

AEROKLUB CZĘSTOCHOWSKI

INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE
SAMOLOTU

TYPU ZLIN – 142

ZNAKI ROZPOZNAWCZE	NUMER FABRYCZNY	NUMER REJESTRU

ZATWIERDZONO
Z UPOWAŻNIENIA
PREZESA URZĘDU LOTNICTWA CYWILNEGO

DATA

PODPIS

1980



ZLIN-142 – INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE

W niniejszej Instrukcji użytkowania w Locie samolotu Z-142 nie wolno dokonywać żadnych zmian, wpisów i uzupełnień bez zgody Urzędu Lotnictwa Cywilnego.

W razie zgubienia niniejszej instrukcji należy niezwłocznie zawiadomić Urząd Lotnictwa Cywilnego, a poza granicami państwa – placówkę analogiczną.

Każda osoba, która znajdzie niniejszą instrukcję, winna przesłać ją niezwłocznie do Urzędu Lotnictwa Cywilnego, 00-848 Warszawa ul. Żelazna 59, a poza granicami państwa do placówki analogicznej.



INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE SAMOLOTU

Z L I N – 142

Producent: MORAWAN, Przedsiębiorstwo Państwowe OTROKOWICE

CSRS

Niniejsza instrukcja jest częścią składową świadectwa sprawności technicznej
wydanego dla samolotu o znakach rozpoznawczych:

Nr rejestracyjny

Nr fabryczny/nr serii

.....

...../.....

Kategoria: AKROBACYJNA /A/
 NORMALNA /N/

Przepis bodowy: FAR PART 23 NEW z wprowadzonymi
zmianami do Nr 23-13 włącznie

Tekst w języku czeskim został zatwierdzony przez Państwowy Inspektorat
Lotnictwa w Pradze – Nr orzeczenia 5326/1254/79/Nw.

Podczas eksploatacji s-tu Zlin-142 muszą być przestrzegane ograniczenia
użytkowania zawarte w rozdz. 2 i w rozdz. 7 niniejszej instrukcji:

„Niniejsza instrukcja została opracowana przez Dział techniczny ZG Aeroklubu
PRL na podstawie tłumaczenia instrukcji producenta wyd. 1980 – wersja językowa
rosyjska oraz uwag i zaleceń IKCSP.”

Uzgodniono z Ministerstwem Komunikacji – Inspektoratem Kontroli Cywilnych
Statków powietrznych.



Rozdział 1. - Informacje ogólne

- 1.1. Wstęp
- 1.2. Zmiany
- 1.3. Skróty i definicje
- 1.4. Rysunek gabarytowy samolotu ZLIN – 142
- 1.5. Opis techniczny
- 1.6. Podstawowe dane techniczne
- 1.7. Wyposażenie kabiny

Rozdział 2. – Ograniczenia użytkowania

- 2.1. Ważność ograniczeń użytkowania
- 2.2. Zakres użytkowania
- 2.3. Dopuszczalna masa s-tu do startu i lądowania
- 2.4. Maksymalna dopuszczalna masa użytkowa samolotu
- 2.5. Położenie środka masy
- 2.6. Zespół napędowy
- 2.7. Kolorowe oznakowanie przyrządów kontroli silnika
- 2.8. Paliwo
- 2.9. Napełnianie zbiorników paliwowych
- 2.10. Olej dla silnika
- 2.11. Napełnianie zbiornika olejowego
- 2.12. Dopuszczalne prędkości lotu
- 2.13. Kolorowe oznakowanie prędkościomierza i przyspieszeniomierza
- 2.14. Współczynniki obciążenia i krzywe wyrwania
- 2.15. Figury akrobacji
- 2.16. Dopuszczalny zakres temperatur powietrza otaczającego
- 2.17. Największe dopuszczalne składowe wiatru przy starcie i lądowaniu
- 2.18. Loty w warunkach oblodzenia
- 2.19. Hamowanie kół podwozia
- 2.20. Minimalna liczba załogi
- 2.21. Palenie tytoniu
- 2.22. Minimalne ciśnienie azotu w dźwigarze skrzydła
- 2.23. Kolorowe oznakowanie manometru ciśnienia azotu w dźwigarze skrzydła
- 2.24. Kołowanie
- 2.25. Tabliczki informacyjne
- 2.26. Wykres do wyznaczania dopuszczalnych składowych wiatru



Rozdział 3. Sytuacje awaryjne

- 3.1. Pożar silnika lub instalacji paliwowej podczas lotu
- 3.2. Przymusowe opuszczenie samolotu przez wykonanie skoku ze spadochronem
- 3.3. Spadek ciśnienia azotu w pasie dźwigara centropłata
- 3.4. Przepalenie kolektora wylotowego spalin

Rozdział 4. – Czynności normalne

- 4.1. Czynności przed wejściem do kabiny
- 4.2. Czynności po wejściu do kabiny
- 4.3. Rozruch silnika
- 4.4. Grzanie silnika
- 4.5. Próba silnika
- 4.6. Kołowanie
- 4.7. Czynności przed startem
- 4.8. Czynności przy starcie
- 4.9. Wznoszenie
- 4.10. Lot turystyczny
- 4.11. Wytracanie wysokości
- 4.12. Podchodzenie do lądowania
- 4.13. Lądowanie
- 4.14. Czynności po wylądowaniu
- 4.15. Zatrzymanie silnika
- 4.16. Opuszczenie kabiny
- 4.17. Wyprowadzenie z korkociągu
- 4.18. Odejście na drugi krąg
- 4.19. Lądowanie przymusowe
- 4.20. Eksploatacja samolotu w nocy
- 4.21. Posługiwanie się „sztucznym horyzontem”
- 4.22. Posługiwanie się żyroskopem kursu
- 4.23. Akrobacja
- 4.24. Rysunki ilustrujące sposób wykonywania manewrów w locie i figur akrobacji

Rozdział 5. – Osiągi samolotu

- 5.1. Wiadomości ogólne
- 5.2. Długość rozbiegu
- 5.3. Długość rozbiegu na $H=15$ m
- 5.4. Maksymalna prędkość wznoszenia
- 5.5. Pułap praktyczny
- 5.6. Maksymalna doskonałość w locie szybowym
- 5.7. Długość lądowania z $H=15$ m
- 5.8. Długość dobiegu
- 5.9. Prędkość przelotowa
- 5.10. Prędkość maksymalna w locie poziomym
- 5.11. Długość trwałość lotu



- 5.12. Zasięg lotu
- 5.13. Prędkość przecignięcia
- 5.14. Poprawka aerodynamiczna prędkościomierza

Rozdział 6. – Masy i położenie środka masy

- 6.1. Informacje ogólne
- 6.2. Masa własna i położenie środka masy pustego samolotu
- 6.3. Wyposażenie samolotu
- 6.4. Masa użytkowa
- 6.5. Sprawdzenie masy własnej i użytkowej
- 6.6. Sprawdzenie środka masy (położenia)
- 6.7. Metoda sprawdzania masy własnej, masy użytkowej i położenia środka masy
- 6.8. Przykład sprawdzania masy własnej, masy użytkowej i położenia środka masy
- 6.9. Wykres nr 1 – Momenty statyczne poszczególnych składników masy użytkowej
- 6.10. Wykres nr 2 – Wyznaczenie położenia środka masy

Rozdział 7 – Uzupełnienie

- 7.1. Informacje ogólne
- 7.2. Zakres ważności
- 7.3. Uzupełnienie Nr 1 Zaczep holowniczy
- 7.4. Uzupełnienie Nr 2 Radiostacja LUN 3524.21
 - Uzupełnienie Nr 2a Radiostacja RS-6102
 - Uzupełnienie Radiokompas ARL 1601



Wykaz obowiązujących stron



Rozdział 1

1. WPROWADZENIE

Zakres ważności

Ta instrukcja użytkowania w locie obowiązuje jedynie dla samolotu, którego nr fabryczny podany jest na stronie 0 – 1.

Uwaga:

Pilot samolotu musi przed lotem zapoznać się z treścią tej Instrukcji użytkowania w locie.

1.2. ZMIANY

1.2.1. Wszystkie zmiany lub uzupełnienia w tej Instrukcji użytkowania w locie dokonywane są w następujący sposób:

- 1) Producent samolotu przyśle posiadaczowi Instrukcji użytkowania w locie biuletyn obowiązkowy ze zmianami lub nowymi poprawionymi stronami Instrukcji użytkowania w locie.
- 2) Posiadacz Instrukcji jest obowiązany:
 - a) Wpisać otrzymane zmiany do Wykazu zmian – punkt 1.2.2.
 - b) Dokończyć zmiany zgodnie z biuletynem lub wymienić pierwotne strony na nowe poprawione strony, oznaczone datą wydania i skrótem „rew”(Zmiana).

Uwaga:

Zmienione lub dodane części tekstu będą oznaczone pionową linią na marginesie.



Rozdział 1

1.2.2. Wykaz zmian

Uwaga:

Wypełnia posiadacz instrukcji zgodnie z punktem 1.2.1. – Zmiany

Instrukcja użytkowania w locie Z142
Zmiana 28.2.2006



Rozdział 1

1.3. SKRÓTY I DEFINICJE

CAS – poprawiona prędkość przyrządowa (Calibrated Airspeed), uwzględniająca błąd instrumentalny i błąd wynikający ze sposobu zabudowy: w warunkach poziomu zerowego atmosfery wzorcowej jest ona równa prędkości rzeczywistej;

EAS – prędkość równoważna (Equivalent Airspeed), tj. poprawiona prędkość przyrządowa z poprawką uwzględniającą ściśliwość powietrza przy zmianie adiabatycznej w zależności od wysokości: w warunkach poziomu zerowego atmosfery wzorcowej jest ona równa poprawionej prędkości przyrządowej;

IAS – prędkość przyrządowa (prędkość wskazywana) – (Indicated Airspeed), tj. prędkość wskazywana przez prędkościomierz spiętrzeniowy (prędkościomierz prędkości przyrządowej) wyskalowany tak, że wskazuje on prędkość przepływu adiabatycznego z uwzględnieniem ściśliwości powietrza, dla warunków poziomu zerowego atmosfery wzorcowej, bez uwzględnienia błędu wynikającego ze sposobu zabudowy przyrządu w samolocie;

TAS – prędkość rzeczywista (True Airspeed), tj. prędkość samolotu względem powietrza. Prędkość rzeczywista jest równa prędkości równoważnej (EAS) pomnożonej przez współczynnik $\zeta_0/\zeta)^{1/2}$, gdzie:

ζ_0 – gęstość powietrza na poziomie morza,

ζ - gęstość powietrza na danej wysokości

MAW – Międzynarodowa Atmosfera Wzorcową;

SCA – Średnia Ciężka Aerodynamiczna;

V_A – obliczeniowa prędkość lotu dla brutalnego sterowania (prędkość manewrowa);

V_{FE} – największa prędkość z wychylonymi klapami;

V_{NE} – największa dopuszczalna prędkość lotu (stosowana tylko w wyjątkowych przypadkach);

V_{NO} – największa dopuszczalna prędkość podróżna;

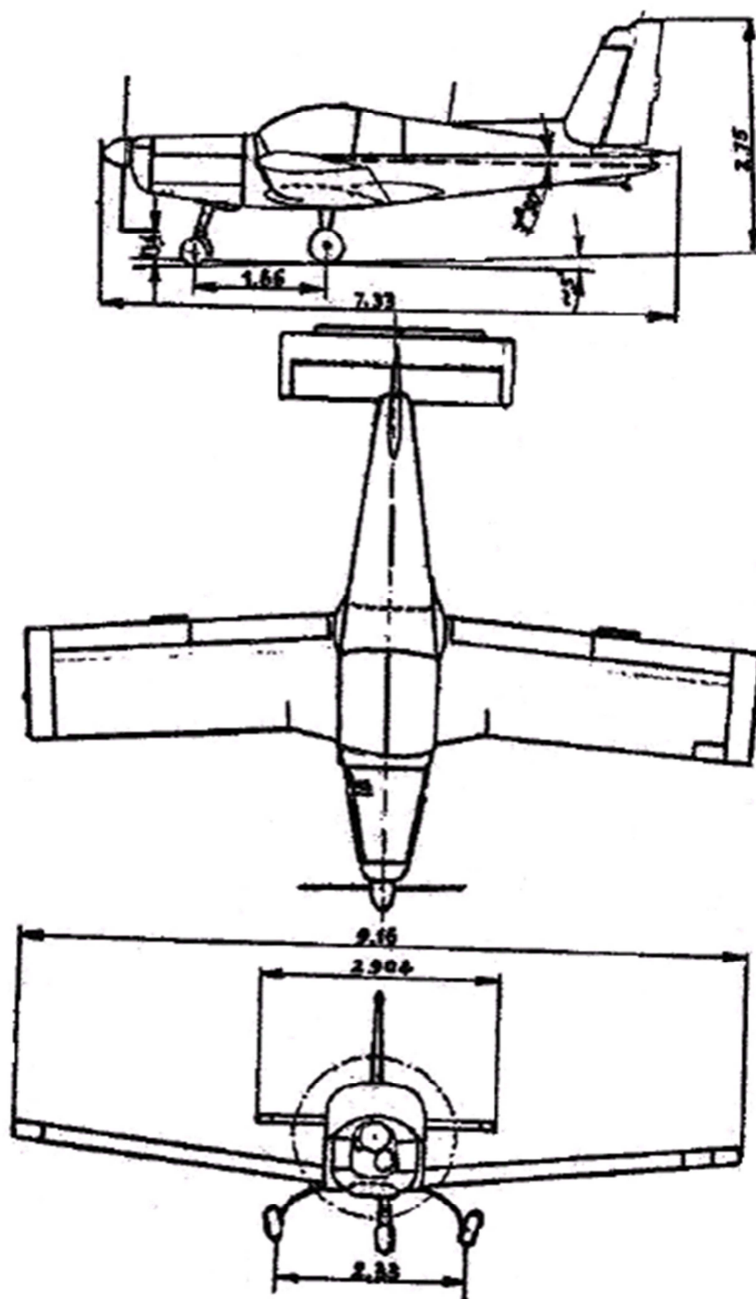
V_{SO} – prędkość przeciągnięcia lub prędkość minimalna w locie ustalonym w konfiguracji do lądowania;

V_{Si} – prędkość przeciągnięcia lub prędkość minimalna w locie ustalonym – dla danej konfiguracji.



Rozdział 1

1.4. Rysunek gabarytowy samolotu ZLIN-142



1 – 6



Rozdział 1

1.5. Opis techniczny

1.5.1. Charakterystyka ogólna

- a) Samolot Zlin-142 przeznaczony jest do szkolenia podstawowego i szkolenia wyższego stopnia oraz do szkolenia w akrobacji lotniczej do treningu. Może także służyć do wykonywania lotów nocnych i nawigacyjnych oraz do holowania szybowców, treningu w lotach wg przyrządów.
- b) Samolot Zlin-142 jest rozwinięciem wersji s-tu Zlin-42 M. Jest jednosilnikowym, dwumiejscowym dolnopłatem wolnonośnym. Zespół napędowy samolotu stanowi 6-cio cylindrowy, jednorzędowy, chłodzony powietrzem silnik wiszący typu M-337AK z przestawialnym hydraulicznie w locie śmigłem typu W-500A.

1.5.2. Kadłub

Kadłub posiada konstrukcję mieszaną. Centralna część kadłuba wykonana jest w postaci kratownicy spawanej z rur stalowych, a pokryta jest powłoką z laminatu szklanego. Część przednia kadłuba posiada pokrycie z blach duralowych, natomiast część tylna stanowi metalową konstrukcję półskorupową. Kabina załogi osłonięta jest wiatrochronem ze szkła organicznego, otwieranym przez przesunięcie do przodu. Wiatrochron posiada urządzenie umożliwiające jego blokowanie w dowolnym, częściowo otwartym położeniu oraz układ jego zrzutu w sytuacji awaryjnej. Siedzenia pilotów są umieszczone obok siebie, przy czym lewy fotel przeznaczony jest dla pierwszego pilota. Konstrukcja foteli dostosowana jest do użytkowania spadochronów plecowych, umożliwia poza tym ich przesawienie w cztery położenia w zależności od wzrostu i potrzeb pilotów. Za siedzeniami pilotów znajduje się półka na bagaż.

1.5.3. Skrzydło

Skrzydło jest konstrukcji całkowicie metalowej z dźwigarem głównym i pomocniczym, dzielone po obu stronach kadłuba. Obrys skrzydła prostokątny, a jego pokrycie wykonane jest z duralowych blach plasterowanych aluminium. Szczelinowe lotki i klapy o jednakowej długości są konstrukcji całkowicie metalowej.

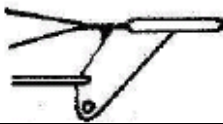


1.5.4. Usterzenie ogonowe

Wolnonośne, całkowicie metalowe. Pokrycie z blachy duralowej. Ster kierunku i stery wysokości są częściowo wyważone masowo i aerodynamicznie. Ster wysokości posiada klapkę odciążającą (fletner) oraz przestawialną w locie klapkę wyważającą (trymer). Ster kierunkowy posiada stałą klapkę wyważającą.

Uwagi:

1. Dźwignia napędowa klapki odciążającej steru wysokości posiada 2 otwory.
2. Istnieją dwie możliwości przyłączenia popychacza do klapki odciążającej.
3. Przy zmianie podłączenia ciagi należy wyregulować jej długość według „Opisu technicznego i instrukcji obsługi s-tu Z-142” części 4.3.

Sposób przyłączenia popychacza	Zakres wychyleń klapki odciążającej	Skutek	Zalecenia
	$30^\circ \pm 2^\circ$	Mniejsze siły od steru wysokości na drążku	Zalecane przy akrobacji
	$20^\circ \pm 2^\circ$	Większe siły od steru wysokości na drążku	Zalecane przy lotach szkolnych

1.5.5. Układ sterowania

Na samolocie zastosowano sterownice podwójne (zdwojone).

Układ sterownia obejmuje:

- podwójne sterownice: ręczne – steru wysokości i lotkami, nożne – steru kierunkowego i przedniego koła (sterownice sprzężone);
- sterownice klapką wyważającą steru wysokości;
- sterownice klap;
- wyważenie kierunkowe s-tu (kompensacja sił w sterownicy nożnej);
- sterownice silnikiem.

Sterownica ręczna posiada drążki sterowe, zaś sterownica nożna (pedały) wyposażona jest w dodatkowe pedały do niezależnego hamowania kół podwozia głównego. Obydwa drążki sterowe i pedały prawej sterownicy nożnej są demontowalne. Ster wysokości i lotki napędzane są popychaczami i linkami. Klapka wyważająca steru wysokości oraz urządzenie o kompensacji sił w sterownicy nożnej posiadają napęd mechaniczny. Sterownice silnikiem odbywa się przy pomocy cięgieł sterownia przepustnicą (ciągle gazu), dźwignią regulacji składu mieszanki i dźwignią włączenia sprężarki. Obroty nastawnego śmigła zmieniać można przy pomocy ciagi.



1.5.6. Podwozie

Trójkołowe. Składa się z podwozia głównego i sterowanego podwozia przedniego. Golenie podwozia głównego wykonane są z płaskowników ze stali sprężystej (resorowej) przymocowanych do dźwigarów centropłata. Koła podwozia głównego wyposażone są w hamulce tarczowe z samoczynną kompensacją luzów. Dodatkowe pedały sterowania hamulcami usytuowane są na pedałach sterownicy nożnej. Służą do hamowania każdego koła oddzielnie. Hamulec postojowy powoduje równoczesne zahamowanie obydwu kół podwozia głównego. Podwozie przednie posiada amortyzator oleo-pneumatyczny oraz tłumik drgań shimmy. Przednie koło można wychylać przy pomocy pedałów sterownicy nożnej.

1.5.7. Zespół napędowy

Czterosuwowy silnik tłokowy typu M-337AK, posiada sześć cylindrów w jednym rzędzie w układzie wiszącym, chłodzony powietrzem. Rozrząd zaworów poprzez wałek kułaczkowy zabudowany w pokrywach głowic cylindrów. Zasilanie silnika wtryskowe pod niskim ciśnieniem do przestrzeni przed zaworami ssącymi z doładowaniem sprężarkowym. Silnik bez reduktora, kierunek obrotu wału lewy. Przystosowany jest do pracy w lotach odwróconych (na plecach) i pełnej akrobacji. Silnik współpracuje z metalowym dwułopatowym i przestawialnym śmigłem typu V-500A. Stałe obroty śmigła utrzymywane są układem hydraulicznym.

1.5.8. Instalacja paliwowa i olejowa

1. Instalacja paliwowa

Główne zbiorniki paliwa umieszczone są w kesonie skrzydła. Pojemność zbiorników: 2 x 60 litrów. Dodatkowe zewnętrzne zbiorniki paliwa zabudowane są wewnątrz na końcach skrzydeł. Posiadają pojemność 2 x 50 litrów. Zbiorniczek rozchodowy zabezpieczający dopływ paliwa do silnika w lotach plecowych i akrobacyjnych o pojemności 5-ciu litrów usytuowany jest w dolnej części kadłuba (pod podłogą kabiny).

2. Instalacja olejowa

Zbiornik olejowy umieszczony jest w komorze silnikowej przed przegrodą przeciwpożarową.

3. Obydwie instalacje (olejowa i paliwowa) skonstruowane są w sposób umożliwiający wykonywanie lotów odwróconych (plecowych) oraz akrobacji



1.5.9. Wyposażenie

1. Instalacja elektryczna

Wykonana jest w układzie jedнопrzewodowym. Prądnica 28V/600W jest głównym źródłem energii elektrycznej, źródłem pomocniczym jest akumulator 24V/25Ah. Na kadłubie umieszczone jest gniazdo wtykowe umożliwiające użycie zewnętrznego źródła energii elektrycznej.

2. Instalacja przeciwpożarowa

- a. Instalacja przeciwpożarowa składa się z przegrody ogniowej oddzielającej komorę silnika od pozostałej części kadłuba oraz z gaśnicy uruchamianej z kabiny.
- b. Gaśnica silnikowa, włącza się w kabinie załogi.
- c. Gaśnica pokładowa umieszczona jest w kabinie załogi (dostarcza się na specjalne zamówienie odbiorcy).

3. Układ wentylacji i ogrzewania kabiny

Samolot wyposażony jest w regulowany układ wentylacji i ogrzewania kabiny.

4. Oświetlenie

Samolot wyposażony jest w oświetlenie do lotów nocnych:

- reflektor kołowania i lądowania,
- światła pozycyjne samolotu,
- oświetlenie przyrządów pokładowych i kabiny,
- lampa oświetlenia mapy i lampka przenośna,
- lampa błyskowa (migacz).

5. Radiostacja pokładowa nadawczo – odbiorcza oraz wyposażenie radio – nawigacyjne

Na oddzielne zamówienie nabywcy, samolot można wyposażyć w następujące radiourządzenia:

- a) radiostację pokładową nadawczo – odbiorczą wybranego typu,
- b) urządzenia radionawigacyjne wybranego typu.

6. Wyposażenie do holowania szybowców

Wyposażenie do holowania szybowców montuje się na oddzielne zamówienie nabywcy samolotu. Składa się ono z: zaczepu linowego, lusterka wstecznego i dźwigni sterowania zamkiem zaczepu. Dźwignia sterowania zamkiem zaczepu holowniczego znajduje się na półce między siedzeniami pilota. Maksymalny ciężar do startu holowanego szybowca 500 kG.



7. Podstawowe dane techniczne

1.6.1. Wymiary

Rozpiętość		9.160 m
Długość		7.330 m
Wysokość		2.750 m
Skrzydło:	cięciwa (stała)	1.420 m
	wznios	6°
	skos (do przodu)	4°20'
	średnia cięciwa aerodynamiczna	1.460 m /SCA/
	powierzchnia	13.15 m ²
Lotki	wychylenie w górę	21° ± 1°
	wychylenie w dół	17° ± 1°
	powierzchnia	1.408 m ²

1.6.4. Zespół napędowy

Silnik lotniczy M-337AK

Średnica cylindra	105 mm
Skok tłoka	115 mm
Całkowita objętość skokowa	5,97 litrów
Stopień sprężania	6,3 : 1
Kierunek obrotów	w lewo

Moce – obr/min – ciśnienie ładowania

Rodzaj mocy	Moc		Obr/min	Ciśnienie ładowania		Uwagi
	kW	KM		kPa	atm	
Moc startowa	154 ± 2%	210 ± 2,5%	2750 ± 30	118 ⁺¹ ₋₂	1,2 ^{+0,01} _{-0,02}	-
Moc nominala	125 ± 2%	170 ± 2,5%	2600 ± 3%	98±2	1,0 ± 0,02	-
Moc przelotowa I	103 ± 2%	140 ± 2,5%	2400 ± 3%	90±2	0,98 ± 0,02	1
Moc przelotowa II	110 maks.	150 maks.	2400 ± 3%	90±2	0,92 ± 0,02	2
Moc eksploatacji krótkotrwałej	132 ± 2%	180 ± 2,5%	2750 ± 30	100±2	1,02 ± 0,02	3



Objaśnienie:

- (1) Maksymalna, zalecana moc przelotowa na wysokości 0 m MAW sprężarka WYŁĄCZONA.
- (2) Maksymalna moc przelotowa na wysokości 1200 m MAW.
- (3) Krótkotrwała moc eksploatacyjna przy włączonej spężarce, ograniczona do maksimum 5-ciu minut.

Śmigło W-500A

Ilość łopat:	2	
Średnica śmigła	2000 mm	
Klapy:	schowane	0°
	wychylenie do startu	14° ±1°
	wychylenie do lądowania	37° ±4°
	powierzchnia 2 x 0,704 m ²	1,408 m ²
Usterzenie wysokości:		
	wychylenie steru w górę	31° ±1°
	wychylenie steru w dół	31° ±1°
	powierzchnia statecznika	1,230 m ²
	powierzchnia steru	1.360 m ²
	całkowita powierzchnia usterzenia wysokości	2,590 m ²
Usterzenie kierunku:		
	wychylenie steru w lewo	30° ±2°
	wychylenie steru w prawo	30° ±2°
	powierzchnia statecznika pionowego	0,540 m ²
	powierzchnia steru kierunkowego	0,810 m ²
	całkowita powierzchnia usterzenia kierunku	1,350 m ²
Podwozie:		
	rozstaw kół podwozia głównego	2,330 m
	odstęp kół podwozia głównego i przedniego	1,660 m
	ogumienie kół podwozia gł.	420 x 150 mm
	ogumienie koła przedniego	350 x 135 mm
	ciśnienie w pneumatyku kół głównych	1,9 kG/cm ² /190 ??
	ciśnienie w pneumatyku koła przedniego	2,5 kG/cm ² /250 ??

