



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. generała broni K. Świerczewskiego

JAWNE



Egz. Nr 1

ppłk mgr inż. Włodzimierz KOBRYŃ

CHARAKTERYSTYKA SAMOLOTÓW ZNAJDUJĄCYCH SIĘ
NA WYPOSAŻENIU WP

Część II

Samoloty bombowe i myśliwsko-bombowe (szturmowe)

~~08853~~
~~00853~~
41335

BIBLIOTEKA NAUKOWA ASG WP
Archiwum Osobistych Aktywów Specjalnych
Kz ewid.

WARSZAWA KWIECIEŃ 1966



22

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. generała broni R. Świerczewskiego

JAWNE



Egz. Nr 1

ppłk mgr inż. Włodzimierz KOBRYŃ

**CHARAKTERYSTYKA SAMOLOTÓW ZNAJDUJĄCYCH SIĘ
NA WYPOSAŻENIU WP.**

Część II

Samoloty bombowe i myśliwsko-bombowe (szturmowe)

~~00853~~

~~00853~~

41335

BIBLIOTEKA NAUKOWA ASB WP
Archiwum Biura Sztabu Specjalnych
Na ewid. _____

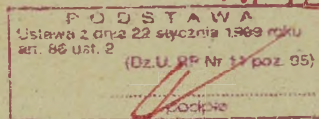
WARSZAWA

KWIECIEŃ

1966

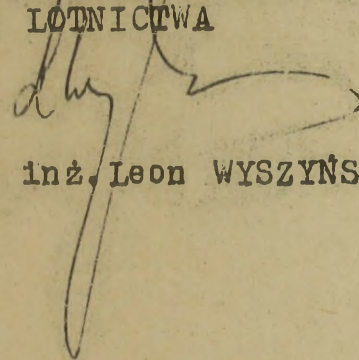
AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerozewskiego

PRZEKLASYFIKOWANO
Protokół Nr 12657



ZATWIERDZAM
ZEF KATEDRY TECHNIKI LOTNICZEJ
KATEDRY ODDZIAŁU WOJSK OPK
1 LOTNICTWA

~~SECRET~~
Egz.nr. 1


Złk dr mgr inż. Leon WYSZYŃSKI

ppłk mgr inż. Włodzimierz KOBRYŃ

CHARAKTERYSTYKA SAMOLOTÓW ZNAJDUJĄCYCH SIĘ
NA WYPOSAŻENIU WP

Część II

Samoloty bombowe i myśliwsko-bombowe /szturmowe/



BIBLIOTEKA NAUKOWA ASB WF
Instytut Techniki Obrony Specjalnej
Nr ewid. 41335

REMBERTÓW

K W I E C I E Ń

1 9 6 6 r.

Spis treści

I.	Samoloty bombowe	
	A. Samolot Il-28	str. 2
II.	Samoloty myśliwsko-bombowe /szturmowe/	
	A. Samolot Su-7B	str. 33
	B. Samolot Su-7BM	str. 65
	C. Samolot Su-7 BŁK	str. 68
	D. Samolot Lim-6"bis	str. 68

I. SAMOLOTY BOMBOWE

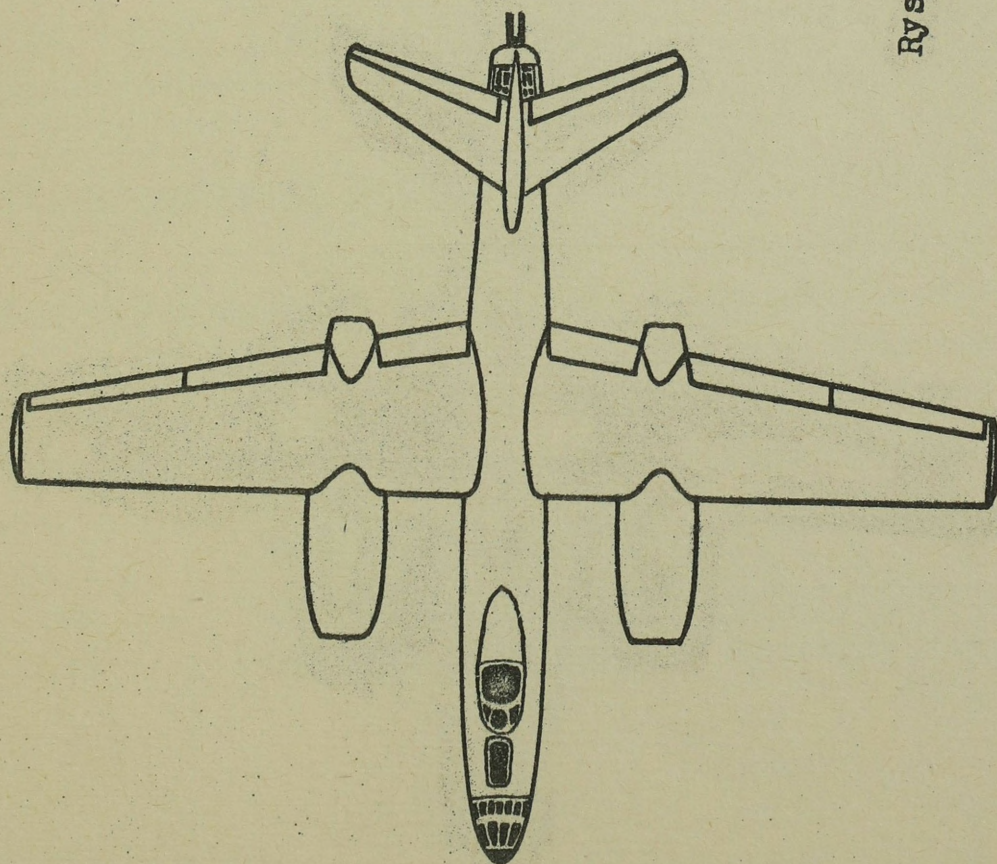
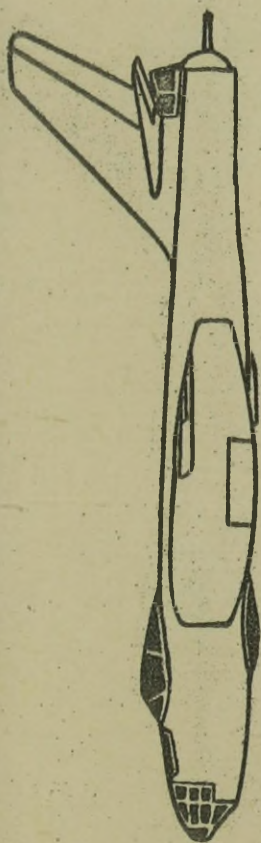
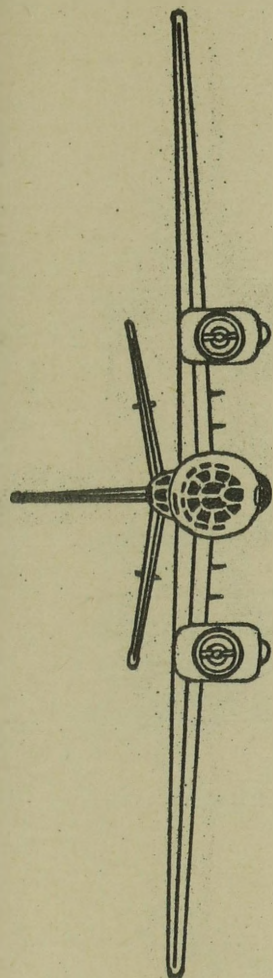
=====

A/ SAMOLOT IL-28

Samolot bombowy IL-28 jest jednopłatem o trapezowym skrzydle ze skośnym usterzeniem ogonowym, napęd stanowią dwa silniki turbo-odrzutowe typu WK-1 /WK-1A/. Silniki umieszczone są na odejmowanych częściach skrzydła. Podwozie jest typu trójkołowego. Połączenia konstrukcyjne i eksploatacyjne umożliwiają łatwą obsługę i transport samolotu. Zasadniczym materiałem, z którego wykonane są elementy skrzydła, kadłuba i usterzenia jest termicznie obrobione duraluminium marki D-16. Uzbrojenie bombowe samolotu zabezpiecza wewnętrzne podwieszenie bomb o wagomiarze od 50 do 3000 KG.

Samolot wyposażony jest w autopilot, ułatwiający prowadzenie samolotu i bombardowanie.

Załogę samolotu stanowi trzech ludzi - pilot, nawigator i strzelec - radiotelegrafista. Kabiny załogi są hermetyczne.



Rys. 1. Sylwetki samolotu IZ-28

Wymiary samolotu:

Rozpiętość 21,45 m
 Długość 17,65 m
 Wysokość 6,2 m
 Powierzchnia skrzydła 60,8 m²
 Rozstawienie głównych kół podwozia 7,4 m
 Baza podwozia 6,677 m

Dane ciężarowe:

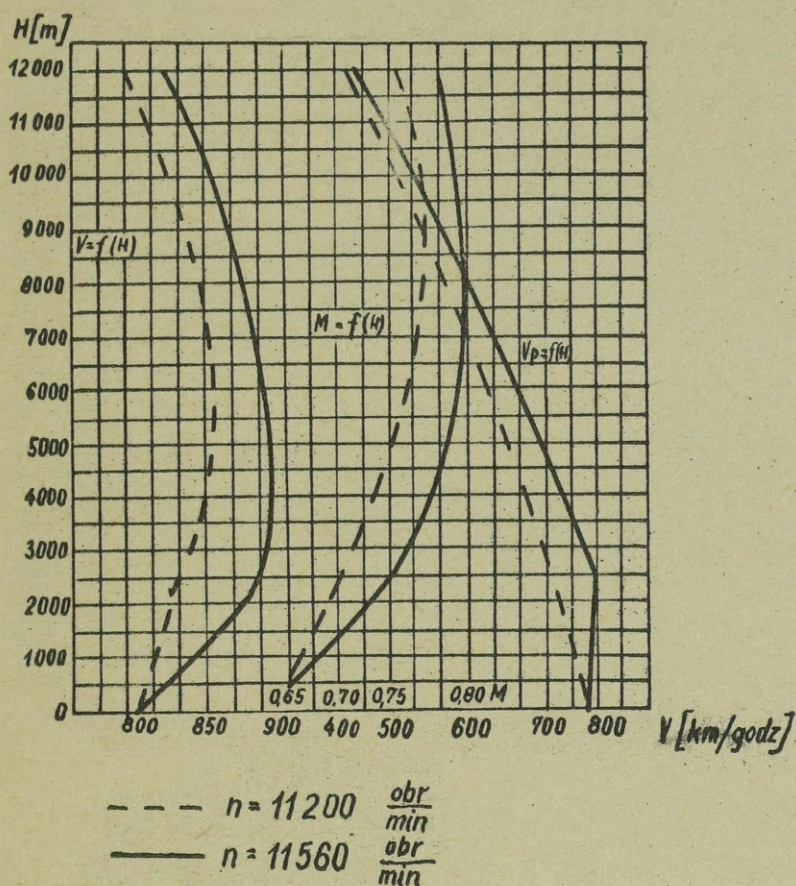
Wyszczególnienie	Warianty /kg/				do lotów ówiczeb- nych
	1	2	3	4	
Ciężar w locie/ciężar startowy samolotu/	18400	21200	22200	23200	20200
W tym:					
Ciężar pustego samolotu	12890	12890	12890	12890	12890
Ciężar załogi	300	300	300	300	300
Ciężar amunicji	260	260	260	260	260
Ciężar działek	150	150	150	150	150
Ciężar bomb	1000	1000	2000	3000	-
Ciężar paliwa	3800	6600	6600	6600	6600

Osiągi samolotu i charakterystyki aerodynamiczne:

Prędkość maksymalna 902 km/godz.
 Prędkość maksymalna przyrzadowa do H=2000 m - 800 km/godz.
 Maksymalnie dopuszczalna liczba M=0,78.
 Prędkość minimalna 200-230 km/godz
 Prędkość minimalna ewolucyjna 320 - 330 km/godz.

Maksymalnie dopuszczalne przeciążenie:

- a/ przy ciężarze w locie Q = 18400 kg - 4,5
- b/ przy ciężarze w locie Q = 21000 kg - 4,0



Rys.2 Zależność maksymalnej prędkości lotu od wysokości samolotu IL-28 przy $Q = 18400 \text{ KG}$.

Maksymalne prędkości lotu poziomego / $Q = 18400 \text{ KG}$ /.

H rzeczyw. /m/	V max rzeczyw. / $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$ /	
	$n = 11200 \frac{\text{obr}}{\text{min}}$	$n = 11560 \frac{\text{obr}}{\text{min}}$
0	800	800
4500	853	902
10000	823	855
12000	793	822

Minimalne przyrządowe prędkości lotu.

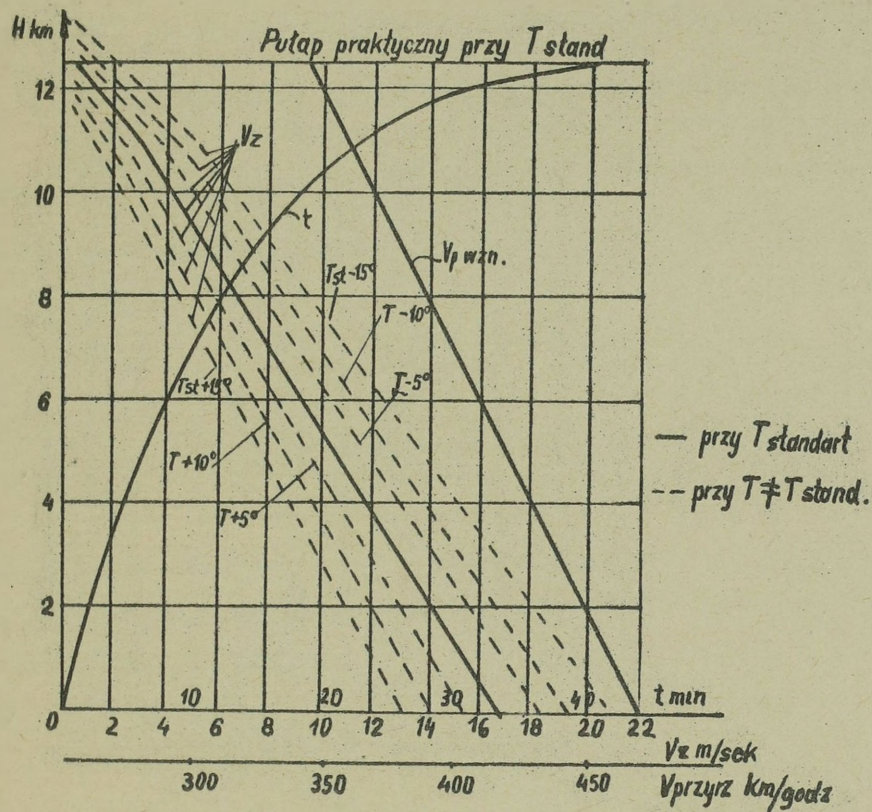
Początkowy ciężar w locie /kg/	Prędkość przyrządowa / $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$ /	
	$H = 3000 \text{ /m/}$	$H = 10000 \text{ /m/}$
20200	229	262
21200	235	268
22200	240	273
23200	247	277

Najwygodniejsze prędkości przyrządowe przy wznoszeniu,
odpowiadające maksymalnej pionowej prędkości wznoszenia.

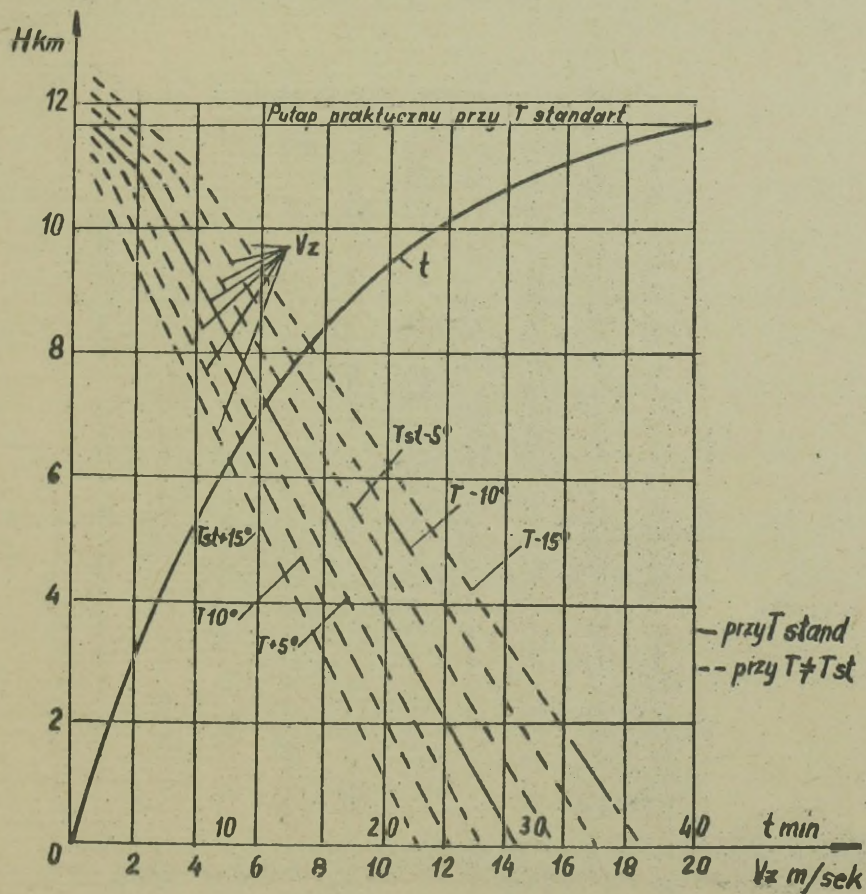
Q /kg/	18400	20200	21200	22200	23200
H /m/					
0- 1000	470	480	485	490	500
1000- 2000	460	470	475	480	490
2000- 3000	450	460	465	470	480
3000- 4000	440	450	455	460	470
4000- 5000	430	440	445	450	460
5000- 6000	420	430	435	440	450
6000- 7000	410	420	425	430	440
7000- 8000	400	410	415	420	430
8000- 9000	390	400	405	410	420
9000-10000	380	390	395	400	410
10000-11000	370	380	385	390	400
11000-12000	360	370	375	380	390
12000-12500	350	-	-	-	-

Pułap praktyczny i czas wznoszenia na pułap w
zależności od początkowego ciężaru samolotu /n=11200 obr/min/.

Ciężar początkowy /kg/	Pułap praktyczny /m/	Czas wznoszenia na pułap /min/
18400	12500	40,7
20200	12000	40,1
21200	11650	40,0
22200	11300	45,6
23200	10750	45,4



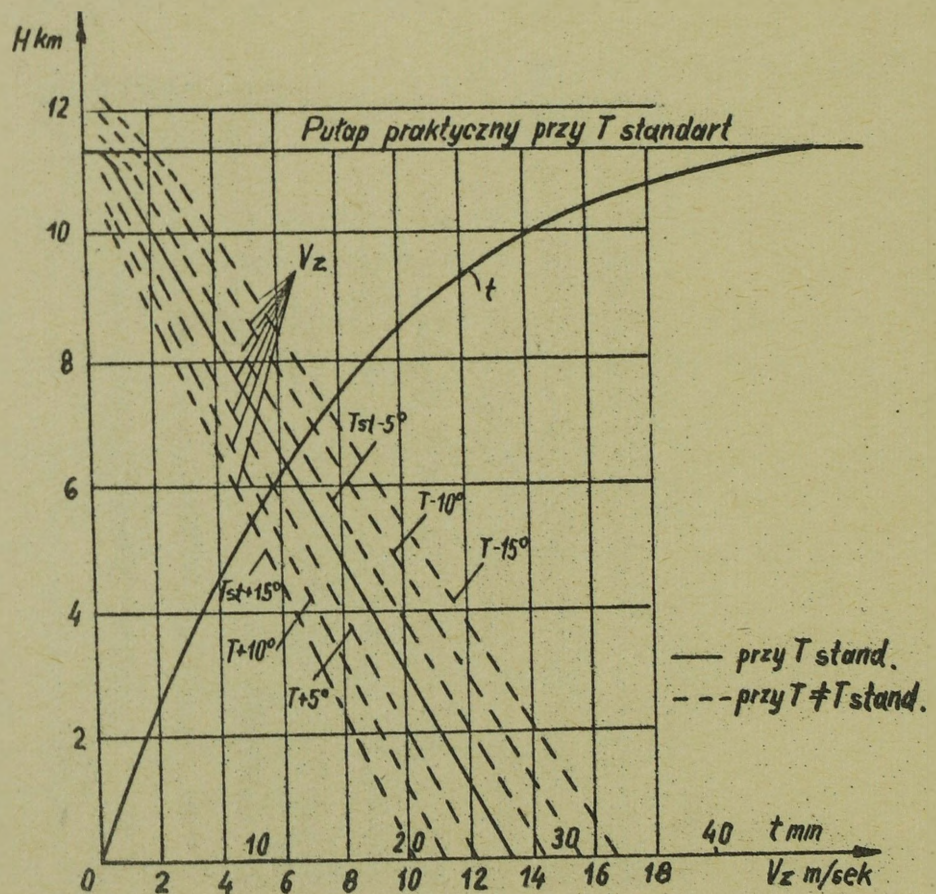
Rys. 3 Wykres prędkości i czasu wznoszenia samolotu IŁ-28 przy $Q = 18400$ kg i $n = 11200$ obr/min.



