



WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO  
„PZL – MIELEC”

# INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE

## PZL M20 “MEWA”

z silnikami PZL – F6A350 CI L/R

Nr dokumentu:

Nr kol. egz. ....



Niniejszy dokument winien zawsze znajdować się na pokładzie samolotu.

Nr SERYJNY

Nr REJESTRACYJNY

Data zatw.: 08.04.1982 r.



znajdź więcej na  
**nakolannik.pl**  
baza wiedzy pilota





## ZASTOSOWANIE

Instrukcja Użytkowania w Locie może mieć zastosowanie tylko do samolotu PZL M20 “MEWA” o podanym numerze seryjnym i rejestracyjnym na stronie tytułowej.

Instrukcji nie można używać do celów eksploatacyjnych jeżeli nie jest ściśle aktualizowana.

## AKTUALIZACJA

Zawarte Informacje w Instrukcji użytkowania w Locie będą korygowane na bieżąco, a zmiany będą przesyłane do użytkowników.

Materiały podane w zmianach będą zawierały informacje konieczne do aktualizacji tekstu obecnego wydania oraz dane wyniki z zabudowy owych agregatów.

## PRZESYŁANIE ZMIAN ORAZ ICH WPROWADZANIE DO INSTRUKCJI.

Zmiany rozprowadzane będą do użytkowników jako kompletne strony do wymiany lub jako strony dodatkowe do wprowadzania do instrukcji zgodnie z niżej podanymi zasadami:

1. Strony zmienione należy wprowadzić zamiast stron o tym samym numerze.
2. Strony dodatkowe należy umieścić zgodnie z właściwą numeracją danego rozdziału.
3. Strona oznaczona numerem i małą literą powinna być umieszczona ze stroną o tym samym numerze.

## OZNACZENIE ZMIAN

Zmieniony tekst lub ilustracja oznaczane będą pionową linią na zewnętrznym marginesie strony o zmienionym, dodanym lub skreślonym tekstem.





---

Pionowa linia na zewnętrznej stronie marginesu /obok numeru strony/ oznacza, że została dodana cała strona. Linie wskazują tylko bieżące uzupełnienia, dodania lub skreślenia istniejącego tekstu.

--- Miejsce celowo pozostawione puste ---





## WYKAZ ROZDZIAŁÓW

ROZDZIAŁ I	DANE OGÓLNE
ROZDZIAŁ II	OGRANICZENIA
ROZDZIAŁ III	PROCEDURY AWARYJNE
ROZDZIAŁ IV	PROCEDURY NORMALNE
ROZDZIAŁ V	OSIĄGI
ROZDZIAŁ VI	MASY I WYWAŻENIA
ROZDZIAŁ VII	OPIS SAMOLOTU I JEGO UKŁADÓW
ROZDZIAŁ VIII	UTRZYMANIE SAMOLOTU OBSŁUGA I KONSERWACJA
ROZDZIAŁ IX	UZUPEŁNIENIA
ROZDZIAŁ X	WSKAZÓWKI EKSPLOATACYJNE DOTYCZĄCE BEZPIECZNEGO UŻYTKOWANIA SAMOLOTU





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





# Rozdział 1

## DANE OGÓLNE





**ROZDZIAŁ I**  
**SPIS TREŚCI**  
**DANE OGÓLNE**

PODROZDZIAŁ	STRONA
1.1 WSTĘP	10
1.2 SILNIKI	12
1.3 ŚMIGŁA	12
1.4 INSTALACJA PALIWOWA	13
1.5 INSTALACJA OLEJOWA	13
1.6 PŁYN HYDRAULICZNY	14
1.7 MASY SAMOLOTU – MAKSYMALNA	14
1.8 MASY SAMMOLOTU – NORMALNA	14
1.9 PARAMETRY KOMÓR BAGAŻOWYCH	14
2.0. OBCIĄŻENIA WŁAŚCIWE SAMOLOTU	14
2.1. SYMBOLE, SKRÓTY, TERMINOLOGIA	15







--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





---

## ROZDZIAŁ I DANE OGÓLNE

### 1.1. WSTĘP

Instrukcja Użytkowania w Locie jest dokumentem określającym użytkowanie samolotu, przeznaczonym do wykorzystania przez pilota. Układ instrukcji został opracowany na podstawie WYMAGAŃ TECHNICZNYCH NR 1 STOWARZYSZENIA PRODUCENTÓW LOTNICTWA OGÓLNEGO /GAMA/. Natomiast tekst na podstawie INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE SAMOLOTU SENECA II /oryg. PILOT'S OPERATING HANDBOOK VB-850/ ze zmianami wynikłymi z różnicy zespołów napędowych PZL M20 i SENECA II. Dokument ten nie może być używany jako zastępujący obowiązujące dyrektywy zdatności do lotu lub odpowiednie przepisy lotnicze. Instrukcja nie może służyć jako podręcznik nauki pilotażu.

W eksploatacji samolotu można tylko korzystać z aktualnej i kompletnej instrukcji.

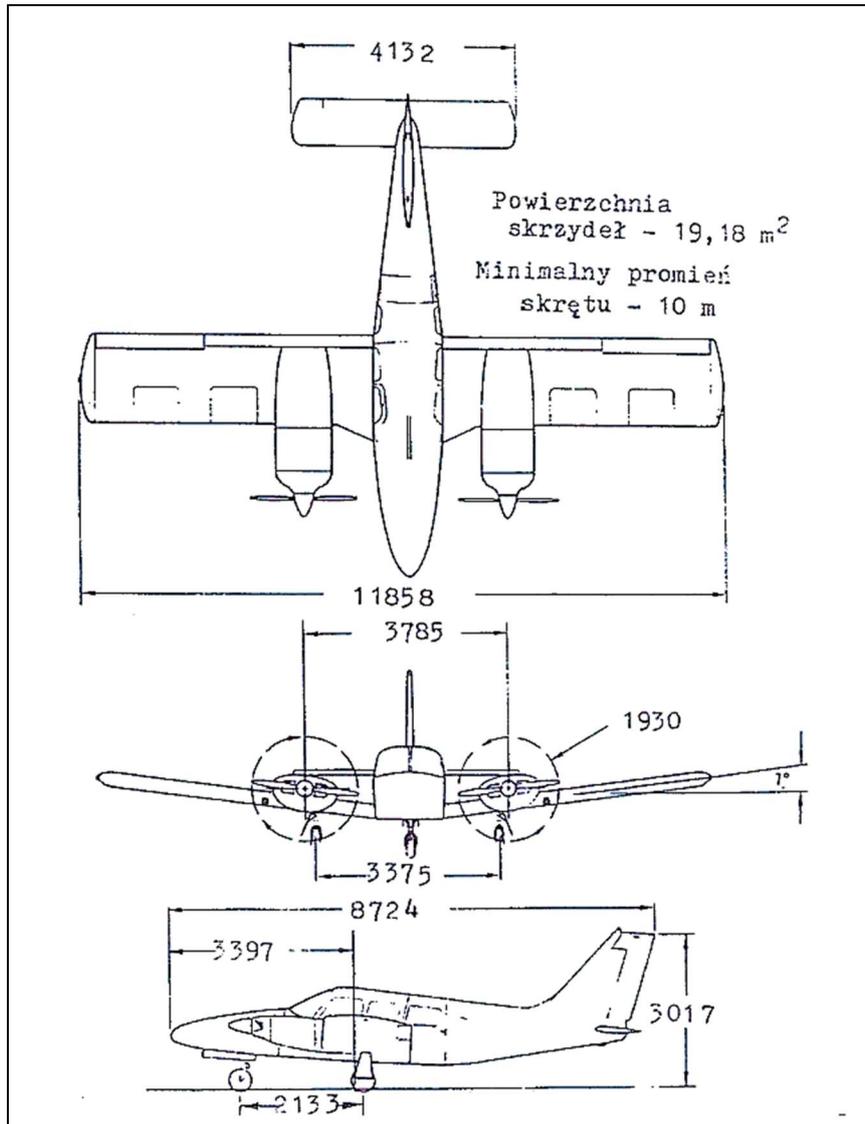
Użytkownik jest odpowiedzialny za zapewnienie zdatności samolotu do lotu. Natomiast pilot jest odpowiedzialny za przestrzeganie ograniczeń eksploatacyjnych podanych: na tabliczkach w kabinie, na przyrządach oraz w instrukcji. Instrukcja została podzielona na rozdziały, z którymi każdy może być oddzielony przekładką z wystającym marginesem dla szybkiego znalezienia informacji. Rozdziały ograniczenia "Ograniczenia" i "Postępowanie w sytuacjach awaryjnych" zostały umieszczone przed rozdziałami "Eksploatacja i wykonywanie lotu", "Osiągi" i następnymi aby zapewnić łatwiejszy dostęp do informacji, która może okazać się niezbędna w czasie lotu.

Wykonując instrukcję wzięliśmy pod uwagę możliwość jej rozszerzenia celowo opuszczając niektóre numery paragrafów, rysunków, punktów oraz stron.

#### UWAGA:

Parametry odczytywane z przyrządów samolotowych podane w Instrukcji w takich jednostkach, w jakich wyskalowany jest dany przyrząd.





Rys. 1 – 1. Podstawowy wymiar samolotu





## 1.2. SILNIKI

/a/ Ilość silników	2
/b/ Nazwa silników	PZL – F
/c/ Model silników	
/1/ Lewe skrzydło	6A350C1R
/2/ Prawe skrzydło	6A350C1L
/d/ Moc silników	
/1/ Startowa	205 + 5% KM; 2800 obr/min.
/2/ Max ciągła	205 + 5% KM; 2800 obr/min.
/e/ Średnica cylindrów	117,5 mm
/f/ Skok tłoka	88,9 mm
/g/ Pojemność skokowa	5735 cm <sup>2</sup>
/h/ Stopień sprężania	10,5 : 1
/i/ Typ silnika	sześciocylindrowy bokser, chłodzony powietrzem

## 1.3. ŚMIGŁA

/a/ Ilość śmigieł	2
/b/ Producent śmigieł	Hartzell
/1/ Model piasty i łopaty	
/a/ lewe skrzydło	BHC-C2YF-2CKUF/FC8459-8R
/b/ prawe skrzydło	BHC-C2YF-2CLKUF/FJC8459-8R
Śmigło z zabudowaną instalacją p/oblodzeniową	
/c/ lewe skrzydło	BHC-C2YF-2CKUF/FC8459B-8R
/d/ prawe skrzydło	BHC-C2YF-2CLKUF/FJC8459B-8R
/2/ Ilość łopat	2
/c/ Średnica śmigła	
/1/ maksimum	193 cm
/2/ minimum	190,5 cm
/e/ Typ śmigła	o stałych obrotach, sterowalne hydraulicznie przestawialne w chorągiewkę





#### 1.4. INSTALACJA PALIWOWA

/a/ Całkowita pojemność zbiorników /l/

/1/ Bez zbiorników dodatkowych	371
/2/ Ze zbiornikami dodatkowymi	484

/b/ Całkowita zużywalna ilość paliwa /l/

/1/ Bez zbiorników dodatkowych	352
/2/ Ze zbiornikami dodatkowymi	465

/c/ Rodzaj paliwa

100/130 wg GOST 1012-72 /ZSRR/  
MIL-G-5572E /USA/  
ASTM-D-910/68 /USA/  
D.Eng.R.D.2485 /Anglia/  
AIR 3401/G /Francja/  
F-18 /NATO/

#### 1.5. INSTALACJA OLEJOWA

/a/ Ilość zalewowego oleju /dla każdego silnika/

– maksymalna	10,0 l
– zalecana	6,0 l

/b/ Rodzaj oleju

olej silnikowy wg  
MIL-L-6082  
MIL-L-22851  
D.Eng.RD. 2472B/0  
D.Eng.RD.2473A/0

Okres letni lepkość SAE40 lub SAE50

Aero Shell Oil 100  
Aero Shell Oli 80  
Avrex 101/1100  
Chevron Aviation Oil 65 Grade 1100  
CastrolAero 117 Grade 1100  
\*Esse Aviation Oil A-100  
\* Aero Shell W80  
\* Aero Shell W100

Okres zimowy lepkość SAE30

Aero Shell Oil 65 Grade 1065  
Avrex 101/1065  
CastrolAero 113 Grade 1065  
\* Mobil Aero Oil 65

\* oleje dyspersyjne dopuszczone do stosowania po pierwszych 50 godz. używania silnika.





/c/ W początkowej fazie należy stosować olej:

/1/ do 50 godz. pracy	Aero Shell Oil 100
/2/ po 50 godz. pracy	Aero Shell W 100

#### 1.6. PŁYN HYDRAULICZNY

Płyn hydrauliczny	Aero Shell Fluid 41 wg MIL-H5606 lub AMG-10 wg GOST 6794 lub ORLEN OIL H-515
-------------------	--

#### 1.7. MAKSYMALNE MASY SAMOLOTU

/a/ Startowa	2070 kg
/b/ Lądowania	1970 kg
/c/ Masa z zerowym paliwem	1810 kg
/d/ Obciążenie bagażników:	
/1/ przedni	45 kg
/2/ tylni	45 kg

#### 1.8. NORMALNE MASY SAMOLOTU \*

/a/ Masa pustego samolotu /wyposażenie standard + nieużywalne paliwo, pełny stan oleju i innych cieczy użytecznych/	1280 kg
/b/ Udźwig samolotu /różnica między max. masą startową, a masą pustego samolotu – w masę pow. 1080 kg może wchodzić jedynie paliwo/	790 kg
/c/ Max. masa handlowa	530 kg

#### 1.9. PARAMETRY KOMÓR BAGAŻOWYCH

/a/ Pojemność przedniego bagażnika	0,43 m <sup>2</sup>
/b/ Pojemność tylnego bagażnika	0,57 m <sup>2</sup>
/c/ Wymiary drzwiczek przedniego bagażnika	61 x 53 cm

#### 2.0. OBCIĄŻENIA WŁAŚCIWE SAMOLOTU

/a/ Obciążenie płata	106,8 kg/m <sup>2</sup>
/b/ Obciążenie mocy – n.p.m.	5,05 kg/KM

\* Wartości te podane są w przybliżeniu i różnią się dla poszczególnych samolotów. Wielkości masy dotyczące danego samolotu podano w tabeli 6 – 5.





## 2.1. SYMBOLE, SKRÓTY I TERMINOLOGIA

W podrozdziale podano oznaczenia skrótów i określeń stosowanych w instrukcji.

/a/ Podstawowe prędkości i ich oznaczenia:

$CAS$  – prędkość poprawiona oznacza wskazywaną prędkość statku powietrznego skorygowaną o położenie i błąd odczytu instrumentu. Prędkość poprawiona jest równa rzeczywistej w atmosferze standard na poziomie morza.

$KCAS$  – poprawiona prędkość samolotu wyrażona w węzłach.

$TAS$  – rzeczywista prędkość lotu samolotu względem niezaburzonych strug powietrza. Jest to prędkość  $CAS$ , uwzględniająca poprawkę związaną z wysokością, temperaturą, ściśliwością powietrza.

$V_A$  – prędkość manewrowa, jest to maksymalna prędkość, przy której całkowite wychylenie elementów układu sterowania samolotem nie będzie powodować przekroczenia dopuszczalnych obciążeń konstrukcji.

$V_{FE}$  – maksymalna prędkość /IAS/ z wypuszczonymi klapami. Jest to nieprzekraczalna prędkość samolotu z wypuszczonymi klapami na dany kąt.

$V_{LE}$  – maksymalna prędkość samolotu /IAS/ z wypuszczonym podwoziem.

$V_{LO}$  – maksymalna prędkość samolotu /IAS/ do wypuszczenia podwozia. Jest to największa prędkość przy której można bezpiecznie wypuścić lub schować podwozie.

$V_{MC}$  – minimalna prędkość sterowanego lotu samolotu z jednym pracującym silnikiem. Jest to minimalna prędkość samolotu, przy której jest on sterowany z przechyłem nie większym niż  $5^\circ$  po awarii jednego z silników. Pozostały silnik pracuje na mocy startowej.

$V_{NE}$  – Nigdy nieprzekraczalna prędkość, jest to prędkość, której nie wolno przekraczać w żadnych warunkach.

$V_{NO}$  – Maksymalna prędkość normalnego użytkowania. Jest to prędkość, która nie powinna być przekraczana za wyjątkiem lotu w spokojnej atmosferze z zachowaniem szczególnej ostrożności.





$V_s$  – prędkość przeciągnięcia lub minimalna prędkość lotu ustalonego, przy której samolot jest sterowny.

$V_{SO}$  – prędkość, przeciągnięcia lub minimalna prędkość lotu ustalonego, przy której samolot jest sterowany.

$V_{SSE}$  – zamierzona prędkość wyłączenia silnika. Jest to minimalna prędkość wybrana przez Wytwórcę dla zamierzonego wyłączenia silnika w locie.

$V_x$  – prędkość najstromejszego wznoszenia. Jest to prędkość, przy której osiąga się największy wzrost wysokości na najkrótszej drodze.

$V_y$  – maksymalna prędkość wznoszenia. Jest to prędkość, przy której osiąga się największy przyrost wysokości w najkrótszym czasie.

/b/ Określenia meteorologiczne:

*M A W* – Międzynarodowa atmosfera wzorcowa.

Założenia *M A W*:

- powietrze jest suchym gazem doskonałym,
- temperatura na poziomie morza 15 °C,
- ciśnienie na poziomie morza 1013 hPa,
- gradient temperatury /licząc od poziomu morza do wysokości na której temperatura wynosi – 56,5 °C/ wynosi – 0,000198 °C. Powyżej tej wysokości gradient wynosi 0 °C.

*T O* – Temperatura otoczenia. Jest to temperatura powietrza statycznego odczytana z termometru lub otrzymana od naziemnej służby meteorologicznej, skorygowana o poprawkę i ściśliwość powietrza.

*Wskazywana wysokość barometryczna* – wysokość aktualnie odczytana z wysokościomierza, kiedy ciśnienie było ustawione na 1013 hPa.

*Wysokość barometryczna* – wysokość mierzona dla standardowego ciśnienia na poziomie morza 1013 Pa przy pomocy wysokościomierza. Jest to wysokość wskazywana, skorygowana o poprawkę przyrządu. W instrukcji poprawki nie uwzględnia się.

*Ciśnienie Q F E* – ciśnienie panujące aktualnie na lotnisku.

*Wiatr* – w instrukcji to składowa wiatru czołowego lub w „ogon”.







/c/ Określenia mocy

*Moc startowa* – moc rozwijana w czasie startu, w normalnych warunkach na poziomie morza przy maksymalnych prędkościach obrotowych wału.

*Maksymalna moc wznoszenia* – maksymalna moc dopuszczalna podczas wznoszenia.

*Maksymalna moc przelotowa* – maksymalna moc dopuszczalna podczas przelotu.

/d/ Charakterystyki lotu samolotu.

*Gradient wznoszenia* – stosunek zmiany wysokości podczas wznoszenia do przebytej drogi w poziomie, pokonywanej w tym samym przedziale czasu.

*Sprawdzona prędkość wiatru boczego* – prędkość wiatru boczego, przy której sprawdzono, że sterowanie samolotem podczas startu i lądowania jest właściwe.

*Długość przerwanego startu* – długość rozbiegu samolotu do określonej prędkości oraz długości dobiegu do momentu zatrzymania się /zakładając awarię silnika w chwili osiągnięcia tej prędkości/.

*M E A* – Minimalna wysokość lotu w warunkach IFR.

*Odcinek drogi* – część drogi. Każdy koniec tej części drogi jest określony przez:

1. Położenie geograficzne.
2. Punkt dla którego jest możliwy namiar radiowy.

/e/ Określenia ciężarowe i terminologia stosowana przy wyważeniu samolotu.

*Płaszczyzna odniesienia* – wyobrażalna płaszczyzna pionowa od której są mierzone wszystkie wartości /w poziomie/ dla celów ważenia.

*Punkt* – miejsce /wzdłuż kadłuba samolotu/ określane jako odległość od linii odniesienia.





*Ramię* – odcinek poziomy od płaszczyzny odniesienia do środka ciężkości /S.C./.

*Moment* – wynik przemnożenia masy przez ramię, na którym działa. /Moment podzielony przez liczbę stałą używany jest do uroszczonego obliczenia wyważenia przez zredukowanie liczb/.

*Środek ciężkości /S.C./* – punkt na samolocie. Samolot zawieszony w tym punkcie znajduje się w równowadze.

*Ramię środka ciężkości* – ramię, uzyskane przez dodanie poszczególnych momentów samolotu i podzielenie sumy przez całkowitą masę.

*Ograniczenie położenia środka ciężkości* – zakres położenia środka ciężkości, który nie może być przekroczony przy załadunku dla określonej masy.

*Zużywana ilość paliwa* – ilość paliwa zabieranego na samolot do wykorzystania zgodnie z potrzebami zmniejszona o ilość paliwa niezużywanego.

*Niezużywalna ilość paliwa* – ilość paliwa /ustalona dla każdego zbiornika/ nie mniejsza od tej, przy której wystąpią pierwsze oznaki niewłaściwej pracy silnika przy najbardziej niekorzystnych dla danego zbiornika warunków zasilania, występujących przy każdym manewrze samolotu.

*Masa samolotu pustego standard* – masa samolotu, składająca się z masy konstrukcji, wyposażenia stałego i cieczy w instalacjach zamkniętych.

*Masa samolotu pustego wyposażonego* – masa pustego samolotu standard oraz jego wyposażenia dodatkowego.

*Masa handlowa* – masa pasażerów, ładunku i bagażu.

*Maksymalna masa startowa* – maksymalna masa samolotu w chwili rozpoczęcia startu.

*Maksymalna masa do lądowania* – maksymalna masa samolotu w chwili przyziemiania.

*Masa z zerowym paliwem* – maksymalna masa samolotu zmniejszona o masę paliwa do tankowania.





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





---

# Rozdział 2

## OGRANICZENIA





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





**ROZDZIAŁ II**  
**SPIS TREŚCI**  
**DANE OGÓLNE**

PODROZDZIAŁ	STRONA
2.1.1. WSTĘP	24
2.1.2. OGRANICZENIA PRĘDKOŚCI	24
2.1.3. OZNAKOWANIA PRĘDKOŚCIOMIERZY	26
2.1.4. OGRANICZENIA ZESPOŁU NAPĘDOWEGO	28
2.1.5. OZNAKOWANIE PRZYRZĄDÓW SILNIKOWYCH	29
2.1.6. OGRANICZENIA MASY	29
2.1.7. GRANICZNE POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI	30
2.1.8. OGRANICZENIA PRZY MANEWROWANIU	30
2.1.9. GRANICZNE WSPÓŁCZYNNIKI PRZECIĄŻENIA W LOCIE /KLAPY SCHOWANE/	30
2.1.10. DOZWOLONE RODZAJE LOTÓW	31
2.1.11. OGRANICZENIA PALIWOWE	31
2.1.12. GRANICZNE WARTOŚCI CIŚNIEŃ DO PRZYRZĄDÓW GIROSKOPOWYCH	31
2.1.13. LOT W WARUNKACH OBLODZENIA	31
2.1.14. OGRANICZENIA ZAŁOGI	31
2.1.15. OGRANICZENIA ILOŚCI PASAŻERÓW	31
2.1.16. OGRANICZENIA TEMPERATURY OTOCZENIA DO STARTU	32
2.1.17. OGRANICZENIA OSIĄGWE STARTU	32
2.1.18. OGRANICZENIA WYSOKOŚCI OPERACYJNEJ	32
2.1.19. TABLICZKI Z NAPISAMI	32





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





## ROZDZIAŁ II OGRANICZENIA

### 2.1.1. WSTĘP

W poniższym rozdziale podano ograniczenia eksploatacyjne, oznakowania przyrządów oraz wyszczególniono tabliczki z napisami umieszczone w kabinie. Przestrzeganie tych ograniczeń jest konieczne do bezpiecznego użytkowania samolotu PZL M20 “MEWA” oraz do prawidłowej eksploatacji instalacji.

Ograniczenia związane z wyposażeniem dodatkowym podano w rozdziale 9. Ograniczenia zawarte w tym rozdziale zostały zatwierdzone przez IKCSP.

### 2.1.2. OGRANICZENIA PRĘDKOŚCI

PRĘDKOŚĆ	I A S		C A S	
	km/h	węzły	km/h	węzły
Prędkość maksymalna / $V_{NE}$ /, nigdy nie przekraczać	360	195	360	195
Prędkość przelotowa maksymalna / $V_{NO}$ /, nie przekraczać z wyjątkiem lotu w spokojnej atmosferze przy zachowaniu ostrożności	302	163	306	165
Prędkość manewrowa / $V_A$ /, nie wykonywać powyżej tej prędkości pełnych lub nagłych ruchów elementami sterowania:				
– dla masy 2070 kg	252	136	255	138
– dla masy 1380 kg	234	121	226	122

### OSTRZEŻENIE

Prędkość manewrowa maleje wraz ze zmniejszeniem się masy samolotu. Dla pośrednich mas stosować interpolację liniową. Prędkości manewrowej nie przekraczać w burzliwej atmosferze.







PRĘDKOŚĆ	I A S		C A S	
	km/h	węzły	km/h	węzły
Prędkość maksymalna z wypuszczonymi klapami / $V_{FE}$ /				
– klapy 10 °	255	138	257	139
– klapy 25 °	224	121	226	122
– klapy 40 °	198	107	202	109
Prędkość maksymalna z wypuszczonym podwoziem / $V_{LO}$ /	239	129	240	130
Prędkość maksymalna z wypuszczonym podwoziem / $V_{LE}$ /	239	129	240	130
Prędkość maksymalna chowania podwozia / $V_{LO}$ /	198	107	200	108
Prędkość minimalna / $V_{MC}$ / przy której samolot jest sterowny z jednym pracującym silnikiem /klapy schowane/	129	70	132	72
Najlepsza prędkość wznoszenia na jednym silniku / $V_Y$ /	170	91	172	92
Prędkość maksymalna otwarcia bocznego okienka	239	129	240	130
Prędkość maksymalna ze zdjętymi tylnymi drzwiami	239	129	240	130





### 2.1.3. OZNAKOWANIA PRĘDKOŚCIOMIERZY

	km/h	I A S	K I A S
Zielony łuk – normalny zakres użytkowania	123 – 302		66 – 163
Żółty łuk – zakres w spokojnym powietrzu	302 – 360		163 – 195
Biały łuk – zakres z wypuszczonymi klapami /max./	107 – 198		58 – 107
Czerwona linia promieniowa – min. bezpieczna na jednym silniku	129		70
Czerwona linia promieniowa – maksymalna dopuszczalna w spokojnym powietrzu	360		195
Niebieska linia promieniowa – najlepsza prędkość wznoszenia na jednym silniku	170		91





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





#### 2.1.4. OGRANICZENIA ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

a/ ilość silników	2
b/ producent silników	WSK “PZL – Rzeszów”
c/ model silników	
– lewe skrzydło	6A 350C1R
– prawe skrzydło	6A 350C1L
d/ ograniczenia eksploatacyjne silników	
1/ maksymalna moc	205 + 5 % KM
2/ maksymalne obroty	2800 obr/min.
3/ obroty biegu jałowego	750 – 950 obr/min.
4/ maksymalna temp. głowic	200 °C /392 °F/
5/ maksymalna temp. głowic do wyłączenia silników	140 °C /284 °F/
6/ min. temp. głowic przed startem	100 °C /212 °F/
7/ maksymalna temp. oleju na wejściu do silnika	110 °C /230 °F/
8/ minimalna temp. oleju na wejściu do silnika przed startem	40 °C /104 °F/
e/ ciśnienie oleju	
– zakres biegu jałowego	1 bar /14,5 psi/
– zakres roboczy	2,5 – 5,6 bar /36 – 81 psi/
f/ ciśnienie paliwa	
– minimalne	0,1 bar /1,45 psi/
– maksymalne	0,6 bar /8,7 psi/
g/ paliwo stosowane – min. liczba oktanowe	benzyna lotnicza 100/130
h/ olej silnikowy	wg MIL-L-6082 MIL-L-22851 D.Eng.RD 2472B/0 D.Eng.RD 2472A/0
i/ ilość śmigieł	2
j/ producent śmigieł	Hartzell
k/ model piasty i topaty śmigła	
– lewe skrzydło	BHC-C2YF-2CKUF/FC8459-8R
– prawe skrzydło	BHC-C2YF-2CLKUF/FJC8459-8R
Śmigło z zabudowaną instalacją p/oblodzeniową	
– lewe skrzydło	BHC-C2YF-2CKUF/FC8459B-8R
– prawe skrzydło	BHC-C2YF-2CLKUF/FJC8459B-8R





## 2.1.5. OZNAKOWANIE PRZYRZĄDÓW SILNIKOWYCH

### a/ Obrotomierz

- zielony pasek /zakres normalny/ 750 – 2800 obr/min.
- czerwona kreska /maksymalne/ 2800 obr/min.
- żółty pasek /ostrzeżenie/ 750 – 950 obr/min.

### b/ wskaźnik ciśnienia paliwa

- zielony pasek / normalny zakres użytkowania/ 0,1 – 0,6 bar /1,45 – 8,7 psi/

### c/ wskaźnik temp. głowic

- zielony pasek /zakres normalny/ 140 – 200 °C /284 – 392 °F/
- żółty pasek /ostrzeżenie/ 100 – 140 °C /212 – 284 °F/
- biała działka 100 °C /212 °F/
- biała działka pośrednie 140 °C /284 °F/
- czerwona działka /maksimum/ 200 °C /392 °F/

### d/ wskaźnik temp. oleju

- zielony pasek /zakres normalny/ 2,5 – 5,6 bar /36 – 81 psi/
- żółty pasek /ostrzeżenie/ 1,0 – 2,5 bar /25 – 36 psi/
- czerwona działka /minimalne/ 1,0 bar /25 psi/
- czerwona działka /maksymalne/ 5,6 bar / 81 psi/

### f/ wskaźnik ciśnienia w kolektorze ssącym

- czerwony pasek /maksymalne/ 30 – 50 in Hg

### g/ wskaźnik /żółta lampka “MAX. INLET AIR TEMP.”/ temperatury powietrza na wlocie do gaźnika

- lampka świeci pulsująco /temp. za niska/ poniżej 5 °C
- lampka nie świeci /temp. normalna/ 5 °C – 50 °C
- lampka świeci ciągle /temp. za wysoka/ powyżej 50 °C

## 2.1.6. OGRANICZENIA MASY

- a/ maksymalna masa startowa 1995 kg
- b/ maksymalna masa do lądowania 1970 kg
- c/ maksymalna masa w bagażnikach:
  - przedni 45 kg
  - tylny 45 kg
- d/ maksymalna masa z zerowym paliwem 1810 kg\*  
(patrz strona 187)

\* w masę samolotu powyżej 1810 kg może wchodzić jedynie tylko paliwo





### 2.1.7. GRANICZNE POŁOŻENIA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

Masa do lotu	Granica przednia za linią odniesienia	Granica tylna za linią odniesienia	SCA
kg	mm	mm	%
1540 min.	2083	2403	6,3 – 26,2
1995 max.	2260	2403	19,4 – 26,2

#### UWAGI

1. Odległość między danymi punktami mierzyć w osi podłużnej samolotu.
2. Linia odniesienia znajduje się w odległości 1991,4 mm od krawędzi natarcia skrzydła u nasady zbiornika wewnętrznego na zewnątrz silnika do przodu /patrz rys 6.3/.
3. Użytkownik /pilot/ posługując się załączonym do samolotu suwakiem jest odpowiedzialny za:
  - właściwe załadowanie samolotu
  - nieprzekroczenie max. masy startowej 1995 kg 4398 lbs
  - nieprzekroczenie max. masy z zerowym paliwem 1810 kg /patrz str. 187/.

### 2.1.8. OGRANICZENIA PRZY MANEWROWANIU

Wszelkie zamierzone manewry akrobacyjne łącznie z korkociągiem są zabronione.

Unikać gwałtownych manewrów.

### 2.1.9. GRANICZNE WSPÓŁCZYNNIKI PRZECIĄŻENIA W LOCIE /KLAPY SCHOWANE/

a/ maksymalny współczynnik przeciążenia /dodatni/ + 3,8 g

b/ maksymalny współczynnik przeciążenia /ujemny/ – 1,52 g

lot odwrócony zabroniony





#### 2.1.10. DOZWOLONE RODZAJE LOTÓW

a/ loty dzienne V F R

b/ loty nocne V F R

c/ loty nocne I F R

d/ loty dzienne I F R

jeżeli posiada wyposażenie zgodnie z “Zasadami eksploatacji statków powietrznych” do tych rodzajów lotów.

e/ loty w warunkach oblodzenia

jeżeli posiada wyposażenie wymienione w punkcie 2.1.13.

#### 2.1.11. OGRANICZENIA PALIWOWE

a/ paliwo nieużywalne

Dla samolotu określono 9,5 l paliwa nieużywalnego w każdym skrzydle w krytycznych położeniach w locie /9,5 l jest ogólną ilością dla strony, każda strona posiada zbiorniki połączone/.

b/ paliwo używalne

Dla samolotu określono 176 l paliwa używalnego w każdym skrzydle, razem 352 l ze zbiornikami standardowymi oraz 232,5 l w każdym skrzydle, razem 465 l ze zbiornikami dodatkowymi.

#### 2.1.12. GRANICZNE WARTOŚCI CIŚNIEŃ DO PRZYRZĄDÓW GIROSKOPOWYCH

Zakres ciśnienia roboczego, zasilania przyrządów giroskopowych wynosi 4,5 – 5,2 cala Hg dla wszystkich warunków użytkowania.

#### 2.1.13. LOT W WARUNKACH OBLODZENIA

Do lotu w warunkach oblodzenia musi być zabudowane na samolocie następujące wyposażenie:

a/ pneumatyczne, gumowe odladzacze skrzydeł i usterzenia poziomego i pionowego

b/ elektryczne odladzacze łopat i śmigieł

c/ elektrycznie ogrzewana płyta przedniej szyby

d/ ogrzewana głowica Pitota

e/ lampka do oświetlania krawędzi natarcia skrzydła

f/ ogrzewane czujniki przeciągnięcia samolotu

g/ kołpaki na śmigłach

#### 2.1.14. OGRANICZENIE ZAŁOGI

Minimalną ilość członków załogi w locie stanowi jeden pilot.

#### 2.1.15. OGRANICZENIA ILOŚCI PASAŻERÓW

a/ w wersji standard – 5 pasażerów

b/ w wersji z dodatkowym fotelem – 6 pasażerów





#### 2.1.16. OGRANICZENIA TEMPERATURY OTOCZENIA DO STARTU

- a/ minimalna temperatura otoczenia bez zabudowanych klap żaluzji – /–30 °C/
- b/ minimalna temperatura otoczenia z zabudowanymi klapami żaluzji – /–10 °C/
- c/ maksymalna temperatura otoczenia – /+35 °C/

#### 2.1.17. OGRANICZENIA OSIĄGOWE STARTU

Obowiązkiem Użytkownika /pilota/ jest upewnienie się wg danych osiągowych samolotu /patrz rozdział 5/, że spełnione są warunki bezpiecznego wykonania startu.

W szczególności zabrania się wykonywania startów w warunkach /masa samolotu, wysokość lotniska, temperatura powietrza/ niezapewniających pozytywnego wznoszenia samolotu przy awarii jednego silnika.

#### 2.1.18. OGRANICZENIA WYSOKOŚCI OPERACYJNEJ

- a/ z zabudowaną instalacją tlenową – 4000 m
- b/ bez instalacji tlenowej – 3600 m

#### UWAGA

LOT NA ZAKRESIE WYSOKOŚCI 3000 – 3600 m NIE MOŻE TRWAĆ DŁUŻEJ NIŻ 30 MINUT.

#### 2.1.19. TABLICZKI Z NAPISAMI

W pełnym polu widzenia pilota:

“SAMOLOT POWINIEN BYĆ UŻYTKOWANY W KATEGORII NORMALNEJ ZGODNIE Z OGRANICZENIAMI PODANYMI NA TABLICZKACH I W INSTRUKCJACH.

MANEWRY AKROBACYJNE /ŁĄCZNIE Z KORKOCIĄGIEM/ ZABRONIONE.

SAMOLOT DOPUSZCZONY JEST DO LOTÓW V F R, I F R W CIAGU DNIA I NOCY ORAZ W WARUNKACH OBLODZENIA JEŻELI POSIADA WYPOSAŻENIE ZGODNE Z “ZASADAMI EKSPLOATACJI STATKÓW POWIETRZNYCH”.

MAKS. MASA STARTOWA – 2070 kg

MAKS. MASA DO LĄDOWANIA – 1970 kg

W MASĘ SAMOLOTU POWYŻEJ 1810 KG MOŻE WCHODZIĆ WYŁĄCZNIE PALIWO.

Na tablicy przyrządów pilotażowo – nawigacyjnych, w pełnym polu widzenia pilota:

“SPRAWDZONA PRĘDKOŚĆ WIATRU BOCZNEGO 8,5 m/s.

MINIMALNA PRĘDKOŚĆ LOTU PRZY JEDNYM PRACUJĄCYM SILNIKU 129 km/h /70 KIAS/.

PRĘDKOŚĆ MANEWR. DLA MASY 2070 kg WYNOŚI 252 km/h /136 KIAS/ PATRZ I.U.L./

WYP. PODW. 239 km/h /129 KIAS/ MAX.

CHOWANIE PODW. 198 km/h /107 KIAS/ MAX.

Z WYP. PODW. 239 km/h /129 KIAS/ MAX.









Na tablicy przyrządów pilotażowo – nawigacyjnych:

“KARTA KONTROLNA STARTU”

ZAWORY PALIWA – WŁĄCZONE

AWARYJNE POMPY PALIWA – WYŁĄCZONE

ALTERNATORY – WŁĄCZONE

PRZYRZĄDY S–KOWE – SPRAWDZONE

MIESZANKA – NASTAWIONA

ŚMIGŁA – NASTAWIONE

PODGRZEW GAŹNIKA – WYŁĄCZONY

KLAPY CHŁODZENIA – S–KÓW – OTWARTE

OPARCIA FOTELI – ZABLOKOWANE

KLAPY – NASTAWIONE

TRYM. STERU KIER. I WYS. – NASTAWIONE

PASY BEZPIECZEŃSTWA – ZAPIĘTE

STEROWANIE – SPRAWDZONE

DRZWI – ZAMKNIĘTE

“KARTA KONTROLNA LĄDOWANIA”

OPARCIA FOTELI – ZABLOKOWANE

PASY BEZPIECZEŃSTWA – ZAPIĘTE

ZAWORY PALIWA – WŁĄCZONE

KLAPY CHŁODZENIA S–KÓW – NASTAWIONE

MIESZANKA – BOGATA

AWAR. POMPY PALIWA – WYŁĄCZONE

SKOK ŚMIGIEŁ – NASTAWIONY

PODWOZIE – WYPUSZCZONE

KLAPY – WYPUSZCZONE MAX. 198 km/h /107 KIAS/





Na okienku z boku pilota:

“NIE OTWIERAĆ POWYŻEJ 239 km/h /129 KIAS/”.

W pobliżu wyłącznika ogrzewania płyty szyby przedniej:

“OGRZEWANIE PŁYTY SZYBY PRZEDNIEJ –  
PATRZ INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE”.

Na tablicy przyrządów silnikowych z lewej strony dźwigni sterowania silnikami przy zainstalowanym ogrzewaniu szyby przedniej ale bez kompletnego układu przeciwołodziennego:

#### OSTRZEŻENIE

TEN SAMOLOT NIE POSIADA ZEZWOLENIA  
NA LOT W WARUNKACH OBLODZENIA.

W bezpośrednim polu widzenia pilota w przypadku lotu z wyjątkami tylnymi drzwiami:

“LOTY Z DRZWIAMI WYJĘTYMI WYKONYWAĆ WG  
INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE  
/ROZDZIAŁY OGRANICZENIA I PROCEDURY/”

Pod wyłącznikiem ogrzewania PITOT’A:

“OGRZ. PITOT’A  
NA ZIEMI  
3 MIN. MAKS.”.

Przyległe do nakrywek wlewów paliwa /zbiorniki standardowe/:

“BENZYNA LOTNICZA 100/130 OKTAN – POJEMNOŚĆ  
ZUŻYWALNA 176 l”.

Przyległe do nakrywek wlewów paliwa /zbiorniki dodatkowe/:

“BENZYNA LOTNICZA 100/130 OKTAN – POJEMNOŚĆ  
ZUŻYWALNA 232,5 l”.





# Rozdział 3

## PROCEDURY AWARYJNE





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





**ROZDZIAŁ III**  
**SPIS TREŚCI**  
**PROCEDURY AWARYJNE**

PODROZDZIAŁ	STRONA
3.1 WSTĘP	40
3.2 KARTY KONTROLNE	41
3.3 ROZSZERZONY OPIS POSTĘPOWANIA W SYTUACJACH AWARYJNYCH	51
3.4 AWARIA SILNIKA	51
3.5 POŻAR SILNIKA	57
3.6 GOSPODAROWANIE PALIWEM W LOCIE NA JEDYM SILNIKU	58
3.7 AWARIA POMPY PALIWOWEJ NAPĘDZANEJ SILNIKIEM	60
3.8 AWARIA W UKŁADZIE PODWOZIA	62
3.9 LĄDOWANIE ZE SCHOWANYM PODWOZIEM	63
3.10 AWARIA SILNIKA W STREFIE OBLODZENIA	63
3.11 USZKODZENIE ALTERNATORA W STREFIE OBLODZENIA	63
3.12 USZKODZENIE SILNIKA PODCZAS LOTU ZE ZDJĘTYMI DRZWIAMI KABINY I DRZWIAMI BAGAŻOWYMI	64
3.13 USZKODZENIE INSTALACJI ELEKTRYCZNEJ	64
3.14 USZKODZENIE W UKŁADZIE ZASILANIA GIROSKOPÓW	65
3.15 PRZEGRZANIE PODGRZEWACZA SPALINOWEGO	66
3.16 WYPROWADZENIE Z KORKOCJĄGU	66
3.17 START Z NIEDOMKNIĘTYMI DRZWIAMI	66
3.18 AWARIA ALTERNATORÓW	67
3.19 WODOWANIE	68





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





## ROZDZIAŁ III

### PROCEDURY AWARYJNE

#### 3.1. WSTĘP

W rozdziale podano zalecane procedury postępowania załogi w różnych krytycznych lub awaryjnych sytuacjach. Sposób postępowania w locie po awarii wyposażenia dodatkowo zabudowanego na żądanie odbiorcy zamieszczono w rozdziale 9.

W pierwszej części rozdziału sposoby postępowania podano w skróconej formie /Karty Kontrolne/. Natomiast w dalszej części rozdziału /Karty Kontrolne/ rozszerzono w celu zapewnienia pilotowi możliwości dodatkowego zrozumienia postępowania w danej sytuacji.

Metodyki podane w niniejszym rozdziale, mimo że podają sposoby wyjścia z sytuacji awaryjnej nie mogą zastąpić zdrowego rozsądku. Piloci powinni dokładnie zapoznać się ze sposobami postępowania opisanymi w rozdziale i być przygotowanymi do podjęcia odpowiednich działań w przypadku awarii.

Większość podstawowych metodyk postępowania w sytuacjach awaryjnych jak np. lądowanie z niepracującym silnikiem należą do zakresu normalnego wyszkolenia pilota.

Z tego względu, mimo że takie informacje podano, to jednak nie mogą one zastąpić odpowiedniego treningu. Służą one jedynie jako źródło informacji i przypomnienia z tego zakresu, tym bardziej, że sposoby postępowania są jednakowe dla różnych typów samolotów. Zaleca się aby piloci okresowo przypominali sobie poszczególne podstawowe metodyki postępowania w sytuacji awaryjnej utrzymując tym samym na wymaganym poziomie swoje kwalifikacje.







### 3.2. KARTY KONTROLNE

ZALECANE PRĘDKOŚCI LOTU	km/h	KIAS	Trymer – wg potrzeb
Minimalna prędkość lotu / $V_{MC}$ / na jednym pracującym silniku	129	70	Awaryjne pompy paliwa – WYŁĄCZONE /za wyjątkiem, gdy główna pompa nie pracuje/ Iskrowniki silnika niepracującego – WYŁĄCZYĆ Alternator silnika niepracującego – WŁĄCZYĆ
Najlepsza prędkość pionowego wznoszenia / $V_V$ / na jednym pracującym silniku	170	91	Pobór energii elektrycznej – zmniejszyć Zasilanie paliwem – ODCIĄĆ od uszkodzonego silnika, rozważyć zasilanie krzyżowe
Prędkość najlepszego kąta Wznoszenia na jednym silniku / $V_x$ /	141	76	<u>WYŁĄCZENIE SILNIKA Z PRZESTAWIENIEM ŚMIGŁA W CHORĄGIEWKĘ</u>
Prędkość manewrowa	224	121	Przed przestawieniem śmigła w chorągiewkę podjąć próbę uruchomienia silnika: Mieszanki – wg potrzeb
Prędkość maksymalna	360	195	Zawór paliwa – zasilanie krzyżowe Iskrowniki – tylko lewy lub prawy
Zalecana prędkość podejścia do lądowania na jednym pracującym silniku	170	91	Podgrzew gaźnika – WŁĄCZONY Awaryjna pompa paliwa – włączona, jeżeli nie zostanie przywrócona moc – natychmiast WYŁĄCZYĆ.

#### AWARIA SILNIKA

- utrata ciągu
  - wzrost siły na pedale wskazuje, który silnik pracuje
  - samolot będzie się odchyłać w stronę uszkodzonego silnika /przy prawidłowym wyważeniu/
- Zidentyfikować silnik niepracujący
- Przepustnica silnika niepracującego – przymknąć dla sprawdzenia
- Mieszanka silnika niepracującego – odcięta na biegu jałowym
- Śmigło silnika niepracującego – przestawić w chorągiewkę

Przestawić śmigło w chorągiewkę zanim obroty nie spadną poniżej 800 obr/min.

Minimalna prędkość sterowna – 129 km/h /70 KIAS/

Prędkość najlepszego wznoszenia na jednym silniku – 170 km/h /91 KIAS/

Utrzymywać kierunek i prędkość lotu powyżej 149 km/h /80 KIAS/

Mieszanki – do przodu

Śmigła – do przodu

Przepustnice – do przodu

Klapy – schować

Podwozie – schować





Zidentyfikować silnik niepracujący  
Przepustnica silnika niepracującego –  
przymknąć dla sprawdzenia  
Mieszanka silnika niepracującego – odcięta  
na biegu jałowym  
Śmigło silnika niepracującego – przestawić  
w chorągiewkę  
Trymer – wg potrzeb  
Awaryjne pompy paliwa – WYŁĄCZONE (za  
wyjątkiem, gdy główna pompa nie pracuje)  
Iskrowniki silnika niepracującego – WYŁĄCZYĆ  
Kłapy chłodzenia – zamknąć na niepracującym,  
na pracującym ustawić wg potrzeb  
Alternator silnika niepracującego – WYŁĄCZYĆ  
Pobór energii elektrycznej – zmniejszyć  
Zasilanie paliwem – ODCIĄĆ od uszkodzonego  
silnika, rozważyć zasilanie krzyżowe

AWARIA SILNIKA W CZASIE STARTU /prędkość  
poniżej 157 km/h /85 KIAS//

Przepustnice – niezwłocznie obie ZAMKNAĆ  
Dobieg – utrzymywać kierunek prostoliniowy  
Jeżeli długość pasa jest niewystarczająca  
do zatrzymania:

Przepustnice – ZAMKNAĆ  
Hamulce – maksymalnie wcisnąć

Wyłącznik główny – WYŁĄCZYĆ  
Zawory paliwa – ZAMKNAĆ

Dobieg – na wprost, skręcając aby ominąć  
ewentualne przeszkody

AWARIA SILNIKA W CZASIE STARTU /prędkość  
157 km/h /85 KIAS/ lub powyżej/

Długość pasa wystarczająca: /w czasie rozbiegu  
lub po oderwaniu o ile podwozie jest  
wypuszczone, a prędkość wynosi 157 km/h  
/85 KIAS/:

Przepustnice – niezwłocznie obie ZAMKNAĆ,  
lądownać na wprost.

Długość pasa niewystarczająca: należy  
zdecydować na przerwanie startu lub jego  
kontynuację.

Gdy przerwano start: wykonać czynności  
wg /AWARIA SILNIKA W CZASIE  
STARTU – Prędkość poniżej 157 km/h /85 KIAS/





Gdy start zostaje kontynuowany:

Prędkość – utrzymywać pochyleniem toru lotu samolotu

Podwozie – SCHOWAĆ po ustaleniu wznoszenia

Śmigło niepracującego silnika – przestawić w chorągiewkę zanim obroty nie spadną poniżej 800 obr/min. /patrz – WYŁĄCZENIE SILNIKA Z PRZESTAWIENIEM SILNIKA W CHORAĞIEWKĘ/

SILNIK NIEPRACUJĄCY – /patrz – WYŁĄCZENIE SILNIKA Z PRZESTAWIENIEM ŚMIGŁA W CHORAĞIEWKĘ/

Trymer steru kierunku – wychylić w stronę silnika pracującego

Silnik niepracujący – /patrz WYŁĄCZENIE SILNIKA Z PRZESATWIENIEM ŚMIGŁA W CHORAĞIEWKĘ/

Jeżeli awaria silnika nastąpi przy prędkości samolotu powyżej  $V_{MC}$  129 km/h /70 KIAS/:

Zachować sterowność kierunkową.

Zwiększyć prędkość do prędkości najlepszego wznoszenia 170 km/h /91 KIAS/.

Śmigło silnika niepracującego – PRZESTAWIĆ W CHORAĞIEWKĘ

Silnik niepracujący – /patrz WYŁĄCZENIE SILNIKA Z PRZESTAWIENIEM ŚMIGŁA W CHORAĞIEWKĘ/

#### AWARIA SILNIKA W CZASIE LOTU

#### AWARIA SILNIKA W CZASIE WZnosZENIA

Prędkość poniżej  $V_{MC}$  129 km/h /70 KIAS/

Ster kierunku – wychylić w stronę silnika pracującego aby utrzymać kierunek

Przepustnica – ustawić zgodnie z potrzebami aby utrzymać sterowność boczną

Pochylenie – zwiększyć prędkość powyżej 170 km/h /91 KIAS/, zmniejszyć wysokość lotu poziomego

Silnik pracujący – zwiększyć moc po osiągnięciu prędkości powyżej 129 km/h /70 KIAS/

Śmigło silnika niepracującego PRZESTAWIĆ W CHORAĞIEWKĘ

/ Prędkość poniżej  $V_{MC}$  – 129 km/h /70 KIAS/

Ster kierunku – wychylić w stronę pracującego silnika

Lotki – wychylić w stronę pracującego silnika

Przepustnice – oba silniki – przymknąć aż do wyprowadzenia z zakrętu

Pochylenie – oddać wolant od siebie aby zwiększyć prędkość powyżej 129 km/h /70 KIAS/

Pracujący silnik – zwiększyć moc gdy prędkość lotu wzrośnie powyżej 129 km/h /70 KIAS/

Jeżeli pozwala na to wysokość można wykonać próbę uruchomienia niepracującego silnika.





Jeżeli próba nie powiedzie się lub jest za mała wysokość należy:

Śmigło niepracującego silnika – PRZESTAWIĆ W CHORAĞIEWKĘ

Klapka wyważająca – wychylić tak aby utrzymywać przechylenie 5° w stronę pracującego silnika

Niepracujący silnik – /patrz WYŁĄCZENIE SILNIKA Z PRZESTAWIENIEM ŚMIGŁA W CHORAĞIEWKĘ/

Klapka chłodzenia /silnik pracujący/ – wg potrzeb

Lądować tak szybko jak to jest praktycznie możliwe na najbliższym lotnisku.

AWARIA SILNIKA W CZASIE LOTU /prędkość lotu powyżej 129 km/h /70 KIAS/

Ster kierunku – wychylić w stronę pracującego silnika

Silnik niepracujący – rozpoznać

Silnik pracujący – ustawić parametry wg potrzeb

Przed wyłączeniem uszkodzonego silnika:

Ciśnienie paliwa – sprawdzić – jeżeli jest niewłaściwe WŁĄCZYĆ awaryjną pompę paliwową /jeżeli silnik nie uruchomi się – WYŁĄCZYĆ/

Ilość paliwa – sprawdzić

Zawór paliwa uszkodzonego silnika – zasilanie krzyżowe

Podgrzew gaźnika – WŁĄCZYĆ

Mieszanka – sprawdzić

Ciśnienie i temperatura oleju – sprawdzić

Wyłączniki iskrowników – sprawdzić

Jeżeli próba uruchomienia silnika się nie powiedzie:

Niepracujący silnik – /patrz WYŁĄCZENIE SILNIKA Z PRZESTAWIENIEM ŚMIGŁA W CHORAĞIEWKĘ/

Pracujący silnik – moc – wg potrzeb, mieszanka – wyregulować odpowiednio do mocy, ilość paliwa – wystarczająca awaryjna pompa paliwa – wg potrzeb

Trymer steru kierunku – wychylić tak aby utrzymywać przechylenie 5° w stronę pracującego silnika





Pobór prądu – zmniejszyć do wymaganego minimum

Lądować tak szybko jak to jest praktycznie możliwe na najbliższym odpowiednim lotnisku.

LĄDOWANIE Z JEDYM PRACUJĄCYM SILNIKIEM

Śmigło silnika – PRZESTAWIĆ W CHORAĞIEWKĘ

Gdy istnieje pewność wylądowania:

Podwozie – WYPUŚCIĆ

Prędkość podejścia – 170 km/h /91 KIAS/

Kłapy – WYPUŚCIĆ DO 25 °

Utrzymywać bezpieczną wysokość i prędkość w czasie podejścia.

#### ODEJŚCIE NA DRUGI KRĄG Z JEDNYM PRACUJĄCYM SILNIKIEM

Jeżeli jest to możliwe, należy unikać odejścia na drugi krąg z jednym pracującym silnikiem

Mieszanka – max do przodu – sprawdzić

Śmigło – mały skok

Przepustnica – do przodu

Kłapy – SCHOWAĆ

Podwozie – SCHOWAĆ

Prędkość – 170 km/h /91 KIAS/

Trymer – ustawić

Kłapy chłodzenia /silnik pracujący/ – wg potrzeb

#### ROZRUCH SILNIKA W POWIETRZU /PROCEDURA WYCOFANIA Z CHORAĞIEWKOWANIA/

Zawór paliwa silnika  
niepracującego – OTWARTY

Awaryjna pompa paliwa silnika  
niepracującego – WYŁĄCZONA

Przepustnica – przesunąć 5 mm do przodu

Śmigło – do przodu na pozycję obrotów  
odpowiadających prędkości przelotowej

Mieszanka – BOGATA

Iskrownik – WYŁĄCZONY

Rozrusznik – WŁĄCZYĆ aż do uruchomienia  
wiatrakującego śmigła

Paliwo – wstrzykiwać wg potrzeb

Przepustnica – cofnąć, aby zredukować moc  
aż do rozgrzania silnika

Alternator po uruchomieniu silnika – WŁĄCZYĆ

#### POŻAR SILNIKA NA ZIEMI

Jeżeli silnik nie pracuje:

Mieszanka – uboga – odcięta

Przepustnica – otwarta

Rozrusznik – kręcić silnikiem





Jeżeli silnik pracuje:

Kontynuować pracę celem wchłonięcia płomieni do silnika. Jeżeli pożar nie daje się stłumić, należy go gasić wszelkimi dostępnymi środkami.

Gaszenie pożaru z zewnątrz:

Zawory paliwa – WŁĄCZONE

Mieszanka – uboga – odcięta

#### POŻAR SILNIKA W LOCIE

Na silniku objętym pożarem:

Zawór paliwa – WYŁĄCZYĆ

Przepustnica – ZAMKNAĆ po wypracowaniu paliwa

Śmigło – PRZESTAWIĆ W CHORAĞIEWKĘ

Mieszanka – uboga – odcięta

Grzejnik spalinowy – WYŁĄCZONY

Nadmuch szyby przedniej – WYŁĄCZONY

Jeżeli pożar ugaszono, to kontynuować lot do najbliższego lotniska z jednym pracującym silnikiem. NIE URUCHAMIAĆ SILNIKA.

#### POŻAR W KABINIE SAMOLOTU PODCZAS LOTU

Ogrzewanie – WYŁĄCZONE

Wentylacja – WYŁĄCZONA

Ogień gasić przy pomocy gaśnicy umieszczonej pod prawą tablicą przyrządów. Jeżeli ognisko pożaru znajduje się w łatwo dostępnym otwartym miejscu, to nakryj je pokrowcami lub odzieżą w celu stłumienia ognia

#### UWAGA

W poszczególnych sytuacjach pożaru na pokładzie samolotu należy postępować wg własnego uznania, mając na względzie przede wszystkim życie załogi i pasażerów.

Gdy pożar nie daje się ugasić – LĄDUJ PRZYMUSOWO.

#### GOSPODAROWANIE PALIWEM W LOCIE Z JEDYM SILNIKIEM

#### PRZELOT

Przelot z poborem paliwa z grupy silnika pracującego:

Zawór paliwa silnika pracującego – WŁĄCZONY

Zawór paliwa silnika niepracującego – WYŁĄCZONY

Awaryjne pompy paliwa – WYŁĄCZONE

Z zasilania krzyżowego korzystać tylko w locie poziomym.

#### UWAGA

Nie stosować zasilania krzyżowego z tej samej strony co pracujący silnik gdy zbiornik jest pełny ponieważ pary powrotne będą wyrzucane przez odpowietrzanie zbiornika.





## LĄDOWANIE

Zawór paliwa silnika pracującego – WŁĄCZONY

Zawór paliwa silnika  
niepracującego – WYŁĄCZONY

## AWARIA POMPY PALIWOWEJ

Objawy:

- spadek ciśnienia
- spadek mocy i niestabilna praca silnika

Przepustnica – przymknąć

Awaryjna pompa paliwa – WŁĄCZYĆ

Przepustnica – ponownie zwiększyć moc 75%  
lub niżej ustawiając parametry silników  
wg WYKRESU 5 – 11 /optymalne ciśnienie  
w kolektorze ssącym odpowiadające  
maksymalnemu zasięgowi/

## OSTRZEŻENIE

O ile normalna praca silnika i ciśnienie paliwa  
nie zostaną natychmiast przywrócone, należy  
WYŁĄCZYĆ awaryjną pompę paliwa. Brak  
wskazań ciśnienia paliwa w czasie pracy pompy  
awaryjnej świadczy o nieszczelności w instalacji  
paliwowej lub wyczerpaniu się paliwa.

## SYGNALIZACJA NIEWŁAŚCIWEGO POŁOŻENIA PODWOZIA

Objawy

– Zapalenie się czerwonej lampki sygnalizuje  
niebezpieczne położenie podwozia  
/niecałkowicie wypuszczone/. Ponadto, gdy  
podwozie nie jest wypuszczone, a dźwignia  
przepustnicy jest ustawiona w okolicach  
małego gazu, zaświeci się czerwona lampka  
i zadziała sygnał dźwiękowy. Jeżeli lampka nie  
gaśnie, ponowić cykl wypuszczania i chowania  
podwozia.

## RĘCZNE WYPUSZCZANIE PODWOZIA

Przed ręcznym wypuszczeniem podwozia  
należy:

Bezpieczniki obwodów elektrycznych –  
sprawdzić

Wyłącznik główny – WŁĄCZYĆ

Alternatory – SPRAWDZIĆ

Światła pozycyjne – WYŁĄCZYĆ w czasie dnia

Włączenie świateł pozycyjnych powoduje  
przyciemnienie zielonych lampek,  
sygnalizujących wypuszczenie podwozia. Może  
to spowodować, że lampki te w ciągu dnia  
mogą być słabo widoczne.

Aby wypuścić podwozie należy odsunąć  
obejmę zabezpieczającą gałkę awaryjnego  
wypuszczania podwozia, a następnie:

Prędkość lotu – zmniejszyć do max. 157 km/h  
/85 KIAS/

Przełącznik podwozia – PODWOZIE W DÓŁ  
pozycja zablokowana





Gałka awaryjnego wypuszczenia  
podwozia – pociągnąć

Zielone lampki sygnalizacyjne – 3 szt. świecą

#### UWAGA

Gałkę awaryjnego wypuszczenia podwozia  
pozostawić wyciągniętą.

#### AWARIA SILNIKA W STREFIE OBLODZENIA

Włączyć podgrzew powietrza do gaźnika  
i próbować uruchomić silnik.

Jeżeli rozruch nie nastąpi należy:

Śmigło – przestawić w chorągiewkę

Prędkość lotu 170 km/h /91 KIAS/ lub większa

Obniżyć wysokość, jeżeli zachodzi konieczność  
utrzymania ustalonej prędkości.

Pobór prądu – zmniejszyć

Jeżeli możliwe, unikać dalszego lotu  
w warunkach oblodzenia.

Lądować przy najbliższej okazji.

Utrzymywać prędkość na podejściu co najmniej  
170 km/h /91 KIAS/.

Nie wypuszczać podwozia i klap, dopóki nie ma  
się pewności wylądowania.

Kłapy – 25 °

#### USZKODZENIE ALTERNATORA W STREFIE OBLODZENIA

Objawy:

Zapalenie się czerwonej lampki /ALT/  
na pulpicie sygnalizacyjnym.

Amperomierze – sprawdzić wg wskazań, który  
alternator nie działa

Wyłącznik alternatora – cyklicznie WŁĄCZAĆ  
i WYŁĄCZAĆ sprawdzając działanie lampki  
/ALT/ i wskazanie amperomierza

Bezpiecznik – sprawdzić

Jeżeli alternator w dalszym ciągu nie działa:

Wyłącznik alternatora – WYŁĄCZYĆ

Awionika – WYŁĄCZYĆ z wyjątkiem NAV COM

Ogrzewanie płyty przedniej – WYŁĄCZYĆ  
by nie przekraczać obciążenia 65 A

Jeżeli warunki oblodzenia nie ustępują należy  
przerwać lot i lądować na najbliższym lotnisku.

Przed lądowaniem:

Ogrzewanie płyty przedniej szyby – WŁĄCZYĆ  
jeżeli to konieczne

Podwozie może wymagać awaryjnego  
wypuszczenia.







### AWARIA SILNIKA PODCZAS LOTU ZE ZDJĘTYMI DRZWIAMI KABINY I DRZWIAMI BAGAŻOWYMI

Minimalna prędkość lotu na jednym silniku w tej konfiguracji samolotu wynosi 131 km/h /71 KIAS/. Jeżeli awaria silnika nastąpi poniżej prędkości 131 km/h /71 KIAS/ zmniejszyć moc dla utrzymania sterowności.

### AWARIA ALTERNATORA

Objawy:

Zapalenie się czerwonej lampki /ALT/ na pulpicie sygnalizacyjnym.

Amperomierze – sprawdzić wskazania i określić, który alternator nie działa

Jeżeli oba nie działają – zredukować do minimum pobór prądu

WYŁĄCZYĆ oba wyłączniki alternatorów, następnie WŁĄCZYĆ na chwilę jeden, a po jego wyłączeniu WŁĄCZYĆ drugi, obserwując amperomierze.

Określić wartość NAJMNIEJSZEGO wskazania pracy alternatora /ale nie zero/. WŁĄCZYĆ do pracy ten alternator.

Odbiorniki elektryczne – ponownie WŁĄCZYĆ lecz nie przekraczając obciążenia 60 A.

Jeżeli wskazania amperomierzy są zerowe, należy powtórzyć cykl włączenia wyłącznika danego alternatora.

Jeżeli występuje nadal brak ładowania, należy sprawdzić bezpieczniki i jeśli to konieczne, wcisnąć je.

Bezpieczniki mogą być włączone tylko jeden raz.

Jeżeli alternatory są nadal niesprawne – zredukować pobór prądu do minimum

### OSTRZEŻENIE

Przy niesprawnych obydwóch alternatorach błąd busoli może przekraczać 10 °.

### AWARIA W INSTALACJI PNEUMATYCZNEJ

Objawy:

– spadek ciśnienia poniżej 4,5 cali Hg na manometrze

– pojawi się czerwony indeks na manometrze

Obroty – zwiększyć wg potrzeb

Wysokość – obniżyć aby utrzymać ciśnienie 4,5 cali Hg

Używać zakrętomierza jako przyrządu kontrolującego wskazania wskaźnika kursu i wskaźnika położenia.

### PODGRZEWANIE GRZEJNIKA SPALINOWEGO

Grzejnik automatycznie się wyłączy. Nie włączać ponownie.

### KORKOCIĄG

Przepustnica – przestawić w położenie biegu jałowego

Ster kierunku – pełne wychylenie w kierunku przeciwnym do kierunku korkociągu

Wolant – zwolnić





---

Wolant – oddać całkowicie od siebie jeżeli nos samolotu nie opada

Lotki – w położenie neutralne

Ster kierunku – przestawić w położenie neutralne z chwilą zaprzestania obrotów

Wolant – łagodnie ściągnąć na siebie, wyprowadzając z lotu nurkowego.





### 3.3. ROZSZERZONY OPIS POSTĘPOWANIA W SYTUACJACH AWARYJNYCH.

W tej części rozdziału rozszerzono informację podane w punkcie 3.3 KARTY KONTROLNE oraz podano dodatkowo, w celu lepszego rozumienia przez pilotów zalecanego sposobu postępowania i prawdopodobnej przyczyny powstania sytuacji awaryjnej.

### 3.4. AWARIA SILNIKA

#### IDENTYFIKACJA USZKODZONEGO SILNIKA

Po awarii jednego z silników nastąpi utrata mocy zespołu napędowego. W locie ustalonym samolot będzie się odchyłać w kierunku uszkodzonego silnika /siła wzrośnie na pedale po stronie pracującego silnika/.

#### WYŁĄCZENIE SILNIKA PRZESTAWIENIEM ŚMIGŁA W CHORĄGIEWKĘ

Śmigła mogą być przestawione w chorągiewkę tylko wtedy, gdy obroty silnika są wyższe od 800 obr/min. W układzie sterowania śmigłem zabudowany jest sworzeń blokujący, który ze spadkiem obrotów silnika uniemożliwia przestawienie śmigła w chorągiewkę za każdym razem gdy silnik jest zatrzymany na ziemi. Osiągi samolotu zmniejszają się, jeżeli śmigło uszkodzonego silnika nie zostanie przestawione w chorągiewkę.

#### UWAGA

Jeżeli po awarii silnika warunki na to pozwalają, pilot może spróbować go uruchomić przed przestawieniem śmigła w chorągiewkę.

Aby uruchomić silnik uszkodzony należy:

– wyregulować skład mieszanki wg potrzeb

Przestawić dźwignię zaworu paliwa w położenie „ZASIL. KRZYŻOWE” oraz włączyć jeden z dwóch iskrowników /lewy lub prawy/ aby sprawdzić umasienie.





– przestawić dźwignię podgrzewu gaźnika w położenie “WŁĄCZONY” oraz włączyć awaryjną pompę paliwa.

Jeżeli silnik nie zostanie natychmiast uruchomiony, należy włączyć awaryjną pompę paliwa.

Należy pamiętać przed rozpoczęciem operacji przestawiania śmigła w chorągiewkę, że minimalna prędkość lotu na jednym silniku wynosi 129 km/h /70 KIAS/, a najlepsza prędkość wznoszenia na jednym silniku wynosi 170 km/h /91 KIAS/.

Aby przestawić śmigło w chorągiewkę należy utrzymywać kierunek i prędkość lotu powyżej 149 km/h /80 KIAS/. Przesunąć dźwignię mieszanki i dźwignię skoku śmigła do przodu.

Dźwignię przepustnic powinny być przesunięte do przodu. Schować kłapy i podwozie, rozpoznać niesprawny silnik. Samolot będzie skręcać w stronę niesprawnego silnika. Cofnąć dźwignię przepustnicy silnika niesprawnego aby sprawdzić utratę mocy. Dźwignia mieszanki silnika niesprawnego powinna być przesunięta w pozycję “odcięta na biegu jałowym”, natomiast dźwignia śmigła silnika niesprawnego powinna być przesunięta w pozycję “CHORĄGIEWKA”.

Wyważyć samolot wg potrzeb i utrzymywać przechylenie 5 ° w stronę silnika sprawnego. Awaryjna pompa paliwa powinna być wyłączona z wyjątkiem przypadku gdy uszkodzona jest pompa napędzana silnikiem /główna/. Wyłączyć iskrowniki i zamknąć klapę chłodzenia silnika niesprawnego.

