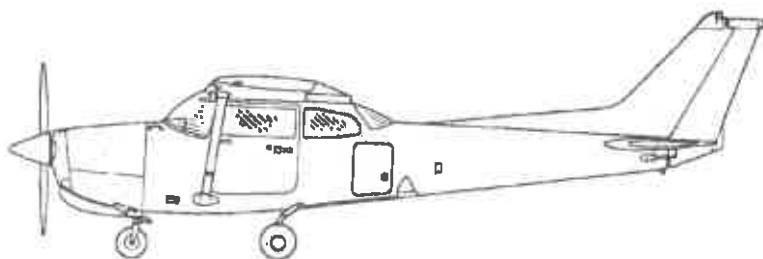


**INSTRUKCJA
UŻYTKOWANIA W LOCIE SAMOLOTU**

CESSNA 172 RG



SP-OMD

The Cessna Aircraft Company

NINIEJSZA INSTRUKCJA JEST POLSKIM TŁUMACZENIEM DOKUMENTU, WYDANEJ W JĘZYKU ANGIELSKIM INSTRUKCJI „PILOT'S OPERATING HANDBOOK AND FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL CESSNA 1983 MODEL 172 RG". Oznaczenie D1232-2-13PH.

Za zgodność z oryginałem odpowiada właściciel/użytkownik statku powietrznego, który złożył oświadczenie potwierdzone własnoręcznym podpisem na odwrocie tej strony.

**W PRZYPADKU JAKICHKOLWIEK WĄTPLIWOŚCI/TRUDNOŚCI
NALEŻY POSŁUŻYĆ SIĘ ORYGINALNYM TEKSTEM**

INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE

SAMOLOTU CESSNA 172 RG

Numer fabryczny: **RG1120**

Znaki rozpoznawcze: **SP-OMD**

**NINIEJSZY DOKUMENT ZAWSZE POWINIEN
ZNAJDOWAĆ SIĘ NA POKŁADZIE STATKU
POWIETRZNEGO**

INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA w LOCIE
Samolot Cessna 172RG SP-OMD

OŚWIADCZENIE O ZGODNOŚCI POLSKOJĘZYCZNEGO PRZEKŁADU
INSTRUKCJI Z ORYGINAŁEM

Jarosław Matyszczak

Imię i nazwisko osoby składającej oświadczenie

Ja, niżej podpisany, oświadczam, że niniejsza instrukcja jest tłumaczeniem wydanej w języku angielskim oryginalnej instrukcji „PILOT'S OPERATING HANDBOOK AND FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL CESSNA 1983 MODEL 172 RG”. Oznaczenie D1232-2-13PH, wydanie oryginalne z 26 maja 1982 z wprowadzonymi zmianami

1. zmiana 1 z 15 lipca 1983
2. zmiana 2 z 1 grudnia 1983

dokonanym przez *Jullusa Werenicza* i jest zgodna z treścią i danymi zawartymi w w. oryginale

Jednocześnie, przyjmuję do wiadomości, że jestem osobą odpowiedzialną za zgodność instrukcji z oryginałem oraz za bieżące wprowadzanie do niej zmian wynikających z biuletynów producenta.

DYREKTOR AEROKLUBU "ORLĄT"

w Dębnie

Matyszczak

ptl. inż. Jarosław MATYSZCZAK

instr. samolotowy FI 1

PL-9260 CPL(A)

22.04.2009

Data i podpis osoby składającej oświadczenie

Wydanie polskie – 10 stycznia 2009

Tłumaczenie zostało wykonane przez Jullusa Werenicza

Upoważnienie ULC Nr 105C z dnia 17.01.2001 r.

Prawa autorskie do niniejszego tłumaczenia zachowuje Jullusz Werenicz

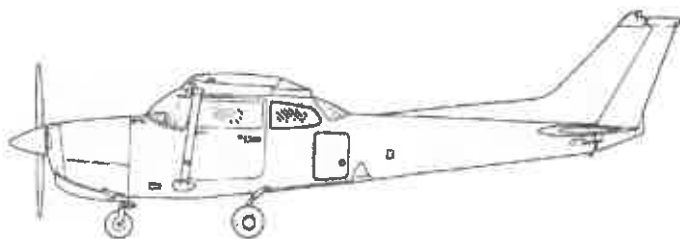
Adres e-mail: jwerencz@wolsztyn.com.pl, tel. 602 688 573

INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA w LOCIE
Samolot Cessna 172RG SP-OMD

Kopia strony tytułowej oryginału



Pilot's Operating Handbook
and
FAA Approved Airplane Flight Manual



Cessna Aircraft Company

THIS DOCUMENT MUST BE
CARRIED IN THE AIRPLANE
AT ALL TIMES.

1983 Model 172RG

Serial No. 172RG-1120

Registration No. ~~172RG-1120~~
N1237A

THIS HANDBOOK INCLUDES THE MATERIAL REQUIRED TO
BE FURNISHED TO THE PILOT BY CAR PART 3 AND CONSTI-
TUTES THE FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL

COPYRIGHT © 1982

Cessna Aircraft Company
Wichita, Kansas USA

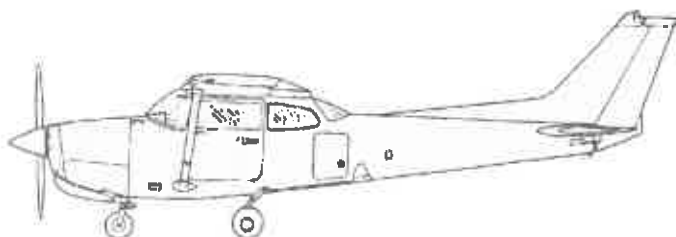
Member of GAMA

28 May 1982

INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA w LOCIE
Samolot Cessna 172RG SP-OMD

Tłumaczenie strony tytułowej oryginału

INSTRUKCJA
UŻYTKOWANIA W LOCIE



**Niniejsza publikacja musi
znajdować się w samolocie
przez cały czas**

The Cessna Aircraft Company

1983 Model 172RG

Numer seryjny: 172RG1120
Numer rejestracyjny: N923TA

**Niniejsza publikacja zawiera wymagany przez FAR Part 23 materiał
dostarczony pilotowi i stanowi zatwierdzoną przez FAA Instrukcję
Użytkowania Samolotu w Locie**

Prawa autorskie 1982
The Cessna Aircraft Company
Wichita, Kansas, USA

Członek GAMA

Oryginalne wydanie: 26 maja 1982

INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA w LOCIE
Samolot Cessna 172RG SP-OMD

Przeliczanie Jednostek

Przy korzystaniu z różnych jednostek miar użytych w IUL należy posłużyć się poniższą tabelą.

Nazwa	Symbol	Wartość
Jednostki długości		
1 metr	m	39.3701 in = 3.2808 ft
1 kilometr	km	0.6214 mi = 0.5399 NM
1 cal (inch)	in. (j")	2.54 cm = 0.0254 m = 1/12 ft (1/12')
1 stopa (foot)	ft (j')	0.3048 m = 12 in (12")
1 mila morska (nautical mile)	NM	1852 m = 1.852 km = 1.1508 mi
1 mila angielska (stat mile)	mi	1609.344 m = 1.6093 km = 0.8690 NM
Jednostki prędkości		
1 metr na sekundę	m/s	3.6 km/h = 196.8504 fpm = 1.943844 kn = 2.2369 mph
1 kilometr na godzinę	km/h	0.2778 m/s = 0.6214 mph = 0.5399 kn
1 stopa na minutę	fpm	0.00508 m/s
1 węzeł (knot)	kn	1.852 km/h = 1.1508 mph
1 mila na godzinę (mil per hour)	mph	0.4470 m/s = 1.6093 km/h = 0.8690 kn
Jednostki ciężaru		
1 uncja (ounce)	oz.	0.02835 kg = 0.0625 lb
1 funt (pound)	lb	0.45359 kg
1 kilogram	kg	2.2046 lb
Jednostki ciśnienia		
1 funt/stopę kwadrat. (lb/ft ²)	psi	6.89476 kPa = 0.00689476 MPa
1 megapascal	MPa	1000 kPa = 145.0377 psi
Jednostki objętości		
1 kwarta (quart)	qt	0.94635 l = 0.25 USgal
1 galon amerykański (USgallon)	USgal	4 qts = 3.7854 l
1 liter	l	0.26417 USgal = 1.056688 qts = 1 dm ³
Jednostki mocy		
1 koń parowy (horsepower)	HP	0.7458 kW = 1.014 KM
1 koń mechaniczny	KM	0.7355 kW = 0.986 HP
1 kilowat	kW	1.3408 HP = 1.3596 KM

INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA w LOCIE
Samolot Cessna 172RG SP-OMD

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

06/06

10-01-2009

GRATULACJE...

Gratulujemy zakupu samolotu i witamy w szeregach właścicieli samolotu Cessna. Samolot Cessna został zaprojektowany i wykonany tak, aby uzyskać maksymalne możliwe osiągi i zapewnić użytkownikowi odpowiednią ilość miejsca oraz komfort.

Instrukcja Użytkowania w Locie samolotu jest opracowana jako przewodnik stanowiący pomoc w osiągnięciu pełnej użyteczności samolotu. Zawiera ona informacje o wyposażeniu samolotu, procedurach użytkowania, osiągnięciach oraz zaleceniach obsługowych i konserwacyjnych. Zalecane jest dokładne przestudowanie instrukcji i stosowanie zawartych w niej postanowień.

Organizacje handlowe i obsługowe Cessna o światowym zasięgu działania są dostosowane do obsługi klientów. Przez każdą organizację obsługową Cessna zapewnione są następujące usługi:

- Obsługa gwarancyjna samolotów Cessna, obejmująca dystrybucję części i robocizną zapewniona jest bezpośrednio przez organizacje obsługowe Cessna na całym świecie. Postanowienia gwarancyjne oraz inne istotne informacje zawarte są, w dołączonej do nabytego samolotu CUSTOMER CARE CARD. Dokument ten wystawiony na właściciela stanowi spełnienie warunków gwarancyjnych, powinna być przedstawiony w miejscowej organizacji obsługowej Cessna w czasie obsługi gwarancyjnej.
- Szkolenie personelu zakładowego w uprzejmej i fachowej obsłudze.
- Zatwierdzone przez producenta wyposażenie obsługowe zapewniające efektywne i dokładne wykonanie prac obsługowych.
- Zgromadzone niezbędne zapasy oryginalnych części zapasowych stosownie do zapotrzebowania.
- Najnowsze autorytatywne informacje związane z obsługą samolotów Cessna. W organizacjach obsługowych samolotów Cessna znajdują się wszystkie aktualne instrukcje obsługi, katalogi części zamiennych oraz szereg wariantów pomocniczych publikacji wydawanych przez Cessna Aircraft Company.

Wszystkim właścicielom/użytkownikom samolotów Cessna zaleca się korzystanie z pomocy dostępnej w organizacjach obsługowych Cessna.

Informator o aktualnych organizacjach obsługowych Cessna jest dołączony do nowego samolotu. Informator ten jest corocznie uaktualniany i jego aktualne kopie mogą być pozyskane w pobliskiej organizacji obsługowej Cessna.

OSIĄGI – WYSZCZEGÓLNIENIE

PRĘDKOŚĆ

Maksymalna na poziomie morza145 KNOTS

Przelotowa, 75% mocy na H = 8 500 ft.....140 KNOTS

ZASIĘG I DŁUGOTRWAŁOŚĆ LOTU: zalecane zużyczenie mieszanki z uwzględnionym zapasem paliwa na rozruch silnika, kołowania, start, wznoszenie i 45 minutową rezerwę

75% mocy na H = 9 000 zasięg 1333 km (720 NM)
ft.....

234.7 l (62 US gal) zużytego paliwa..... długotrwałość 5.3 godz.

Maksymalny zasięg na H = 10 000 ft..... zasięg 1556 (840 NM)

234.7 l (62 US gal) zużytego paliwa..... długotrwałość 7.7 godz.

WZNOSENIE NA POZIOMIE MORZA.....4.4 m/s (800 fpm)

PUŁAP PRAKTYCZNY.....5120 m (16 800 ft)

PARAMETRY STARTU

Rozbieg..... 323m (1060 ft)

Długość startu do H=50 ft (15 m) nad przeszkodą.....541 m (1775 ft)

PARAMETRY LĄDOWANIA

Dobieg..... 194 m (635 ft)

Długość lądowania z H=50 ft (15 m) nad przeszkodą.....408 m (1340 ft)

PRĘDKOŚĆ PRZECIĄGNIĘCIA

Kłapy schowane, silnik zdławiony.....54 KCAS

Kłapy pełne wychylenie, silnik zdławiony.....50 KCAS

MAKSYMALNY CIĘŻAR

Do kołowania.....1206 kg (2656 lbs)

Do startu i do lądowania.....1202 kg (2650 lbs)

CIĘŻAR STANDARDOWY SAMOLOTU PUSTEGO

Cutlas RG..... 725 kg (1598 lbs)

Cutlas RG II..... 741 kg (1633 lbs)

MAKSYMALNE OBCIĄŻENIE UŻYTECZNE

Cutlas RG481 kg (1060 lbs)

Cutlas RG II465kg (1025 lbs)

DODATKOWY BAGAŻ80.7 kg (200 lbs)

OBCIĄŻENIE SKRZYDŁA.....74.22 kg/m² (15.2 lbs /ft kw.)

OBCIĄŻENIE MOCY.....8,22 kg/kW (14.7 lbs/HP)

POJEMNOŚĆ ZBIORNIKÓW PALIWA: całkowita

Zbiorniki standardowe250,0 l (66 US gal)

POJEMNOŚĆ INSTALACJI OLEJU.....8.5 l (9 qt)

SILNIK: Avco Lycoming 82 kW (110 BHP) i 2700 obr/min..... O-360-F1A6

ŚMIGŁO o stałych obrotach1.918 m (75.5 in)

Powyżej przedstawione dane celagowe odnozą się do podanego ciężaru samolotu, warunków atmosfery wzorcowej, poziomej i suchej nawierzchni drogi startowej oraz bezwietrznej pogody. Wielkości te są wyliczone na podstawie badań samolotu w locie prowadzonych przez Cessna Aircraft Company, w ściśle określonych warunkach, lecz będą się one zmieniać w odniesieniu do poszczególnych samolotów i licznych czynników pogarszających warunki wykonywania lotu.

ZAKRES STOSOWANIA

INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE dołączana do samolotu w czasie jego zakupu w firmie Cessna Aircraft Company obejmuje informacje dotyczące samolotu Cessna 172 RG model 1983 określonego przez numer seryjny i numer rejestracyjny umieszczone na stronie tytułowej instrukcji. Informacje te bazują na danych obowiązujących w czasie wydawania publikacji.

ZMIANY

Zmiany i uzupełnienia do niniejszej instrukcji dotyczą zmian opublikowanych przez Cessna Aircraft Company. Zmiany są rozsyłane do wszystkich właścicieli samolotów zarejestrowanych w USA, zgodnie z danymi FAA aktualnymi na dzień ich wydania.

Zmiany powinny być niezwłocznie przyjęte do stosowania i wstawione do niniejszej instrukcji.

UWAGA

Obowiązkiem właściciela jest zapewnienie w czasie użytkowania samolotu ciągłej aktualności instrukcji.

Właściciele powinni zawsze nawiązać kontakt z organizacją obsługową Cessna, jeśli zachodzi podejrzenie, że ich instrukcja nie zawiera aktualnych zmian.

Wszystkie wprowadzane zmiany zostaną oznaczone ciągłą czarną linią, wzdłuż poprawionego lub dodanego tekstu, bądź rysunku na dodanych lub istniejących stronach. Linie taką nanosi się na zewnętrznym marginesie wzdłuż odnośnego tekstu.

Wszystkie zmienione strony są oznaczone numerem zmiany i datą jej wprowadzenia.

Na każdej stronie znajduje się data jej wydania lub zmiany. Poniższy Wykaz Aktualnych Stron zawiera daty wydania oryginalnych i poprawionych stron i oznaczone gwiazdką zmienione strony.

WYKAZ AKTUALNYCH STRON

Wydanie oryginalne	26-05-1982		
Zmiana 1	15-07-1983		
Zmiana 2	01-12-1983		
STRONA	DATA	STRONA	DATA
Str. tytułowa.....	26-05-1982	*2-5 do 2-6.....	01 -12-1983
Dane identyfikacyjne.....	26-05-1982	2-7.....	26-05-1982
I do II.....	26-05-1982	2-8.....	15-07-1983
III do IV.....	01 -12-1983	2-9 do 2-11.....	26-05-1982
V.....	26-05-1982	2-12 (niezapisana).....	26-05-1982
VI (niezapisana).....	26-05-1982	3-1 do 3-11.....	26-05-1982
1-1 do 1-9.....	26-05-1982	3-12 (niezapisana).....	26-05-1982
1-10 (niezapisana).....	26-05-1982	3-13 do 3-22.....	26-05-1982
2-1.....	26-05-1982	4-1 do 4-26.....	26-05-1982
2-2 (niezapisana).....	26-05-1982	5-1.....	26-05-1982
2-3 do 2-4.....	26-05-1982	5-2 (niezapisana).....	26-05-1982

STRONA	DATA	STRONA	DATA
5-3 do 5-7.....	28-05-1982	8-1.....	28-05-1982
5-8 (niezapisana).....	28-05-1982	8-2 (niezapisana).....	28-05-1982
5-9 do 5-29.....	28-05-1982	8-3 do 8-19.....	28-05-1982
5-30 (niezapisana).....	28-05-1982	8-20 (niezapisana).....	28-05-1982
6-1.....	28-05-1982	9-1 do 9-2.....	28-05-1982
6-2 (niezapisana).....	28-05-1982		
6-3 do 6-18.....	28-05-1982		
*6-19.....	01-12-1983		
6-20 do 6-26.....	28-05-1982		
7-1 do 7-18.....	28-05-1982		
*7-19.....	01-12-1983		
7-20 do 7-42.....	28-05-1982		

UWAGA

Odnieść się do spisu treści rozdziału 9 obejmującego uzupełnienia stosowne do zastosowanego wyposażenia dodatkowego

SPIS TREŚCI

	ROZDZIAŁ
OGÓLNE.....	1
OGRANICZENIA.....	2
PROCEDURY AWARYJNE.....	3
PROCEDURY NORMALNE.....	4
OSIĄGI.....	5
CIEŻAR I POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI/WYKAZ WYPOSAŻENIA..	6
OPIS SAMOLOTU I JEGO UKŁADÓW.....	7
MANEWROWANIE, OBSŁUGA DORAŻNA TECHNICZNA.....	8
UZUPEŁNIENIA... (OPISY DODATKOWYCH URZĄDZEN PROCEDURY ICH UŻYTKOWANIA).....	9

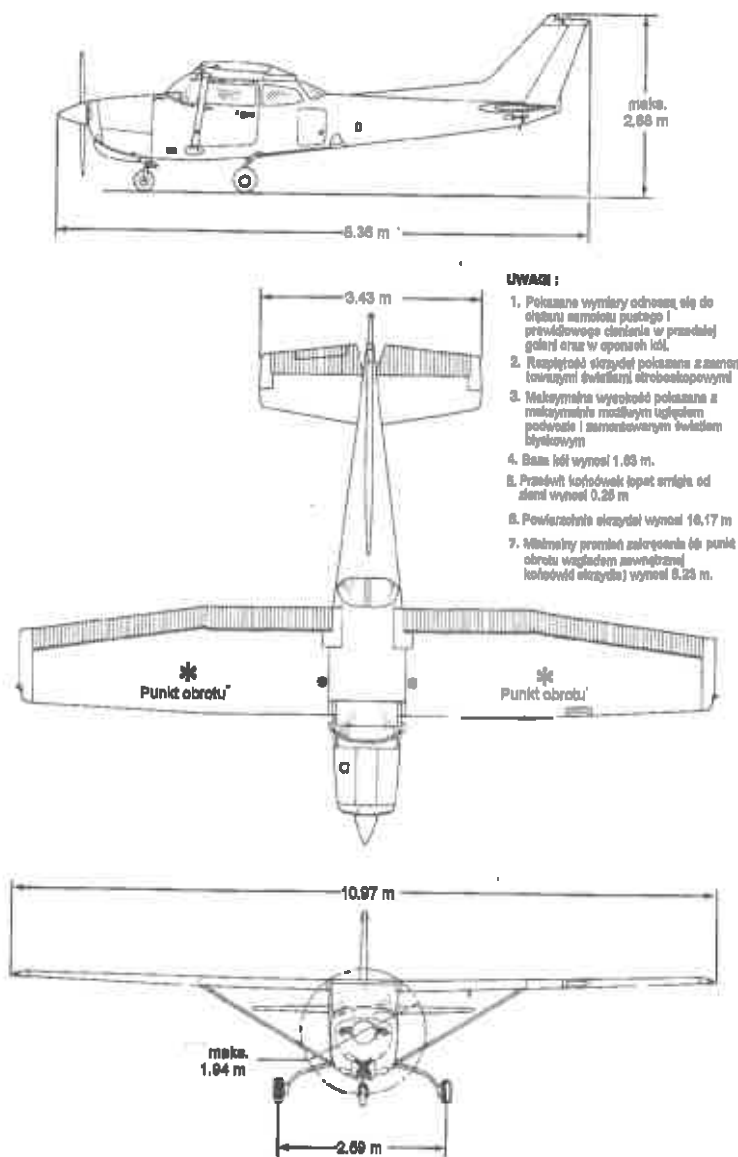
STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

ROZDZIAŁ 1

DANE OGÓLNE

SPIS TREŚCI

	Strona
WIDOK W TRZECH RZUTACH.....	1-2
WPROWADZENIE.....	1-3
DANE OPISOWE.....	1-3
Silnik.....	1-3
Śmigło.....	1-3
Paliwo.....	1-3
Olej.....	1-4
Maksymalne certyfikowane ciężary	1-5
Ciężary standardowe.....	1-5
Wymiary kabiny i drzwi.....	1-5
Przestrzeń bagażowa.....	1-5
Obciążenia jednostkowe.....	1-5
TERMINOLOGIA, SKRÓTY I OZNACZENIA.....	1-5
Prędkości lotu i oznaczenia.....	1-5
Parametry atmosfery.....	1-8
Parametry pracy silnika.....	1-7
Osiągi samolotu i planowanie lotu.....	1-7
Ciężary i położenie Środka Ciężkości samolotu.....	1-7



Rys. 1-1. Widok w trzech rzutach

WPROWADZENIE

Instrukcja składa się z 9 rozdziałów i zawiera wymagany przepisami lotniczymi materiał, który musi być dostarczony pilotowi. Obejmuje ona również dane uzupełniające opracowane przez Cessna Aircraft Company.

Rozdział 1 obejmuje podstawowe dane i informacje ogólne. Ponadto zawarte są w nim definicje i objaśnienia użytych oznaczeń i ogólnie stosowanej terminologii.

DANE OPISOWE

SILNIK

Liczba silników.....1

Producent silnika:Avco Lycoming

Numer modelu silnika:.....O-360-F1A6.

Typ silnika: napędu bezpośredniego, chłodzony powietrzem, w układzie płaskim – bokser, gaźnikowy, cztero-cylindrowy o pojemności skokowej 5.92 dm³ (361 cubic inch)

Moc maksymalna i obroty: 134.2 kW (180 BHP) i 2700 obr/min.

ŚMIGŁO

Producent śmigła: McCauley Accessory Division.

Model śmigła:.....B2D34C220/80VHA-3.5.

Liczba łopat:.....2.

Rozpiętości łopat, maksymalna:..... 1,943 m (76.5 in)
minimalna:....1,918 m(75.5 in)

Typ śmigła: stałe obroty, regulowany hydraulicznie skok, z małym skokiem ustawionym na 12.0° i dużym skokiem ustawionym na 26.5°.

PALIWO

Wymagana liczba oktanowa (kolor):

Benzyna lotnicza 100LL (niebieska)

Benzyna lotnicza 100 (zielona) (poprzednio 100/130)

UWAGA

Alkoholi izopropylowy lub eter monometylowy glikolu dietylenowego mogą być dodawane do paliwa. Koncentracja dodatku nie może przekraczać 1% dla alkoholu izopropylowego lub 0.15% dla eteru monometylowego glikolu dietylenowego. Dla uzyskania dodatkowych informacji należy zapoznać się z rozdziałem 8.

Całkowita pojemność: 249,8 l (66,0 US gal)
Całkowita pojemność każdego zbiornika: 124,9 l (33,0 US gal)
Całkowita ilość paliwa zużywalnego: 234,7 l (62,0 US gal)

UWAGA

Dla maksymalnego napełnienia paliwem podczas napełniania i dla minimalizacji przepływu między zbiornikami podczas parkowania na pochylej płaszczyźnie należy ustawić zawór rozdzielacza paliwa w położenie LEFT (LEWY) lub RIGHT (PRAWY).

OLEJ

Klasa oleju (specyfikacja):

M1L-L-6082 Olej mineralny klasy lotniczej; używać gdy samolot został dostarczony z wytwórni i powinien być używany do uzupełniania w ciągu pierwszych 25 godzin. Olej ten powinien być wymieniony po pierwszych 25 godzinach użytkowania. Należy kontynuować stosowanie go aż do uzyskania pełnych 50 godzin pracy lub do ustabilizowania się zużycia oleju.

MIL-L-22851 Olej bezpopiołowy dyspersyjny odpowiadający Instrukcji Serwisowej Avco Lycoming Nr 1014; olej ten musi być stosowany po pierwszych 50 godzinach użytkowania lub po ustabilizowaniu się zużycia.

Zalecana lepkość w przedziałach temperatur:

We wszystkich temperaturach olej wielosezonowy lub
SAE 50 powyżej 16°C (60°F),
SAE 40 pomiędzy -1°C (30°F) i 32°C (90°F)
SAE 30 pomiędzy -18°C (0°F) i 21°C (70°F)

UWAGA

Przy zachodzeniu i pokrywaniu się zakresów temperatur użytkowych stosować należy olej lżejszy.

Pojemność układu olejowego:

Miska olejowa: 7,6 l (8 qt),
Całkowita: 8,5 l (9 qt) (z filtrem oleju).

MAKSYMALNE CERTYFIKOWANE CIĘŻARY

Do kołowania: 1205,6 kg (2658 lb)
Do startu: 1202,0 kg (2650 lb)

Do lądowania: 1202,0 kg (2650 lb)

Obciążenie przestrzeni bagażowej:

Bagaż w przestrzeni 1. – współrzędne od 2,083 m (82 in.) do 2,743 m (108 in):
90,7 kg (200 lb). Patrz poniższą uwagę.

Bagaż w przestrzeni 2. – współrzędne 2,743 m (108 in) do 3,150 m (124 in): 22,7
kg (50 lb).

UWAGA

Maksymalny całkowity ciężar bagażu w przestrzeniach ba-
gażowych 1. i 2. wynosi 90,7 kg (200 lb).

CIEŻARY STANDARDOWE SAMOLOTU

Ciężar standardowy pustego samolotu:	Cutlass	724,8 kg (1598 lb)
	Cutlass II:	740,7 kg (1633 lb)
Maksymalny ciężar użyteczny:	Cutlass	480,8 kg (1060 lb)
	Cutlass II	484,9 kg (1025 lb)

WYMIARY KABINY I DRZWI

Szczegółowe wymiary kabiny oraz drzwi wejściowych są przedstawione w roz-
dziale 6.

PRZESTRZEŃ BAGAŻOWA I WYMIARY DRZWI

Szczegółowe wymiary bagażnika oraz drzwi są przedstawione w rozdziale 6.

OBCIĄŻENIA JEDNOSTKOWE

Obciążenie powierzchni nośnej:	74,215 kg/m ² (15,2 lb /ft ²)
Obciążenie mocy:	8,96 kg/kW (14,7 lb /BHP)

TERMINOLOGIA, SKRÓTY I OZNACZENIA

PRĘDKOŚCI LOTU I OZNACZENIA

- KCAS** (*Knots Calibrated AirSpeed*) – prędkość IAS poprawiona o błąd przyrządowy i aerodynamiczny mierzona w węzłach. Prędkość KCAS jest równa prędkości KTAS w warunkach STD na poziomie morza.
- KIAS** (*Knots Indicated Airspeed*) – prędkość przyrządowa wskazywana przez prędkościomierz, mierzona w węzłach.
- KTAS** (*Knots True Airspeed*) – prędkość rzeczywista w węzłach jest to prędkość KCAS poprawiona o zmianę gęstości powietrza wynikającą ze zmiany wysokości, ciśnienia i temperatury.
- V_A** (*Maneuvering Speed*) – maksymalnie dopuszczalna prędkość (IAS) przy której można wykonywać energiczne ruchy sterami.
- V_{FE}** (*Maximum Flap Extended Speed*) – maksymalnie dopuszczalna prędkość (IAS) z klapami wychylonymi do nakazanej pozycji.
- V_{NO}** (*Maximum Structural Cruising Speed*) – maksymalna prędkość normalnego użytkowania w spokojnym powietrzu i zachowaniu ostrożności.
- V_{NE}** (*Never Exceed Speed*) – prędkość (IAS) której nie wolno przekraczać w żadnych przypadkach.
- V_S** (*Stalling Speed or Minimum Steady Flight Speed*) – prędkość przeciągnięcia, minimalna prędkość (IAS) przy której samolot jest sterowny.
- V_{SO}** (*Stalling Speed or Minimum Steady Flight Speed*) – prędkość przeciągnięcia, minimalna prędkość (IAS) lotu, przy której samolot w konfiguracji do lądowania i z przednim położeniem środka ciężkości jest sterowny.

- V_x** (*Best Angle-of-Climb Speed*) – prędkość lotu największego kąta wznoszenia – prędkość, przy której następuje największy przyrost wysokości.
- V_y** (*Best Rate-of-Climb Speed*) – prędkość największego wznoszenia - prędkość, przy której jest największy kąt wznoszenia

TERMINOLOGIA METEOROLOGICZNA

- OAT** (*Outside Air Temperature*) temperatura otaczającego powietrza, temperatura swobodnego nieruchomego powietrza. Jest wyrażona w stopniach Celsjusza lub w stopniach Fahrenheita.
- Temperatura standardowa** (*Standard Temperature*) - wynosi 15 °C na poziomie morza i zmniejsza się o 2°C na każde 1000 stóp (0,65 °C na każde 1000 m) wysokości.
- Wysokość barometryczna** (*Pressure Altitude*) – to wysokość wynikająca z pomiaru ciśnienia barometrycznego odczytywana z wysokościomierza, gdy skala baryczna została ustawiona na 1013,25 hPa (29.92 in Hg lub 760 mm Hg).

PARAMETRY PRACY SILNIKA

- BHP** (*Brake Horsepower*) koń parowy – jednostka mocy silnika.
- RPM** (*Revolutions Per Minute*) – obroty na minutę – prędkość obrotowa wału silnika.
- MP** (*Manifold Pressure*) – ciśnienie ładowania mierzone w układzie dolotowym silnika (wlotu powietrza) mierzone w In Hg.

OSIĄGI SAMOLOTU I PLANOWANIE LOTU

- Sprawdzona prędkość wiatru boczno** (*Demonstrated Crosswind Velocity*) – wielkość składowej bocznej wiatru, której wpływ na przebieg lotu i sterownie podczas startu i lądowania został sprawdzony podczas badań certyfikacyjnych. Wartości nie stanowią ograniczeń.
- Paliwo zużywalne** (*Usable Fuel*) – ilość paliwa dysponowana podczas planowania lotu.
- Paliwo niezaużywalne** (*Unusable Fuel*) – ilość paliwa, która nie może być zużyta podczas lotu.
- GPH** (*Gallons Per Hour*) Galonów na godzinę – ilość paliwa (w US galonach) zużywana na godzinę lotu.

NMPG (*Nautical Miles Per Gallon*) – mil morskich na galon – odległość (w milach morskich), przewidywana na każdy galon zużytego paliwa dla konkretnej wybranej mocy silnika oraz/lub stanu lotu.

g Przyspieszenie ziemskie.

CIEŻARY I POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI SAMOLOTU

Podstawa odniesienia (*Reference datum*) – umowna płaszczyzna pionowa, od której mierzone są wszystkie wymiary poziome, dla celów wyważenia.

Współrzędna (*Station*) – współrzędna podziału (wregowego) wzdłuż kadłuba samolotu podana jako odległość od podstawy odniesienia.

Ramię (*Arm*) – odległość środka ciężkości (S.C.) w osi podłużnej danego zespołu od podstawy odniesienia.

Moment (*Moment*) – wynik pomnożenia ciężaru zespołu przez jego ramię.

Środek ciężkości (ŚC) (*Center of Gravity*) – punkt, w którym samolot lub wyposażenie, po podparciu, będzie pozostawał w równowadze. Jego odległość od podstawy jest otrzymywana podzieleniem momentu przez ciężar całkowity samolotu.

Ramię Ś.C (*C.G. Arm*) – ramię środka ciężkości jest ramieniem uzyskanym przez dodanie poszczególnych momentów i podzieleniu ich sumy przez ciężar całkowity.

Zakres pozycji S.C (*Center of Gravity Limits*) – graniczne pozycje środka ciężkości, pomiędzy którymi musi być użytkowany samolot o określonym ciężarze.

Ciężar standardowego pustego samolotu (*Standard Empty Weight*) – ciężar pustego samolotu ze standardowym wyposażeniem wraz z nie zużywalnym paliwem, pełną ilością płynów technicznych oraz oleju silnikowego.

Ciężar pustego samolotu (*Basic Empty Weight*) – ciężar pustego samolotu wraz z ciężarem wyposażenia opcjonalnego.

Ciężar użyteczny (*Useful Load*) – różnica pomiędzy maksymalnym ciężarem startowym, a ciężarem pustego samolotu.

Maksymalny ciężar do kołowania	<i>(Maximum Ramp Weight)</i> - maksymalnie dopuszczalny ciężar całkowity samolotu, z którym można wykonywać manewry na ziemi. (Obejmuje ciężar paliwa na rozruch, kołowanie oraz próbę silnika).
Maksymalny ciężar startowy	<i>(Maximum Take-Off Weight)</i> - maksymalnie dopuszczalny ciężar startowy z którym można rozpocząć rozbieg.
Maksymalny ciężar do lądowania	<i>(Maximum Landing Weight)</i> - maksymalnie dopuszczalny ciężar, z którym samolot może się przyziemić.
Tara	<i>(Tare)</i> - ciężar podstawek, podpórek, podnośników itp. używanych podczas ważenia samolotu i uwzględnianych przy odczytywaniu wyników. Tara jest odejmowana od odczytów dla uzyskania rzeczywistego ciężaru (netto) samolotu.
Średnia cięciwa aerodynamiczna (ŚCA)	<i>(MAC – Mean Aerodynamic Chord)</i> – jest to cięciwa wirtualnego skrzydła o obrysie prostokątnym, mającego ten sam moment wypadkowej siły względem osi poprzecznej co rozpatrywane skrzydło.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

ROZDZIAŁ 2

OGRANICZENIA

SPIS TREŚCI

	Strona
WPROWADZENIE.....	2-3
OGRANICZENIA PRĘDKOŚCI LOTU.....	2-4
OZNAKOWANIE PRĘDKOŚCIOMIERZA.....	2-4
OGRANICZENIA ZESPOŁU NAPĘDOWEGO	2-5
OZNAKOWANIE PRZYRZĄDÓW ZESPOŁU NAPĘDOWEGO	2-6
DOPUSZCZALNE CIĘŻARY SAMOŁOTU	2-6
OGRANICZENIA POŁOŻENIA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI.....	2-7
OGRANICZENIA MANEWROWE	2-7
DOPUSZCZALNY WSPÓŁCZYNNIK PRZECIĄŻENIA	2-7
OGRANICZENIA UŻYTKOWANIA SAMOŁOTU.....	2-8
OGRANICZENIA UKŁADU PALIWOWEGO.	2-8
INNE OGRANICZENIA	2-8
Ograniczenia lotu z kłapami.....	2-8
TABLICZKI INFORMACYJNE.....	2-9

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

WPROWADZENIE

Rozdział 2 obejmuje ograniczenia w użytkowaniu, oznaczenia na przyrządach oraz podstawowe tabliczki informacyjne niezbędne do bezpiecznego użytkowania samolotu, silnika, standardowych instalacji oraz standardowego wyposażenia. Ograniczenia zawarte w niniejszym rozdziale oraz w rozdziale 9 zostały zatwierdzone przez władze lotnicze. Przestrzeganie ograniczeń użytkowania jest wymagane przez przepisy lotnicze.

UWAGA

Ograniczenia, procedury użytkowania, charakterystyki użytkowe i inne ważne informacje dotyczące wyposażenia dodatkowego stosowanego do określonych konfiguracji są zawarte w rozdziale 9 IUL.

UWAGA

Wymienione w tabeli ograniczenia prędkości lotu (rys. 2-1) oraz w tabeli (rys. 2-2) oznakowania prędkościomierza dotyczą prędkości cechowanej (CAS) i są oparte o informacje z normalnego odbiornika ciśnienia powietrza statycznego (OCP) opisanego w rozdziale 5. W przypadku użycia zapasowego odbiornika ciśnienia (awaryjnego) powinien być wzięty pod uwagę odpowiedni margines pozwalający na uwzględnienie odchyłań dla różnych wielkości prędkości cechowanej pomiędzy normalnym a zapasowym źródłem ciśnienia statycznego zgodnie z opisem w rozdziale 5.

Samolot Cessna posiada certyfikat typu FAA Type Certificate No 3A17 jako Cessna model No 172RG

OGRANICZENIA PRĘDKOŚCI LOTU

Dopuszczalne prędkości lotu oraz ich znaczenie użytkowe są przedstawione na rys. 2-1

	PRĘDKOŚĆ	KCAS	KIAS	UWAGI
V_{NE}	Prędkość nigdy nieprzekraczalna. Maksymalnie dopuszczalna prędkość lotu	161	164	Nie przekraczać tej prędkości w żadnym przypadku.
V_{NO}	Maksymalna prędkość normalnego użytkowania	142	145	Prędkość maksymalna normalnego użytkowania. Przekraczanie dopuszczalne przy locie w spokojnej atmosferze i przy zachowaniu ostrożności.
V_A	Prędkość manewrowa 1202.0 kg (2650 lb) 1020.6 kg (2250 lb) 839.1 kg (1850 lb)	105 96 87	106 98 89	Powyżej tych prędkości nie wychylać gwałtownie lub do oporu sterów.
V_{FE}	Maksymalna prędkość z wychylonymi klapami 10° 10° -30°	130 101	130 100	Nie przekraczać tej prędkości z klapami wychylonymi do danej pozycji.
V_{LO}	Maksymalna prędkość wypuszczania podwozia	138	140	Powyżej tej prędkości nie wypuszczać i nie chować podwozia
V_{LE}	Maksymalna prędkość z wypuszczonym podwoziem	161	164	Nie przekraczać tej prędkości z wypuszczonym podwoziem
	Maksymalna prędkość z otwartymi oknami	161	164	Nie przekraczać tej prędkości z oknami otwartymi.

Rys. 2-1. Ograniczenia prędkości lotu

OZNAKOWANIE PRĘDKOŚCIOMIERZA

Prędkości oraz ich oznakowanie kolorami są przedstawione na rys. 2-2.

OZNACZENIE	WARTOŚĆ LUB ZAKRES W KIAS	ZNACZENIE
Biały luk	42 - 10	Zakres użytkowy z wychylenymi w pełni klapami. Dolną granicą jest prędkością V_{SO} dla ciężaru maksymalnego w konfiguracji do lądowania. Górna granica jest maksymalną dopuszczalną prędkością przy wychylenych klapach.
Zielony luk	50 - 145	Zakres normalnego użytkowania. Dolna granica jest prędkością V_S dla maksymalnego ciężaru przy maksymalnym przednim położeniu ŚC z klapami schowanymi. Górna granicą jest maksymalna prędkość manewrowa.
Żółty luk	145 - 164	Pilotowanie z zachowaniem ostrożności i tylko w spokojnym powietrzu.
Czerwona kreska	164	Nigdy nieprzekraczalna prędkość. Maksymalnie dopuszczalna prędkość lotu.

Rys. 2-2. Oznakowanie prędkościomierza

OGRANICZENIA ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

Producent silnika: Avco Lycoming,

Typ silnika: O-360-F1A6,

Moc maksymalna: 134.2 kW (180 BHP)

Ograniczenia do startu i długotrwałej pracy silnika:

Maksymalne obroty: 2700 obr/min.

Maksymalna temperatura głowic cylindrów: 500°F (260°C),

Maksymalna temperatura oleju: 245°F (118°C),

Ciśnienie oleju: minimalne: * 25 psi.

maksymalne: 115 psi.

Ciśnienie paliwa: minimalne: 0.5 psi.

maksymalne: 8 psi.

Dopuszczalna liczba oktanowa paliwa: patrz ograniczenia układu paliwowego

Rodzaj oleju (specyfikacja)

MIL-L-8082, olej mineralny klasy lotniczej lub

MIL-L-22851, bezpopiołowy olej dyspersyjny klasy lotniczej.

Producent śmigła: McCauley Accessory Division.

Numer typu śmigła: B2D34C220/80VHA-3.5

Średnice śmigła: maksymalna: 1.943 m (76.5").

minimalna: 1.918 m (75.5").

Kąt ustawienia łopat przy współrzędnej 9.762 m (30°) – mały 12°

– duży 28.5°

* 20 psi na samolotach po modyfikacji zestawem serwisowym SK172-85

OZNAKOWANIE PRZYRZĄDÓW ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

Zakresy użytkowe oraz graniczne na przyrządach kontroli pracy zespołu napędowego przedstawione są na rys. 2-3.

PARAMETR	LINIA CZERWONA	ZIELONY ŁUK	LINIA CZERWONA
	WARTOŚĆ MINIMALNA	ZAKRES UŻYTKOWY	WARTOŚĆ MAKSYMALNA
Obroty poziom morza i wyżej 7500 ft i wyżej	—	2100- 2500 obr/min (szeroki zielony łuk) 2500- 2700 obr/min (wąski zielony łuk)	2700 obr/min
Ciśnienie ładowania	—	15 - 25 In Hg	
Temperatura oleju	—	100° - 245°F	245°F
Temperatura głowic cylindrów	—	200° - 500°F	500°F
Ciśnienie paliwa	0.5	0.5 - 8 psi	8 psi
Ciśnienie oleju	*25 psi	*80 - 90 psi	115 psi
Ciśnienie ssania	—	4,5 - 5.4 cali Hg	—
Ilość paliwa	E (2 USgal nie zu- żywalne paliwo w każdym zbiorniku)	—	—

Rys.2-3. Oznakowania przyrządów kontroli zespołu napędowego

DOPUSZCZALNE CIĘŻARY SAMOLOTU

Do kołowania.....	1205,6 kg (2658 lb)
Do startu:.....	1202,0 kg (2650 lb)
Do lądowania.....	1202,0 kg (2650 lb)

Obciążenie w przestrzeni bagażowej:

Bagaż w przestrzeni 1.- współrzędne od 2.083 m (82 in.) do 2,743 m (108 in.):
90,7 kg (200 lb). Patrz poniższą uwagę.

* 20 psi na samolotach po modyfikacji zestawem serwisowym SK172-8

2-6		01-12-1983	Zmiana 2	
-----	--	------------	----------	--

Bagaż w przestrzeni 2. – współrzędne 2,743 m (108 in) do 3,150 m (124 in):
22,7 kg (50 lb).

UWAGA

Maksymalny całkowity ciężar bagażu w przestrzeniach bagażowych
1. i 2. wynosi 90,7 kg (200 lb).

OGRANICZENIA POŁOŻENIA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

Zakres położenia Środka Ciężkości:

Przednie: 0.914 m (36.0 in) do tyłu od bazy dla ciężaru 884.5 kg (1950 lb) lub
mniej w prostej liniowej zależności do 1,003 m (39.5 in) do tyłu od
bazy dla ciężaru 1202.0 kg (2650 lb).

Tyłne: 1.181 m (46,5 in) do tyłu od bazy dla wszystkich ciężarów.

Zmiana momentu spowodowana schowaniem podwozia: 27.927 kgm (+2424 lb.in)

Baza: przednia płaszczyzna przegrody ogniowej.

OGRANICZENIA MANEWRÓWE

Samolot jest certyfikowany w kategorii normalnej. Kategoria normalna nie
jest przewidziana do użytkowania z wykonywaniem manewrów akrobacyjnych.
Nie dotyczy to doraźnych manewrów przewidzianych w normalnym użytkowaniu,
przeciągnięć (z wyjątkiem przeciągnięcia dynamicznego) łagodnych ósemek,
górek i zakrętów, w których kąt przechylenia nie przekracza 60°.

Manewry akrobacyjne włącznie z korkociągłem są zabronione.

DOPUSZCZALNY WSPÓŁCZYNNIK PRZECIĄŻENIA

Współczynniki przeciążenia.

* Klapy schowane: $n_z = + 3.8 + - 1.52$

* Klapy wychylone: $n_z = + 2.0$

*Obliczeniowe współczynniki przeciążeń są wyższe o 150% ponad wartości wy-
żej podane i we wszystkich przypadkach stan ten przewyższa lub dorównuje
obciążeniom fabrycznym.

OGRANICZENIA UŻYTKOWANIA SAMOLOTU

Samolot jest wyposażony do wykonywania lotów dziennych VFR i może być wyposażony do wykonywania lotów nocnych VFR oraz/lub do lotów IFR. Przepisy lotnicze ustalają minimalne wyposażenie oraz oprzyrządowanie do wykonywania tego rodzaju lotów. Stosowną informację o wyposażeniu samolotu do wykonywania określonego rodzaju lotów zawiera tabliczka informacyjna odpowiednio do certyfikatu zdolności samolotu.

Wykonywanie lotów w warunkach oblodzenia jest zabronione.

OGRANICZENIA UKŁADU PALIWOWEGO

2 zbiorniki standardowe: 124.9 l (33.0 US gal.) w każdym.
Całkowita pojemność paliwa: 249.8 l (66.0 US gal.).
Zużywalna ilość paliwa (w każdych warunkach): 234.7 l (62.0 US gal)
Nie zużywalna ilość paliwa: 15.1 l (4.0 US gal)

UWAGA

Dla wykorzystania maksymalnej ilości paliwa i minimalizacji przelewania się paliwa pomiędzy zbiornikami, podczas napełniania ich paliwem oraz gdy samolot ustawiony jest na pochyłej płaszczyźnie należy ustawić zawór rozdzielacza paliwa w pozycji PRAWY (RIGHT) lub LEWY (LEFT).

Start i lądowanie wykonywać z zaworem rozdzielacza paliwa ustawionym w pozycji BOTH (obydwa).

Loty na jednym zbiorniku LEFT (lewy) lub RIGHT (prawy) można wykonywać tylko w locie poziomym.

Z pozostałością ¼ paliwa w zbiorniku przedłużające się wykonywanie nieskoordynowanego lotu przy pobieraniu paliwa z jednego (lewego lub prawego) zbiornika jest zabronione.

Jeżeli paliwomierz wskazuje 0 (czerwona linia) to ilość paliwa pozostająca w zbiornikach, nie może zapewnić bezpiecznej kontynuacji lotu.

Dopuszczalna liczba oktanowa paliwa (kolor):
benzyna lotnicza 100LL (niebieska)
benzyna lotnicza 100 (zielona) (poprzednio 100/130)

INNE OGRANICZENIA

OGRANICZENIA LOTU Z KLAPAMI

Dozwolone zakresy wychylenia do startu
Powyżej ciężaru startowego 1157 kg (2550 lb).....0°
Przy ciężarze startowym 1157 kg (2550 lb) lub mniejszym.....0° do 10°

TABLICZKI INFORMACYJNE

Muszą być uwidocznione w postaci pojedynczych lub złożonych tabliczek informacyjnych następujące informacje:

1. Informacja w pełnym polu widzenia pilota (uwarunkowana wyposażeniem samolotu i jego dopuszczeniem do lotów „DZIEŃ – NOC” –VFR – IFR” – w poniższym przykładowie)

The markings and placards in this airplane contain operating limitations which must be complied with when operating this airplane in the Utility Category. Other operating limitations which must be complied with when operating this airplane in this category are contained in the Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual.

No acrobatic maneuvers, including spins approved.

Flight into known icing conditions prohibited

This airplane is certified for the following flight operations as of date of original airworthiness certificate.

DAY-NIGHT-VFR-IFR

Oznaczenie i tabliczki informacyjne w tym samolocie dotyczą ograniczeń użytkowania, których należy przestrzegać podczas użytkowania w zakresie Kategorii Normalnej. Inne ograniczenia użytkowania, których należy przestrzegać podczas użytkowania samolotu w zakresie tej kategorii są zawarte w Podręczniku Pilota i zatwierdzonej przez FAA Instrukcji Użytkowania w Locie.

Wykonywanie manewrów akrobacyjnych włącznie z korkociągami jest zabronione.

Zamierzone loty w warunkach oblodzenia są zabronione.