Rys. 4 Wykres prędkości i czasu wznoszenia samolotu IŁ-28 przy $Q = 21000$ kg i $n = 11200$ obr/min.

Zmiana pionowej prędkości wznoszenia w zależności od temperatury zewnętrznej przy $Q = 21000$ kg.

H /m/	Pionowa prędkość wznoszenia V_z / $\frac{m}{sek}$ / przy t °C						
	-15°	-10°	-5°	0°	+5°	+10°	+15°
2000	15,6	14,3	13,1	12,0	10,6	10,1	9,1
4000	13,2	12,0	10,4	10,0	9,1	8,0	7,2
6000	10,5	9,5	8,6	7,6	6,7	6,0	5,0
8000	7,6	6,7	6,0	5,2	4,6	3,8	3,1
10000	5,2	4,2	3,5	3,0	2,5	1,9	1,0
12000	0,8	0,5	-	-	-	-	-



Rys. 5 Wykres prędkości i czasu wznoszenia samolotu IŁ-28 przy $Q = 22000$ kg i $n = 11200$ obr/min.

Prędkość lotu szybowego, odpowiadająca maksymalnemu zasięgowi szybowania wynosi 400 km/godz /wg przyrządu/, wówczas:

Wysokość /m/	10000	8000	6000	4000	2000
Zasięg lotu szybowego/km/	155	135	105	70	30
Prędkość zniżania /m/sek /	16,7	13,3	9,5	7,4	6,7

Obroty silników w czasie kołowania samolotu / obr/min/ :

- po nawierzchni betonowej 4000 + 6000
- po miękkim gruncie do 9000.

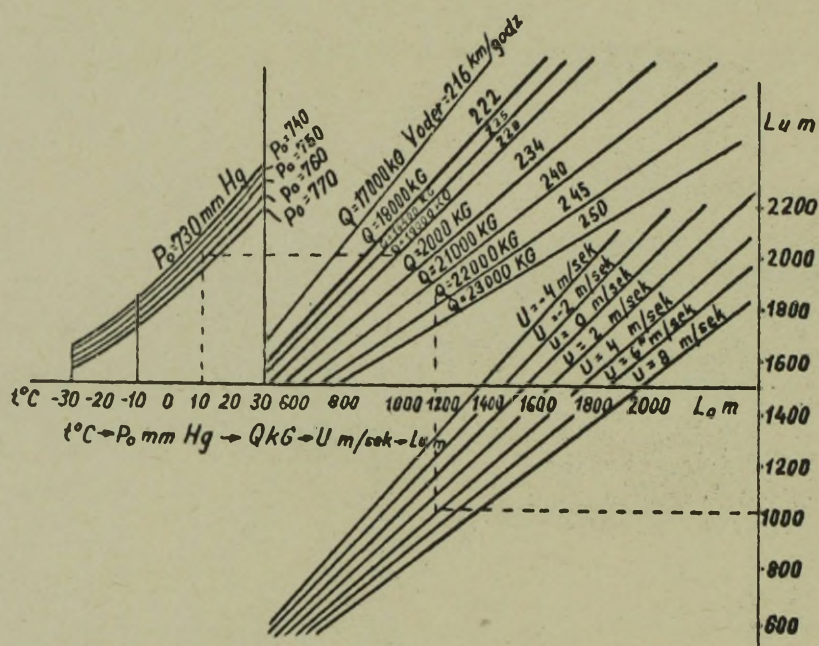
Charakterystyki startu

Ciężar startowy samolotu /kg/	Długość rozbiegu /m/		Czas rozbiegu /sek/		Prędkość oderwania km/godz	Całkowita długość startu /m/	
	beton	grunt	beton	grunt		beton	grunt
18400	965	1191	27,9	38,0	225	2090	2316
20200	1295	1520	33,0	46,0	230	2730	2955
21200	1310	1702	35,2	51,0	240	2800	3192
22200	1480	1950	37,7	57,0	245	3210	3680
23200	1610	2190	44,5	63,0	250	3375	3955

Wartości ujęte w tabeli odpowiadają startowi samolotu z wychylonymi klapami pod kątem 20°, przy obrotach maksymalnych 11560 ob/min.

Zmiany prędkości oderwania samolotu w zależności od temperatury zewnętrznej przy ciśnieniu $p = 760$ mm Hg.

Ciężar startowy samolotu /kg/	Prędkość oderwania w km/godz w zależności od temperatury $t^{\circ}\text{C}$						
	- 45'	- 30	-15	0	+15	+30	+35
18400	200	206	213	218	225	230	236
21000	214	220	228	234	240	246	253
22000	218	225	232	238	245	251	258
23000	224	231	238	244	250	258	264



Rys. 6 Wykres do określania długości rozbiegu przy starcie z pasa o nawierzchni betonowej na maksymalnym zakresie pracy silników i z klapami wychylonymi pod kątem 20° .

- $t^{\circ}\text{C}$ - temperatura powietrza przy ziemi
- P_0 - ciśnienie atmosferyczne
- Q - ciężar startowy
- V oder - prędkość oderwania
- U - prędkość wiatru / $U > 0$ - wiatr przeciwny/
- L_0 - długość rozbiegu przy $U = 0$
- L_u - rzeczywista długość rozbiegu / $U \neq 0$ /

Przy starcie z miękkiego gruntu długość rozbiegu jest o 300 + 400 m większa niż przy starcie z nawierzchni betonowej.

Długość rozbiegu samolotu o ciężarze startowym równym 21000 kG i temperaturze otaczającego powietrza + 15°C w zależności od kąta nachylenia betonki podana jest w poniższej tabeli:

Kąt nachylenia betonki	1°	2°	3°	4°
Długość rozbiegu w kierunku nachylenia /m/	1310	1200	1100	1020
Długość rozbiegu w kierunku odwrotnym do nachylenia /m/	1620	1860	2140	2560

Jak wynika z tabeli przy rozbiegu samolotu w kierunku zgodnym z nachyleniem każdy stopień nachylenia betonki zmniejsza długość rozbiegu o 8 + 9 %, a przy starcie w kierunku odwrotnym do nachylenia rozbieg zwiększa się o 12 + 20%.

Charakterystyki lądowania na nawierzchni betonowej, z klapami wychylonymi pod kątem 50°.

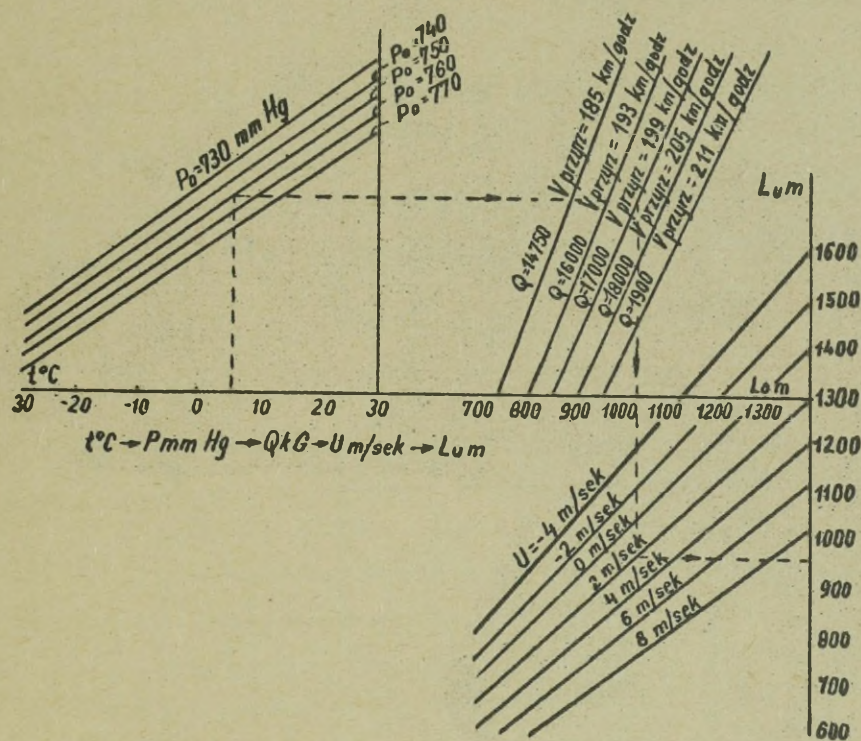
Ciężar przy lądowaniu /kG/	Długość dobiegu /m/	Czas dobiegu /sek/	Prędkość przyziemienia /km/godz/	Długość lądowania /m/
14750	920	25,5	185	1860

Przy ciężarze przy lądowaniu 21000 kG długość dobiegu wzrasta do 1310 m.

Zmiany prędkości przyziemienia w zależności od temperatury zewnętrznej:

Ciężar samolotu przy lądowaniu /kg/	Prędkość przyziemienia w km/godz przy temperaturze t °C						
	-45	-30	-15	0	+15	+30	+45
13500	158	162	167	172	177	181	186
14750	165	170	175	179	185	190	194
18400	174	179	185	189	195	200	205
20000	192	198	204	210	216	221	227
21500	198	204	211	216	223	228	234

A więc zwiększenie albo zmniejszenie temperatury o każde 3^oC odpowiada zwiększeniu albo zmniejszeniu prędkości przyziemienia o 1 km/godz.



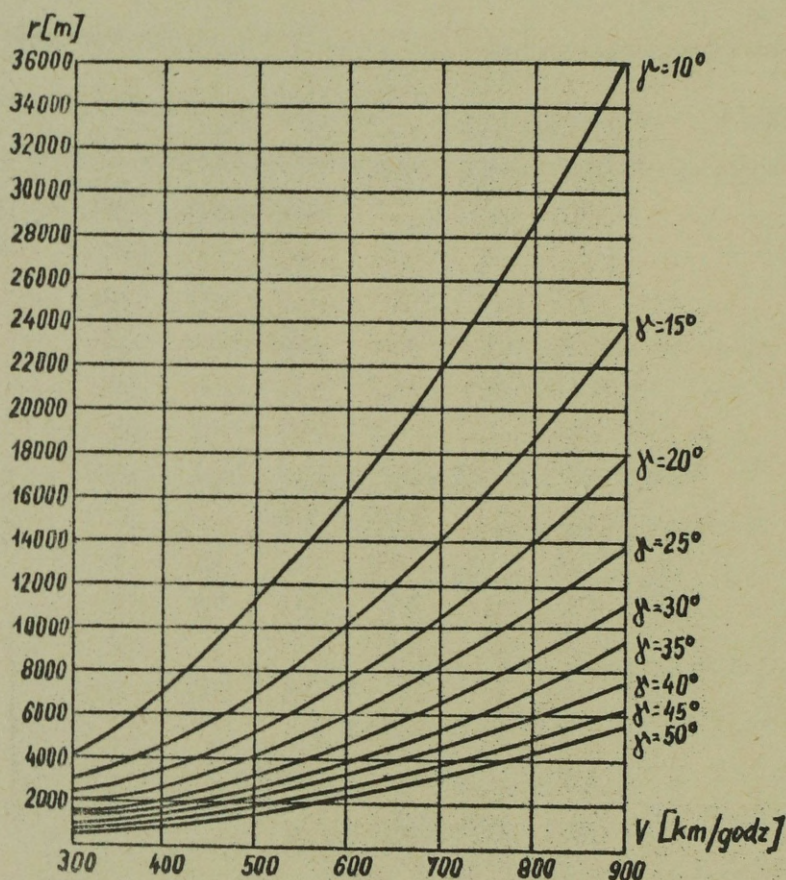
Rys. 7 Wykres do określania długości dobiegu przy lądowaniu na nawierzchni betonowej z klapami wychylonymi pod kątem 50° , przy hamowaniu na dobiegu.

- $t^\circ\text{C}$ - temperatura powietrza przy ziemi
- P_0 - ciśnienie atmosferyczne
- Q - ciężar przy lądowaniu
- V przyz - prędkość przyziemia
- U - prędkość wiatru / $U > 0$ - wiatr przeciwny /
- L_0 - długość dobiegu przy $U = 0$
- L_u - rzeczywista długość dobiegu / $U \neq 0$ /

Wykorzystanie spadochronu hamującego przy lądowaniu skraca długość dobiegu o $200 \div 250$ m.

Na samolocie IŁ-28 można wykonywać zakręty z kątem przechyłu $V = 35^\circ$ przy prędkości przyrządowej nie mniejszej niż 320 km/godz i z kątem przechyłu $V = 60^\circ$ przy prędkości przyrządowej nie mniejszej niż 450 km/godz na wysokościach do 6000 m.

Na wysokości 10000 m kąt przechyłu w zakręcie nie powinien być większy od $V = 35^\circ$ przy prędkości przyrządowej nie mniejszej niż 350 km/godz. na wysokościach powyżej 6000 m zakrętów z kątem przechyłu powyżej $V = 45^\circ$ nie należy wykonywać.



Rys. 8 Zależność promienia zakrętu od prędkości lotu i kąta przechyłu γ .

Promień i czas zakrętu o 180° w zależności od prędkości i kąta przechyłu

Prędkość w zakręcie /km/godz/	Promień r /km/ i czas zakrętu o 180° t/min/	kąt przechyłu γ°		
		5	10	15
500	r t	23 8,6	12 4,4	7 2,7
600	r t	32 10,2	16 5,0	10 3,3
700	r t	44 11,9	22 5,9	15 3,9
800	r t	88 13,6	28 6,7	19 4,4

Czas rozpędzania i hamowania pojedynczego samolotu przy $Q = 18400$ kg.

Wysokość /m/	Prędkość lotu /km/godz/		Czas /sek/	
	maksymalne-go zasięgu	maksymalna przy $n=11200$	rozpędzanie	hamowanie
1000	500	815	133	82
5000	558	855	197	114
10000	698	823	340	188

Czas i droga rozpędzania samolotu przy $Q = 20000$ kg na wysokości $H=6000$ m

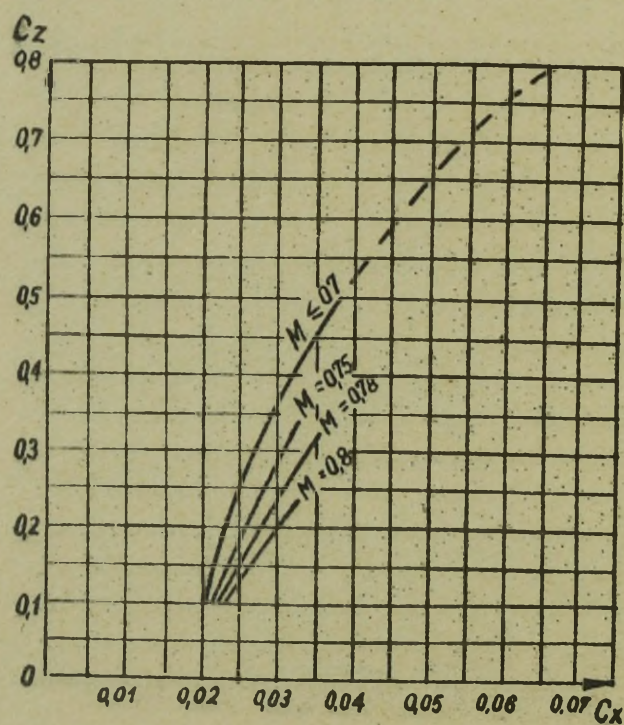
Zakres zmiany prędkości	Czas rozpędzania /min/	Droga rozpędzania /km/
0,55 ÷ 0,85 V max	6,0	63
0,65 ÷ 0,85 V max	4,6	52
0,75 ÷ 0,85 V max	2,8	33

Czas rozpędzania ze zniżaniem i utrata wysokości przy $\rho = 20000 \text{ kg}$ na $H=6000\text{m}$ od $V=0,65 \text{ V max}$ do $V=0,85 \text{ V max}$.

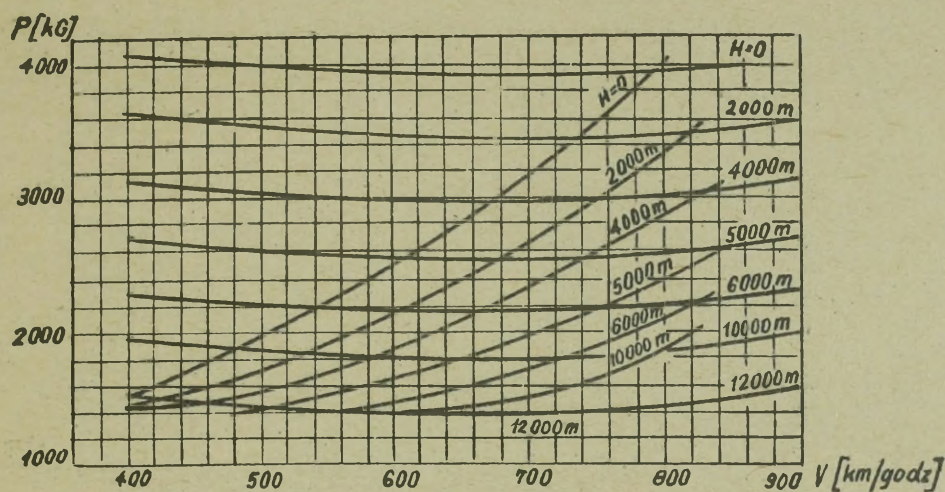
Pionowa prędkość zniżania /m/sek/	4	6	8	10
Czas rozpędzania /min/	2,7	2,0	1,6	1,3
Utrata wysokości /m/	650	720	770	780

Czas i droga hamowania samolotu przy $\rho = 20000 \text{ kg}$ na wysokości $H=6000 \text{ m}$.

Zakres zmian prędkości	Czas hamowania /min/	Droga hamowania /km/
0,85 + 0,55 V max	5,9	62
0,85 + 0,65 V max	3,3	37
0,85 + 0,75 V max	1,4	17



Rys.9 Biegunowa samolotu Ił-28 przy schowanym podwoziu i klapach.



Rys.10 Krzywe ciągów potrzebnych i rozporządzalnych przy $Q=18400$ i $n=11200$ obr/min.

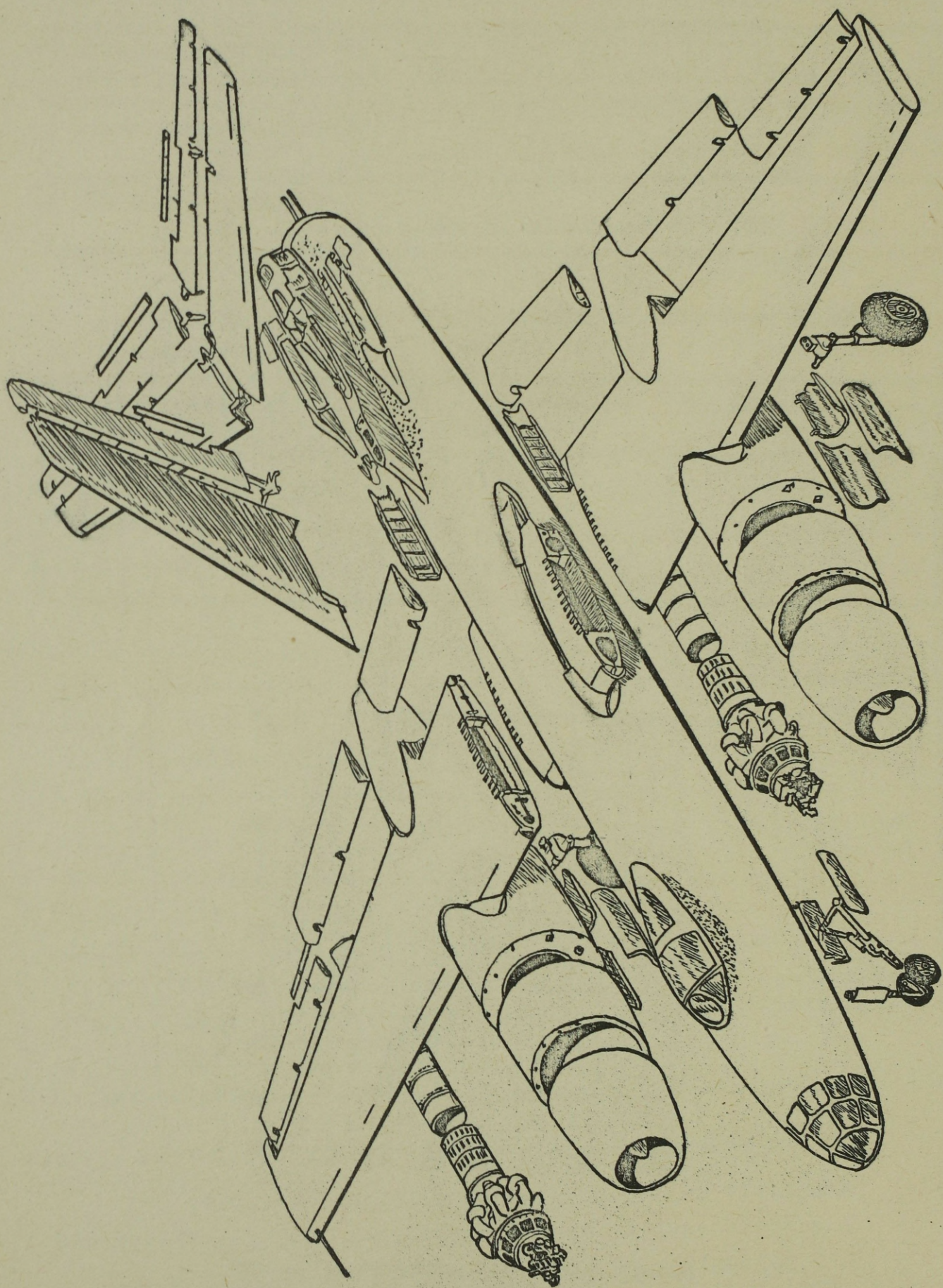
Zasięg i długotrwałość lotu /w warunkach atmosfery wzorcowej przy $Q = 21200$ kg; Q paliwa = 6600 kg, paliwo T-1/

Reżim lotu	Wysokość /m/	Prędkość /km/godz/		Obrotы silnika 1/min	Przy całkowitym zużyciu paliwa/	
		przy-rządowa	rzeczy-wista		Zasięg techniczny /km/	Długotrwałość techniczna /godz-min/
Prędkościowego zasięgu /przy 0,9 V max/	1000	720	765	11050	1010	1-25
	5000	640	820	11000	1480	1-58
	10000	465	790	11000	2335	3-16
Maksymalnego zasięgu	1000	460	490	9150	1225	2-35
	5000	430	550	9700	1800	3-18
	10000	415	700	10650	2455	3-41
Maksymalnej długotrwałości	1000	320	345	8100	1100	3-16
	5000	320	420	9000	1690	4-00
	10000	320	550	10200	2330	4-17

W podanych w tabeli wielkościach uwzględnione zostały:

- zużycie paliwa przy pracy silników na ziemi,
- zużycie paliwa, czas i droga przy starcie, wznoszeniu i zniżaniu,
- zużycie paliwa i czas lotu po kręgu przed lądowaniem i przy lądowaniu.