Kłapa chłodzenia silnika pracującego powinna być używana w razie potrzeby. Alternator silnika uszkodzonego powinien być wyłączony, a pobór energii elektrycznej powinien być zmniejszony aby zapobiec wyczerpaniu się akumulatora. Dźwignię zaworu paliwa silnika niepracującego przestawić w położenie “WYŁĄCZONY”. W razie potrzeby, rozważyć zasilanie krzyżowe /patrz punkt 3.6. GOSPODAROWANIE PALIWEM W LOCIE NA JEDNYM SILNIKU/.





#### UWAGA

Kiedy śmigło silnika jest przestawione w chorągiewkę, lampki ostrzegawcze alternatora, giroskopu i ciśnienia oleju będą się świecić.

#### AWARIA SILNIKA PODCZAS STARTU /prędkość samolotu poniżej 157 km/h /85 KIAS/

Minimalna prędkość lotu sterowanego na jednym silniku dla tego samolotu w warunkach standard wynosi 129 km/h /70 KIAS/.

Jeżeli uszkodzenie silnika nastąpi w czasie rozbiegu lub samolot nie osiągnie jeszcze prędkości 157 km/h /85 KIAS/, ZAMKNAĆ natychmiast obie przepustnice, lądować i utrzymywać kierunek prosto przed siebie. Jeżeli wymiary pasa startowego nie pozwalają na zatrzymanie, należy zamknąć przepustnice i maksymalnie hamować. Wyłącznik główny zasilania elektrycznego i zawory paliwa powinny być wyłączone. Utrzymywać kierunek prosto przed siebie ewentualnie skręcając aby ominąć przeszkody.

#### AWARIA SILNIKA PODCZAS STARTU /Prędkość samolotu jest równa lub większa 157 km/h /85 KIAS/

Jeżeli uszkodzenie silnika nastąpi w czasie startu, podczas rozbiegu lub po oderwaniu się samolotu od ziemi, przy nieschowanym podwoziu, a samolot osiągnie już prędkość 157 km/h /85 KIAS/, działanie jakie należy przedsięwziąć będzie zależeć od tego w jakiej pozycji znajduje się samolot w stosunku do pasa startowego tzn. czy istnieje możliwość natychmiastowego lądowania bez zmiany kierunku lotu. Jeżeli wymiary pasa startowego pozwalają lądować, należy natychmiast zamknąć obie przepustnice i lądować utrzymując kierunek prosto przed siebie.

Jeżeli wymiary pasa startowego nie pozwalają na zatrzymanie się, pilot musi zdecydować się czy przerwać start, czy go kontynuować.





Decyzja musi być oparta na ocenie pilota, biorącej pod uwagę obciążenie samolotu, wysokość barometryczną, przeszkody, pogodę i umiejętność pilota. Jeżeli została podjęta decyzja o kontynuowaniu startu, należy utrzymać kurs i prędkość. Ustawić śmigło niepracującego silnika w chorągiewkę, a po ustabilizowaniu wznoszenia SCHOWAĆ podwozie /patrz WYŁĄCZENIE SILNIKA, paragraf 3.4./.

W czasie startu z krótkiego pasa, z wypuszczonymi klapami na kąt 25 °, samolot chwilowo posiada prędkość mniejszą od  $V_{MC}$ .

W tym przypadku gdy nastąpi przerwa w pracy jednego z silników w momencie gdy prędkość samolotu jest niższa do  $V_{MC}$ , należy bezwzględnie sprowadzić samolot do lotu poziomego, aby utrzymać kontrolę nad samolotem.

#### AWARIA SILNIKA W CZASIE WZNOSZENIA

Minimalna prędkość lotu sterowanego z jednym pracującym silnikiem w warunkach standard wynosi 129 km/h /70 KIAS/.

Jeżeli przerwa w pracy jednego z silników nastąpi w momencie, gdy prędkość samolotu jest niższa od 129 km/h /70 KIAS/, należy zredukować moc silnika pracującego wg potrzeb aby zachować sterowność kierunkową.

Wolant oddać od siebie aby zwiększyć prędkość do 170 km/h /91 KIAS/. Następną czynnością jest przestawienie śmigła w chorągiewkę oraz wyłączenie niesprawnego silnika /patrz punkt 3.4./.

Jeżeli przerw w pracy jednego z silników nastąpi w momencie, gdy samolot osiągnie prędkość 129 km/h /70 KIAS/ należy zachować sterowność kierunku oraz dobrać parametry lotu aby osiągnąć prędkość 170 km/h /91 KIAS/. Następnie śmigło uszkodzonego silnika przestawić w chorągiewkę /patrz WYŁĄCZENIE SILNIKA Z PRZESTAWIENIEM ŚMIGŁA W CHORAĞIEWKĘ pkt. 3.4./.

#### UWAGA

Ze względu na osiągi zespołu napędowego, lot poziomy samolotu o masie max. na jednym silniku jest możliwy tylko do wysokości 800 m.





#### AWARIA SILNIKA W LOCIE /prędkość samolotu poniżej 129 km/h /70 KIAS/

Jeżeli przerwa w pracy jednego z silników nastąpi w czasie lotu z prędkością poniżej 129 km/h /70 KIAS/, należy ster kierunku wychylić w stronę pracującego silnika, aby utrzymać sterowność kierunkową. Przepustnice powinny być przymknięte, aby wyeliminować moment odchylający powstały na skutek niesymetryczności ciągu. Obniżyć nos samolotu, aby uzyskać prędkość większą niż 129 km/h /70 KIAS/, zwiększyć moc pracującego silnika po uzyskaniu przez samolot prędkości większej od 129 km/h /70 KIAS/.

Po osiągnięciu przez samolot prędkości większej od 149 km/h /80 KIAS/ jeżeli wysokość na to pozwala, może być wykonana próba uruchomienia niesprawnego silnika. Jeżeli próba ponownego uruchomienia nie udaje się lub wysokość na to nie pozwala, należy:

- przestawić dźwignię sterowania śmigła w pozycję CHORAĞIEWKA i wyłączyć silnik;
- wyważyć samolot tak aby uzyskać przechylenie 5 ° w stronę pracującego silnika;
- kłapa silnika pracującego powinna być ustawiona wg potrzeb, aby uzyskać temperaturę silnika w odpowiednich granicach.

#### AWARIA SILNIKA W LOCIE /prędkość samolotu wyższa od 129 km/h /70 KIAS/

Jeżeli przerwa jednego z silników nastąpi w czasie lotu przy prędkości większej od 129 km/h /70 KIAS/, wszelkie działania należy rozpocząć od rozpoznania niesprawnego silnika.

Przy stwierdzeniu, że jeden z silników uległ awarii należy, jeżeli to konieczne, obniżyć wysokość lotu oraz dobrać parametry pracy drugiego silnika wg potrzeb. Po rozpoznaniu niesprawnego silnika i wyregulowaniu pracy silnika sprawnego, jeżeli wysokość na to pozwala i prędkość lotu jest ustalona powyżej 149 km/h /80 KIAS/ może być wykonana próba uruchomienia silnika niesprawnego.

Przed wyłączeniem niesprawnego silnika, sprawdzić /upewnić się/, czy przepływ paliwa do silnika jest wystarczający.





Jeżeli przepływ paliwa jest nieodpowiedni należy WŁĄCZYĆ awaryjną pompę paliwową dla silnika niepracującego. Sprawdzić ilość paliwa w zbiorniku po stronie silnika niesprawnego. Włączyć podgrzew gaźnika i zmienić położenie dźwigni sterującej składem mieszanki.

Sprawdzić ciśnienie i temperaturę oleju. Upewnić się, czy przetącniki iskrowników są WŁĄCZONE. Jeżeli silnik nie da się uruchomić patrz rozdz. 3.4. WYŁĄCZENIE SILNIKA Z PRZESTAWIENIEM ŚMIGŁA W CHORAĞIEWKĘ. Po wyłączeniu silnika niesprawnego, należy wyregulować pracę silnika sprawnego. Moc powinna być dobrana wg potrzeb, a skład mieszanki powinien być wyregulowany w zależności od mocy. Sprawdzić zasilanie paliwem, w przypadku konieczności WŁĄCZYĆ dodatkową pompę paliwową.

Kłapa chłodzenia silnika sprawnego powinna być ustawiona wg potrzeb, aby utrzymać temperaturę silnika w odpowiednich granicach. Wyważyć samolot by uzyskać przechylenie 5 ° w stronę pracującego silnika. Pobór energii elektrycznej powinien być zredukowany do niezbędnego minimum. Lądować jak najszybciej na najbliższym odpowiednim lotnisku.

#### LĄDOWANIE Z JEDYM PRACUJĄCYM SILNIKIEM

Wykonać czynności podane w pkt. 3.4. – WYŁĄCZENIE SILNIKA Z PRZESTAWIENIEM ŚMIGŁA W CHORAĞIEWKĘ. Podwozie oraz klapy wypuścić po upewnieniu się o możliwości lądowania. W czasie podejścia utrzymać z zapasem bezpieczną wysokość i prędkość, pamiętając, że lądowanie powinno być wykonane prawidłowo za pierwszym razem. Odejście na drugi krąg powinno być w miarę możliwości zaniechane.

Prędkość podejścia powinna wynosić 170 km/h /91 KIAS/. Klapy wypuścić raczej na 25 ° niż max. z tego względu, że samolot znajduje się w najlepszej konfiguracji do odejścia na drugi krąg.

W PEWNYCH WARUNKACH MASY SAMOLOTU I WYSOKOŚCI BAROMETRYCZNEJ ODEJŚCIE NA DRUGI KRĄG MOŻE OKAZAĆ SIĘ NIEMOŻLIWE A W KAŻDYM PRZYPADKU GWAŁTONEGO DODANIA MOCY PRZY LOCIE Z JEDYM SILNIKIEM SPRAWNYM MOŻNA OCZEKIWAĆ TRUDNOŚCI W STEROWANIU SAMOLOTEM.







## ODEJŚCIE NA DRUGI KRĄG Z JEDYM PRACUJĄCYM SILNIKIEM

ODEJŚCIE NA DRUGI KRĄG Z JEDYM PRACUJĄCYM SILNIKIEM W MIARĘ MOŻLIWOŚCI POWINNO BYĆ ZANIECHANE.

W celu odejścia na drugi krąg przy jednym pracującym silniku należy dźwignię składu mieszanki i śmigła przesunąć do przodu. Dźwignia przepustnicy powinna być wolno przesuwana do przodu. Schować kłapy i podwozie. Utrzymywać prędkość lotu 170 km/h /91 KIAS/ tj. najlepszą prędkość wznoszenia na jednym silniku. Ustawić kłapkę wyważającą i kłapkę chłodzenia silnika wg potrzeb.

## ROZRUCH SILNIKA W POWIETRZU /WYCOFANIE ŚMIGŁA Z CHORAĞIEWKOWANIA/

Włączyć zawór paliwa niepracującego silnika i sprawdzić /upewnić się/ czy awaryjna pompa paliwa dla tego silnika jest włączona. Otworzyć przepustnicę na 5 mm i przesunąć sterownicę sterującą śmigłem do przodu w pozycję obrotów silnika odpowiadających prędkości przelotowej samolotu. Dźwignia składu mieszanki powinna być ustawiona w położenie “BOGATA”. Przetawić w pozycję “WŁĄCZONY” przełączniki iskrowników i włączyć rozrusznik do momentu wiatrakowania /można użyć zastrzyków paliwa/. Zredukować moc do czasu nagrzania się silnika. Wyłącznik alternatora powinien być następnie WŁĄCZONY.

## 3.5. POŻAR SILNIKA W LOCIE

Możliwość zapalenia się silnika w czasie lotu jest bardzo mało prawdopodobna. Podana poniżej procedura postępowania jest ogólna i ocena pilota powinna być decydującym czynnikiem o działaniu jakie należy podjąć w takiej sytuacji awaryjnej.





Jeżeli pożar silnika nastąpi w czasie lotu, należy ZAMKNAĆ zawór paliwowy, a po wypaleniu paliwa i przepustnicę silnika objętego pożarem. Przesunąć w chorągiewkę śmigła silnika objętego pożarem. Przesunąć dźwignię składu mieszanki w położenie „odcięta na biegu jałowym”.

Dmuchawa i grzejnik /w każdym przypadku wystąpienia pożaru/ powinny być WYŁĄCZONE. Należy lądować, jeżeli teren na to pozwala.

#### NA ZIEMI

Pierwszym działaniem mającym na celu ugaszenie ognia jest próba wciągnięcia ognia do silnika. Jeżeli nie nastąpił rozruch silnika przesunąć dźwignię składu mieszanki w pozycję „odcięta na biegu jałowym” i otworzyć przepustnicę. Obrócić wał korbowy silnika przy pomocy rozrusznika /próba wciągnięcia ognia do silnika/.

Jeżeli nastąpi już rozruch i silnik pracuje, utrzymać pracę silnika aby spróbować wciągnąć ogień do silnika.

W każdym z powyższych przypadków jeżeli ogień nadal będzie się rozprzestrzeniać przez okres dłuższy jak kilka sekund, to powinien być ugaszony przy pomocy wszelkich dostępnych zewnętrznych środków.

Jeżeli stosujemy do gaszenia ognia środki zewnętrzne należy wyłączyć zawory paliwowe, a dźwignię składu mieszanki w położenie „odcięta na biegu jałowym”.

#### 3.6. GOSPODAROWANIE PALIWEM W LOCIE NA JEDYM SILNIKU

W samolocie istnieje możliwość stosowania zasilania krzyżowego, aby zwiększyć zasięg w czasie użytkowania samolotu z jednym pracującym silnikiem. Zasilanie krzyżowe stosować tylko w locie poziomym.





## PRZELOT

Przy korzystaniu z paliwa ze zbiornika znajdującego się po tej samej stronie co pracujący silnik, główny zawór paliwowy silnika pracującego powinien być **WŁĄCZONY**, a główny zawór paliwowy silnika niepracującego powinien być **WYŁĄCZONY**. Awaryjne pompy paliwowe powinny być **WYŁĄCZONE** z wyjątkiem przypadku, gdy uszkodzona jest pompa paliwowa napędzana silnikiem. Jeżeli pompa paliwowa napędzana silnikiem jest uszkodzona, to awaryjna pompa paliwowa znajdująca się po stronie silnika pracującego musi być **WŁĄCZONA**.

Zwiększony zasięg jest możliwy do uzyskania przez użycie paliwa ze zbiornika znajdującego się po przeciwnej stronie niż pracujący silnik. W tym celu główny zawór paliwowy silnika pracującego powinien być ustawiony w pozycji zasilanie krzyżowe, a główny zawór paliwowy silnika niepracującego powinien być **WYŁĄCZONY**. Awaryjne pompy paliwowe powinny być **WYŁĄCZONE**.

## UWAGA

Przewód powracającego paliwa z każdego silnika odprowadzi pewien procent paliwa do zbiornika znajdującego się po tej samej stronie co silnik. Dlatego co najmniej przez okres 30 minut paliwo powinno być pobierane z tego zbiornika przez zastosowaniem zasilania krzyżowego.

Jeżeli wskazania paliwomierza zbiornika zbliżają się do „PEŁNY”, należy pobierać paliwo z tego zbiornika i robić to przez okres 30 minut aby spowodować obniżenie poziomu paliwa przed włączeniem zasilania krzyżowego gdyż paliwo może być wypompowywane na zewnątrz przez odpowietrzenie.





## LĄDOWANIE

W czasie lądowania główny zawór paliwa silnika pracującego musi być **WŁĄCZONY**, a zawór paliwa silnika niepracującego powinien być **WYŁĄCZONY**. Awaryjna pompa paliwa silnika pracującego powinna być **WYŁĄCZONA** z wyjątkiem przypadku, gdy pompa napędzana silnikiem /główna/ jest uszkodzona.

### 3.7. AWARIA POMPY PALIWOWEJ NAPĘDANEJ SILNIKIEM

Po awarii pompy można stosować każdą kombinację obr/min. i ciśnienia w kolektorze ssącym podaną w Tabeli Doboru Mocy. Powinny być stosowane normalne procedury przy przelocie, zniżaniu i podejściu do lądowania.

Utrata ciśnienia paliwa i mocy silnika może być oznaką uszkodzenia pompy paliwowej napędzanej silnikiem.

W przypadku wystąpienia oznak, że pompa paliwowa napędzana silnikiem jest uszkodzona, należy przymknąć przepustnicę, włączyć awaryjną pompę paliwa.

### OSTRZEŻENIE

Jeżeli natychmiast nie zostanie przywrócona normalna praca silnika i prawidłowe ciśnienie paliwa, awaryjna pompa paliwowa powinna być wyłączona.

Brak wskazania ciśnienia paliwa w czasie gdy awaryjna pompa paliwowa jest włączona może sugerować nieszczelność w układzie paliwowym lub brak paliwa.





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





### 3.8. AWARIA W UKŁADZIE PODWOZIA

Jeżeli jedna z goleni podwozia znajdować się będzie w położeniu niebezpiecznym tzn. niezablokowana w położeniu pomiędzy schowanym i wypuszczonym, to zaświeci się czerwona lampka ostrzegawcza.

W takim przypadku należy powtórzyć cykl chowania i wypuszczania podwozia. Ponadto, gdy podwozie nie będzie wypuszczone i zablokowane, po przestawieniu dźwigni gazu w okolice małego gazu zadziała ostrzegawczy sygnał dźwiękowy. Przed ręcznym wypuszczeniem podwozia wykonać następujące czynności:

- sprawdzić bezpieczniki
- upewnić się, że wyłącznik główny jest w pozycji “WŁĄCZONY”
- sprawdzić alternatory
- w czasie lotu dziennego WYŁĄCZYĆ światła pozycyjne.

Aby wypuścić podwozie ręcznie, należy odsunąć obejmę zabezpieczającą gałkę ręcznego wypuszczania podwozia. Moc powinno się zredukować do utrzymania prędkości lotu poniżej 157 km/h /85 KIAS/.

Przestawić dźwignię podwozia w położenie “WYPUSZCZONE” i pociągnąć gałkę awaryjnego wypuszczania. Sprawdzić, czy świecą 3 zielone lampki sygnalizacyjne i ewentualnie upewnić się w lusterku na gondoli lewego silnika, czy podwozie jest wypuszczone.

#### OSTRZEŻENIE

Jeżeli podwozie zostało wypuszczone awaryjnie, należy dźwignię podwozia i gałkę awaryjnego wypuszczania podwozia pozostawić w położeniu “WYPUSZCZONE” do czasu sprawdzenia układu na ziemi.





### 3.9. LĄDOWANIE ZE SCHOWANYM PODWOZIEM

Podejście do lądowania powinno być wykonane przy nastawieniu dźwigni gazu na normalną prędkość lotu z klapami w położeniu „SCHOWANE”. Do lądowania nie wypuszczać klap, aby zredukować do minimum możliwość uszkodzenia skrzydeł i klap. Zamknąć przepustnicę tuż przed zetknięciem się z ziemią. Przeszawić w pozycję WŁĄCZONE główny wyłącznik i iskrowniki. Dźwignię zaworu paliwowego przesawić również w położenie WŁĄCZONY. Zetknięcie z powierzchnią ziemi powinno być wykonane przy minimalnej prędkości samolotu.

### 3.10. AWARIA SILNIKA W STREFIE OBLODZENIA

Jeżeli nastąpi przerwa w pracy jednego z silników w czasie lotu w warunkach oblodzenia, należy WŁĄCZYĆ podgrzew gaźnika i spróbować wykonać ponowny rozruch silnika. Jeżeli próba ponownego uruchomienia silnika nie uda się, należy śmigło niepracującego silnika przesawić w chorągiewkę wg pkt. 3.4. Musi być utrzymana prędkość lotu 170 km/h /91 KIAS/ lub powyżej. Obniżyć wysokość lotu jeżeli istnieje taka potrzeba aby utrzymać prędkość. Zmniejszyć pobór energii elektrycznej /patrz – Uszkodzenia alternatora w strefie oblodzenia, pkt. 3.11/. Jeżeli jest to możliwe dalszy lot w warunkach oblodzenia powinien być przerwany i należy lądować tak szybko jak praktycznie jest to możliwe. Utrzymać prędkość lotu 170 km/h /91 KIAS/ w czasie podchodzenia do lądowania. Nie wypuszczać podwozia lub klap zanim nie ma pewności i możliwości lądowania. Do lądowania klapy należy wychylić raczej na kąt 25 ° niż stosować pełne wychylenie klap.

### 3.11. USZKODZENIE ALTERNATORA W STREFIE OBLODZENIA

Jeżeli przerwa w pracy alternatora nastąpi w czasie lotu w warunkach oblodzenia, powinna być wykonana próba przesawienia przełącznika nad napięciowego alternatora przez cykliczne przełączenia wyłącznika alternatora z pozycji WYŁĄCZONY na WŁĄCZONY. Sprawdzić bezpieczniki i jeżeli to możliwe ponownie wcisnąć ten, który wyskoczył.





Jeżeli próby ponownego przywrócenia pracy alternatora nie dadzą się, należy wyłączyć całą awionikę z wyjątkiem NAV – COM i TRANSPONDERA. Wyłączyć ogrzewanie szyby przedniej aby utrzymać pobór energii elektrycznej poniżej 65 A. Jeżeli nadal będą się utrzymywać warunki oblodzenia zakończyć lot tak szybko jak jest to praktycznie możliwe.

Przed lądowaniem może być włączone elektryczne ogrzewanie szyby przedniej /jeżeli jest to konieczne/. Jeżeli akumulator będzie wyczerpany może być wymagane awaryjne wypuszczenie podwozia, a zielone lampki podwozia mogą się nie zaświecić.

### 3.12. USZKODZENIE SILNIKA PODCZAS LOTU ZE ZDJĘTYMI DRZWIAMI KABINY I DRZWIAMI BAGAŻOWYMI

Minimalna prędkość lotu sterowanego z jednym pracującym silnikiem dla takiego przypadku wynosi 131 km/h /71 KIAS/. Jeżeli w locie z prędkością poniżej 131 km/h /71 KIAS/ nastąpi przerwa w pracy jednego z silników należy zredukować moc silnika pracującego zgodnie z potrzebami oraz wychylić ster kierunku dla zachowania sterowności kierunkowej.

### 3.13. USZKODZENIE INSTALACJI ELEKTRYCZNEJ

Jeżeli lampka awaryjna alternatora jasno świeci należy obserwować amperomierze aby określić, który alternator jest niesprawny. Jeżeli oba amperomierze wskazują brak przepływu prądu, należy zredukować do minimum pobór energii elektrycznej. WYŁĄCZYĆ oba wyłączniki alternatorów, a następnie na chwile WŁĄCZYĆ jeden, a po nim drugi, obserwując bez przerwy amperomierze. Alternator wskazujący bardzo mały prąd /bliski zero, a nie zero/, powinien być WŁĄCZONY.

Drugi alternator powinien być pozostawiony WYŁĄCZONY.

Pobór mocy elektrycznej może być przywrócony wg potrzeb do wartości nie większej niż 60 A.







Jeżeli jeden amperomierz wykazuje brak przepływu prądu, należy wykonać cykl WŁĄCZENIA i WYŁĄCZENIA wyłącznika alternatora.

Jeżeli nie udaje się uzyskać żadnej wartości przepływu prądu z alternatora, należy sprawdzić bezpieczniki. Jeżeli jest to potrzebne bezpieczniki mogą być ponownie włączone tylko jeden raz.

Jeżeli alternator pozostaje nadal niesprawny należy w razie konieczności zredukować pobór energii elektrycznej i kontynuować lot.

Przed następnym lotem powinien być wykonany remont układu.

#### OSTRZEŻENIE

W locie, przy niepracujących obu alternatorach błąd busoli może przekraczać 10 °.

#### UWAGA

Oznakowania /podziałka/ na amperomierzach wymagają interpolacji /rachunku/ pamięciowego, aby określić zanotowane wartości amperowe.

Eksploatacja alternatorów przy mniejszym poborze energii elektrycznej niż 65 A zabezpiecza akumulatory przed wyładowaniem się.

#### 3.14. USZKODZENIE W UKŁADZIE ZASILANIA GIROSKOPÓW

Wadliwa praca instalacji zasilania przyrządów giroskopowych będzie sygnalizowana poprzez spadek wskazań manometru poniżej 4,5 cala Hg. Czerwony indeks sygnalizacyjny włączy się w przypadku przestawienia śmigła w chorągiewkę lub uszkodzenia pompy pneumatycznej.

W przypadku niewłaściwego działania układu ciśnienia /ciśnienie jest niższe niż 4,5 cala Hg/, należy zwiększyć obroty silnika do wartości 2800 obr/min. Jeżeli jest to możliwe, obniżyć wysokość lotu do wysokości, na której wartość ciśnienia 4,5 cala Hg może być utrzymana. Elektryczny zakrętomierz winien być stosowany jako przyrząd do ewentualnej korekcji wskazań wskaźników kursu i położenia.





### 3.15. PRZEGRZANIE PODGRZEWACZA SPALINOWEGO

W przypadku przegrzania, paliwo, powietrze i zapłon podgrzewacza są automatycznie odcinane. Nie próbować ponownie włączać podgrzewacza aż do momentu jego sprawdzenia, znalezienia przyczyny niesprawnego działania i usunięcia usterki.

### 3.16. WYPROWADZENIE Z KORKOCIĄGU

Wykonywanie korkociągu na tym samolocie jest zabronione.

W przypadku nieumyślnego wejścia w korkociąg, wyprowadzenie z niego może być możliwe przez wykonanie natychmiast następujących czynności:

Celem wyprowadzenia z niezamierzonego korkociągu natychmiast przymknąć przepustnicę do biegu jałowego. Wychylić całkowicie ster kierunku przeciwnie do obrotu samolotu. Zwolnić wolant. Jeżeli nos nie opada, natychmiast oddać wolant do oporu.

Lotki powinny być w położeniu neutralnym. Utrzymywać sterownice w podanych wyżej położeniach aż do zatrzymania się ruchy obrotowego, następnie przestawić ster kierunku w położenie neutralne.

Wyjście z końcowego lotu nurkowego powinno być wykonane przy równomiernym ściąganiu wolantu. Nie należy wykonywać gwałtownych ruchów wolantem w czasie wyprowadzania z lotu nurkowego ponieważ może to spowodować przekroczenie dodatniego granicznego współczynnika obciążenia manewrowego.

### 3.17. START Z NIEDOMKNIĘTYMI DRZWIAMI

Jeżeli główne lub tylne drzwi są niedomknięte lub częściowo otwarte podczas startu, wykonywać lot wg procedury normalnej i podchodzić do lądowania w celu zamknięcia drzwi na ziemi.





Jeżeli nie można wylądować to istnieje możliwość zamknięcia drzwi w locie; utrzymywać prędkość 157 km/h – 174 km/h /85 – 94 KIAS/ i otworzyć boczne okienko. Pociągnąć drzwi do zamknięcia upewniwszy się o prawidłowym położeniu zamka. Zamknąć górny zatrzask. Może zająć konieczność przyciągnięcia górnej części drzwi w czasie zamykania zatrzasku.

Celem wykonania tej czynności potrzebna jest dodatkowa osoba w samolocie poza pilotem. Jeżeli drzwi, przednie lub tylne nie dadzą się zamknąć w locie, możliwy jest bezpieczny lot przez dłuższy okres czasu. W tym przypadku należy utrzymywać prędkość lotu poniżej 107 km/h KIAS /198 km/h/ żeby zapobiec drganiom otwartych drzwi.

### 3.18. AWARIA OBU ALTERNATORÓW

W przypadku awarii obu alternatorów należy natychmiast podjąć działania w celu zmniejszenia całkowitego obciążenia elektrycznego układu. Zakładając, że akumulator samolotu i układ elektryczny są w stanie normalnego użytkowania, prawdopodobne są następujące czasy trwania lotu.

Lot dzienny wg VFR /z widocznością ziemi/ z jednym transponderem, COM, NAV, DME i ADF = 115 minut.

Lot nocny wg przyrządów /IFR/ z jednym transponderem, COM, NAV, DME, ADF, oświetloną tablicą przyrządów oraz włączonymi światłami pozycyjnymi = 20 minut.





### 3.19. WODOWANIE

Podczas lotu nad akwenami wodnymi na pokładzie samolotu winny znajdować się indywidualne kamizelki ratunkowe dla pasażerów i załogi. Wodowanie przeprowadzić w miarę możliwości blisko linii brzegowej lub statków na możliwie najspokojniejszej powierzchni wody. Gdy akwen wodny jest niespokojny wodować równoległe do grzbietu fali, jeśli to możliwe z przeciwną składową wiatru. Czas utrzymywania się samolotu na powierzchni zależy od stanu powierzchni akwenu wodnego.

W trudnych warunkach meteorologicznych przy braku widzialności podejście do lądowania wykonać według przyrządów z pionową prędkością opadania 0,5 do 1 m/sek. (100 do 200 fpm). W księżycową noc lądowanie przeprowadzać w kierunku "na Księżyc".

Po podjęciu decyzji o wodowaniu nadać przez radiostację sygnał "MAY – DAY".

Poinformować pasażerów o przymusowym lądowaniu. Pasażerowie powinni zdjąć okulary, wyjąć z kieszeni ostre przedmioty, zapalniczki i założyć kamizelki ratunkowe.

Zablokować oparcia foteli i zapiąć pasy bezpieczeństwa. Wypuścić kłapy na 40 ° i wykonać podejście do wodowania z prędkością 152 km/h (82 KIAS).

Przed wodowaniem wyłączyć iskrowniki, przepustnice silników w położenie zamknięte i ustawić śmigła w chorągiewkę (Rozdział 3.4. Wyłączenie silnika z przestawienie śmigła w chorągiewkę).

Wodować bez przechylenia, z prędkością minimalną, nie dopuszczając do dużych prędkości pionowych.

Utrzymywać ster wysokości w położeniu "Na siebie" do zatrzymania samolotu i wyłączyć wyłącznik główny prądu.

Po zatrzymaniu samolotu zabezpieczyć ewakuację pasażerów wg poniższych zaleceń, zawsze ewakuując w pierwszej kolejności dzieci i osoby niezdolne do samodzielnego poruszania się. Wyrzucić z samolotu tratwy i boje (jeśli są na pokładzie samolotu) oraz zabrać z sobą radiostację awaryjną i apteczkę.

Po ewakuacji, w miarę możliwości należy jak najszybciej oddalić się od samolotu.





## SPOSÓB EWAKUACJI OSÓB Z ZAMOLOTU PO WODOWANIU

Jeśli woda jest spokojna – należy ewakuować się przez lewe i prawe drzwi na obie strony samolotu. Przez lewe drzwi w tyle kabiny samolot opuszczają kolejno pasażerowie i trzeci członek załogi (jeżeli znajduje się na pokładzie), a przez prawe drzwi wychodzi drugi pilot i na końcu dowódca załogi.

Jeżeli na wodzie są wysokie fale – należy ewakuować się przez drzwi z przeciwnej strony niż ta z której nadchodzą fale.

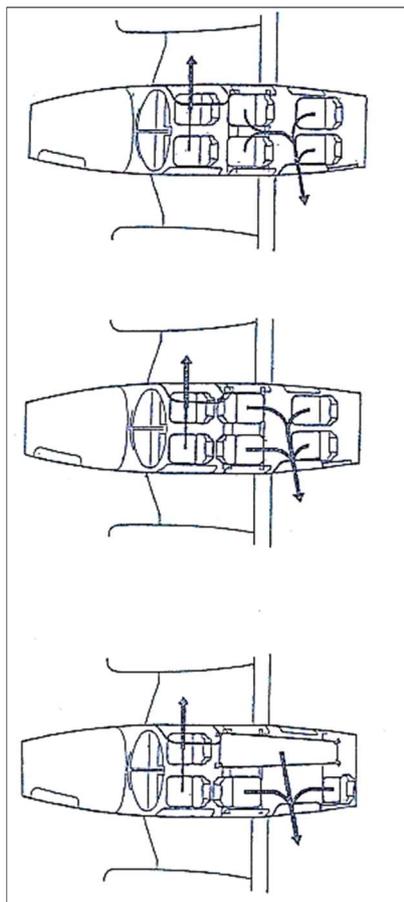
Jeśli fale nadchodzą z prawej strony ewakuować się przez lewe drzwi w tyle kadłuba w następującej kolejności – pasażerowie z tylnych foteli, trzeci członek załogi (jeśli jest na pokładzie), drugi pilot i dowódca.

Jeśli fale nadchodzą z lewej strony ewakuować się przez prawe drzwi w przodzie kadłuba w następującej kolejności – drugi pilot, pasażerowie z tylnych foteli, trzeci członek załogi (jeśli jest na pokładzie), dowódca załogi.

Ostateczną decyzję o sposobie i kolejności ewakuacji podejmuje dowódca załogi w zależności od rozwoju sytuacji po wodowaniu.

W każdym przypadku dowódca załogi opuszcza samolot jako ostatni, po upewnieniu się, że wszystkie osoby opuściły pokład samolotu.





Wersja standard

Wersja kadłubowa

Wersja sanitarna

Rys. 3-1. SCHEMAT EWAKUACJI OSÓB I ZAŁOGI





---

# Rozdział 4

## PROCEDURY NORMALNE





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---







**ROZDZIAŁ IV  
SPIS TREŚCI  
PROCEDURY NORMALNE**

PODROZDZIAŁ	STRONA
4.1. WSTĘP	75
4.2. PRĘDKOŚCI BEZPIECZNEGO UŻYTKOWANIA	75
4.3. KARTY KONTROLNE	78
4.4. ROZSZERZONE PROCEDURY NORMALNE	87
4.5. PRZYGOTOWANIE SAMOLOTU DO LOTU	87
4.6. PRZEGLĄD STARTOWY	88
4.7. PRZED URUCHOMIENIEM SILNIKÓW	90
4.8. ROZRUCH SILNIKÓW	91
4.9. ROZRUCH SILNIKÓW ZALANYCH	91
4.10. ROZRUCH SILNIKÓW PRZY POMOCY ZEWNĘTRZNEGO ŹRÓDŁA	92
4.11. KOŁOWANIE	93
4.12. PRZED STARTEM – PRÓBA NAZIEMNA	93
4.13. START	95
4.14. WZNASZENIE	97
4.15. PRZELOT	98
4.16. ZNIŻANIE	100
4.17. PODEJŚCIE DO LĄDOWANIA I LĄDOWANIE	101
4.18. ODEJŚCIE NA DRUGI KRĄG	104
4.19. PO LĄDOWANIU	104
4.20. ZATRZYMANIE SILNIKA	104
4.21. PARKOWANIE	105
4.22. EKSPLOATACJA W WARUNKACH SILNEJ TURBULENCJI	105
4.23. LOT W ZNANYCH WARUNKACH OBLODZENIA	105
4.24. LOT ZE ZDJĘTYMI TYLNYMI DRZWIAMI KABINY I PRZEDZIAŁU BAGAŻOWEGO	108
4.25. $V_{SSE}$ – PRĘDKOŚĆ CELOWEGO WYŁĄCZENIA JEDNEGO SILNIKA W LOCIE	108
4.26. $V_{MC}$ – MINIMALNA PRĘDKOŚĆ LOTU STEROWNEGO NA JEDYM SILNIKU	109
4.27. PRZECIĄGNIĘCIA	110





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





## ROZDZIAŁ IV

### PROCEDURY NORMALNE

#### 4.1. WSTĘP

W rozdziale podano zalecenia do prowadzenia normalnej, bezpiecznej eksploatacji samolotu PZL M20 „MEWA”.

Zasady eksploatacji i wykonywanie lotu związane z dodatkowym wyposażeniem podano w rozdziale IX.

Procedury podano w celu przypomnienia niektórych wiadomości i sprecyzowania czynności, które są odmienne dla poszczególnych typów samolotów.

Piloci powinni dokładnie zapoznać się z czynnościami podanymi w tym rozdziale celem prawidłowego użytkowania samolotu.

W pierwszej części rozdziału podano zwięzły wykaz czynności w postaci Kart Kontrolnych wykonywanych podczas normalnej eksploatacji samolotu.

Ponadto niektóre Karty Kontrolne zawierają krótkie wyjaśnienia dotyczące działań danego układu instalacji.

Druga część rozdziału zawiera szczegółowe czynności eksploatacyjne i informacje dotyczące wykonywania lotu.

Ze względu na obszerne wyjaśnienia, z tej czynności rozdziału nie można korzystać w locie. Do wykorzystania w locie służą Karty Kontrolne.

#### 4.2. PRĘDKOŚCI BEZPIECZNEGO UŻYTKOWANIA

Niżej podane prędkości dotyczą samolotu w wersji standard o max. masie startowej, w warunkach MAW na poziomie morza.

Prędkości dla poszczególnych samolotów mogą się różnić. Różnica ta zależy od stanu silników, wyposażenia samolotu, warunków atmosferycznych, techniki pilotażu.

a/ Najlepsza prędkość wznoszenia  
na obu silnikach

170 km/h /91 KIAS/





---

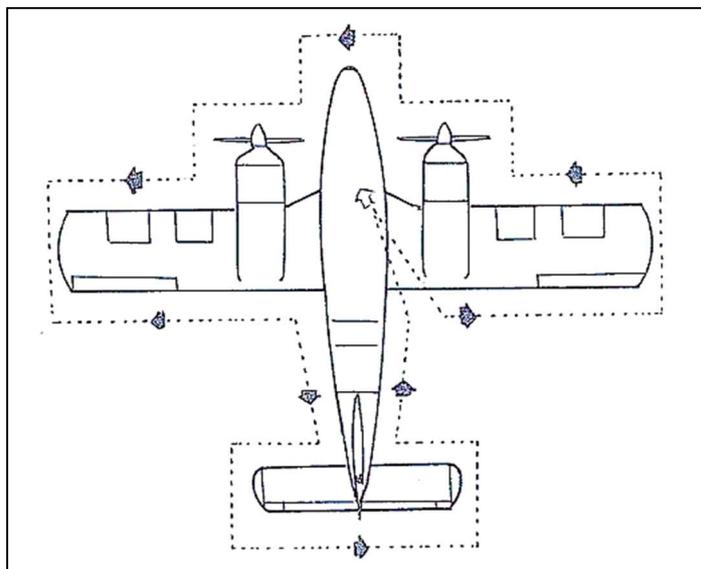
b/ Najlepszy kąt wznoszenia uzyskuje się przy prędkości	141 km/h /76 KIAS/
c/ Prędkość operacyjna w burzliwej atmosferze /patrz podrozdz. 2.1.2./	252 km/h /136 KIAS/
d/ Max. prędkość z wypuszczonymi klapami /40 °/	198 km/h /107 KIAS/
e/ Końcowa prędkość podejścia do lądowania /klapy 40 °/	146 km/h /79 KIAS/
f/ Prędkość celowego wyłączenia jednego silnika	149 km/h /80 KIAS/
g/ Sprawdzona prędkość wiatru bocznego	8,5 m/s





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





Rys. 4.1. Marszruta przeglądu

#### 4.3. KARTY KONTROLNE

##### PRZYGOTOWANIE PRZED LOTEM

Samolot – zdatny do lotu, dokumentacja na pokładzie  
Warunki atmosferyczne – właściwe  
Bagaż – zważony, zapakowany, zamocowany  
Masa i położenie środka ciężkości – w dopuszczalnym zakresie  
Plan lotu – ustalony  
Mapy /wykresy/ i wyposażenie nawigacyjne – na pokładzie  
Osiągi i zasięg obliczone, bezpieczne

##### SPRAWDZENIE PRZED LOTEM

###### PRZEGLĄD WEWNĄTRZ KABINY

Dźwignia podwozia – w położeniu “WYPUSZCZONE”  
Awionika – wyłączona  
Wyłącznik główny – włączyć  
Sygnalizacja podwozia – świecą trzy zielone lampki, nie świeci lampka czerwona  
Stan paliwa – wystarczający plus rezerwa  
Kłapy chłodzenia silników – OTWARTE  
Wyłącznik główny – wyłączyć  
Iskrowniki – wyłączone  
Dźwignia mieszanki – w położeniu paliwo odcięte





Trymery – w położeniu neutralnym

Kłapy – sprawdzić działanie

Układ sterowania – sprawdzić płynność ruchów i możliwość pełnego wychylania

Głowica Pitota i układ ciśnienia statycznego – sprawdzić drożność

Niezajęte fotele – zapiąć pasy

Odstojniki paliwowe układu zasilania krzyżowego – złąć paliwo

#### PRZEGLĄD ZEWNĄTRZ KABINY

Odstojniki paliwa zasilania krzyżowego – zamknięte

Prawe skrzydło, lotka i kłapa – sprawdzić nieoblodzone

Prawa goleń podwozia – brak podcieków

Amortyzator – ugięcie 85 – 100 mm

Opona – sprawdzić

Końcówka prawego skrzydła – sprawdzić

Krawędź natarcia prawego skrzydła – sprawdzić, nieoblodzona

Korek wlewu paliwa – otworzyć, sprawdzić ilość paliwa, zamknąć i zabezpieczyć

Gondola prawego silnika – sprawdzić poziom oleju

Prawe śmigło – sprawdzić stan ogólny, sprawdzić czy przewody instalacji odlodzeniowej nie wychodzą na zewnątrz

Kłapa chłodzenia prawego silnika – OTWARTA, połączenia zabezpieczone

Zawory zlewu paliwa – złąć kondensat

Część nosowa – sprawdzić

Przednia goleń podwozia – brak podcieków

Amortyzator ugięcie 60 – 70 mm

Opona – sprawdzić

Drążek holowniczy – zdjęty, schowany i zamocowany

Drzwiczki przedniego bagażnika – zamknięte i zabezpieczone /kluczyki wyjęte/

Płyta szyby przedniej – oczyszczona

Lewe skrzydło, zespół napędowy oraz goleń podwozia – sprawdzić analogicznie jak po prawej stronie

Głowica Pitota – sprawdzić drożność

Czujniki /dajniki/ przeciągnięcia – sprawdzić

Tylne drzwi – zaryglowane, niezamknięte na kluczyk

Lewy odbiornik ciśnienia statycznego – czysty





Wlot powietrza na poszerzonej części  
statecznika pionowego – drożny  
Usterzenie – sprawdzić nieoblodzone  
Usterzenie poziome – odblokowane  
Prawy odbiornik ciśnienia statycznego – czysty  
Anteny – sprawdzić  
Światła nawigacyjne – sprawdzić

#### PRZED ROZRUCHEM SILNIKÓW

Fotele – dopasowane  
Pasy siedzeniowe i plecowe – zapięte  
Hamulec postojowy – zaciągnięty  
Automatyczne bezpieczniki – wciśnięte  
Urządzenia radiowe – wyłączone  
Kłapy chłodzenia silników – OTWARTE  
Podgrzew gaźnika – WYŁĄCZONY  
Alternatory – WŁĄCZONE

#### ROZRUCH SILNIKÓW

Zawór paliwa – WŁĄCZONY  
Mieszanka – PEŁNA BOGATA  
Podgrzew gaźnika – WYŁĄCZONY  
Alternator – WŁĄCZONY  
Skok śmigieł – mały skok – wysokie obroty  
Wyłącznik główny – WŁĄCZONY

Paliwo – w przypadku zimnego silnika  
zastrzyknąć dwoma – pięcioma ruchami  
pompki zastrzykowej. Przy rozruchu silnika  
gorącego, zastrzykiwanie nie jest wymagane  
Przepustnica – zamknąć  
Rozrusznik – włączyć  
Iskrownik – włączyć po wykonaniu dwóch  
obrotów przez śmigło  
Obroty – 750 – 900 obr/min.

Ciśnienie oleju – powinno wzrosnąć i  
ustabilizować się po 1 min. na 1,0 bar  
/14,5 psi/. Jeżeli nie – WYŁĄCZYĆ SILNIK  
Powtórzyć czynności dla drugiego silnika  
Alternatory – sprawdzić  
Ciśnienie do przyrządów  
żyroskopowych – sprawdzić

#### ROZRUCH SILNIKÓW PRZY POMOCY ZEWNĘTRZNEGO ŹRÓDŁA ENERGII

Wyłącznik główny – wyłączony  
Wyposażenie elektryczne – wyłączzone  
Zaciski – podłączyć  
Wtyczka przewodu od źródła  
zewnętrznego – podłączyć do kadłuba  
Postępować jak przy normalnym rozruchu  
Przepustnica, możliwie najniższe obroty.







Wtyczka przewodu źródła  
zewnętrznego – odłączyć  
Wyłącznik główny – włączyć  
Ciśnienie oleju – sprawdzić

#### GRZANIE SILNIKÓW

Obroty – do 1600 obr/min.  
Temperatura oleju – 40 °C /104 °F/  
Temperatura głowic – 100 °C /212 °F/

#### KOŁOWANIE

Podstawki z pod kół – zabrane  
Droga kołowania – wolna  
Łączność radiowa – nawiązana  
Hamulec postojowy – zwolnić  
Przepustnice – powoli otwierać  
Hamulce – sprawdzić  
Sterownice – sprawdzić  
Przyrządy – sprawdzić  
Nagrzewnica i nadmuchi – sprawdzić  
Zawory paliwa – WŁĄCZONE, sprawdzić  
zasilanie krzyżowe  
Autopilot – WYŁĄCZONY

#### KONTROLA NAZIEMNA PRZED STARTEM

Hamulec postojowy – zaciągnięty  
Mieszanka – pełna „BOGATA”  
Skok śmigieł – mały skok

Iskrowniki – sprawdzić spadek obrotów:  
obroty sprawdzenia – 1100 – 1200 obr/min.  
dop. różnica obrotów 75 obr/min. dop. spadek  
obrotów 250 obr/min.

Obroty – 100 – 1800 obr/min.

Skok śmigieł – przesunąć z małego skoku na  
skok do spadku obrotów 150 – 200 obr/min.  
a następnie szybko przesunąć z powrotem i  
pozwolić silnikom wejść na poprzednie obroty.  
Powtórzyć czynności 2 – 3 razy.

Podgrzew gaźnika – sprawdzić sygnalizację:  
WŁĄCZYĆ podgrzew – po kilkunastu  
sekundach powinna zapalić się i ciągle świecić  
lampka „TEMP. POW.” WŁĄCZYĆ  
podgrzew – w przyp. temp. otoczenia  
poniżej 3 °C powinna zapalić się i świecić  
światłem pulsującym lampka „TEMP. POW”.

Prąd wyjściowy alternatorów – sprawdzić

Ciśnienie do przyrządów  
żyroskopowych – 4,5 – 5,8 cali Hg

Zakrętomierz – pracuje

Zawory paliwa – WŁĄCZONE





Pulpit lampek sygnalizacyjnych – nacisnąć przycisk i sprawdzić, czy wszystkie lampki świecą

Przyrządy silnikowe – wskazania mieszczą się w zakresach zielonych łuków

Wysokościomierz – wyregulować

Sztuczny horyzont – wyregulować

Wskaźnik kursu – ustawić

Zegar czasowy – wyregulować

Mieszanka – max. do przodu

Skok śmigieł – max. do przodu

Podgrzew gaźnika – WYŁĄCZONY

Kłapy chłodzenia – wg potrzeb

Oparcia foteli – zablokowane

Kłapy – ustawione

Trymery – ustawione

Pasy siedzeniowe i plecowe – zapięte

Fotele niezajęte – pasy zapięte

Wolant, pedały – płynne ruchy, pełne wychylenie

Drzwi kabiny – zamknięte i zaryglowane

Awaryjne pompy paliwa WYŁĄCZONE

Ogrzewanie głowicy Pitota – wg potrzeb

Okienko boczne – zamknięte

### START

#### OSTRZEŻENIE

Nie wykonywać startu z zakrętu START NORMALNY /KLAPY SCHOWANE/  
klapy – schowane

Rozbieg – do 129 km/h /70 KIAS/

Wolant – ściągnąć lekko na siebie tak, aby ustawić samolot w położeniu wznoszenia

Przyspieszyć do prędkości najlepszego wznoszenia 170 km/h /91 KIAS/

Podwozie – schować

Trymer wysokości – ustawić

Hamulce – wcisnąć

Przed zwolnieniem hamulców ustawić silniki na moc maksymalną

Rozbieg – do 129 km/h /70 KIAS/

Wolant – zdecydowanie ściągnąć tak, aby na wysokości 15 m uzyskać 141 km/h /76 KIAS/

Gdy warunki terenowe tego wymagają utrzymywać prędkość najlepszego kąta wznoszenia 141 km/h /76 KIAS/ lub przyspieszyć do prędkości najlepszego wznoszenia 170 km/h /91 KIAS/

Podwozie – schować

START SKRÓCONY /KALPY 25 °/

Kłapy – 25 °

Trymer wysokości – ustawić

Hamulce – wcisnąć

Przed zwolnieniem hamulców ustawić silniki na moc maksymalną

Rozbieg – do 120 km/h /65 KIAS/

Wolant – ściągnąć tak, aby na wysokości 15 m uzyskać 129 km/h /70 KIAS/

Podwozie – schowane





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO  
„PZL – MIELEC”

WZNOSZENIE

Mieszanka – całkowicie “BOGATA”

Obroty – 2800 obr/min.

Prędkość najlepszego kąta wznoszenia  
– 141 km/h /76 KIAS/

Prędkość najlepszego wznoszenia – 170 km/h  
/91 KIAS/

Kłapy chłodzenia – wg potrzeb

WZNOSZENIE DO PRZELOTU

Obroty – 2800 obr/min.

Prędkość – 189 km/h /102 KIAS/

Kłapy chłodzenia – wg potrzeb

PRZELOT

Moc – dobrać wg TABELI DOBORU MOCY  
/rys. 5.9 rys 5.11./

Kłapy chłodzenia – wg potrzeb

Przyrządy silnikowe – kontrolować

Ogrzewanie i wentylacja – wg potrzeb

Ogrzewanie głowicy Pitota – wg potrzeb

Dźwignia mieszanki – ustawić

Podgrzew gaźnika – wg potrzeb

ZNIŻANIE

Mieszanka – wzbogacać ze zmniejszeniem  
wysokości. MAX. BOGATA poniżej 1500 m STD.

Przepustnice – wg potrzeb

Kłapy chłodzenia – ZAMKNAĆ

Skok śmigła – wg potrzeb

Przyrządy pracy silnika – kontrolować

Podgrzew gaźnika – w razie potrzeby WŁĄCZYĆ

PODEJŚCIE DO LĄDOWANIA

Sygnalizacja dźwiękowa podwozia – sprawdzić  
– w tym celu PRZYMKNAĆ przepustnicę,  
powinien zadziałać sygnał dźwiękowy

Prędkość przed podejściem – 181 km/h  
/98 KIAS/

Oparcia foteli – zablokować

Pasy siedzeniowe i barkowe – zapiąć

Zawory paliwa – WŁĄCZONE

Kłapy chłodzenia – wg potrzeb

Awaryjne pompy paliwa – WYŁĄCZONE

Ogrzewanie kabiny – wyłączone

Mieszanka – “BOGATA”

Skok śmigła – przesunąć w położenie mały  
skok

Podgrzew gaźnika – wg potrzeb

Podwozie – WYPUŚCIĆ max. 239 km/h  
/129 KIAS/ i sprawdzić wypuszczenie  
w lusterku. Sprawdź czy świecą zielone lampki.





Kłapy – wg potrzeb

10 ° max. 255 km/h /138 KIAS/

25 ° max. 224 km/h /121 KIAS/

40 ° max. 195 km/h /107 KIAS/

Trymer usterzenia wysokości – lekko ciężki  
na ogon

Trymer steru kierunku – w stronę zawietrzną

Na podejściu końcowym:

Prędkość 161 km/h /87 KIAS/

Przepustnice – wg potrzeb

Skok śmigła – mały skok

#### ODEJŚCIE NA DRUGI KRĄG

Silniki – moc startowa

Prędkość – ustalić właściwą prędkość  
wznoszenia

Kłapy – powoli schować; max. 198 km/h  
/107 KIAS/

Podwozie – schować; max. 198 km/h  
/107 KIAS/

Kłapy chłodzenia – wg potrzeb

Podgrzew gaźnika – WYŁĄCZYĆ jeżeli był  
włączony

Trymery – wg potrzeb

#### PO LĄDOWANIU

Pas startowy – opuścić

Kłapy – schować

Kłapy chłodzenia – otwarte

Podgrzew gaźnika – wyłączyć

#### WYŁĄCZENIE SILNIKÓW

Nagrzewnica – jeżeli była włączona:  
w położenie DMUCHAWA przez 2 min. po czym  
WYŁĄCZYĆ

Obroty – ustawić przepustnicami poniżej  
1600 obr/min. do czasu spadku temp. głowic  
poniżej 140 °C po czym mały gaz

Mieszanka – ustawić płynnie na obroty małego  
gazu, a następnie w położenie UBOGA

Iskrowniki – WYŁĄCZYĆ po zatrzymaniu  
się śmigieł

Pozostałe wyposażenie radiowe  
i elektryczne – WYŁĄCZYĆ

Wyłącznik główny – WYŁĄCZYĆ

Hamulec postojowy – zaciągnąć





WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO  
„PZL – MIELEC”

--- Strona celowo pozostawiona pusta ---



znajdź więcej na  
**nakolannik.pl**  
baza wiedzy pilota



#### 4.4. ROZSZERZONE PROCEDURY NORMALNE

Poniżej podano rozszerzone i dodatkowe informacje /w stosunku do poprzednich kart kontrolnych/ oraz wskazówki dotyczące bezpiecznej eksploatacji i wykonywania lotu.

#### 4.5. PRZYGOTOWANIE SAMOLOTU DO LOTU

Samolot powinien być dokładnie sprawdzony w przeglądzie przedlotowym. Podczas przeglądu należy sprawdzić stan techniczny samolotu, obecność na pokładzie i prawidłowość wypełnienia niezbędnej dokumentacji, określić czy masa i położenie środka ciężkości znajdują się w dopuszczalnych granicach oraz określić długość startu i charakterystyki lotu.

Bagaż należy zważyć, zapakować i zamocować. Pasażerów należy poinformować o sposobie użycia pasów biodrowych i plecowych oraz o sposobie korzystania z instalacji tlenowej i wentylacji. Ponadto należy podać informacje kiedy zabronione jest palenie oraz ostrzec przed manipulowaniem przy sterownikach, wyposażeniu, klamkach drzwi itp. Powinno uzyskać się warunki meteorologiczne dla zaplanowanego lotu oraz powinny być przed startem sprawdzone wszystkie inne czynniki warunkujące bezpieczne wykonanie lotu.





#### 4.6. PRZEGLĄD STARTOWY

##### OSTRZEŻENIE

Położenie klap powinno być sprawdzone przed zajęciem miejsc w kabinie przez pasażerów. Prawa klapa w położeniu schowanym jest zablokowana. Wchodząc do kabiny można na niej stawać.

Po zajęciu miejsca w kabinie, upewnić się, że dźwignia podwozia znajduje się w położeniu „WYPUSZCZONE”. Wyłączyć zasilanie całego wyposażenia dla zaoszczędzenia energii oraz zabezpieczenia przed zniszczeniem. **WŁĄCZYĆ** wyłącznik główny. Upewnić się, że sygnalizacja świetlna położenia podwozia jest sprawna – świecą trzy zielone lampki, a nie świeci czerwona. Sprawdzić ilość paliwa. Paliwomierze powinny wskazywać wystarczającą ilość paliwa do wykonania lotu plus rezerwa. Klapy chłodzenia winny być otwarte dla ułatwienia przeglądu i zapewnienia chłodzenia po uruchomieniu silników. Wyłączyć wyłącznik główny aby zaoszczędzić akumulator. Upewnić się, że iskrowniki są wyłączone, oraz przestawić dźwignię mieszanki w położenie „ODCIĘTA” aby zabezpieczyć się przed niezamierzonym rozruchem w czasie sprawdzania śmigieł. Ustawić trymery kółkami sterowania w położenie neutralne. Sprawdzić czy trymery znajdują się w tym położeniu. Wypuszczając i chowając klapy sprawdzić ich właściwe działanie. Czynności te zaleca się wykonywać przed uruchomieniem silników, aby słuchowo można było określić czy klapy się nie zacinają. Klapy powinny wychylać się płynnie na poszczególne położenia. Opróżnić instalację ciśnienia statycznego i całkowitego poprzez zawór drenażowy po bocznej ścianie /obok lewego fotela pilota/. Sprawdzić napięcie pasów na fotelach niezajętych. Przed opuszczeniem kabiny opróżnić ciecz z dwóch odstożników zasilania krzyżowego w przedniej części skrzynki dźwigara.

W pierwszej części marszruty naziemnej sprawdzić czy zawory drenażowe zasilania krzyżowego są zamknięte. Sprawdzić prawe skrzydło, lotki i klapy, czy nie ma uszkodzeń lub oblodzenia. Sprawdzić stan zawiasów. Sprawdzić szczelność prawego podwozia, właściwą pozycję tłoka pod obciążeniem statycznym 85 – 100 mm i upewnić się, że opony są właściwie napompowane i czy nie są nadmiernie zużyte. Krawędź natarcia i końcówka skrzydła powinny być wolne od lodu oraz nieuszkodzone.







Otworzyć korek wlewu paliwa celem sprawdzenia ilości i koloru paliwa oraz otworu odpowietrzającego korka. Otwór nie może być zatkany. Zabezpieczyć właściwie korek wlewu. Dokonać przeglądu gondoli silnika, sprawdzić ilość oleju – poziom oleju na środkowej kresce miarki. Po sprawdzeniu upewnić się, że prętowy wskaźnik poziomu oleju ustawił się w prawidłowym położeniu. Sprawdzić i upewnić się, że korek wlewu oleju jest bezpiecznie dokręcony.

Sprawdzić stan prawego śmigła i upewnić się, że nie ma wyszczerbień i uszkodzeń. Sprawdzić zamocowanie i stan kołpaka /sprawdzić uważnie czy nie ma pęknięć/. Sprawdzić, czy przewody instalacji przeciwołodziowej nie wychodzą na zewnątrz kołpaka.

Kłapa chłodzenia silnika powinna być otwarta i bezpiecznie zamocowana. Prawe zawory zlewowe paliwa powinny być otworzone celem zlania odstoju i usunięcia wilgoci.

Opróżnić dwa zawory zbiorników paliwa pod skrzydłem i oczyścić wkłady filtrujące w dolnej części gondoli silnika /bardziej szczegółowe informacje podane są w rozdziale 8/. Sprawdzić przednią część kadłuba pod kątem braku uszkodzeń i przednie podwozie pod kątem przecieków i właściwego załadowania amortyzatora. Ugięcie amortyzatora powinno wynosić 60 – 70 mm przy normalnym obciążeniu statycznym.

Sprawdzić opony, czy nie są uszkodzone i czy są właściwie napompowane. Jeżeli samolot był holowany należy odłączyć i schować drążek holowniczy. Przed sprawdzeniem przedniego bagażnika sprawdzić stan świateł lądowania. Otworzyć przedni bagażnik i sprawdzić zabezpieczenie i właściwe zamocowanie bagażu. Zamknąć, zabezpieczyć drzwi bagażnika. Z przodu samolotu sprawdzić szybę, która powinna być czysta, niepęknięta lub zniekształcona.

Przejsć dookoła lewego skrzydła, sprawdzić skrzydło, przedział silnikowy i podwozie jak dla prawej strony.





Sprawdzić paliwo i olej. Jeżeli na głowicy Pitot’a był założony pokrowiec to powinien on być zdjęty przed lotem i powinno sprawdzić się drożność rurki. Włączyć i sprawdzić ogrzewanie głowicy Pitot’a i czujników przeciągnięcia. Sprawdzić czujniki przeciągnięcia, czy nie są uszkodzone oraz czy płynnie się przemieszczają.

#### OSTRZEŻENIE

Należy zachować daleko idącą ostrożność przy sprawdzaniu ogrzewania głowicy Pitot’a i czujników aby uniknąć uszkodzeń elementu grzejnego. Obydwie części mogą stać się bardzo gorące. Użytkowanie naziemne jest ograniczone do max. 3 min.

Zamknąć tylne drzwi. Sprawdzić lewy otworek ciśnienia statycznego i wlot powietrza na stateczniku pionowym. Upewnić się czy otwory nie są zanieczyszczone. Usterzenie nie powinno być oblodzone i uszkodzone oraz wszystkie zawiasy powinny być w dobrym stanie. Sprawdzić usterzenie poziome pod kątem płynności wychyleń i upewnić się, że prawy otwór ciśnienia statycznego nie jest zatkany. Anteny powinny być bezpiecznie zamocowane i nie powinny posiadać uszkodzeń. Po włączeniu wyłącznika głównego i wyłącznika oświetlenia w kabinie, sprawdzić światła nawigacyjne i lądowania.

#### 4.7. PRZED URUCHOMIENIEM SILNIKÓW

Przed uruchomieniem silników, wyregulować położenie foteli, zaciągnąć pasy biodrowe i plecowe. Włączyć hamulec postojowy i upewnić się o wciśnięciu wszystkich bezpieczników automatycznych oraz wyłączeniu urządzeń radiowych. Kłapy chłodzenia silnika powinny być otwarte oraz wyłączony podgrzew gaźnika. Alternatory w tym momencie powinny być włączone.





#### 4.8. ROZRUCH SILNIKA

Pierwszą czynnością przy rozruchu silnika jest przesunięcie dźwigni zaworu paliwowego w położenie “włączone”. Przesunąć dźwignię sterowania składem mieszanki w położenie “mieszanka bogata”, otworzyć przepustnicę do połowy jej skoku i przesunąć dźwignię sterowania śmigłem całkowicie do przodu. Obrócić wyłącznik główny oraz przetłączniki iskrowników w położenie “włączone”. Po upewnieniu się, że w pobliżu śmigła nie ma przeszkód włączyć rozrusznik.

Używać pompki zastrzykowej zgodnie z potrzebami.

Po rozruchu silnika przymknąć przepustnicę i obserwować manometr ciśnienia oleju. Jeżeli w ciągu 30 sek. nie nastąpi wskazanie ciśnienia oleju, wyłączyć silnik i sprawdzić go.

Przy niskiej temperaturze wskazania ciśnienia oleju mogą nastąpić z pewnym opóźnieniem. Powtórzyć powyższe postępowanie z drugim silnikiem. Po rozruchu silników – skontrolować czy alternatory prądu zmiennego dają dostateczną moc wyjściową, a manometr ciśnienia giroskopów daje odczyty w zakresie 4,5 – 5,2 cala Hg /114 – 132 mmHg/.

#### UWAGA

W celu uniknięcia uszkodzenia rozrusznika ograniczyć czas działania do 30 sek. Jeżeli rozruch silnika nie nastąpi należy ochłodzić rozrusznik w ciągu kilku minut przed ponownym włączeniem. Nie włączać rozrusznika bezpośrednio po jego wyłączeniu. Postępowanie takie może doprowadzić do uszkodzenia rozrusznika.

#### 4.9. ROZRUCH SILNIKÓW ZALANYCH

W przypadku zalania silników należy przesunąć dźwignię sterowania skokiem mieszankę w położenie odcięta na biegu jałowym, a dźwignie przepustnicy i śmigła przestawić całkowicie do przodu. Włączyć wyłącznik główny oraz iskrowniki. Awaryjna pompa winna być wyłączona. Po upewnieniu się, że w pobliżu śmigła nie ma przeszkód, włączyć rozruch.

Gdy silnik zostanie uruchomiony należy cofnąć przepustnicę, a dźwignię składu mieszanki wolno przesunąć do przodu.





#### 4.10. ROZRUCH SILNIKÓW PRZY POMOCY ZEWNĘTRZNEGO ŹRÓDŁA ENERGII

Wyłączyć wyłącznik i całe wyposażenie elektryczne.

Podłączyć czerwony przewód kabla złączowego do dodatniego zaciski /+/ zewnętrznego 12V akumulatora oraz czarny przewód do zacisku ujemnego /-/. Włączyć wtyczkę kabla złączowego w gniazdko położone w kadłubie. Kiedy wtyczka zostanie włączona, prąd zasila układ. Dalsze czynności jak przy normalnym rozruchu.

Po uruchomieniu silników, zmniejszyć moc do najniższych możliwych obr/min. ażeby zmniejszyć iskrzenie i odłączyć kabel złączowy od samolotu. Włączyć główny wyłącznik i sprawdzić, czy amperomierz alternatora wskazuje przepływ prądu. **NIE NALEŻY ROZPOCZYNAĆ LOTU JEŻELI AMPEROMIERZ NIE WSKAZUJE PRZEPŁYWU PRĄDU.**

#### UWAGA

Normalnie przy rozruchu z zewnętrznego źródła mocy wyłącznik główny jest **WYŁĄCZONY**. Jest jednak możliwy rozruch silników z zewnętrznego źródła połączonych równolegle z akumulatorem pokładowym poprzez **WŁĄCZENIE** wyłącznika głównego. Taki sposób polepsza możliwość rozruchu, ale równocześnie zwiększa natężenie prądu.

#### OSTRZEŻENIE

Należy zwrócić uwagę na zmniejszenie energii z zewnętrznego źródła mocy do rozruchu silników w przypadku rozładowania akumulatora pokładowego. Rozładowanie akumulatora można sprawdzić poprzez włączenie wyłącznika głównego w czasie pracy rozrusznika. Wzrost prędkości rozruchu, oznaczać będzie, że poziom naładowania akumulatora pokładowego jest wyższy od poziomu zewnętrznego źródła mocy. Jeżeli akumulator na skutek drugiego rozruchu rozładowuje się, należy go przed rozruchem drugiego silnika naładować.





#### 4.11. KOŁOWANIE

Usunąć podstawki spod kół i sprawdzić, czy na drodze kołowania nie ma przeszkód. Zawsze otwierać przepustnice powoli.

Przed kołowaniem należy sprawdzić hamulce, kołując kilka metrów, następnie przymykając przepustnicę należy nacisnąć na pedały. Zakręty w czasie kołowania należy w miarę możliwości wykonywać używając steru kierunku oraz stosując zróżnicowaną moc silników /więcej mocy z silnika zewnętrznego względem skrętu, a mniej mocy z silnika wewnętrznego/ zamiast hamulców.

Podczas kołowania sprawdzić przyrządy /zakrętomierz, wskaźnik kursu, chyłomierz, busola/, ogrzewacz i dmuchawę.

Sprawdzić pracę sterowania rozrzędu paliwem przez ustawienie każdej dźwigni zaworu paliwa w położenie krzyżowe na krótki okres czasu podczas, gdy druga dźwignia znajduje się w położeniu WŁĄCZONE. Przesunąć przełączniki zaworów w położenie WŁĄCZONE. NIE ROZPOCZYNAĆ STARTU gdy dźwignia zaworu paliwa jest w położeniu ZASILANIE KRZYŻOWE. Autopilot winien być wyłączony podczas kołowania.

#### 4.12. PRZED STARTEM – PRÓBA NAZIEMNA

Przed startem należy przeprowadzić dokładną kontrolę zgodnie z kartą kontrolną. Przed przesunięciem w przód przepustnicy w celu sprawdzenia działania iskrowników i śmigła należy się upewnić, że temperatura oleju w silniku wynosi 40 °C /104 °F/ lub powyżej.

Podczas próby silnika ustawić samolot czołem do wiatru i uruchomić hamulec postojowy. Przesunąć do przodu dźwignię sterowania składem mieszanki oraz sterowania śmigłem, a przepustnice ustawić na 1000 obr/min.





Sprawdzić działanie ustawienia śmigieł w chorągiewkę przez przesunięcie dźwigni sterowania całkowicie do tyłu, a następnie całkowicie do przodu. Nie można dopuścić przy próbie ustawienia w chorągiewkę spadku obrotów większego niż 300 obr/min.

Ustawić przepustnicę na 1900 obr/min. i za pomocą ruchów dźwigni sterowania śmigłem sprawdzić działanie regulatora.

Cofnąć dźwignię, aż do wskazania 200 – 300 obr/min. spadku prędkości obrotowej. Wykonać powyższe czynności 3-krotnie podczas 1-go lotu w danym dniu. Regulator można sprawdzić przez cofnięcie dźwigni sterowania śmigłem aż do uzyskania spadku prędkości obrotowej w wysokości 100 – 200 obr/min. następnie przesunąć przepustnicę do przodu. Prędkość śmigła powinna pozostać ta sama podczas przesuwania przepustnicy wskazując w ten sposób właściwą pracę regulatora. Przesunąć dźwignię sterowania śmigłem całkowicie do przodu, a dźwignię podgrzewu gaźnika powietrzem na “WŁĄCZONE”, a następnie “WYŁĄCZONE”. Sprawdzić iskrowniki. Normalny spadek na każdym iskrowniku wynosi 100 obr/min., a spadek maksymalny nie powinien przekraczać 250 obr/min. Maksymalna różnica spadku obrotów nie powinna przekraczać 75 obr/min. Napięcie wyjściowe winno być w przybliżeniu równe dla obu alternatorów /prądnic prądu zmiennego/.