Samolot jest dopuszczony do lotów w warunkach, jak w dniu certyfikacji:

DZIEŃ – NOC – VFR – IFR

2. W pobliżu prędkościomierza:

MAX. SPEED - KTAS

MANEUVER - 106

GEAR OPER. - 140

GEAR DOWN - 164

MAKS. PRĘDKOŚCI – KTAS

MANEWROWA – 106

WYPUSZCZANIA I CHOWANIA PODWOZIA – 140

LOTU Z PODWOZIEM WYPUSZCZONYM – 164

3. Na blokadzie sterów

CAUTION! CONTROL LOCK - REMOVE BEFORE STARTING ENGINE

PRZESTROGA! BLOKADA STERU - ZDJĄĆ PRZED URUCHOMIENIEM SILNIKA

4. Na zaworze rozdzielacza paliwa

TAKEOFF LANDING LEFT 30 GAL. LEVEL FLIGHT ONLY	BOTH 62 GAL	ALL FLIGHT ATTITUDES RIGHT 30 GAL. LEVEL FLIGHT ONLY
OFF		OFF

START ŁADOWANIE LEWY 30 US GAL. TYLKO LOT POZIOMY	OBYDWA 62 US GAL	WSZYSTKIE STANY LOTU PRAWY 30 US GAL. TYLKO LOT POZIOMY
WYŁĄCZONY		WYŁĄCZONY

5. W przedziale bagażowym

**200 LBS MAX. BAGGAGE
MAX LOAD ON AFT SHELF 50 LBS
FOR ADDITIONAL LOADING INSTRUCTIONS
SEE WEIGHT AND BALANCE DATA**

*MAKSYMALNIE 200 FUNTÓW BAGAŻU
MAKSYMALNIE 50 FUNTÓW ŁADUNKU NA TYLNEJ PÓŁCE
DLA UZYSKANIA DODATKOWYCH INSTRUKCJI
PATRZ DANE DOTYCZĄCE CIĘŻARU I POŁOŻENIA ŚC*

6. Na wskaźniku wychylenia klap skrzydłowych

0° to 10°	130 KIAS	(Partial flaps range with blue color code; also, mechanical dent at 10°)
10° to 30°	100 KIAS	(white color code; also, mechanical detent at 10° and 20°)

<i>0° do 10°</i>	<i>130 KIAS</i>	<i>(Zakres częściowego wychylenia klap oznaczony niebieskim kolorem, również mechaniczna zapadka na 10°)</i>
<i>10° do 30°</i>	<i>100 KIAS</i>	<i>(Wskaźniki tych pozycji oznaczone białym również mechaniczną zapadką na 10° i 20°)</i>

7. Obok korka wlewu paliwa (zbiorniki standardowe).

**FUEL
100LL/100 MIN GRADE AVIATION GASOLINE
CAP 33.0 US GAL
CAP 24.0 US GAL TO BOTTOM OF FILLER COLLAR**

**PALIWO
100LL/100 MIN LICZBA OKTANOWA, BENZYNA LOTNICZA
POJEMNOŚĆ 33,0 US GAL
POJEMNOŚĆ 24,0 US GAL DO DOŁU WLEWU**

8. W pobliżu dźwigni ręcznej pompy podwozia

MANUAL GEAR EXTENSION

1. SELECT GEAR DOWN
2. PULL HANDLE FWD
3. PUMP VERTICALLY

CAUTION

DO NOT PUMP WITH GEAR UP SELECTED

RĘCZNE WYPUSZCZANIE PODWOZIA

1. USTAWIĆ DŹWIGNIĘ PODWOZIA NA WYPUSZCZENIE
2. WYCIAGNĄĆ UCHWYT DO PRZODU
3. POMPOWAĆ PIONOWO

PRZESTROGA

NIE POMPOWAĆ Z DŹIGNIA PODWOZIA USTAWIONA NA CHOWANIE

9. Tabliczka z diagramem dewiacji busoli w 30° przedziałach

10. Na korku wlewu oleju

OIL
8 QTS

OLEJ
8 KWART

11. W pobliżu manometru ciśnienia ładowania

**WITH LESS THAN 10" MANIFOLD
PRESSURE AVOID CONTINUOUS OPERATION BETWEEN
1750 – 2050 RPM**

**PRZY CIŚNIENIU ŁADOWANIA MNIEJSZYM NIŻ 10 IN UNIKAĆ
CIĄGŁEGO UŻYTKOWANIA W ZAKRESIE
1750 – 2050 OBR/MIN**

10. Na przedniej stronie przegrody ogniowej w pobliżu akumulatora

CAUTION 24 VOLTS DC
This aircraft is equipped with alternator and a negative ground system
OBSERVE PROPER POLARITY
Reverse polarity will damage electrical components.

PRZESTROGA 24 V PRĄD STAŁY
Samolot jest wyposażony w alternator i w układ z biegunem ujemnym na masie.
ZWRACAĆ UWAGĘ NA ODPOWIEDNIĄ BIEGUNOWOŚĆ
Zamiana biegunowości spowoduje uszkodzenie podzespołów elektrycznych.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

ROZDZIAŁ 3

PROCEDURY AWARYJNE

SPIS TREŚCI

	Strona
WPROWADZENIE.....	3-3
PREDKOŚCI LOTU W SYTUACJACH AWARYJNYCH.....	3-3
KONTROLNE LISTY CZYNNOŚCI	
PRZERWANIE PRACY SILNIKA.....	3-3
Podczas rozbiegu przy starcie.....	3-3
Po oderwaniu od ziemi	3-4
W czasie lotu (procedura uruchamiania).....	3-4
LĄDOWANIE AWARYJNE.....	3-4
Lądowanie przymusowe z niepracującym silnikiem.....	3-4
Przezorne lądowanie z pracującym silnikiem.....	3-4
Przymusowe wodowanie.....	3-5
POŻARY.....	3-5
Pożar silnika przy rozruchu na ziemi.....	3-5
Pożar silnika w locie.....	3-6
Pożar przewodów elektrycznych.....	3-6
Pożar w kabinie.....	3-7
Pożar skrzydła.....	3-7
LOT W WARUNKACH OBLODZENIA.....	3-7
Niezamierzone wejście w oblodzenia.....	3-7
Oblodzenie OCP (prawdopodobne błędne wskazania przyrządów).....	3-8
PROCEDURY PRZY NIESPRAWNOŚCI PODWOZIA.....	3-8
Nie chowanie się podwozia.....	3-8
Awaryjne wypuszczenie podwozia.....	3-9
Świecenie się lampki ostrzegawczej podwozia.....	3-9
Lądowanie ze schowanym podwoziem.....	3-9
Lądowanie bez sygnalizacji zabiokowania podwozie.....	3-10
Lądowanie z uszkodzonym przednim podwoziem (lub bez powietrza w przedniej oponie).....	3-10
Lądowanie bez powietrza w oponie koła głównego.....	3-10
ZAKŁÓCENIA W PRACY UKŁADU I ELEKTRYCZNEGO.....	3-11
Nadmierny prąd ładowania (amperomierz wychylony na całą skalę).....	3-11
Niedostateczny prąd ładowania (amperomierz wskazuje rozładowanie)...	3-11

SPIS TREŚCI (c.d)

	Strona
PROCEDURY ROZSZERZONE	
PRZERWANIE PRACY SILNIKA.....	3-13
LĄDOWANIE AWARYJNE.....	3-14
LĄDOWANIE BEZ DZIAŁAJĄCEGO STERU WYSOKOŚCI.....	3-14
POŻARY.....	3-14
AWARYJNE SYTUACJE W CHMURACH (Uszkodzenie układu podciśnienia).....	3-15
Wykonanie zakrętu o 180° w chmurach.....	3-15
Awaryjne zniżanie przez chmury.....	3-15
Wyprowadzenie ze stromej spirali.....	3-16
NIEZAMIERZONE WEJŚCIE W WARUNKI OBLODZENIA.....	3-16
Oblodzenie OCP.....	3-17
KORKOCIĄG.....	3-17
NIERÓWNOMIERNA PRACA SILNIKA LUB SPADEK CIĄGU.....	3-18
Oblodzenie gaźnika.....	3-18
Zanieczyszczenie świec zapłonowych.....	3-18
Uszkodzenie iskrownika.....	3-18
Uszkodzenie pompy paliwa napędzanej silnikiem.....	3-18
Niskie ciśnienie oleju.....	3-18
PROCEDURY PRZY NIESPRAWNOŚCI PODWOZIA.....	3-19
Nie chowanie się podwozia.....	3-19
Nie wypuszczanie się podwozia.....	3-19
Lądowanie z niewypuszczonym podwozłem.....	3-20
ZAKŁÓCENIA W PRACY UKŁADU ELEKTRYCZNEGO.....	3-20
Nadmierny prąd ładowania.....	3-21
Niedostateczny prąd ładowania	3-21
INNE SYTUACJE AWARYJNE.....	3-22
Uszkodzenie wiatrochronu.....	3-22

WPROWADZENIE

Rozdział 3 zawiera listy kontrolne czynności oraz rozszerzone procedury do wykonania w przypadku wystąpienia stanów zagrożenia bezpieczeństwa lotu. Sytuacje awaryjne spowodowane niesprawnością samolotu lub silnika są wyjątkowo sporadyczne, jeżeli przeglądy przed lotem i obsługa naziemna są wykonywane należycie. Sytuacje awaryjne podczas lotów trasowych spowodowane pogorszeniem warunków atmosferycznych mogą być uniknięte lub zminimalizowane przez staranne planowanie lotu oraz właściwą ocenę sytuacji przy ich napotkaniu. W powstałych sytuacjach awaryjnych, należy kierować się podstawowymi zasadami sformułowanymi w tym rozdziale i postępować zgodnie z przedstawionymi procedurami. Procedury postępowania w sytuacjach awaryjnych z użyciem Awaryjnego Nadajnika Lokalizacyjnego (ELT) oraz innych opcjonalnych urządzeń opisane są w rozdziale 9.

PRĘDKOŚCI LOTU W SYTUACJACH AWARYJNYCH

Przerwanie pracy silnika po oderwaniu od ziemi przy starcie	
Kłapy schowane.....	70 KIAS
Kłapy wychylone.....	65 KIAS
Prędkości lotu:	
1202 kg (2650 lb).....	106 KIAS
1021 kg (2250 lb).....	98 KIAS
830 kg (1850 lb).....	89 KIAS
Maksymalna doskonałość przy prędkości	
1202 kg (2650 lb).....	73 KIAS
1021 kg (2250 lb).....	67 KIAS
830 kg (1850 lb).....	61 KIAS
Przezorne lądowanie z pracującym silnikiem.....	55 KIAS
Lądowanie z niepracującym silnikiem:	
Lądowanie z kłapami schowanymi.....	75 KIAS
Lądowanie z kłapami wychylonymi.....	65 KIAS

KONTROLNE LISTY CZYNNOŚCI

Procedury w Kontrolnych Listach Czynności Procedur Awaryjnych częściowo napisane pogrubioną czcionką są przewidziane do natychmiastowego wykonania stąd też powinny być zapamiętane.

PRZERWANIE PRACY SILNIKA

PRZERWANIE PRACY SILNIKA PODCZAS ROZBIĘGU

1. Przepustnica – BIEG JAŁOWY (IDLE)

2. Hamulce – URUCHOMIĆ
3. Klapy – SCHOWAĆ
4. Mieszanka – ODCIĘTA NA BIEGU JAŁOWYM (IDLE CUT-OFF)
5. Przełącznik iskrowników – WYŁĄCZONE (OFF)
6. Główny wyłącznik – WYŁĄCZONY (OFF)

PRZERWANIE PRACY SILNIKA PO ODERWANIU OD ZIEMI

1. Prędkość – 70 KIAS (klapy schowane)
65 KIAS (klapy wychylone)
2. Mieszanka – ODCIĘTA NA BIEGU JAŁOWYM (IDLE CUT-OFF)
3. Zawór odcinający dopływ paliwa – WYŁĄCZONY (OFF)
4. Przełącznik iskrowników – WYŁĄCZONE (OFF)
5. Klapy – WG. POTRZEB, (zalecane 30°)
6. Wyłącznik główny – WYŁĄCZYĆ (OFF)

PRZERWANIE PRACY SILNIKA W CZASIE LOTU (PROCEDURA URUCHOMIENIA SILNIKA)

1. Prędkość – 75 KIAS
2. Podgrzew gaźnika – WŁĄCZYĆ (ON)
3. Zawór odcinający dopływ paliwa - OBYDWA (BOTH)
4. Mieszanka – BOGATA (RICH)
5. Pomocnicza pompa paliwa – WŁĄCZYĆ (ON) jeżeli ciśnienie paliwa spadnie poniżej 0.5 psi,
6. Przełącznik iskrowników – BOTH (lub START, jeśli śmigło zatrzymało się)
7. Pompka wstrzykowa – WEPCHNIĘTA I ZABLOKOWANA

LĄDOWANIA AWARYJNE

LĄDOWANIE PRZYMUSOWE Z NIEPRACUJĄCYM SILNIKIEM

1. Prędkość – 75 KIAS (klapy schowane)
65 KIAS (klapy wychylone)
2. Mieszanka – ODCIĘTA NA BIEGU JAŁOWYM (IDLE CUT-OFF)
3. Zawór odcinający dopływ paliwa – WYŁĄCZONY (OFF)
4. Przełącznik iskrowników – WYŁĄCZONE (OFF)
5. Podwozie – WYPUSZCZONE (jeżeli teren nierówny SCHOWANE)
6. Klapy – WG. POTRZEB (zalecane 30°),
7. Drzwi – ODBLOKOWAĆ PRZED PRZYZIEMIENIEM
8. Wyłącznik główny – WYŁĄCZYĆ (OFF) jeżeli lądowanie jest zapewnione
9. Przyziemienie – Z PRZEDNIM KOŁEM UNIESIONYM
10. Hamulce – INTENSYWNE HAMOWAĆ

PRZEZORNE LĄDOWANIE Z PRACUJĄCYM SILNIKIEM

1. Klapy – 20°

2. Prędkość – 65 KIAS
3. Wybrać teren – Wykonać PRZELOT NA TERENEM, określić stan nawierzchni i przeszkody, po czym na bezpiecznej wysokości i prędkości schować klapy
4. Wyłączniki elektryczne – WYŁĄCZYĆ (OFF)
5. Podwozie – WYPUŚCIĆ (jeżeli teren nierówny SCHOWANE),
6. Klapy – 30° (w ostatniej fazie zejścia)
7. Prędkość – 65 KIAS
8. Wyłącznik główny – WYŁĄCZYĆ (OFF)
9. Drzwi – ODBLOKOWAĆ PRZED PRZYZIEMIENIEM
10. Przyziemienie – Z PRZEDNIM KOŁEM UNIESIONYM
11. Przełącznik iskrowników – WYŁĄCZONE (OFF)
12. Hamulce – INTENSYWNE HAMOWAĆ

PRYMUSOWE WODOWANIE

1. Radiostacja – NADAĆ SYGNAŁ MAY DAY na 121. MHz, podając swoje położenie i zamiar lądowania na wodzie, włączyć SQUAWK 7700, jeśli nadajnik jest zamontowany
2. Ciężkie przedmioty (w bagażniku) – ZABEZPIECZYĆ lub WYRZUCIĆ
3. Podwozie – SCHOWANE
4. Klapy – 20° - 30°
5. Moc – USTALIĆ ZNIŻANIE 300 ft/min przy 60 KIAS
6. Podejście – Silny wiatr, wysokie fale - POD WIATR.
Słaby wiatr, wysokie fale- RÓWNOLEGLE DO FAL,

UWAGA

Jeżeli moc jest niedostępna, to podejście wykonać przy 70 KIAS (klapy schowane), lub 65 KIAS (klapy wychylone o 10°)

7. Drzwi – ODBLOKOWAĆ
8. Zejście do wodowania – ZNIŻANIE 300 ft/min
9. Twarze – OSŁONIĆ podczas wodowania złożonym płaszczem
10. Samolot – OPUŚCIĆ przez drzwi kabiny. W razie potrzeby otworzyć okno i zalaćabinę, aby wyrównać ciśnienia i umożliwić otwarcie drzwi
11. Kamizelki ratunkowe i tratwa – NAPEŁNIĆ POWIETRZEM

POŻARY

POŻAR SILNIKA PRZY ROZRUCHU NA ZIEMI

1. Obracanie silnika rozrusznikiem – KONTYNUOWAĆ, aby uruchomić silnik wciągnąć płomień i nadmiar paliwa przez gaźnik do silnika

Jeśli silnik uruchomi się

2. Obroty silnika – 1700 obr/min przez kilka minut
3. Silnik – WYŁĄCZYĆ i dokonać przeglądu, dla identyfikacji uszkodzeń

Jeśli silnik nie uruchamia się:

4. Przepustnica – PEŁNE OTWARCIE,
5. Mieszanka – ODCIĘTA NA BIEGU JAŁOWYM (IDLE CUT-OFF)
6. Obracanie silnika rozrusznikiem – KONTYNUOWAĆ
7. Gaśnica – WYJAĆ, (jeżeli nie jest zainstalowana, użyć lotniskowej)
8. Silnik – ZABEZPIECZYĆ,
 - a. Wyłącznik główny – WYŁĄCZYĆ (OFF)
 - b. Przełącznik iskrowników – WYŁĄCZONE (OFF)
 - c. Zawór rozdzielacza paliwa – w położeniu WYŁĄCZONY (OFF)
9. Pożar – UGASIĆ gaśnicą, kocem lub płaskim
10. Uszkodzenia – PRZEPROWADZIĆ PRZEGLĄD, przed przygotowaniem do następnego lotu naprawić uszkodzenia lub wymienić zniszczone zespoły i przewody elektryczne

POŻAR SILNIKA W LOCIE

1. Mieszanka – ODCIĘTA NA BIEGU JAŁOWYM (IDLE CUT-OFF),
2. Zawór rozdzielacza paliwa – w położeniu WYŁĄCZONY (OFF)
3. Wyłącznik główny – WYŁĄCZONY (OFF),
4. Ogrzewanie i wentylacja kabiny – WYŁĄCZONE (OFF) (z wyjątkiem otworów wentylacyjnych w nasadach skrzydeł)
5. Prędkość – 105 KIAS, (Jeżeli pożaru nie udało się ugasić, zwiększyć prędkość lotu, dla stworzenia niepalnej mieszanki)
6. Lądowanie awaryjne – WYKONAC (zgodnie z procedurą lądowania z niepracującym silnikiem)

POŻAR PRZEWODÓW ELEKTRYCZNYCH

1. Wyłącznik główny – WYŁĄCZYĆ (OFF)
2. Wentylacja/Powietrze do kabiny/Ogrzewanie – ZAMKNAĆ
3. Gaśnica – UŻYĆ, (jeżeli jest dostępna).

OSTRZEŻENIE

Po wykorzystaniu gaśnicy w zamkniętej kabynie przewleźć kabinę.

4. Wyłącznik awioniki – WYŁĄCZYĆ (OFF)
5. Wszystkie wyłączniki (z wyjątkiem zapłonu) – WYŁĄCZYĆ (OFF)

Jeżeli pożar został ugaszony, a energia elektryczna jest niezbędna do kontynuowania lotu to:

6. **Wyłącznik główny – WŁĄCZYĆ (ON)**
7. **Wyłączniki AOS – SPRAWDZIĆ** czy nie są uszkodzone i nie włączać ich ponownie
8. **Wyłączniki radiostacji – WYŁĄCZONE (OFF)**
9. **Wyłącznik awioniki – WŁĄCZONY (ON)**
10. **Wyłączniki radiostacji/elektryczne – WŁĄCZANE (ON)**, pojedynczo, z opóźnieniem po każdym poprzednim, dla zlokalizowania zwartego obwodu
11. **Wentylacja/powietrze do kabiny/ogrzewanie – OTWARTE (OPEN)**, po upewnieniu się, że pożar jest całkowicie ugaszony

POŻAR W KABINIE

1. **Wyłącznik główny – WYŁĄCZYĆ (OFF)**
2. **Wentylacja/Powietrze do /kabiny/Ogrzewanie – ZAMKNAĆ (CLOSED)**
(aby uniknąć przeciągów)
3. **Gaśnica – UŻYĆ, (jeśli jest dostępna)**

OSTRZEŻENIE

Po użyciu gaśnicy w zamkniętej kabinie – przewietrzyć kabinę

4. **Lądować** tak szybko jak jest, to możliwe, dla oceny uszkodzeń.

POŻAR SKRZYDŁA

1. **Reflektor lądowania/kołowania – WYŁĄCZONY (OFF)**
2. **Wyłącznik ogrzewania rurki Pitot, (jeżeli zamontowane) – WYŁĄCZYĆ (OFF)**
3. **Wyłącznik świateł pozycyjnych – WYŁĄCZYĆ (OFF)**
4. **Światło stroboskopowe, (jeżeli zainstalowane) – WYŁĄCZONY (OFF)**

UWAGA

Wykonywać ślizgi, aby utrzymać płomień z daleka od zbiornika paliwa i lądować możliwie natychmiast ze schowanymi klapami

LOT W WARUNKACH OBLODZENIA

Niezamierzone wejście w warunki oblodzenia

1. **Wyłącznik ogrzewania rurki Pitot – WŁĄCZONY (ON)**, (jeżeli ogrzewanie zamontowane)
2. **Zawrócić** lub **zmienić wysokość lotu**, dla wyjścia ze strefy oblodzenia
3. **Włączyć** pełne ogrzewanie kabiny dla uzyskania maksymalnej temperatury odladania. Dla uzyskania większego przepływu przy obniżonej temperaturze wyregulować wentylację kabiny

4. Zwiększyć obroty silnika dla zmniejszenia osadzania się lodu na łopatach śmigła,
5. Obserwować objawy zatykania filtra powietrza przez lód i włączyć podgrzewanie gaźnika, jeśli jest to potrzebne. Nagły spadek obrotów silnika może być spowodowany przez oblodzenie filtra powietrza lub gaźnika. Jeśli gaźnik jest stale ogrzewany, zubożyć mieszankę do uzyskania maksymalnych obrotów
6. Przewidzieć lądowanie na najbliższym lotnisku. W przypadku intensywnego osadzania się lodu przewidzieć lądowanie w przygodnym terenie
7. W przypadku nagromadzenia się na krawędzi natarcia warstwy lodu o grubości powyżej 6 mm ($\frac{1}{4}$ cala) lub większej, uwzględnić znaczne zwiększenie prędkości przeciągnięcia
8. Pozostawić klapy w pozycji schowanej. W przypadku silnego narastania lodu na usterzeniu poziomym, zmiana odchylenia kierunku strug za skrzydłem przez wychylenie klapy, może spowodować spadek efektywności działania steru
9. Jeżeli jest to możliwe, otworzyć lewe okno i zeskrobać lód z części osłony kabiny dla poprawienia widoczności w czasie zajęcia do lądowania
10. W czasie zajęcia do lądowania w miarę potrzeby dla poprawienia widoczności wykonywać ślizgi
11. W zależności od ilości osadzonego lodu, podchodzić do lądowania z prędkością od 80 do 90 KIAS
12. Przyziemić samolot w poziomej pozycji

OBLODZENIE ODBIORNIKA CIŚNIENIA STATYCZNEGO (prawdopodobne błędne wskazania przyrządów)

1. Zawór włączenia awaryjnego odbiornika ciśnienia statycznego – (Jeżeli zamontowany) **WŁĄCZYĆ – WYCIĄGNAĆ (PULL ON)**

UWAGA

W sytuacji awaryjnej gdy samolot nie jest wyposażony w zapasowy zawór OCP, ciśnienie statyczne w kabinie może być wykorzystane do zasilenia przyrządów aerometrycznych przez zabicie szybki tarczy wariometru.

2. Okna – **ZAMKNAĆ**
3. Prędkość – uwzględnić odpowiednie poprawki podane w tabeli w rozdziale 5.

PROCEDURY PRZY NIESPRAWNOŚCI PODWOZIA

NIE CHOWANIE SIĘ PODWOZIA

1. Wyłącznik główny – **WŁĄCZONY ON)**
2. Dźwignia podwozia – **SPRAWDZIĆ (w górnej pozycji)**
3. AOS obwodów podwozia i pompy podwozia – **WŁĄCZONY (IN)**

4. Dźwignia podwozia – **PONOWNIE PRZESTAWIĆ**
5. Silnik podwozia – **SPRAWDZIĆ** działanie (wg amperomierza i słuchowo)

AWARYJNE WYPUSZCZENIE PODWOZIA

1. Wyłącznik główny – **WŁĄCZONY (ON)**
2. Dźwignia podwozia – **DOLNE** położenie
3. AOS obwodów podwozia i pompy podwozia – **WŁĄCZONY (IN)**
4. Awaryjna pompa ręczna – **WYCIĄGNAĆ UCHWYT i POMPOWAĆ** prostopadłe do uchwytu aż do powstania dużego oporu (około 35 cykli)
5. Lampka sygnalizacyjna zablokowania podwozia – **WŁĄCZONA**
6. Lampka ostrzegawcza podwozia – **WYŁĄCZONA**
7. Uchwyt pompy – **WSTAWIĆ** na miejsce

ŚWIECENIE SIĘ LAMPKA OSTRZEGAWCZEJ PODWOZIA **(Ustawione położenie PODWOZIE SCHOWANE)**

1. Silnik podwozia – **SPRAWDZIĆ** słuchowo działanie
2. Podwozie główne – **SPRAWDZIĆ** wizualnie jeżeli podwozie wydaje się być schowane
3. AOS obwodu pompy podwozia – **WYCISNAĆ** jeżeli podwozie okazuje się być schowane lecz silnik podwozia nadal pracuje i wykonać lot do organizacji obsługowej

(Ustawione położenie PODWOZIE WYPUSZCZONE)

1. Lampka sygnalizacyjna zablokowania podwozia – **SPRAWDZIĆ** (jeżeli lampka sygnalizacyjna zablokowania podwozia świeci lecz silnik podwozia nadal pracuje **WYŁĄCZYĆ** AOS obwodu pompy podwozia aż do momentu ponownego włączenia przed lądowaniem. Będzie to zabezpieczać silnik podwozia przed przegrzaniem. Jeżeli lampka zablokowania podwozia nie świeci wykonać czynności przewidziane w liści kontrolnej czynności – Lądowanie bez wskazań zablokowania podwozia.

LĄDOWANIE ZE SCHOWANYM PODWOZIEM

1. Dźwignia podwozia – w górnej pozycji (UP)
2. AOS obwodów podwozia i pompy podwozia – **WŁĄCZONE (IN)**
3. Płaszczyzna lądowiska – **WYBRAĆ** najdłuższą twardą powierzchnię lub równą dostępną powierzchnię trawiastą
4. Kłapy skrzydłowe - 30° (w końcu podejścia)
5. Prędkość – 65 KIAS
6. Drzwi – **ODBLOKOWANE PRZED PRZYZIEMIENIEM,**
7. Zasilanie awioniki i wyłącznik główny – **WYŁĄCZYĆ (OFF)** jeżeli lądowanie jest zapewnione
8. Przyziemienie – **Z PRZEDNIM KOLEM UNIESIONYM,**

9. Mieszanka – ODCIĘTA BIEG JAŁOWY (IDLE CUT-OFF)
10. Przetłącznik iskrowników – WYŁĄCZONE (OFF),
11. Zawór rozdzielacza paliwa – WYŁĄCZONY (OFF)
12. Samolot – OPUŚCIĆ

LĄDOWANIE BEZ WSKAZAŃ ZABLOKOWANIA PODWOZIA

1. Sprawdzenie przed lądowaniem – PEŁNE
2. Podejście – NORMALNE (pełne wychylenie klap)
3. Wyłączniki AOS obwodów podwozia i pompy podwozia – WŁĄCZONE (IN)
4. Przyziemienie – Z PRZEDNIM KOŁEM UNIESIONYM w miarę możliwości łagodnie
5. Hamowanie – MINIMALNIE niezbędne
6. Kołowanie – POWOLNE
7. Silnik – WYŁĄCZYĆ przed przeglądem podwozia

LĄDOWANIE Z USZKODZONYM PRZEDNIM PODWOZIEM (lub bez powietrza w przedniej oponie)

1. Przemieszczenie ładunku – PRZEMIEŚCIĆ do strefy bagażowej
2. Pasażer – PRZEJŚĆ na tylnie fotele
3. Sprawdzenie przed lądowaniem – PEŁNE
4. Powierzchnia lądowiska – TWARDA NAWIERZCHNIA lub równa NAWIERZCHNIA TRAWIASTA
5. Klapy skrzydłowe – 30°
6. Drzwi kabiny – ODBLOKOWAĆ PRZED PRZYZIEMIENIEM
7. Zasilanie awionki i wyłącznik główny – WYŁĄCZYĆ (OFF) jeżeli lądowanie jest zapewnione
8. Przyziemienie – Z PRZEDNIM KOŁEM UNIESIONYM
9. Mieszanka – ODCIĘTA BIEG JAŁOWY (IDLE CUT-OFF)
10. Przetłącznik iskrowników – WYŁĄCZYĆ (OFF),
11. Zawór rozdzielacza paliwa – WYŁĄCZONY (OFF)
12. Ster wysokości – UTRZYMAĆ uniesione koło przednie na ziemię tak długo jak to możliwe.
13. Samolot – OPUŚCIĆ

LĄDOWANIE BEZ POWIETRZA W OPONIE KOŁA GŁÓWNEGO

1. Podejście – NORMALNE (pełne wychylenie klap)
2. Przyziemienie – NAJPIERW NA SPRAWNE KOŁO, utrzymać lotkami uszkodzone koło nad ziemię tak długo jak to możliwe
3. Sterowanie kierunkiem – UTRZYMAĆ kierunek używając hamulec na sprawnym kole

ZAKŁÓCENIA W PRACY UKŁADU ELEKTRYCZNEGO

AMPEROMIERZ WSKAZUJE NADMIERNY PRĄD ŁADOWANIA (wskazuje do końca skali)

1. Alternator – **WYŁĄCZYĆ (OFF)**
2. AOS obwodu alternatora – **WYCISNAĆ**
3. Zbędne wyposażenie elektryczne – **WYŁĄCZYĆ (OFF)**,
4. **PRÉZERWAĆ LOT** – tak szybko, jak jest to możliwe

WŁĄCZENIE SIĘ SYGNALIZACJI OSTRZEGAWCZEJ SPADKU NAPIĘCIA (Amperomierz wskazuje rozładowywanie)

UWAGA

Sygnalizacja świetlna spadku napięcia może się włączyć przy pracy silnika na małych obrotach i przy obciążeniu poborem prądu przez włączone odbiorniki energii elektrycznej, np. podczas długotrwałego kołowania. W takim przypadku sygnalizacja wyłączy się po zwiększeniu obrotów. Nie wyłączać i ponownie włączać głównego wyłącznika zasilania elektrycznego dla wyłączenia alternatora, ponieważ nie wystąpiły objawy nadmiernego ładowania.

1. Wyłączniki radiostacji – **WYŁĄCZYĆ (OFF)**
2. AOS obwodu alternatora – **SPRAWDZIĆ**
3. Wyłącznik główny – **WYŁĄCZYĆ (OFF)** (obydwie strony)
4. Wyłącznik główny – **WŁĄCZYĆ (ON)**
5. Sygnalizacja świetlna o niskim napięciu – **SPRAWDZIĆ**
6. Wyłączniki radiostacji – **WŁĄCZYĆ (ON)**

Jeżeli sygnalizacja świetlna niskiego napięcia zaświeci się ponownie:

7. Alternator – **WYŁĄCZYĆ (OFF)**
8. Zbędne wyposażenie elektryczne – **WYŁĄCZYĆ (OFF)**
9. **ZAKOŃCZYĆ LOT** tak szybko jak jest to możliwe

STRONA CELOWO POZOSWTAWIONA NIEZAPISANA

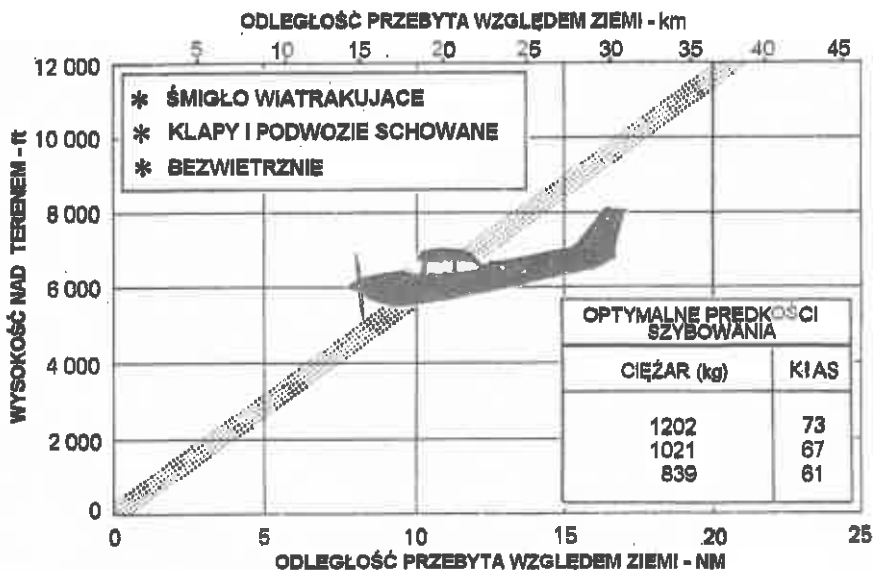
PROCEDURY ROZSZERZONE

Przedstawione poniżej poszerzenia procedur awaryjnych opracowane są dokładnie na podstawie informacji zawartych w kontrolnych liściach procedur awaryjnych w niniejszym rozdziale. Te procedury również obejmują informacje nie bardzo dające się przystosowywać do zestawienia w formie kontrolnej listy czynności oraz materiału, do którego pilot nie mógłby się odnieść oczekując rozróżnienia specyfiki sytuacji awaryjnej.

PRZERWANIE PRACY SILNIKA

Jeśli podczas rozbiegu nastąpi przerwanie pracy silnika, to najistotniejszą czynnością jest wyhamowanie samolotu na pozostałej części drogi startowej. Pozostałe dodatkowe pozycje w liście kontrolnej czynności będą obejmowały dodatkowe czynności po awarii tego rodzaju.

Po wystartowaniu, jeżeli silnik przerwie pracę należy natychmiast przejść do szybowania dla zabezpieczenia prędkości lotu. W większości przypadków lądować należy bezpośrednio na wprost, z niewielkimi odchyleniami dla uniknięcia zderzeń z przeszkodami. Z zasady, ani prędkość ani też wysokość nie pozwalają na wykonanie zakreту o 180° i lądowanie na lotnisku. Listy kontrolne czynności przewidują wystarczający zapas czasu na wyłączenie instalacji paliwowej i iskrowników. Po przerwaniu pracy silnika w locie należy natychmiast ustalić prędkość optymalną zgodnie z przedstawionym na rys. 3-1 zasięgiem w szybowaniu.



Rys. 3-1. Zasięg w szybowaniu

Podczas szybowania w kierunku wybranego terenu do lądowania, należy podjąć próbę określenia powodu odmowy pracy silnika. Jeśli pozwala na to czas, podjąć próbę uruchomienia silnika, zgodnie z procedurą w liście kontrolnej. Jeśli silnika nie można ponownie uruchomić, wykonać awaryjne lądowanie z niepracującym silnikiem.

LĄDOWANIE AWARYJNE

Jeżeli wszystkie próby ponownego uruchomienia silnika zawiodą i lądowanie awaryjne jest nieuniknione, należy wybrać odpowiedni teren i przygotować się do lądowania, zgodnie z procedurą w liście kontrolnej - Lądowanie przymusowe z niepracującym silnikiem.

Przed próbą, przezornego lądowania w terenie przygodnym z silnikiem pracującym wykonując lot na małej, bezpiecznej wysokości należy sprawdzić teren, czy nie występują przeszkody oraz jaki jest stan nawierzchni. Wykonując dalsze czynności należy postępować zgodnie z procedurą opisaną w liście kontrolnej - Przezorne lądowanie z pracującym silnikiem.

Przygotowując się do wodowania zabezpieczyć lub wyrzucić z samolotu ciężkie przedmioty znajdujące się w bagażniku oraz zebrać i złożyć okrycia lub poduszki dla zabezpieczenia twarzy pasażerów podczas wodowania. Nadać sygnał Mayday na częstotliwości 121.5 MHz podając położenie i potrzebę wodowania oraz włączyć transponder, jeśli jest zamontowany. Unikać wyrównania nad wodą ze względu na trudność w ocenieniu wysokości nad powierzchnią wody.

W czasie awaryjnego lądowania nie wyłączać zasilania awioniki i wyłącznika głównego dopóki lądowanie nie zostanie zapewnione. Przedwczesne wyłączenie uniemożliwi pracę kodera wysokościomierza i układu elektrycznego samolotu.

LĄDOWANIE BEZ DZIAŁAJĄCEGO STERU WYSOKOŚCI

Przy prędkości poniżej 130 KIAS jednocześnie wypuścić podwozie i wychylić klapy na 20°. Przy pomocy układu wyważenia podłużnego i sterowania ciągiem silnika wyrównać samolot do lotu poziomego przy prędkości 70 KIAS. Następnie nie zmieniając ustawienia wyważenia podłużnego utrzymywać kąt szybowania tylko zmianą ciągu silnika.

W momencie wyrównania moment pochylający do dołu wywołany zmniejszeniem ciągu jest czynnikiem niekorzystnym i samolot może uderzyć w ziemię kołem przednim. W konsekwencji podczas wyrównywania, wyważenie podłużne powinno być ustawione w pozycji ciężki na ogon a ciąg silnika taki, aby samolot zajął poziomą pozycję przed przyziemieniem. Zdławić silnik w momencie przyziemienia.

POŻARY

Pożary silnika w locie są nadzwyczaj rzadkie i przy ich powstaniu należy postępować zgodnie z procedurą określoną w odpowiedniej liście kontrolnej czynności.

Po wykonaniu proceduralnych czynności przeprowadzić awaryjne lądowanie. Nie podejmować próby uruchamiania silnika.

Wstępnym sygnałem o pożarze instalacji elektrycznej jest na ogół swąd palącej się izolacji. Wykonanie czynności przewidzianych listą kontrolną dotyczącą takiej sytuacji powinno skutkować ugaszeniem pożaru

AWARYJNE SYTUACJE W CHMURACH **(Uszkodzenie układu podciśnienia)**

Po niezamierzonym wejściu w chmury z niesprawnym układem podciśnienia należy mieć na uwadze, że giroskopowy wskaźnik kursu i sztuczny horyzont nie będą działały, a pilot będzie zmuszony do pilotowania samolotu na podstawie wskazań zasilanego elektrycznie zakrętomierza. W niniejszej instrukcji przyjęto, że działa wyłącznie zasilany elektrycznie zakrętomierz a pilot nie posiada umiejętności w pilotowaniu samolotu wg przyrządów.

WYKONANIE ZAKRĘTU O 180° W CHMURACH

Po niezamierzonym wejściu w chmury, natychmiast należy z nich zawrócić w następujący sposób:

1. Zapamiętać wskazanie busoli,
2. Zapamiętać wskazania wskazówki minutowej i obserwować przesuwającą się wskazówkę sekundnika na zegarku,
3. Gdy wskazówka sekundowa wskaże najbliższą połówkę minuty, rozpocząć zakręt ze standardową prędkością, utrzymując sylwetkę samolotu na zakrętomierzu naprzeciw niższego lewego znacznika przez 80 s. Następnie wyrównać do lotu poziomego przez ustawienie poziome sylwetki samolotu,
4. Sprawdzić dokładność wykonanego zakrętu obserwując busolę, która powinna wskazywać kurs odwrotny w stosunku do kursu początkowego,
5. Jeśli jest to konieczne, poprawić kurs wykonując odchylenia ślizgami, a nie zakrętami, ponieważ w takim manewrze wskazania busoli są dokładniejsze,
6. Wykonując delikatne ruchy sterem wysokośći utrzymywać prędkość i wysokość lotu. Dla uniknięcia nadmiernych wychyleń sterów trzymać delikatnie wolant i sterować tylko sterem kierunku.

AWARYJNE ZNIŻANIE PRZEZ CHMURY

Jeśli warunki uniemożliwiają powrót do warunków lotu wg VFR przez wykonanie zakrętu o 180°, należy wykonać zniżanie przez chmury do warunków wg VFR. Jeśli jest to możliwe, uzyskać drogą radiową zgodę na awaryjne zniżanie przez chmury. Aby uniknąć wejścia w spiralę, przyjąć kurs wschodni lub zachodni, dla zminimalizowania wahań busoli spowodowanych zmieniającymi się kątami przechylenia. Ponadto, nie trzymać rąk na wolancie i utrzymywać kurs przy użyciu steru kierunku z obserwacją zakrętomierza.

Okresowo sprawdzać wskazania busoli i utrzymywać kurs wprowadzając nieznaczne poprawki. Przed rozpoczęciem zniżania przez chmury ustawić następujące warunki zniżania:

1. Wypuścić podwozie
2. Ustawić bogatą mieszankę
3. Ustawić pełne ogrzewanie gaźnika
4. Zmniejszyć moc silnika tak, aby uzyskać prędkość zniżania od 500 do 800 ft/min
5. Ustawić wyważenie steru wysokości dla wyważenia samolotu w zniżaniu przy prędkości 80 KIAS
6. Zdjąć ręce z wolantu
7. Kontrolować wskazania zakrętomierza i wprowadzać poprawki tylko za pomocą steru kierunku
8. Wyregulować wyważenie steru kierunku do całkowitego wyrównoważenia sił na sterze kierunku
9. Obserwować tendencję odchylenia busoli i ostrożnie wprowadzać poprawki sterem kierunku dla przeciwdziałania odchyleniom
10. Po wyjściu z chmur powrócić do normalnego lotu.

WYPROWADZENIE ZE STROMEJ SPIRALI

Jeżeli samolot wszedł w stromą spiralę postępować następująco:

1. Zamknąć przepustnicę
2. Wyprowadzić z zakreću skoordynowanym ruchem lotek i steru wysokości tak, aby ustawić sylwetkę samolotu na zakrętomierzu zgodnie z bazową linią horyzontu
3. Ostrożnie wychylić wolant do siebie stopniowo zmniejszając prędkość lotu do 80 KIAS
4. Ustawić wyważenie podłużne tak, aby utrzymać prędkość lotu szybowego 80 KIAS
5. Zdjąć ręce z wolantu i sterować tylko sterem kierunku dla utrzymania lotu prostoliniowego
6. Włączyć podgrzewanie gaźnika
7. Okresowo, unikając nadmiernego, zwiększać moc silnika tak, aby nie naruszać wyważenia w szybowaniu
8. Po wyjściu z chmur powrócić do normalnego lotu.

NIEZAMIERZONE WEJŚCIE W WARUNKI OBLODZENIA

Lot w warunkach oblodzenia jest zabroniony. W przypadku niezamierzonego wejścia w takie warunki należy postępować zgodnie z listą kontrolną czynności. Należy zawrócić lub zmienić wysokość lotu w celu wyjścia ze strefy oblodzenia.

OBLODZENIE ODBIORNIKA CIŚNIENIA STATYCZNEGO

Jeżeli wystąpi podejrzenie, że odczytywane są błędne wskazania na przyrządach zasilanych ciśnieniem statycznym (prędkościomierz, wysokościomierz i wariometr) należy włączyć – wyciągnąć (ON) ciągnię sterowania zaworem zapasowym zasilania ciśnieniem statycznym z kabiny przyrządów wymagających takiego zasilania.

UWAGA

W sytuacji awaryjnej gdy samolot nie jest wyposażony w zapasowy zawór OCP, ciśnienie statyczne w kabinie może być wykorzystane do zasilania przyrządów aerometrycznych przez zabicie szybki tarczy wariometru.

Przy wykorzystaniu zapasowego źródła zasilania ciśnieniem statycznym, uwzględnić poprawki prędkości lotu. W celu uzyskania dodatkowych informacji dla zapasowego źródła zasilania ciśnieniem statycznym odnieść się do tabeli w rozdziale 5. Maksymalne odchylenia wskazań prędkości i wysokości od normy wynoszą 3 knots i 35 ft przy normalnym zakresie użytkowania podczas przelotu. Jeżeli zapasowy OCP musi być użyty podczas podejścia do lądowania to odczytywana prędkość lądowania może być wykorzystywana, jeżeli różnica nie przekracza 2 knots lub mniej w danej konfiguracji.

KORKOCIĄG

W przypadku niezamierzonego wejścia korkociąg, dla wyprowadzenia należy postępować następująco:

1. **COFNAĆ PRZEPUSTNICĘ DO POZYCJI BIEGU JAŁOWEGO,**
2. **USTAWIĆ LOTKI W POZYCJI NEUTRALNEJ,**
3. **WYCHYLIĆ DO OPORU STER KIERUNKU PRZECIWNIE DO KIERUNKU KORKOCIĄGU I UTRZYMAĆ GO W TAKIEJ POZYCJI.**
4. **NATYCHMIĄST PO WYCHYLENIU STERU KIERUNKU DO OPORU ENERGETYCZNIE WYCHYLIĆ WOLANT DO PRZODU NA TYLE, ABY PRZERWAĆ STAN PRZECIĄGNIĘCIA.** Przy tylnym położeniu ŚC może być wymagane całkowite wychylenie steru wysokości dla wyprowadzenia.
5. **UTRZYMAĆ TAKIE WYCHYLENIE STERÓW AŻ DO MOMENTU ZAPRZESTANIA OBRACANIA SIĘ AUTOROTACYJNEGO SAMOLOTU.** Przedwczesna zmniejszenie wychyleń sterów może spowodować przedłużenie wyprowadzania.
6. **PO ZAPRZESTANIU AUTOROTACJI, USTAWIĆ STER KIERUNKU NEURALNIE I PŁYNNIE WYPROWADZIĆ SAMOLOT Z NURKOWANIA.**

UWAGA

Jeśli utrata orientacji przestrzennej uniemożliwia wzrokowe

określenie kierunku obracania się, można posłużyć się sylwetką samolotu na zakrętomierzu dla uzyskania takiej informacji.

NIERÓWNOMIERNA PRACA SILNIKA LUB SPADEK CIĄGU

OBLODZENIE GAŹNIKA.

Niewyjaśniony spadek ciśnienia ładowania i w konsekwencji nierównomierna praca silnika może być rezultatem nagromadzenia się lodu w gaźniku. W celu usunięcia lodu przestawić dźwignię przepustnicy w położenie maksymalnego otwarcia i włączyć pełne ogrzewanie gaźnika, utrzymując je w takiej pozycji aż do momentu, gdy silnik powróci do równomiernej pracy, po czym wyłączyć ogrzewanie i ustawić ponownie przepustnicę. Jeżeli warunki atmosferyczne wymagają ciągłego włączenia ogrzewania gaźnika podczas lotu, ustawić minimalnie potrzebne ogrzewanie do zapobieżenia osadzeniu się lodu i nieco uboższą mieszankę dla zapewnienia równomiernej pracy silnika.

ZANIECZYSZCZENIE ŚWIEC ZAPŁONOWYCH

Nieznaczna nierównomierność pracy silnika podczas lotu może być spowodowana osadzeniem się nagaru na jednej lub więcej świecach. Można to zidentyfikować przez chwilowe przestawienie przełącznika iskrowników z pozycji OBA (BOTH) do pozycji LEWY (L) lub PRAWY (R). Zauważalny spadek ciągu przy pracy pojedynczych świec jest dowodem nieprawidłowego funkcjonowania świec lub iskrownika. Zakładając, że świece są bardziej prawdopodobną przyczyną, zubożyć mieszankę do zalecanego ustawienia dla lotu. Jeśli nie nastąpi polepszenie w ciągu kilku minut, sprawdzić czy ustawienie bogatszej mieszanki nie spowoduje równomiernej pracy silnika. Jeżeli nie, to lądować na najbliższym lotnisku wykonując do niego lot z przełącznikiem zapłonu ustawionym na OBA (BOTH) o ile utrzymanie równomiernej pracy silnika nie wymusza konieczności użycia pojedynczego iskrownika.

USZKODZENIE ISKROWNIKA

Nagła nierówna praca silnika lub przerwy zapłonu są zazwyczaj skutkiem uszkodzenia iskrowników. Przestawienie przełącznika iskrowników z pozycji OBA (BOTH) do pozycji LEWY (L) lub PRAWY (R) pozwoli na identyfikację nieprawidłowo działającego iskrownika. Sprawdzić należy różne ustawienia obrotów silnika oraz wzbogacenia mieszanki, aby określić czy dalszy lot z przełącznikiem iskrowników ustawionym w pozycji OBA (BOTH) jest możliwy. Jeżeli nie jest możliwy to przełączyć na sprawny iskrownik i lądować na najbliższym lotnisku w celu dokonania naprawy.

USZKODZENIE POMPY PALIWA NAPĘDZANEJ SILNIKIEM

Gdy pompa paliwa napędzana silnikiem ulegnie uszkodzeniu, zasilanie paliwem grawitacyjne będzie wystarczające dla lotu poziomego i zniżania. Jednakże gdy ciśnienie paliwa spadnie poniżej 0.5 psi należy włączyć pomocniczą pompę paliwa.

NISKIE CIŚNIENIE OLEJU

Jeśli wskazaniom niskiego ciśnienia oleju towarzyszy normalna jego temperatura, to zachodzi możliwość nieprawidłowego działania wskaźnika ciśnienia oleju lub zaworu nadmiarowego ciśnienia oleju. Wyciek z przewodu prowadzącego do wskaźnika nie koniecznie musi być powodem do natychmiastowego przeczornego lądowania, ponieważ zwężka znajdująca się na tym przewodzie zapobiega gwałtownemu wyciekowi oleju z układu olejowego silnika. Jednakże zaleca się lądowanie na najbliższym lotnisku, w celu określenia przyczyny niesprawności.

Jeśli całkowitemu spadkowi ciśnienia oleju towarzyszy wzrost temperatury oleju, jest to poważna przestroga, że nastąpiła awaria silnika. Należy natychmiast zmniejszyć obroty silnika i skierować samolot na pole wybrane do awaryjnego lądowania. Używać tylko minimalnie niezbędnych obrotów silnika do osłgnięcia miejsca przyziemienia.

PROCEDURY PRZY NIESPRAWNOŚCI PODWOZIA

W przypadku wystąpienia niemożności schowania lub wypuszczenia podwozia, powinno być przeprowadzone szczegółowe sprawdzenie zaistniałej sytuacji przed podjęciem kolejnych czynności opisanych w następujących punktach.

W analizie niesprawności układu chowania i wypuszczanie podwozia, najpierw należy sprawdzić czy włączone (ON) są wyłączniki AOS obwodów LDG GEAR i GEAR PUMP; jeżeli zachodzi potrzeba należy je zresetować. Również należy sprawdzić działanie i świecenie zestawu lampek sygnalizacji podwozia przez naciśnięcie przycisku „pressing – to –test” i obrócenie w tym samym czasie żaluzji ściemniaczy. Przepalone żarówki mogą być wymienione na zapasowe lub na znajdujące się w lampkach słupkowych lub w innej sygnalizacji podwozia.

