla danego kąta skosu skrzydła, w kabinie na wskaźniku DSK-1 znajduje się sygnalizacja ostrzegawcza.

8. MATERIAŁY POMOCNICZE DO CHARAKTERYSTYK SAMOLOTU W LOCIE

8.1. OKREŚLANIE PRĘDKOŚCI I WYSOKOŚCI LOTU

Prędkość samolotu można określać względem ziemi lub względem napływającego strumienia powietrza. Wysokość lotu określa się względem ziemi /odległość geometryczna/ lub na podstawie wartości ciśnienia atmosferycznego /wysokość barometryczna/.

W kabinie samolotu znajdują się przyrządy określające prędkość samolotu względem napływającego strumienia powietrza oraz wysokość lotu na podstawie ciśnienia atmosferycznego. Odbiornik ciśnienia powietrza PWD-18-SM jest umocowany w przedniej części kadłuba w taki sposób, że błędy we wskazaniach prędkości i wysokości lotu są najmniejsze. Mierzy on ciśnienie statyczne /atmosferyczne/ oraz ciśnienie dynamiczne /prędkości/, na podstawie których określa się prędkość oraz wysokość lotu.

8.2. WYSOKOŚĆ LOTU

Wysokość lotu pilot określa na podstawie wskazań przyrządów z wniesionymi do nich poprawkami aerodynamicznymi i przyrządowymi. Rzeczywistą /geometryczną/ wysokość lotu, a mianowicie wysokość lotu nad powierzchnią ziemi oblicza się korzystając z następującej zależności:

$$H_p = H + \delta H_z$$

gdzie: H_p - wysokość barometryczna;

δH_z - lokalne ukształtowanie terenu pod względem wysokości w stosunku do poziomu morza.

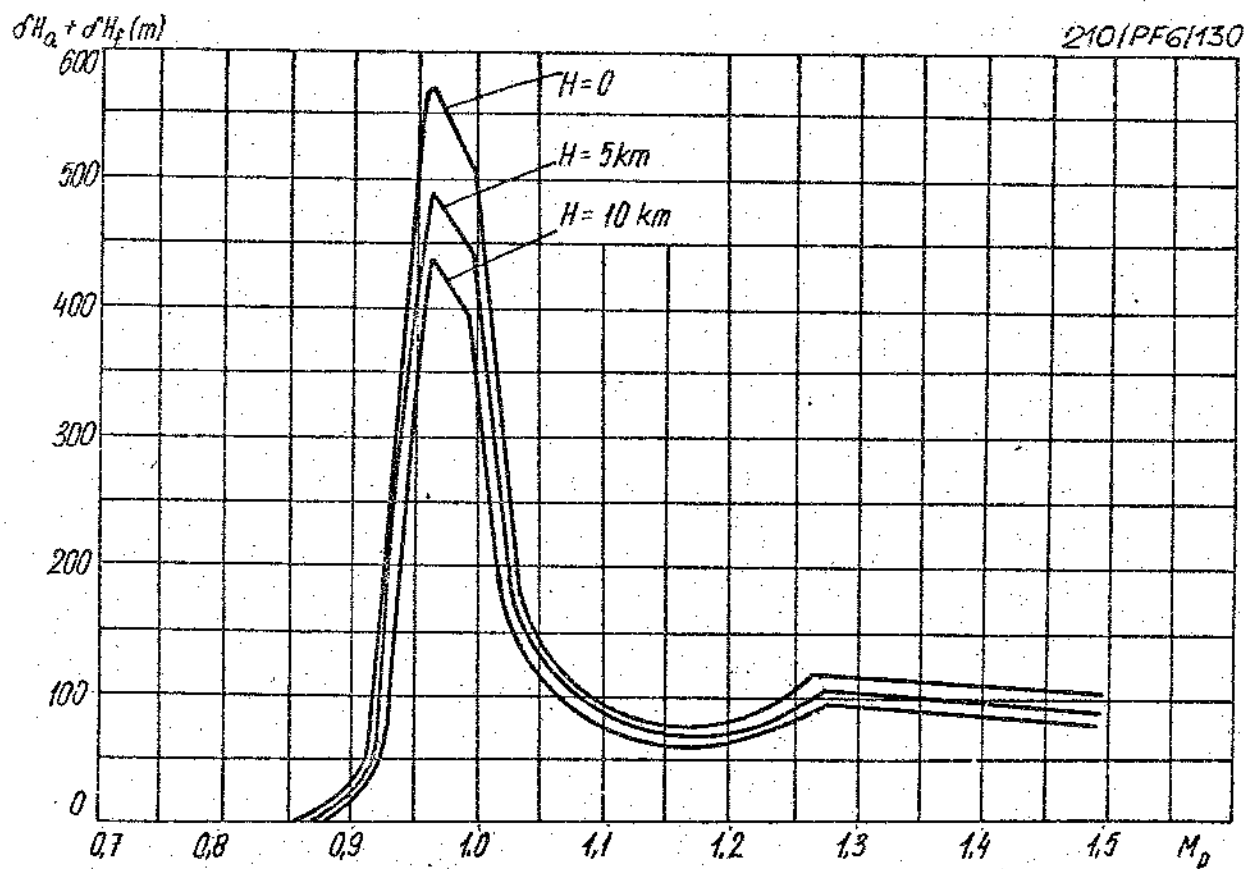
δH_z uwzględnia poprawkę wysokości barometrycznej w związku z różnicą między rzeczywistym ciśnieniem atmosferycznym panującym na powierzchni ziemi, a ciśnieniem normalnym wynoszącym 760 mmHg /1013,3 hPa/.

I tak na przykład wobec rzeczywistego ciśnienia na ziemi wynoszącego 740 mm Hg /986,7 hPa/ wartość poprawki δH_z wynikająca z tabeli AW wynosi +220 m, a przy ciśnieniu 780 mmHg /1040 hPa/ wartość tej poprawki wyniesie - 220 m.

Wysokość barometryczną oblicza się z zależności:

$$H = H_p + \delta H_{pwp} + \delta H_a + \delta H_f + \delta H_{opózn.}$$

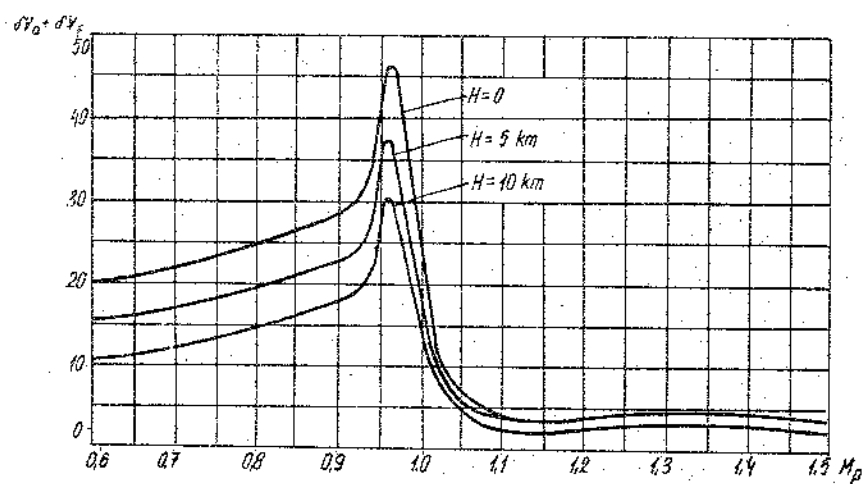
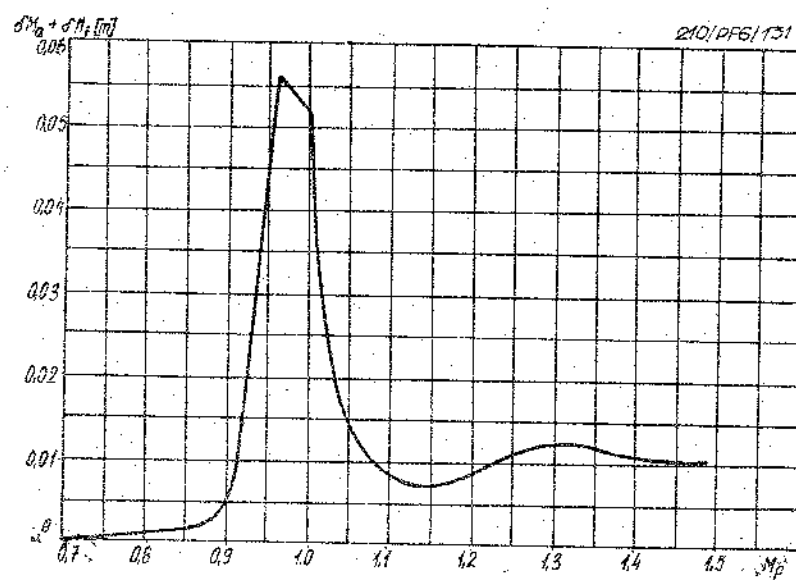
- gdzie: H - wysokość odczytana na wskaźniku wysokości w kabinie samolotu;
 δH_{pwp} - poprawka wskazań przyrządu;
 δH_a - poprawka aerodynamiczna wysokości;
 δH_f - poprawka falowa do wskazań wysokości;
 $\delta H_{opózn.}$ - poprawka uwzględniająca opóźnienia przyrządu we wskazaniach wysokości.



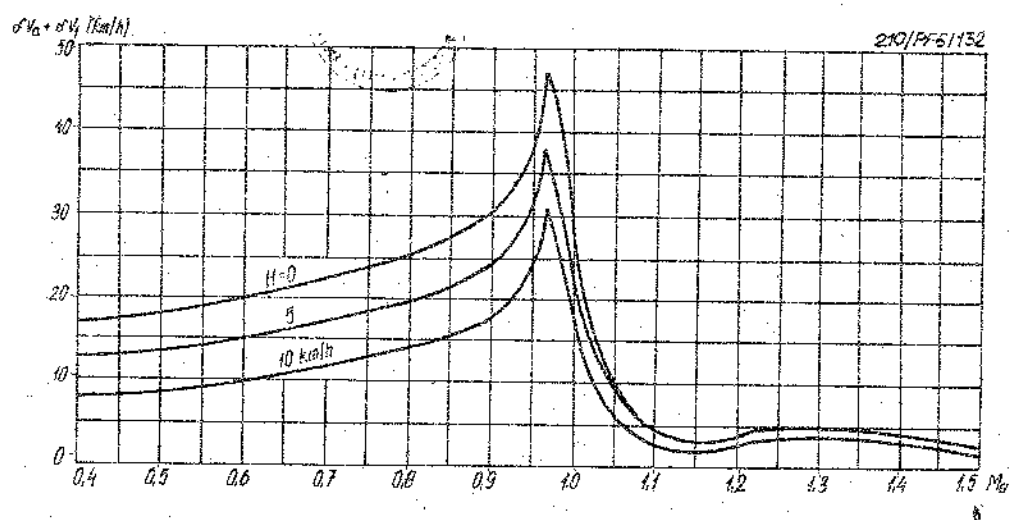
Rys. 8.1. Sumaryczne poprawki aerodynamiczne i falowe do wskazań wysokościomierza

Suma poprawek aerodynamicznej i falowej w zależności od liczby M_p / M_p liczba Ma odczytana na wskaźniku w kabinie pilota/ lotu samolotu jest przedstawiona na rys. 8.1 i 8.4.

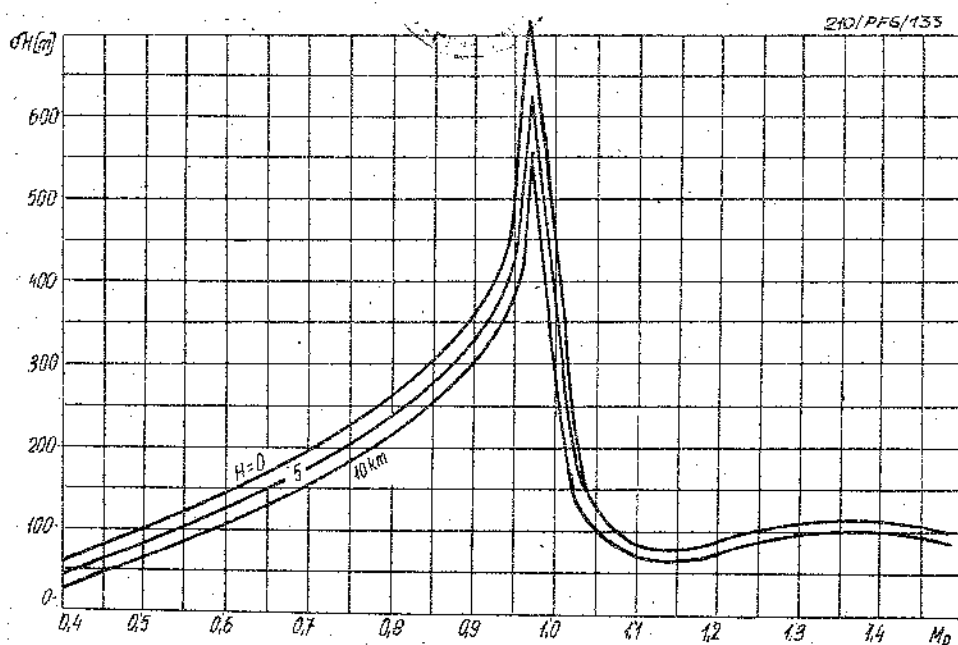
Wartość poprawki uwzględniającej opóźnienia wskazań wysokościomierza zależy od szybkości zmian wysokości lotu oraz od pojemności wewnętrznej i długości przewodów odbiornika ciśnienia powietrza /PWO-18/.