Wskazania manometru ciśnienia /przyrządów żyroskopowych/ wynosząc 4,5 – 5,2 cali słupa rtęci świadczą o właściwej pracy układu zasilania żyroskopu.

#### OSTRZEŻENIE

Przed startem upewnić się, że alternatory nie wskazują pełnego obciążenia.





Ustawić przepustnice między 800 obr/min, a 1000 obr/min. sprawdzić, czy zawory paliwa i wyłączniki alternatorów są w położeniu “WŁĄCZONE” i że wskazania wszystkich przyrządów silnika mieszczą się w zakresach roboczych /zielone łuki/. Nacisnąć przyciski /obok pulpitu sygnalizacyjnego/ w celu sprawdzenia, czy świecą wszystkie lampki sygnalizacyjne. Ustawić wysokościomierz, wskaźnik położenia oraz wskaźnik kursu. Nastawić mieszankę i wyregulować dźwignię sterowania śmigłem w przednie położenie. Blokada dźwigni po prawej stronie pulpitu sterowniczego powinna być wyregulowana. Upewnić się, że podgrzew gaźnika jest wyłączony. Wyregulować kłapy chłodzenia wg potrzeby. Ustawić trymery. Oparcia foteli powinny być zablokowane, a pasy biodrowe i plecowe powinny być zapięte. Zapiąć pasy biodrowe foteli niezajętych. Ruch sterownic powinien być płynny w pewnym zakresie, a wszystkie drzwi powinny być zamknięte i zablokowane.

Upewnić się, że dodatkowe paliwowe są wyłączone. Ogrzewanie głowicy Pitot’a powinno być użyte wg potrzeby.

#### 4.13. START

Normalnie zalecana procedura startu na poziomie morza jest następująca: przesunąć dźwignię gazu do przodu /otworzyć przepustnicę/ do osiągnięcia obrotów silnika 2800 obr/min. W czasie próby przed startem na wysoko położonym lotnisku należy zubożyć mieszankę aby otrzymać maksymalną moc.

Nie powinien być wykonywany start z oblodzonymi skrzydłami. Długości startu na przeszkodę 15 m, przedstawione są na wykresach w rozdziale “Osiągi” niniejszej Instrukcji. Osiągi przedstawione na wykresach będą zaniżone przez takie czynniki jak nachylenie pasa startowego do góry, wiatr, miękka, mokra, szorstka lub trawiasta powierzchnia pasa startowego, lub słabe umiejętności pilota.

Unikać szybkich skrętów na pasie startowym, po których następuje natychmiastowy start, szczególnie przy niskim poziomie paliwa. Szybkie skręty w czasie kołowania wykonywane tuż przed rozbiegiem mogą spowodować chwilową wadliwą pracę jednego z silników w czasie startu. Gdy dźwignia gazu ustawiona jest na mocy startowej, w czasie rozbiegu należy skontrolować wskazania przyrządów silnikowych aby sprawdzić, czy silniki pracują prawidłowo, dają odpowiednią moc i sprawdzić prawidłowe działanie prędkościomierza.





Ustawienie klap do normalnego startu wynosi 0 °. W przypadku startu z krótkiego pasa startowego i celem ominięcia przeszkód za pasem startowym o wysokości 15 m zalecane jest wychylenie klap na 25 °. Kiedy nie występuje problem przeszkody, należy stosować normalne ustawienie klap /0 °/. Rozpędzić samolot do prędkości 129 km/h /70 KIAS/ i pociągnąć na siebie wolant tak, aby pozwolić samolotowi na oderwanie się od ziemi. Po oderwaniu się od ziemi, przyspieszyć do prędkości najlepszego wznoszenia 170 km/h /91 KIAS/ lub większej jeżeli jest to pożądane oraz schować podwozie w przypadku gdy lądowanie z podwoziem wypuszczonym jest już nie możliwe na danym pasie startowym.

Kiedy start wykonywany jest z krótkiego pasa ale na kierunku startu nie ma większych przeszkód, należy startować ze schowanymi klapami. W przypadku awarii silnika samolot znajduje się w najlepszej konfiguracji do utrzymania wysokości bezpośrednio po schowaniu podwozia. Ustawić klapkę podwozia tak aby jej wskaźnik znalazł się w zakresie startu. Nacisnąć pedały hamulców i uzyskać pełną moc silników przed ich zwolnieniem. Przednie koło unosić przy 129 km/h /70 KIAS/ i ściągnąć wolant tak, aby na wysokości 15 m uzyskać prędkość około 141 km/h /76 KIAS/. Prędkość tę odpowiadającą najstromejszemu wznoszeniu utrzymywać gdy konieczne jest zachowanie bezpiecznej wysokości nad przeszkodami, bądź zwiększyć do prędkości najlepszego wznoszenia 170 km/h /91 KIAS/ gdy przeszkód nie ma.

Podwozie powinno być schowane kiedy nie jest już możliwe lądowanie na wprost. Długość startu przy powyższej technice startu podane są na wykresie w rozdziale V – “Osiągi” niniejszej Instrukcji.

Kiedy mamy do dyspozycji najkrótszy możliwy pas startowy oraz gdy konieczne jest zachowanie zapasu wysokości nad przeszkodami, należy stosować ustawienie klap na kąt 25 ° /drugi ząbek/. Ustawić klapkę wyważając aby jej wskaźnik zajął położenie nieco na siebie stosunku do normalnego.







Nacisnąć pedały hamulców i osiągnąć pełną moc silników przed ich zwolnieniem. Przyspieszyć do 120 km/h /65 KIAS/ i sterować samolotem tak, aby na wysokości 15 m samolot osiągnął prędkość około 129 km/h /70 KIAS/. Schować podwozie kiedy nie jest już potrzebne.

Gdy stosujemy powyższy sposób wykonywania startu należy pamiętać, że samolot chwilowo posiada prędkość poniżej  $V_{MC}$ .

W PRZYPADKU ZANIKU PRACY JEDNEGO Z SILNIKÓW W CZASIE GDY SAMOŁOT POSIADA PRĘDKOŚĆ PONIŻEJ  $V_{MC}$  OBOWIĄZKIEM PILOTA JEST ZWOLNIĆ PRZEPUSTNICĘ NA PRACUJĄCYM SILNIKU I NATYCHMIAST WYRÓWNAĆ SAMOŁOT ABY UTRZYMAĆ KONTROLĘ NAD SAMOŁOTEM.

Należy również pamiętać, że kiedy startujemy z klapami wychylonymi na kąt  $25^\circ$ , dążenie do trzymania samolotu zbyt długo na pasie startowym może spowodować powstanie tendencji do „myszkowania”, czego należy unikać.

Wymagane długości startu przy powyższej procedurze startu, podane są na wykresie w rozdziale V – „Osiągi” niniejszej Instrukcji.

#### 4.14. WZNOSZENIE

Nie zaleca się stosowania prędkości najstromejszego wznoszenia 141 km/h /76 KIAS/ z wyjątkiem przypadków konieczności zapewnienia bezpiecznej wysokości nad przeszkodami.

Najlepsza prędkość wznoszenia 170 km/h /91 KIAS/ powinna być utrzymana z pełną mocą silników, aż osiągniemy odpowiednią wysokość nad terenem. W tym momencie moc silników powinna być zredukowana do 75 %  $N_{nom}$ . i obroty 2600 obr/min. do przejścia na wznoszenie przelotowe. Zalecana wartość prędkości wznoszenia przelotowego wynosi 189 km/h /102 KIAS/ lub więcej. Ta kombinacja zredukowanej mocy i podwyższonej prędkości wznoszenia powoduje lepsze chłodzenie silnika, mniejsze zużycie silnika, zmniejszenie zużycia paliwa, mniejszy poziom hałasu w kabinie i lepszą widoczność do przodu. W czasie zmniejszenia mocy należy najpierw cofnąć przepustnicę, następnie zaś dźwignie śmigieł.





W czasie wznoszenia dźwignie składu mieszanki powinny być ustawione na najbogatszą mieszankę. Kłapy chłodzenia silników powinny być ustawione aby utrzymać temperatury głowic cylindrów i oleju w normalnych zakresach przewidzianych dla silnika.

Należy ściśle przestrzegać prawidłowego doboru mocy w czasie wznoszenia przelotowego gdyż ma to wpływ na ekonomikę użytkowania samolotu, mniejsze zużycie paliwa, wydłużenie resursu silnika i zmniejszenie liczby przedwczesnych napraw silnika.

#### 4.15. PRZELOT

Po osiągnięciu wysokości przelotowej można zredukować moc wg tabeli podanych w tej instrukcji.

Dla maksymalnej trwałości silnika temperatura głowic cylindrów powinna mieścić się w zakresie 140 – 200 °C /284 – 392 °F/.

Jeżeli w czasie lotu temperatury głowic cylindrów są zbyt wysokie, należy zmniejszyć je poprzez: wzbogacenie mieszanki, otwarcie kłapek chłodzenia silnika, zredukowanie mocy lub przez zastosowanie kombinacji tych sposobów. Po wyrównaniu samolotu do przelotu, klapki regulujące chłodzenie silników należy prawidłowo ustawić dla utrzymania prawidłowej temperatury cylindrów oraz wyważyć samolot aby mógł lecieć z puszczonego wolantem.

Pilot powinien obserwować warunki atmosferyczne w czasie lotu oraz zwracać uwagę na czynniki, które mogą prowadzić do oblodzenia. Jeżeli spodziewamy się oblodzenia układu wlotowego powietrza należy dźwignię podgrzewu gaźnika przestawić w położenie “WŁĄCZONY”.

Jeżeli lampka sygnalizacyjna “TEMP. POW.” zabudowana na pulpicie sygnalizacyjnym zacznie świecić światłem pulsującym należy włączyć podgrzew gaźnika. Podgrzew wyłączyć gdy lampka zgaśnie.

#### OSTRZEŻENIE

Lot w warunkach oblodzenia jest zabroniony chyba, że samolot wyposażony jest w zatwierdzoną i kompletną instalację p/oblodzeniową. Jeżeli nastąpi oblodzenie samolotu, należy natychmiast opuścić obszar gdzie panują warunki oblodzenia. Oblodzenie jest niebezpieczne ze względu na duże obniżenie osiągow, ograniczenie widoczności do przodu, pogorszenie sterowności podłużnej samolotu z powodu powiększonej wrażliwości układu sterowania samolotem i pogorszenia pracy zespołu napędowego i układu paliwowego.





W czasie lotu /szczególnie w nocy lub wg przyrządów/ powinny być kontrolowane amperomierze celem szybkiego podjęcia akcji korekcyjnej w przypadku stwierdzenia złego funkcjonowania.

Postępowanie w przypadku awarii instalacji elektrycznej podano w rozdziale III “Procedury awaryjne” niniejszej Instrukcji.

Im szybciej rozpozna się procedurę i podejmie działanie korekcyjne, tym większa szansa na uniknięcie awarii układu całego układu elektrycznego. Oba przełączniki alternatorów przy normalnej eksploatacji powinny być włączone. Dwa amperomierze bez przerwy podają parametry wyjściowe pracy alternatora. Pewne uszkodzenia regulatora mogą spowodować, że napięcie alternatora wzrośnie w sposób niekontrolowany. Aby zapobiec uszkodzeniu zainstalowane są przekaźniki napięcia automatycznie wyłączające alternator. Lampka kontrolna będzie świecić aby ostrzec o stanie samoczynnego wyłączenia się. Wartości wyjściowe z alternatorów różnią się w zależności od używanego wyposażenia elektrycznego i naładowania akumulatora. Wartość prądu wyjściowego alternatora nie może przekroczyć 70 amperów. Nie jest zalecane startować do lotu w warunkach IFR z pojedynczym alternatorem. W czasie lotu pobór energii elektrycznej powinien być ograniczony do 50 amperów dla każdego alternatora.

Chociaż alternatory są zdolne do wytwarzania prądu o natężeniu 70 amperów, ograniczenie poboru energii elektrycznej do 50 amperów zabezpiecza prąd ładowania akumulatora.

Samolot posiada jeden połączony zbiornik paliwa dla każdego silnika i dlatego wskazane jest zasilać silniki symetrycznie w czasie przelotu tak, że w przybliżeniu te same ilości paliwa pozostały na każdej stronie w czasie lądowania. Zasilanie krzyżowe jest przewidziane i może być użyte aby wyrównać ilość paliwa po obu stronach jeżeli jest konieczne. Zasilanie krzyżowe można stosować po 30 minutach lotu.





Należy kontrolować ilość paliwa w nieeksploatowanym zbiorniku aby uniknąć przelania spowodowanego powrotem par paliwa.

Nie ma mechanicznych zamków podwozia schowanego w układzie podwozia. W przypadku wadliwego działania układu hydraulicznego, podwozie automatycznie zostaje wypuszczone. Rzeczywista prędkość z wypuszczonym podwoziem wynosi w przybliżeniu 75% prędkości samolotu ze schowanym podwoziem bez względu na moc. Należy uwzględnić zmniejszenie prędkości lotu przy podwoziu wypuszczonym i zasięgu kiedy jest planowany lot długodystansowy lub lot nad wodą.

#### 4.16. ZNIŻANIE

Po zredukowaniu mocy do zniżania, mieszankę należy wzbogacać w miarę zmniejszania prędkości. Śmigła mogą być pozostawione w położeniu przelotowym. Jednakże obroty śmigła można zredukować po uprzednim cofnięciu przepustnic. Kłapy chłodzenia silnika powinny być normalnie zamknięte aby utrzymywać odpowiednią temperaturę silników.

#### UWAGA

Podczas podejścia do lądowania upewnić się o właściwej temperaturze głowic /min. 100 °C; 212 °F/, aby w przypadku, gdy zajdzie konieczność odejścia na drugi krąg zapewnić prawidłową pracę silników.

W warunkach obniżonej temperatury powietrza zewnętrznego /poniżej –3 °C/ zaleca się możliwie wczesną zmianę konfiguracji samolotu /wypuszczenie podwozia i klap/ w czasie zbliżania i podejścia oraz dobranie mocy silników zapewniający właściwy stan cieplny silników.





#### 4.17. PODEJŚCIE DO LĄDOWANIA I LĄDOWANIE

W czasie podchodzenia do lądowania dźwignie przepustnic powinny być przymknięte aby sprawdzić sygnał dźwiękowy sygnalizujący niepewne położenie podwozia.

Użytkowanie samolotu z niesprawnym sygnałem ostrzegawczym nie jest zalecane, gdyż pilot może zapomnieć wypuścić podwozie i podejść do lądowania ze schowanym podwoziem, szczególnie w sytuacjach:

- kiedy podejście do lądowania jest wykonywane z jednym silnikiem uszkodzonym,
- kiedy inne wyposażenie jest uszkodzone,
- kiedy uwaga pilota zajęta jest wydarzeniami dziejącymi się na zewnątrz kabiny.

Czerwona lampka kontrolna podwozia będzie świecić się kiedy podwozie znajdować się będzie w każdym położeniu pośrednim pomiędzy położeniem pełnego schowania, a położeniem pełnego wypuszczenia i zabezpieczenia.

Dodatkowo, lampka będzie się palić kiedy dźwiękowy sygnał ostrzegawczy podwozia zostanie uruchomiony. Dźwiękowy sygnał ostrzegawczy podwozia będzie wydawać dźwięk przy małym otwarciu przepustnic, kiedy podwozie nie jest wypuszczone i zabezpieczone.

Lampka kontrolna gaśnie kiedy podwozie jest w jednej z dwu pozycji: wypuszczone i zabezpieczone lub w pełni schowane.

Przed podejściem do lądowania należy zmniejszyć prędkość lotu do około 181 km/h /98 KIAS/ i ta prędkość powinna być utrzymana w czasie lotu z wiatrem przed lądowaniem. Na tym odcinku należy wykonać wszystkie czynności podane w Karcie Kontroli do Lądowania. Należy zablokować oparcia foteli oraz zapiąć pasy bezpieczeństwa. Oba zawory paliwa WŁĄCZYĆ, a kłapy chłodzenia silnika ustawić wg potrzeb. Awaryjne pompy paliwa – WYŁĄCZONE. Ustawić dźwignię składu mieszanki i wyregulować śmigła na 2400 obr/min.





Wypuścić podwozie i sprawdzić, czy świecą się trzy zielone lampki kontrolne na tablicy przyrządów i spojrzeć na podwozie przednie w lusterku na gondoli silnika. Podwozie powinno być wypuszczone przy prędkości lotu poniżej 239 km/h /129 KIAS/, a kłapy przy:

10 ° /pierwszy ząbek/	255 km/h	/138 KIAS/	maksimum
25 ° /drugi ząbek/	255 km/h	/121 KIAS/	maksimum
40 ° /trzeci ząbek/	198 km/h	/107 KIAS/	maksimum

Utrzymać prędkość lotu w kręgu 181 km/h /98 KIAS/, a prędkość podejścia do lądowania o wartości 154 km/h /83 KIAS/.

Jeżeli jest lekko obciążony, prędkość podejścia do lądowania może być zmniejszona do 146 km/h /79 KIAS/.

Kiedy moc jest zmniejszona tuż przed podejściem końcowym, dźwignie sterowania śmigłami powinny być przesunięte w skrajne przednie położenie aby uzyskać maksymalną moc w przypadku konieczności odejścia na drugi krąg.

Położenie podwozia powinno być sprawdzone po raz drugi na podejściu końcowym przez skontrolowanie trzech zielonych lampek znajdujących się na tablicy przyrządów oraz przez spojrzenie do lusterka zewnętrznego aby sprawdzić, czy podwozie przednie jest wypuszczone. Należy pamiętać, że po włączeniu świateł pozycyjnych, lampki położenia podwozia przygasają i są trudne do zauważenia w ciągu dnia.

Położenie kłap do lądowania zależy od długości pasa startowego i wiatru w rejonie pasa. Pełne wychylenie kłap zmniejsza prędkość przeciągnięcia w czasie podejścia końcowego i pozwala na zetknięcie się samolotu z pasem przy mniejszej prędkości lotu. Przy podejściu końcowym należy spokojnie, stopniowo zmniejszyć moc do biegu jałowego zanim koła dotkną pasa startowego. To daje szansę zadziałania sygnału ostrzegania, że podwozie nie jest zabezpieczone w położeniu wypuszczonym. Można użyć elektrycznego trymera aby pomóc w spokojnym zwolnieniu wolantu w czasie wyrównania samolotu przed przyziemieniem. Maksymalne hamowanie po zetknięciu z pasem jest uzyskiwane przez zachowanie kłap /0 %/, ściągnięciu na siebie wolantu i naciśnięciu pedałów hamulców. Jednakże najlepszym rozwiązaniem jest schować kłapy po opuszczeniu pasa startowego chyba, że potrzebne jest dodatkowe hamowanie lub występuje silny lub porwisty wiatr boczny. Zapobiega to przypadkowemu sięgnięciu pilota do dźwigni podwozia zamiast do dźwigni kłap oraz sprzyja koncentracji pilota na lądowaniu i dobiegu.





Normalne podejście do lądowania jest przeprowadzone z klapami wypuszczonymi na 40 ° i częściowo przymkniętą przepustnicą, aż do chwili tuż przed przyziemieniem. Utrzymywać nos w położeniu do góry tak długo jak to jest możliwe przed i po zetknięciu się podwozia głównego z pasem startowym.

Przy lądowaniu na krótkim pasie startowym podchodzić do lądowania z prędkością 144 km/h /78 KIAS/ i klapami całkowicie wypuszczonymi. Po przyziemieniu natychmiast schować klapy, ściągnąć wolant na siebie i nacisnąć hamulce.

Jeżeli trzeba lądować przy bocznym wietrze, należy wykonać podejście do lądowania z większą niż normalnie prędkością i klapami schowanymi lub wypuszczonymi na 25 °. Natychmiast po zetknięciu z pasem, schować klapy. W czasie podejścia należy utrzymać kąt odchylenia samolotu od osi podejścia do kierunku wiatru dla przeciwdziałania znoszenia, aż do momentu wyrównania przed przyziemieniem przy lądowaniu. Następnie przechylić na nawietrzną aby wyeliminować kąt odchylenia samolotu bez znoszenia i użyć steru kierunku aby utrzymać kierunek samolotu zgodny z pasem startowym. Unikać jednostronnego wydłużonego ześlizgu z małą ilością paliwa.

Maksymalna sprawdzona prędkość wiatru bocznego do lądowania wynosi 8,5 m/s.





#### 4.18. ODEJŚCIE NA DRUGI KRĄG

Jeżeli odejście na drugi krąg z normalnego podejścia samolotu znajdującego się w konfiguracji lądowania jest konieczne, należy ustawić pełną moc startową obu silników. Ustawić samolot w prawidłowym położeniu do wznoszenia, schować klapy, podwozie i ustawić klapy chłodzenia silników wg potrzeb.

#### 4.19. PO LĄDOWANIU

Po opuszczeniu startowego schować klapy i otworzyć klapy chłodzenia silników. Sprawdzić pedały hamulców. „Gąbczasty” ruch pedału wskazuje, że płyn hamulcowy należy uzupełnić.

Dźwignia podgrzewu gaźnika powinna być WYŁĄCZONA.

#### 4.20. ZATRZYMANIE SILNIKA

Przed zatrzymaniem silnika przełączyć na kilka minut wyłącznik ogrzewania /jeżeli był włączony/ na pozycję jego pracy jako dmuchawy dla ochłodzenia, a następnie przełączyć w pozycję WYŁĄCZONE. Całe wyposażenie radiowe i elektryczne WYŁĄCZYĆ.

Przesunąć dźwignię składu mieszanki w położenie „odcięty na biegu jałowym” WYŁĄCZYĆ iskrowniki i wyłącznik główny. Zaciągnąć hamulec postojowy.

#### UWAGA

Klapy powinny być w położeniu schowanym aby mogły się zablokować i utrzymać ciężar ciała. Pasażerów należy uprzedzić aby nie stawiali na stopniu klapy jeżeli nie jest schowana.







#### 4.21. PARKOWANIE

Samolot może być holowany na ziemi za pomocą drążka holowniczego /umiejscowionego w nosku kadłuba/ zaczepiając go do podwozia przedniego. Liny kotwiczne należy przymocować do pierścieni kotwicznych znajdujących się pod każdym skrzydłem i do płozy ogonowej. Lotki i usterzenie poziome powinny być zabezpieczone przez przywiązanie pasów siedzeniowych do wolantu i odpowiednie naciągnięcie. Ster kierunku nie musi być zabezpieczony w normalnych warunkach atmosferycznych. Klapy są zabezpieczone kiedy znajdują się w położeniu schowanym /0 °/.

#### 4.22. EKSPLOATACJA W WARUNKACH SILNEJ TURBULENCJI

Trzymając się dobrej zasady użytkowania ważnej do wszystkich samolotów zalecane jest aby w warunkach silnej turbulencji zredukować prędkość lotu do prędkości manewrowej, zmniejszając tym samym obciążenia konstrukcji /patrz rozdział 2.1.2./.

#### 4.23. LOT W ZNANYCH WARUNKACH OBLODZENIA

Samolot PZL M20 “MEWA” jest zatwierdzony do lotu w znanych warunkach oblodzenia kiedy wyposażony jest w kompletną instalację p/oblodzeniową\*/. Stwierdzono, że samolot może pracować w warunkach oblodzenia bardziej surowych od maksymalnych ciągłych i maksymalnych okresowych zdefiniowanych przez FAR–25, Załącznik C, jednakże trudno jest znaleźć korelację pomiędzy tymi warunkami, a wyrażeniami używanymi przy prognozie pogody tzn. warunki oblodzenia “lekkie, średnie, ciężkie”. Na podstawie prób w locie należy uwzględnić następujące zalecenia:

a/ lot w silnym oblodzeniu jest zabroniony;

\*/ wyposażenie dodatkowe.





b/ powinny być unikane średnie warunki oblodzenia na wysokości powyżej 3000 m. Kiedy tylko jest to możliwe zejść na niższy pułap;

c/ eksploatacja przy słabym oblodzeniu jest dozwolona na wszystkich wysokościach.

Warunki oblodzenia każdego rodzaju powinny być unikane kiedy to jest możliwe gdyż w wypadku pojawienia się drobnej usterki, może ona stać się poważniejszą w tych warunkach. Od pilota wymagane jest stałe zwracanie uwagi aby kontrolować tempo tworzenia się lodu i włączyć w odpowiednim czasie pneumatyczne urządzenie przeciwooblodzeniowe gdy tylko warstwa lodu na krawędziach natarcia będzie wynosić 6 – 12 mm. Powtarzana cyklicznie powyższa czynność przy grubości lodu poniżej 6 mm może spowodować wyrobienie wgłębienia pod lodem i tym samym przeszkodzenie w jego usunięciu. Powtarzana cyklicznie powyższa czynność przy grubości lodu powyżej 12 mm może również zawieść przy usuwaniu lodu.

Warunki oblodzenia mogą występować w chmurach, kiedy temperatura jest poniżej 0 °C, dlatego konieczne jest dokładne kontrolowanie temperatury powietrza na zewnątrz podczas lotu w chmurach lub w czasie opadów atmosferycznych. Chmury ciemne posiadające ostre zarysy posiadają dużą zawartość wody i powinny być unikane. Marznący deszcz musi być zawsze unikany.

Przed lotem w warunkach oblodzenia powinno być sprawdzone działanie wszystkich instalacji przeciwooblodzeniowych.

Przed wejściem w prawdopodobną strefę warunków oblodzenia, należy wykonać następujące czynności:

a/ odmrażacz szyby przedniej – włączyć /natychmiast/;

b/ ogrzewanie głowicy Pitota – włączyć /natychmiast/;

c/ ogrzewanie szyby przedniej – włączyć /po wejściu w obszar warunków oblodzenia/;

d/ odladzanie śmigła – włączyć /po wejściu w obszar warunków oblodzenia/;





e/ odladzanie skrzydeł – włączyć /po powstaniu 6 – 12 mm warstwy lodu/;

f/ wyrównać niewyważenie śmigła /jeżeli jest to potrzebne/ przez krótkotrwałe podwyższenie liczby obrotów śmigła. Powtórzyć jeżeli zachodzi potrzeba.

#### OSTRZEŻENIE

Nie używać pneumatycznych urządzeń przeciwołodziennych przy nagromadzonej warstwie lodu o grubości poniżej 6 mm. Stosowanie odladzania przy grubości lodu poniżej 6 mm może umożliwić jego usunięcie.

Ogrzewanie czujników przeciągnięcia jest włączane wyłącznikiem ogrzewania głowicy Pitot’a. Kiedy lód zgromadził się na nieodladzanych powierzchniach samolotu, trzepotanie rozpoczyna się przy prędkości lotu 9 – 18 km/h wyższej od prędkości przeciągnięcia. Należy znacznie podwyższyć prędkość lotu powyżej normalnej prędkości przeciągnięcia, gdyż prędkość przeciągnięcia może wzrosnąć o 18 km/h /10 węzłów/ w czasie przedłużonego lotu w warunkach oblodzenia.

Jeżeli lód pozostaje na powierzchniach nieodladzanych samolotu do końca lotu, lądowanie powinno być wykonane na małej mocy, przy max. wypuszczonych klapach. Prędkości podejścia powinny być podwyższone o 18 – 27 km/h /10 – 15 węzłów/.

Prędkość przelotowa może zmniejszyć się w czasie przedłużonego lotu w warunkach oblodzenia. Jeżeli samolot zetknie się z warunkami oblodzenia na wysokościach powyżej 3000 m może być konieczne zmniejszenie wysokości lotu aby utrzymać prędkość lotu powyżej najlepszej prędkości wznoszenia 170 km/h /91 KIAS/.





#### UWAGA

Odladacze pneumatyczne muszą być regularnie czyszczone i woskowane aby mogły prawidłowo pracować w warunkach oblodzenia. Ogrzewanie głowicy Pitot'a, szyby przedniej i czujników przeciągnięcia powinno być sprawdzone na ziemi przed lotem w strefie oblodzenia.

#### 4.24. LOT ZE ZDJĘTYMI TYLNYMI DRZWIAMI KABINY I PRZEDZIAŁU BAGAŻOWEGO

Samolot przystosowany jest do lotu ze zdjętymi tylnymi drzwiami kabiny i bez drzwi bagażowych. W takim układzie należy wprowadzić pewne ograniczenie przy eksploatacji samolotu.

Maksymalna prędkość lotu bez drzwi tylnych wynosi 239 km/h /129 KIAS/. Zabronione jest palenie, a wszystkie luźne przedmioty muszą być związane i schowane. Liny skoczków muszą znajdować się z dale od elementów sterujących pilota i powierzchni sterowych. Eksploatacja jest przewidziana tylko do lotu wg VFR bez występowania oblodzenia. Zaleca się aby podczas takiego lotu wszyscy pasażerowie mieli nałożone spadochrony.

Kiedy samolot jest używany bez tylnych drzwi wszystkie osiągi na wznoszeniu i podczas przelotu będą zmniejszone o około 5 %.

#### 4.25. $V_{SSE}$ PRĘDKOŚĆ CELOWEGO WYŁĄCZENIA JEDNEGO SILNIKA W LOCIE

$V_{SSE}$  jest to prędkość wybrana przez producenta samolotu przy szkoleniu pilotów w pilotażu samolotów wielosilnikowych. Jest to prędkość minimalna, przy której można celowo przerwać pracę jednego silnika w locie. Ta minimalna prędkość zapewnia margines bezpieczeństwa zalecany przez producenta w wypadku celowego przeprowadzenia manewrów z jednym silnikiem pracującym w czasie szkolenia na danym samolocie.





Prędkość celowego wyłączenia jednego silnika  $V_{SSE}$  dla samolotu PZL M20 “MEWA” wynosi 149 km/h /80 KIAS/.

#### 4.26. $V_{MC}$ MINIMALNA PRĘDKOŚĆ LOTU STEROWEGO NA JEDYM SILNIKU

$V_{MC}$ /minimalna prędkość lotu/ jest prędkością lotu, poniżej której nie można utrzymać kontroli nad dwusilnikowym samolotem w locie, z jednym silnikiem niepracującym /ze śmigłem wiatrakującym/.  $V_{MC}$  dla samolotu PZL M20 “MEWA” została ustalona na wartość 129 km/h /70 KIAS/.

Nie ma żadnych okoliczności, które upoważniałyby do próby wykonania lotu z prędkością niższą od  $V_{MC}$  129 km/h /70 KIAS/, tylko z jednym pracującym silnikiem. Aby zapewnić margines bezpieczeństwa w czasie lotu z jednym silnikiem pracującym w czasie szkolenia lub w sytuacjach awaryjnych należy utrzymywać przyrządową prędkość lotu powyżej 149 km/h /80 KIAS/. Zmniejszać prędkość o około 2 km w ciągu sekundy aż do osiągnięcia prędkości  $V_{MC}$ .

Próba  $V_{MC}$  wymagana przez przepisy FAR dla samolotów wielosilnikowych wymaga zbliżenia do warunków lotu niesterownego ze zmniejszoną mocą jednego silnika. Próby nie należy wykonywać na wysokości mniejszej niż 1000 m nad ziemią. Zacząć wyprowadzenie w czasie próby szybko zmniejszając moc silnika pracującego przy jednoczesnym pochyleniu nosa samolotu celem przyspieszenia do prędkości  $V_{SSE}$ .

Silnik samolotu PZL M20 “MEWA” ze wzrostem wysokości zmniejsza moc co powoduje, że dla tych samych warunków pracy, im wysokość lotu będzie się zmniejszała tym ciąg będzie bardziej asymetryczny.

Najbardziej krytyczna sytuacja występuje na wysokości gdzie prędkość przeciągnięcia i  $V_{MC}$  są takie same. Takich sytuacji należy unikać ponieważ w tym momencie utrata sterowności kierunkowej występuje w tym samym czasie co przepadanie samolotu. Może to doprowadzić do korkociągu.





---

UWAGA

Nie są zalecane przeciągnięcia na jednym silniku.

#### 4.27. PRZECIĄGNIĘCIA

Utrata wysokości po przeciągnięciu na wyłączonej mocy ze schowanym podwoziem i klapami może wynosić 120 m. Utrata wysokości z wypuszczonym podwoziem i pełnym wychyleniem klap /40 °/ może również wynosić 120 m.

Utrata wysokość w czasie przeciągnięcia przy pracujących silnikach może wynosić 50 m. System ostrzegawczy przeciągnięcia nie pracuje przy WŁĄCZONYM wyłączniku głównym.





---

# Rozdział 5

## OSIĄGI





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---







---

**ROZDZIAŁ V**

**SPIS TREŚCI**

**OSIĄGI**

PODROZDZIAŁ	STRONA
5.1. WIADOMOŚCI OGÓLNE	115
5.2. WSTĘP DO OSIĄGÓW I PLANOWANIA LOTU	115
5.3. PRZYKŁAD PLANOWANIA LOTU	117
5.4. WYKRESY OSIĄGÓW	122
WYKAZ WYKRESÓW	122





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





## 5.1. WIADOMOŚCI OGÓLNE

W rozdziale przedstawiono w postaci wykresów osiągi samolotu PZL M20 “MEWA”.

Dane o osiąгах, które połączone są z wyposażeniem na zamówienie wymagającym dodatkowych informacji zamieszczono w rozdziale 9.

## 5.2. WSTĘP DO OSIĄGÓW I PLANOWANIU LOTU

Podane w rozdziale osiągi samolotu M20 oparte są na wynikach pomiarów prób w locie sprowadzonych do atmosfery wzorcowej wg ICAO, a następnie analitycznie rozszerzonych dla różnych parametrów: ciężaru, wysokości, temperatury itp.

Wykresy osiągów są bezwspółczynnikiowe i nie można stosować poprawek odnośnie zróżnicowanych kwalifikacji pilotów jak również ze względu na obniżenie stanu technicznego samolotu.

Natomiast pilot musi brać pod uwagę wpływ warunków nieuwzględnionych na wykresach.

Do nich należą: wpływ miękkiego lub trawiastego pasa startowego na długość startu i lądowania, a także wpływ wiatru na osiągi podczas przelotu.

Informacje podane w punkcie 5.3. /PRZYKŁAD PLANOWANIA LOTU/ zawierają szczegółowy plan lotu wykonywanego przy użyciu wykresów osiągów zamieszczonych w rozdziale.

Dla wyjaśnienia posługiwania się wykresem, każdy z nich zawiera przykład jak z niego korzystać.





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





### 5.3. PRZYKŁAD PLANOWANIA LOTU

#### a/ Załadowanie samolotu

Pierwszym zadaniem przy planowaniu lotu jest ustalenie masy oraz wyznaczenie położenia S.G. samolotu na podstawie rozdziału 6.

Masa pustego samolotu podana jest w Tabeli 6 – 5 przez Dostawcę. Jeżeli podczas eksploatacji wprowadzono jakiegokolwiek modyfikacje samolotu to ewentualną zmianę masy należy wpisać do Tabeli 6 – 7 /przy planowaniu lotu korzystać z aktualnych wartości masy/. Przy wyznaczeniu masy startowej oraz położenia S.C. samolotu korzystać z Tabeli 6 – 9 oraz rysunku 6 – 15. Wykorzystując w/w źródła należy wyznaczyć masy jak podano niżej, przy czym masa do lądowania może być określona po obliczeniu paliwa niezbędnego do przelotu /patrz pkt. g – 1/.

/1/ Masa pustego samolotu	1240 kg
/2/ Pasażerowie 3 x 80	240 kg
/3/ Bagaż	190 kg
/4/ Masa samolotu bez paliwa /Max. masa bez paliwa 1810 kg/	1670 kg
/5/ Paliwo	230 kg
/6/ Masa startowa /Max. masa startowa 2070 kg/	1900 kg
/7/ Masa do lądowania /Max. masa do lądowania 1970 kg/	
/a6/ – /g1/	
1900 – 154 =	1746 kg

Jak widać z powyższego, masa startowa i do lądowania nie przekraczają wartości dopuszczalnych, ponadto obliczenia S.C. wykazały, że mieści się on w wyznaczonych granicach.





## b/ Start i lądowanie

Po wyznaczeniu załadowania samolotu należy rozważyć wszystkie aspekty startu i lądowania. Należy znać warunki lotniska wyjściowego i docelowego.

Zestawić warunki lotniska wyjściowego oraz masę startową zgodnie z wykresami:

5 – 9; 5 – 11; 5 – 13; 5 – 15.

Określić niezbędną długość pasa startowego do startu na wysokości 15 m.

Obliczenia długości lądowania są wykonywane w ten sam sposób, biorąc pod uwagę istniejące warunki na lotnisku docelowym i po wyznaczeniu masy do lądowania.

Warunki i obliczenia przykładu planowania lotu podano poniżej. Długość pasów startowych wymaganych do startu i lądowania wyznaczone w tym przykładzie są dużo mniejsze od spotykanych.

	<u>LOTNISKO ODLOTU</u>	<u>LOTNISKO PRZYLOTU</u>
/1/ Wysokość barometryczna	1200 m	1340 m
/2/ Temperatura	4 °C	10 °C
/3/ Prędkość wiatru	5 m/s	2,5 m/s
	/wiatr czołowy/	/wiatr czołowy/
/4/ Długość pasa startowego	2200 m	2800 m
/5/ Wymagana długość pasa startowego		
	Start	815 m*
	Start przerwany	1080 m**
	Lądowanie	787 m ***

\*/ patrz wykres 5 – 7

\*\*/ patrz wykres 5 – 12

\*\*\*/ patrz wykres 5 – 16





#### UWAGA

Pozostałe wykresy osiągow używane w tym przykładzie planowania lotu nie uwzględnia wpływu wiatru. Wpływ ten w czasie lotu musi być rozważony przez pilota podczas obliczania osiągow wznoszenia, przelotu i zniżania.

#### c/ Wznoszenie

Następnym elementem w planowaniu lotu jest wyznaczenie koniecznego odcinka wznoszenia. Pierwszymi zmiennymi przy obliczaniu parametrów wznoszenia z wykresu 5 – 10 /CZAS, DROGA, ZUŻYCIE PALIWA NA WZNOSZENIU/ są: wysokość lotu i odpowiadająca jej temperatura.

Po ustaleniu czasu, paliwa i odległości przelotu do osiągnięcia wysokości lotu odnieść istniejące warunki na lotnisku odlotu /wykres 5 – 10/. Odjąć wartości otrzymane z wykresu dla warunków lotniska odlotu od warunków na wysokości przelotu. Otrzymane dane będą rzeczywistymi wartościami czasu, zużycia paliwa i drogi wznoszenia dla planu lotu skorygowanymi o wysokość barometryczną i temperaturę lotniska.

#### PRZYKŁAD

/1/ Wysokość przelotu	2400 m
/2/ Temperatura otoczenia powietrza dla przelotu	– 7 °C
/3/ Czas wznoszenia	8,8 min. – 3,8 min. – 5 min.
/4/ Droga wznoszenia	26 km – 11 km = 15 km *
/5/ Zużycie paliwa na wznoszeniu	19 l – 8,5 l = 10,5 l

\*/ patrz wykres 5 – 10





#### d/ Schodzenie

Parametry zniżania wyznacza się /przed danymi przelotu/ w celu obliczenia drogi zniżania potrzebnej do określenia zasięgu.

Wykorzystując wysokość przelotu i temperaturę otoczenia, należy określić czas, paliwo i drogę schodzenia /wykres 5 – 15/. Wartości te skorygować do wysokości lotniska przylotu i odpowiadającej tam temperatury.

Wartości otrzymane przez odpowiednie wykorzystanie wykresu podane są poniżej:

/1/ Czas schodzenia  $6,6 \text{ min.} - 3,8 \text{ min.} = 2,8 \text{ min.}$

/2/ Droga schodzenia  $26 \text{ km} - 14,4 \text{ km} = 11,6 \text{ km}$

/3/ Paliwo zużyte do schodzenia  $5,8 \text{ l} - 3,3 \text{ l} = 2,5 \text{ l}$

#### e/ Przelot

Aby uzyskać drogę przelotu należy odjąć od odległości między lotniskami drogę przebytą podczas wznoszenia i zniżania. Przy doborze ustawienia obrotów przelotowych należy korzystać z wykresu /5 – 11/. Dobrane w ten sposób obroty oraz wysokość i temperaturę przelotu wykorzystać do kreślenia rzeczywistej prędkości lotu z wykresu 5 – 14.

W zależności od obrotów, odczytać z wykresu 5 – 11 czasowe zużycie paliwa. Czas przelotu otrzymać dzieląc drogę przelotu przez prędkość przelotową. Zużycie paliwa na przelot otrzymać mnożąc czasowe zużycie paliwa podczas przelotu przez czas przelotu.

/1/ Droga między lotniskami  $700 \text{ km}$

/2/ Droga przelotu  $/e1/ \text{ minus } /c4/ \text{ minus } /d2/$   
 $700 - 15 - 11,6 = 673,4 \text{ km}$







---

/3/ Obroty	2400
/4/ Prędkość przelotowa	256 km/h *
/5/ Zużycie paliwa na przelot	80 //h **
/6/ Czas przelotu	/e2/ podzielone przez /e4/ $673,4 : 256 = 2,6$ godz.
/7/ Paliwo potrzebne do przelotu	/e5/ pomnożone przez /e6/ $80 \text{ l/h} \times 2,6 \text{ godz.} = 208 \text{ l}$

f/ łączny czas lotu

łączny czas lotu jest sumą czasów wnoszenia, przelotu i zniżania. W rozpatrywanym przykładzie planowania lotu łączny czas lotu wynosi:

$$\text{/c3/ plus /d1/ plus /e6/}$$
$$0,08 \text{ godz.} + 0,07 \text{ godz.} + 2,6 \text{ godz.} = 2,75 \text{ godz.}$$

g/ Wymagana ilość paliwa

Wymaganą ilość paliwa otrzymać poprzez zsumowanie paliwa zużytego na wznoszenie, zniżanie i przelot.

/1/ łączna ilość paliwa:

$$\text{/c5/ plus /d3/ plus /e7/}$$
$$10,5 \text{ l} + 2,5 \text{ l} + 208 \text{ l} = 221 \text{ l}$$

Po obliczeniu łącznej ilości paliwa w litrach aby otrzymać ilość paliwa w kg pomnożyć otrzymaną wartość przez 0,7

$$221 \times 0,7 = 154 \text{ kg}$$

\*/ patrz wykres 5 – 14

\*\*/ patrz rys 5 – 11



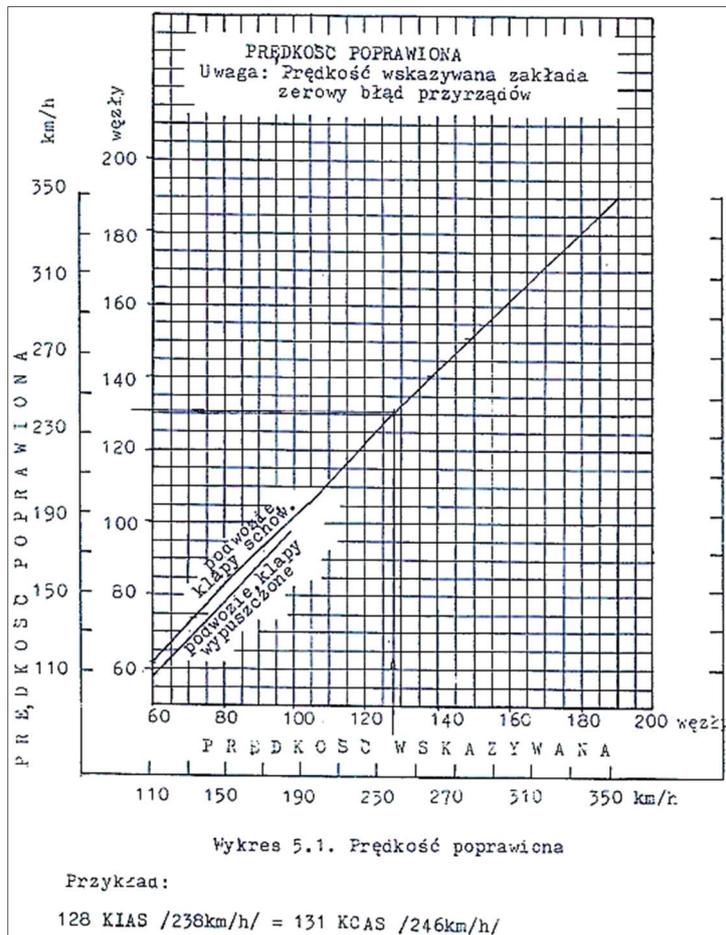


## 5.4 WYKRESY OSIĄGÓW

### WYKAZ WYKRESÓW

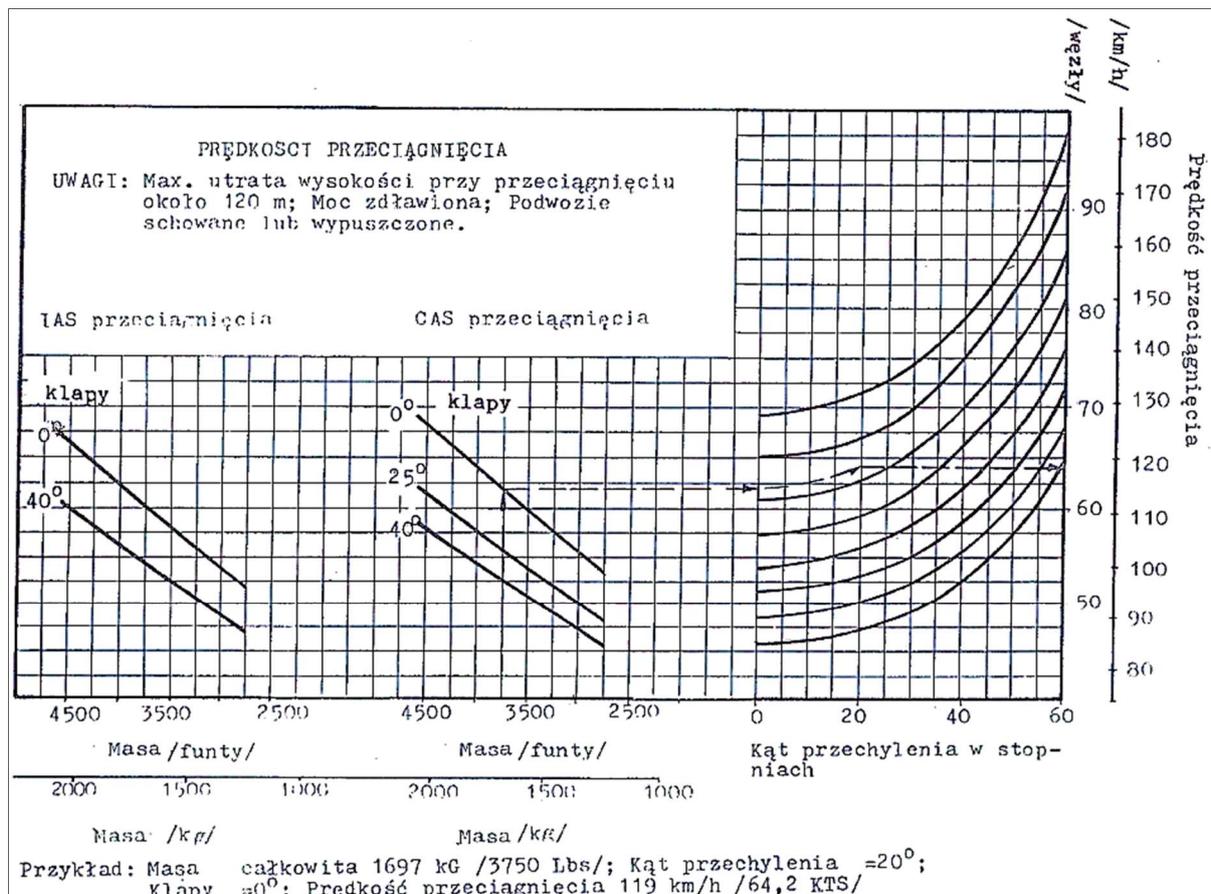
WYKRES	STRONA
5.1. Prędkość poprawiona	123
5.2. Prędkość przeciągnięcia	124
5.3. Długość startu przerwane /standard/	125
5.4. Długość startu przerwane /podwozie wzmocnione/	126
5.5. Długość rozbiegu	127
5.6. Długość rozbiegu skróconego	128
5.7. Długość startu	129
5.8. Długość startu skróconego	130
5.9. Osiągi na wznoszeniu	131
5.10. Czas, zużycie paliwa i droga wznoszenia	132
5.11. Optymalne ciśnienie w kolektorze ssącym odpowiadające maksymalnemu zasięgowi dla poszczególnych obrotów w warunkach standardowych	134
5.12. Zasięg /352 l paliwa zużywalnego/	135
5.13. Zasięg /461 l paliwa zużywalnego/	136
5.14. Zależność prędkości od mocy	137
5.15. Czas, zużycie paliwa, droga przy schodzeniu	138
5.16. Długość lądowania	139
5.17. Długość lądowania na skróconym pasie startowym	140
5.18. Długość lądowania /podwozie wzmocnione/	141
5.19. Długość skróconego lądowania /podwozie wzmocnione/	142
5.20. Długość dobiegu	143
5.21. Długość dobiegu /podwozie wzmocnione/	144





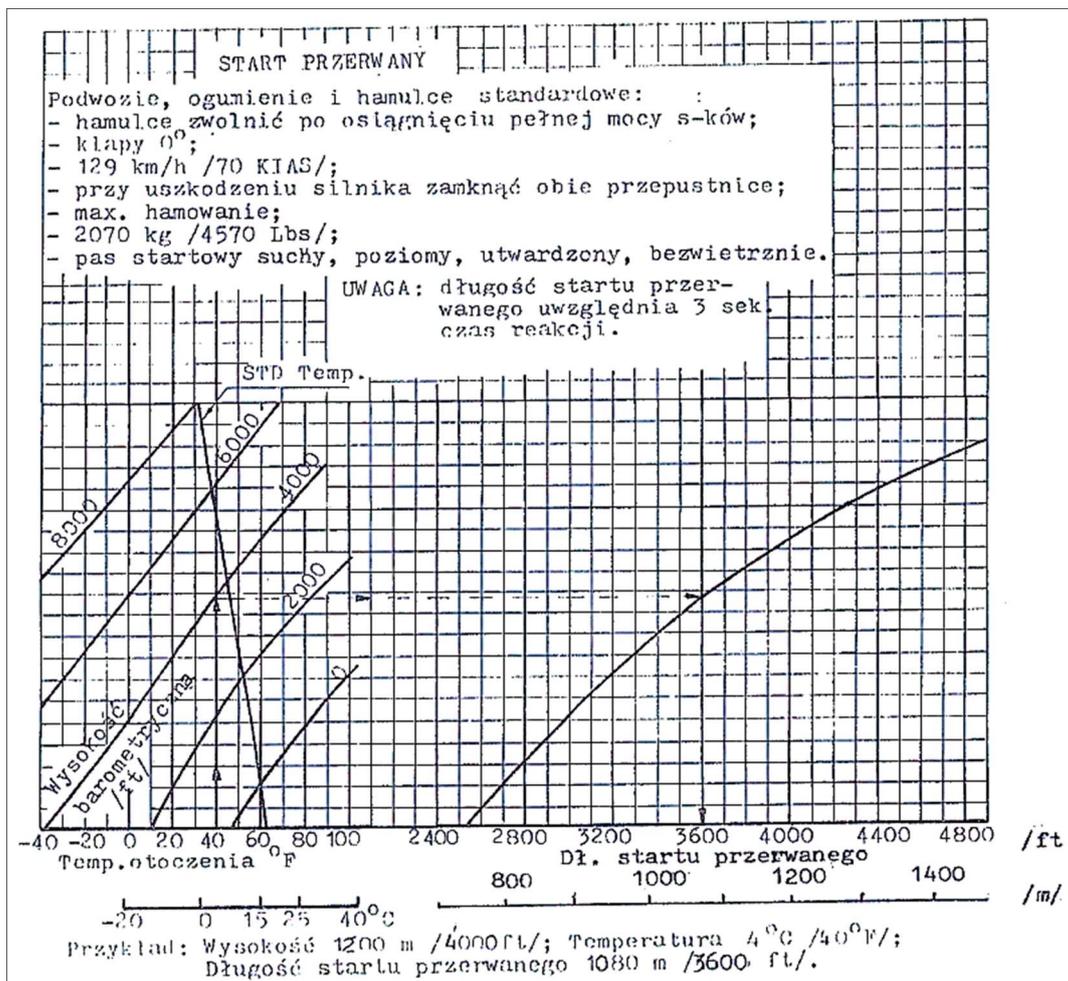
Wykres 5.1. Prędkość poprawiona





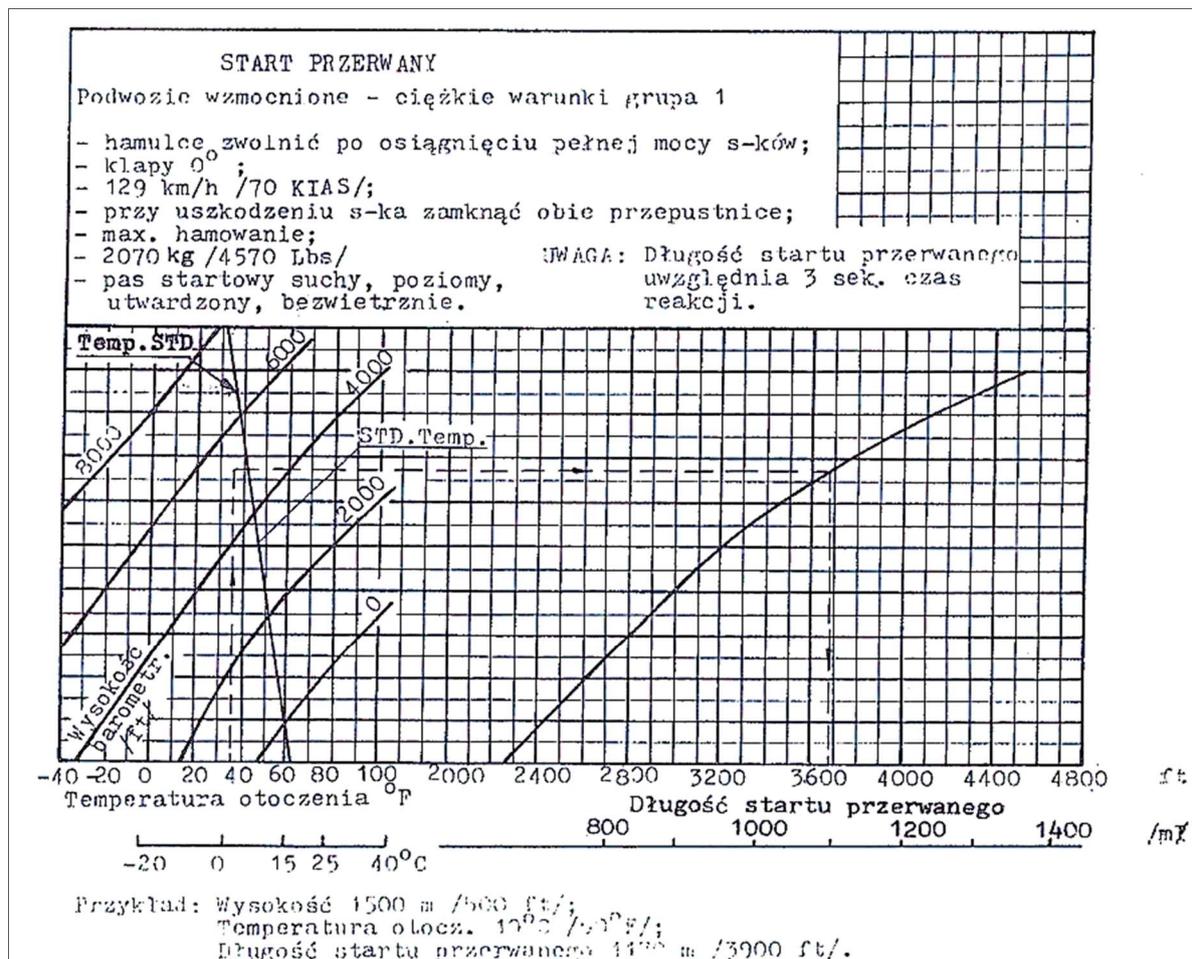
Wykres 5.2. Prędkości przeciągnięcia





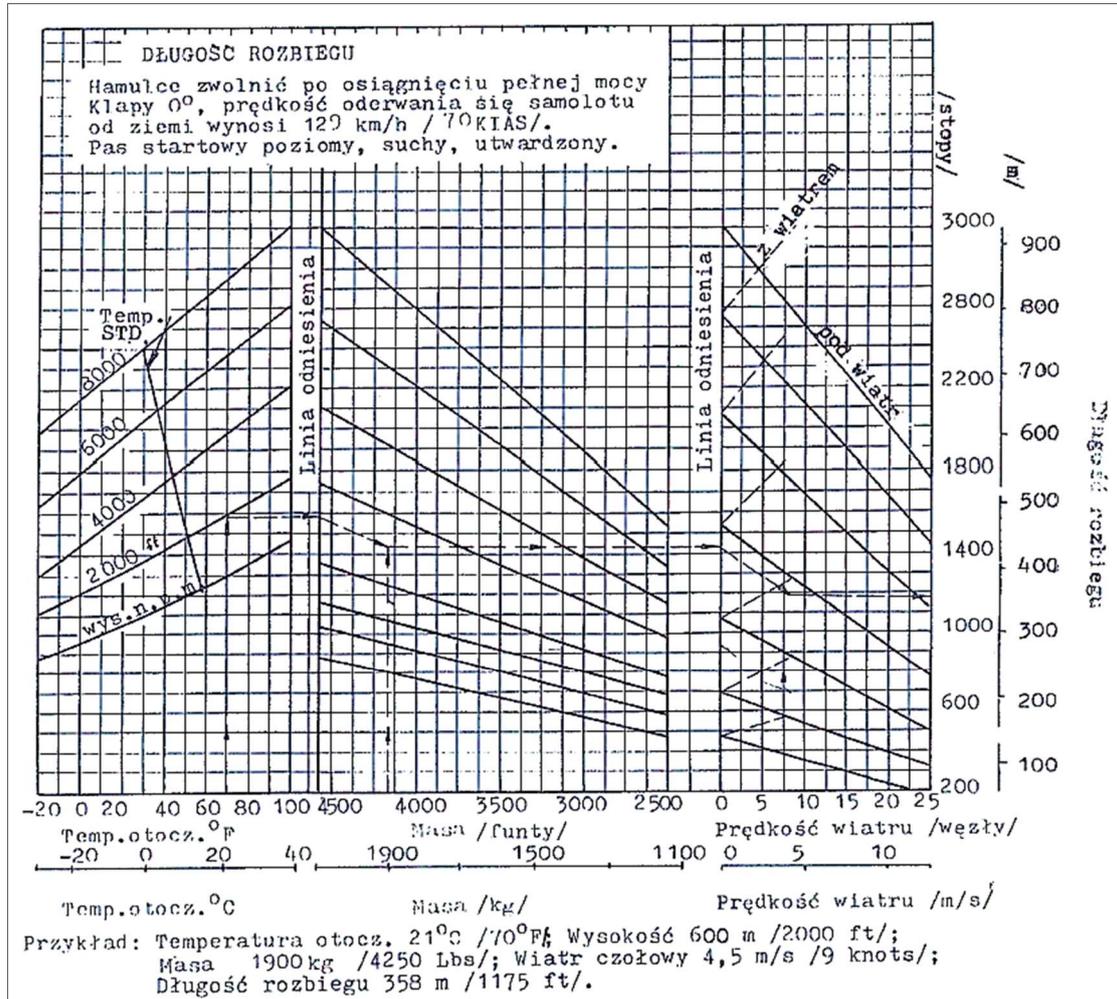
Wykres 5.3. Długość startu przerwano-  
wanego /standard/





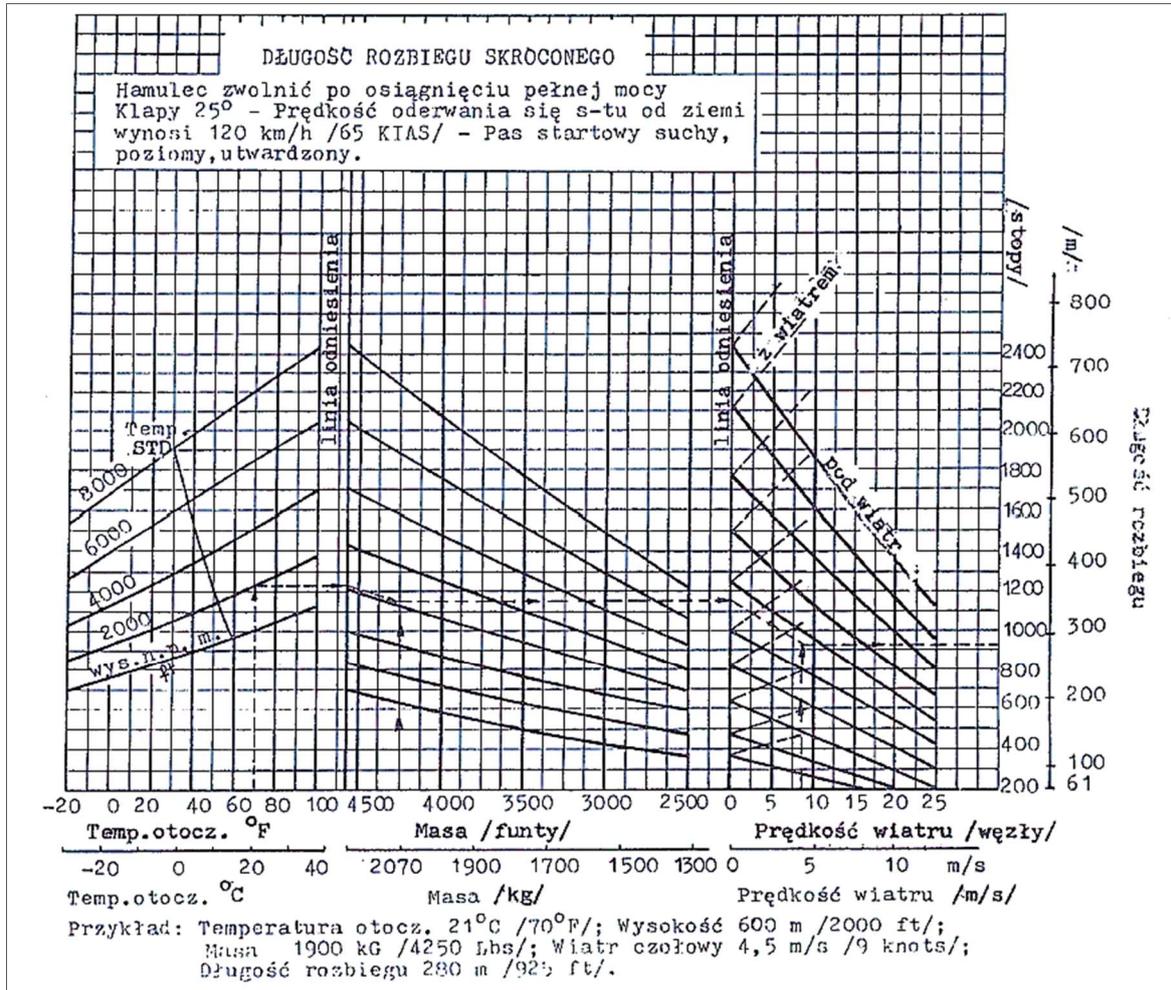
Wykres 5.4. Długość startu przerwano /podwozie wzmocnione/