1.6.2. Obciążenie

KATEGORIA	O b c i ą ż e n i e					
	Na jednostkę powierzchni skrzydła		Na jednostkę mocy			
	N/m ²	kG/m ²	N/kW	kg/kW	N/KM	kg/KM
Akrobacyjna (A)	723	73,8	61,8	6,3	45,3	4,6
Normalna (N)	813	82,9	69,4	7,1	50,9	5,2

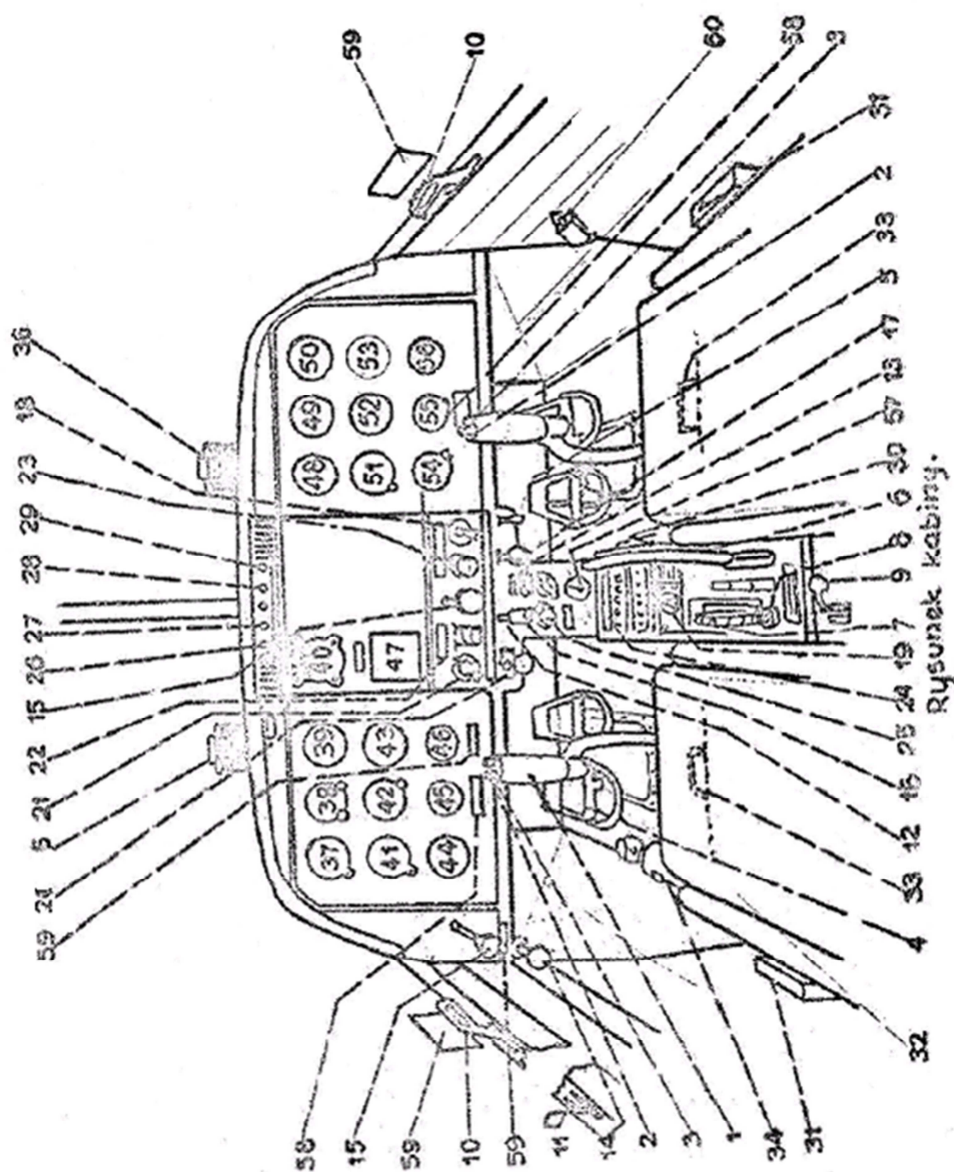


1.6.3. Masa i położenie środka masy samolotu pustego

Masa własna	730±3%	(22 kG)
Położenie środka masy s-tu	19% SCA ± 3%	

UWAGA!

Wszystkie dane masowe położenia środka masy samolotu są jednakowe dla wszystkich kategorii samolotu (A,N).



Rysunek kabiny.



1.7.1. Opis wyposażenia kabiny

1. Drażek sterowy
2. Przycisk nadajnika łączności radiowej UKF
3. Przycisk włączenia SPU (Intercom)
4. Pedał hamulcowy
5. Hamulec postojowy
6. Dźwignia sterowania klapami
7. Pokrętko sterowania trymerem steru wysokości
8. Pokrętko sterowania trymerem steru kierunkowego
9. Dźwignia otwarcia zamka zaczepu holowniczego
10. Dźwignia awaryjnego zrzutu wiatrochronu kabiny
11. Blokada wiatrochronu kabiny
12. Uchwyt włączenia gaśnicy p-poż.
13. Pompa zastrzykowa paliwa
14. Pompa ręczna paliwa
15. Dźwignia gazu
16. Dźwignia sterowania kątem nastawienia śmigła
17. Dźwignia włączenia sprężarki
18. Dźwignia sterowania składem mieszanki
19. Zawór paliwowy
20. Dźwignia regulacji wentylacji i ogrzewania kabiny
21. Przełącznik iskrowników
22. Wyłącznik główny sieci pokładowej
23. Przycisk rozrusznika
24. Wyłączniki obwodów elektrycznych
25. Pokrętko oprnika oświetlenia tablicy przyrządów
26. Lampka kontroli pracy prądnicy
27. Lampka kontroli pozostałości paliwa w zbiorniku lewym – prawym
28. Lampka kontrolna włączenia podgrzewu rurki Pitota
29. Przycisk kontroli sygnalizacji prędkości krytycznej podgrzewu
30. Bezpieczniki
31. Gniazdo wtykowe dla końcówek przewodu słuchawek hełmofonu
32. Siedzenie (fotel)
33. Dźwignia regulacji położenia fotela pilota
34. Gaśnica pokładowa
35. Kompas magnetyczny
36. Kompas magnetyczny (2)
37. Prędkościomierz
38. Sztuczny horyzont
39. Wariometr
40. Zegar czasowy
41. Wysokościomierz
42. Żyroskop (żyroskop – kierunku kursu)
43. Wskaźnik obrotów (obrotomierz)
44. Trójwskaźnikowy wskaźnik silnika
45. Termometr głowic cylindrów



46. Wskaźnik ciśnienia ładowania
47. Radiostacja
48. Prędkościomierz (2)
49. Zakrętomierz
50. Wariometr (2)
51. Wysokościomierz (2)
52. Paliwomierz (czteropółeniowy)
53. Obrotomierz (2)
54. Przeciężniomierz
55. Woltoamperowmierz
56. Wskaźnik ciśnienia ładowania Pk (2)
57. Manometr ciśnienia kontrolnego szczelności spoin dźwigara skrzydła
58. Tabela poprawek
59. Tabliczki użytkowania
60. Przycisk włączenia SPU (Intercom).

Uwaga!

Wyposażenie dostarczane na życzenie nabywcy.



Rozdział 2

OGRANICZENIA UŻYTKOWANIA

Spis treści

Strona

2.1. Ważność ograniczeń użytkownika	
2.2. Zakres użytkowania	
2.3. Dopuszczalna masa samolotu do startu i lądowania	
2.4. Maksymalna dopuszczalna masa użytkowa samolotu	
2.5. Położenie środka masy	
2.6. Zespół napędowy	
2.7. Kolorowe oznakowanie przyrządów kontroli silnika	
2.8. Paliwo	
2.9. Napełnianie zbiorników paliwowych	
2.10. Olej dla silnika	
2.11. Napełnianie zbiornika olejowego	
2.12. Dopuszczalne prędkości lotu	
2.13. Kolorowe oznakowanie prędkościomierza i przyspieszeniomierza	
2.14. Współczynniki obciążenia i obwiednia obciążeń manewrowych	
2.15. Figury akrobacji	
2.16. Dopuszczalny zakres temperatur powietrza otaczającego	
2.17. Największe dopuszczalne składowe wiatru przy startie i lądowaniu	
2.18. Loty w warunkach oblodzenia	
2.19. Hamowanie kół podwozia	
2.20. Minimalna liczba załogi	
2.21. Palenie tytoniu	
2.22. Minimalne ciśnienie azotu w dźwigarze centropłata	
2.23. Kolorowe oznakowanie manometru ciśnienia azotu w dźwigarze centropłata	
2.24. Kołowanie	
2.25. Tabliczki informacyjne	
2.26. Wykres do wyznaczania dopuszczalnych składowych wiatru	



2. OGRANICZENIA UŻYTKOWANIA

2.1. Ważność ograniczeń użytkowania

- 2.1.1. Jeżeli nie podano inaczej, ograniczenia użytkowania zawarte w rozdziale 2 obowiązują dla wszystkich kategorii: akrobacyjnej, normalnej.
- 2.1.2. Ewentualne zmiany ograniczeń użytkowania zawartych w rozdziale 2 obowiązujące dla samolotu z dodatkowym wyposażeniem podane są w rozdziale 7 – U z u p e ł n i e n i a.

2.2. Zakres użytkowania

Samolot z wyposażeniem standardowym dopuszczony jest do:

- a/ lotów dziennych z widocznością ziemi /warunków VFR/,
b/ lotów nocnych wg warunków VFR.

2.3. Dopuszczalna masa samolotu do startu i lądowania

Kategoria	Dopuszczalna masa samolotu do startu /kG/	Dopuszczalna maksymalna masa samolotu do lądowania /kg/
Akrobacyjny „A”	970	970
Normalny „N”	1090	1050

Uwaga: Sposób sprawdzenia maksymalnej dopuszczalnej masy całkowitej samolotu do startu przedstawiony jest w rozdziale 6.

2.4. Maksymalny dopuszczalny ciężar użytkowy samolotu

Kategoria	Maksymalny dopuszczalny ciężar użytkowy
Akrobacyjny „A”	240
Szkolny „S”	290
Normalny „N”	360

Uwaga: maksymalny dopuszczalny użytkowy:

1. Kabina załogi 2 x 100 kG
2. Bagażnik 20 kG / tylko w kategorii „normalnej”/
3. Maksymalny dopuszczalny całkowity ciężar użytkowy /1+2/ 220 kG /tylko w kategorii „normalnej”/

Przypomnienie: Sposób sprawdzania dopuszczalnego ciężaru użytkowego przedstawiony jest w rozdziale 8.

/x/ W kabinie załogi zezwala się także wykorzystywać inną wersję dopuszczalnego ciężaru do maksymalnego obciążenia 200 kG.



2.5. Położenie środka ciężkości

Dopuszczalny zakres położenia środka ciężkości	% SCA
położenie - przednie	20
położenie - tylne	26

Uwaga:

1. Zakresy dopuszczalnego położenia środka ciężkości w eksploatacji dotyczą samolotów w kategorii: akrobacyjnej /A/, szkolnej /S/ i normalnej /N/.
2. Sposób sprawdzania położenia środka ciężkości omówiony jest w rozdziale 8.

2.6. ZESPÓŁ NAPĘDOWY

2.6.1. Ograniczenia obrotów silnika i śmigła

Zakres obrotów	Obr/min	Ciśnienie ładowania		Ograniczenie czasu	Sprężarka
		kPa	Atm.		
Maksymalne startowe	2750 ± 30	118	1,2	Max. 5 minut	włączona
Maksymalne trwałe	2600 ± 3%	100	1,02	Nieograniczony	włączona
Maksymalne dopuszczalne obroty	2860	83	0,85	30 sekund	włączona
Maksymalne chwilowe obroty	3025	100	1,02	1 sekunda	wyłączona
Krótkotrwałe dopuszczalne obroty	2750 + 30	100	1,02	max. 5 minut	wyłączona

Uwaga:

W sytuacji awaryjnej dopuszcza się stosowanie mocy startowej przez 10 minut przy czym muszą być spełnione następujące warunki:

1. Parametry robocze silnika nie mogą przekraczać największych dopuszczalnych wartości eksploatacyjnych, zgodnie z Instrukcją użytkownika w locie.
2. Przedłużone użycie mocy startowej musi być wpisane do książki silnika.
3. Ustawienie składu mieszanki dla mocy maksymalnej startowej i eksploatacyjnej według tab. 4.3.2.



2.6.2. Posługiwanie się sprężarką

1. Przy długotrwałej pracy sprężarki, należy przestrzegać ciśnienia ładowania w zakresie wartości przewidzianej dla danych warunków lotu.
2. W lotach akrobacyjnych dopuszcza się włączenia sprężarki jedynie przy zachowaniu warunku maksymalnych parametrów dopuszczalnych dla długotrwałej pracy silnika to jest 100 kPa (1,02 atm) i 2600 obr/min.

2.7. Kolorowe oznakowanie przyrządów kontroli pracy silnika

Nazwa przyrządu		Jednostki	Czerwona kreska (promień)		Żółty łuk	Zielony łuk
Wskaźnik obrotów	LUN 1341.2-8	obr/min	500	3025	2680-2860	500-2680
	LUN 1345.2-8					
	LUN 1341.23-8					
Wskaźnik ciśnienia ładowania		kPa	-	118	98-118	39-98
		at	-	1,2	1,0-1,2	0,4-1,0
Wskaźnik temperatury oleju		°C	25	85	25-40 80-85	40-80
Wskaźnik temperatury głowic cylindrów		°C	70	210 (x)	70-140 185-210 (x)	140-185
Wskaźnik ciśnienia paliwa		kPa	10	50	10-30 40-50	30-40
		kG/cm ²	0,1	0,5	0,1-0,3 0,4-0,5	0,3-0,4
Wskaźnik ciśnienia oleju		kPa	120	450	120-350 400-450	350-400
		kG/cm ²	1,2	4,5	1,2-3,5 4,0-4,5	3,5-4,0
Znaczenie kolorowych oznaczeń na przyrządzie			Wartości graniczne		Zakresy wymagające wzmożonej uwagi	Zakres nominalnej eksploatacji

Uwaga:

(x) Dopuszczalna maksymalna temperatura głowic cylindrów 210 °C tylko przy starcie w czasie max. 5 min.

2.8. PALIWO

Nieetylizowana benzyna lotnicza o liczbie oktanowej min. 78 lub stosowane innej benzyny lotniczej.



Ograniczenie:

- (1) Przy stosowaniu benzyny lotniczej etylizowanej nie może ona zawierać czteroetylku ołowiu więcej niż 0,06% (objętości).
- (2) Płyn etylowy nie może zawierać bromu i organicznych cząstek chloru.

Zalecenie:

- (1) Zaleca się stosowanie paliw o następujących oznaczeniach:
LBZ 78,
SHELL 80, ESSO 80/czteroet. ołowiu max. 0,06% objet./ BP 100 L wg MIL-5572, Grade 100/130 /czteroetylku ołowiu max. 0,06% objet./ AVGS 100 L(St. 100/130)
- (2) Przy eksploatacji samolotu w warunkach tropikalnych przy temperaturze otaczającego powietrza powyżej 30° C, zaleca się stosowanie paliw lotniczych o minimalnej liczbie oktanowej 80.

2.9. Napełnianie zbiorników paliwowych

Wyszczególnienie	K a t e g o r i a	
	Akrobacyjna „A”	Normalna „N”
Główne zbiorniki paliwa.	2 x 60 litrów	2 x 60 litrów
Rozchodowy (do akrobacji) zbiornik paliwa.	5 litrów	5 litrów
Dodatkowe zewnętrzne zbiorniki paliwa	-	2 x 50 litrów
Ogółem	125 litrów	225 litrów
Niezużywalna ilość paliwa	3 litry	5 litrów
Zużywalna ilość paliwa	122 litry	220 litrów

2.10. Olej dla silnika

Ograniczenie: pozostałość po koksowaniu nie może przekraczać 0,4%.

Zalecenie: Do docierania (max. do 50 godz.) zaleca się stosowanie oleju mineralnego np.: AERO SHELL 100 lub równoważnego.

Podczas eksploatacji po dotarciu zaleca się olej dyspersyjny bezpopiołowy:

AERO SHELL W 100 lub równoważny w klimacie umiarkowanym.

AERO SHELL W 120 lub równoważny w klimacie tropikalnym.

AERO SHELL W 80 resp. AERO SHELL W 65 lub równoważny podczas eksploatacji zimowej w klimacie polarnym.

Wyjaśnienie: DO DOCIERANIA I EKSPLOATACJI W KRAJU DOPUSZCZA SIĘ OLEJ MS-20 GOST 21 743-76.



Uwaga: PODCZAS EKSPLOATACJI SILNIKA DŁUŻEJ NIŻ 50 GODZ. NA OLEJU MINERALNYM NIE WOLNO JUŻ UŻYĆ OLEJU DETERGENTOWEGO I DYSERSYJNEGO BEZ WYKONANIA DEKARBONIZACJI I DOKŁADNEGO PRZEPŁUKANIA SILNIKA.

2.11. Napełnianie zbiornika olejem

Maksymalna (największa) ilość oleju w zbiorniku	12 l
Napełnienie zbiornika do lotów akrobacyjnych	9 l
Najmniejsza (minimalna) ilość oleju w zbiorniku do lotu	7 l

2.12. DOPUSZCZALNE PRĘDKOŚCI LOTU

Prędkość	Oznaczenie	K a t e g o r i a			
		Akrobacyjna (A) Użytkowa (U)		Normalna (N)	
		IAS km/h	CAS km/h	IAS km/h	CAS km/h
Maksymalna nieprzekraczalna prędkość lotu	V_{NE}	333	315	332	315
Maksymalna dopuszczalna prędkość lotu w normalnej eksploatacji	V_{NO}	273	260	272	260
Obliczeniowa prędkość manewrowa	V(A)	284	270	235	227
	A(U)	264	252		
Największa dopuszczalna prędkość lotu z wychylonymi klapami	V_{FE}	189	185	188	185

*/ Treningowa (U)

2.13. Kolorowe oznakowanie prędkościomierza i przyspieszeniomierza

Nazwa przyrządu	Czerwona kreska promieniowa	Żółty łuk	Zielony łuk	Biały łuk
Prędkościomierz km/h IAS	333	273 - 333	103 - 273	88 - 189
Przyspieszeniomierz	-3,5; +6	-	-3,5; +6	-
Znaczenie kolorowych oznakowań na przyrządzie	Wartości graniczne	Zakres wzmożonej uwagi	normalny	Z wypuszczonymi klapami
			Zakresy użytkowe	

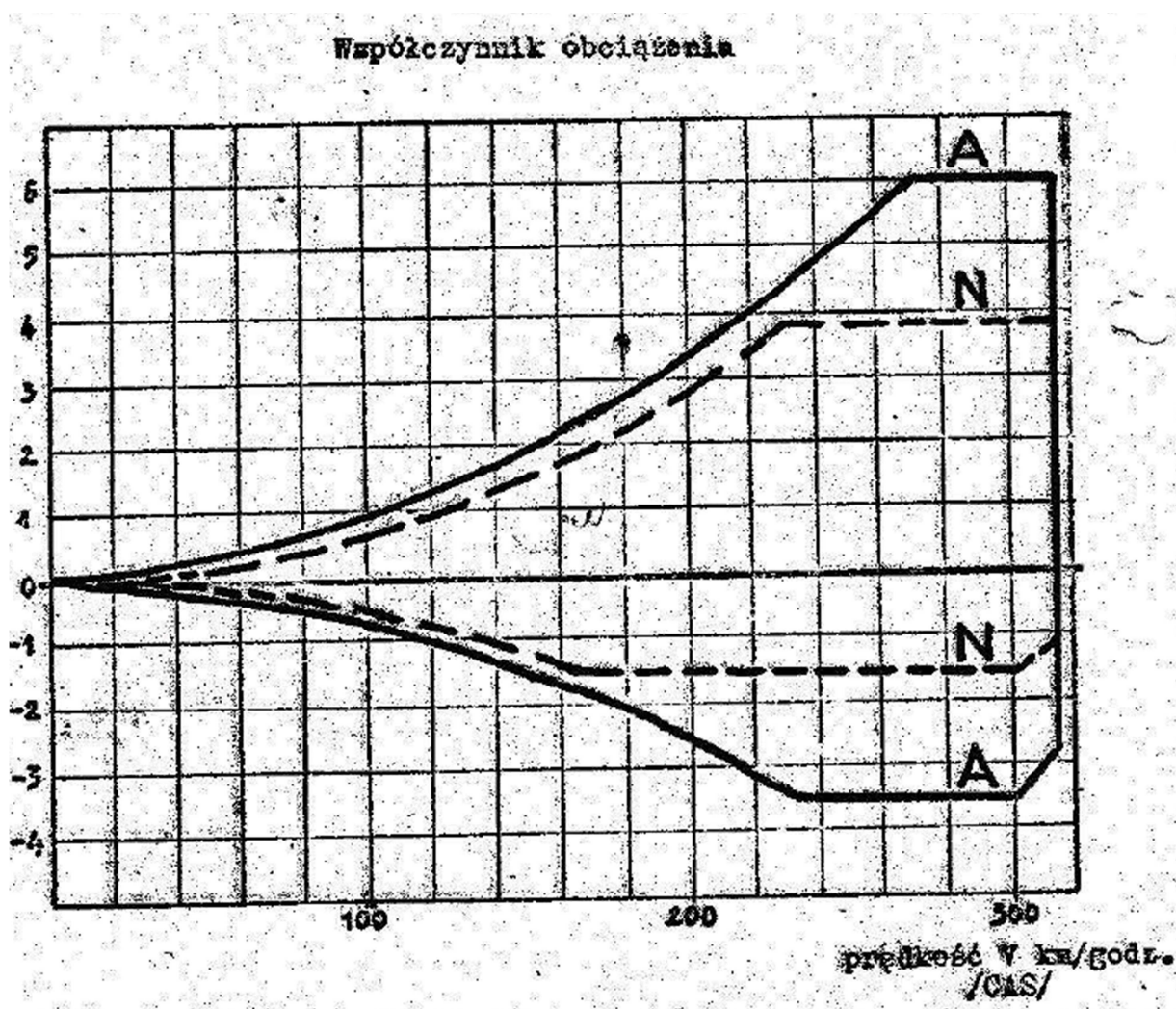


2.14. Współczynniki obciążenia i krzywa wyrwania

2.14.1. Współczynnik obciążenia:

Kategoria	Współczynnik obciążenia	
	+	-
Akrobacyjna „A”	6	3,5
Normalna „N”	3,8	1,5

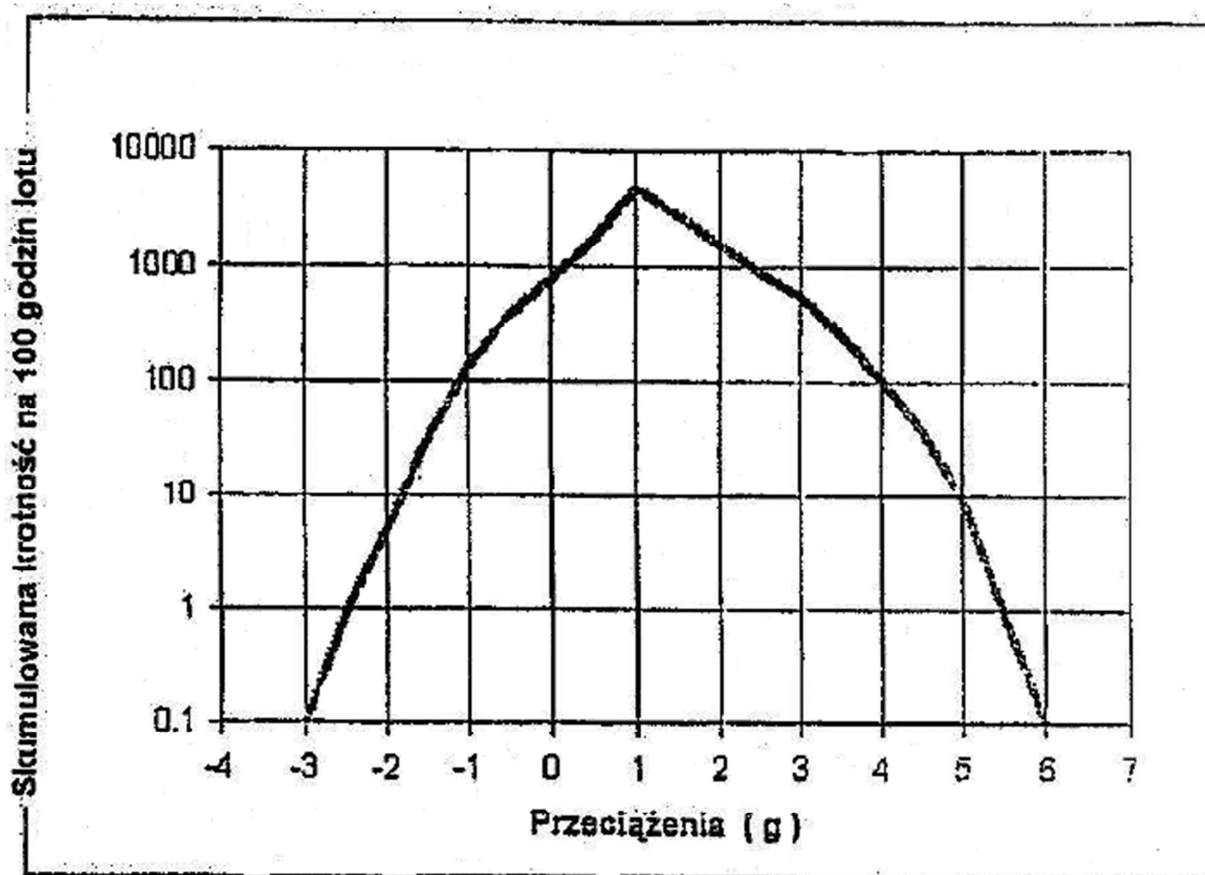
2.14.2. Obwiednia obciążeń manewrowych



Objaśnienie: _____ „A” – kategoria akrobacyjna
_____ „N” – kategoria normalna



2.14.3. Widmo obciążenia CAA-FAA



Przeciążenia (g)	Skumulowana krotność na 100 godzin lotu
-3	0,1
-2,5	1
-2	5
-1,5	33
-1	140
-0,5	383
0	784
0,5	1740
1	4790
1,5	2841
2	1586
2,5	884
3	557
3,5	275
4	114
4,5	40
5	10
5,5	1
6	0,1



CELOWO NIEZAPISANA STRONA



2.15. FIGURY AKROBACJI

2.15.1. Kategoria akrobacyjna (A) i Użytkowa (U)

Dla kategorii akrobacyjnej jest dozwolone wykonywanie niżej wymienionych manewrów i figu akrobacji.

Dla kategorii użytkowej są dozwolone jedynie figury akrobacji 1,2,4,10.

Lp.	Nazwa	Zalecane prędkości wprowadzenia w km/h IAS
1.	Zakręt głęboki – kategoria A (przechylenie bez ograniczeń) - Kategoria U (przechylenie większe niż 60°, max. 90°)	min. 180
2.	Zwrot bojowy	min. 220
3.	Pętla	min. 240
4.	Leżąca ósemka	min. 1805
5.	Zawrót	min. 250
6.	Wywrót	min. 150
7.	Przewrót	min. 180
8.	Beczka sterowana	min. 180
9.	Strome przeciągnięcie (ślizg na ogon)	min. 180
10.	Korkociąg	110
11.	Lot odwrócony /plecowy/	min. 200
12.	Wiraz odwrócony /na plecach/	min. 200
13.	Pętla odwrócona z lotu normalnego	min. 110
14.	Pętla odwrócona z lotu plecowego	min. 260
15.	Korkociąg odwrócony /plecowy/	140

Ostrzeżenie:

Powyższe figur akrobacji mogą być wykonywane z załogą 1-osobową jak i 2-osobową w dowolnej kolejności i różnych kombinacjach pod warunkiem zachowania następujących ograniczeń:

1. Masa oraz położenie środka ciężkości – punkt 2.3 – 2.5.
2. Ograniczenia dotyczące zespołu napędowego – punkt 2.6 – 2.7.
3. Ograniczenia prędkości lotu, współczynników obciążenia oraz ograniczenia wynikające z krzywej wyrwania /punkty 2.12 i 2.14/.
4. Lot odwrócony (plecowy) max. 1 minuta 30 sekund w kategorii akrobacyjnej. W kategorii użytkowej lot odrócony i umyślny lot z przeciążeniem ujemnym jest ZABRONIONY.
5. Korkociąg -
 - a) dopuszczalna ilość zwitek korkociągu: max.6
 - b) umyślne wykonanie korkociągu z wychylonymi klapami jest ZABRONIONE
 - c) umyślne wykonanie korkociągu z mocą silnika jest ZABRONIONE.
6. Szybkie beczki są ZABRONIONE.