Rys. 8.2. Sumaryczne poprawki aerodynamiczne i falowe do wskaźników liczby Ma i prędkości lotu



Rys. 8.3. Sumaryczne poprawki aerodynamiczne i falowe do zapisu prędkości SARPP-12 podłączonego do I zakresu statycznego PWD-18



Rys. 8.4. Sumaryczne poprawki aerodynamiczne i falowe do zapisu wysokości SARPP-12 podłączonego do I zakresu statycznego PWD-18

8.3. PRĘDKOŚĆ LOTU

Prędkość przyrządową V_p pilot odczytuje z prędkościomierza na podstawie wskazań szerokiej /grubej/ wskazówki wskaźnika. Oprócz tego pilot ma podaną prędkość rzeczywistą samolotu, którą odczytuje na podstawie wskazań wąskiej /cienkiej/ wskazówki wskaźnika.

U w a g a. Prędkości określane przez położenie wąskiej wskazówki prędkościomierza różnią się od rzeczywistej prędkości lotu o sumę wartości poprawek aerodynamicznej i falowej co określa poniższa zależność:

$$V_{\text{wask.}} = V - \delta V_a + \delta V_f + V_{\text{pwp}} + \delta V_{\text{opózn.}} / \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$$

Prędkość podróżna samolotu /względem powierzchni ziemi/ określa algebraiczna suma prędkości rzeczywistej /względem napływającego strumienia powietrza/ i prędkość wiatru.

$$W = V_r + U$$

gdzie: U - prędkość wiatru.

Rzeczywistą prędkość wiatru określa się ze wzoru:

$$V_r = \frac{V_1}{\sqrt{\Delta}}$$

gdzie: V_1 - prędkość równoważna. $\Delta = \frac{\rho H}{\rho_0}$ - względna gęstość powietrza.

Prędkość równoważną V_1 określa się z zależności:

$$V_1 = V_{1z} + \delta V_{\text{śc.}}$$

gdzie: V_{1z} - prędkość równoważna przy ziemi, a mianowicie taka prędkość jaką odczytalibyśmy na wskaźniku pozbawionym błędów na wysokości $H = 0$, a więc w warunkach jego skalowania;

$\delta V_{\text{śc.}}$ - poprawka uwzględniająca różnicę ściśliwości powietrza na danej wysokości i na wysokości $H = 0$, na której dokonano skalowania przyrządu. Poprawka ta ma zawsze wartość ujemną.

Z kolei prędkość równoważną przy ziemi przyjęto określać z następującej zależności:

$$V_{1z} = V_p + \delta V_{\text{pwp}} + \delta V_a + \delta V_f + \delta V_{\text{opózn.}} \quad V_{\text{ppopr.}} = V_p + \delta V_{\text{pwp}}$$

gdzie: V_p - prędkość przyrządowa;

δV_{pwp} - poprawka wskazań prędkości uzyskana podczas skalowania prędkościomierza;

δV_a - aerodynamiczna poprawka wskaźnika prędkości uwzględniająca zaburzenia ciśnienia statycznego w miejscu umocowania OCP;

δV_f - poprawka falowa, uwzględniająca zaburzenia ciśnienia statycznego w miejscu umocowania OCP z uwagi na powstające fale uderzeniowe;

$\delta V_{\text{opózn.}}$ - poprawka opóźnienia wskazań prędkości w zależności od czasu;

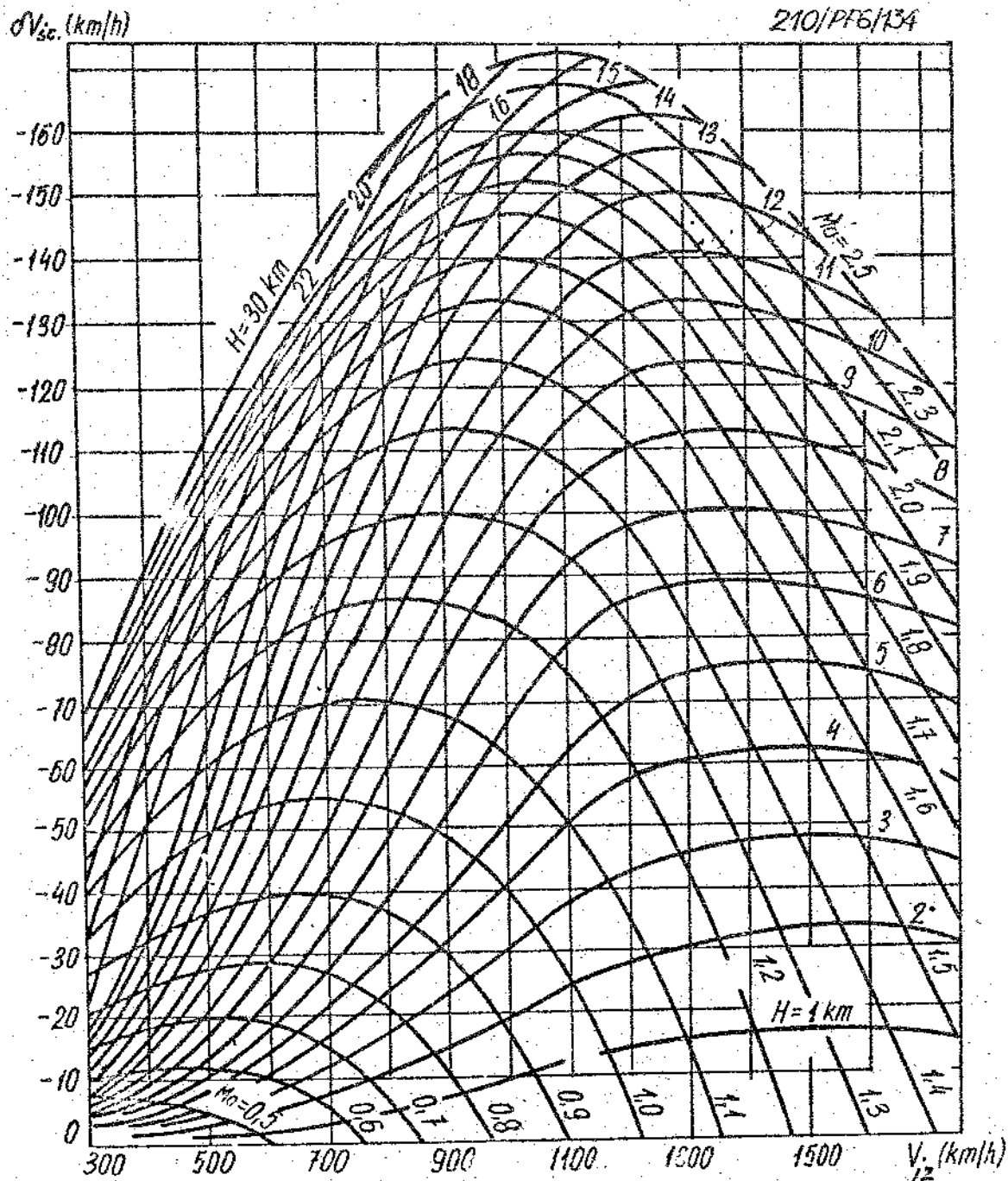
$\delta V_{\text{śc.}}$ - poprawka na ściśliwość powietrza.

Wobec powyższego, rozwinięta zależność, za pomocą której określa się prędkość równoważną V_1 przyjmuje postać:

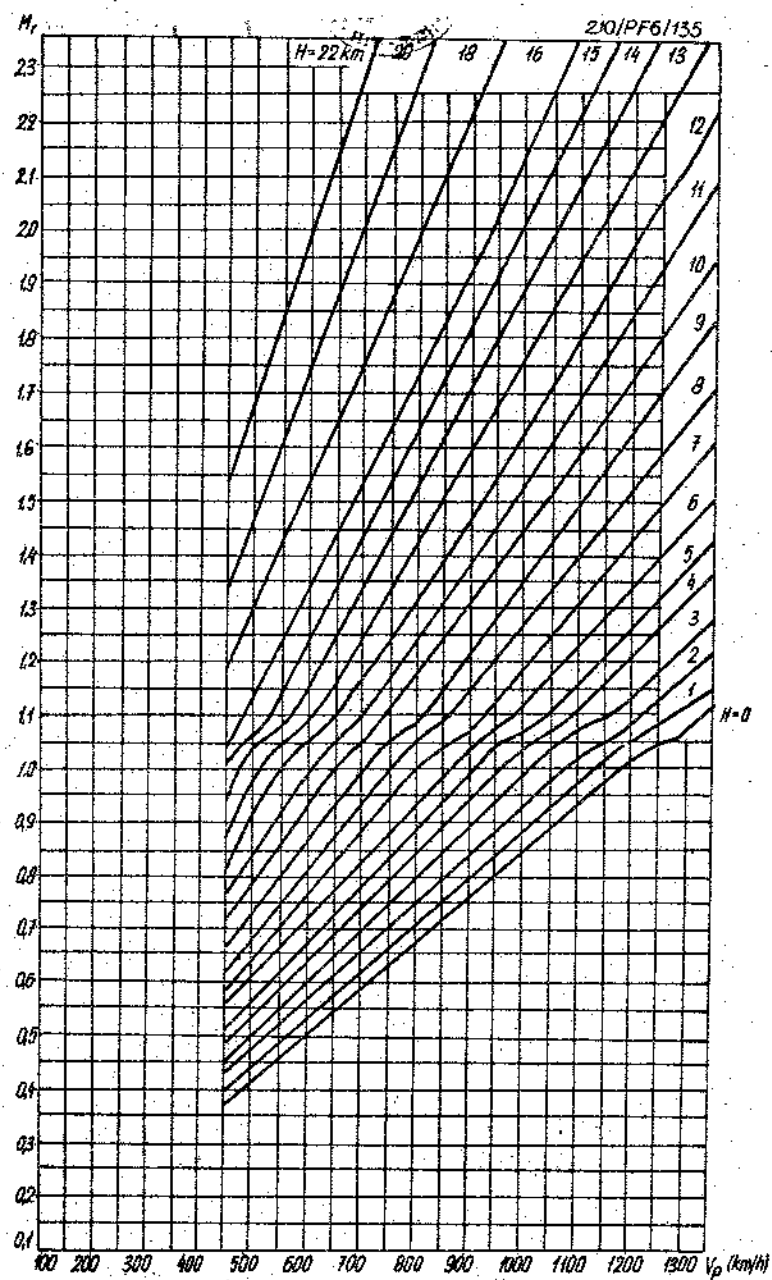
$$V_1 = V_p + \delta V_{pwp} + \delta V_a + \delta V_f + \delta V_{opózn.} + \delta V_{śc.}$$

Suma wartości poprawek: aerodynamicznej i falowej $\delta V_a + \delta V_f$ w zależności od liczby M_p i wysokości lotu jest przedstawiona na rys. 8.2 i 8.4.