NIE CHOWANIE SIĘ PODWOZIA

Jeżeli podwozie po wykonaniu normalnej procedury chowania nie schowało się należy ponowić cykl chowania podwozia. Przetawić dźwignię podwozia w położenia GEAR DOWN. Gdy zaświeci lampka GEAR LOCKED, przestawić dźwignię podwozia w położenie GEAR UP dla ponowienia próby jego schowania. Jeżeli lampka ostrzegawcza GEAR UNSAFE ciągle świeci, należy wykonać lot do lotniska na którym znajduje się organizacja obsługiwa celem wykonania stosownej naprawy. Jeżeli po upływie jednej minuty słychać nadal pracujący silnik pompy podwozia, należy wyłączyć wyłącznik dla zabezpieczenia silnika elektrycznego pompy przed przegrzaniem. W takim przypadku pamiętać należy o konieczności ponownego włączenia AOS obwodu GEAR PUMP przed wypuszczeniem podwozia. Przerwywana praca silnika pompy podwozia może być wykryta na podstawie wahań amperomierza i świeceniu lampki GEAR UNSAFE.

AWARYJNE WYPUSZCZENIE PODWOZIA

Czas normalnego wypuszczania podwozia wynosi 5 sekund. Jeżeli podwozie

nie może być wypuszczone normalnym sposobem, należy przeprowadzić ogólne sprawdzenie wyłączników AOS obwodów i wyłącznika głównego i powtórzyć procedurę normalnego wypuszczenia podwozia przy zmniejszonej prędkości do 100 KIAS. Dźwignia podwozia musi być w dolnym położeniu z wyciągniętą zapadką. Jeżeli usiłowania wypuszczenia podwozia normalnym sposobem są nieskuteczne z powodu niesprawności układu, można wypuścić podwozie ręcznie (tak długo jest to możliwe dopóki w układzie hydraulicznym nie nastąpi całkowity ubytek płynu) za pomocą awaryjnej ręcznej pompy. Rękojeść pompy ręcznej znajduje się pomiędzy przednimi fotelami. W liście kontrolnej czynności przewidziane są kolejne czynności wymagane do awaryjnego ręcznego wypuszczenia podwozia.

Możliwe jest świecenie obydwu lampek GEAR LOCKED i GEAR UNSAFE w tym samym czasie. Świadczy to, że wyłącznik ciśnieniowy uległ uszkodzeniu i silnik pompy działa. Jeżeli taki przypadek zdarzy się, należy wyłączyć wyłącznik AOS obwodu pompy w celu zabezpieczenia jej przed przegrzaniem. W tym przypadku pamiętać należy o ponownym włączeniu pompy bezpośrednio przed podejściem do lądowania.

LĄDOWANIE ZE SCHOWANYM PODWOZIEM

Jeżeli podwozie pozostaje schowane i wszystkie podejmowane próby dla jego pełnego wypuszczenia (włącznie z awaryjnym ręcznym wypuszczeniem) są nieskuteczne wykonać należy lądowanie ze schowanym podwoziem. Podczas przygotowania się do lądowania przestawić dźwignię podwozia w położenie GEAR UP i wycisnąć wyłączniki AOS obwodów LDG GEAR i GEAR PUMP dla umożliwienia skrócenia podwozia w stronę luku przy przyziemieniu. Procedura ta jest zgodna z listą kontrolną czynności.

ZAKŁÓCENIA W PRACY UKŁADU ELEKTRYCZNEGO

Nieprawidłowe działanie zasilania prądem elektrycznym może być zauważone w trakcie cyklicznej obserwacji wskaźników amperomierza i zadziałania sygnalizacji świetlnej ostrzegającej o spadku napięcia, przy czym przyczyna tego stanu jest trudna do ustalenia. Najczęstszą przyczyną nie działania alternatora jest zerwanie paska napędu alternatora lub odłączenie przewodu elektrycznego, przy czym mogą wystąpić również inne przyczyny. Uszkodzony lub niewłaściwie wyregulowany regulator napięcia może być również przyczyną niesprawności. Niesprawności tego typu stwarzają sytuacje awaryjne i należy na nie reagować natychmiast. Niesprawności zasilania elektrycznego zwykle, sprowadzają się do dwóch rodzajów: nadmierny lub niedostateczny prąd ładowania. Poniższe zalecenia określają metody działania w każdej z tych sytuacji.

NADMIERNY PRĄD ŁADOWANIA.

Po uruchomieniu silnika i dużym obciążeniu odbiornikami przy małych obrotach silnika (np długotrwałe kołowanie) naładowanie akumulatora zostanie obniżone i w początkowym etapie lotu regulator dopuszcza do wyższego od normalnego ładowania. Jednakże po trzydziestu minutach lotu, amperomierz powinien wskazywać prąd ładowania mniejszy niż dwie grubości wskazówki. Jeśli prąd ładowania byłby większy od tej wielkości w trakcie długotrwałego lotu, stan taki prowadziłby do przegrzania akumulatora i szybkiego wyparowania elektrolitu.

Napięcie wyższe od normalnego może w niekorzystny sposób wpłynąć na elementy elektroniczne znajdujące się w układzie elektrycznym. W obwodzie regulatora alternatora znajduje się czujnik nadmiarowy napięcia, który samoczynnie wyłącza alternator, jeżeli napięcie prądu ładowania osiągnie wartość około 31,5 V. Jeżeli czujnik nadmiarowy napięcia działa nieprawidłowo lub jest nieprawidłowo wyregulowany, co uwidoczni się nadmiernym prądem ładowania wskazywanym przez amperomierz, należy wyłączyć alternator. Należy wyłączyć również zbędne odbiorniki prądu i przerwać lot tak szybko jak jest to praktycznie możliwe.

NIEDOSTATECZNY PRĄD ŁADOWANIA.

UWAGA

Lampka ostrzegawcza o niskim napięciu może się włączyć, gdy silnik pracuje na małych obrotach i przy dużym obciążeniu odbiornikami elektrycznymi, np. w czasie długotrwałego kołowania. W takim przypadku lampka zgaśnie po zwiększeniu obrotów. Nie zachodzi potrzeba proceduralnego wyłączania i włączania głównego wyłącznika, ponieważ nie wystąpiło nadmierne ładowanie, które spowodowałoby samoczynne wyłączenie alternatora.

Jeśli czujnik nadmiarowy napięcia wyłączył alternator, amperomierz wskaże rozładowanie, po czym zaświeci lampka sygnalizująca spadek napięcia. Ponieważ przerwanie lotu może być utrudnione, należy podjąć próbę aktywacji układu alternatora. W tym celu należy wyłączyć radiostację, po czym wyłączyć obydwie połowy głównego wyłącznika zasilania elektrycznego i włączyć je ponownie. Jeżeli zostało przywrócone normalne ładowanie przez alternator to lampka sygnalizująca spadek napięcia zgaśnie. Można wówczas ponownie włączyć radiostację. W sytuacji, gdy lampka świeci się nadal należy przerwać lot i zminimalizować pobór prądu z akumulatora, ponieważ może on zasilać układ elektryczny przez czas ograniczony. Jeżeli sytuacja taka zaistnieje w nocy, zachować energię akumulatora na użycie reflektorów i wychylenie klap do ładowania.

INNE SYTUACJE AWARYJNE

USZKODZENIE WIATROCHRONU

Jeżeli nastąpiło zderzenie z ptakiem lub inne zdarzenie w wyniku, którego została uszkodzona przednia szyba (wiatrochron) i powstał otwór, można oczekiwać znaczącego pogorszenia osiągnięć samolotu. Stratę tą można zmniejszyć w niektórych przypadkach (w zależności od wielkości uszkodzenia, wysokości lotu itp.) przez otwieranie bocznych okien podczas wykonywania manewru zejścia do lądowania na najbliższym lotnisku.

Jeżeli możliwości osiągnięć samolotu lub inne czynniki wykluczają lądowanie na lotnisku, należy przeprowadzić zgodnie z kontrolną listą czynności zapobiegawcze lądowanie lub wodowanie.

ROZDZIAŁ 4

PROCEDURY NORMALNE

SPIS TREŚCI

	Strona
WPROWADZENIE.....	4-3
PRĘDKOŚCI LOTU W NORMALNYM UŻYTKOWANIU.....	4-3
KONTROLNE LISTY CZYNNOŚCI	
PRZEGLĄD PRZED LOTEK.....	4-5
Kabina.....	4-5
Usterzenie.....	4-5
Prawe skrzydło – krawędź spływu.....	4-5
Prawe skrzydło.....	4-5
Przód.....	4-6
Lewe skrzydło	4-6
Lewe skrzydło – krawędź natarcia.....	4-7
Lewe skrzydło– krawędź spływu.....	4-7
PRZED URUCHOMIENIEM SILNIKA.....	4-7
URUCHOMIENIE SILNIKA	4-7
PRZED STARTEM.....	4-8
START	4-9
Start normalny.....	4-9
Start ze skróconej drogi startowej.....	4-9
WZNOŚZENIE TRASOWE.....	4-10
PRZELOT.....	4-10
ZNIŻANIE.....	4-10
PRZED LĄDOWANIEM.....	4-11
LĄDOWANIE.....	4-11
Lądowanie normalne.....	4-11
Lądowanie na skróconym pasie.....	4-11
Lądowanie zaniechane.....	4-11
PO LĄDOWANIU.....	4-12
ZABEZPIECZENIE SAMOLOTU.....	4-12

SPIS TREŚCI (c.d.)

	Strona
PROCEDURY ROZSZERZONE	
PRZEGLĄD PRZED LOTEM.....	4-13
URUCHAMIANIE SILNIKA	4-14
KOŁOWANIE.....	4-16
PRZED STARTEM.....	4-16
Grzanie silnika.....	4-16
Sprawdzanie iskrowników.....	4-16
Sprawdzanie alternatora.....	4-16
START.....	4-17
Sprawdzanie mocy silnika.....	4-17
Ustawienie klap.....	4-17
Start z bocznym wiatrem.....	4-17
Chowanie podwozia	4-18
WZNOSENIE TRASOWE.....	4-18
PRZELOT TRASOWY.....	4-18
Zubożanie mieszanki za pomocą wskaźnik ekonomizera (EGT).....	4-20
PRZECIĄgniĘCIE.....	4-21
PRZED LĄDOWANIEM.....	4-21
LĄDOWANIE.....	4-21
Lądowanie normalne.....	4-21
Lądowanie na skróconym pasie.....	4-22
Lądowanie z bocznym wiatrem.....	4-22
Zaniechanie lądowania.....	4-22
UŻYTKOWANIE PRZY NISKICH TEMPERATURACH.....	4-22
Uruchamianie silnika.....	4-23
Użytkowanie.....	4-25
UŻYTKOWANIE PRZY NISKICH TEMPERATURACH.....	4-25
CHARAKTERYSTYKI HAŁASOWE.....	4-25

WPROWADZENIE

Rozdział 4 zawiera kontrolne listy czynności i szczegóły użytkowania do realizacji w trakcie normalnego użytkowania. Z procedurami normalnego użytkowania w odniesieniu do wyposażenia opcjonalnego można zapoznać się w rozdziale 9.

PRĘDKOŚCI LOTU W NORMALNYM UŻYTKOWANIU

Niżej wymienione prędkości mają zastosowanie przy maksymalnym ciężarze startowym samolotu 1202 kg (2650 lb) i mniejszym:

Start:

Normalny.....70 - 80 KIAS
Start z krótkiego pasa, klapy 0°, prędkość na H=50 ft..... 63 KIAS

Wznoszenie, klapy i podwozie schowane:

Normalne.....85 - 95 KIAS
Prędkość największego wznoszenia na poziomie morza..... 84 KIAS
Prędkość największego wznoszenia na H=10 000 ft..... 77 KIAS
Prędkość największego kąta wznoszenia na poziomie morza.....67 KIAS
Prędkość największego kąta wznoszenia na H=10 000 ft.....68 KIAS

Podjęcie do lądowania:

Podjęcie normalne, klapy schowane.....70-80 KIAS
Podjęcie normalne, klapy 30°..... 60-70 KIAS
Podjęcie na krótki pas, klapy 30°.....63 KIAS

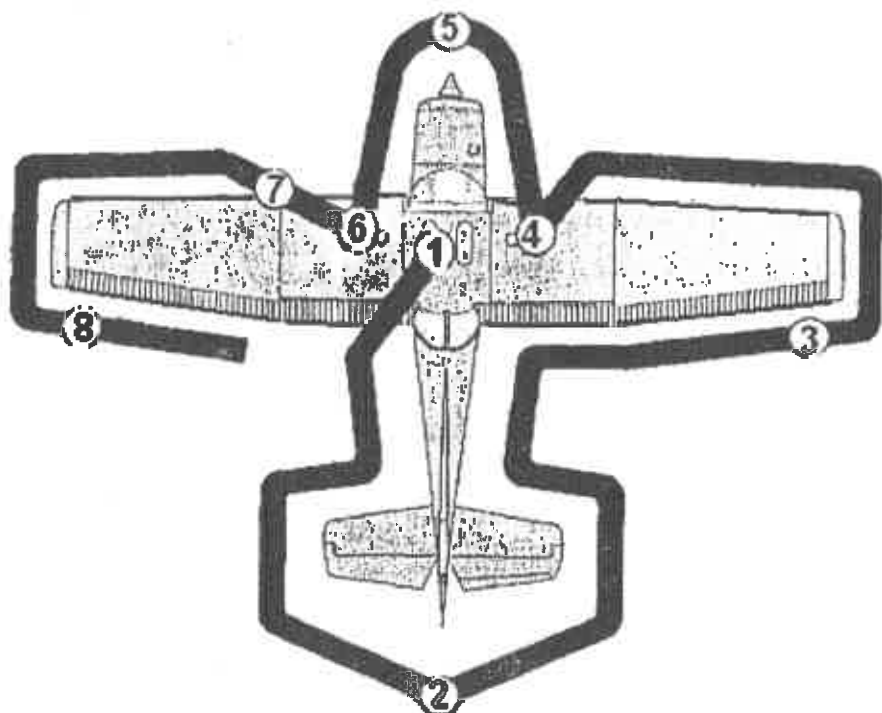
Zaniechanie lądowania:

Moc maksymalna, klapy 20°.....55 KIAS

Zalecane maksymalne prędkości lotu w turbulencji

1202.0 kg (2650 lb) 106 KIAS
1020.6 kg (2250 lb)..... 98 KIAS
839.1 kg (1850 lb)..... 89 KIAS

Maksymalna składowa boczna prędkości wiatru.....15 knots



UWAGA

W trakcie zewnętrznych oględzin samolotu należy skontrolować jego stan ogólny. Samolot powinien być ustawiony na stoisku w normalnej pozycji naziemnej umożliwiającej dostęp do zaworów spustowych w celu dokładnego pobrania próbek paliwa. Użycie stopnia do napełniania paliwem oraz pomocniczych uchwytów jeżeli zamontowane) ułatwi dostęp do górnej powierzchni skrzydeł dla przeglądu wzrokowego oraz napełniania paliwem. Przy niskich temperaturach powietrza usunąć nawet małe osady śniegu, lodu lub szronu ze skrzydeł, stateczników i sterów. Ponadto upewnić się czy w sterach nie znajduje się lód lub inne obce ciała. Przed lotem sprawdzić ogrzewanie rurki Pitot, włączając na 30 s wyłączniki akumulatora i ogrzewania rurki Pitot. Przed planowanym nocnym lotem sprawdzić całość oświetlenia samolotu i upewnić się o posiadaniu na pokładzie samolotu ręcznej latarki.

Rys. 4-1. Przegląd przed lotem

KONTROLNE LISTY CZYNNOŚCI

PRZEGLĄD PRZED LOTEM

1

Kabina

1. Instrukcja Użytkowania w Locie – NA POKŁADZIE SAMOLOTU
2. Hamulec postojowy – WŁĄCZONY
3. Blokada wolantu – ZDJĘTA
4. Wylącznik iskrowników – WYŁĄCZONY (OFF)
5. Główny włącznik – WŁĄCZONY (ON).

OSTRZEŻENIE

Pokręcając śmigłem ręcznie po włączeniu głównego włącznika instalacji elektrycznej lub po uzyskaniu zasilania zewnętrznego, należy postępować ze śmigłem tak jak gdyby wylącznik iskrowników był włączony. Nie stawać i nie pozwalać nikomu stawać w płaszczyźnie obrotów śmigła, ponieważ poluzowane lub przerwane przewody elektryczne, bądź niesprawność dowolnego zespołu może spowodować samoczynny obrót śmigła.

6. Paliwomierz – SPRAWDZONIE ILOŚCI PALIWA W ZBIORNIKACH
7. Wentylator chłodzenia awioniki – SPRAWDZONE słuchowo działania,
8. Lampka ostrzegawcza spadku podciśnienia – SPRAWDZIĆ DZIAŁANIE
9. Główny wylącznik – WYŁĄCZONY (OFF)
10. Zawór rozdzielacza paliwa – WŁĄCZONY (ON).

2

USTERZENIE

1. Blokada steru kierunku – ZDJĘTA
2. Kotwiczenie ogona – ODŁĄCZONE
3. Powierzchnie sterów – SPRAWDZONA swoboda ruchów i mocowanie.

3

PRAWE SKRZYDŁO – krawędź spływu

1. Lotka – SPRAWDZONA swoboda ruchów i bezpieczeństwo.

4

PRAWE SKRZYDŁO

1. Kotwiczenie skrzydła – ODŁĄCZONE
2. Opona koła głównego – SPRAWDZIĆ napompowanie
3. Zawór szybkiego spustu paliwa z odstojnika w zbiorniku – przed pierwszym lotem w dniu oraz po każdym napełnieniu paliwem, SPUŚCIĆ niewielką ilość paliwa (używając naczynie probiercze), sprawdzić obecność wody i zanieczyszczeń oraz napełnienie paliwem o wymaganej liczbie oktanowej. Jeżeli w paliwie stwierdza się obecność wody, należy dokonać spustu większej ilości

- paliwa aż do uzyskania czystego paliwa,
4. Zawór szybkiego spustu paliwa z przewodów – przed pierwszym lotem w dniu oraz po każdym napełnieniu paliwem, SPUŚCIĆ niewielką ilość paliwa do naczynia probierczego i sprawdzić obecność wody i zanieczyszczeń oraz napełnienie paliwem o wymaganej liczbie oktanowej. Jeżeli w paliwie stwierdza się obecność wody, należy dokonać spustu większej ilości paliwa aż do uzyskania czystego paliwa,
 5. Ilość paliwa – SPRAWDZIĆ WIZUALNIE wymagany poziom,
 6. Korek wlewu paliwu – ZABEZPIECZONY.

5 PRZÓD

1. Poziom oleju w silniku – SPRAWDZIĆ poziom i zamocowanie korka wlewu. Nie wykonywać lotu z mniejszą ilością oleju niż 5 qt (4,7 l). Na dłuższy przelot napełnić do 8 qt (7,6 l).
2. Ciężno spustu paliwa z filtra – Przed pierwszym lotem w danym dniu i po każdym tankowaniu WYCIĄGNAĆ ciężno spustu paliwa na około 4 s dla oczyszczenia filtru paliwa z ewentualnie znajdującej się tam wody i osadów. Sprawdzić zamknięcie drenażu. Jeżeli stwierdza się obecność wody, możliwe jest, że w odstożnikach paliwa znajduje się woda. Zatem należy użyć zaworów szybkiego spustu paliwa ze zbiorników i przewodu paliwa, aby sprawdzić czy nie ma tam wody.
3. Śmigło i kołpak – SPRAWDZIĆ wyszczerbienie i stan ogólny.
4. Filtr powietrza do gaźnika – SPRAWDZIĆ czy nie ma zatorów w postaci pyłu lub innych przedmiotów obcych.
5. Goleń i opona przedniego podwozia – SPRAWDŹ napompowanie.
6. Kotwiczona przodu – ROZŁĄCZONE.
7. Otwory zasilania układu dławienia statycznego (na lewej burcie) – SPRAWDZIĆ drożność.

6 LEWE SKRZYDŁO

1. Ilość paliwa – SPRAWDZIĆ WIZUALNIE wymagany poziom.
2. Pokrywa wlewu paliwa – SPRAWDZIĆ ZABEZPIECZENIE,
3. Zawór szybkiego spustu paliwa z odstożnika w zbiorniku – przed pierwszym lotem w dniu oraz po każdym napełnieniu paliwem, spuścić niewielką ilość paliwa do naczynia probierczego i sprawdzić obecność wody i zanieczyszczeń oraz napełnienie paliwem o wymaganej liczbie oktanowej. Jeżeli w paliwie stwierdza się obecność wody, należy dokonać spustu większej ilości paliwa aż do uzyskania czystego paliwa,

4. Opona koła głównego – **SPRAWDZIĆ** prawidłowość napompowana i stan

7

LEWE SKRZYDŁO, krawędź natarcia

1. Pokrowiec rurki Pitot – **ZDJĄĆ** i **SPRAWDZIĆ** drożność otworu
2. Odpowietrzenie zbiornika paliwowego – **SPRAWDZIĆ** drożność
3. Czujnik przeciągnięcia – **SPRAWDZIĆ** drożność. Dla sprawdzenia instalacji umieścić czystą chusteczkę do nosa na otworze i zassać ustami powietrze. Włączenie się dźwięku sygnalizatora potwierdzi sprawność instalacji.
4. Kotwiczenie skrzydła – **USUNĄĆ**
5. Reflektory lądowania – **SPRAWDZIĆ** stan i czystość osłony

8

LEWE SKRZYDŁO, krawędź splywu

1. Lotka – **SPRAWDZIĆ** swobodę ruchów i pewność zamocowania.

PRZED URUCHOMIENIEM SILNIKA

1. Przegląd przedlotowy – **WYKONAĆ**
2. Lista pasażerów – **WYPEŁNIONA**
3. Fotele i pasy foteli – **UREGULOWAĆ** i **ZABLOKOWAĆ**
4. Hamulec postojowy – **sprawdzić** i **WŁĄCZYĆ**
5. Wyłącznik zasilania awioniki – **WŁĄCZONY**

PRZESTROGA

Do uruchomienia silnika wyłącznik zasilania awioniki musi być wyłączony OFF dla zabezpieczenia przed uszkodzeniem awioniki.

6. Wyłącznik AOS obwodów – **SPRAWDZIĆ** wyłączenie (IN)
7. Wyposażenie elektryczne – **WYŁĄCZONE** (OFF)
8. Dźwignia podwozia – w dolnej pozycji (DOWN)
9. Autopilot (jeżeli zamontowany) – **WYŁĄCZONY** (OFF)
10. Zasłonki silnika – **OTWARTE** (przemieścić dźwignię do odpowiedniego otworu)
11. Zawór odcinający dopływ paliwa – **OBYDWA** (BOTH)

URUCHAMIANIE SILNIKA

1. Ogrzewanie gaźnika – **ZIMNY**
2. Śmigło – **DUŻE OBROTY**
3. Mieszanka – **BOGATA**
4. Strefa śmigła – **WOLNA**

5. Wyłącznik główny – WŁĄCZYĆ (ON)
6. Przepustnica – Jednorazowo lub dwukrotnie POMPOWAĆ, pozostawić do ok. 6 mm otwarcia Jeżeli silnik jest ciepły uruchomić (ON) pomocniczą pompę paliwa podczas uruchamiania
7. Przełącznik zapłonu – URUCHAMIANIE (START) (zwołnić po uruchomieniu).
8. Ciśnienie oleju – SPRAWDZIĆ
9. Rozrusznik – SPRAWDZIĆ WYSPRZĘGLENIE (Jeżeli rozrusznik będzie nadal sprzęgnięty) amperomierz będzie wskazywał pełne rozładowanie przy obrotach silnika 1000 obr/min)
10. Wyłącznik zasilania awioniki – WŁĄCZYĆ
11. Światła pozycyjne i ostrzegawcze – WŁĄCZONE stosownie do potrzeb
12. Radiostacje – WŁĄCZYĆ (ON)

PRZED STARTEM

1. Hamulce postojowy – WŁĄCZYĆ (SET)
2. Fotele i pasy foteli – SPRAWDZIĆ ZABEZPIECZENIE
3. Drzwi kabiny – ZAMKNAĆ I ZABLOKOWAĆ
4. Układy sterowania – SWOBODNE I POPRAWNE
5. Przyrządy pilotażowe – SPRAWDZIĆ I USTAWIĆ
6. Ilość paliwa – SPRAWDZIĆ
7. Pomocnicza pompa paliwa – WŁĄCZYĆ (ON) (sprawdzić ciśnienie paliwa po czym wyłączyć)

UWAGA

Podczas lotu dopływ paliwa grawitacyjny będzie zabezpieczająco zasilanie paliwem jeżeli pompa napędzana silnikiem nie ulegnie awarii. Jednakże jeżeli ciśnienie paliwa na skutek awarii pompy spadnie poniżej 0.5 psi należy dla zapewnienia działania silnika włączyć pomocniczą pompę paliwa.

8. Mieszanka – BOGATA
9. Zawór odcinający dopływ paliwa – SPRAWDZIĆ (BOTH)
10. Wyważenie steru wysokości – W POZYCJI do startu
11. Otwarcie przepustnicy – 1800 obr/min
 - a. Iskrowniki – SPRAWDZIĆ (spadek obrotów nie może być większy niż 150 obr/min na iskrowniku lub 50 obr/min różnicy pomiędzy iskrownikami).
 - b. Ogrzewanie gaźnika – SPRAWDZIĆ (spadek obrotów)
 - c. Śmigło – CYKLICZNIE przestawić z dużych obrotów na małe obroty i powrócić do dużych obrotów (pełne)
 - d. Mieszanka – BOGATA (poniżej 3000m)
 - e. Wakuometr – SPRAWDZIĆ
 - f. Przyrządy silnikowe i amperomierz – SPRAWDZIĆ
12. Otwarcie przepustnicy – 1000 obr/min lub mniej
13. Blokada ciema dźwigni przepustnicy – WYREGULOWAĆ

14. Światła stroboskopowe – STOSOWNIE DO POTRZEB
15. Radiostacje i awionika – USTAWIĆ
16. Autopilot (jeżeli zamontowany) - WYŁĄCZONY
17. Klapy skrzydłowe – w POZYCJI STARTOWEJ (zgodnie z listą kontrolną),
18. Hamulce postojowy – WYŁĄCZYĆ.

START

START NORMALNY

1. Klapy – 0°
2. Ogrzewanie gaźnika – ZIMNY
3. Dźwignia przepustnicy – OTWARCIE MAKSYMALNE i 2700 obr/min
4. Mieszanka – BOGATA (powyżej 3000 ft, zubożona, dla uzyskania maksymalnej mocy)
5. Ster wysokości – UNIEŚĆ koło przednie przy prędkości 50 KIAS

UWAGA

Po podniesieniu koła przedniego, silnik podwozia może wejść w pracę przez 1-2 sekundy (towarzyszy temu chwilowe włączenie się świetlnej sygnalizacji ostrzegawczej podwozia GEAR UNSAFE) dla podwyższenia ciśnienia w układzie hydraulicznym do wymaganej wielkości.

6. Prędkość wznoszenia – 70-80 KIAS.
7. Hamulce – URUCHOMIĆ natychmiast po oderwaniu się
8. Podwozie – SCHOWAĆ po przejściu na wznoszenie

START ZE SKRÓCONEJ DROGI STARTOWEJ

1. Klapy – 0°,
2. Ogrzewanie gaźnika – ZIMNY,
3. Hamulce – WŁĄCZYĆ,
4. Dźwignia przepustnicy – MAKSYMALNIE OTWARTA i 2700 obr/min
5. Mieszanka – BOGATA (powyżej 3000 ft, zubożona, dla uzyskania maksymalnej mocy)
6. Hamulce – ZWOLNIĆ,
7. Ster wysokości – POWOLI PODNOSIĆ KOŁO PRZEDNIE,
8. Prędkość wznoszenia – 63 KIAS (aż do momentu omięcia przeszkód).
9. Podwozie – SCHOWAĆ I po ominięciu przeszkód

WZNASZENIE TRASOWE

NORMALNE WZNASZENIE

1. Prędkość na wznoszeniu – 85 do 90 KIAS
2. Moc – 25 In Hg | 2500 obr/min
3. Zawór rozdzielacza paliwa – OBYDWA (BOTH)
4. Mieszanka – BOGATA (powyżej 3000 ft, zubożona)
5. Zasłonki – OTWARTE stosownie do potrzeby

WZNASZENIE MAKSYMALNE

1. Prędkość na wznoszeniu – 84 KIAS na poziomie morza do 77 KIAS na 10 000 ft
2. Przepustnica – PEŁNE OTWARCIE | 2 700 obr/min
3. Zawór rozdzielacza paliwa – OBYDWA (BOTH)
4. Mieszanka – UBOGA
5. Zasłonki - ZAMKNIĘTE

PRZELOT TRASOWY

1. Moc – 25 In Hg | 2500 obr/min
2. Wyważenie podłużne i kierunkowe – WYREGULOWAĆ
3. Mieszanka – UBOGA.
4. Zasłonki - ZAMKNIĘTE

ZNIŻANIE

1. Zawór rozdzielacza paliwa – OBYDWA (BOTH)
2. Moc – stosowna do potrzeb,
3. Mieszanka – WZBOGACONA stosownie do potrzeby
4. Podgrzew gaźnika – PEŁNE OGRZEWANIE (stosownie do potrzeb dla zapobieżenia oblodzeniu gaźnika)
5. Zasłonki - ZAMKNIĘTE
6. Kłapy skrzydłowe – STOSOWNIE DO POTRZEBY (0° -10° poniżej 130 KIAS, 10° -30° poniżej 100 KIAS)

UWAGA

Dla zwiększenia prędkości zniżania można wypuścić podwozie poniżej prędkości 140 KIAS

PRZED LĄDOWANIEM

1. Fotele i pasy foteli – sprawdzić i ZABLOKOWAĆ
2. Zawór rozdzielacza paliwa – OBYDWA (BOTH)
3. Podwozie – WYPUŚCIĆ (poniżej 140 KIAS)
4. Podwozie – SPARZWDZIĆ (obserwować wypuszczenie podwozia i zaświecenie zielonej lampki sygnalizacyjnej)
5. Mieszanka – BOGATA
6. Śmigło – DUŻE obroty
7. Ogrzewanie gaźnika – WŁĄCZYĆ (włączyć maksymalne ogrzewanie przed zmniejszeniem mocy)
8. Autopilot (jeżeli zamontowany) – WYŁĄCZYĆ (OFF)

LĄDOWANIE

LĄDOWANIE NORMALNE

1. Prędkość – 70-80 KIAS (klapy schowane),
2. Klapy skrzydłowe – STOSOWNIE DO POTRZEBY (0° -10° poniżej 130 KIAS, 10° -30° poniżej 100 KIAS)
3. Prędkość – 60-70 KIAS (klapy całkowicie wychylone)
4. Wyważenie podłużne – WYREGULOWAĆ
5. Przyziemienie – NAJPIERW NA PODWOZIE GŁÓWNE,
6. Dobię – DELIKATNIE OPUŚCIĆ KOŁO PRZEDNIE
7. Hamowanie – MINIMALNIE NIEZBĘDNA.

LĄDOWANIE NA SKRÓCONYM PASIE

1. Prędkość – 70-80 KIAS (klapy schowane)
2. Klapy – 30° (poniżej 100 KIAS)
3. Prędkość – UTRZYMAĆ 63 KIAS
4. Wyważenie podłużne – WYREGULOWAĆ
5. Moc – BIEG JAŁOWY po ominięciu przeszkód,
6. Przyziemienie – NAJPIERW NA PODWOZIE GŁÓWNE,
7. Hamowanie – MAKSYMALNE,
8. Klapy – SCHOWAĆ dla maksymalizacji efektywności hamowania.

LĄDOWANIE ZANIECHANE

1. Przepustnica – MAKSYMALNIE OTWARTA i 2700 obr/min
2. Ogrzewanie gaźnika – ZIMNY,
3. Klapy – SCHOWAĆ do 20°,
4. Prędkość na wznoszeniu – 55 KIAS,
5. Klapy – CHOWAĆ powoli po uzyskaniu 65 KIAS
6. Zasłonki - OTWORZYĆ.

PO LĄDOWANIU

1. Ogrzewanie gaźnika – WYŁĄCZYĆ,
2. Klapy – SCHOWAĆ
3. Zasłonki – OTWORZYĆ

ZABEZPIECZENIE SAMOLOTU

1. Hamulce postojowy – URUCHOMIĆ
2. Przepustnica – 1000 obr/min
3. Wyłącznik zasilania awloniki – WYŁĄCZYĆ (OFF)
4. Wyposażenie elektryczne – WYŁĄCZYĆ (OFF)
5. Mieszanka – BIEG JAŁOWY ODCIĘTA (IDLE CUT-OFF) (wyciągnąć do oporu)
6. Przepustnica – ZAMKNAĆ gdy spadną obroty
7. Wyłącznik iskrowników – WYŁĄCZONE (OFF)
8. Wyłącznik główny – WYŁĄCZYĆ (OFF)
9. Blokada sterownic – ZAŁOŻYĆ
10. Zasłonki – ZAMKNAĆ

PROCEDURY ROZSZERZONE

PRZEGLĄD PRZED LOTE M

Przeгляд przed lotem opisany na rys. 4-1 i czynności określone w sąsiadującej liście kontrolnej są zalecane przed pierwszym lotem w danym dniu. Procedury przeglądowe przy kolejnych lotach sprowadzają się do wykonania rutynowych przeglądów zawieszek powierzchni sterowych, ilości paliwa i oleju, zabezpieczenia korków wiewiór paliwa i oleju oraz filtra paliwa. Jeżeli samolot był przechowywany przez dłuższy okres czasu, bądź był ostatnio poddany większym pracom obsługowym lub był użytkowany w rejonie odległym z dala od lotnisk, zalecane jest wykonanie bardziej obszernego przeglądu.

Po wykonaniu podstawowej obsługi, sterowanie układami sterowniczymi i układami wyważania powinny być podwójnie sprawdzone od strony swobody i poprawności wykonywanych ruchów oraz zabezpieczenia. Zabezpieczenie wszystkich pokryw luków kontrolnych na samolocie powinno być sprawdzane w trakcie okresowych przeglądów. Jeżeli samolot był woskowany lub nabłyszczany, sprawdzić należy drożność zewnętrznych otworów odbioru ciśnienia statycznego.

Jeżeli samolot był wystawiany do obsługi naziemnej w przepelnionym hangarze, to powinno być sprawdzone czy nie ma wgnieceń, zadrapań na powierzchniach skrzydeł, kadłuba i usterzenia ogonowego, uszkodzonych świateł nawigacyjnych i antykolizyjnych, uszkodzeń koła przedniego spowodowanych nadmiernym jego skręceniem oraz uszkodzonych anten urządzeń awioniki.

Przechowywanie pod gołym niebem przez dłuższy okres czasu może powodować nagromadzenie się kurzu i brudu na filtrze wlotu powietrza, czopowaniem przewodów do pomiaru prędkości, nagromadzeniem wody i zanieczyszczeń w zbiornikach paliwa i pojawieniem się gniazd Insektów, ptaków lub gryzoni w dowolnych otworach. Jeżeli zostaną stwierdzone jakiegokolwiek objawy obecności wody w instalacji paliwowej, to z zaworów szybkiego spustu w odstożnikach zbiorników paliwa, zbiorniku rozchodowym oraz filtrze siatkowym, z wszystkich tych zaworów spuścić paliwo ponownie i dokładnie aż do usunięcia wszystkich zanieczyszczeń. Jeżeli samolot był przechowywany pod gołym niebem z wiejącymi lub porывистymi wiatrami lub zakotwiczony w pobliżu kołujących samolotów specjalną uwagę należy zwrócić na ograniczniki układu sterowania, zawiasy i wsporniki dla wykrycia potencjalnego uszkodzenia.

Jeżeli samolot wykonywał loty z zabłoconych, zaśnieżonych lub pokrytych topniejącym śniegiem powierzchni, należy sprawdzić stan techniczny i czystość owiewek przedniego i głównego podwozia. Wykonywanie lotów z nawierzchni pokrytych żwirzem lub żużlem wymagać będzie szczególnie dokładnego sprawdzenia końcówek łopat śmigła i krawędzi natarcia statecznika poziomego. Uderzenie kamieniem może znacznie obniżyć żywotność łopaty śmigła.

Samoloty wykonujące loty z nierównych nawierzchni, szczególnie na dużych wysokościach są narażone na ponad normalne przeciążenie podwozia. Należy często dokonywać przeglądów wszystkich elementów podwozia, tłumików, opon i

hamulców. Jeżeli tłumik niewystarczająco się rozpręża nadmierne obciążenie podczas lądowania i kołowania będzie przenoszone na strukturę samolotu.

Dla zapobieżenia utracie paliwa w czasie lotu, należy upewnić się, że korki wlewu paliwa są ciasno wstawione po każdym sprawdzeniu i obsłudze układu paliwowego. Odpowietrzenie układu paliwowego powinno być sprawdzone od strony jego drożności, zanieczyszczenia wodą lub lodem, szczególnie po wystawieniu na działanie czynników zewnętrznych w chłodnej i wilgotnej pogodzie.

URUCHAMIANIE SILNIKA

Dla ułatwienia uruchamiania silnika podczas jego rozruchu, wykonać jeden do dwóch pompowań przepustnicą z mieszanką całkowicie bogatą, przy ciepłym silniku. Jeżeli silnik jest gorący włączyć pomocniczą pompę paliwa przed samym kręceniem i podczas kręcenia wałem korbowym dla zapobieżenia powstaniu oparów paliwa w przewodach paliwowych. Po uruchomieniu się silnika wyłączyć OFF pomocniczą pompę paliwa.

UWAGA

Z dodatkowymi szczegółami dotyczącymi uruchamiania i użytkowania silnika w niskich temperaturach można zapoznać się w punkcie UŻYTKOWANIE W NISKICH TEMPERATURACH w niniejszym rozdziale.

Słaby i przerywany zapłon, po którym następuje wydmuchnięcie z rury wylotowej czarnego dymu wskazuje na nadmierną ilość wstrzyknięć lub zalanie silnika. Nadmiar paliwa może być usunięty z komór spalania w następujący sposób: ustawić dźwignię składu mieszanki w położenie bieg jałowy odcięty a dźwignię przepustnicy w położeniu maksymalnym i kontynuować obracanie silnikiem za pomocą rozrusznika przez kilka cykli. Powtórzyć procedurę uruchamiania silnika bez wstrzyków paliwa.

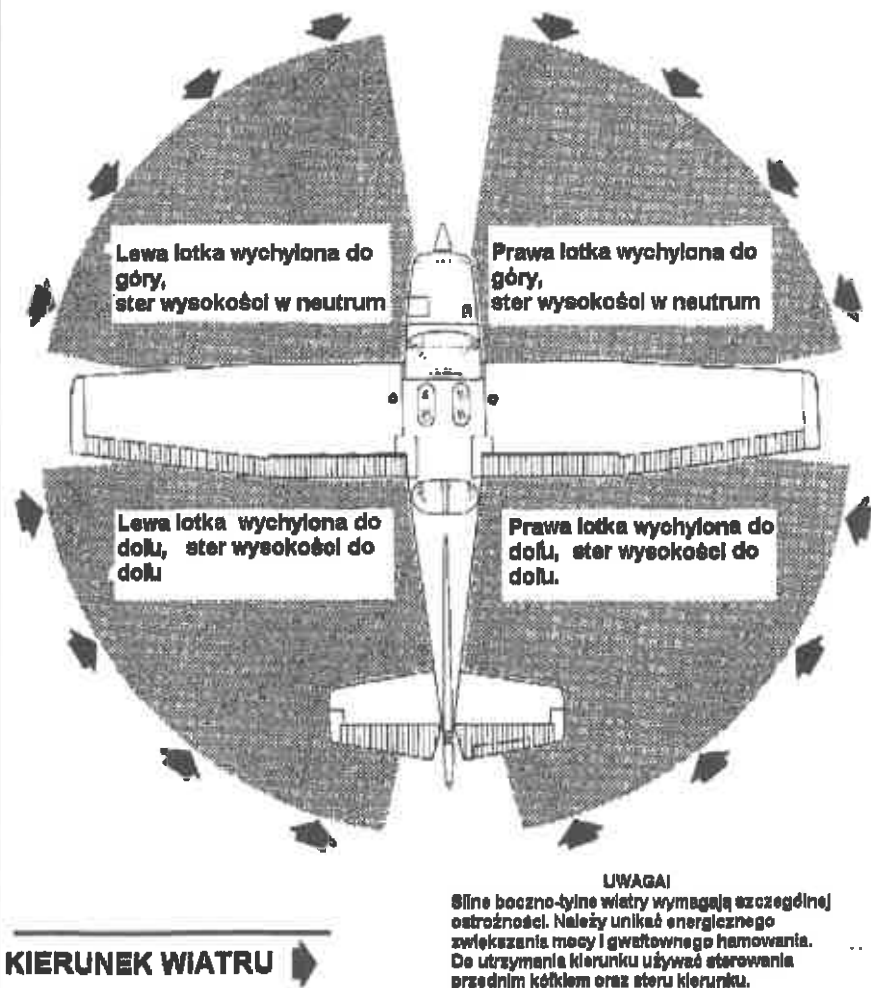
Jeśli nie wykonano żadnych wstrzyków, a silnik jest zimny (najczęściej w warunkach zimowych przy zimnym silniku) to w ogóle nie będzie się on uruchamiał i dodatkowe wstrzyki paliwa będą konieczne.

Jeżeli wymagane jest przedłużające się kręcenie wałem korbowym, należy pozwolić na ostygnięcie rozrusznika z określoną częstotliwością dla zabezpieczenia go przed uszkodzeniem.

Jeśli po uruchomieniu silnika, wskaźnik ciśnienia oleju nie zaczyna wskazywać ciśnienia oleju w normalnych temperaturach w ciągu 30 s lub w ciągu 60 s w trudnych warunkach zimowych, wyłączyć silnik i znaleźć przyczynę. Brak oleju może spowodować poważne uszkodzenie silnika. Unikać używania ogrzewania gaźnika po uruchomieniu silnika, o ile występowanie warunków oblodzenia nie jest dominujące.

Po wykonaniu procedur normalnego uruchamiania silnika dobrą praktyką jest sprawdzenie czy rozrusznik silnika wysprzęglił się. Jeżeli stycznik rozrusznika będzie ciągle zwarty spowoduje to ciągłą pracę rozrusznika powodującą że prąd ładowania wskazywany przez amperomierz będzie posiadał nadmiernie wysoką wartość dwu-trzykrotnie i więcej niż normalnie. W takim przypadku należy natychmiast wyłączyć silnik i usunąć niesprawność przed lotem

DIAGRAM KOŁOWANIA



Rys. 4-2. Diagram kołowania

KOŁOWANIE

Podczas kołowania ważnym jest, aby prędkość kołowania i użycie hamulców były minimalne, używać wszystkich powierzchni sterowych (patrz rys. 4-2 Diagram Kołowania) w celu zachowania kierunku i równowagi.

W czasie wszystkich operacji naziemnych, ogrzewanie gaźnika powinno być całkowicie wyłączone o ile nie jest bezwzględnie potrzebne. Gdy ogrzewanie jest włączone, powietrze wchodzące do gaźnika nie jest filtrowane.

Kołowanie po luźnym żwirze lub żużlu powinno być wykonywane przy minimalnie niezbędnych obrotach silnika, aby uniknąć ścierania i uszkodzenia przez kamienie końcówek łopaty śmigła.

PRZED STARTEM

PODGRZANIE SILNIKA

Ponieważ silnik jest ściśle osłonięty dla zapewnienia odpowiedniego chłodzenia w locie, należy zachować ostrożność, aby go nie przegrzać na ziemi. Sprawdzenie pełnej mocy silnika na ziemi nie zaleca się wykonywać dopóki pilot nie upewni się że silnik jest odpowiednio podgrzany.

SPRAWDZANIE ISKROWNIKÓW

Sprawdzenie iskrowników powinno zostać przeprowadzone przy 1800 obr/min w następujący sposób. Przetawić wyłącznik iskrowników najpierw w pozycję PRAWY (R) i zaobserwować obroty silnika. Następnie przestawić wyłącznik z powrotem do pozycji OBA (BOTH), aby oczyścić drugi zespół świece. Przetawić wyłącznik do pozycji LEWY (L), zaobserwować obroty silnika i powrót do pozycji OBA (BOTH). Spadek obrotów nie powinien przekraczać 150 obr/min na każdym z iskrowników, a różnica nie większą niż 50 obr/min pomiędzy iskrownikami. Jeśli występuje wątpliwość dotycząca pracy układu zapłonowego, sprawdzenie obrotów na wyższych zakresach obrotów silnika zwykle potwierdzi występowanie niesprawności.

Brak spadku obrotów może być spowodowany wadliwym umasieniem jednej ze stron systemu zapłonowego lub powinien być podstawą do podejrzeń, że iskrowniki zostały ustawione z nadmiernym wyprzedzeniem w stosunku do wymaganego ustawienia.

SPRAWDZANIE ALTERNATORA

Przed lotami, dla których sprawdzenie prawidłowej regulacji alternatora i napięcia jest istotne (takich jak loty nocne lub loty według przyrządów), sprawdzenie może być przeprowadzone przez chwilowe (3 do 5 sekund) obciążenie układu elektrycznego podczas próby silnika (przy obrotach 1800 obr/min) reflektorem ładowania.

Jeżeli regulator alternatora działa poprawnie, wskazówka amperomierza może się odchylić od początkowych wskazań o jedną swoją grubość.

START

SPRAWDZANIE PRACY SILNIKA

Ważnym jest aby na początku rozbiegu sprawdzić działanie silnika przy pełnym otwarciu przepustnicy. Jakikolwiek objawy nierównomiernej pracy silnika lub wolne przyspieszenie silnika są wystarczającym powodem do przerwania startu.

Pełne otwarcie przepustnicy nad luźnym zwirowaniem jest szczególnie szkodliwe dla końcówek łopat śmigła. Jeśli start musi być wykonany z nawierzchni zwirowej, jest bardzo ważne aby dźwignia sterowania silnikiem była przesuwana powoli. Pozwala to samolotowi rozpocząć rozbieg przed osiągnięciem dużych obrotów śmigła i zwir będzie j wydmuchiwany bardziej do tyłu niż podrywany do góry. Gdy na łopatach śmigła pojawiają się nieuniknione niewielkie wyszczerbienia, należy natychmiast usunąć je zgodnie z przedstawioną procedurą opisaną w rozdziale 8, konserwacja śmigła.

Po ustawieniu pełnego otwarcia przepustnicy ustawić blokadę cierną dźwigni przepustnicy obracając ją zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara tak, aby zabezpieczyć się przed powolnym cofaniem się dźwigni przepustnicy z ustawienia mocy maksymalnej. Podobne ustawienia hamulca ciernego powinny być wykonane stosownie do potrzeb w innych fazach lotu, aby utrzymać ustawienie przepustnicy.

Mieszanka może być zubożona przy starcie z lotniska położonego powyżej 3000 ft dla uzyskania maksymalnej mocy. Moc maksymalną określa się w przybliżeniu przy pełnym otwarciu przepustnicy w warunkach statycznych do uzyskania obrotów maksymalnych.

USTAWIENIE KLAP SKRZYDŁOWYCH

Starty normalne i ze skróconych dróg startowych są wykonywane z klapami schowanymi. Do omińnięcia przeszkód powinna być utrzymywana prędkość 63 KIAS.

Starty z lotnisk o miękkiej lub nierównej nawierzchni powinny być wykonywane z podniesieniem przedniego koła tak szybko jak będzie praktycznie możliwe w pozycji z lekko podniesionym kółkiem przednim. Jeśli przed samolotem nie ma przeszkód powinien on zostać natychmiast po oderwaniu wyrównany, aby przyspieszył i uzyskać większą prędkość wznoszenia.

Podczas startu z ciężarem startowym 1157 kg (2550 lb) i mniejszym z miękkiej lub nierównej nawierzchni mogą być wychylone klapy na 10° dla skrócenia rozbiegu.

START Z BOCZNYM WIATREM

Starty z silnym bocznym wiatrem są wykonywane z minimalnym wychyleniem klap wynikającym z długości drogi startowej tak, aby zminimalizować kąt znoszenia bezpośrednio po starcie. Samolot należy rozpędzić do prędkości większej niż normalnie z lotkami częściowo wychylonymi dla skompensowania wpływu wiatru, a

następnie energicznie oderwać zabezpieczając się jednocześnie przed możliwym ponownym przyziemieniem. Po oddzieleniu się od ziemi wykonać należy skoordynowany zakręt pod wiatr dla eliminacji znoszenia.

CHOWANIE PODWOZIA

Chowanie podwozia w normalnych warunkach rozpoczyna się po osiagnięciu punktu nad drogą startową w którym pilot upewnił się po oddzieleniu się podwozia od ziemi, że nie nastąpi konieczność awaryjnego lądowania na drodze startowej. Ponieważ podwozia wychyla się do dołu w przybliżeniu o 2 ft, to rozpoczęcie cyklu chowania podwozia przed osiagnięciem większej wysokości nad ziemią może skutkować uszkodzeniem samolotu

Przed schowaniem podwozia należy przez moment użyć hamulców kół dla zatrzymania obracających się kół. Siły odśrodkowe obracających się kół powodują zwiększanie się średnicy opon. Jeżeli koła są pokryte lodem lub błotem to powierzchnie obracających się kół mogą ocierać się podczas chowania o ścianki swoich zagłębień (łuków) w kadłubie.