7. Wykonanie figur akrobacji ZABRANIA się:

- z benzyną w dodatkowych zbiornikach (doczepnych) paliwa
- z bagażem w bagażniku samolotu.

2.15.2. Kategoria normalna (N)

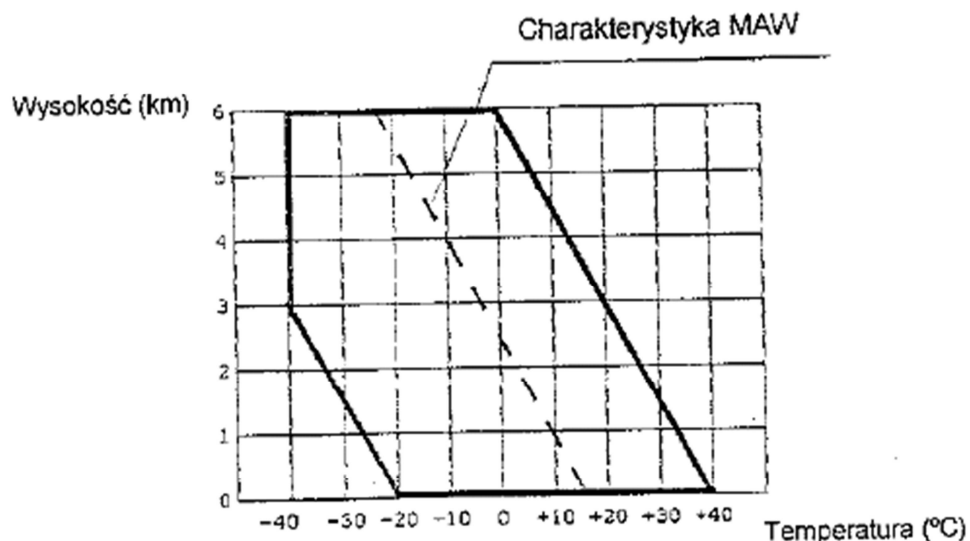
a/ W kategorii normalnej (masa całkowita powyżej 1020 kg lub samolotu z benzyną w dodatkowych (doczepnych) zbiornikach paliwa) wykonywanie wszelkich figur akrobacji lotniczej, włącznie z zamierzonym korkociągiem i umyślnym przepadnięciem jest ZABRONIONE!!!

b/ W kategorii normalnej (N) dopuszczone jest wykonywanie następujących manewrów:

L.p.	Nazwa	Zalecana prędkość wprowadzenia km/godz. IAS
1.	Zakręt głęboki (przechylenie maksimum (60°))	min. 190
2.	Zwrot bojowy (wiraż z nabieraniem wysokości)	min. 220
3.	Ślizg	140

2.16. DOPUSZCZALNA TEMPERATURA OTACZAJĄCEGO POWIETRZA

Zakres dopuszczalnych temperatur otaczającego powietrza podczas użytkowania samolotu Z 142 ograniczony jest powierzchnią poniższego wykresu



2.17. NAJWIĘKSZE DOPUSZCZALNE SKŁADOWE PRĘDKOŚCI WIATRU

Przy starcie i lądowaniu dopuszczalna prędkość wiatru nie większa niż 18 m/sek, a składowa prostopadła do osi pasa startowego nie większa niż 10 m/sek.

Zalecenie:

Składowe prędkości wiatru zaleca się określać wg wykresu – punkt 2.26.

2.18. LOTY W WARUNKACH OBLODZENIA

Loty przy występowaniu oblodzenia są ZABRONIONE.

2.19. HAMOWANIE KÓŁ PODWOZIA

Maksymalna początkowa prędkość przy której dozwolone jest hamowanie wynosi 100 km/godz.

2.20. MINIMALNA LICZBA ZAŁOGI

2.20.1. Minimalną załogę samolotu stanowi jeden pilot.

2.20.2. Maksymalna ilość miejsc dla pasażerów – jedno miejsce /prawy fotel/.

2.21. PALENIE TYTONIU

Na pokładzie samolotu ZLIN-142 palenie tytoniu jest ZABRONIONE.

2.22. MINIMALNE CIŚNIENIE AZOTU W DŹWIGARZE SKRZYDŁA.

Minimalna dopuszczalna wartość ciśnienia azotu w dolnym pasie dźwigara centropłata skrzydła wynosi 150 kPa /1,5 atm/.

Ostrzeżenie:

1/ Przy spadku ciśnienia azotu poniżej podanej wartości należy wstrzymać dalsze użytkowanie samolotu.

2/ Jeśli podczas lotu ciśnienie spadnie poniżej podanej wartości, to należy niezwłocznie wylądować na najbliższym lotnisku, starając się w miarę możliwości uniknąć przeciążenia konstrukcji nośnej samolotu.



3.23. KOŁOROWE OZNAKOWANIE MANOMETRU CIŚNIENIA AZOTU W DŹWIGARZE CENTROPLATA

Barwa oznaczenia	Znaczenie oznakowania	kPa	Kms/cm ²
Czerwona kreska promieniowa	Ciśnienie minimalne	150	1,5
Zielony łuk	Zakres eksploatacyjny	150 – 250	1,5 – 2,5

2.25.1. KOŁOWANIE

W czasie kołowania klapy powinny znajdować się w położeniu „ZAMKNIĘTE”.

2.25. TABLICZKI INFORMACYJNE

W kabinie samolotu znajdują się następujące tabliczki informacyjne:



2.25.1. OGRANICZENIA, ZAKAZY I OSTRZEŻENIA.

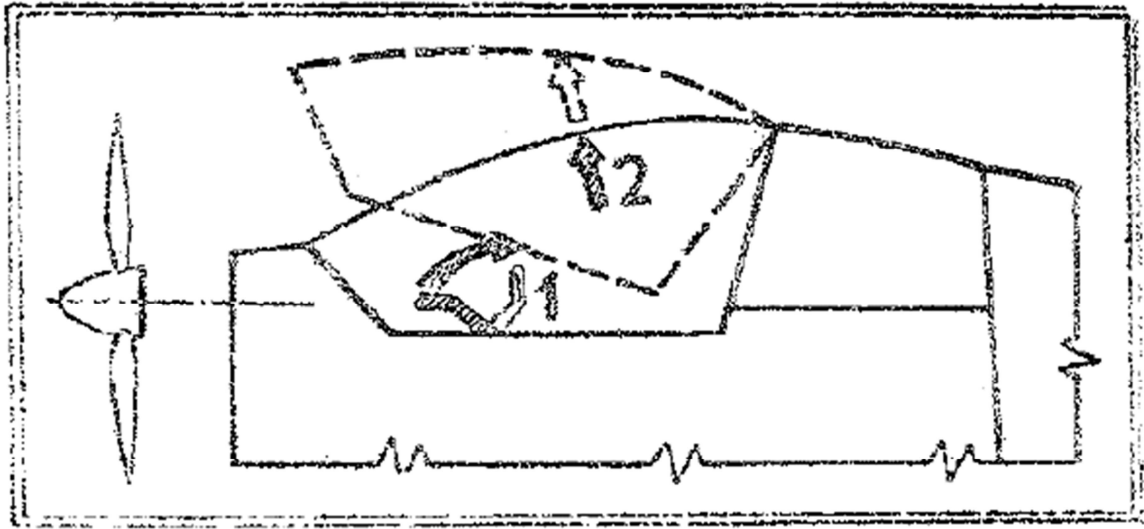
JEŻELI NIE PODANO INACZEJ TABLICZKI INFORMACYJNE UMIESZCZONE NA TYM SAMOLOCIE ZAWIERAJĄ OGRANICZENIA UŻYTKOWANIA, KTÓRYCH NALEŻY PRZESTRZEGAĆ PRZY EKSPLOATACJI TEGO SAMOLOTU W WERSJI AKROBACYJNEJ. INNE OGRANICZENIA UŻYTKOWNIKA, KTÓRE NALEŻY PRZESTRZEGAĆ PRZY EKSPLOATACJI TEGO SAMOLOTU W WERSJI AKROBACYJNEJ LUB W WERSJI NORMALNEJ PODANE SĄ W INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE”	DOZWOLONE FIGURY AKROBACJI ORAZ ZALECANE PRĘDKOŚCI WPROWADZENIA IAS: km/godz PĘTLA MIN. 240 ZAWRÓT /IMELMAN/ MIN. 250 WYWRÓT MAKS.150 PRZEWROT MIN. 180 BECZKA MIN. 180 KORKOCIĄG – MAX. 6 ZWITEK 110
OBLICZENIOWA PRĘDKOŚĆ MANEWRÓWA V_A IAS km/godz. GWAŁTOWNE /BRUTALNE/ WYKONYWANIE FIGUR - ZABRONIONE	
ZABRANIA SIĘ UMYŚLNEGO WYKONYWANIA KORKOCIĄGU Z WYPUSZCZONYMI KŁAPAMI WYPROWADZENIE Z KORKOCIĄGU: 1. Orczyk /NOGA/ - PEŁNE WYCHYLENIE W STRONĘ PRZECIWNĄ DO OBROTÓW. 2. DRAŻEK STEROWY - „OD SIEBIE”	
LOTY DOZWOLONE TYLKO W WARUNKACH VFR W DZIEŃ, JEŻELI NIE WYSTĘPUJĄ WARUNKI OBLODZENIA.	

Uwaga!

Tabliczki informacyjne Nr 1 i 2 są umieszczone w kabinie w polu widzenia pilota.



3. AWARYJNY ZRZUT KABINY



Objaśnienie:

Tabliczki informacyjne Nr 3 umieszczone są na lewej i prawej burcie /stronie/ kabiny obok dźwigni awaryjnego zrzutu osłony kabiny.

KOLEJNOŚĆ CZYNNOŚCI AWARYJNEGO ZRZUTU OSŁONY KABINY

1. Pociągnąć „na siebie” lewą lub prawą dźwignię awaryjnego zrzutu osłony umieszczonych na burtach kabiny /dla zwolnienia zawiasu osłony kabiny/.
2. Nacisnąć osłonę kabiny ku górze i zrzucić.

WYKONYWANIE FIGUR AKROBACJI Z BAGAŻEM - ZABRONIONE

Objaśnienie:

Tabliczka informacyjna Nr4 umieszczona jest we wnęce bagażnika.

BLOKOWANIE OSŁONY KABINY

Objaśnienie:

Tabliczka informacyjna Nr 5 umieszczona jest obok dźwigni sterowania blokowaniem /zabezpieczeniem osłony kabiny w położeniu otwartym, na stoisku/.



2.25.2. Elementy sterowania

1.. WYWAŻENIE PODŁUŻNE

SAMOLOT CIĘŻKI NA ŁEB NA OGON

2.. WYWAŻENIE KIERUNKOWE

WYWAŻENIE KIERUNKOWE

Objaśnienie:

Tabliczki informacyjne Nr 1 i 2 umieszczone są obok pokręteł

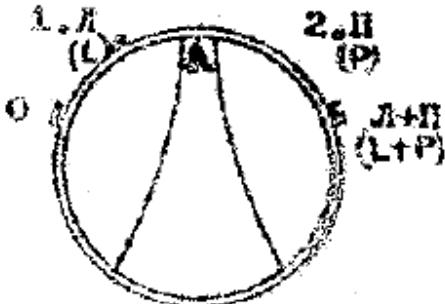
3. KLAPY

KLAPY SCHOWANE	KLAPY – DO STARTU	KLAPY – DO LĄDOWANIA
----------------	-------------------	-------------------------

Objaśnienie:

Tabliczka informacyjna Nr3 umieszczona jest okok dźwigni sterowania klapami i wskazuje aktualne położenie klap.

4. WIELOPOŁOŻENIOWY ZAWÓR PALIWA

	ZBIORNIKI PALIWA	
	GŁÓWNY LEWY	
	AKROB.	60 l.
	DODATKOWY LEWY	50 l.
	GŁÓWNY PRAWY	
	DODATKOWY PRAWY	50 l.

Objaśnienie:

1. Dodatkowe zbiorniki paliwa połączone są z głównymi zbiornikami paliwa.
2. Położenia wielopozycyjnego zaworu paliwa:
 - 1.L – dopływ paliwa z głównego lewego i dodatkowego lewego zbiornika
 - 2.P – dopływ paliwa z głównego prawego i dodatkowego prawego zbiornika
 - L+P – dopływ paliwa z wszystkich zbiorników
 - 0 – dopływ paliwa zamknięty.



U w a g a:

Tabliczka objaśniająca nr 4 umieszczona jest wkoło pokrętła wielopołożeniowego zaworu paliwa.

5.

RĘCZNA POMPA PALIWA

U w a g a:

Tabliczka informacyjna Nr 5 umieszczona jest obok uchwytu tłoczka ręcznej pompy paliwowej.

6.

POMPKA ZASTRZYKOWA

U w a g a:

Tabliczka informacyjna Nr 6 umieszczona jest przy uchwycie pompki zastrzykowej.

7.

ROZRUSZNIK	MIESZANKA
+	-

U w a g a:

Tabliczka informacyjna Nr 7 umieszczona jest przy przycisku rozrusznika i pokrętła regulatora składu mieszanki paliwa („+” bogata, „-”, uboga”).

8.

GASZENIE CIĄGNAĆ

U w a g a:

Tabliczka informacyjna Nr 8 znajduje się obok uchwytu uruchomienia instalacji przeciwpożarowej silnika.



9.

KONTROLA CIŚNIENIA DŹWIGARA, NAPEŁNIONE AZOTEM

U w a g a:

Tabliczka informacyjna Nr 9 znajduje się przy zaworze zapewniania układu kontrolnego dźwigara centropłata sprężonym azotem.

10.

PRĄDNICA	„L”	POZOSTAŁOŚĆ PALIWA	„P”	KONTROLA PALIWA
----------	-----	-----------------------	-----	-----------------

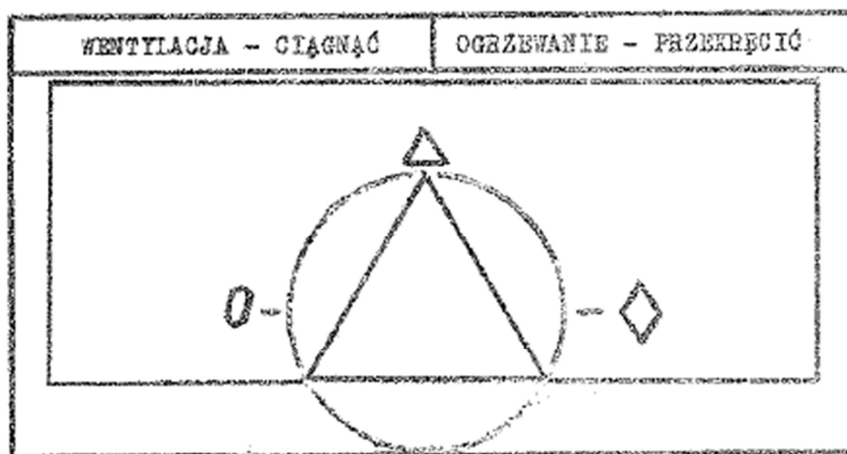
U w a g a:

Przy włączeniu się (zapaleniu lampki) sygnalizacji pozostałości ostatku paliwa (pozostały czas lotu około 5 minut) należy pokrętelem zaworu paliwa przełączyć zasilanie s-ka na drugi zbiornik paliwowy.

O b j a ś n i e n i e:

Tabliczka informacyjna Nr 10 umieszczona jest na tablicy przyrządów blisko przycisku kontrolnego sygnalizacji.

11. WENTYLACJA I OGRZEWANIE KABINY



U w a g a:

Tabliczka informacyjna Nr 11 umieszczona jest obok uchwyty (dźwigni) sterowania wentylacją i ogrzewaniem kabiny.



INSTRUKCJA POSŁUGIWANIA SIĘ WENTYLACJĄ:

Ciągnąć dźwignię zwiększa się nadmuch świeżego powietrza z przodu, na przednią część oszklenia osłony kabiny. W położeniu „ciągnąć” świeże powietrze skierowane jest także obok głowy pilota.

O G R Z E W A N I E

Działanie wg położenia strzałki na ręczce dźwigni sterowania.

Nr poz	Położenie strzałki	Symbol na tabliczce	Działanie ogrzewania
1.	w lewo	0	ZAMKNIĘTE
2.	w górę	^	Przednia część oszklenia osłony kabiny.
3.	w prawo	^~	Przednia część oszklenia osłony kabiny i miejsce dla nóg.
4.	w dół		Miejsce na nogi.

12.

OBROTY ŚMIGŁA NACISKAĆ DO MAX.

Uwaga:

Tabliczka informacyjna Nr 12 umieszczona jest obok sterowania śmigłem.

NACISNAĆ – kąt nastawienia łopat śmigła zmniejsza się (obroty śmigła zwiększają się).

CIĄGNAĆ – kąt nastawienia łopat śmigła zwiększa się (obroty śmigła zmniejszają się).

13.

SPRĘŻARKA DLA WŁĄCZENIA - NACISNAĆ

Uwaga:

Tabliczka informacyjna Nr 13 umieszczona jest obok, sterowania sprężarką.

POŁOŻENIA: WŁĄCZONE (NACISNAĆ)



14.

HAMULEC POSTOJOWY DLA WŁĄCZENIA - CIĄGNAĆ
--

Uwaga:

Tabliczka informacyjna Nr 14 umieszczona jest obok ciągła włączenia hamulca postojowego.

POŁOŻENIA: WŁĄCZONE (CIĄGNAĆ)
WYŁĄCZONE (NACISNAĆ)

(15)

REFLEKTOR LĄDOWANIA	REFLEKTOR KOŁOWANIA	LAMPA BŁYSKOWA	OŚWIETLENIE		PRZETWORNICA
------------------------	------------------------	-------------------	-------------	--	--------------

AKUMU -LATOR	PRĄDNIC A	ROZRUSZ NIK	RADIO	PRZYRZ ĄDY POKŁAD OWE	RADIOK OMPAS	PODGRZEW PITOTA
-----------------	--------------	----------------	-------	--------------------------------	-----------------	--------------------

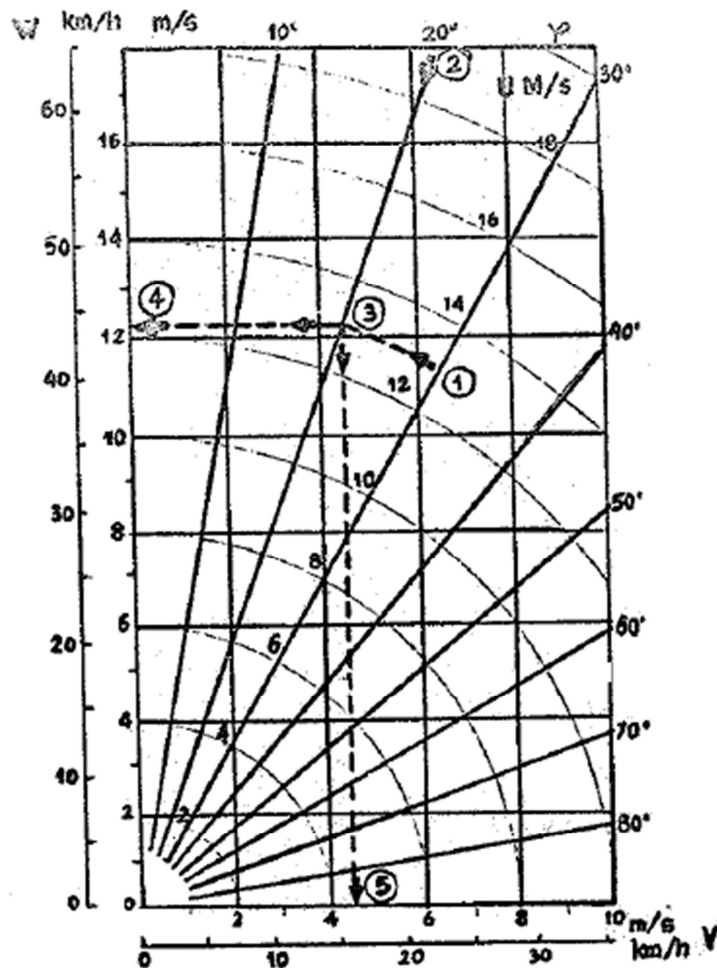
Uwaga:

Tabliczka informacyjna nr (15) umieszczona jest na półce pomiędzy siedzeniami pilota naprzeciw przełączników odnośnych obwodów elektrycznych.

Rzeczywiste rozmieszczenie przełączników zależy od rzeczywistego wyposażenia samolotu.



2.26. WYKRES DO WYZNACZANIA DOPUSZCZALNYCH SKŁADOWYCH PRĘDKOŚCI WIATRU



Objaśnienia: - kąt zawarty między kierunkiem wiatru a kierunkiem startu (lądowania),
 u - prędkość wiatru,
 V - składowa prędkości wiatru prostopadła do kierunku startu (lądowania),
 W - składowa prędkość wiatru równoległa do kierunku startu (lądowania).

Przykład: (przedstawiony na wykresie linią przerywaną).

1. Prędkość wiatru U = 13 m/sek
2. Kąt = 20° punkt A na wykresie

- Dopuszczalne składowe prędkości wiatru odczytane na osiach współrzędnych wykresu

W = 12,2 m/sek równoległe do kierunku startu (lądowania)

V = 4,5 m/sek prostopadłe do kierunku startu (lądowania)



3.. KOLEJNOŚĆ CZYNNOŚCI W SYTUACJACH AWARYJNYCH

Spis treści rozdziału 3

- 3.1. Pożar silnika lub instalacji paliwowej podczas lotu
- 3.2. Przymusowe opuszczenie samolotu w locie
- 3.3. Spadek ciśnienia azotu w pasie głównego dźwigara centroplata
- 3.4. Przepalenie się kolektora wylotowego spalin
- 3.5. Uszkodzenie instalacji elektrycznej
- 3.6. Uszkodzenie sygnalizacji przeciągnięcia
- 3.7. Uszkodzenie przyrządów



3. KOLEJNOŚĆ CZYNNOŚCI W SYTUACJACH AWARYJNYCH

3.1. POŻAR SILNIKA LUB INSTALACJI PALIWOWEJ SAMOŁOTU PODCZAS LOTU

1. Wielopołożeniowy zawór paliwa – zamknąć.
2. Przepustnica – dać pełny gaz.
3. Główny wyłącznik instalacji elektrycznej – wyłączyć.
4. Gaśnica – uruchomić (przy pożarze silnika).
5. Iskrowniki – wyłączyć (po zatrzymaniu się silnika).
6. Prędkość lotu ślizgowego – ustalić na minimum 140 km/h.
7. Jeżeli pożar nie został ugaszony, wykonać ślizgi w lewo lub w prawo lub zwiększyć prędkość lotu ślizgowego.
8. Po ugaszeniu pożaru wykonać „Lądowanie Awaryjne”.

Ostrzeżenie:

1. Po ugaszeniu pożaru nie uruchamiać silnika !
2. Jeżeli nie udało się ugasić pożaru na bezpiecznej wysokości, samolot należy opuścić przy pomocy spadochronu.
3. Punkty 1 + 3 wykonać także w przypadku kiedy wysokość lotu nie pozwala na opuszczenie samolotu przy pomocy spadochronu lub gdy załoga nie posiada spadochronów.

3.2. OPUSZCZANIE SAMOŁOTU PRZY POMOCY SPADOCHRONU

Ostrzeżenie:

- (1) Przy wykonywaniu awaryjnego zrzutu limuzyny NIE OTWIERAĆ zamka limuzyny.
- (2) Podczas opuszczania kabiny należy unikać ingerencji w sterowanie samolotem, na przykład nie wolno opierać nogi o drążek sterowy itp.

3.2.1. Kolejność czynności przy puszczeniu samolotu z lewego siedzenia w lewo

- (1) Kierunek lotu – w stronę obszarów nie zabudowanych.
- (2) Wyważenie – w zależności od potrzeby.
- (3) Iskrowniki – wyłączyć.
- (4) Zawór paliwa – zamknąć.
- (5) Wyłącznik główny – wyłączyć.
- (6) Awaryjny zrzut limuzyny – pociągnąć za dźwignię awaryjnego zrzutu limuzyny; zamek limuzyny NIE OTWIERAĆ.
- (7) Zrzucanie limuzyny – ręką do góry.
- (8) Słuchawki – wyrzucić poza kabiną.
- (9) Pasy bezpieczeństwa – odpiąć, pasy plecowe wrzucić do tyłu za siedzenie.
- (10) Lewą rękę wysunąć z kabiny w kierunku w dół i do tyłu przy jednoczesnym obrocie ciała w lewo; wysuniętą ręką oprzeć się o skrzydło.
- (11) Przewalić się przez lewy brzeg kabiny, oprzeć się prawą ręką o skrzydło i wysunąć na skrzydło prawą nogę w stanie zgiętym.



- (12) Rękoma i lewą nogą odepchnąć się od samolotu tak, ażeby odzielenie się nastąpiło pod kątem minimum 30° w stosunku do podłużnej osi samolotu.

Uwaga:

- (1) Czynności według punktów (1) ÷ (5) w razie braku czasu, można pominąć.
(2) W zależności od sytuacji i warunków pilot może podjąć decyzję o innym sposobie postępowania.

3.2.2. Kolejność czynności przy opuszczaniu samolotu z lewego siedzenia w prawo

- (1) Kierunek lotu – w stronę obszarów nie zabudowanych.
(2) Wyważenie – w zależności od potrzeby.
(3) Iskrowniki – wyłączone.
(4) Zawór paliwa – zamknąć.
(5) Wyłącznik główny – wyłączyć.
(6) Awaryjny zrzut limuzyny – pociągnąć za dźwignię awaryjnego zrzutu limuzyny; zamka limuzyny NIE OTWIERAĆ.
(7) Zrzucanie limuzyny – ręką do góry.
(8) Słuchawki – wyrzucić poza kabinę.
(9) Pasy bezpieczeństwa – odpiąć, pasy plecowe wrzucić do tyłu za siedzenie.
(10) Obracając się w prawo, rękoma uchwycić się za prawy brzeg kabiny jednocześnie oprzeć się prawym kolaniem na prawym fotelu.
(11) Ręce i lewą nogę wysunąć na skrzydło.
(12) Rękoma i prawą nogą odepchnąć się od samolotu tak, ażeby odzielenie się nastąpiło pod kątem minimum 30° w stosunku do podłużnej osi samolotu.

Ostrzeżenie:

Przytyczony sposób opuszczania samolotu jest możliwy jedynie w przypadku kiedy prawy fotel nie jest zajęty.

Uwaga:

- (1) Czynności według punktów (1) ÷ (5) w razie braku czasu, można pominąć.
(2) W zależności od sytuacji i warunków pilot może podjąć decyzję o innym sposobie postępowania.

3.2.3. Kolejność czynności przy opuszczaniu samolotu z prawego siedzenia

Kolejność czynności przy opuszczaniu samolotu z prawego siedzenia odpowiada kolejności przy opuszczaniu samolotu z lewego siedzenia (pkt.3.2.1 i 3.2.2).

Sytuacje odpowiadają lustrzanemu odbiciu w płaszczyźnie symetrii samolotu.



3.2.4. Korkociąg

Kolejność czynności przy opuszczaniu samolotu podczas korkociągu odpowiada czynnościom podanym w pkt. 3.2.1, 3.2.2 i 3.2.3. czynności (1), (2) wymienione w pkt. 3.2.1 i 3.2 nie są wykonywane, czynności (3), (4) i (5) w przypadku braku czasu można nie wykonywać.