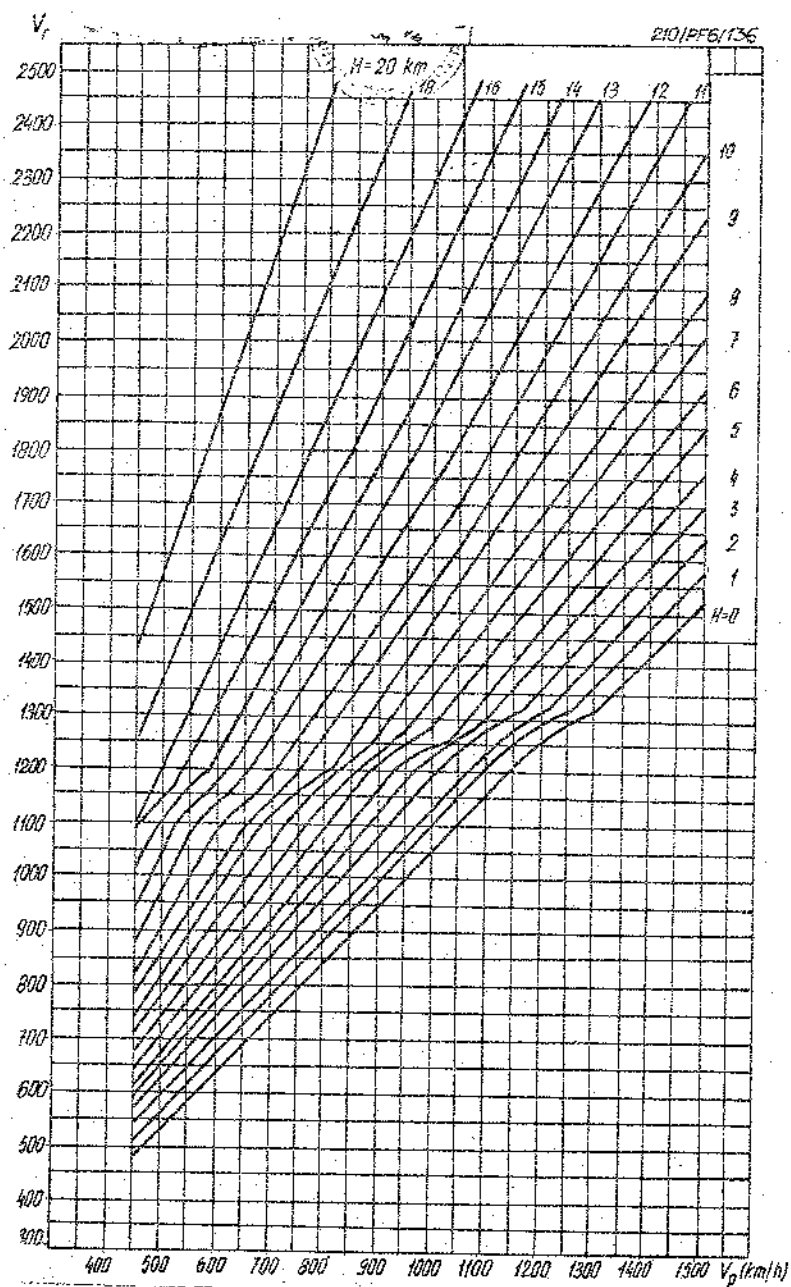
Zależność poprawki ściśliwości powietrza $\delta V_{śc.}$ od wartości prędkości porównywalnej przy ziemi V_{1z} jest przedstawiona na rys. 8.5.



Rys. 8.5. Wykres poprawek ściśliwości powietrza w zależności od prędkości porównywalnej przy ziemi



Rys. 8.6. Zależność liczby Ma od prędkości przyrządowej



Rys. 8.7. Zależność prędkości rzeczywistej od prędkości przyrządowej

8.4. LICZBA Ma LOTU

Jednym z najbardziej charakterystycznych parametrów określających prędkość lotu samolotu jest liczba Ma wyrażająca stosunek rzeczywistej prędkości lotu do prędkości dźwięku: $Ma = \frac{V}{a}$.

Liczba $Ma = 1,0$ jest granicą obszaru prędkości poddźwiękowych /przy $Ma < 1,0$ / i naddźwiękowych /przy $Ma > 1,0$ /.

Rzeczywistą liczbę Ma określa się ze wzoru:

$$Ma = \frac{V}{a} = M_p + \delta M_{pwp} + \delta M_a + \delta M_f + \delta M_{opózn.}$$

- gdzie: M_p - liczba Ma odczytywana na wskaźniku w kabinie pilota;
 δM_{pwp} - poprawka wskazań wskaźnika liczby Ma;
 δM_a - poprawka aerodynamiczna wskaźnika liczby Ma;
 δM_f - poprawka falowa do wskaźnika liczby Ma;
 $\delta M_{opózn.}$ - poprawka uwzględniająca opóźnienia przyrządu we wskazaniach liczby Ma.

Zależność $\delta M_a + \delta M_f$ od M_p /z uwzględnieniem poprawki wskazań wskaźnika liczby Ma/ jest przedstawiona na rys. 8.2.

Miedzy liczbą Ma i prędkością lotu istnieje również inna, podana niżej zależność, którą można wykorzystać do obliczeń:

$$V = 72,2 Ma \sqrt{T}$$

- gdzie: $T_K = 273^\circ + t^\circ$ - bezwzględna temperatura otaczającego powietrza w kelwinach;
 t° - rzeczywista temperatura powietrza [$^\circ C$].

Zależność liczby Ma od prędkości przyrządowej jest przedstawiona na rys. 8.6.

Zależność prędkości rzeczywistej od prędkości przyrządowej jest przedstawiona na rys. 8.7.

8.5. UKŁAD OSI WSPÓŁRZĘDNYCH

Układ równań ruchu samolotu w przestrzeni jest układem równań ruchu ciała sztywnego uwzględniającego siły i momenty aerodynamiczne.

W celu ułożenia równań ruchu ciała sztywnego zazwyczaj korzysta się z dwóch układów osi współrzędnych - nieruchomego układu związanego z ziemią i układu ruchomego związanego z ciałem sztywnym.

Równania ruchu dla danego samolotu są przedstawione w ruchomym układzie współrzędnych, których początek przechodzi przez środek ciężkości samolotu.

Położenie samolotu względem ziemi jest określane przez położenie ruchomego układu współrzędnych względem układu nieruchomego.

Nieruchomy układ współrzędnych jest ustalany w następujący sposób: nawzajem prostopadłe osie X_z i Y_z tworzą prawy układ osi współrzędnych. Osie te są ustalane w płaszczyźnie poziomej w dowolny sposób, przy tym oś Z_z jest skierowana pionowo do góry.

Ruchomy układ współrzędnych jest następujący: początek układu pokrywa się ze środkiem ciężkości samolotu. Oś X_1 znajduje się w płaszczyźnie symetrii samolotu i pokrywa się z jego poziomą linią odniesienia. Oś Z_1 znajduje się w pionowej płaszczyźnie symetrii samolotu, a oś Y_1 jest do tej płaszczyzny prostopadła. Do-

datnie półosie układu współrzędnych licząc od środka ciężkości samolotu przebiegają w kierunku przedniej części samolotu - półoś OX_1 , pionowo w górę - półoś OZ_1 i w kierunku prawego skrzydła - półoś OY_1 .

Położenie nieruchomego układu współrzędnych względem samolotu jest przedstawione na rys. 8.8.

Położenie samolotu względem nieruchomego układu współrzędnych określają trzy niezależne od siebie kąty: pochylenia - θ , przechylenia γ i kierunku /myśzkowania/ - ψ .

Kątem pochylenia samolotu nazywamy kąt zawarty między osią X_1 ruchomego układu współrzędnych i płaszczyzną poziomą. Jest on dodatni wówczas, gdy dodatnia półoś OX_1 znajduje się nad płaszczyzną poziomą przechodzącą przez środek ciężkości samolotu /nos samolotu uniesiony w górę/.

Kątem przechylenia samolotu nazywamy kąt zawarty między osią Z_1 ruchomego układu współrzędnych i płaszczyzną pionową przechodzącą przez oś OX_1 . Kąt ten ma wartość dodatnią wówczas, gdy lewe skrzydło znajduje się wyżej niż prawe.

Kątem kierunku /myśzkowania/ nazywamy kąt zawarty między osią X_2 i płaszczyzną pionową przechodzącą przez oś X_1 . Kąt kierunku jest dodatni wówczas, gdy rzut osi X_1 samolotu na płaszczyznę poziomą znajduje się z lewej strony osi X_2 /samolot odchyła się od kursu w lewo/.

Siły i momenty aerodynamiczne działające na samolot w czasie lotu są określane w zależności od rozkładu ciśnienia na jego powierzchni. Rozkład ciśnienia na powierzchniach samolotu zależy od prędkości lotu, fizycznych właściwości powietrza, geometrycznych wymiarów samolotu oraz położenia samolotu względem wektora prędkości.

Położenie samolotu względem wektora prędkości jest określane dwoma niezależnymi od siebie kątami: kątem natarcia - α i kątem ślizgu β .

Kąt natarcia α - to kąt zawarty między rzutem wektora prędkości na płaszczyznę symetrii samolotu i średnią cięciwą aerodynamiczną lub poziomą linią odniesienia. Kąt natarcia jest dodatni, gdy rzut wektora prędkości na płaszczyznę symetrii samolotu znajduje się pod poziomą linią odniesienia /rys. 8.8/.

Kąt ślizgu β - to kąt zawarty między wektorem prędkości i płaszczyzną symetrii samolotu. Kąt ślizgu jest dodatni, gdy wektor prędkości znajduje się z prawej strony płaszczyzny symetrii samolotu /kąt ślizgu zwiększa się wówczas, gdy prawe skrzydło wychodzi do przodu/.

W celu ustalenia położenia wektora prędkości względem nieruchomego układu współrzędnych, przy określaniu toru lotu samolotu należy posługiwać się kątem nachylenia toru lotu θ .

Kąt nachylenia toru lotu samolotu - jest to kąt zawarty między wektorem prędkości i płaszczyzną poziomą. Kąt ten jest dodatni, gdy wektor prędkości znajduje się nad płaszczyzną poziomą przechodzącą przez środek ciężkości samolotu /samolot nabiera wysokości/.

Reguła znaków prędkości kątowych ω_{x1} , ω_{z1} i ω_{y1} oraz momentów względem ruchomego układu współrzędnych X_1 , Z_1 , Y_1 jest przedstawiona na rys. 8.8. Dodatnie wartości momentów i prędkości kątowych są określane regułą śruby.

Zasady znaków dla rzutów sił działających na samolot na osie X_1 , Z_1 lub Y_1 są także podane na rys. 8.8.

Rzut siły na jakąkolwiek oś ruchomego układu współrzędnych X_1 , Z_1 i Y_1 jest dodatni jeżeli jego kierunek pokrywa się z kierunkiem osi ruchomego układu współrzędnych. Stosownie do przyjętego wyżej określenia, przeciążenia względem ruchomego układu współrzędnych będą dodatnie:

$n_{X1} > 0$ - jeżeli pilot jest przyciskany do oparcia fotela;

$n_{Z1} > 0$ - jeżeli pilot jest przyciskany do miski fotela;

$n_{Y1} > 0$ - jeżeli pilot jest przyciskany do lewej burty kabiny.

Zasady określania znaków kątów wychylenia organów sterowania są również przedstawione na rys. 8.8.

Kąt wychylenia statecznika poziomego jest dodatni wówczas, gdy jego krawędź natarcia unosi się do góry od położenia neutralnego.

Kąt wychylenia steru kierunku jest dodatni wówczas, gdy wychyla się on w prawo /w kierunku prawego skrzydła/.

W ruchomym układzie współrzędnych oś X leży w płaszczyźnie symetrii samolotu i jest skierowana wzdłuż rzutu wektora prędkości na tę płaszczyznę.

Oś Z leży w płaszczyźnie symetrii samolotu i jest prostopadła do osi X. Oś Y pokrywa się z osią Y_1 .

Półruchomy układ współrzędnych jest obrócony względem układu ruchomego, a konkretnie wokół wspólnej osi Y o kąt natarcia α .

Schemat osi układu współrzędnych oraz zasady znaków dla prędkości kątowych i momentów są przedstawione na rys. 8.8.

9. DANE WAGOWE I WYWAŻENIE SAMOLOTU

W niniejszym rozdziale omówione jest wyważenie samolotu oraz jego dane wagowe, z różnymi wariantami uzbrojenia podwieszonego pod skrzydłem i kadłubem.

Położenie środka masy samolotu MiG-23MF, podane w opisie technicznym, jest odniesione do początku średniej cięciwy aerodynamicznej /SCA/ i podane w procentach jej długości.