Zasięg i długotrwałość lotu przy wykorzystaniu paliwa T-2 zmniejszają się o 10 %.



Rys. 11 Konstrukcyjny podział samolotu.

Krótki opis konstrukcji poszczególnych elementów samolotu.

Skrzydło:

Skrzydło samolotu IŁ-28 /wolnonośne, o obrysie trapezowym dwudźwigarowe, konstrukcji półskorupowej/ składa się z części środkowej - centropłatu /o rozpiętości 2,4 m/ i dwóch części odejmowanych.

Pokrycie i podłużnice są głównymi elementami konstrukcji skrzydła pracującymi na zginanie i skręcanie.

Profil skrzydła ma grubość względną $\bar{c} = 12\%$ stałą wzdłuż rozpiętości. Maksymalna grubość profilu występuje na 40% cięciwy, kąt nastawienia /zaklinowania/ skrzydła wynosi $+3^\circ$ i również jest stały wzdłuż rozpiętości.

Długość średniej cięciwy aerodynamicznej wynosi 2,955 m. Wydłużenie $\lambda = 7,55$, wznios $\psi = 0^\circ 38'$.

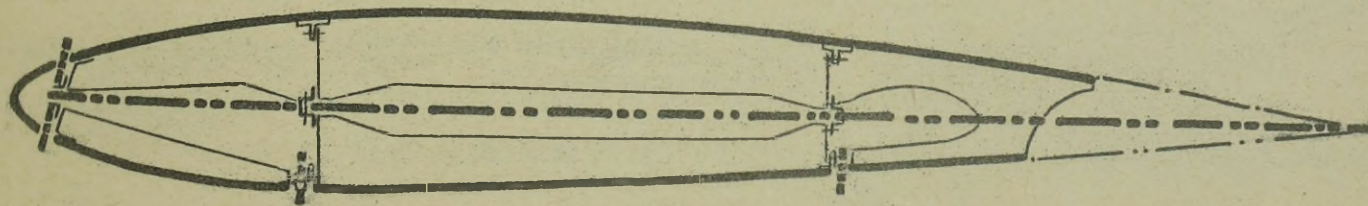
W przedniej części skrzydła, wzdłuż krawędzi natarcia, wewnątrz konstrukcji znajduje się komora cieplnego urządzenia przeciwołodziennego.

Łączenie elementów konstrukcyjnych skrzydła zrealizowano poprzez nitowanie.

Skrzydło wyposażone jest w klapy wykorzystywane w czasie startu /kąt wychylenia 20° / i lądowania /kąt wychylenia 50° /. Składają się one z czterech części. Dwie części rozmieszczone są między kadłubem i gondolami silnikowymi /wewnętrzne/, a dwie /zewnętrzne/ - między gondolami a lotkami.

Klapy mają osiową kompensację aerodynamiczną. Lotki szozelinowe również posiadają kompensację aerodynamiczną. Na prawej lotce znajduje się trymer.

Charakterystyczną właściwością konstrukcji skrzydła jest to, że skrzydło złożone jest wzdłuż płaszczyzny cięciw na całej rozpiętości z dwu oddzielnych części /rys.12/.



Rys.12 Schemat technologicznego podziału skrzydła.

Upraszcza to technologiczny proces wykonywania części skrzydła oraz instalowanie różnych przewodów i co jest specjalnie ważne, umożliwia w czasie budowy skrzydła ustalenie położenia szkieletu w stosunku do pokrycia. Dzięki temu osiąga się dobrą powierzchnię skrzydła i dokładną zgodność obrysu przekroju skrzydła z wymaganym łukiem profilu oraz znacznie upraszcza się cały proces budowy skrzydła.

W odróżnieniu od odejmowanej części skrzydła dźwigary środkowej części skrzydła nie są rozcięte. Elementy podłużne szkieletu konstrukcyjnego to 2 dźwigary dwuteowe i po 10 podłużnie /u góry i u dołu/ o przekroju korytkowym. Środkowa część skrzydła połączona jest z częściami odejmowanymi za pomocą okuć łączących, umocowanych do półek dźwigarów.

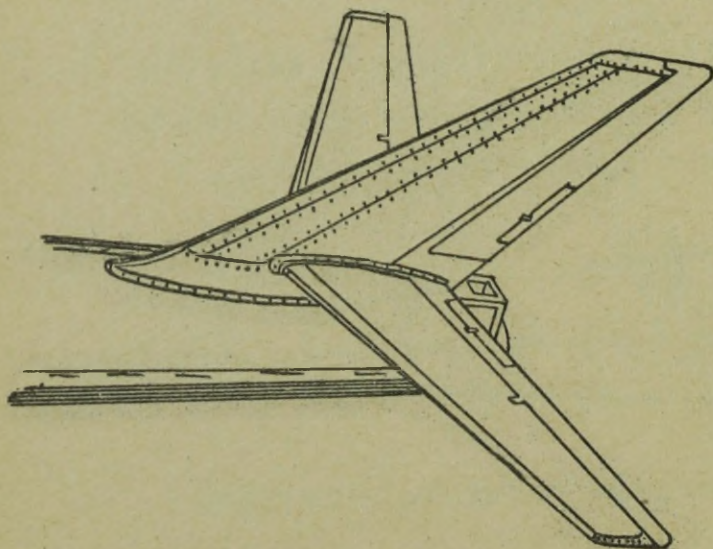
Gondole silników konstrukcji półskorupowej umieszczone są na odejmowanych częściach skrzydła. Gondole przejmują obciążenia działające na silniki i główne golenie podwozia i przekazują je na skrzydło.

Do gondoli również chowane jest podwozie główne.

Zasadniczym materiałem konstrukcyjnym skrzydła jest dural, elementy bardziej obciążone wykonane są ze stali 30 HGSA. Grubość pokrycia 2 + 4 mm.

Usterzenie samolotu

Usterzenie ogonowe jest typu wolnonośnego i składa się z usterzenia wysokości i kierunku.



Kąt skosu usterzenia kierunku wynosi 41° , usterzenia wysokości 30° . Wznios usterzenia wysokości wynosi 7° .

Grubość względna profilów zastosowanych w usterzeniu wynosi 10 + 12 %.

Rys. 13 USTERZENIE OGONOWE

Stery kierunkowy i wysokości posiadają osiową kompensację aerodynamiczną, oraz kompensację ciężarową. Na krańcach spływu sterów umieszczone są tryмеры.

W przednich częściach statecznika poziomego i pionowego znajdują się komory cieplnego urządzenia przeciwo-
dzeniowego.

Stateczniki pionowy i poziomy mocowane są do kadłuba, każdy przy pomocy czterech sworzni.

Statecznik poziomy technologicznie składa się z dwóch połówek, na których szkielet konstrukcyjny składają się : dwa dźwigary, po trzy podłużnice w górnej i dolnej części oraz żeberka.

Budowa statecznika pionowego podobna jest do budowy statecznika poziomego, z tym, że nie ma podziału technologicznego na dwie części.

Stery wysokości i kierunku mają również w zasadzie budowę jednakową, jest to konstrukcja jednodźwigarowa.

Kadłub:

Kadłub samolotu ma kształt opływowy utworzony przez okręgi, których środki tworzą oś pokrywającą się w środkowej części kadłuba z osią samolotu, a odchyloną od niej w przedniej i tylnej części. Długość kadłuba wynosi 17,65 m. Największy przekrój ma średnicę 1800 mm i leży mniej więcej w odległości 1/3 długości od nosowej części samolotu.

Konstrukcja kadłuba jest całkowicie metalowa, typu półskorupowego z pracującym pokryciem. Szkielet kadłuba składa się z 47 ram rozmieszczonych w odległości 150 + 550 mm od siebie, 38 podłużnic i dwóch dźwigarów znajdujących się na brzegach komory bombowej.

Pokrycie kadłuba wykonane jest w zasadzie z arkuszy o grubości 1 + 1,5 mm, tylko niektóre odcinki mają grubość 1,8 + 2 mm.

W celu ułatwienia montażu kadłuba podzielono go na cztery części. Oprócz tego środkowa część kadłuba posiada podłużny podział technologiczny /w płaszczyźnie symetrii samolotu/ na dwie półocylindryczne części.

Przednia część kadłuba od nosa do pochyłej ramy Nr 11 jest hermetyczna i obejmuje kabinę nawigatora i kabinę pilota.

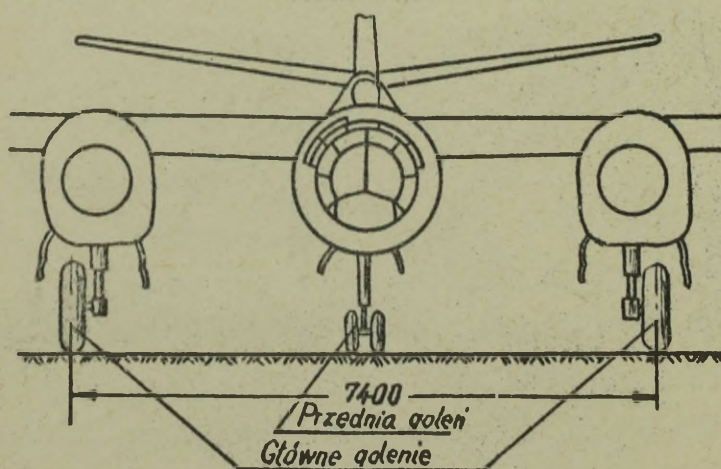
Przednia część kabiny nawigatora posiada szkielec ze stopu magnezowego /elektronu/ z wprawionym szkłem organicznym i nierozpryskowym. Oszklenie jest podwójne. W kabine nawigatora znajdują się dwa siedzenia. Jedno składane, wykorzystywane jest w czasie pracy nawigatora na przyrządach. Drugie jest siedzeniem katapultowym. Kabina nawigatora jest opancerzona od dołu płytą duralową /8 mm grubości/ i od tyłu /30 mm/.

Szkielet osłony kabiny pilota, rozmieszczonej za kabiną nawigatora, jest również elektronowy. Siedzenie katapultowe osłonięte jest stalową płytą pancerną.

U dołu w przedniej części kadłuba, po obu stronach rozmieszczone są działka i skrzynki amunicyjne. W dolnej części chowana jest przednia goleń podwozia wraz z kołami.

W środkowej części kadłuba znajdują się komory na pięć elastycznych zbiorników paliwa. U dołu, pod środkową częścią skrzydła znajduje się komora bombowa.

Rozmieszczona w rufowej części kadłuba kabina strzelca jest hermetycznym, całkowicie wyodrębnionym odcinkiem kadłuba. Tylna rama kabiny, dopasowana do kulistego kształtu stanowiska strzeleckiego, wykonana jest ze stali pancerniej dla ochrony strzelca od tyłu. Dla obserwacji tylnej półsfery kabina posiada osłonę wykonaną z trzech szyb pancernych o grubości 70 + 110 mm. W wypadku lądowania samolotu "na brzuch" strzelec wydostaje się z samolotu oknem. Do normalnego wchodzenia i wychodzenia z kabiny oraz porzucenia jej w koniecznym wypadku służy dolny właz. Pokrywę włazu w czasie lotu otwiera się za pomocą dwóch cylindrów powietrznych, zasilanych z butli zapasowej.



Rys.14 Podwozie.

Podwozie:

Samolot posiada podwozie trójkołowe składające się z dwóch głównych i jednej przedniej goleni. Na goleniach głównych mocowane są koła 1150x355 mm

Na przedniej goleni mocowane są dwa koła 600x180 lub 600x155mm.

Goleń ta zaopatrzona jest w hydrauliczny tłumik drgań.

Amortyzacja podwozia jest olejowo - powietrzna przy zastosowaniu mieszanki glicerynowo-spirytusowej AM-70/10.

W głównych goleniach znajduje się po 460 cm³ mieszanki, w przedniej 420 cm³. Ciśnienie w goleni głównej wynosi 32 $\frac{\text{kg}}{\text{cm}^2}$, w przedniej 7 kg/cm².

Główne golenie chowają się do przodu zgodnie z kierunkiem lotu z równoczesnym obrotem koła wokół goleni o 90°.

Przednia goleń chowa się do tyłu zgodnie z kierunkiem lotu.

Chowanie i wypuszczanie podwozia odbywa się za pomocą instalacji pneumatycznej. Awaryjne wypuszczenie głównych goleni odbywa się pod działaniem ich własnego ciężaru i napływającego strumienia powietrza. Otwarcie osłon goleni zabezpiecza awaryjna instalacja pneumatyczna. Awaryjne wypuszczenie przedniej goleni zabezpiecza silna sprężyna. Instalacja hamowania jest hydrauliczna.

Sygnalizacja o położeniu podwozia jest świetlna i dźwiękowa /syrena/.

Maksymalne dopuszczalne obciążenie koła głównego 10000+11000kg.

Koła przedniego 1300 kg.

Ciśnienie w pneumatykach głównych kół przy normalnym obciążeniu wynosi $7 \pm 0,2$ at.

przy nadmiernym obciążeniu: $8 \pm 0,2$ at.

Ciśnienie w pneumatykach przednich kół wynosi $4,5 \pm 0,2$ at.

Sterowanie samolotem i urządzeniami.

Sterowanie sterami i trymerami steru wysokości jest linkowe, lotkami mieszane, trymerem lotki -elektromechaniczne. Sterowanie klapami startu i lądowania - hydrauliczne.

Mechanizmy sterowania trymerami sterów i trymerem lotki umieszczone są na lewym pulpicie pilota. Tam też znajduje się kran sterowania klapami. Do schematu sterowania sterami i lotkami włączone są mechanizmy sterujące pilota automatycznego AP-5.

Instalacja hydrauliczna.

Instalacja hydrauliczna służy do sterowania klapami i hamulcami. Źródłem energii jest pompa hydrauliczna umieszczona na skrzynce napędów lewego silnika.

Na wypadek zaprzestania pracy-pompy lub znacznego spadku jej wydajności instalacja posiada dwa akumulatory hydrauliczne.

Energia nagromadzona w akumulatorach hydraulicznych zezwala na krótkie posługiwanie się hamulcami i klapami po zatrzymaniu się pompy.

Instalacja hydrauliczna napełniona jest cieczą AMG-10. Maksymalne ciśnienie robocze w instalacji wynosi $110+5 \text{ kg/cm}^2$. Pojemność instalacji hydraulicznej wynosi 40 litrów.

W wypadku uszkodzenia instalacji hydraulicznej jako instalacje awaryjne sterowania hamulcami i klapami wykorzystywane są zapasowe instalacje powietrzno-hydrauliczne.

Instalacja pneumatyczna

Instalacja pneumatyczna samolotu IL-28 służy do chowania i wypuszczenia podwozia, zamykania i otwierania osłon, przeładowania broni, zamykania i zapasowego otwierania włącznika rufowego, awaryjnego otwierania osłon, klap, awaryjnego hamowania, załadowywania akumulatorów hydraulicznych i uszczelniania osłon.

Źródłem energii sprężonego powietrza są dwie sprężarki doładowujące w czasie pracy silników butle pokładowe, zasadnicze i awaryjne. Sprężarki sprężają powietrze do 150 at.

Na samolocie są trzy zasadnicze butle pokładowe o pojemności 12,2 litra każda. Oprócz tego jest butla awaryjna wypuszczenia klap i osłon podwozia o pojemności 4 litrów, 4 litrowa butla awaryjnego sterowania komorą bombową, 3 litrowa butla awaryjnego hamowania i wreszcie 8 litrowa butla awaryjnego otwierania włącznika kabiny rufowej.

Ogólne dane zespołu napędowego.

Na samolocie zastosowano dwa silniki turboodrzutowe WK-1 /WK-1A/, zabudowane w gondolach podskrzydłowych.

Do rozruchu silników zastosowano na samolocie elektryczną instalację rozruchową z wykorzystaniem rozruszników elektrycznych. Rozruch silników odbywać się może od dwu

lotniskowych zespołów akumulatorów o napięciu 24 V.

Podstawowe dane silnika WK-1 /WK-1A/

Zakres pracy silnika	Ilość obrotów na minutę	Ciąg /kG/	Maksymalnie dopuszczalna temperatura gazów w dyszy odrzutowej /°C/	Dopuszczalny czas nieprzerwanej pracy /min/
Startowy	11560	2700	720	5 + 6
Startowy ograniczony	11350	2500	690	10
Nominalny	11200	2400	685	60
Maksymalny przelotowy	10870	2160	645	bez ograniczeń
Mały gaz	2500±100	75	540	10

Charakterystyka prędkościowa silnika przy n=11200 obr/min, przy pracy na ziemi /H=0/

V /km /godz/	0	250	500	800
P /kG/	2230	2150	2050	1990
Ce /kG/ /kG. ciągu godz/	1,28	1,32	1,38	1,43

Jak wynika z tabeli w granicach stosowanych prędkości lotu ciąg zmienia się bardzo mało /mniej niż o 5 %/ i zmianę tę można tu pominąć. Należy jednak pamiętać, że w locie ciąg jest średnio o 10 % mniejszy od ciągu w czasie pracy na ziemi na tym samym zakresie /przy takich samych obrotach silnika/.

Charakterystyka wysokościowa silnika przy n=11200 obr/min i liczbie M=0,65.

H /m/	0	3000	6000	9000	11000	13000
P /kG/	1990	1640	1310	1040	840	640
Ce /kG/ /kG. godz/	1,43	1,38	1,33	1,25	1,18	1,18

Z tabeli wynika, że w miarę wznoszenia się ciężar silnika zmniejsza się o $100 + 115 \text{ kg}$, a zużycie jednostkowe zmniejsza się średnio o $0,02 \frac{\text{kg}}{\text{kg} \cdot \text{godz}}$ na każde 1000 m wysokości.

Instalacja smarowania jest oddzielna dla każdego silnika, zbiornikami oleju są skrzynki pomp olejowych mieszczące po około 7 litrów oleju transformatorowego.

Wysokości lotu i odpowiadające im prędkości zabezpieczające pewny rozruch silnika w powietrzu:

Wysokości lotu na których zapewniony jest normalny rozruch silnika	3000	4000	5000
Prędkości lotu przy których na danej wysokości rozruch silnika jest pewny $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$ /	320+500	320+450	340+400

Rakiety startowe:

Do startu samolotu IŁ-28 stosować można dwie prochowe rakiety startowe PSR-1500-15 zrzucone z samolotu po wykorzystaniu.

Rakiety podwieszają się po obu stronach kadłuba na trzech węzłach, z których dwa znajdują się na kadłubie, a jeden na środkowej części skrzydła. Obydwie rakiety zapalają się przyoiskiem umieszczonym na sterownicy.

Ciężar niezaładowanej rakiety wynosi $130 + 132 \text{ kg}$, załadowanej - $241 + 246 \text{ kg}$.

Siła ciągu każdej z rakiet wynosi 1500 kg przy czasie spalania prochu 15 sek i 1650 kg przy czasie spalania 13 sek.

Rakiety winny być zrzucone przy prędkości samolotu nie przekraczającej $350 \frac{\text{km}}{\text{godz}}$.

Instalacja paliwowa:

Paliwo na samolocie mieści się w pięciu zbiornikach tworzących dwie grupy - przednią i tylną. Przednią grupę stanowią 3 zbiorniki o łącznej pojemności około 4600 l , tylną

2 zbiorniki o łącznej pojemności około 3400 l co daje w sumie 8000 l. Zbiorniki miękkie, protektorowane rozmieszczone są w kadłubie.