3.3. SPADEK CIŚNIENIA AZOTU W PASIE GŁÓWNEGO DŹWIGARA

1. W przypadku zauważenia, że w dolnym pasie głównego dźwigara centroplata nastąpił spadek ciśnienia poniżej 150 kPa tj. 1,5 kg/cm², należy niezwłocznie lądować na najbliższym położonym (najbliższym) lotnisku.
2. W miarę możliwości, podczas lotu unikać przeciążeń konstrukcji nośnej samolotu.

3.4. PRZEPALENIE SIĘ KOLEKTORA WYLOTOWEGO SPALIN

Jeżeli w kabinie samolotu pojawi się zapach spalin, należy natychmiast WYŁĄCZYĆ OGRZEWANIE i wyłączyć wentylację kabiny (wywietrzyć).

3.5. USZKODZENIE INSTALACJI ELEKTRYCZNEJ

3.5.1. Uszkodzenie prądnicy

Zapalenie się czerwonej lampki sygnalizacyjnej informuje pilota o wyłączeniu się prądnicy. Jeżeli wyłącznik prądnicy jest włączony, a obroty są większe niż 1800 obr/min. i świeci się czerwona lampka sygnalizacyjna „PRĄDNICA” należy postępować w sposób następujący:

- (1) V – A metr
Wyłącznik „PRĄDNICA”
-SPRAWDZIĆ NAPIĘCIE
- WYŁĄCZYĆ
- (2) WYŁĄCZYĆ WSZYSTKIE ODBIORNIKI PRĄD, KTÓRE NIE SĄ KONIECZNE DO BEZPIECZNEGO UKOŃCZENIA LOTU.
- (3) WYLĄDOWAĆ W CIĄGU 30 MINUT NA NAJBLIŻEJ POŁOŻONYM LOTNISKU.

OSTRZEŻENIE:

PO ZAKOŃCZENIU LOTU Z USZKODZONĄ PRĄDNICĄ AKUMULATOR PRZED DALSZYM LOTEM MUSI BYĆ SPRAWDZONY I DOŁADOWANY.

3.5.2. Uszkodzenie sieci elektrycznej

Jeżeli V – A metr wskazuje napięcie mniejsze niż 26 V i nie świeci się czerwona lampka sygnalizacyjna należy postępować w sposób następujący:

- (1) Wyłącznik „PRĄDNICA”
-WYŁĄCZYĆ
- (2) WYŁĄCZYĆ WSZYSTKIE ODBIORNIKI PRĄDU, KTÓRE NIE SĄ KONIECZNE DO BEZPIECZNEGO UKOŃCZENIA LOTU.
- (3) WYLĄDOWAĆ W CIĄGU 30 MINUT NA NAJBLIŻEJ POŁOŻONYM LOTNISKU.



OSTRZEŻENIE:

PO ZAKOŃCZENIU LOTU Z USZKODZONĄ PRĄDNICĄ AKUMULATOR PRZED DALSZYM LOTEM MUSI BYĆ SPRAWDZONY I DOŁADOWANY.

3.6. USZKODZENIE SYGNALIZACJI PRZECIĄGNIĘCIA

Jeżeli nie działa sygnalizacja przeciągnięcia podczas lotu – zwiększyć uwagę na prędkość podejścia do lądowania oraz podczas lotu na małych prędkościach.

3.7. USZKODZENIE PRZYRZĄDÓW

Na podstawie realnej oceny sytuacji podczas lotu zdecydować o dokończeniu lotu, lądowaniu na najbliższym położonym lotnisku, lub o wykonaniu lądowania awaryjnego.



4. CZYNNOŚCI NORMALNE

SPIS TREŚCI

Stona

- 4.1. Czynności przed wejściem do kabiny
- 4.2. Czynności po wejściu do kabiny
- 4.3. Rozruch silnika
- 4.4. Grzanie silnika
- 4.5. Próba silnika
- 4.6. Kołowanie
- 4.7. Czynności przed startem
- 4.8. Czynności przy starcie
- 4.9. Wznoszenie
- 4.10. Lot turystyczny
- 4.11. Wytracanie wysokości
- 4.12. Podchodzenie do lądowania
- 4.13. Lądowanie
- 4.14. Czynności po wylądowaniu
- 4.15. Zatrzymanie silnika
- 4.16. Opuszczanie kabiny
- 4.17. Wyprowadzenie z korkociągu
- 4.18. Odejście na drugi krąg
- 4.19. Lądowanie przymusowe
- 4.20. Eksploatacja s-tu w nocy
- 4.21. Posługiwanie się „sztucznym horyzontem”
- 4.22. Posługiwanie się żyroskopem kursu
- 4.23. Akrobacja
- 4.24. Rysunki ilustrujące sposób wykonania manewrów w locie i figur akrobacji

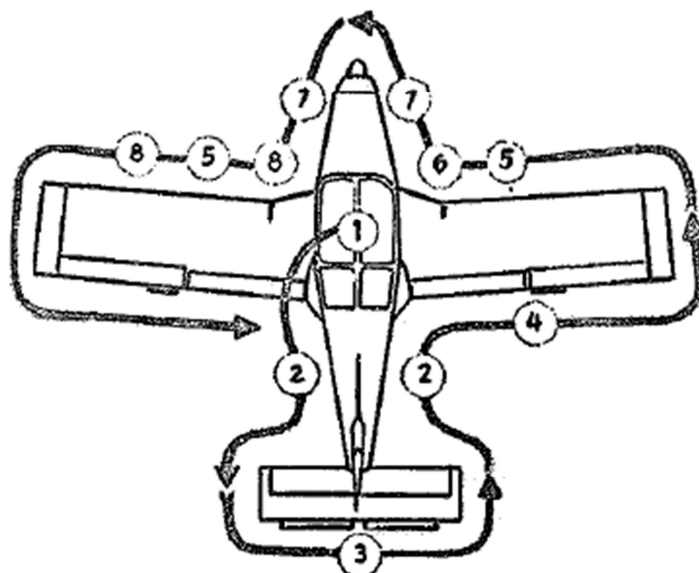




4. CZYNNOŚCI NORMALNE

4.1. Czynności przed wejściem do kabiny

4.1.1. Przegląd samolotu przed lotem



U w a g a:

1. Przegląd przed lotem należy wykonywać wg kolejności podanej na rysunku.
2. Jeżeli w tekście objaśniającym poszczególne czynności nie podano inaczej należy sprawdzać stan zewnętrznego pokrycia.
3. Iskrowniki winny być wyłączone.

1. KABINA

- 1) Dżędek sterowy – odblokować (zwolnić trzpień blokujący dżędek sterowy). Sprawdzić swobodę ruchów.
- 2) Iskrowniki – wyłączone.
- 3) Awaryjny zrzut osłony kabiny – zabezpieczony.
- 4) Kontrola napięcia akumulatora:
 - a) Włączyć wyłącznik główny i wyłącznik „AKUMULATOR”
 - b) Sprawdzić napięcie akumulatora
 - c) Wyłączyć wyłącznik akumulatora i wyłącznik główny
- 5) Luźne przedmioty – przymocować lub usunąć z kabiny.
- 6) Przed lotem na akrobację – wyjąć poduszki plecowe.
- 7) Przed lotem jednoosobowym:
 - a) wyjąć poduszkę lub spadochron z niezajętego fotela
 - b) połączyć ze sobą i zabezpieczyć pasy bezpieczeństwa niezajętego fotela.



- 8) Sprawdzić ciśnienie azotu w pasie dźwigara centroplata:
ciśnienie min. 150 kPa (1,5 kG/cm²).
- 9) Osłona kabiny sprawdzić
 - a) czystość i przejrzystość oszklenia
 - b) łatwość otwierania i zamykania oraz przesuwanie się wiatrochronu
 - c) zabezpieczenie w zamkniętym położeniu.

2. KADŁUB

- 1) Powierzchnię kadłuba.

3. USTERZENIE

- 1) Powierzchnię.
- 2) Swobodę wychyleń sterów.
- 3) Luzy w zamocowaniu sterów i kłapek wyważających.
- 4) Połączeń ciągła klapki wyważenia steru wysokości (w miarę możliwości).

4. PRAWE SKRZYDŁO

- 1) Krawędź spływu.
- 2) Klapy.
- 3) Lotki:
 - a) swoboda wychyleń
 - b) luzy na węzłach połączeń
 - c) zmocowanie przeciwwag
 - d) powierzchnia
- 4) Końcówka skrzydła (dodatkowy zbiornik paliwa – ster powierzchni – ilość paliwa – zamknięcie).
- 5) Powierzchnia skrzydła.
- 6) Przednia krawędź.

5. PALIWO I OLEJ

1. Ilość paliwa w zbiornikach głównych.
2. Zamknięcie pokryw gardzieli wlewów zbiorników paliwa.
3. Ilość oleju.
4. Zamknięcie zbiornika oleju.

6. PODWOZIE GŁÓWNE

1. Ogumienie – stan ogólny i ciśnienie w pneumatykach 190 kPa (1,9 kg/cm²).
2. Stan goleni resorujących podwozie.



7. OSŁONY SILNIKA, ŚMIGŁO, PODWOZIE PRZEDNIE

1. Zamknięcie i zabezpieczenie zapinek osłon silnika.
2. Łopaty śmigła – bez uszkodzeń.
3. Zasłonka chłodzenia cylindrów i zaślepka chłodzenia skrzyni korbowej – w zależności od temperatury powietrza.
4. Ogumienie koła – stan ogólny i ciśnienie w pneumatyku 250 kPa (2,5 kg/cm²).
5. Ugięcie i działanie amortyzatora przedniej nogi.

8. LEWE SKRZYDŁO

1. Przednia krawędź.
2. Rurka Pitota – zdjąć pokrowiec, czystość otworów.
3. Dajnik ciśnienia sygnalizacji przeciągnięcia – czystość otworów.
4. Powierzchnia skrzydła.
5. Końcówka skrzydła (dodatkowy zbiornik paliwa – stan powierzchni, ilość paliwa, zamknięcie otworów wlewowych).
6. Lotka:
 - a) swoboda wychyleń
 - b) luz w węzłach połączeń
 - c) zamocowanie przeciwwagi
 - d) powierzchnia ???
7. Klapy.
8. Krawędź spływu.

9. PRZED LOTAMI NOCNYMI

Kontrola oświetlenia:

1. przyrządów
2. kabiny
3. oświetlenia mapy
4. światła pozycyjne
5. reflektor kołowania
6. reflektor lądowania (maksymalnie 3 sekundy)
7. lampa antykolizyjna

4.1.2. SPRAWDZENIE CIĘŻARU I WYWAŻENIA SAMOLOTU

Sprawdzić ciężar i wyważenie samolotu zgodnie z ROZDZ. 6.

4.2. PO WEJŚCIU DO KABINY

1. Dopasować położenie fotela.
2. Zapiąć pasy bezpieczeństwa.
3. Ręczne i nożne sterownia – swoboda działania.
4. Klapy – sprawdzenie działania.



5. Wyważenie:
 - a) ster wysokości – położenie „neutralne”
 - b) ster kierunkowy – położenie „neutralne”
6. Hamulce
 - a) sprawdzić działanie naciskając pedały hamulców
 - b) sprawdzić działanie hamulca postojowego:
 1. sterowanie hamulca postojowego uruchomić przez pociągnięcie za dźwignię
 2. nacisnąć pedały hamulców do oporu
7. Wyłącznik główny – wyłączyć.
8. Wyłączniki obwodów – włączyć: akumulator, prądnica, rozrusznika przyrządy pokładowe.
9. Sprawdzić:
 - a) działanie przyrządów kontroli pracy silnika
 - b) sygnalizację:
naciskając przycisk „KONTROLA PILOTA” sprawdzić działanie:
 - 1) sygnalizacji przecignięcia /prędkości krytycznej/ sygnał akustyczny – dzwonek
 - 2) ogrzanie rurki Pitot’a – biała lampka.

Uwaga:

Przed sprawdzeniem sygnalizacji, należy włączyć wyłącznik „PODGRZEW RURKI PITOTA”, po sprawdzeniu wyłączyć.

4.3. ROZRUCH SILNIKA

1. Naziemne źródło zasilania – załączyć.
2. Wielopołożeniowy zawór paliwa – przestawić w położenie 2.P (PRAWY).
3. Dźwignię przepustnicy i regulator składu mieszanki ustawić wg. punktu 4.3.1.
4. Ręczną pompą wytworzyć ciśnienie paliwa 20 – 30 kPa (0,2 – 0,3 kg/cm²).
5. Pompką wstrzykową – wstrzyknąć paliwo zgodnie z pkt ??????
6. Obrócić wał silnika – przekręcając ręcznie śmigłem / tylko prz zimnym silniku/.
7. Sterownica skokiem śmigła – NACISNAĆ DO MAKS. /minimalny kąt/.
8. Sprężarka – w celu włączenia nacisnąć.
9. Przestrzeń w pobliżu śmigła – upewnić się że jest wolna /podać komendę „od śmigła” i uzyskać potwierdzenie mechanika/.
10. Iskorowniki – włączyć (1+2)
11. Rozrusznik – nacisnąć przycisk rozrusznika.
12. Obroty silnika – ustalić na 1000 obr/min. (dźwignią przepustnicy).
13. Ciśnienie oleju – min. 120 kPa (1,2 kg/cm²) w przeciągu do 10 sek.
14. Dźwignia regulatora składu mieszanki – w położenie „UBOGA”
15. Naziemne źródło zasilania – odłączyć.
16. Korekcja składu mieszanki wg. tab. 4.3.2.
17. Odłączyć zewnętrzne źródło energii elektrycznej



Uwagi:

1. Przy spadku temperatury otaczającego powietrza poniżej $+5^{\circ}\text{C}$ należy, podczas podgrzewania silnika gorącym powietrzem, przed rozruchem (patrz Opis Techniczny i instrukcja obsługi technicznej silnika M 337 AK) podgrzać zwłaszcza dolną część zbiornika oleju z zaworem akrobac. Temperatura gorącego powietrza służącego do podgrzewania silnika nie może przekroczyć 120°C .
2. Rozrusznik działa poprzez sprężarkę. Bez włączenia sprężarki silnika niemożliwym jest rozruch rozrusznikiem.
3. Rozruch silnika:
 - a) przy uruchamianiu silnika odłączyć radiostację od sieci pokładowej samolotu wyłącznikiem na tablicy.
 - b) maksymalny czas pracy rozruszika wynosi 10 s.
 - c) rozruch można powtarzać 3 razy w odstępach 30 sek.
 - d) następny rozruch silnika można przeprowadzić dopiero po ostygnięciu rozrusznika /tj. po około 10 minutach/.
 - e) po zaskoczeniu silnika natychmiast zwolnić przycisk rozrusznika.
 - f) po uruchomieniu silnika obserwować ciśnienie oleju: jeżeli w ciągu 10 sekund ciśnienie oleju nie osiągnie wartości minimum 120 kPa ($1,2\text{ kg/cm}^2$), silnik należy natychmiast wyłączyć i usunąć usterkę.

Zalecenie:

1. Do rozruchu silnika zaleca się stosować zewnętrzne źródła zasilania /akumulator lotniskowy/. Przedłuża to trwałość akumulatora pokładowego samolotu.
2. Przy włączonym zewnętrznym źródle zasilania nie włączać radiostacji pokładowej samolotu.
3. Przy temperaturze otaczającego powietrza mniejszej niż $+5^{\circ}\text{C}$ zaleca się podgrzać silnik i olej w celu ułatwienia rozruchu.



4.3.1. Tabela rozruchu silnika

Temp. otaczaj. powietrza (° C) i warunki rozruchu		Nastawienie		Ilość zastrzyków paliwa	Uwagi
		Przepustnicy	Składu mieszanki		
Rozruch na ziemi	Ponad +5° C	$\frac{1}{4}$ do $\frac{1}{2}$ skoku cięgła	uboga *) (-)	2 do 4 zastrzyków	Przekręcić śmigło 2 do 4 obrotów. Iskrowniki wyłączone
	Poniżej +5° C		uboga (-) aż do drugiej pozycji w lewo do (+)	bez zastrzyków	
	Silnik gorący po locie	$\frac{1}{2}$ skoku cięgła	uboga (-)		Nie przekręcać śmigła, niebezpiecz. urazu
Rozruch w powietrzu, w całym zakresie temperatur		$\frac{1}{4}$ do $\frac{1}{2}$ skoku cięgna	według tabeli 4.3.2.	2 do 4 zastrzyków	Jeżeli śmigło nie obraca się użyć rozrusznika

*) Uboga mieszanka (-) obowiązuje w zakresie wysokości 0 – 800 m MAW. Przy większych wysokościach skład mieszanki wg. tabeli 4.3.2.

4.3.2. Podstawowe nastawienia pokrętła składu mieszanki w zależności od wysokości – ciśnienia.

Wysokość MAW (m)	Nastawienie pokrętła składu mieszanki
0 – 800	Skrajne położenie /uboga mieszanka/
800 – 1500	Na pierwszej pozycji w lewo do (+)
1500 – 2600	Na drugiej pozycji w lewo do (+)
2600 – 3700	Na trzeciej pozycji w lewo do (+)
3700 i wyżej	Na czwartej pozycji w lewo do (+)



4.4. GRZANIE SILNIKA

1. Prędkość obrotowa:
 - a) 1000 obr/min. przez 2 do 5 minut /w zależności od temperatury otaczającego powietrza/.
 - b) 1500 obr/min. przez okres czasu potrzebny do nagrzania silnika.
2. Podczas grzania silnika sprawdzić:
 - a) Płynną zmianę obrotów silnika przy wszystkich położeniach zaworu paliwowego/lewy zbiornik, prawy zbiornik, lewy i prawy zbiornik/. Po sprawdzeniu przełączyć na prawy zbiornik.
 - b) Prądnicę i doładowanie akumulatora: przy obrotach 1800 obr/min. max. musi zgasnąć czerwona lampka kontrolna „PRĄDNICA”, a woltoamperomierz musi wskazywać:
napięcie 26 – 28 V
prąd – doładowanie lub 0
 - c) Działanie dodatkowego wyposażenia, jeśli jest zamontowane (sztuczny horyzont, radiostacja itd.).
3. Parametry pracy silnika przy jego próbie:

- temperatura głowic cylindrów :	min 120° C
- temperatura oleju:	min 25° C
- ciśnienie oleju:	min 350 kPa (3,5 kG/cm ²)

Uwagi:

- 1) Przy niskich temperaturach otaczającego powietrza grzać silnik tak długo, aż zostaną osiągnięte przypisane wartości ciśnienia oleju 350 – 400 kPa (3,5 – 4 kG/cm²) i temperatura powietrza 40 - 50° C.
- 2) Podczas grzania silnika nie stosować takich obrotów przy których silnik pracuje nierównomiernie lub z wstrząsami.

4.5. PRÓBA SILNIKA

- 1) Dźwignia sterowa – ściągnięta na siebie do oporu.
- 2) Skład mieszanki – według tabeli 4.3.2.
- 3) Sprawdzenie działania regulatora obrotów:
 - a) Ciśnienie ładowania 90 kPa (0,92 kG/cm²)
 - b) Dźwignia sterowania śmigłem – przestawić 2 – 3 razy w krańcowe położenia /minimalny i maksymalny kąt przestawiania łopat śmigła/.



4) Sprawdzić osiągi silnika – wg poniższej tabeli:

Użytkowe zalecenia i ograniczenia		Zakres pracy silnika		
		Maksymalna moc długotrwała	Minimalna moc startowa	Wolne obroty
Czas trwania		20 sek.	10 sek.	bez ograniczeń
Dźwignia gazu		pełny gaz	pełny gaz	wolny bieg
Sprężarka		wyłączona	włączona	wyłączona
Sterowanie śmigłem		kąt minimalny	kąt minimalny	kąt maksymalny
Obroty obr/min.		2530 ± 50	2700 ⁺⁰ ₋₁₀₀	Max. 2250
Ciśnienie ładowania	kPa	98 ± 2	118 ⁺¹ ₋₂	-
	kG/cm ²	/1.00 ± 0,02/	/1,20 ^{+0,01} _{-0,02} /	-
Ciśnienia oleju	kPa	350 - 400	350 - 400	min. 120
	kG/cm ²	/3,4 – 4,0/	/3,5 – 4,0/	/min.1,2/
Ciśnienie paliwa	kPa	30 - 40	30 - 40	min. 10
	kG/cm ²	/0,3 – 0,4/	/0,3 – 0,4/	/min. 0,1/
Sprawdzenie iskrowników		Dop. spadek obrotów 30 ± 50 obr/min.	-	-

Ostrzeżenie:

- 1) Próbe silnika należy przeprowadzać na samolocie ustawionym pod wiatr.
- 2) Nie przeprowadzać próby silnika na syrkim gruncie /możliwość uszkodzenia krawędzi natarcia śmigła przez kamyczki i piasek/.
- 3) Przed przystąpieniem do próby silnika należy podłączyć pod koła podwozia głównego podstawki.
- 4) Sprawdzenie iskrowników przeprowadzić przy wyłączonej sprężarce.
- 5) Temperatury oleju i głowic nie mogą przekroczyć wartości granicznych zawartych w rozdziale 2 pkt. 7.

Uwaga:

Przedstawione wielkości ciśnienia ładowania podane są w warunkach MAW na wysokości 0 m.

4.6. KOŁOWANIE

1. Hamulec postojowy:
 - a) Uchwyt ciągną hamulca postojowego – zwolnić.
 - b) Pedale hamulców nacisnąć dwukrotnie do oporu.
2. Hamulec: - po rozpoczęciu kołowania wypróbować działania hamulców.
3. Dźwignia sterowania śmigłem – wcisnąć do oporu /minimalny kąt/.



Ostrzeżenie:

1. Kołowanie dozwolone jest jedynie przy zamkniętych klapach.
2. Przy kołowaniu sztuczny horyzont powinien być zablokowany, jeżeli żyroskop nie jest rozkręcony.

Uwagi:

1. Prędkość kołowania dostosować do terenu, ewentualnych przeszkód, siły wiatru i jego kierunku.
2. Przy kołowaniu skierować samolotem przy pomocy steru kierunku, zaś przy skrętach o małym promieniu użyć hamulców.

4.7. CZYNNOŚCI PRZED STARTEM

1. Stery – sprawdzić swobodę wychyleń.
2. Wyważenie – położenie „neutralne”.
3. Klapy – przestawić do położenia START.
4. Paliwo – zawór paliwa – przełączyć na 2 P/prawy zbiornik/.
- sprawdzić ilość paliwa w zbiornikach.
5. Wyłącznik obwodów – włączone.
6. Ciśnienie azotu w pasie dźwigara centropłatu – nie mniej niż – 150 kPa /1,5 kG/cm²/.
7. Sprężarkę – włączyć.
8. Sterowanie śmigłem – wcisnąć maksymalnie /mały kąt/.
9. Iskrowniki – „włączone” (1+2).
10. Wyłącznik główny – włączony.
11. Skład mieszanki – według tabeli 4.3.2.
12. Przyrządy kontroli silnika – sprawdzić (XX).
13. Wysokościomierz nastawić.
14. Pasy bezpieczeństwa – zapiąć.
15. Osłona kabiny – zamknięta i zabezpieczona.
16. Żyroskopowy wskaźnik kursu, sztuczny horyzont – odblokować.

Uwaga:

(XX) Kontrolę wskazań wykonać przy 1500 obr/min.



4.8. START /prędkość wg IAS/

1. Dźwignia przepustnicy – płynnie przesunąć do przodu.
2. Drażek sterowy:
 - a) Ustawić w położenie „neutralnym”
 - b) Przy prędkości 80 – 90 km/godz. płynnym ruchem drążka sterowego „na siebie”, podnieść kółko przednie podwozia.
3. Oderwanie samolotu – przy prędkości samolotu 90 – 100 km/godz.
4. Wytrzymanie – prędkość 120 km/godz. w kategorii „A” i „U” 130 km/godz. w kategorii „N”.
5. Wznoszenie – po osiągnięciu odpowiedniej prędkości przejść płynnie na „wznoszenie”.
6. Hamulce – zahamować.
7. Kalpy – schować w bezpiecznej wysokości.
8. Wyważenie – wyregulować wg potrzeb.

Uwaga:

ZABRANIA SIĘ STARTOWAĆ! :

1. Silnik pracuje nierównomiernie.
2. Wskazania przyrządów kontroli pracy silnika nie znajdują się w przedziałach eksploatacyjnych.
3. Spadek obrotów silnika przy próbie pracy na jednym iskrowniku wynosi więcej niż 50 obr/min.
4. Wypadkowa prędkość wiatru prostopadła do kierunku WPP przewyższa przedział dopuszczalny.
5. Ciśnienie azotu w dźwigarze mniejsze niż 150 kPa /1,5 kG/cm²/.

Załączniki:

Po starcie z zaśnieżonego pasa nie zleca się hamować kół /dopóki drgania podwozia nie są wyraźne/. Kręące się koła sprzyjają bowiem odrzuceniu wodu i rozmokłego śniegu osadzającego się na hamulcach w czasie kołowania i startu, dzięki temu zapobiega się zamarzaniu hamulców w locie.



4.9. WZNOSZENIE

1. Przestrzegać zakresu pracy silnika wg tabeli:

Eksploatacyjne ograniczenia		Rodzaj pracy silnika		
		Max. moc startowa	Moc maksymalna długotrwała	
Dopuszczalny czas pracy		5 min	nieograniczony	
Sprężarka		włączona	włączona	wyłączona
Obroty obr/min.		2750 ± 30	2600 ± 3%	
Ciśnienie ładowania	kPa	118 ⁺¹ ₋₂	98 ± 2	maks.
	kG/cm ²	1,20 ^{+0,01} _{-0,02}	1,00 ± 0,02	maks.
Wysokość nominalna MAW		0	1500 ± 1000	0

Ograniczenia:

- 1) Temperatury i ciśnienia – według pkt. 2.7.
- 2) Skład mieszanki – zgodnie z tabelą 4.3.2.
- 3) Wyważenie – stosowne do potrzeb.
- 4) Prędkość – na wznoszeniu utrzymywać zgodną z tablicą.
- 5) Zawór paliwa – po 5 min. lotu przełączyć do położeni L+P (lewy i prawy).

Wysokość lotu (m) MAW	Zalecana prędkość lotu przy wznoszeniu IAS km/godz.	
	Kategoria „A” , „U”	Kategoria „N”
0 – 1000	140	150
1000 - 2000	135	145
2000 - 3000	130	140
3000 - 4000	125	135
4000 - 5000	120	-

Ostrzeżenie:

- 1) Podane wartości ciśnienia ładowania ważne tylko do wysokości nominalnej. Przy wznoszeniu na wysokość wyższą od nominalnej ciśnienie ładowania odpowiednio zmniejszy się.
- 2) Przy wznoszeniu się na wysokość wyższą od nominalnej należy przestrzegać podanych obrotów silnika – „pełny gaz”.
- 3) W przypadku wzrostu temperatury głowic lub temperatury oleju ponad wartości podane w ograniczeniach użytkowania należy zwiększyć prędkość lotu tak, aby temperatury te utrzymały się w przepisanych granicach lub należy przerwać wznoszenie, aby spowodować ochłodzenie silnika w locie poziomym.