Współrzędne środka masy samolotu w kierunku osi X, wyrażone w procentach SCA są obliczane z niżej podanej zależności:

$$\bar{X} = \frac{a \pm X_{sm}}{t_A} \cdot 100\%$$

gdzie: a - odległość od początku SCA /mierzona wzdłuż osi X/ do osi Z, która wynosi 1792 mm /rys. 9.1/;

X_{sm} - odległość środka masy samolotu od początku układu współrzędnych podana z odpowiednim znakiem /+ lub -/;

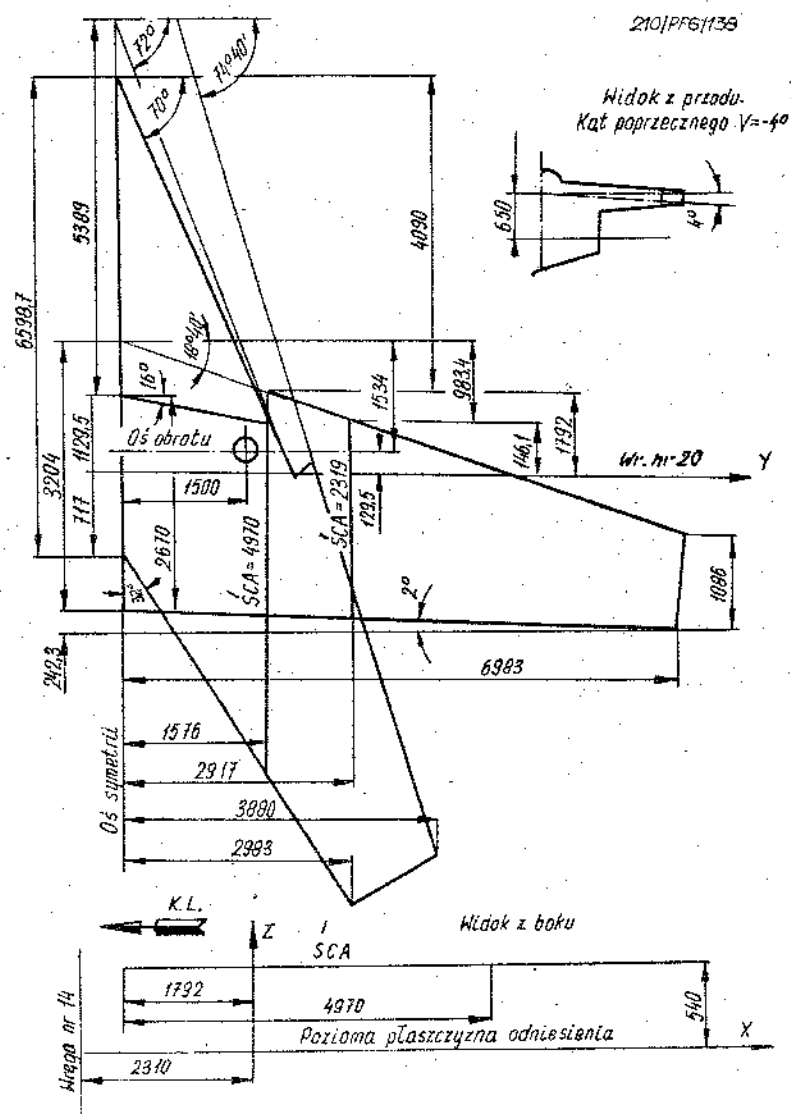
t_A - średnia cięciwa aerodynamiczna skrzydła samolotu MiG-23MF, która wynosi 4970 mm.

Podstawowe wagowe i wyważeniowe charakterystyki samolotu podane są w tabeli 9.1.

Wagowe i wyważeniowe charakterystyki samolotu z dwoma pociskami rakietowymi R-23R pod skrzydłem przy podstawowych wariantach napełnienia samolotu paliwem są podane w tabelach 9.2 - 9.6.

Wagowe i wyważeniowe charakterystyki samolotu bez pocisków rakietowych, lecz z nabojami do działka GSz-23 i z trzema zbiornikami dodatkowymi są podane w tabeli 9.7.

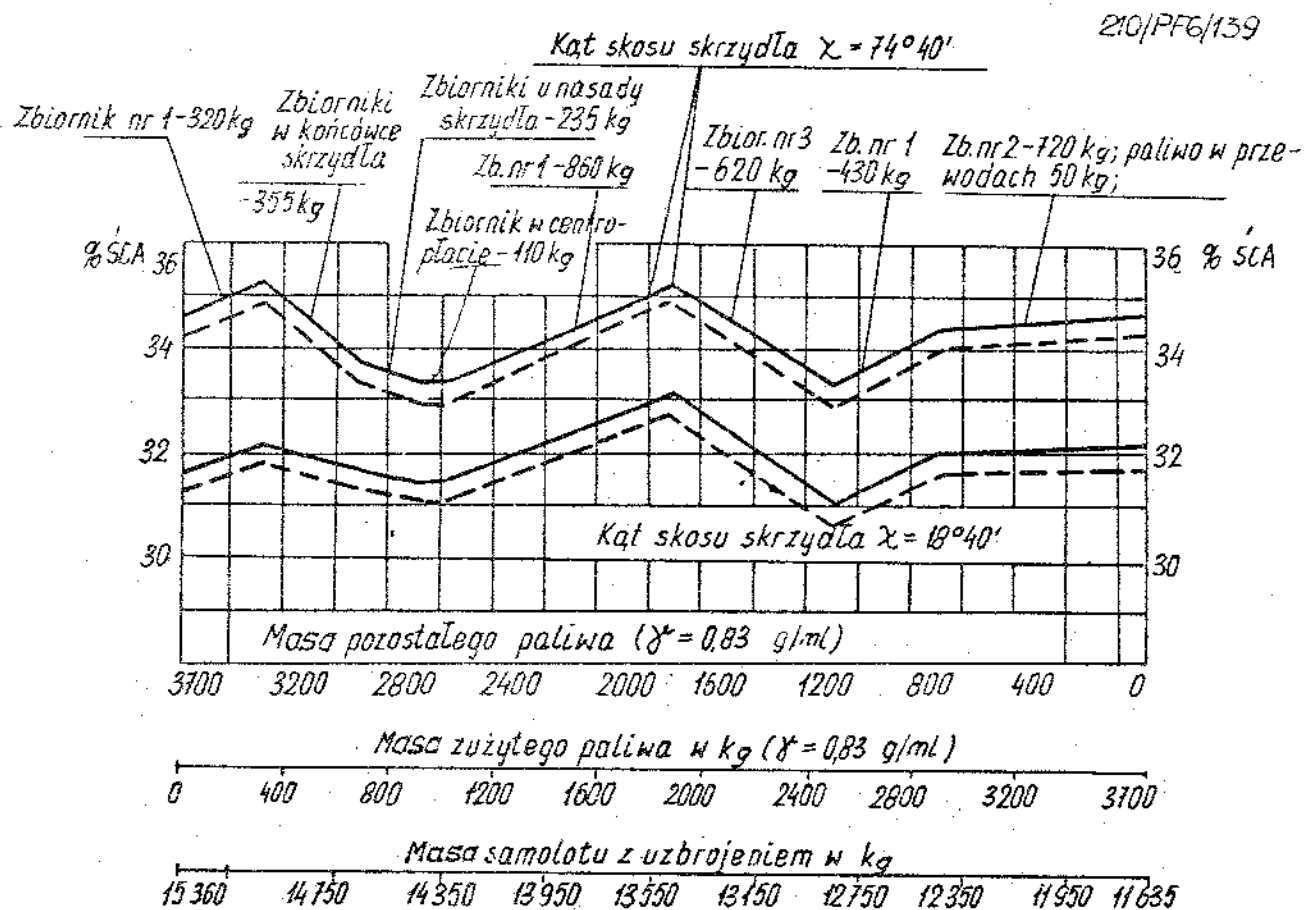
Wyważenie samolotu w czasie lotu zmienia się w zależności od sposobu /kolejności/ zużywania paliwa z poszczególnych zbiorników, co z kolei zależy od zakresów pracy silnika oraz toru lotu samolotu.



Rys. 9.1. Położenie średniej cięciwy aerodynamicznej /SCA/ skrzydła samolotu
MiG-23MF

Zmiana wyważenia samolotu w czasie lotu z dwoma pociskami raketowymi R-23R pod skrzydłem oraz podstawowymi wariantami napełnienia paliwem w zależności od tempa zużycia paliwa jest podana na rys. 9.2 - 9.6.

Zmiany wyważenia samolotu w czasie lotu w zależności od zużycia paliwa w wariantach: a/ z dwoma pociskami raketowymi R-23R pod skrzydłem; b/ z trzema zbiornikami dodatkowymi i bez pocisków raketowych są przedstawione na rys. 9.4 - 9.7.



Rys. 9.2. Wędrówka środka masy samolotu z dwoma pociskami raketowymi R-23R pod skrzydłem i nabojami /200 szt./ w zależności od zużycia paliwa w czasie lotu. Po odpaleniu pocisków raketowych środek masy samolotu przemieszcza się do tyłu o 0,5 - 0,8% SCA. Zużycie wszystkich nabojęw /200 szt./ przemieszcza środek masy samolotu do tyłu o 0,3 - 0,4% SCA:

Przy obliczeniach wyważenia samolotu w zależności od zużycia paliwa w czasie lotu, współrzędne środków mas paliwa w poszczególnych zbiornikach są podane bez uwzględnienia jego przemieszczania się w zależności od kąta pochylenia samolotu.

Zmiany wyważenia samolotu w zależności od kątów pochylenia zawierają się w granicach $\pm 0,2\%$ SCA.

Obliczenia związane z wyważeniem samolotu są dokonywane względem osi X i Z.

Oś X jest podłużną osią samolotu i pokrywa się z jego poziomą linią odniesienia. Oś Z jest prostopadła do osi X i leży w płaszczyźnie pionowej przechodzącej przez wręgę nr 20 /rys. 9.8/.

Przecięcie się osi X i Z jest początkiem obliczania współrzędnych środka masy samolotu.

Współrzędne X odliczane w kierunku ogona samolotu i współrzędne Z odliczane w górę, mają znak plus $+/$, a odliczane do przodu samolotu i do dołu - znak minus $-/-$.

Zestawienie mas i wyważenie samolotu jest podane w tabeli 9.8.

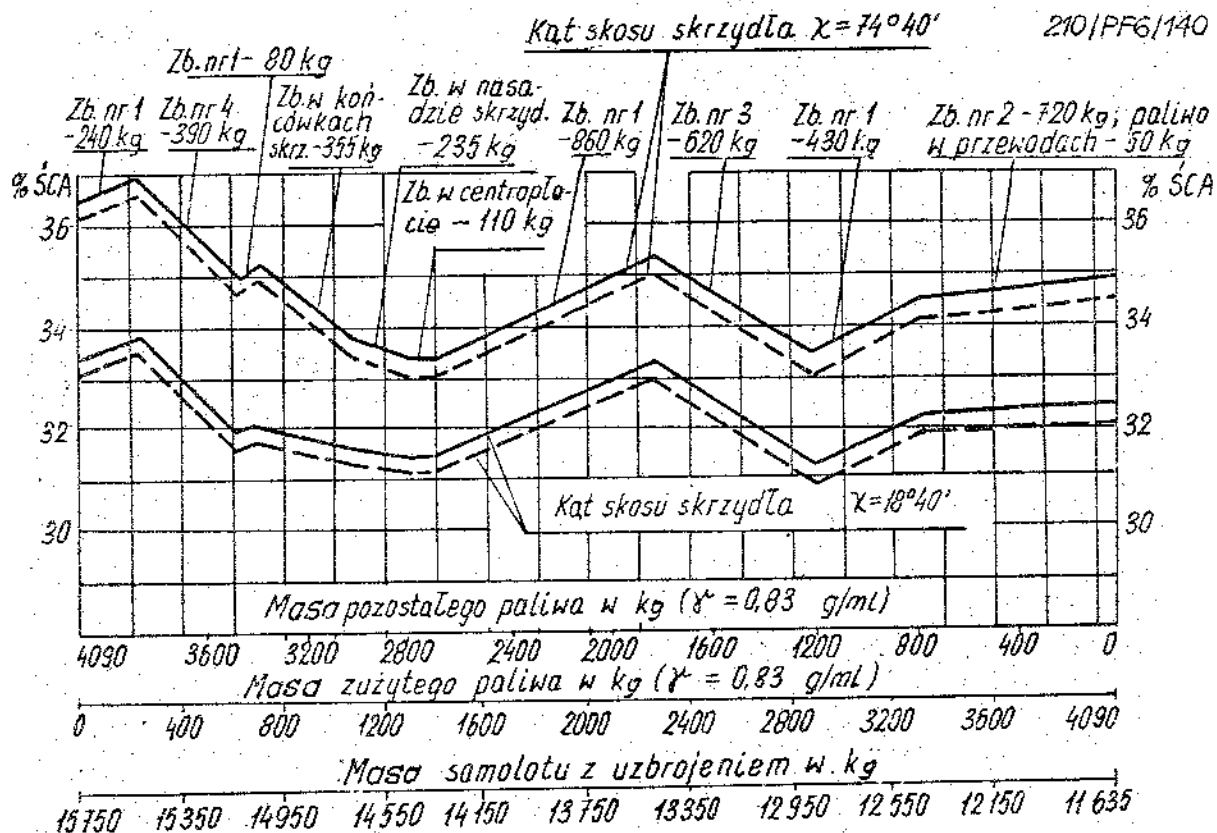
Zestawienie mas i wyważenie uzbrojenia samolotu jest podane w tabeli 9.9.

Zmiany momentów bezwładności samolotu z dwoma pociskami rakietowymi R-23R i trzema zbiornikami dodatkowymi o pojemności 800 l każdy w zależności od zużycia paliwa w czasie lotu są przedstawione na rys. 9.9 i 9.10.