Wykres 5.5. Długość rozbiegu

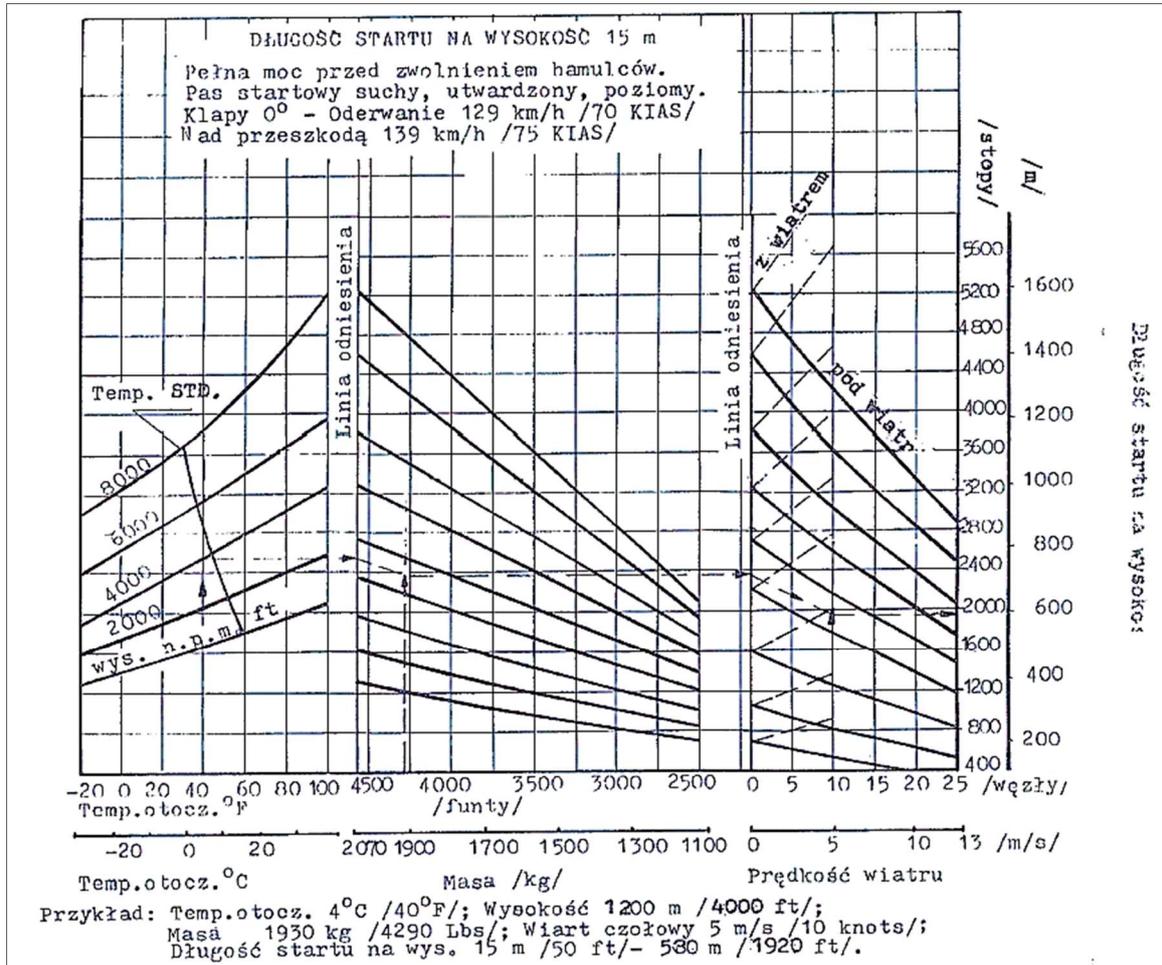




Wykres 5.6. Długość rozbiegu skróconego

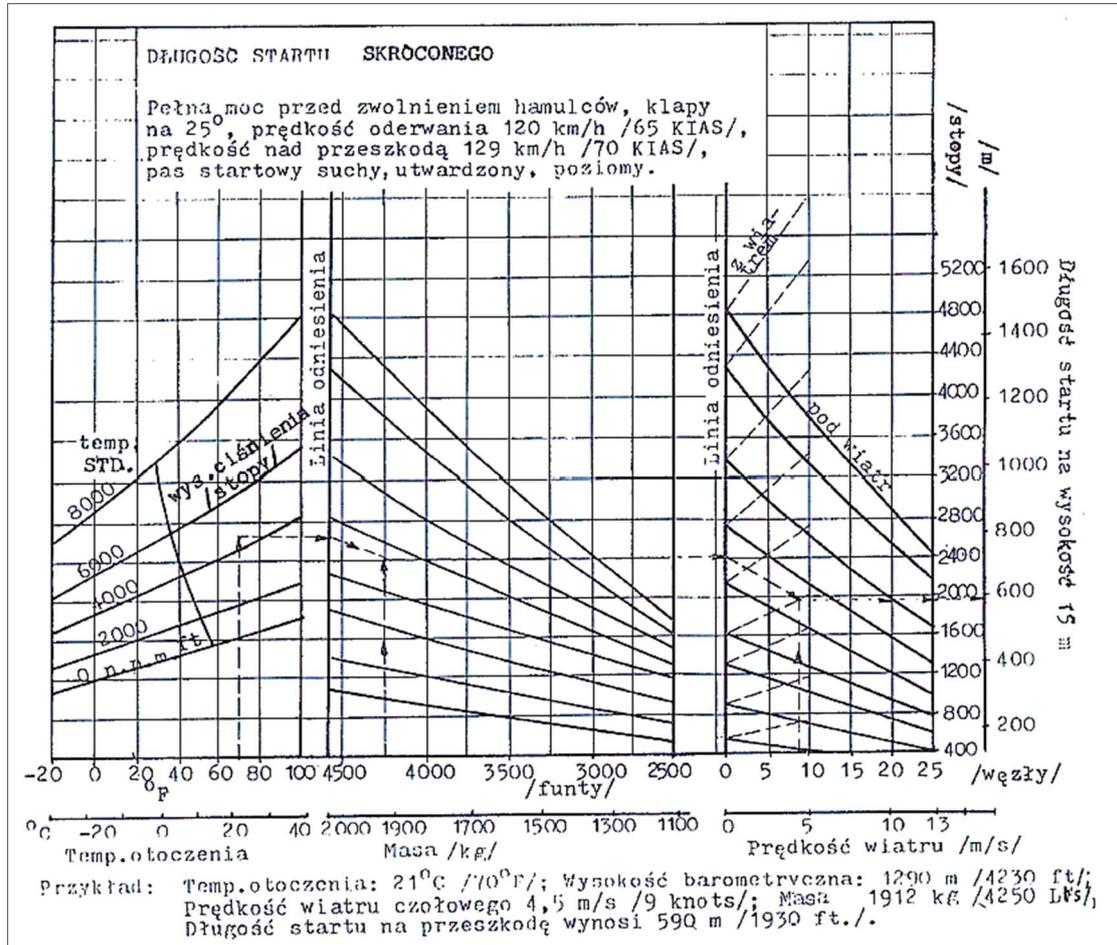






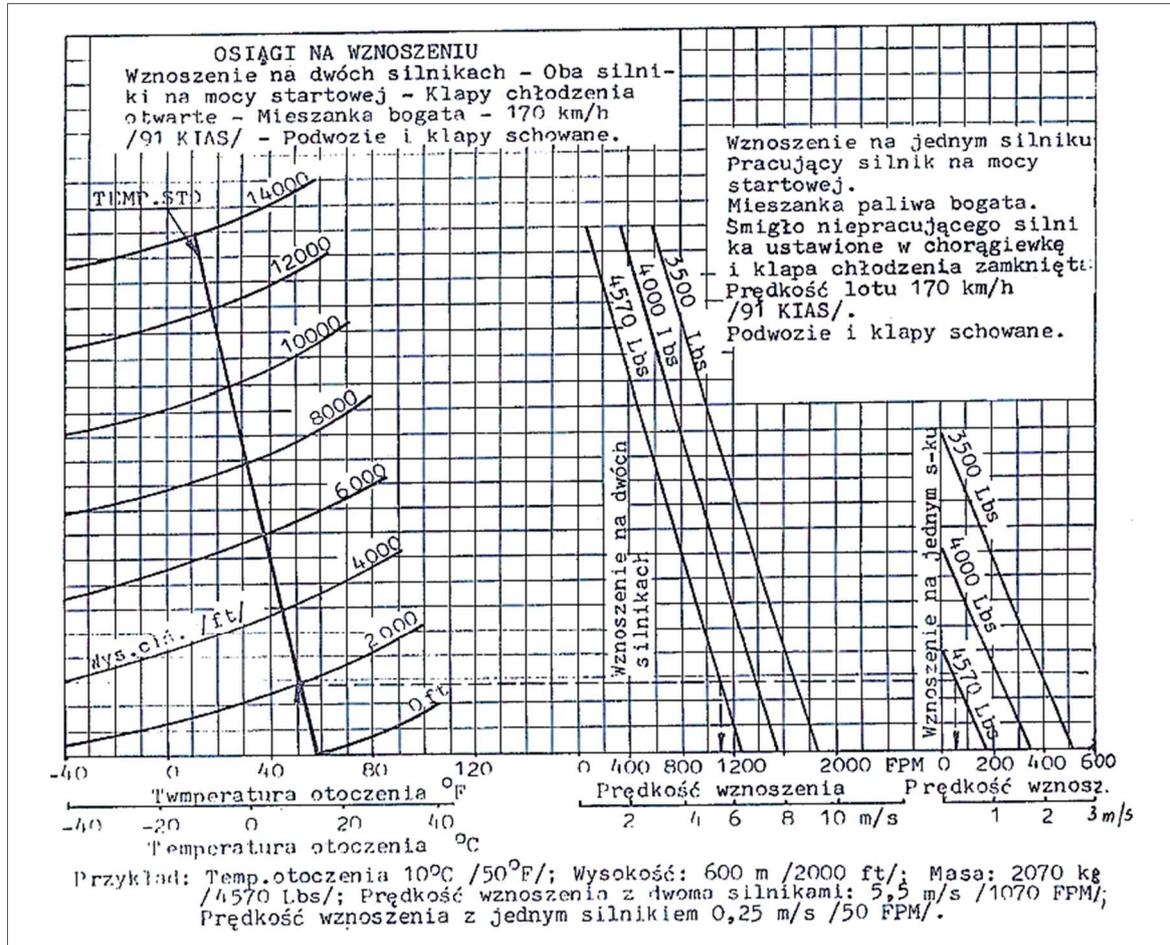
Wykres 5.7. Długość startu





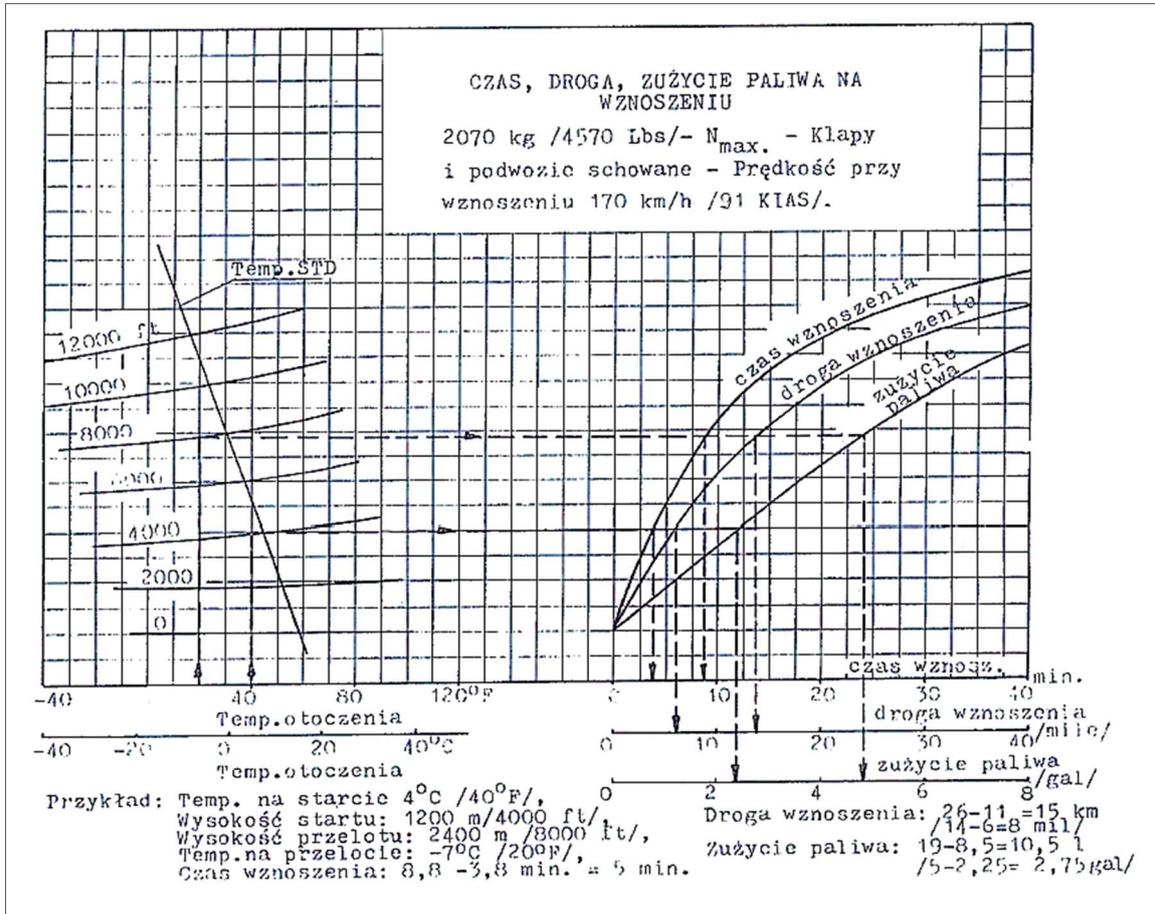
Wykres 5.8. Długość startu skróconego





Wykres 5.9. Osiągi na wznoszeniu





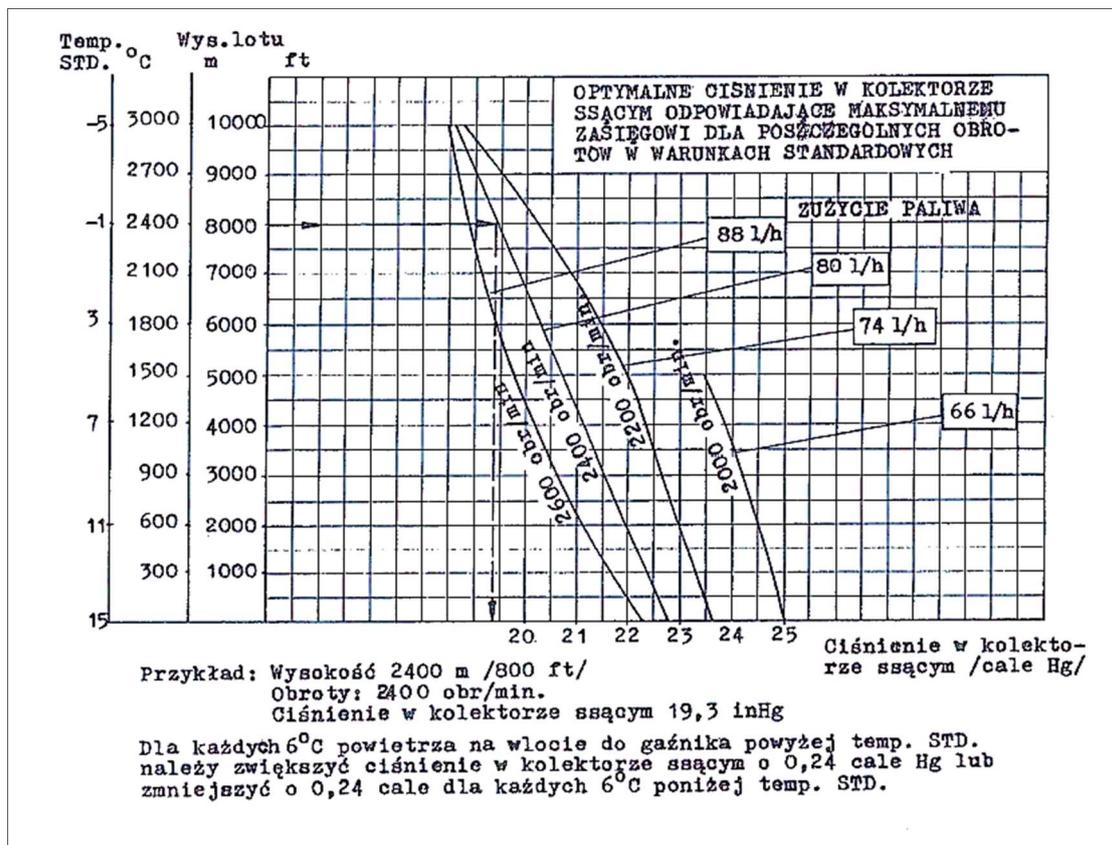
Wykres 5.10. Czas, zużycie paliwa i droga wznoszenia





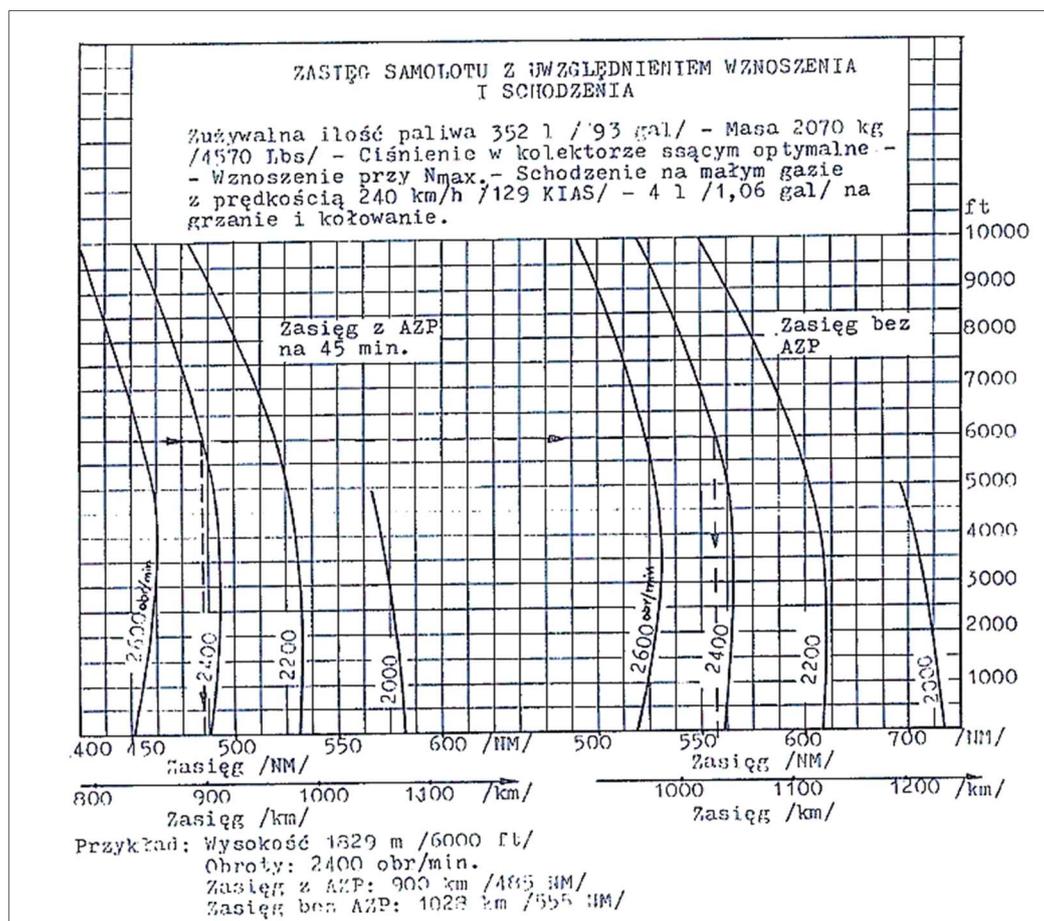
--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





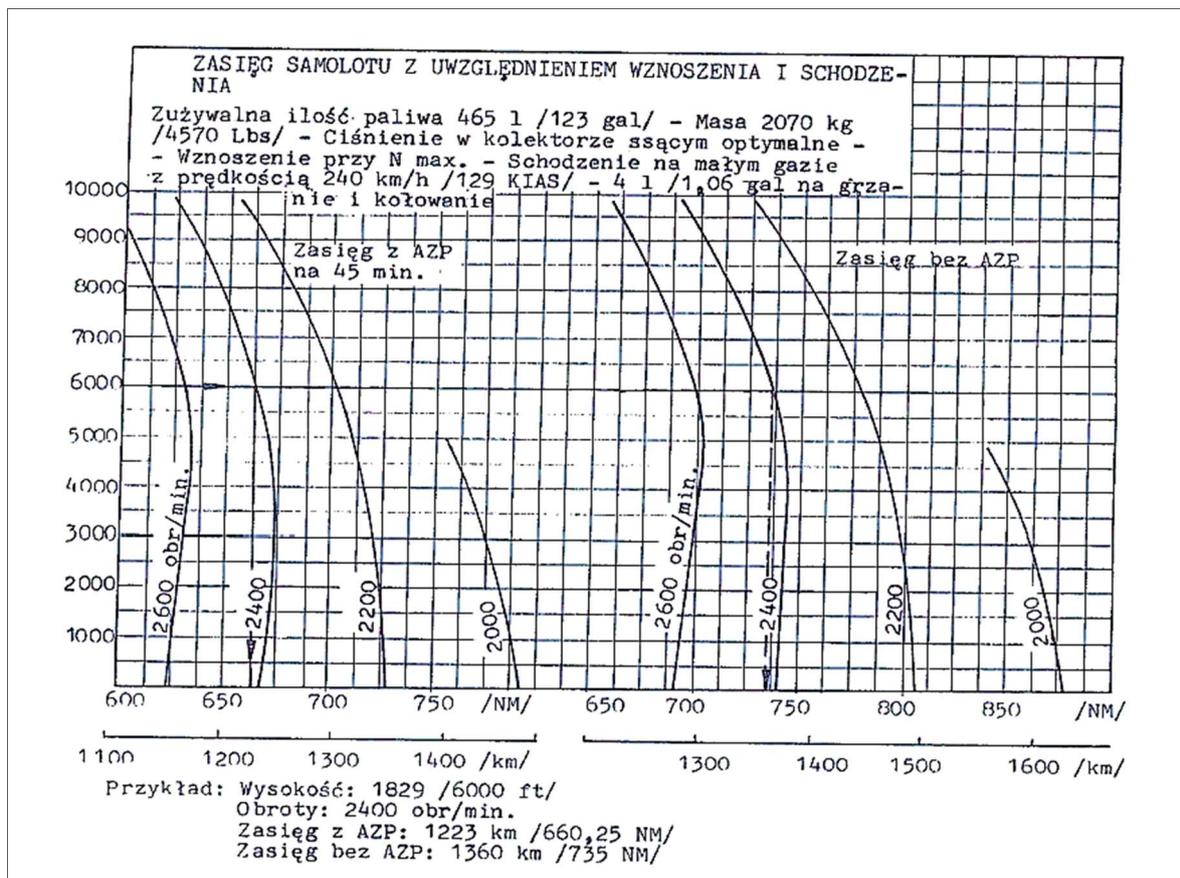
Wykres 5.11. Optymalne ciśnienie w kolektorze ssącym odpowiadające maksymalnemu zasięgowi dla poszczególnych obrotów w warunkach standardowych





Wykres 5.12. Zasięg /352 l paliwa zużywalnego/

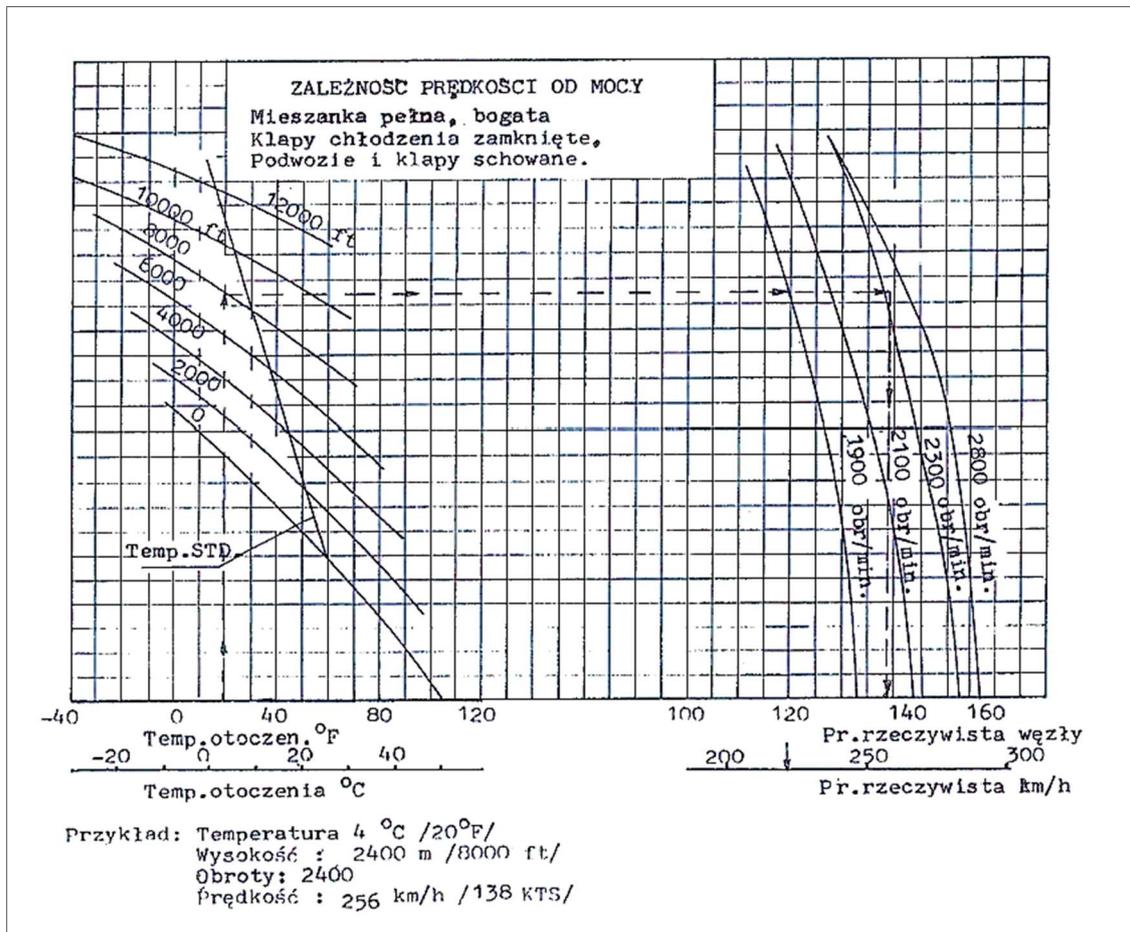




Wykres 5.13. Zasięg /461 l paliwa zużywalnego/

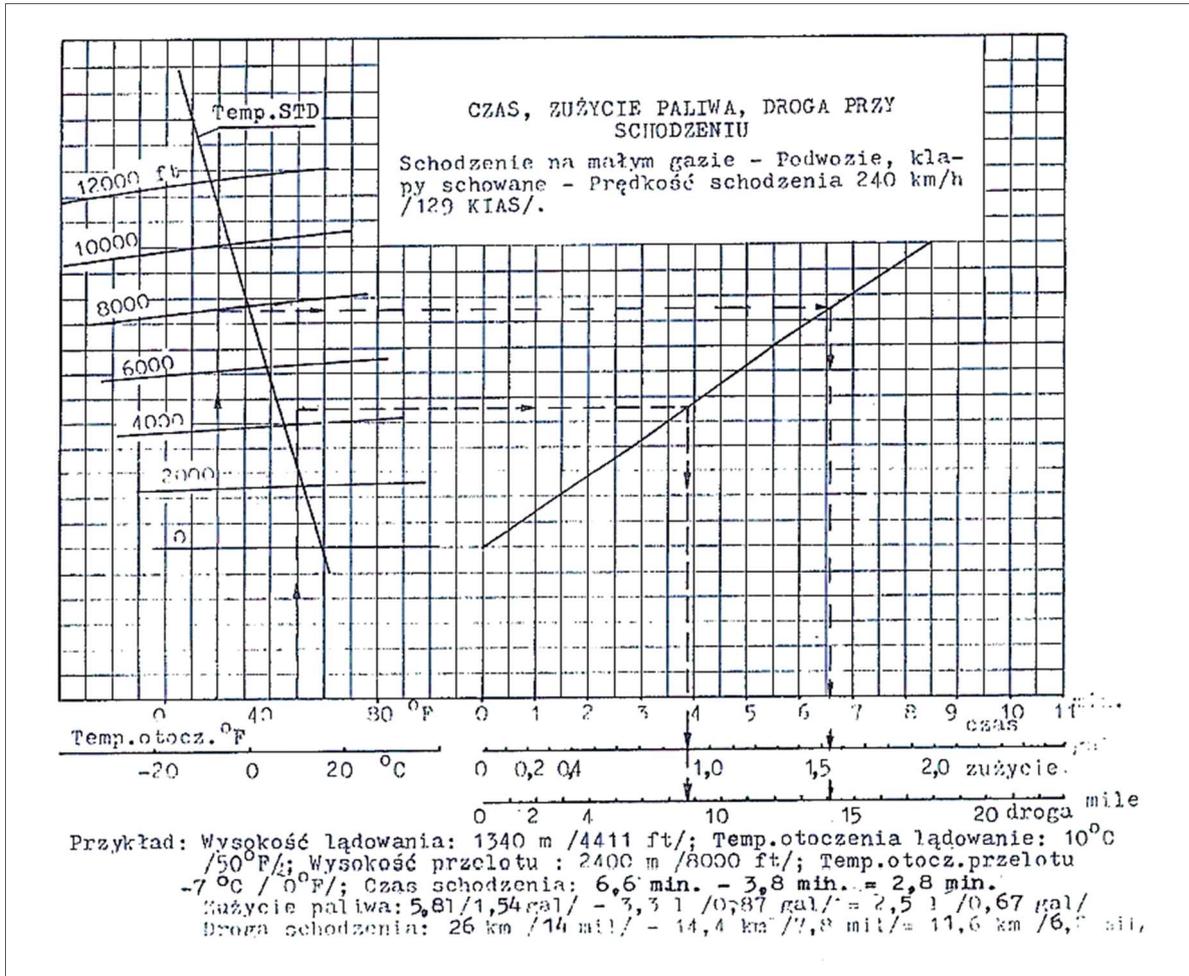






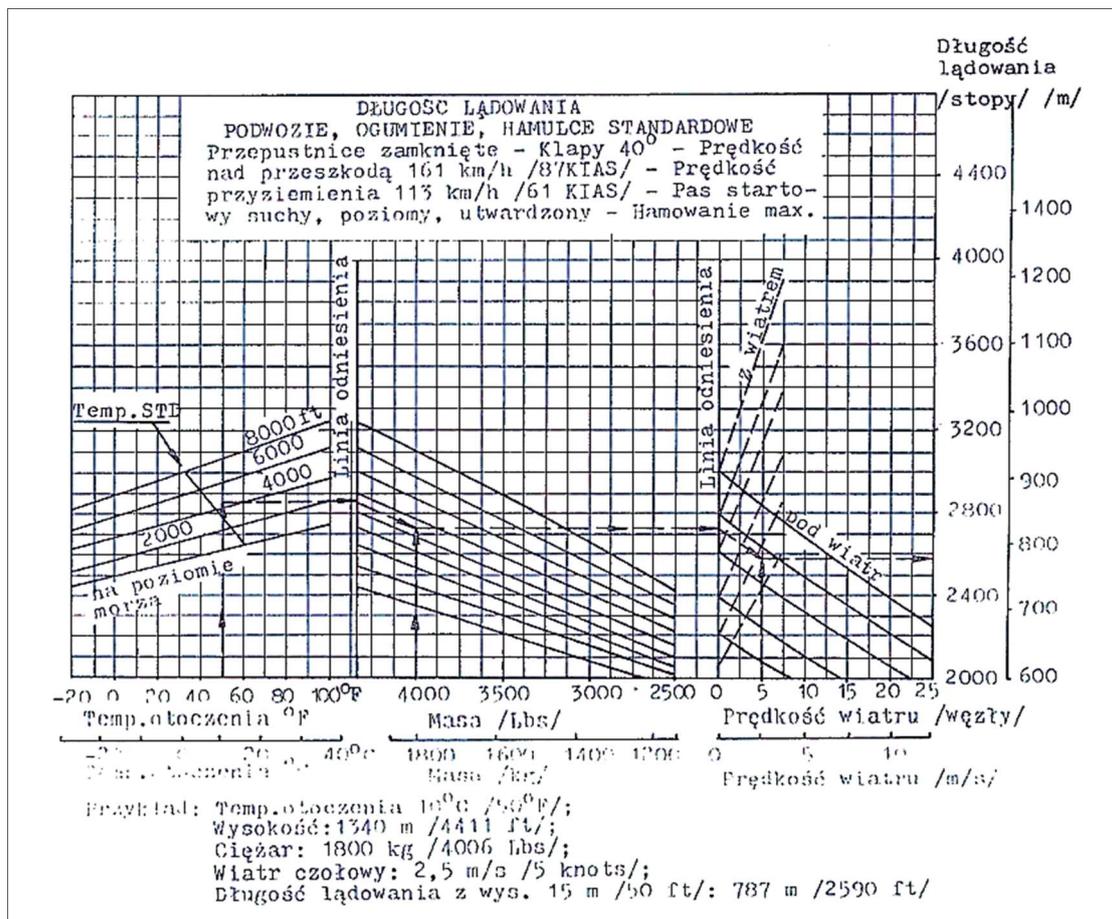
Wykres 5.14. Zależność prędkości od mocy





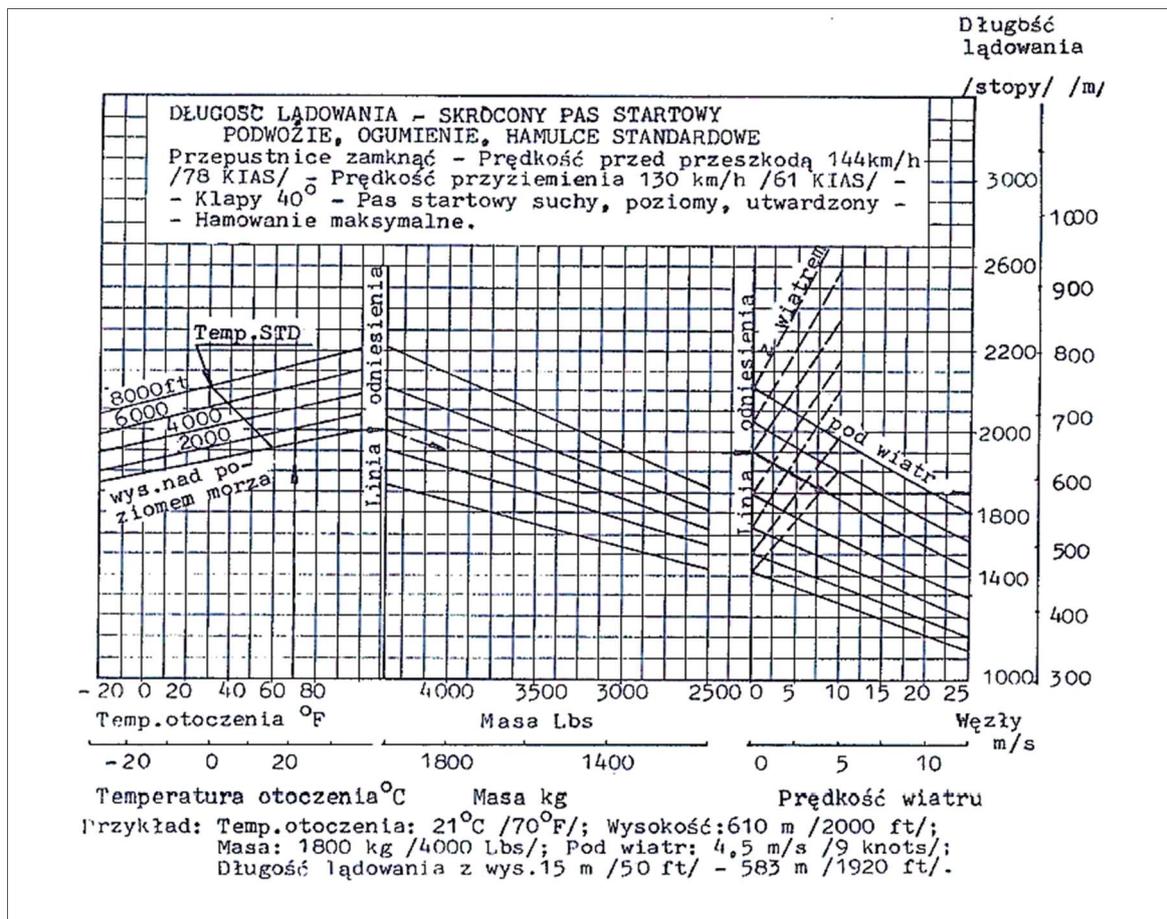
Wykres 5.15. Czas, zużycie paliwa, droga przy schodzeniu





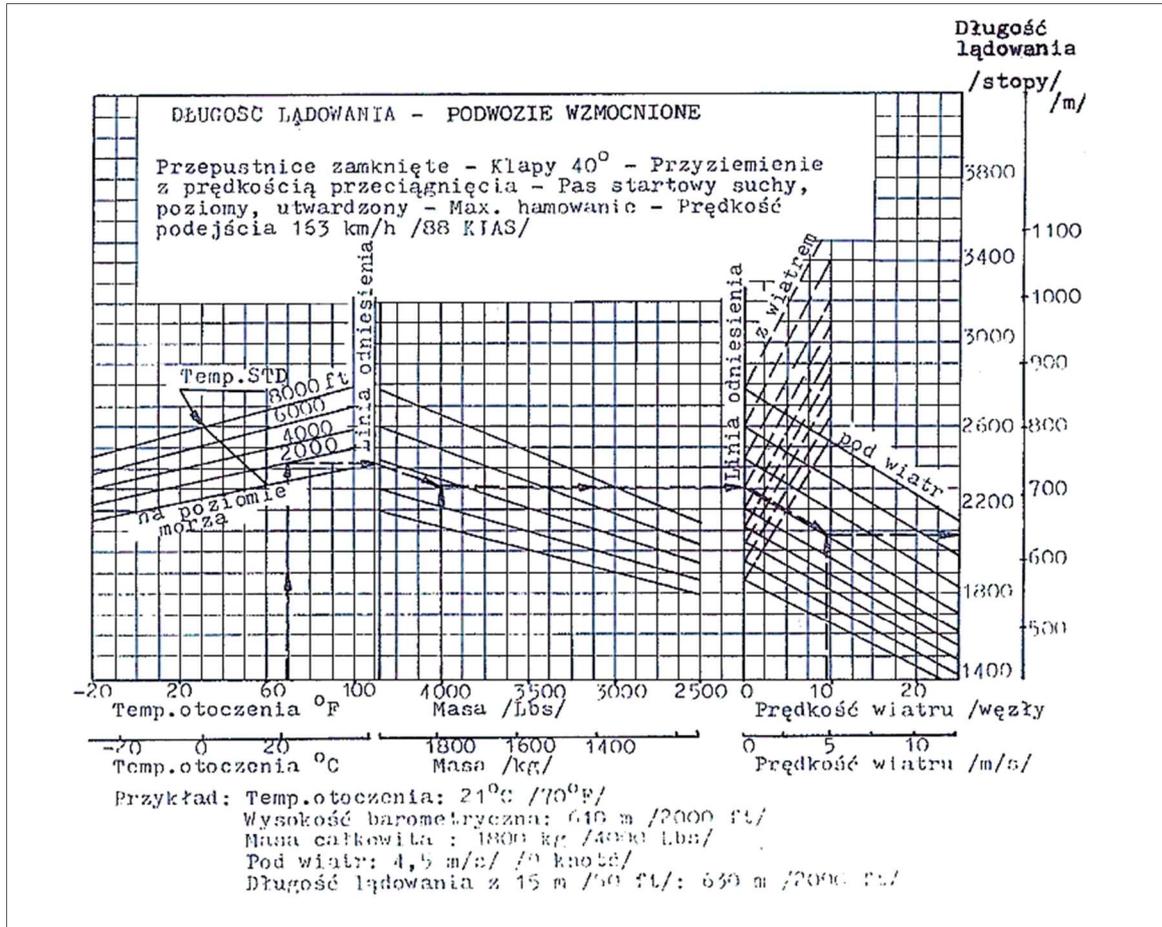
Wykres 5.16. Długość lądowania





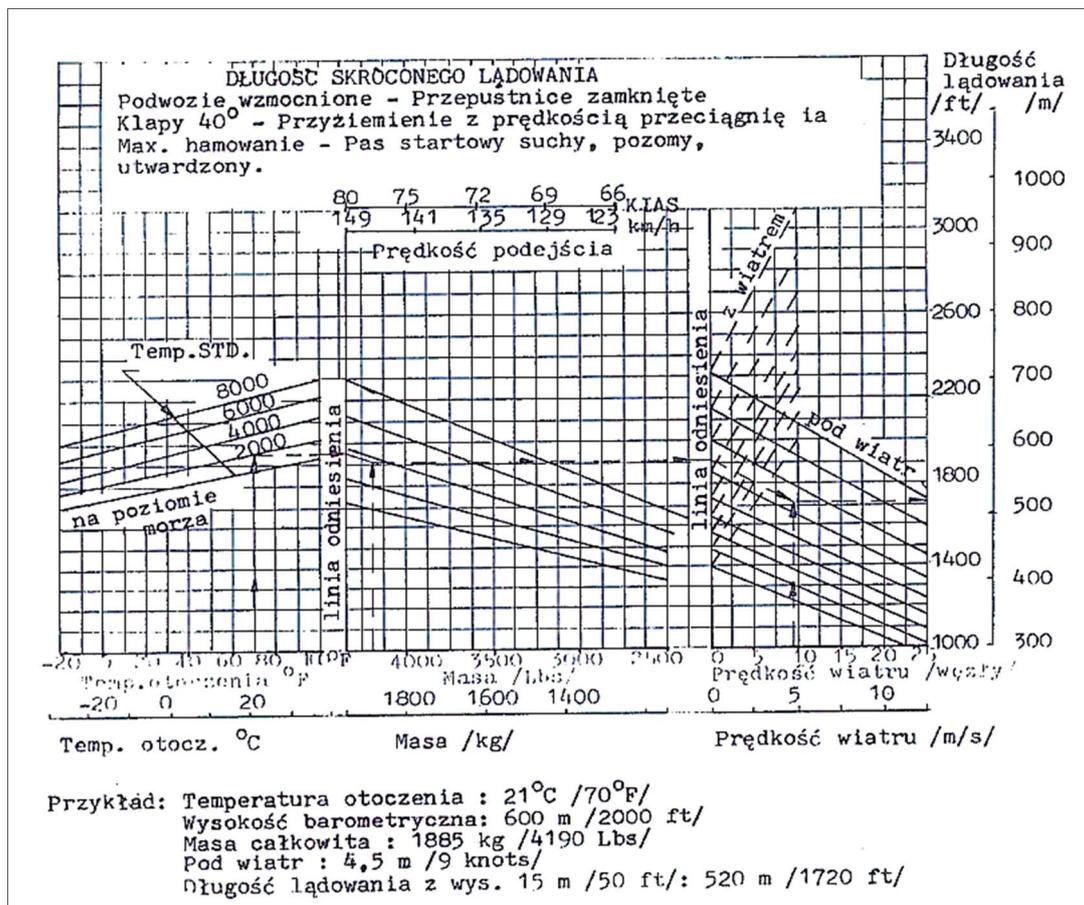
Wykres 5.17. Długość lądowania – skrócony pas startowy





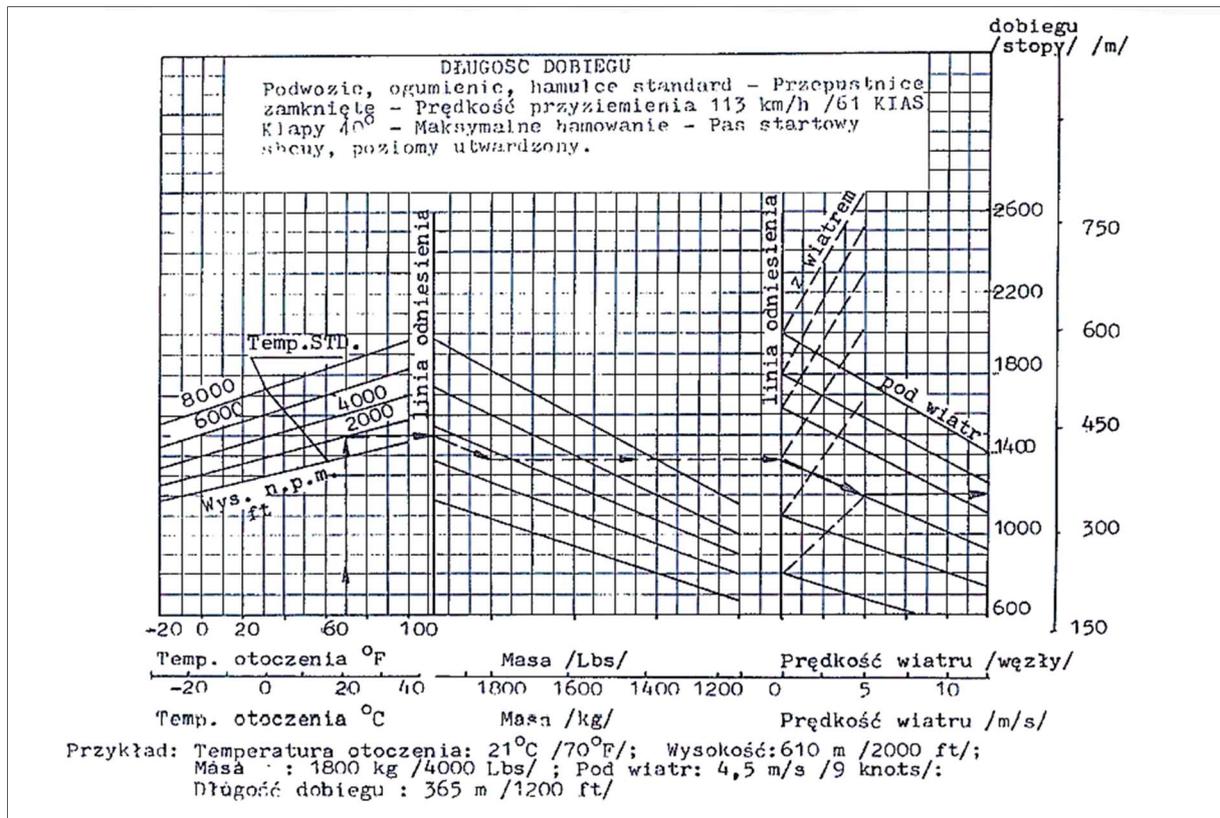
Wykres 5.18. Długość lądowania – podwozie wzmacnione





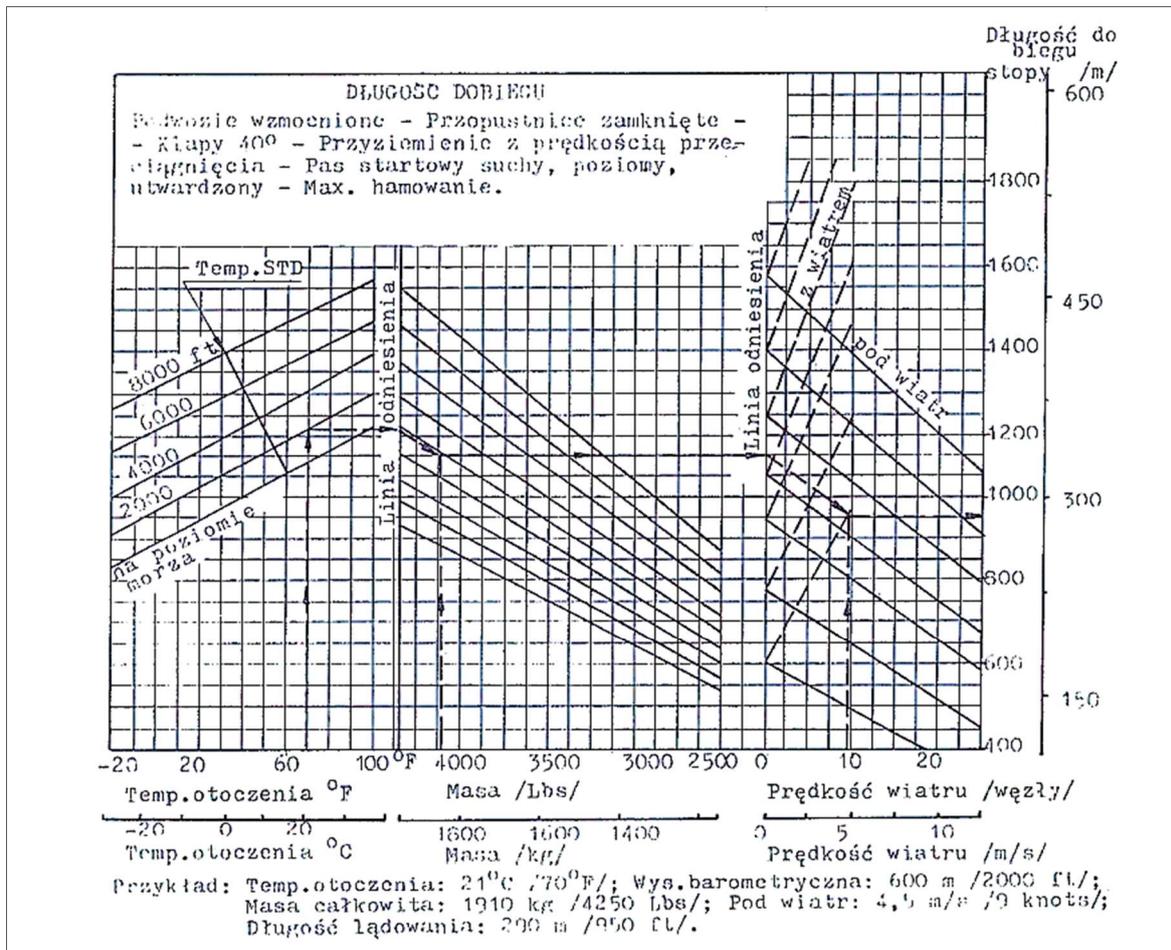
Wykres 5.19. Długość skróconego lądowania /podwozie wzmocnione/





Wykres 5.20. Długość dobiegu





Wykres 5.21. Długość dobiegu – podwozie wzmocnione







--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





## Rozdział 6

# MASA I WYWAŻENIE





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





## ROZDZIAŁ VI

### SPIS TREŚCI

#### MASA I WYWAŻENIE

PODROZDZIAŁ	STRONA
6.1. WSTĘP	150
6.2. WAŻENIE SAMOLOTU	151
6.3. ZAPIS MASY I WYWAŻENIA SAMOLOTU	156
6.4. OGÓLNE ZALECENIA ZAŁADOWANIA SAMOLOTU	163
6.5. WYZNACZENIE MASY I WYWAŻENIA SAMOLOTU DO LOTU	165
6.6. OKREŚLENIE MASY I ŚRODKA CIĘŻKOŚCI ZA POMOCĄ SUWAKA	171
6.7. ZESTAWIENIE WYPOSAŻENIA SAMOLOTU	174
/a/ Śmigło z osprzętem	174
/b/ Silniki	175
/c/ Podwozie i hamulce	175
/d/ Instalacja elektryczna	175
/e/ Przyrządy	176
/f/ Wyposażenie różne	177
/g/ Wyposażenie dodatkowe – podwozie i hamulce	177
/h/ Wyposażenie dodatkowe – instalacja elektryczna	178
/i/ Wyposażenie dodatkowe – przyrządy	178
/j/ Wyposażenie dodatkowe – autopilot Altimatic III C	181
/k/ Wyposażenie dodatkowe – wyposażenie radiowe	181
/l/ Wyposażenie dodatkowe – wyposażenie różne	183
/m/ Zmiana /wzrost/ max masy samolotu z zerową ilością paliwa	187





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





## ROZDZIAŁ 6

### MASA I WYWAŻENIE

#### 6.1. WSTĘP

Masa samolotu oraz położenie środka ciężkości /S.C./ muszą mieścić się w wyznaczonych i zatwierdzonych granicach. Jest to niezbędne dla uzyskania właściwych osiągnięć, bezpieczeństwa i dobrych własności pilotażowych samolotu.

Samolot charakteryzuje się stosunkowo dużym udźwigniem dla swojej klasy oraz dużą elastycznością załadowania. Nie można jednak zabrać na pokład kompletu dorosłych pasażerów przy pełnych zbiornikach paliwa i max. bagażu. Z możliwością elastycznego załadowania wiąże się jednak odpowiedzialność. Pilot przed startem musi się upewnić, że masa samolotu oraz położenie S. C. mieszczą się w dopuszczalnych granicach. Przeciążony samolot będzie miał trudności w każdym przypadku lotu, a szczególnie podczas lądowania w chwili załamania i wytrzymania przed przyziemieniem. Ze wzrostem załadowania samolotu zmniejszają się osiągi w locie po awarii jednego z silników. Położenie S. C. jest decydującym czynnikiem charakterystyk lotniczych. Przy S. C. przesuniętym zbyt daleko do przodu występują trudności z rozbiegiem i dobiegiem. Przy S. C. przesuniętym do tyłu, samolot będzie początkowo miał łatwy rozbieg lecz po oderwaniu i na wznoszeniu będzie zadzierać do góry. Ponadto, przy takich wyważeniach pogarsza się stateczność. W tych warunkach może nastąpić nieprzewidziane przepadnięcie, a nawet korkociąg z którego wyprowadzenie będzie utrudnione, gdyż S. C. przesunie się poza dopuszczalne granice.

Samolot dostarczany jest użytkownikowi po zważeniu, obliczeniu masy pustego samolotu wyposażonego i określeniu położenia S. C. /masa pustego samolotu wyposażonego = masa pustego samolotu standard + wyposażenie dodatkowe/. Znając masę pustego samolotu wyposażonego oraz położenie S.C. pilot może określić masę i położenie S. C. samolotu po załadowaniu /obliczając masę całkowitą i moment/, a następnie sprawdzić czy te parametry mieszczą się w dozwolonym zakresie.

Masa pustego samolotu i położenie S. C. podano w tabeli 6 – 5 /ZAPIS MASY I WYWAŻENIA SAMOLOTU /oraz w tabeli 6 – 7/ REJESTR MASY I WYWAŻENIA/. Wszelkie zmiany masy samolotu, wynikłe z montażu lub demontażu danego elementu wyposażenia, czy też modyfikacji powinny być skorygowane, a nową masę i położenie S. C. należy zapisać w REJESTRZE MASY I WYWAŻENIA.





Użytkownik musi się upewnić, że dane te zostały prawidłowo naniesione.

Kalkulacja masy i wyważenia jest potrzebna dla ustalenia optymalnego rozlokowania pasażerów i bagażu, tak by S. C. znajdował się w dopuszczalnych granicach.

Przed uzupełnieniem paliwa, należy sprawdzić obliczenia, aby nie przeładować samolotu. W dalszej części rozdziału podano formularze stosowane do zapisu masy samolotu po zważeniu, w produkcji, obliczenia samolotu pustego wyposażonego i jego S. C. oraz masy użytecznej. Należy zwrócić uwagę, że do masy użytecznej wliczane są masy: paliwa, oleju, bagażu, ładunku i pasażerów.

W dalszej części rozdziału podano metodę obliczania masy startowej i położenia S. C.

## 6.2. WAŻENIE SAMOLOTU

Przy dostawie samolotu producent podaje /dla każdego egzemplarza/ masę pustego samolotu wyposażonego i położenie S. C. Wartości te podano i zatwierdzono przez IKCSP w Tabeli 6 – 5.

Zabudowa lub demontaż elementu wyposażenia lub przeprowadzona modyfikacja samolotu może wpłynąć na ustaloną masę i położenie S. C. Dla ustalenia masy pustego samolotu wyposażonego i położenia S. C. należy wykonać następujące czynności:

/a/ Przygotowanie:

/1/ Upewnić się, że wszystkie pozycje podane w wykazie wyposażenia samolotu są zabudowane na właściwym miejscu.

/2/ Oczyszczyć samolot z brudu, smaru, wody oraz usunąć zbędne elementy takie jak szmaty i narzędzia.

/3/ Opróżnić zbiorniki paliwa. Otworzyć krany zlewowe do momentu zlania paliwa. Resztę paliwa zużyć przez uruchomienie silnika i jego pracę do momentu zatrzymania. Dodać do zbiorników 19 litrów paliwa (9,5 l na każde skrzydło).

/4/ Napełnić /uzupełnić/ instalację olejową silnika.

/5/ Fotele pilotów powinny być ustawione na czwartym wycięciu w tył od przedniego położenia. Schować klapy i ustawić płaszczyzny sterowania samolotem w położenie neutralne. Drążek holowniczy powinien znajdować się na właściwym miejscu. Wszystkie drzwi wejściowe i bagażowe powinny być zamknięte.





/6/ Samolot należy ważyć w pomieszczeniu zamkniętym, aby uniknąć błędów w odczycie wskazań na skutek wiatru.

/b/ Poziomowanie

/1/ Po ustawieniu samolotu na wagach, zablokować tłoki amortyzatorów podwozia głównego w pozycji całkowicie wysuniętej.

/2/ Ustawić poziomice wzdłuż linii poziomowania samolotu /rys. 6 – 3/. Regulując ciśnienie w przednim ogumieniu wypoziomować samolot.







--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





/c/ Ważenie – Masa samolotu pustego wyposażonego.

/1/ Przy samolocie wypoziomowanym i zwolnionych hamulcach zanotować wskazania każdej z wag.

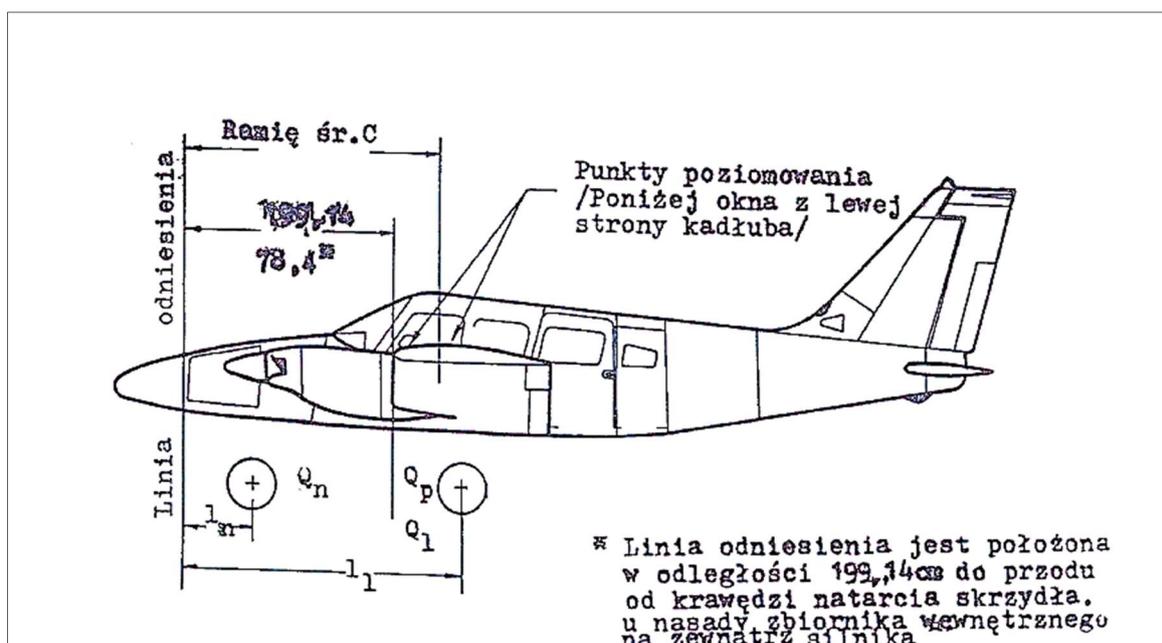
Od każdego z odczytów odjąć wagę tara /jeżeli występuje/.

Położenie wagi i symbol	Odczyt wagi	Tara	Waga netto
Koło przednie / $Q_N$ /			
Koło główne / $Q_P$ /			
Koło przednie lewe / $Q_L$ /			
Masa pustego samolotu wyposażonego po zważeniu / $Q$ /	-----	-----	

TABELA 6 – 1. ZAPIS WAŻENIA SAMOLOTU

/d/ Położenie S.C. dla masy samolotu pustego wyposażonego.

/1/ Poniższa geometria dotyczy samolotu PZM M20 “MEWA”, wyposażonego zgodnie z pkt. 6.2. /b/



Rys. 6.3 SCHEMAT POZIOMOWANIA SAMOLOTU





/2/ S. C. dla masy samolotu pustego wyposażonego /po zważeniu wraz z wyposażeniem dodatkowym, pełną ilością oleju i niezużywalnym paliwem/ określa się wg poniższego wzoru:

$$\text{ramię S. C.} = \frac{Q_n l_n + Q_L + Q_P}{Q} \text{ /cm/}$$

gdzie:  $Q = Q_N + Q_L + Q_P$





### 6.3. ZAPIS MASY I WYWAŻENIA SAMOLOTU

Masę samolotu pustego wyposażonego, położenie S. C. oraz masę użyteczną podano w formularzu 6 – 3 /przed dostarczeniem samolotu Użytkownikowi/. Wartości te tylko dotyczą samolotu z wyszczególnionym numerze seryjnym i rejestracyjnym. Ponadto masę samolotu pustego wyposażonego dostarczonego z zakładu wpisano do Tabeli 6 – 7. REJESTR MASY I WYWAŻENIA. Tabela ta jest stosowana do zapisu bieżącej wartości masy samolotu pustego wyposażonego po modyfikacji. Każda zmiana wyposażenia lub modyfikacja wpływająca na zmianę masy lub wartości momentu musi być w tej tabeli odnotowana.





PZL M20 MEWA

Nr seryjny samolotu 1 AM002–13

Nr rejestracyjny S P – K F E

Data 1995.05.11

MASA PUSTEGO SAMOLOTU WYPOSAŻONEGO

Pozycja	Masa kg	Ramię S. C. /z tyłu od linii odniesienia w cm	Moment /kgcm/
Masa pustego samolotu standard *obliczona	1399	217,7	
Wyposażenie dodatkowe			
Masa samolotu pustego wyposażonego			

\*/ Masa samolotu pustego standard włącznie z pełną ilością oleju i 19 l paliwa niezużywanego.

MASA UŻYTECZNA SAMOLOTU – NORMALNA KATEGORIA UŻYTKOWA

/Masa max./ – /Masa pustego samolotu wyposażonego/ = masa użyteczna /2070 kg/ – / / =

MASA PUSTEGO SAMOLOTU WYPOSAŻONEGO. S. C. I MASA UŻYTECZNA DOTYCZY SAMOLOTU DOSTARCZONEGO UŻYTKOWNIKOWI BEZPOŚREDNIO Z WYTWÓRNI. W PRZYPADKU ZMIAN PARAMETERÓW WYNIKŁYCH Z EKSPLOATACJI NALEŻY WPROWADZIĆ POPRAWKI W OPARCIU O AKTUALNE DOKUMENTY.

Rys. 6 – 5. ZAPIS MASY I WYWAŻENIA SAMOLOTU





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





PROTOKÓŁ WAŻENIA SAMOLOTU

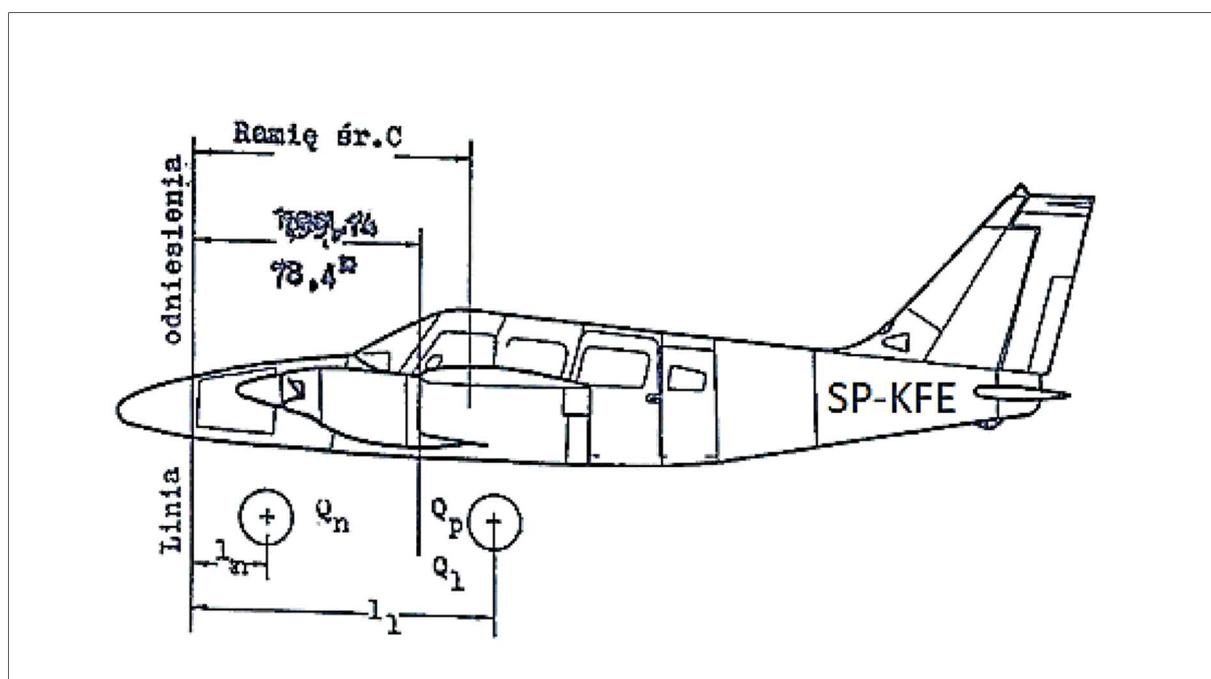
M20 “MEWA”

Data: 16.02.2002

Miejsce: WARSZAWA

Nr fabr.: 1AH002-13

Znaki: SP – KFE



Położenie wagi i symbol	Odczyt wagi	Tara	Waga netto
Koło przednie (Q <sub>n</sub> )	405	0	405
Koło główne prawe (Q <sub>p</sub> )	470,84	0	470,84
Koło przednie lewe (Q <sub>l</sub> )	506,6	0	506,6
Masa pustego samolotu wyposażonego po zważeniu (Q)	1382,44	–	1382,44

$$\frac{Q_n \times L_n + (Q_l + Q_p) \times L_1}{Q} = \frac{405 \times 49 + 977,44 \times 273}{1382,44} = \frac{19845 + 266841,112}{1382,44} = 207,37689$$





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---











#### 6.4. OGÓLNE ZALECENIA ZAŁADOWANIA SAMOLOTU.

Poniżej podano wskazówki dotyczące załadowania samolotu w zależności od ilości przewożonych osób. Po załadowaniu samolotu należy upewnić się /korzystając z nomogramu wyważenia, wykresów, tabel/, że masa i położenie S. C. znajdują się w dopuszczalnych granicach.

##### PRZYPADKI ZAŁADOWANIA:

/a/ Tylko pilot

/b/ 2 osoby – pilot i pasażer z przodu.

Dla tych przypadków należy najpierw załadować całkowicie tylny bagażnik. Bez tylnego bagażu, ilość paliwa może być ograniczona przez przednią granicę położenia S. C. dla pewnych kombinacji wyposażenia dodatkowego.

/c/ 3 osoby – 2 z przodu, 1 w środku

/d/ 4 osoby – 2 z przodu, 2 w środku.

W tych przypadkach załadować najpierw tylny bagażnik. Ilość bagażu w przednim bagażniku może być ograniczona przez przednią granicę położenia S. C. Bez tylnego bagażu, ilość paliwa może być ograniczona przez przednią granicę położenia S. C. dla niektórych kombinacji wyposażenia dodatkowego.

/e/ 5 osób – 2 osoby z przodu, 2 w środku, 1 z tyłu

Należy wyznaczyć optymalne położenie dla bagażu.

/f/ 5 osób – 1 z przodu, 2 w środku, 2 z tyłu

Najpierw załadować przedni bagażnik. Ilość bagażu i paliwa mogą być ograniczone tylną granicą położenia S. C.

/g/ 6 osób – 2 z przodu, 2 w środku, 2 z tyłu

Przy tej ilości pasażerów paliwa i bagaż są ograniczone krzywą obwiedni położenia S. C. Najpierw załadować całkowicie przedni bagażnik.

/h/ 7 osób – 2 z przodu, 3 w środku, 2 w tyle

Ilość paliwa i bagażu jest ograniczona przez krzywą obwiedni położenia S. C.





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





Dla każdej konfiguracji samolotu, pilot odpowiedzialny za upewnienie się, że masa samolotu i położenie S.C. podczas lotu pozostają w wyznaczonych granicach.

#### 6.5. WYZNACZENIE MASY I WYWAŻENIA SAMOLOTU DO LOTU

/a/ Dla masy samolotu pustego wyposażonego dodać masy wszystkich elementów załadowanych.

/b/ Na podstawie rys. 6 – 13 /WYKRES ZAŁADOWANIA/ wyznaczyć moment wszystkich elementów przewożonych samolotem.

/c/ Dodać elementy wszystkich elementów przewożonych do momentu masy samolotu pustego wyposażonego.

/d/ Sumę momentów podzielić przez sumę mas dla określenia położenia S. C.

/e/ Na podstawie wyników z pkt. /1/ i /d/ zaznaczyć punkt na rys. 6 – 15 /OBWIEDNIA S.C./. Jeżeli punkt ten wypadnie w zakresie obwiedni S. C. to załadowanie samolotu spełnia wymagania.





	Masa kg	Ramię z tyłu od linii odnies. /cm/	Moment masy /kgcm/
Samolot pusty wyposażony	1388	216,9	301057
Pilot z pasażerem z przodu	155	217,2	33232
Pasażerowie / fotele środkowe /*	38	300,0	11400
Pasażerowie / fotele środkowe /**		302,5	
Pasażerowie /fotele tylne/	153	400,3	61246
Pasażer siedzenie przejściowe		300	
Bagaż /przód/		57,1	
Bagaż /tył/		453,9	
Masa z zerowym paliwem /max. 1810 kg/ Patrz str. 6–33	1733	234,6	406562
Paliwo /352 l max./			
Paliwo /4651 l max./ zbiorniki dod.	332	237,7	78916
Masa całkowita /startowa/	2070	235,4	487278

S.C. w tym przykładzie załadowania znajduje się 235,2 cm z tyłu od linii odniesienia. Punkt ten 235,2 cm nanieść na obwiednię środka ciężkości. Ponieważ punkt ten mieści się w zatwierdzonych granicach załadowania spełnia wymagania.

UŻYTKOWNIK I PILOT SĄ ODPOWIEDZIALNI ZA UPEWNIENIE SIĘ, ŻE MASA I POŁOŻENIE S. C. SAMOLOTU PODCZAS LOTU ZNAJDUJĄ SIĘ W DOPUSZCZALNYCH ZAKRESACH.

Rys. 6 – 9. PRZYKŁAD ZAŁADOWANIA SAMOLOTU /KATEGORIA NORMALNA/

\* wersja samolotu z fotelami zwróconymi do przodu

\*\* wersja z fotelami zwróconymi do tyłu





	Masa kg	Ramię z tyłu od linii odnieś. /cm/	Moment masy /kgcm/
Masa samolotu pustego wyposażonego			
Pilot i pasażer z przodu		217,2	
Pasażerowie /fotele środkowe/		300,0	
Pasażerowie /fotele środkowe/		302,5	
Pasażerowie /fotele tylne/		400,3	
Pasażer /fotel przejściowy/		300	
Bagaż /przód/		57,1	
Bagaż /tył/		453,9	
Masa z zerowym paliwem /max. 1810 kg/ Patrz str. 187			
Paliwo /352 l max./ Paliwo /4651 l max./ zbiorniki dod.		237,7	
Masa całkowita /startowa/			

Całkowita masa samolotu oraz położenie S. C. muszą się mieścić w dopuszczalnych granicach. Za właściwe załadowanie jest odpowiedzialny użytkownik oraz pilot samolotu.

Położenie S. C. samolotu pustego wyposażonego podano na rys, 6 – 5 ZAPIS MASY I WYWAŻENIA SAMOLOTU. Jeżeli masa uległa zmianie, to odpowiednia adnotacja znajduje się w tabeli 6 – 7 /REJESTR MASY I WYWAŻENIA/.

Rys. 6 – 11. FORMULARZ ZAPISU MASY I POŁOŻENIE S. C. W ZALEŻNOŚCI OD ZAŁADOWANIA SAMOLOTU.