WZNOSENIE TRASOWE

Normalne wznoszenie odbywa się z klapami schowanymi z prędkością 85 – 95 KIAS przy ciśnieniu ładowania 26 In Hg z w pełni otwartą przepustnicą (w zależności który czynnik jest mniejszy) i obrotach 2 500 obr/min, co daje najlepsze połączenie osiągnięć, widoczności z kabiny i chłodzenia silnika. Jeśli przeszkoda lub wiatr na dużej wysokości wymusza przyjęcie największej prędkości wznoszenia to należy utrzymywać prędkość największego wznoszenia z klapami schowanymi i na maksymalnej mocy. Prędkość ta wynosi 84 KIAS na poziomie morza i zmniejsza się do 77 KIAS na wysokości 10 000 ft.

Jeśli przeszkoda czołowa wymusza przyjęcie stromego kąta wznoszenia to należy utrzymywać prędkość największego kąta wznoszenia z klapami i podwoziem schowanymi i na maksymalnej mocy. Prędkość ta wynosi 67 KIAS na poziomie morza i zwiększa się do 68 KIAS na wysokości 10 000 ft.

Podczas wznoszenia do wysokości poniżej 3000 ft mieszanka powinna być ustawiona na całkowicie bogatą. Powyżej 3000 ft skład mieszanki powinien być zubożony dla uzyskania równomiernej pracy silnika i zwiększenia mocy. Jeżeli samolot jest wyposażony we wskaźnik EGT to jego wskazania mogą być pomocne przy zubożaniu mieszanki odpowiadającej mieszance całkowicie bogatej na wysokości 3000 ft. Bez wskaźnika EGT mieszanka może być zubożana do chwilowej nierównomiernej pracy silnika, po czym wzbogacona dwoma pełnymi obrotami pokrętła cięgna mieszanki. Każda z tych procedur powoduje w przybliżeniu takie same ustawienie mieszanki i jest wystarczająca dla uzyskania odpowiednich osiągnięć wznoszenia na dużej wysokości.

PRZELOT TRASOWY

Normalny przelot jest wykonywany przy mocy od 55% do 75% mocy.

Odpowiednie ustawienia obrotów oraz zużycie paliwa dla różnych wysokości mogą być określone przy użyciu kalkulatora (Cessna Power Computer) lub danych z rozdziału 5.

UWAGA

Lot trasowy powinien być wykonywany przy 75% mocy maksymalnej aż do wypracowania 50 godzin lub ustabilizowania się zużycia oleju. Użytkowanie powyżej tej mocy zapewnia prawidłowe ułożenie się pierścieni i stosuje się dla silników nowych, silników po wymianie cylindrów lub naprawie głównej jednego lub więcej cylindrów.

Tabela osiągów trasowych (rys. 4-3) przedstawia wartości prędkości rzeczywistej i ilości mil morskich pokonanych na jeden zużyty galon paliwa podczas przelotu dla różnych wysokości lotu i procentów mocy maksymalnej. Danych zawartych w tabeli należy używać jako zalecanych wraz z informacją dotyczącą wiatrów, w celu określenia najlepszej wysokości lotu i mocy dla danego przelotu. Wybór wysokości lotu w zależności od stanu i parametrów wiatru i wykorzystania jak najmniejszej mocy są podstawowymi czynnikami, które powinny prowadzić w każdym przypadku do zmniejszenia zużycia paliwa.

Obrotomierz jest oznakowany zielonym łukiem w zakresie obrotów 2100 do 2500 obr/min. Użycie obrotów 2500 obr/min będzie umożliwiało wykorzystanie mocy 75% na wysokościach do 7500 ft w warunkach standardowych. W gorące dni lub na dużych wysokościach obroty w czasie lotu trasowego mogą być zwiększone do 2700 obr/min. Przelot przy 2700 obr/min jest wymagany przy użyciu 75% mocy na wysokościach do 9000 ft w warunkach standardowych. Przy czym dla zmniejszenia poziomu hałasu jest wymagane wybranie obrotów mieszczących się w zakresie zielonego łuku na obrotomierzu dla uzyskania określonych procent mocy co będzie pozwalać na równomierną pracę silnika.

Zasłonki powinny być otwarte jeżeli zachodzi taka potrzeba, dla utrzymania temperatury głowic cylindrów w 2/3 zakresu normalnego użytkowania (zielony łuk).

WYSOKOŚĆ ft	75% MOCY MAKS.		65% MOCY MAKS.		55% MOCY MAKS.	
	KTAS	ZUŻYCIE NM/gal	KTAS	ZUŻYCIE NM/USgal	KTAS	ZUŻYCIE NM/USgal
3 000	132	13.2	124	14.2	114	15.0
6 000	136	13.6	127	14.6	116	15.3
9 000	140	14.0	130	14.9	118	15.6
Warunki standardowe,					Bezwietrznie	

Rys. 4-3. Tabela osiągów trasowych

Dane osiągow przeLOTOWYCH zawarte w IUL i obliczone na komputerze bazują na zalecanym ustawieniu zubożenia mieszanki, które może być uzyskane w następujący sposób:

1. Zubożać mieszankę aż do początku wystąpienia nierównomiernej pracy silnika
2. Wzbogacić mieszankę aż do momentu uzyskania równomiernej pracy silnika po czym dalej wzbogacać o równe wielkości.

Dla uzyskania największej ekonomii przy 75% mocy lub mniejszej, silnik powinien być użytkowany przy zubożonej mieszance zapewniającej płynną pracę silnika. Umożliwi to uzyskanie zwiększenia zasięgu w przybliżeniu o 8% od pokazanego w niniejszej IUL, czemu towarzyszy zmniejszenie prędkości o 3 knot.

Przy dowolnych zmianach wysokości ustawienie mocy i ogrzewania gaźnika będą wymagały zmiany w zalecanym ustawieniu zubożenia mieszanki i ponownego ustawienia według wskaźań EGT (jeżeli jest zamontowany).

Oblodzenie gaźnika, objawia się nieprzewidzianym spadkiem obrotów i może być usunięte przez włączenie maksymalnego ogrzewania gaźnika. W celu ponownego uzyskania wyjściowych obrotów (z wyłączonym ogrzewaniem) należy używać minimalnej ilości ciepła (metoda stopniowych prób), aby przeciwdziałać tworzeniu się lodu. Ponieważ ogrzane powietrze wywołuje wzbogacenie mieszanki, należy ponownie ustawić skład mieszanki, gdy ogrzewanie gaźnika musi być stosowane podczas całego przelotu.

ZUBOŻANIE MIESZANKI ZA POMOCĄ WSKAZAŃ EKONOMIZERA CESSNA (EGT)

Temperatura gazów wylotowych (EGT) wskazywana na opcjonalnym wskaźniku Ekonomizera Cessna może zostać użyta jako pomoc przy zubożeniu mieszanki w lotach trasowych przy 75% lub mniejszej mocy. Aby wyregulować skład mieszanki, używając tego wskaźnika, należy zubożyć ją do ustalenia się wartości szczytowej EGT jako punktu odniesienia, po czym wzbogacić mieszankę przez pożądany wzrost bazujący na rys. 4-4.

MIESZANKA	TEMPERATURA GAZÓW WYLOTOWYCH (EGT)
Zalecane zubożenie (Instrukcja Użytkowania w Locie i Kalkulator Mocy)	50°F wzbogacenie wg „piku” EGT
Najlepsza ekonomia zużycia paliwa	„Pik” EGT

Rys. 4-4. Skład mieszanki i temperatura gazów wylotowych

Jak wynika z tabeli na rys. 4-4 użytkowanie silnika z temperaturą spalin EGT utrzymywaną w szczytowej wielkości umożliwia uzyskanie największej ekonomii w zużyciu paliwa. Wynik ten w przybliżeniu o 4% jest większy od zasięgu przedstawionego w tej instrukcji towarzyszącemu zmniejszeniu prędkości w przybliżeniu o 3 knots.

W niektórych warunkach, nierównomierna praca silnika może wystąpić, gdy jest on użytkowany wg szczytowej wartości EGT. W tym przypadku, postępować należy zgodnie z zaleceniami zubożania mieszanki. Dowolna zmiana wysokości lotu lub ustawienia przepustnicy, powoduje konieczność ponownego sprawdzenia wskaźników EGT

PRZECIĄNIĘCIA

Wszystkie charakterystyki przeciągnięcia samolotu są konwencjonalne zarówno z klapami schowanymi jak i wychylnymi. Jest zapewnione ostrzeżenie o zbliżeniu się do stanu przeciągnięcia dźwiękowym sygnałem ostrzegawczym, który się włącza w każdej konfiguracji na 5 do 10 węzłów powyżej prędkości przeciągnięcia.

Wartości prędkości przeciągnięcia przy maksymalnym ciężarze dla przedniego i tylnego położenia ŚC są podane w rozdziale 5.

PRZED LĄDOWANIEM

Mając na uwadze relatywnie mały opór czołowy w locie z wypuszczonym podwoziem i dużą dopuszczalną prędkość lotu z wypuszczonym podwoziem (140 KIAS), podwozie powinno być wypuszczone przed wejściem w rejon nadlotniskowy kontroli ruchu. Taka praktyka umożliwi pozyskanie więcej czasu na upewnienie się o wypuszczeniu podwozia i jego zablokowaniu. Kolejne środki ostrożności podjąć należy podczas procedur przechodzenia na powtórne podejście z wypuszczonym podwoziem lub poleceń ruchu lotniczego w podejściu do lądowania.

Wypuszczenie podwozia może być określone za pomocą świecenia lampki zielonej GEAR LOCKED, braku dźwiękowego sygnału ostrzegawczego podwozia po cofnięciu przepustnicy poniżej ciśnienia lądowania 12 in Hg i/lub wychyleniu klap skrzydłowych o ponad 20° oraz na podstawie oględzin stanu podwozia. Jeżeli sygnalizacja świetlna nie działa to najpierw należy sprawdzić, czy nie jest przepalona żarówka. Przepalona żarówka może być wymieniona w trakcie lotu na zapasową, lub wyjęta z lampki na słupku lub wyjęta żarówkę (czerwona) z GEAR UNSAFE.

LĄDOWANIE

LĄDOWANIE NORMALNE

Przyziemienie powinno zostać wykonane najpierw na koła główne dla zmniejszenia prędkości po czym hamowanie w czasie dobiegu.

Koło przednie powinno zostać opuszczone łagodnie na powierzchnię pasa po zmniejszeniu prędkości dla uniknięcia nadmiernego obciążenia koła. Taka procedura jest szczególnie ważna przy lądowaniu na nierównej powierzchni.

LĄDOWANIE NA SKRÓCONYM PASIE

Do lądowania na ograniczonym pasie, przy spokojnym wietrze, należy podchodzić przy prędkości 63 KIAS z klapami wychylenymi na 30". Po minięciu wszystkich przeszkód należy zmniejszyć ciąg i utrzymać prędkość 63 KIAS wyrównując i przyziemiając samolot najpierw na koła główne. Natychmiast po przyziemieniu opuścić koło przednie i rozpocząć intensywne hamowanie. Dla uzyskania maksymalnej efektywności działania hamulców, schować klapy, gdy wszystkie trzy koła są na ziemi, utrzymać ster wychylony maksymalnie do góry i hamować bez poślizgów kół.

LĄDOWANIE Z BOCZNYM WIATREM

Przy lądowaniu z silnym wiatrem bocznym, użyć minimalnego wychylenia klap wymaganego dla danej długości pasa. Do skorygowania wpływu wiatru zastosować przechylenie w stronę wiatru lub ślizg lub metodę kombinowaną. Przyziemić samolot w pozycji poziomej.

ZANIECHANE LĄDOWANIE

W przypadku zaniechania lądowania (odejścia na drugi krąg), natychmiast po zwiększeniu mocy do pełnej należy zmniejszyć wychylenie klap do 20°. Po osiągnięciu bezpiecznej prędkości, klapy powinny zostać powoli całkowicie schowane.

UŻYTKOWANIE PRZY NISKICH TEMPERATURACH

Zimowa pogoda często powoduje warunki, które wymagają szczególnej uwagi. Specjalną uwagę należy skierować na użytkowanie układu paliwowego samolotu podczas sezonu zimowego albo przed dowolnym lotem w niskich temperaturach. Właściwie przeprowadzenie sprawdzenia jakości paliwa przez jego spuszczenie z punktów probierczych jest szczególnie ważne i eliminuje jakąkolwiek akumulację wody. Użycie dodatków takich jak alkoholu izopropylowego lub steru monometylowego glikolu dietylenowego może również być pożądane. Odnieść się do rozdziału 8 dla uzyskania informacji o właściwym użyciu dodatków.

Zimna pogoda tworzy warunki, które wymagają szczególnej troski podczas użytkowania samolotu. Nawet małe nagromadzenie szronu, lodu albo śniegu musi zostać usunięte, szczególnie ze skrzydła, ogona i wszystkich powierzchni sterowych dla zapewnienia zadawalających w czasie lotu osiągnięć oraz obsługi. Ponadto powierzchnie sterowe powinny być wolne od jakichkolwiek zewnętrznych osadów lodu lub śniegu.

Jeśli śnieg lub topniejący śnieg przykrywa nawierzchnię drogi startowej, uwzględnić należy zwiększoną długość startu, który będzie się wydłużał odpowiednio

do grubości warstwy śniegu lub topniejącego śniegu. Grubość i konsystencja tego pokrycia mogą w rzeczywistości unieemożliwić wykonanie startu w wielu przypadkach

URUCHAMIANIE

Przez uruchomieniem silnika w niskich temperaturach poniżej temperatury zamrażania, wymagane jest kilkakrotne ręczne pokręcenie śmigłem dla rozprowadzenia i zmniejszenia oporów przepływu oleju, oszczędzając w ten sposób energię akumulatora.

UWAGA

Podczas obracania śmigła rękoma, należy postępować jak gdyby wyłącznik zapłonu był ustawiony w pozycji włączony. Poluzowany lub pęknięty przewód umasienia jednego z iskrowników może spowodować zapłon w silniku.

Przy ekstremalnie niskich temperaturach powietrza (-18°C i niższych) zalecane jest w miarę możliwości użycie zewnętrznego podgrzania i zewnętrznego źródła zasilania w energię elektryczną dla uzyskania udanego uruchomienia silnika i zmniejszenia zużycia i przeciążenia silnika oraz układu elektrycznego. Przy uruchamianiu w granicznie niskich temperaturach należy przez podgrzanie zewnętrzne rozluźnić olej w chłodnicy, który najprawdopodobniej będzie zamrożony. Przy korzystaniu z zewnętrznego źródła zasilania w energię elektryczną, przed jego podłączeniem do gniazda zasilania zewnętrznego w samolocie, ważna jest pozycja wyłącznika głównego. Odnieść się do rozdziału 9, Uzupelnienia - gniazdo elektrycznego zasilania zewnętrznego.

Procedura uruchamiania przy niskich temperaturach jest następująca:

Ze wstępnym podgrzaniem:

1. Hamulec postojowy – **WŁĄCZONY**
2. Wyłącznik zapłonu – **WYŁĄCZONY**
3. Przepustnica – **ZAMKNIĘTA**
4. Mieszanka – **ODCIĘTA BIEG JAŁOWY,**
5. Pompa wstrzykowa – **2 do 4 WSTRZYKNIĘĆ** podczas obracania ręcznie śmigłem. (użyć pełnych wstrzyków dla dobrego wymieszania paliwa)

UWAGA

Należy zachować ostrożność i upewnić się, że hamulec postojowy jest zaciągnięty lub za sterami siedzi wykwalifikowany personel.

6. Pompa wstrzykowa – **ZABLOKOWAĆ**
7. Przepustnica – **¼ cala OTWORZYĆ**
8. Śmigło – **DUŻE OBROTY**
9. Mieszanka – **CAŁKOWICIE BOGATA,**
10. Przestrzeń wokół śmigła – **WOLNA,**
11. Główny wyłącznik – **WŁĄCZYĆ (ON)**
12. Wyłącznik zapłonu - **URUCHAMIANIE** (zwołnić, gdy silnik uruchomi się).

13. Ciśnienie oleju – SPRAWDZIĆ.

Bez wstępnego podgrzania

1. Hamulec postojowy – WŁĄCZONY
2. Wyłącznik zapłonu – WYŁĄCZONY
3. Przepustnica – ZAMKNIĘTA
4. Mieszanka – ODCIĘTA, BIEG JAŁOWY,
5. Pompa wstrzykowa – 4 do 8 WSTRZYKNIĘĆ podczas obracania ręcznie śmigłem. (użyć pełnych wstrzyków dla dobrego wymieszania paliwa)

UWAGA

Należy zachować ostrożność i upewnić się, że hamulec postojowy jest zaciągnięty lub za sterami siedzi wykwalifikowany personel.

6. Śmigło – DUŻE OBROTY
7. Mieszanka – CAŁKOWICIE BOGATA
8. Przestrzeń wokół śmigła – WOLNA
9. Główny wyłącznik – WŁĄCZYĆ (ON)
10. Wykonać dwa szybkie pełne pompowania przepustnicą. Powrócić do otwarcia przepustnicy na ¼ cala
11. Wyłącznik zapłonu - URUCHAMIANIE
12. Przetawić wyłącznik zapłonu w położenie – BOTH gdy silnik uruchomi się
13. Kontynuować wstrzykiwanie paliwa aż do momentu gdy silnik nie rozpocznie równomiernej pracy lub alternatywnie szybko pompować przepustnicą powyżej otwarcia na ¼ cala
14. Ciśnienie oleju – SPRAWDZIĆ
15. Włączyć pełne ogrzewanie powietrza gaźnika po uruchomieniu silnika. Utrzymać je aż do rozpoczęcia przez silnik płynnej pracy.
16. Pompa wstrzykowa – ZABLOKOWAĆ

UWAGA

Jeśli silnik zaskakuje, się nie uruchamia się lub przerywa pracę, należy powtórzyć procedurę uruchamiania począwszy od punktu 5. Jeśli silnik nie uruchomi się w czasie pierwszych kilku prób lub praca silnika słabnie, istnieje możliwość, że zasrzonione zostały świece zapłonowe. W takim przypadku należy podgrzać wstępnie silnik przed kolejną próbą uruchomienia.

PRZESTROGA

Pompowanie przepustnicą może doprowadzić do zbierania się paliwa w przewodzie ssącym, które w przypadku przerwanej pracy może się zapalić. Gdy wystąpi taki przypadek, należy kontynuować kręcenie silnika rozrusznikiem, aby płomień został zassany do silnika. Podczas rozruchu silnika w niskich temperaturach zaleca się aby w pobliżu samolotu znajdowała się osoba z gotową do użycia gaśnicą.

UŻYTKOWANIE

Podczas użytkowania samolotu w warunkach zimowych w przypadku, gdy temperatura otoczenia jest bardzo niska, brak będzie wskazań temperatury oleju przed startem. Po odpowiednim podgrzaniu (2 do 5 minut przy 1000 obr/min) należy zwiększyć kilkakrotnie obroty silnika. Jeśli silnik przyśpiesza równo, a ciśnienie oleju pozostaje stabilne i osiąga właściwe wartości, samolot jest gotów do startu.

Nierównomierna praca silnika w niskich temperaturach może być spowodowana przez kombinowane zaburzenie składu mieszanki prowadzące do zwiększenia gęstości powietrza i powstawania oparów paliwa w mieszance paliwowo-powietrznej dostarczanej do cylindrów. Efekty te są szczególnie widoczne podczas pracy silnika z jednym iskrownikiem podczas próby naziemnej gdy pracuje tylko jedna świeca w cylindrze

Dla optymalizacji pracy silnika w niskich temperaturach może być wymagane odpowiednie wykorzystanie podgrzewu gaźnika. Wskazane są następujące procedury:

1. Używać minimalnie niezbędnego podgrzewu gaźnika wymaganego do równomiernej pracy silnika podczas startu, wznoszenia i lotu trasowego.

UWAGA

Dla uniknięcia oblodzenia oblodzenia gaźnika, należy unikać używania częściowego podgrzewania gaźnika. Częściowe podgrzewanie gaźnika może zwiększyć temperaturę powietrza do zakresu od 0° do 21°C, w którym przy pewnych konkretnych warunkach atmosferycznych warunki oblodzenia są krytyczne.

2. Jeżeli samolot jest wyposażony w miernik temperatury powietrza wchodzącego do gaźnika to może być on użyty do pomiaru temperatury powietrza w gaźniku i utrzymaniu jego wartości lub nieco powyżej żółtego łuku przez odpowiednie sterowanie podgrzewaniem gaźnika.

UŻYTKOWANIE W WYSOKICH TEMPERATURACH

Informacje dotyczące użytkowania w wysokich temperaturach są umieszczone odpowiednio w treści niniejszego rozdziału. Unikać długotrwałego użytkowania silnika na ziemi.

CHARAKTERYSTYKI HAŁASOWE

Wzrastające naciski na poprawienie stanu naszego środowiska wymagają ponawiania starań za strony wszystkich pilotów, aby minimalizować wpływ hałasu lotniczego na społeczeństwo.

Piloci mogą udowodnić swoje zainteresowanie poprawą stanu środowiska, przez stosowanie następujących zalecanych zasad i w ten sposób starać się budować poparcie społeczne dla lotnictwa.

1. Piloci wykonujący loty z widzialnością ponad zgromadzeniami osób na świeżym powietrzu, terenami rekreacyjnymi, parkami oraz innymi terenami odczuwającymi wpływ hałasu, powinni dążyć starać się, aby przy przyzwalającej pogodzie lądować nie niżej niż 2000 ft powyżej poziomu ziemi, nawet jeśli lot na mniejszej wysokości jest zgodny z zarządzeniami władz.
2. Podczas odchodzenia od lotniska lub podchodzenia do lotniska, wzniesienie po starcie i zniżanie do lądowania powinny być wykonywane w taki sposób, aby uniknąć przedłużającego się lotu na małej wysokości nad strefami wrażliwymi na hałas.

UWAGA

Zalecanych wyżej procedur nie stosuje się tam gdzie kolidowałyby one z pozwoleniami lub poleceniami kontroli Ruchu Lotniczego lub tam gdzie wg oceny pilota wysokość mniejsza niż 2000 ft jest niezbędna do odpowiedniego przeciwdziałania niebezpiecznym zbliżeniom z innymi statkami powietrznymi.

Certyfikowany poziom hałasu dla modelu 172 RG przy maksymalnym ciężarze 1202kg (2650 lb) wynosi 73.9 dB(A). Władze lotnicze nie ustaliły, czy ten poziom hałasu tego samolotu jest lub powinien być możliwy do przyjęcia lub niemożliwy do przyjęcia przy wykonywaniu lotów na lub poza dowolnym lotniskiem.

ROZDZIAŁ 5

OSIĄGI

SPIS TREŚCI

	Strona
WPROWADZENIE.....	5-3
UŻYCIĘ WYKRESÓW OSIĄGÓW.....	5-3
PRZYKŁADOWE PLANOWANIE LOTU.....	5-3
Start.....	5-4
Przelot.....	5-5
Niezbędna ilość paliwa.....	5-5
Lądowanie.....	5-7
ZAKRESY TEMPERATUR UŻYTKOWYCH.....	5-7
Rys. 5-1. Poprawione prędkości lotu – Normalny OCP	5-9
Poprawione prędkości lotu – Zapasowy OCP.....	5-10
Rys. 5-2. Przeliczanie temperatur	5-11
Rys. 5-3. Prędkości przeciągnięcia	5-12
Rys. 5-4. Składowe prędkości wiatru.....	5-13
Rys. 5-5. Długość startu – Ciężar 1202 kg.	5-14
Ciężar 1134 kg.	5-15
Rys. 5-6. Prędkość maksymalnego wznoszenia.....	5-16
Rys. 5-7. Czas lotu, odległość i zużycie paliwa maksymalnego wznoszeniu....	5-17
Czas lotu, odległość i zużycie paliwa normalnego wznoszeniu.....	5-18
Rys. 5-8. Osiągi przelotowe – 2 000 ft.....	5-19
Osiągi przelotowe – 4 000 ft.....	5-20
Osiągi przelotowe – 6 000 ft.....	5-21
Osiągi przelotowe – 8 000 ft.....	5-22
Osiągi przelotowe – 10 000 ft.....	5-23
Osiągi przelotowe – 12 000 ft.....	5-24
Rys. 5-9. Diagram zasięgu zapas paliwa – 44 US gal.....	5-25
Diagram zasięgu – zapas paliwa 62 US gal.....	5-26
Rys. 5-10. Diagram długotrwałości lotu – 44 US gal.....	5-27
Diagram długotrwałości lotu – zapas paliwa 62 US gal	5-28
Rys. 5-11. Długość lądowania.....	5-29

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

WPROWADZENIE

Wykresy osiągowo zamieszczone na następnych stronach są tak sporządzone, aby można było zdobyć pełną informację o możliwościach wykorzystania samolotu i zaplanować lot z wystarczającą dokładnością. Wykresy zostały sporządzone na podstawie danych uzyskanych w próbach i badaniach w locie przy użyciu samolotu i silnika będących w dobrym stanie technicznym oraz pilota o przeciętnych kwalifikacjach w technice pilotowania.

Podkreślić należy i zauważyć, że informacje osiągowo przedstawione na wykresach zasięgu i długości lotu zawierają 45 minutową rezerwę paliwa przy założeniu stosowania 45% mocy. Dane dotyczące zużycia paliwa dla warunków lotów trasowych zakładają stosowanie zalecanych ustawień ubogiej mieszanki. Niektóre nieokreślone zmienne, takie jak sposób ustawienia ubogiej mieszanki, charakterystyki dozowania paliwa, stan silnika i śmigła oraz turbulencja mogą powodować 10% lub większe zmiany w zasięgu i długości lotu. Dlatego też ważne jest korzystanie ze wszystkich dostępnych informacji przy szacowaniu zapotrzebowania na paliwo w konkretnym locie.

UŻYCIE WYKRESÓW OSIĄGÓW

Wykresy osiągowo są prezentowane w postaci tabelarycznej lub graficznej, ilustrując wpływ różnych zmiennych. W przypadku tablic przedstawione informacje są dostatecznie szczegółowe, aby można było wybrać wartości zachowawcze i użyć ich do określenia konkretnych wartości osiągowo z wystarczającą dokładnością.

PRZYKŁADOWE PLANOWANIE LOTU

W poniższym przykładzie do obliczenia przewidywanych parametrów typowego lotu zostaną wykorzystane informacje z różnych wykresów i tabel. Dane wyjściowe są następujące.

KONFIGURACJA SAMOLOTU

Ciężar startowy	1179 kg (2600 lb)
Zużywalne paliwo	166.5 l (44 US gal)

WARUNKI STARTU

Wysokość barometryczna lotniska	1500 ft
Temperatura	28°C (16°C powyżej temperatury STD)
Składowa prędkości wiatru względem osi DS. 12 kntos (wiatr czołowy)	
Długość drogi startowej	1067 m (3500 ft)

WARUNKI LOTU TRASOWEGO

Długość trasy lotu	425 mil morskich (666.7 km)
Wysokość barometryczna lotu	7 500 ft (stóp)
Temperatura	16°C (16°C powyżej temperatury STD)
Przewidywany wiatr	10 knots - wiatr czołowy

WARUNKI LĄDOWANIA

Wysokość barometryczna lotniska	2000 ft (stóp)
Temperatura	25°C
Długość drogi lądowania	914 m (3000 ft)

START

Należy posłużyć się tabelą długości startu, rys. 5-5, pamiętając, że przedstawione odległości dotyczą techniki startu z krótkiego pasa. Zachowawcza długość startu może być określona przez odczytanie wartości dla linii kolejnej większej wartości wysokości i temperatury. Na przykład, w tym konkretnym przypadku informacja o długości startu przedstawiona powinna być dla wysokości 2000 ft oraz temperatury 30°C, co daje następujące wyniki:

Rozbieg	430 m (1410 ft)
Długość startu na przeszkodę H=50 ft (15 m)	725 m (2380 ft)

Powyższe długości startu mieszczą się z zapasem w parametrach drogi startowej. Poprawkę na wpływ wiatru można obliczyć w oparciu o Uwagę 3 zamieszczoną na wykresie długości startu. Wartość poprawki dla wiatru czołowego o prędkości 12 węzłów wynosi:

$$\frac{12 \text{ knots}}{9 \text{ knots}} \times 10\% = 13\% \text{ skrócenie rozbiegu}$$

Wynikiem tych obliczeń są następujące odległości z uwzględnieniem wpływu wiatru:

Długość rozbiegu (bez wiatru)	430 m
Skrócenie długości rozbiegu (430 x 13%)	- 56 m
Poprawiona długość rozbiegu	374 m

Całkowita długość startu na przeszkodę H=50 ft (bezwietrznie)	725 m
Skrócenie całkowitej długości startu (725 x 13%)	- 94 m
Poprawiona długość całkowita startu na przeszkodę H=50 ft (15 m)	631 m

LOT TRASOWY

Wysokość lotu po trasie powinna być dobrana z uwzględnieniem długości trasy, wiatrów na wysokości lotu oraz osiągnięć samolotu. W przykładzie przyjęto typową wysokość lotu oraz założoną prędkość wiatru.

Przy czym ustalenie mocy przelotowej musi być określone w zależności od kilku warunków. Zależą one od: osiągnięć przelotowych samolotu podanych na rys. 5-8, wykresu zasięgu przedstawionego na rys. 5-9 oraz wykresu długotrwałości lotu przedstawionego na rys. 5-10.

Zależność mocy i zasięgu jest przedstawiona na wykresie zasięgu. Znaczące oszczędności paliwa i wydłużenie zasięgu są rezultatem używania mniejszych mocy. Dla potrzeb omawianego przykładu przyjęto w przybliżeniu do lotu po trasie 65% mocy maksymalnej.

Korzystanie z wykresu zasięgu, rys. 5-8, rozpoczyna się dla wysokości 6000 stóp i temperatury wyższej o 20°C od temperatury standardowej. Są to wielkości znajdujące się najbliższej przewidywanej temperatury i planowanej wysokości lotu. Wskazana stąd wielkość obrotów silnika wynosi 2400 obr/min, co określa następujące wyniki:

Moc	65%
Rzeczywista prędkość lotu	132 knots (węzłów)
Zużycie paliwa	33.3l/h (8.8 US gal/h)

Można posłużyć się kalkulatorem mocy Cessna, aby dokładniej określić moc i zużycia paliwa podczas lotu.

NIEZBĘDNA ILOŚĆ PALIWA

Całkowita ilość paliwa niezbędnego do wykonania lotu może zostać określona przy użyciu danych osiągowych z rys. 5-7 oraz rys. 5-8. W odniesieniu do przykładu, z rys. 5-7 wynika, że na wznoszenie z 2000 do 8 000 ft wymagane jest zużycie 9 l (2.4 US gal) paliwa. Odpowiada to odległości 20 mil morskich przebytych w czasie wznoszenia. Wartości te są określone dla temperatury standardowej w większości odpowiadających planowanym lotom. Jakkolwiek można wprowadzić dalszą poprawkę wynikającą z różnicy temperatur jak zaznaczono to w tabeli wznoszenia. Odpowiedni wynik wynikający z niestandardowej wartości temperatury polega na zwiększeniu otrzymanych wartości czasu lotu, paliwa i odległości o 10% na każde 10°C powyżej temperatury standardowej, co jest efektem mniejszego wznoszenia. W takim przypadku, zakładając, że wartość temperatury jest o 16°C wyższa od standardowej wartości poprawek są następujące:

$$\frac{16^{\circ}\text{C}}{10^{\circ}\text{C}} \quad \times \quad 10\% = 16\% \text{ przyrostu}$$

Przy uwzględnieniu tego współczynnika, szacowane zużycie będzie następujące:

Zużycie paliwa na wznoszeniu (dla warunków standardowych):	9.0 l (2.4 US gal)
Przyrost spowodowany niestandardową temperaturą (9,0 l (2.4 US gal) x 16%)	<u>1.5 l (0.4 US gal)</u>
Poprawione zużycie paliwa w trakcie wznoszenia	10.6 l (2.8 US gal).

Posługując się podobną procedurą do obliczenia odległości przebytej na wznoszeniu otrzymuje się 10 NM (mil morskich).

Wynikowa długość trasy lotu jest następująca:

Całkowita odległość	425 NM
Odległość przebyta na wznoszeniu	<u>- 23 NM</u>
Odległość przebyta w locie trasowym	402 NM

Z przewidywanym wiatrem czołowym o prędkości 10 knots, prędkość podróżna (względem ziemi) wyniesie:

$$\begin{array}{r} 132 \\ -10 \\ \hline 122 \text{ knots} \end{array}$$

W związku z powyższym czas lotu części trasowej wynosi:

$$\frac{402 \text{ NM}}{122 \text{ knots}} = 3.3 \text{ godziny}$$

Wymagana ilość paliwa na część trasową lotu wyniesie:

$$3.3 \text{ h} \times 33.3 \text{ l/h} = 110.0 \text{ l (29.0 US gal)}$$

. Wymagane paliwo na 45 minutową rezerwę wyniesie:

$$\frac{45}{60} \times 33.3 \text{ l/h} = 25.0 \text{ l (6.6 US gal)}$$

Całkowite przewidywane zużycie paliwa jest następujące:

Uruchomienie silnika, kołowanie i start	5.3 l	(1.4 US gal)
Wznoszenie	10.6 l	(2.8 US gal)
Lot trasowy	109.8 l	(29.0 US gal)
Rezerwa	<u>25.0 l</u>	<u>(6.6 US gal)</u>
Razem zużycie paliwa	150.7 l	(39.8 US gal)

W trakcie trwania lotu sprawdzenie obliczonej prędkości podróżnej pozwala na bardziej szczegółowe oszacowanie czasu przelotu oraz odpowiadającą mu wymaganą ilość paliwa tak, aby pokonać trasę z wystarczającym zapasem paliwa.

LĄDOWANIE

Procedura podobna jak dla obliczeń do startu powinna zostać użyta do oszacowania drogi lądowania na lotnisku docelowym. Rys. 5-11 przedstawia informację o długości lądowania wykonanego techniką lądowania na skróconej drodze lądowania. Odległości odpowiadające wysokości 2.000 stóp oraz 30°C są następujące:

Dobieg	215 m (705 ft)
Długość lądowania z nad przeszkody H=50 ft	447 m (1465 ft)

Poprawka na wiatr może być wprowadzona na podstawie UWAGI 2 w tabeli przy zastosowaniu tej samej procedury, którą zastosowano do warunków startowych.

ZAKRESY TEMPERATUR UŻYTKOWYCH

Zadawalające warunki chłodzenia silnika zostały potwierdzone na samolocie wykonującym lot w temperaturze otoczenia wyższej o 23°C od temperatury standardowej. Nie należy tej informacji interpretować jako ograniczenie zakresu użytkowania. W zakresie ograniczeń użytkowania silnika należy się odnieść do rozdziału 2

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

POPRAWIONE (CECHOWANE) PRĘDKOŚCI LOTU

NORMALNY ODBIORNIK CIŚNIEŃ POWIETRZA (OCP)

WARUNEK:

Wymagana moc do lotu poziomego lub maksymalne obroty w zniżaniu.

KLAPY SCHOWANE														
KIAS	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160		
KCAS	55	63	71	80	89	99	108	118	128	138	147	157		
KLAPY 10°														
KIAS	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	---	---	---	---
KCAS	50	54	62	71	81	91	100	110	120	130	---	---	---	---
KLAPY 30°														
KIAS	40	50	60	70	80	90	100	---	---	---	---	---	---	---
KCAS	47	54	62	71	81	90	101	---	---	---	---	---	---	---

Rys. 8-1. Poprawione prędkości lotu (arkusz 1 z 2)

POPRAWIONE (CECHOWANE) PRĘDKOŚCI LOTU

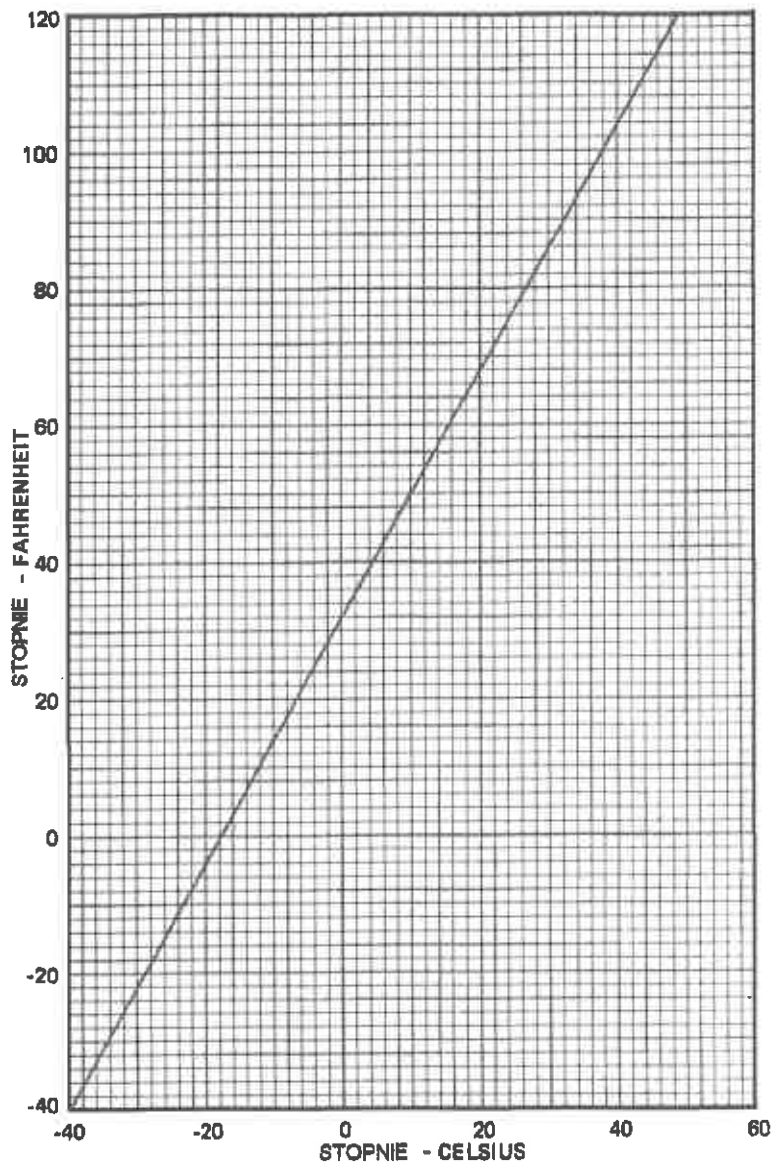
ZAPASOWY ODBIORNIK CIŚNIEŃ POWIETRZA (OCP)

**OGRZEWANIE KABINY I ODSZSZRANIANIE CAŁKOWICIE OTWARTE I
ZAMKNIĘTE OKNA.**

KLAPY SCHOWANE											
OCP NORMALNY KIAS	50	60	70	80	90	100	110	120	140	160	
ZAPASOWY KIAS	46	56	66	76	86	96	106	117	136	155	
KLAPY 10°											
OCP NORMALNY KIAS	50	60	70	80	90	100	110	120	130	---	
ZAPASOWY KIAS	45	56	66	80	90	100	109	119	128	---	
KLAPY 30°											
OCP NORMALNY KIAS	50	60	70	80	90	100	---	---	---	---	
ZAPASOWY KIAS	46	56	68	78	87	98	---	---	---	---	

Rys. 5-1. Poprawione prędkości lotu (arkusz 2 z 2)

PRZELICZANIE TEMPERATUR



Rys. 5-2. Wykres przeliczania temperatur

PRĘDKOŚCI PRZECIĄGNIĘCIA

WARUNKI:

Silnik na biegu jałowym

Podwozie: wypuszczone lub schowane

UWAGI:

1. Utrata wysokości w czasie wyprowadzenia samolotu ze stanu przeciągnięcia może wynosić 230 ft.
2. Wartości liczbowe KIAS są przybliżone

MAKSYMALNIE TYLNE SKRAJNE POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

CIĘŻAR kg	KLAPY	KĄT PRZECHYLENIA							
		0°		30°		45°		60°	
		KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
1202	SCHOWANE	46	54	49	58	55	64	65	76
	10°	42	52	45	56	50	62	59	74
	30°	39	50	42	54	47	59	56	71

MAKSYMALNIE PRZEDNIE SKRAJNE POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

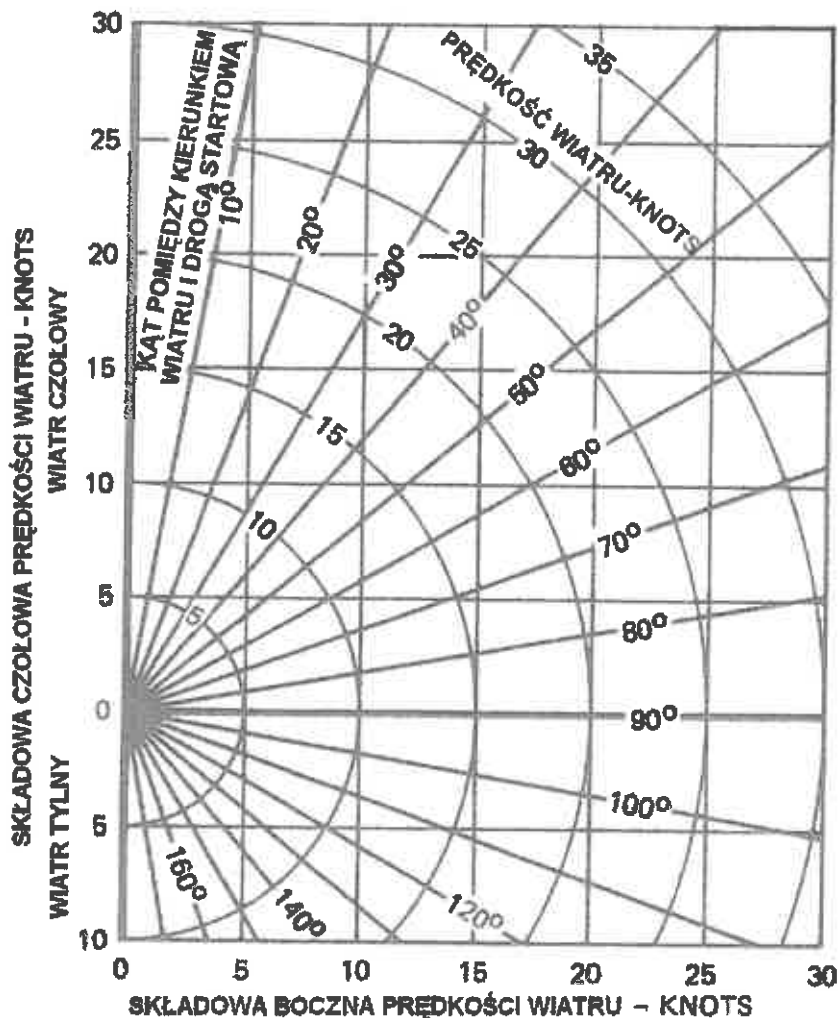
CIĘŻAR kg	KLAPY	KĄT PRZECHYLENIA							
		0°		30°		45°		60°	
		KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
1202	SCHOWANE	50	57	54	61	59	68	71	81
	10°	46	54	49	58	55	64	66	76
	30°	42	51	45	55	50	61	59	72

Rys. 5-3. Prędkości przeciągnięcia samolotu

SKŁADOWE PRĘDKOŚCI WIATRU

UWAGA:

Zademonstrowane zostały starty i lądowania przy wietrze bocznym o maksymalnej prędkości 12 knots (nie stanowi to ograniczenia)



Rys. 5-4. Składowe wiatru przy starcie i lądowaniu

DLUGOŚĆ STARTU

MAKSYMALNY CIĘŻAR STARTOWY 1202 kg

WARUNKI:

Klapy schowane
2700 obr/min. Pełne otwarcie przepustnicy do pozycji 2 kłopotów
Zasłonki otwarte
Utworzona, pozioma ścieżka nawierzchnia DS
Bezwiatrzak

SKRÓCONA DROGA STARTOWA

UWAGI:

1. Technika startu ze skróconej DS opisana w rozdziale 4.
2. Przed startem z DS pobozoną na poziomie powyżej 3 000 ft nieuczalnia powinna być zubożona do uzyskania maksymalnej mocy przy pełnym otwarciu przepustnicy
3. Na kładzie 8 kładzie prędkości wiatru czobowego długość startu zaniższa się o 10%. Przy starcie z wiatrem tylnym zwiększającym się do 10 km/h, długość startu wzrasta o 10% na kładzie 2 kładzie prędkości wiatru.
4. Przy startach z suchych nawierzchni trawianych wzrasta długość startu o 15%.

CIĘŻAR kg	PRĘDKOŚĆ STARTU KIAS		H BAR. STD ft	0°C			10°C			20°C			30°C			40°C			
	58	63		CALKOWITA DO H = 50 ft		ROZBIEG		CALKOWITA DO H = 50 ft		ROZBIEG		CALKOWITA DO H = 50 ft		ROZBIEG		CALKOWITA DO H = 50 ft		ROZBIEG	
				ft	m	ft	m	ft	m	ft	m	ft	m	ft	m	ft	m	ft	m
1202	58	63	0	955	1805	1025	1715	1100	1835	1175	1966	1260	2100	1175	1966	1260	2100	1175	1966
			1000	1040	1755	1120	1880	1200	2015	1285	2155	1375	2310	1410	2380	1510	2550	1510	2550
			2000	1140	1925	1225	2085	1315	2215	1410	2380	1510	2550	1510	2380	1655	2830	1655	2830
			3000	1250	2120	1340	2280	1440	2450	1545	2630	1655	2830	1655	2630	1820	3160	1820	3160
			4000	1370	2345	1475	2525	1585	2715	1700	2930	1820	3160	1700	2930	2005	3550	2005	3550
			5000	1505	2600	1620	2805	1740	3030	1870	3280	2005	3550	1870	3280	2215	4025	2215	4025
			6000	1680	2905	1785	3145	1920	3405	2065	3700	2215	4025	2065	3700	2450	4630	2450	4630
			7000	1830	3265	1970	3545	2120	3865	2280	4220	2450	4630	2280	4220	2720	5130	2720	5130
			8000	2025	3700	2160	4045	2350	4440	2530	4895	2720	5130	2530	4895	3000	5730	3000	5730

Rys. 5-5. Długość startu (arkusz 1 z 2)

DLUGOŚĆ STARTU

1134 kg i 1043 kg

SKRÓCONA DROGA STARTOWA

ODNIEŚ SIĘ DO ARKUSZA 1 CO DO WARUNKÓW I UWAG

CIĘŻAR kg	PRĘDKOŚĆ STARTU KLAS		H BAR. STD ft	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C		
	58	61		CALKOWITA DO H = 50 ft		CALKOWITA DO H = 50 ft		CALKOWITA DO H = 50 ft		CALKOWITA DO H = 50 ft		CALKOWITA DO H = 50 ft		
				ROZBIEG ft	ft	ROZBIEG ft	ft	ROZBIEG ft	ft	ROZBIEG ft	ft			
1134	58	61	S.L.	835	1400	895	1495	960	1595	1025	1705	1100	1820	
				910	1525	975	1635	1045	1745	1120	1865	1200	1995	
				2000	995	1070	1790	1145	1915	1225	2050	1315	2195	
				3000	1090	1835	1965	1255	2105	1345	2280	1440	2420	
				4000	1195	2015	2185	1375	2325	1475	2500	1580	2685	
				5000	1310	2230	2400	1515	2580	1625	2780	1740	2990	
				6000	1440	2470	2665	1665	2875	1790	3105	1920	3355	
				7000	1585	2760	1710	2980	1840	3230	1975	3500	2120	3800
				8000	1755	3085	1890	3360	2035	3655	2185	3980	2350	4350
				1043	58	59	S.L.	690	1160	740	1240	780	1320	845
750	1265	805	1350					860	1440	920	1535	985	1635	
2000	820	1380	880					1475	940	1575	1010	1690	1080	1795
3000	895	1605	960					1610	1030	1725	1105	1845	1180	1970
4000	980	1850	1050					1770	1130	1895	1210	2025	1295	2170
5000	1075	1815	1155					1950	1240	2090	1325	2240	1420	2400
6000	1180	2005	1265					2150	1360	2310	1460	2485	1565	2670
7000	1295	2220	1395					2385	1500	2570	1610	2765	1725	2980
8000	1430	2465	1540					2680	1655	2875	1775	3105	1905	3355

Rys. 5-5. Długość startu (arkusz 2 z 2)

MAKSYMALNE WZNOSZENIE

WARUNKI:

Klapy schowane

Podwozie schowane

2700 obr/min

Pełne otwarcie przepustnicy

Mieszanka zbożona powyżej 3000 ft

Zasłonki otwarte

CIĘŻAR kg	WYSOKOŚĆ BAR. STD. ft	PRĘDKOŚĆ NA WZNOSZENIU KIAS	PRĘDKOŚĆ WZNOSZENIA - ft/min			
			-20°C	0°C	20°C	40°C
1202	S.L.	84	825	855	780	710
	2000	83	825	785	885	820
	4000	81	720	855	580	525
	6000	80	620	660	495	435
	8000	78	525	465	405	340
	10,000	77	430	370	310	---
12,000	75	330	275	220	---	

Rys. 5-8. Maksymalne wznoszenie

CZAS LOTU, ODLEGŁOŚĆ I ZUŻYCIE PALIWA NA WZNOŚZENIU
MAKSYMALNE WZNOŚZENIE

WARUNKI:

Kłapy schowane
 Podwozie schowane
 2700 obr/min
 Pełne otwarcie przepustnicy
 Mieszanka zubożona powyżej 3000 ft
 Zasłonki otwarte
 Temperatura STD

UWAGI:

1. Na uruchomienie silnika, kołowanie i start uwzględnić należy dodatkowo 1.4 US gal paliwa.
2. Na każde 10° C powyżej temperatury STD następuje zwiększenie czasu, zużycia paliwa i odległości o 10%.
3. Odległość podana bez uwzględniania wpływu wiatru.