Przy zamkniętym kranie oddzielnego zasilania paliwo z grupy przedniej dostarczone jest do prawego silnika, a z grupy tylnej - do lewego silnika. Przy otwartym kranie oddzielnego zasilania każdy silnik może być zasilany równocześnie z przedniej i tylnej grupy zbiorników. Kran oddzielnego zasilania zapewnia równomierne zużycie paliwa z obydwu grup zbiorników. Ilość paliwa w obydwu grupach sprawdza się za pomocą dwuwskazówkowego paliwomierza umieszczonego na tablicy przyrządów pilota. Z obydwu stron wskaźnika znajdują się żarówki sygnalizujące pozostałość po 500 litrów paliwa w każdej grupie.

Urządzenie przeciwpożarowe:

Przeciwpożarowe urządzenie samolotu składa się z następujących instalacji:

- a/ instalacji zabezpieczenia silników przed pożarem;
- b/ instalacji zabezpieczenia komór zbiorników paliwa przed pożarem /instalacja neutralnego gazu zbiorników drugiej strefy/;
- c/ instalacji napełniania gazem neutralnym zbiorników paliwa /instalacja neutralnego gazu zbiorników pierwszej strefy/.

Oprócz tego do środków przeciwpożarowych zalicza się właściwości budowy zbiorników paliwa i komór.

Konstrukcja zbiorników miękka, protektorowana powoduje, że przestrzały w gumowych ściankach zbiorników zasklepiają się /dzięki właściwościom samej gumy, a przede wszystkim dzięki obecności w ściance miękkiego zbiornika warstwy pęczniającej gumy i gąbki/.

Komory zbiorników są specjalnie wzmocnione zespołem kształtowników i taśm w celu uodpornienia na działanie hydraulicznego uderzenia paliwa, powstającego w czasie trafienia pocisku w zbiornik.

- a/ Instalacja zabezpieczenia silników przed pożarem składa się z dwu ośmiolitrowych butli dwutlenku węgla, czterech pirogłowic /po dwie na każdą butlę/, dziesięciu wskaźników

ocieplnych /po pięć w każdej gondoli/ pierścieni rozpylających, sygnalizacji i przycisków włączenia.

Butle ładuje się ciekłym kwasem węglowym w ilości $5,7 \pm 0,1$ kg na każdą.

b/ W tej instalacji dwutlenek węgla zmagazynowany jest w jednej butli, analogicznej do poprzednich.

o/ Podobnie w instalacji gazu neutralnego zbiorników pierwszej strefy.

Kabiny:

Normalne warunki pracy załogi w kabinach hermetycznych zapewnia powietrze dostarczane ze sprężarek silników. Odpowiednie warunki utrzymywane są przez automatyczne przyrządy.

Straty ciśnienia w kabinach występują głównie w wyniku uchodzenia powietrza z powodu niecałkowitej szczelności włazów, osłon i wyprowadzeń mechanizmów sterowania samolotu.

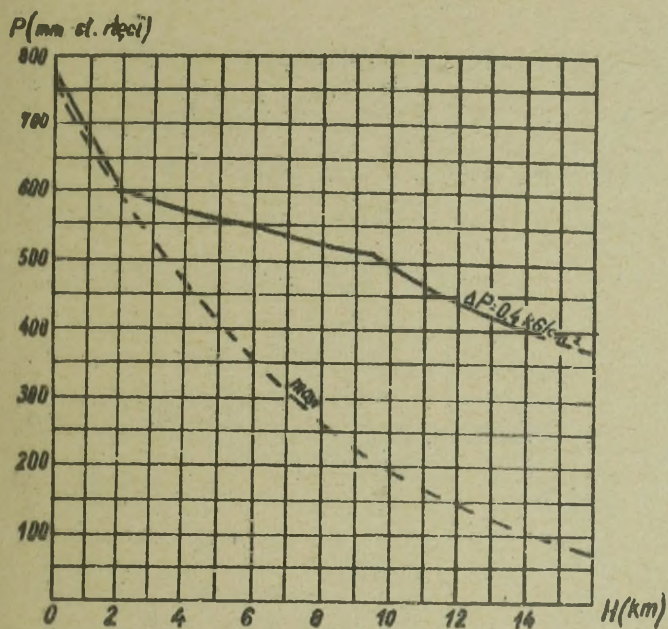
Szczelność włazów i osłon osiągnięto za pomocą gumowego przewodu rozmieszczonego na obwodzie otwieranych pokryw i części osłony. Do przewodu doprowadzane jest powietrze pod ciśnieniem 3,5 at.

Szczelność głównych połączeń pokrycia osiągnięto przez dwurzędowe nitowane szwy. Linki sterowania wyprowadzone są przez gumowe uszczelniające podkładki kulkowe.

Hermetyczne kabiny samolotu Ił-28 zaliczają się do kabin typu wentylacyjnego.

Instalacja stosowana na samolocie jest zespolona, ponieważ łączy ona w jedną wspólną instalację wentylacyjną ogrzewanie i ładowanie kabin przedniej i rufowej.

Po zahermetyzowaniu kabin, do wysokości $H=1750$ m ciśnienie w kabinach jest równe atmosferycznemu, od $H=1750$ m do $H = 9500$ m następuje niewielki spadek ciśnienia i od $H=9500$ m w kabinach utrzymywane jest stałe nadciśnienie względem ciśnienia atmosferycznego rzędu $0,4 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$



Rys.15 Wykres zmiany ciśnienia w kabinach w zależności od wysokości.

Ciśnienie w przedniej kabynie utrzymywane jest przez regulator RD-3, w rufowej - przez regulator RD-4.

W przedniej kabynie powietrze doprowadzane jest na szyby pilota, celowniczą szybę nawigatora i wizjer pokładowy. W tylnej kabynie powietrze doprowadzane jest na szyby i pod nogi strzelca. Termostat kabiny utrzymuje żądaną temperaturę w granicach od $+ 16^{\circ}\text{C}$ do $+ 26^{\circ}\text{C}$.

W kabinach rozmieszczone są przyrządy pilotażowo - nawigacyjne oraz urządzenia do wykonywania lotów w chmurach i przeprowadzania zająca do lądowania wg systemu USI-48 i USI-50, a także do lotów nocnych i na dużych wysokościach.

Zastosowany na samolocie elektryczny autopilot AP-5 ma za zadanie stabilizację samolotu względem trzech osi drogą automatycznego sterowania samolotem.

W celu zabezpieczenia lotów wysokościowych zastosowano na samolocie urządzenia tlenowe indywidualnego wykorzystania:

Pokładowe - KP-18 /3 szt/ - maska KM-14A lub 16 A spadochronowe KP-23.

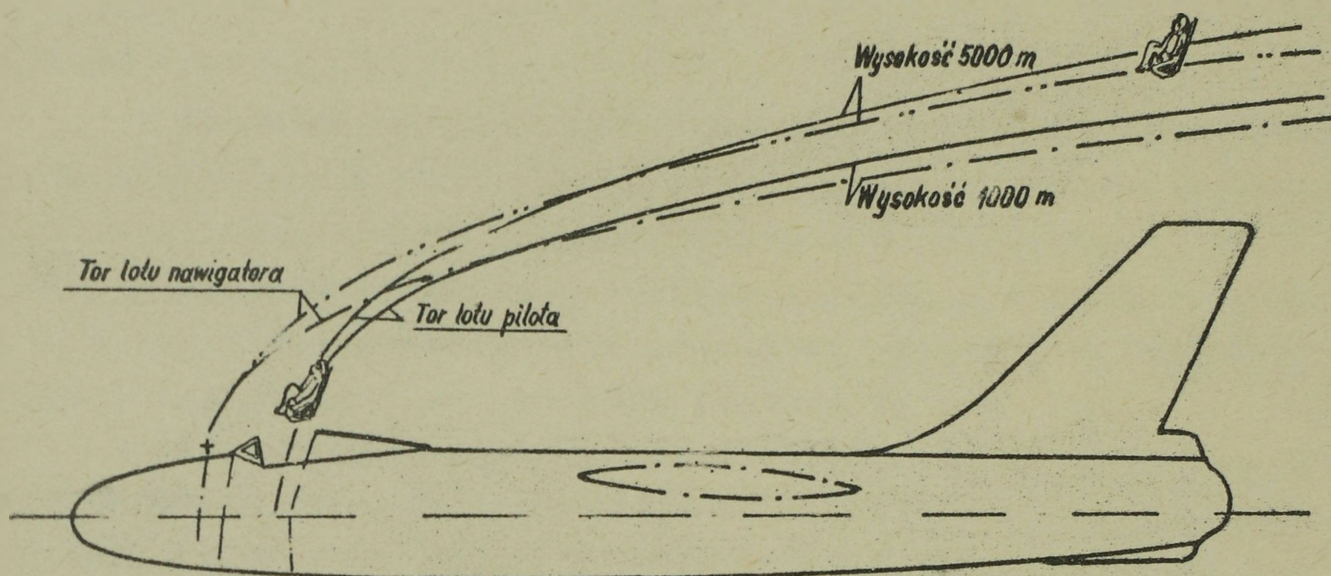
Tlen znajduje się w 12 kulistych butlach tlenowych o pojemności 2 litrów każda. Przy średnim zużyciu tlenu przez każdego z członków załogi 5 l/min zapas tlenu wystarcza na 192 minuty zasilania /240 minut na samolotach z 1954r- 15 butli/.

W razie konieczności przymusowego opuszczenia samolotu załoga rozporządza następującymi środkami:

- a/ pilot - siedzeniem katapultowym, połączonym z awaryjnie zrzuconą osłoną;
- b/ nawigator - siedzeniem katapultowym, połączonym z awaryjnie zrzuconą pokrywą włazu;

o/ strzelec - radiotelegrafista - awaryjnie otwierającą się pokrywę włazu.

Siedzenia pilota i nawigatora zaopatrzone są w pasy mocujące z zamkiem otwierającym się ręcznie lub za pomocą automatu. Automat uwalnia pilota /nawigatora/ od pasów w określonym czasie po wyrzuceniu.



Rys. 16 Schemat wyrzutu pilota i nawigatora /przy $V=830\text{km/godz}$ /

Wyposażenie radiowe i radiolokacyjne:

Na samolocie znajduje się urządzenie do lądowania według przyrządów USL-48 /USL-50/ na co składa się automatyczny radiokompas ARK-5, radiowysokościomierz RW-2, sygnalizatory radiowe MRP-48, KRP-F, GRP-2.

Do łączności radiowej służy:
radiostacja RSB-5 / w kabynie strzelca/,
radiostacja ultrakrótkofalowa RSJU-3M,
rozmównica SPU-5.

Zastosowano tu również urządzenie rozpoznawcze SRO oraz urządzenie ostrzegawcze S-2.

Do urządzeń radiolokacyjnych zaliczyć można celownik bombardierski PSBN-M, radiowysokościomierz RW-10 oraz RYM-S.

Wyposażenie elektryczne:

Zróżkami energii elektrycznej na samolocie są: dwa akumulatory 12-A-30 i dwie prądnice GSR-9000. Do rozruchu silników służą dwa rozruszniki ST-2-48.

Uzbrojenie samolotu:

Uzbrojenie artyleryjskie:

Uzbrojenie artyleryjskie samolotu składa się z przedniego nieruchomego i tylnego ruchomego stanowiska.

Przednie stanowisko wyposażone jest w dwa działka NR-23 z zapasem amunicji po 100 sztuk na każde działko. Zastosowany celownik PKJ i fotokarabin S-13.

Tylne stanowisko II-K6 jest sterowanym odległościowo stanowiskiem strzeleckim o napędzie elektro-hydraulicznym. Stanowisko rozmieszczone jest na końcu kadłuba, za kabiną strzelca - radiotelegrafisty.

Wyposażone jest w dwa działka NR-23 z zapasem amunicji po 225 sztuk na każde działko. Zastosowano tu celownik ASP-3p. Całkowity ciężar stanowiska bez działek i amunicji /z opancerzeniem skrzynek amunicyjnych/ - 375 kg.

Stanowisko ma kąty ostrzału:

w poziomie w prawo i w lewo po 70° ,

w pionie - w górę 60° .
- w dół 40° .

Uzbrojenie bombardierskie:

Uzbrojenie bombardierskie samolotu II-28 pozwala na podwieszanie w komorze bombowej bomb o ciężarze od 50 do 3000 kg.

Do podwieszania bomb stosuje się 4 kasetowe utrzymywacze bomb KD-3 z 3 zamkami Der-3-48 na każdym. Każdy z tych utrzymywaczy zabezpiecza podwieszenie bomb o ciężarze 50 + 500 kg. Do podwieszania bomb o ciężarze 1000 + 3000 kg służy belkowy utrzymywacz bomb BD-4 z jednym zamkiem Der-47B.

Do kierowania zrzutem bomb służy elektrozzutnik ESBR-45, pozwalający na zrzucanie bomb pojedynczo i serią /po jednej/.

Warianty załadowania:

A. Normalny			B. Przeciążony		
Lp	Ciężar bomb /kg/	Ilość /szt/	Lp	Ciężar bomb /kg/	Ilość /szt/
1	35+80	12	1	100	12
2	100	10	2	250	8
3	200+250	4	3	500	4
4	500	2	4	1500	1
5	1000	1	5	3000	1

Do celowania oprócz celownika PSBN-M służy OPB-5s /OPB-6Sr/.

Urządzenia dodatkowe:

Samolot IŁ-28 wyposażony jest w instalację przeciwoblodzeniową, umożliwiającą wykonywanie lotów bez ograniczenia w czasie w warunkach silnego oblodzenia. Do ochrony skrzydeł, statecznika poziomego i pionowego zastosowano instalację powietrzno-cieplną zasilaną gorącym powietrzem przez sprężarki silników. Praca instalacji jest samoczynna i nie wymaga ze strony załogi regulacji doprowadzania powietrza. Urządzenie przeciwoblodzeniowe zapewnia różnicę temperatur 25°C /między temperaturą otoczenia a pokrycia/ nawet przy jednym pracującym silniku. Instalacja pracuje na wysokościach lotu do 5 km, to jest na wysokościach, gdzie najczęściej mają miejsce wypadki oblodzenia. Na większych wysokościach skuteczność urządzenia stopniowo maleje i włączenie bez wyjątkowej konieczności na wysokościach ponad 5 km nie jest zalecane. Robocza granica temperatur urządzenia przeciwoblodzeniowego waha się od 190° do 150°C.

Spadochron hamujący mocowany jest na wewnętrznej stronie osłony luku technicznego.

Na samolocie można zamontować dwa aparaty fotograficzne - jeden w komorze bombowej drugi w luku technicznym.

II. SAMOLOTY MYŚLIWSKO-BOMBOWE /SZTURMOWE/

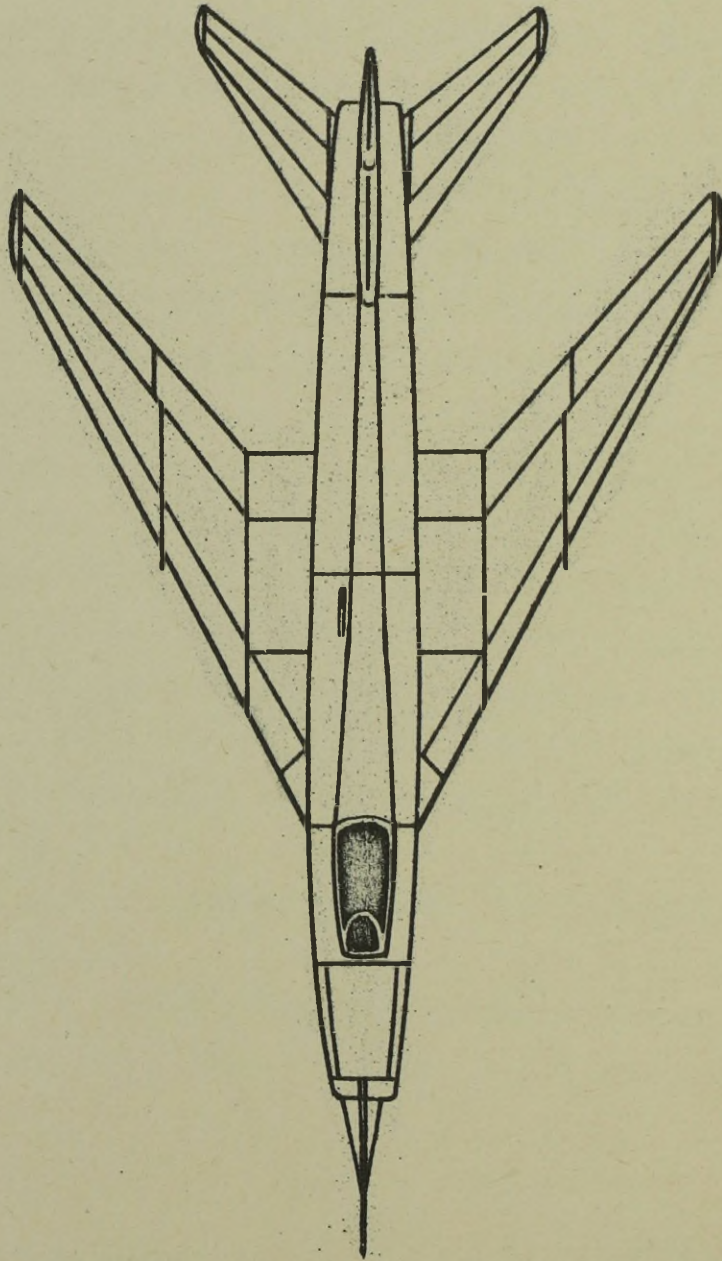
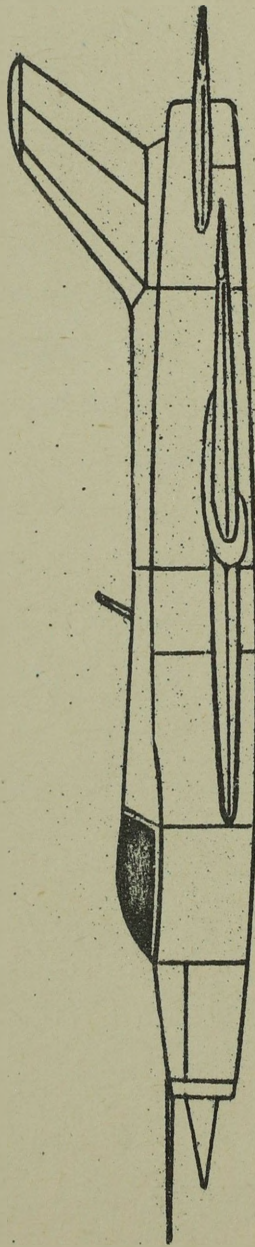
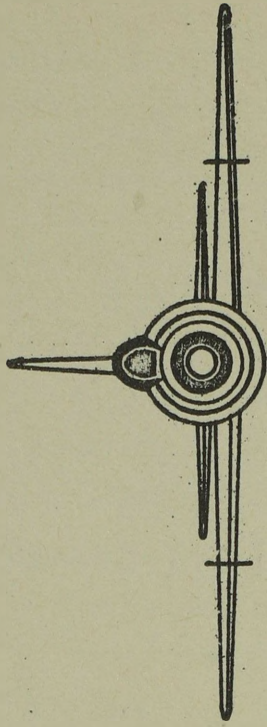
A/ SAMOLOT SU-7B

Samolot Su-7B jest jednomiejscowym, naddźwiękowym samolotem myśliwsko-bombowym o wysokich osiągnięciach. Ma on silne uzbrojenie /artyleryjskie, bombardierskie i raketowe/ i przeznaczony jest do działań na cele naziemne oraz do prowadzenia walki powietrznej na wysokościach małych, średnich i dużych oraz w stratosferze przy prędkościach pod i naddźwiękowych w dzień w zwykłych i w trudnych oraz w nocy w zwykłych warunkach atmosferycznych.

Samolot ten jest wolnonośnym średniopłatem o zwartej metalowej konstrukcji, ze skośnym skrzydłem i usterzeniem i sterowanym statecznikiem poziomym. Kadłub samolotu ma naddźwiękowy wlot powietrza z ruchomym stożkiem i zasłonkami zabezpieczającymi przed niestateczną pracą sprężarki.

Samolot wyposażony jest w * turbodrzutowy silnik AI-7F-1 lub AI-7F-1-100.

Na samolocie zastosowany jest celownik ASP-snd sprężony z radiolokacyjnym dalmierzem SRD-5M.



Rys. 17 Sylwetki samolotu Su-7B

Opryżrządowanie pilotażowo-nawigacyjne samolotu umożliwia wykonywanie lotów w dzień i w nocy w zwykłych i trudnych warunkach atmosferycznych.

Wymiary samolotu:

Rozpiętość 9.309 m
Długość 17.173 m
Wysokość 5,157 m
Rozstawienie głównych kół podwozia 3,83 m
Baza podwozia 5,1 m
Powierzchnia skrzydła 34,0 m².

Dane ciężarowe:

Ciężar pustego samolotu 7765 kg
Ciężar startowy samolotu bez podwieszzeń zewnętrznych 10773 kg
Ciężar startowy samolotu z dwoma podwieszanymi zbiornikami paliwa 11993 kg
Maksymalny ciężar samolotu z dwoma podwieszanymi zbiornikami paliwa i dwoma bombami po 500 kg 13043 kg.

Osiągi samolotu i charakterystyki aerodynamiczne:

Prędkość maksymalna z dopalaniem /może być utrzymana nie dłużej niż 1 minutę/ 2230 km/godz.

Prędkość ta odpowiada liczbie M= 2,1 i osiąga ją samolot na wysokości 11000 + 13000 m.