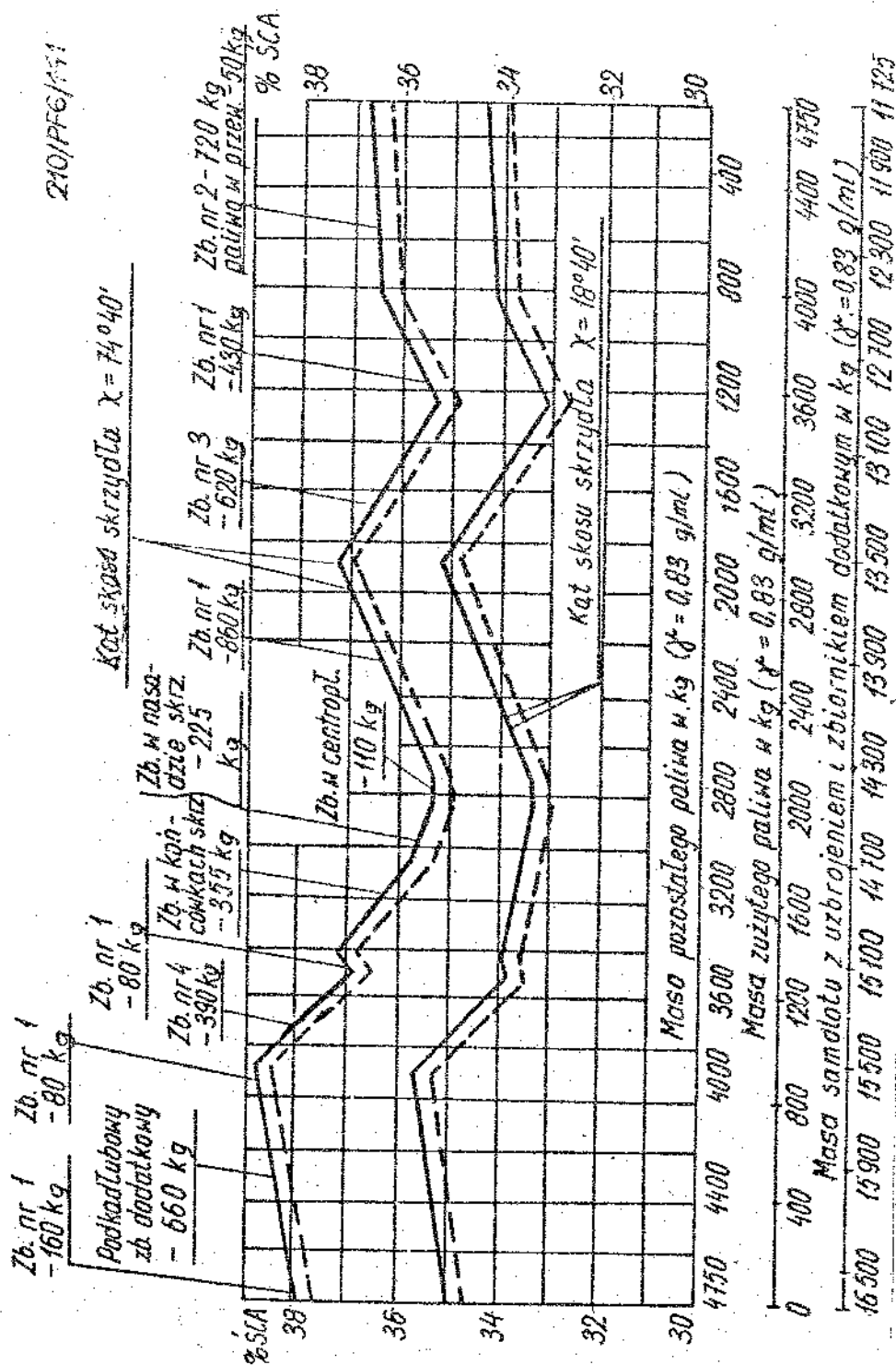
W tabeli 9.10 są podane zmiany momentów bezwładności samolotu w zależności od przyjętych wariantów uzbrojenia.

Pojemność instalacji paliwowej samolotu jest podana w tabeli 9.11.

U w a g a. Tolerancja dotycząca wyważenia samolotu /wędrówki jego środka masy/ wynosi $\pm 0,5\%$ SCA. Tolerancja masy samolotu wynosi $\pm 0,5\%$.

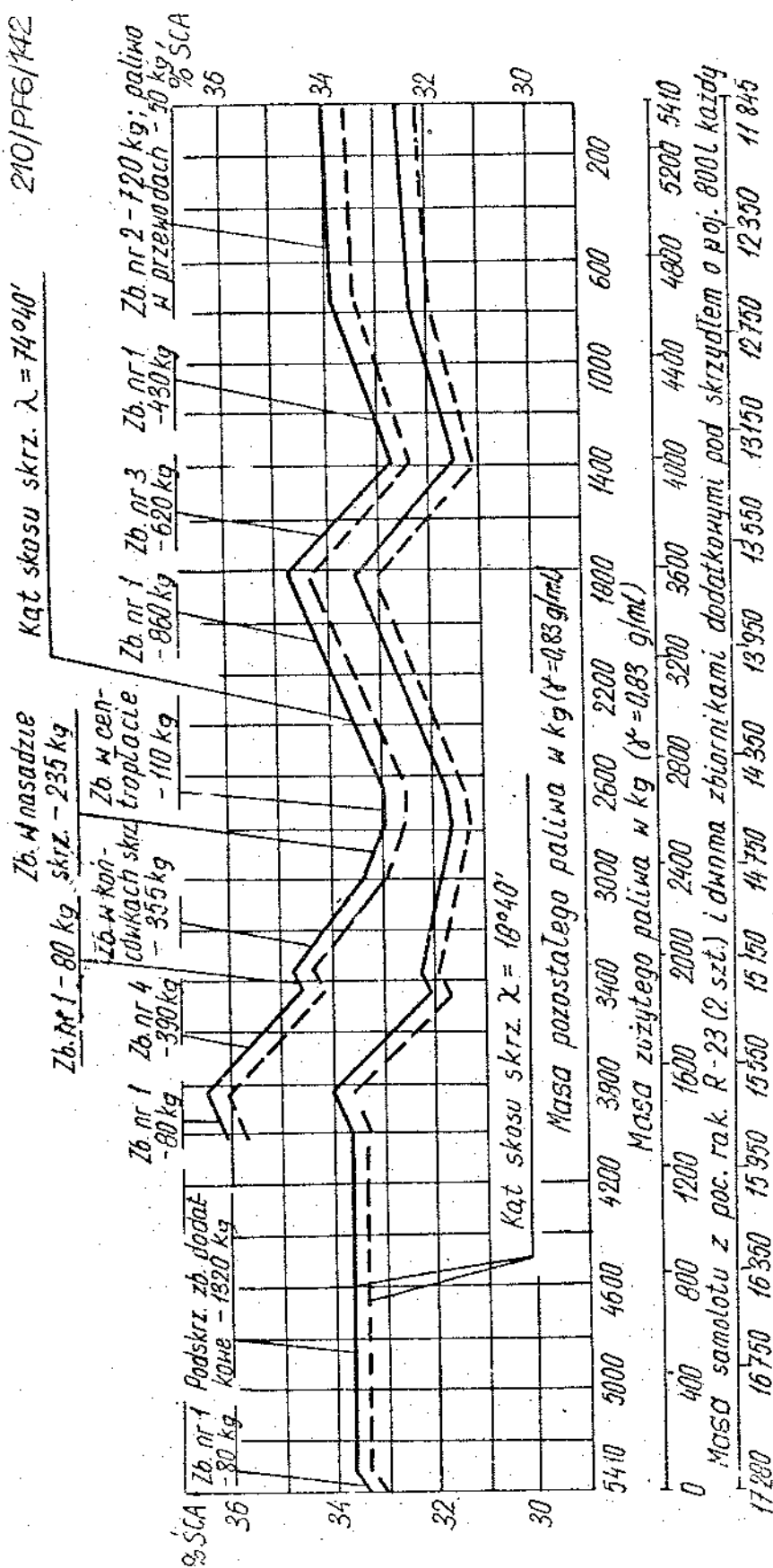


Rys. 9.3. Wędrówka środka masy samolotu z dwoma pociskami rakietowymi R-23 pod skrzydłem i nabojami /200 szt./ w zależności od zużycia paliwa w czasie lotu. Po odpaleniu pocisków rakietowych środek masy samolotu przemieszcza się do tyłu o 0,5 - 0,4% SCA. Zużycie wszystkich naboju /200 szt./ przemieszcza środek masy samolotu do tyłu o 0,3 - 0,4% SCA.



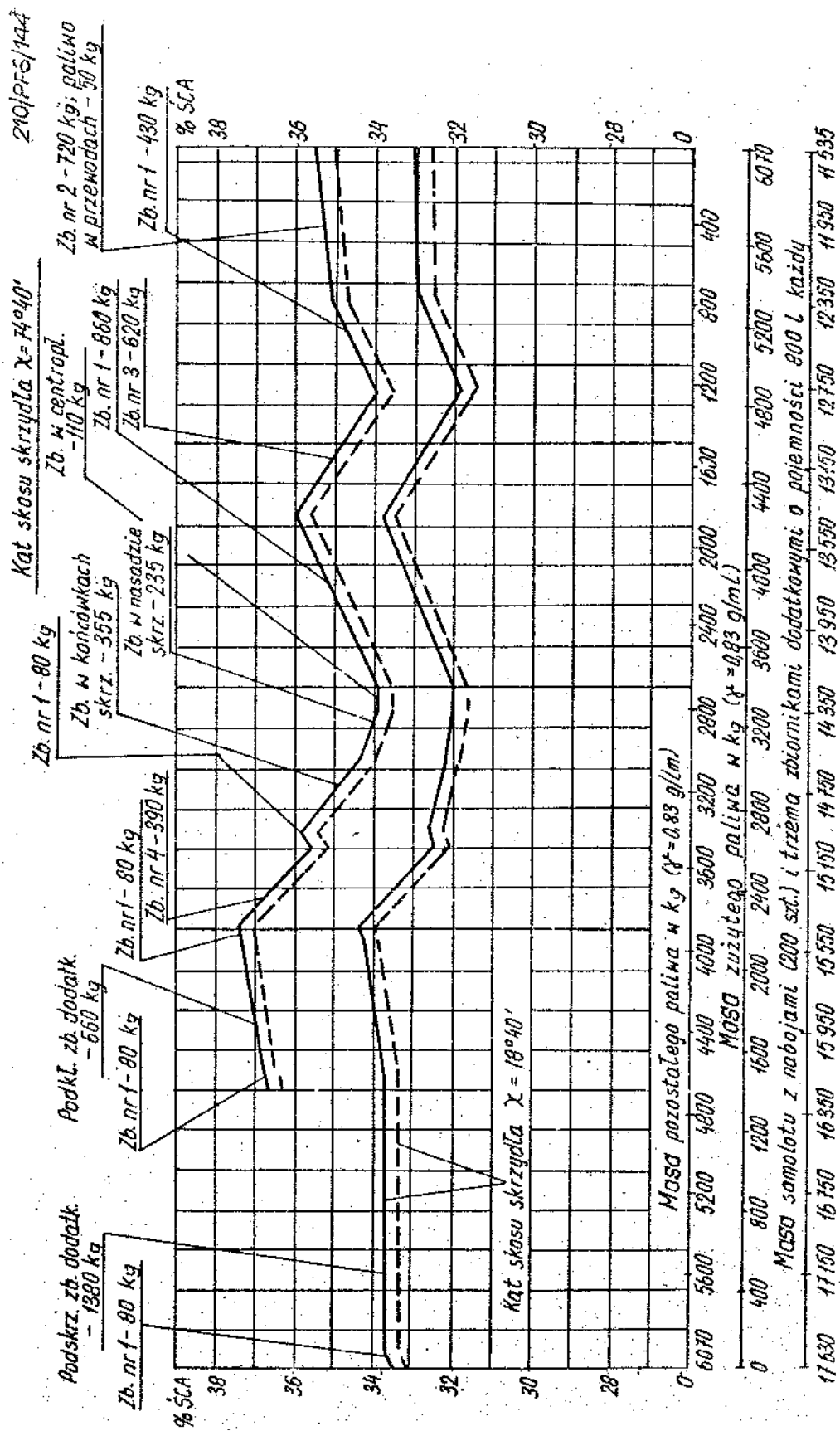
Rys. 9.4. Wprowózka środka masy samolotu z dwoma podciśnikami rakietowymi R-23 pod skrzydłem, nabojeami /200 szt./ i zbiornikiem dodatkowym o pojemności 800 l pod kadłubem w zależności od zużycia paliwa w czasie lotu. Odpalenie pocisków rakietowych przemieszcza środek masy samolotu do tyłu o 0,5 - 0,8% SGA. Złuzycie nabojeów /200 szt./ przemieszcza środek masy samolotu do tyłu o 0,3 - 0,4% SGA.