CIĘŻAR kg	WYSOKOŚĆ BAROMETR. STD ft	TEMP °C	PRĘDKOŚĆ NA WZNOŚZENIU KIAS	PRĘDKOŚĆ WZNOŚZENIA ft/min	OD POZIOMU MORZA		
					CZAS min	ZUŻYCIE PALIWA US gal	ODLEGŁOŚĆ NM
1202	Poziom morza	15	84	800	0	0.0	0
	1000	13	83	760	1	0.4	2
	2000	11	83	715	3	0.8	4
	3000	9	82	675	4	1.1	6
	4000	7	81	635	6	1.6	8
	5000	5	81	590	7	2.0	10
	6000	3	80	550	9	2.4	13
	7000	1	79	510	11	2.9	16
	8000	-1	78	465	13	3.3	19
	9000	-3	78	425	15	3.8	22
	10,000	-5	77	385	18	4.3	26
11,000	-7	76	340	21	4.9	30	
12,000	-9	75	300	24	5.5	35	

Rys. 5-7. Czas lotu, odległość i zużycie paliwa na wznoszeniu (arkusz 1 z 2)

**CZAS LOTU, ODLEGŁOŚĆ I ZUŻYCIE PALIWA NA WZNOŚZENIU
PRĘDKOŚĆ NA WZNOŚZENIU 90 KIAS**

WARUNKI:

Klapy schowane
Podwozie schowane
25600 obr/min
25 In Hg lub pełne otwarcie przepustnicy
Mieszanka zbożona powyżej 3000 ft
Zasłonki otwarte
Temperatura STD

UWAGI:

4. Na uruchomienie silnika, kołowanie i start uwzględnić należy dodatkowo 1.4 US gal paliwa.
5. Na każde 10° C powyżej temperatury STD następuje zwiększenie czasu, zużycia paliwa i odległości o 10%.
6. Odległość podana bez uwzględniania wpływu wiatru.

CIĘŻAR kg	WYSOKOŚĆ BAROMETR. STD ft	TEMP °C	PRĘDKOŚĆ WZNOŚZENIA ft/min	OD POZIOMU MORZA		
				CZAS min	ZUŻYCIE PALIWA US gal	ODLEGŁOŚĆ NM
1202	Poziom morza	15	530	0	0.0	0
	1000	13	530	2	0.4	3
	2000	11	530	4	0.7	6
	3000	9	530	6	1.1	9
	4000	7	530	8	1.4	12
	5000	6	520	9	1.8	15
	6000	3	475	11	2.2	18
	7000	1	430	14	2.6	22
	8000	-1	385	16	3.1	26

Rys. 5-7. Czas lotu, odległość i zużycie paliwa na wznoszeniu (arkusz 2 z 2)

OSIĄGI PRZELOTOWE

WYSOKOŚĆ BAROMETRYCZNA 2000 ft

WARUNKI:

Ciężar samolotu 1202 kg
 Zalecane zubożenie mieszanki
 Zasłonki zamknięte

UWAGA

Dla uzyskanie najlepszej ekonomii zużycia paliwa
 Zubożyć mieszankę tak aby uzyskać płynną pracę
 silnika lub wg piku EGT jeśli EGT jest zamonto-
 wany

OBRÓTY obr/min	CIŚ. ŁAD. In Hg	20°C PONIŻEJ EMP. STANDARDOWEJ -9°C			TEMPERATURA STANDARDOWA 11°C			20°C POWYŻEJ TEMP. STANDARDOWEJ 31°C		
		% MOCY	KTAS	USgal/h	% MOCY	KTAS	USgal/h	% MOCY	KTAS	USgal/h
2500	24	77	130	10.3	74	131	9.9	72	132	9.6
	23	72	127	9.7	70	128	9.4	68	128	9.1
	22	68	123	9.1	66	124	8.8	63	124	8.6
	21	63	120	8.6	61	120	8.3	59	120	8.1
2400	25	---	---	---	76	132	10.1	73	133	9.8
	24	74	128	9.9	72	129	9.6	69	130	9.3
	23	70	125	9.3	67	126	9.0	65	126	8.8
	22	65	121	8.8	63	122	8.5	61	122	8.3
2300	25	76	129	10.1	73	130	9.7	71	131	9.4
	24	71	126	9.5	69	127	9.2	67	127	8.9
	23	67	123	9.0	65	123	8.7	63	123	8.5
	22	63	119	8.5	61	119	8.2	59	119	8.0
2200	24	69	124	9.2	66	124	8.9	64	125	8.6
	23	64	121	8.7	62	121	8.4	60	120	8.2
	22	60	117	8.2	58	116	7.9	56	116	7.7
	21	56	112	7.7	54	112	7.5	52	111	7.3
2100	23	62	118	8.3	59	118	8.1	57	118	7.9
	22	57	114	7.9	55	114	7.6	54	113	7.4
	21	53	109	7.4	52	109	7.2	50	108	7.0
	20	49	105	6.9	48	103	6.7	46	101	6.6

Rys. 5-8. Osiągi przelotowe (arkusz 1 z 6)

OSIĄGI PRZELOTOWE

WYSOKOŚĆ BAROMETRYCZNA 4 000 ft

WARUNKI:

Ciężar samolotu 1202 kg
Zalecane zużycie mieszanki
Zasłonki zamknięte

UWAGA

Dla uzyskanie najlepszej ekonomii zużycia paliwa Zużyć mieszankę tak aby uzyskać płynną pracę silnika lub wg pliku EGT jeśli EGT jest zamontowany

		20°C PONIŻEJ TEMP. STANDARDOWEJ -13°C			TEMPERATURA STANDARDOWA 7°C			20°C POWYŻEJ TEMP. STANDARDOWEJ 27°C		
OBROTY obr/min	CIŚ. ŁAD. In Hg	% MOCY	KTAS	USgal/h	% MOCY	KTAS	USgal/h	% MOCY	KTAS	USgal/h
2500	24	---	---	---	77	135	10.2	74	136	9.9
	23	75	131	10.0	72	132	9.7	70	132	9.4
	22	70	127	9.4	68	128	9.1	66	128	8.8
	21	66	124	8.8	63	124	8.8	61	124	8.3
2400	24	77	132	10.2	74	133	9.9	72	134	9.6
	23	72	129	9.7	70	130	9.3	67	130	9.0
	22	68	126	9.1	65	126	8.8	63	126	8.5
	21	63	122	8.6	61	121	8.3	59	121	8.1
2300	25	---	---	---	78	134	10.1	73	136	9.7
	24	74	130	9.9	71	131	9.5	69	131	9.2
	23	70	127	9.3	67	127	9.0	65	127	8.7
	22	65	123	8.8	63	123	8.5	61	123	8.3
2200	24	71	128	9.5	69	129	9.2	66	129	8.9
	23	67	125	9.0	65	125	8.7	62	125	8.4
	22	63	121	8.5	60	121	8.2	58	120	8.0
	21	58	116	8.0	56	116	7.7	54	116	7.5
2100	23	64	122	8.6	62	122	8.4	60	122	8.1
	22	60	118	8.2	58	118	7.9	56	117	7.7
	21	56	114	7.7	54	113	7.4	52	112	7.2
	20	52	109	7.2	50	108	7.0	48	108	6.8
	19	48	103	6.7	46	101	6.6	44	98	6.4

Rys. 5-8. Osiągi przelotowe (arkusz 2 z 8)

OSIĄGI PRZELOTOWE

WYSOKOŚĆ BAROMETRYCZNA 6 000 ft

WARUNKI:

Ciężar samolotu 1202 kg
 Zalecane zubożenie mieszanki
 Zasłonki zamknięte

UWAGA

Dla uzyskanie najlepszej ekonomii zużycia paliwa
 Zubożyć mieszankę tak aby uzyskać płynną pracę
 silnika lub wg piku EGT jeśli EGT jest zamonto-
 wany

		20°C PONIŻEJ TEMP. STANDARDOWEJ -17°C			TEMPERATURA STANDARDOWA 3°C			20°C POWYŻEJ TEMP. STANDARDOWEJ 23°C		
OBROT obr/min	CIŚ. ŁAD. In Hg	% MOCY	KTAS	USgal/h	% MOCY	KTAS	USgal/h	% MOCY	KTAS	USgal/h
2500	23	---	---	---	75	136	10.0	72	136	9.6
	22	73	132	9.7	70	132	9.4	68	132	9.1
	21	68	128	9.1	66	128	8.8	63	128	8.6
	20	63	123	8.6	61	123	8.3	59	123	8.1
2400	24	---	---	---	77	137	10.2	74	138	9.9
	23	75	133	10.0	72	134	9.8	70	134	9.3
	22	70	130	9.4	68	130	9.1	66	130	8.8
	21	66	126	8.8	63	126	8.6	61	126	8.3
2300	24	77	134	10.2	74	135	9.8	71	136	9.5
	23	72	131	9.6	70	132	9.3	67	132	9.0
	22	68	127	9.1	65	128	8.8	63	127	8.5
	21	63	123	8.5	61	123	8.3	59	123	8.0
2200	24	74	132	9.9	71	133	9.5	69	133	9.2
	23	70	129	9.3	67	129	9.0	65	129	8.7
	22	65	125	8.8	63	125	8.5	61	125	8.2
	21	61	121	8.3	59	120	8.0	57	120	7.8
2100	23	67	126	8.9	64	126	8.7	62	126	8.4
	22	62	122	8.5	60	122	8.2	58	122	7.9
	21	58	118	8.0	56	117	7.7	54	117	7.5
	20	54	113	7.5	52	112	7.3	50	110	7.0
	19	50	108	7.0	48	108	6.8	46	103	6.6

Rys. 5-8. Osiągi przelotowe (arkusz 3 z 6)

OSIĄGI PRZELOTOWE

WYSOKOŚĆ BAROMETRYCZNA 8 000 ft

WARUNKI:

Ciężar samolotu 1202 kg
Zalecone zużycie mieszanki
Zasłonki zamknięte

UWAGA

Dla uzyskanie najlepszej ekonomii zużycia paliwa
Zubożyć mieszankę tak aby uzyskać płynną pracę
silnika lub wg piku EGT jeśli EGT jest zamontowa-
ny

OBROT obr/min	CIŚ. ŁAD. in Hg	20°C PONIŻEJ TEMP. STANDARDOWEJ -21°C			TEMPERATURA STANDARDOWA -1°C			20°C POWYŻEJ TEMP. STANDARDOWEJ 19°C		
		% MOCY	KTAS	USgal/h	% MOCY	KTAS	USgal/h	% MOCY	KTAS	USgal/h
2700	22	---	---	---	77	140	10.3	74	141	9.9
	21	75	135	10.0	72	136	9.6	70	136	9.3
2600	22	---	---	---	75	138	10.0	72	138	9.6
	21	73	134	9.7	70	134	9.4	68	134	9.1
	20	68	129	9.1	65	129	8.8	63	129	8.5
2500	22	75	138	10.0	73	136	9.7	70	137	9.4
	21	71	132	9.4	68	132	9.1	66	132	8.8
	20	66	128	8.8	63	127	8.6	61	127	8.3
	19	61	123	8.3	59	122	8.0	57	121	7.8
2400	22	73	134	9.7	70	134	9.4	68	134	9.1
	21	68	130	9.1	66	130	8.8	63	129	8.6
	20	64	125	8.8	61	125	8.3	59	124	8.1
	19	59	120	8.0	57	120	7.8	55	118	7.6
2300	22	70	132	9.4	68	132	9.1	65	132	8.8
	21	66	128	8.8	63	127	8.5	61	127	8.3
	20	61	123	8.3	59	122	8.0	57	121	7.8
	19	57	118	7.8	55	117	7.5	53	115	7.3
2200	22	68	129	9.1	65	129	8.8	63	129	8.5
	21	63	125	8.5	61	125	8.3	59	124	8.0
	20	59	120	8.0	57	120	7.8	55	118	7.6
	19	54	115	7.5	52	114	7.3	51	112	7.1
2100	22	65	127	8.7	63	127	8.5	60	126	8.2
	21	61	122	8.2	59	122	8.0	57	121	7.7
	20	56	117	7.7	54	116	7.5	53	115	7.3
	19	52	112	7.3	50	110	7.0	49	108	6.8
	18	48	105	6.8	46	102	6.6	45	99	6.4

Rys. 5-8. Osiągi przelotowe (arkusz 4 z 6)

OSIĄGI PRZELOTOWE

WYSOKOŚĆ BAROMETRYCZNA 10 000 ft

WARUNKI:

Ciężar samolotu 1202 kg
 Zalecane zużycie mieszanki
 Zasłonki zamknięte

UWAGA

Dla uzyskanie najlepszej ekonomii zużycia paliwa
 Zużyć mieszankę tak aby uzyskać płynną pracę
 silnika lub wg piku EGT jeśli EGT jest zamonto-
 wany

OBROTY obr./min.	CIŚ. ŁĄD. In Hg	20°C PONIŻEJ TEMP. STANDARDOWEJ -25°C			TEMPERATURA STANDARDOWA -5°C			20°C POWYŻEJ TEMP. STANDARDOWEJ 15°C		
		% MOCY	KTAS	USgal/h	% MOCY	KTAS	USgal/h	% MOCY	KTAS	USgal/h
2700	20	72	136	9.7	70	136	9.3	67	136	9.0
	19	67	131	9.0	65	131	8.7	62	130	8.4
2600	20	70	134	9.4	68	134	9.0	65	133	8.8
	19	65	129	8.8	63	128	8.5	61	128	8.2
	18	60	123	8.2	58	123	7.9	56	121	7.7
2500	20	68	132	9.1	66	132	8.8	63	131	8.5
	19	63	127	8.5	61	128	8.3	59	125	8.0
	18	58	121	8.0	56	120	7.7	54	119	7.5
	17	54	115	7.4	52	113	7.2	50	110	7.0
2400	20	66	130	8.9	63	129	8.6	61	129	8.3
	19	61	124	8.3	59	124	8.0	57	123	7.8
	18	56	119	7.7	54	118	7.5	52	115	7.3
	17	52	112	7.2	50	110	7.0	48	107	6.8
2300	20	64	127	8.8	61	127	8.3	59	126	8.0
	19	59	122	8.0	57	121	7.8	55	119	7.5
	18	54	116	7.5	52	114	7.3	51	112	7.1
	17	50	109	7.0	48	106	6.8	46	103	6.6
2200	20	61	125	8.3	59	124	8.0	57	123	7.8
	19	57	119	7.8	55	118	7.5	53	116	7.3
	18	52	113	7.3	50	111	7.0	49	108	6.9
2100	20	59	122	8.0	57	121	7.8	55	119	7.5
	19	55	116	7.5	52	115	7.3	51	112	7.1
	18	50	110	7.0	48	107	6.8	47	104	6.6

Rys. 5-8. Osiągi przelotowe (arkusz 5 z 6)

OSIĄGI PRZELOTOWE

WYSOKOŚĆ BAROMETRYCZNA 12 000 ft

WARUNKI:

Cieężar samolotu 1202 kg
Zalecane zużycie mieszanki
Zasłonki zamknięte

UWAGA

Dla uzyskanie najlepszej ekonomii zużycia paliwa
Zubożyć mieszankę tak aby uzyskać płynną pracę
silnika lub wg piku EGT jeśli EGT jest zamontowa-
ny

		20°C PONIŻEJ TEMP. STANDARDOWEJ -29°C			TEMPERATURA STANDARDOWA -9°C			20°C POWYŻEJ TEMP. STANDARDOWEJ 11°C		
BROTY obr/min	CIŚ. ŁAD. In Hg	% MOCY	KTAS	USgal/h	% MOCY	KTAS	USgal/h	% MOCY	KTAS	USgal/h
2700	19	69	135	9.3	67	135	9.0	64	134	8.7
	18	64	130	8.7	62	129	8.4	60	128	8.1
2600	19	67	133	9.0	65	133	8.7	63	132	8.5
	18	62	128	8.4	60	127	8.2	58	125	7.9
	17	57	121	7.8	55	120	7.5	53	117	7.4
2500	19	65	131	8.8	63	131	8.5	61	130	8.3
	18	61	128	8.2	58	125	8.0	56	123	7.7
	17	58	119	7.6	54	117	7.4	52	115	7.2
	16	51	112	7.1	49	108	6.9	47	104	6.7
2400	19	63	129	8.6	61	128	8.3	59	127	8.0
	18	59	123	7.8	56	122	7.7	54	120	7.5
	17	54	117	7.4	52	114	7.2	50	111	7.0
	16	49	108	6.9	47	105	6.7	46	100	6.6
2300	19	61	128	8.3	59	125	8.0	57	124	7.8
	18	57	120	7.8	54	119	7.5	53	118	7.3
	17	52	113	7.2	50	111	7.0	48	107	6.8
2200	19	60	124	8.1	57	123	7.8	55	121	7.6
	18	55	118	7.5	53	115	7.3	51	112	7.1
	17	50	110	7.0	48	107	6.8	46	103	6.6
2100	19	57	121	7.8	55	119	7.5	53	117	7.3
	18	52	114	7.3	50	112	7.1	49	108	6.9
	17	48	106	6.8	46	102	6.6	45	98	6.4

Rys. 5-8. Osiągi przelotowe (arkusz 6 z 6)

DIAGRAM ZASIĘGU

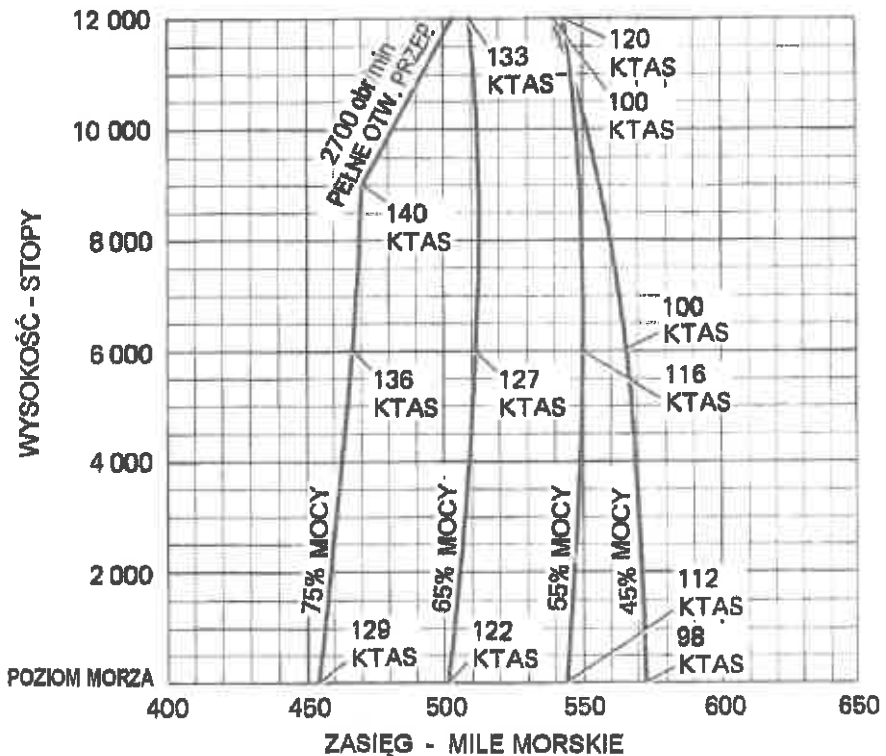
Zapas paliwa na 45 minut lotu
44 US gal paliwa zużywalnego

WARUNKI:

Ciężar samolotu 1202 kg
Mieszanka zubożona do przelotu
Temperatura standardowa
Bezwietrznie

UWAGA:

Na diagramie uwzględniono paliwo na uruchomienie silnika, kołowanie, start i odległość przebytą w trakcie normalnego wznoszenia do 8000 ft i maksymalnego wznoszenia powyżej 8000 ft.



Rys. 5-9. Diagram zasięgu (arkusz 1 z 2)

DIAGRAM ZASIĘGU

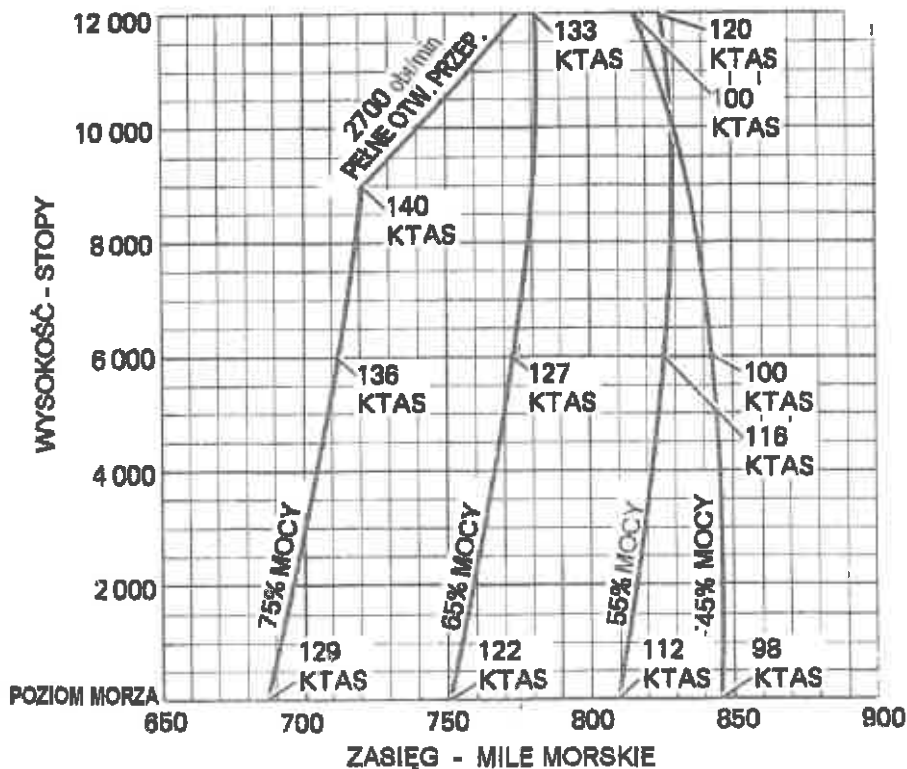
Zapas paliwa na 45 minut lotu
62 US gal paliwa zużywalnego

WARUNKI:

- Ciężar samolotu 1202 kg
- Mieszanka zubożona do przelotu
- Temperatura standardowa
- Bezwietrznie

UWAGA:

Na diagramie uwzględniono paliwo na uruchomienie silnika, kołowanie, start i odległość przebytą w trakcie normalnego wznoszenia do 8000 ft i maksymalnego wznoszenia powyżej 8000 ft.



Rys. 5-9. Diagram zasięgu (arkusz 2 z 2)

DIAGRAM DŁUGOTRWAŁOŚCI LOTU
Zapas paliwa na 45 minut lotu
44 US gal paliwa zużywalnego

WARUNKI:

Ciężar samolotu 1202 kg

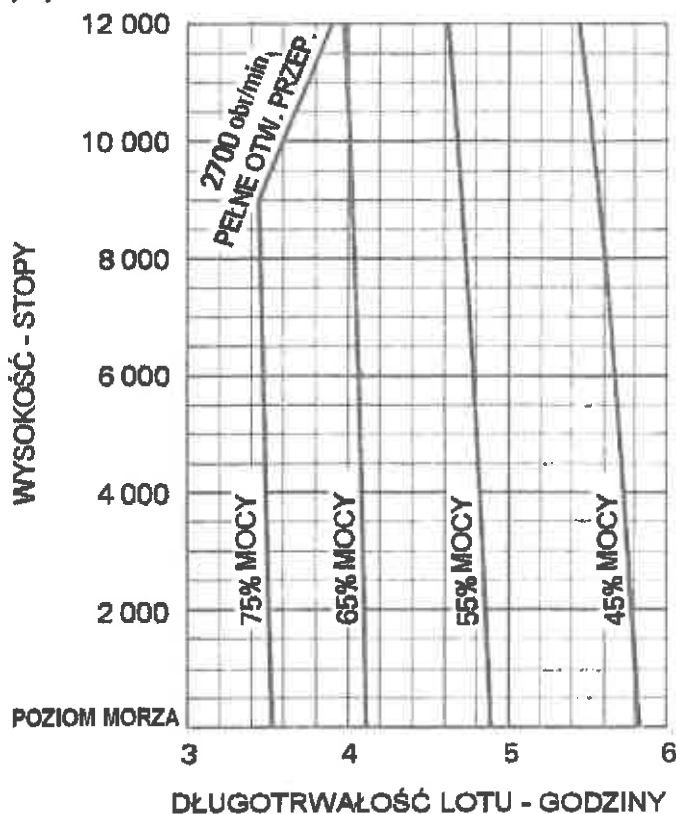
Mieszanka zbożona do przelotu

Temperatura standardowa

Bezwietrznie

UWAGA:

Na diagramie uwzględniono paliwo na uruchomienie silnika, kołowanie, start i odległość przebytą w trakcie normalnego wznoszenia do 8000 ft i maksymalnego wznoszenia powyżej 8000 ft.



Rys. 5-10. Diagram długotrwałości lotu (arkusz 1 z 2)

DIAGRAM DŁUGOTRWAŁOŚCI LOTU

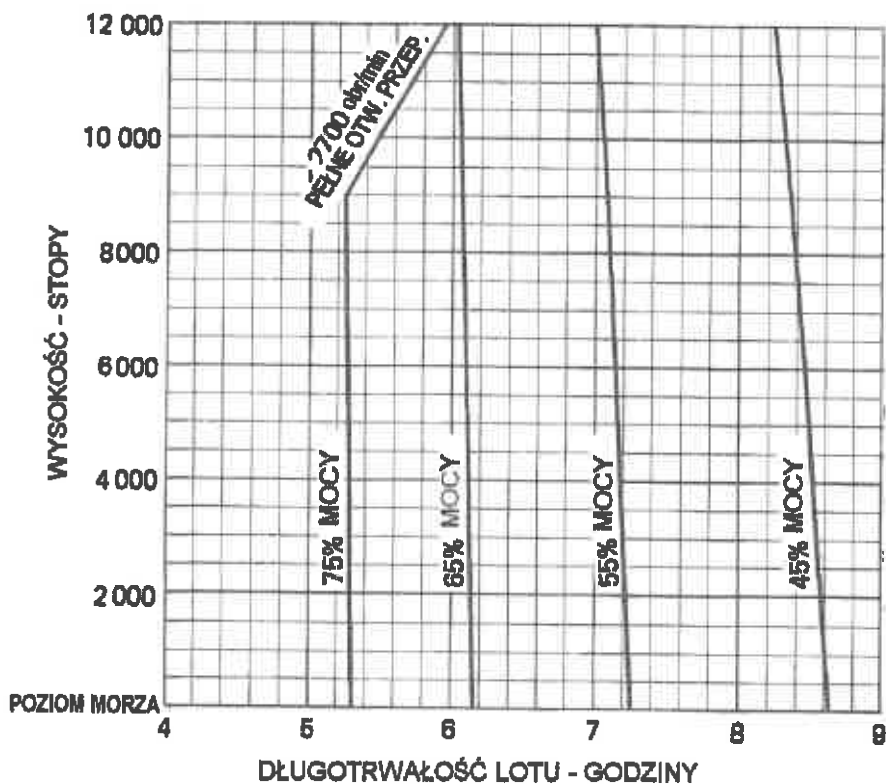
Zapas paliwa na 45 minut lotu
62 US gal paliwa zużywalnego

WARUNKI:

Ciężar samolotu 1202 kg
Mieszanka zubożona do przelotu
Temperatura standardowa
Bezwietrznie

UWAGA:

Na diagramie uwzględniono paliwo na uruchomienie silnika, kołowanie, start i odległość przebytą w trakcie normalnego wznoszenia do 8000 ft i maksymalnego wznoszenia powyżej 8000 ft.



Rys. 5-10. Diagram długotrwałości lotu (arkusz 2 z 2)

DŁUGOŚĆ LĄDOWANIA

SKRÓCONA DROGA LĄDOWANIA

WARUNKI:

Klasy 30°

Silnik na biegu jałowym

Pełne hamowanie

Utwardzona, pozioma, sucha nawierzchnia DS

Bezwietrznie

UWAGI:

1. Technika lądowania na skróconej DS opisana w rozdziale 4.

2. Na każde 9 knots prędkości wiatru czołowego długość lądowania zmniejsza się o 10%. Przy lądowaniu z wiatrem tylnym zwiększającym się do 10 knots, długość lądowania wzrasta o 10% na każde 2 knots prędkości wiatru.

3. Przy lądowaniu na suchych nawierzchniach trawistawych wzrasta długość dobiegu o 40%.

4. Lądowanie bez wycyflonych ślad wymaga zwiększenia prędkości lotu o 9 KIAS i powoduje wydłużenie długości lądowania do 35%.

CIĘŻAR kg	PRĘDKOŚĆ na H = 50ft KIAS	H BAR. STD ft	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
			DOBIEG ft	CALKOWITA OD H = 50 ft ft	DOBIEG ft	CALKOWITA OD H = 50 ft ft	DOBIEG ft	CALKOWITA OD H = 50 ft ft	DOBIEG ft	CALKOWITA OD H = 50 ft ft	DOBIEG ft	CALKOWITA OD H = 50 ft ft
1202	63	0	580	1290	615	1325	635	1355	660	1390	680	1425
		1000	615	1325	635	1355	660	1395	685	1430	705	1465
		2000	635	1355	660	1395	685	1430	710	1470	735	1505
		3000	680	1395	685	1430	710	1470	735	1510	760	1545
		4000	685	1430	710	1470	735	1510	765	1550	785	1585
		5000	710	1470	740	1515	765	1555	795	1595	820	1630
		6000	740	1515	765	1555	795	1600	825	1645	850	1680
		7000	770	1560	795	1600	825	1645	855	1685	880	1725
		8000	800	1605	825	1645	855	1690	885	1735	915	1780

Fj Rys. 5-11. Długość lądowania

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

ROZDZIAŁ 6

CIEŻAR I POŁOŻENIE ŚRODKA CIEŻKOŚCI / WYKAZ WYPOSAŻENIA

SPIS TREŚCI

	Strona
WPROWADZENIE.....	6-3
PROCEDURY WAŻENIA SAMOŁOTU.....	6-3
CIEŻAR I POŁOŻENIE ŚRODKA CIEŻKOŚCI	6-6
Kotwiczenie bagażu.....	6-6
WYKAZ WYPOSAŻENIA.....	6-15

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZPISANA

WPROWADZENIE

W rozdziale 6 opisana jest procedura określenia ciężaru pustego samolotu oraz jego momentu statycznego. Do odnośnych opisów dodany jest przykład przedmiotowych obliczeń. Przedstawiona jest również procedura obliczania ciężaru i momentu dla różnych stanów załadowania samolotu. Z tyłu tego rozdziału dołączona jest obszerna wykaz wyposażenia Cessna dostępnego do tego samolotu.

Należy zwrócić uwagę, że dane dotyczące ciężaru, ramion i momentów charakteryzujących przedmiotowy samolot, mogą być określone wyłącznie w odpowiednich, znajdujących się na samolocie protokołach ważenia.

Pilot jest odpowiedzialny za zapewnienie prawidłowego załadowania samolotu.

PROCEDURY WAŻENIA SAMOLOTU

1. Przygotowanie:

- a. Napompować opony do wymaganego ciśnienia użytkowego.
- b. Usunąć łączniki zaworów szybkiego spustu odstożników zbiorników paliwa i spuścić całkowicie paliwo z instalacji paliwowej samolotu korzystając z zaworów szybkiego spustu i z naczynie probierczego.
- c. Napełnić silnik olejem do normalnego poziomu (8 qt wg wskaźnika).
- d. Przesunąć fotele w maksymalnie przednie pozycje.
- e. Ustawić klapy do pozycji całkowicie schowanej.
- f. Ustawić wszystkie powierzchnie sterowe w pozycji neutralnej.

2. Poziomowanie

- a. Ustawić wagi pod każdym z kół (minimalna nośność każdej z wag 227 kg).
- b. Spuścić powietrze z koła przedniego oraz/albo opuścić lub podnieść przedni amortyzator, aby dokładnie wyśrodkować pęcherz poziomicy (patrz rys. 6-1).

3. Ważenie:

- a. Z samolotem ustawionym poziomo i ze zwolnionymi hamulcami, odczytać ciężar na każdej wadze. Odjąć od każdego odczytu tarę, jeśli taka występuje

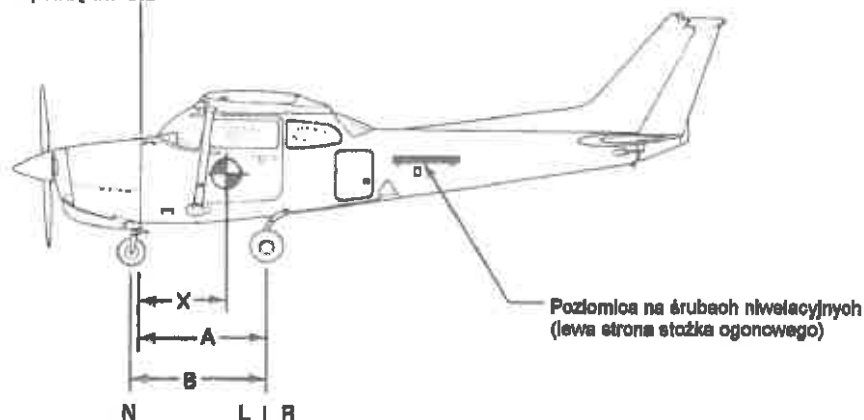
4. Pomiary:

- a. Określić wymiar A przez poziomy pomiar (wzdłuż osi podłużnej samolotu) od linii pomiędzy środkami kół głównych do pionu spuszczonego z przegrody ogniowej.
- b. Określić wymiar B przez poziomy i równoległy do osi podłużnej samolotu pomiar od środka osi koła przedniego do pionu spuszczonego z linii łączącej środki kół głównych, mierząc z lewej strony. Powtórzyć pomiar z prawej strony i obliczyć średnią wartość.

5. Na podstawie ciężarów określonych w p. 3 i wymiarów w p.4 na rys. 6-1 można określić ciężar samolotu i położenie jego środka ciężkości.

6. Podstawowy ciężar pustego samolotu można określić przez wypełnienie tabeli na rys. 6-1.

Płaszczyzna odniesienia (przegroda ogniowa, przednia strona)
 Współrzędna 0,0



Punkt ważenia	Odczyt	Tara	Symbol	Ciężar netto
Lewe koło			L	
Prawe koło			P	
Przednie koło			N	
Suma ciężarów netto (zgodnie z ważeniem)			C	

$$X = \text{ramię ŚC} = (A) - \frac{(N) \times (B)}{C}; \quad X = (\quad) - \frac{(\quad) \times (\quad)}{(\quad)} = (\quad) \text{ m}$$

Pozycje	Ciężar (kg)	x	ramię ŚC (m)	=	moment (kgm)
Ciężar samolotu (z pozycji 5, strona 6-3)					
Dodać nieużywalne paliwo: (4 USgal dla 2.7 kg/USgal)	10.9		1.168		12.73
Zmiana wyposażenia					
Ciężar pustego samolotu					

Rys. 6-1. Obliczanie ciężaru samolotu

PRZYKŁADOWY ZAPIS CIĘŻARU I POŁOŻENIA ŚC

(KOMBITYLACJA KOLEJNYCH ZMIAN CIĘŻARU I WYWAŻENIA PO ZMIANACH STRUKTURALNYCH LUB WYPOSAŻENIA)

MODEL SAMOLOTU			NR SERII					NR STRONY														
			ZMIANA CIĘŻARU					ZMIANA CIĘŻARU PODST. PUSTEGO	CIĘŻAR kg	MOMENT kgm												
NR POZYCJI		OPIS PRODUKTU LUB MODYFIKACJI	ZMIĘKSZENIE (+)								ZWIĘKSZENIE (-)											
			DATA	DO	Z	CIĘŻAR kg	RAMIĘ m				MOMENT kgm	CIĘŻAR kg	RAMIĘ m	MOMENT kgm	CIĘŻAR kg	MOMENT kgm						
						ZGODNIE Z PRZYJĘCIEM																

Rys. 6-2. Przykład zapisu ciężaru samolotu i położenia ŚC

OKRESLANIE CIĘŻARU I POŁOŻENIA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

Poniższe informacje pozwolą na użytkowanie samolotu Cessna w zakresie ustalonych ograniczeń ciężarowych i położenia środka ciężkości. Do określenia ciężaru i położenia środka ciężkości wykorzystać tabelę obliczania stanu załadowania samolotu, diagram załadowania oraz obwiednię momentu środka ciężkości w następujący sposób.

Podstawowy ciężar pustego samolotu oraz jego moment odczytać z odpowiedniego arkusza ważenia i pozycji ŚC znajdującego się na samolocie i wstawić je do kolumny zatytułowanej TWOJ SAMOLOT w obliczeniu stanu załadowania.

UWAGA

Oprócz ciężaru pustego samolotu i momentu, podano również ramię S.C. (współrzędna kadłuba), ale nie musi ono być użyte w tabeli obliczania ciężaru i położenia S.C. (Uwaga tłumacza: momenty obliczane w jednostkach *lb.inch* muszą być podzielone przez 1000 i ta wartość jako moment/1000 użyta jest do obliczania załadowania. W przypadku użycia jednostek *kgm* wartość taka jest stosowana bezpośrednio. Przy stosowaniu *kgmm* otrzymane wartości dzielić należy przez 1000)

Posłużyć się Diagramem Załadowania, aby określić moment dla każdej dodatkowej pozycji, która ma być przewożona. Następnie sporządzić protokół załadowania samolotu

UWAGA

Dane odnoszące się do pilota, pasażerów i bagaży na Diagramie Załadowania są oparte na ustawieniu foteli dla średnich osób i bagażu w środku przestrzeni bagażowej w sposób przedstawiony na diagramie rozmieszczenia ładunku Dla załadowania, które może się różnić od tego przypadku, w obliczeniu załadowania i wyważenia podaje się współrzędne kadłuba tych elementów, aby wskazać zakres przedniego i tylnego położenia ŚC (zakres przesunięcia fotela lub ograniczenia przestrzeni bagażowej). Dodatkowe obliczenia momentu oparte o aktualny ciężar i ramię środka ciężkości (współrzędna kadłuba), muszą być przeprowadzone, jeśli położenie obciążenia jest inne niż to przedstawione na Diagramie Załadowania.

Wartości końcowe ciężaru i momentu oraz odpowiadający im punkt na wykresie Obwiedni Położenia Momentu Środka Ciężkości, wskazują czy punkt znajduje się wewnątrz obwiedni i czy sposób załadowania jest do zaakceptowania.

KOTWICZENIE BAGAŻU

Nylonowa bagażowa siatka z mocującymi taśmami jest standardowym wyposażeniem przeznaczonym do zabezpieczania bagażu do podłogi z tyłu fotela (strefa bagażowa 1) w tylniej strefie bagażowej (strefa bagażowa 2).

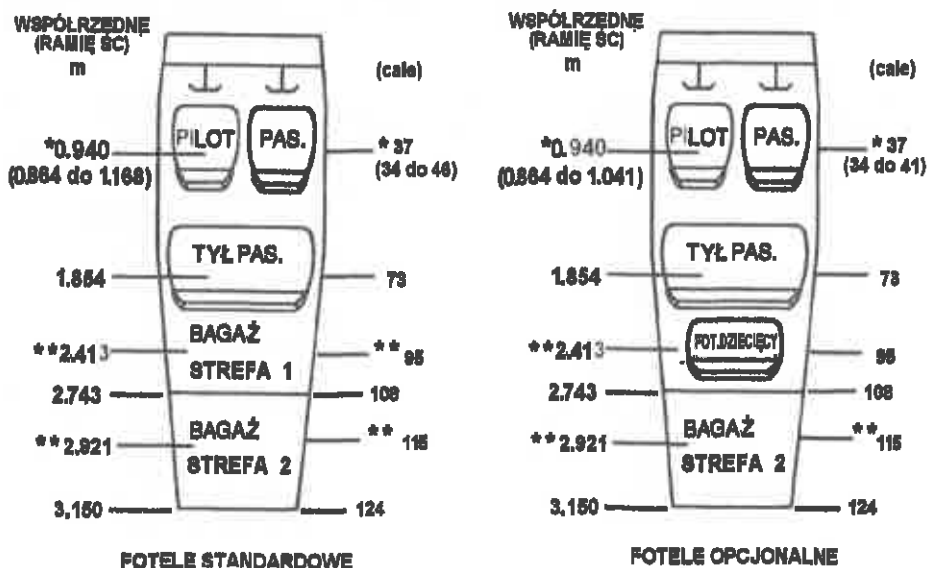
Sześć kółek oczkowych służy jako punkty mocowania dla siatki. Dwa kółka kotwiczne dla przednich taśm mocujących są montowane do podłogi kabiny w pobliżu bocznych ścianek obok drzwi bagażowych około współrzędnej 2.286 m (90 cali), dwa kółka kotwiczne są montowane do podłogi prawie wewnątrz każdej ściany bocznej ok. współrzędnej wręgowej 2.743 mm (108 cali) i dwa kółka kotwiczne umieszczone są poniżej tylnych okien w pobliżu każdej ściany bocznej ok. współrzędnej 2.743 mm (108 cali). Na tabliczce umieszczonej na drzwiach bagażowych podane są ograniczenia ciężarowe dotyczące stref bagażowych.

Jeżeli do przewożenia bagażu używana jest tylko strefa 1, to powinny być użyte dwa przednie montowane do podłogi i dwa tylne mocowane do podłogi kółka kotwiczne (lub dwa poniżej tylnych okien) w zależności od wysokości bagażu. Gdy bagaż jest przewożony tylko w strefie 2 tylne podłogowe i poniżej tylnych okien kółka kotwiczne powinny być użyte. Gdy bagaż jest rozmieszczony w obydwu strefach powinny być użyte wszystkie kółka kotwiczne.

ROZMIESZCZENIE ŁADUNKU

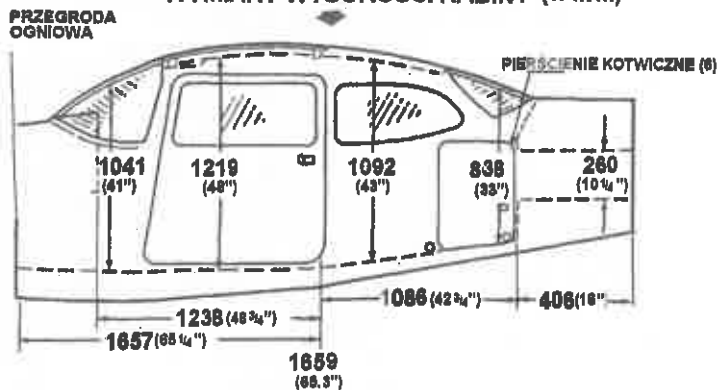
- * Położenie środka ciężkości pilota lub pasażera na przesuwanym fotelu przyjęto dla średniego użytkownika. Liczby w nawiasach przednią i tylną granicę zakresu środka ciężkości użytkownika
- ** Ramię jest mierzone do środka pokazanej powierzchni.

- UWAGI:**
1. Ramię ŚC zużywanego paliwa w zbiornikach integralnych jest położone na współrzędnej 1.219 m (48.0 cal).
 2. Tylna ściana kabiny (współrzędna ok. 2.743 m (108 cal)) lub tylna ściana pomieszczenia bagażowego (współrzędna ok. 3.150 m - 124 cal) mogą służyć jako wygodny punkt odniesienia do określania współrzędnej kadłuba obciążonego bagażem.



Rys. 6-3. Rozmieszczenie ładunku

WYMIARY WYSOKOŚCI KABINY (w mm)



WYMIARY OTWORU DRZWI (w mm)

	SZER. (GÓRA)	SZER. (DÓŁ)	WYS. (PRZÓD)	WYS. (TYŁ)
DRZWI KABINY	813 (32")	940 (37")	1029 (40 1/2")	991 (39")
DRZWI BAGAŻNIKA	387 (15 1/4")	387 (15 1/4")	559 (22")	533 (21")

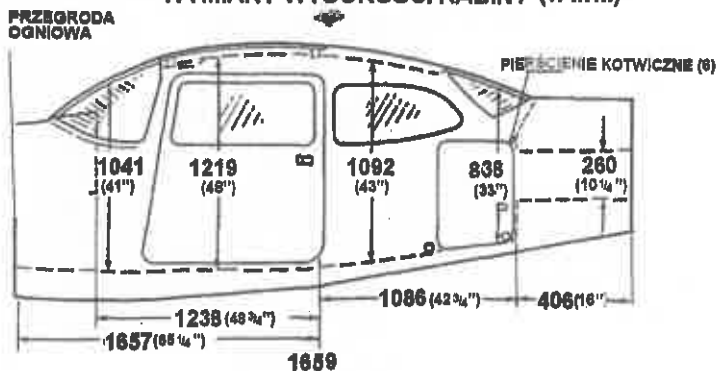
- LINIA POZIOMU OKNA
- * PODŁOGA KABINY

WYMIARY SZEROKOŚCI KABINY (w mm)

TABLICA PRZYRZĄDÓW.

WRĘGA WZMOCNIONA TYLNEGO
CIĘPŁA DRZWIOWEGO

WYMIARY WYSOKOŚCI KABINY (w mm)



Rys. 6-4. Wymiary wewnętrzne kabiny

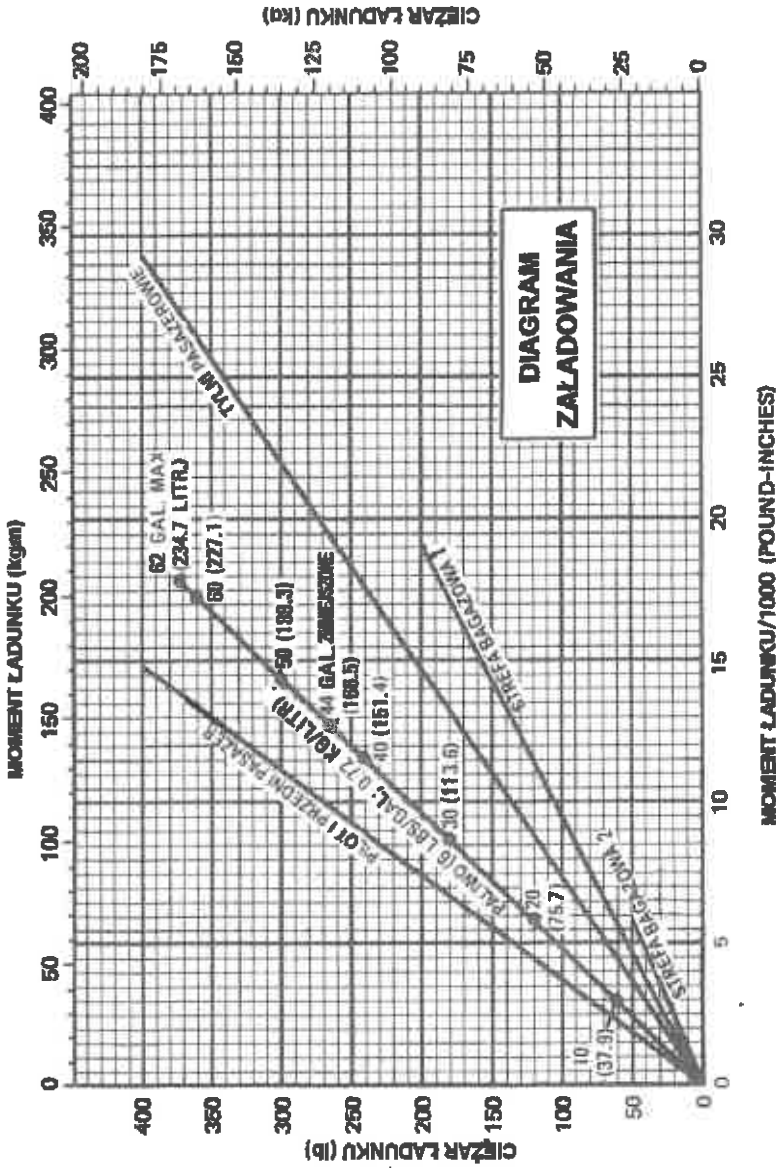
	SAMOLOT PRZYKŁADOWY		TWÓJ SAMOLOT	
	Ciężar Kg (lb)	Moment kgm (lb-in/1000)	Ciężar Kg (lb)	Moment kgm (lb-in/1000)
1. Ciężar podstawowego pustego samolotu. (Wstawić dane odnoszące się do rubryki „twój samolot” z rzeczywistym wyposażeniem z wyjątkiem nie zużywanego paliwa i całkowitego napełnienia olejem.)	754.8 (1664)	727.0 (63.1)		
2. Zużywalne paliwo dla 0.72 kg/litr (6 lbs/USgal.) (62 US gal maksymalnie)				
Zmniejszona ilość paliwa (44 USgal.)	108.9 (240)	146.3 (12.7)		
3. Pilot i pasażer na przednim fotelu (współrzędne 0.864 do 1.168 m (34 do 48 cal))	154.2 (340)	145.2 (12.6)		
4. Pasażerowie na tylnych fotelach	154.2 (340)	285.7 (24.8)		
5. *Bagaż w strefie 1 współrzędne 2.083 do 2.743 m [82 do 108 cal] maks. 90.7 kg [200 lb]	22.7 (50)	55.3 (4.8)		
6. *Bagaż w strefie 2 (współrzędne 2.743 do 3.150 m [108 do 124 cal] maks. 22.7 kg [50 lb])				
7. Ciężar do kołowania i moment	1205.6 (2658)	1359.5 (118.0)		
8. Zapas paliwa na rozruch silnika, kołowanie i próbę	-3.6 (-8.0)	-4.6 (-0.4)		
9. Ciężar do startu i moment (różnica pozycji 7 i 8)	1202.0 (2650)	1354.9 (117.6)		
10. Umieścić ten punkt 1202,0 1354,9 (2650 117,6) na Obwiedni Momentu Środka Ciężkości i jeżeli punkt ten znajduje się w obwiedni, to załadunek jest do zaakceptowania. * Maksymalnie dopuszczalna wielkość ciężaru połączonego bagażu w strefach bagażnika 1 i 2 wynosi 90,7 kg (200 lb).				