Maksymalnie dopuszczalna prędkość przyrządowa bez podwieszzeń zewnętrznych i z podwieszcznymi bombami wszystkich wagomiarów oraz raketami wynosi:

1150 $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$ do wysokości 1000 m

1200 $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$ do wysokości 12000 m.

Maksymalnie dopuszczalna prędkość przyrządowa z zewnętrznym podwieszeniem czterech pojemników napełnionych substancją zapalającą na wysokościach do 12000 m nie powinna przekraczać 1050 $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$.

Maksymalnie dopuszczalna prędkość przyrządowa ze zbiornikami podwieszonymi o kształcie poddźwiękowym wynosi 1000 $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$ - o kształcie naddźwiękowym wynosi 1100 km/godz.

W czasie lotów szkoleniowych zabronione jest przekra-

ozanie prędkości dźwięku na wysokościach poniżej 11000 m. Wychodząc z powyższego należy utrzymywać następujące maksymalne prędkości przyrządowe /aby liczba M była zawsze mniejsza od jedności/ w zależności od wysokości lotu.

H /m/	V przyrz / $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$ /
1000	nie większa niż 1150
3000	- " - 1050
5000	- " - 940
7000	- " - 830
9000	- " - 730

W czasie lotu poziomego bez dopalania samolot nie rozwija prędkości ponaddźwiękowej. Rozwinięcie prędkości do liczby $M > 1$ możliwe jest natomiast w czasie nurkowania przy obrotach startowych.

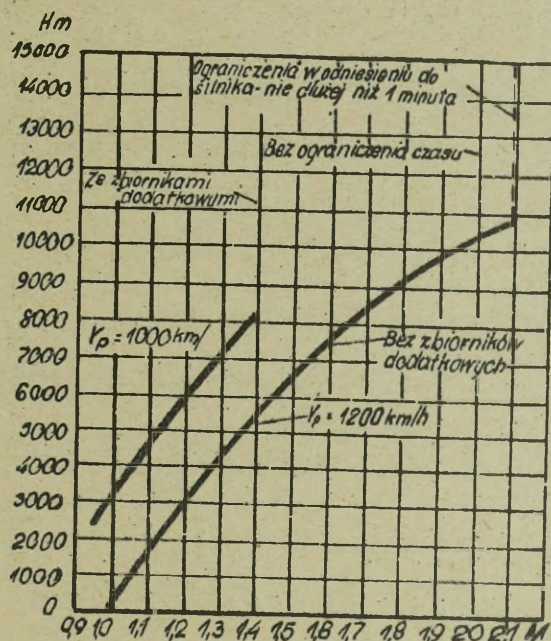
Po włączeniu dopalania samolot energicznie zwiększa prędkość i może przekroczyć prędkość dźwięku zarówno bez jak i z podwieszzeniami /bombami, zbiornikami dodatkowymi/.

Lot z prędkością przyrządową 1200 km/godz od wysokości 1000 m jest lotem z prędkością naddźwiękową.

H /m/	$V_{rz} / \frac{\text{km}}{\text{godz}}$	M
1000	1250	1,03
3000	1340	1,14
5000	1460	1,26
7000	1590	1,41
9000	1750	1,6
11000	1940	1,82
12000	2090	1,96

Minimalna prędkość przyrządowa przy krytycznym kącie natarcia, bez podwieszzeń zewnętrznych wynosi 170 + 180 km/godz.

Ewolucyjna prędkość przyrzadowa wynosi 400 km/godz. Maksymalnie dopuszczalna liczba Macha dla samolotu bez podwieszeń zewnętrznych i powieszonymi bombami lub



rakietami oraz pojemnikami z substancją zapalającą powyżej 12000 m wynosi $M = 2,0$ /bez ograniczeń w czasie/, przy czym z wyjątkiem lotu z pojemnikami, może być zwiększona krótkotrwale /na 1 minutę/ do $M=2,1$.

M dop. ze zbiornikami poddźwiękowymi wynosi 1,2, z naddźwiękowymi - 1,4.

Rys.18 Wykres ograniczeń prędkości maksymalnych /przy dopalaniu/.

Maksymalnie dopuszczalne przeciążenia.

Wariant podwieszenia	Maksymalnie dopuszczalne przeciążenie
Bez podwieszeń zewnętrznych /z 4 zamkami belkowymi/	8,0
z 4 blokami UB-16 z 64 pociskami rakietowymi lub z 28 pociskami rakietowymi S-JK	7,0
z 4 pociskami rakietowymi S-24	6,5
z 4 zbiornikami BZ-360 z substancją zapalającą	6,4
z 4 bombami o ciężarze po 500 kg	5,5
z powieszonymi zbiornikami dodatkowymi.	5,0

Wznoszenie na pułap praktyczny bez podwieszeń zewnętrznych najdogodniej jest wykonywać w sposób następujący:

- do 6000 m - na obrotach startowych, przy prędkości przyrzadowej 750 km/godz.
- od 6000 do 12 000 m na obrotach silnika 100 %, przy liczbie $M=0,95$.

- na wysokości 12 000 m wykonuje się zakręt o 180° , włącza dopalacz i rozpędza samolot do prędkości przyrządowej 1100 km/godz /rozpędzanie wykonuje się ze znizeniem do 11000 m/.
- dalsze wznoszenie wykonuje się ze stałą prędkością przyrządową 1100 km/godz a po osiągnięciu liczby $M=1,85$ - przy stałej liczbie $M=1,85$, osiągnięty tym sposobem pułap wynosi 19700 m z pozostałością paliwa na pułapie 750+850 kg.

W wypadku wytracania prędkości przy wznoszeniu do liczby $M=1,75 + 1,7$ samolot wznosi się na wysokość 20000+20500m

Prędkości pionowe, czas i liczby M przy wznoszeniu bez podwieszeń zewnętrznych.

Wysokość /m/	Czas wznoszenia /min/	Prędkość pionowego wznoszenia /M/sek/	Liczba M	U w a g i
0	-	-	-	Start i wznoszenie do 6000m na obrotach startowych i przy prędkości przyrządowej 750 km/godz.
1000	1,5	-	-	
2000	2,0	-	-	
3000	2,5	-	-	
4000	2,9	-	-	
5000	3,5	-	-	
6000	4,0	67,0	0,95	Wznoszenie od 6000 do 12000m na obrotach silnika 100 % i liczbie M wg przyrządu 0,85+0,87.
7000	4,3	59,0	0,95	
8000	4,5	50,0	0,95	
9000	4,9	42,0	0,95	
10000	5,4	33,0	0,95	
11000	5,9	24,0	0,95	
12000	6,8+8,8	16,0+13,0	0,95+1,85	Rozpędzanie z wykorzystaniem dopalania i ze znizeniem do 11000 m.
13000	9,0	108,0	1,85	
14000	9,1	87,0	1,85	
15000	9,3	68,0	1,85	
16000	9,6	51,0	1,85	
17000	10,0	35,0	1,85	
18000	10,6	21,0	1,85	
19000	11,8	8,0	1,85	
19700	16,0	0,5	1,85	

Zakręt o 180° na wysokości 12000 m wykonuje się po to, aby samolot mógł lądować na lotnisku startu, samolot

bowiem wznosząc się stale oddala się od lotniska i bez zakrętu o 180° po osiągnięciu pułapu pozostałość paliwa nie zabezpiecza powrotu na lotnisko startu.

Czas osiągnięcia pułapu praktycznego wynosi 16 minut.

Prędkość wznoszenia samolotu Su-7B z różnymi podwieszeniami zewnętrznymi jest znacznie mniejsza aniżeli bez nich. Na przykład w czasie wznoszenia z dwoma zbiornikami dodatkowymi i dwoma bombami FAB-500 M54 na maksymalnym zakresie pracy silnika, prędkość pionowego wznoszenia na $H=10000$ m wynosi zaledwie $2 + 3$ m/sek.

Przyrządowa prędkość po torze wznoszenia powinna w tym wypadku wynosić $600 + 620$ km/godz.

Pułap samolotu przy pracy silnika na zakresie maksymalnym wynosi $12000 + 13000$ m.

Z podwieszonymi blokami UB-16-S7U lub bombami o ciężarze 100 i 250 kg można wykonywać wznoszenie również z prędkością naddźwiękową. W tym celu na wysokości $11000 + 12000$ m rozpędza się samolot do $M = 1,5 + 1,6$ i dalsze wznoszenie wykonuje się stałym zmniejszaniem liczby M . Przy tym z dopalaniem można osiągnąć pułap około 17000 m.

W razie konieczności wznoszenia po starcie może być wykonywane na dopalaniu ze zbiornikami podwieszonymi. Zbiorniki zrzuca się po zużyciu z nich paliwa. Następnie wyłącza się dopalanie, wykonuje zakręt o 180° /na niezbędny kierunek/ i ponownie włącza dopalanie.

Właściwości startu i lądowania samolotu SU-7B umożliwiają jego eksploatację na lotniskach z pasem startowym o długości nie mniejszej niż 2200 m.

Samolot może startować na ustalonych obrotach startowych bez włączania dopalania i z dopalaniem.

W celu zmniejszenia długości rozbiegu start z dopalaniem należy wykonywać w następujących przypadkach:

- bez zewnętrznych podwieszeń - przy temperaturze otaczającego powietrza powyżej $+ 20^{\circ}\text{C}$.
- z podwieszonymi S-24, S-3 K, blokami UB-16-S7U, bombami OFAB-100-120 i FAB-250M-54 /kiedy ciężar startowy jest mniejszy od 11800 kg/ - przy temperaturze otaczającego powietrza powyżej $+ 5^{\circ}\text{C}$.

- z dodatkowymi zbiornikami paliwa pojemnikami z substancją zapalającą, bombami FAB-500 M-54 /kiedy ciężar startowy jest mniejszy od 13000 kg/ - przy temperaturze otaczającego powietrza powyżej -10°C .

Wykonanie startu na zakresie pracy silnika z dopalaniem skraca długość rozbiegu o 300÷400 m. Zużycie paliwa zwiększa się przy tym o 40÷50 kg w porównaniu do startu bez dopalania /dopalenie wyłącza się na wysokości 1000 m/.

Zasadnicze dane startowe samolotu z podwieszeniami zewnętrznymi /przy $Q_{st} = 13000 \text{ kg}$ / są następujące:

- długość rozbiegu /z dopalaniem/ 1350 m
- długość startu 2600 m
- prędkość oderwania 360 + 380 km/godz.

Zasadnicze dane startowe samolotu bez podwieszek zewnętrznych / $Q_{st} = 10620 \text{ kg}$ / są następujące:

- długość rozbiegu z dopalaniem 800 + 900 m
- długość rozbiegu bez dopalania 1200÷1300 m
- prędkość oderwania 320 + 340 km/godz.

W przybliżeniu można przyjąć, że wzrost ciężaru samolotu o 1 % powoduje zwiększenie długości rozbiegu o 2 %, natomiast wzrost temperatury otaczającego powietrza o 1° zwiększa długość rozbiegu o 1 %.

Normalny ciężar samolotu przy lądowaniu wynosi 8622kg.

Maksymalny ciężar samolotu przy lądowaniu /uwzględniając wytrzymałość podwozia/ wynosi 9450 kg.

W wyjątkowych przypadkach zezwala się na lądowanie samolotu o ciężarze do 10350 kg przy czym ulega obniżeniu współczynnik bezpieczeństwa wytrzymałości konstrukcji. Np:

- bez podwieszek pod skrzydłami z pozostałością paliwa nie większą niż 2000 kg /lądowanie po starcie z podwieszonymi zbiornikami paliwowymi/.
- z 4 bombami po 500 kg z pozostałością paliwa nie większą niż 300 kg.

Maksymalnie dopuszczalna przyrzadowa prędkość lotu z wypuszczonymi klapami lądowania jest nie większa niż $600 \frac{\text{km}}{\text{godz}}$.

Przy pozostałości paliwa 300 + 400 kg prędkość lądowania samolotu z wychylonymi klapami wynosi 260 + 280 $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$

/Cz ląd = 0,72 + 0,62/.

Długość dobiegu samolotu bez podwieszonych zewnętrznych z pozostałością 50 % zestawu bojowego i 20 % paliwa wynosi:

- z wykorzystaniem hamulców kół bez użycia spadochronu hamującego 1400 + 1500 m.
- z wykorzystaniem hamulców kół i użyciem spadochronu hamującego 050 + 1150 m.

Długość lądowania samolotu wynosi:

- z użyciem spadochronu hamującego 2000 m
- bez użycia spadochronu hamującego 2300 m.

Długość dobiegu samolotu z czterema bombami po 500 kg, z pozostałością 50 % zestawu bojowego i 20% paliwa, z wykorzystaniem hamulców kół i użyciem spadochronu hamującego wynosi 1400 + 1600 m.

Prędkość lądowania samolotu z czterema bombami po 500 kg wynosi 310 + 320 km/godz.

W przybliżeniu można przyjmować, że zmiana prędkości lądowania o 10 km/godz zmienia długość dobiegu o 100 m.

Spadochron hamujący należy wypuszczać przy prędkości nie większej niż 280 km/godz /celem uniknięcia oderwania spadochronu/.

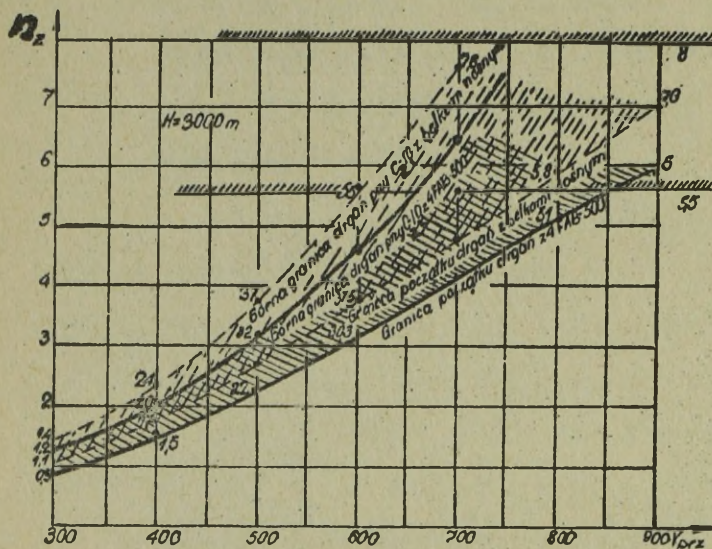
Na samolocie Su - 7B można wykonywać wszystkie figury pilotażu. Podczas wykonywania pilotażu zezwala się na wywołanie zerowych i ujemnych przeciążeń:

- w ciągu 15 sek - przy pracy silnika bez dopalania,
- w ciągu 5 sek - przy pracy silnika z dopalaniem.

Powtórne wywołanie przeciążeń ujemnych i zerowych dopuszczalne jest po upływie 30 sekund.

Na rys. 19 przedstawiony jest wykres zależności przeciążenia n_z od prędkości przyrządowych dla wysokości 3000 m. Z wykresu wynika, że przy małych prędkościach lotu, nawet w przypadku wywołania nieznacznych przeciążeń, samolot przechodzi w reżim początku drgań i niewielki dalszy wzrost przeciążenia może doprowadzić do zwalania się samolotu.

Rozpiętość między początkiem drgań a wejściem w reżim zwalania jest bardzo mała.



Rys.19 Zależność przeciążenia n_z od V dla wysokości 3000 m^p

Ze wzrostem prędkości lotu można wywoływać coraz większe przeciążenia, przy czym rozpiętość między początkiem drgań a przejściem samolotu na reżim zwalania - rozszerza się.

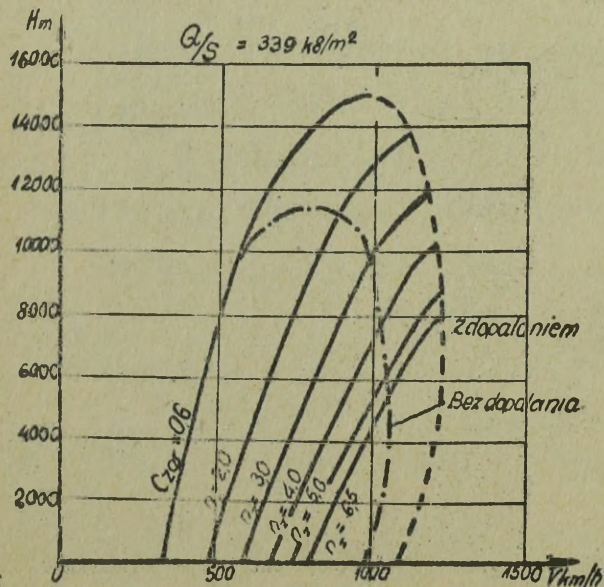
Przy prędkości przyrządowej 1000 $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$ /bez podwieszonych zewnętrznych/ możliwe jest wywołanie maksymalnie dopuszczalnych przeciążeń uwzględniających warunki wytrzymałościowe samolotu.

W przypadku zastosowania na samolocie podwieszonych zewnętrznych maleją przeciążenia przy których powstają drgania. Maleją również przeciążenia zbliżone do reżimu zwalania.

Na przykład, przy prędkości przyrządowej 500 $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$ na samolocie bez podwieszonych zewnętrznych można wykonać manewr z przeciążeniem $n_z = 2,7$ na pograniczu drgań.

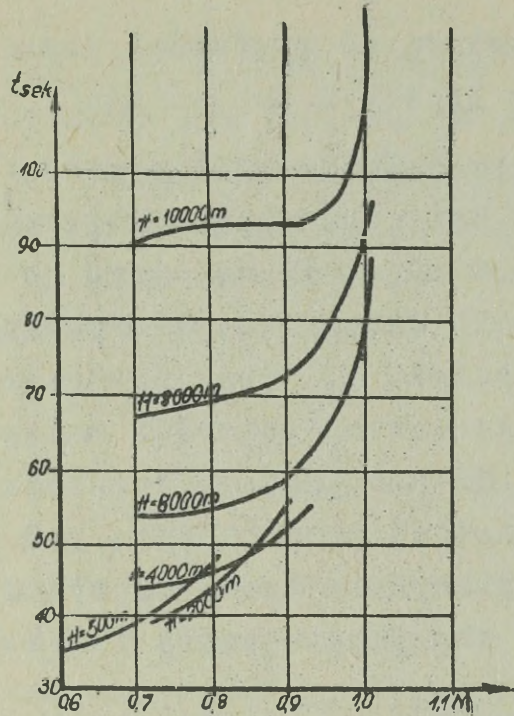
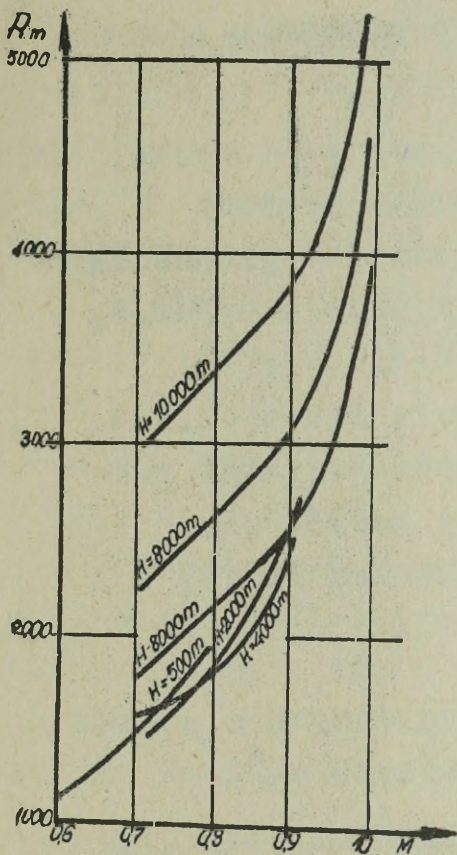
W tej sytuacji pilot ma jeszcze możliwość zwiększenia przeciążenia do 3,7, przy którym dopiero samolot przechodzi w reżim zwalania.

Przy tej samej prędkości, lecz z podwieszonymi czterema bombami FAB-500 M-54, przeciążenie, przy którym zaczynają występować drgania zmniejsza się do 2,2, a górna granica przy której samolot bliski będzie zwaleni maleje do 3,2.



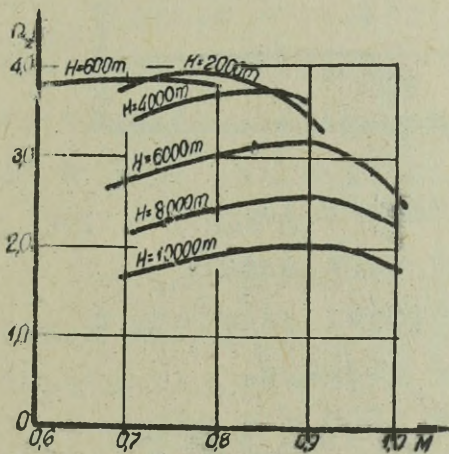
Na rys. 20 przedstawione są rozporządzone przeciążenia na różnych wysokościach dla samolotu Su-7B z czterema bombami FAB-500 M-54 / $G = 11515 \text{ kg}$ / przy $C_{z \text{ gr}} = 0,6$ /granica początku drgań/.

Rys.20 Zakres prędkości lotu poziomego i rozporządzone przeciążenia samolotu z podwieszonymi 4 bombami FAB-500M-54 /silnik AL-7F-1/.