podmowa; podmowa



Rys. 9.5. Wędrówka środka masy samolotu z dwoma pociskami rakietowymi R-23 pod skrzydłem, nabojami /200 szt./ i dwoma zbiornikami dodatkowymi pod skrzydłami w zależności od zużycia paliwa w czasie lotu. Po odpaleniu pocisków rakietowych środek masy samolotu przemieszcza się do tyłu o 0,5 - 0,8% ŚCA. Zużycie wszystkich nabojęw przemieszcza środek masy samolotu do tyłu o

----- podwozie wypuszczone; ----- podwozie schowane

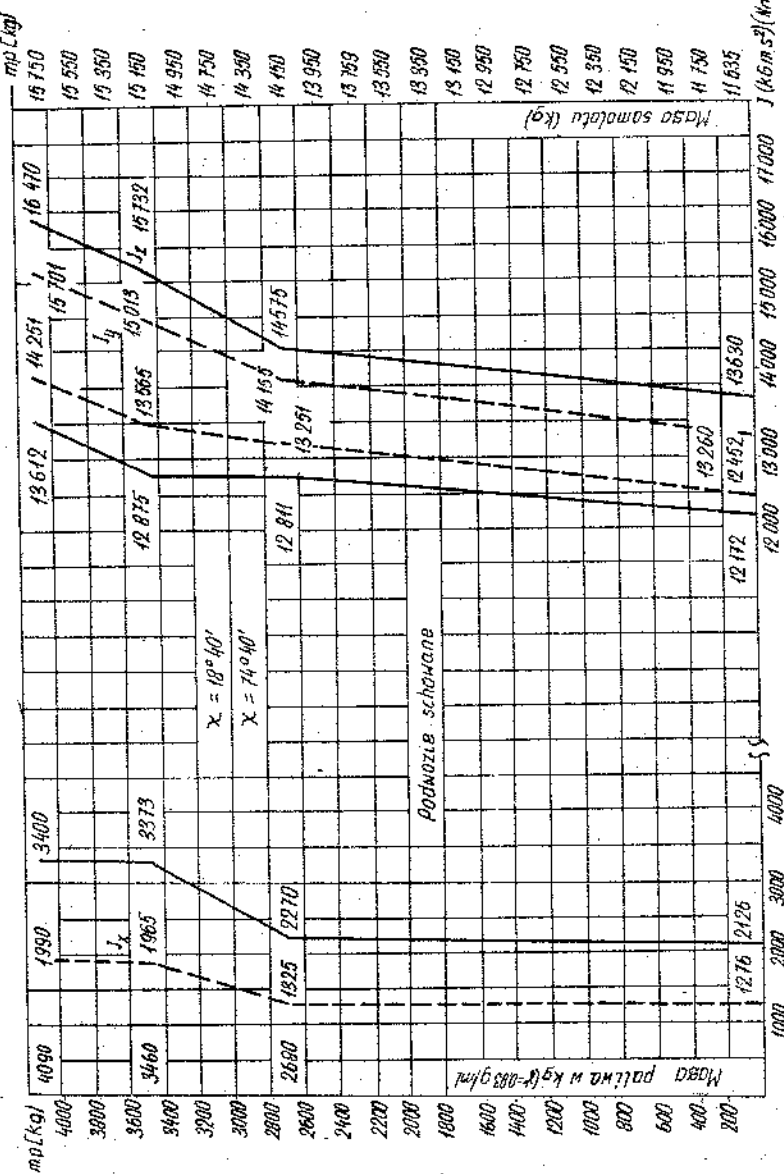


Rys. 9.7. Wędrówka środka masy samolotu z belkami pocisków rakietowych R-23 / 2 szt. / pod skrzydłem, nabojami / 200 szt. / i trzema zbiornikami dodatkowymi o pojemności 800 l każdy w zależności od zużycia paliwa w czasie lotu. Zużycie wszystkich nabojów przemieszcza środek masy samolotu do tyłu o $0.3 - 0.4\%$ SCA

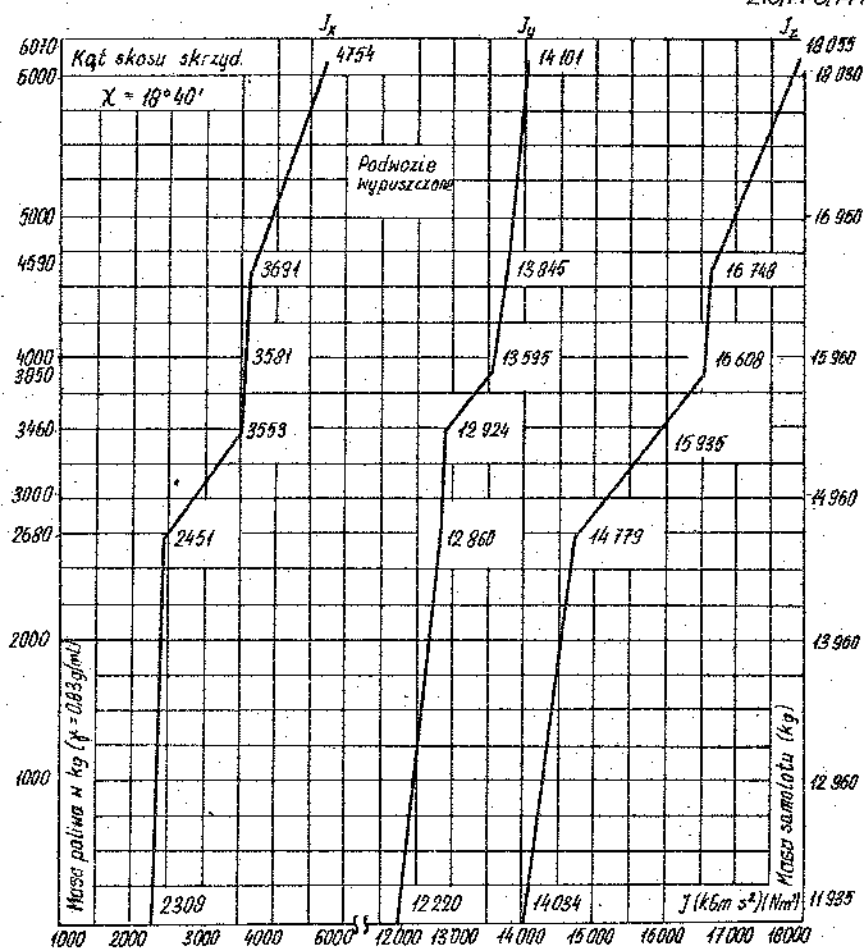
$\times$

Rys. 9.8. Rozmieszczenie osi wyważenia samolotu oraz wręg jego kadłuba

210/PFS/146



Rys. 9.9. Wykres zmian momentów bezwładności samolotu w zależności od zużycia paliwa w czasie lotu z dwoma pociskami rakietowymi R-23 pod skrzydłem. Odpalenie pocisków rakietowych zmniejsza moment bezwładności samolotu: I_x o 93 kgm²/s, I_z o 187 kgm²/s, I_y o 96 kgm²/s. Wypuszczenie podwozia zwiększa momenty bezwładności odpowiednio: I_x o 136 kgm²/s, I_z o 175 kgm²/s, I_y o 173 kgm²/s. Kąt pochYLENIA GŁÓWNYCH OSI BEZWŁADNOŚCI samolotu zmienia się w granicach: $\theta = 1^\circ 30' - 1^\circ 57'$ przy kącie skosu skrzydła $\chi = 18^\circ 40'$; $\theta = 1^\circ 46' - 1^\circ 50'$ przy kącie skosu skrzydła $\chi = 74^\circ 40'$.



Rys. 9.10. Zmiana momentów bezwładności samolotu z dwoma pociskami rakietowymi R-23 i z trzema zbiornikami dodatkowymi o pojemności 800 l każdy

Ogólne wagowe i wyważeniowe charakterystyki samolotu

	Warianty podwieszeń samolotu		Masa samolotu do startu m _g /kg/	Wyważenie startowe względem osi X w [%]		Masa paliwa w [%]	Masa środków bojowych w [kg]			
	Pod skrzydłem	Pod kadłubem		5	5		7	8	9	Naboje 200 szt.
1	2	3	4	5	5	7	8	9	10	
1	2 pociski rakietowe R-23R	-	15 360	31,1	31,4	3700	400	-	75	
2	2 pociski rakietowe R-23R	-	15 750	33,1	33,4	4090	400	-	75	
3	2 pociski rakietowe R-23R	Dodatkowy zbiornik paliwa V = 800 l	16 500	32,7	33,0	4750	400	-	75	
4	2 pociski rakietowe R-23R i dwa zbiorniki dodatkowe o pojemności V = 800 l każdy	-	17 280	33,2	33,5	5410	400	-	75	
5	2 pociski rakietowe R-23R i dwa zbiorniki dodatkowe o pojemności V = 800 l każdy	Dodatkowy zbiornik paliwa o pojemności V = 800 l	18 030	32,9	33,2	6070	400	-	75	
6	2 pociski rakietowe R-23R i dwa zbiorniki dodatkowe o pojemności V = 800 l każdy	2 pociski rakietowe R-3S	17 569	32,7	33,0	5410	400	152	75	
7	2 pociski rakietowe S-24 i dwa zbiorniki dodatkowe o pojemności V = 800 l każdy	2 pociski rakietowe S-24	17 892	32,1	32,4	5410	469	469	75	

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
8	32 pociski rakietowe S-5M w dwóch wyrzutniach UB-16-57UMP oraz dwa zbiorniki dodatkowe o pojemności V = 800 l każdy	32 pociski rakietowe S-5M w dwóch wyrzutniach UB-15-57UMP	17 328	33,0	33,3	5410	144	144	75
9	64 pociski rakietowe S-5M w dwóch wyrzutniach UB-32A i dwa zbiorniki dodatkowe o pojemności V = 800 l każdy	32 pociski rakietowe S-5M w dwóch wyrzutniach UB-15-57UMP	17 624	33,0	33,3	5410	288	144	75
10	64 pociski rakietowe S-5M w dwóch wyrzutniach UB-32A i dwa zbiorniki dodatkowe o pojemności V = 800 l każdy	64 pociski rakietowe S-5M w dwóch wyrzutniach UB-32A	17 778	32,8	33,1	5410	288	288	75
11	Ośmiem bomb OFAB-100 i dwa zbiorniki dodatkowe o pojemności V = 800 l każdy	Dwie bomby OFAB-100	18 270	32,8	33,1	5410	1055	264	75
12	Dwie bomby FAB-250 i dwa zbiorniki dodatkowe o pojemności V = 800 l każdy	2 bomby FAB-250	17 660	31,0	31,3	5410	1056	1056	75
13	Dwie bomby FAB-250 i dwa zbiorniki dodatkowe o pojemności V = 800 l każdy	2 bomby FAB-250	17 822	32,5	32,8	5410	500	500	75
14	-	2 zbiorniki zapalające ZB-500	17 500	32,2	32,5	5410	-	738	75
15	Dwa pociski rakietowe H-23 i dwa zbiorniki dodatkowe o pojemności V = 800 l każdy	Pojemnik z aparaturą "DELTA-NG"	17 435	33,3	33,6	5410	576	-	75
15	Dwie wyrzutnie APU-23M i dwa zbiorniki dodatkowe o pojemności V = 800 l każdy	Zbiornik dodatkowy o pojemności V = 800 l	17 630	33,3	33,6	6070	-	-	75
17	Dwie bomby FAB-50C	-	16 250	33,0	28,5	4090	1000	-	75

Tabela 9.2

Wagowe i wyważeniowe charakterystyki samolotu z dwoma pociskami rakietowymi R-23R pod skrzydłem / $m_p = 3700 \text{ kg}$ /