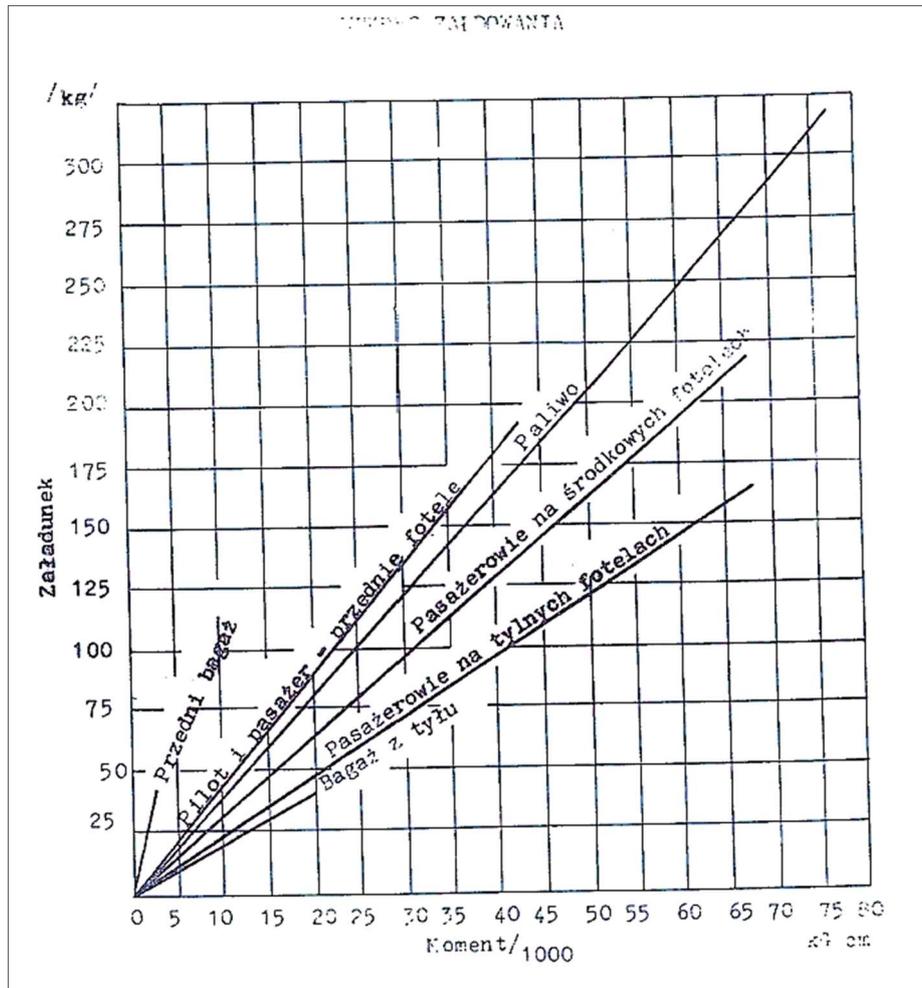




--- Strona celowo pozostawiona pusta ---

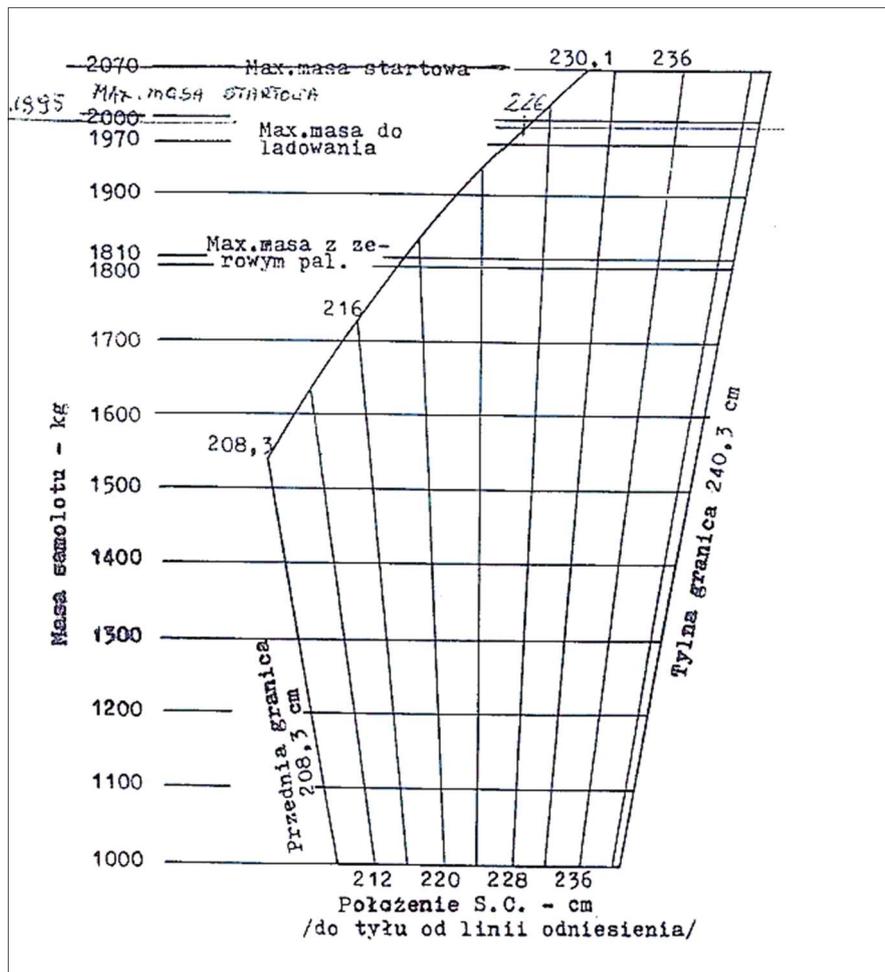






Rys. 6 – 13. Wykres załadowania





Rys. 6 – 15. Obwiednia środka ciężkości.

Zmiana momentu związanego ze schowaniem podwozia wynosi 36,5 kGcm





## 6.6. OKREŚLENIE MASY I ŚRODKA CIĘŻKOŚCI SAMOLOTU ZA POMOCĄ SUWAKA

Suwak przystosowany jest do umożliwienia pilotowi dogodnego i szybkiego:

/a/ określenia całkowitej masy i położenia środka ciężkości

/b/ zdecydowania jak przenieść ładunek, o ile pierwotne załadowanie, nie mieściło się w dopuszczalnej obwiedni środka ciężkości.

Suwak umożliwia użytkownikowi dodawać graficznie masy i odpowiadające im momenty. Rezultat dodawania lub dysponowania masą użyteczną, może być z łatwością dostrzegalna. Suwak nie uwzględnia jednak położenia gdy ładunek umieszczony jest w innych miejscach niż fotele lub też przedziały bagażowe.

Zwięzła instrukcja użytkowania, podana jest na suwaku. Posługując się nim, należy zaznaczyć na siatce punkt określający masę samolotu pustego wyposażonego i S. C. samolotu. Położenie tego punktu jest stałe do czasu modyfikacji samolotu. Następnie, na tym punkcie ustawić zero masy jednej z sześciu szczelin. Wzdłuż szczeliny pociągnąć ołówkiem kreskę. Następnie ustawić zero masy drugiej szczeliny na końcu tej linii i pociągnąć linię odpowiadającą masie, która zostanie umieszczona na drugim miejscu.

Po wykreśleniu w ten sposób poszczególnych mas, ostateczny koniec, odcinkowej linii, umiejscowi całkowitą masę i położenie S. C. samolotu do startu. O ile punkt ten nie mieści się w dopuszczalnej obwiedni, koniecznym będzie zmniejszenie ilości paliwa, bagażu lub pasażerów, albo też przemieszczenie bagażu i pasażerów, celem otrzymania ostatecznego punktu mieszczącego się w obwiedni załadowania.

Zużycie paliwa, jak również położenie podwozia, nie ma znaczącego wpływu na S. C. samolotu.

### PRZYKŁAD ZAŁADOWANIA

Przykład użycia suwaka.

Przyjmujemy masę samolotu pustego 1285 kg i odpowiednie położenie S. C. 212 cm. Planowany jest przewóz 5 osób oraz pilota.

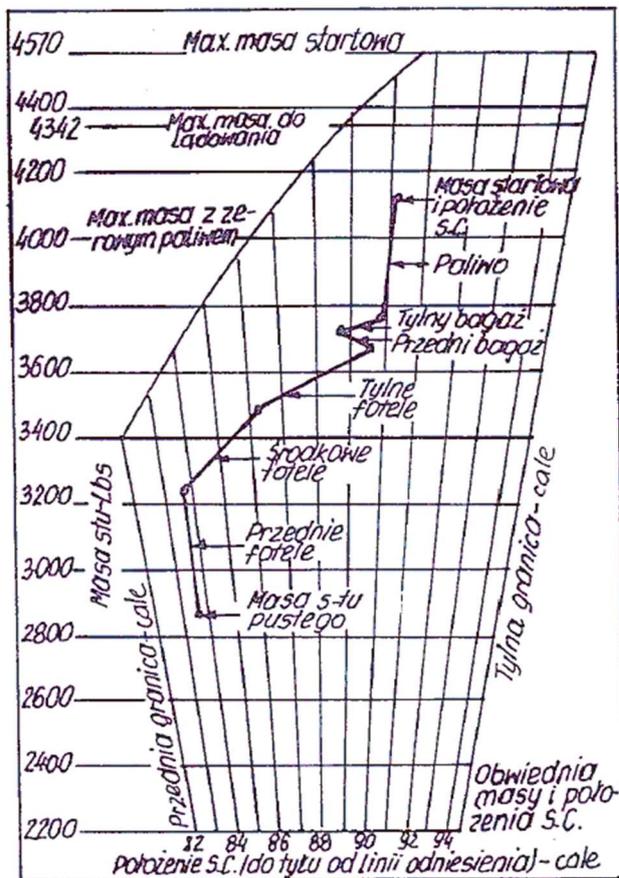




Na przednich fotelach usiądzie dwóch mężczyzn, ważących 80 i 90 kg. Na środkowych fotelach dwie kobiety ważące 50 i 60 kg, a na tylnych fotelach dwoje dzieci, ważące 36 i 45 kg. Dwie walizki, każda po 11 kg, umieszczone zostaną w przednim bagażniku i dwie walizki ważące 11 i 9 kg, przewożone będą w tylnym bagażniku. Należy zabrać 225 l paliwa. Czy przy tym załadunku ciężar i S. C. nie przekroczą obwiedni?

- /1/ Na siatce zaznaczyć punkty przy 1285 kg i 212 cm, jako wyjściowego samolotu.
  - /2/ Przesunąć płytkę pleksiglasową z wyciętymi szczelinami tak, by punkt wyjściowy, znalazł się pod szczeliną, oznaczającą fotele przednie, przy ciężarze zerowym.
  - /3/ Wykreślić linię w górę szczeliny ponownie, aby uzyskać koniec zerowy foteli środkowych, nad tą kropką.
  - /4/ Przesunąć płytkę pleksiglasową ponownie, aby uzyskać koniec zerowy foteli środkowych, nad tą kropką.
  - /5/ Wykreślić linię w górę tej szczeliny do punktu 112 kg. /51 + 61 kg/ i zaznaczyć trzecią kropką.
  - /6/ Postępować z przesuwaniem płytki pleksiglasowej i wykreślać punkty wartości masy dla foteli tylnych /36 + 45 kg/, przedniego bagażnika /23 kg/, tylnego bagażnika 20 kg i zbiorników paliwa 160 kg.
  - /7/ Na rysunku zauważyć można końcowy punkt wykresu, wskazujący całkowitą masę 1851 kg, ze S. C. 229 cm.
- Wartości te mieszczą się całkowicie w zakresie obwiedni załadowania
- /8/ Można załadować jeszcze więcej paliwa. W miarę zużycia paliwa, masa i S. C. przesuwają się będzie w dół, po szczelinie oznaczającej paliwo, utrzymując się w zakresie obwiedni do lądowania.





UWAGA: Do samolotu dostarczony jest suwak w jednostkach anglosaskich. Ograniczenia /masy i położenia S. C./ obowiązują dla samolotu M20.





## 6.7. ZESTAWIENIE WYPOSAŻENIA SAMOLOTU

Poniżej podano listę wyposażenia, które jest lub może być zabudowane na samolot PZL M20 “MEWA”.

Składa się z podzespołów użytych do określenia kompletacji samolotu i ustalenia masy samolotu pustego wyposażonego przed dostawą Odbiorcy.

Pozycje oznaczone “X” są zabudowane na samolot przed dostawą Użytkownikowi.

WSK PZL MIELEC

PZL M20 “MEWA”

NR SERYJNY .....

NR REJESTRU .....

DATA .....

a/ Śmigło z osprzętem

Poz.	Zespół	Zaznaczyć w przypadku zabudowy	Masa kg	Ramię do tyłu od linii odniesienia cm	Moment kgcm
1	Dwa śmigła  Hartzell BHC-C2YF-2CKUF/ FC8459-8R /lewe skrzydło BHC-C2YF-2CLKUF/ FJC8459-8R lub FJC8459-8R /prawe skrzydło/ Certyfikat-TC P920				
3	Dwa regulatory  Reg. Woodwarda Nr rys. 37476-0 /lewe skrzydło/ Reg. Woodwarda Nr rys. 37476-2 /prawe skrzydło/ Certyfikat_TC P920				





Poz.	Zespół	Zaznaczyć w przypadku zabudowy	Masa kg	Ramię do tyłu od linii odniesienia cm	Moment kgcm
	b/ silniki				
5	Dwa silniki:  PZL-F 6A350C1R /lewe skrzydło/ PZL-F 6A350C1L /prawe skrzydło/ Certyfikat-CB-129				
	c/ podwozie i hamulce				
7	Dwa zespoły podwozia głównego  /a/ Cleveland Aircraft Products Koło Nr 40-90 Hamulce Nr 30-65 Certyfikat-TSO C26a  /b/ Ogumienie 6.00-6 Typ III 8 warstw Certyfikat-TSO C62				
9	Zespół podwozia przedniego  /a/ Cleveland Aircraft Products Certyfikat-TSO C26a –		1,9	62	1176
	/b/ Mc Cauley Industrial Corp. Koło Nr D-30625 Certyfikat-TSO C26b –		2,4	62	153
	/c/ Ogumienie 6.00-6 Typ III 6 warstw. Certyfikat-TSO C62				
	/d/ Instalacja elektryczna				
11	Światła nawigacyjne ogonowe  Grimes A2064 Certyfikat -TSO C30B				





Poz.	Zespół	Zaznaczyć w przypadku zabudowy	Masa kg	Ramię do tyłu od linii odniesienia cm	Moment kgcm
13	Światła nawigacyjne skrzydłowe /2 szt./				
	Grimes A1285-G-12 A1285-R-12 Certyfikat-TSO C30b				
14	Urządzenia ostrzegające przed przeciągnięciem				
	/a/ Na rys.37063-0 /Safe Flight P/N 186-501/	–	0,18	203,7	26,7
	/b/ Nr rys. 37063-0 /Safe Flight P/N 35214/ Certyfikat TVA7SO		0,09	154,6	13,9
	/e/ Przyrządy				
15	Wysokościomierz-PS50008-4 lub 5 Certyfikat-TSO C10b				
17	Prędkościomierz PS50049-40S Certyfikat-TSO C2b				
19	Busola-Nr rys. 67462 Certyfikat-TSO C70				
21	Wskaźnik ciśnienia w kolektorze ssącym /podwójny/ Certyfikat-TSO C45				
23	Wskaźnik ciśnienia paliwa /podwójny/ Certyfikat-TSO C47				







Poz.	Zespół	Zaznaczyć w przypadku zabudowy	Masa kg	Ramię do tyłu od linii odniesienia cm	Moment kgcm
	/f/ Wyposażenie różne				
25	Pasy przednich foteli /2 szt./. PS50039-4-2. Certyfikat-TSO C22f		0,85	220,7	187,6
26	Pasy środkowych foteli /2 szt./. PS50039-4-3 Certyfikat-TSO C22f		0,72	312,4	224,9
27	Pasy tylnych foteli /2 szt./. PS50039-4-4 Certyfikat-TSO C22f		0,72	414	298
	/g/ Wyposażenie dodatkowe – podwozie i hamulce				
28	Podwozie wzmocnione, ciężkie warunki, grupy 1.				
	a. Cleveland Aircraft Products 40 – 120 zespół koła /2/ 30 – 83 zespół hamulca /2/ Certyfikat-TSO C26a Goodrich 600 x 6 Ribbed Typ III 8PLY Ogumienie /2/ Certyfikat-TSO C62		1,3 <sup>x</sup>	278,8	362,5
	b. Goodrich 600 x 6 Ribbed Typ III 8PLY Ogumienie Certyfikat-TSO C62			identyczne jak standardowe	

\* – Masa i moment jest różnicą między wyposażeniem standardowym, a dodatkowym.





Poz.	Zespół	Zaznaczyć w przypadku zabudowy	Masa kg	Ramię do tyłu od linii odniesienia cm	Moment kgcm
/h/ Wyposażenie dodatkowe – instalacja elektryczna					
31	Lampki oświetlające kabinę				
	/a/ Grimes 10-C644-1 /2 szt./.	–	0,22	379	83,4
	/b/ Grimes 10-0154-1 /2 szt./.	–	0,22	292	64,3
	Certyfikat-TC A7SO				
33	Światła antykolizyjne /końcówki skrzydeł i statecznik/ 95267 Certyfikat-TC A7SO	–	* 1,3	350,3	455
35	Trymer steru wysokości 95242-3 Certyfikat-STC SA3023SW-D	–	1,17	454,1	531,3
37	Gniazdo zasilania zewnętrznego 68815 Certyfikat-TC A7SO	–	1,17	–19,8	–23,1
39	Przewód zasilania zewnętrznego 62355-2 Certyfikat-TC A7SO	–	2,0	83,8	167,6
41	Zapalniczka /12 V/ 200462 Certyfikat-TC A7SO	–	0,09	172,4	15,5
/i/ Wyposażenie dodatkowe – przyrządy					
43	Instalacja pomp	–	0,99	170,9	169,2
	Dwie pompy 37114-2-2	–	2,07	137,9	285,4
	Certyfikat-TC A7SO	–	–	–	–

\* – Masa i moment jest różnicą między wyposażeniem standardowym, a dodatkowym.





Poz.	Zespół	Zaznaczyć w przypadku zabudowy	Masa kg	Ramię do tyłu od linii odniesienia cm	Moment kgcm
45	Wskaźnik położenia 99002-2, -3, -4 lub 8 Certyfikat-TSO C4c	–	0,99	163,5	161,9
47	Wskaźnik kursu 99003, -2, -3, -4 lub 7 Certyfikat-TSO C2c	–	1,17	164,3	192,2
49	Prędkościomierz PS50049-40T Certyfikat-TSO C2b	–	Identycznie jak Standard		
51	Wariometr /a/ 99010-2, -4, -5	–	0,45	167,3	75,2
	/b/ 99010-3 Certyfikat-TSO C8b	–	0,225	170,6	38,4
53	Wysokościomierz kodujący PS50008-6 lub 7 Certyfikat-TSO C10b, C88	–	* 0,4	167,3	75,2
55	Zakrętomiernik z chyłomierzem PS50030-2 lub 2 Certyfikat-TSO C3b	–	1,17	164,3	192,2
57	Obrotomiernik z licznikiem motogodzin 37731-0 Certyfikat-TC A7SO	–	0,13	159,7	20,7
59	Zegar Certyfikat-TC A7SO	–	0,18	171,1	31
61	Termometr temperatury otoczenia 79316 Certyfikat-TC A7SO	–	0,09	197,1	17,4

\* – Masa i moment jest różnicą między wyposażeniem standardowym, a dodatkowym.





Poz.	Zespół	Zaznaczyć w przypadku zabudowy	Masa kg	Ramię do tyłu od linii odniesienia cm	Moment kgcm
Pełne wyposażenie drugiego pilota					
63	Wskaźnik położenia 99002-, -2, -3, -4 Certyfikat-TSO C4c	–	0,99	163,5	162
65	Wskaźnik kursu 99003-, -2, -3, -4 lub 7 Certyfikat-TSO C5c	–	1,17	164,3	192
67	Prędkościomierz /a/ PS50049-40T Certyfikat-TSO C2b	–	0,27	199,6	46
	/b/ PS – 06AK	–	0,40	169,6	68
69	Wariometr /a/ 99010-2, -4	–	0,45	167,3	75
	/b/ 99010-3	–	0,225	170	38
	Certyfikat-TSO C8b /c/ WR-10U-BK	–	0,42	167,3	70
71	Wysokościomierz /a/ PS50008-4 lub 5 Certyfikat-TSO C10b	–	0,45	167,3	75
	/b/ PW-12K Orzeczenie-FD-22/77	–	0,6	167,3	100
73	Zakrętomiernik z chyłomierzem PS50030-2 lub 3 Certyfikat-TSO C3b	–	1,17	164,3	192
75	Zegar Certyfikat-TC A7SO	–	1,17	164,3	192





Poz.	Zespół	Zaznaczyć w przypadku zabudowy	Masa kg	Ramię do tyłu od linii odniesienia cm	Moment kgcm
j/ Wyposażenie dodatkowe – autopilot Altimatic III C					
77	Altimatic III C	–	9	279,6	2516
	a/ wskaźnik kursu 52D54	–	1,44	162	233
	b/ sprzęgacz radiowy 1C-388P	–	0,4	163,5	66
	c/ sprzęgacz ścieżki schodzenia 1C-493 Certyfikat-TSO C9c	–	0,4	152,6	62
k/ Wyposażenie dodatkowe – wyposażenie radiowe					
79	Radiostacja KX 175B				
	a/ nadajnik	–	3,57	156,4	527
	b/ odbiornik ścieżki schodzenia KN73	–	1,08	32,2	35
	c/ odbiornik ścieżki schodzenia KN75	–	0,72	32,2	
	d/ przekaźnik VOR/LOC KN77	–	1,0	30,5	30
	e/ wskaźnik VOR/LLS KNI 520	–	1,26	166	210
	f/ wskaźnik VOR/LLS KI-204	–	1,26	166	210
	g/ przekaźnik VOR/LOC KN72	–	1,0	30,5	30
	Certyfikat-TSO C34c, C37b, C38b, C40a				
81	Radiostacja KX 175B				
	a/ drugi nadajnik	–	3,57	156,4	527
	b/ wskaźnik VOR/LOC KI-203	–	1,0	166	166
	c/ wskaźnik VOR/ILS KNI 520	–	1,26	166	210
	d/ przekaźnik VOR/LOC KN77	–	1,0	30,5	30,5
	e/ przekaźnik VOR/LOC KN71	–	1,0	30,5	30,5
	Certyfikat-TSO C34c, C36c, C37b, C38b, C40a				





Poz.	Zespół	Zaznaczyć w przypadku zabudowy	Masa kg	Ramię do tyłu od linii odniesienia cm	Moment kgcm
83	Wskaźnik VOR/LOC/GS KI-209 Certyfikat-TSO C34c, C36c, C40a	–	0,5	165	82,5
85	Radiokompas /ADF/ KR85 z anteną KA-42B	–	4,4	252,2	1110
	a/ wzmacniacz Certyfikat-TSO C42b		0,36	133	47,8
87	Radiokompas KR85	–	4,0	252,2	1008
	a/ wzmacniacz Certyfikat-TSO C41b	–	0,36	133	47,8
88	Radiokompas ARL 1601		2,9	170	493
	a/ odbior. z blokiem serwo		0,3	170	51
	b/ wskaźnik SUP-7	–	0,5	31	15,5
	c/ zasilacz	–			
	Certyfikat TSO C41b				
89	Selektor sygnałów akustycznych KMA-20	–	* 1,6	190	304
	Certyfikat TSO C35c, C50b				
91	Selektor sygnałów akustycznych KMA 24	–	0,8	105	132
	Certyfikat-TSO C35c, C50b				
93	Transponder KT 76A Certyfikat-TSO C746	–	* 1,4	160	224
95	Antena z przewodem		0,7	525,5	368
	a/ odbiornik nawigacyjny		0,36	374	135
	a/ 1VHF komunikacyjny –		0,4	462,2	185
	b/ 2VHF komunikacyjny –				
	d/ ścieżka schodzenia				
	/pojedyncza/	–	0,4	245,6	98,2
	e/ ścieżka schodzenia				
	/podwójna/	–	1,26	457	576
	f/ pojedyncza ADF				
	/radiokompasu/	–	0,18	106	73,1
	Certyfikat-TC A7SO				
	g/ antena ramowa				
	ARL 1601 z kablem	–	1,1	86	94,6
	h/ antena linkowa				
	Certyfikat TSO C41b				
96	Żyrobusola CG121				
	a/ wskaźnik	–	1,7	170	289
	b/ blok elektroniki	–	0,85	31	26,3
	c/ przekaźn. zaniku napięcia PZN1		0,15	31	4,6
	d/ przetwornica PZ031	–	1,7	31	457
	e/ nadajnik indukcyjny	–	0,7		
	Certyfikat BS 3G100 cz. II rozdz. III				





Poz.	Zespół	Zaznaczyć w przypadku zabudowy	Masa kg	Ramię do tyłu od linii odniesienia cm	Moment kgcm
97	Antena (Anti Static) z przewodem				
	a/ 1 VHF komunikacyjny –		0,67	413	276
	b/ 2 VHF komunikacyjny –		0,7	483	342
	c/ pojedyncza ADF –		0,27	406	109
	Certyfikat-TC A7SO				
99	Mikrofon 68856-12	–	0,13	179,8	23
	Certyfikat-TC A7SO				
101	Wysięgnik mikrofonu i słuchawek 37021-4				
	a/ pojedynczy –		0,12	217,2	28,2
	b/ podwójny –		0,27	217,2	58,6
	Certyfikat-TC A7SO				
103	Głośnik 99820-0	–	0,36	247,6	89
	Certyfikat-TC A7SO				
104	Żyrobosola KCS 55A				
	a/ przełącznik korekcyj –		0,10	170,0	17,0
	KA 51B				
	b/ wskaźnik PNI KI 525A –		1,90	162,0	308,0
	c/ blok stabilizat. KG 102–		2,00	55,0	110,0
	d/ nadajnik ind. KMT 112		0,22	165,1	36
105	Słuchawki 68856-12	–	0,22	165,1	36
	Certyfikat-TC A7SO				
106	Radiokompas KR 87				
	a/ blok radiokompasu –		1,85	162,6	300,8
	b/ antena KA 44B –		1,6	454,9	727,8

1/ Wyposażenie dodatkowe – wyposażenie różne

107	Instalacja odlodzeniowa 37700				
	Certyfikat-TC A7SO				
	a/ ogrzewana płyta przedniej szyby				
	78162-2	–	1,2	151	182
	b/ ogrzewane czujniki przeciągnięcia i głowica Pitot’a	–	0,18	254	46
	c/ reflektor do sprawdzania oblodzenia 37700-4	–	0,18	182,2	33





Poz.	Zespół	Zaznaczyć w przypadku zabudowy	Masa kg	Ramię do tyłu od linii odniesienia cm	Moment kgcm
	d/ instalacja odlodzenia śmigła 37700-3	–	5,2	99,2	517
	e/ układ odlodzenia pneumatyczny 37700-2	–	15,4	284	4377
109	Dodatkowe zbiorniki paliwa 37077-3 Certyfikat-TSO C80	–	2,8	237,7	665,6
111	Wytłumienie dźwiękowe kabiny 75281 Certyfikat-TC A7SO	–	10,9	272	2968
113	Fotel przedni regulowany /lewy/ 79592-0/ /79592-2 Certyfikat-TC A7SO	–	* 2,0	215	430
115	Fotel przedni regulowany /prawy/ 79592-1/79592-3 Certyfikat-TC A7SO	–	* 2,0	213,6	424
116	Fotel klubowy /1 szt./ /37799-21/ Certyfikat-TC A7SO	–	7,5	230,0	1725
116 a	Fotel klubowy /2 szt./	–	15	230,0	3450

\* – Masa jest różnicą między wyposażeniem standard, a dodatkowym

117	Fotel dostawialny 78108-9 Certyfikat-TC A7SO	–	4,1	310,6	1273
119	Zagłówki /2 szt./ przednie 79337-18 Certyfikat-TC A7SO	–	0,9	252	226
121	Zagłówki /2 szt./ środkowe 79337-18 Certyfikat-TC A7SO	–	0,9	335	302
123	Zagłówki /2 szt./ tylne 79337-18 Certyfikat-TC A7SO	–	0,9	435,6	392
125	Pomocnicze pasy Mocowania bagażu 79455 Certyfikat-TC A7SO	–	0,1	304,6	40







Poz.	Zespół	Zaznaczyć w przypadku zabudowy	Masa kg	Ramię do tyłu od linii odniesienia cm	Moment kgcm
127	Gaśnica GH – 1x	–	2,25	142,2	320
129	Instalacja tlenowa Scott Aviation MK III a/ 37684 /fotele zwrócone do przodu/ Scott 802180-00	–	18,4	286,7	5276
	b/ 37825-4 /fotele klubowe zwrócone do tyłu/ Scott 802180-01	–	18,7	286,7	5361
	Certyfikat-TC A7SO				

SUMARYCZNA MASA WYPOSAŻENIA

DODATKOWEGO

\_\_\_\_\_

#### MALOWANIE SAMOLOTU

Kolor bazowy \_\_\_\_\_ Nr lakieru \_\_\_\_\_

Pas dekoracyjny \_\_\_\_\_ Typ wykończenia \_\_\_\_\_

Pas dekoracyjny \_\_\_\_\_





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





m/ Zmiana /wzrost/ max. masy samolotu z zerową ilością paliwa

Wyszczególnione powyżej elementy wyposażenia dodatkowego zabudowane częściowo lub całkowicie w skrzydle PZL M20 “MEWA” nie powinny być uwzględnione dla ograniczenia mas. Masy z zerową ilością paliwa przy załadunku samolotu.

Pozycja	Zaznaczyć w przypadku zabudowy	Wartość przyrostu masy z zerową ilością paliwa /kg/
Światła antykolizyjne 95267. Certyfikat-TC A7SO	–	1,12
Ogrzewana głowica Pitota 37700. Certyfikat-TC A7SO	–	0,25
Instalacja odlodzeniowa Śmigła Hartzell 37700 Certyfikat-TC A&SO	–	2,2
Instalacja /pneumatyczna/ odlodzeniowa wraz z pompami 37700 Certyfikat-TC A7SO	–	10,1
Zbiorniki paliwa 37077-3 Certyfikat-TSO C80	–	3,6

Masa całkowita zabudowanych zespołów = \_\_\_\_\_

Nowa max. masa z zerową ilością paliwa wynosi:

/Max. masa /std./ z zerową ilością paliwa/ + /wyposażenie dodatkowe w skrzydle/ =

= Aktualna masa max. samolotu z zerową ilością paliwa

/ 1810 kg/ + / / = / kg/





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





## Rozdział 7

# OPIS I EKSPLOATACJA SAMOLOTU ORAZ JEGO UKŁADÓW





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





## ROZDZIAŁ VII

### SPIS TREŚCI

#### OPIS SAMOLOTU I JEGO UKŁADÓW

PODROZDZIAŁ	STRONA
7.1. SAMOLOT PZL M20 “MEWA”	193
7.2. PŁATOWIEC	193
7.3. SILNIKI	194
7.4. ŚMIGŁA	198
7.5. PODWOZIE	199
7.6. UKŁAD HAMULCOWY	205
7.7. UKŁAD STEROWANIA SAMOLOTEM	206
7.8. INSTALACJA PALIWOWA	208
7.9. UKŁAD ELEKTRYCZNY	210
7.10. PNEUMATYCZNY UKŁAD ZASILANIA PRZYRZĄDÓW GIROSKOPOWYCH	216
7.11. INSTALACJA CIŚNIENIA STATYCZNEGO I CAŁKOWITEGO	216
7.12. TABLICA PRZYRZĄDÓW POKŁADOWYCH	222
7.13. OGRZEWANIE I WENTYLACJA KABINY ORAZ URZĄDZENIE ZAPOBIEGAJĄCE ZAMARZANIU PRZEDNIEJ SZYBY	225
7.14. KABINA	230
7.15. SYGNALIZACJA PRZECIĄGNIĘCIA SAMOLOTU	233
7.16. PRZEDZIAŁY BAGAŻOWE	234
7.17. ZASILANIE ZEWNĘTRZNE	234
7.18. UKŁAD PRZECIWOBLODZENIOWY	234





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---







## ROZDZIAŁ VII OPIS SAMOLOTU I JEGO UKŁADÓW

### 7.1. SAMOLOT PZL M20 “MEWA”

Samolot PZL M20 “MEWA” jest samolotem dwusilnikowym, konstrukcji całkowicie metalowej, z chowanym podwoziem. Kabina może pomieścić 7 osób, a dwa oddzielne bagażniki po 45 kg bagażu każdy.

### 7.2. PŁATOWIEC

Z wyjątkiem stalowych ram silnika i podwozia, laminatowego noska kadłuba oraz końcówek z termoplastycznego tworzywa ABS /skrzydeł, statecznika pionowego, steru kierunku i usterzenia poziomego/, zasadnicza konstrukcja płatowca i jego pokrycie wykonane jest z cieplnie obrobionego antykorozyjnego stopu aluminium. Wykonywanie akrobacji na samolocie jest zabronione gdyż konstrukcja nie jest przystosowana do przenoszenia występujących przeciążeń.

Konstrukcja kadłuba samolotu jest półskorupowa. Przednie drzwi do kabiny znajdują się po prawej stronie, a tylne po lewej stronie kadłuba. Drzwiczki do bagażnika znajdują się za tylnymi drzwiami dla pasażerów. Otwarcie drzwi tylnych i bagażowych umożliwia załadunek towarów o znacznych wymiarach. Drzwiczki po lewej stronie z przodu kadłuba umożliwiają dostęp do przedniego bagażnika.

Skrzydło jest konstrukcji konwencjonalnej o profilu laminarnym NACA 65<sub>2</sub> – 415. Główny dźwigar położony jest w około 40% cięciwy za krawędzią natarcia. Skrzydła przymocowuje się do kadłuba przez wsunięcie końcówek dźwigarów skrzydłowych do dźwigara skrzynkowego, przechodzącego przez kadłub pod środkowymi fotelami, który jest częścią integralną konstrukcji kadłuba. Połączenie dźwigarów skrzydłowych z dźwigarem skrzynkowym dokonywane jest za pomocą sworzni /tworzy się w ten sposób jednolitą całość głównego dźwigara/. Skrzydła przymocowane są również do kadłuba przy pomocy dwóch pomocniczych dźwigarów znajdujących się z przodu i z tyłu dźwigara głównego. Dźwigar tylny, poza funkcją przenoszenia momentu skręcającego i sił oporu służy do zamocowania klap i lotek.





Cztero – położeniowe kłapy sterowane są mechanicznie przy pomocy dźwigni, znajdującej się pomiędzy przednimi fotelami. Przy schowanych klapach, prawa kłapa zostaje zablokowana w górnym położeniu, służąc jako stopień wejścia do samolotu.

W każdym skrzydle, w wersji standardowej, znajdują się po dwa zbiorniki paliwa. Dodatkowy trzeci zbiornik może być zamontowany /na życzenie Odbiorcy/ między dwoma istniejącymi zbiornikami. Zbiorniki po jednej stronie kadłuba napełniane są przez jeden wlew umieszczony daleko na zewnątrz gondoli silnika.

Statecznik pionowy, usterzenie poziome oraz ster kierunku tworzą usterzenie ogonowe. Usterzenie poziome i ster kierunku wyposażone są w trymery.

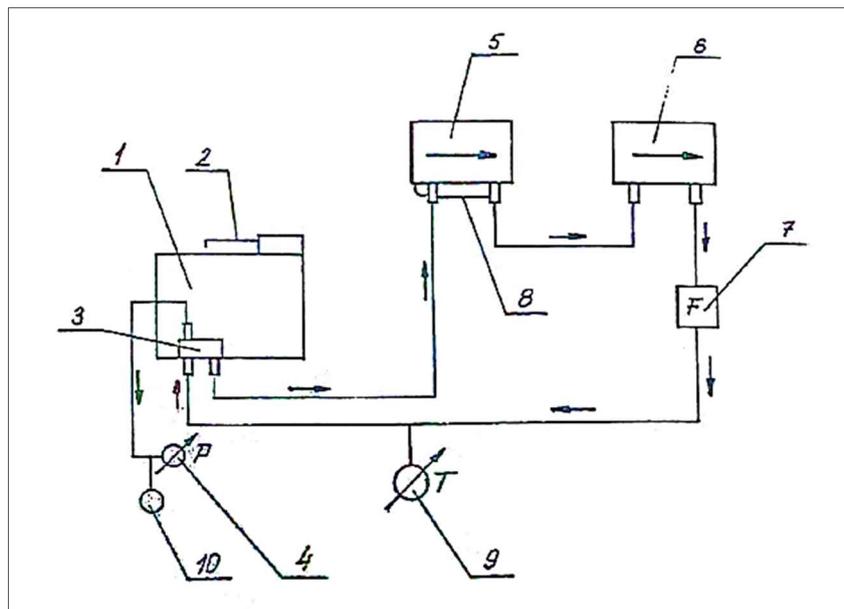
### 7.3. SILNIKI

Samolot PZL M20 „MEWA” wyposażony jest w dwa 6 – cylindrowe 4 – suwowe silniki typu PZL – F 6A250C1R i 6A350C1L /R i L – oznacza kierunek obrotów śmigieł, odpowiednio w prawo i w lewo/, chłodzone powietrzem z bezpośrednim napędem śmigła. Silniki rozwijają moc 205 KM każdy przy 2800 obr/min. Są one zawieszane na skrzydłach w czterech punktach.

Miska olejowa silnika przymocowana jest do dolnej części karteru. Pompa olejowa pobiera olej z miski, poprzez zawór zwrotny. Olej po przejściu przez zawór tłoczony jest do chłodnic. W przypadku gdy temperatura oleju jest mniejsza niż 70 °C olej przepływa przez chłodnicę CLOP 120 do głównej magistrali silnik, a stamtąd do głównych czopów korbowodu, czopów wałka rozrządu i hydraulicznych kasowników luzu zaworowego.

Poprzez kasowniki i otwory w popychaczach, olej doprowadzany jest do panwi stopy korbowodu. Niezależnie od smarowania trących węzłów wewnętrznych silnika, olej poprzez układ otworów silnika w karterze jest dostarczany do regulatora śmigła, a następnie do układu serwomechanizmu w piaście śmigła. Po wzroście temperatury oleju powyżej 90 °C,





- 1 – silnik PZL – F
- 2 – linia odpowietrzenia
- 3 – zawór ssący
- 4 – dajnik i wskaźnik ciśnienia oleju
- 5 – chłodnica CLOP 121
- 6 – chłodnica CLOP 120
- 7 – filtr oleju
- 8 – zawór termostatyczny
- 9 – dajnik temperatury STW 362–EW
- 10 – sygnalizator ciśnienia oleju

Rys. 7 – 1. Schemat instalacji olejowej





otwiera się zawór termostatyczny, który kieruje olej także do chłodnicy CLOP 121, a stąd do głównej magistrali silnika. W zakresie temperatur 70 – 90 °C, olej częściowo przepływa przez chłodnicę CLOP 121, a całkowicie przez CLOP 120.

Układ paliwowy silników składa się: z przeponowej pompy paliwa, pływakowego gaźnika, rozdzielacza, przewodów zasilających cylindry mieszanką, lewego i prawego kolektora. Mieszanka doprowadzana jest do cylindrów z rozdzielacza za gaźnikiem oddzielnymi przewodami do każdego z kolektorów. Gaźnik z dźwignią sterowania składem mieszanki wyposażony jest w rozruchową pompkę zastrzykową. Płatowcowy układ zasilania paliwem opisano w rozdziale 7.9.

Układ zapłonowy składa się z dwóch iskrowników, ekranowanych przewodów zapłonowych oraz dwóch świec na każdym cylindrze. Oba iskrowniki wyposażone są w sprzęgła mechaniczne, automatycznie wzmacniające iskrę na niskich obrotach silnika w czasie rozruchu. Układ dolotowy składa się z dwóch chwytów powietrza /zimnego i ciepłego/, połączonych mieszalnikiem. W linii powietrza zimnego zabudowano filtr powietrza z wkładem papierowym.

Sterowanie temperaturą powietrza dostarczonego do gaźnika, odbywa się dźwignią z kabiny. Bezpośrednio przed gaźnikiem znajduje się zawór zapobiegający jego uszkodzeniu w przypadku zjawiska "strzału w gaźnik". Powietrze podgrzane nie jest filtrowane i nie powinno być używane przy pracy na ziemi, gdyż pył i inne zanieczyszczenia mogą przedostawać się do układu zasilania. Podczas startu winno być używane tylko powietrze filtrowane. W układzie wlotu do gaźnika znajduje się zawór, który otwiera się samoczynnie w przypadku zatkania się lub oblodzenia wlotu powietrza zimnego. Poprzez ten zawór pobierane jest powietrze z zewnątrz gondoli silnika. Sterowanie silnikami realizuje się odpowiednimi dźwigniami tworzącymi ze sobą zespół sektora sterowania silnikami.





Do sterowania silnikami służą następujące dźwignie:

- sterowania przepustnicą /na siebie – mały gaz/
- sterowanie regulatorem śmigła /na siebie – duży skok, chorągiewka/
- sterowania podgrzewem gaźnika /do dołu – włączony/
- sterowania klapami chłodzenia silników /na siebie – otwarte/.

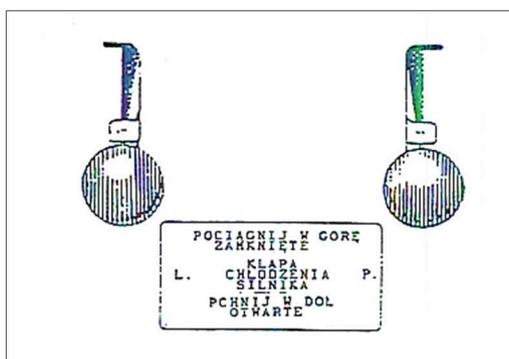
Sektor sterowania umieszczony w kabinie pilota, w osi symetrii samolotu, poniżej tablicy przyrządów co umożliwi sterowanie przez dwóch pilotów. Napęd od dźwigni w kabinie do silnika realizowany jest za pomocą arensów.

Dźwignie przepustnic służą do ustawiania mocy silników, regulując ciśnienie mieszanki w kolektorze ssącym. Z dźwigniami przepustnic sprzężony jest mikrowyłącznik sygnału dźwiękowego ostrzegającego o nie wypuszczeniu podwozia /włączany jest kiedy dźwignie przepustnic przesuwane są w tylne skrajne położenie/. Sygnał dźwiękowy będzie trwał tak długo, dopóki podwozie nie zostanie wypuszczone, a dźwignie przepustnic pozostawiać będą w okolicach małego gazu. Sygnał ten zapobiega przed nieumyślnym podejściem do lądowania ze schowanym podwoziem.

Dźwignie przepustnic, skoku śmigieł oraz składu mieszanki blokowane są w żądanym położeniu za pomocą blokady, zabudowanej po prawej stronie sektora.

Dźwignie sterowania podgrzewem powietrza na wlocie do gaźnika znajdują się poniżej dźwigni sterowania silnikami. W celu ich przestawienia należy je kolejno odciągnąć promieniowo i przestawić. Dolne położenie dźwigni oznacza, że podgrzew jest wyłączony i silnik zasilany jest powietrzem pobranym z zewnątrz gondoli. Kiedy dźwignia znajduje się w górnym położeniu, podgrzew jest włączony i silnik pracuje na powietrzu podgrzanym, pobieranym z wewnątrz gondoli /niefiltrowane!/.





Rys. 7.2. Sterowanie klapami chłodzenia silników.

Dźwignie klap chłodzenia silników umożliwiają regulację właściwej temperatury ich pracy. Przeważenie dźwigni wymaga uprzedniego zwolnienia zaczepu, przez naciśnięcie metalowego języczka, znajdującego się przed gałką dźwigni. Klapy są otwarte w dolnym położeniu dźwigni.

#### 7.4. ŚMIGŁA

Samolot jest wyposażony w dwupłatowe śmigło Hartzell wraz z regulatorami obrotów. Śmigło zabudowane jest bezpośrednio na wał korbowy silnika. Zmiana skoku odbywa się hydraulicznie i pneumatycznie. Hydraulicznie, śmigło jest przestawialne na wysokie obroty oraz z wysokich obrotów w chorągiewkę. Pneumatycznie, śmigło jest przestawialne na małe obroty, oraz z małych obrotów na chorągiewkę. Regulatory /zabudowane po jednym na każdym z silniku/ utrzymują stałą prędkość obrotową silników w zależności od zmieniających się warunków lotu. Stała prędkość jest utrzymywana poprzez zmianę kąta nastawienia łopaty śmigła. Wielkość zalecanego ciśnienia azotu przy napełnianiu podana jest na tabliczkach osłony i wewnątrz kołpaków śmigieł. Ciśnienie to zależy od temperatury otoczenia, w czasie jego uzupełniania zalecany jest sprężony, suchy azot. Dopuszcza się użycie suchego, sprężonego powietrza. Bliższe, szczegółowe wskazówki można znaleźć w "Instrukcji obsługi i eksploatacji śmigła".





Każde śmigło sterowane jest przy pomocy dźwigni sterowania regulatorem skoku, zabudowanej na pulpicie sterowania silnikiem. Ustawienie śmigła w chorągiewkę odbywa się poprzez przesunięcie dźwigni całkowicie do tyłu, do położenia „chorągiewka”. Czas potrzebny na ustawienie w chorągiewkę wynosi około 6 sekund. Z chorągiewki przestawienie śmigła odbywa się przez przesunięcie dźwigni skoku śmigła do przodu, na zwiększone obroty i użycie rozrusznika do momentu wiatrakowania śmigła po uruchomieniu silnika.

Zamek chorągiewki, uruchamiany przez siłę odśrodkową, zapobiega ustawieniu się śmigła w chorągiewkę w czasie zatrzymania silnika, jak również kiedy obroty silnika spadną poniżej 800 obr/min. Z tego powodu pilot zamierzający ustawić śmigło w chorągiewkę musi upewnić się przed przesunięciem dźwigni skoku śmigła w położenie chorągiewka, że obroty silnika nie spadły poniżej 800 obr/min.

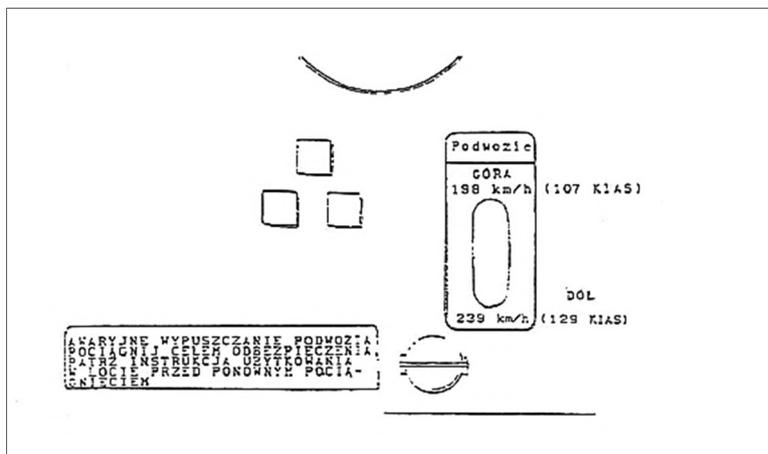
## 7.5. PODWOZIE

W samolocie zastosowano trójkołowe podwozie, hydraulicznie chowane w locie.

Ciśnienie hydrauliczne do chowania i wypuszczania podwozia wytwarzane jest przez elektrycznie napędzaną pompę hydrauliczną. Pompa uruchamiana jest przez dwupołożeniowy przełącznik, znajdujący się z lewej strony dźwigni sterowania silnikami na tablicy przyrządów pokładowych.

Przełącznik podwozia, posiadający kształt gałki, musi być wyciągnięty przed przestawieniem go w położenie „podwozie schowane” lub „podwozie wypuszczone”.

Czas wypuszczenia i chowania podwozia nie powinien przekraczać 6 – 7 sekund.



Rys. 7.3. Przełącznik podwozia



#### UWAGA

O ile podwozie jest w trakcie przesuwania i pompa hydrauliczna pracuje, nie należy przestawiać przełącznika w przeciwnym kierunku dopóki podwozie nie osiągnie krańcowego położenia, gdyż nagły nawrót może uszkodzić pompę elektryczną.

Dla bezpieczeństwa i niezawodności działania układu podwozia w wypadku awarii pompy hydraulicznej, posiada on możliwość awaryjnego wypuszczania podwozia. Ponieważ schowane podwozie utrzymywane jest w górnym położeniu przez ciśnienie hydrauliczne, w przypadku gdy układ hydrauliczny ulegnie uszkodzeniu z jakiegokolwiek powodu, siła ciężkości umożliwi na swobodne wysunięcie podwozia w dół. Gdy podwozie nie jest schowane, główne golenie wciągnięte są w kierunku kadłuba do skrzydeł, natomiast przednia goleń wciągnięta jest do przodu i schowana w nosowej części kadłuba.

Siły aerodynamiczne i sprężyny pomagają w wypuszczeniu podwozia i zablokowaniu go w położeniu wypuszczonym. Podczas ruchu podwozia w dół, kiedy przednia goleń rozpoczęła ruch w kierunku „wypuszczone”, strugi powietrza pchają ją i pomagają w przesuwaniu w dół do położenia zablokowanego. Po dojściu podwozia do dolnego położenia zostaje ono zablokowane siłą sprężyn działających na każdy zamek, utrzymując je zablokowane dopóki nie zwolni je ciśnienie hydrauliczne.

W przypadku awarii pompy hydraulicznej aby wypuścić podwozie w dół i zablokować je konieczne jest tylko zredukowanie ciśnienia hydraulicznego. Awaryjne wypuszczenie podwozia nie może być stosowane przy prędkościach większych od 157 km/godz. /85 KIAS/.

Czerwona gałka służąca do awaryjnego wypuszczenia podwozia znajduje się poniżej przełącznika podwozia. Pociągając za gałkę redukuje się ciśnienie hydrauliczne utrzymujące podwozie w położeniu schowanym i przez to umożliwia się swobodne wysunięcie podwozia.







W czasie normalnego użytkowania gałka ta zabezpieczona jest odsuwalnym kabłąkiem z drutu aby zapobiec nieumyślnemu wypuszczeniu podwozia.

Przed pociągnięciem gałki awaryjnego wypuszczenia podwozia, należy przestawić przełącznik podwozia w położenie “wypuszczone”, aby zapobiec wciągnięciu przez pompę hydrauliczną podwozia do góry. Jeżeli gałka awaryjnego wypuszczenia podwozia została wyciągnięta /w celu wysunięcia podwozia pod własnym ciężarem/ może ona być znowu wepchnięta po lądowaniu i po usunięciu przyczyny niesprawności przez wykwalifikowany personel obsługi naziemnej.

Należy jednak upewnić się czy przełącznik podwozia znajduje się w położeniu “wypuszczone” zanim gałka awaryjnego wypuszczenia podwozia zostanie wepchnięta.

Gdy podwozie jest całkowicie schowane lub całkowicie wypuszczone, a przełącznik podwozia w odpowiednim położeniu, wówczas wyłączniki krańcowe odcinają dopływ prądu do silnika elektrycznego, napędzającego pompę hydrauliczną.

Trzy zielone lampki, umieszczone powyżej przełącznika podwozia, zapalają się wskazując, że każda z trzech goleni podwozia jest wypuszczona i zablokowana.

Na lewej gondoli umieszczone jest wypukłe lustro, służące pilotowi do wizualnej kontroli położenia przedniego podwozia.

Czerwona lampka sygnalizacyjna świeci się tylko wówczas, kiedy podwozie jest w trakcie przemieszczania się tzn. nie jest w dolnym ani górnym położeniu.

W przypadku gdy przepustnice zostaną przymknięte, przy podwoziu schowanym, wówczas elektryczny sygnał dźwiękowy /bip, bip, bip/ o częstotliwości 90 cykli na min. ostrzeże pilota, że podwozie nie jest wypuszczone.

W celu polepszenia widzialności w nocy, światło zielonych lampek podwozia jest automatycznie przyciemniane po włączeniu świateł pozycyjnych samolotu.





Z tej przyczyny, po włączeniu świateł pozycyjnych w dzień, zielone światła podwozia mogą być słabo widoczne.

Jeżeli po wypuszczeniu podwozia i przy położeniu przełącznika podwozia na wypuszczone, zielone lampki podwozia są niewidoczne, pierwszą czynnością jest sprawdzenie czy wyłącznik świateł pozycyjnych nie jest włączony.

Jeżeli po wypuszczeniu podwozia nie świeca zielone lampki /jedna lub wszystkie/ przyczyną może być:

/a/ nie wypuszczone i zablokowane podwozie;

/b/ spalona żarówka;

/c/ usterka w układzie sygnalizacyjnym.

W przypadku spalonej żarówki należy ją wymienić na nową.

Mikrowyłącznik włączony dźwigniami przepustnic, włączy ostrzegawczy sygnał dźwiękowy w następujących przypadkach:

/a/ podwozie jest schowane, a dźwignie przepustnic są przymknięte;

/b/ Przełącznik podwozia jest w górnym położeniu “schowane” kiedy samolot znajduje się na ziemi;

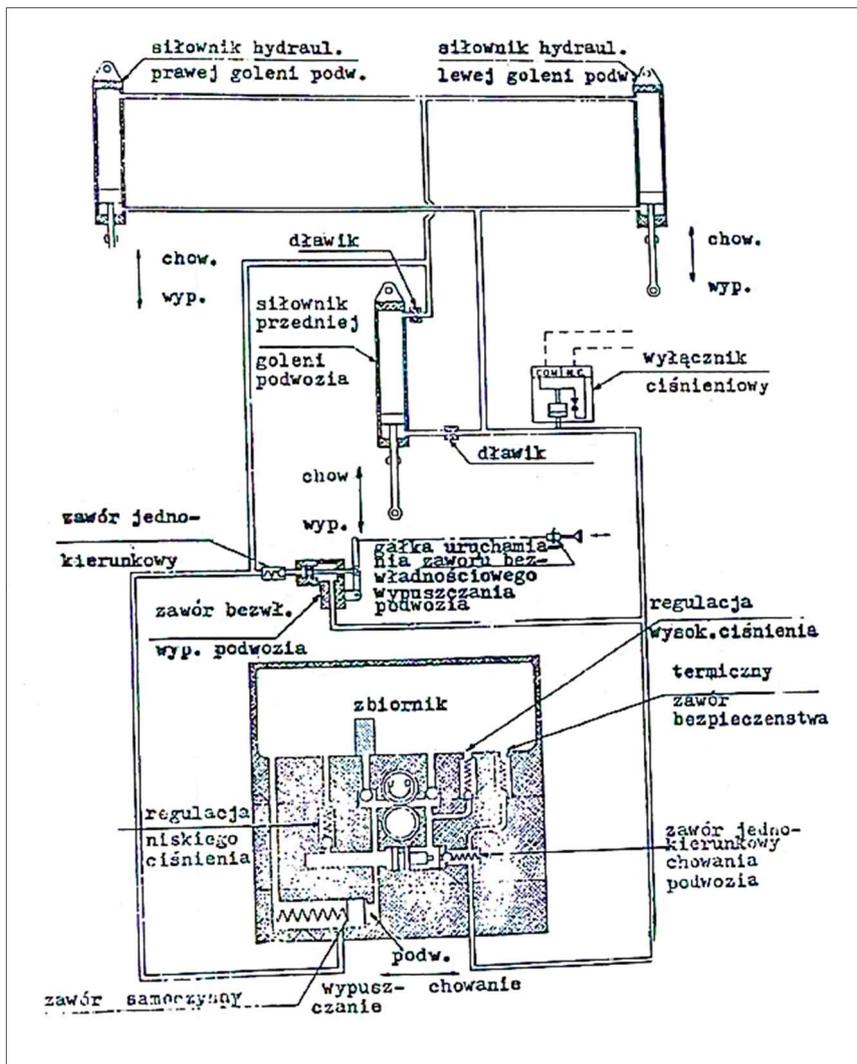
Na lewej goleni podwozia znajduje się mikrowyłącznik, który zapobiega włączeniu się pompy hydraulicznej, przy przestawieniu przełącznika podwozia w położenie “schowane” gdy samolot stoi /amortyzatory wciśnięte/.

Podczas startu, kiedy podwozie zostanie odciążone i amortyzatory olejowo–powietrzne są wysunięte, mikrowyłącznik zamknie obwód uruchamiający pompę hydrauliczną i podwozie zostanie schowane, po przestawieniu przełącznika w położenie “schowane”.

W przeglądzie przedlotowym należy upewnić się, czy w położeniu przełącznika podwozia “wypuszczone” wszystkie trzy zielone lampki sygnalizacyjne świecą.

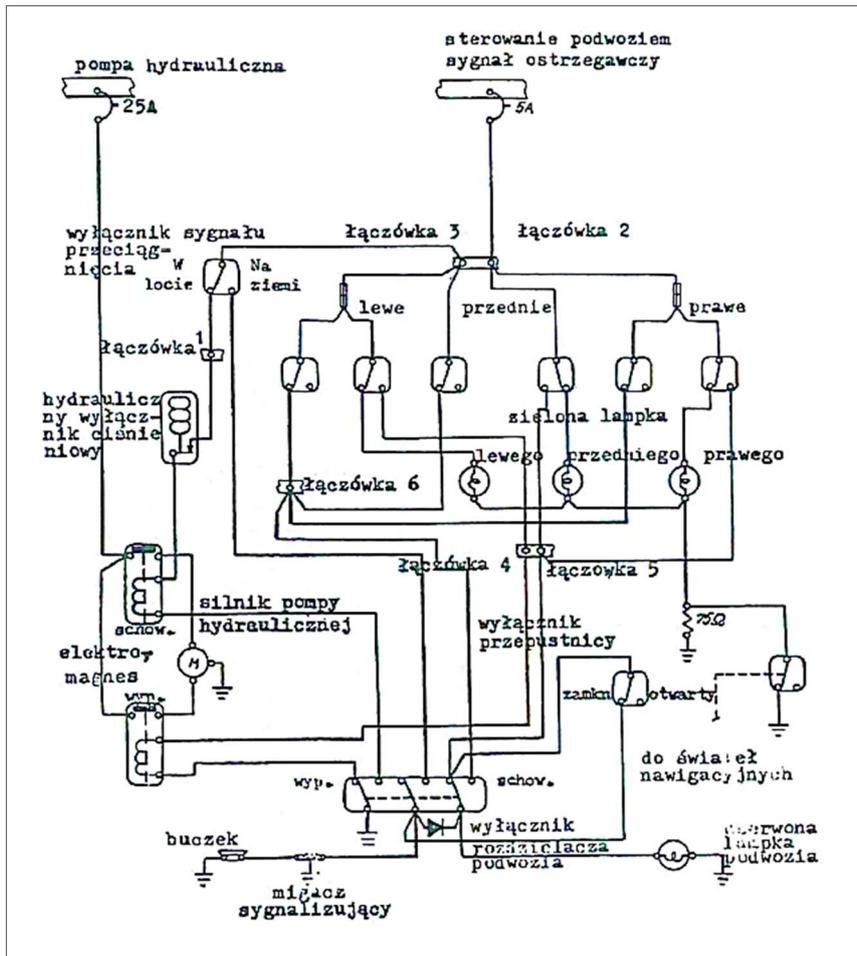
Po starcie podwozie powinno być schowane przed osiągnięciem prędkości 198 km/godz. /107 KIAS/. Podwozie może być wypuszczone przy prędkości nie przekraczającej 239 km/godz. /129 KIAS/.





Rys. 7 – 4. Schemat instalacji hydraulicznej





Rys. 7 – 5. Schemat instalacji elektrycznej samolotu





W układzie hydraulicznym podwozia, zbiornik płynu, silnik elektryczny i pompa hydrauliczna, tworzą integralny zespół. Wziernik do zespołu hydraulicznego i zbiornika znajduje się w przednim bagażniku.

Przednie koło podwozia jest sterowane i może być wychylone w prawą lub lewą stronę o kąt 27 ° od położenia neutralnego. Wychylenie uzyskuje się przy pomocy pedałów steru kierunku.

W układzie sterowania kołem przednim zastosowana jest sprężyna centrująca, która zapobiega drganiom shimmy.

Amortyzator gumowy zmniejsza siłę przy sterowaniu kołem przednim na ziemi i tłumi wstrząsy podczas kołowania. W czasie chowania podwozia, koło przednie ustawia się w położeniu neutralnym i wraz z golenią wchodzi we wnękę nosowej części kadłuba, linki sterujące przednim kołem są zwalniane aby zredukować obciążenie pedałów steru kierunku w czasie lotu.

Czerwona lampka podwozia, gaśnie automatycznie kiedy podwozie znajduje się w górnym położeniu schowanym.

Wszystkie trzy koła podwozia posiadają opony o wymiarach 6.00 x 6. Opona koła przedniego posiada 6 warstw kordu, natomiast głównego 8 warstw kordu.

Golenie podwozia posiadają amortyzatory powietrzno – olejowe. W przeglądzie przedlotowym powinno się sprawdzić wielkość wysunięcia ruchomej części amortyzatora co podane jest na tabliczkach znajdujących się na cylindrach amortyzatorów.

#### 7.6. UKŁAD HAMULCOWY

Główne koła wyposażone są w hamulce tarczowe, składające się z tarczy i dwóch klocków na każdym kole. Hamulce hydrauliczne są uruchamiane przy pomocy pedałów hamowania czubkiem palców stopy.

Zbiorniczek płynu hamulcowego znajduje się za przednią przegrodą w tylnej części bagażnika i jest on niezależny od zbiornika układu hydraulicznego podwozia.





Poziom płynu powinien być utrzymywany w ilości zaznaczonej na zbiorniczku.

Hamulec postojowy jest uruchamiany przy pomocy ręcznej dźwigni, umieszczonej z lewej strony pulpitu sterowania silnikami. Włączenie hamulca postojowego odbywa się przez pociągnięcie dźwigni do tyłu przy równoczesnym naciśnięciu zatrzasku, znajdującego się z lewej strony dźwigni. Aby zwolnić hamulec postojowy wystarczy pociągnąć dźwignię do tyłu /bez naciskania zatrzasku/ i pozwolić jej swobodnie powrócić do przodu.

#### OSTRZEŻENIE

Nie stosować hamulców przy zakręcaniu. Używanie hamulca przyczynia się do powstawania następujących niekorzystnych zjawisk na przednim podwoziu:

- ściąganie opony
- niszczenie opony
- powstanie nadmiernych luzów w goleni.

#### 7.7. UKŁAD STROWANIA SAMOLOTEM

Samolot wyposażony jest w dwa wolanty, umieszczone przed przednimi fotelami, umożliwiające sterowanie samolotem przez dwóch pilotów jednocześnie.

Napęd sterów odbywa się przy pomocy linek. Płytowe usterzenie poziome na krawędzi spływu posiada trymer.

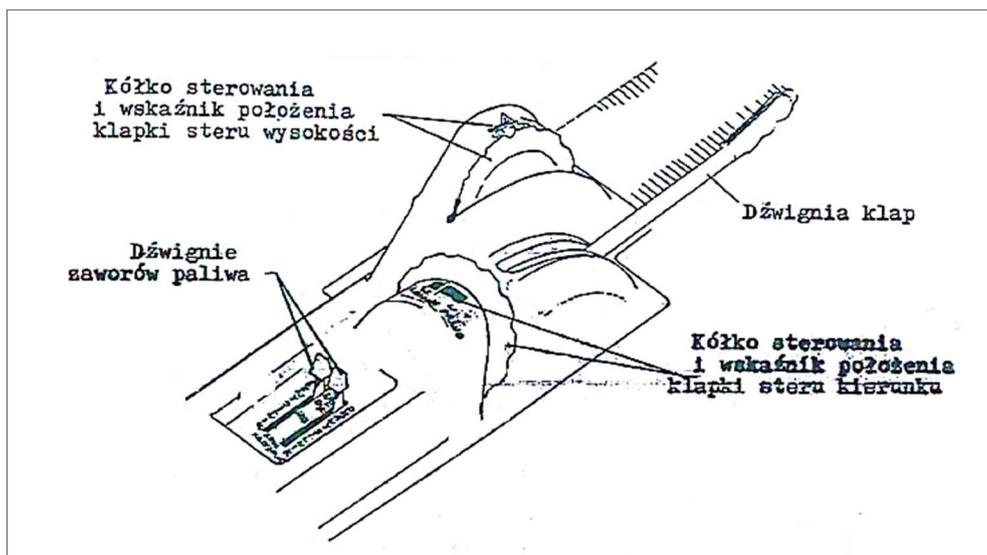
Sterowanie może odbywać się:

- ręcznie, kółkiem umieszczonym między przednimi fotelami,
- elektrycznie, po przyśnięciu przycisku sterowania trymerem /na tablicy przyrządowej z lewej strony lewego wolantu/ w kierunku zamierzonego pochylenia samolotu. Ponadto wyłącznik pracy trymera na lewej rękojeści lewego wolantu musi być włączony,
- automatycznie, podczas pracy autopilota.





Skrzydła posiadają lotki typu Frise. Konstrukcja tego typu lotek polepsza sterowność samolotu. Różnicowe wychylenie lotek zapobiega niepożądanemu odchyłaniu się samolotu podczas zakrętu, również polepsza koordynację w normalnych zakrętach. Do statecznika pionowego zamocowany jest ster kierunku z klapką odciążająco – wyważającą. Sterowanie nią odbywa się kółkiem poprzecznym zabudowanym między przednimi fotelami. Obok kółek sterowania klapkami znajdują się wskaźniki położenia klapki.



Rys. 7 – 7. Konsola z elementami sterowania

Kalpy uruchamiane są ręcznie dźwignią znajdującą się między przednimi fotelami. Aby wypuścić kalpy /położenie 10 °, 25 °, 40 °/ należy dźwignię unieść do góry – na siebie. Blokowanie dźwigni w danym położeniu klap następuje automatycznie. Aby schować kalpy, należy dźwignię nieznacznie odciążyć mechanizmem zatrasku przez jej uniesienie, następnie nacisnąć przycisk na końcu dźwigni i powoli ją opuścić. W położeniu schowanym kalpy są zablokowane. Przy takim położeniu, prawa kalpa służy jako topień wejścia do kabiny. Przy wchodzeniu do kabiny należy ostrożnie stawać na tą część kalpy, która jest pokryta materiałem zwiększającym tarcie.





## 7.8. INSTALACJA PALIWOWA

Paliwo mieści się w zbiornikach skrzydłowych. Zbiorniki w każdym skrzydle są połączone i działają na zasadzie naczyń połączonych jako jeden zbiornik. Wszystkie zbiorniki, znajdujące się z jednej strony kadłuba, napełniane są przez jeden wlew umieszczony w zewnętrznym zbiorniku. Paliwo pobierane jest z wewnętrznego zbiornika. W każdym skrzydle pozostaje 9,5 l nieużywalnej reszty paliwa. Zużywalna ilość paliwa wynosi 352 l.

Jako paliwo stosowana jest benzyna lotnicza 100/130 oktanowa. Odpowietrzenie zbiorników znajduje się pod każdym skrzydłem. Konstrukcja przeciwołodzienna zapobiega tworzeniu się lodu i zatykaniu końcówek odpowietrzania zbiorników.

Na każdym silniku znajduje się pompa paliwowa, napędzana bezpośrednio od silnika. W instalacji zastosowane są również awaryjne pompy paliwa.

Przeznaczenie elektrycznie zasilanej awaryjnej pompy paliwowej jest dostarczenie paliwa do silnika w wypadku awarii lub niesprawności napędu pompy mechanicznej. Za pomocą tej pompy można przeprowadzić także rozruch silników na ziemi lub w powietrzu.

Przełączniki dwóch awaryjnych pomp paliwowych /typu klawiszowego/ znajdują się na bocznej tablicy wyłączników z lewej strony pilota.

Pompy zostają uruchomione po ustawieniu przełączników w położenie “ON”.

Podczas pracy awaryjnych pomp paliwowych zapala się żółta lampka /dla każdej pompy oddzielnie/ na lewej tablicy przyrządów.