4.10. Lot poziomy

1. Przestrzegać zakresu pracy silnika wg tabeli:

Eksploatacyjne ograniczenia		Maks. startowa	Zakres pracy silnika					
			Maks. długość		Podróżny			
					maksymalny		ekonomiczny	
Długość		5 minut	nieograniczona					
Sprężarka		włączona	włączona	wyłączona	włączona	wyłączona	włączona	wyłączona
Obrotów obr/min.		2750±30	2600 ± 3%		2400 ± 3%		2300 ± 3%	
Ciśnienie ładowania	kPa	118 ⁺¹ ₋₂	98 ± 2		90 ± 2		82 ± 2	
	kG/cm ²	1.2 ^{+0,01} _{-0,02}	1,00 ± 0,02		0,92 ± 0,02		0,84 ± 0,02	
Wysokość nominalna		0	1500 ±100	0	2000 ±100	600 ±100	2600 ±100	1700 ±100

Ograniczenie:

Temperatury i ciśnienie zgodnie z pkt. 2.7.

Ostrzeżenie:

- 1) Przedstawione ciśnienie ładowania należy utrzymać do wysokości nominalnej.
- 2) W czasie lotu poziomego powyżej wysokości nominalnej można włączyć sprężarkę dla utrzymania właściwego ciśnienia.
2. Mieszanka:
 - a) Do wysokości 1500 m MAW – UBOGA
 - b) Przy wysokościach ponad 1500 m MAW wzbogacić wg potrzeby w przybliżeniu o jedną pozycję w lewo w kierunku znaku + na każde 1000 m wysokości MAW. Śledzić wskazania termometru głowic cylindrów.
3. Wyważenie: stosowne do potrzeby.
4. Zawór paliwa: przełączyć w położenie L+P (LEWY I PRAWY), położenie 2L (LEWY) i 2P (PRAWY) można stosować do wyrównania poziomu w zbiornikach.

Uwaga:

W położeniu 1L (LEWY) i przy stanie paliwa w tym zbiorniku mniej niż 30 litrów należy baczniejszą uwagę zwracać na prawidłowy pilotaż. Przy długotrwałym locie ze zwisem – kulka chyłomierza znajduje się w lewo od środkowego położenia – może dojść do zaburzenia w dopływie paliwa do silnika i w efekcie do nierównomiernej pracy silnika. Przy wahaniami ciśnienia paliwa lub nieprawidłowej pracy silnika przełączyć wielopozycyjny zawór paliwa w pozycję 2P (PRAWY).



4.11. WYTRACANIE WYSOKOŚCI /ZNIŻANIE SIE/

- 1) Dźwignia przepustnicy – wolne obroty.
- 2) Mieszanka – systematycznie przestawiać pokrętko do pozycji UBOGA.
- 3) Prędkość 150 – 200 km/godz. (wg potrzeby) IAS.
- 4) Wyważenie – stosownie do potrzeby.

Ostrzeżenie:

- 1) Jeżeli temperatura głowic cylindrów spadnie poniżej 70° C należy zwiększyć obroty /"gaz"/ do czasu zwiększenia się temperatury głowic.
- 2) Przed lądowaniem temperatura głowic cylindrów nie może być niższa niż 100° C.

4.12. PODCHODZENIE DO LĄDOWANIA

- 1) Prędkość podejścia do lądowania - 130 km/godz. IAS wersja „A” i „S”
- 140 km/godz. IAS wersja „N”
- 2) Klapy w położeniu – „START”.
- 3) Wyważenie – stosownie do potrzeby.
- 4) Wielopołożeniowy zawór paliwa przełączyć w położenie 2P (PRAWY).
- 5) Sprężarka – wyłączyć.
- 6) Dźwignia sterowania śmigłem – MAKS. WCISNAĆ (minimalny kąt nastawienia łopat).
- 7) Mieszanka – zgodnie z tabelą 4.3.2.

4.13. LĄDOWANIE

1. Prędkość przy podchodzeniu do lądowania – 130 km/godz.
IAS kategoria „A”, „S”
IAS kategoria „N” - 140 km/godz.
2. Klapy – położenie „START” lub „LĄDOWANIE” /w zależności od siły wiatru i decyzji pilota/.
3. Wyważenie – stosowne do potrzeb.
4. Wyrównanie:
 - a) Początek na wysokości 7 m nad WPP /pasem lądowania/
 - b) Zakończenie na wysokości 1 m nad WPP /pasem lądowania/.
5. Wytrzymanie – płynnym ruchem drążka sterowego „na siebie” zmniejszyć prędkość lotu.
6. Przyziemienie – powolnym ruchem drążka sterowego do oporu na „na siebie” przyziemić samolot na koła podwozia głównego. Przyziemienie koła przedniego – przy prędkości maks. 80 – 90 km/godz. /IAS?.
7. Dobieg:
 - a) Drążek sterowy – położenie neutralne.
 - b) W celu skrócenia dobiegu, przy zmniejszeniu prędkości do 100 km/godz. można użyć hamulców.
 - c) Po zakończeniu dobiegu schować klapy.



Uwaga:

Na pasie lądowania /WPP/ z utwardzoną nawierzchnią pod koniec dobiegu w przypadkach koniecznych przesunąć drążek „od siebie”.

Uwaga:

W związku z zastosowaniem przepisów FAR PART 23 maksymalna użytkowa prędkość opadania dla lądowania wynosi $V_o = 2,7$ m/s.

4.14. CZYNNOŚCI PO WYLĄDOWANIU

1. Sprężarka – wyłączyć.
2. Wyważenie – ster wysokości – położenie neutralne, ster kierunku – położenie neutralne /odnosi się do położenia trymerów prz. tł./.
3. Wyłączniki obwodów elektrycznych – wyłączyć wg. potrzeb /sztuczny horyzont, itp./

4.15. ZATRZYMANIE SILNIKA

1. Temperatura – chłodzić silnik dopóki temperatura głowic cylindrów nie spadnie poniżej 140 ° C.
2. Dźwignia gazu – „mały gaz”.
3. Radiostacja – wyłączyć.
4. Iskrowniki – wyłączyć „0”.
5. Główny wyłącznik – wyłączyć.
6. Wyłączniki obwodów elektrycznych – wyłączyć.

4.16. CZYNNOŚCI PRZED OPUSZCZENIEM KABINY SAMOŁOTU

1. Sprawdzić – iskrowniki, główny wyłącznik, wyłączniki obwodów elektrycznych czy są w położeniu „WYŁĄCZONE”.
2. Wielopołożeniowy zawór paliwa – przestawić w położenie – zamknięty.
3. Stery zablokować.
4. Hamulec postojowy – zahamować.
5. Limuzynę – zamknąć.

Uwaga:

- 1) Blokowanie drążka sterowego – drążek odepchnąć „od siebie” i zablokować przy pomocy blokującej zapadki.
- 2) Hamulec postojowy – zaleca się używanie tylko podczas krótko trwałego postoju. W przypadku dłuższego postoju należy samolot zakotwiczyć bez używania hamulca.



4.17. WYPROWADZENIE Z KORKOCIĄGU I OPADANIA

4.17.1. Wykonywanie korkociągu jest dozwolone jedynie zgodnie z Rozdziałem 2 – punkt 2.15. Wyprowadzenie z korkociągu wykonuje się w następujący sposób:

1. Korkociąg normalny

- 1) Dźwignia „gazu” – obroty minimalne.
- 2) Ster kierunku – pełne wychylenie w stronę przeciwną do kierunku obrotu samolotu.
- 3) Ster wysokości – bezpośrednio po zakończeniu przeciwdziałania sterem kierunku, płynnie odchylić drążek sterowy od siebie minimum do połowy wychylenia pomiędzy położeniem neutralnym z pełnym wychyleniem od siebie, w czasie 1 – 2 sek. bez użycia lotek.
- 4) Gdy samolot zaprzestanie obracać się:
 - a) Ster kierunku – położenie neutralne /normalne/.
 - b) Ster wysokości – płynnym ściągnięciem drążka na siebie wyprowadzić samolot z lotu nurkowego.

Ostrzeżenie:

- 1) Jeżeli nie przestrzega się ustalonego sposobu wyprowadzenia z korkociągu, może nastąpić znaczne opóźnienie w wyprowadzeniu z korkociągu. Jako normalne uważa się opóźnienie do jednej zвитki od początku przeciwdziałania /wyprowadzania/ po pierwszej zвитce korkociągu i do półtora zвитki od początku przeciwdziałania /wyprowadzania/ przy korkociągu z większą ilością zвитek.
- 2) W czasie wychylania drążka sterowego „od siebie” siła na drążku wzrasta z początkowej w przybliżeniu równej 200 N do 250 N. Przy wychyleniu drążka „od siebie” w czasie krótszym niż 1 sek. następuje znaczny przyrost siły. Przedłużenie czasu „wychylenia drążka” od siebie powyżej 2 sek. może prowadzić do większego opóźnienia w wyprowadzeniu z korkociągu.

Uwaga:

- 1) Po wprowadzeniu samolotu w korkociąg autorotacja charakteryzuje się postępowym wzrostem prędkości kątowej do 180 °/sek. osiągniętych w trakcie trzeciej zвитki, po której można uznać korkociąg za ustalony.
- 2) Podczas wyprowadzenia z korkociągu po dwóch i więcej zвитkach zalecanym jest użycie obu rąk do wychylenia drążka sterowego „od siebie”.
- 3) Utrata wysokości podczas wyprowadzania z korkociągu:
Po pierwszej zвитce około 300 m,
po trzech zвитkach około 550 m,
po sześciu zвитkach około 700 m.



2. Korkociąg odwrócony

- 1) Dźwignia "gazu" – obroty minimalne.
- 2) Ster kierunku – pełne wychylenie w stronę przeciwną do kierunku obrotu samolotu.
- 3) Ster wysokości – jednocześnie $\frac{1}{4}$ zwitki od chwili wychylenia steru kierunku, ciągnąć drążek sterowy całkowicie „NA SIEBIE”.
- 4) Gdy samolot przestanie obracać się:
 - a) Ster kierunku – położenie „neutralne”.
 - b) Ster wysokości – neutralnie, następnie płynnie drążkiem sterowania „na siebie” wyprowadzić samolot z nurkowania.

2. Korkociąg niezamierzony

- 1) Schować klapy /w przypadku kiedy są wypuszczone/.
- 2) Określić położenie i kierunek korkociągu.
- 3) Ster kierunku – całkowicie wychylić ster w kierunku przeciwnym do korkociągu.
- 4) Ster wysokości –
 - a) Podczas normalnego korkociągu oddać „od siebie”
 - b) Podczas korkociągu odwróconego „na siebie”.
- 5) Po ustaniu korkociągu wyprowadzić samolot z nurkowania.

Uwaga:

Pośrednie położenie dźwigni gazu /do pełnego/ w żadnym przypadku nie pogarsza wyprowadzania samolotu z przepadania i korkociągu.

4.17.2. Błędy popełnione przy wyprowadzaniu z korkociągu.

Jeśli pilot nie przestrzega ustanowionych technik wyprowadzania z korkociągu to wyprowadzenie odbywa się z dużym opóźnieniem. Podczas odwrotnej kolejności wykorzystania strów przy wyprowadzaniu z korkociągu autorotacja się nie ustaje.

W takim przypadku należy postępować w sposób niżej opisany:

1. Drążek sterowy oraz pedały sterownicy nożnej ustalić w położeniu odpowiadającym wykonywanemu korkociągowi.
2. Przeprowadzić ponowne wyprowadzenie z korkociągu zgodnie z punktem 4.17.1.

4.17.3. PRZECIĄGNIĘCIE – Przepadanie samolotu.

- 1) Uwaga – Samolot wyposażony jest w sygnalizację przeciągnięcia /sygnał akustyczny – dzwonek/.
- 2) Wyprowadzenie z przepadania:
 - podczas lotu poziomego: - ster wysokości oddać „od siebie” bez użycia lotek.
 - ster kierunku: położenia neutralne.
 - przy zakręcie:
 - lotki i pedały w neutralnym położeniu,
 - drążek oddać „od siebie”, zwiększyć prędkość samolotu do prędkości bezpiecznej.



Uwaga:

- a) Utrata wysokości przy przepadaniu w zakresie od 30 do 70 m. Przy wyprowadzeniu można zmniejszyć wysokość potrzebną do wyprowadzenia zwiększeniem obrotów /mocy/ silnika.
- b) W przypadku przejścia samolotu po przeciągnięciu w autorotację powrócić sterując w położenie odpowiadające wejściu w korkociąg i przeprowadzić wyjście z korkociągu wg punktu 2.12.1

4.18. ODEJŚCIE NA DRUGI KRAJ

1. Dźwignia „gazu” – obroty maksymalne /pełny gaz/.
2. Dźwignia sterowania śmigłem – WCISNAĆ MAKS. /minimalny kąt nastawiania/.
3. Sprężarkę włączyć.
4. Wyważenie – po zwiększeniu prędkości 120 km/godz. /IAS/.
5. Wznoszenie – po zwiększeniu prędkości 120 km/godz. /IAS/.
6. Kłapy:
 - a) Przy prędkości 120 km/godz. /IAS/ - w położeniu „START”;
 - b) Przy prędkości 130 km/godz. /IAS/ – w położeniu „SCHOWANE”.
7. Powtórzyć manewr lądowania.

4.19. PRZYMUSOWE LĄDOWANIE

1. Lądowisko – wybrać odpowiednie lądowisko w zależności od lokalnych warunków terenowych.
2. Prędkość i kierunek wiatru – wybrać najkorzystniejszy kierunek do lądowania.
3. Iskrowniki – wyłączyć.
4. Zawór paliwa – zamknąć.
5. Główny wyłącznik – wyłączyć.
6. Kłapy – nastawić wg potrzeby.
7. Pasy bezpieczeństwa – napiąć.

Uwaga:

Pilot może postąpić inaczej w zależności od sytuacji, własnych doświadczeń i lądowiska.

4.20. EKSPLOATACJA SAMOLOTY NOCA

1. Przy wejściu do kabin samolotu włączyć OŚWIETLENIE KABINY.
2. Włączyć: GŁÓWNY WYŁĄCZNIK i włącznik AKUMULATOR.
3. Po włączeniu przełącznika „OŚWIETLENIE” zaświecą się światła pozycyjne samolotu wtedy można włączyć następnie:
 - a) oświetlenie przyrządów;
 - b) oświetlenie mapy;
 - c) lampy podświetlające;
 - d) reflektor lądowania i kołowania.



Objaśnienie:

- 1) Siłę oświetlenia przyrządów można zmieniać przy pomocy regulatora umieszczonego na półce pod tablicą przyrządów.
- 2) Lampki oświetlenia kabiny i mapy – posiadają regulację siły światła umieszczone na ich korpusach.
- 3) Włącznik reflektora lądowania i kołowania umieszczony jest na półce między fotelami pilotów.
- 4) Przed kołowaniem włączyć:
 - a) oświetlenie przyrządów;
 - b) lampę błyskową;
 - c) reflektor kołowania.
- 5) Po starcie wyłączyć reflektor kołowania.
- 6) Przed lądowaniem włączyć reflektor lądowania.
- 7) Po wylądowaniu wyłączyć reflektor lądowania.

Ostrzeżenie:

Podczas kołowania i postoju obowiązkowo wyłączyć reflektor lądowania /nie wyłączenie grozi przepaleniem i deformacjami reflektora/.

4.21. POSŁUGIWANIE SIĘ SZTUCZNYM HORYZONTEM

4.21.1. Ogólne informacje

1. Do uruchomienia sztucznego horyzontu służy pręt blokujący – ustalacz i pokrętko do przesuwania sylwetki samolotu w pionie.
2. Ustalacz umieszczony jest w dolnym prawym rogu przyrządu, oznaczony jest literą „A”. Przez wyciągnięcie ustalacza na zewnątrz „ku sobie” przyrząd zostaje odblokowany /czerwony krążek z literami – chowa się/ natomiast przez wciśnięcie ustalacza w przyrząd zostaje on zablokowany/ czerwony krążek pojawia się/.
3. Przez obracanie pokrętki umieszczonego w dolnym rogu przyrządu, można przesunąć sylwetkę samolotu w górę o $+11,5^\circ$ /wznoszenie/, lub w dół o $-5,5^\circ$ /schodzenie/, w zależności od położenia samolotu w locie.
4. Lampka sygnalizacyjna umieszczona w szczelinie kuli sztucznego horyzontu służy do zasygnalizowania pełnego rozkręcenia się giroskopu oraz kontroli zailania sztucznego horyzontu.

4.21.2. URUCHAMIANIE I OBSŁUGA

1. Przed włączeniem sztucznego horyzontu należy włączyć: GŁÓWNY WYŁĄCZNIK instalacji elektrycznej s-tu i wyłączniki: AKUMULATOR, PRĄDNICA /przy pracującym s-ku/ oraz PRZYRZĄDY POKŁADOWE.
2. Zasilanie sztucznego horyzontu włącza się przez włączenie wyłącznika „PRZETWORNICA”. Przy włączeniu przyrząd winien być zablokowany /ciężko blokady winno być wciśnięte, a czerwony krążek winien być widoczny/.



3. Przyrząd może być odblokowany po rozkręceniu się giroskopu, co jest sygnalizowane zapaleniem się światła, w szczelinie kuli /około 1 min. – po włączeniu się zasilania/.

Uwaga:

- 1) Przed wyłączeniem, sztuczny horyzont powinien być zablokowany i dopiero potem można wyłączyć wyłącznik „Przetwornica”. Niezablokowany podczas dobiegu przyrząd może ulec uszkodzeniu. Przyrząd można blokować w dowolnym położeniu kuli i sylwetki samolotu.
- 2) Przy kołowaniu, starcie i lądowaniu przyrząd może być odblokowany pod warunkiem pełnego rozkręcenia się giroskopu.
- 3) W razie koniecznej potrzeby, przyrząd można odblokować już po upływie 25 sekund od momentu włączenia zasilania, jednakże działa on dokładnie dopiero po zaświeceniu się lampki kontrolnej w szczelinie kuli.
- 4) Sztuczny horyzont działa prawidłowo także podczas wykonywania figur akrobacji: jedynie w korkociągu nie można polegać na jego wskazaniach.

4.22. Posługiwanie się girokopowym wskaźnikiem kursu.

4.22.1. Informacje ogólne

- 1) Przed włączeniem girokopowego wskaźnika kursu musi być włączony „WYŁĄCZNIK GŁÓWNY”, a ponadto wyłączniki: „AKUMULATOR”, „PRĄDNICA” /przy pracującym silniku/ oraz „PRZYRZĄDY POKŁADOWE”.
- 2) Girokopowy wskaźnik kursu włącza się włączając wyłącznik „PRZETWORNICA”. Przy włączeniu przyrządu musi on być zablokowany – jego pokrętło musi być wciśnięte.
- 3) Dostrojenie girokopowego wskaźnika kursu przeprowadza się wg wskazań busoli magnetycznej. Naciskając pokrętło przyrządu i obracając je nastawia się pojedynczą wskazówkę.
- 4) Przez wciągnięcie pokrętła odblokowuje się przyrząd. Obracając wciągnięte pokrętło przestawia się podwójną wskazówkę nastawiając w ten sposób wybrany kurs.
- 5) Wstrzymując obydwie wskazówki w położeniu wzajemnie równoległym osiąga się lot po wybranym kursie.

Uwagi:

1. Girokopowy wskaźnik kursu może być odblokowany najwcześniej po upływie 10 min od momentu włączenia zasilania.
2. Podczas startu, lądowania, kołowania i wykonania figur akrobacyjnych przyrząd powinien być zablokowany, ponieważ nie jest zrealizowane pełne rozkręcenie giroskopu.
3. Dostrojenie girokopowego wskaźnika kursu do busoli magnetycznej przeprowadza się co 15 minut.



4.23. Akrobacja

4.23.1. Na samolocie Zlin – 42 zezwala się wykonywać akrobacji lotniczej zgodnie z rozdziałem 2 punkt 2.15.

4.23.2. Poszczególne figury akrobacji można wykonywać w dowolnej kolejności i zestawieniu w locie „solo” lub z dwoma /2/ pilotami, przestrzegając ograniczenia zgodnie z rozdziałem 2, punkt 2.15.1

4.23.3. Przygotowanie do lotu

1. Luźne przedmioty /zbędne/ - usunąć z kabiny, wszystkie luźne przedmioty i bagaż.
2. Akumulator – sprawdzić poziom elektrolitu /do płyty perforowanej/.
3. Lot solo –
 - a) Usunąć poduszkę lub spadochron z niezajętego fotela.
 - b) Spać ze sobą pasy bezpieczeństwa na niezajętym fotelu.
4. Masa i położenie środka masy – sprawdzić wg rozdziału 6.
5. Złać paliwo z dodatkowych zbiorników paliwowych.

4.23.4. Czynności w czasie lotu przed przystąpieniem do wykonywania akrobacji

1. Sterowanie – sprawdzić swobodę i prawidłowość wychyleń, wyważenie – w neutrum.
2. Wielopołożeniowy zawór paliwa – przełączyć na 1L /zbiornik lewy/.
3. Sprężarka – WŁĄCZONA lub WYŁĄCZONA /decyzja pilota/.
4. Śmigło – obroty 2750 obr/min /sprężarka WYŁĄCZONA/ lub 2600obr/min /sprężarka WŁĄCZONA/.
5. Mieszanka – UBOGA do wysokości 1500 m MAW /od 1500m. i wyżej wzbogacać/.
6. Klapy – schować.
7. Kabina – zamknięta i zablokowana.
8. Przyrządy kontrolne – sprawdzić:
 - a) Przyrządy kontroli silnika – wskazówki w dopuszczalnych granicach /w obrębie łuków zielonych/.
 - b) Ciśnienie azotu w pasie dźwigara centropłata min 150 kPa /1,5 kG/cm²/.
 - c) Przyspieszeniometer – ustawić n „0” /gdy zabowany s-cie/
9. Pasy bezpieczeństwa – zapiąć i dociągnąć /bez luzów/.
10. Wysokość bezpieczna – sprawdzić wysokościometer.
11. Sprawdzić czy strefa jest wolna – wykonać okrążenie 360°.



4.23.5. Podczas wykonywania akrobacji.

1. Przestrzegać ograniczenia dla parametrów pracy silnika, prędkości, współczynników obciążeń, krzywej wyrwania itd. zgodnie z punktem 2.15.1.

Ostrzeżenie:

- a) Maksymalne obroty silnika 2750 obr/min. zezwala się utrzymywać w maksymalnym czasie 5 minut /sprężarka wyłączona/.
 - b) Sprężarkę zezwala się włączyć tylko przy ciśnieniu ładowania 100 kPa /1,02 at/ i 2600 obr/min.
 - c) Zwiększenie obrotów dźwignią gazu z przedziału 1/3 ruchu z minimalnego „gazu” na „pełen gaz” należy wykonać powoli i płynnie /minimalnie w czasie dwóch sekund/.
2. Wykonywanie ewolucji lotu akrobacyjnego należy rozpoczynać na tej wysokości, która zapewnia bezpieczne wyprowadzenie samolotu do lotu poziomego z dowolnego manewru przy zachowaniu bezpiecznej wysokości w zależności od kwalifikacji pilota i obowiązujących zasad.

2.24. Rysunki ilustrujące sposób wykonania manewrów w locie i figur akrobacji.

Na następnych kolejnych stronicach /rys. 1 do 12/ pokazane są dydaktyczne szkice ilustrujące sposób wykonywania niżej wymienionych manewrów i figur akrobacji na samolocie typu Zlin-142:

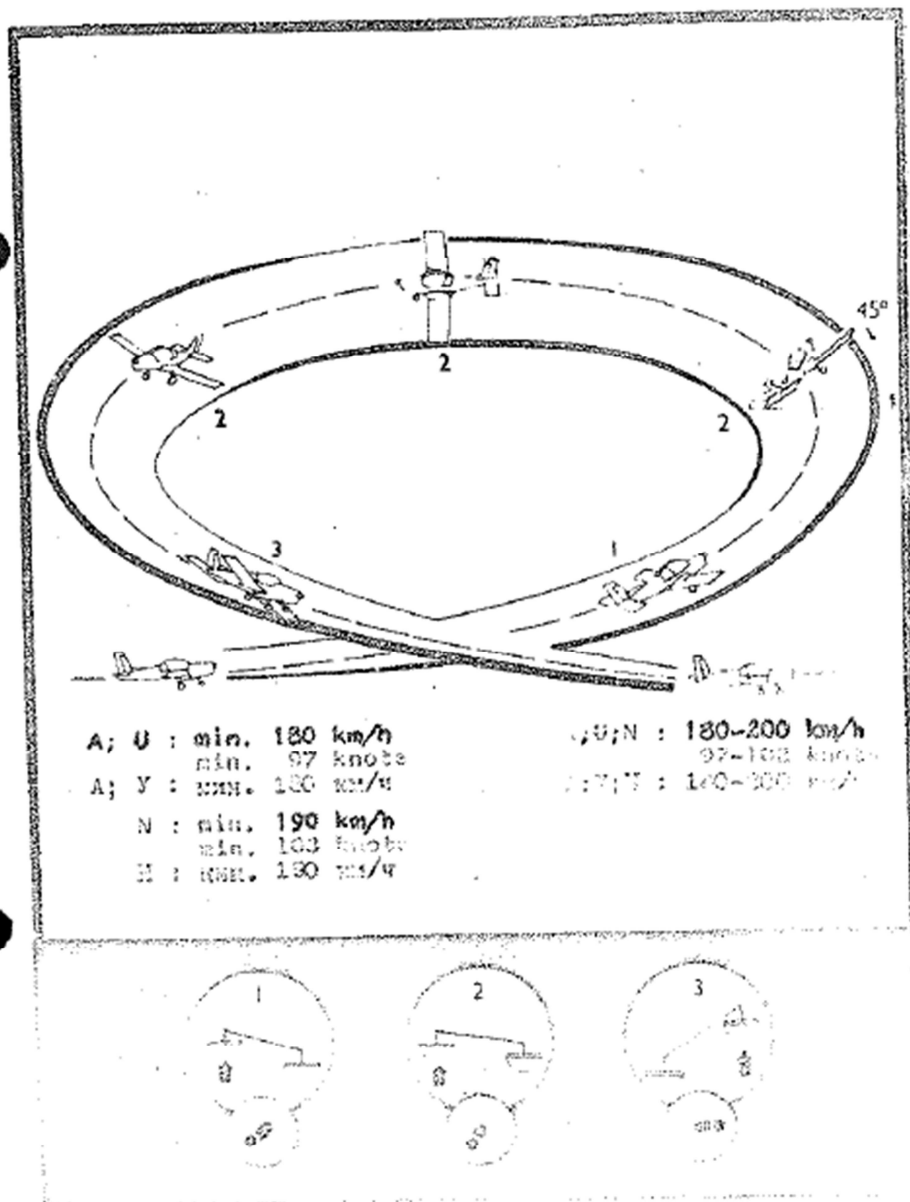
1. Okrążenie 360°
2. Zwrot bojowy
3. Ślizg
4. Lot nurkowy
5. Korkociąg
6. Pętla
7. Beczka sterowana
8. Zawrót (Imelman)
9. Wywrót
10. Przewrót
11. Lot odwrócony
12. Okrążenie w locie odwróconym.