Wyszczególnienie	Wyważenie wg osi X				Masa samolotu /kg/	Masa pustego samolotu /kg/	Masa udźwigu /kg/	Komplet uzbrojenia						Pilot i wyposażenie			Paliwo w zbiornikach $\gamma = 0,83 \text{ g/ml}$					
	$X = 18^{\circ}40'$		$X = 47^{\circ}40'$					Uzbrojenie	Pilot i wyposażenie	Paliwo V = 4450 l	Polski rakietowy R-23R / 2 szt./	Naboje / 200 szt./	Pilot	Zmniejszenie masy w locie	Podwozienia polskich rakietowych	Zbiornik nr 1 V = 1940 l	Zbiornik nr 2 V = 870 l	Zbiornik nr 3 V = 740 l	Zbiorniki w nasadzie skrzydła V = 280 l	Zbiorniki w końcówce skrzydła V = 430 l	Zbiornik w centropłacie V = 130 l	Paliwo w przewodach V = 60 l
	Podwozie wypuszczone	Podwozie schowane	Podwozie wypuszczone	Podwozie schowane																		
Samolot z obciążeniem	15360	31,1	31,4	34,2	34,5	10845	4515	475	340	3700	400	75	120	25	195	1610	720	620	235	355	110	50
Skrzynie przednie wyważenie samolotu	12860	30,8	31,2	33,0	33,4	10845	2015	475	340	1200	400	75	120	25	195	430	720	-	-	-	-	50
Skrzynie tylne wyważenie samolotu z uzbrojeniem	13480	32,9	33,3	35,0	35,3	10845	2635	475	340	1820	400	75	120	25	195	430	720	620	-	-	-	50
Samolot bez paliwa, lecz z uzbrojeniem	11635	31,9	32,4	34,4	34,8	10845	790	475	315	-	400	75	120	-	195	-	-	-	-	-	-	-
Samolot bez paliwa i bez uzbrojenia	11160	33,0	33,5	35,5	36,0	10845	315	-	315	-	-	-	120	-	195	-	-	-	-	-	-	-

Wagowe i wyważeniowe charakterystyki samolotu z dwoma pociskami rakietowymi pod skrzydłem /m = 4050 kg/

Wyszczególnienie	Wyważenie wg osi X				Masa samolotu w /kg/	Masa pustego samolotu w /kg/	Masa udźwigu /kg/	Masa [kg]															
	X = 18°40'		X = 74°40'					Uzbrojenie	Pilot i wyposażenie	Pilot i wyposażenie	Komplet uzbrojenia	Pilot i wyposażenie		Paliwo w zbiornikach γ = 0,93 g/ml									
	Podwozie wypuszczone	Podwozie schowane	Podwozie wypuszczone	Podwozie schowane								Zmniejszenie masy w locie	Podwozie pocisków rakietowych R-23R / 2 szt./	Naboje / 200 szt./	Pilot	R-23R / 2 szt./	Zbiornik nr 1 V = 1840 l	Zbiornik nr 2 V = 870 l	Zbiornik nr 3 V = 740 l	Zbiornik nr 4 V = 470 l	Zbiornik w nasadzie skrzydła V = 280 l	Zbiornik w korytarzu skrzydła V = 430 l	Zbiornik w centrali sta V = 130 l
Samolot z obciążeniem	15750	33,1	33,4	36,1	36,4	10845	4905	475	340	4090	400	75	120	25	195	1610	720	620	390	235	355	110	50
Skrzydła przednie																							
Wyważenie samolotu	12860	30,6	31,2	33,0	33,4	10845	2015	475	340	1200	400	75	120	25	195	430	720	620	390	235	355	110	50
Skrzydła tylne																							
Wyważenie samolotu z uzbrojeniem	15510	33,5	33,8	36,6	36,9	10845	4665	475	340	3850	400	75	120	25	195	1370	720	620	390	235	355	110	50
Samolot bez paliwa, lecz z uzbrojeniem	11535	32,0	32,4	34,4	34,8	10845	790	475	315		400	75	120		195								
Samolot bez paliwa i bez uzbrojenia	11160	33,1	33,5	35,6	36,0	10845	315		315						195								

Wyszczególnienie

Wagowe i wyważeniowe charakterystyki samolotu z dwoma pociskami rakietowymi R-23R pod skrzydłem i zbiornikiem dodatkowym o pojemności 800 l pod kadłubem

Wyszczególnienie	Masa samolotu /kg/	Wyważenie wg osi X		Masa pustego samolotu /kg/	Masa udźwigu /kg/	Masa [kg]																		
		X ₁ = 16°40'	Podwozie wypuszczone			Podwozie schowane	Uzbrojenie	Pilot i wyposażenie	Paliwo V = 5720 l	Komplet uzbrojenia		Pilot i wyposażenie		Paliwo w zbiornikach γ = 0,83 g/ml										
										Pociski rakietowe R-23R / 2 szt./	Naboje /200 szt./	Pilot	Zmniejszenie masy w locie	Podwozie pocisków rakietowych R-23R / 2 szt.	Podwożenie zbiornika dodatkowego	Zbiornik nr 1 V = 1940 l	Zbiornik nr 2 V = 870 l	Zbiornik nr 3 V = 740 l	Zbiornik nr 4 V = 470 l	Zbiorniki w nasadzie skrzydła V = 280 l	Zbiorniki w kodówkach skrzydła V = 430 l	Zbiorniki w centropłacie V = 130 l	Paliwo w przewodach V = 50 l	Podstawowy V = 600 l
Samolot z obciążeniem	16500	32,7	33,0	10845	5555	475	430	4750	400	75	120	25	195	90	1610	720	620	390	235	355	110	50	50	690
Skrzynie przednie wyważenie samolotu	12350	30,8	31,2	10845	2105	475	430	1200	400	75	120	25	195	90	430	720	-	-	-	-	-	-	-	-
Skrzynie tylne wyważenie samolotu z uzbrojeniem	15500	33,5	33,8	10845	4755	475	430	3850	400	75	120	25	195	90	1370	720	620	390	235	355	110	50	-	-
Samolot bez paliwa, lecz z uzbrojeniem	11725	32,0	32,4	10845	880	475	405	-	400	75	120	-	195	90	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Samolot bez paliwa i bez uzbrojenia	11250	33,1	33,5	10845	405	-	405	-	-	-	120	-	195	90	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

Tabela 9.6

Wagowe i wyważeniowe charakterystyki samolotu z dwoma pociskami rakietowymi R-23R pod skrzydłem i trzema zbiornikami dodatkowymi o pojemności

800 l każdy

Wyszczególnienie	Wyważenie wg osi X		Masa samolotu /kg/	Masa pustego samolotu /kg/	Masa udźwigu /kg/	Masa [kg]																			
	χ = 18°40'	Podwozie wypuszczone				Podwozie schowane	Paliwo V = 7320 l	Komplet uzbrojenia		Pilot i wyposażenie				Paliwo w zbiornikach : γ = 0,83 g/ml											
								Uzbrojenie	Pilot i wyposażenie	Pociski rakietowe R-23R / 2 szt./	Naboje /200 szt./	Pilot	Zmniejszenie masy w locie	Podwyższenie pocisków rakietowych R-23R / 2 szt./	Podwyższenie zbiorników dodatkowych / 3 szt./	Zbiornik nr 1 V = 1940 l	Zbiornik nr 2 V = 870 l	Zbiornik nr 3 V = 740 l	Zbiornik nr 4 V = 470 l	Zbiorniki w nasadzie skrzydła V = 280 l	Zbiorniki w końcówkach skrzydła V = 430 l	Zbiorniki w centrpoście V = 130 l	Paliwo w przewodach V = 60 l	Paliwo w trzech zbiornikach dodatkowych o pojemności 800 l każdy	
Samolot z obciążeniem skrajnie przednie wyważenie samolotu	32,9	32,9	33,2	10845	7185	475	640	6070	400	75	120	25	195	300	1610	720	620	390	235	355	110	50	50	1980	Paliwo w trzech zbiornikach dodatkowych o pojemności 800 l każdy
Skrajnie tylne wyważenie samolotu	30,9	30,9	31,3	10845	2315	475	640	1200	400	75	120	25	195	300	430	720	620	390	235	355	110	50	50	1980	Paliwo w trzech zbiornikach dodatkowych o pojemności 800 l każdy
Samolot z uzbrojeniem	33,5	33,5	33,9	10845	4965	475	640	3850	400	75	120	25	195	300	1370	720	620	390	235	355	110	50	50	1980	Paliwo w trzech zbiornikach dodatkowych o pojemności 800 l każdy
Samolot bez paliwa, lecz z uzbrojeniem	32,0	32,0	32,5	10845	1090	475	615	-	400	75	120	-	195	300	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	Paliwo w trzech zbiornikach dodatkowych o pojemności 800 l każdy
Samolot bez paliwa i bez uzbrojenia	33,0	33,0	33,5	10845	615	-	615	-	-	75	120	-	195	300	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	Paliwo w trzech zbiornikach dodatkowych o pojemności 800 l każdy

Wagowe i wyważeniowe charakterystyki samolotu z dwoma belkami pociisków rakietowych pod skrzydłami i z trzema zbiornikami dodatkowymi o pojemności 800 l każdy

[illegible]

Tabela 9.8

Zestawienie mas i wyważenie samolotu

Wyszczególnienie	mX	X	m	Z	mZ
	kgm	m	kg	m	kgm
1	2	3	4	5	6
I. Wariant wyważenia samolotu z paliwem $/m_p = 3700 \text{ kg/}$ i uzbrojeniem $/m_u = 475 \text{ kg/}$. Położenie środka masy - 31,1% ŚCA					
<u>Samolot z normalnym obciążeniem,</u> <u>kat skosu skrzydła $\gamma = 18^\circ 40'$</u>					
<u>podwozie wypuszczzone</u>	-3843	-0,250	15360	0,160	2466
Samolot pusty	-965	-0,089	10 845	0,157	1699
Masa udźwigu	-2878	-0,64	4515	0,17	767
<u>Masa udźwigu</u>	-2878	-0,64	4515	0,17	767
Załoga i jej wyposażenie	-816	-2,40	340	0,28	97
Paliwo	-1383	-0,374	3700	0,195	722
Uzbrojenie	-679	-1,43	475	-0,11	-52
<u>Załoga i jej wyposażenie</u>	-816	-2,40	340	0,28	97
Pilot ze spadochronem	-586	-4,88	120	0,13	16
Ciecz chłodząca	-20	-2,00	10	-0,30	-3
Wyrzutnie APU-23M pod skrzydłami					
/2 szt./	-229	-1,18	195	0,44	84
Olej i tlen	19	1,27	15	0	-
<u>Paliwo V = 4450 l / $\gamma = 0,83 \text{ g/ml}$</u>	-1383	-0,374	3700	0,195	722
Zbiornik nr 1 /V = 1940 l/	-2340	-1,64	1610	0,14	226
Zbiornik nr 2 /V = 870 l/	-252	-0,35	720	0,25	180
Zbiornik nr 3 /V = 740 l/	1215	1,96	620	0,09	56
Zbiorniki w końcówkach skrzydła					
/V = 430 l/	248	0,70	355	0,26	92
Zbiorniki u nasady skrzydła					
/V = 280 l/	90	0,34	235	0,44	104
Zbiornik w centropłacie	-34	-0,31	110	0,58	64
Paliwo w przewodach instalacji	-	0	50	0	-
Chowanie podwozia	240	-	-	-	616
<u>Uzbrojenie</u>	-679	-1,43	475	-0,11	-52
Pociski rakietowe R-23R pod					
skrzydłem /2 szt./	-460	-1,15	400	0	-
Naboje do działka /200 szt./	-219	-2,92	75	-0,69	-52

1	2	3	4	5	6
<u>Samolot z normalnym obciążeniem, podwozie schowane, położenie środka ciężkości 31,3% ŚCA</u>	-3603	-0,234	15 390	0,200	3082
II. Wariant wyważenia samolotu z paliwem $m_p = 4090 \text{ kg}$ i uzbrojeniem $m_u = 475 \text{ kg}$. Położenie środka masy - 33,1% ŚCA					
<u>Samolot z obciążeniem, kat skosu skrzydła $\gamma = 18^\circ 40'$ podwozie wypuszczone</u>	-2443	-0,155	15 750	0,157	2486
Samolot pusty	-965	-0,089	10 845	0,157	1699
Masa udźwigu	-1478	-0,301	4905	0,156	767
<u>Masa udźwigu</u>	-1478	-0,301	4905	0,156	767
Załoga i wyposażenie	-816	-2,40	340	0,28	97
Paliwo	17	0,004	4090	0,175	722
Uzbrojenie	-679	-1,43	475	-0,11	-52
<u>Załoga i wyposażenie</u>	-816	-2,40	340	0,28	97
Pilot ze spadochronem	-586	-4,88	120	0,13	16
Olaj i tlen	19	1,27	15	0	-
Ciecz chłodząca	-20	-2,00	10	-0,30	-3
Wyrzutnia APU-23M pod skrzydłem /2 szt./	-229	-1,16	195	0,44	84
<u>Paliwo $V = 4920 \text{ l}$ / $\gamma = 0,83 \text{ g/ml}$</u>	17	0,004	4090	0,175	722
Zbiornik nr 1 / $V = 1940 \text{ l}$	-2640	-1,64	1610	0,14	226
Zbiornik nr 2 / $V = 870 \text{ l}$	-252	-0,35	720	0,20	180
Zbiornik nr 3 / $V = 740 \text{ l}$	1215	1,96	620	0,09	56
Zbiornik nr 4 / $V = 470 \text{ l}$	1400	3,59	390	0	-
Zbiorniki w końcówkach skrzydła / $V = 430 \text{ l}$	248	0,70	355	0,26	92
Zbiorniki u nasady skrzydła / $V = 280 \text{ l}$	80	0,34	235	0,44	104
Zbiornik w centropłacie / $V = 130 \text{ l}$	-34	-0,31	110	0,58	64
Paliwo w przewodach instalacji / $V = 50 \text{ l}$	-	0	50	0	-
<u>Uzbrojenie</u>	-679	-1,43	475	-0,11	-52
Pociski rakietowe R-23R pod skrzyd- łem /2 szt./	-460	-1,15	400	-	-
Naboje do działka /200 szt./	-219	-2,92	75	-0,69	52
Chowanie podwozia	240	-	-	-	616
<u>Samolot z obciążeniem, podwozie schowane, położenie środka masy - 33,4% ŚCA</u>	-2203	0,140	15 750	0,196	3082
Pusty samolot	-965	-0,089	10 845	0,157	1699
Płatowiec	650	0,123	5286	0,28	1481