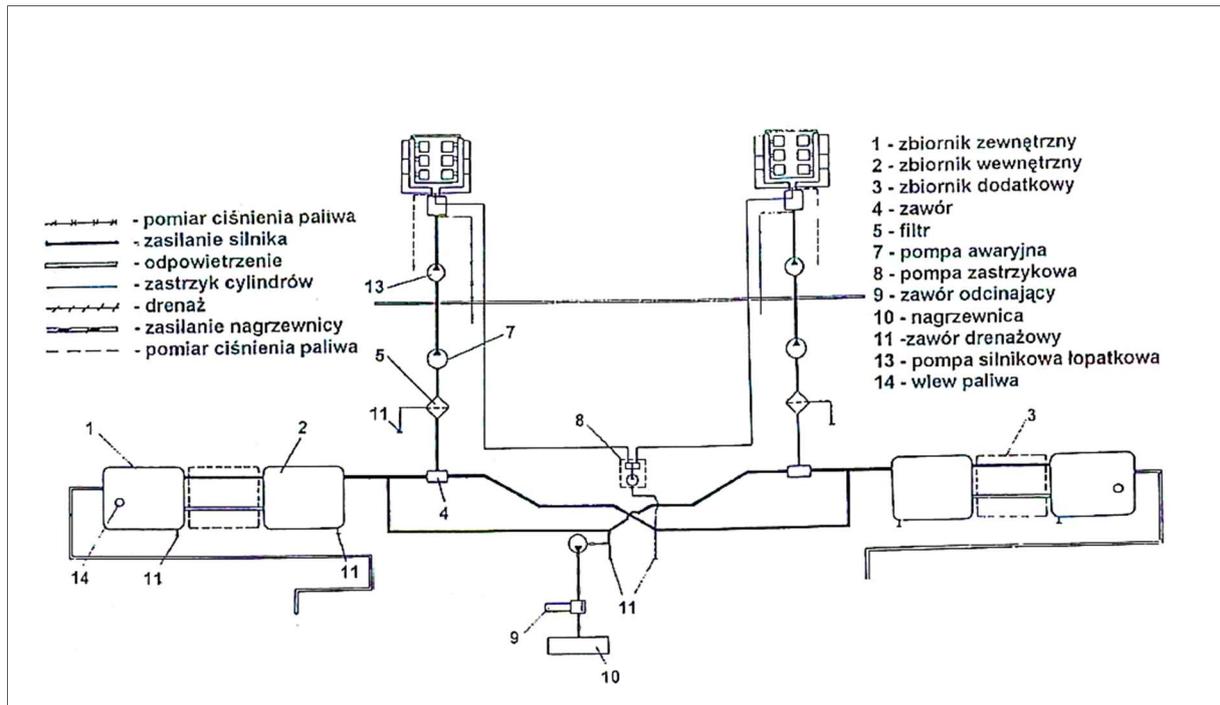
Lampki te przygasają automatycznie każdorazowo, kiedy ciśnienie pompy maleje.

Dźwignie sterujące zaworami paliwa znajdują się na konsoli pomiędzy fotelami przednimi. Każdy zawór posiada oddzielną dźwignię, którą można ustawić w trzy położenia /“WŁ” /włączony/, “WYŁ”/wyłączony/ i “ZASIL. KRZYŻOWE”.

Podczas normalnej pracy dźwignie te ustawione są w położenie “WŁ”. Zawory paliwa są otwarte i każdy silnik czerpie paliwo ze zbiorników po tej samej stronie.







Rys. 7 – 9. Schemat instalacji paliwowej





Przestawiając dźwignię zaworu paliwa w położenie „ZASILANIE KRZYŻOWE”, umożliwi się silnikowi czerpanie paliwa ze zbiorników przeciwnej strony aby w ten sposób zwiększyć zasięg oraz poprawić wyważenie poprzeczne samolotu podczas lotu na jednym pracującym silniku. Położenie „WYŁ.” /wyłączony/ odcina dopływ paliwa z jednej strony.

#### UWAGA

Gdy jeden silnik nie pracuje, a silnik pracujący przestawiony jest na zasilanie krzyżowe, dźwignia zaworu paliwowego silnika niepracującego musi być ustawiona w położenie „WYŁ.” /wyłączony/.

Podczas lotu nie należy ustawiać obydwóch zaworów w położenie „ZASILANIE KRZYŻOWE”, gdyż paliwo powraca do zbiorników po tej samej stronie co pracujący silnik.

Przed każdym lotem należy zlać paliwo z najniższych punktów zlewu układu paliwowego aby upewnić się, że w instalacji nie ma wody i zanieczyszczeń.

Filtry paliwa /2 szt./ zbiorniki paliwa /4 szt./ i przewody zasilania krzyżowego /2 szt./ posiadają zamontowane zlewy paliwa.

Zawory zlewowe filtrów paliwa znajdują się pod spodem zewnętrznej strony gondoli każdego silnika. Zawory zlewowe zbiorników paliwa zamontowane są po dwa pod każdym skrzydłem, a zasilania krzyżowego paliwem znajdują się w najniższym punkcie układu paliwowego pod kadłubem w pobliżu krawędzi spływu prawej klapy.

#### 7.9. UKŁAD ELEKTRYCZNY

Układ elektryczny samolotu PZL M20 „MEWA” zdolny jest dostarczać wystarczającą energię do kompletnego wyposażenia w lotach nocnych i w lotach bez widoczności ziemi.

Energia elektryczna wytwarzana jest przez dwa 70 A alternatory, które zainstalowane są na każdym silniku.





Akumulator 12 V, 35 Ah zapewnia dostarczenie energii elektrycznej do rozruchu silników, pozwala korzystać z elektrycznego wyposażenia przy niepracujących silnikach oraz stanowi źródło energii elektrycznej do wzbudzenia alternatorów.

Akumulator umieszczony jest w nosowej części kadłuba, łatwo dostępny przez drzwiczki przedniego bagażnika.

Ładowany jest prądem elektrycznym wytwarzanym przez alternatory. W razie potrzeby doładowania akumulatora, należy go wybudować z samolotu.

Gniazdko wtykowe, umożliwiające użycie zewnętrznego źródła energii elektrycznej, znajduje się z lewej strony nosowej części kadłuba. Podczas podłączenia lub rozłączenia zewnętrznego źródła energii 12 lub 14 V, główny wyłącznik musi być wyłączony, aby zapobiec iskrzeniu. Podczas rozruchu silnika, przy użyciu zewnętrznego źródła energii, główny wyłącznik powinien być włączony /ON/.

Dwa regulatory stałego napięcia utrzymują wartość skutecznego napięcia 14 V w instalacji elektrycznej. W obwodzie każdego alternatora znajduje się przekaźnik zabezpieczający przed wzrostem napięcia. Zabezpiecza on wyposażenia elektryczne przed uszkodzeniem w przypadku wzrostu napięcia, odłączając alternator w razie przekroczenia 14 V. W tym przypadku na pulpicie sygnalizacyjnym zapali się lampka sygnalizacyjna „ALT” /alternator/. Regulatory napięcia i przekaźniki wzrostu napięcia znajdują się z przodu w dolnej części wręgi, oddzielającej kabinę od części nosowej kadłuba /dojście przez przedni bagażnik/.

Pełną wydajność 70 A alternatora uzyskać można przy obrotach nie niższych niż 2000 obr/min.

Brak wskazań amperomierza, przy niskich obrotach silnika, jest zjawiskiem normalnym. Przyczyną tego jest stopień przełożenia alternatora – silnik. Dwa amperomierze i sygnalizacja świetlna alternatora ułatwiają kontrolę pracy układu elektrycznego.





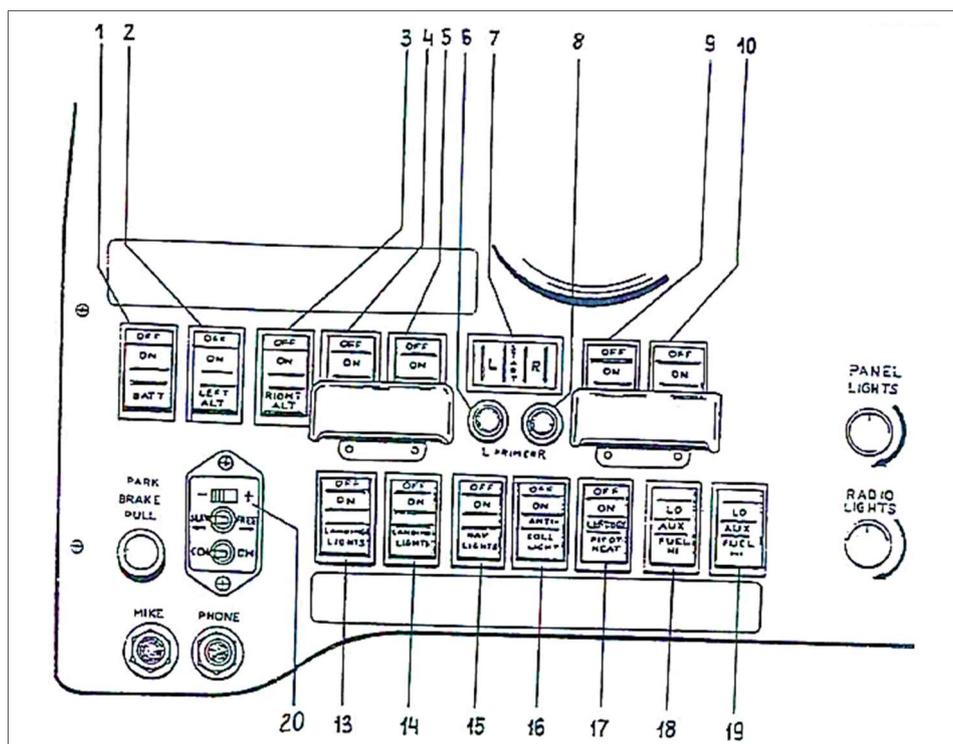
Amperomierze wskazują prąd wyjściowy alternatorów. Wskazywanie przez amperomierz prądu wyższego niż znamionowy sygnalizuje o awarii w układzie. W tym wypadku należy wyłączyć alternator. Amperomierz drugiego alternatora po około 1 min. powinien wskazywać prawidłowe wartości prądu. Wskazywanie wyższego od znamionowego prądu przez oba amperomierze, w czasie dłuższym niż 5 min. wskazuje, że awaria wystąpiła poza układem alternatora. Brak wskazań na amperomierzu oznacza, że alternator nie wytwarza prądu /powinna również zaświecić się lampka "ALT" na pulpicie sygnalizacyjnym/. Po awarii silnika lub alternatora, drugi alternator zapewnia właściwe zasilanie dla bezpiecznego zakończenia lotu. Przy włączonej instalacji p/oblodzeniowej i innych urządzeniach o dużych poborach mocy, należy uważać aby nie przekroczyć prądu 70 A. W przypadku przekroczenia tej wartości można rozładować akumulator. Przy wszystkich urządzeniach wyłączonych, poza głównym wyłącznikiem, amperomierze wskażą prąd użyty do ładowania akumulatora i pracy przyrządów. O ile suma dwóch odczytów jest wyższa niż normalna wskazuje to, że akumulator jest słabo naładowany. Należy próbować ustalić przyczynę niskiego naładowania akumulatora, a jeżeli się jej nie znajdzie, akumulator i instalacja elektryczna powinna być sprawdzona przez kwalifikowany personel naziemny.

W przypadku awarii obu alternatorów podczas lotu, jednym źródłem energii elektrycznej będzie akumulator, dlatego też wszystkie zbędne wyposażenie elektryczne powinno być wyłączone.

#### OZNACZENIE WYŁĄCZNIKÓW NA PULPICIE /RYS. 7 – 11/

ON	WŁACZONY
LANDING LIGHT	ŚWIATŁO LĄDOWANIA
NAV LIGHT	ŚWIATŁA NAWIGACYJNE
ANTI COLL	ŚWIATŁA ANTYKOLIZYJNE
PITOT HEAT	OGRZEWANIE GŁOWICY PITOTA
MASTER	WYŁĄCZNIK GŁÓWNY

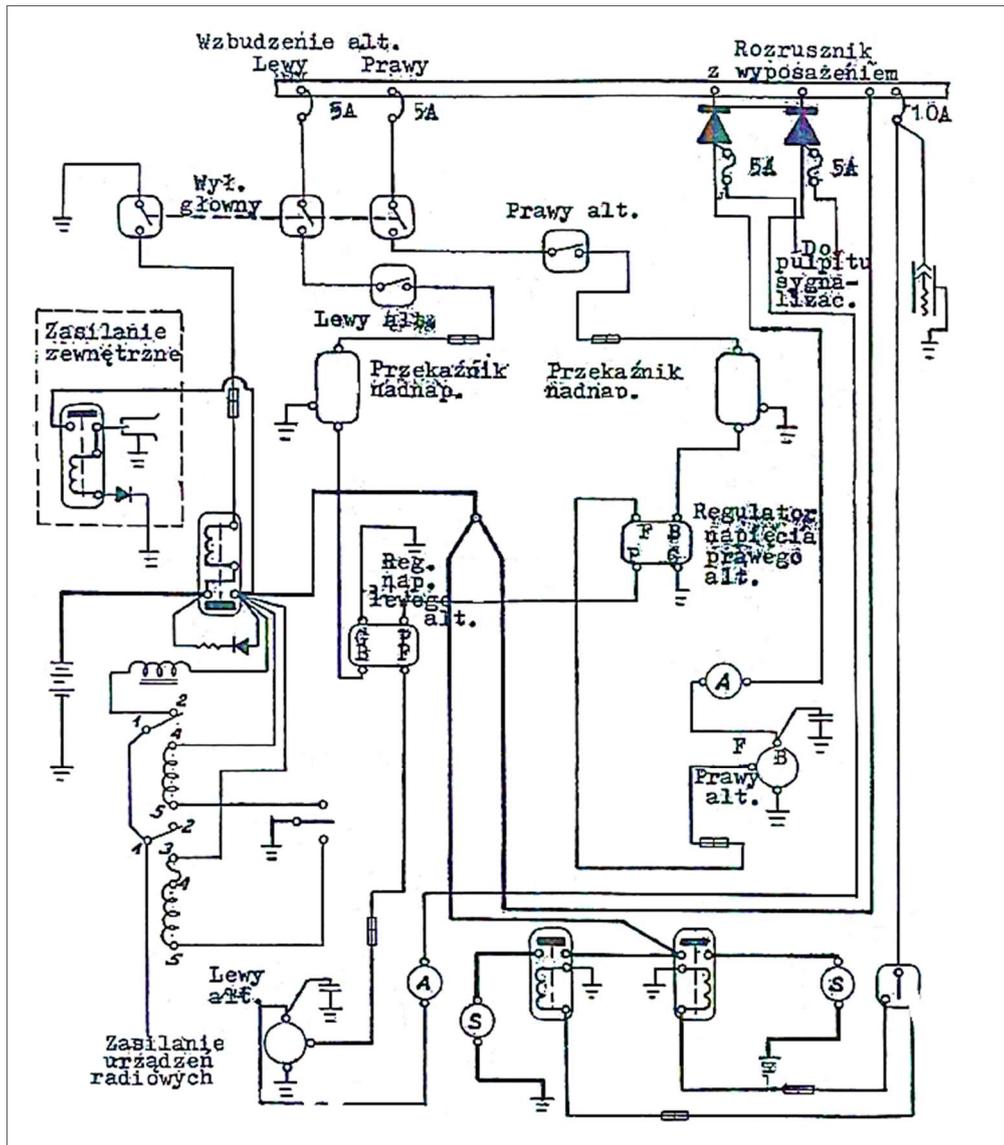




Rys. 7 – 11. Rozmieszczenie wyłączników na tablicy przyrządowej

1 – wyłącznik akumulatora; 2 – wyłącznik wzbudzenia lewego alternatora; 3 – wyłącznik wzbudzenia prawego alternatora; 4,5 – wyłączniki iskrowników lewego silnika; 6 – pompka zastrzykowa lewego silnika; 7 – przycisk startera; 8 – pompka zastrzykowa prawego silnika; 9,10 – wyłączniki iskrowników prawego silnika; 13,14 – wyłączniki świateł lądowania; 15 – wyłącznik świateł nawigacyjnych; 16 – wyłącznik świateł antykolizyjnych; 17 – wyłącznik ogrzewania rurki Pitot'a oraz czujników przeciągnięcia; 18 – wyłącznik awaryjnej pompy paliwowej lewego silnika; 19 – wyłącznik awaryjnej pompy paliwowej prawego silnika; 20 – wyłącznik korekcji magnetycznej żyrobosoli.





Rys. 7 – 13. Schemat instalacji alternatorów i rozruszników





Okres, w którym akumulator zasilat będzie niezbędne wyposażenie zależą będzie od:

- ilości pobieranego prądu przez to wyposażenie;
- momentu zauważenia przez pilota podwójnej awarii i przedsięwzięcia odpowiednich czynności;
- stanu technicznego akumulatora.

Podczas lotu nocnego lub wg przyrządów, pilot powinien obserwować wskazania amperomierzy i lampkę sygnalizacyjną alternatorów, aby w razie pojawienia się usterki, natychmiast podjąć odpowiednią decyzję.

Sposób postępowania w przypadku awarii instalacji elektrycznej podano w rozdz. III niniejszej instrukcji.

Układ elektryczny i wyposażenie elektryczne zabezpieczone jest przez zastosowanie w obwodach bezpieczników termicznych, zabudowanych z prawej strony tablicy przyrządów pokładowych. Pulpit posiada wolne miejsca do zainstalowania dodatkowych bezpieczników.

W przypadku wadliwego działania wyposażenia lub nagłego wzrostu prądu, termiczny bezpiecznik zadziała automatycznie i odłączy przeciążony obwód. Pilot może włączyć bezpiecznik w obwód, przez wciśnięcie go z powrotem, lecz wskazanym jest by uczynić to po 5 minutowym okresie chłodzenia.

Bezpieczniki termiczne mogą być wyciągnięte ręcznie. Wyłączniki iskrowników, rozruszników, alternatorów, oświetlenia i ogrzewania głowicy Pitot’a umieszczone są dogodnie, na tablicy wyłączników z lewej strony pilota.

#### OSTRZEŻENIE

ŚWIATŁA ANYTYKOLIZYJNE NIE POWINNY BYĆ WŁĄCZONE PODCZAS LOTU W CHMURACH LUB ZAMGLENIU PONIEWAŻ ODBITE ŚWIATŁO MOŻE SPOWODWAĆ DEZORIETNACJĘ W PRZESTRZENI. PONADTO NALEŻY JE WYŁĄCZYĆ W MAŁEJ ODLEGŁOŚCI OD ZIEMI, W CZASIE STARTU I LĄDOWANIA.





#### 7.10. PNEUMATYCZNY UKŁAD ZASILANIA PRZYRZĄDÓW GIROSKOPOWYCH

Do napędu giroskopowego wskaźnika kursu i sztucznego horyzontu użyte jest ciśnienie powietrza z pneumatycznego układu zasilania. Układ pneumatyczny składa się z pompy ciśnieniowej znajdującej się na każdym silniku, przewodów i urządzeń regulujących.

Układ pobiera powietrze spod osłon silnika, poprzez filtry wlotowe, do pomp ciśnieniowych zamontowanych na silnikach.

Na przegrodach ogniowych zainstalowane są zawory redukcyjne, utrzymujące stałe ciśnienie i zabezpieczające przewody przed uszkodzeniem. Zawory zwrotne, filtry przepływowe oraz rurki rozgałęźne ciśnienia zamontowane są w kabinie na przedniej przegrodzie. W przypadku lotu na jednym silniku lub awarii jednej z pomp ciśnieniowych pracę przyrządów umożliwią zawory zwrotne.

Manometr ciśnienia znajduje się na tablicy przyrządów pokładowych z lewej strony sterownicy II – pilota i wskazuje ciśnienie doprowadzone do przyrządów giroskopowych.

Powietrze, po przejściu przez przyrządy giroskopowe, wychodzi na zewnątrz poprzez przednią przegrodę.

Zakres ciśnienia w żyroskopowym układzie pneumatycznym jest ograniczony od 4,5 do 5,2 cala sł. Hg /114,3 – 132 mm Hg/.

Dwa kołpaczki czerwone na manometrze ciśnienia służą do ostrzegania pilota o niedostatecznym ciśnieniu, wytwarzanym przez jedną z pomp ciśnieniowych. Dodatkowa lampka na tablicy sygnalizacyjnej ostrzega o nieprawidłowym działaniu żyroskopowego układu pneumatycznego.

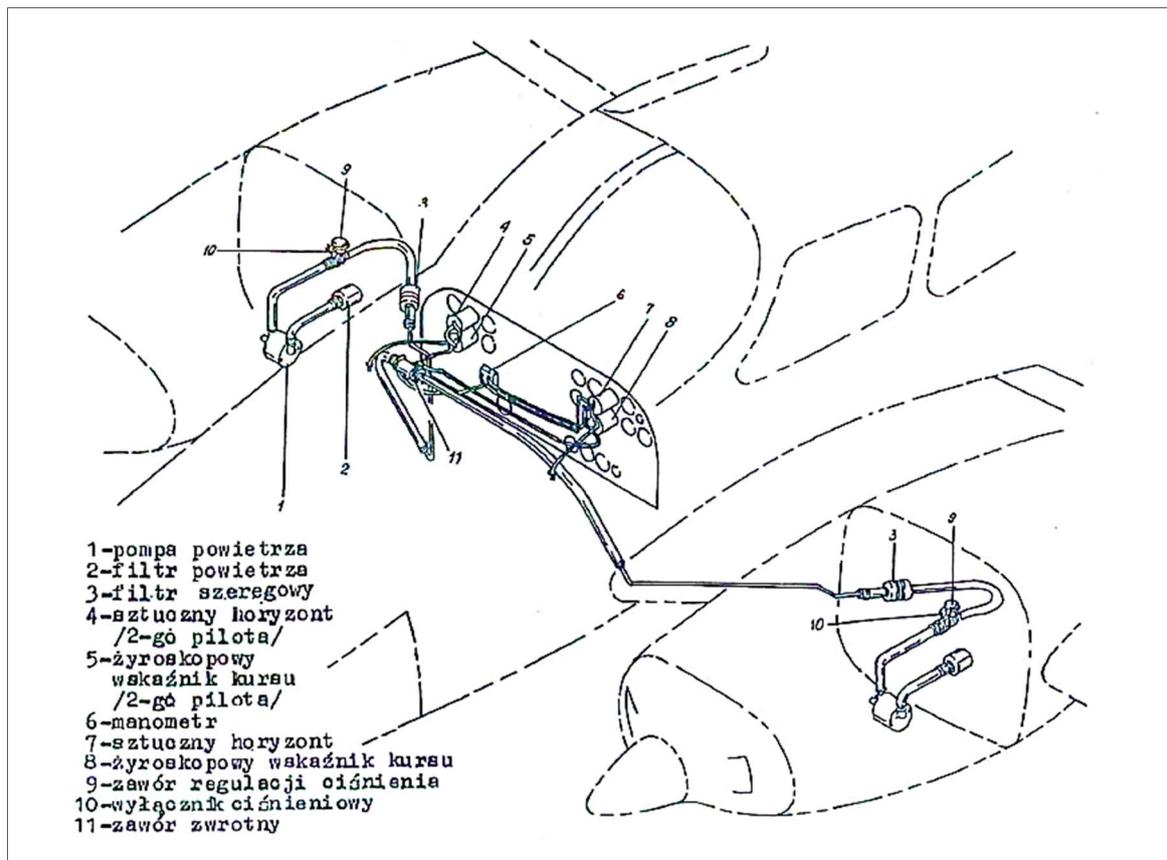
#### 7.11. INSTALACJA CIŚNIENIA STATYCZNEGO I CAŁKOWITEGO

Ciśnienie całkowite dostarczane do prędkościomierza odbierane jest przez aluminiową głowicę Pitot’a umieszczoną pod lewym skrzydłem, a następnie przesyłane przewodami w skrzydle i kadłubie do wskaźnika na tablicy przyrządów pokładowych.

Ciśnienie statyczne do prędkościomierza, wysokościomierza i wariometru, pobierane jest z dwóch odbiorników znajdujących się po jednym z każdej strony kadłuba z przodu usterzenia wysokości.







Rys. 7 – 15. Schemat zasilania przyrządów żyroskopowych





Obydwa odbiorniki podłączone są do jednego przewodu, prowadzącego do przyrządów. Podwójne źródło ciśnienia statycznego równoważy różnicę ciśnienia spowodowaną wyższymi lub niższymi samolotu.

Awaryjne źródło ciśnienia statycznego znajduje się poniżej tablicy przyrządów pokładowych z prawej strony dźwigni sterowania silnikami.

Otwarcie awaryjnego zaworu ciśnienia statycznego połączy prędkościomierz, wysokościomierz i wariometr z ciśnieniem statycznym panującym w kabinie. W czasie pracy przyrządów na awaryjnym ciśnieniu statycznym, mogą zaistnieć małe odchylenia wskazań w zależności od panujących warunków w kabinie.

Na warunki te może wpłynąć prędkość samolotu, włączenie systemu ogrzewczo – wentylacyjnego lub otwarcie okienka bocznego.

Pilot może określić wielkość wpływu na wskazania przyrządów, po przestawieniu źródła ciśnienia statycznego na awaryjne, przez zmianę prędkości, różne nastawienie instalacji ogrzewczo – wentylacyjnej oraz otwarcie okienka bocznego przy prędkościach poniżej 239 km/h /129 KIAS/.

Po stwierdzeniu nieprawidłowego działania jednego lub więcej przyrządów, pracujących na ciśnieniu dynamiczno – statycznym, należy sprawdzić szczelność całego układu, stan zanieczyszczenia lub zawilgocenia.

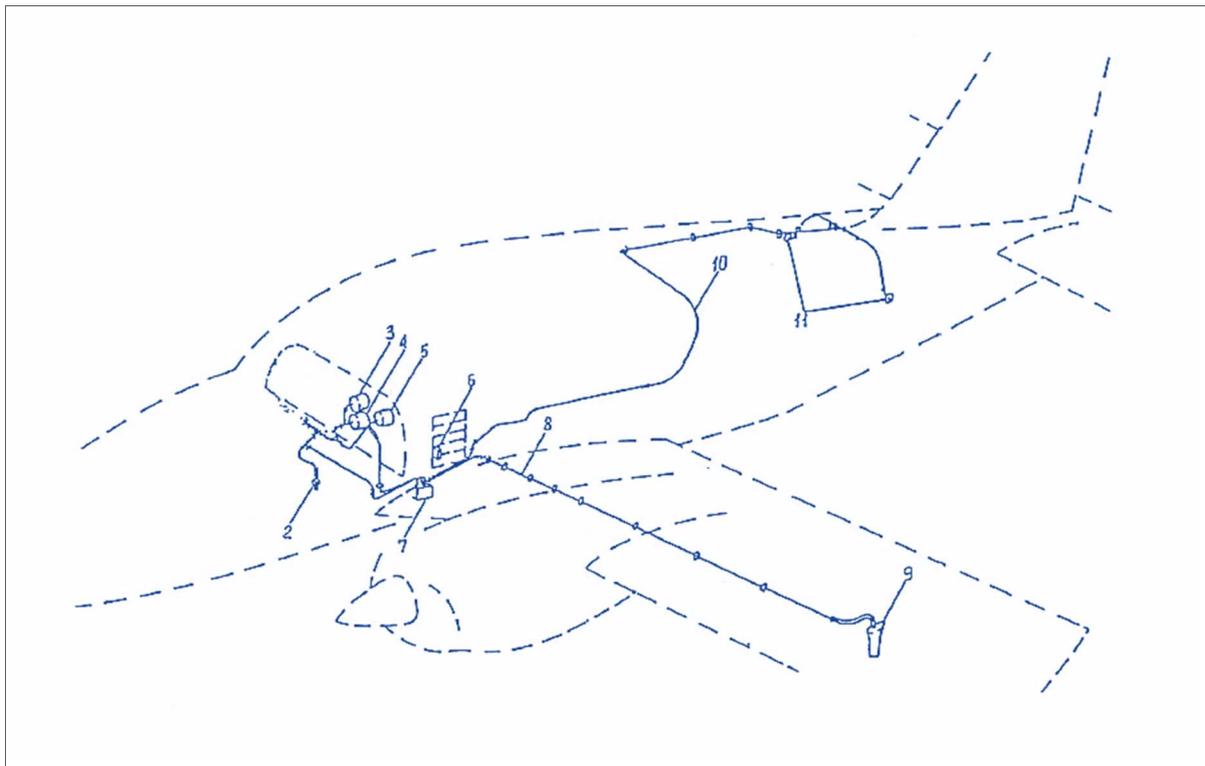
Do zlewania kondensatu z układu odbioru ciśnień powietrza zastosowano zaworki spustowe zabudowane w kabinie poniżej tablicy wyłączników.

Ponieważ awaryjne źródło ciśnienia statycznego znajduje się w najniższym punkcie układu, dlatego też przełączenia układu z normalnego na awaryjne zasilanie, umożliwia odwodnienie przewodów ciśnienia statycznego.

Otwory wlotowe dostarczające ciśnienie statyczne muszą być wolne od brudu, owadów lub środków czyszczących. Zanieczyszczone otworki źródła ciśnienia statycznego mogą spowodować błędne lub brak wskazań przyrządów.

Ogrzewanie głowicy Pitot’a wyeliminuje problem oblodzenia jej w silnym deszczu i w warunkach sprzyjających oblodzeniu. Źródła ciśnienia statycznego posiadają właściwości przeciwołodziennowe.





Ryz. 7 – 17. Schemat instalacji ciśnienia statycznego i całkowitego

2 – awaryjne źródło ciśnienia statycznego; 3 – wysokościomierz; 4 – wariometr; 5 – prędkościomierz; 6 – wyłącznik ogrzewania głowicy Pitot’a; 7 – odstożnik układu ciśnienia statycznego i całkowitego; 8 – linia ciśnienia całkowitego; 9 – głowica Pitot’a; 10 – linia ciśnienia statycznego; 11 – końcówki układu statycznego.

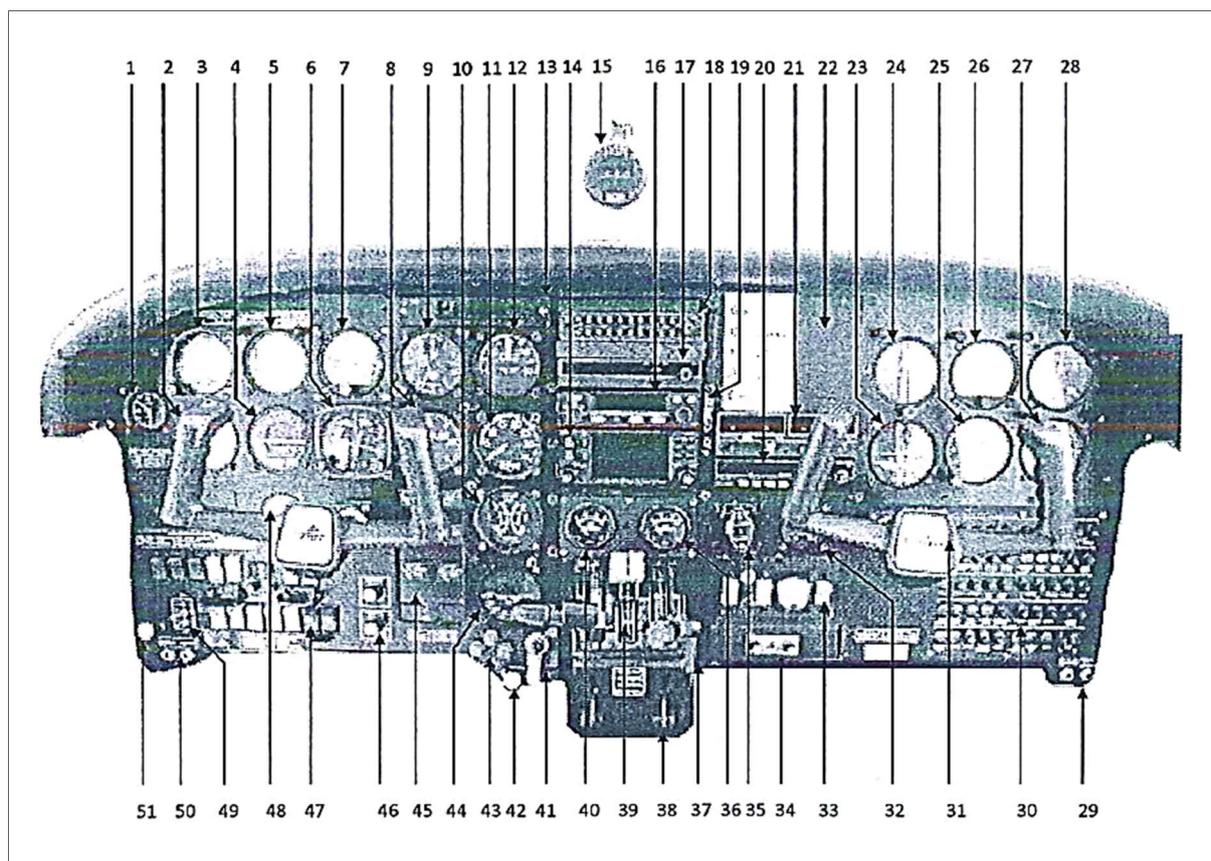




Rys. 7 – 19. Tablica przyrządów pokładowych

1. Zegar
2. Wskaźnik VOR/ILS
3. Wskaźnik RMI
4. Zakrętomierz
5. Prędkościomierz
6. Wskaźnik HSI
7. Sztuczny horyzont
8. Wariometr
9. Wysokościomierz
10. Wskaźnik temperatury głowic cylindrów
11. Obrotomierz zintegrowany
12. Wskaźnik ciśnienia w kolektorze ssącym
13. Panel wskaźników świetlnych z przyciskiem do testu lampek sygnalizacyjnych
14. Panel odbiornika GPS
15. Busola magnetyczna
16. Transponder
17. Panel DME
18. Audiopanel
19. Włącznik awioniki
20. Panel ADF
21. Nadajnik odbiornik COM/NAV
22. Miejsce zarezerwowane
23. Zakrętomierz
24. Wysokościomierz
25. Żyroskopowy wskaźnik kursu
26. Sztuczny horyzont
27. Wariometr
28. Prędkościomierz
29. Gniazdo mikrofonu i słuchawek
30. Pulpit bezpieczników
31. Włącznik awaryjnego zasilania awioniki
32. Wskaźnik ciśnienia pneumatycznego
33. Panel układu odladania
34. Panel interkomu
35. Pompka zastrzykowa
36. Amperomierz prawego alternatora
37. Blokada cierna
38. Dźwignia powietrza wlotowego
39. Konsola dźwigni sterowania silnikami
40. Amperomierz lewego alternatora
41. Dźwignia wypuszczania podwozia
42. Gałka awaryjnego wypuszczania podwozia
43. Lampki sygnalizacji wypuszczonego podwozia
44. Wskaźnik ciśnienia paliwa
45. Grupa wskaźników lewego prawego silnika
46. Regulacja oświetlenia przyrządów
47. Pulpit wyłączników
48. Licznik motogodzin
49. Wyłącznik korekcji magnetycznej busoli
50. Gniazdo mikrofonu i słuchawek
51. Ciężno hamulca postojowego





Rys. 7 – 19. Tablica przyrządowa





Jeżeli jednak wystąpi oblodzenie należy włączyć awaryjne źródło ciśnienia statycznego.

## 7.12. TABLICA PRZYRZĄDÓW POKŁADOWYCH

Tablica przyrządów pokładowych zaprojektowana funkcjonalnie, posiada wystarczającą ilość miejsca na przyrządy pilotażowo – nawigacyjne, kontrolne wskaźniki pracy silników oraz szeroki zakres wyposażenia lotniczego i przyrządów dodatkowych co pozwala dostosować samolot do indywidualnych potrzeb użytkownika.

Przyrządy pilotażowo – nawigacyjne zgrupowane są w górnej części tablicy, kontrolne wskaźniki pracy silników, układu elektrycznego i pulpit bezpieczników umieszczone są w dolnej części tablicy.

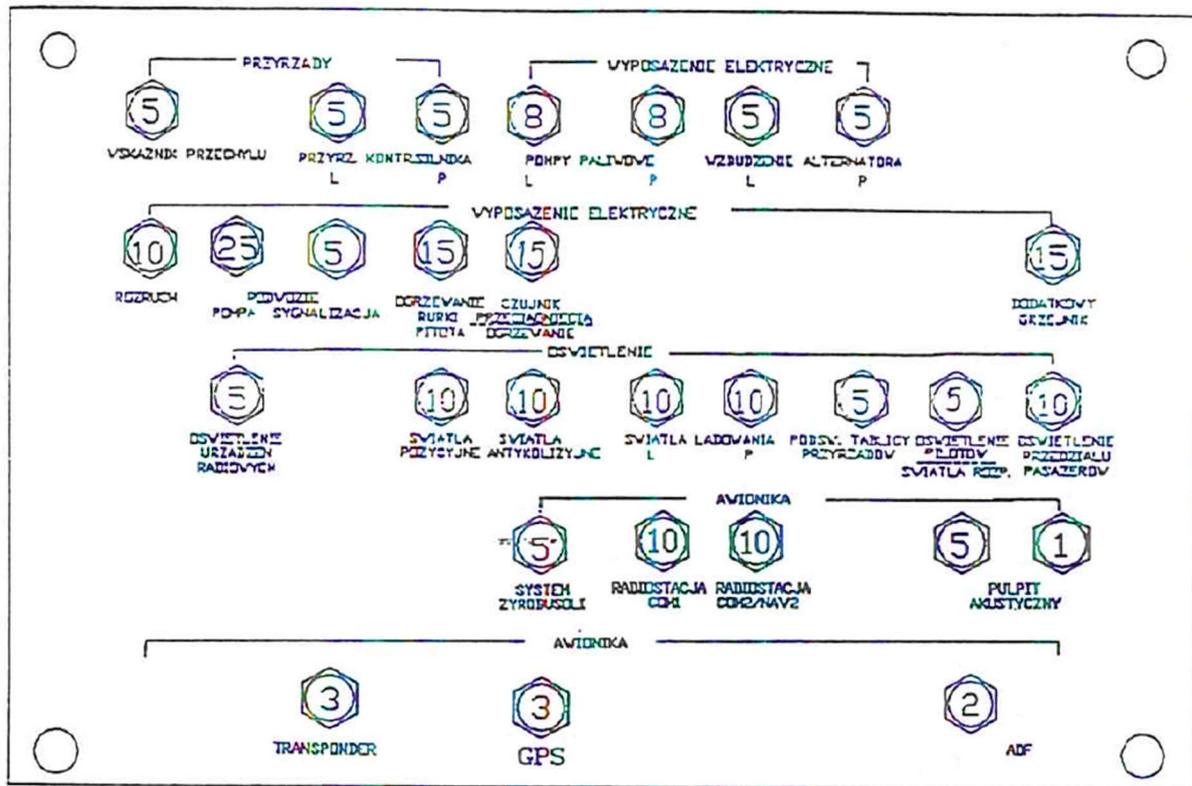
Wskaźniki kontrolne pracy lewego i prawego silnika są odpowiednio rozdzielone wolantem.

Urządzenia radiowe zainstalowane są w górnej środkowej części tablicy. Poniżej środkowej części tablicy znajduje się pulpit sterowania silnikami z dźwigniami przepustnic, skoku śmigieł i składu mieszanki paliwa. Z lewej strony pulpitu sterowania silnikami umieszczony jest przełącznik podwozia. Takie rozmieszczenie urządzeń jest wygodne i dostępne dla obydwóch pilotów.

Lampki sygnalizujące położenie podwozia umieszczone są w dolnej części tablicy przyrządów. Czerwona lampka zapalająca się przy pośrednim położeniu podwozia, znajduje się po lewej stronie pulpitu lampek sygnalizacyjnych.

Pulpit lampek sygnalizacyjnych: ciśnienia oleju /"OIL"/, ciśnienia pneumatycznego /"GYRO AIR"/, pracy alternatorów /"ALT"/ i temperatury powietrza do gaźnika /"TEMP. POW."/ oraz przycisk sprawdzający te lampki, znajdują się w górnej części tablicy przyrządów na lewo od urządzeń radiowych. Podczas przeglądu przedlotowego sprawdza się działanie lampek na pulpicie sygnalizacyjnym poza lampkami pracy awaryjnych pomp paliwowych. Po naciśnięciu przycisku sprawdzającego, wszystkie lampki sygnalizacyjne powinny się świecić z wyjątkiem lampek awaryjnych pomp paliwowych.





Rys. 7 – 19 a. Pulpit bezpieczników automatycznych





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---







#### UWAGA

W czasie gdy silnik nie pracuje, a śmigło ustawione jest w chorągiewkę, na tablicy sygnalizacyjnej będą się świecić następujące lampki: alternatora /"ALT"/, ciśnienia pneumatycznego /"GYRO AIR"/, ciśnienia oleju /"OIL"/, temperatury powietrza do gaźnika /"TEMP. POW."/.

Oświetlenie przyrządów pokładowych i wskaźników kontrolnych pracy silników może być przyciemniane lub rozjaśniane przy pomocy regulatora oporowego, znajdującego się z prawej strony dźwigni sterowania silnikami. W czasie, kiedy oświetlenie przyrządów jest włączone, wszystkie lampki na pulpicie sygnalizacyjnym będą automatycznie przyciemnione. Przyciemnienie to jednak ustąpi po naciśnięciu przycisku sprawdzającego.

Większość wyłączników elektrycznych znajduje się na tablicy wyłączników z lewej strony pilota. Główny przełącznik obwodów urządzeń radiowych, umieszczony został w pobliżu górnej części tablicy, pomiędzy kolumnami urządzeń radiowych. Przełącznik ten zapewnia dopływ prądu do wszystkich urządzeń radiowych poprzez główny wyłącznik układu elektrycznego.

Przełącznik obwodów urządzeń radiowych posiada trzy położenia: wyłączone, normalne i zapasowe. Położenie zapasowe włącza drugi obwód prądu elektrycznego dla wszystkich urządzeń elektrycznych.

#### 7.13. OGRZEWANIE I WENTYLACJA KABINY ORAZ URZĄDZENIE ZAPOBIEGAJĄCE ZAMARZANIU PRZEDNIEJ SZYBY

Gorące powietrze ogrzewające kabinę oraz zapobiegające zamarzaniu przedniej szyby, doprowadzone jest z grzejnika spalinowego, znajdującego się za bagażnikiem w tylnej części kadłuba. Z grzejnika typu "Janitrol" powietrze przechodzi kanałem wzdłuż podłogi kabiny, do wylotów znajdujących się przy każdym fotelu oraz do przedniej szyby.





Praca grzejnika spalinowego sterowana jest trzypołożeniowym przełącznikiem, znajdującym się na pulpicie pomiędzy przednimi fotelami, oznaczonymi: wentylator /"FAN"/, wyłączony /"OFF"/ i grzejnik /"HEATER"/.

Przepływ powietrza oraz temperatura, regulowane są dwiema dźwigniami, które znajdują się na pulpicie. Prawą dźwignią regulowany jest wlot powietrza, natomiast lewą – temperatura powietrza. Odpowiednie warunki w kabinie mogą być utrzymywane w zależności od ustawień dźwigni. Przy każdym fotelu znajdują się indywidualne regulowane końcówki nadmuchu, którymi pasażerowie mogą dodatkowo nastawiać wydajność ogrzewania.

Aby ogrzać kabinę, dźwignia regulacji powietrza znajdująca się na pulpicie sterowania grzejnikiem, musi być częściowo lub całkowicie otwarta, a trzypołożeniowy przełącznik grzejnika powinien być w położeniu grzejnik /"HEATER"/.

Takie ustawienie jednocześnie doprowadzi paliwo i zapali grzejnik, a podczas pracy na ziemi włączy automatycznie wentylator będący integralną częścią grzejnika.

Po włączeniu grzejnika w kabinie powinno być odczuwalne ciepło w przeciągu paru sekund.

Kiedy powietrze osiągnie w kabinie temperaturę nastawioną przez dźwignię regulującą temperaturę, cykliczny dopływ paliwa do grzejnika utrzymywana będzie ją automatycznie.

Aby zapobiec pracy wentylatora lub grzejnika przy dźwigni wlotu powietrza ustawionej na zamknięte /"ZAMKN."/ zastosowano dwa wyłączniki bezpieczeństwa, które włączane są przez przepustnice wlotową powietrza, znajdującą się z tyłu grzejnika.

Mikrowyłącznik wyłącza wentylator, gdy podwozie jest schowane. Cyrkulacja powietrza w kabinie w czasie lotu odbywa się tylko powietrzem naporowym.





Ustawienie trypołożeniowego przełącznika w położenie wentylator /"FAN"/ na ziemi, gdy ogrzewanie kabiny nie jest żądane, włączy wentylator, który dostarczy do kabiny i do odparowania przedniej szyby, świeże powietrze kanałem grzewczym.

Włączenie urządzenia ogrzewczo – wentylacyjnego do ogrzewania, bądź też do wentylacji kabiny, doprowadzi automatycznie powietrze w okolicę przedniej szyby do jej odmrożenia lub odparowania.

Ilość przepływającego powietrza do odmrożenia przedniej szyby może być zwiększona przez włączenie dmuchawy odmrażającej. Dmuchawa odmrażająca uruchamiana jest włącznikiem /"DEFROST"/, znajdującym się na pulpicie sterowniczym pomiędzy przednimi fotelami.

Chcąc doprowadzić świeże, nieogrzone powietrze do kabiny w czasie lotu, należy otworzyć wlot powietrza /"OTWARTY"/, a ogrzewanie wyłączyć /"ZAMKN"/.

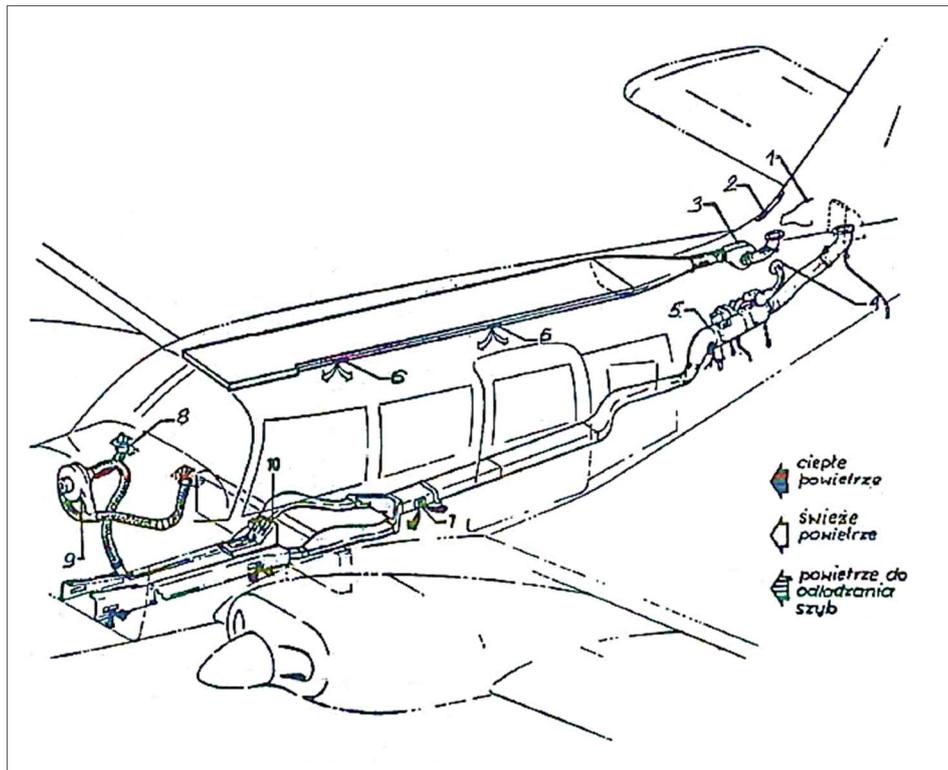
Strumień powietrza wpływającego do układu może być indywidualnie regulowany przesłonkami wylotów kanału grzewczego pomiędzy fotelami.

Świeże powietrze może być również doprowadzone do wentylacji kabiny otworami wlotowymi kanału podsufitowego. Pasażerowie mogą otworzyć i ustawić przesłonki nad głowami i regulować dopływ świeżego powietrza w przestrzeń swojego fotela. Dodatkowa dmuchawa w sufitowym układzie wentylacyjnym może być zainstalowana w celu wzmożenia przepływu świeżego powietrza przy pracy na ziemi.

W grzejniku zainstalowany jest automatyczny wyłącznik przegrzania /"PRZEGRZANIE"/, który działa jako urządzenie zabezpieczające, przerywając pracę grzejnika w razie pojawienia się usterki. Kiedy wyłącznik przegrzania przerwie pracę grzejnika, zapali się lampka przegrzania /"PRZEGRZANIE"/, znajdująca się na pulpicie sterowniczym urządzenia.

Automatyczny wyłącznik przegrzania zainstalowany jest na zewnętrznej, prawej stronie osłony wylotu gorącego powietrza z grzejnika.

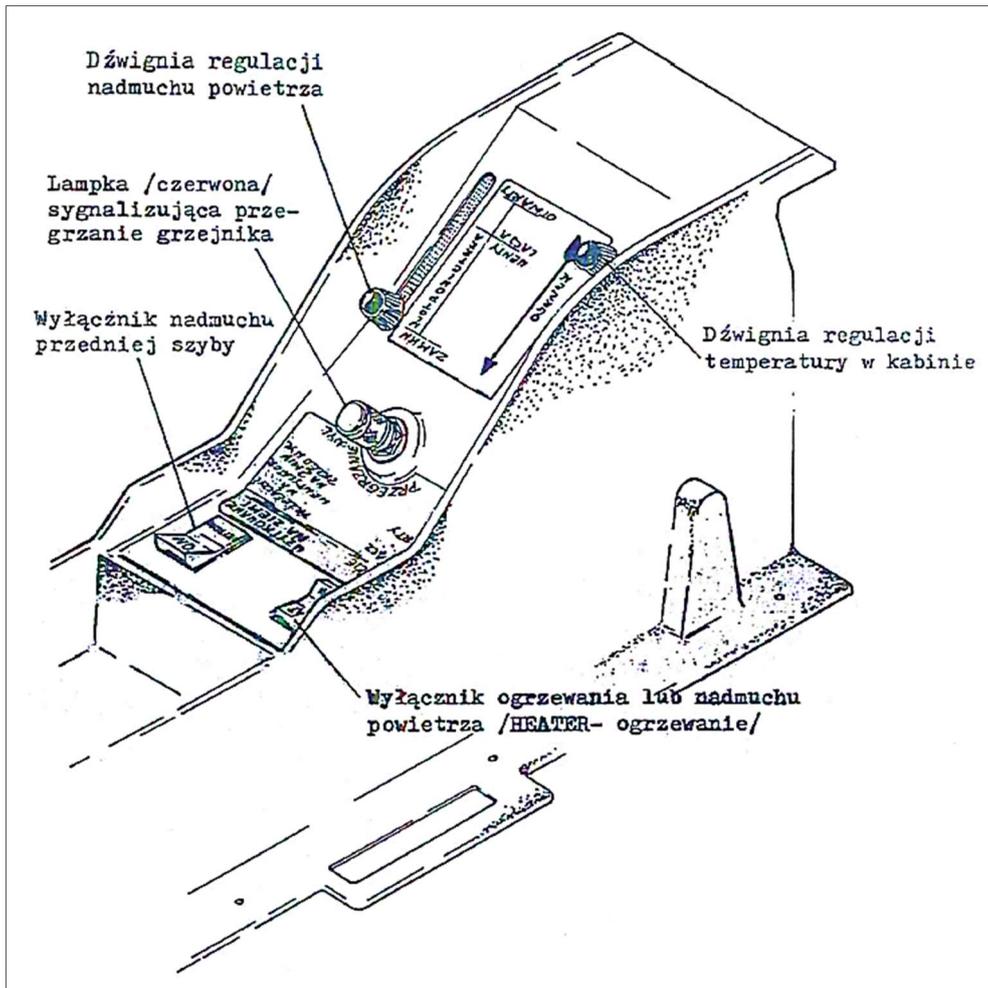




Rys. 7 – 21. Schemat instalacji klimatyzacji i nadmuchu

1 – wlot nagrzewnicy; 2 – wlot świeżego powietrza; 3 – wlot dmuchawy sufitowej dodatkowej; 4 – wlot powietrza dmuchawy układu spalinowego; 5 – zespół nagrzewnicy spalinowej; 6 – końcówki nadmuchu świeżego powietrza; 7 – końcówki nadmuchu powietrza ogrzanego; 8 – końcówki odladzacza szyby; 9 – dmuchawa odladzacza; 10 – pulpit sterowania nagrzewnicą oraz odladzaczem.





Rys. 7 – 23. Konsola sterowania ogrzewaniem, wentylacją i instalacją odladzającą





Czerwony przycisk przełącznika znajduje się na osłonie grzejnika i można go dosięgnąć przez wziernik w tylnej ścianie kabiny.

Aby zapobiec zadziałaniu automatycznego wyłącznika, przy normalnym wyłączeniu grzejnika w pracy na ziemi, należy przełącznik ustawić w położenie wentylator /"FAN"/ na przeciąg 2 minut, przy otwartej dźwigni wlotu powietrza i później przestawić go w położenie wyłączony /"WYŁ"/. W czasie lotu przed wyłączeniem grzejnika, należy dźwignię wlotu powietrza pozostawić ustawioną na "OTWARTY" co najmniej przez 15 sek.

Do pracy grzejnika używane jest paliwo z układu paliwowego silników. Paliwo pobierane jest z lewej grupy zbiorników, elektryczną pompą w ilości około 4,7 l/h.

Ilość paliwa używana do ogrzewania powinna być przewidziana przy planowaniu lotu.

#### 7.14. KABINA

Przednie fotele, dla wygody pilota i pasażerów mogą być przesuwane do przodu i tyłu. Na oparciu prawego przedniego fotela znajduje się pokrętło, którym można odblokować oparcie i przechylić je do przodu w celu ułatwienia wejścia przez przednie drzwi kabiny. Oparcia wszystkich foteli mogą być przechylane do tyłu i ustawiane według życzenia, dźwigienką znajdującą się z boku siedzenia. Na zewnętrznej stronie foteli na ścianie kabiny, znajduje się podłokietnik.

Środkowe i tylne fotele mogą być z łatwością zdemontowane w celu uzyskania większej przestrzeni załadunku.

#### UWAGA

Przy demontażu środkowych i tylnych foteli należy odblokować zabezpieczenie tylnych nóg. Odblokowania dokonuje się przez pokręcenie śrubokrętem o 90°, naciętych główek. Przy zablokowanym położeniu nacięcia główek ustawione są zgodnie z osią podłużną samolotu. Każdorazowo po zamontowaniu foteli do samolotu, zabezpieczenia powinny znajdować się w położeniu zablokowanym.

Przy demontażu tylnych foteli należy wcisnąć przycisk za każdą przednią nóżką i przesunąć fotel do tyłu.





Dodatkowo pomiędzy środkowymi fotelami może być zabudowany fotel dostawialny i w ten sposób samolot PZL M20 „MEWA” może pomieścić siedem osób.

Wszystkie fotele, jako wyposażenie standardowe posiadają pasy bezpieczeństwa siedzeniowe, natomiast fotele przednie mają dodatkowo pas barkowy bezwładnościowy. Pas barkowy może być dodatkowo założony do środkowych i tylnych foteli. Pasy barkowe przeprowadzone są skośnie przez bark od strony okna i doczepione do pasów siedzeniowych w okolicy biodra /z przeciwnej strony/. Mechanizm bezwładnościowy sprawdza się przez energiczne szarpnięcie pasa. Szpula powinna zablokować się i nie pozwolić na wysunięcie się pasa. Przy normalnych ruchach pas wysuwa się i wciąga do szpuli samoczynnie w zależności od położenia ciała. Inne dodatkowe wyposażenie foteli to oparcia pod głowę oraz mechanizm podnoszenia i opuszczania foteli pilotów. Pasy na siedzeniach niezajętych powinny być zapięte i ułożone.

Dla standardowego wyposażenia kabiny włączone są: okienko po lewej stronie pilota, popielniczki, kieszenie na mapy, wieszaki na ubrania z paskami mocującymi, zapalniczka elektryczna, osłony przeciwsłoneczne oraz kieszenie z tyłu oparcia przednich i środkowych foteli.

Oparcia pod głowę, gaśnica przeciwpożarowa i specjalny zestaw do wytłumienia kabiny są dostarczane zależnie od życzenia klienta. Można także zamówić specjalne komfortowe wyposażenie kabiny. W tej wersji fotele środkowe są skierowane przodem do foteli tylnych /fotele klubowe/. Fotele te są wyposażone tylko w pasy biodrowe. Fotele są wyjmowane przez wykręcenia dwu sworzni mocujących tylne nogi i przesunięcie fotelu do tyłu.

Pomiędzy fotelami można umieścić barek dostarczony na zamówienie. Demontuje się go w sposób identyczny jak fotele środkowe.





Na specjalne zamówienie można też otrzymać układ tlenowy, który montuje się pomiędzy środkowymi fotelami. Jest on przypisany do fotelu składanego przy standardowej wersji wyposażenia kabiny. W wersji komfortowej te same punkty mocowania są wykorzystywane do montażu barku.

Na specjalne zamówienie można otrzymać stół do pisania dla dwu foteli po prawej stronie kabiny pasażerów w wersji klubowej. Stół powinien być złożony podczas startu i lądowania. Jeżeli stół ma być używany należy go rozłożyć po ustabilizowaniu się lotu poziomego podczas przelotu.

Celem wybudowy kabinowego stołu do pisania z tylnego przedziału bagażowego należy odbezpieczyć kołek w dolnej części wręgi wzmocnionej zamykającej przedział.

Rozluźnić białą taśmę mocującą i wyjąć stół ze wsporników na których jest zawieszony, podnosząc go w górę około 5 cm aż wyjdzie ze wsporników zawieszenia. Nie należy kręcić stołem, wisi na wspornikach. Celem zamontowania w czasie lotu kabinowego stołu do pisania, trzymać stół w miejscu i podnieść wolny koniec stołu w górę 30°. Górne gałki z występami na wspornikach stołu ustawią się w linii z górnymi otworami w tarczach położonych poniżej opaski okna po prawej stronie kabiny. Włożyć górne występy w miejsce i opuścić wolny koniec stołu do pozycji poziomej. Sprężyny ustalające zatrzasną się, zabezpieczając stół.

Celem schowania kabinowego stołu do pisania należy go zdjąć podnosząc jego wolny koniec w górę dla odłączenia dolnych występów na wspornikach stołu. Podnosić aż do odłączenia się górnych występów wsporników, przy przechyleniu około 30° i zdjąć stół. Położyć stół na miejscu przeznaczonym do przechowywania i przy powierzchni górnej stołu zwróconej do przodu, włożyć szczeliny wspornikach stołu na wieszaki gniazdowe zamocowane na półce górnej. Upewnić się, że biała taśma mocująca nie znajduje się za stołem. Przy stole prawidłowo zawieszonym opasać powierzchnię czołową stołu taśmami i zawieszać je do kółka położonego w dolnej części wręgi wzmocnionej zamykającej przedział.







#### 7.15. SYGNALIZACJA PRZECIĄGNIĘCIA SAMOLOTU

Przeciągnięcie samolotu sygnalizowane jest przez urządzenie akustyczne, które wydaje dźwięk przy prędkościach o 10 – 20 km/h /5 – 10 KIAS/ wyższych od prędkości przeciągnięcia. Przeciągnięcie może poprzedzać również lekkie trzepotanie oraz łagodne przechylenia samolotu.

Urządzenie akustyczne mieści się za tablicą przyrządów i wydaje sygnał przerywany, różniący się jednak od sygnału akustycznego podwozia.

Ostrzegawczy akustyczny układ przeciągnięcia pobudzany jest elektrycznie przez dwa czujniki, znajdujące się na krawędzi lewego skrzydła, na zewnątrz gondoli silnika. Czujnik bliżej gondoli działa, gdy kłapy wypuszczone są w położenie 25 ° i 40 °, natomiast czujnik zewnętrzny działa przy innych położeniach kłap.





#### 7.16. PRZEDZIAŁY BAGAŻOWE

Pojemność przedziałów bagażowych pozwala na załadunek samolotu w dopuszczalnych granicach wartości obciążenia i wyważenia samolotu. Samolot posiada dwa oddzielne przedziały bagażowe. Jeden znajduje się w nosowej części kadłuba i dojście do niego jest przez drzwiczki z lewej strony. Pojemność tego bagażnika wynosi 0,42 m<sup>3</sup> /15 stóp<sup>3</sup>/, a dopuszczalna ładowność 45 kg. Drugi bagażnik o takiej samej nośności znajduje się w tylnej części kadłuba. Bagaż do tego przedziału wkładany jest przez tylne drzwi kabiny i dostęp do niego możliwy jest w czasie lotu. Przedziały wyposażone są w pasy, którymi należy zawsze mocować bagaż.

Za tylnymi drzwiami kabiny znajdują się dodatkowe drzwi, otwierane do góry, używane do załadunku przedmiotów w większych rozmiarach.

#### UWAGA

Pilot odpowiedzialny jest za prawidłowe załadunek bagażu i upewnienie się, że środek ciężkości samolotu znajduje się w granicach dopuszczalnych.

#### 7.17. ZASILANIE ZEWNĘTRZNE

Dodatkowa instalacja zasilania energią elektryczną pozwala uruchomić silnik z zewnętrznego źródła zasilania bez korzystania z akumulatora pokładowego. Przewody instalacji zewnętrznego zasilania podłączone są do gniazda wtykowego, znajdującego się z lewej strony części nosowej kadłuba.

Na osłonie gniazda wtykowego, znajduje się tabliczka z uwagami, które należy przestrzegać, gdy rozruch silników odbywa się przy użyciu lotniczego źródła energii.

#### 7.18. UKŁAD PRZECIWOBŁODZENIOWY

Układ ten obejmuje elektryczne ogrzewanie głowicy Pitot'a oraz dwóch czujników przeciągnięcia samolotu. Ogrzewanie włączane jest jednym wspólnym wyłącznikiem znajdującym się na tablicy wyłączników.





Ogrzewanie czujników w warunkach oblodzenia zapobiega zakłóceniu w działaniu sygnalizacji ostrzegającej przed przeciągnięciem samolotu.

Bezpiecznik obwodu „ogrzewanie czujników przeciągnięcia” /„STALL WARN HEAT”/, znajduje się na pulpicie bezpieczników.

Nie należy polegać na sygnalizacji ostrzegającej o przeciągnięciu o ile na skrzydle znajduje się lód.

Ogrzewanie głowicy Pitot’a dostarczającej ciśnienie całkowite do prędkościomierza, zapobiega gromadzeniu się na niej lodu, a tym samym blokowaniu otworu wlotowego. Bezpiecznik obwodu ogrzewania głowicy Pitot’a znajduje się na pulpicie bezpieczników.

Przed planowanym lotem w przewidywanych warunkach oblodzenia, należy sprawdzić ogrzewanie głowicy Pitot’a i czujników przeciągnięcia samolotu. Po włączeniu ogrzewania należy upewnić się, czy elementy te są właściwie ogrzewane.

#### OSTRZEŻENIE

PODCZAS SPRAWDZANIA OGRZEWANIA GŁOWICY PITOT’A I CZUJNIKÓW PRZECIĄGNIĘCIA SAMOLOTU PRZY POMOCY DOTYKU NALEŻY ZACHOWAĆ OSTROŻNOŚĆ, GDYŻ OBYDWA ZESPOŁY BARDZO MOCNO SIĘ NAGRZEWAJĄ.





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





---

# Rozdział 8

## OBSŁUGA I KONSERWACJA SAMOLOTU





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





## ROZDZIAŁ VIII

### SPIS TREŚCI

#### UTRZYMANIE SAMOLOTU OBSŁUGA I KONSERWACJA

PODROZDZIAŁ	STRONA
8.1. WSTĘP	241
8.2. PRZEGLĄDY I PRACE OKRESOWE	242
8.3. DOKUMENTACJA SAMOLOTU	243
8.4. MANEWROWANIE NA ZIEMI	243
8.5. FILTR POWIETRZA UKŁADU DOLOTOWEGO ZESPOŁU NAPĘDOWEGO	247
8.6. OBSŁUGA HAMULCÓW	247
8.7. OBSŁUGA PODWOZIA	248
8.8. OBSŁUGA ŚMIGIEŁ	248
8.9. WYMAGANIA ODNOŚNIE OLEJU	249
8.10. UKŁAD PALIWOWY	250
8.11. SPRAWDZANIE OGUMIENIA	252
8.12. OBSŁUGA AKUMULATORA	253
8.13. TABLICZKA ZNAMIONOWA	253
8.14. SMAROWANIE	253
8.15. CZYSZCZENIE	254
8.16. PRZYGOTOWANIE SAMOLOTU NA OKRES ZIMOWY	258





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---







---

ROZDZIAŁ VIII  
UTRZYMANIE SAMOLOTU  
OBSŁUGA I KONSERWACJA

8.1. WSTĘP

W rozdziale zawarto podstawowe informacje dotyczące obsługi technicznej oraz konserwacji samolotu PZL M20 “MEWA”.

Każdy z Użytkowników samolotu powinien pozostawać w ścisłym kontakcie z Dostawcą celem otrzymania najnowszych informacji dotyczących posiadanego sprzętu i korzystania z fachowej pomocy specjalistów zakładu WSK “PZL Mielec”.

WSK “PZL Mielec” jest zainteresowana w umożliwieniu Użytkownikowi jak najbardziej efektywnego wykorzystania i utrzymania samolotu w stanie największej sprawności technicznej. W tym celu są wydawane i przesyłane Użytkownikowi Biuletyny Serwisowe.

W każdej korespondencji dotyczącej samolotu, należy podać jego numer seryjny /dla zapewnienia sobie właściwej odpowiedzi/.





## 8.2. PRZEGLĄDY I PRACE OKRESOWE

Przeglądy i prace okresowe podane są w instrukcji obsługi samolotu i obejmują obsługę bieżącą i okresową. Zakres obsługi bieżącej obejmuje przeglądy przedlotowe wykonywane codziennie.

Zadaniem tych czynności jest uzyskanie maksymalnego wykorzystania samolotu i utrzymania go w ciągłej sprawności technicznej.

Prace okresowe przewidują wykonanie okresowych czynności po 10, 25, 50, 100, 500, 1000 godz. lotu.

W pracach okresowych 100 godzinnych należy sprawdzić cały samolot, jego instalacji, układy oraz wyposażenie.

Przed przedłużeniem ważności świadectwa sprawności technicznej należy wykonać czynności przewidziane pracami 100 godzinnymi.





### 8.3. DOKUMENTACJA SAMOLOTU

Użytkownik lub pilot ma obowiązek zapewnić, aby na samolocie znajdowały się w stanie uporządkowanym następujące dokumenty:

/a/ Do okazania na samolocie przez cały czas:

/1/ Świadectwo sprawności technicznej

/2/ Świadectwo rejestracji samolotu

/3/ Licencja na radiostację.

/b/ Do przechowywania na samolocie przez cały czas:

/1/ Instrukcja Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA”

/2/ Zapis masy i wyważenia

/3/ Lista wyposażenia samolotu

Książki pokładowe samolotu silników nie muszą być przechowywane na samolocie. Powinny być jednak kompletne i zaktualizowane oraz przygotowane do okazania na żądanie.

Poprawnie prowadzona rejestracja w/w dokumentów zmniejszy koszty utrzymania, poprzez podanie mechanikowi informacji co zostało i co nie zostało wykorzystane.

### 8.4. MANEWROWANIE NA ZIEMI

/a/ Holowanie

Samolot może być holowany przy pomocy drążka holowniczego, zaczeponego do przedniego koła. Drążek taki dostarczany jest wraz z samolotem i umieszczony jest w przednim przedziale bagażowym.

Samolot można również holować ciągnikiem. Należy przy tym zwrócić szczególną uwagę aby nie spowodować uszkodzenia lub wprowadzenia nadmiernych naprężeń w przedniej goleni podwozia jak też w mechanizmie sterownia kołem przednim.





## OSTRZEŻENIE

Nie należy holować samolotu przy zablokowanych wolantach i zahamowanych kołach.

Jeżeli zachodzi konieczność holowania za pomocą linek należy je przymocować do obu zastrzałów podwozia głównego tak wysoko jak to jest możliwe. Linki powinny być wystarczająco długie aby wystawały poza nosek lub ogon nie mniej niż 4,5 m.

W takim przypadku holowania, w kabinie powinna znajdować się upoważniona do tego osoba i sterować samolotem przy użyciu hamulców.

### /b/ Kołowanie

Kołowanie samolotu może przeprowadzić osoba do tego upoważniona. Rozruch silników, jak również ich wyłączenie oraz technika kołowania powinny odbywać się zgodnie z instrukcją. Po upewnieniu się, że droga kołowania jest wolna i że w strumieniu zaśmigłowym nikogo nie ma, należy zwiększyć moc silników i rozpocząć kołowanie, wykonując następujące czynności:

/1/ Przekołować kilka metrów do przodu i sprawdzić działanie hamulców po uprzednim odhamowaniu kół podwozia.

/2/ Kołować przy ustawieniu dźwigni skoku śmigła na mały skok – duże obroty.

/3/ W czasie kołowania wykonać lekkie skręty dla sprawdzenia działania sterowania kołem przednim.

/4/ Obserwować końcówki skrzydeł aby nie zaczepić o ewentualne przeszkody, szczególnie gdy kołowanie odbywa się w pobliżu budynków i innych stałych obiektów. W razie konieczności, mechanik powinien pokierować kołowaniem samolotu.