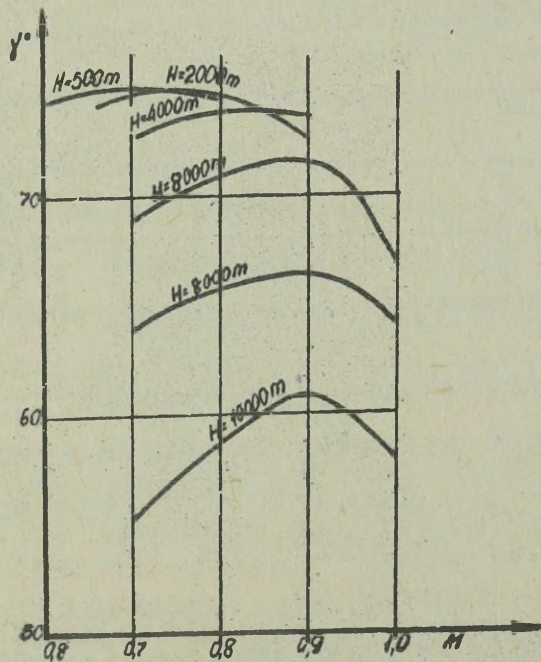


Rys. 21 Czasy zakrętów prawidłowych samolotu z 4 bombami FAB-50 M-54 przy pracy silnika na dopalaniu

Rys. 22 Promienie zakrętów prawidłowych samolotu z 4 bombami FAB-500M-54 przy pracy silnika na dopalaniu



Rys. 24 Przeciążenia w zakrętach prawidłowych samolotu z 4 bombami FAB-500M-54 przy pracy silnika na dopalaniu.



Rys. 23 Kąty przechyłu w zakrętach prawidłowych samolotu z 4 bombami FAB-500M-54 przy pracy silnika na dopalaniu

Na rys. 21, 22, 23 i 24 przedstawione są zależności czasów, promieni, kątów przechylenia i przeciążeń od liczby M zakrętu pełnego.

Z wykresów 21 i 22 wynika, że promień i czas zakrętu rosną ze wzrostem wysokości lotu /z wyjątkiem wysokości 500÷1500 m/. W szczególnie dużym stopniu promień i czas

zakrętu zależą od prędkości lotu /liczby M/ w momencie zbliżania się liczby M do jedności

Z wykresów 23 i 24 wynika, że maksymalne przeciążenia, a zatem i kąty przechyłu na samolocie z czterema bombami FAB-500M-54 mogą być uzyskane na małych i średnich wysokościach. Przeciążenie osiąga wartość około 4,0 przy liczbie $M=0,7 \div 0,8$, a kąt przechyłu 75° przy tych samych liczbach M.

Ze wzrostem wysokości maleje przeciążenie i kąt przechylenia. Na przykład na wysokości 10000 m można uzyskać maksymalną wartość przeciążenia 2,0 przy liczbie $M=0,9$, przy czym kąt przechyłu wyniesie tylko 60° . Ze wzrostem liczby M zmniejsza się przeciążenie i kąt przechyłu.

Promienie i czasy zakrętów pełnych wykonywanych z prędkością przyrządową 700 km/godz i z kątem przechyłu 60° .

H /m/	R /m/	t /sek/
500	1500	40
4000	1700	44
10000	5500	114
15000	13900	208

Samolot Su-7B ma wysokie właściwości manewrowe w płaszczyźnie pionowej ze wszystkimi rodzajami podwieszek zewnętrznych. Wynika to z dużego zakresu prędkości samolotu i dużego ciągu przypadającego na jednostkę jego ciężaru.

Przy wykonywaniu przewrotu z wysokości 2500 m z przyrządową prędkością wprowadzenia $400 \div 500$ km/godz utrata wysokości /w przypadku pilotowania w zakresie drgań/ wynosi około 1800 m, a prędkość przy wyprowadzeniu praktycznie równa jest prędkości wprowadzenia.

Wykonywanie pilotażu z wyprowadzeniem z figur wznoszących na wysokości powyżej 6000 m stwarza duże trudności ze względu na możliwość utraty prędkości w górnym punkcie poniżej 400 km/godz i ograniczenia w odniesieniu do silnika.

W miarę zwiększania wysokości lotu w stratosferze pogarszają się charakterystyki manewrowe samolotu Su-7B w płaszczyźnie pionowej, na skutek zmniejszenia wartości przeciążenia rozporządzalnego, ciągu przypadającego na jednostkę ciężaru samolotu i zakresu prędkości lotu samolotu.

Wprowadzenie w nurkowanie można wykonywać:

- z prostej, z kątami nurkowania do 10°
- z zakrętu
- z przewrotu, zwrotu bojowego, pętli, immelmana i przewrotu na górze.

Dopuszczalne prędkości wprowadzenia w nurkowanie i kąt nurkowania uzależnione są od wysokości lotu. Z wysokości 5000+8000 m wykonuje się nurkowanie z kątami do 60° , z wypuszczonymi lub schowanymi hamulcami aerodynamicznymi, przy obrotach silnika do 94 % /8000 obr/min/.

Wysokość potrzebna do wykonania nurkowania z kątem 30° przy położeniu dźwigni sterowania silnikiem na oporze małego gazu, zmienia się w granicach od 2000 m /przy prędkości przyrządowej wprowadzenia 700 km/godz/ do 3000 m / przy prędkości przyrządowej wprowadzenia 1000 km/godz/..

Utrata wysokości podczas wyprowadzenia z nurkowania zależy od kąta nurkowania, przeciążenia i rodzaju podwieszek zewnętrznych. Przy przeciążeniu podczas wyprowadzenia w granicach 4-5, przepadanie dla kątów $20+45^{\circ}$ wynosi w przybliżeniu 300 + 1000 m.

Górkę można wykonywać w całym zakresie wysokości lotu z kątem do 80° przy pracy silnika na zakresie startowym lub z dopalaniem.

Wyprowadzanie z górkę należy zakończyć z prędkością przyrządową nie mniejszą niż 450 km/godz.

Prędkość przyrządowa wyprowadzenia ze zwrotu bojowego również nie powinna być mniejsza od 450 km/godz. Wysokość uzyskiwana w jednym zwrocie bojowym, przy wprowadzeniu na małych i średnich wysokościach z prędkością przyrządową 900 km/godz wynosi 2500 + 3000 m. W zależności od prędkości wprowadzenia, tempa wykonania zwrotu bojowego i zakresu pracy silnika można osiągnąć wysokość do 5000 + 6000 m.

Spiralę na samolocie Su - 7B wykonuje się z prędkością przyrządową 500 + 550 km/godz i przechyłem 45° przy pracy

silnika na obrotach małego gazu. Utrata wysokości w jednym zwoju spirali wynosi 1800 + 2000 m.

Przewrót można wykonywać na wysokościach od 3000 m do pułapu samolotu. Minimalną utratę wysokości podczas wykonywania przewrotu na średnich wysokościach można uzyskać, jeżeli zniżającą część figury wykonuje się na reżimie drgań samolotu z przeciążeniem 4,5 + 5. Utrata wysokości przy tym wynosi 1800 + 2000 m, jeżeli wprowadzenie w przewrót zostało wykonane z prędkością 450 + 600 km/godz. Prędkość samolotu przy wyprowadzeniu wzrasta nie więcej niż o 100 km/godz w porównaniu z prędkością wprowadzenia.

Wprowadzenie do pętli można wykonywać na wysokościach do 7000 m z prędkościami przyrządowymi od 900 km/godz do maksymalnie dopuszczalnych dla poszczególnych wysokości wprowadzenia. Podczas wykonywania pętli na zakresie pracy silnika z dopalaniem dopuszczalna wysokość wprowadzenia wzrasta do 8000 m. Wykonywanie pętli z podwieszeniami zewnętrznymi jest dopuszczalne z prędkością przyrządową wprowadzenia nie mniejszą niż 950 km/godz. i na wysokościach wprowadzenia nie większych niż 5000 m. Promień pętli wykonywanej na małych i średnich wysokościach z zachowaniem określonych przeciążeń wynosi 1500+2000 m.

Wprowadzenie do immelmana można wykonywać na wysokościach do 7000m z prędkością przyrządową od 950 km/godz począwszy od maksymalnie dopuszczalnej dla danej wysokości lotu. Wykonanie immelmana z podwieszeniami zewnętrznymi jest możliwe na wysokościach wprowadzenia do 5000 m z prędkością przyrządową nie mniejszą niż 1000 km/godz.

Na samolocie Su-7B można wykonywać szybkie i zwolnione /sterowane/ boczki w poziomie, na wznoszeniu i zniżaniu z prędkością przyrządową od 500 do 1000 km/godz lub do liczb $M=1,7 + 1,8$.

Podstawowe charakterystyki figur pilotażu

Rodzaj figur	Podwieszenia zewnętrzne	Wysokość w prowadzenia /m/	Prędkość w prowadzenia /km/godz/	Wysokość w prowadzenia /m/	Prędkość w prowadzenia /km/godz/	Maksymalne przeciążenie
Immelman	Bez podwiesz	350	1065	3950	485	5,1
	4 bloki UB-16	160	890	2800	390	4,4
	4 FAB-250M-54	4300	870	6400	460	5,7
Górka	4 DFAB-100-120	280	940	2900	520	4,1
	4 FAB-500M-54	1000	880	4000	520	4,4
Przewrót	4 bloki UB-16	4000	400	2500	460	3,9
	bez podwiesz	2900	480	1100	470	3,7
Pętla	4 bloki UB-16	250	950	3400 ^x	390 ^x	5,0
	bez podwiesz	400	980	3800 ^x	500 ^x	5,5
Nurkowanie pod kątem 30-35	bez podwiesz	1900	450	300	690	4,5
	4 FAB-500M-54	3400	560	1200	880	4,4
	4 bloki UB-16	5450	580	3600	870	3,4

x/ górnym punkcie pętli.

Samolot Su-7B ma korzystne charakterystyki rozpędzania. Na zakresie pracy silnika z dopalaniem samolot bez podwieszonych zewnętrznych łatwo rozpędza się do wartości granicznych w odniesieniu do prędkości i liczby M, a uwzględniając nadmiar ciągu - może przekroczyć te granice.

Poniższa tabela podaje charakterystyki rozpędzania samolotu bez podwieszonych zewnętrznych od liczby M=1,1 do M=1,95 na zakresie dopalania przy M=100 %.

Charakterystyka	Wysokość /m/	
	12 000	15 000
Czas rozpędzania /sek/	110	220
Długość odcinka rozpędzania /km/	50	105
Zużycie paliwa na rozpędzanie /kg/	470	580

Charakterystyki rozpędzania samolotu z 4 podwieszonymi zewnętrznymi na zakresie dopalania.

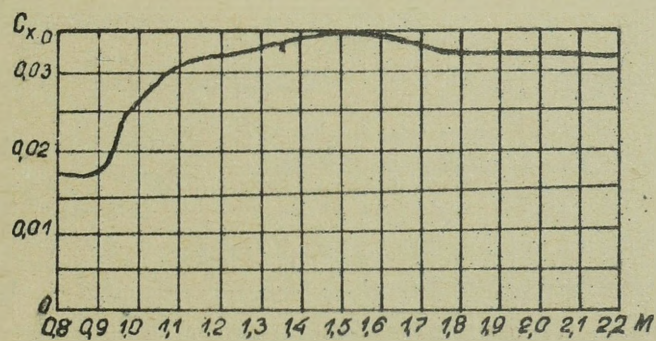
Charakterystyka	Wysokość /m/		
	500	2000	4000
	od Vp=563 do Vprzyrz=1024 km/godz	od Vp=550 do Vprzyrz=1000 km/godz	od Vp=550 do Vprzyrz=1000 km/godz
Czas rozpędzania /sek/	45	60	60
Długość odcinka rozpędzania /km/	10	12	15,5
Zużycie paliwa na rozpędzanie /kg/	232	224	288

Hamowanie samolotu przez zmniejszenie obrotów silnika i wykorzystanie hamulców aerodynamicznych jest wystarczająco skuteczne. Hamulce aerodynamiczne zezwala się wypuszczać w całym zakresie prędkości i liczb M do maksymalnie dopuszczalnych włącznie.

Czas hamowania od liczby $M=1,95$ do liczby $M=1,2$ jedynie przez zmniejszenie obrotu silnika do minimalnych na wysokości 14000 m wynosi 50 sek.

Charakterystyki hamowania samolotu z czterema podwieszeniami zewnętrznymi z zastosowaniem hamulców aerodynamicznych i zmniejszeniem obrotów silnika.

Charakterystyka	Wysokość /m/			
	500	2000	4000	10000
	od $V_p=1024$ do V_{prz} =563 $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$	od $V_p=1000$ do V_{prz} =550 $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$	od $V_p=1000$ do V_{prz} =550 $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$	od $V_p=700$ do V_{prz} =400 $\frac{\text{km}}{\text{godz}}$
Chas hamowania /sek/	28	29	30	44
Długość odcinka hamowania /km/	5,8	6,2	7,2	11
Zużycie paliwa w czasie hamowania /kg/	8,5	8,5	8,8	13,6



Rys. 25 Zależność współczynnika oporu samolotu od liczby M przy $C_z=0$, bez podwieszeń zewnętrznych.

Samolot Su-7B osiąga maksymalny zasięg i długotrwałość lotu na wysokościach zbliżonych do pułapu poddźwiękowego /10000 + 12000 m/.

Kilometrowe zużycie paliwa na pułapie naddźwiękowym jest w przybliżeniu 1,6 razy większe aniżeli na poddźwiękowym, a godzinowe zużycie 3,3 razy większe.

Jeżeli temperatury na wysokościach wznoszenia samolotu będą średnio o 10° wyższe od standartowych, zużycie paliwa na rozpędzanie i wznoszenie wzrośnie w przybliżeniu o 20 %. Tego rodzaju zwiększenie zużycia paliwa na wznoszenie i rozpędzanie może prawie dwukrotnie skrócić długotrwałość lotu z dopalaniem na wysokości zbliżonej do pułapu naddźwiękowego.

Wzrost kilometrowego zużycia paliwa na reżimie maksymalnego zasięgu w lotach samolotu Su-7B z różnymi podwieszeniami zewnętrznymi na wysokościach do 1000 m, w porównaniu z kilometrowym zużyciem paliwa bez powieszek zewnętrznych /z czterema belkami nośnymi/ wynosi:

- z dwoma zbiernikami dodatkowymi po 600 l	-	16 %
- z czterema blokami UB-16-57U lub z czterema bombami OFAB-100-120	-	8 %
- z dwoma bombami FAB-500M-54 lub dwoma bombami OFAB-100-120 i dodatkowymi zbiornikami paliwa	-	20 %
- z dwoma blokami UB-16-5 7U i dodatkowymi zbiornikami paliwa	-	18 %
- z dwoma urządzeniami odpalającymi /blokami/ APU-14U i dodatkowymi zbiornikami paliwa	25 +	27 %
- z dwoma bombami FAB-500M-54 i dodatkowymi zbiornikami paliwa	-	30 %
- z czterema bombami FAB-500M-54	-	36 %

Po zmniejszeniu wysokości lotu, poczynają od $H=1000$ m, co każde 100 m kilometrowe zużycie paliwa zwiększa się, a zasięg i długotrwałość zmniejszają się o 1 %.

Zasięg praktyczny z dwiema bombami FAB-500M-54 i zbiornikami dodatkowymi o pojemności po 600 l każdy, ze zrzutem zbiorników po zużyciu paliwa z nich /z 7 % pozostałością paliwa po wylądowaniu/ i zrzutem bomb w połowie drogi:

- ciężar startowy - 12.960 kg

- całkowity zapas paliwa - 3.850 kg/4640l/
- zapas paliwa na lot poziomy:
 - ze zbiornikami dodatkowymi - 2.500 kg
 - bez zbiorników dodatkowych - 2.130 kg
- wysokość lotu - 10.000 m
- ciężar właściwy paliwa - 0,83 g/cm³

Reżim lotu	Prędkość lotu/km/godz		Kilometrowe zużycie paliwa /kg/km	Godzinowe zużycie paliwa /kg/godz	Zasięg lotu /km/		Długość trwania lotu /godz-min	
	V p	V rzecz.			poziomego	praktyczny	poziomego	praktyczna
Maksymalny zasięg	$\frac{530}{560}$	$\frac{885}{930}$	$\frac{2,4}{1,97}$	$\frac{2130}{1830}$	1180	1380	1-17	1-38
Maksymalna długość trwania	440	746	$\frac{2,5}{2,18}$	$\frac{1860}{1630}$	1055	1250	1-27	1-48

Uwagi: 1. W liczniku podane są wartości do chwili zrzutu zbiorników dodatkowych, w mianowniku - po zrzuceniu zbiorników.

2. Kilometrowe zużycie paliwa po zrzuceniu zbiorników dodatkowych na odcinkach lotu z bombami i bez nich przyjęto jako średnie.

Krótki opis konstrukcji poszczególnych
elementów samolotu

Skrzydło:

Samolot Su-7B ma cienkie skrzydło skośne o małym wydłużeniu.

Profil skrzydła u nasady ma grubość względną $\overline{X\overline{C}} = 7\%$, na końcu $\overline{X\overline{C}} = 8\%$. Dostatecznie cienkie skrzydło ma stosunkowo grubą, zaokrągloną krawędź natarcia. Tego rodzaju profil skrzydła zastosowany został w celu uzyskania korzystniejszych charakterystyk startu i lądowania samolotu. Przy skosie zaś skrzydła równym 60° jest ono opływane do prędkości lotu odpowiadającej $M=2,0$ jak gdyby strumieniem poddźwiękowym. W rezultacie nie było konieczności stosowania na skrzydle ostrej krawędzi natarcia.

Na płatach samolotu Su-7B znajdują się po dwa grzebienie. Jeden z nich umieszczony jest w przybliżeniu w połowie rozpiętości płata, drugi na końcu płata, zmniejszający opór indukowany skrzydła.

Skos skrzydła χ wynosi 60° wzdłuż linii 25 % cięciwy, wydłużenie $\lambda = 2,541$.

Skrzydło zbudowane jest z profili symetrycznych typu CAGJ-Sr-7s. Kąt montażowy /ustawienia/ wynosi $+1^\circ$, kąt wzniosu $\gamma = -3^\circ$.

Płaty skrzydła mocowane są do węzłów kadłuba, w trzech punktach każdy.

U nasady każdego z płatów znajduje się komora ze stanowiskiem dla działka i wnęka do ochowania głównej goleni podwozia wraz z mechanizmami jej ochowania.

Cześć płatu skrzydła między dźwigarem a ścianką tylną, uszczelniona preparatem odpornym na działanie nafty, stanowi zbiornik paliwa.

Skrzydło samolotu ma lotki i klapy podskrzydłowe. Powierzchnia kłap wynosi $5,1 \text{ m}^2$, kąt wychylenia 25° . Na dolnej powierzchni skrzydła znajdują się węzły do mocowania belek nośnych BDZ - 57 KU.

Usterzenie ogonowe:

Powierzchnia lotek wynosi $1,81 \text{ m}^2$ co stanowi $5,3 \%$ powierzchni skrzydła. Mają one kompensację aerodynamiczną i ciężarową.

Powierzchnia usterzenia pionowego, dzielącego się na statecznik i ster wynosi $5,535 \text{ m}^2$, kąt wychylenia steru kierunku jest równy $\pm 25^\circ$.

W usterzeniu pionowym zastosowano profil symetryczny o grubości względnej $\delta = 7 \%$.

Usterzenie poziome - wysokości jest typu płytowego a więc stanowi je sterowany statecznik o powierzchni $5,58 \text{ m}^2$ i kątach wychylenia: do góry 7° , do dołu 15° . Przyjęto tu również profil symetryczny o grubości względnej $\delta = 6\%$. Kąt skosu usterzenia pionowego i poziomego wynosi 55° .

Kadłub:

Wydłużenie kadłuba samolotu Su-7B wynosi $9,5$ przy maksymalnej średnicy $1,634 \text{ m}$.

Kadłub jest całkowicie metalowy konstrukcji półskorupowej o przekroju okrągłym i składa się z części przedniej i ogonowej. Podział kadłuba umożliwia montaż i demontaż silnika oraz szeregu innych agregatów.

W przedniej części kadłuba mieści się kabina pilota, goleń przednia podwozia, naddźwiękowy wlot powietrza z kanałem doprowadzającym powietrze do silnika, zasłonki zabezpieczające przed niestateczną pracą sprężarki, silnik, trzy zbiorniki paliwowe i inne elementy wyposażenia i urządzenia samolotu.

Na przedzie kadłuba znajduje się wlot powietrza do silnika. Od wlotu powietrze przepływa do silnika dwoma kanałami rozmieszczonymi wzdłuż obu stron kadłuba. W celu obniżenia strat przy wlocie powietrza i uzyskania maksymalnego ciągu silnika w całym zakresie prędkości, wysokości lotu i kątów natarcia samolotu wlot powietrza ma ostre brzegi i sterowany stożek.

Dla przeciwdziałania niestatecznej pracy wlotu przy dużych prędkościach, umieszczono w przedniej części kadłuba cztery zasłonki.

Wysuwanie i chowanie stożka oraz otwieranie i zamykanie zasłonek przeciwdziałających niestatecznej pracy sprężarki odbywa się automatycznie, w zależności od prędkości lotu i obrotów silnika. W wypadku uszkodzenia automatyki można sterować stożkiem i zasłonkami przy pomocy przełącznika ręcznego znajdującego się w kabynie.