1	2	3	4	5	6
Napęd samolotu	5795	2,62	2213	0,062	137
Wyposażenie samolotu	-7073	-2,20	3217	0,048	154
Działko	-342	-2,95	116,6	-0,63	-73
Powłoka lakiernicza	5	0,50	10,0	0	0
<u>Napęd samolotu</u>	5795	2,62	2213	0,062	137
Silnik	5730	2,88	1986,5	0,066	131
Instalacja paliwowa	63	0,33	187,7	0,04	8
Zasilanie silnika tlenem	-3	-0,28	10,6	0	0
Instalacja przeciwpożarowa	22	1,29	169	0,06	1
Sterowanie silnikiem	-17	-2,83	11,0	0,06	-3

Tabela 9.9

Zestawienie mas i wyważenie uzbrojenia samolotu

Wyszczególnienie	mX	X	P	Z	mZ
	kgm	m	kg	m	kgm
1	2	3	4	5	6
I Podwieszenia pod kadłubem					
<u>Podwieszenie dodatkowego zbiornika</u>					
<u>paliwa /V = 800 l/</u>	-463	-0,580	750	-1,12	-883
Belka	-22	-0,845	26	-0,80	-21
Zbiornik	-33	-0,65	64	-1,13	-72
Paliwo	-381	-0,557	660	-1,13	-745
<u>Podwieszenie pocisków rakietowych</u>					
<u>S-5M /32 szt./ w wyrzutniach</u>					
<u>UB-16-57UMP /2 szt./</u>	-640	-1,95	329	-0,84	-227
Zamek bombowy BD3-60-23F-I /2 szt./	-101	-1,98	53	-0,64	-34
Wyrzutnia UB-16-57UMP /2 szt./			108	-0,92	-99
Pociski rakietowe S-5M /32 szt./	496	-1,97	144	-0,92	-132
Belka przejściowa /2 szt./	-43	-1,80	24	-0,48	-12
<u>Podwieszenie pocisków rakietowych</u>					
<u>R-3S /2 szt./</u>	-546	-1,89	289	-0,83	-241
Zamek bombowy BD3-60-23F-I /2 szt./	-101	-1,90	53	-0,64	-34
Wyrzutnia APU-13MT /2 szt./	-114	-1,90	60	-0,82	-49
Belka przejściowa /2 szt./	-43	-1,80	24	-0,48	-12
Pociski rakietowe R-3S /2 szt./	-289	-1,90	152	-0,96	-146
<u>Podwieszenie pocisków rakietowych</u>					
<u>S-24 /2 szt./</u>	-1230	-2,03	606	0,96	-560
Zamek bombowy BD3-60-23F-I /2 szt./	-101	-1,90	53	0,64	-34
Belka przejściowa /2 szt./	-43	-1,80	24	0,48	-12

1	2	3	4	5	6
Wyrzutnia APU-68UE /2 szt./	-125	-1,895	66	0,82	-19
Pociski rakietowe S-24	-961	-2,05	469	0,99	-465
<u>Podwieszenie zbiorników zapalających</u>					
ZB-500 /2 szt./	-1534	-1,88	815	-0,096	-784
Zamek bombowy BD3-60-23F-I /2 szt./	-101	-1,90	53	-0,64	-34
Belka przejściowa /2 szt./	-43	-1,80	24	-0,48	-12
Zbiorniki zapalające /2 szt./	-1390	-1,88	738	-1,00	-738
<u>Podwieszenie bomb FAB-250M62 /2 szt./</u>	-1079	-1,87	577	-0,86	-496
Zamek bombowy BD3-60-23F-I /2 szt./	-101	-1,90	53	-0,64	-34
Belka przejściowa /2 szt./	-43	-1,80	24	-0,48	-12
Bomby FAB-250M62 /2 szt./	-935	-1,87	500	-0,90	-450
<u>Podwieszenie bomb OFAB-100 /2 szt./</u>	-644	-1,89	341	-0,63	-215
Bomby OFAB-100 /2 szt./	-500	-1,90	264	-0,64	-169
Zamek bombowy BD3-60-23F-I /2 szt./	-101	-1,90	53	-0,64	-34
Belka przejściowa /2 szt./	-43	-1,80	24	-0,48	-12
<u>Podwieszenie bomb OFAB-100 /8 szt./</u>	-2190	-1,74	1261	-0,99	-1179
Belka przejściowa /2 szt./	-43	-1,80	24	-0,48	-12
Zamek bombowy BD3-60-23F-I /2 szt./	-101	-1,90	53	-0,64	-34
Wielozaczepowy zamek bombowy MBD-2-67U /2 szt./	-224	-1,675	128	-0,80	-102
Bomby OFAB-100 /8 szt./	-1922	-1,725	1055	-0,97	-1030
<u>Podwieszenie pocisków rakietowych S-5M</u>					
/64 szt./ w wyrzutniach UB-32A /2 szt./	-1087	-1,73	627	-0,88	-552
Belka przejściowa /2 szt./	-43	-1,80	24	-0,48	-12
Zamek bombowy BD3-60-23F-I /2 szt./	-101	-1,90	53	-0,64	-34
Wyrzutnie UB-32A /2 szt./	-933	-1,70	262	-0,92	-506
Pociski rakietowe S-5M /64 szt./			288		
II Podwieszenia pod skrzydłem					
<u>Podwieszenie dodatkowych zbiorników</u>					
paliwa /V = 800 l/ - 2 szt.	-71	-0,046	1530	-0,04	-63
Wsporniki /2 szt./	25	0,315	80	0,30	24
Zbiorniki dodatkowe /2 szt./	20	0,151	130	0,06	-8
Paliwo	-116	-0,09	1320	-0,06	-79
<u>Podwieszenie pocisków rakietowych R-23R</u>					
/2 szt./	-689	-1,16	595	0,14	84
Wyrzutnia APU-23M /2 szt./	-229	-1,16	195	0,44	84
Pociski rakietowe R-23R /2 szt./	-460	-1,15	400	0	-

1	2	3	4	5	6
<u>Podwieszenie pocisków rakiетowych</u>					
<u>R-13M /2 szt./</u>	-243	-0,725	335	0,04	15
Pociski rakiетowe R-13M /2 szt./	-141	-0,78	180	-0,09	-15
Wyrzutnie APU-13MT /2 szt./	-66	-0,70	95	0,12	11
Zamek bombowy BD3-60-23K-I /2 szt./	-44	-0,73	60	0,34	20
<u>Podwieszenie wyrzutni UB-16-57UMP</u>					
<u>/2 szt./</u>	-248	-0,79	312	0,08	24
Zamek bombowy BD3-60-23K-I /2 szt./	-44	-0,73	60	0,34	20
Wyrzutnie UB-16-57UMP /2 szt./	-204	-0,807	(108)	0,015	-4
Pociski rakiетowe S-5M /32 szt./			144		
<u>Podwieszenie wyrzutni UB-32A /2 szt./</u>	-344	-0,563	610	-0,03	-18
Zamek bombowy BD3-60-23K-I /2 szt./	-44	-0,78	60	0,34	20
Wyrzutnie UB-32A /2 szt./	-300	0,545	(262)	-0,055	38
Pociski rakiетowe S-5M /64 szt./			288		
<u>Podwieszenie pocisków rakiетowych</u>					
<u>S-24 /2 szt./</u>	-501	-0,84	596	0,002	1
Zamek bombowy BD3-60-23K-I /2 szt./	-44	-0,73	60	0,34	20
Wyrzutnia APU-68UE /2 szt./	-47	-0,72	66	0,130	9
Pociski rakiетowe S-24 /2 szt./	-410	-0,875	469	-0,06	-28
<u>Podwieszenie pocisków rakiетowych</u>					
<u>H-23 /2 szt./</u>	-564	-0,81	696	-0,07	-52
Zamek bombowy BD3-60-23K-I /2 szt./	-44	-0,73	60	0,34	20
Wyrzutnia APU-68UE /2 szt./	-44	-0,73	60	0,12	7
Pociski rakiетowe H-23 /2 szt./	-476	-0,828	576	-0,16	-92
<u>Podwieszenie bomb OFAB-100 /8 szt./</u>	-558	-0,45	1244	-0,009	-11
Zamek bombowy BD3-60-23K-I /2 szt./	-44	-0,73	60	0,34	20
Wielozaczepowy zamek bombowy					
MBD-2-67UR /2 szt./	-50	-0,39	128	0,125	16
Bomby OFAB-100 /8 szt./	-464	-0,44	1056	-0,045	-47
<u>Podwieszenie bomb FAB-250 /2 szt./</u>	-381	-0,68	560	0,07	42
Zamek bombowy BD3-60-23K-I /2 szt./	-44	-0,73	60	0,34	20
Bomby FAB-250M62 /2 szt./	-337	-0,675	500	0,045	22
<u>Podwieszenie bomb FAB-500 /2 szt./</u>	-719	-0,68	1060	0,02	16
Zamek bombowy BD3-60-23K-I /2 szt./	-44	-0,73	60	0,34	20
Bomby FAB-500M62 /2 szt./	-625	-0,675	1000	-0,004	-4

Tabela 9.10

Zmiana momentów bezwładności samolotu spowodowana podwieszeniem różnych
variantów uzbrojenia

Warianty uzbrojenia	Pod skrzydłem			Pod kadłubem		
	I_x	I_z	I_y	I_x	I_z	I_y
	$\frac{\text{kgm s}^2}{\text{daN m}^2}$	$\frac{\text{kgm s}^2}{\text{daN m}^2}$	$\frac{\text{kgm s}^2}{\text{daN m}^2}$	$\frac{\text{kgm s}^2}{\text{daN m}^2}$	$\frac{\text{kgm s}^2}{\text{daN m}^2}$	$\frac{\text{kgm s}^2}{\text{daN m}^2}$
Pociski rakietowe R-23 /2 szt./	143	289	158	-	-	-
Pociski rakietowe R-3S /2 szt./	65	90	25	36	116	136
Pociski rakietowe R-13M /2 szt./	78	104	28	-	-	-
Wyrzutnie UB-16-57UMP /2 szt./	73	95	24	21	133	136
Wyrzutnie UB-32A /2 szt./	146	178	40	-	-	-
Pociski rakietowe S-24 /2 szt./	138	187	55	86	252	306
Bomby FAB-100 /2 szt./	-	-	-	30	120	132
Bomby FAB-100 /8 szt./	314	318	74	-	-	-
Bomby FAB-250 /2 szt./	130	155	27	-	-	-
Bomby FAB-500 /2 szt./	248	292	52	141	382	465
Pociski rakietowe H-23 /2 szt./	174	272	124	-	-	-

Tabela 9.11

Pojemność instalacji paliwa

Wariant zapasu paliwa	Pojemność /przy $\gamma = 0,83 \text{ g/ml}$
Normalne napełnienie zbiorników wewnętrznych	4450 l
Maksymalne napełnienie zbiorników wewnętrznych a ponadto:	4920 l
ze zbiornikiem dodatkowym pod kadłubem	5720 l
/V = 800 l/;	6250 l
z dwoma zbiornikami dodatkowymi pod skrzydłem o pojemności 800 l każdy;	7320 l
z trzema zbiornikami dodatkowymi o pojemności 800 l każdy	

Tłumaczono z oryginału:

"Samolot MiG-23MF s dwigatелеm R29-300. Tieshniczeskoje opisaniye. Kniga 1.
Lotnyje charakterystiki samolota".

Wydawnictwo zawiera 142 strony przesznutowane i plombowane plombą metalową Drukarni Sztabu Generalnego WP, oznaczoną symbolem spośród symboli JW 233, JW 236, JW 312 i godłem państwowym.

DSG.Zam.280z.1980