/5/ W czasie kołowania po terenie nierównym należy unikać zagłębień i kolein.

/6/ Nie utrzymywać silników na wysokich obrotach w czasie kołowania na powierzchni pokrytej luźnymi kamieniami, żwirem lub innymi luźnymi przedmiotami, które mogłyby uszkodzić łopaty śmigieł. Upewnić się również, że podgrzew powietrza na wlocie do gaźnika jest włączony.

/c/ Postój

Podczas postoju na wolnej przestrzeni należy upewnić się, że samolot jest dostatecznie zabezpieczony przed nieprzewidzianymi zmianami atmosferycznymi i nie zagraża innym samolotom.

/1/ Ustawić, jeżeli to możliwe samolot pod wiatr.

/2/ Zaciągnąć hamulec ręczny /postojowy/.

#### OSTRZEŻENIE

Należy zwrócić uwagę aby nie używać hamulca postojowego gdy tarcze hamulcowe są nagrzane jak również przy niskich temperaturach, gdyż nagromadzona woda może spowodować zamarznięcie hamulców.

/3/ Lotki i ster wysokości powinny być zabezpieczone przez zablokowanie wolantu pasami przedniego fotela. Ustawić pod kołami podstawki.

/d/ Kotwiczenie

Kotwiczenie stosuje się gdy samolot ma pozostać na postój przez dłuższy czas lub przez noc.





W celu prawidłowego zakotwiczenia samolotu należy wykonać następujące czynności:

- /1/ Ustawić, jeżeli to możliwe, samolot pod wiatr.
- /2/ Schować klapy.
- /3/ Zaciągnąć hamulec ręczny.
- /4/ Unieruchomić lotki i ster wysokości przez zablokowanie wolantu pasami bezpieczeństwa.
- /5/ Ustawić pod kołami podstawki.
- /6/ Zamocować linki kotwiczne do okuc znajdujących się pod skrzydłami i w płozie ogonowej pod kątem zbliżonym do 45 ° do ziemi. Przy stosowaniu linek z materiału niesyntetycznego, należy zapewnić dostateczny luz aby zapobiec uszkodzeniu samolotu w przypadku skurczenia się lin.

#### OSTRZEŻENIE

Przy kotwiczeniu nie używać węzłów powodujących luzowanie się lin.

#### UWAGA

W przypadku przewidywanych silnych wiatrów należy dodatkowo zamocować samolot linkami za widełki przedniej goleni oraz zablokować ster kierunku.

- /6/ Nałożyć na głowicę Pitot’a pokrowiec. Przed lotem upewnić się czy pokrowiec z głowicy Pitot’a został zdjęty.
- /7/ O ile samolot nie jest strzeżony, należy zamknąć drzwi kabiny i bagażnika na klucz.





## 8.5. FILTR POWIETRZA UKŁADU DOLOTOWEGO ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

Wkład filtrujący filtra powietrznego musi być czyszczony przynajmniej co 50 h pracy silnika. W zależności od warunków w jakich pracuje filtr może zaistnieć konieczność częstszego czyszczenia układu:

### /a/ Zdejmowanie filtrów powietrza

/1/ Zdjąć lewą osłonę silnika aby uzyskać dostęp do obudowy filtra.

/2/ Odkręcić nakrętkę motylkową i zdjąć pokrywę filtra.

/3/ Wyjąć wkład filtrujący z obudowy.

### /b/ Czyszczenie wkładów filtrujących

/1/ Zdjąć część filcową i wytrząść przez lekkie uderzenia filtra, usunąć cząsteczki brudu. Do czyszczenia nie używać sprężonego powietrza ani też czyszczących cieczy.

/2/ Sprawdzić filtr. O ile papierowy filtr jest podarty lub przerwany, albo też uszczelnienie zniszczone, należy wymienić filtr. Użyteczna trwałość filtra powinna być ograniczona do jednego roku lub 500 godzin pracy w zależności co będzie pierwsze.

### /c/ Zakładanie filtrów powietrza

/1/ Włożyć filtr do obudowy i nałożyć pokrywę.

/2/ Zamocować pokrywę przez dokręcenie nakrętki. Połączenie zabezpieczyć. Założyć osłonę silnika.

## 8.6. OBSŁUGA HAMULCÓW

Instalacja hamulcowa napęnlania jest płynem hydraulicznym. Poziom płynu powinien być sprawdzany okresowo co 50 h i w razie potrzeby uzupełniany. Zbiorniczek płynu hamulcowego znajduje się w tylnej części przedniego przedziału bagażowego. Zdjąć osłonę umieszczoną u góry w tylnej części tego przedziału. Utrzymywać poziom płynu na poziomie oznaczonym na zbiorniczku.

Nie ma konieczności regulacji prześwitu klocków i tarczy hamulcowej. Technologię wymiany okładzin hamulcowych podano w „Instrukcji Obsługi technicznej samolotu PZL M20 „MEWA”.





## 8.7. OBSŁUGA PODWOZIA

Do podnoszenia samolotu i jego obsługi są na samolocie trzy punkty, pod które należy ustawić podnośniki. Dwa z nich znajdują się na zewnątrz głównych goleni podwozia i jeden tuż z tyłu goleni przedniego podwozia. Przed podniesieniem należy podtrzymać ogon za płożę ogonową. Balast o masie około 230 kg powinien być przymocowany do podtrzymania ogona samolotu.

### OSTRZEŻENIE

Upewnić się, aby zastosowany balast miał właściwą masę, w przeciwnym wypadku samolot może pochylić się do przodu i spowodować uszkodzenie części nosowej.

Amortyzatory olejowo–powietrzne powinny być obsługiwane zgodnie z instrukcją, znajdującą się na każdej goleni podwozia. Przy manualnym obciążeniu statycznym, amortyzatory głównych goleni powinny być wysunięte 91,9 mm /3,5 cala/, natomiast amortyzator goleni przedniej 66 mm /2,5 cala/. Szczegółowe dane dotyczące obsługi amortyzatorów podano w “Instrukcji Obsługi Technicznej samolotu PZL M20 “MEWA”

## 8.8 OBSŁUGA ŚMIGIEŁ

Ciśnienie gazu w cylindrze śmigła powinno być utrzymywane zgodnie z danymi wyszczególnionymi na tabliczce umieszczonej wewnątrz kołpaka śmigła. Ciśnienie to uzależnione jest od temperatury i wzrasta o 1 °C. Zmiany muszą być brane pod uwagę przy sprawdzaniu ciśnienia. Napętnianie musi być wykonane dokładnie, gazem bez większej wilgotności, gdyż może to spowodować zamarznięcie tłoka przy niskich temperaturach. Zalecany jest suchy azot.







WYMAGANE CIŚNIENIE W CYLINDRZE PRZY TEMPERATURACH DLA TYPU ŚMIGIEŁ PRZECIWWAŻNYCH.

Temperatura		Ciśnienie	
°C	°F	BHC-C2YF-2CKUF i BHC-C2YF-2CLKUF	
		kG/cm <sup>2</sup>	PSI
21 – 38	70 – 100	1,5 ± 0,13	22 ± 2
4 – 21	40 – 70	1,15 ± 0,13	17 ± 2
-22 – 4	0 – 40	0,95 ± 0,13	14 ± 2
-40 – -22	-30 – 0	0,6 ± 0,13	9 ± 2

Kołpak śmigła i kołnierz mocujący powinny być czyszczone i sprawdzane na okoliczność pęknięć. Przed każdym lotem łopaty śmigła powinny być sprawdzone czy nie mają wyszczerbień i zarysowań oraz korozji. O ile stwierdzono takie usterki muszą być one usunięte przez wykwalifikowanego mechanika, gdyż usterki takie powodują w tych miejscach zwiększone naprężenia, które mogą doprowadzić do poważniejszych pęknięć lub też do zniszczenia łopaty.

W razie konieczności, tylna powierzchnia łopat powinna być pomalowana matową czarną farbą w celu wyeliminowania odbłasku. Aby zapobiec korozji należy okresowo czyścić wszystkie powierzchnie i konserwować je woskiem.

#### 8.9. WYMAGANIA ODNOŚNIE OLEJU

Pojemność instalacji olejowej silnika wynosi 10 l. Jednakże, przy napełnianiu instalacji zaleca się zalewać 6 l oleju. Olej wymieniać co 25 godzin pracy silnika. Natomiast po 50 godz. pracy – Olej Aero Shell W–100.





## 8.10. UKŁAD PALIWOWY

### /a/ Obsługa układu paliwowego

Siatki filtrów paliwa wymagają czyszczenia co 50 godzin pracy lub w okresach 90 dniowych w zależności od tego co przypadnie wcześniej.

Siatkowe filtry paliwa znajdują się w skrzydłach pomiędzy zaworami paliwa i awaryjnymi pompami paliwowymi w gondolach silników.

### /b/ Wymagania odnośnie paliwa

Paliwem stosowanym na samolocie M20 jest benzyna o minimalnej liczbie oktanowej 100/130. Używanie niższych gatunków paliwa może spowodować uszkodzenie silnika w krótkim okresie czasu. Warunki gwarancji na silniku nie będą honorowane o ile używane paliwo będzie posiadało niższą wartość oktanową.

### /c/ Napełnianie zbiorników paliwem

Podczas napełniania zbiorników paliwem zachować ostrożność. Napełniać zbiorniki benzyną lotniczą o minimalnej liczbie oktanowej 100/130 do poziomu dolnej części szyjki wlewowej.

Każda grupa zbiorników w skrzydle mieści maksymalnie 176 l co daje w sumie 352. Odpowiednio 232,5 l i 465 l dla zbiorników dodatkowych.

### /d/ Przewody i zawory zlewowe paliwa

Każdy filtr posiada zawór zlewowy, którym należy zlać paliwo przed pierwszym lotem w danym dniu lub po uzupełnieniu paliwa w celu sprawdzenia czy paliwo nie posiada zanieczyszczeń. Jeżeli zanieczyszczenie zostanie stwierdzone, należy zlewać paliwo, dopóki zanieczyszczenia nie ustępują.

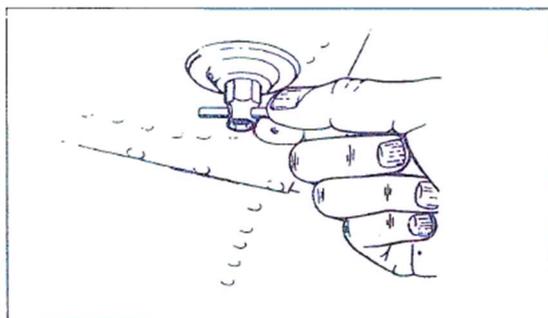
Każdy zbiornik paliwa posiada zawór zlewowy poprzez który można zlać część paliwa do sprawdzenia na zanieczyszczenie. Sprawdzenie czystości paliwa wykonać dla każdego zbiornika. Zawory zlewowe zasilania krzyżowego znajdują się pod kadłubem, po wewnętrznej stronie prawej klapy. Paliwo powinno być zlewane do przezroczystego naczynia, aby można było sprawdzić stan zanieczyszczenia.





### OSTRZEŻENIE

Przy zlewaniu paliwa należy upewnić się, że nie istnieje zagrożenie pożarowe.



Rys. 8.1. Zlewanie paliwa





#### /e/ Zlewanie układu paliwowego

Całkowitą ilość paliwa można zlać przez otwarcie zaworów zlewowych każdego wewnętrznego zbiornika. Aby zlać paliwo należy pchnąć do góry ramię zaworu zlewowego i obrócić przeciwnie do ruchu wskazówek zegara. Spuścić paliwo z odstojnika oraz odłączyć przewody paliwowe do gaźnika. Uruchomić awaryjną pompę paliwa /napędzaną elektrycznie/ do czasu całkowitego opróżnienia instalacji. Należy upewnić się, że paliwo zostało zlane z przewodów wszystkich zbiorników paliwowych.

#### OSTRZEŻENIE

Po całkowitym zlaniu paliwa z instalacji i ponownym napełnieniu należy uruchomić silnik na 3 minuty przy 1000 obr/min. W celu upewnienia się czy przewody w całej instalacji nie zostały zapowietrzone.

#### UWAGA

W czasie tankowania i zlewania paliwa należy samolot uziemić. Przewód umasienia podłączyć do płozy ogonowej.

#### 8.11. SPRAWDZENIE OGUMIENIA

W oponach należy utrzymywać właściwe ciśnienie aby zapewnić długotrwałe ich użytkowanie. Opony głównego podwozia powinny być napełniane do ciśnienia 3,5 kg/cm<sup>2</sup> /50 PSI/, natomiast opona przedniej nogi do 2,2 kg/cm<sup>2</sup> /31 PSI/.

Aby zapewnić równomierne zużywanie się opon, należy je w razie konieczności przemieniać. Wszystkie koła i opony są wyważone przy ich pierwotnym montażu. Niewyważone koła mogą spowodować dodatkowe drgania podczas startu. Przy montażu nowych części składowych koła, w tym również opony, może okazać się potrzeba ponownego wyważania kół.

Przy sprawdzeniu ciśnienia należy sprawdzić opony pod kątem zużycia, przeciąć i przesunąć.





#### 8.12. OBSŁUGA AKUMULATORA

Dostęp do akumulatora 12 V, 35 A/godz. jest przez drzwiczki bagażnika przedniego. Akumulator umieszczony jest pod pokrywą podłogi w przednim bagażniku. Pojemnik akumulatora posiada odprowadzenie, które podczas normalnej eksploatacji jest zamknięte. Co pewien czas odprowadzenie to należy otworzyć w celu zlania nagromadzonej cieczy.

Poziom elektrolitu w akumulatorze nie powinien być powyżej przegród płytowych. Co 30 dni powinien być sprawdzany poziom elektrolitu zamocowanie połączeń i czy nie ma korozji.

Nie uzupełniać elektrolitu powyżej przegród płytowych. Nie uzupełniać akumulatora kwasem, używać tylko wody destylowanej. Gęstość elektrolitu w akumulatorach sprawdzać przy pomocy aerometru.

O ile akumulator nie jest właściwie naładowany, należy go ponownie naładować prądem o wartości 4 A i kończąc ładowanie prądem o wartości 2 A. Ładowanie szybkie nie jest zalecane.

Przy używaniu zewnętrznego źródła energii elektrycznej przez gniazdo wtykowe, znajdujące się z lewej strony części nosowej samolotu należy pamiętać aby przy podłączeniu i odłączeniu źródła zewnętrznego główny wyłącznik układu elektrycznego był wyłączony.

#### 8.13. TABLICZKA ZNAMIONOWA

Tabliczka znamionowa z nr. rejestracyjnym umieszczona jest z lewej strony kadłuba w pobliżu krawędzi natarcia usterzenia wysokości. W sprawach dotyczących obsługi lub reklamacji należy zawsze podawać numer seryjny.

#### 8.14. SMAROWANIE

Podstawowym czynnikiem utrzymania samolotu jest regularne okresowe smarowanie. Dokładne instrukcje smarowania jak również punkty smarowania, gatunki smarów, sposoby i częstotliwość podane są w instrukcji obsługi samolotu PZL M20 “MEWA”.





## 8.15. CZYSZCZENIE

/a/ Czyszczenie przedziałów silnikowych.

Przed przystąpieniem do czyszczenia silnika, należy nakryć wlot do iskrowników kawałkiem taśmy, aby zapobiec przedostawaniu się do nich cieczy czyszczącej.

/1/ Pod silnikiem umieścić dużą wannę do której ściekał będzie brud i odpady.

/2/ Przy zdjętych osłonach spryskać silnik rozpuszczalnikiem lub mieszanką rozpuszczalnika ze środkiem odtłuszczającym. Grubsze zanieczyszczenia usunąć przy pomocy pędzla z miejsc uprzednio spryskanych.

### OSTRZEŻENIE

Nie należy dopuścić do przedostania się płynów czyszczących do alternatora, pompy pneumatycznej, rozrusznika, wlotów powietrza.

/3/ Po spryskaniu silnika środkami rozpuszczającymi należy odczekać 5 do 10 min. następnie przemyć silnik dodatkowo czystym środkiem i pozwolić na jego wyschnięcie.

### OSTRZEŻENIE

Nie uruchamiać silników dopóki pozostały rozpuszczalnik nie wyparował lub też nie został usunięty w inny sposób.

/4/ Zdjąć zabezpieczający skrawek taśmy z iskrowników.

/5/ Przesmarować dźwignie, powierzchnie łożysk itp. zgodnie z kartą smarowania w instrukcji obsługi samolotu PZL M20 “MEWA”.

/b/ Czyszczenie podwozia

Przed przystąpieniem do czyszczenia podwozia należy zakryć koła i urządzenie hamulcowe wodoodpornym materiałem.





/1/ Podłożyć pod goleń podwozia wannę do której spływać będzie ciecz z brudem i odpadami.

/2/ Natryskać lub nałożyć pędzlem na elementy podwozia rozpuszczalnik lub mieszkankę rozpuszczalnika ze środkiem odtłuszczającym. W przypadku mocnego zabrudzenia lub pozostałości smaru należy pędzlem przetrzeć miejsca uprzednio spryskane.

#### OSTRZEŻENIE

Nie przecierać pędzlem mikrowyłączników

/3/ Środki czyszczące należy pozostawić na elementach podwozia przez 5 do 10 minut, a następnie spłukać je dodatkowo czystą wodą i wysuszyć powierzchnie.

/4/ Zdjąć nakrycia z kół i odsunąć wannę spod podwozia.

/5/ Przesmarować podwozie zgodnie z kartą smarowania instrukcji obsługi samolotu PZL M20 „MEWA”.

/c/ Czyszczenie powierzchni zewnętrznych.

Samolot powinien być myty wodą z mydłem. Szorstkie środki ścierne, mydło alkaliczne oraz detergenty mogą spowodować zarysowania na powierzchniach lakierowanych lub plastikowych oraz korozję części metalowych. Należy nakryć powierzchnie, gdzie ciecz czyszcząca może spowodować uszkodzenia. Przy myciu samolotu należy postępować następująco:

/1/ Kurz usunąć strumieniem wody.

/2/ Przy pomocy gąbki, miękkiej tkaniny lub szczotki z miękkiego włosa umyć samolot.

/3/ Powierzchnie zanieczyszczone spalinami wydechowymi należy odmoczyć i pozostawić ciecz czyszcząca przez pewien okres czasu.





/4/ Pozostałości oleju i smaru, trudne do usunięcia należy przetrzeć tkaniną zamoczoną w ropie naftowej.

/5/ Wszystkie powierzchnie należy dokładnie sputkać.

/6/ W celu zabezpieczenia i konserwacji powierzchni lakierowanych należy użyć odpowiedniego wosku do polerowania.

Aby zapobiec zdrapaniu lub porysowaniu powierzchni przy czyszczeniu i polerowaniu, należy używać miękkich tkanin lub irchy.

Grubsza warstwa wosku na krawędziach natarcia, zapobiegnie ścieraniu się tych powierzchni.

/d/ Czyszczenie przedniej szyby i okien.

Należy zawsze utrzymywać przednią szybę i okna w stanie czystym i nieuszkodzonym.

/1/ Brud, błoto, kurz należy usuwać czystą wodą.

/2/ Do mycia używać łagodnego mydła, rozpuszczonego w czystej wodzie lub czyściwa do tworzyw sztucznych. Używać flaneli lub gąbki, wykonując ruchy podłużne. Nie używać materiałów szorstkich.

/3/ Olej i smar usuwać przy pomocy tkaniny zamoczonej w nafcie.

#### OSTRZEŻENIE

Do czyszczenia okien nie używać benzyny, spirytusu, acetonu, tetry, rozpuszczalników lub środków czyszczących w aerozolu.

/4/ Po oczyszczeniu powierzchni na pleksiglas należy nałożyć warstewkę polerującego wosku. Polerować należy miękką tkaniną. Nie wykonywać ruchów obrotowych.

/5/ Poważniejsze zarysowania lub uszkodzenia pleksiglasu, mogą być usunięte przez wygładzenie i wypolerowanie przy pomocy różu polerskiego /tlenku żelaza/. Powierzchnie należy wygładzić z obydwu stron i nałożyć wosk.







/e/ Czyszczenie przedniej części kabiny, bocznych pokryć i foteli.

/1/ Do czyszczenia przedniej części kabiny, bocznych pokryć i foteli należy używać szczotki włosianej, tkaniny do odkurzania lub odkurzacza.

/2/ Poplamiona wykładzina może być czyszczona odpowiednim środkiem stosowanym do materiału. Należy starannie przestrzegać instrukcji wytwórcy. Unikać przemoczenia i szorstkiego wycierania.

/3/ Do mycia pokryć, stosować wodę z mydłem.

#### OSTRZEŻENIE

Rozpuszczone środki czyszczące wymagają odpowiedniego przewietrzenia kabiny.

/f/ Czyszczenie wykładziny podłogowej

Aby wyczyścić wykładzinę podłogową, najpierw należy usunąć luźne zanieczyszczenia przy pomocy odkurzacza lub szczotki włosianej. Do oczyszczania miejsc poplamionych należy użyć niepalnego, sypkiego środka czyszczącego. Wykładzina podłogowa może być zdjęta i czyszczona podobnie jak dywany domowe.

/g/ Czyszczenie urządzeń przeciwoblodzeniowych.

Odladzacze gumowe powinny być czyszczone przy myciu samolotu łagodnym mydłem rozpuszczonym w wodzie. Aby zapewnić niezawodne działanie, odladzacze powinny być pokryte warstwą wosku lub innym odpowiadającym preparatem.

W okresie niskich temperatur przed myciem odladzaczy gumowych należy podgrzać roztwór mydła z wodą /przy myciu na zewnątrz hangaru/.

W przypadku marznięcia wody na odladzaczach gumowych, należy użyć przenośnego grzejnika i skierować strumień ciepłego powietrza wzdłuż powierzchni czyszczących.





Niewskazany jest czyszczenie odladaczy gumowych produktami naftowymi jak benzol i nieetylizowana benzyna, gdyż środki te są szkodliwe dla gumy. O ile jednak środki takie są stosowane, należy stosować je oszczędnie i natychmiast wycierać suchą tkaniną, zanim wsiąkną do gumy.

#### 8.16. PRZYGOTOWANIE SAMOLOTU NA OKRES ZIMOWY

Dla zapewnienia eksploatacji samolotu w okresie zimowym, należy zabudować w górnych osłonach silników klapy żaluzjowe. Zabudowa tych elementów zapewni prawidłową pracę silników do temperatury – 10 °





# Rozdział 9

## UZUPEŁNIENIA





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





**ROZDZIAŁ IX**

**SPIS TREŚCI**

**UZUPEŁNIENIA**

PODROZDZIAŁ	STRONA
9.1. SELEKTOR SYGNAŁÓW AKUSTYCZNYCH KMA 24	263
9.2. TRANSPONDER KT76A	267
9.3. SYSTEM ŻYROBUSOLI KCS 55A	270
9.4. RADIOKOMPAS KR 87	276
9.5. RADIOSTACJA KOMUNIKACYJNO – NAWIGACYJNA KX 170B ORAZ WSKAŹNIK VOR/LOC I ŚCIEŻKI SCHODZENIA GS KI 209	282 282
9.6. ODBIORNIK NAWIGACJI SATELITARNEJ GPS 150	289
9.7. UKŁAD PRZECIWOBLODZENIOWY I OGRZEWANIE SZYBY PRZEDNIEJ	297





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





## UZUPEŁNIENIE NR 1

### SELEKTOR SYGNAŁÓW AKUSTYCZNYCH KMA 24

#### ROZDZIAŁ 1 – DANE OGÓLNE

Niniejsze uzupełnienie zawiera niezbędne informacje dotyczące użytkowania selektora sygnałów akustycznych KMA 24 (telefonu pokładowego), zabudowanego na samolocie PZL M20 “MEWA” jako wyposażenie dodatkowe.

Informacje zawarte w tym uzupełnieniu należy wykorzystywać łącznie z Instrukcją Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA”.

Niniejsze uzupełnienie zostało zatwierdzone przez Polski Organ Nadzoru Lotniczego (IKCSP) jako stała część instrukcji i musi w niej pozostać jeśli na samolocie jest zamontowany selektor sygnałów akustycznych KMA24.

#### ROZDZIAŁ 2 – OGRANICZENIA

Selektor sygnałów akustycznych KMA 24 powinien być wyłączony na okres uruchomienia silników samolotu.

#### ROZDZIAŁ 3 – PROCEDURY AWARYJNE

Informacje podane w rozdziale 3 Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA” nie ulegają zmianie po zabudowaniu na samolocie selektora sygnałów akustycznych KMA24.

#### ROZDZIAŁ 4 – PROCEDURY NORMALNE

##### A. Przygotowanie do lotu

W celu włączenia i sprawdzenia selektora KMA 24 należy:

1. Ustawić elementy sterownia w położenie wyjściowe:
  - (a) Przełączniki na radiostacjach w położenie włączone;
  - (b) Przełącznik wyboru mikrofonu MIC z położenia OFF w położenie COM1.





2. Włączyć wyłącznik zasilania urządzeń radiowych.
3. Podłączyć zespół słuchawki – mikrofon do gniazd “SŁUCHAWKI” i “MIKROFON” znajdujących się w skrajnych dolnych częściach tablicy przyrządowej.
4. Sprawdzić dwustronną łączność wewnątrz samolotu:
  - (a) Przełącznik wyboru mikrofonu MIC przestawić w położenie INT;
  - (b) Nawiązać łączność z drugim członkiem załogi.
5. Sprawdzić zewnętrzną łączność radiową, w tym celu należy:
  - (a) Przełącznik wyboru mikrofonu MIC przestawić w położenie COM1 lub COM2 (w zależności, którą radiostacją chcemy prowadzić łączność);
  - (b) Przycisnąć przycisk “RADIO” na prawej rękojeści wolantu;
  - (c) Nawiązać łączność radiową ze stacją naziemną.
6. Sprawdzić współpracę selektora z urządzeniami nawigacyjnymi:
  - (a) Włączyć do pracy odbiornik VOR i dostroić go do znanych radiolatarni VOR;
  - (b) Wcisnąć przycisk NAV1, w dolnym rzędzie na płycie czołowej selektora sygnałów akustycznych, oceniając jakość nasłuchu identyfikacyjnych sygnałów nawigacyjnych.

## ROZDZIAŁ 5 – OSIĄGI

W niniejszym uzupełnieniu nie są wymagane żadne zmiany w stosunku do informacji zawartych w rozdz. 5 Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA”.

## ROZDZIAŁ 6 – MASA I WYWAŻENIE

Masy i wyważenia zamontowanego u producenta samolotu wyposażenia dodatkowego, zamieszczone są w ZESTAWIENIU WYPOSAŻENIA SAMOLOTU – patrz rozdz. 6 Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA”.







## ROZDZIAŁ 7 – OPIS SAMOLOTU I JEGO UKŁADÓW

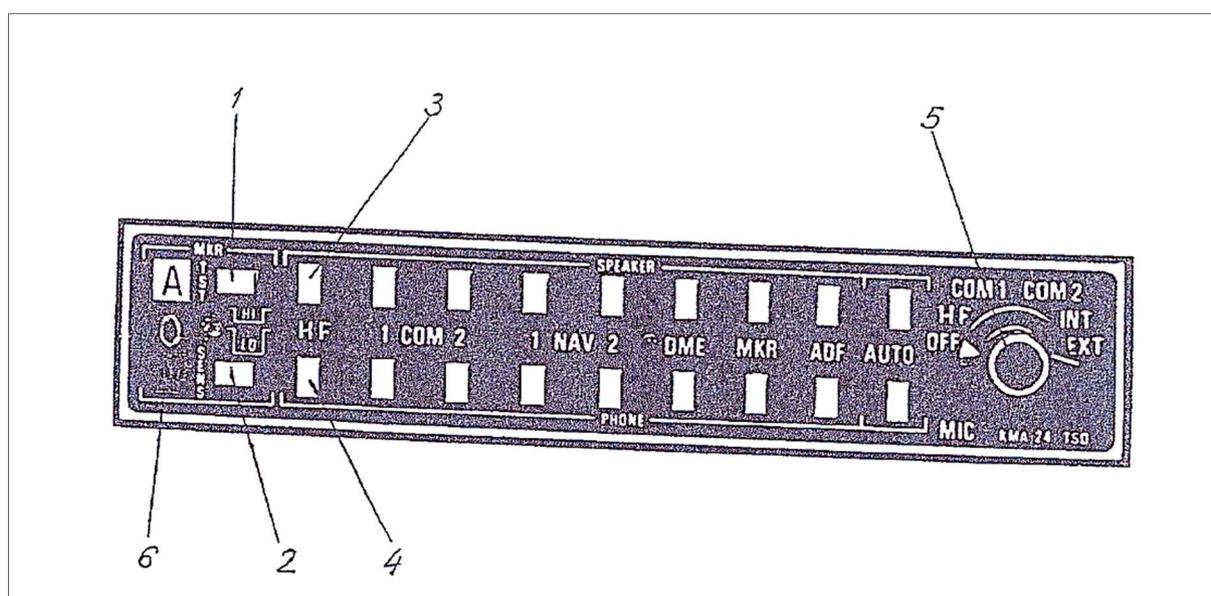
Selektor sygnałów akustycznych KMA 24 stanowi zwarty blok zawierający pulpit selektora przyciskowego fonii, wzmacniacze rozdzielające głośnik i słuchawki oraz odbiornik markera.

KMA 24 kontroluje dwie radiostacje komunikacyjne KX 179 B i KY195 B

Oraz posiada wejścia dla akustycznych sygnałów identyfikacyjnych pochodzących z odbiornika VOR (KX 170 B) i odbiornika markera.

KMA24 dysponuje również wejściem na głośnik dla pasażerów oraz interkomu.

Pulpit oraz elementy sterowania selektorem sygnałów akustycznych pokazano na rys. 9.1 – 1.



Rys. 9.1 – 1. SELEKTOR SYGNAŁÓW AKUSTYCZNYCH KMA 24

- 1 – Przycisk TST – naciśnięcie przycisku umożliwi sprawdzenie sprawności trzech lampek markera. Sprawdzenie można wykonać w dowolnym czasie nie powodując zakłóceń przy włączonych urządzeniach nawigacyjnych.





- 2 – Przycisk SENS – wybiera czułość odbiornika znacznika latarni kierunkowej. Po wybraniu czułości HI (wciśnięty przycisk SENS) odbiornik odbiera słabszy sygnał niż przy położeniu LO (wyciśnięty przycisk SENS). Zaleca się wybierać czułość HI aż osiągnie się słuchowe natężenie dźwięku markera zewnętrznego. Powinno to nastąpić w odległości 1 mili przed markerem zewnętrznym. Następnie należy wybrać czułość LO, aby skrócić czas trwania meldunku przy tym osiągając równocześnie najbardziej dokładne wskazania przelotu nad stacją. Dźwięki słyszalne będą przed i po wskazaniach wizualnych lampek, gdyż lampki sygnalizacyjne wymagają silniejszego sygnału niż dźwięki.
- 3 – Górny rząd przycisków – służy do włączania toru akustycznego słyszalnego w głośniku.
- 4 – Dolny rząd przycisków włącza tor akustyczny słyszalny w słuchawkach. Wybieranie jest wzajemnie niezależne i pozwala na wybieranie w razie potrzeby tego samego wyjścia akustycznego zarówno dla głośników jak i słuchawek.
- 5 – Przetłącznik wyboru mikrofonu MIC – wykonuje kilka funkcji, prowadzi fonie mikrofonu i włącza ją do właściwej radiostacji albo do wzmacniacza głośnika. Przetłącza również wyjście wzmacniacza głośnikowego na głośnik.

W poszczególnych położeniach wyłącznika jego funkcje są następujące:

OFF – nie jest zasilany wzmacniacz głośnika i odbiornik markera, jednakże wzmacniacz słuchawek zasilany jest stale.

HF; COM1; COM2 – tor akustyczny mikrofonu podłączony jest do odpowiedniego bloku nadawczo – odbiorczego, a wyjście wzmacniacza głośnikowego jest przyłączone do głośnika w kabinie.

INT – umożliwia włączenie interkomu lub głośnika kabinowego (dla pasażerów).

EXT – łączy wyjście wzmacniacza głośnika z głośnikiem dodatkowym.

- 6 – Lampki markera.





## UZUPEŁNIENIE NR 2

### TRANSPONDER KT76A

#### ROZDZIAŁ 1 – DANE OGÓLNE

Uzupełnienie zawiera niezbędne informacje dotyczące użytkowania samolotu po zabudowie na nim transpondera KT76A. Informacje te powinny być wykorzystywane łącznie z innymi rozdziałami Instrukcji. Uzupełnienie nr 4 jest stałą częścią Instrukcji, gdy na samolocie jest zabudowana instalacja transpondera.

#### ROZDZIAŁ 2 – OGRANICZENIA

Zabrania się używania transpondera na ziemi w czasie kołowania lub postoju oraz przed upływem 45 sekund od włączenia potrzebnych na nagrzanie się urządzenia.

#### ROZDZIAŁ 3 – POSTĘPOWANIE W SYTUACJACH AWARYJNYCH

W przypadku uszkodzenia nadajników radiostacji komunikacyjnych istnieje możliwość utrzymywania łączności za pomocą transpondera, zgodnie z obowiązującymi w tym zakresie przepisami ICAO.

Transponder też może sygnalizować służbom naziemnym /przez wybranie przez pilota odpowiedniego, zgodnego z aktualnymi przepisami kodu/ awarię systemów łączności samolotu, konieczność pilnego lądowania lub uprowadzenie samolotu.

#### ROZDZIAŁ 4 – EKSPLOATACJA I WYKONYWANIE LOTU

Przed uruchomieniem silników, upewnić się, czy transponder jest wyłączony /przełącznik funkcji /1/ w położeniu “OFF”/ – Rys. 9.2 – 2. Wybrać właściwy kod pokrętkami kodu /4/. Po uruchomieniu silników ustawić przełącznik funkcji /1/ w położenie SBY – w tym położeniu transponder nagrzewa się i nie reaguje na impulsy radarowe.

Nagrzewanie trwa 45 sekund. Po nagraniu układu można go sprawdzić obracając przełącznik funkcji do położenia TST. Lampka odpowiedzi powinna zaświecić pulsującym światłem, oznacza to, że transponder jest nagrany i sprawny.

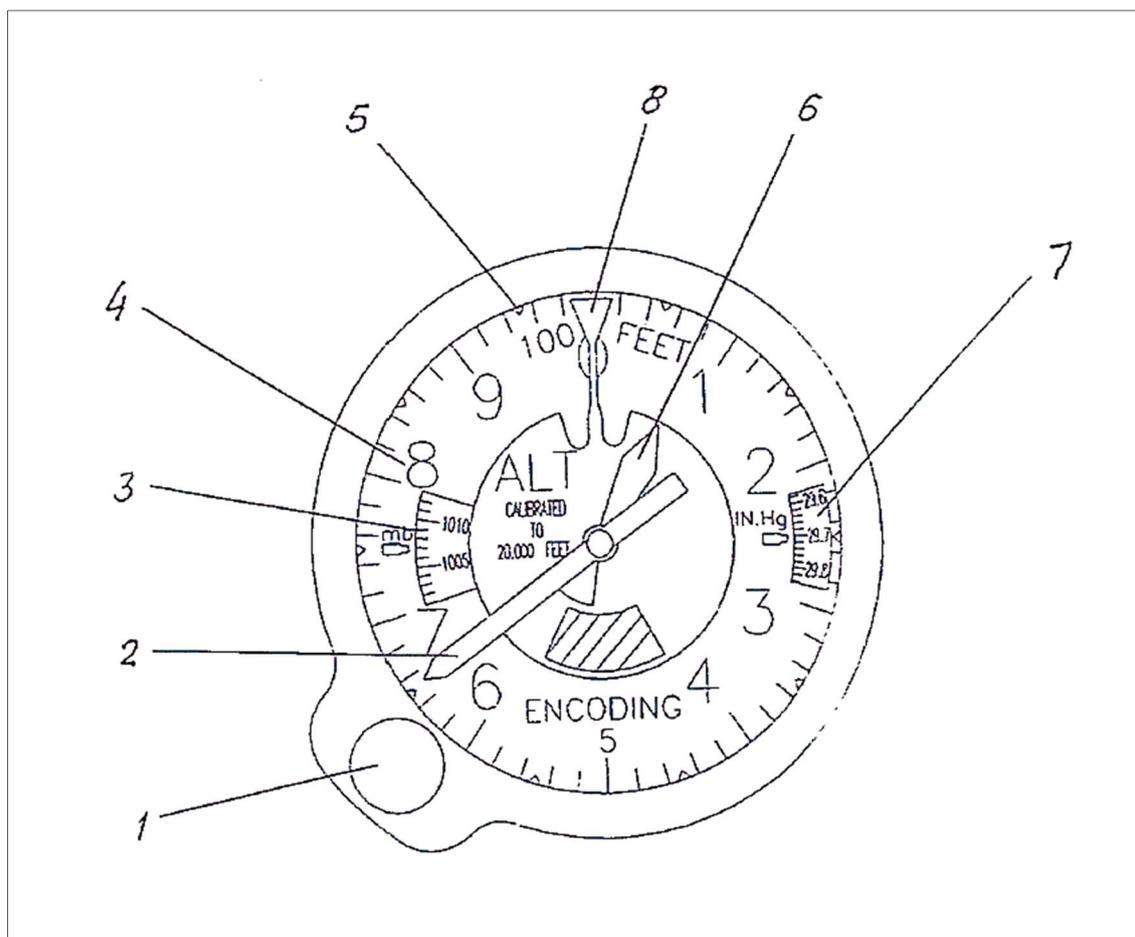
Sprężyna ustawia przełącznik funkcji /1/ do pozycji “ALT” i w takim ustawieniu transponder podaje wysokość wg wysokościomierza kodującego /na lewej części tablicy, oznaczony napisem “ENCODING”/. Przełącznik funkcji /1/ w położeniu “ON” powoduje, że transponder podaje kod samolotu.

Przełączenia z pozycji ‘ALT’ na “ON” i odwrotnie dokonywać zgodnie z zaleceniami służb kontroli lotów i odpowiednimi przepisami. Jeżeli kontroler lotów zażąda identyfikacji samolotu, to należy przycisnąć





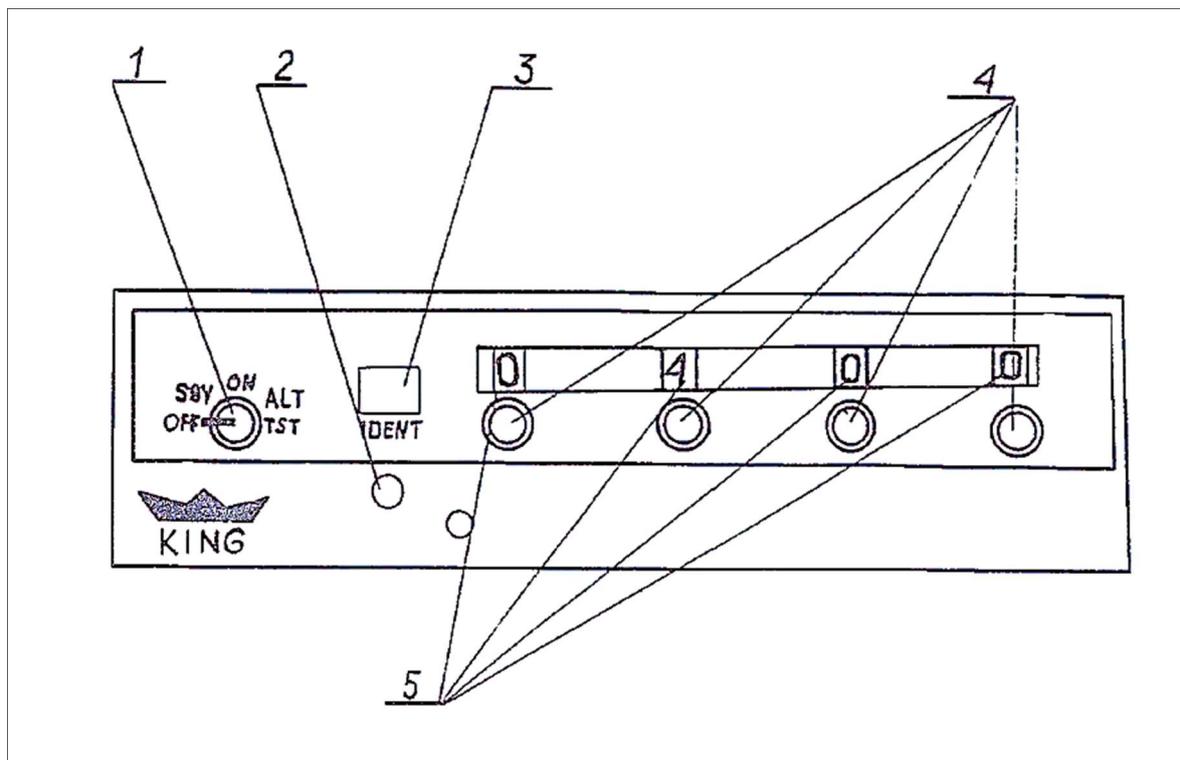
krótko przycisk identyfikacji /2/. Spowoduje to rozbłysnięcie punktu, oznaczający samolot na ekranie radaru kontroli lotów, co ułatwia identyfikację samolotu. Podczas normalnej pracy, lampka odpowiedzi /3/ zapala się sygnalizując, że transponder pracuje poprawnie i że odpowiada na impulsy radaru. Przerwy pomiędzy rozbłyskami powinny trwać około 10 – 15 sekund, zgodnie z częstotliwością ruchu wiązki radaru kontroli lotów. Jeśli są krótsze, to samolot może być w strefie działania kilku radarów lub w samolocie występują zbyt duże zakłócenia radiowe w paśmie 1 GHz /np. spowodowane wadliwą pracą instalacji zapłonowej silników/.



Rys. 9.2 – 1. Wysokościomierz kodujący KEA 129.

1 – pokrętko ustawiania wartości ciśnienia na poziomie lotniska; 2 – wskazówka duża wskazująca setki stóp; 3 – skala ciśnienia barometrycznego wyskalowana w mb; 4 – skala wskazująca wysokość w tysiącach stóp; 5 – skala wskazująca wysokość w setkach stóp; 6 – wskazówka mała wskazująca tysiące stóp; 7 – skala ciśnienia barometrycznego wyskalowana w calach Hg; 8 – wskazówka wskazująca dziesiątki tysięcy stóp.





Rys. 9.2 – 2. Transponder KT76A

1 – przełącznik funkcji; 2 – przycisk identyfikacji; 3 – lampka odpowiedzi; 4 – pokrętła kodu;  
5 – wskaźnik kodu.

## ROZDZIAŁ 5 – OSIĄGI

Osiągi podane w rozdziale 5 Instrukcji Użytkowania w Locie nie ulegają zmianie po zabudowie na samolot transpondera.





## UZUPEŁNIENIE NR 3

### SYSTEM ŻYROBUSOLI KCS 55A

#### ROZDZIAŁ 1 – DANE OGÓLNE

Niniejsze uzupełnienie zawiera niezbędne informacje konieczne do użytkowania systemu żyrobusoli KCS 55A, zabudowanego na samolocie PZL M20 „MEWA” jako wyposażenie dodatkowe.

Informacje zawarte w tym uzupełnieniu należy wykorzystywać łącznie z podstawową Instrukcją Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 „MEWA”.

#### ROZDZIAŁ 2 – OGRANICZENIA

System żyrobusoli KCS 55A powinien być wyłączony na okres uruchamiania silników samolotu i wyłączany przed uruchomieniem silników.

#### ROZDZIAŁ 3 – PROCEDURY AWARYJNE

W niniejszym uzupełnieniu nie są wymagane żadne zmiany w stosunku do procedur awaryjnych zawartych w rozdz. 3 Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 „MEWA”.

#### ROZDZIAŁ 4 – PROCEDURY NORMALNE

##### A. Przygotowanie do lotu

Aby przygotować system KCS 55A do pracy:

1. Włączyć zasilanie elektryczne i urządzeń radiowych
2. Gdy system jest nastawiony na pracę z uzgodnieniem żyroskopowym „SLAVE” nastąpi automatyczne szybkie uzgodnienie (180 stopni/minutę) wskazania kursu rzeczywistego z rzeczywistym kursem magnetycznym przekazywanym przez nadajnik indukcyjny. System pozostaje w sposobie pracy na szybkie uzgodnienie przez 120 sekund, po czym automatycznie powraca do normalnego sposobu pracy na uzgodnienie z szybkością 3 stopnie/minutę. Jeżeli nastąpi cykl przejścia systemu ze sposobu pracy z żyroskopem swobodnym „FREE” (tzn. bez uzgodnienia) do pracy z uzgodnieniem przy pomocy przełącznika dwustabilnego na KA51B nastąpi automatyczne powtórzenie pracy na „szybkie uzgadnianie”.





3. Czas rozgrzewania (osiągnięcia gotowości do pracy) waha się od 1 minuty przy temperaturze +55 °C do 5 minut w temperaturze –46 °C.
4. Osiągnięcie gotowości systemu do pracy sygnalizowane jest schowaniem się czerwonej chorągiewki “HDG” w prawej górnej ćwiartce wskaźnika KI 525A.
5. Do momentu uzyskania użytecznego sygnału nawigacyjnego przez system KCS 55A w lewej górnej ćwiartce tarczy wskaźnika KI 525A będzie widoczna czerwona chorągiewka “NAV”.

#### B. Eksploatacja w locie

System KCS 55A powinien być włączony do pracy, nie później niż 5 min. przed kołowaniem samolotu. Podczas kołowania sprawdzić, czy kurs na wskaźniku KI 525A jest prawidłowy i zmienia się wraz z kierunkiem zakrętu. Przed startem z betonowego pasa startowego ustawić samolot dokładnie wzdłuż osi pasa i sprawdzić wskazania kursu magnetycznego. Dokładność wskazań  $\pm 2^\circ$  lokalnego magnetycznego kursu rzeczywistego.

W locie, gdy system ustawiony jest na pracę z uzgodnieniem żyroskopowym, uzgodnienie rzeczywistego kursu wskazywanego z kursem magnetycznym odbywa się automatycznie ze stałą szybkością  $3^\circ/\text{minutę}$ . Różnicę między wskazywanym kursem, a kursem magnetycznym, wskazuje wskaźnik zgodny z kierunkiem ruchu wskazówek zegara tarczy kompasowej. Wychylenie w lewo, oznacza błąd tarczy kompasowej w kierunku przeciwnym do obrotu wskazówek zegara. Gdy samolot wykonuje zakręt i tarcza kompasu obraca się, miernik ten pokazuje pełne wychylenie w jedną lub drugą stronę.

#### UWAGA

Podczas lotu poziomego symetrycznego, normalne jest zachowanie się wskazówki polegające na ciągłym przemieszczaniu się od jednej strony do drugiej podobnie jak pełne wychylenia podczas zakrętu.

W przypadku pracy bez uzgodnienia (przełącznik poz. 2 na rys. 9.3 – 2) w położeniu “FREE”) korekcji kursu dokonywać ręcznie przy pomocy przełącznika poz. 3. Przełączanie przełącznika w położenie “CW” (korekcja kursu rzeczywistego w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara) obróci tarczę kompasową w prawo w celu zlikwidowania lewego błędu tarczy kompasowej.





Przełączanie przełącznika w położenie “CCW” (korekcja kursu rzeczywistego w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara) obróci tarczę kompasową w lewo w celu zlikwidowania prawego błędu tarczy kompasowej. Ponowne przejście do pracy z uzgodnieniem (przełącznik 2 w położeniu “SLAVE”) nastąpi automatycznie praca na szybkie uzgodnienie.

Aż do momentu uzyskania użytecznego sygnału nawigacyjnego przez system KCS 55A w lewej górnej ćwiartce tarczy wskaźnika KI 525A będzie widoczna chorągiewka ostrzegawcza oznaczona “NAV”. Podczas pracy systemu chorągiewka ta będzie widoczna tylko w przypadku odbioru nieprawidłowego sygnału nawigacyjnego. Po ustawieniu odbiornika NAV (przy nawigacji zwykłej) na żadaną stację VOR, czerwona chorągiewka “NAV” zniknie z pola widzenia jeżeli odbierany będzie użyteczny sygnał nawigacyjny.

Pokrętem wyboru kursu zadanego (poz. 5 Rys. 9.3 – 1.) ustawić wskazówkę na żądany kurs.

Wskazówka dewiacji “VOR”, reprezentuje kurs zadany, a zależność wzajemna tej wskazówki i symbolu samolotu na środku tarczy wskaźnika przedstawia optycznie rzeczywistą zależność wybranego kursu zadanego względem położenia samolotu. Innymi słowy, jeżeli symbol samolotu na tarczy wskaźnika wskazuje zbliżenie pod kątem 45 ° do wskazówki dewiacji, jest to właśnie kąt pod jakim samolot praktycznie zbliża się do wybranego kursu. Zadanego.

W celu przygotowania zbliżania się ILS nastawić odbiornik NAV na żadaną częstotliwość. Jeżeli odbierany jest użyteczny sygnał radiolatarni kursowej (lokalizator) z tarczy wskaźnika zniknie chorągiewka “NAV”.

W przypadku zbliżania się na kursie zadanym “TO” (DO) lub “FROM” (OD) radiolatarni obracać pokrętem wyboru kursu zadanego w celu ustawienia wskazówki kursu na kursie “DO” radiolatarni kursowej. Wskazówka dewiacji “LOC” reprezentuje żądany kurs zadany. Zależność wzajemna między tą wskazówką, a symbolem samolotu na tarczy wskaźnika daje rzeczywisty i prawidłowy obraz położenia samolotu względem kursu zadanego. Postępowanie zgodne z tą procedurą zapewnia prawidłowe dane nawigacyjne niezależnie od tego, czy zbliżanie wykonuje się kursem “OD” czy “DO” radiolatarni. Wskazówki dewiacji od ścieżki schodzenia pojawiają się po obu stronach tarczy wskaźnika, gdy odbierany jest użyteczny sygnał ścieżki schodzenia. Jeżeli nie pojawiają się w polu widzenia, oznacza to, że nie jest odbierany użyteczny sygnał ścieżki schodzenia. Wskazówki ścieżki schodzenia przedstawiają względne położenie ścieżki schodzenia względem samolotu, tzn. jeżeli wskazówki znajdują się nad znacznikiem środkowym, samolot znajduje się pod ścieżką schodzenia, jeżeli wskazówki są pod środkowym znacznikiem to samolot jest nad ścieżką schodzenia.







## ROZDZIAŁ 5 – OSIĄGI

W niniejszym uzupełnieniu nie są wymagane żadne zmiany w stosunku do informacji zawartych w rozdz. 5 Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA”.

## ROZDZIAŁ 6 – MASA I WYWAŻENIE

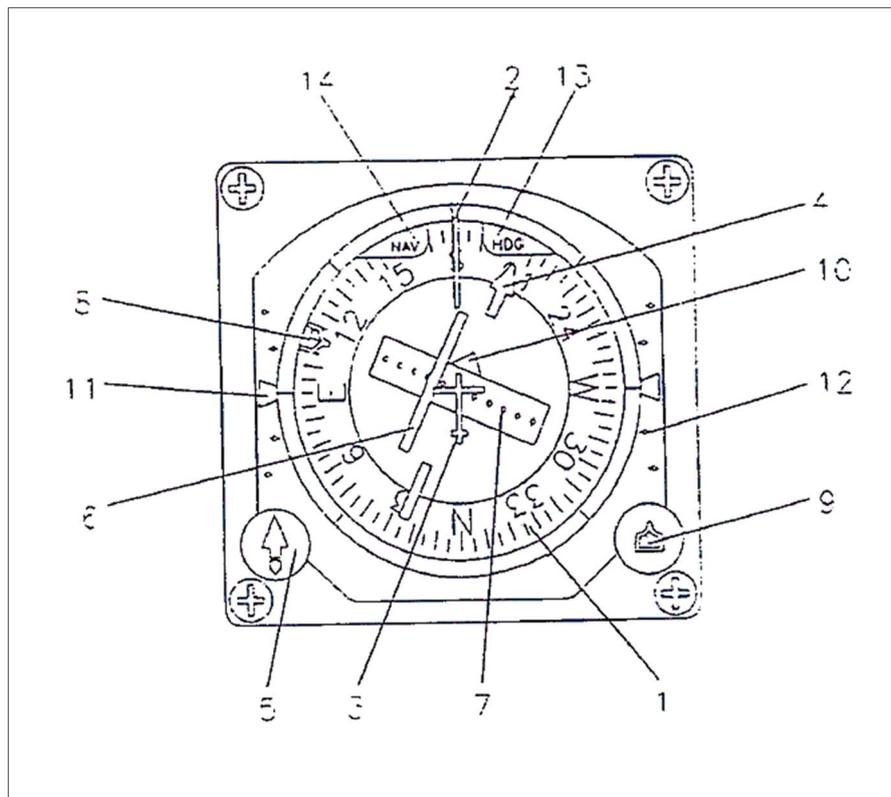
Masy i wyważenia zamontowanego u producenta samolotu wyposażenia dodatkowego, zamieszczone są w ZESTAWIENIU WYPOSAŻENIA SAMOLOTU – patrz rozdz. 6 Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA”

## ROZDZIAŁ 7 – OPIS SAMOLOTU I JEGO UKŁADÓW

System żyrobosoli KCS 55A zapewnia pilotowi obrazowe przedstawienie kursu rzeczywistego kierunku lotu i położenia samolotu względem kursu zadanego. Na samolocie zabudowany jest system żyrobosoli KCS 55A, którego wskaźnik nawigacji obrazowej KI 525A oraz wyłącznik korekcji magnetycznej KA 51B są zabudowane na lewej części tablicy przyrządów. Zabudowany na tablicy wskaźnik nawigacji obrazowej Ki 525A łączy w sobie funkcje standardowego żyroskopowego wskaźnika kierunku oraz wskaźnika odejścia (dewiacji VOR/LOC) i odejścia od ścieżki schodzenia.

Na rysunku 9.3 – 1 pokazano wskaźnik nawigacji obszarowej KI 525A, natomiast na rysunku 9.3 – 2 pokazano wyłącznik korekcji magnetycznej KA 51B.

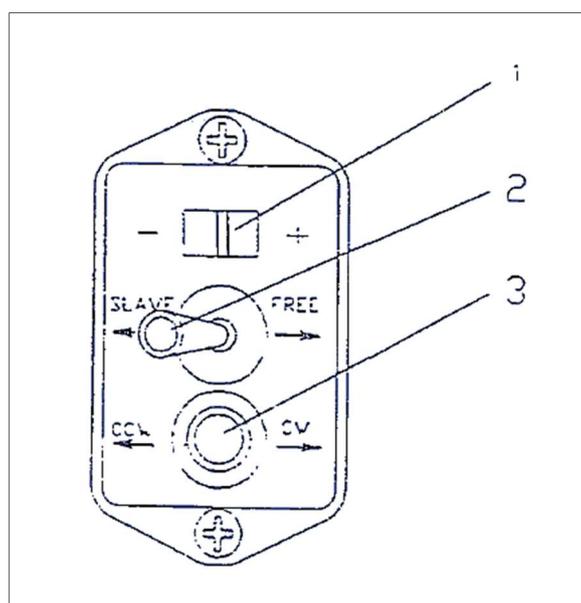




Rys. 9.3 – 1. Wskaźnik nawigacji obrazowej KI 525 A

1 – tarcza kursów; 2 – linia kursów; 3 – sylwetka samolotu; 4 – wskazówka wybranego radia VOR; 5 – Pokrętło wyboru kursu (radia VOR); 6 – wskaźnik dewiacji bocznej VOR/LOC; 7 – podziałka dewiacji VOR/LOC; 8 – znacznik wyboru kursu; 9 – pokrętło wyboru kursu; 10 – wskaźnik “TO”, “FROM” kodu (do/od) radiolatarni; 11 – wskazówki ścieżki schodzenia; 12 – podziałka dewiacji ścieżki schodzenia; 13 – chorągiewka ostrzegawcza busoli HDG; 13 – chorągiewka ostrzegawcza NAV; 14 – chorągiewka ostrzegawcza NAV





Rys. 9.3 – 2. Wyłącznik korekcji magnetycznej KA 51B

1 – wskaźnik rozsynchronizowania; 2 – przełącznik pracy systemu “SLAVE – FREE” (z uzgodnieniem – bez uzgodnienia); 3 – przełącznik ręcznej korekcji kursu.





## UZUPEŁNIENIE NR 4

### AUTOMATYCZNY RADIOKOMPAS KR 87

#### ROZDZIAŁ 1 – DANE OGÓLNE

Niniejsze uzupełnienie zawiera niezbędne informacje konieczne do użytkowania automatycznego radiokompasu KR 87, zabudowanego na samolocie PLZ M20 “MEWA” jako wyposażenie dodatkowe.

Informacje zawarte w tym uzupełnieniu należy wykorzystywać łącznie z podstawową Instrukcją Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA”.

Uzupełnienie zostało zatwierdzone przez Polski Organ Nadzoru Lotniczego (IKCSP), jako stała część instrukcji i musi w niej pozostać jeżeli na samolocie zamontowany jest radiokompas KR 87.

#### ROZDZIAŁ 2 – OGRANICZENIA

Radiokompas KR 87 powinien być wyłączony na okres uruchamiania silników samolotu.

Nie zaleca się odczytywania wskazań KKR radiokompasu, podczas przechyleń samolotu oraz podczas działania radiostacji COM w zakresie nadawania z powodu ewentualnych błędów w ich wskazaniach.

#### ROZDZIAŁ 3 – PROCEDURY AWARYJNE

W niniejszym uzupełnieniu nie są wymagane żadne zmiany w stosunku do procedur awaryjnych zawartych w rozdz. 3 Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA”.





## ROZDZIAŁ 4 – PROCEDURY NORMALNE

### A. Przygotowanie do lotu

W celu włączenia i sprawdzenia należy:

1. Włączyć radiokompas pokrętle regulacji siły głosu obracając je w prawo. Sprawdzić, czy prawa strona wyświetlacza pokazuje częstotliwość rezerwową, czas lotu lub czas odliczony. Jeżeli radiokompas jest nastawiony na jeden z rodzajów pracy licznika czasu wcisnąć przycisk “FRQ” jeden raz dla wyświetlenia częstotliwości rezerwowej. Sprawdzić, czy pokrętła dostrajania będą zmieniały częstotliwość rezerwową i czy przycisk “FRQ” ponownie przeniesie roboczą i rezerwową częstotliwość. (Pokrętła strojenia – duże zmienia cyfrę setek i tysięcy; pokrętło małe zmienia cyfrę dziesiątek przy wciśniętym pokrętle; cyfrę jedności przy wyciągniętym pokrętle).
2. Wcisnąć przycisk FLT/ET i sprawdzić czy radiokompas wszedł do jednego z rodzajów pracy licznika czasu. Radiokompas będzie powracać do któregoś z rodzajów pracy licznika, która była czynna przed wciśnięciem przycisku w powyższym kroku. Jeżeli radiokompas ponownie wszedł w rodzaj pracy “ET” (Elapsed Timer) (odliczania czasu) wcisnąć przycisk FLT/ET jeszcze raz, po to aby wprowadzić rodzaj pracy FLT (flight timer – czas lotu).  
Wyłączyć radiokompas i ponownie włączyć i sprawdzić, czy licznik czasu lotu jest nastawiony na zero.
3. Wcisnąć przycisk “FLT/ET” dla wprowadzenia rodzaju pracy “ET” i sprawdzić, czy licznik jest w zakresie “zliczania w przód”. Wcisnąć przycisk “SET/RST” (ponowne nastawienie na wartość zerową) i sprawdzić, czy licznik nastawia się na wartość zerową, a następnie liczy “do przodu”.

### UWAGA

Naciśnięcie przycisku “SET/RST” będzie ponownie nastawiać na zero licznik odliczający niezależnie od informacji aktualnie wyświetlonej.





4. Wcisnąć przycisk “SET/RST” i przytrzymać go przez około 2 sek. aż lampka sygnalizacyjna “ET” na wyświetlaczu zacznie migać w celu wprowadzenia zakresu “odliczania do tyłu”. Następnie wprowadzić odpowiednią wartość czasu (do 59 min. i 59 sek.) przy pomocy pokręteł dostrajających. Licznik czasu pozostanie w zakresie nastawienia “ET” przez 15 sek. po wprowadzeniu czasu (miganie “ET”) lub do czasu wciśnięcia przycisku “SET/RST”, “FLT/ET” lub “FRQ”. Nastawiony czas będzie niezmieniony do czasu wciśnięcia przycisku “SET/RST”, w tym czasie zacznie się liczenie do tyłu.

Sprawdzić, czy licznik odlicza od ustawionej wartości do zera i następnie zaczyna liczyć do przodu. Sprawdzić, czy wyświetlacz pulsuje przez około 15 sek. po osiągnięciu przez licznik zera.

5. Sprawdzić, czy wciśnięcie przycisku “FLT/ET” zmienia wskazania licznika na wyświetlaczu. Wcisnąć przycisk “FRQ” i sprawdzić, czy częstotliwość rezerwowa jest wyświetlana w prawym okienku wyświetlacza i czy kolejne wciśnięcie przycisku będą cyklicznie wymieniać częstotliwość roboczą i rezerwową.
6. Przełączyć radiokompas na rodzaj pracy “ANT” i dostroić go do kilku znanych stacji. Wcisnąć przyciski ADF1 (ADF2) na selektorze sygnałów akustycznych.

Sprawdzić czy odbiór sygnałów jest zadawalający i że regulacja siły głosu działa normalnie.

Sprawdzić, czy wskazówka wskaźnika radiokompasu ustawia się na 90 °. Przetawić urządzenie na rodzaj pracy radiokompas i sprawdzić czy wskazówka wskazuje kierunek radiostacji.

7. Wcisnąć przycisk “BFO” dla wprowadzenia rodzaju pracy “BFO” (oscylator dudnieniowy – BEAT Frequency Oscillator, BFO) i sprawdzić czy słychać ton BFO i jest wyświetlana informacja BFO w centralnej części wyświetlacza.

## B. Eksploatacja podczas lotu

Podstawowym zakresem pracy radiokompasu KR 87 jest zakres “KOMPAS” (ADF). Rodzaj pracy “ANT” stosować przy nasłuchu sygnałów radiostacji wywoławczych przy strojeniu (przestrzajaniu) radiokompasu, oraz w przypadkach, gdy należy upewnić się, czy prawidłowo wybrana została radiostacja.





Podczas przelotów po trasach wykorzystywać radiokompas do nawigacji lotniczej wg radiostacji prowadzących i szerokopasmowych oraz do określenia samolotu.

Przy podejściu do lądowania:

1. Upewnić się, czy przy podchodzeniu do lotniska lądowania w okienku częstotliwość roboczej ustawiona jest częstotliwość DRP, a w okienku częstotliwości rezerwowej częstotliwość BRP.
2. Przy przelocie nad DRP zmienić częstotliwość z roboczej na rezerwową wciskając przełącznik "FRQ".

Po lądowaniu wyłączyć radiokompas przez ustawienie pokrętki głośności do oporu w lewo, na bloku radiokompasu przed zatrzymaniem silników.

## ROZDZIAŁ 5 – OSIĄGI

W niniejszym uzupełnieniu nie są wymagane zmiany w stosunku do informacji zawartych w rozdz. 5 Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 "MEWA".

## ROZDZIAŁ 6 – MASA I WYWAŻENIE

Masy i wyważenia zamontowanego u producenta samolotu wyposażenia dodatkowego, zamieszczone są w ZESTAWIENIU WYPOSAŻENIA SAMOLOTU – patrz rozdz. 6 Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 "MEWA".

## ROZDZIAŁ 7 – OPIS SAMOLOTÓW I JEGO UKŁADÓW

Automatyczny radiokompas KR 87 jest przeznaczony do nawigacji lotniczej wg radiostacji prowadzących i szerokopasmowych oraz radiolatarni.

Radiokompas zabezpiecza realizację następujących zadań:

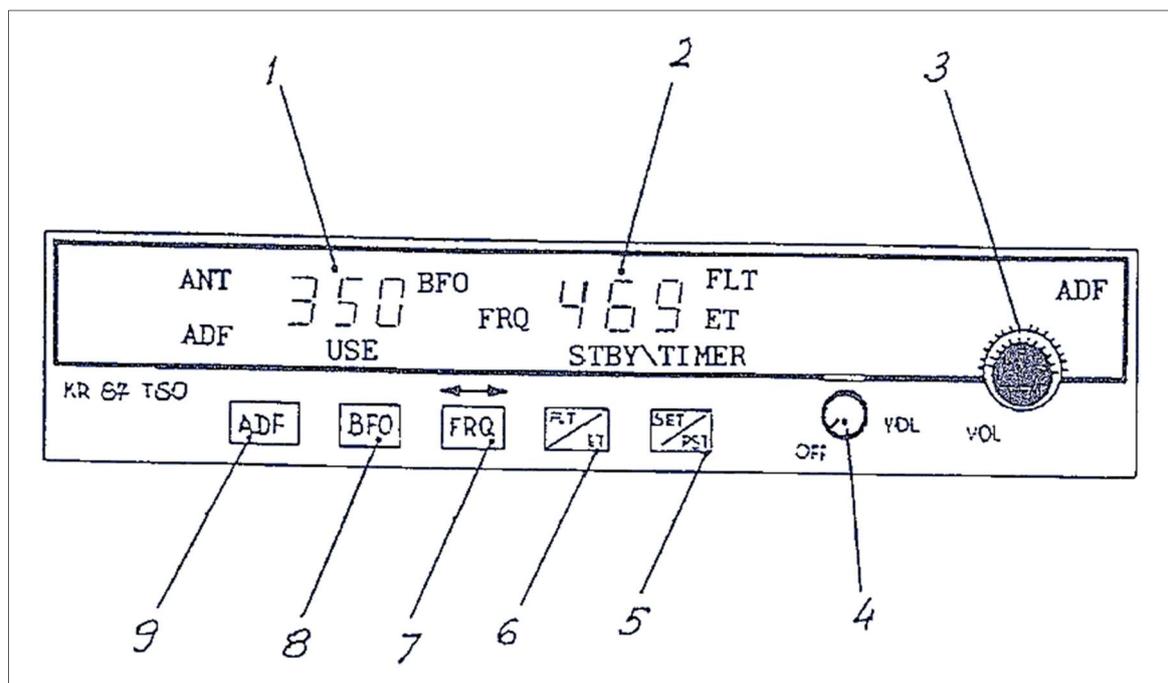
- (a) Wykonanie lotu w kierunku radiostacji i od niej z wizualną indykacją kąta kursowego radiostacji (KKR);
- (b) Określenie namiaru radiostacji;
- (c) Zapewnienie ciągłego odczytu KKR;
- (d) Wspólnie z inną aparaturą wykonanie podejścia do lądowania wg systemu USL;
- (e) Prowadzenie odbioru i przesłuchiwanie sygnałów radiostacji;
- (f) Pomiar czasu lotu oraz niezależny programowalny pomiar upływu czasu;





Wskazania KKR radiokompasu realizowane są przez wskaźniki KI227 zabudowany na lewej części tablicy przyrządów. Przesłuchiwanie sygnałów radiokompasu KR 87 odbywa się za pomocą słuchawek członków załogi przy włączeniu (wciśnięciu) przycisków “ADF1” na selektorze sygnałów akustycznych KMA 24 (dolny rząd). Naciśnięcie przycisków w górnym rzędzie kieruje sygnały na głośniki.

Elementy sterowania i sygnalizacji radiokompasem KR 87 pokazano na rys. 9.4 – 1.