Między kanałami wlotu powietrza mieści się ciśnieniowa kabina pilota, a pod nią wnęka przedniej goleni podwozia.

Z przodu, przed kabiną /wewnątrz stożka/ umieszczone są bloki i antena radiodalmierza SRD-5M oraz część SRO-2. Z tyłu za kabiną znajduje się przedział radiowy mieszczący radiotechniczne urządzenia samolotu /bloki RSJU-4W, ARK-5 lub ARK-10, SRO-2, MRP-5CP/, butle tlenowe, agregaty instalacji nadciśnienia kabiny, urządzeń elektrycznych, zbiorników głównej instalacji hydraulicznej itp.

Między przedziałem radiowym a silnikiem kanały powietrzne łączą się w jeden o przekroju kołowym.

W końcu przedniej części kadłuba, na trzech węzłach zamontowany jest silnik AL-7F-1-100 U. W przedziale silnikowym z prawej strony umocowany jest zbiornik olejowy, natomiast z lewej - zbiornik benzynowy do zasilania rozrusznika turbinowego TS-20.

Rozmieszczenie silnika w kadłubie jest takie, że sprężarka znajduje się w części przedniej kadłuba, a komora spalania, turbina i komora dopalania w części ogonowej.

W części ogonowej mieści się również jeden miękki zbiornik paliwowy w kształcie podkowy. Za zbiornikiem, w dolnej części kadłuba znajduje się zasobnik spadochronu hamującego.

Na końcu ogonowej części kadłuba u dołu umieszczona jest podpora ochronna, wewnątrz której znajduje się zamek do mocowania linki spadochronu hamującego.

Z boków ogonowej części kadłuba znajdują się cztery hamulce aerodynamiczne /dwa z prawej i dwa z lewej strony/ o łącznej powierzchni $1,32 \text{ m}^2$ i maksymalnym kącie wychylenia 50° . Przyrost współczynnika oporu samolotu przy wychyleniu hamulców aerodynamicznych przy V naddźwiękowych wynosi 0,032.

W środkowej części kadłuba u dołu umocowane są dwie belki nośne BD-Z-57FU przeznaczone do podwieszania dodatkowych zbiorników paliwowych, bomb, pojemników z substancją zapalającą bądź urządzeń odpalających.

Podwozie

Trójkołowe podwozie samolotu ma amortyzację olejowo-pneumatyczną. Amortyzatory goleni podwozia napełnione są olejem AMG-10 i azotem.

Ciśnienie azotu w goleniach głównych wynosi $65 \frac{\text{kg}}{\text{cm}^2}$, w goleni przedniej 35 kg/cm^2 .

Ciśnienie powietrza w pneumatykach kół głównych wynosi 13 kg/cm^2 , w pneumatyku koła przedniego 9 kg/cm^2 .

Golenie główne podwozia chowają się ku kadłubowi, goleń przednia do przodu.

Do normalnego chowania i wypuszczania podwozia służy główna instalacja hydrauliczna samolotu. Awaryjne wypuszczenie podwozia dokonuje się przy pomocy sprężonego azotu.

Na przedniej goleni znajduje się tłumik drgań typu tłokowego.

Instalacja hamowania kół służy do kierowania samolotem w czasie kołowania, hamowania podczas dobiegu po lądowaniu i automatycznego hamowania kół przy chowaniu podwozia.

Urządzenia hamulcowe mają tylko koła główne. Mają one hamulce tarczowe zasilane przez zasadniczą lub awaryjną instalację pneumatyczną. W normalnych warunkach eksploatacji wykorzystuje się instalację zasadniczą, która wyposażona w automat hamowania przeznaczony do ochrony protektorów kół.

Automat ten zabezpiecza odhamowanie kół uprzedzające ich poślizg występujący na skutek raptownego hamowania.

W przypadku uszkodzenia instalacji zasadniczej lub konieczności natychmiastowego /gwałtownego/ zahamowania samolotu, wykorzystuje się awaryjną instalację hamowania.

Sterowanie samolotem

Układ sterowania samolotu rozwiązany jest według jednokierunkowego układu wzmacniaczy, t.j., że wzmacniacze hydrauliczne włączone do układu sterowania samolotu przejmują całkowicie obciążenie aerodynamiczne ze sterów.

W celu stworzenia pilotowi "odczucia" sterowania samolotem, do układu sterowania włączono sprężynowe mechanizmy obciążające drążek sterowy i pedały.

Na układ sterowania statecznikiem poziomym składa się drążek sterowy, cięgła rurowe, automatyka regulacji obciąże-

nia ARZ-1, mechanizm "efektu trymerowego", mechanizm różnicowy i dwa wzmacniacze BU-49S.

Dzięki zastosowaniu ARZ-1 przy podłużnym wychyleniu drążka sterowego obciążenia wzrastają na nim automatycznie ze wzrostem prędkości przyrządowej i zmniejszeniem wysokości lotu. Mechanizm różnicowy zabezpiecza niejednakową zmianę kątów wychylenia statecznika przy wzroście wychylenia drążka sterowego. Wykorzystując mechanizm "efektu trymerowego" pilot może zmieniać siłę mechanizmu obciążającego działającą na drążek sterowy.

Każda z dwóch połówek statecznika poziomego sterowana jest poprzez osobny wzmacniacz hydrauliczny. Jednak w przypadku zaklinowania jednego z wzmacniaczy możliwe jest sterowanie samolotem przy pomocy jednej połowy statecznika poziomego.

W tej sytuacji jednak występują znaczne obciążenia na drążku sterowym, dochodzące do 47,5 kg.

Układ sterowania lotkami jest typu mieszanego i składa się z cięgieł oraz linek. W układzie sterowania lotkami zastosowano dwa wzmacniacze BU-49E /po jednym na każdą lotkę/. Podobnie jak przy stateczniku istnieje tu możliwość sterowania samolotem przez jedną z lotek.

Układ sterowania sterem kierunku składa się z pedałów, linek, cięgieł i wzmacniacza BU-49N. Z wzmacniaczem steru kierunku połączony jest tłumik myśkowania AP-106M, rozpoczynający pracę po włączeniu w czasie lotu odpowiedniego przełącznika.

Instalacja hydrauliczna

- Instalacja hydrauliczna samolotu przeznaczona jest do:
- zabezpieczenia sterowania samolotem;
 - chowania i wypuszczania podwozia, klap podskrzydłowych i hamulców aerodynamicznych;
 - wysuwania i chowania stożka we wlocie powietrza;
 - sterowania zasłonkami upustu powietrza z kanału wlotowego;
 - hamowania kół w czasie chowania podwozia;
 - przełączania mechanizmu obciążenia pedałów.

Na samolocie Su-7B zastosowano trzy niezależne instalacje hydrauliczne: główna i dwie instalacje wzmacniaczy /zasadnicza i dublująca/. Pojemność instalacji głównej wynosi 20 l, zasadniczej wzmacniacz, 8 l i dublującej 9 l.

We wszystkich trzech instalacjach hydraulicznych stosuje się olej AMG-10. Ciśnienie robocze oleju wynosi 210 kg/cm^2 . W przypadku nadmiernego wzrostu ciśnienia otwierają się zawory bezpieczeństwa /przy ciśnieniu 245 kg/cm^2 / odprowadzając nadmiar oleju do przewodu zlewczego.

Każda z trzech instalacji zasilana jest oddzielnie przez pompy nurnikowe o zmienionym wydatku, napędzane od silnika. W dublującej instalacji wzmacniacza, poza pompą nurnikową wykorzystującą napęd od silnika, zastosowano awaryjną pompę hydrauliczną zasilaną od prądnicy pokładowej, a przy niepracującym silniku - od akumulatora pokładowego typu 12 SAM-28. Pompa awaryjna włącza się automatycznie przy spadku ciśnienia w instalacji zasadniczej /przy braku ciśnienia w instalacji dublującej/ bądź odwrotnie.

W przypadku konieczności pilot może również sam włączyć pompę awaryjną.

Sumaryczny czas działania pompy awaryjnej zasilanej z akumulatora pokładowego wynosi $8 + 9$ minut, bez uwzględnienia przerw między włączeniami.

Główna instalacja hydrauliczna przeznaczona jest do chowania i wypuszczania /wychylania/ podwozia, klap podskrzydłowych, hamulców aerodynamicznych, stożka wlotowego oraz do otwierania i zamykania zasłonek zabezpieczających przed niestateczną pracą sprężarki. Instalacja główna zabezpiecza ponadto automatyczne hamowanie kół w momencie chowania podwozia oraz automatyczne włączenie mechanizmu obciążającego w układzie sterowania sterem kierunku.

Instalacja wzmacniaczy hydraulicznych - zasadnicza i dublująca - przeznaczone są do zabezpieczenia działania dwóch wzmacniaczy hydraulicznych lotek, dwóch wzmacniaczy statecznika poziomego i jednego wzmacniacza steru kierunku. Zasadniczą cechą różniącą je od instalacji głównej jest brak zbiorników hydraulicznych z nadciśnieniem powietrza, t.zn. instalacji typu zamkniętego. Akumulatory hydrauliczne instalacji zasadniczej i dublującej ładowane są azotem.

Instalacja pneumatyczna

Instalacja pneumatyczna składa się z instalacji głównej /powietrznej/ i awaryjnej /azotowej/.

Główna instalacja powietrzna zabezpiecza hamowanie kół podwozia głównego i przeładowanie uzbrojenia. Sześciolitrowa butla zasadnicza i trzylitrowa butla dodatkowa instalacji powietrznej ładowane są powietrzem do ciśnienia $135 + 150 \text{ kg/cm}^2$.

Awaryjna instalacja azotowa zabezpiecza awaryjne wypuszczanie podwozia i awaryjne hamowanie kół, a na samolotach serii 31 również awaryjne wypuszczanie klap podskrzydłowych. Sześciolitrową butlę instalacji ładuje się azotem do ciśnienia $135 + 150 \text{ kg/cm}^2$.

Ogólne dane zespołu napędowego.

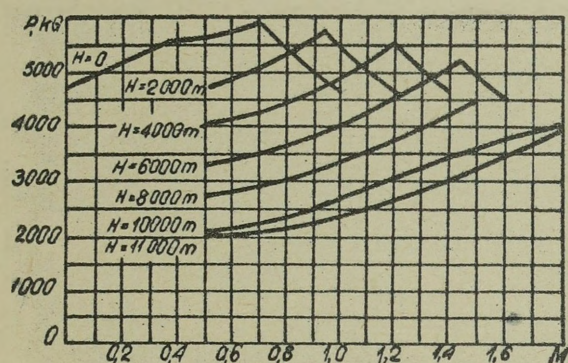
Na samolocie zabudowany jest silnik turboodrzutowy AL-7F-1-100U, z dziewięciostopniową sprężarką osiową, pierścieniową komorą spalania, dwustopniową turbiną i komorą dopalania.

Rozrusznikiem turbinowym TS-20 jest silnik turboodrzutowy o małych wymiarach, pracujący na benzynie G-70. Całkowite napełnienie zbiornika rozruchowego /10 litrów/ umożliwia sześć-ośmiokrotny rozruch silnika. Rozkrętu rozrusznika turbinowego przy jego uruchamianiu dokonuje się za pomocą silnika elektrycznego.

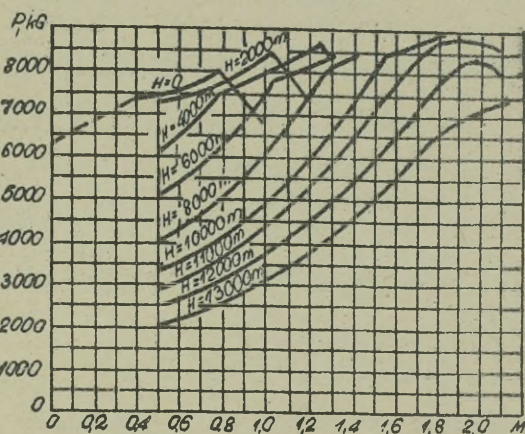
Zezwala się uruchamiać silnik przy temperaturze oleju nie mniejszej niż -25°C , a w przypadku rozrzedzenia oleju benzyną - przy temperaturze nie mniejszej niż -40°C .

Ciąg rozporządzalny silnika przy ziemi wzrasta do liczby $M=0,8$ / $V=980 \text{ km/godz}$ /, a następnie maleje z powodu zmniejszania dopływu paliwa, spowodowanego koniecznością utrzymania nakazanych temperatur za turbinę silnika.

W stratosferze na $H=13000 \text{ m}$ ciąg rozporządzalny wzrasta do liczby $M=2,0 + 2,1$ / $V=2140 + 2240 \text{ km/godz}$ /, a przy dalszym zwiększaniu liczby M nieznacznie maleje.



Rys.26. Charakterystyki prędkościowe silnika AL-7F-1-100U na zakresie pracy bez dopalania przy obrotach 100% /n=8500 obr/min/.



Rys.27. Charakterystyki prędkościowe silnika AL-7F-1-100U na zakresie pracy z dopalaniem przy obrotach 100% /n=8500 obr/min/.

Taki charakter zmiany ciągu rozporządzalnego tłumaczy się tym, że ze wzrostem prędkości lotu rośnie ciężarowy wydatek powietrza przepływającego przez silnik, co powoduje wzrost ciągu silnika. Jednakże przy liczbach M rzędu 2,0 + 2,1 automatyka sprężarki silnika otwiera taśmę upustu powietrza za czwartym stopniem sprężarki i ciąg silnika zmniejsza się.

Zasadnicze zakresy pracy silnika:

Zakres pracy silnika	Obroty silnika / %/	Ciąg /kg/	Zużycie jednostkowe /kg/godz	Temperatura gazów za turbinę nie wyższa niż:	Dopuszczalny czas ciągłej pracy.
Maksymalny z dopalaniem	100 _{+0,3}	9600-2%	2,0	685°C poniżej 12000m 710°C powyżej 12000m	do 8000 m - 15 minut powyżej 8000m - 20 minut.
Maksymalny	100 _{+0,2}	6800-2%	0,96	- " -	- " -
Nominalny	96,7	6050	0,93	640°C	Nieograniczony
Przelotowy	91,7	5095	0,89	580°C	- " -
Mały gaz:					
- na ziemi	47,1	320	1100	620°C	nie dłużej niż 10 min.
- na wysokości 5000+11000m	68,3	-	-	-	Nieograniczony
- na wys. 20 000m	88,2	-	-	-	- " -

Uwagi:

1. Dopuszczalny jest krótkotrwały /na 2 + 3 sek/ wzrost obrotów silnika do 102 % podczas włączania i wyłączania dopalacza.
2. Powtórne włączenie zakresu maksymalnego lub dopalania, po ciągłej pracy na tych zakresach przez czas wyżej podany może nastąpić dopiero po ochłodzeniu silnika w ciągu 1 minuty przy obrotach nie większych niż 8200 obr/min /96,5 %/ bez dopalania.

Poziom oleju w zbiorniku instalacji olejowej przy normalnym napełnieniu powinien utrzymywać się w granicach 15 ± 16 litrów.

Zasilanie zapłonników rozruchowych tlenem zabezpiecza bardziej niezawodny rozruch silnika i włączenie dopalania. Tlen doprowadzany jest z butli tlenowej przez reduktor obniżający ciśnienie ze 150 do 10 kg/cm². Podczas rozruchu silnika w locie lub włączenia dopalacza, tlen doprowadzany jest w ciągu 15 sekund.

Zawartość tlenu w butli zabezpiecza pięciokrotny rozruch silnika na ziemi i w powietrzu oraz trzykrotne włączenie dopalacza z gwarantowanym dopływem tlenu do zapłonników rozruchowych.

Urządzenia przeciwpożarowe.

Do gaszenia pożaru na samolocie zastosowano gaśnicę napełnioną cieczą gaszącą "7" lub dwutlenkiem węgla oraz ciepłone sygnalizatory. . Po naciśnięciu przycisku dwutlenek węgla zostaje wtłoczony przez kolektor do przegrody silnikowej.

Instalacja paliwowa.

Ilość paliwa mieszcząca się w zbiornikach paliwowych wynosi:

- bez zbiorników dodatkowych - 3400 l
- z dwoma zbiornikami dodatkowymi o pojemności po 600 l - 4600 l.

Na samolotach serii 46 zwiększono pojemność zbiorników integralnych w skrzydłach oraz rozwiązano konstrukcyjnie

możliwość podwieszania jeszcze dwóch dodatkowych zbiorników paliwowych pod skrzydłami.

Jako paliwo stosuje się naftę marki TS-1 lub T-1. Przy ciężarze właściwym paliwa $0,776 \text{ G/cm}^3$, ciężar paliwa w napełnianej instalacji, bez zbiorników dodatkowych, wynosi 2640 kg, a z dwoma zbiornikami dodatkowymi - 3570 kg.

Przy pozostałości paliwa 700 litrów /550 kg/ na tablicy przyrządów zapala się lampka sygnalizacyjna.

Instalacja paliwowa zabezpiecza wykonanie lotu odwróconego w ciągu 15 sekund na zakresie nominalnym pracy silnika.

W celu zwiększenia wysokości instalacji /zabezpieczenia pracy instalacji na dużych wysokościach/ w kadłubowych zbiornikach paliwowych wytwarza się nadwyżkę ciśnienia rzędu $0,1 + 0,15 \text{ kg/cm}^2$, wykorzystując w tym celu ciśnienie dynamiczne lub doprowadzające powietrze od sprężarki silnika.

Kabina.

Kabina samolotu Su-7B jest kabiną ciśnieniową typu wentylacyjnego. Powietrze do kabiny doprowadzane jest od sprężarki silnika. Wymagana temperatura w kabinie utrzymywana jest automatycznie. W wypadku uszkodzenia automatyki pilot może regulować temperaturę ręcznie.

Oszłona kabiny składa się z nieruchomej części przedniej i ruchomej części odsuwanej na rolkach do tyłu. Oszklenie przedniej, nieruchomej części osłony kabiny wykonane jest z kompletu szkielek krzemowych i jednego szkła organicznego, sklejonych w jeden blok o grubości całkowitej 105 mm. Oszklenie nieruchomej części osłony kabiny ogrzewane jest prądem elektrycznym przepływającym przez przewodzącą prąd warstwę substancji sklejącej.

Ruchoma część osłony kabiny oszklona jest pojedynczym, odpornym na temperaturę szkłem organicznym o grubości 10 mm.

Hermetyzację styku ruchomej części osłony kabiny z kadłubem stanowi przewód gumowy umieszczony w rowku kadłuba. Przy zamykaniu i otwieraniu osłony kabiny automatycznie następuje jej hermetyzacja i rozhermetyzowanie. Zainstalowany jest również ręczny zawór sterowania hermetyzacją kabiny.

Fotel pilota typu katapultowego - wyposażony jest w mechanizm strzelający, pasy siedzeniowe, urządzenie ochrony rąk, uchwyty nóg i urządzenie stabilizujące lot fotela. Po upływie 1,5 sekundy, automat AD-3 odrzuca urządzenie ochrony rąk oraz otwiera zamki pasów siedzeniowych i uchwytów nóg.

Kabina samolotu jest bogato wyposażona w przyrządy pilotażowo-nawigacyjne oraz w przyrządy kontroli pracy silnika i poszczególnych agregatów i instalacji.

Zasadniczy odbiornik ciśnienia powietrza zasilający przyrządy aneroidowo-membranowe, umocowany jest w przedniej części kadłuba samolotu, awaryjny zaś w lewym płacie skrzydła.

Zestaw wyposażenia tlenowego KKO-3 przeznaczony jest do zaopatrywania pilota w tlen na wysokościach do 25000 m w następujących warunkach:

- długotrwale - podczas lotów w zahermetyzowanej kabinie na wysokościach do 25 000 m i w rozhermetyzowanej kabinie na wysokościach do 12000 m.
- krótkotrwale - do 10 minut, w lotach z kabiną rozhermetyzowaną na wysokościach od 12000 m do 25 000 m, kiedy zestaw jest wykorzystywany jako awaryjne zaopatrzenie pilota w tlen w czasie zniżania się do bezpiecznej wysokości.
- podczas katapultowania się pilota na wysokościach do 25.000m z jednoczesnym automatycznym przełączeniem się na pobieranie tlenu z przyrządu spadochronowego. /Spadochron należy otwierać na wysokości nie większej niż 10.000 m/.

Do wysokości 12000 m tlen podawany jest tylko podczas wdechu za pomocą inhalatora tlenowego przyrządu KP-34.

W rozhermetyzowanej kabinie na wysokościach powyżej 12000 m tlen doprowadzany jest ciągłym strumieniem z nadciśnieniem.

Zużycie tlenu w zależności od warunków jest następujące:

- w zahermetyzowanej kabinie na wysokościach do pułapu samolotu włącznie i w rozhermetyzowanej kabinie na wysokościach poniżej 12000 m, obliczeniowa norma zużycia tlenu wynosi średnio 6 l/min;
- w rozhermetyzowanej kabinie na wysokościach powyżej 12000m zużycie tlenu osiąga 25 l/min.

Do zestawu KKO-3 wchodzi:

- przyrząd tlenowy KP-34,
- wysokościowy ubiór kompensacyjny WKK-3M /WKK-4/,
- hełm szczelny GSz-4 MS i maska tlenowa KM-32 /KM-30M/,
- spadochronowy przyrząd tlenowy KP-27 M,
- przyrządy, przewody, butle itp.