1. OKRĄŻENIE 360°

1 OKRĄŻENIE 360°

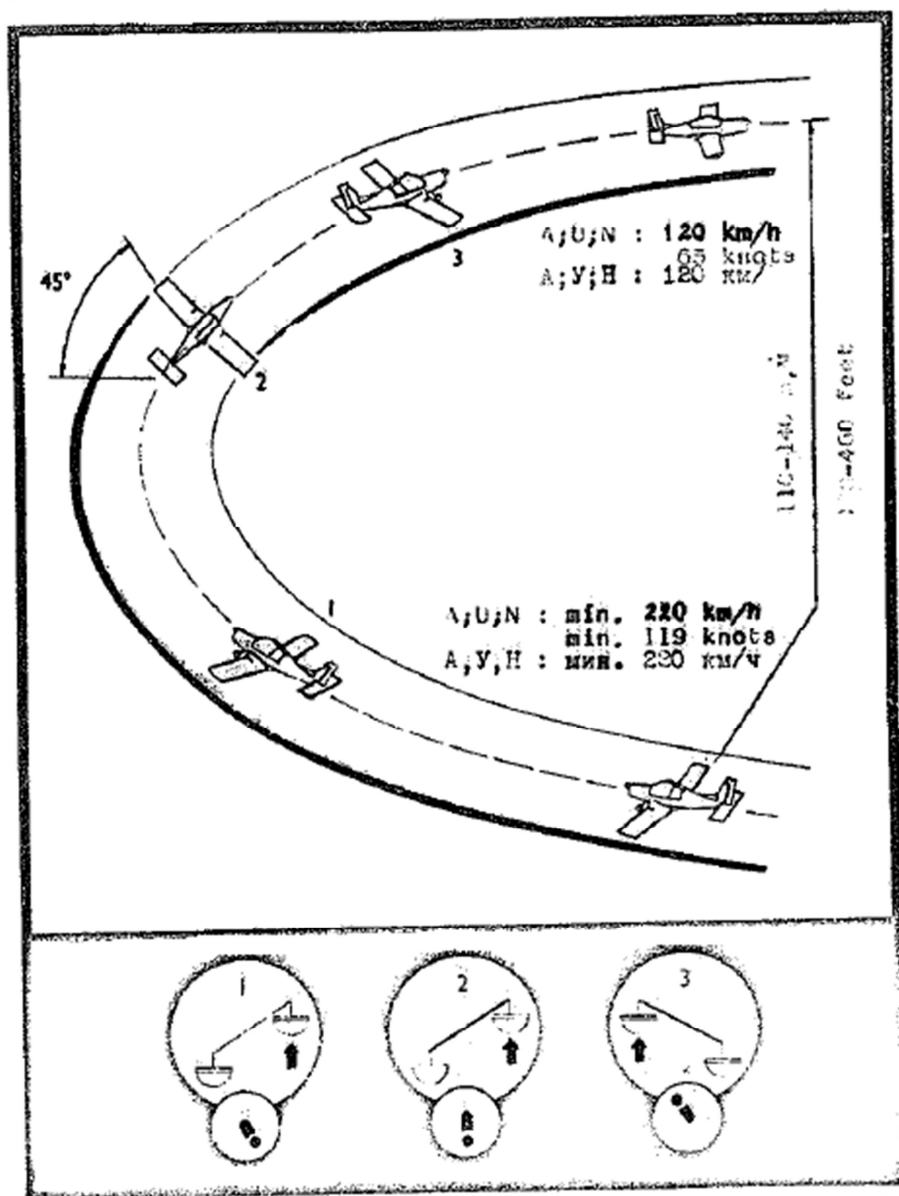
360° Kurve
Bspatz zu 360°



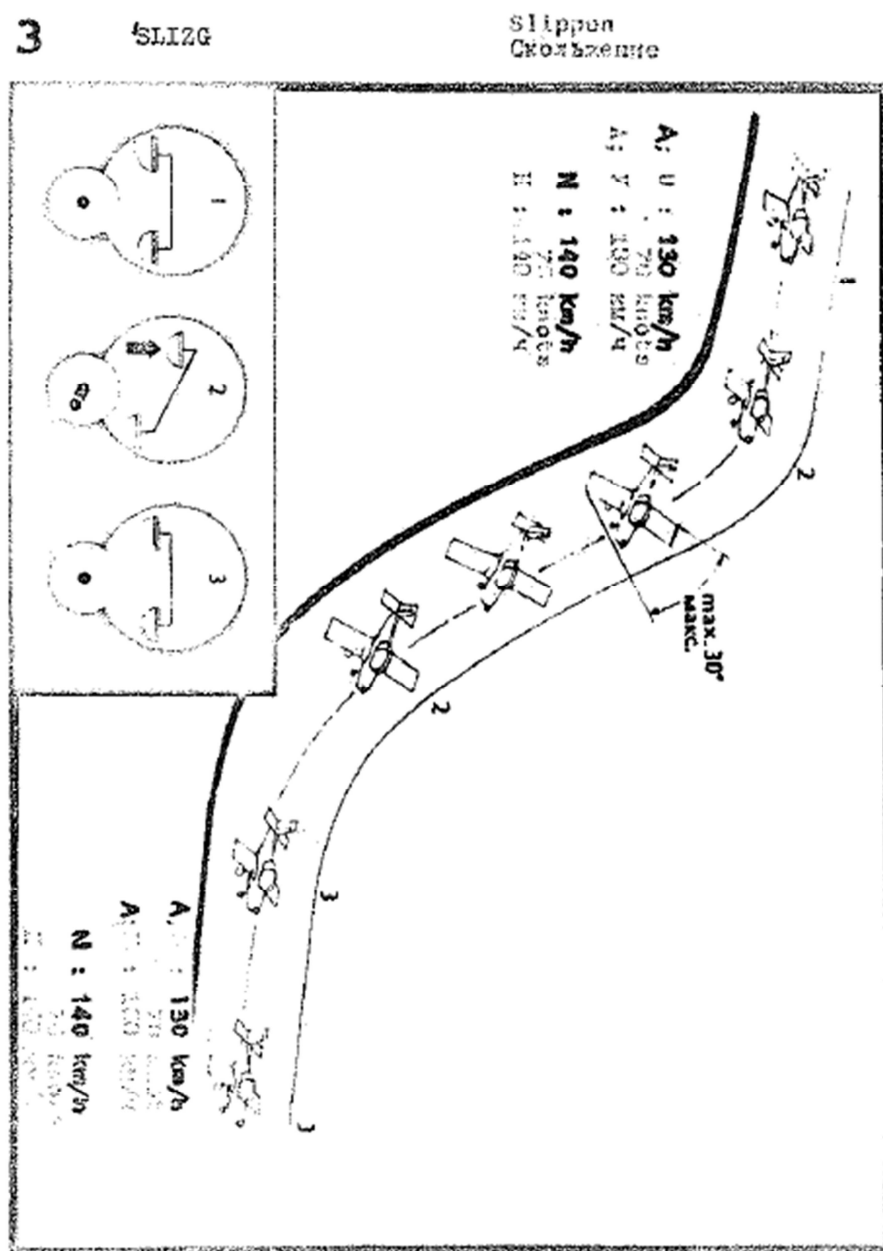
2. ZWROT BOJOWY

2 ZWROT BOJOWY

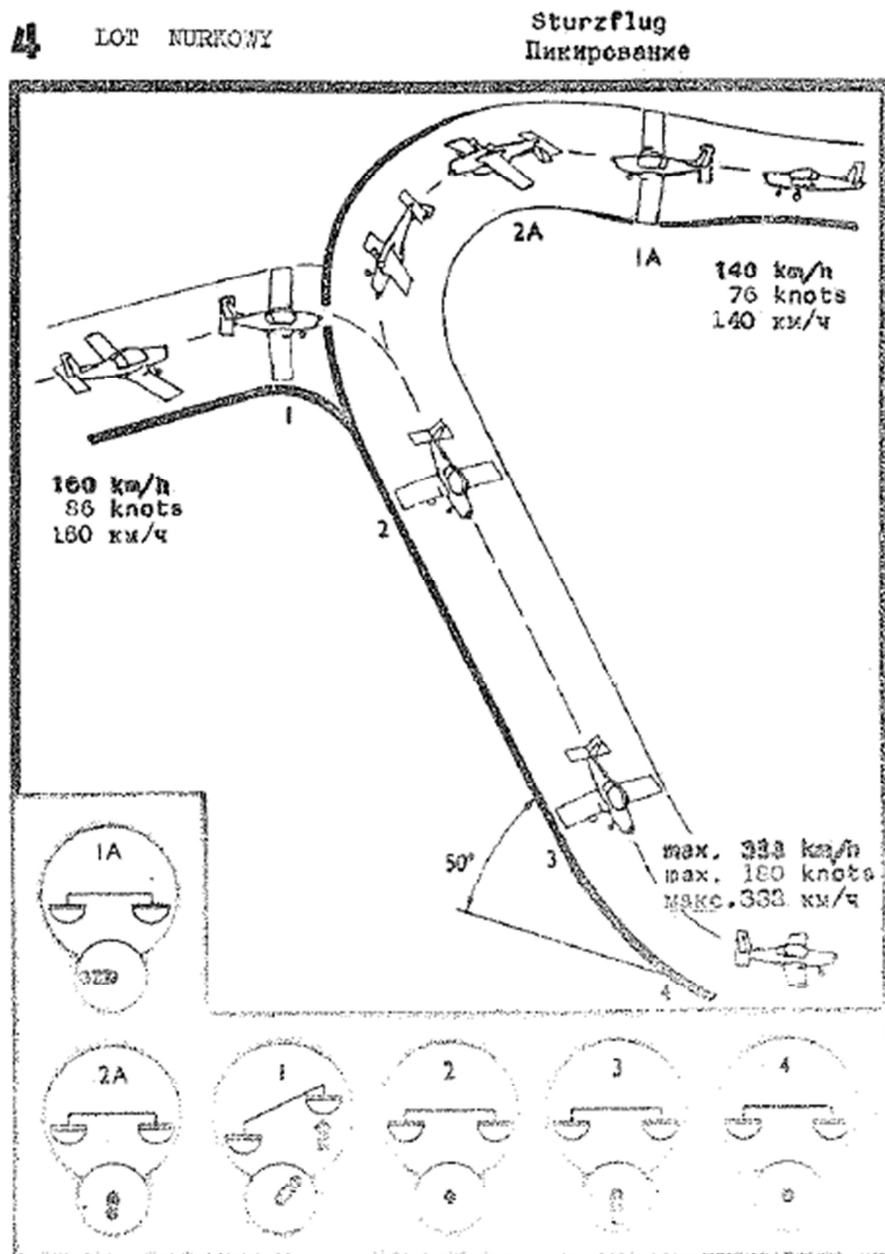
Steigende Kurve
Выраз с набором высоты



3. ŚLIZG



4. LOT NURKOWY

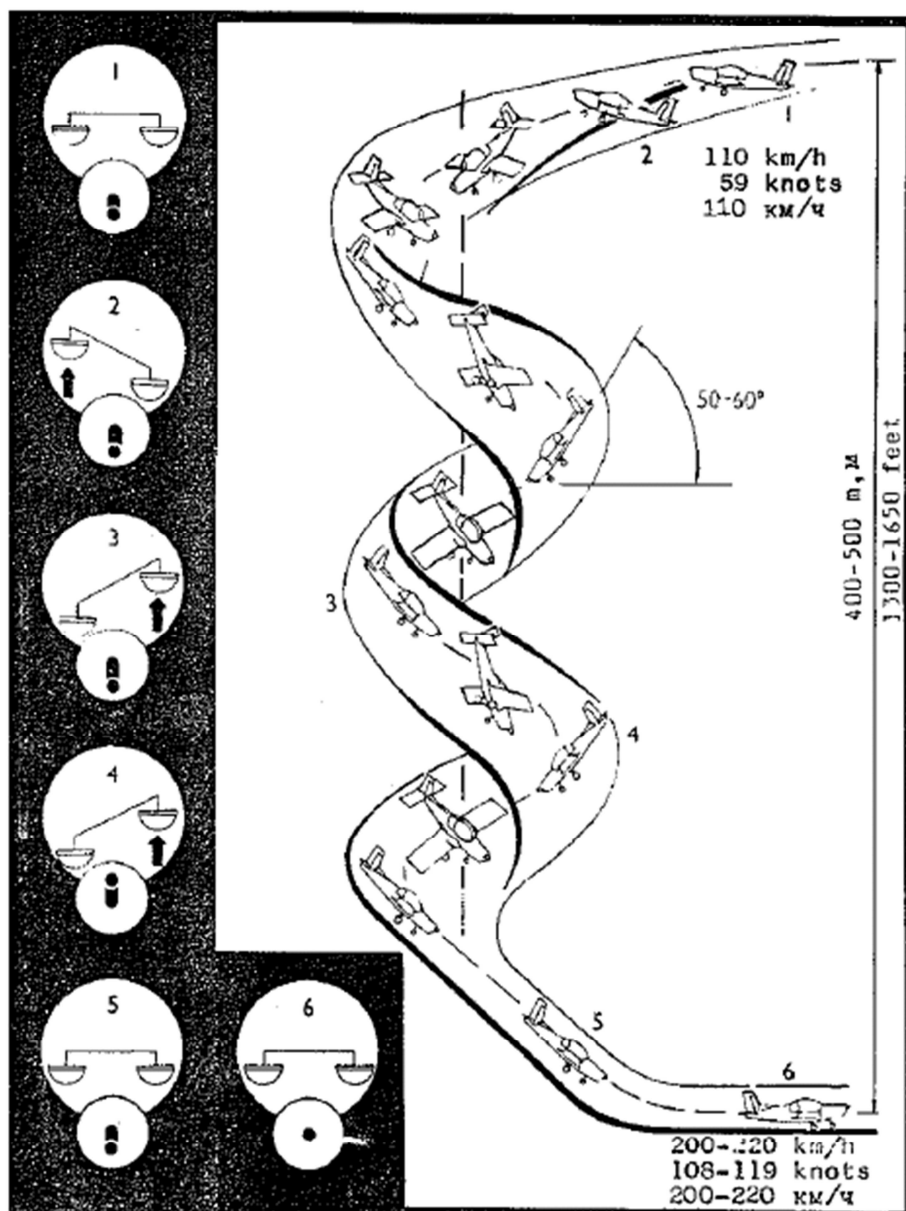


5. SPIN

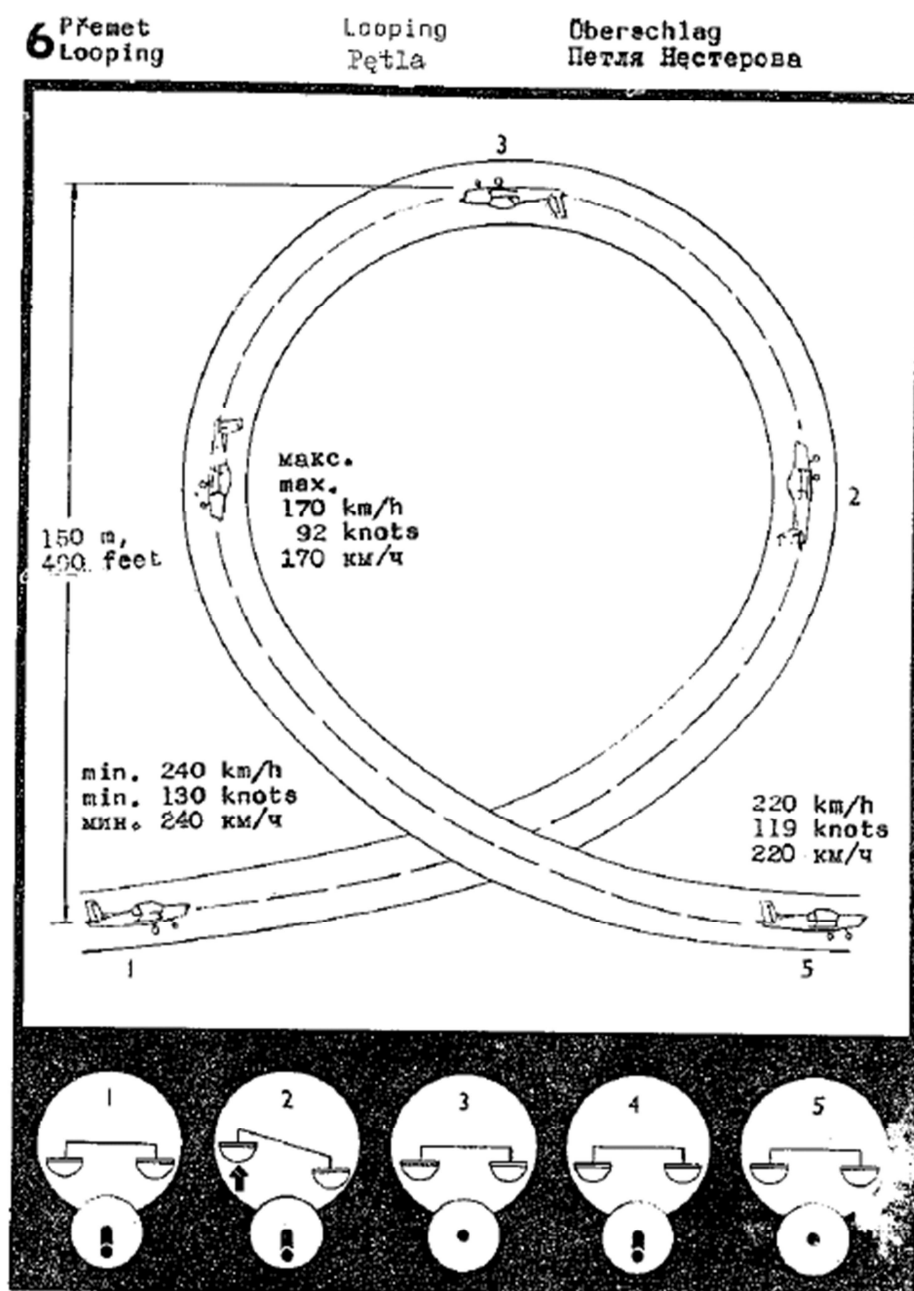
5 Vývrтка
Spin

Vrille
Korkociğ

Trudeln
Шторм



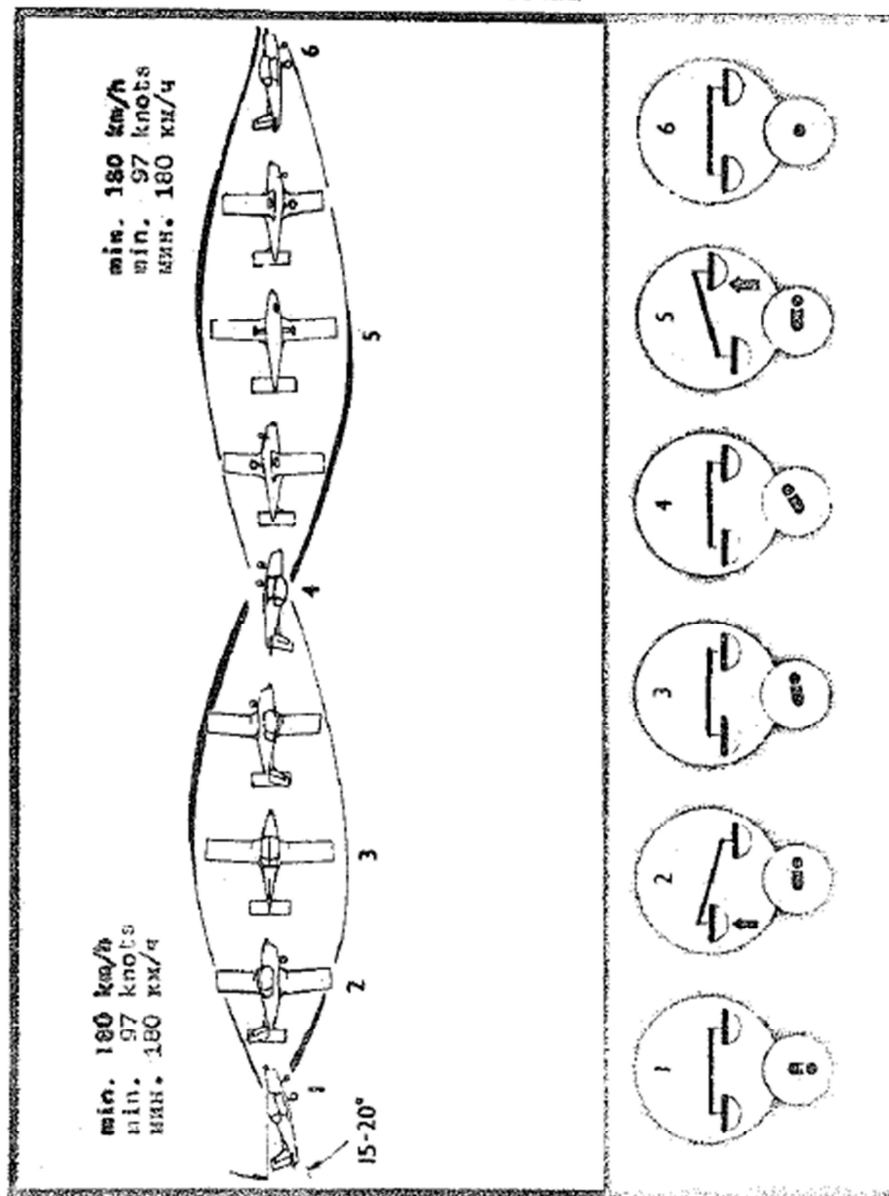
6. PĘTLA



7. BECZKA

7 BECZKA STEROWANA

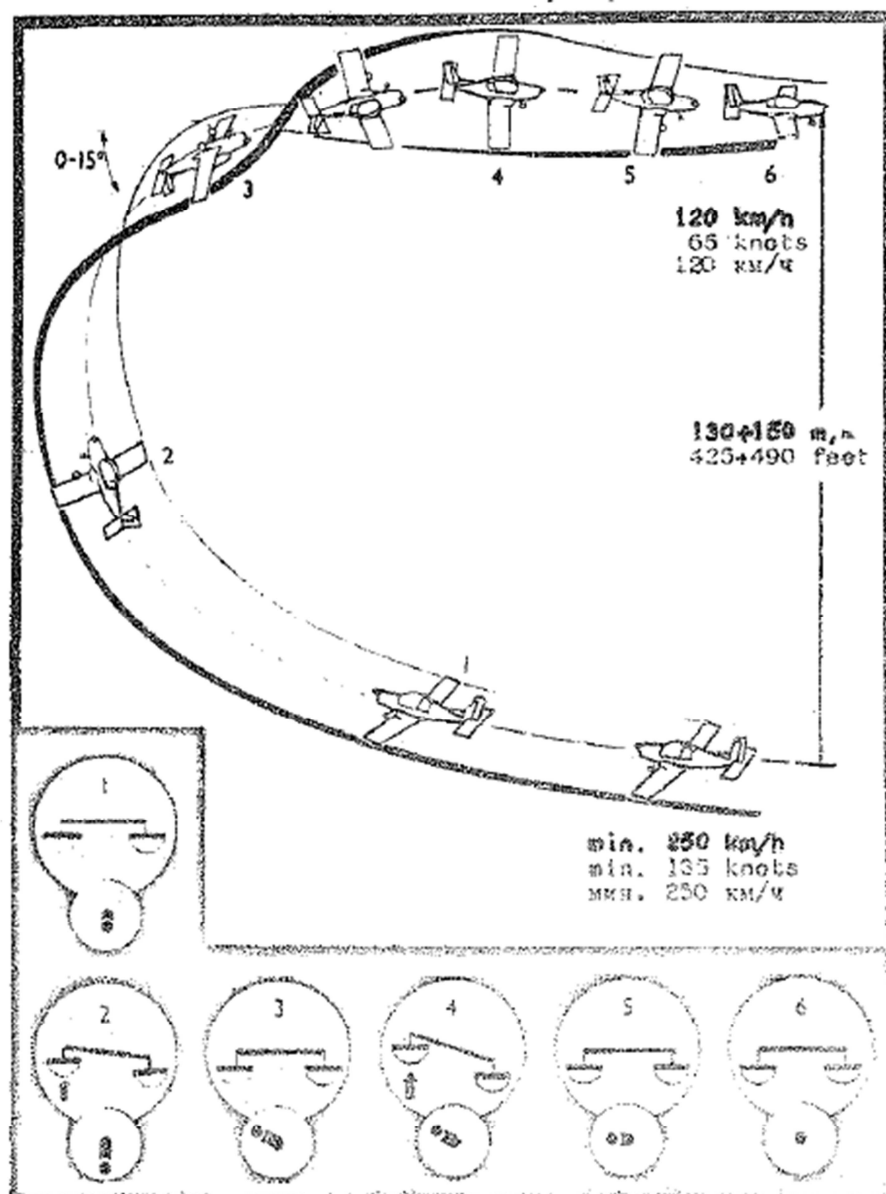
Ролле
Бочка



8. ZWROT IMMELMAN

8 ZWROT IMMELMAN

Immelmann-Kurve
Полупетля Нестерова
с переворотом (иммельман)