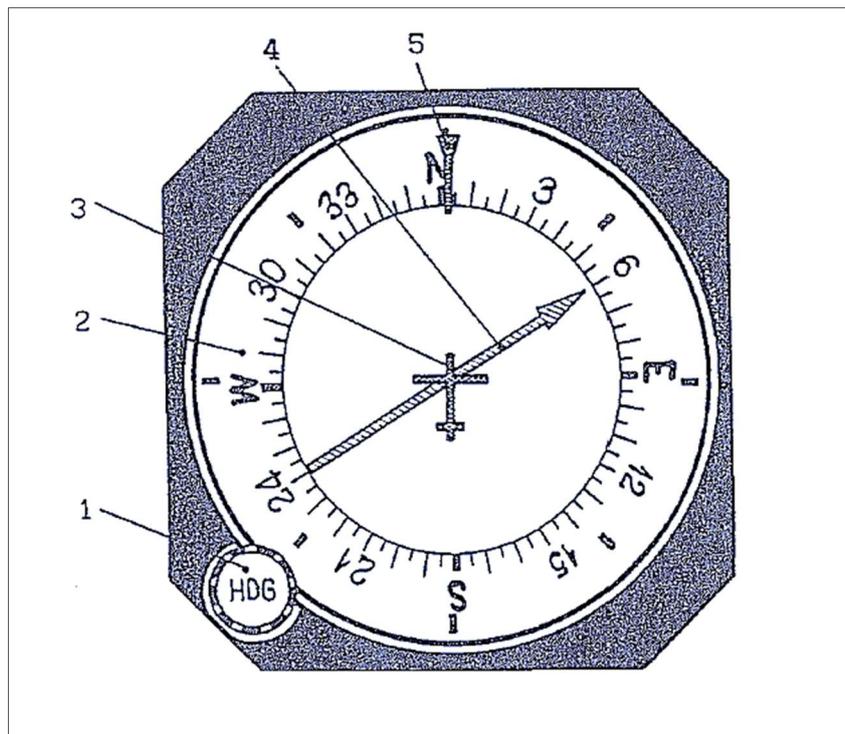


Rys. 9.4 – 1. Pulpit radiokompasu KR 87

1 – częstotliwość robocza radiokompasu; 2 – częstotliwość rezerwowa; 3 – pokrętła strojenia; 4 – pokrętło regulacji siły głosu (wył. Radiokompasu); 5 – przycisk SET/RST (nastawienie/ustawienie na zero); 6 – przycisk wyświetlania upływu czasu; 7 – przycisk zmiany częstotliwości; 8 – przycisk BFO (oscylator dudnieniowy); 9 – przycisk ADF/ANT (kompas/antena);







Rys. 9.4 – 2. Wskaźnik radiokompasu KI 227

1 – POKRĘTŁO WYBORU KURSU – pozwala na ręczny obrót tarczy kompasu (2) w celu uzgodnienia go z kursem magnetycznym wskazywanym przez busolę magnetyczną lub żyrobusolę; 2 – TARCZA KOMPASU – obracana ręcznie w celu pokazania kursu magnetycznego samolotu w stosunku do linii odniesienia (5); 3 – SYMBOLICZNA SYLWETKA SAMOŁOTU – kierunek lotu oraz kąt kursowy radiostacji prowadzącej pokazywany jest względem stałej symbolicznej sylwetki samolotu; 4 – WSKAZÓWKA RADIOKOMPASU – służy do wskazywania kąta kursowego radiostacji (KKR). Wskazówka sterownia jest z odbiornika radiokompasu KR87; 5 – LINIA ODNIESIENIA – wskazuje kurs magnetyczny samolotu na tarczy kompasu (2).





## UZUPEŁNIENIE NR 5

### RADIOSTACJA KOMUNIKACYJNO – NAWIGACYJNA KX 170B ORAZ WSKAŹNIK VOR/LOC I ŚCIEŻKI SCHODZENIA GS KI 209

#### ROZDZIAŁ 1 – DANE OGÓLNE

Niniejsze uzupełnienie zawiera niezbędne informacje konieczne do użytkowania radiostacji komunikacyjno – nawigacyjnej KX 170B zabudowanej na samolocie PZL M20 “MEWA” jako wyposażenie dodatkowe.

Informacje zawarte w tym uzupełnieniu należy wykorzystywać łącznie z podstawową Instrukcją Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA”.

Uzupełnienie zostało zatwierdzone przez Polski Organ Nadzoru Lotniczego (IKCSP), jako stała część instrukcji i musi w niej pozostawać jeżeli na samolocie zamontowana jest radiostacja KX 170B.

#### ROZDZIAŁ 2 – OGRANICZENIA

Radiostacja KX 170B powinna być wyłączona na czas uruchamiania silników samolotu.

#### ROZDZIAŁ 3 – PROCEDURY AWARYJNE

W niniejszym uzupełnieniu nie są wymagane żadne zmiany w stosunku do procedur awaryjnych zawartych w rozdz. 3 Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA”.

#### ROZDZIAŁ 4 – PROCEDURY

##### 1. Przygotowanie do lotu.

W celu włączenia i sprawdzenia należy:

- (a) Przekręcić pokrętko głośności z położenia “OFF” zgodnie z ruchem wskazówek zegara;
- (b) Przełącznik mikrofonu na selektorze sygnałów akustycznych KMA 24 ustawić w położenie COM2 oraz wcisnąć przycisk COM2 i NAV2;
- (c) Wyciągnąć pokrętko głośności na części komunikacyjnej aby wyłączyć automatyczną blokadę szumów i pokręcając pokrętkiem ustawić żądany poziom głośności. Wcisnąć pokrętko włączając automatyczną blokadę szumów;





- (d) Ustawić na części komunikacyjnej częstotliwość roboczą;
- (e) Przesłuchać sygnały odbieranej radiostacji, wyregulować ponownie głośność przy pomocy pokrętki głośności;
- (f) Nacisnąć przycisk “RADIO” na prawej rękojeści wolantu. W czasie nadawania dokonać kontroli słyszalności.
- (g) Nawiązać łączność dwustronną;
- (h) Na części nawigacyjnej ustawić właściwą częstotliwość radiolatarni VOR. Kiedy odbierany jest użyteczny sygnał nawigacyjny to na wskaźniku KI 209 zniknie chorągiewka ostrzegawcza;
- (i) Wskazówkę VOR na wskaźniku KI 209 ustawić w położeniu centralnym kręcąc pokrętką OBS.
- (j) Sprawdzić działanie znacznika “TO/FROM” (OD–DO) przestawiając OBS o 180 °.

## 2. Eksploatacja podczas lotu

### Praca radiostacji COMM

Sterowanie radiostacją komunikacyjną nie różni się od opisanej w pkt. “Przygotowanie do lotu”. Przechodzenie z jednej częstotliwości na drugą wykonywać zgodnie z zadaniami lotu i poleceniem z ziemi.

### Praca systemu NAV – VOR/LOC/GS

#### (a) Praca VOR

Po wybraniu częstotliwości VOR pokrętkami części nawigacyjnej w rejonie której znajduje się samolot i wybraniu pokrętką OBS radialu, wskazówka dewiacji VOR/LOC zacznie wskazywać położenie samolotu względem wybranego radialu. Odchylenie wskazówki symbolizuje położenie radialu względem samolotu. Aby “wejść” na radial należy lecieć w kierunku odchylenia wskazówki.

Odchylenia VOR ważne są gdy jest schowana chorągiewka ostrzegawcza NAV na KI 209. Trójkątny znacznik “TO/FROM” (OD – DO) informuje, czy samolot zbliża się do stacji naziemnej czy się od niej oddala.

W przypadku występowania bocznego wiatru lot z utrzymaniem wskazówki w centralnym położeniu prowadzi do kompensacji wpływu wiatru i zbliżania się lub oddalania od stacji naziemnej po linii prostej. Powstaje wówczas pewne odchylenie osi samolotu od linii radialu, które kompensuje wpływ wiatru.





(b) Praca LOC/GS

Po nastawieniu na części nawigacyjnej radiostacji częstotliwości lokalizatora w rejonie którego znajduje się samolot. Wskaźnik KI209/206 zaczyna pokazywać położenie samolotu względem osi pasa startowego. Chorągiewka ostrzegawcza powinna być schowana i nie powinien być widoczny trójkątny znacznik “TO/FROM” (OD – DO) system VOR.

Przy zbliżaniu się do pasa po ścieżce schodzenia wskazówka lokalizatora podobnie jak dla wskazań VOR podaje kierunek, w którym trzeba lecieć aby wejść na oś pasa.

Przy oddaleniu się od pasa po normalnej ścieżce wskazania są odwrotne, podobnie jak przy zbliżaniu się od “tyłu” czyli strony stacji lokalizatora.

Każdy z tych kierunków jest możliwy. Informacja o wysokościowym położeniu samolotu względem ścieżki schodzenia przekazywana jest przez wskazówkę poziomą GS wskaźnika KI 209.

## ROZDZIAŁ 5 – OSIĄGI

W niniejszym uzupełnieniu nie są wymagane żadne zmiany w stosunku do informacji zawartych w rozdz. 5 Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA”.

## ROZDZIAŁ 6 – MASA I WYWAŻENIE

Masy i wyważenie zamontowanego u producenta samolotu wyposażenia dodatkowego, zamieszczone są w ZESTAWIENIU WYPOSAŻENIA SAMOLOTU – patrz rozdz. 6 Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA”.





## ROZDZIAŁ 7 – OPIS SAMOLOTU I JEGO UKŁADÓW

KX 170B jest radiostacją UKF COMM/NAV zapewniającą wykonywanie następujących czynności:

- prowadzenie dwustronnej komunikacji w zakresie częstotliwości 118,00 MHz do 136,975 MHz;
- odbiór sygnałów nawigacyjnych w zakresie częstotliwości od 108,00 MHz do 117,95 MHz w odstępach co 50 kHz;
- odbiór sygnałów ścieżki schodzenia w zakresie częstotliwości od 329,15 MHz do 335,00 MHz w odstępach co 150 kHz.

### 7.1. Radiostacja COMM

Sterowanie radiostacją odbywa się z bloku radiostacji zabudowanego na tablicy środkowej. Radiostacja podzielona jest na dwie części z czego lewa część jest radiostacją komunikacyjną, a prawa odbiornikiem nawigacyjnym.

Wybieranie żądanej częstotliwości w radiostacji komunikacyjnej odbywa się w okienku przez obracanie pokrętkami. Większe pokrętło zmienia ilość MHz, mniejsze ilość kHz. Przy mniejszym pokrętle wciśniętym, częstotliwość zmienia się co 50 kHz, a przy pokrętle wyciągniętym co 25 kHz.

### 7.2. Odbiornika NAV

Prawa część radiostacji przeznaczona jest dla informacji dotyczących odbiornika NAV, podając częstotliwość roboczą oraz częstotliwość przygotowaną do pracy oraz radial. Wybieranie żądanej częstotliwości NAV odbywa się w okienku NAV przez obracanie pokrętkami. Większe pokrętło zmienia częstotliwość co 1 MHz, mniejsze co 50 kHz.

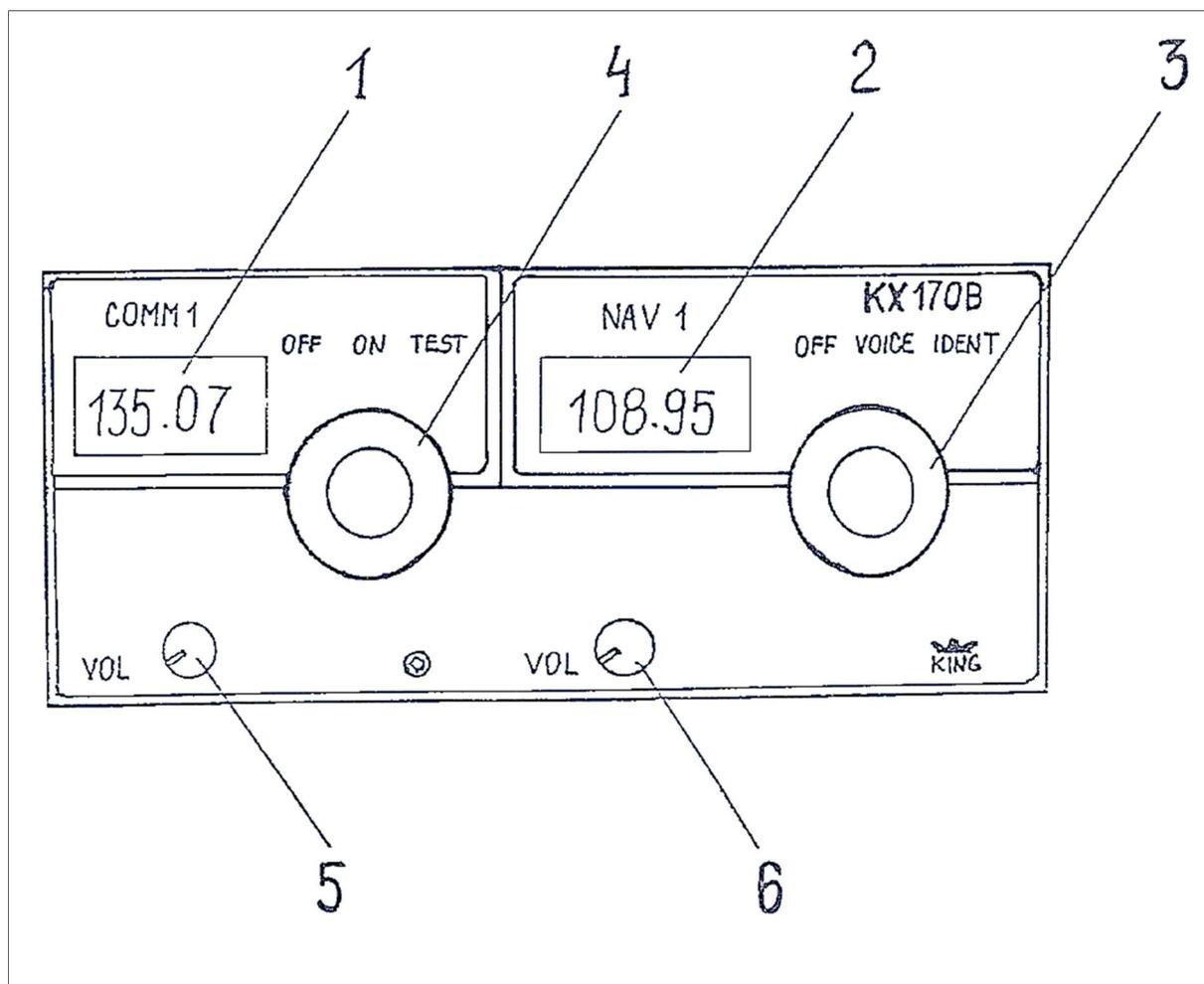




Odbiornik NAV radiostacji KX 170B na samolocie współpracuje ze wskaźnikiem KI209. Wskaźnik KI209 zabudowany na lewej części tablicy wskazuje dewiację od wybranego radialu oraz zejście ze ścieżki schodzenia GS.

Elementy sterowania radiostacją komunikacyjno – nawigacyjną KX170B pokazano na rys. 9.30 – 1. Wskaźnik KI209 pokazano na rys. 9.20 – 2.

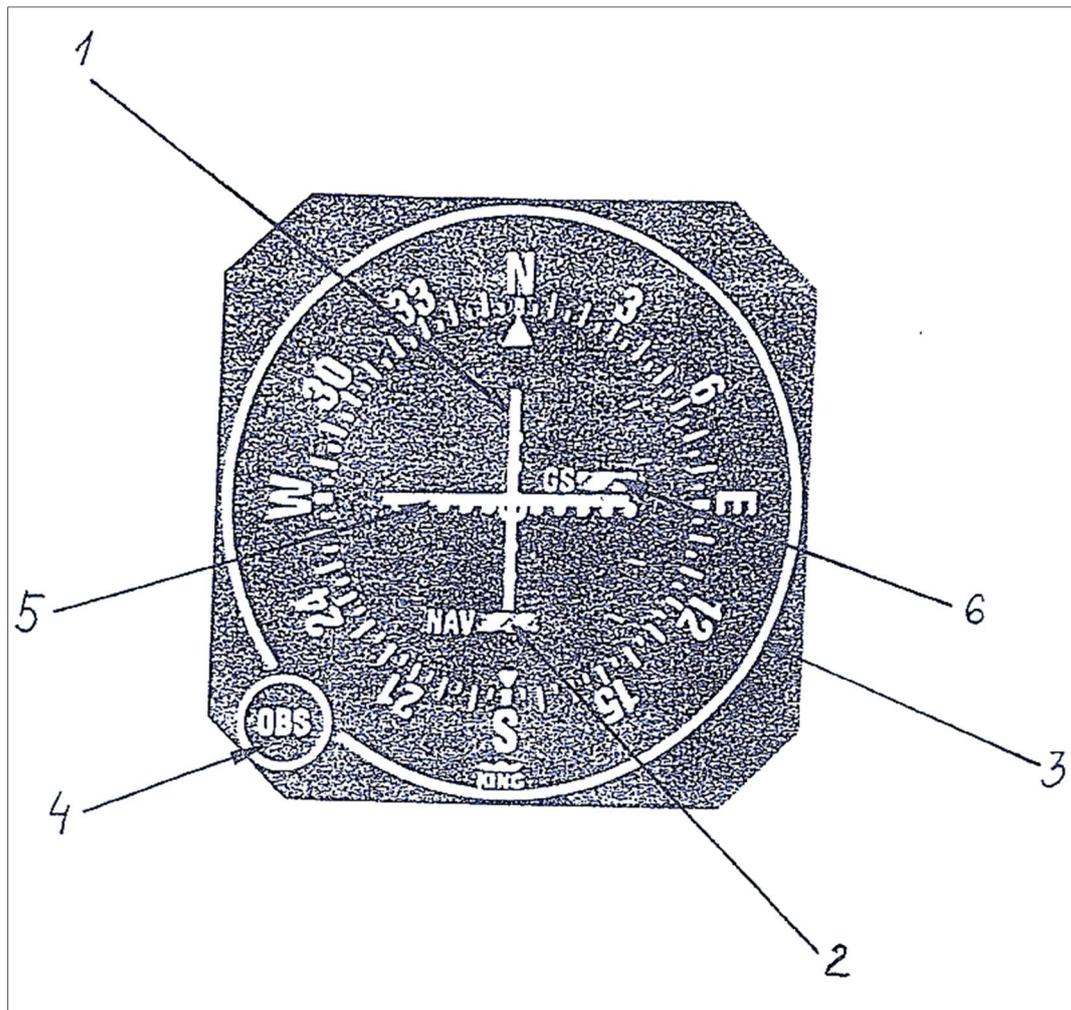




Rys. 9.30 – 1. Pulpit sterowania radiostacją KX 170B

1 – okienko częstotliwości roboczej radiostacji COMM; 2 – okienko częstotliwości roboczej odbiornika NAV; 3 – pokrętła strojenia odbiornika NAV; 4 – pokrętła strojenia radiostacji COMM; 5,6 – pokrętła głośności;





Rys. 9.30 – 2. Wskaźnik VOR/LOC i ścieżki schodzenia GS KI209

1 – wskazówka VOR/LOC; 2 – chorągiewka ostrzegawcza VOR/LOC; 3 – tarcza kursów; 4 – pokrętło OBS /wyboru radia VOR/; 5 – wskazówka ścieżki schodzenia GS; 6 – chorągiewka ostrzegawcza ścieżki schodzenia GS;







## UZUPEŁNIENIE NR 6

### ODBIORNIK NAWIGACJI SATELITARNEJ GPS 150

#### ROZDZIAŁ 1 – DANE OGÓLNE

Niniejsze uzupełnienie zawiera niezbędną informację konieczną do użytkowania odbiornika nawigacji satelitarnej GPS 150 zabudowanego na samolocie PZL M20 „MEWA” jako wyposażenie.

Informacje zawarte w tym uzupełnieniu należy wykorzystywać łącznie z podstawową Instrukcją Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 „MEWA”.

Uzupełnienie jest stałą częścią instrukcji i musi w niej pozostać jeżeli na samolocie zabudowany jest odbiornik nawigacji satelitarnej GPS 150.

#### ROZDZIAŁ 2 – OGRANICZENIA

- A. Jeżeli na samolocie zabudowany jest odbiornik nawigacji satelitarnej GPS 150 to na pokładzie samolotu musi znajdować się Przewodnik dla Pilota GPS 150;
- B. Wykonywanie podejścia do lądowania przy użyciu odbiornika GPS 150 nie jest zatwierdzone;
- C. Odbiornik nawigacji satelitarnej GPS 150 nie jest zatwierdzony do nawigacji IFR, w związku z tym na tablicy przyrządowej w pobliżu odbiornika powinna znajdować się tabliczka o treści:

“GPS NIEZATWIERDZONY DO NAWIGACJI IFR”
---

#### ROZDZIAŁ 3 – SYTUACJE AWARYJNE

W niniejszym uzupełnieniu nie są wymagane żadne zmiany w stosunku do procedur awaryjnych zawartych w rozdz. 3 Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 „MEWA”.





## ROZDZIAŁ 4 – PROCEDURY NORMALNE

1. Przygotowanie do lotu:
  - upewnić się, czy bezpiecznik automatyczny “GPS” (pulpit bezpieczników na tablicy przyrządowej) jest wciśnięty;
  - pokrętko “OFF – BRT” na pulpicie odbiornika nawigacji GPS znajduje się w położeniu OFF;
  - włączyć wyłącznik główny awioniki na tablicy przyrządowej.

2. Włączenie i testowanie odbiornika GPS 150

Po włączeniu odbiornika GPS 150 pokrętkiem “OFF – BRT” na ekranie wyświetlacza pojawi się Strona Autotestów. Strona ta będzie wyświetlana w przybliżeniu przez 5 sek. w czasie których urządzenie przeprowadza ważne testy integralności obwodów wewnętrznych.

GPS 150	VER 2.00
01993	GARMIN Core
Performins self test	

Po zakończeniu autotestów, na ekranie ukaże się Strona Bazy Danych. Strona ta reprezentuje rodzaj bazy danych (np. INTERNATIONAL DATABASE), aktualną datę cyklu i termin upływu ważności Karty danych.

INTERNATIONAL DATABASE	
Eff 29 – APR – 93	(9305)
Exf 27 – may – 93	ok?

Po ustawieniu kursora na “OK” nacisnąć klawisz “ENT”. Pojawi się Strona Stanu Satelity.





Strona Stanu Satelity prezentuje stan odbiornika (Acquiring), ocenę błędu pozycji (epe) i satelity. Które GPS namierzył (3, 11 ...). Po wyszukaniu satelitów, poniżej identyfikatora satelity zostanie wyświetlona moc sygnału (w skali 1 – 9). Jeżeli namierzenie satelity jest niemożliwe, miejsce wskazujące moc sygnału pozostanie puste (“ –”).

Acquiring	epe	----
sat 3	11	12 17 21 23 26 28
sal	-	- - - - -

GPS 150 będzie podczas pracy automatycznie aktualizował dane o orbicie danego satelity. Jeżeli urządzenie nie było eksploatowane przez okres sześciu miesięcy lub dłużej, będzie przeszukiwało nieboskłon, żeby zebrać dane o orbicie. O tym, że urządzenie przeszukuje nieboskłon użytkownik zostanie poinformowany następującym komunikatem “Searching the sky” (przeszukiwanie nieboskłonu). Jak tylko dane o parametrach orbitalnych satelity zostaną zgromadzone, będą wprowadzone do pamięci. Pamięć ta jest utrzymywana po wyłączeniu GPS 150 dzięki wewnętrznej zapasowej baterii.

Jeżeli w zasięgu urządzenia znajdują się cztery lub więcej satelitów o dobrych parametrach geometrycznych. GPS 150 będzie automatycznie pracować w trybie pracy 3D, w którym obliczane są długość i szerokość geograficzną oraz wysokość. Jeżeli tylko trzy satelity są dostępne, urządzenie znacznie automatycznie pracować w trybie pracy 2D, w którym wyliczane są jedynie długość i szerokość geograficzna. W tym przypadku urządzenie poprosi o wprowadzenie jakiejś wartości dla wysokości przekazując następujący komunikat “Need alt – press NAV” (potrzebuję podania wysokości – wcisnąć klawisz NAV).





Jeżeli GPS 150 nie może wyszukać tylu satelitów ile potrzeba by wprowadzić nawigację typu 2D lub 3D użytkownik zostanie poinformowany o tym komunikatem następującej treści: “Poor GP coverage” (niewystarczający obszar pokrycie GPS). Jeżeli zdarzy się taka sytuacja, należy sprawdzić instalację i upewnić się czy antena jest odpowiedni podłączona i czy jej pracy nie zakłócają pobliskie budynki lub inne statki powietrzne.

### 3. Użytkowanie

Normalne procedury użytkowania podane są w Przewodniku dla Pilota GPS 150 Nr 190 – 00048 00 wyd. Wrzesień 1993.

## ROZDZIAŁ 5 – OSIĄGI

W niniejszym uzupełnieniu nie są wymagane żadne zmiany w stosunku do informacji zawartych w rozdziale 5 Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA”

## ROZDZIAŁ 6 – MASA I WYWAŻENIE

W masy i wyważenia zamontowanego u producenta samolotu wyposażenia dodatkowego zamieszczone są w ZESTAWIENIU WYPOSAŻENIA SAMOLOTU – rozdz. 6 Instrukcji Użytkowania w Locie uzupełniono o poniższą pozycję:

Poz.	Zespół	Zaznaczyć zabudowę “X”	Masa [kg]	Ramię do tyłu od płaszczyzny [cm]	Iloczyn masy i ramienia [kg x cm]
321	Odbiornik GPS 150				
	a) Blok odbiorczy + panel montażowy	.....	1,37	163,3	223,7
	b) Antena 010 – 10026 – 00	.....	0,11	253,8	27,9





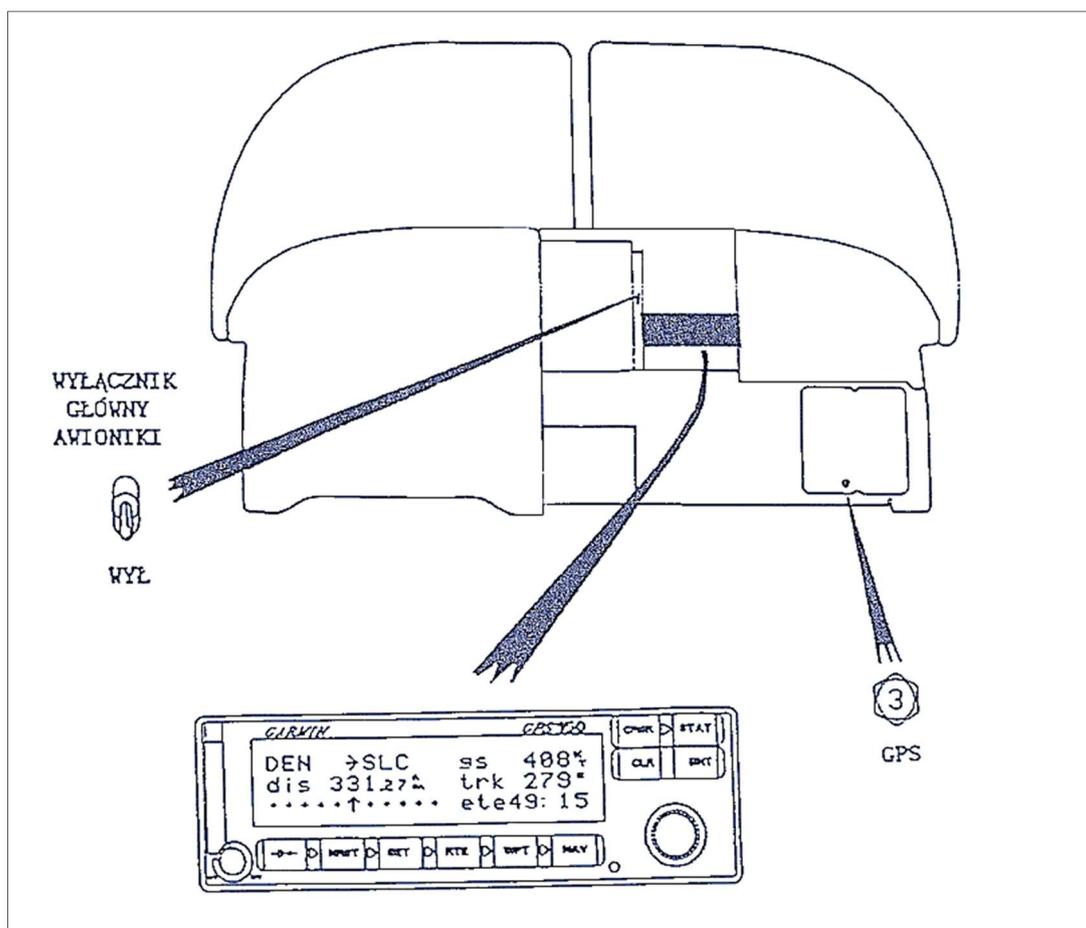
## ROZDZIAŁ 7 – OPIS SAMOLOTU I JEGO UKŁADÓW

Odbiornik GPS 150 składa się z montowanego panelowo odbiornika GPS/komputera nawigacyjnego, kasety z bazą danych oraz anteny 010 – 10026 – 00.

Odbiornik nawigacyjny zasilany jest z szyny radiowej poprzez bezpiecznik automatyczny “GPS”.

Antena 010 – 10026 – 00 zabudowana jest w górnej przedniej części kadłuba.

Rozmieszczenie elementów sterowania odbiornikiem GPS 150 pokazano na rys. 9.37 – 1.



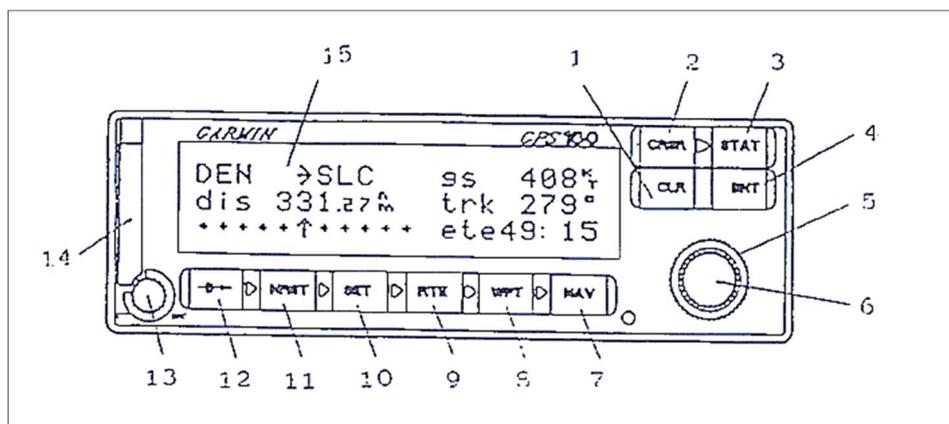
Rys. 9.37 – 1. Rozmieszczenie elementów sterownia odbiornikiem GPS 150





Na płycie czołowej GPS 150 (rys. 9.37 – 2) znajduje się 3 – liniowy, 20 znakowy, próżniowy, fluorescencyjny wyświetlacz o wysokim natężeniu świecenia. Ten podświetlony monitor ekranowy oraz jego nowoczesny filtr optyczny zapewniają doskonałą widoczność w kabinie, w najtrudniejszych warunkach.

Ponadto na pulpicie znajduje się 10 przycisków, otwór do wyjmowania karty danych, podwójne współosiowe pokrętło, obrotowy regulator natężenia świecenia oraz lampki sygnalizacyjne znajdujące się po lewej stronie każdego przycisku funkcyjnego.



Rys. 9.37 – 2. Pulpit odbiornika nawigacji satelitarnej GPS 150

1 – przycisk kasowania danych; 2 – przycisk uruchomienia kursora; 3 – przycisk obserwacji stanu odbiornika; 4 – przycisk zatwierdzenia operacji; 5,6 – pokrętła przesuwania stron i wprowadzania danych; 7 – przycisk przeglądu informacji nawigacyjnych; 8 – przycisk przeglądu informacji odnośnie portów lotniczych itp.; 9 – przycisk wyznaczania tras; 10 – przycisk zmiany trybu pracy; 11 – przycisk wyświetlania informacji dotyczących 9 najbliższych portów lotniczych; 12 – przycisk określenia docelowego punktu trasy i wykreślenia kursu z aktualnej pozycji; 13 – pokrętło wyłączenia odbiornika/regulacji natężenia oświetlenia; 14 – otwór wymiany Karty Danych.

#### Regulacja jasności wyświetlacza

Pokrętło znajdujące się z lewej strony pulpitu reguluje jasność podświetlenia wyświetlacza. Obracanie pokrętłem w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara powoduje włączenie urządzenia oraz stopniowo zwiększać natężenie podświetlenia ekranu wyświetlacza i pulpitu. Obracanie pokrętłem w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara powoduje stopniowe zmniejszenie się intensywności podświetlenia ekranu wyświetlacza i pulpitu, a gdy pokrętło jest przekręcone do oporu w tę stronę – powoduje to wyłączenie urządzenia.

#### UWAGA

Pokrętło regulacji jasności podświetlenia wyświetlacza ma z jednej strony wycięcie, które umożliwia wyjmowanie karty NavData. Kartę NavCard można wyjmować i wkładać tylko wtedy, gdy GPS 150 jest wyłączony.





## Podwójne (wewnętrzne/zewnętrzne) pokrętło

Podwójne współosiowe pokrętło GPS 150 umożliwia szybki wybór żądanej informacji. Pokrętła zewnętrznego używa się do wprowadzania nowych informacji na ekran wyświetlacza lub przesunięcia „Kursora” na dane miejsce na ekranie. Pokrętło wewnętrzne stosuje się do wybrania nowych informacji danej kategorii.

## Wybór funkcji

Informacje obrazowe na ekranie nazywa się „Stroną”. Strony są zgrupowane odpowiednio do nazwy przycisku do wybrania strony. Po wybraniu funkcji, lampka sygnalizacyjna znajdująca się z lewej strony przycisku zaświeci się wskazując tym samym na wywołanie funkcji. Możliwe są następujące funkcje:

- Przycisk z napisem STAT wybiera funkcję, która umożliwia obserwację stanu odbiornika lub satelity jak również komunikatów systemu.
  - Przycisk NRST umożliwia obrazowanie na ekranie wyświetlacza informacji dotyczących 9 najbliższych portów lotniczych, stacji VOR, NDB, punktów przecięcia tras i punktów trasy użytkownika lub dwóch najbliższych Stanowisk Służby Lotniczej (FSS). Każdorazowe wybranie Funkcji NRST (Nearest) spowoduje wyświetlanie na ekranie danych na temat najbliższego portu lotniczego pozwalając na szybki dostęp do informacji o lotnisku w razie sytuacji awaryjnej.
  - Przycisk SET umożliwia dostosowanie pracy GPS 150 do wymagań użytkownika.
  - Przycisk RTE umożliwia wyznaczenie max. 20 tras, z których każda może się składać maksymalnie z 31 punktów trasy. Ponadto pilot za pomocą funkcji Route może wybrać najbliższy punkt na trasie zbliżania równoległą nawigację z ustalonym uchybem oraz operację poszukiwawczo – ratunkowe.
  - Przycisk WPT umożliwia przegląd informacji na temat portów lotniczych, pomocy nawigacyjnych (NAVAID), tras przecinających się oraz punktów trasy użytkownika.
- Przycisk NAV umożliwia przegląd informacji nawigacyjnych oraz dotyczących pozycji. Ponadto z użyciem Funkcji Navigation użytkownik może dokonywać planowania operacji.

Niezwłocznie po wywołaniu funkcji, strony w obrębie tej funkcji można wybierać pokrętłem zewnętrznym. Obracanie pokrętłem w kierunku ruchu wskazówek zegara powoduje przesuwanie stron do przodu w wykazie stron. Obracanie pokrętłem w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara zmienia wyświetlenie stron w odwrotnej kolejności.





Ze względu na ogromną ilość informacji przechowywanych w GPS 150, niektóre strony są w stanie wyświetlić na raz całości informacji (np. na temat częstotliwości umożliwiających nawiązanie łączności czy informacji o pasach startowych. Jeżeli zdarzy się taka sytuacja, używa się wówczas pokrętła wewnętrznego, żeby przeglądać strony i uzyskać dodatkowe informacje.

### Przyciski jednozadaniowe

Wiele przycisków umieszczonych na pulpicie GPS używa się tylko do jednej operacji lub jednego rodzaju pracy, zgodnie z opisem:

- Przycisk  "Direct To" (bezpośrednio do) – jest używany do natychmiastowego określenia docelowego punktu drugiego i wykreślenia kursu z aktualnej pozycji względem punktu docelowego.
- Przycisk CRSR używa się do uruchomienia/unieruchomienia kursora. Migające znaki pojawiające się i znikające na ekranie oznaczają właśnie kursor, który zazwyczaj jest stosowany do wprowadzania danych lub przechodzenia przez dostępne opcje.
- Przycisk CLR używa się do wymazywania informacji lub anulowania poprzednio wprowadzanych danych.
- Przycisk ENT używa się do zatwierdzenia danej operacji lub zakończenia czynności wprowadzania danych.







## UZUPEŁNIENIE NR 7

### UKŁAD PRZECIWOBLODZENIOWY I OGRZEWANIE SZYBY PRZEDNIEJ

#### ROZDZIAŁ 1 – DANE OGÓLNE

Uzupełnienie zawiera niezbędne informacje dotyczące obsługi samolot po zabudowie na nim układu przeciwooblodzeniowego i instalacji ogrzewania przedniej szyby. Informacje te powinny być wykorzystane łącznie z innymi rozdziałami instrukcji.

Niniejsze uzupełnienie zostało zatwierdzone przez Polski Organ Nadzoru Lotniczego (IKCSP) jako stała część instrukcji i musi w niej pozostać gdy na samolocie jest zabudowany układ przeciwooblodzeniowy i instalacja ogrzewania szyby przedniej.

Na samolocie wymagane jest, aby do lotów w znanych warunkach oblodzenia zabudowany był kompletny układ zabezpieczający przed oblodzeniem (rys. 9.1 – 1). Na samolocie PZL M20 “MEWA” układ ten stanowi wyposażenie dodatkowe.

W skład kompletnego układu przeciwooblodzeniowego wchodzi następujące elementy: gumowe pneumatyczne odladzacze na krawędziach natarcia skrzydeł, statecznika poziomego i pionowego, reflektor oświetlenia krawędzi natarcia skrzydła, elektryczne odladzacze na krawędziach łopat śmigła, ogrzewanie szyby przedniej, ogrzewanie rurki Pitot’a i czujników sygnalizacji przeciągnięcia.

Na samolocie może być zabudowany jeden z układów lub kombinacja tych układów. W takim przypadku, wymagana jest tabliczka ostrzegawcza podana w rozdziale 2. Taka tabliczka jest również niezbędna, gdy którykolwiek z układów jest niesprawny.

#### ODLADZACZE PNEUMATYCZNE

Pneumatyczne odladzacze są zamontowane na krawędzi natarcia skrzydła, statecznika poziomego i pionowego.

Przy wyłączonej instalacji przeciwooblodzeniowej, podciśnienie wytworzone przez pompy pneumatyczne przysysa gumowe odladzacze do powierzchni natarcia doprowadzając w ten sposób do zachowania laminarnego opływu krawędzi natarcia.

Pneumatyczne odladzacze wypełniają się po włączeniu wyłącznika “ODLADZANIE POWIERZCHNI” (“SURFACE DE – ICE”), znajdującego się na pulpicie wyłączników układu przeciwooblodzeniowego (z prawej strony dźwigni sterowania silnikami – patrz rys. 9.1 – 3). Po włączeniu wyłącznika odladzania powierzchni nastąpi włączenie regulatora czasowego, który z kolei pobudzi elektromagnetyczne zawory i dostarczy powietrze aż ciśnienie osiągnie wartości 1,2 kG/cm<sup>2</sup> (17 psi) lub na okres 6 sek. do gumowych odladzaczy. Zawory są wówczas uruchomione i przepuszczają powietrze, które napełni wszystkie gumowe odladzacze. Gdy odladzacze pneumatyczne skrzydeł i usterzenia są napełnione do ciśnienia przekraczającego 0,56 kG/cm<sup>2</sup> (8 psi) świeci się zielona lampka sygnalizacyjna. Lampka ta stanowi równocześnie przycisk świetlny z możliwością przyciemnienia. Po zakończenia cyklu napełniania zawór odladzacza automatycznie spowoduje wypuszczenie sprężonego powietrza na zewnątrz.





W następnej części cyklu następuje faza ssania w gumowych odladaczach. Odladacze pneumatyczne nie napełniają się przy wciśnięciu przycisku świetlnego sprawdzającego działanie. Bezpiecznik obwodu elektrycznego instalacji przeciwołodziowej znajduje się na pulpicie bezpieczników.

#### REFLEKTOR OŚWIETLENIA KRAWĘDZI NATARCIA SKRZYDŁA

Do wykrycia oblodzenia skrzydeł w czasie nocnego lotu, zastosowano oświetlenie lewego skrzydła. Źródło światła znajduje się po zewnętrznej gondoli lewego silnika i włączane jest wyłącznikiem “OŚWIETLENIE OBLODZ.” (“WING ICE LIGHT”) na pulpicie sterownia instalacją przeciwołodziową (rys. 9.1 – 3).

Bezpiecznik obwodu oświetlenia skrzydła znajduje się na pulpicie bezpieczników.

#### UKŁAD ODLADZACZY ŚMIGŁA

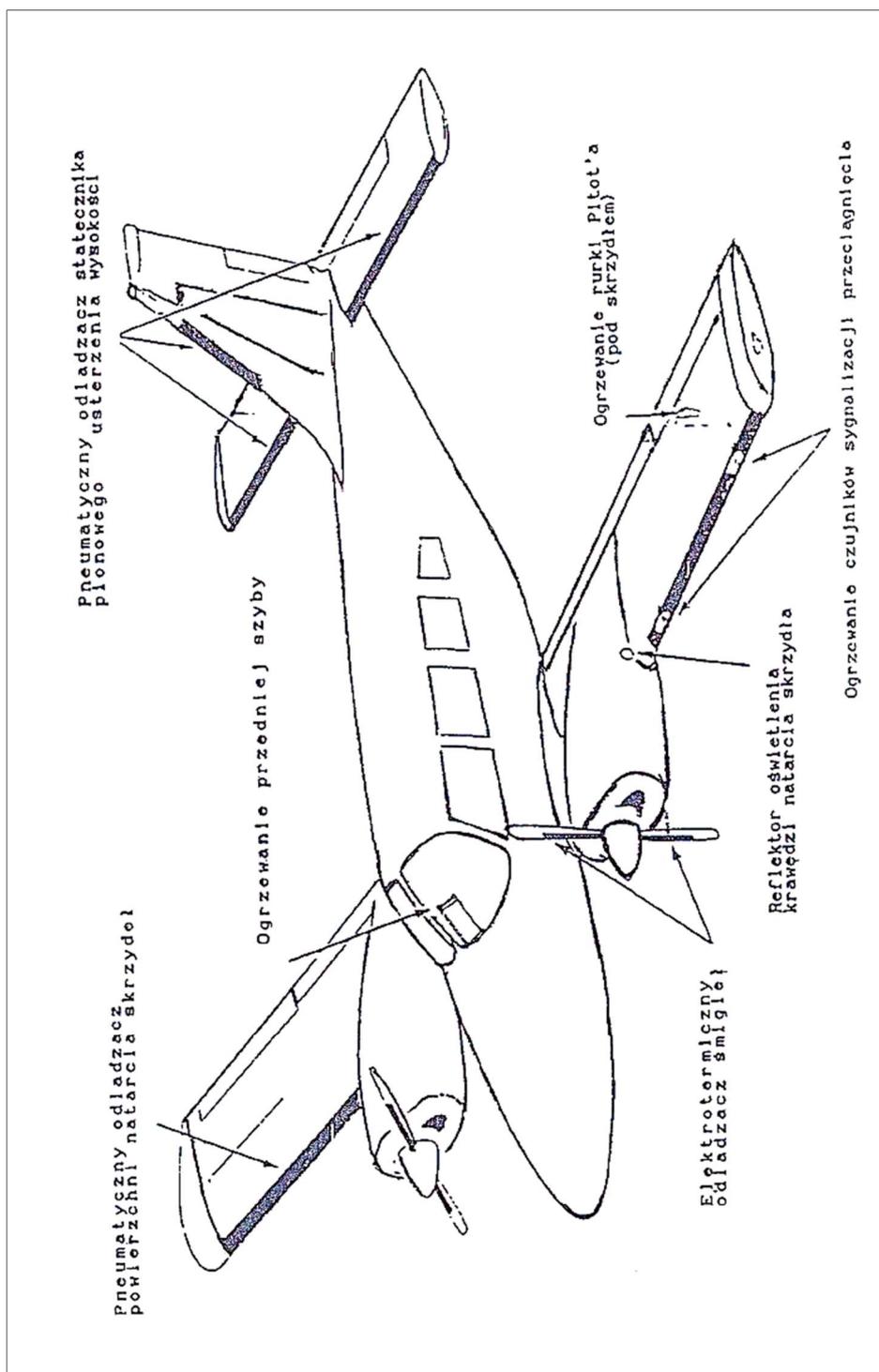
Elektrotermiczne odladacze śmigła przyklejone są do krawędzi natarcia łopat śmigła. Każdy odladacz posiada dwa odrębne elementy grzejne, jeden dla zewnętrznej i drugi dla wewnętrznej części łopaty śmigła.

Układ włączany jest wyłącznikiem “ODLADZANIE ŚMIGŁA” (“PROPELLER DE – ICE”) (rys. 9.1 – 3) znajdującym się na pulpicie sterowania instalacją przeciwołodziową.

Energia elektryczna ogrzewania śmigła, czerpana jest z układu elektrycznego samolotu poprzez oddzielny obwód, zabezpieczony bezpiecznikiem, który znajduje się na pulpicie bezpieczników.

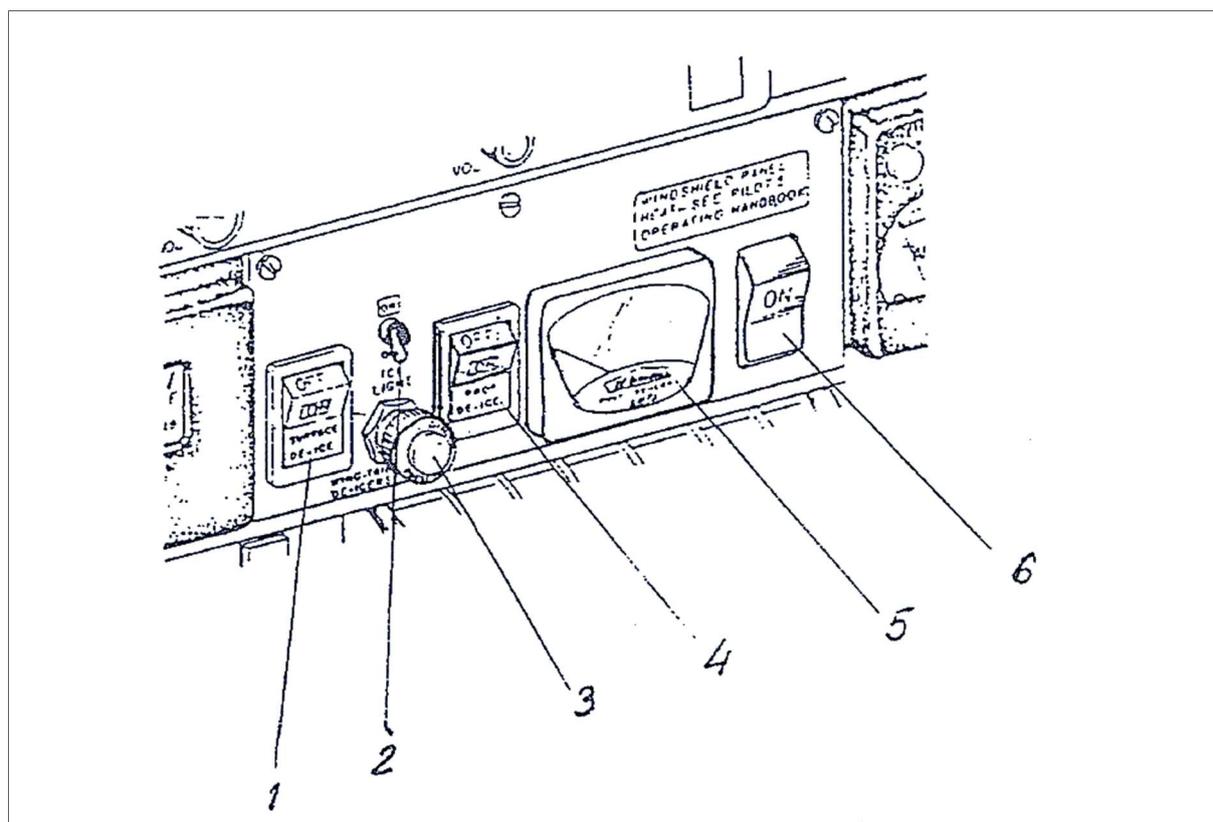
Po włączeniu instalacji odladzania śmigieł, prąd elektryczny przepływa przez regulator czasowy do amperomierza, który wskazuje wartość natężenia prądu w instalacji odladzania śmigieł. Przy włączonej instalacji odladzania wskazówka amperomierza powinna znajdować się w zakresie normalnej pracy (pole zielone).





Rys. 9.1 – 1. Instalacja przeciwołodziowa





Rys. 9.1 – 3. Pulpit sterowania instalacją przeciwooblodzeniową

1 – wyłącznik pneumatycznego odladzania powierzchni krawędzi natarcia; 2 – wyłącznik reflektora oświetlenia krawędzi natarcia skrzydła; 3 – przycisk świetlny sprawdzenia poprawności działania odladaczy pneumatycznych; 4 – wyłącznik elektrycznego odladzania powierzchni śmigła; 5 – amperomierz wskazujący natężenie prądu w układzie odladzania śmigła; 6 – wyłącznik ogrzewania szyby przedniej.





Z przełącznika czasowego prąd elektryczny przepływa cyklicznie do zespołu szczotek, które doprowadzają prąd do pierścieni ślizgowych, a następnie bezpośrednio do elementów grzejnych odladacza śmigła.

Śmigła Hartzell'a są odladane poprzez ogrzewanie najpierw zewnętrznych połówek, a następnie wewnętrznych połówek odladaczy w kolejności sterowanej przez regulator czasu. Kolejność nagrzewania odladaczy łopat jest realizowana w następującym porządku:

- (a) Zewnętrzne połówki odladaczy łopat śmigła na prawym silniku;
- (b) Wewnętrzne połówki odladaczy łopat śmigła na prawym silniku;
- (c) Zewnętrzne połówki odladaczy łopat śmigła na lewym silniku;
- (d) Wewnętrzne połówki odladaczy łopat śmigła na lewym silniku.

Opcyjnie śmigła 3 łopate McCauley są odladane przez ogrzewanie kompletnego odladacza w następującej kolejności:

- (a) Kompletny odladacz prawego silnika przez okres 90 sekund;
- (b) Kompletny odladacz lewego silnika przez okres 90 sekund.

Gdy układ jest włączony, ogrzewanie może się rozpocząć na dowolnym etapie w/w cyklu, zależnie od położenia przełącznika regulatora czasu, gdy układ został wyłączony przy poprzednim użyciu. Raz rozpoczęte cyklicznie zasilanie energią elektryczną będzie odbywać się w powyższej kolejności i będzie trwało to do czasu wyłączenia układu.

Sprawdzenie przedlotowe odladaczy śmigieł można wykonać poprzez włączenie przełącznika odladania śmigła i sprawdzenie przy pomocy dotyku czy nagrzewanie odladaczy śmigieł odbywa się we właściwej kolejności. Odladacze powinny się rozgrzewać i ciepło powinno być wyczuwalne przy dotyku. Ciepło wytworzone przez elementy grzejne zmniejsza przyczepność lodu do śmigieł, a siła odśrodkowa i strumień powietrza odrzuca z łopat śnieg i drobne kawałki lodu.

#### OGRZEWANIE SZYBY PRZEDNIEJ

Ogrzewaną szybę przednią zainstalowaną na zewnątrz przedniej szyby pilota, zabudowano w celu poprawienia widoczności w warunkach oblodzenia. Szyba ta jest ogrzewana prądem pobieranym z układu elektrycznego samolotu. Wyłącznik ogrzewania szyby znajduje się na pulpicie sterowania instalacją przeciwołodziową pod tabliczką "OGRZEWANIE SZYBY PRZEDNIEJ" ("WINDSHIELD PANEL HEAT") Sprawdzenie działania ogrzewania szyby odbywa się przez włączenie przełącznika na czas dłuższy niż 30 sek. Właściwe działanie ogrzewania sprawdza się poprzez dotyk – płyta powinna być ciepła.





#### OSTRZEŻENIE

W przypadku użytkowania samolotu ze zdjęta ogrzewaną szybą przednią, należy obrócić o 180 ° płytkę gniazdka i zamontować ją w celu zakrycia otworów w pokryciu kadłuba. Zamontować również ponownie wkręty z łbem kołnierзовym.

#### OGRZEWANIE CZUJNIKÓW SYGNALIZACJI PRZECIĄGNIĘCIA I RURKI PITOT’A

Obydwa czujniki sygnalizacji przeciągnięcia samolotu oraz rurka Pitot’a znajdujące się na lewym skrzydle są elektrycznie ogrzewane i włączane jednym wspólnym wyłącznikiem, znajdującym się na tablicy wyłączników z lewej strony pilota.

Bezpiecznik obwodu “OGRZEWANIE CZUJNIKÓW SYGNALIZACJI PRZECIĄGNIĘCIA (“STALL WARN”) znajduje się na pulpicie bezpieczników. Nie należy polegać na sygnalizacji ostrzegawczej o przeciągnięciu o ile na skrzydle znajduje się lód.

Ogrzewanie rurki Pitot’a zabudowanej pod lewym skrzydłem, dostarczającej ciśnienie dynamiczne do prędkościomierza, zapobiega gromadzeniu się na niej lodu, a tym samym blokowaniu otworu wlotowego. Bezpiecznik obwodu ogrzewania rurki Pitot’a znajduje się na pulpicie bezpieczników.

Przed planowanym lotem w przewidywanych warunkach oblodzenia, należy sprawdzić ogrzewanie rurki Pitot’a i czujników sygnalizacji przeciągnięcia samolotu. Po włączeniu ogrzewania należy upewnić się czy elementy te są właściwie ogrzewane.

#### OSTRZEŻENIE

PODCZAS SPRAWDZANIA OGRZEWANIA RURKI PITOT’A I CZUJNIKÓW SYGNALIZACJI PRZECIĄGNIĘCIA SAMOLOTU PRZY POMOCY DOTYKU NALEŻY ZACHOWAĆ OSTROŻNOŚĆ, GDYŻ OBYDWA ZESPOŁY BARDZO MOCNO SIĘ NAGRZEWAJĄ. W WARUNKACH NAZIEMNYCH NALEŻY OGRANICZYĆ CZAS PRACY DO MAX. 3 MIN. DLA UNIKNIĘCIA USZKODZENIA ELEMENTÓW GRZEWCZYCH.





## ROZDZIAŁ 2 – OGRANICZENIA

- (a) Wyposażenie wymagane do lotu w znanych warunkach lub przewidywanych warunkach oblodzenia.
- (1) Pneumatyczne odladzacze skrzydeł i usterzenia;
  - (2) Reflektor oświetlenia krawędzi natarcia skrzydła;
  - (3) Elektrotermiczne odladzacze na łopatach śmigła;
  - (4) Szyba przednia ogrzewana elektrycznie;
  - (5) Ogrzewane czujniki sygnalizacji przeciągnięcia;
  - (6) Ogrzewanie rurki Pitot’a;
  - (7) Kołpaki śmigła.

Szczegółowy wykaz wyposażenia – patrz tabela 2.1, rozdział 2.

- (b) Jeżeli wyposażenie wyszczególnione wyżej nie działa, lub nie jest zamontowane to w kabinie w pełnym polu widzenia wzroku pilota musi być zamontowana tabliczka o treści:

<p><b>OSTRZEŻENIE</b></p> <p>TEN SAMOLOT NIE POSIADA ZEZWOLENIA NA LOT W WARUNKACH OBLODZENIA</p>
---

- (c) Zabrania się włączania ogrzewania szyby przedniej na dłużej niż 30 sek. za wyjątkiem przypadków:
- samolot znajduje się w locie;
  - szyba przednia jest oblodzona.





### ROZDZIAŁ 3 – SYTUACJE AWARYJNE

Niewłaściwe działanie któregośkolwiek z wymaganego wyposażenia przeciwooblodzeniowego wymaga natychmiastowego podjęcia działania w celu opuszczenia strefy oblodzenia.

#### AWARIA SILNIKA W WARUNKACH OBLODZENIA

Otworzyć odbiór powietrza dodatkowego i przeprowadzić próbę uruchomienia silnika.

Jeżeli próba uruchomienia nie powiodła się:

Śmigło niepracującego silnika	CHORAĞIEWKA
Niepracujący silnik	ZABEZPIECZYĆ
Prędkość lotu	170 km/h (92 KIAS) LUB WIĘKSZA
Zniżyć się	jeżeli istnieje potrzeba dla utrzymania prędkości
Pobór prądu	ZMNIJSZYĆ

Unikać w miarę możliwości warunków oblodzenia.

Lądować najszybciej ja to jest możliwe.

Na podejściu końcowym utrzymywać prędkość co najmniej 165 km/h (89 KIAS).

Nie wypuszczać podwozia lub kłap aż zostanie uściślone pewne lądowanie.

Kłapy 25 °

#### AWARIA ALTERNATORA W WARUNKACH OBLODZENIA

Wyłącznik alternatora	WYŁĄCZYĆ, a następnie WŁĄCZYĆ
Bezpiecznik automatyczny	SPRAWDZIĆ I WCISNAĆ
Jeżeli alternator w dalszym ciągu nie pracuje:	
Wyposażenie (awionika)	WŁĄCZYĆ za wyjątkiem NAV COM I TRANSPONDERA
Ogrzewanie szyby przedniej	WŁĄCZYĆ dla uzyskania obciążenia max. 60 A
Jeżeli oblodzenie trwa zakończyć lot tak szybko jak to jest możliwe.	
Przed lądowaniem:	
Ogrzewanie szyby przedniej	WŁĄCZYĆ jeżeli zachodzi potrzeba

#### ŚWIECI LAMPKA ODLADZACZY SKRZYDEŁ I USTERZENIA

Jeżeli lampka świeci się dłużej niż 120 sek. pociągnąć bezpiecznik automatyczny odladzaczy.







## ROZDZIAŁ 4 – PROCEDURY NORMALNE

Samolot PZL M20 “MEWA” jest zatwierdzony do lotów w znanych warunkach oblodzenia, pod warunkiem, że jest wyposażony w kompletną instalację.

Użytkowanie w warunkach przekraczających oblodzenie maksymalne ciągłe oraz przerywane, zdefiniowane wg FAR 25, dodatek C zostało potwierdzone próbami dowodowymi, jednak należy pamiętać, że nie ma korelacji między tymi warunkami, a przewidywanymi prognozami warunków lekkich, średnich i ciężkich.

Na podstawie przeprowadzonych lotów badawczych należy wziąć pod uwagę poniższe zalecenia:

- (a) Loty w ciężkich warunkach oblodzenia są zabronione (nie są zatwierdzone);
- (b) W miarę możliwości należy unikać średnich warunków oblodzenia na wysokości powyżej 3048 m (10 000 ft). Jeżeli zaistniały średnie warunki oblodzenia na wysokości większej niż 3048 m (10 000 ft) należy obniżyć wysokość lotu jeżeli jest to możliwe;
- (c) Użytkowanie w lekkich warunkach oblodzenia jest dopuszczalne na wszystkich wysokościach.

W miarę możliwości każdy rodzaj warunków oblodzenia powinien być unikany, ponieważ wszystkie główne awarie, które mogą się zdarzyć są groźniejsze w warunkach oblodzenia.

### OSTRZEŻENIE

NIE URUCHAMIAĆ PNEUMATYCZNYCH ODLADZACZY PRZY WARSTWIE LODU O GRUBOŚCI MNIEJSZEJ NIŻ 6 MM (1/4 cala), GDYŻ PRACA ODLADZACZY PRZY TAK MAŁEJ GRUBOŚCI LODU MOŻE OKAZAĆ SIĘ NIESKUTECZNA. NIE TRZYMAĆ WYŁĄCZNIKÓW ODLADZANIA W POZYCJI WŁĄCZONEJ.

W celu zapewnienia efektywnego włączenia cyklu odladzaczy w odpowiednim czasie wymagana jest ciągła kontrola przez pilota tempa przyrostu lodu. Odladzacze należy włączyć gdy warstwa lodu na krawędzi natarcia osiągnie grubość pomiędzy 6 – 12 mm (1/4 – 1/2 cala). Zapewni to właściwe usunięcie lodu.





Powtarzane cykle odladzania przy grubości lodu poniżej 6 mm (1/4 cala) mogą powodować powstawanie dziur pod lodem uniemożliwiających usuwanie lodu. Cykle odladzania przy grubości powyżej 12 mm (1/2 cala) mogą także powodować zakłócenia w usuwaniu lodu.

Warunki oblodzenia mogą występować w każdego rodzaju chmurach, gdy temperatura jest poniżej temperatury zamarzania. W przypadku gdy lot odbywa się w chmurach lub opadach, konieczne jest dokładne kontrolowanie temperatury powietrza zewnętrznego.

Chmury ciemne, pierzaste posiadające wyraźnie określone krawędzie, mają dużą zawartość wody i należy je unikać gdy tylko jest to możliwe. Musi być również zawsze unikany marznący deszcz.

Przed lotem w warunkach przewidywanego oblodzenia wszystkie układy zabezpieczające należy sprawdzić funkcjonalnie pod kątem właściwego działania. Przed wejściem w warunki prawdopodobnego oblodzenia postępować jak niżej:

- (a) Dmuchawa odmrażająca "DEFROST" – WŁĄCZYĆ (natychmiast);
- (b) Ogrzewanie rurki Pitot'a – WŁĄCZYĆ (natychmiast);
- (c) Ogrzewanie szyby przedniej – WŁĄCZYĆ (Natychmiast);
- (d) Odladzanie śmigła – WŁĄCZYĆ (po wejściu w warunki oblodzenia);
- (e) Odladacz skrzydła – WŁĄCZYĆ (przy grubości lodu 6 – 12 mm (1/4 – 1/2 cala));
- (f) Usunąć niewyważenie śmigła (jeżeli zachodzi potrzeba) przez chwilowe zwiększenie obrotów. W razie potrzeby powtórzyć.

Ogrzewanie czujników sygnalizacji przeciągnięcia włącza się równocześnie z ogrzewaniem rurki Pitot'a.

W przypadku nagromadzenia lodu na powierzchniach niezabezpieczonych buffeting aerodynamiczny rozpoczyna się przy prędkości 9 – 18 km/h (5 – 10 KTS) powyżej prędkości przeciągnięcia. Należy utrzymywać dostateczny zapas prędkości powyżej prędkości przeciągnięcia, ponieważ prędkość przeciągnięcia może wzrosnąć o 18 km/h (10 KTS) przy dłuższym przebywaniu w warunkach oblodzenia.

W przypadku gdy lód znajduje się na niezabezpieczonych powierzchniach samolotu przy zakończeniu lotu, lądowanie należy wykonać z klapami całkowicie wypuszczonymi, przy praktycznie możliwej małej mocy. Prędkość podejścia należy zwiększyć o 18 – 28 km/h (10 – 15 KTS).

Prędkość przelotowa może być znacznie zmniejszona przez długotrwałe przebywanie w warunkach oblodzenia. Jeżeli warunki oblodzenia istnieją na wysokościach większych niż 3048 m (10 000 ft) to może być konieczne snízenie w celu otrzymania prędkości lotu powyżej najlepszej prędkości wznoszenia 170 km/h (92 KIAS).





#### UWAGA

Dla zapewnienia właściwego działania w warunkach oblodzenia odladzacze pneumatyczne muszą być regularnie czyszczone i pastowane. Przed lotem w warunkach oblodzenia należy na ziemi sprawdzić działanie ogrzewania rurki Pitot’a, czujników sygnalizacji przeciągnięcia i szyby przedniej.

#### ROZDZIAŁ 5 – OSIĄGI

#### OSTRZEŻENIE

Gromadzenie się lodu na niezabezpieczonych powierzchniach może znacząco wpłynąć na osiągi.

Montaż instalacji przeciwooblodzeniowej powoduje spadek o 0,15 m/s (30 F. P. M) osiąarów wznoszenia na jednym silniku i zmniejszenie o 260 m (850 ft) pułapu z jednym silnikiem niepracującym.

Wszystkie inne osiągi pozostają bez zmian.

#### ROZDZIAŁ 6 – MASY I WYWAŻENIA

Zabudowanie wyposażenia układu przeciwooblodzeniowego i ogrzewania szyby przedniej przez producenta, odnotowane jest w ZESTAWIENIU WYPOSAŻENIA SAMOLOTU – patrz rozdz. 6 podstawowej części Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu PZL M20 “MEWA”.





---

# **Rozdział 10**

## **WSKAZÓWKI EKSPLOATACYJNE DOTYCZĄCE BEZPIECZNEGO UŻYTKOWANIA SAMOLOTU**





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





---

**ROZDZIAŁ X**

**SPIS TREŚCI**

**WSKAZÓWKI EKSPLOATACYJNE DOTYCZĄCE  
BEZPIECZNEGO UŻYTKOWANIA SAMOLOTU**

PODROZDZIAŁ	STRONA
10.1. WSTĘP	312
10.2. WSKAZÓWKI DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA	312





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---





## ROZDZIAŁ X

### WSKAZÓWKI EKSPLOATACYJNE DOTYCZĄCE BEZPIECZNEGO UŻYTKOWNIA SAMOLOTU

#### 10.1. WSTĘP

W rozdziale podano informację, które mają szczególne znaczenie w bezpiecznym użytkowaniu samolotu PZL M20 “MEWA”.

#### 10.2. WSKAZÓWKI DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA

/a/ Przed startem wyważyć samolot z trymerami, tak aby przy odrywaniu od ziemi trzeba było lekko ciągnąć wolant na siebie;

/b/ Nie należy zbyt wcześnie chować podwozia po oderwaniu się samolotu od ziemi, gdyż w przypadku zbyt małej prędkości, podmuchu wiatru lub nierównego terenu może nastąpić zetknięcie się samolotu z ziemią. Podwozie chować po bezpiecznym przejściu na wznoszenie;

/c/ Kłapy należy wypuszczać przy prędkościach nieprzekraczających 198 km/h /107 KIAS/. Przed wypuszczeniem kłap, aby zmniejszyć ich obciążenie wskazane jest zredukowanie prędkości lotu samolotu. Na klapie można stawać tylko wtedy, gdy jest w pozycji schowanej. Kłapa w pozycji wypuszczonej nie jest przystosowana do przenoszenia sił od stawania na klapie;

/d/ Przed próbą ponownego włączenia automatycznego bezpiecznika obwodu elektrycznego należy odczekać 2 – 5 minut celem jego chłodzenia;

/e/ Zawsze określać położenie podwozia przez sprawdzenie sygnalizacji świetlnej i wizualnie, w lusterku na lewej gondoli;

/f/ Przy pewnych n/w manewrach samolotu może nastąpić przerwa w dopływie paliwa do silnika, a tym samym chwilowa utrata jego mocy;







Jest to spowodowane tym, że dla tego kształtu zbiorników skrzydłowych następuje odpłynięcie paliwa i odkrycie otworów wylotowych zbiornika. Piloci mogą zapobiec takiej sytuacji przez unikanie następujących manewrów:

- skrajnie szybkiego zakręcania przy kołowaniu przy małej ilości paliwa w zbiornikach;
- przedłużonych ześlizgów lub wyślizgów, powodujących utratę wysokości powyżej 600 m /2000 stóp/;
- innych gwałtownych manewrów mogących spowodować odkrycie wylotu paliwa ze zbiornika, przy niskim jego poziomie;

/g/ Pedale steru kierunku, zamocowane są do rury skrętej rozmieszczonej w poprzek kadłuba. Pilot powinien ustanowić odpowiednio stopy na pedałach, aby uniknąć zaczepienia stopami o rurę przy poruszaniu pedałami steru kierunku lub przy używaniu hamulców. Przed przyziemieniem zdjąć stopy z hamulców;

/h/ Podczas lotu w silnym zamgleniu lub w chmurach nie należy używać świateł antykolizyjnych, gdyż powodują one silne odbicia i mogą doprowadzić do utraty orientacji. Podczas kołowania w pobliżu innych samolotów nie używać lamp błyskowych;

/i/ Aby zapobiec wypadkom, piloci powinny przestrzegać przepisów bezpieczeństwa wykonywania lotów, zapoznać się z biuletynami i innymi informacjami pomocniczymi dla bezpieczeństwa wykonywania lotów;

/j/ Powolne przestawianie obrotów lub rozbieganie się śmigła, jak również powolne ustalanie się obrotów po nagłym otwarciu przepustnicy wskazuje, że w piaście śmigła jest za niskie ciśnienie azotu.

/k/ Wiadomo z doświadczenia, że korzyści szkoleniowe z symulacji awarii silnika poprzez zubożenie składu mieszanki lub zamknięcie dopływu paliwa nie są warte ryzyka podczas lotu na małej wysokości. Dlatego też zaleca się aby zamiast tych sposobów prowadzących do utraty mocy na małej wysokości osiągnąć cel poprzez powolne dławienie przepustnicy do pozycji biegu luzem. Szybkie zredukowanie mocy może być dla silnika szkodliwe.





--- Strona celowo pozostawiona pusta ---