Zapas tlenu mieści się w dwóch dwulitrowych i jednej czterolitrowej butli pod ciśnieniem 150 kg/cm².

Wyposażenie radiowe:

W celu zabezpieczenia łączności między samolotami w powietrzu i z ziemią, zainstalowano na samolocie sześciokanałową, ultrakrótkofalową, nadawczo-odbiorczą radiostację typu RSJU-4W.

Na samolocie znajduje się również automatyczny radiokompas ARK-5 lub ARK-10, odbiornik sygnałów radiowych typu MRP-56P, samolotowe urządzenie sygnalizacyjno-rozpoznawcze, samolotowy sygnalizator zakresów decymetrowych SOD-57 i stacja ochrony strefy ogonowej. "Syrena - 2".

Wyposażenie elektryczne:

Na urządzenia elektryczne samolotu składają się źródła energii elektrycznej z urządzeniami regulującymi i zabezpieczającymi, sieć elektryczna oraz urządzenia oświetleniowe i sygnalizacji świetlnej samolotu.

Podstawowym źródłem energii elektrycznej prądu stałego jest prądnica GS-12T o mocy 12 kW. Regulator napięcia automatycznie utrzymuje napięcie prądu w wysokości 28,5 V niezależnie od zmian obciążenia. Jako awaryjne źródło prądu stałego zastosowano akumulator 12-SAM-28. Napięcie nominalne akumulatora wynosi 24 V, pojemność nominalna - 28 A/godz.

Podstawowym źródłem prądu zmiennego jest prądnica SGS-7,5 B o mocy 4,1 kW i napięciu 115 V.

Uzbrojenie i opancerzenie samolotu

Uzbrojenie artyleryjskie samolotu składa się z dwóch działek NR-30 z kompletem bojowym amunicji po 65 naboju na każde działko.

Na uzbrojenie bombardierskie samolotu składać się może cztery bomby o ciężarze od 50 do 500 kg każda, lub pojemniki z substancją zapalającą, podwieszane na zamkach bombowych typu BDZ-57 KU i BDZ-57FU.

W skład raketowego uzbrojenia samolotu wchodzi niekierowane pociski raketowe według następujących wariantów załadowania:

- 4 niekierowane pociski raketowe typu S-24 na czterech urządzeniach odpalających PU-12-40U /po jednym pocisku S-24 na każdym urządzeniu odpalającym/;
- 64 niekierowane pociski raketowe typu S-5M lub S-5K w czterech blokach UB-16-57U /po 16 pocisków w każdym bloku/;
- 28 niekierowanych pocisków raketowych typu S-3K na czterech urządzeniach odpalających APU-14 U /po siedem pocisków na każdym urządzeniu odpalającym/.

Na samolocie znajduje się celownik ASP-5 ND sprzężony z dalmierzem radiolokacyjnym SRD-5M /Baza -6/, automatycznie wprowadzającym odległość do celownika.

B/ SAMOLOT Su-7BM

W celu zwiększenia pewności i bezpieczeństwa lotów oraz polepszenia charakterystyk lotno-taktycznych na samolocie Su-7BM zostały wprowadzone zmiany konstrukcyjne i zabudowano nowe wyposażenie, różniące się od zabudowanego na samolocie Su-7B.

Zasadnicze zmiany w samolocie.

1. Kabina samolotu ma wewnętrzne oświetlenie światłem czerwonym.
2. Zabudowano radiostację RSJU-5, radiowysokościomierz RW-UM, system kursowy KSJ i dwa reflektory lądowania i kołowania PRF-4.
3. Zwiększono o 250 L pojemności zbiorników skrzydłowych i przewidziano podwieszenie pod skrzydłami zbiorników dodatkowych. Wszystkie zbiorniki dodatkowe mają kształty naddźwiękowe.
4. Wprowadzono zmiany w instalacji pneumatycznej wypuszczania podwozia i klap.
5. Zastosowano koła główne KT-69/4 i przednie koło hamowane KT-100.
6. Zabudowany został pilot automatyczny AP-231-1.

Ograniczenia eksploatacyjne

Maksymalnie dopuszczalne przeciążenia eksploatacyjne

Ciężar startowy /kG/	Obliczeniowy ciężar w locie /kG/	Paliwo /kG/	Warianty podwieszeń	Maksymalne przeciążenia eksploatacyjne
11730	10300	3000	Bez podwieszeń	7,0
12198	10000+10500	3000	4 bloki UB-16 z 64 pociskami ARS-57 /S-5M/	7,0 /6,5/
12436	10600	3000	4 urządzenia odpalające APU-140 z 28 pociskami raketowymi KARS-160 /S-3K/	6,5
12718	10950	3000	4 pociski raketowe ARS-240 /S-24/	6,0
13190	12175	3000	4 pojemniki z substancją zapalającą ZB-360	5,5
13750	12735	3000	4 bomby po 500 kG	5,5
13830	12815	3980	2 bomby po 500 kG i dwa dodatkowe zbiorniki paliwowe	5,0
13954	12945	4960	4 dodatkowe zbiorniki paliwowe	5,0
13030	12050	3000	2 dodatkowe zbiorniki paliwowe pod skrzydłami / bez paliwa/ i 2 bomby po 100 kG pod kadłubem lub 2 dodatkowe zbiorniki paliwa pod kadłubem / bez paliwa/ i 2 bomby po 100 kG pod skrzydłami.	6,0

Maksymalnie dopuszczalna prędkość przyrzadowa bez dodatkowych zbiorników paliwowych:

- od 0 do 1000 m $V_p = 1150$ km/godz
- od 1000 do 11000 m $V_p = 1200$ km/godz
- od 11000 m wzwyż graniczna M lotu = 2,0
/i nie dłużej niż przez
1 min $M=2,1/$.

Z dodatkowymi zbiornikami paliwowymi pod kadłubem i podwieszeniami zewnętrznymi uzbrojenia na wszystkich wysokościach $V_p \text{ max} = 1100$ km/godz, a graniczna M lotu = 1,7.

Z dodatkowymi zbiornikami paliwowymi pod kadłubem i skrzydłami na wszystkich wysokościach $V_p \text{ max} = 1000$ km/godz, a po zużyciu z nich paliwa 1100 km/godz. Graniczna liczba M lotu we wszystkich wypadkach wynosi 1,7.

Minimalny ciężar podczas lądowania z 7 % pozostałością paliwa /200 kg/, bez amunicji, bomb i pocisków rakietowych z czterema zamkami belkowymi wynosi 8834 kg.

Normalny ciężar podczas lądowania /20 % - 600 kg paliwa/ i 50 % zapasu amunicji /65 szt amunicji i zamki belkowe bez bomb/ - 9287 kg.

Maksymalny ciężar podczas lądowania - 94 50 kg przy $Q_p = 800$ kg.

Dopuszczalny ciężar podczas lądowania 10350 kg przy $Q_p = 1700$ kg.

W przypadku samolotu z podwieszeniami zewnętrznymi pozostałość paliwa odpowiednio się zmniejsza.

Lądowanie przy ciężarze większym niż 9450 kg, jednak nie przekraczającym 10350 kg z uwagi na wytrzymałość samolotu, jest dopuszczalna tylko w wyjątkowych wypadkach.

Chowanie i wychylanie klap oraz lot z wychylonymi klapami jak również chowanie i wypuszczanie podwozia oraz lot z wypuszczonym podwoziem zezwala się wykonywać przy prędkości przyrzadowej nie przekraczającej 600 km/godz.

Charakterystyki startu /przy $Q = 13830$ kg, $Q_p = 3980$ kg i 2 bomby po 500 kg/:

- prędkość oderwania $370+380$ km/godz
- długość rozbiegu /z dopalaniem/ $1350+1400$ m
- długość startu $2600+2700$ m.

Charakterystyki lądowania / $Q = 9287 \text{ kg}$, $Q_p = 600 \text{ kg/}$;

- a/ prędkość przyziemienia 280+290 km/godz
- b/ długość dobiegu /z wykorzystaniem hamulców/
 - ze spadochronem hamującym / $S=15 \text{ m}^2$ / 900+1000 m
 - bez spadochronu hamującego 1200+1300 m
- c/ długość lądowania /z wykorzystaniem hamulców/
 - ze spadochronem hamującym 2000+2200 m
 - bez spadochronu hamującego 2300+2500 m.

Przy obliczaniu zasięgu i długotrwałości lotu na różnych wysokościach i przy różnych wariantach podwieszek zewnętrznych, należy posługiwać się danymi dla samolotu Su-7B, pamiętając o zwiększonym zapasie paliwa w instalacji głównej o 250 l oraz o możliwości podwieszania 4 zbiorników dodatkowych /na wszystkie 4 zamki podwieszek/.

J/ SAMOLOT Su-7BŁK

Ostatnia wersja Su-7 BŁK wyposażona jest w rakiety startowe zezwalające na skrócenie rozbiegu przy starcie oraz podwozie typu płozowo-kołowego umożliwiające skrócenie dobiegu samolotu.

D/ SAMOLOT Lim-6 „bis”

Samolot Lim-6 bis jest dalszą modyfikacją seryjnego samolotu Lim-5 /opis samolotu Lim-5 zamieszczony jest w części pierwszej skryptu/. Jest to samolot myśliwsko-szturmowy przystosowany do działania z lotnisk z betonowymi pasami startowymi.

Zasadnicza różnica pomiędzy w/w typami samolotów polega na tym, iż na samolocie Lim-6 "bis" zabudowano dodatkowo następujące wyposażenie i zespoły:

1. W przedniej części kadłuba zabudowano instalację odpalania rakiet bojowych, oraz instalację zrzutu bomb bojowych z obydwu punktów podwieszenia.
2. Skrzydło również wyposażono w instalację zrzutu bomb bojowych. Bomby można podwieszać na zewnętrznych punktach podwieszenia - w miejsce zbiorników podwieszanych, lub

na wewnętrznych punktach podwieszonych w miejsce Mars-2. Dodatkowo w skrzydłach zabudowane są węzły podwieszenia mostków Mars-2.

3. W celu skrócenia długości dobiegu samolotu przy lądowaniu zabudowano w tylnej górnej części kadłuba spadochron hamujący typu SH-19.

Ogólna charakterystyka samolotu

Ogólne dane i przeznaczenie samolotu.

Samolot Lim-6"bis" jest odrzutowym samolotem myśliwko-szturmowym opracowanym w oparciu o samolot Lim-5. Jest samolotem przystosowanym do działań taktycznych w bezpośrednim współdziałaniu z wojskami lądowymi. Może być on używany również do atakowania bliskiego zaplecza nieprzyjaciela i do niszczenia jego środków łączności i transportu. Uzbrojenie rakietowe, oraz silne uzbrojenie artyleryjskie czyni go skutecznym środkiem zwalczania broni pancерnej. Własności pilotażowe, duża prędkość maksymalna i pułap pozwalają mu nie tylko na wykonywanie zadań szturmowych bez osłony samolotów myśliwskich, ale również na wykonywanie samodzielnych zadań myśliwskich.

Samolot jest przystosowany do działania w nocy i przy złych warunkach atmosferycznych.

Samolot Lim-6 bis pod względem konstrukcyjnym rozwiązany jest jako wolno-nośny średniopłat o całkowicie metalowej konstrukcji typu półskorupowego.

Kadłub ze względów technologiczno-eksploatacyjnych podzielony jest na przednią i tylną część, łączone między sobą specjalnymi śrubami.

Omawiane rozwiązanie konstrukcyjne zapewnia łatwą zabudowę silnika.

W przedniej części kadłuba znajduje się kabina pilota, wnęka wyposażenia radiowego, wnęka lawety oraz wnęka głównego zbiornika paliwowego. Kabina pilota jest hermetyczna i osłonięta osłoną składającą się z nieruchomego wiatrochronu ze szkłem pancernym z przodu, oraz ruchomej części przesuwnej do tyłu. W celu zabezpieczenia dobrej widoczności przy niskich

temperaturach przednia część osłony kabiny posiada instalację odlodzeniową. Ruchoma część osłony kabiny może być w razie potrzeby odrzucona.

Tylna część kadłuba pod względem konstrukcyjnym stanowi skorupę z wnęką umożliwiającą zabudowę silnika odrzutowego.

W tylnej swej części posiada wzmocnioną ramę skośną umożliwiającą zabudowę usterzenia, oraz przeniesienia obciążeń z usterzenia na kadłub.

Za ramą skośną znajdują się klapy aerodynamiczne służące do korygowania prędkości lotu podczas nurkowania oraz zmniejszenia prędkości przy lądowaniu. Pomiedzy statecznik pionowy, a zakończenie kadłuba zabudowany jest zasobnik spadochronu hamującego, który służy podczas lądowania do skrócenia dobiegu. W tylnej części kadłuba znajdują się tylne zbiorniki paliwa.

Skrzydło samolotu Lim-6 bis jest konstrukcji półskorupowej i składa się z dźwigarów oraz żeberek.

Skrzydło wyposażone jest w lotki z kompensacją aerodynamiczną wewnętrzną, oraz klapy podskrzydłowe służące do skrócenia startu i lądowania. Układ sterowania lotkami wyposażony jest w agregat wspomagający /wzmacniacz hydrauliczny/ zmniejszający siły na drążku sterowniczym. Klapy podskrzydłowe napędzane są za pomocą układu hydraulicznego pracującego na oleju AMG-10. Awaryjne wypuszczenie klap podskrzydłowych odbywa się za pomocą układu pneumatycznego.

Skrzydło posiada specjalną wnękę do której chowane jest główne podwozie za pomocą układu hydraulicznego. Awaryjne wypuszczenie podwozia odbywa się za pomocą układu pneumatycznego.

Skrzydło posiada specjalną wnękę z zamkiem bombowym D4-50 oraz okucia umożliwiające mocowanie mostków podwieszenia wyrzutni pocisków raketowych. /po jednej pod każdym skrzydłem/, bomb o ciężarze do 250 kg lub dodatkowych zbiorników paliwowych o pojemności 400 litrów, każdy.

Samolot Lim-6 bis wyposażony jest w instalację hydrauliczną za pomocą której wypuszcza się podwozie, klapy podskrzydłowe i klapy aerodynamiczne, oraz w instalację pneumatyczną, która wykorzystywana jest do awaryjnego wypuszczenia

podwozia i klap podskrzydłowych, wypuszczania spadochronu hamującego, uszczelniania kabiny pilota, jak również do sterowania uzbrojeniem strzeleckim.

W układzie instalacji paliwowej znajdują się trzy zbiorniki - zbiornik główny /gumowy/ znajdujący się w przedniej części kadłuba, zbiornik tylny /metalowy/ znajdujący się w tylnej części kadłuba, oraz dwa zbiorniki podwieszane pod skrzydła.

Silnik pobiera paliwo ze zbiornika gumowego - jako zbiornika głównego. Z pozostałych zbiorników paliwo jest za pomocą nadciśnienia lub pompy przetłaczane do zbiornika głównego.

W celu zabezpieczenia działania samolotu w nocy i w złych warunkach atmosferycznych na samolocie Lim-6 bis zabudowano urządzenia:
do ślepego lądowania - automatyczny radiokompas ARK-5, sygnalizator przelotu MRP-48P, radiowysokościomierz RW-2, Radiostacja R-800 oraz urządzenia ostrzegawcze "Syrena -2" i urządzenie rozpoznawcze SRO-2.

Dane geometryczne.

Całkowita długość samolotu	11,36 m
Wysokość przy postoju	3,864 m
Rozpiętość	9,6 m
Powierzchnia całkowita /skrzydła/	22,6 m ²
Ø max kadłuba	1,45 m
L kadłuba	8,805 m

Podwozie.

Rozstaw	3849± 30 mm
Baza	3368± 20 mm
Koła główne	660 x 180 mm
Koło przednie	480 x 200 mm

<u>Ciężary</u>	bez zbiorników	ze zbiornikami
Ciężar całkowity	5607	6328
Q ład z 10% zapasem paliwa bez amunicji	4449	4514
Pojemność zbiorników	1390 l	2190 l

Dane wytrzymałościowe:

eksploatacyjne n_z bez podwieszeń	8
niszczące n_z bez podwieszeń	12
Vmax przyrząd. /wg szerokiej strzałki/ bez podwieszeń	
H=0 + 3000 m	V = 1060 km/godz.
H=3000+ 7000 m	V = 1150 "
..H=7000 m	V = 1100 km/godz

ze zbiornikami

Vpmax = 900 km/godz do H = 4 km
powyżej

V rzeczyw.. = 1000 km/godz.

n_z^e z pełnymi zbiornikami	4,5
n_z^n - " -	6,75
n_z^e z pustymi zbiornikami	6,5
n_z^n - " -	9,75

z bombami

H = 0 + 3 km	$V_p \text{ max} = 870$ km/godz
3 + 5 km	V rzeczyw. max=940 "
powyżej 5 km	V rzeczyw. max=960 "

$n_z^e = 6,5$

z rakietami

z mostkami bez podwieszeń

$n_z^e = 7,5$

z wyrzutniami

$n_z^e = 6,5$

Dane lotno-taktyczne

Samoloty Lim-6 "bis" bez podwieszeń dodatkowych spełniają wymagania taktyczno-techniczne samolotu Lim-5.

W przypadku zastosowania podwieszeń dodatkowych należy uwzględnić poprawkę ciężarową wpływającą na osiągi samolotu.

Dane lotno-taktyczne dla wersji bez podwieszeń.

Dane lotne.

Lp	Nazwa danych	Jedn.miary	Z dopa- laczem	Bez dopa- lacza
1	V max lotu poziomego przy $n = 11560$ obr/min bez zbiorników podwieszanych	km/godz	1138	1060
	a/ H = 5000 m			
	b/ H = 10000 m	"	1076	1027
2	Czas wznoszenia przy $n^{\circ} = 11560$ obr/min	min	2,63	2,77
	a/ do H = 5000 m			
	b/ do H = 10000 m	"	4,29	6,82
3	Pułap praktyczny	m	16000	14700
4	Zasięg techniczny z pozostałością 7 % paliwa w zbiorn.głównym na H = 12000 m	km	880	1070
	1. bez zbiorników podwiesz.			
	2. ze zbiornikami podwiesz.	"	1480	1680

Dane startu przy ciężarze samolotu - 5607 kg.

- a/ kąt wychylenia klap 20°
 b/ obroty silnika 11560 obr/min
 c/ rozbieg /po betonowym pasie/ 590 m
 d/ czas rozbiegu 16,5 sek.

e/ wytrzymanie i wznoszenie /25 m/	750 m
f/ całkowita długość startu	1340 m
g/ prędkość w chwili oderwania	235 km/godz.

Dane lądowania przy $Q = 4449$ kG

a/ kąt wychylania klap	60°
b/ planowanie z 25 m i wytrzymanie	635 m
c/ dobieg po betonowym pasie /z użyciem hamulców/	$820 \div 850$ m
d/ całkowita długość lądowania	$1455 \div 1485$ mm
e/ prędkość przyziemienia	$170 \div 190$ km/godz.

U w a g i:

1. Maksymalny zasięg lotu odpowiada eksploatacji silnika na paliwie P-2.
2. Przy zwisie samolotu na H poniżej 2000 m ogranicza się prędkość przyrzadową do 1040 km/godz.
tolerancja tych danych $1 \div 5$ %.

Dane lotno-taktyczne dla wersji,

Z podwieszonymi wyrzutniami rakiet /dwoma/ i zbiornikami podwieszanymi.

Dane lotne

1. V_{\max} lotu poziomego przy $n = 11560$ obr/min

a/ na H = 3000 m

z dopalaczem $V = 1020$ km/godz

bez dopalacza $V = 848$ km/godz

/przy $Q = 5540$ kG/

b/ na H = 2144 m

z dopalaczem $V = 1000$ km/godz

bez dopalacza $V = 874$ "

/przy $Q = 6180$ kG/.

2. Zasięg techniczny z pozostałością
7% paliwa w zbiornikach głównych

a/ H = 1000 m bez dopalacza 545 km

b/ H = 3000 m - " - 650 km

Dane startowe samolotu z wyrzutniami rakiet.

a/ kąt wychylenia klap	20°
b/ obroty silnika	11560 obr/min.
c/ rozbieg /po betonowym pasie/	1310 m
d/ czas rozbiegu	28 sek
e/ prędkość oderwania	265 km/godz.

Dane lądowania samolotu z wyrzutniami rakiet.

a/ kąt wychylenia klap	60° C
b/ dobieg po betonowym pasie	1420 m
c/ prędkość lądowania	213 km/godz.

Dane ciężarowe poszczególnych wersji samolotu.

1. Samolot bez podwieszzeń	
a/ 0 start	5607 kG
b/ 0 lądow.	4449 kG
2. ze zbiornikami	
0 start	6328 kG
0 ląd	4514 kG
3. z wyrzutniami	
0 start	5921 kG
0 ląd	4589 kG
4. ze zbiornikami i wyrzutniami	
a/ 0 start	6642 kG
0 ląd	4654 kG

Wydrukowano w 100 egz.

Egz. Nr. 1 - 100 Bibl. Tajna ASG
Wyk. ppłk KOBRYŃ
Druk JK dn. 24.05.1966 r.
Nr. ks. masz. 289/WL
Poz. 02594/WW.-

BIBLIOTEKA NAUKOWA ASG WP
Archiwum Działu Zbiorów Specjalnych
Nr ewid. _____

041335