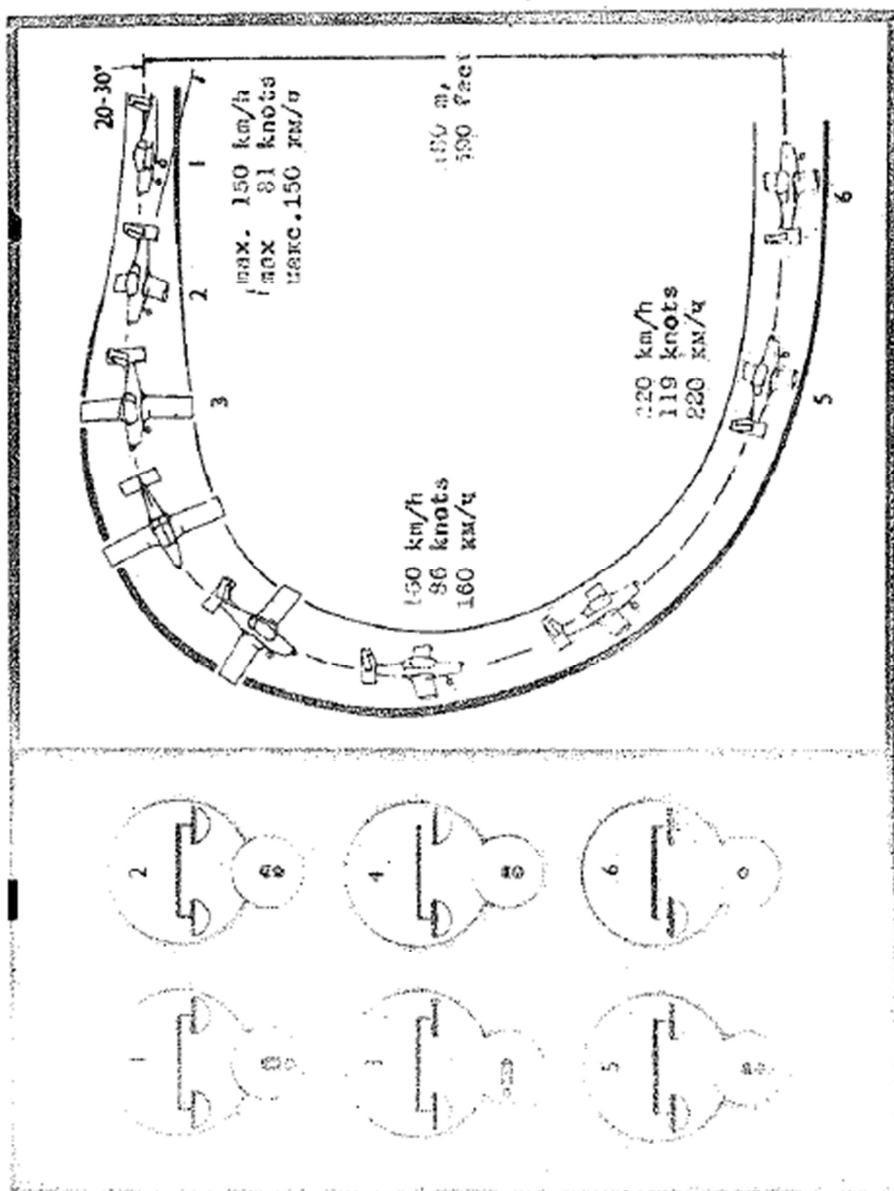


9. WYWRÓT STEROWANY

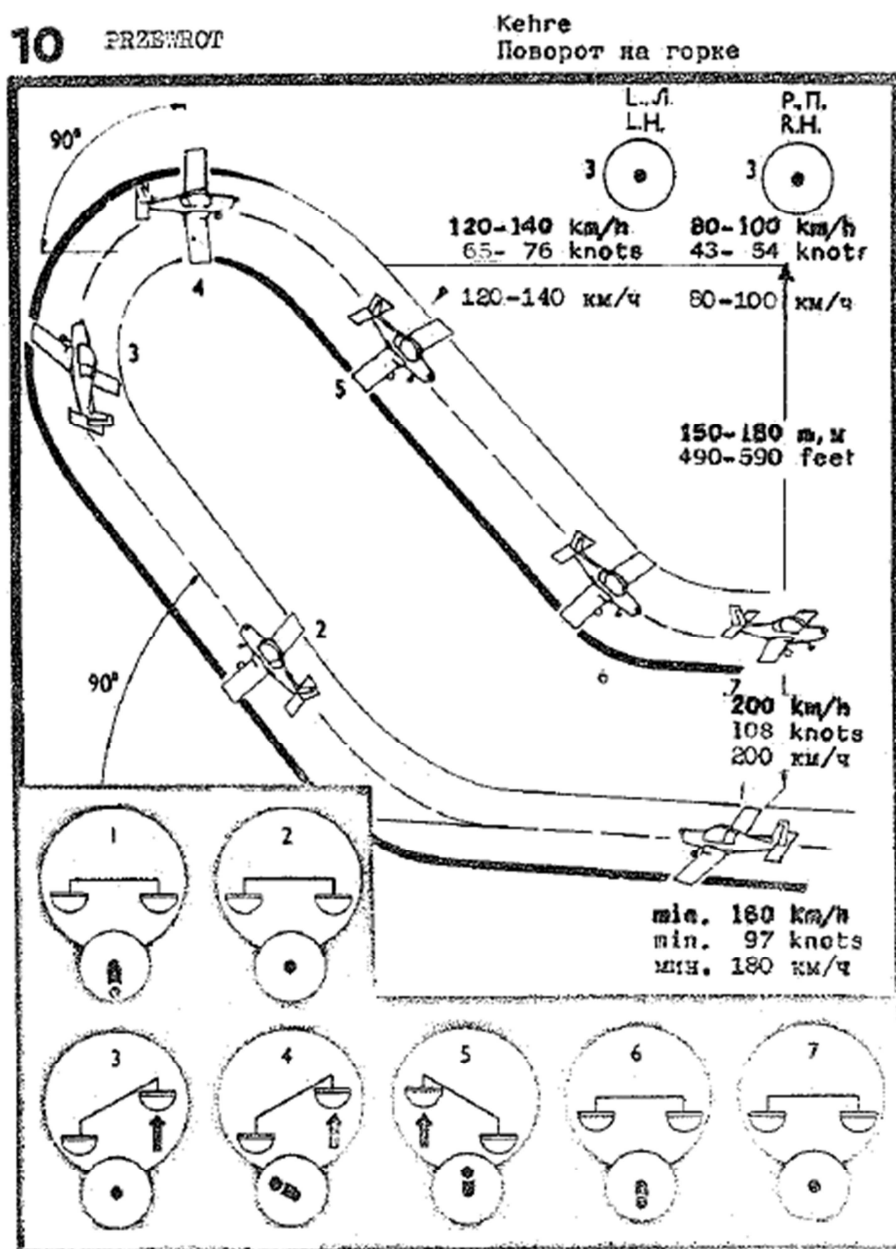
9

WYWRÓT STEROWANY

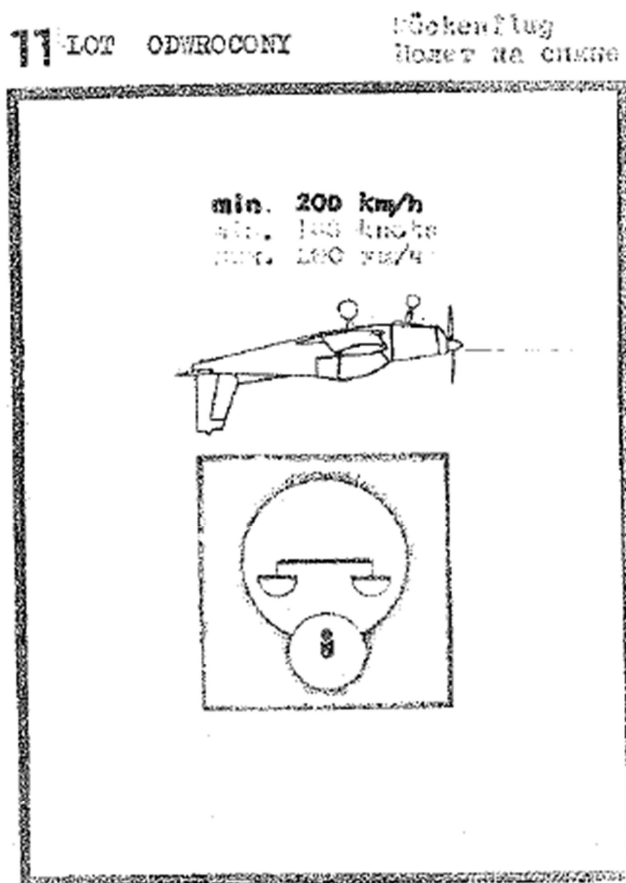
Schleifenflug
Сдвигательный переворот
через крыло



10. PRZEWROT



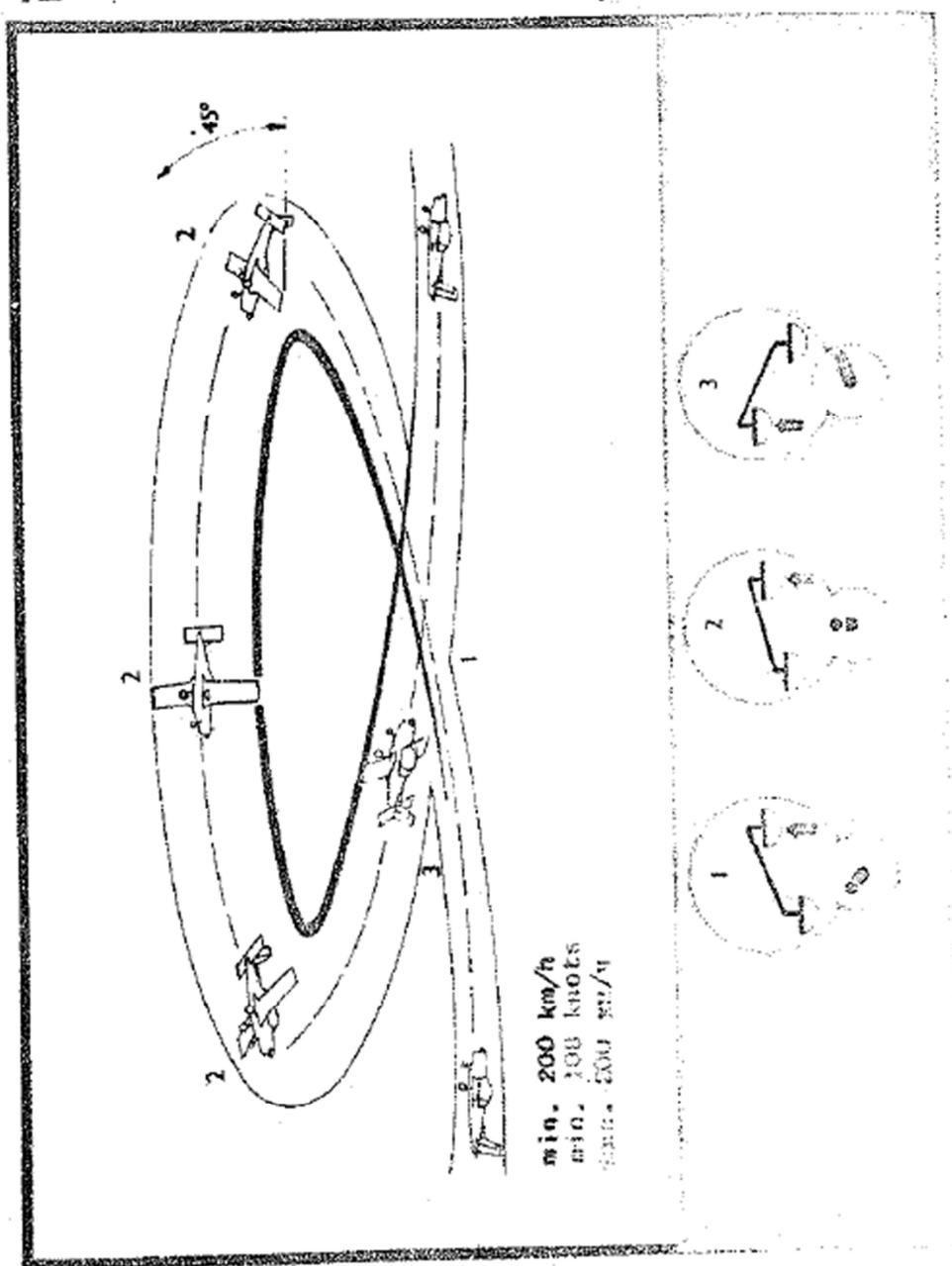
11. LOT ODWRÓCONY



12. OKRĄŻENIE W LOCIE ODWRÓCONEGO

12 OKRĄŻENIE W LOCIE ODWRÓCONYM

Rückenflugkehre
Gópatka odwrócona



OSIAGI SAMOLOTOWE

Spis treści

strona

- 5.1. Wiadomości ogólne
- 5.2. Długość rozbiegu
- 5.3. Długość rozbiegu na H 15 m
- 5.4. Maksymalna prędkość wznoszenia
- 5.5. Pułap praktyczny
- 5.6. Maksymalna doskonałość w locie szybowym
- 5.7. Długość lądowania z H 15 m
- 5.8. Długość dobiegu
- 5.9. Prędkość przelotowa
- 5.10. Prędkość maksymalna w locie poziomym
- 5.11. Długotrwałość lotu
- 5.12. Zaięg lotu
- 5.13. Prędkość przeciągnięcia
- 5.14. Poprawka aerodynamiczna prędkościomierza





5. OSIĄGI SAMOLOTU

5.1. Informacje ogólne

Niżej podane wartości osiąarów odnoszą się do standardowego wykonania samolotu Zlin-142 wyposażonego w silnik typu M-337 AK i śmigło typu V-500A, przy średniej technice pilotażu i spokojnym powietrzu.

O b j a ś n i e n i e:

A – wersja akrobacyjna – 970 kG

N – wersja normalna – 1090 kG

	Kategoria	
	A	N
5.2. Długość rozbiegu (m)	220	240
W a r u n k i: - wysokość 0 m MAW - maksymalna startowa - moc silnika - klapy w położeniu start - nawierzchnia pasa startowego – równa sucha betonowa		
5.3. Długość startu do H=15 m	440	540
W a r u n k i: - prędkość oderwania /IAS/ km/godz. - bezpieczna prędkość startu /IAS/ - pozostałe warunki wg punktu 5.2 m/s	90 – 100 120	95 – 105 130
5.4. Maksymalna prędkość wznoszenia (m/s)	5,5	4,4
W a r u n k i: - prędkość po torze /IAS/ km/godz. - wysokość „0” m MAW - maks. moc startowa - sprężarka „WŁĄCZONA” - klapy w położeniu „SCHOWANE”	140	150
5.5. Pułap praktyczny (m)	5000	4300

U w a g a!

Ograniczenia w wysokości lotu podano w roz. 2.16.

W a r u n k i: - zakres pracy s-ka: maksymalny długotrwały /2600 obr/min/, ciśnienie ładowania 98 kPa tzn. 1,0 atm, powyżej wysokości określonej – pełen „gaz”
- sprężarka – WŁĄCZONA
- klapy w położeniu - „SCHOWANE”
- prędkość – wg roz. 4. Punkt 9.4.



5.6. Maksymalna doskonałość w locie szybowym

W a r u n k i:

Zakres pracy silnika – mały „gaz”

K l a p y	Prędkość IAS		Maksymalna doskonałość w locie szybowym
	„A”	„N”	
„schowane”	125	134	7,38
„start”	118	126	0,80
„lądowanie”	98	107	6,33

5.7. Długość lądowania H=15 m

„A”	„N”
400	460

W a r u n k i:

- prędkość podejścia do lądowania IAS km/godz. 130 – 140
- wysokość „0” m MAW
- zakres pracy s-ka – PRZEPUSTNICA PRZYMKNIEŃTA
- klapy w położeniu – LĄDOWANIE
- pas startowy – równy, suchy, betonowy
- przy wylądowaniu – normalne hamowanie

5.8. Długość dobiegu

m	190	220
---	-----	-----

5.9. Prędkość przelotowa

W a r u n k i:

- wysokość: 500 m MAW
- klapy w położeniu – „SCHOWANE”
- sprężarka – „WŁĄCZONA”



Zakres pracy silnika	Obroty obr./min.	Ciśnienie ładowania		Prędkość w km/godz.					
				TAS		CAS		IAS	
		kPa	atm	A	N	A	N	A	N
Maksymalna długotrwała	2 600	98	1,00	213	208	206	203	215	208
Maksymalna podróżna	2 400	90	0,92	197	190	192	186	197	189
Przelotowa - ekonomiczna	2 300	82	0,84	179	171	175	167	178	167

5.10. PRĘDKOŚĆ MAKSYMALNA W LOCIE POZIOMYM

W a r u n k i:

- wysokość 500 m MAW
- zakres pracy s-ka – pełny „gaz”, ilość obrotów 2750 obr/min.
- sprężarka – włączona
- kłapy schowane.

Kategoria	Prędkość /km/godz./		
	TAS	CAS	IAS
Akrobacyjna /A/	231	225	234
Normalna /N/	227	222	230

5.11. DŁUGOTRWAŁOŚĆ LOTU

W a r u n k i: wg punktu 5.9.

Zakres pracy silnika	Obroty obr./min.	Ciśnienie ładowania		Prędkość TAS km/godz.		Długotrwałość	
						Kategoria A	Kategoria N
		kPa	atm	A	N		
Maksymalna długotrwała	2 600	98	1,00	213	208	2 godziny 00 minut	3 godziny 45 minut
Maksymalna podróżna	2 400	90	0,92	197	190	2 godziny 40 minut	5 godzin 00 minut
Przelotowa - ekonomiczna	2 300	82	0,84	179	171	3 godziny 20 minut	6 godzin 10 minut

U w a g i:

1. Długotrwałość lotu poziomego dla:

- kategorii akrobacyjnej (A): bez paliwa w dodatkowych zbiornikach paliwa;
- kategorii normalnej (N): z paliwem w dodatkowych zewnętrznych zbiornikach paliwa.

2. Paliwo niezbędne podczas naziemnej pracy s-ka w czasie startu, wznoszenia, szybowania i wykonywania kręgu nadlotniskowego odliczono od ogólnej ilości paliwa.



5.12. Zasięg lotu

W a r u n k i:

Według punktu 5.9 i 5.11

Zakres pracy silnika	Obroty obr./min.	Ciśnienie ładowania		Prędkość TAS km/godz.		Długość trwania km	
		kPa	atm	A	N	Wersja A	Wersja N
Maksymalna długość trwania	2 600	98	1,00	213	208	425	780
Maksymalna prędkość	2 400	90	0,92	197	190	525	950
Przelotowa - ekonomiczna	2 300	82	0,84	179	171	595	1050

U w a g a:

Przedstawiony wyżej zasięg w locie poziomym dotyczy:

- dla wersji akrobacyjnej (A) – bez paliwa w dodatkowych zbiornikach paliwowych zewnętrznych;
- dla wersji normalnej (N) – z paliwem w dodatkowych zbiornikach paliwa.

5.13. Prędkość przeciągnięcia.

K a t e g o r i a	Wychylenie klap	Prędkość przeciągnięcia	
		CAS km/h	IAS km/h
Akrobacyjna (A) (970 kG)	SCHOWANE	V _{SL} 113	103
	START	V _{SL} 110	99
	ŁADOWANIE	V _{SO} 102	88
Normalna (N) (1090 kG)	SCHOWANE	V _{SL} 120	110
	START	V _{SL} 116	105
	ŁADOWANIE	V _{SO} 108	95

W a r u n k i:

Przepustnica zamknięta („mały gaz”)

U w a g i:

Podane prędkości odpowiadają wszystkim zakresom użytkowych wysokości.

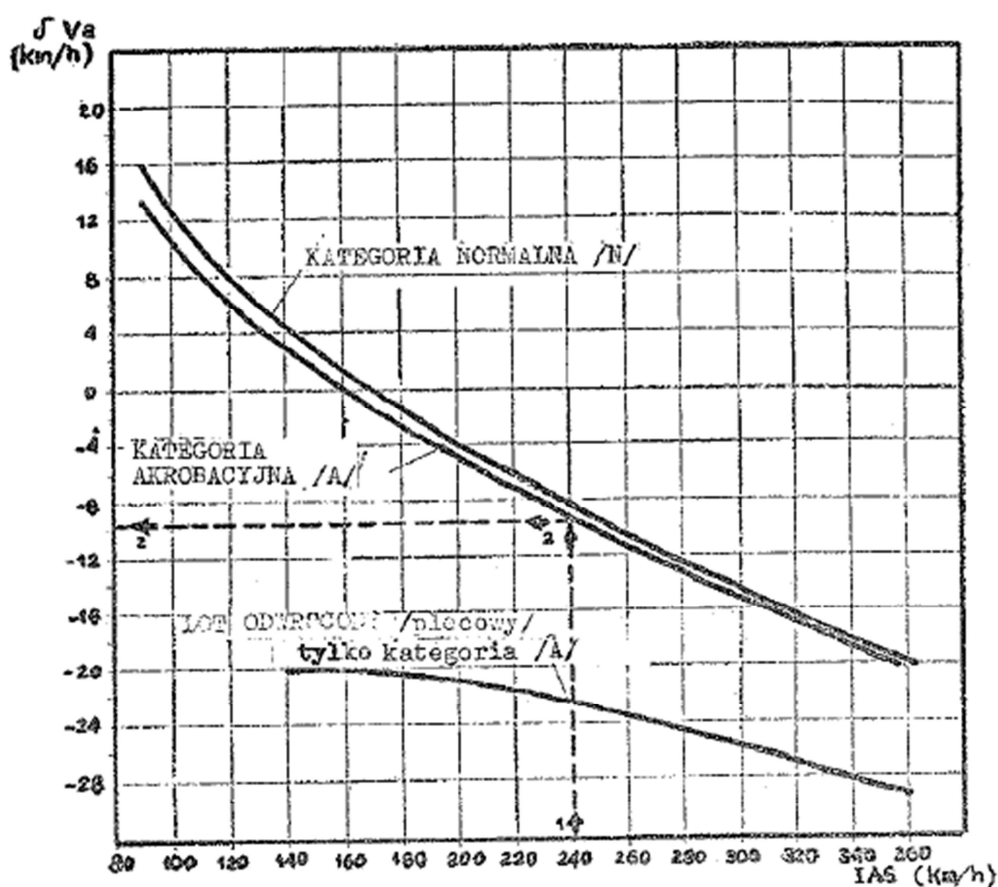


5.14.1. Poprawka aerodynamiczna ważna dla:

- (1) Lotu
- (2) Lotu odwróconego – plecowego /dolna część wykresu/
- (3) Kategorii /A/
- (4) Wszystkich położań klap
- (5) Wszystkich zakresów użytkowych wysokości.

5.14.2. Wykres określania poprawki aerodynamicznej

$$CAS = IAS + \zeta_{va}$$



5.14.3. Zastosowanie wykresu (przykład podano linią punktową)

- (1) Z odpowiedniej przyrządowej prędkości lotu (IAS) przeprowadza się pionową (na przykład: IAS = 240 km/godz.).
- (2) Z punktu przecięcia linii pionowej z krzywą poprawki aerodynamicznej dla odpowiedniej kategorii przeprowadza się poziomą linię do osi rzędnych na której określone są poprawki aerodynamiczne ζ_{va} ($v_a = -10$ km/godz.)
- (3) $CAS = IAS + \zeta_{va}$ ($CAS = 240 - 10 = 230$ km/godz..)



MASA WŁASNA I POŁOŻENIE ŚRODKA MASY

Spis treści

	strona
6.1. Informacje ogólne	6-3
6.2. Masa własna i położenie środka masy pustego s-tu	6-5
6.3. Wyposażenie s-tu	6-5
6.4. Masa użytkowa	6-8
6.5. Sprawdzenie masy własnej i użytkowej	6-9
6.6. Sprawdzenie położenia środka masy	6-9
6.7. Metoda sprawdzania masy własnej, masy użytkowej i położenia środka masy	6-9
6.8. Przykład sprawdzania masy własnej, masy użytkowej i położenia środka masy	6-11
6.9. Wykres Nr 1 – Momenty statyczne poszczególnych składników masy użytkowej	6-13
6.10. Wykres Nr2 – Wyznaczenie położenia środka masy	6-14

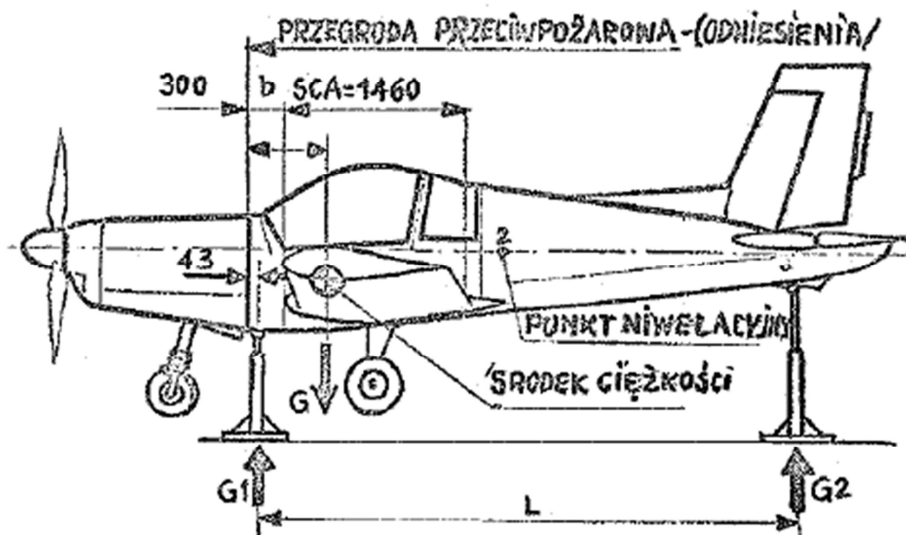


MASY I POŁOŻENIE ŚRODKA MASY

6.1. Informacje ogólne

6.1.1. Definicje – oznaczenia i jednostki

Płaszczyzna przegród p.poż. (odniesienia)



G1: Masa s-tu z podnośnikiem na przedniej podporze	/kg/
G2: Masa s-tu z podnośnikiem na tylnej podporze	/kg/
G3: Suma – $G_1 + G_2$	
G4: Masa przedniego podnośnika	/kg/
G5: Masa tylnego podnośnika	/kg/
G6: Suma $G_4 + G_5$	/kg/
G: Masa pustego s-tu = $G_3 - G_6$	/kg/
L: Odległość między podporami	(m)
S: Moment statyczny $S = G * XT$	(kgm)
b S.C.A. Długość średniej cięciwy aerodynamicznej = 1.460 m	(m)
XT: Odległość środka masy od płaszczyzny odniesienia	(m)
XT: Położenie środka masy	(% SCA)

Płaszczyzna odniesienia: - pokrywa się z przegrodą ogniową (przy poziomym ustawieniu samolotu).

Ważenie s-tu – wykonuje się w celu określenia masy i momentu statycznego samolotu. Samolot waży się w położeniu poziomym, na dwóch podnośnikach umieszczonych pod pierwszą przegrodą (p.poż.) i pod dźwigarem płozy.



Położenie poziome s-tu – określa się według punktów niwelacyjnych Nr 2-3 na kadłubie s-tu.

6.1.2. Wzory obliczeniowe

(1) Masa pustego samolotu

$$G = G_3 - G_6 \quad [\text{kg}]$$

(2) Obliczenie ramienia środka masy od płaszczyzny odniesienia

$$X_T = L * (G_2 - G_5) / G + 0,043 \quad (\text{m})$$

(3) Obliczenie momentu statycznego

$$\text{a) } X_T = ((X_T - 0,3000) / 1,46) * 100\% \quad (\% \text{SCA})$$

$$\text{b) } X_T = ((S/G - 0,300) / 1,46) * 100\%$$

Ostrzeżenie

W następnych punktach tego rozdziału masa samolotu „G” oznaczana będzie literą „M” (kg)

6.2. Masa i położenie środka masy pustego s-tu.

Kategoria	Masa pustego s-tu /w kg/	Odległość (ramię) X_T (m)	Moment statyczny S (kgm)	Wyważenie X_T (% SCA)
Akrobacyjna „A” Normalna „N”	730 ± 3% 708 - 752	0,563+ +0,607	398+456	19 ^{+2%} _{-1%}

Ostrzeżenie:

1. Podane wartości dotyczą pustego samolotu odpowiadającego następującym warunkom:

- Standardowe wykonanie s-tu;
- W instalacjach znajdują się:
 - nie dająca się usunąć pozostałość paliwa,
 - nie dająca się usunąć pozostałość oleju;
- Układ hamowania kół podwozia napełniony płynem;
- Kategoria akrobacyjna /A/ samolot bez paliwa
normalna /N/ w zbiornikach dodatkowych
- Fotele pilotów: w skrajnie przednim położeniu (bez poduszek plecowych);
- Ośłona kabiny – zamknięta.

2. Samoloty dostarczone przez producenta z zamówionym dodatkowym wyposażeniem to masa pustego samolotu i jego wyważenie podane są z uwzględnieniem, wyposażenia dodatkowego w protokole ważenia s-tu oraz punkcie 6.7.1. tej instrukcji użytkowania w locie s-tu.



3. W przypadku późniejszego rozmieszczenia na samolocie, rozszerzonego, dodatkowego wyposażenia przez Użytkownika s-tu, koniecznym jest ponowne ważenie i przliczenie wyważenia pustego s-tu.

6.3. Wyposażenie samolotu

W tabeli podane są zestawienia mas (M) i ich ramion (X) oraz momentów statycznych (S) dla podstawowego, standardowego wyposażenia s-tu oraz rozszerzonego dodatkowym wyposażeniem s-tu Zlin-142.

O b j a ś n i e n i e:

1. Wyposażenie rozszerzone (dodatkowe) dostarczane jest na zamówienie Zamawiającego.
2. Tylko do użytkowania w kategorii normalnej.





6.4. Maks. dopuszczalna masa użytkowa

Kategoria akrobacyjna /A/ 240 kg

Kategoria normalna /N/ 360 kg

Ostrzeżenie:

- 1) Wyżej wymienione wartości obowiązują jedynie standardowe wykonanie s-tu.
- 2) Jeżeli na s-cie zabudowano dodatkowe wyposażenie, koniecznym jest także zmniejszenie największej dopuszczalnej masy użytkowej, aby ograniczenia masy wg rozdz. 2 punkt 2.3., nie zostały przekroczone.

6.4.2. Wyszczególnienie maksymalnie dopuszczalnej masy użytkowej

W poniższej tabeli podano zestawienie poszczególnych mas dopuszczalnej masy użytkowej, ramion „X” oraz momentów statycznych „S” samolotu w wykonaniu standardowym.