Rys. 6-5. Przykładowe obliczenie stanu załadunku (arkusz 1 z 2)

TWÓJ SAMOLOT		TWÓJ SAMOLOT		TWÓJ SAMOLOT		TWÓJ SAMOLOT	
CIEŻAR	MOMENT	CIEŻAR	MOMENT	CIEŻAR	MOMENT	CIEŻAR	MOMENT
kg	kgm	kg	kgm	kg	kgm	kg	kgm

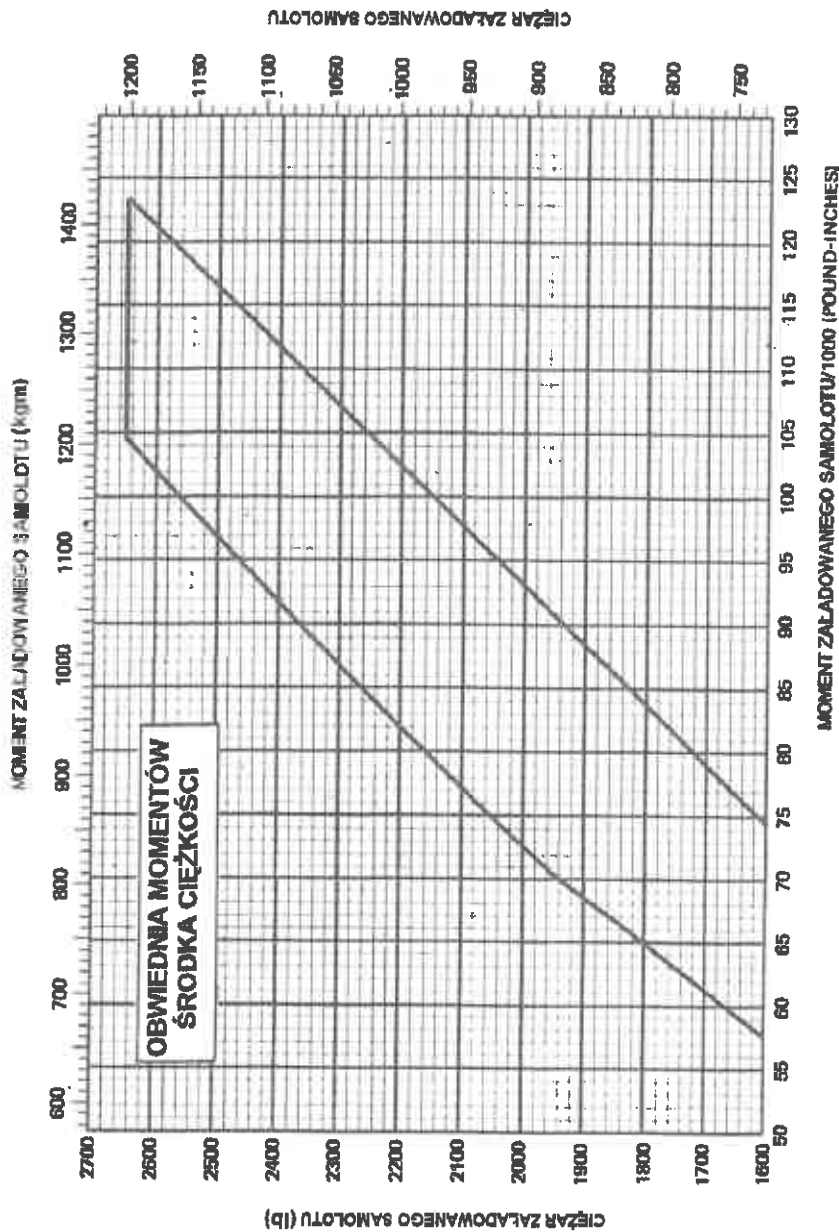
Przy użycowaniu różnych konfiguracji załadunku samolotu w trakcie wykonywania operacji lotniczych, może być wykorzystana jedna z wielu powyższych wcześniej sporządzonych kolumn tak, aby stan załadunku był widoczny przy jedynym spojrzaniu.

Rys. 6-5. Przykładowe obliczenie stanu załadunku (arkusz 2 z 2)

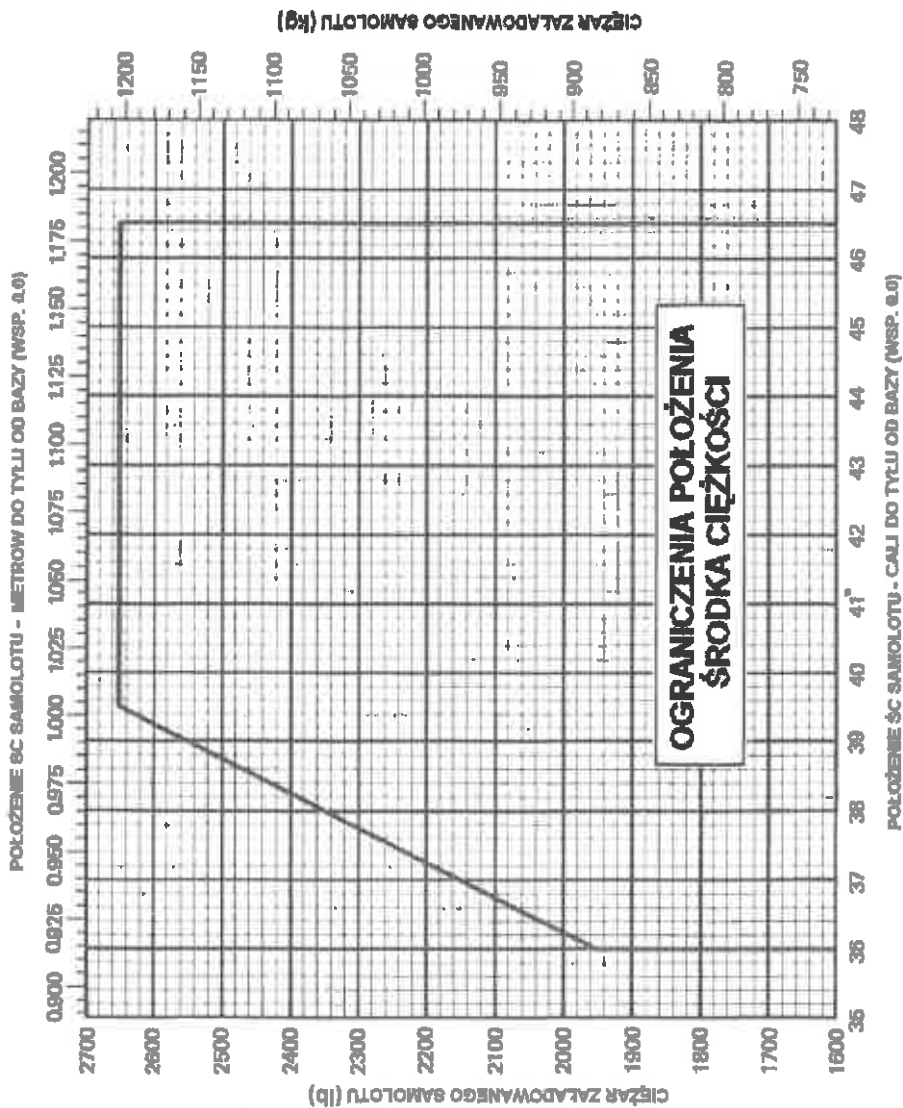


UWAGA: LINIA PRZEDSTAWIAJĄCA POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI PILOTA LUB PASAŻERA NA PRZEDNICH REGULOWANYCH FOTELACH ZOSTAŁA SPORZĄDZONA DLA ŚREDNICH OSÓB. ODWIEŚĆ SIĘ DO DIAGRAMU ROZMIESZCZENIA ŁADUNKU DLA OKREŚLENIA ZAKRESU OGRANICZEN PRZEDNIEGO I TYLNEGO POŁOŻENIA ŚC.

Rys. 8-6. Diagram załadowania



Rys. 6-7. Obwódka momentów ŚC załadowanego samolotu



Rys. 6-2. Ograniczenia położenia środka ciężkości samolotu

WYKAZ WYPOSAŻENIA

W kolejnych tabelach znajduje się wyczerpujący wykaz wyposażenia wszystkich samolotów Cessna, które jest dostępne dla tego samolotu. Oddzielny spis z pozycjami zamontowanego wyposażenia w tym samolocie jest przedstawiony w zbiorze danych o samolocie. Przedmiotowy spis oraz n/w mają podobną strukturę.

Wykaz wyposażenia zawiera następujące informacje:

W kolumnie nr pozycji każda pozycja jest oznaczona numerem identyfikacyjnym. Każdy numer poprzedzony jest literą identyfikującą opływaną grupę (na przykład A. Zespół napędowy i agregaty) w której pozycja jest wymieniona. Po kolejnych liczbach dodany jest literowy sufix dla identyfikacji wyposażenia jako wymaganego elementu, standardowego elementu lub elementu opcjonalnego. Literowe sufiksy są następujące:

- R = wymagane elementy lub wyposażenie dla certyfikacji
- S = elementy wyposażenia standardowego.
- O = opcjonalne elementy wyposażenia zastępujące elementy wymagane lub standardowe.
- A = opcjonalne elementy wyposażenia, które są dodatkiem do wymaganych lub standardowych elementów.

W kolumnie odnośny rysunek jest przewidziane wpisanie numeru rysunku Cessna, który jest odpowiedni do elementu.

UWAGA

Specjalne pozwolenie władz lotniczych wymagane jest wtedy, gdy części zostają wbudowane niezgodnie z dokumentacją samolotu Cessna lub zaleceniami montażu.

W kolumnach zawierających ciężar (lb [kg]) i ramię (in [m]) podane są informacje o ciężarze i środku ciężkości wyposażenia.

UWAGA

Jeżeli nie wskazano inaczej podane są rzeczywiste wartości ciężaru i ramienia (niezmienione dolne wartości). Dodatkowo wartości ramienia są odległościami od płaszczyzny odniesienia do tyłu, ujemne wartości są mierzone od płaszczyzny odniesienia do przodu.

UWAGA

Gwiazdka, odsyłacz (*) umieszczona przed ciężarem i ramieniem oznacza zabudowę kompletnego zespołu. Niektóre części główne tego zespołu są wymienione w kolejno następującym tekście. Suma mas tych części głównych niekoniecznie musi odpowiadać ciężarowi kompletnego zespołu.

Nr pozycji	Opis wyliczu wyposażenia	Odnosny rysunek	Ciężar (lb)	Ramie (in)
A. UKŁAD NAPĘDY I AGREGATY				
A01-R	ENGINE, LYCOMING O-360-FLA6 (INCLUDED ELECTRIC STARTER, VACUUM PAD, 8 SPARK PLUGS, TWO MAGNETOS AND OIL FILTER)	245000-1	303.5	-22.5
A05-R	FILTER, CARBURETOR AIR	C294510-0501	1.2	-11.0
A09-R	ALTERNATOR, 28 V 60 AMP.	C411503-0102	10.7	-32.0
A33-R	PROPELLER, CONSTANT SPEED	C161008-0111	53.2	-43.7
A37-R	GOVERNOR, PROPELLER	C161031-0112	2.7	-32.5
A41-R	SPINNER INSTALLATION -SPINNER DOME	2450002 2450004-1	4.1* 2.0	-43.8* -46.4
A61-S	VACUUM SYSTEM INSTALLATION -VACUUM PUMP -FILTER INSTL -VACUUM GAUGE -RELIEF VALVE -LOW WARNING LIGHT	2406001 C451003-0101 1201075 C468509-0101 C482001-0401 S-2571	3.0* 1.6 0.8 0.1 0.4 0.1	-2.3* -10.7 4.7 16.2 4.5 17.5
A70-S	PRIMER SYSTEM, ENGINE (3 CYLINDER)	2450000-2	0.5	-12.0
A73-0	OIL QUICK DRAIN VALVE (NET CHANGE)	1701015-2	NEGL	--
B. PODWOZIE I AGREGATY				
B01-R	WHEEL, BRAKE & TIRE, 15X6-00X6 MAIN (2) -WHEEL ASSEMBLY {EACH} -BRAKE ASSEMBLY {EACH} -TIRE, 6-PLY BLACK {EACH} -TUBE	C16301980203 C163006-0101 C163030 C282006-0101 C282026-0101	33.8* 7.6 1.9 6.1 1.3	58.5* 59.0 54.5 59.0 59.0
B04-R	WHEEL & TIRE ASSY., 5.00X5 NOSE	C163018-0104	10.4*	-4.9*

Nr pozycji	Opis wykazu wyposażenia	Odnosny rysunek	Ciężar (lb)	Ramię (in)
	<ul style="list-style-type: none"> -WHEEL ASSY., MCCAULLY -TIRE, 6-PLY BLACKWALL -TUBE 	C163005-0201 C262003-0202 C262023-0101	3.8 5.2 1.4	-4.9 -4.9 -4.9
	C. UKŁADY ELEKTRYCZNE			
C01-R	BATTERY, 24 VOLT (STD CAPACITY)	C614002-0101	23.2	130.0
C01-O	BATTERY, 24 VOLT (HEAVY DUTY)	C614002-0102	25.2	130.0
C04-R	ALTERNATOR CONTROL UNIT, 28 VOLT W/HIGH PROTECTION & LOW SENSING	C611005-0101	0.4	3.4
C07-A	GROUND SERVICE PLUG RECEPTACLE	2401005-1	2.7	126.0
C16-O	HEATED PITOT SYS. (NET CHANGE)	2401004-1	0.6	24.4
C22-A	LIGHT INSTAL., INSTRUMENT POST	2413142-1	0.5	17.3
C25-A	MAP LIGHT INSTL, CONTROL WHEEL MOUNTED, (REQUIRES WITH E89-D)	--	0.2	21.5
C28-S	LIGHT INSTL - MAP & INSTRUMENT PANEL FLOOD (DOOR POST MOUNTED)	0700149	0.3	32.0
C31-A	LIGHT INSTALLATION, COURTESY (SET OF 2)	0521101-1	0.5	61.0
C40-A	DETECTORS, NAVIGATION LIGHT (SET OF TWO)	0701013-1, -2	NEGL	--
C43-A	LIGHT INSTALLATION, OMNIFLASH BEACON -BEACON LIGHT, IN FIN TIP -POWER SUPPLY, IN VERTICAL FIN -RESISTOR - MEMCOR (7174) -WIRING & MISC. HARDWARE	2406002-1 C621001-0102 C594502-0102 DR95-6	1.4* 0.4 0.6 0.2 0.2	204.7* 242.5 205.1 208.3 124.3
C46-A	LIGHT INSTALLATION, WING TIP STROBE -POWER SUPPLY (SET OF 2) -STROBE LIGHTS (SET OF 2) -WIRING & MISC. HARDWARE	0501027-5 C622008-0102 C622006-0107	3.4* 2.3 0.2 0.9	43.3* 47.0 40.8 33.8

Nr pozycji	Opis wykazu wyposażenia	Odnosny rysunek	Ciężar (lb)	Ramie (in)
C49-S	LANDING & TAXI LIGHT INSTL., WING MOUNTED -LAMP 250 WATT (6-E) LANDING -LAMP 250 WATT (6-E) TAXI -BRACKETS, WIRING & HARDWARE	4596 4587	2.2* 0.5 0.5 1.2	25.3* 29.0 29.0 22.2
	D. PRYZRZADY			
D01-R	INDICATOR, AIRSPEED	C661064-0108	0.6	16.0
D01-O	INDICATOR, TRUE AIRSPEED	2401012-1	0.7	16.3
D04-A	STATIC AIR, ALTERNATE SOURCE	0501017-1	0.2	15.5
D07-R	ALTIMETER, SENSITIVE (INCHES OF MERCURY)	C661071-0101	0.9	14.0
D07-O-1	ALTIMETER, (FEET AND MILLIBARS) (SENSITIVE WITH 50 FT MARKINGS)	C661071-0102	0.8	14.0
D07-O-2	ALTIMETER, (FEET AND MILLIBARS) (SENSITIVE WITH 20 FT MARKINGS)	C661025-0102	0.7	14.0
D10-A	ALTIMETER INSTALLATION - DUAL	2001015	0.8	14.0
D16-A-1	ENCODING ALTIMETER, (REQUIRES RELOCATION OF REG. ALTIMETER)	0501049-1	3.0	14.8
D16-A-2	ALTITUDE ENCODER, (BLIND, DOES NOT REQUIRE INSTRUMENT PANEL MOUNTING) -ENCODER	2401009-1 C744001-0101	1.5*	14.4*
D22-A	GAGE, CARBURETOR AIR TEMPERATURE	2401019-1	1.3	14.6
D25-S	CLOCK, ELECTRIC	C664508-0102	1.0	14.0
D25-O	CLOCK ELECTRONIC, DIGITAL READ-OUT	C664511-0101	0.3	16.3
D28-R	COMPASS INSTALLATION, (MAGNETIC)	0513262	0.3	16.3
			0.5	26.0

Nr pozycji	Opis wykazu wyposażenia	Odnosiny rysunek	Ciężar (lb)	Ramie (in)
D38-R	INSTRUMENT CLUSTER, LH & RH FUEL	C669562-0101	0.4	16.2
D41-R	INSTRUMENT CLUSTER, CYL. HEAD & OIL TEMP.	C669561-0101	0.4	16.2
D43-R	INSTRUMENT CLUSTER, AMMETER & OIL PRES.	*C669560-0101	0.4	16.2
D49-A	INDICATOR, ECONOMY MIXTURE (E.G.T.)	2401008-1	0.6	7.8
D55-R	GAGE, MANIFOLD. PRESSURE & FUEL FLOW	C662035-0104	0.9	16.5
D64-S	GYRO INSTALLATION, NON NAV-O-MATIC -DIRECTIONAL INDICATOR -ATTITUDE INDICATOR -HOSES & MISC HARDWARE	2406001-1 C661075-0104 C661076-0101	2.7* 2.5 1.9 1.4	12.4* 13.5 14.5 7.7
D64-U	GYRO INSTALLATION, 500 NAV-O-MATIC -DIRECTIONAL IND (ARC) -ATTITUDE INDICATOR -HOSES & MISC HARDWARE	2406001-2 40760-0104 C661076-0101	6.0* 2.7 1.9 1.4	12.5* 13.5 14.5 7.7
D67-A	RECORDER, FLIGHT HOUR	2401014-1	0.5	6.3
D82-S	GAGE, OUTSIDE AIR TEMP	0500221	0.1	28.6
D85-R	TACHOMETER INSTALLATION -RECORDING TACH HEAD	2406000 C668020-0124	1.0* 0.6	13.0* 15.5
U88-S-1	INDICATOR, TURN COORDINATOR, 28 VOLT ONLY	C661003-0507	1.8	15.8
D68-S-2	INDICATOR, TURN COORDINATOR, 10 - 30 VOLT	C661003-0506	1.0	15.8
D89-U	INDICATOR, TURN COORDINATOR, (AUTOPILOT)	42320-0028	1.2	15.8
D91-S	INDICATOR, VERTICAL SPEED	C661080-0101	0.8	15.7
E05-R	E. WYPOSAŻENIE KABINY SEAT, ADJUST. FORE & AFT, PILOT	0514203-1	16.3	44.0

* C669560-0108 na samolotach zamontowanych przed wstąpieniem w służbę SIK 172-85.

Nr pozycji	Opis wykazu wyposażenia	Odniesiwy rysunek	Ciężar (lb)	Roaming (lit)
E05-G	SEAT, INFINITE ADJUSTING, PILOT	0514204-1	23.0	41.5
E07-S	SEAT, ADJ. FORE & AFT, CO-PILOT	0514203-1	16.3	44.0
E07-G	SEAT, INFINITE ADJUST, CO-PILOT	0514204-2	23.0	41.5
E09-S	SEAT REAR, 2 PIECE BACK CUSHION	0514202-2	25.5	79.5
E15-R	BELT ASSEMBLY FOR PILOT LAP	S-2275-103	1.0	37.0
E15-S	SHOULDER HARNESS ASSY, PILOT	S-2275-201	0.6	37.0
E19-G	INERTIA REEL - SEAT BELT (NETLY PILOT AND CO-PILOT (NET CHANGE)	S-2577-57-6	2.0	82.0
E23-S	BELT & SHOULDER ASSY, CO-PILOT	S-2275-3	1.6	37.0
E27-S	BELTS ASSEMBLY, REAR (SET OF 2)	S-1746-13	2.0	70.0
E27-D	BELT & SHOULDER ASSY 2ND ROW (2)	S-2275-8	3.2	70.0
E33-G	CARPETING, BLACK (EXCHG FOR STD)		NEGL	--
E34-O-1	DELUXE GLARESHIELD (NET CHG)	0515034-1	1.0	21.0
E34-O-2	SIDE PANEL COVERING, LEATHER (NET CHG)		1.0	63.0
E35-A-1	SEAT COVERING, VINYL (NET CHG,)		NEGL	--
E35-A-2	SEAT COVERING, LEATHER (NET CHG)		2.0	62.0
E36-A	FLOORMATS, REMOVABLE (2)	CES-1151	3.8	20.5
E37-A	WINDOW, RH DOOR HINGED (NET CHG)	0501107-2	2.3	47.0
E39-A	WINDOW, OVERHEAD CABIN (NET CHG)	0511800-12	0.9	47.9
E43-A	VENTILATION SYSTEM, AT REAR SEAT	0700322-15	1.8	50.9
E49-A	CUP HOLDERS, BEVERAGE (SET OF 2)	0715083-1	0.1	15.5
E50-A	HEADRESTS, FRONT SEAT (SET OF 2)	1215075-11	1.5	47.0

Nr pozycji	Opis wykazu wyposażenia	Odnosny rysunek	Ciężar (lb)	Ramie (in)
E51-A	HEADRESTS, REAR SEAT (SET OF 2)	1215073-11	1.5	86.0
E55-S	SUN VISORS (SET OF 2)	0514166-1	0.9	32.8
E57-O	TINTED GLASS, CABIN, (NET CHG.)	0500267-4	0.0	--
E59-A	APPROACH PLATE HOLDEK INSTL.	0415044-2	0.1	20.5
E65-R	BAGGAGE NET, TIL DOWN	2015009-8	0.5	95.0
E85-A	DUAL CONTROL INSTALLATION, INCLUDES--- CO-PILOT'S WHEEL, PEDALS & TOE BRAKES -CONTROL WHEEL W/PADDING -RUDDER PEDAL (SET OF 2)	2401007-1 0415030-1 2467000-1	5.5 2.0 1.1	12.4* 26.0 6.8
E87-S	RUDDER TRIM SYSTEM INSTL.	0513290	1.9	9.4
E89-O-1	CONTROL WHEEL, ALL PURPOSE, PILOT (INCLUDED MIKE SW & PANEL MOUNTED AUXILIARY MIKE JACK) (NET CHANGE)	0501068-4	NEGL	--
E89-O-2	CONTROL WHEEL W/MIKE ATTACH		NEGL	--
E89-O-3	LARGE CONTROL WHEEL INSTL. (NET CHG)	2401035-1	1.6	22.0
F. TABLICZKI, OSTRZEŻENIA I INSTRUKCJE				
F01-R	PLACARD, OPERATIONAL LIMITATIONS VFR DAY	0505087	NEGL	--
F01-O-1	PLACARD, OPERATIONAL LIMITATIONS VFR DAY- NIGHT	0505087	NEGL	--
F01-O-2	PLACARD, OPERATIONAL LIMITATIONS IFR DAY- NIGHT	0505087	NEGL	--
F07-R	STALL AND GEAR, WARNING BLACKBOX RQS--H61-R FOR AUDIBLE OPERATION	2401004-1	0.5	39.1

Nr pozycji	Opis wykazu wyposażenia	Odnosny rysunek	Ciężar (lb)	Ramie (in)
F10-S	PILOT'S CHECKLIST, STOWED (LOCATED IN GLOVE BOX)	D6106	0.3	14.5
F16-R	PILOT'S OPERATING HANDBOOK & FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL (LOCATED AT BACK OF PILOT SEAT)	D1232-13PH	1.1	47.8
G07-A	G. WYPOSAZENIE POMOCNICZE HOISTING RINGS, (CABIN TOP)	0541115-1	1.1	49.1
G13-A	CORROSION PROOFING, INTERNAL	2401006-1	12.9	77.0
G16-A	STATIC DISCHARGER, SET OF 10	0501048-1	0.4	143.2
G19-A	ABRASION BOOTS, (STABILIZER)	0500041-3	2.7	206.0
G22-S	TOW BAR	0501019-1	1.7	87.0
G25-S	PAINT OVERALL EXTERIOR COVER -WHITE BASE OVERALL -STRIPE COLOR SCHEME	2404004	12.6* 12.0 0.6	92.8* 90.5 139.0
G31-A	CABLES, CORROSION RESISTANT (NET CHANGE)	0500036	NEGL	--
G55-A	FIRE EXTINGUISHER INSTL., (GENERAL CORP) -FIRE EXTINGUISHER -MOUNTING CLAMP	2401011-5 C421001-0201 C421001-0202	5.3* 4.8 0.5	43.8* 44.0 42.2
G58-A	STEPS AND HANDLE, REFUELING	2413123-1	1.7	17.8
G67-A	RUDDER PEDAL EXTENSION, REMOVABLE (STOWABLE - INSTALLED AVAILABLE FROM DEALERS (SET OF 2)	0501082-1	2.3	8.0
G68-A	WINTERIZATION KIT INSTALLATION, ENGINE -COVER PLATE, FWD COML (INSTL.) -COVER PLATE, FWD COML (STOWED)	2401020-1 - -	1.0* 0.4 0.4	-24.3* -32.0 95.0

Nr pozycji	Opis wykazu wyposażenia	Odnośny rysunek	Ciężar (lb)	Ramię (in)
H. AWIONIKA I AUTOPILOTY				
H01-A	CESSNA 300 ADF INSTALLATION, W/BFO -RECEIVER, R-546E -INDICATOR, IN-346A -SENSE ANT., INSTAL. -LOOP ANT., INSTAL. -WIRING & HARDWARE	3910159-25 41240-0001 40980-1001 0570400-632 3960104-1	6.9* 3.3 0.9 0.2 1.4 1.1	22.3* 13.1 14.1 101.8 39.3 20.8
H04-A	COLLINS DME-451 INSTALLATION -INDICATOR, IND-45CC -TRANSMITTER, TCR-451 -ANTENNA, ANT-451 -WIRING & MISC. ITEMS	3910213-3 622-5588-001 622-3670-001 622-4011-001	7.6* 0.9 5.3 0.2 1.2	92.3* 14.5 118.0 32.0 47.2
H05-A	COLLINS ANS-351C R-NAV INSTALLATION -INDICATOR, IN-442AR, ADDED -INDICATOR, IN-380A DELETED -COMPUTER R-NAV, ANS-351C -COOLING, WIRING & HARDWARE	3910214-2 43570-1000 50570-1000 622-5579-001 3930251-5	3.7* 1.0 1.0 3.3 1.1	26.0* 16.7 14.7 14.5 47.8
H07-A	CESSNA 400 GLIDESLOPE, INCLUDES VOR/ILS INDICATOR--EXCHG. FOR VOR/LOC INDICATOR -GLIDESLOPE RECEIVER, R-443B -ANTENNA COUPLER, (NET CHG.) -VOR/ILS IND., IN-381A ADDED -VOR/LOC IND., IN-380A DELETED -WIRING AND MISC. HARDWARE	3910157-18 42100-0000 \$2573-1 50570-2000 50570-1000	4.7* 2.1 NEGL 1.9 -1.8 2.5	89.6* 133.9 -- 14.7 14.7 55.4
H08-A-1	AUTO RADIAL CENTERING INDICATOR, ARC/LOC EXCHANGE FOR VOR/LOC IND (300 SERIES) NAV COM 720 CH, USED WITH H22-A (WT NET CHG.) -VOR/LOC IND., IN-380AC ADDED -VOR/LOC IND., IN-380A DELETED	3910196-3	NEGL	--
H08-A-2	AUTO RADIAL CENTERING INDICATOR, ARC/ILS EXCHANGE FOR VOR/ILS INDICATOR USED WITH ITEM H01-A 400 GLIDESLOPE (WT NET CHG.) -ARC/ILS IND., IN-381AC ADDED -VOR/ILS IND., IN-381A DELETED	50570-1200 50570-1000 3910196-4 50570-2200 50570-2000	1.8 -1.8 NEGL 1.9 -1.9	14.7 14.7 -- 14.7 14.7

Nr pozycji	Opis wykazu wyposażenia	Odnosny rysunek	Ciążar (lb)	Ramię (in)
H11-A	SUNAIR AS9-125HF TRANSCEIVER, 2ND UNIT --AUX TO CONTROL PANEL --ANTENNA LEAD BOX CU-1000A --POWER SUPPLY & SHOCK RACK --TRANSCIEIVER, PANEL MOUNTED --ANTENNA INSTL. 351 IN LONG --WIRING AND MISC. HARDWARE	3910158-43 3970131-1 92816 92891 92681 3950117-3	21.9* 1.1 5.2 9.5 5.3 1.4 102.2	97.3* 15.8 127.2 146.6 170.1 170.1 102.2
H13-A	CESSNA 400 MARKER BEACON INSTALLATION --RECEIVER, R-402 --ANTENNA LEAD --WIRING & HARDWARE	3910164-28 51170-0000 0770681-1 3950149	2.2* 0.6 0.7 0.9	63.7* 20.7 140.0 33.0
H15-A-1	CESSNA 300 TRANSPONDER INSTALLATION --RADIO COILING (PARTIAL) --TRANSCIEIVER, RT-359A --TRANSPONDER ANTENNA --WIRING AND HARDWARE	3910127-29 3950251-4 4420-0028 42940-0000 3950149	3.8* 0.1 2.7 0.2 0.8	17.8* 1.7 14.1 59.3 21.1
H16-A-2	CESSNA 400 TRANSPONDER INSTALLATION --TRANSCIEIVER, RT-459A --TRANSPONDER ANTENNA --WIRING AND HARDWARE	3910128-28 4470-1028 42940-0000 3950149	3.8* 2.8 0.2 0.8	18.0* 14.1 59.3 21.1
H22-A	CESSNA 300 NAV/COM 720 CH COM INSTALLATION REQUIRES--H34-A TO BE OPERATIONAL, 1ST UNIT --H37-A TO BE OPERATIONAL, 2ND UNIT --RECEIVER-TRANSCIEIVER, RT-385A --VDR/LOC INDICATOR, IN-380A --WIRING, MOUNTING AND HARDWARE	3910183-43	7.9*	13.3*
H28-A	EMERGENCY LOCATOR TRANSMITTER INSTL. --TRANSMITTER --ANTENNA --HARDWARE	0470435 C589512-0103 C589512-0106	3.0* 2.7 0.2 0.1	116.7* 116.4 122.0 114.3
H31-A-1	NAV-O-MATIC 200A INSTALLATION, AF-295B --CONTROLLER & MOUNT, CA-295B --TURN COORDINATOR (NET CHG.) --A/P RELAY INSTALLATION, KIT --ROLL ACTUATOR, PA-495	3910162-25 43610-1202 42320-0028 2477016-4 42730-3908	8.4* 1.1 0.2 0.4 3.8	51.3* 13.8 15.8 4.0 66.1

Nr pozycji	Opis wykazu wyposażenia	Odnosny rysunek	Ciężar (lb)	Ramię (in)
H31-A-2	-WIRING AND MISC. HARDWARE NAV-O-MATIC 300A INSTALLATION, AF-395A -CONTROLLER-AMPLIFIER, CA-395A -D64-G GYRO INSTL., NET CHANGE -D88-G TURN COORD., NET CHANGE -A/P RELAY INSTALLATION KIT -ALLERON ROLL ACTUATOR, PA-495 -WIRING AND MISC. HARDWARE	3910163-25 42660-1202 2460001-2 42320-0028 2470016-4 42730-3908 3950149-17	2.9 9.0* 1.4 0.3 0.2 0.4 3.8 2.9	52.3 48.6* 19.8 12.5 15.8 4.0 68.1 51.9
H33-A	INTERCOM SYSTEM INSTALLATION REQUIRES—E89-G ALL PURPOSE CONTROL WHEEL E85-A DUAL CONTROL INSTALLATION -JACK FOR INTERPHONE, R.H. -H56-A HEADPHONE & MIKE (2) -INTERCOM, P/C BOARD ASSY. -CONTROL WHEEL INSTL., R.H.	3970150-2 C596531-0101 3970149-1 3970153-4	0.3 2.2 0.2 0.3	18.0 13.0 14.0 19.0
H34-A	BASIC AVIONICS KIT INSTALLATION: REQUIRES—NAV/COM TO OPERATE -BLOWER & COOLING INSTALLATION -NOISE FILTER - AUDIO ION ALT. I -LH VHF COM ANTENNA CABLE INSTL -NAV ANTENNA CABLE INSTLATION -COMANT ANTI-P-STATIC NAV. ANT. -L.H. VHF COM ANT. INSTALLATION -MICROPHONE & MIC JACK HANDHELD -HEADPHONE & JACK, STOWED ITEM -AUDIO CONTROL PANEL INSTALLATION -STATIC KIT ANTI-PRECIPITATION	3910186-17 3930251-1,-2 3940148-2 3950149-10 3950149-8 3960142-1 3960115-1 3970124-7 3970125-4 3970152-1 0501048-1	5.0* 1.0 0.1 0.4 0.5 0.4 0.4 0.3 1.1 0.4	59.7* 2.8 -29.8 27.8 176.0 220.8 62.4 17.2 14.2 15.8 143.2
H37-A	COM ANTENNA & OMNI COUPLER KIT INSTL. -RH VHF COM ANTENNA CABLE INSTL -ANT. COUPLER (SIGNAL SPLITTER) -RH VHF COM ANT. INSTALLATION -2ND N/C TRANSCIVER KIT INSTAL -RADIO COOLING INSTL. (PARTIAL)	3910185-15 3950149-9 3960111-12 3960111-2 3930189-4 3930251-3	1.2* 0.4 0.2 0.4 0.1	33.2* 27.0 7.0 62.4 19.5 17.1
H43-A	AVIONICS OPTION D AUTOPILOT WING PROVISION	0522632-6	1.7	68.2
H55-A	MIKE-HEADSET COMBO. INSTL (HEADSET STOWED) (RCS ALL PURPOSE CONTROL WHEEL E89-G-1,-2)	C596533-0101	0.3	13.0

Nr pozycji	Opis wyposażenia	Odnosny rysunek	Ciezar (lb)	Ramię (in)
H56-A	MICROPHONE AND HEADSET, PADDED (STOWED) IRS ALL PURPOSE CONTROL WHEEL E89-0-1,-2	C596531-0101	1.1	13.0
H61-R	SPEAKER & GEAR WARNING HORN (USES W/F07-R)	C596510-0101	1.9	38.5
H64-A	AVIONICS PARTIAL OPTION 'A' (EXPORT ONLY) -BLOWER COOLING INSTAL -LH CABLE OMNI ANTENNA -LH CABLE VHF INSTAL -LH ANTENNA VHF INSTAL -MICROPHONE & MIC JACK -HEADPHONE & HEAD JACK	5910206-23 3930251-1 3950149-8 3950149-10 3960113-1 3970124-7 3970125-4	2.9* 1.0 0.6 0.4 0.4 0.2 0.2	40.0* 2.4 116.0 27.8 62.4 17.2 14.2
H67-A	AVIONICS PARTIAL OPTION 'B' (EXPORT ONLY) -OPTION 'A', (INCLUDED) -RH VHF ANT, CABLE INSTL -ANTENNA COUPLER INSTL -RH VHF ANTENNA INSTL	3910206-24 3910206-23 3950149-9 3960111-12 3960113-2	3.9* 2.9 0.4 0.2 0.4	39.4* 40.0 27.8 17.0 62.4
j. ZESTAWY OPCJI SPECJALNYCH				
J01-A	CUTLASS RG I EQUIPMENT CONSISTS OF ITEMS -C16-0 HEATED PITOT SYSTEM INSTL -C31-A COURTESY LIGHT INSTL (2) -C40-A NAV LIGHT DETECTOR INSTL -C43-A LIGHT INSTL, FLASH BEACON -D01-0 AIRSPEED IND, (NET CHG.) -D04-A STATIC ALTERNATE SOURCE -E85-A DUAL CONTROL INSTALLATION -H01-A 300 ADF INSTL R-466A -H10-A-1 300 TRANSPONDER RT-259A -H22-A NAV/COM, IN-300A 1ST UNIT -H26-A EMERGENCY LOC TRANSMITTER -H34-A BASIC AVIONICS KIT INSTL	-2401004-1 0521101-1 0701013-1,-2 2406002-1 2401012-1 0501017-1 2401007-1 3910159-25 3910121-23 3910153-43 0470135 3910186-17	34.9* 0.6 NEGL 1.4 0.2 0.5 0.8 7.9 5.0	39.5* 24.4 61.0 - 204.7 16.5 15.5 12.3 17.3 13.3 159.7
J04-A	CUTLASS RG II W/NAV-PAC CONSISTS OF ITEMS -H07-A GLIDESLOPE, R-443 INSTL -H13-A 400 MARKER BEACON INSTL -H22-A NAV/COM INSTL 2ND UNIT -H37-A ANTENNA AND COUPLER KIT	3910157-18 3910164-28 3910183-43 3910185-13	16.0* 4.7 2.2 7.9 1.2	44.2* 89.6 63.7 13.3 33.2

ROZDZIAŁ 7

OPIS SAMOLOTU I JEGO UKŁADÓW

SPIS TREŚCI

	<i>Strona</i>
WPROWADZENIE.....	7-3
PŁATOWIEC.....	7-3
UKŁADY STEROWANIA SAMOLOTEM.....	7-8
Układ wyważenia	7-8
TABLICA PRZYRZĄDÓW.....	7-8
STEROWANIE NA ZIEMI.....	7-9
UKŁAD KLAP SKRZYDŁOWYCH.....	7-10
UKŁAD PODWOZIA.....	7-11
Dźwignia podwozia.....	7-11
Lampki sygnalizacji pozycji podwozia.....	7-12
Działanie podwozia.....	7-13
Awaryjna ręczna pompa podwozia.....	7-13
Układ ostrzegawczy podwozia.....	7-13
PRZEDZIAŁ BAGAŻOWY.....	7-13
FOTELE.....	7-13
PASY FOTELI.....	7-14
Pasy biodrowe.....	7-14
Pasy barkowe.....	7-15
Pasy biodrowe i barkowe z bębniem bezwładnościowym.....	7-15
DRZWI I OKNA KABINY.....	7-17
BLOKADA UKŁADÓW STEROWANIA.....	7-18
SILNIK.....	7-19
Sterowanie silnikiem.....	7-19
Przyrządy silnikowe.....	7-10
Docieranie i obsługa nowego silnika.....	7-20
Układ olejowy.....	7-20
Układ zapłonowo-rozruchowy.....	7-21
Układ wlotu powietrza.....	7-21
Układ wylotu spalin.....	7-22
Gaźnik i układ wstrzykiwania paliwa.....	7-22
Układ chłodzenia.....	7-22
ŚMIGŁO.....	7-23
UKŁAD PALIWOWY.....	7-23

SPIS TREŚCI (c. d.)

	Strona
UKŁAD HYDRAULICZNY.....	7-27
UKŁAD HAMULCOWY.....	7-29
UKŁAD ELEKTRYCZNY.....	7-29
Wyłącznik główny	7-31
Wyłącznik zasilania awionik.....	7-31
Amperomierz.....	7-32
Regulator alternatora i sygnalizacja spadku napięcia.....	7-32
Automatyczne wyłączniki (AOS) i bezpieczniki topkowe.....	7-32
Gniazdo przyłącza zewnętrznego źródła zasilania.....	7-33
UKŁAD OSWIETLENIA.....	7-33
Oświetlenie zewnętrzne.....	7-33
Oświetlenie wewnętrzne.....	7-34
UKŁAD OGRZEWANIA, WENTYLACJI I ODSZRANIANIA KABINY.....	7-35
UKŁAD PITOT, OCP CIŚNIENIA STATYCZNEGO I PRYZRZĄDY.....	7-37
Prędkościomierz.....	7-38
Wariometr.....	7-38
Wysokościomierz.....	7-38
UKŁAD PODCIŚNIENIA I PRYZRZĄDY.....	7-38
Sztuczny horyzont.....	7-40
Girokopowy wskaźnik kursu.....	7-40
Wakuometr.....	7-40
Lampka ostrzegawcza spadku podciśnienia.....	7-40
UKŁAD OSTRZEGANIA O PRZECIĄGNIĘCIU.....	7-41
WYPOSAŻENIE POMOCNICZE AWIONIKI.....	7-41
Wentylator chłodzenia awioniki.....	7-41
Zestaw słuchawki-mikrofon.....	7-41
Rozpraszacz ładunków elektrostatycznych.....	7-42

WPROWADZENIE

Rozdział ten zawiera opis struktury i działania samolotu oraz jego układów. Niektóre wyposażenie opisane w tym rozdziale jest opcjonalne i może nie być zamontowane w samolocie. Szczegóły dotyczące innych opcjonalnych układów i wyposażenia zawarte są w uzupełnieniach, rozdział 9.

PLATOWIEC

Samolot jest całkowicie metalowym, dwumiejscowym, jednosilnikowym górnopłatem wyposażonym w trójkątowe chowane podwozie i jest przeznaczony do ogólnego użytkowania.

Konstrukcja kadłuba składa się z klasycznych metalowych wzmocnionych wręg, podłużnic i pokrycia zaprojektowanych jako struktura pół-skorupowa. Zasadniczymi zespołami struktury są przednie i tylne dźwigary, do których przymocowane są skrzydła, wzmocnione kute wręgi dla mocowania chowanego podwozia głównego w podstawie dolnej części kadłuba. Cztery podłużnice do zawieszania silnika są również mocowane do przednich słupków drzwiowych i rozciągają się do przodu do przegrody ogniowej.

Usztywnione zewnętrznie skrzydła posiadają integralne zbiorniki paliwa oraz konstrukcję złożoną z dźwigara przedniego i tylnego z wstawionymi żebrami zdwojonymi i podłużnicami. Przednie dźwigary wyposażone są w kute węzły mocujące skrzydła z kadłubem, obejmujące części dźwigara. Konwencjonalne zawiasowe lotki i pojedyncze typu szczelinowego kłapy są mocowane na krawędziach spływu skrzydeł. Lotki są skonstruowane z przedniego dźwigara obejmującego wyważenie ciężarowe, żeber metalowych oraz pofalowanego pokrycia. Kłapy posiadają taką samą w zasadzie konstrukcję jak lotki z wyjątkiem ciężarków wyważających na krawędziach natarcia oraz kłapki wyważającej na krawędzi spływu.

Usterzenie ogonowe składa się z klasycznego statecznika pionowego, steru kierunku, statecznika poziomego i steru wysokości. Statecznik pionowy składa się z dźwigara, klasycznych żeber ukształtowanych z blachy metalowej i wzmocnionych części pokrycia, tworzących pokrycie krawędzi natarcia oraz płetwy ogonowej. Ster kierunku skonstruowany jest z pokrycia krawędzi natarcia i dźwigara mocującego zebra i wsporniki zawiasów, dźwigara środkowego i pokrycia oraz kłapki wyważającej umieszczonej w krawędzi spływu. Końcówka steru kierunku posiada przedłużenie krawędzi natarcia (wyważenie rogowe), w którym mieści się masa wyważająca. Statecznik poziomy składa się z przedniego i tylnego dźwigara, żeber i elementów usztywniających, środkowej blachy pokrycia oraz pokrycia, które tworzy krawędź natarcia. W stateczniku poziomym znajduje się także słownik kłapki wyważającej.

UKŁAD STEROWANIA LOTKAMI



UKŁADY STEROWANIA STEREM KIERUNKOWYM
I WYWAŻENIEM KIERUNKOWYM



Rys. 7-1. Układy sterowania samolotem i wyważania (arkusz 1 z 2)

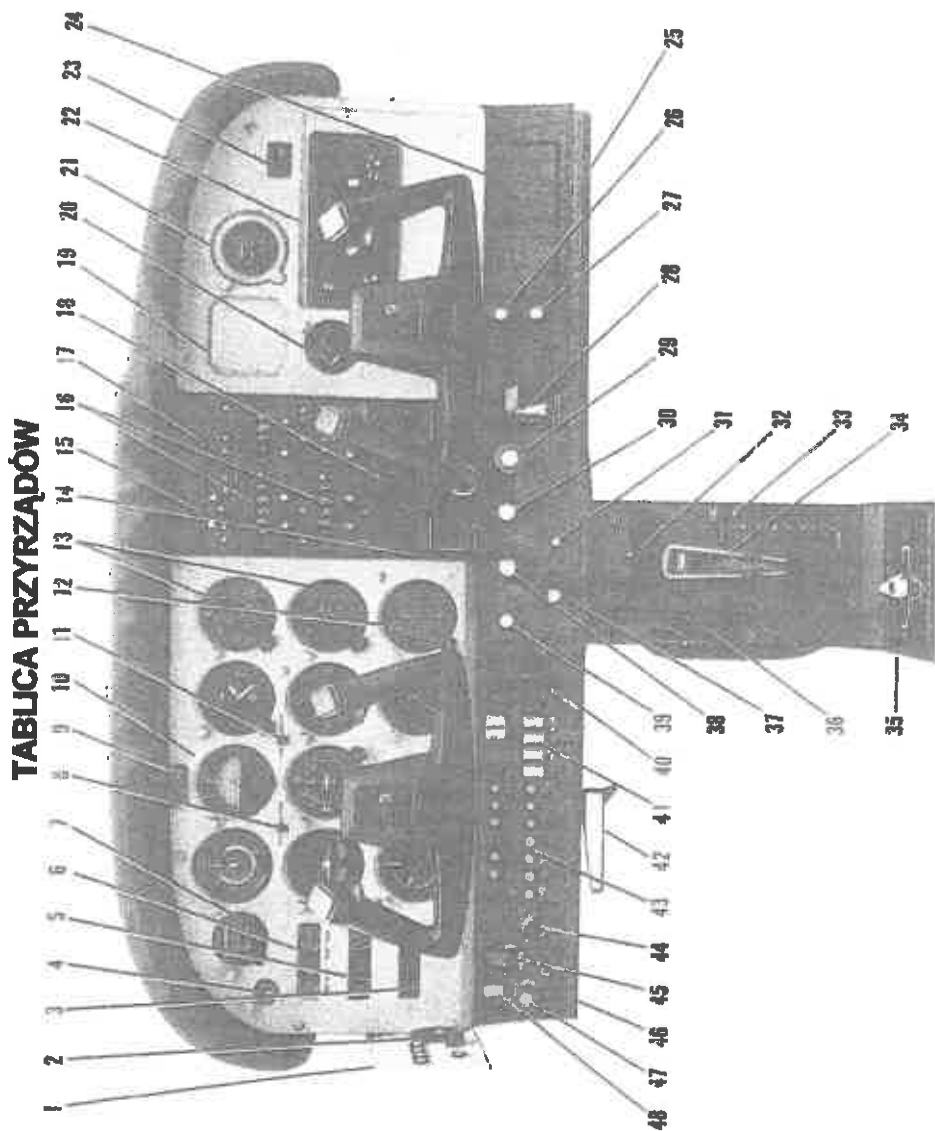
UKŁAD STEROWANIA STEREM WYSOKOŚCI



UKŁAD STEROWANIA WYWAŻENIEM
PODŁUŻNYM



Rys. 7-1. Układy sterowania samolotem i wyważania (arkusz 2 z 2)



Rys. 7-2. Tablica przyrządów (arkusz 1 z 2)

1.	Boczny pulpit wyłączników AOS	26.	Sterowanie ogrzewaniem kabiny
2.	Wyłącznik zasilania awioniki	27.	Sterowanie wentylacją kabiny
3.	Wskaźnik temperatury głównej cylindrów i oleju	28.	Sterowanie klapami i wskaźnik pozycji klap
4.	Wakuometr	29.	Sterowanie mieszanką
5.	Amperomierz i manometr oleju	30.	Sterowanie śmigłem
6.	Palivomierze	31.	Sterowanie zaworem zapasowym OCP
7.	Zegar cyfrowy	32.	Pokrętko sterowania wyważeniem kierunku oraz wskaźnik pozycji kłapek wyważającej
8.	Lampka ostrzegawcza niskiego napięcia	33.	Dźwignia sterowania zastrawkami silnika
9.	Numer rejestracyjny samolotu	34.	Mikrofon
10.	Zespół przyrządów płochaczowych	35.	Pokrętko sterowania wyważeniem podłużnym
11.	Lampka ostrzegawcza niskiego podciśnienia	37.	sterowania wyważeniem steru wysokości oraz wskaźnik pozycji kłapek wyważającej
12.	Wskaźnik KKR	38.	Sterowanie przepustnicą (z blokadą ciame)
13.	Wskaźniki odchylenia kursu i ścieżki schodzenia	39.	Sterowanie ogrzewaniem powietrza gaźnika
14.	Zestaw sterowania autopilotem	40.	Dźwignia podwozia i lampki sygnalizacji pozycji podwozia
15.	Wskaźnik manetera, lampki i wyłączniki	41.	Wyłącznik elektryczny
16.	Radiosłuchawka Nav/Com	42.	Uchwył hamulca posobowego
17.	Pulpit sterowania fonią	43.	Wyłącznik ACS (automat. ochrony silnika)
18.	Transponder	44.	Wyłącznik zapłonu
19.	Przełącznik na dodatkowe przyrządy	45.	Wyłącznik główny
20.	Wskaźnik ekonomizera (EGT)	46.	Gniazda wtykowe (piłco)
21.	Wskaźnik temperatury powietrza w gaźniku	47.	Pompa wstrzykowa
22.	Radikompas ADF	48.	Pomocnicza pompa paliwa
23.	Licznik czasu lotu		
24.	Schowek na mapy		
25.	Gniazda wtykowe (przełtni pasażer)		

Rys.7-2. Tablica przyrządów (arkusz 2 z 2)

Struktura steru wysokości składa się z pokrycia tworzącego krawędź natarcia, dźwigną przedniego, tylnego kształtownika, żeber, rury skrętnej i dźwigni kątowych, lewych - górnej i dolnej falistych blach pokrycia, prawych - górnej i dolnej blach falistego pokrycia z wycięciem w krawędzi spływu na kłapkę wyważającą. Końcówki krawędzi natarcia obydwu części, lewej i prawej steru wysokości zawierają poszerzenia, w których znajduje się wyważenie ciężarowe.