Masa	Wyszczególnienie		Masa m w kg	Ramię „X” (m)	Moment statyczny (w kgm) „S”u
pilot	Położenie fotela pilota	przednie	200.00	0,846	169,200
		średnie	200.00	0,896	179,200
		tylne	200.00	0,946	189,200
paliwo	Zbiorniki główne	120,0 l	86.400	0,666	57.542
	Zbiorniki dodatkowe (N)	100,0 l	72.00	0,711	51.192
	Główne i dodatkowe zbiorniki (N)	220,0 l	158.400	0,686	108.734
olej	Maksymalna ilość	12,0 l	11.000	-0,174	-1,900
bagaż	Tylko w kategorii normalnej		20.000	1,766	35.320

Ostrzeżenie:

- 1) Maksymalna dopuszczalna masa użytkowa foteli pilota, obejmuje:
 - w kategorii akrobacyjnej /A/ łącznie ze spadochronami,
 - w kategorii normalnej bez spadochronów z poduszkami plecowymi;
- 2) a) Bagaż można przewozić w bagażniku tylko w kategorii normalnej /N/
b) Bagaż musi być przymocowany przy pomocy pasów.
c) Bagaż o masie przekraczającej 15 kg musi być zamocowany co najmniej dwoma pasami.



- 3) Całkowita maksymalnie dopuszczalna masa użytkowa powinna odpowiadać punktowi 6.4.1. przy przestrzeganiu ograniczeń rozdziału 2 pkt. 2.3.

4)

6.5. Sprawdzenie masy własnej i masy użytkowej

Pilot obowiązany jest sprawdzić przed każdym lotem czy dotrzymane są ograniczenia dotyczące mas wg rozdziału 2 pkt. 2.3. – 2.4. oraz dotyczące masy użytkowej wg rozdz. 6 pkt 7.2.

Z a l e c e n i e:

Metoda sprawdzenia masy własnej i masy użytkowej podana jest w rozdz. 6.7. Odnosny przykład podano w rozdz. 6 pkt.8.

6.6. Sprawdzenie położenia środka masy

Podczas każdego lotu środek masy musi się znajdować w granicach przedstawionych w rozdz. 2 pkt 2.5.

Z a l e c e n i e:

Metoda sprawdzenia położenia środka masy /SCA/ odana jest w rozdz. 6 pkt. 7.4. Odnosny przykład podano w rozdz. 6.pkt 8..

6.7. Metoda sprawdzania masy własnej, masy użytkowej i położenia środka masy

6.7.1 Masa i moment statyczny dotyczy pustego samolotu

Jeżeli po odbiorze samolotu od producenta, użytkownik nie dokonał żadnych zmian wyposażenia i jego rozmieszczenia, to przy wyznaczaniu masy własnej /M/ i momentu statycznego pustego samolotu /S/ obowiązują wartości podane w poniższej tabeli:

Masa pustego samolotu „M” - /kg/	Ramię X_T - /m/	Moment statyczny S /kgm/	Pieczęć i podpis wykonawcy
736	0,565	415.84	

O s t r z e ż e n i e:

- 1) Jeżeli użytkownik dokonał zmian w zakresie wyposażenia i jego rozmieszczenia to należy ponownie przeliczyć lub wyznaczyć na podstawie ważenia masę własną i moment statyczny pustego samolotu.
- 2) Zestawienie mas ich ramion i momentów statycznych dla standardowego i dodatkowego wyposażenia s-tu podane w punkcie 6.3.



6.7.2. Masa i moment statyczny masy użytkowej

- 1) Masa użytkowa M_u równa jest sumie poszczególnych mas użytkowych: (piloci z spadochronami lub z poduszkami plecowymi + paliwo + olej + bagaż).
- 2) Moment statyczny mas użytkowych (S_u) równy jest algebraicznej sumie momentów statycznych poszczególnych mas użytkowych (piloci z spadochronami lub poduszkami plecowymi + paliwo + olej + bagaż) zgodnie z wykresem Nr 1 pkt. 6.9.

6.7.3. Masa samolotu w locie (M_L)

Masa samolotu w locie (M_L) równa jest sumie mas własnych (pustego) samolotu (M) wg pkt. 6.7.1 oraz rzeczywistej masie użytkowej (M_u) zgodnie z pkt 6.7.2.

$$M_L = M + M_u$$

5.7.4. Położenie środka masy /%SCA/

W celu wyznaczenia położenia środka masy należy się posłużyć wykresem Nr 2 – pkt. 6.10 w następujący sposób:

- (1) Na wykresie Nr 2 wyznaczenie położenia środka masy zaznaczyć:
 - a) Na osi rzędnych – masa w locie (M_L) określona zgodnie z punktem 6.7.3. (pkt.A);
 - b) Na osi odciętych – moment statyczny pustego samolotu (S_V) określony zgodnie z punktem 6.7.1. (pkt. B).

Moment statyczny masy użytkowej (S_U) określony zgodnie z pkt. 6.7.2. dodać do momentu statycznego pustego samolotu (S).

Ich suma stanowi wypadkowy moment statyczny

$$S_V = S + S_U \dots \dots (kgm)$$

Wypadkowy moment statyczny (S_V) zaznaczyć na osi odciętych jako punkt W.

- c) Na wykresie Nr 2 poprowadzić z punktów A i S proste prostopadłe do odnośnych osi współrzędnych. Punkt przecięcia się tych prostych – C określa położenie środka masy samolotu /w % SCA/.
- (2) Jeżeli punkt C leży w obrębie obszaru wykresu odpowiadającego danej kategorii to samolot jest zdolny do lotu.

U w a g i:

Obliczenie jest identyczne dla wszystkich kategorii samolotu, tj. akrobacyjnej /A/ oraz kategorii normalnej /N/.

Przy przeprowadzeniu obliczeń dla kategorii normalnej obowiązkowo do masy użytecznej, dodać masę paliwa w zbiornikach dodatkowych oraz masę bagażu.



6.8. Przykład sprawdzenia masy własnej, masy użytkowej i położenia środka masy

W a r u n k i:

Kategoria	- akrobacyjna /A/
Zaloga samolotu	- 2 pilotów – 150 kg /z spadochronami/
Położenie foteli	- przednie
Paliwo	- główne zbiorniki – 120 l dodatkowe zbiorniki – 0 l /bez paliwa/
Olej	- - 9 l
Bagaż	- nie powinno być w samolocie kategorii „A” 0 kg

6.8.1. Masa własna moment statyczny pustego samolotu

Poniższe wartości wzięto z protokołu ważenia z tabliczki znamionowej umieszczonej na samolocie lub uzyskno przez ważenie s-tu:

- 1) Masa własna pustego s-tu $M = 715 \text{ kg}$
- 2) Moment statyczny pustego samolotu /dla kategorii akrobacyjnej/

$$S = M * X_T = 715 \text{ kg} * 0,556 = 397,75 \text{ kgm}$$

/ w zaokrągleniu 396 kgm/

U w a g a:

Podane wielkości wykazane są w pkt. 6.7.1.

6.8.2. Rzeczywista masa użytkowa i momenty statyczne.

Na podstawie grafiku Nr 1 wyznaczono momenty statyczne odpowiadające rzeczywistej masie użytkowej; / oznaczone na wykresie linią przerywaną/.

Rzeczywista masa użytkowa	Masa kg	Moment statyczny /kgm/
2 pilotów ze spadochronami (fotele w położeniu środkowym)	150,0	127,0
Paliwo – główne zbiorniki paliwowe – 120 l.	86,0	58,0
Olej	8,0	-1,4
S u m a	M_u 244,0	S_u = 183,6

6.8.4. Wyznaczenie położenia środka masy

Na podstawie wartości wyznaczonych zgodnie z punktem 6.8.3. należy zaznaczyć na wykresie Nr 2 następujące punkty:



Punkt A – leży na osi rzędnych i odpowiada masie samolotu w locie: $M_L = 959$ kg

Punkt W – leży na osi odciętych i odpowiada wypadkowemu momentowi statycznemu samolotu $S_V = 582$ kgm

Punkt S – jest punktem przecięcia się prostej wprowadzonej z punktu W odpowiadającego sumie momentów statycznych S_V z prostą prostopadłą do osi rzędnych wyprowadzoną z punktu A odpowiadającego masie w locie M_L na tej osi.

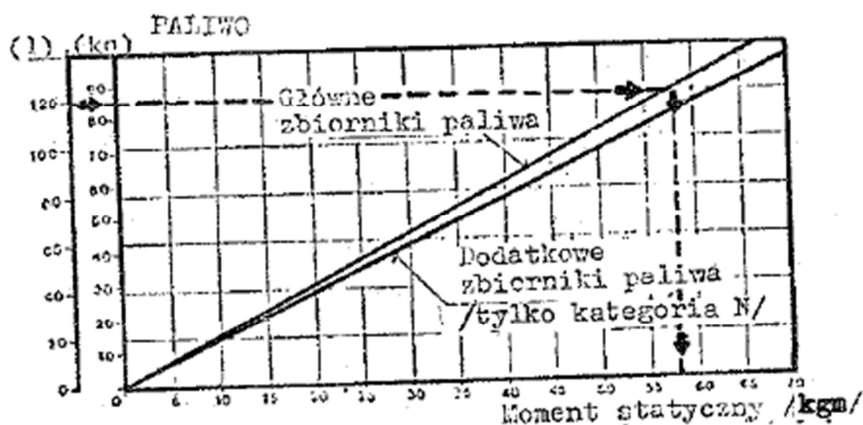
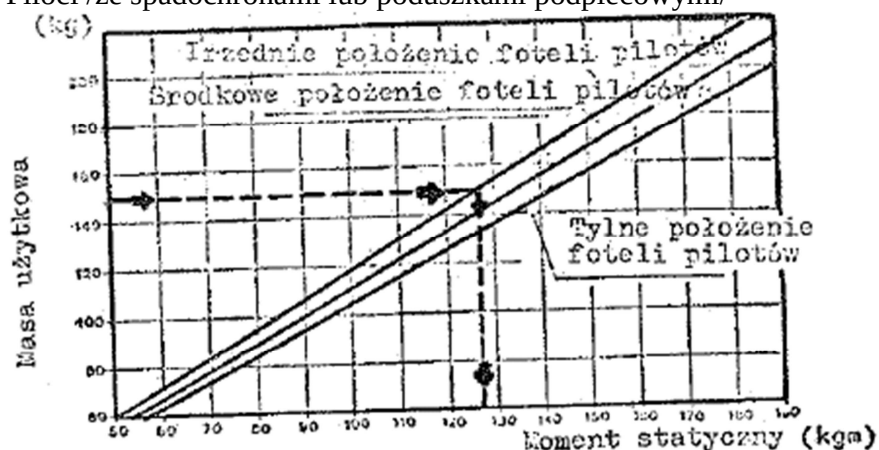
Punkt S wskazuje rzeczywiste położenie środka masy samolotu w podanym przykładzie.

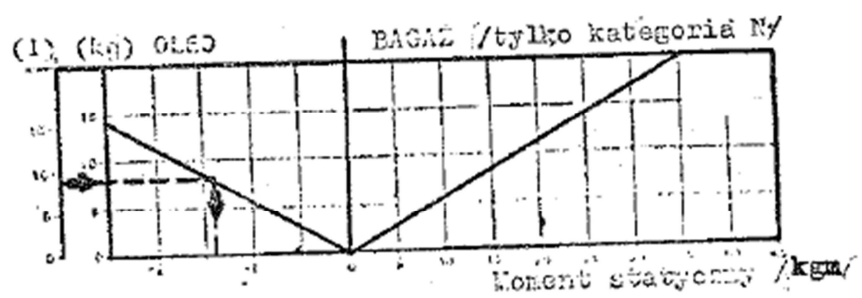
6.8.5. Wniosek końcowy

Punkt S leży w obrębie obszaru określającego dopuszczalne położenie środka masy i dopuszczalnej masy w locie dla kategorii akrobacyjnej. Samolot jest więc zdolny do lotu.

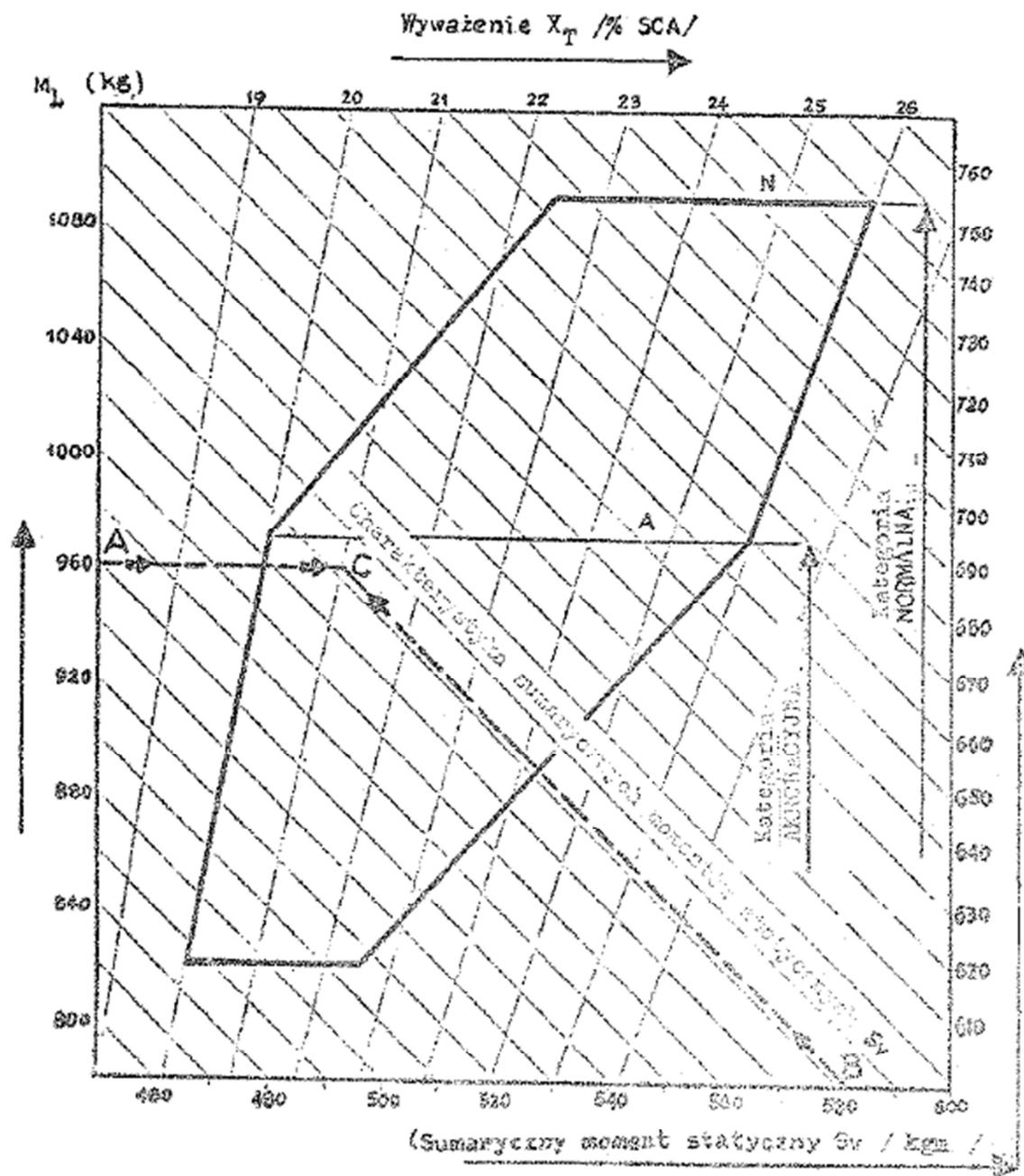
6.9. WYKRES Nr 1 MOMENTY STATYCZNE / MASY UŻYTKOWE/

Piloci /ze spadochronami lub poduszkami podplecowymi/





6.10. WYKRES Nr 2 WYZNACZANIE POŁOŻENIA ŚRODKA MASY



7. UZUPEŁNIENIE

TREŚĆ ROZDZIAŁU 7

	Strona
7.1. Informacje ogólne	
7.2. Zakres ważności	
7.3. Uzupełnienie Nr 1. Zaczep holowniczy	
7.4. Uzupełnienie Nr 2. Radiostacja LUN 3524,21	
Uzupełnienie Nr 2a. Radiostacja RS-6102	
Uzupełnienie – Radiokompas ARL 1601	



Strona celowo niezapisana



UZUPEŁNIENIE

7.1. informacje ogólne

Rozdział 7 zawiera konieczne informacje, ograniczenia użytkowania i wskazówki eksploatacyjne, dotyczące samolotów ZLIN 142, dostarczonych z dodatkowym wyposażeniem na życzenie zamawiającego.

7.2. Zakres ważności

Ograniczenia użytkowania/wskazówki/ eksploatacyjne podane w rozdz. 7 dotyczą tylko tych samolotów ZLIN 142, które są wyposażone stosownie do odpowiedniego rodzaju lotu.



7.3. UZUPEŁNIENIE NR 1 – ZACZEP HOŁOWNICZY

Uzupełnienie to obejmuje warunki wykonania holu szybowca i uzupełnia poszczególne rozdziały instrukcji użytkowania w locie:

Rozdział 1 – WSTĘP

Samolot Z 142 może holować szybowce. Uchwyt wypięcia zaczepu znajduje się na środkowej pulce między siedzeniami pilotów.

Rozdział 2 – OGRANICZENIA UŻYTKOWANIA

Holowanie szybowca jest dopuszczalne przy spełnieniu następujących warunków:

- | | | |
|--|------------------|----|
| (1) Maksymalna dopuszczalna masa szybowca | 500 | kg |
| (2) Maksymalna dopuszczalna masa samolotu Z 142 do startu | 1020 | kg |
| (3) Samolot Z 142 jest wyposażony | | |
| a) zaczepem zatwierdzonego typu | | |
| b) lusterkiem wstecznym | | |
| (4) Maksymalna dopuszczalna obciążalność liny holowniczej wynosi | 4 900 N (500 kg) | |

Uwaga:

- (1) Przy wykonywaniu holu szybowca muszą być dotrzymane warunki według rozdziału 2 dla kategorii NORMALNEJ (N).
- (2) W celu zapewnienia obciążalności liny holowniczej nie większej niż 4 900 N (500 kg), na linie musi być bezpiecznik o wytrzymałości na rozrywanie 4 900 N (500 kg).

WYCZEP LINY HOŁOWNICZEJ

INFORMACJA:

Ta tabliczka informacyjna jest umieszczona obok uchwytu zwalnającego zaczep.

Rozdział 4 – CZYNNOŚCI NORMALNE

- (1) Start – zgodnie z punktem 4.8.
- (2) Wznoszenie – zgodnie z punktem 4.9.
- (3) Prędkość przy wznoszeniu – 110 – 130 km/h.
- (4) Prędkość podróżna – zgodnie z warunkami szybowca.
- (5) Wytracanie wysokości – po wyczepieniu szybowca zgodnie z punktem 4.11.
- (6) Przed lądowaniem – z bezpiecznej wysokości wyczepić linę w wyznaczonym miejscu.
- (7) Podchodzenie do lądowania i lądowanie – zgodnie z punktem 4.12., 4.13.



Zalecenie:

- (1) Prędkość wznoszenia i holu dostosować do typu szybowca.
- (2) Wznoszenie można wykonywać na klapach w położeniu do STARTU lub SCHOWANE.

7.4. UZUPEŁNIENIE Nr 2 – RADIOSTACJA LUN 3524.21

(1) Informacje ogólne

Radiostacja służy do dwustronnej łączności między samolotem, a radiostacjami naziemnymi oraz jednocześnie jako telefon pokładowy pomiędzy pilotami. Radiostacja jest umieszczona na środkowym panelu tablicy przyrządów. Przycisk nadawania (VHF) i telefonu pokładowego (IC) znajdują się na drążkach sterowych.

(2) Podstawowe dane techniczne

Zakres częstotliwości	118,000 – 137,975 MHz
Odstęp międzykanałowy (separacja)	25 kHz
Całkowita ilość kanałów	800
Moc nadajnika	16 Watów
Zakres temperatur pracy	+60° do -50°C

(3) Elementy sterujące radiostacją

Panel sterowania radiostacją zawiera:

- w górnej części, wyłącznik blokady szumów (SQ)
- oświetlenie skali częstotliwości
- dwa pokręta wyboru częstotliwości: lewym nastawia się MHz
prawym nastawia się kHz
- w dolnej części, gałka regulacji siły głosu, która jest jednocześnie wyłącznikiem głównym radiostacji.

(4) Obsługa radiostacji

- 1) Przed włączeniem radiostacji musi być włączony WYŁĄCZNIK GŁÓWNY i wyłącznik AKUMULATOR podczas pracy silnika również wyłącznik PRĄDNICA.
- 2) Wtyczki mikrofonosłuchawek włożyć do gniazd mikrofonosłuchawek.
- 3) Włączyć wyłącznik RADIO (również do posługiwania się telefonem pokładowym).
- 4) Przy pomocy pokręteł wyboru częstotliwości, nastawić żadaną częstotliwość.
- 5) Radiostację włączyć, pokręcając w prawo gałkę wyłącznika radiostacji. Gałką tą reguluje również siłę odbieranego sygnału.
- 6) Podczas nadawania nacisnąć przycisk VHF, podczas używania telefonu pokładowego nacisnąć przycisk IC.
- 7) Podczas odbioru słabego sygnału można przełączyć wyłącznik blokady szumu w położenie 0 i wyeliminować blokadę szumu z użytku.



- 8) Podczas odboiru silnego sygnału można ograniczyć zakłócenia w słuchawkach przez przełączenie włącznika blokady szumu w położenie SQ.
- 9) Radiostację włącza się przez przekręcenie gałki regulatora siły głosu w lewo do oporu

RADIOSTACJA NIE SPEŁNIA WYMAGAŃ NA
ZWIĘKSZONĄ ODPORNOŚĆ WZGLĘDEM
ZAKŁÓCEŃ RADIOFONICZNYCH FM

Uwaga:

Tabliczka (jeśli zastosowana) jest umieszczona w pobliżu radiostacji.

Uwaga:

- (1) Podczas uruchamiania silnika odłączyć od sieci pokładowej wyłącznikiem na panelu sterowania.
- (2) Na czas podłączenia zasilania zewnętrznego nie zatwierdzonego typu nie włączać radiostacji.
- (3) Przed wyłączeniem silnika odłączyć radiostację od sieci pokładowej samolotu.

UZUPEŁNIENIE Nr 2 – Radiostacja pokładowa RS-6102

1. Informacje ogólne

Radiostacja jest wbudowana w tablicę przyrządów w taki sposób, że jej pulpit sterowania znajduje się w zasięgu ręki każdego z obu członków załogi.

Gniazda wtykowe do przyłączania mikrofonosłuchawek są umieszczone na bocznych ściankach kabiny.

Na pulpicie sterowania radiostacji znajdują się:

- włącznik radiostacji (ON)
- włącznik blokady szumów (SQ)
- pokrętło regulacji siły głosu (VOL)

Dziesięć przycisków służących do wybierania odpowiedniej częstotliwości pracy radiostacji ocyfrowane od 1 – 9 i 0.

Radiostacja umożliwia obustronną łączność między załogą samolotu i radiostacją naziemną, jak również łączność między członkami załogi samolotu (telefon pokładowy).

Zakres częstotliwości 118,00 MHz – 136,00 MHz

Separacja międzykanałowa 25 kHz

Ilość kanałów 720

Zakres temperatur podczas eksploatacji -15 +55 °C



2. Uruchomienie i obsługa

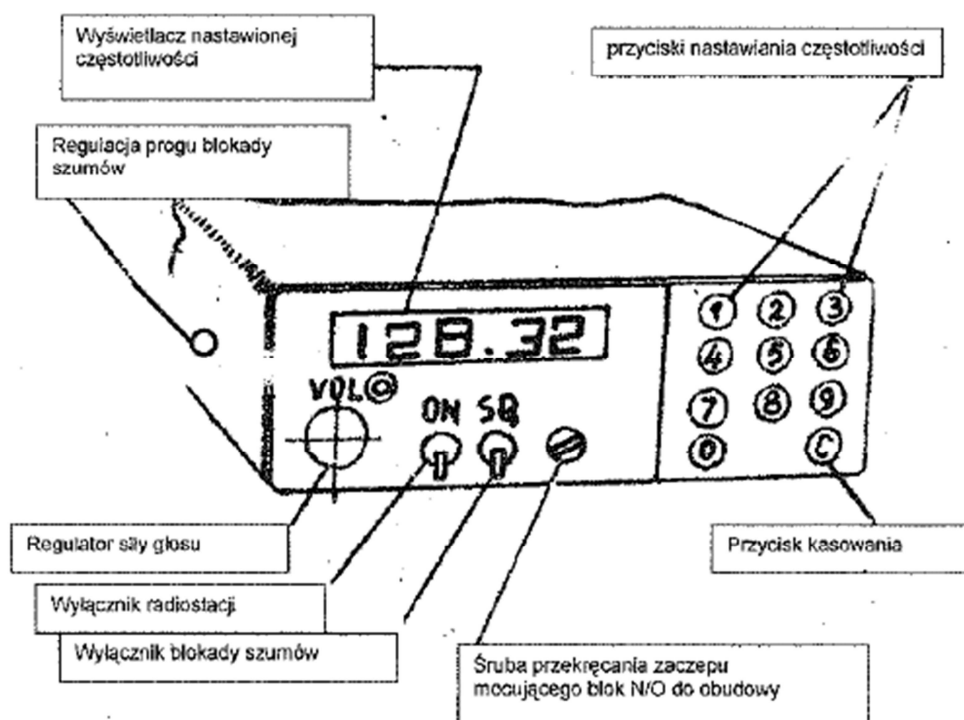
- przed włączeniem radiostacji należy włączyć główny wyłącznik instalacji elektrycznej samolotu, wyłącznik „AKUMULATOR”, a przy pracującym silniku wyłącznik „PRĄDNICA”,
- wtyki przewodów mikrofonosłuchawek wetknąć w odpowiednie gniazdo,
- włączyć wyłącznik „RADIO” na pulpicie wyłączników,
- nacisnąć przycisk „C” kasowania na pulpicie radiostacji,
- wybrać żadaną częstotliwość przy pomocy ocyfrowanych przycisków,
- sprawdzić prawidłowość zapisu częstotliwości na wyświetlaczu,
- dobrać optymalną głośność odbioru emisji korespondenta pokrętkiem siły głosu (VOL),
- przy użyciu radiostacji jako telefonu pokładowego nacisnąć przycisk IC (SPU) na drążku sterowym. Członek załogi zajmujący prawy fotel może w tym celu użyć przycisku umieszczonego na prawej bocznej ścianie kabiny,
- przy odbiorze słabego sygnału można wyłączyć blokadę szumów wyłącznikiem SQ,
- przy odbiorze silnego sygnału należy włączyć blokadę szumów,
- przed każdą zmianą częstotliwości pracy radiostacji należy nacisnąć przycisk kasowania „C”,
- radiostację wyłącza się wyłącznikiem „ON”.

U w a g a:

- (1) W celu użycia telefonu pokładowego należy włączyć radiostację i nacisnąć przycisk kasowania „IC” (SPU),
- (2) Do sterownia radiostacją RS-6102 mogą być używane hełmofony wyposażone w słuchawki wysokoomowe (2 x 2200 omów) oraz laryngofony węglowe, jak również mikrofonosłuchawki AG-2, AG-3 lub równorzędne pod względem elektrycznym o oporności słuchawki nie mniejszej niż 600 omów.



WIDOK CZOŁOWEJ PŁYTY BLOKU RS-6102



U w a g a:

- (1) Przy zapuszczaniu silnika, radiostacja powinna być wyłączona z sieci pokładowej za pomocą wyłącznika na płycie sterowania,
- (2) Nie włączać radiostacji przy podłączonym źródle prądu do samolotu nieodpowiedniego typu,
- (3) Przed wyłączeniem silnika odłączyć radiostację od sieci pokładowej.