UKŁADY STEROWANIA SAMOLOTEM

Układ sterowania samolotu (odnieść się do rys. 7-1) składa się z konwencjonalnych lotek, steru kierunku i steru wysokości. Powierzchnie sterowe są uruchamiane ręcznie przez połączenia mechaniczne przy użyciu wolantu dla lotek i steru wysokości oraz pedałów sterujących/hamulców dla steru kierunku.

Dla pedałów sterujących/hamulców dostępne są przedłużenia. Zawierają one nakładkę na pedały, dwie rozpórki i dwa zaciski sprężyste. W celu zamontowania przedłużenia należy umieścić zacisk na przedłużeniu pod spodem pedału steru kierunku i zatrzasnąć górną część zatrzasku ponad górną częścią pedału. Sprawdzić, czy przedłużenie jest sztywno osadzone na miejscu. W celu zdemontowania przedłużenia, wykonać powyższą procedurę w odwrotnej kolejności.

UKŁADY WYWAŻANIA

Przewidziane jest ręcznie uruchamiane wyważanie sił w sterowaniu sterem kierunku i sterem wysokości (patrz rys. 7-1). Wyważanie kierunkowe jest osiagane za pomocą gumowej linki połączonej z układem sterowania kierunkowego. Wyważenie odbywa się przez obrót zamontowanego na pulpicie poziomo koła sterującego. Obrót koła w prawo powoduje odchylenie samolotu w prawo i odpowiednio obrót koła w lewo odchylenie samolotu w lewo. Wyważenie podłużne jest osiagane za pośrednictwem kłapki wyważającej steru wysokości przy wykorzystaniu pionowo zamontowanego koła sterującego wyważeniem. Obrót koła sterującego do przodu spowoduje obciążenie na nos (przód w dół); obrót do tyłu spowoduje wyważenie na ogon (przód w górę).

TABLICA PRZYRZĄDÓW

Tablica przyrządów (odnieść się do rys. 7-2) jest zaprojektowana w konfiguracji „T”. Przyrządy giroskopowe umieszczone są bezpośrednio przed pilotem i ustawione pionowo nad wolantem. Prędkościomierz i wysokościomierz umieszczone są odpowiednio z lewej i prawej strony przyrządów giroskopowych. Pozostałe przyrządy są zgrupowane wokół bazy „T”. Lampki ostrzegawcze sygnalizujące niskie napięcie oraz niskie podciśnienie są umieszczone pomiędzy sztucznym horyzontem i giroskopowym wskaźnikiem kursowym bezpośrednio przed

pilotem. Wakuometr, zegar, paliwomierz, amperomierz, manometr oleju i wskaźnik temperatury głowic cylindrów są umieszczone z lewej strony przyrządów pilotażowych. Wyposażenie awioniczne jest zgrupowane w pobliżu osi symetrii tablicy przyrządów, z przestrenią na dodatkowe wyposażenie po prawej stronie oraz takie przyrządy jak ekonomizer (EGT) i rejestrator czasu lotu. Na dolnej krawędzi tablicy przyrządów znajduje się pulpit wyłączników i sterowników obejmujący większość wyłączników i sterowników oraz wyłączników AOS potrzebnych do użytkowania samolotu. Na lewej stronie pulpitu wyłączników i sterowników znajduje się wyłącznik pomocniczej pompy paliwa, pompka wtryskowa, wyłącznik główny, wyłącznik zapłonu, podstawowe wyłączniki AOS, wyłączniki elektryczne, lampki sygnalizacji położenia podwozia oraz dźwignia podwozia. W środkowej części znajduje się sterowanie: ogrzewaniem gaźnika, intensywnością oświetlenia, przepustnicą, śmigłem i mieszanką oraz znajduje się zawór zapasowego OCP (jeżeli jest zamontowany). Po prawej stronie pulpitu sterowania znajdują się: przełącznik i wskaźnik położenia klap skrzydłowych, sterowanie ogrzewaniem kabiny, sterowanie przewietrzaniem kabiny i schówek na mapy. Część pulpitu wystająca z pulpitu wyłączników i sterowania rozciągająca się do podłogi obejmuje: pokrętko wyważania podłużnego, pokrętko wyważania kierunkowego, dźwignię sterowania zasłonkami silnika i wysięgnik mikrofonu. Uchwyt zaworu rozdzielacza paliwa znajduje się u podstawy pulpitu. Uchwyt hamulca podołowego jest zamontowany poniżej pulpitu wyłączników i sterowników na wprost pilota. Wyłącznik zasilania awioniki i wyłączniki AOS awioniki są umieszczone na małym pulpicie wyłączników AOS znajdującym się w pobliżu pilota z lewej strony kabiny.

Szczegóły dotyczące przyrządów, przełączników, wyłączników AOS i sterowników znajdujących się na tablicy przyrządów i na lewym pulpicie wyłączników AOS można znaleźć w rozdziałach opisu tych układów, do których to pozycji się one odnoszą.

STEROWANIE NA ZIEMI

Skuteczne sterowanie na ziemi podczas kołowania osłagane jest przy pomocy koła przedniego sterowanego pedałami steru kierunku; lewy pedał umożliwia sterowanie w lewo, a prawy pedał umożliwia sterowanie w prawo. Gdy pedał steru kierunku jest wciśnięty, naciągana sprężyna lina gumowa, (która jest połączona z podwoziem przednim i orczykami pedałów) będzie obracać koło przednie o kąt około 10° w każdą stronę od położenia środkowego. Przez zadziałanie lewego lub prawego hamulca, kąt obrotu może wzrosnąć do około 30° w każdą stronę od położenia środkowego.

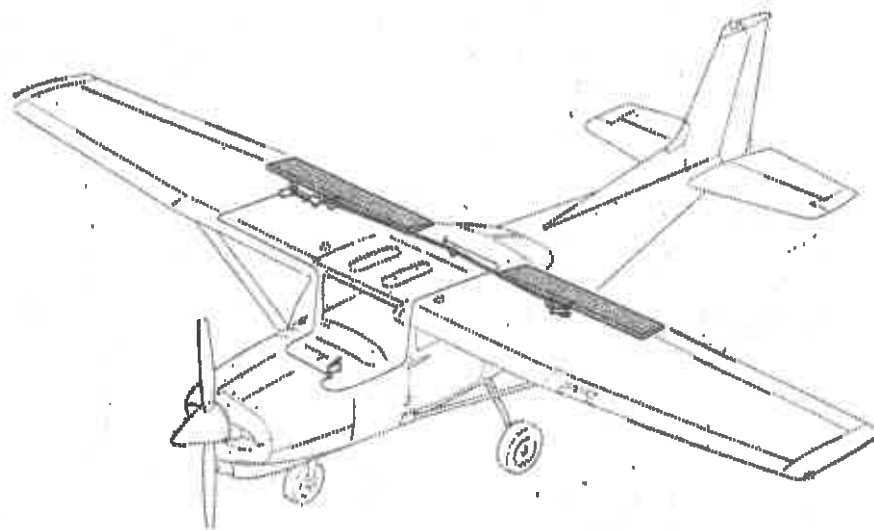
Ręczne przetaczanie samolotu jest ułatwione dzięki wodzidło mocowanemu do goleni przedniego podwozia. Jeżeli wodzidło nie jest dostępne lub wymagane jest pchanie samolotu, jako punkty przyłożenia siły przy pchaniu należy wykorzystać

zastrzały skrzydła. Nie należy chwytać powierzchni usterzenia pionowego lub poziomego przy przelataniu samolotu. Jeżeli samolot jest holowany przez pojazd, nigdy nie należy obracać koła przedniego ponad 30° w każdą stronę od położenia środkowego, gdyż może to spowodować uszkodzenie struktury podwozia przedniego.

Minimalny promień zakrętu samolotu podczas kołowania przy różnicowym użyciu hamulców i sterowanego koła przedniego, wynosi około 8 m. Aby uzyskać minimalny promień zakrętu podczas ustawiania na ziemi, samolot może być obrócony dookoła któregośkolwiek podwozia głównego

UKŁAD KLAP SKRZYDŁOWYCH

Kłapy skrzydłowe typu jednoszczelninowego z maksymalnym kątem wychylenia do 30° (patrz rys. 7-3) są wychylane lub chowane przez przestawienie przełącznika (dźwigni) wychylania kłap, umieszczonego z prawej strony pulpitu sterowania do żadanego położenia wychylenia kłap. Przełącznik (dźwignia) porusza się do góry lub do dołu w szczelinie wyciętej w tablicy, zapewniającej mechaniczne utrzymanie kłap w położeniu 10° i 20° . Skala i wskazówka po lewej stronie przełącznika dźwigni wskazuje położenie kłap w stopniach. Układ kłap skrzydłowych jest zabezpieczony przez AOS oznaczony FLAP (KLAPY), po lewej stronie pulpitu wyłączników i sterowników.



Rys. 7-3. Układ kłap skrzydłowych

Wyłącznik ostrzegawczy podwozia współpracuje z układem klap skrzydłowych. Włącza się dźwiękowy sygnał ostrzegawczy gdy przy schowanym podwoziu zostaną wychylone klapy o kąt przekraczający 20°

UKŁAD PODWOZIA

Podwozie chowane, trójkołowe ze sterowanym kołem przednim i dwoma kołami głównymi. Amortyzacja wstrząsów jest zapewniona przez rurowe sprężyste stalowe golenie podwozia głównego i powietrzno - olejową amortyzowaną goleń podwozia przedniego. Każde koło główne jest wyposażone w uruchamiany hydraulicznie hamulce tarczowy umieszczony po wewnętrznej stronie każdego koła.

Chowanie, wypuszczanie i zwolnienie zablokowanego w pozycji wyposzczonej podwozia wykonywane jest za pomocą hydraulicznego siłownika zasilanego przez zespół zasilania hydraulicznego napędzany elektrycznie (patrz rys. 7-7). Zespół zasilania hydraulicznego umieszczony jest na przegrodzie ogniowej pomiędzy pedałami 1. pilota i 2. pilota. Poziom płynu hydraulicznego w układzie może być sprawdzony za pomocą wskaźnika prętwego/korka wlewu umieszczonego po lewej stronie górnej części zestawu zasilania hydraulicznego w pobliżu kołnierza montażowego silnika. Układ powinien być sprawdzany w okresach 25-godzinnych. Jeżeli poziom płynu jest poniżej linii ADD na wskaźniku prętwym, należy uzupełnić zbiornik płynem (MIL-H-5606) aż do góry otworu wskaźnika prętwego/korka wlewu. Normalne ciśnienie użytkowe 1000 psi do 1500 psi jest automatycznie utrzymywane w układzie podwozia i jest wystarczające do zapewnienia odpowiedniego ciśnienia do schowania podwozia. Podwozie przednie i podwozie główne posiada mechaniczną blokadę wypuszczonego podwozia. Ponadto przednie podwozie posiada mechanicznie uruchamiane owiewki. Owiewki zmykają się po schowaniu podwozia i otwierają się gdy podwozie jest wypuszczane.

Praca zestawu zasilania hydraulicznego jest sterowana (włączenie i wyłączenie) wyłącznikami ciśnieniowym. Ciśnienie hydrauliczne jest kierowane przez dźwignię podwozia. Lampki sygnalizacyjne umieszczone w dwóch pozycjach wskazują położenie podwozia i działanie zestawu zasilania hydraulicznego. Układ podwozia jest wyposażony również w wyłącznik krańcowy przedniego podwozia, ręcznie uruchamianą pompę awaryjnego wypuszczania podwozia i układ ostrzegawczy podwozia.

DŹWIGNIA PODWOZIA

Dźwignia podwozia jest umieszczona na pulpicie wyłączników i sterowników z prawej strony pulpitu wyłączników elektrycznych. Dźwignia posiada dwa położenia opisane **PODWOZIE SCHOWANE (GEAR UP)** i **PODWOZIE WYPUSZCZONE (GEAR DOWN)** położenia dźwigni, które dają mechaniczne wskaźniki wybranego położenia podwozia. Przed każdą zmianą położenia dźwigni należy ją pociągnąć do wyjścia z zapadki po czym może być przestawiona. Układ podwozia nie wejdzie w pracę dopóki dźwignia podwozia nie zostanie przestawiona. Po przestawieniu dźwigni podwozia kierunek działania ciśnienia w układzie podwozia będzie zależny od

wybranego położenia dźwigni.

LAMPKI WSKAŹNIKA POZYCJI PODWOZIA

Dwupozycyjne lampki wskaźnika, w pobliżu dźwigni podwozia wskazują, że podwozie jest wypuszczone i zablokowane (świeci zielona lampka GEAR LOCKED) lub, że jedno lub więcej podwozi nie jest całkowicie schowane (świeci czerwona lampka GEAR UNSAFE). Ponadto lampka czerwona pełni podwójną funkcję sygnalizacji i będzie ponadto świecić gdy kiedykolwiek pracuje silnik pompy hydraulicznej. Obydwie te lampki są testowane przez naciśnięcie i posiadają żaluzje ściemniacza do lotów nocnych. Jeżeli którakolwiek żarówka lampki podwozia przepali się to może zostać wymieniona w czasie lotu na zapasową lub którąkolwiek żarówkę z lampki słupkowej lub pozostałych lampek wskaźnika podwozia.

UŻYTKOWANIE PODWOZIA

Dla schowania lub wypuszczenia podwozia, pociągnąć dźwignię podwozia i przestawić w żądane położenia. Po przestawieniu dźwigni, zestaw zasilania uruchomi wytworzenie ciśnienia w układzie i spowoduje przemieszczenie się podwozia do wybranej pozycji. Podczas normalnego cyklu, wypuszczania podwozia i blokowania lub całkowitego schowania pracę ograniczają wyłączniki i zielona lampka włącza się (cykl wypuszczania) lub czerwona lampka gaśnie (cykl chowania) wskazując zakończenie danego cyklu. Kiedykolwiek ciśnienie płynu hydraulicznego spadnie poniżej 1000 psi, to wyłącznik ciśnieniowy będzie się zamykać i uruchamiać zestaw zasilania. Będzie wówczas świecić czerwona lampka GEAR UNSAFE, z wyjątkiem przypadku gdy otwarty jest zabezpieczający wyłącznik krańcowy podwozia przedniego.

UWAGA

Możliwe jest świecenie obydwu lampek: czerwonej GEAR UNSAFE i lampki zielonej GEAR LOCKED w tym samym czasie. Jednakże, kiedykolwiek obydwie lampki świecą ciągle lub czerwona lampka GEAR UNSAFE nie gaśnie, świadczy to o niesprawności układu. Odnieść się do rozdziału 3 Procedury Awaryjne dla podjęcia stosownych czynności w takim przypadku.

Zabezpieczający wyłącznik krańcowy podwozia przedniego, uruchamiany przez podwozie przednie zabezpiecza elektrycznie przed przypadkowym schowaniem podwozia na ziemi gdy przednia goleń podwozia jest ściśnięta ciężarem samolotu. Po uniesieniu koła przedniego nad powierzchnię drogi startowej podczas startu zabezpieczający wyłącznik krańcowy podwozia przedniego zostaje zamknięty co może spowodować włączenie się zestawu zasilania hydraulicznego do pracy na czas 1 do 2 sekund (zaświeci czerwona lampka GEAR UNSAFE) dla zwiększenia ciśnienia do 1500 psi, w przypadku jego zmniejszenia się poniżej 1000 psi. Przewidziany jest również wyłącznik AOS obwodu jako zabezpieczenie w czasie obsługi naziemnej. Z wyciśniętym wyłącznikiem układ podwozia jest zabezpieczony przed działaniem pompy hydraulicznej podwozia. Po zakończeniu obsługi i przed lotem wyłącznik AOS należy z powrotem wciśnąć.

AWARYJNA RĘCZNA POMPA PODWOZIA

Uruchamiana ręcznie pompa, umieszczona pomiędzy przednimi fotelami jest przeznaczona do ręcznego wypuszczania podwozia w przypadku awarii układu hydraulicznego. Podwozie nie może być schowane z wykorzystaniem ręcznej pompy hydraulicznej. W celu wykorzystania pompy wysunąć uchwyt do przodu i pompować w płaszczyźnie pionowej. W celu uzupełnienia procedury odnieść się do rozdziału 3.

UKŁAD OSTRZEGAWCZY PODWOZIA

Samolot jest wyposażony w układ ostrzegawczy wypuszczenia podwozia przeznaczony do zabezpieczenia pilota przed niezamierzonym lądowaniem ze schowanym podwoziem. Układ składa się z wyłącznika uruchamianego przepustnicą połączonego elektrycznie z podwójnym zestawem ostrzegawczym. Zestaw ostrzegawczy jest połączony z głośnikiem w kabinie.

Przy cofnięciu przepustnicy poniżej ciśnienia lądowania około 12 in Hg na małej wysokości (wyłącznik główny – **WŁĄCZONY**), ciśnienie przepustnicy będzie uruchamiać wyłącznik, który jest połączony elektrycznie z częścią ostrzegawczą podwozia w podwójnym zestawie ostrzegawczym. Jeżeli podwozie jest schowane (lub nie wypuszczone i nie zablokowane) przerywany sygnał będzie nadawany przez głośnik w kabinie. Wyłącznik w układzie klapy skrzydłowych również uruchomi sygnał dźwiękowy gdy klapy skrzydłowe zostaną wychylone o ponad 20° ze schowanym podwoziem.

PRZEDZIAŁ BAGAŻOWY

Przedział bagażowy obejmuje obszar od tyłu foteli pilota i pasażera do tylnej wrgi kabiny. Dostęp jest możliwy przez drzwi bagażnika z lewej strony samolotu lub z wnętrza kabiny. Siatka bagażowa z sześcioma paskami mocującymi umożliwia zabezpieczenie bagażu i jest przymocowana za pomocą pasów wiązanych do pierścieni mocujących umieszczonych w samolocie. Co do pozostałych informacji o załadunku odnieść się do rozdziału 6. Przy załadunku samolotu, dzieci nie powinny znajdować się w przedziale bagażowym, chyba, że zamontowano fotelik dla jednego dziecka, zaś jakiegokolwiek materiały, które mogą stanowić zagrożenie dla samolotu i pasażerów nie powinny być umieszczone gdziekolwiek w samolocie. Wymiary przestrzeni bagażowej i drzwi przedstawione są w rozdziale 6.

FOTELE

Układ foteli składa się w dwóch konfiguracjach nastawnych: cztero- i sześciopolożeniowej foteli pilota i pasażera oraz stałego fotele dla pasażerów z tyłu.

Czteropolożeniowe fotele nastawne mogą być przesuwane do przodu lub do tyłu, ze zmianą kąta nachylenia oparcia. Aby ustawić fotel w żądanym położeniu

należy podnieść dźwignię znajdującą się pod wewnętrznym ramięm siedziska, przesunąć fotel na miejsce, zwolnić dźwignię i sprawdzić, czy siedzenie jest zabezpieczone na miejscu. Aby ustawić oparcie fotela, należy pociągnąć gałkę znajdującą się na środku pod fotelem i wywrzeć nacisk na oparcie. W celu ustawienia oparcia w pozycji prostopadłej do siedziska, należy pociągnąć do przodu odsłoniętą część ramy oparcia fotela. Obydwa oparcia foteli są także składane całkowicie do przodu.

Sześcioramiennymi nastawnymi fotelami pilota mogą być przesuwane do przodu lub do tyłu, z regulacją wysokości, a kąt oparcia fotela jest zmienny. Ustawić fotel przez podniesienie rurowej dźwigni umieszczonej pod wewnętrznym ramięm siedziska, i przesunąć siedzenie w żądane położenie. Zwolnić dźwignię i sprawdzić, czy fotel jest zabezpieczony na miejscu. Aby podnieść lub opuścić fotel, należy pokręcić korbkę umieszczoną pod zewnętrznym ramięm każdego fotela. Kąt oparcia fotela jest regulowany przez obrócenie dźwigni umieszczonej z tyłu, na wewnętrznym ramię fotela. Oparcie może być z powrotem ustawione w pozycji prostopadłej do siedziska przez pociągnięcie do przodu odsłoniętej części ramy oparcia fotela. Obydwa oparcia foteli są także składane całkowicie do przodu.

Tyłne fotele pasażerów składają się z jednocześnie stalego siedziska oraz jednocześnie (regulowanych do pozycji pionowej lub w dwóch ustawieniach) lub dwuczęściowych (regulowanych indywidualnie) oparciach foteli. Jednocześnie oparcia są regulowane za pomocą dźwigni umieszczonej poniżej środka ramy fotela. Jeżeli fotel nie jest zajęty, oparcie dowolnego typu automatycznie ustawia się w przedniej pozycji i lekko dźwignia jest podniesiona lub naciśnięty przycisk blokady.

Na przednich i tylnych fotelach dostępne są do zamontowania zagłówki. Do regulacji zagłówka wystarczające jest użycie nacisku dla podniesienia lub obniżenia poziomu ustawienia zagłówka.

PASY BIODROWE I BARKOWE

Wszystkie fotele są wyposażone w pasy biodrowe (patrz rys. 7-4). Fotele pilota i pasażera są także wyposażone w oddzielne pasy barkowe. Jeżeli jest to wymagane, fotele pilota i pasażera mogą być wyposażone w zintegrowane pasy biodrowe/ barkowe z bębniami bezwładnościowymi.

PASY BIODROWE

Pasy biodrowe stosowane przy fotelach pilota, pasażera i foteliku dla dziecka (jeżeli jest on zamontowany) są przymocowane do złączy na podłodze. Połowa pasa biodrowego zakończona jest kłami umieszczoną wewnątrz każdego fotela i posiada

stałą długość; zaś druga połowa pasa biodrowego zakończona ogniwnem umieszczona jest na zewnątrz każdego fotela i jej długość jest regulowana.

Dla użycia pasów biodrowych foteli pilota i pasażera, należy ustawić fotel w żądanym położeniu, a następnie wydłużyć połówkę pasa zakończoną ogniwnem według potrzeby przez uchwycenie obydwu stron ogniwa i pociągnięcie go w przeciwną stronę niż pas. Umieścić ogniwo pasa w klamrze i zabezpieczyć je. Pasy biodrowe fotelika dla dziecka, (jeżeli jest on zamontowany) używane są w ten sam sposób jak pasy biodrowe foteli pilota i pasażera. Należy zaciągnąć ciasno pas przez pociągnięcie swobodnego jego końca. Aby zwolnić pasy biodrowe, należy uchwycić górną pokrywę klamry przeciwnie do ogniwa i pociągnąć ją w górę.

PASY BARKOWE

Każdy pas barkowy każdego fotela przedniego jest przymocowany do tylnego słupka drzwi powyżej krawędzi okna i umieszczony w osłonie powyżej drzwi kabiny. Aby schować pas należy go złożyć i umieścić za osłoną. Żadne pasy barkowe nie są dostępne dla fotelika dla dziecka

Aby użyć uprząży barkowej należy najpierw zapiąć i wyregulować pas biodrowy. Następnie wydłużyć uprząż według potrzeb przez pociągnięcie ogniwa złącza na końcu uprząży i wąskiego paska zwalniającego. Zatrzasnąć ogniwo złączne pasa barkowego mocno na kołku zabezpieczającym na ogniwie pasa biodrowego. Następnie wyregulować długość. Regulacja uprząży barkowej jest ważna. Właściwie wyregulowana uprząż będzie pozwalać siedzącemu całkowicie wyprostowanemu pasażerowi na wystarczające pochycenie się do przodu, ale zabezpieczy go przed nadmiernym przemieszczeniem do przodu i zetknięciem się z przedmiotami podczas nagłego hamowania. Wymagany jest również swobodny dostęp pilota do wszystkich urządzeń sterowniczych.

Zwolnienie pasa barkowego odbywa się poprzez pociągnięcie do góry wąskiego paska zwalniającego i rozłączenie złącza pasa ze sworzniem na ogniwie pasa biodrowego. W nagłym wypadku, pas barkowy może być zwolniony przez rozłączenie najpierw pasów biodrowych i umożliwienie pasowi barkowemu, nadal przymocowanemu do ogniwa pasa biodrowego, opadnięcie z boku siedzenia.

PASY BIODROWE/ BARKOWE Z BĘBNAMI BEZWŁADNOŚCIOWYMI

Zintegrowane pasy biodrowe/ barkowe z bębnami bezwładnościowymi są dostępne dla pilota i pasażera na przednim fotelu. Pasy biodrowe/barkowe sięgają od bębnow bezwładnościowych umocowanych w górze burt kabiny w tyle tuż za każdymi drzwiami wejściowymi do kabiny do punktów mocowania znajdujących się na zewnątrz foteli. Oddzielna połowa pasa biodrowego i klamra są umocowane wewnątrz fotela. Bębny bezwładnościowe pozwalają na całkowicie swobodne ruchy ciała. Jednakże, w przypadku nagłego przyspieszenia ujemnego, będą one automatycznie chronić załogę samolotu.

**STANDARDOWE PASY
BARKOWE**

WĄSKI PASEK ZWALNIAJĄCY
(Połączony do góry przy
wydłużeniu pasa)

SWOBODNY KONIEC PASA
(połączony w dół do zadzińki)

OSIEMO ZŁĄCZE
PASA BARKOWEGO
(Zatrzasnąć w kołku zabezpieczającym w
ograniczone pasy dla przymocowania pasa)

KLAMRA PASA BIODROWEGO
(Nie regulowana)

OSIEMO ZŁĄCZE PASA
BIODROWEGO I PASA
BARKOWEGO Z KOŁKIEM
ZABEZPIECZAJĄCYM

SWOBODNY KONIEC PASA
BIODROWEGO
(Połączony do zadzińki)

KLAMRA PASA BIODROWEGO
(Nie regulowana)

REGULOWANE ZŁĄCZE PASA
BIODROWEGO/BARKOWEGO
(Umieścić złącze dokładnie poniżej poziomu
barków, połączony złącze i pas do dołu, aby
połączyć je z kłami pasa biodrowego)

(NA RYSUNKU PRZEDSTAWIONY
POTEL 1.PIŁOTA)

**PAS BIODROWY/PAS BARKOWY
Z BEZWAŁADNOŚCIOWYM BĘBNIEM**

Rys. 7-4. Pasy biodrowe i uprząż barkowa

Aby użyć zintegrowanych pasów biodrowych/barkowych z bębnami bezwładnościowymi, należy umieścić regulowane metalowe ogniwo złączne w przybliżeniu na poziomie barków, pociągnąć ogniwo złączne i pas do dołu, po czym wsunąć ogniwo w klamrę pasa biodrowego. Wyregulować napięcie pasa na brzuchu przez pociągnięcie do góry pasa barkowego. Rozpięcie jest dokonywane poprzez zwolnienie klamry pasa biodrowego, co umożliwi bębnowi bezwładnościowemu wciągnięcie pasa do wnętrza fotela.

DRZWI WEJŚCIOWE I OKNA KABINY

Wchodzenie do i wychodzenie z samolotu jest możliwe przez którekolwiek z dwójga drzwi wejściowych, po jednym z obydwu stron kabiny (wymiały kabiny i drzwi kabiny w rozdziale 6). Drzwi posiadają wewnętrzną i zewnętrzną klamkę wpuszczaną, otwierany kluczem zamek (tylko lewe drzwi, mechanizm blokujący drzwi, i otwierane okno.

UWAGA

Zatrzaśk drzwi wstawiony w tym modelu wymaga, aby zewnętrzna klamka drzwi w drzwiach pilota i pasażera na przednim fotelu była wyciągnięta kiedykolwiek drzwi są otwarte. Przy zamykaniu drzwi nie należy próbować wciskać klamki aż do pełnego zatrzaśnięcia drzwi.

Aby otworzyć drzwi samolotu z zewnątrz, należy użyć klamki wpuszczanej umieszczonej w pobliżu tylnej krawędzi każdego drzwi. Naciśnąć przedni koniec klamki i pociągnąć go na zewnątrz. Aby zamknąć lub otworzyć drzwi z wnętrza samolotu, należy użyć konwencjonalnej klamki i podłokietnika. Oboje drzwi kabiny powinny być zabezpieczone przed lotem, i nie powinny być celowo otwierane podczas lotu.

UWAGA

Przypadkowe otwarcie drzwi kabiny podczas lotu na skutek niewłaściwego zamknięcia nie powoduje konieczności lądowania samolotu. Najlepszym działaniem jest przejście do lotu poziomego i przy prędkości około 80 KIAS delikatne wypchnięcie na chwilę drzwi na zewnątrz, silne zamknięcie i zabezpieczenie drzwi według normalnej procedury.

Wyjście z samolotu jest możliwe przez naciśnięcie przedniej części klamki i pociągnięcie jej. Aby zabezpieczyć samolot, należy zabezpieczyć prawe drzwi kabiny przez podniesienie w górę dźwigni położonej niedaleko tylnej krawędzi drzwi, zamknąć lewe drzwi kabiny i używając kluczyka wyłącznika zapłonu, zabezpieczyć drzwi.

Lewe drzwi kabiny są wyposażone w otwierane okno. Okno są utrzymywane w położeniu zamkniętym przez zasuwę wyposażoną w zapadkę na dolnej krawędzi ramy okna. Aby otworzyć okno, należy obrócić zasuwę do góry. Okna są wyposażone w naciągana sprężyna dźwignię blokującą, która pomaga w obróceniu okna na zewnątrz i utrzymanie go w tym położeniu. Dostępne są również otwierane okna montowane w prawych drzwiach, użytkowane w takim sam sposób jak w drzwiach lewych. Jeżeli zachodzi taka potrzeba, każde okno może być otwarte przy prędkości do 164 KIAS. Okna na dachu (jeżeli są zamontowane), okna tylne i okna boczne z tyłu są zamontowane na stałe i nie mogą być otwierane.

BLOKADA UKŁADÓW STEROWANIA

Zabezpieczenie umożliwia zablokowanie układów sterowania lotkami i sterem wysokości w położeniu neutralnym i chroni je przed uszkodzeniem podmuchami wiatru podczas postoju samolotu. Zabezpieczenie składa się z stalowego kształtownika z przymocowaną do niego czerwoną taśmą. Taśma posiada napis z informacją, że zabezpieczenie układu sterowania należy zdemontować przed rozruchem silnika. Aby założyć blokadę, należy ustawić w jednej linii otwór po prawej stronie kolumny wolantu pilota z otworem w kołnierzu kolumny na tablicy przyrządów i przełknąć pręt przez obydwa otwory. Przy właściwie założonym zabezpieczeniu, czerwona taśma znajduje się ponad wyłącznikiem zapłonu. Na obszarach występowania silnych lub porywistych wiatrów powinno być założone zabezpieczenie na powierzchniach statecznika pionowego i steru kierunku. Zabezpieczenie układów sterowania i urządzenia zabezpieczające innego typu powinny być zdjęte przed uruchomieniem silnika.

SILNIK

Samolot jest napędzany czterocylindrowym, typu bokser, górnozaworowym, chłodzonym powietrzem, silnikiem gaźnikowym z układem mokrej skrzyni korbowej. Jest to silnik Lycoming Model O-360-F1AS i posiada on moc nominalną ciągią 180 BHP przy obrotach 2700 obr/min. W skład podstawowych agregatów (zamontowane na przedzie silnika) wchodzi rozrusznik, alternator z napędem pasowym i regulator śmigła. Zdwojone iskrowniki, pompa paliwa, pompa próżniowa i pełno-przepływowy filtr oleju są zamontowane na tyle silnika.

UKŁAD STEROWANIA SILNIKIEM

Ciśnienie ładowania jest sterowane dźwignią przepustnicy umieszczoną w dolnej środkowej części tablicy przyrządów. Dźwignia przepustnicy działa w sposób klasyczny; w położeniu całkowicie do przodu, przepustnica jest otwarta; a w położeniu całkowicie do tyłu, przepustnica jest zamknięta. Zabezpieczenie cieme, które jest okrągłym, moletowanym dyskiem, jest umieszczone przy podstawie dźwigni przepustnicy i jest uruchamiane przez obrócenie zabezpieczenia w kierunku zgodnym z

ruchem wskazówek zegara w celu wzrostu siły tarcia lub odwrotnym do ruchu wskazówek zegara w celu zmniejszenia siły tarcia.

Dźwignia sterowania składem mieszanki, zamontowana w pobliżu sterowania śmigłem, jest czerwonym pokrętelem z naniesionymi na obwodzie punktami i wyposażona jest w przycisk zabezpieczający na końcu pokrętła. Położenie całkowicie do przodu oznacza mieszankę bogatą, zaś położenie całkowicie do tyłu oznacza bieg jałowy-odcięcie. W celu niewielkich regulacji, dźwignia może być przesunięta do przodu przez obrócenie pokrętła w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara i do tyłu przez obrócenie pokrętła w kierunku odwrotnym do ruchu wskazówek zegara. W celu nagłych lub dużych regulacji, cięgno może być przemieszczone do przodu lub do tyłu poprzez naciśnięcie przycisku zabezpieczającego na gałce pokrętła i ustawienie cięgna w żądanym położeniu.

PRZYRZĄDY SILNIKOWE

Działanie silnika jest kontrolowane przez następujące przyrządy: manometr oleju, termometr oleju, wskaźnik temperatury głowic cylindrów, obrotomierz, manometr ciśnienia ładowania i manometr paliwa. Dostępny jest również ekono-mizer mieszanki (EGT) i termometr powietrza w gaźniku.

Manometr oleju, umieszczony po lewej stronie tablicy przyrządów jest uruchamiany ciśnieniem oleju. Bezpośredni przewód olejowy z silnika podaje olej przy ciśnieniu pracującego silnika do manometru oleju. Podziałki przyrządu pomiarowego pokazują, że minimalne ciśnienie na biegu jałowym wynosi 25 psi (czerwona linia), zakres normalnego użytkowania wynosi od 60 do 90 psi (zielony łuk), a maksymalne ciśnienie wynosi 115 psi (czerwona linia).

Temperatura oleju jest wskazywana przez wskaźnik termometru umieszczony po lewej stronie tablicy przełączników i regulatorów. Przyrząd pomiarowy składa się z czujnika temperatury typu elektrycznego, oporowego, który pobiera prąd z układu elektrycznego samolotu. Ograniczenia temperatury oleju są następujące: zakres normalnego użytkowania (zielony łuk) od 100°F (38°C) do 245°F (118 °C), a maksymalny (czerwona linia) wynosi 245°F ((118 °C).

Napędzany mechanicznie silnik elektryczny obrotomierza przekazuje wskazania do przyrządu umieszczonego w pobliżu środkowej części tablicy przyrządów. Przyrząd jest wyskalowany, co 100 obr/min. i wskazuje obroty zarówno silnika jak i śmigła. Licznik godzin pracy umieszczony poniżej środka obrotomierza rejestruje upływający czas pracy silnika w godzinach i dziesiątych częściach godzin. Skalowanie przyrządu obejmuje zakres normalnego użytkowania (zielony łuk) od 2100 do 2700 obr/min i maksymalny (czerwona linia) 2700 obr/min.

Wskaźnik ciśnienia ładowania znajduje się z lewej strony podwójnego przyrządu umieszczony z dołnej lewej strony kolumny sterownicy 1. pilota. Na przyrządzie dokonuje się odczytu mierzonego bezpośrednio ciśnienia ładowania w In Hg. Normalny zakres użytkowania wynosi 15 – 25 In Hg.

Wskaźnik manometru paliwa stanowi prawą połowę podwójnego przyrządu umieszczony z dołnej lewej strony kolumny sterownicy. Przyrząd wskazuje ciśnienie paliwa podawanego do gaźnika. Oznakowanie przyrządu wskazuje, że minimalne ciśnienie wynosi 0.5 psi (czerwona linia) zakres normalnego użytkowania 0.5 do 8 psi (zielony łuk) i maksymalne ciśnienie 8 psi (czerwona linia).

Ekonomizer mieszanki (EGT) jest dostępny dla tego samolotu. Wskaźnik temperatury gazów wylotowych (EGT) umieszczony z prawej strony tablicy przyrządów. Termoelement umieszczony w silniku przekazuje na wskaźnik informacje o temperaturze gazów wylotowych z silnika umożliwiając pilotowi na ustawienie odpowiedniego składu mieszanki w czasie lotu trasowego jak to opisano w rozdziale 4. Temperatura gazów wylotowych (EGT) może zostać użyta jako pomoc przy zubożeniu mieszanki w lotach trasowych. Aby uregulować mieszankę, używając tego wskaźnika, należy zubożyć ją do ustalenia się wartości szczytowej EGT na wskaźniku jako punktu odniesienia.

DOCIERANIE I OBSŁUGA NOWEGO SILNIKA

Silnik został dotarty w wytwórcy i jest gotów do użytkowania w pełnym zakresie użytkowym. Jednakże zaleca się, aby loty trasowe odbywały się przy mocy do 75% przez okres około 25 godzin lub do ustalenia się zużycia oleju. Zapewni to właściwe osadzenie się pierścieni.

UKŁAD OLEJOWY SILNIKA

W silniku zastosowany jest w pełni ciśnieniowy układ olejowy z mokrą miską olejową. Do zapewnienia smarowania silnika użyty jest olej silnikowy klasy lotniczej. Olej silnikowy wykorzystywany jest również do zapewnienia działania regulatora obrotów śmigła. Pojemność miski olejowej wynosi 7.8 l (8 qt) oraz dodatkowo 0,95 l (1 qt) na pełnoprzepływowy filtr oleju. Olej jest czerpany z miski olejowej przez ssak filtrujący na końcu rury ssawnej do napędzanej silnikiem pompy oleju. Olej z pompy przepływa do termostatycznego zaworu bocznikowego. Jeżeli olej jest zimny (temperatura oleju jest niska), zawór bocznikowy pozwala na obejście przez olej chłodnicy i przepłynięcie bezpośrednio do filtra. Jeżeli olej jest gorący (temperatura oleju jest wysoka), zawór bocznikowy kieruje olej ze skrzyni agregatów najpierw przez giętki przewód do chłodnicy oleju silnikowego zamontowanej u góry po prawej stronie silnika. Powracając do skrzyni agregatów, olej przepływa przez filtr. Następnie przefiltrowany olej wpływa do ciśnieniowego zaworu nadmiarowego, który steruje ciśnieniem oleju w silniku.

pozwalając nadmiarowi oleju powrócić do miski olejowej, podczas gdy olej pod równoważnym ciśnieniem jest kierowany do różnych części silnika w celu ich smarowania. Pozostała ilość oleju spływa do miski olejowej grawitacyjnie.

Korek wlewu/prętowy wskaźnik poziomu oleju jest umieszczony po prawej stronie na tyle silnika. Prętowy wskaźnik i wlew są dostępne przez luk w osłonie silnika. Silnik powinien być użytkowany przy ilości oleju nie mniejszej niż 4.7 l (5 qt). Dla minimalizacji zużycia oleju w lotach do długotrwałości do 3 godzin napełnienie 6.6 l (7 qt). W przypadku dłuższych lotów, uzupełnić do ilości 7.6 (8 qt) (wyłącznie wg. prętowego wskaźnika poziomu). Szczegóły dotyczące wymagań i specyfikacji oleju określone są w rozdziale 8.

Zawór szybkiego spustu oleju jest dostępny w celu wymiany korka spustowego w otworze spustowym miski olejowej i zapewni szybszy i czystszy spust oleju silnikowego. Aby spuścić olej przy pomocy tego zaworu, należy przesunąć przewód giętki ponad kołkiem zaworu i pchnąć w górę koniec zaworu aż do zatrzaśnięcia się zaworu w pozycji otwartej. Zaciski sprężynowe będą utrzymywały zawór w położeniu otwartym. Po spuszczeniu oleju, należy użyć odpowiedniego narzędzia, aby zatrzasnąć zawór w położeniu rozłożonym (otwartym) i zdemontować giętki przewód spustowy.

UKŁAD ZAPŁONOWO-ROZRUCHOWY

Zapłon silnika jest zapewniony przez dwa napędzane silnikiem iskrowniki i dwie świece zapłonowe w każdym cylindrze. Prawy iskrownik zasila prawe dolne i lewe górne świece zapłonowe, a lewy iskrownik zasila lewe dolne i prawe górne świece zapłonowe. W normalnym użytkowaniu wymagana jest praca obydwu iskrowników w celu zapewnienia lepszego całkowitego spalania mieszanki paliwo-wo – powietrznej przy podwójnym zapłonie.

Działanie zapłonu i rozrusznika jest sterowane przełącznikiem obrotowym umieszczonym na lewej tablicy przełączników i regulatorów. Przełącznik jest oznaczony (zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara), OFF (WYŁĄCZONY), R (PRAWY), L (LEWY), BOTH (OBYDWA) i START (ROZRUCH). Silnik powinien działać przy obydwu iskrownikach włączonych [położenie BOTH (OBYDWA)], za wyjątkiem sprawdzenia iskrowników. Położenia R (PRAWY) i L (LEWY) mają przeznaczenie sprawdzające i są używane jedynie w nagłych wypadkach. Gdy przełącznik jest obrócony w położenie START (ROZRUCH), z nacisniętą sprężyną, (przy głównym wyłączniku w położeniu ON (WŁĄCZONY)), stycznik rozrusznika jest pod napięciem i rozrusznik będzie poruszał silnik. Gdy przełącznik jest zwolniony będzie on automatycznie powracał do położenia BOTH (OBYDWA).

UKŁAD WLOTU POWIETRZA

Układ wlotowy powietrza do silnika odbiera powietrze wlotowe przez przewód w dolnej części osłony silnika. Wlot jest przykryty filtrem powietrza, który usuwa pył i inne ciała obce z powietrza wlotowego. Strumień powietrza po przejściu przez filtr wchodzi do komory powietrznej, która jest zamontowana na wlocie gaźnika.

Z komory powietrznej powietrze wlotowe wchodzi do wlotu gaźnika i dalej kanałami do cylindrów silnika przez kolektory wlotowe. W przypadku oblodzenia gaźnika lub gdy filtr wlotu powietrza zostanie zablokowany, alternatywnie może być dostarczone podgrzane powietrze z osłony tłumika. To ogrzane powietrze płynie przewodem do komory powietrznej poprzez zawór uruchamiany ciągnem sterowania podgrzewem gaźnika umieszczonym na tablicy przyrządów. Podgrzane powietrze z osłony tłumika jest przekazywane z zewnętrznego źródła bez filtrowania. Użycie pełnego podgrzewu gaźnika przy pełnym otwarciu przepustnicy spowoduje spadek ciśnienia ładowania o 1 in Hg.

UKŁAD WYLOTU SPALIN

Gazy spalinowe z każdego cylindra przechodzą bezpośrednio pionowym zespołem do tłumika i rury wylotowej. Zewnętrzne powietrze jest wciągane do osłony, która jest zamontowana dookoła tłumika tworząc komorę grzewczą, z której zasila na jest kabina ciepłym powietrzem.

GAŹNIK I UKŁAD WSTRZYKIWANIA PALIWA

Silnik wyposażony jest w pływakowy, poziomo ustawiony, z bocznym zasilaniem gaźnik zamontowany w dolnej części silnika w pobliżu przegrody ogniowej. Gaźnik posiada osłoniętą pompę przyspieszającą, mechanizm odcięcia biegu jałowego i dźwignię ręcznej regulacji składu mieszanki. Paliwo jest dostarczane do gaźnika grawitacyjnie z układu paliwowego. W gaźniku, paliwo jest rozpylane, proporcjonalnie mieszane z powietrzem wlotowym i dostarczane do cylindrów poprzez kolektor wlotowy. Proporcje rozpylonego paliwa i powietrza są dobierane, w żądanych granicach, przy pomocy dźwigni regulacji składu mieszanki na pulpicie sterowników.

Do wspomagania procesu uruchomienia, silnik jest wyposażony w ręczny układ wstrzykiwania paliwa. Zapłonnik uruchamia małą pompę, która podaje paliwo z filtra paliwowego, gdy nurnik jest wyciągnięty, i wstrzykuje je do otworów wlotowych cylindrów, gdy nurnik jest wepchnięty do tyłu. Dźwignia nurnika, na tablicy przyrządów, jest wyposażona w zabezpieczenie i po pchnięciu jej całkowicie do przodu, musi być obrócona w lewo lub w prawo tak, aby dźwignia nie mogła być wyciągnięta.

UKŁAD CHŁODZENIA

Powietrze wlotowe do chłodzenia silnika wpływa przez dwa wloty otwierane na przedzie osłon silnika. Powietrze chłodzące jest kierowane dookoła cylindrów i innych obszarów silnika przez deflektory kierujące, a następnie wychodzi przez klapki osłon w dolnej tylnej krawędzi osłon. Zasłonki wlotów są sterowane mechanicznie z kabiny przez ręcznie przemieszczane dźwignie zasłonek umieszczonej z prawej strony pulpitu sterowania. Pulpit jest opisany OTWARTE, ZASŁONKI SILNIKA, ZAMKNIĘTE (OPEN, COWL FLAPS, CLOSED). Przed uruchomieniem silnika i podczas startu, wznoszenia w wysokich temperaturach dźwignia zasłonek

powinna być ustawiona w położeniu OTWARTE (OPEN) dla zapewnienia maksymalnego chłodzenia. Wykonuje się to przez ruch dźwigni w prawo do uwolnienia z zapadki po czym przestawienie dźwigni do góry do położenia OTWARTE (OPEN). W każdym przypadku gdy dźwignia ma być przestawiona należy najpierw odchylić ją w prawo. Podczas lotu trasowego otwarcie zasłonek powinno być wyregulowane dla utrzymania użytkowego zakresu temperatury głowic cylindrów w przedziale 2/3 zakresu użytkowego (zielony łuk). Podczas długotrwałego zniżania zasłonki powinny być całkowicie zamknięte przez przestawienie dźwigni do dołu do położenia ZAMKNIĘTE (CLOSED).

Dla tego samolotu jest dostępny zestaw do eksploatacji zimowej. Szczegóły są zawarte w rozdziale 9. Uzupełnienia

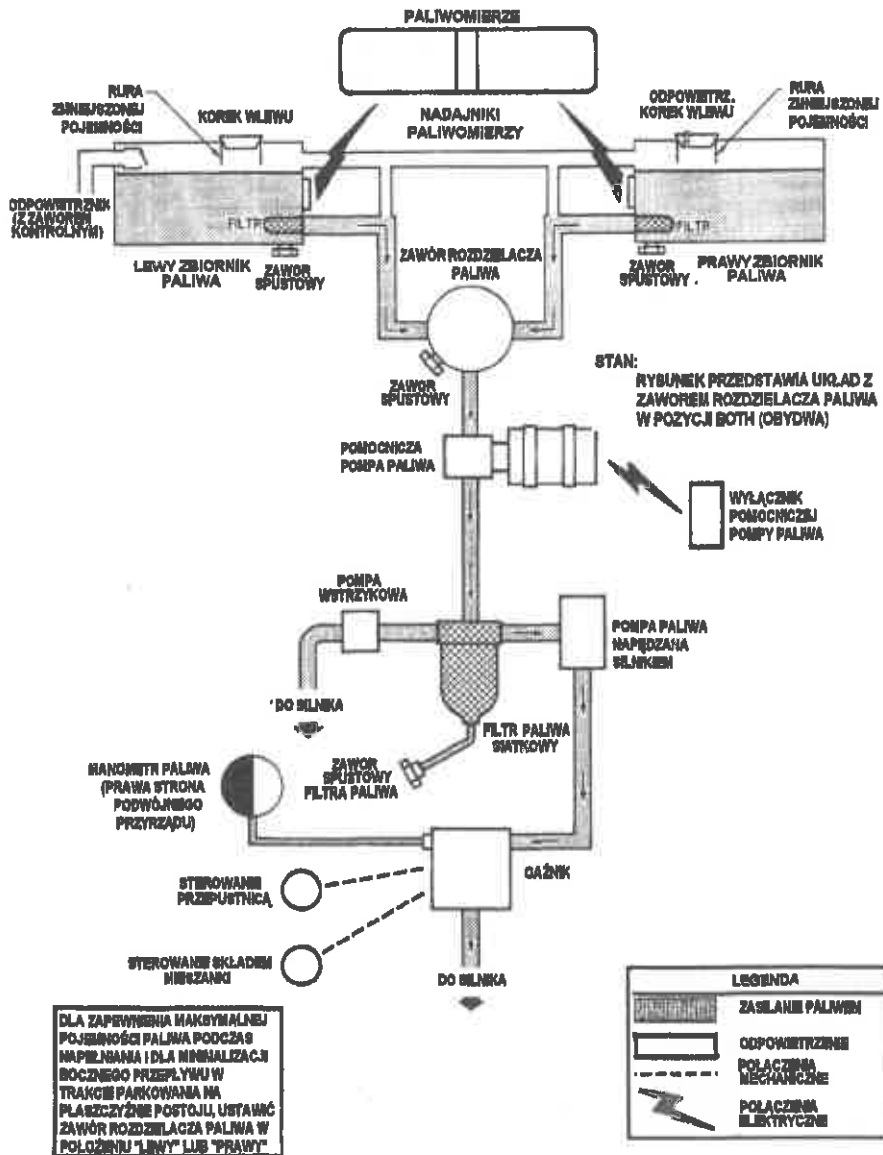
ŚMIGŁO

Samolot jest wyposażony w dwułopatowe, całkowicie metalowe śmigło, o stałych obrotach, regulowane regulatorem obrotów. Ustawienie wprowadzane w regulator za pomocą sterowania śmigłem ustala obroty śmigła a tym samym utrzymuje obroty silnika. Regulator obrotów śmigła zwiększa ciśnienie przepływającego oleju silnikowego za pomocą pompy regulatora i steruje jego przepływem do lub z tłoka w piastcie śmigła. Ciśnienie oleju działa na tłok skracający ustawienie łopat w stronę zwiększenia skoku (zmniejszenia obrotów). Gdy ciśnienie nad tłokiem jest zmniejszane i olej upuszczany z piasty siły odśrodkowe wraz z wewnętrzną sprężyną działają w stronę zmniejszenia skoku (zwiększenia obrotów).

Uchwyt sterowania obrotami śmigła znajduje się w środkowej części Pulpitu sterowników i wyłączników i służy do ustawienia śmigła i sterowania tym samym obrotami silnika odpowiednio do różnych warunków lotu. Uchwyt opisany jest PROP RPM. PUSH INCR. Gdy uchwyt jest wciskany, kąt ustawienia łopat będzie zmniejszał się powodując tym samym zwiększenie obrotów śmigła. Gdy uchwyt sterowania śmigłem jest wyciągany kąt ustawienia łopat zwiększa się tym samym powodując zmniejszenie obrotów. Uchwyt sterowania śmigłem jest wyposażony w noniusz który umożliwi powolne i dokładne ustawienie obrotów finalnych, przez pokręcanie uchwytem zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara dla ich zwiększenia obrotów i w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara dla ich zmniejszenia. Dla uzyskania nagłej lub dużej regulacji nacisnąć przycisk na końcówce uchwyty sterowania śmigłem i przestawić sterowanie zgodnie z potrzebą.

UKŁAD PALIWOWY

UKład paliwowy samolotu (patrz rys. 7-5) składa się z dwóch odpowietrzanych integralnych zbiorników paliwa (jeden zbiornik w każdym skrzydle), czteropozycyjnego zaworu rozdzielacza paliwa, siatkowego filtra paliwa, ręcznej pompki wstrzykowej, napędzanej silnikiem pompy paliwa, elektrycznej pomocniczej pompy paliwa i gaźnika.



Rys.7-6. Układ paliwowy

Paliwo pod wpływem grawitacji przepływa z dwóch integralnych zbiorników skrzydłowych do czteropolożeniowego zaworu rozdzielacza paliwa opisanego OBYDWA (BOTH), PRAWY (RIGHT), LEWY (LEFT) i WYŁĄCZONE (OFF). Kiedy zawór rozdzielacza znajduje się w położeniu OBYDWA (BOTH), PRAWY (RIGHT) lub LEWY (LEFT) paliwo przepływa przez bocznik pomocniczej pompy paliwa (jeżeli pompa nie pracuje) i dalej przez filtr siatkowy przechodzi do napędzanej przez silnik pompy paliwa. Z napędzanej przez silnik pompy paliwa przepływa do gaźnika. Z gaźnika mieszanka paliwowa powietrzna płynie do cylindrów kolektorem wlotowym. Ręczna pompka wstrzykowa pobiera paliwo z filtra siatkowego i wstrzykuje przez okno wlotowe do wnętrza cylindra

Samolot może być użytkowany ze zmniejszoną ilością paliwa dla dopuszczenia zwiększonego ładunku w kabinie. Wykonuje się to przez napełnienie każdego zbiornika do poziomu dolnej krawędzi płytki wlewu paliwa, co daje zmniejszone obciążenie paliwem przy 90.8 litra (24 US gal) na każdy zbiornik 22 US gal paliwa zużywalnego we wszystkich warunkach lotu w każdym zbiorniku).

Układ odpowietrzający ma zasadniczy wpływ na układ paliwowy. Niedrożność układu odpowietrzającego doprowadza do zmniejszenia przepływu paliwa, co w konsekwencji może doprowadzić do przerwania pracy silnika. Zbiorniki są odpowietrzane przez przewód łączący zbiornik prawy z lewym. Lewy zbiornik jest odpowietrzany przewodem zewnętrznym wyposażonym w zawór, który wystaje z dolnej powierzchni lewego skrzydła w sąsiedztwie węzła zastrzału. Odpowietrzanie następuje również przez odpowietrznik w korku wlewu paliwa prawego zbiornika.

Ilość paliwa jest mierzona przez dwa pływakowe nadajniki ilości paliwa (jeden na każdy zbiornik) i pokazywana na dwóch zasilanych elektrycznie wskaźnikach umieszczonych po lewej stronie w dolnej części tablicy przyrządów. Paliwomierze są wyskalowane w US gal (dolna skala) i w funtach (górną skalą). Brak paliwa w zbiornikach sygnalizuje wskazówka wskazująca czerwoną kreskę i literę E. Gdy wskazówka pokazuje brak paliwa w układzie pozostało 2.0 US gal paliwa nie zużywalnego. Wskazania ilości paliwa odczytywane podczas ślizgu, przechylenia lub nienormalnego położenia nie mogą być brane pod uwagę. Jeżeli wskazówki obydwu paliwomierzy nagle ustawiają się na zero, należy sprawdzić czy działa wskaźnik temperatury głowic cylindrów. Jeżeli wskaźnik ten nie działa świadczy to o niesprawności układu elektrycznego.

Przerzutowy wyłącznik pomocniczej pompy paliwa jest umieszczony z lewej strony pulpitu wyłączników i sterowników i jest opisany AUX FUEL PUMP. Gdy pompa pracuje to podaje paliwo pod ciśnieniem do gaźnika. Powinna być użyta gdy kiedykolwiek ciśnienie paliwa spadnie poniżej 0.5 psi. Nie jest konieczne jej użycie gdy przepływ grawitacyjny i/lub pompa napędzana silnikiem może wytworzyć ciśnienie większe niż 0.5 psi.

Zawór rozdzielacza paliwa powinien być zawsze ustawiony w pozycji OBYDWA (BOTH) do startu, wznoszenia, zniżania, lądowania i ewolucji, które zawierają elementy przedłużonego ślizgu. Użytkowanie z położeniem zaworu rozdzielacza LEWY (LEFT) lub PRAWY (RIGHT) jest dopuszczalne tylko w locie poziomym.

ZBIORNIKI PALIWA	ILOŚĆ PALIWA (POJEMNOŚĆ KAŻDEGO ZBIORNIKA)	CAŁKOWITA ILOŚĆ PALIWA	PALIWO NIE-ZUŻYWAJNE	CAŁKOWITA ILOŚĆ PALIWA DO WYKORZYSTANIA WE WSZYSTKICH WARUNKACH LOTU
STANDARD	Całkowite napełnienie 33 USgal	66 USgal	4 USgal	62 USgal
	Zmniejszone napełnienie 24 USgal	48 USgal	4 USgal	44 USgal

Rys. 7-6. Dane o ilości paliwa

UWAGA

Niezużywalna ilość paliwa jest to minimalna pozostałość, której nie można wykorzystać z układu paliwowego. Przy czym w przypadku, gdy zawartość paliwa w zbiornikach wynosi ¼ lub mniej nie należy wykonywać długotrwałych nieskoordynowanych ewolucji takich jak ślizgi, które mogą doprowadzić do odkrycia otworów wylotowych ze zbiorników i wyłączenia się silnika. Dlatego przy małej ilości paliwa nie pozostawiać w stanie nieskoordynowanego lotu przez okres dłuższy niż 30 sekund.

UWAGA

Pobór paliwa ze zbiorników w czasie lotu może być nierównomierny przy ustawionym przełączniku rozdzielacza paliwa w pozycji OBYDWA (BOTH), jeżeli skrzydła nie będą utrzymywane w położeniu poziomym. Wynikające z tego zmiany w wyważeniu poprzecznym mogą być stopniowo likwidowane przez wybiórcze przestawienie przełącznika rozdzielacza paliwa na zbiornik „ciężkiego” skrzydła.

UWAGA

Nie należy na podstawie czasu potrzebnego na zużycie paliwa z jednego zbiornika, po przełączeniu na drugi zbiornik przyjmować, że taki sam czas będzie zużywać się z niego paliwo. Uzasadnia się to tym, iż zbiorniki są połączone przewodem odpowietrzającym i należy przyjąć, że część paliwa może się przelewać z jednego zbiornika do drugiego, jeżeli obydwa są pełne a skrzydła nie będą dokładnie w pozycji bez przechylenia.

W przypadku, gdy zbiornik paliwa został całkowicie opróżniony w locie, zaleca się przestawienie zaworu rozdzielacza paliwa w położenie OBYDWA (BOTH) podczas pozostałej części lotu. Będzie to umożliwiać przepływ pewnej ilości paliwa z ssaka w zbiorniku przez zawór rozdzielacza cofnięcie się paliwa do zbiornika pustego gdy samolot będzie w skoordynowanym locie co będzie zabezpieczać przed trwałym opróżnieniem spowodowanym przedłużającym się ślizgiem.

Układ paliwowy jest wyposażony w zawory spustowe umożliwiające badanie obecności zanieczyszczeń paliwa w układzie i jego jakości. Układ paliwowy powinien być sprawdzony przed pierwszym lotem w danym dniu i po każdym napełnieniu paliwem. Sprawdzenia dokonuje się przy użyciu naczynia probierczego poprzez spust paliwa z odstoju każdego skrzydłowego zbiornika paliwa, zaworu rozdzielacza paliwa i odstoju filtra siarkowego paliwa z dolnej lewej strony osłony silnika. Jeżeli ograniczenia ciężarowe przed startem do kolejnego lotu pozwalają to zbiorniki paliwa powinny być napełniane po każdym locie, aby uniknąć kondensacji pary wodnej.

UKŁAD HYDRAULICZNY

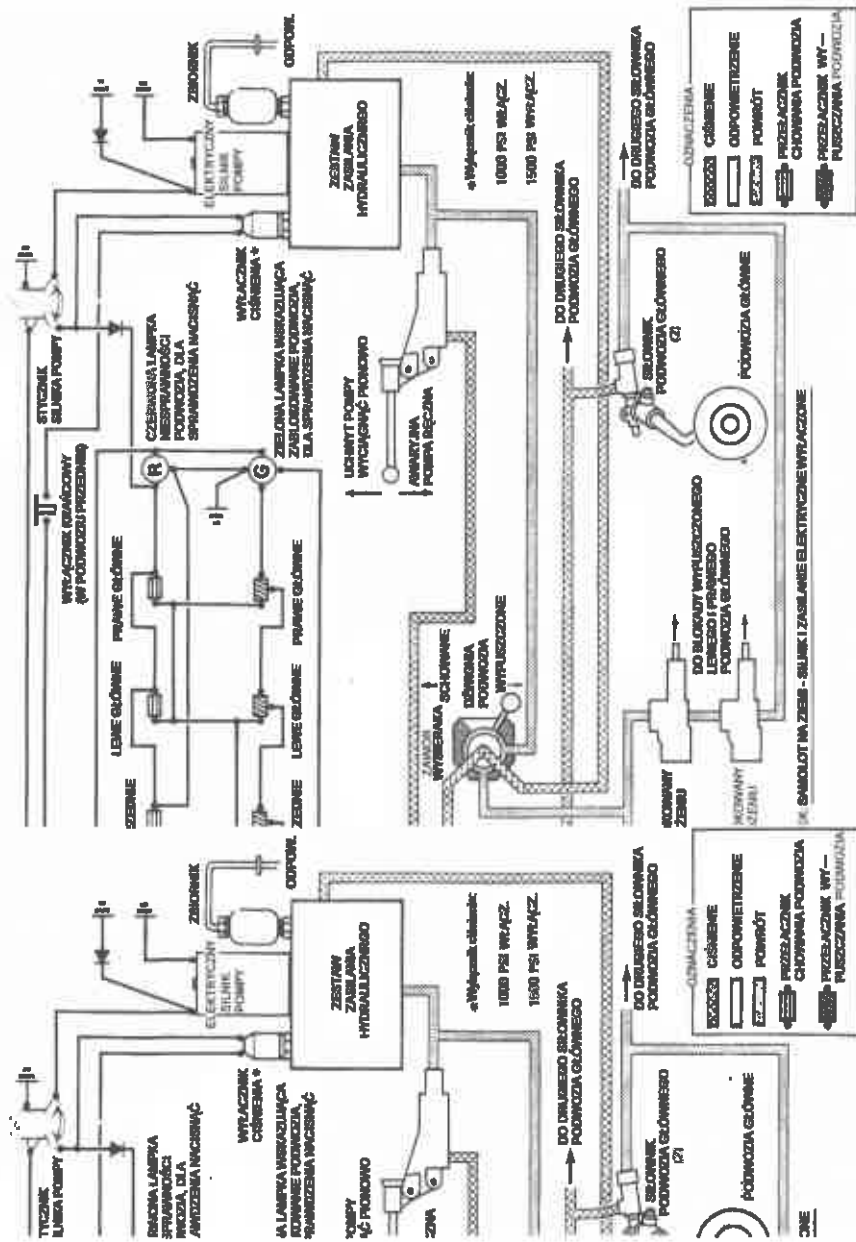
Zasilanie hydrauliczne (patrz rys. 7-7) jest dostarczane przez napędzaną elektrycznie pompę zestawu zasilania hydraulicznego który umieszczony jest na przedzie ogniowej pomiędzy pedałami 1.pilota i 2.pilota. Zestaw zasilania hydraulicznego wchodzi w pracę tylko przy uruchomieniu chowanego podwozia. Odbywa się to przed podanie ciśnienia hydraulicznego do cylindrów siłowników podwozia, które chowają lub wypuszczają podwozie. Układ hydrauliczny działa normalnie w zakresie 1000 psi do 1500 psi. I jest chroniony zaworem nadmiarowym, który zabezpiecza przed nadmiernym wzrostem ciśnienia w układzie i możliwością uszkodzenia pompy i innych podzespołów. Zestaw hydrauliczny jest chroniony przez 35 A wyłącznik AOS opisany GEAR PUMP (POMPA PODWOZIA) z lewej strony pulpitu wyłączników i sterowników.

Zestaw hydrauliczny jest uruchamiany przez wyłącznik ciśnieniowy w zestawie gdy dźwignia podwozia zostanie ustawiona w jednym z położen PODWOZIE SCHOWANE (GEAR UP) lub PODWOZIE WYPUSZCZONE (GEAR DOWN) . Po ustawieniu dźwigni podwozia w położenie PODWOZIE SCHOWANE (GEAR UP) lub PODWOZIE WYPUSZCZONE (GEAR DOWN) obracany mechanicznie zawór rozdzielacza podaje ciśnienie hydrauliczne w wybranym kierunku. Jak tylko podwozie zajmie wybrane położenie szereg elektrycznych wyłączników będzie świecić, zielone lampki GEAR LOCKED (PODWOZIE ZABLOKOWANE) i wyłączy się czerwona lampka GEAR UNSAFE do pokazania położenia podwozia i zakończenia cyklu.

UWAGA

W przypadku gdy pompa hydrauliczna nadal pracuje (dłużej niż 1 minutę) po zakończeniu cyklu i słychać odgłos pracy silnika elektrycznego pompy hydraulicznej oraz czerwona lampka GEAR UNSAFE świeci nieprzerwanie, zaleca się wyłączenie wyłącznika AOS opisanego GEAR PUMP dla zabezpieczenia się przed możliwością uszkodzenia silnika pompy przez przegrzanie.

W skład układu hydraulicznego wchodzi awaryjna ręczna pompa hydrauliczna dla umożliwienia ręcznego wypuszczenia podwozia w przypadku awarii zestawu zasilania hydraulicznego. Rękojeść ręcznej pompy jest umieszczona na podłodze kabiny pomiędzy przednimi fotelami.



Rys. 7-7. Układ hydrauliczny

Podczas normalnego użytkowania czas całkowitego schowania lub wypuszczenia podwozia wynosi 5 do 7 sekund. Co do niesprawności układu hydraulicznego i układu podwozia odnieść się do rozdziału 3 IUL.

UKŁAD HAMULCOWY

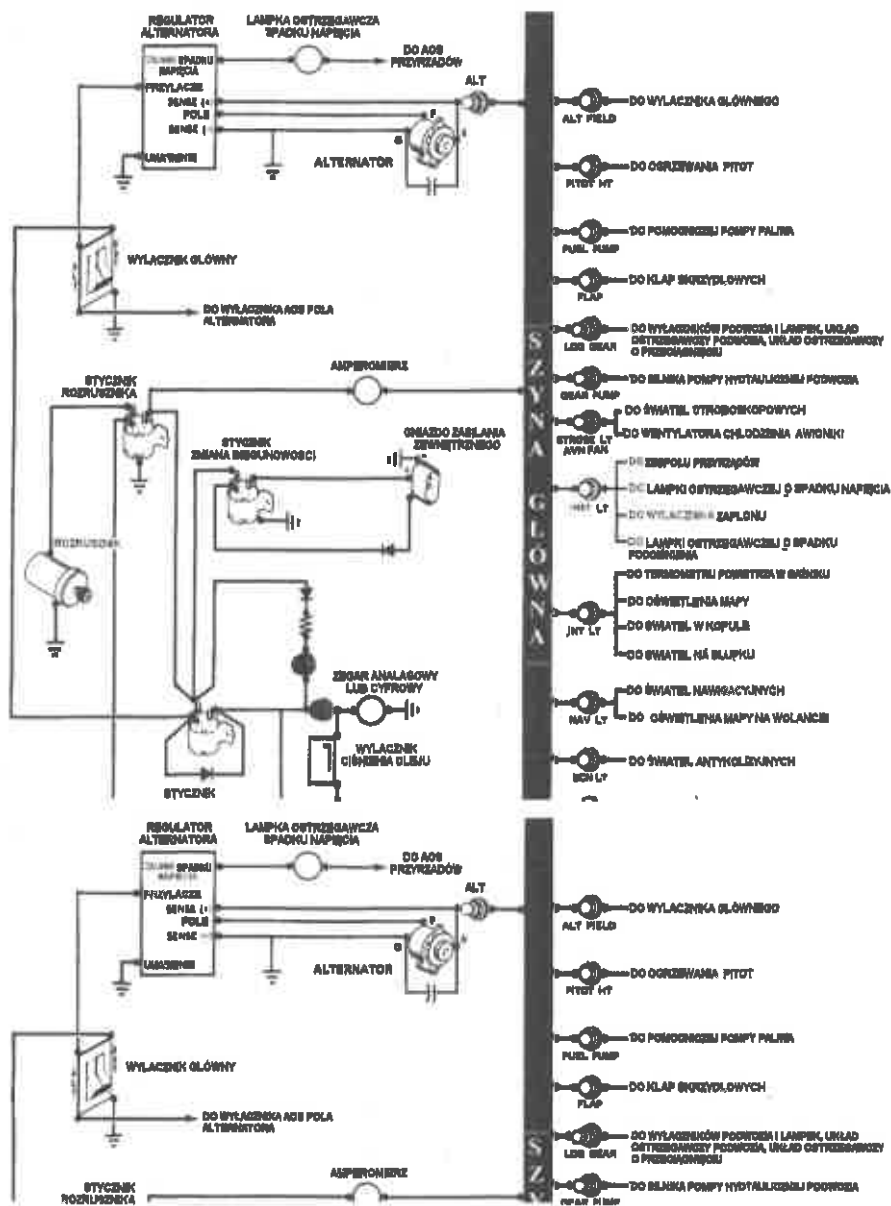
Samolot posiada jednotarczowe, uruchamiane hydraulicznie hamulce na każdym kole podwozia głównego. Każdy hamulec jest połączony przewodem hydraulicznym z głównym cylindrem połączonym z pedałami steru kierunku 1.pilota) Hamulce działają po naciśnięciu górnej części pedałów lewego (1.pilota) lub prawego (2.pilota) zespołu pedałów steru kierunku, są one ze sobą połączone. Kiedy samolot stoi na ziemi, oba koła podwozia głównego mogą zostać zahamowane przy użyciu hamulca postojowego, uruchamianego dźwignią pod lewą częścią pulpitu wyłączników i sterowników.

Aby maksymalnie przedłużyć żywotność hamulców należy utrzymywać je w należytych stanie i ograniczać ich użycie podczas kołowania i lądowania.

Niektóre objawy początków wadliwego działania to: stopniowe obniżanie skuteczności hamowania po użyciu hamulców, głośnie lub oporne hamowanie, miękki lub twardy pedał o małym skoku, duży skok i słabe hamowanie. Jeśli wystąpią którekolwiek z powyższych objawów układ hamulcowy wymaga natychmiastowego przeglądu. Jeśli podczas kołowania lub postoju spada skuteczność hamulców, należy zwolnić pedały i ponownie nacisnąć z większą siłą. Jeżeli pedały są „miękkie” lub skok pedału się wydłuża, należy pompować pedałem aż do wzrostu ciśnienia w instalacji. Jeśli jeden z hamulców jest słaby lub uszkodzony użyj działającego i wychylić ster kierunku w przeciwną stronę, jeśli to konieczne do utrzymania kierunku.

UKŁAD ELEKTRYCZNY

Samolot jest wyposażony w 28-woltowy układ prądu stałego (patrz rys. 7-8). Układ jest zasilany 60 A alternatorem napędzanym paskiem klinowym oraz 24-woltowym akumulatorem umieszczonym z tyłu tylnej ściany kabiny. Zasilanie większości podstawowych obwodów elektrycznych jest doprowadzane do j głównej szyny zasilającej i szyny awioniki, z zasadniczymi połączeniami przewodowymi pomiędzy dwoma głównymi dla zapewnienia zasilania do wyłącznika głównego, obwodu sygnalizacji przyzwowej i świateł wewnętrznych. Szyna główna jest również połączona z szyną awioniki przez wyłącznik główny awioniki. Szyny główne są jednocześnie włączane ruchem wyłącznika głównego i nie działają podczas pracy rozrusznika lub podłączenia zewnętrznego zasilania. Szyny awioniki są włączone, kiedy włączony jest wyłącznik główny awioniki i wyłącznik główny.



Rys. 7-8. Układ elektryczny

PRZESTROGA

Przed przestawieniem przełącznika głównego w pozycję WŁĄCZONE (ON) lub WYŁĄCZONE (OFF), uruchomieniem silnika lub użyciem zewnętrznego źródła zasilania wyłącznik awioniki opisany AVN PWR powinien być ustawiony w pozycji WYŁĄCZONY (OFF) dla zabezpieczenia wyposażenia awionicznego przed szkodliwymi niestabilnymi przebiegami prądów.

WYŁĄCZNIK GŁÓWNY

Wyłącznik główny jest dzielonym wyłącznikiem typu wahaczowego z opisem MASTER (GŁÓWNY) z pozycją ON (WŁĄCZONY) w górnym położeniu i pozycją OFF (WYŁĄCZONY) w dolnym położeniu. Prawa połowa przełącznika opisana BAT (AKUMULATOR) steruje całą energią elektryczną w samolocie. Lewa połowa oznaczona ALT (ALTERNATOR) steruje alternatorem.

Zwykle obie połowy wyłącznika przełączane są równocześnie; jakkolwiek część BAT może być przestawiona w pozycję ON (WŁĄCZONY) oddzielnie w celu sprawdzenia wyposażenia podczas postoju na ziemi. Gdy część ALT (ALTERNATOR) znajduje się w położeniu OFF (WYŁĄCZONY) wyłączając alternator z układu elektrycznego i zasilanie elektryczne odbywa się tylko z akumulator. Kontynuując pobór mocy elektrycznej z przełącznikiem prądnicy w położeniu OFF (WYŁĄCZONY) następuje zmniejszenie pojemności akumulatora do wielkości, która spowoduje otwarcie styków akumulatora, i pobór mocy zostanie wyłączona z obwodów prądnicy i zabezpieczy przed uruchomieniem alternatora.

WYŁĄCZNIK ZASILANIA AWIONIKI

Zasilanie energią elektryczną każdej szyny awioniki odbywa się bezpośrednio z głównej szyny elektrycznej. (patrz rys. 7-8.). Szyny awioniki są sterowane pojedynczymi wahaczowego typu wyłącznikami. Ustawienie wyłącznika wahaczowego w górnej pozycji (UP) załącza zasilanie do szyny awioniki. Ustawienie wyłącznika wahaczowego w dolnej pozycji (OFF) odłącza zasilanie od szyny awioniki. Główny wyłącznik awioniki umieszczony jest z dolnej lewej strony tablicy przyrządów.

Z wyłącznikiem w pozycji wyłączonej (OFF) nie jest podawane zasilanie elektryczne do wyposażenia awionicznego niezależnie od ustawienia wyłącznika głównego i pojedynczych wyłączników awioniki. Wyłącznik główny awioniki powinien być ustawiony w pozycji WYŁĄCZONY (OFF) przed przestawieniem przełącznika głównego w pozycję WŁĄCZONY (ON) lub WYŁĄCZONY (OFF), rozruchem silnika lub użyciem zewnętrznego źródła zasilania

AMPEROMIERZ

Amperomierz, znajdujący poniżej paliwomierzy, pokazuje natężenie przepływu prądu, w amperach, z prądnicy do akumulatora lub z akumulatora do układu elektrycznego samolotu. Kiedy silnik pracuje a wyłącznik główny jest włączony, amperomierz pokazuje prąd ładowania akumulatora. W sytuacji, gdy prądnica nie działa lub obciążenie instalacji elektrycznej przekracza moc wyjściową alternatora amperomierz pokazuje prąd rozładowania akumulatora.

REGULATOR ALTERNATORA I SYGNALIZACJA SPADKU NAPIĘCIA

Samolot jest wyposażony w układ regulacji napięcia alternatora montowany z przodu przegrody ogniowej i czerwonej lampki ostrzegawczej opisanej LOW VOLTAGE (NISKIE NAPIĘCIE) pod amperomierzem na tablicy przyrządów powyżej kolumny sterownicy.

W przypadku powstania przepięcia, regulator napięcia odłączy obwód prądnicy i wyłączy ją. Instalacja będzie wówczas zasilana przez akumulator, co objawi się na wskazaniach amperomierza. W tych warunkach, w zależności od obciążenia instalacji elektrycznej, jeśli napięcie w instalacji spadnie poniżej normalnego poziomu, zaświeci się lampka ostrzegająca o spadku napięcia. Regulator napięcia prądnicy można ponownie uruchomić przez wyłączenie i ponowne załączenie wyłącznika głównego IE. Jeżeli lampka ostrzegawcza nie zaświeci się ponownie to prądnica ładuje akumulator prawidłowo; jeżeli jednak lampka zaświeci się ponownie, to świadczy to o wadliwym działaniu instalacji a wówczas, jeśli to możliwe należy skrócić czas lotu.

UWAGA

Świecenie lampki ostrzegawczej niskiego napięcia i wskazania amperomierza jak przy rozładowanym akumulatorze mogą wystąpić przy małej prędkości obrotowej silnika przy obciążonej instalacji elektrycznej, jak może to mieć miejsce podczas kołowania. W takiej sytuacji lampka powinna zgasnąć po zwiększeniu obrotów. Wyłącznik główny nie musi być przelączany, przepięcie nie powoduje odłączenia układu alternatora.

Lampka ostrzegawcza może być sprawdzona przez włączenie reflektora ładowania i chwilowe wyłączenie przelącznika ALT (ALTERNATOR) części wyłącznika głównego, podczas gdy druga jego część jest ustawiona w pozycji BAT (AKUMULATOR).

AUTOMATYCZNE WYŁĄCZNIKI (AOS) I BEZPIECZNIKI TOPIKOWE

Większość obwodów elektrycznych samolotu jest chroniona automatycznymi wyłącznikami typu „wciśnij, aby włączyć” (AOS – automat. ochrony sieci – przyp. tłum.) znajdującymi się z dolnej lewej strony pulpitu wyłączników i sterowników.

Bezpieczniki ochrony obwodów wyjścia alternatora, silnika pompy hydraulicznej podwozia, wentylatora chłodzenia awioniki/światła stroboskopowe są typu „wyciągnij - wyłącz”. Dodatkowo oprócz pojedynczych wyłączników AOS, pojedynczego wyłącznika AOS przerzutowego opisanego AVC PWR na pulpicie awioniki, umieszczone są na lewej ścianie kabiny pomiędzy przednim słupkiem drzwiowym a pulpitem sterowników i wyłączników wyłączniki AOS również chroniące układy awioniki. Oświetlenie mapy na wolancie, (jeżeli jest zamontowane) jest chronione przez wyłącznik AOS NAV LIGHTS oraz przez bezpiecznik topikowy z tyłu tablicy przyrządów. Obwody, które nie są chronione bezpiecznikami i mają obwody zwierane stycznikiem akumulatora (zasilanie zewnętrzne), obwody zegara i obwody rejestratora czasu lotu są zabezpieczone bezpiecznikami topikowymi sąsiadującymi z akumulatorem.

Zapasy bezpieczniki muszą być dostępne w kabine samolotu przez cały czas umieszczone w specjalnym zasobniku na wewnętrznej stronie okładki IUL. Zasobnik zawiera szereg wymaganych bezpieczników. Jeżeli jeden z bezpieczników zapasowych jest użyty, wymieniony zapasowy powinien być dostarczony i ponownie wstawiony do zasobnika przed następnym lotem.

GNIAZDO PRZYŁĄCZA ZEWNĘTRZNEGO ŹRÓDŁA ZASILANIA

Zasilanie zewnętrzne może być zainstalowane, by umożliwić użycie naziemnych źródeł zasilania podczas rozruchu w zmienną pogodę oraz przy przedłużających się pracach nad urządzeniami elektrycznymi i elektronicznymi. Szczegółowe informacje o gniazdach zewnętrznego zasilania w energię elektryczną zawiera uzupełnienie do rozdziału 9.

UKŁAD OŚWIETLENIA

OŚWIETLENIE ZEWNĘTRZNE

Konwencjonalne światła pozycyjne znajdują się na końcówkach skrzydeł i ogonie. Zdwojone reflektory lądowania/kołowania zainstalowane są na obudowie silnika. Dodatkowo oświetlenie jest dostępne i obejmuje: pojedyncze światło błyskowe na szczycie statecznika pionowego i światła stroboskopowe na końcówkach skrzydeł. I światła użytkowe dolne powierzchnie każdego skrzydła w pobliżu drzwi. Szczegóły instalacji światła antykolizyjnych zostały przedstawione w uzupełnieniu do rozdziału 9. Światła użytkowe są sterowane wyłącznikiem opisanym DOME LIGHTS umieszczone na konsoli sufitowej, przez naciśnięcie w prawo następuje włączenie. Wszystkie światła są sterowane przełącznikiem wahaczowym w lewej części pulpitu wyłączników i sterowników. Wyłącznik w górnej pozycji znajduje się w położeniu ON (WŁĄCZONY) a w dolnej pozycji w położeniu OFF (WYŁĄCZONY).

Nie należy używać światła błyskowego w czasie lotu w chmurach lub w zamgleniu; migające światło odbija się od drobinek wody unoszących się w atmosferze i zwiastcza w nocy może spowodować zawroty głowy i utratę orientacji przestrzennej.

OŚWIETLENIE WEWNĘTRZNE

Oświetlenie tablicy przyrządów i pulpitu wyłączników i sterowników jest reall-zowane przez oświetlenie górne, skupione, wewnętrzne i światło słupkowe, (jeśli znajduje się w wyposażeniu). Natężenie oświetlenia jest regulowane przez, dwa potencjometry z obrotową gałką regulacyjną, zewnętrzną opisaną PANEL LT (OŚWIETLENIE TABLICY PRZYRZĄDÓW) i wewnętrzną opisaną RADIO LT (OŚWIETLENIE RADIOSTACJI). Przełącznik suwakowy oświetlenia górnego pulpitu, (jeśli znajduje się w wyposażeniu), opisany PANEL LIGHT (OŚWIETLENIE PULPITU), służy do wybierania oświetlenia górnego w pozycji FLOOD lub słupkowego w pozycji POST lub kombinacji oświetlenia górnego i słupkowego w pozycji BOTH (OBA).

Oświetlenie tablicy przyrządów składa się z jednej czerwonej lampy z przodu pulpitu górnego. Aby użyć oświetlenia górnego należy obrócić pokrętkę potencjometru PANEL LT (OŚWIETLENIE TABLICY PRZYRZĄDÓW) w prawo w celu zwiększenia intensywności oświetlenia. Tablica przyrządów może być wyposażona w oświetlenie słupkowe, montowane na krawędzi każdego przyrządu lub regulatora dając światła skierowane

Oświetlenie słupkowe (jeżeli jest zamontowane) jest montowane na krawędzi każdego przyrządu dając światła skierowane. Światła te działają po ustawieniu przełącznika PANEL LIGHTS w pozycji POST a natężenie oświetlenia można regulować pokrętkiem potencjometru PANEL.. Umieszczenie przełącznika PANEL LIGHTS w położeniu BOTH (OBA) umożliwia jednoczesne stosowanie kombinacji oświetlenia ze standardowym oświetleniem górnym.

Pulpit przyrządów silnikowych, wyposażenia radiowego i busola posiadają oświetlenie integralne i działają niezależnie od włączenia oświetlenia słupkowego czy górnego. Natężenie oświetlenia pulpitu wyposażenia radiowego jest regulowane pokrętkiem oznaczonym RADIO LT. Natężenie oświetlenia integralnego busoli i przyrządów silnikowych jest regulowane pokrętkiem potencjometru PANEL LT. Pokręcenie pokrętkiem zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara zwiększa intensywność świecenia. Przy użytkowaniu w dzień przyrządy silnikowe, zegar cyfrowy, busola mogą być wyłączone. Wyłącza się je przez pokręcenie do oporu w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara. Oświetlenie górne /słupkowe wyłącza się do lotów dziennych przez pokręcenie pokrętki PANEL LT do oporu w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara.

Oświetlenie sufitowe kabiny, zamontowane w tylnej części kabinety włącza się wyłącznikiem znajdującym się w pobliżu lampy. Do uruchomienia oświetlenia przestawić wyłącznik w prawo.

Dostępne jest również oświetlenie mapy montowane w dolnym jarzmie wolantu. Lampa zapewnia oświetlenie w dolnym kierunku od dołu wolantu do strefy zakrytej przez pilota. W celu użycia lampy należy najpierw włączyć wyłącznik NAV LT, po czym uregulować intensywność oświetlenia mapy, za pomocą pokręćła reostatu znajdującego się u dołu wolantu.

Oświetlenie mapy montowane w lewym przednim słupku drzwi. Obejmuje zarówno czerwoną jak i białą żarówkę i może być skierowane tak, aby oświetlało dowolny, wybrany przez pilota obszar. Oświetlenie to jest załączane przełącznikiem znajdującym się nad lampą i opisanym RED (CZERWONE), OFF (WYŁĄCZONE) i WHITE (BIAŁE). Przesłanie przełącznika w górne położenie spowoduje załączenie oświetlenia czerwonego. Przesłanie przełącznika w dolne położenie spowoduje załączenie standardowego oświetlenia białego. Intensywność czerwonego światła jest sterowana zewnętrznym pokręćłem opisanym PANEL LT.

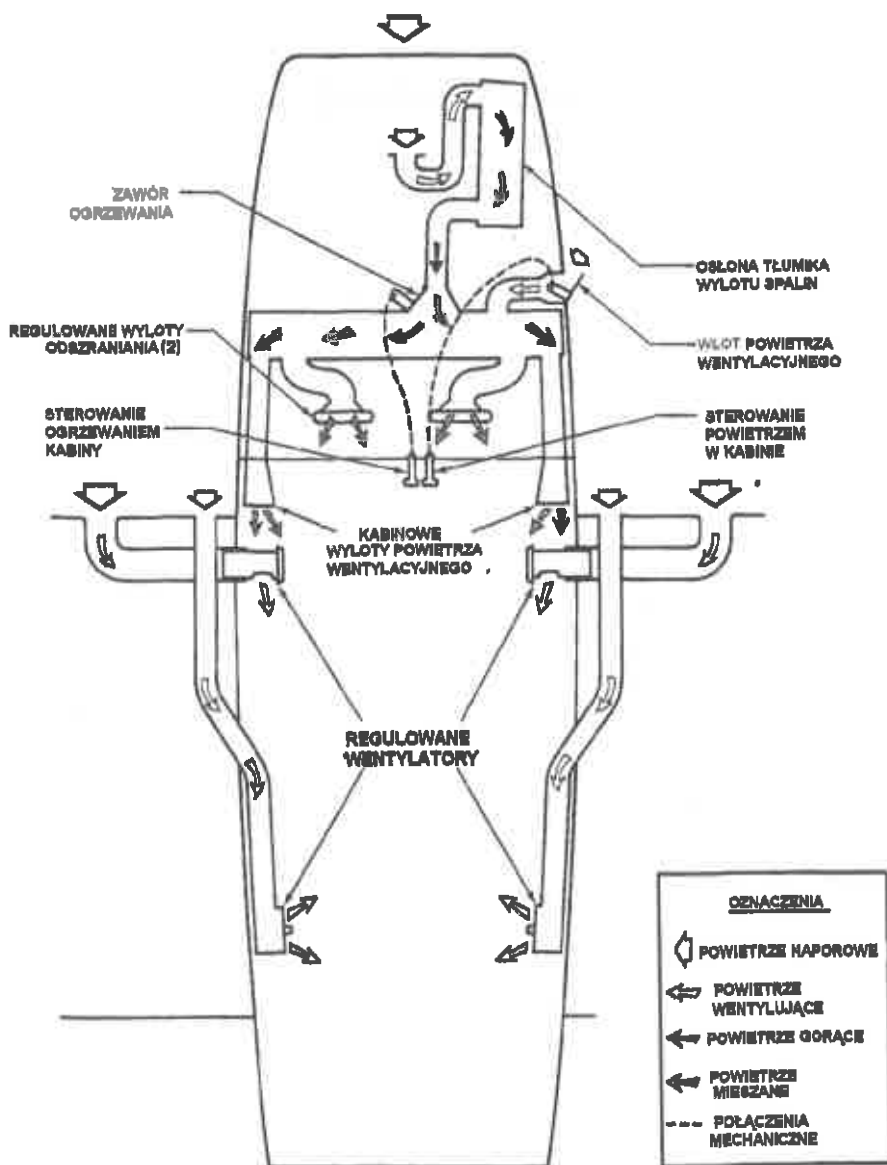
Najbardziej prawdopodobnym powodem nie działania oświetlenia jest przepalenie się żarówki; jakkolwiek w przypadku, gdy któryś z układów oświetlenia nie działa po załączeniu, sprawdzić należy odpowiedni bezpiecznik. Gdy bezpiecznik jest otwarty (biały przycisk wyskoczył) a nie występują oczywiste objawy zwarcia, (dym lub swąd), wyłączyć należy wyłącznik AOS światła odpowiedniego układu, ponownie załączyć bezpiecznik i ponownie załączyć oświetlenie. Jeżeli bezpiecznik wyskoczy, nie wciskać go ponownie

UKŁAD OGRZEWANIA, WENTYLACJI I ODSZRANIANIA KABINY

Ogrzane powietrze z wymiennika ciepła na tłumiku wylotu spalin i świeże powietrze z zewnętrznego uchwyty wentylacyjnego jest kierowane do kolektora z przodu 1.pilota i 2.pilota (patrz rys. 7-9). Temperaturę i wielkość strumienia powietrza można regulować przy pomocy wciskanych i wyciąganych gałek CABIN HT (ogrzewanie kabiny) i CABIN AIR (wentylacja kabiny)

Ogrzane powietrze i świeże powietrze z kolektora do kabiny jest kierowane dwoma kanałami, jeden rozciągający się do dołu każdej strony kabiny do wylotu przy przednim słupku na poziomie podłogi. Ciepłe powietrze dla odszraniania przedniej szyby również zostaje doprowadzone dwoma kanałami z kolektora do wylotów w pobliżu góry osłony przeciw odbłaskowej. Dwie gałki na każdym zaworze przesuwającym wylotu pozwalają na regulację wielkości strumienia powietrza odszraniania.

Dla uruchomienia wentylacji kabiny należy wyciągnąć gałkę CABIN AIR z wciśniętą całkowicie do oporu gałką CABIN HEAT. W celu podwyższenia temperatury powietrza wchodzącego do kabiny należy wyciągać gałkę CABIN HEAT aż do uzyskania żądanej temperatury. Dodatkowe zwiększenie ogrzewania jest możliwe po dalszym wyciągnięciu gałki CABIN HEAT. Maksymalne zwiększenie ogrzewania jest możliwe po całkowitym wyciągnięciu gałki CABIN HEAT i całkowitym wciśnięciu



Rys. 7-8. Układ ogrzewania, wentylacji i odszraniania

gałki CABIN AIR.

UWAGA

Dla użycia częściowego ogrzewania w dni o średniej temperaturze, należy powoli wyciągać gałkę cęgna CABIN AIR z wciśniętą całkowicie gałką CABIN HEAT. To działanie zwiększy przepływ strumienia przez układ zwiększając skuteczność i mieszanie zewnętrznego powietrza chłodnego z powietrzem gorącym w kolektorze, co wyeliminuje możliwość przegrzania układu kanałów.

Niezależnie regulowane dysze powietrzne dostarczają dodatkowo świeże powietrze. Każda z nich umieszczona jest w górnych rogach przedniej szyby i dostarcza świeże powietrze dla pilotów. Dwie dalsze dysze są dostępne w tylnej części kabiny dla zasilenia powietrzem pasażerów na tylnych fotelach. Każdy Tylna dysza może być regulowane kierunkowo przez obracanie wylotu. Wypływ strumienia powietrza przy tylnych fotelach może być całkowicie zamknięty lub częściowo przymknięty stosownie do żądanej ilości przepływającego powietrza przez pokręcenie gałki regulacyjnej wystającej ze środka wylotu.

UKŁAD CIŚNIENIA STATYCZNEGO I PRZYRZĄDY

Układ odbioru ciśnień powietrza (OCP) Pitot zasila ciśnieniem dynamicznym prędkościomierz i statycznym prędkościomierz, wariometr i wysokościomierz. Układ składa się z nie ogrzewanej lub ogrzewanej rurki Pitot umieszczonej poniżej powierzchni lewego skrzydła, dwóch zewnętrznych okien (OCP) ciśnienia statycznego w dolnej lewej i prawej części z przodu kadłuba i przewodów doprowadzających ciśnienie do przyrządów.

Układ ogrzewania rurki Pitot (jeżeli jest zamontowany) składa się z elementu grzejnego w rurce Pitot, wyłącznika opisanego PITOT HT i 10A wyłącznika AOS na lewej stronie pulpitu wyłączników i sterowników oraz przewodów łączących.

Zawór zapasowego OCP może być zamontowany w pobliżu sterowania przepustnicą i może być użyty, jeżeli zewnętrzne zasilanie okna statycznego OCP jest niesprawne. Ten zawór pobiera ciśnienie statyczne z kabiny zamiast z zewnętrznego okna.

Jeżeli wystąpi podejrzenie, że odczytywane błędne wskazania na przyrządach świadczą o obecności wody lub lodu w przewodach prowadzących do zewnętrznego OCP należy włączyć (wyciągnąć) zawór awaryjnego zasilania ciśnieniem statycznym.

Ciśnienie pomiędzy kabiną będzie się różnić z otwartym ogrzewaniem/wentylacją i oknem. Odnieść się do rozdziału 5 dla zapoznania się z wpływem zmiennych czynników na wskazania prędkości.

PRĘDKOŚCIOMIERZ

Prędkościomierz jest wyskalowany w węzłach i w milach na godzinę. Ograniczenia i oznaczenia zakresów (w KIAS) zawierają biały łuk (od 42 do 100 KIAS), zielony łuk (od 50 do 145 KIAS), żółty łuk (od 145 do 164 KIAS) i czerwoną kreskę przy 164 KIAS

Jeżeli jest zamontowany prędkościomierz umożliwiający określanie prędkości rzeczywistej, jest on wyposażony w obrotowy pierścień działający we współpracy z prędkościomierzem, pozwalającym na wybranie i obliczenie wartości podobnie jak w czynnościach dla komputera lotu. Aby wykorzystać ten wskaźnik należy przede wszystkim obrócić pierścień aż do momentu, gdy wysokość barometryczna STD ustawi się w jednej pozycji z temperaturą zewnętrzną podaną w stopniach Fahrenheit'a. W celu uzyskania wskazania wysokości barometrycznej STD należy chwilkowo przestawić skalę baryczną na wysokościomierzu na 29,92 cali Hg (1013,25 hPa) i odczytać wysokość STD barometryczną na tarczy wysokościomierza. Upewnij się, że skala baryczna została ustawiona przed pomiarem wysokości barometrycznej STD. Mając ustawione prawidłowe wartości wysokości i temperatury, należy odczytać położenie wskaźnika prędkości na pierścieniu obrotowym. Aby uzyskać maksymalną dokładność, wskaźnik ten powinien być poprawnie ustawiony do wyskalowanej prędkości zgodnie z wykresem poprawionej prędkości lotu na wykresie z rozdziału 5. Znając wyskalowanie prędkości, można odczytać prędkość rzeczywistą na pierścieniu na przeciwko wskazywanej cechowanej (poprawionej) prędkości.

WARIOMETR

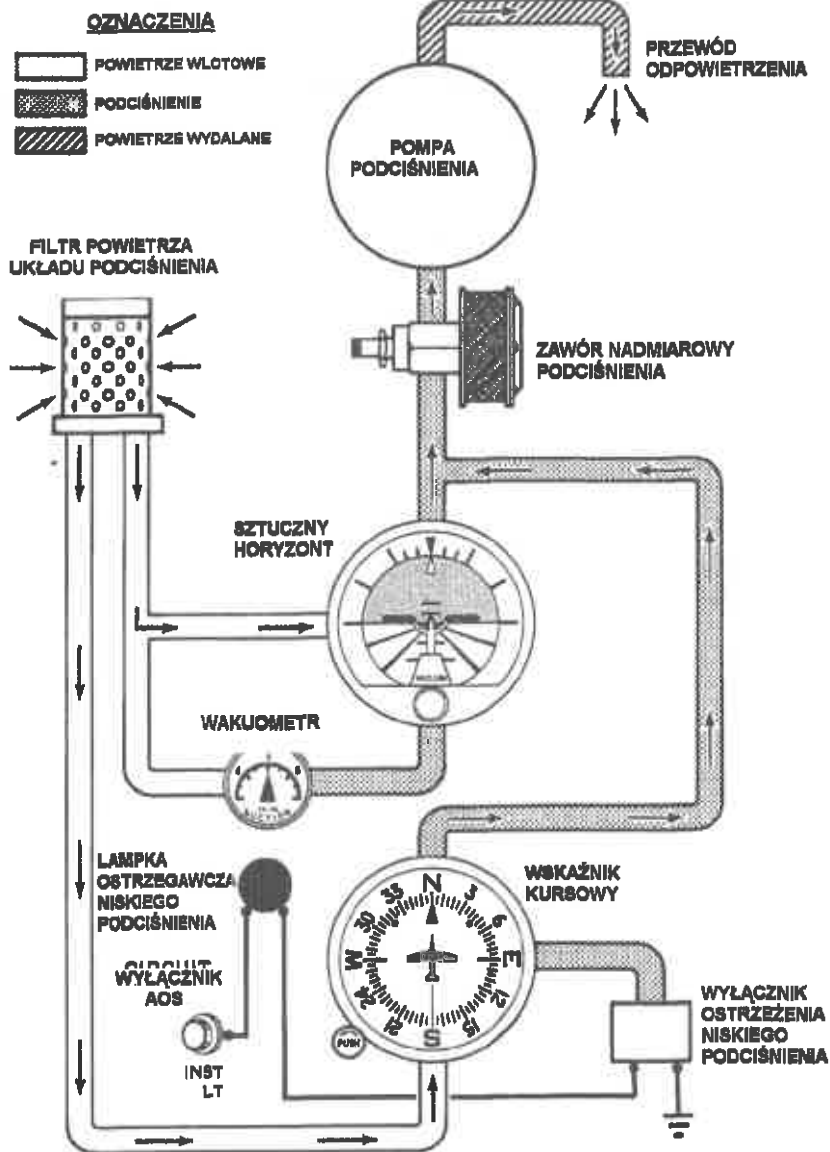
Wariometr pokazuje wielkość wznoszenia lub zniżania samolotu w stopach na minutę. Strzałka jest poruszana zmianami ciśnienia atmosferycznego dostarczonego z układu ciśnienia statycznego.

WYSOKOŚCIOMIERZ

Wysokość lotu jest pokazana na wysokościomierzu barometrycznym. Pokrętło w lewej dolnej części tarczy przyrządu umożliwi wyregulowanie przyrządu na skali barycznej w celu prawidłowego ustawienia ciśnienia barometrycznego.

UKŁAD PODCIŚNIENIA I PRYZRZĄDY

Zasilany napędem od silnika układ podciśnienia (patrz rysunek 7-10) dostarcza podciśnienie niezbędne do napędu sztucznego horyzontu i gloskopowego



Rys. 7-10. Układ podciśnienia

wskaźnika kursu. Układ składa się z pompy próżniowej zamontowanej na silniku, zaworu nadmiarowego i układu filtrującego znajdującego się na tylnej stronie przegrody ogniowej poniżej tablicy przyrządów, przyrządów zasilanych podciśnieniem, znajdujących (łącznie z wakuometrem) się na lewej części tablicy przyrządów.

SZTUCZNY HORYZONT

Sztuczny horyzont daje wizualne wskazania o położeniu samolotu w przestrzeni. Kąt przechylenia jest pokazywany na górze na skali przechylenia przyrządu, z podziałką 10°, 20°, 30, 60° i 90° z obu stron znaku centralnego. Kąt pochylenia jest pokazywany przez małą sylwetkę samolotu w odniesieniu do linii horyzontu. Pokrętko na dole tarczy przyrządu pozwala na ustawienie w czasie lotu sylwetki samolotu z linią horyzontu w celu poprawy dokładności wskazań sztucznego horyzontu.

GIROSKOPOWY WSKAŹNIK KURSU

Giroskopowy wskaźnik kursu („girobusola”) pokazuje kurs na tarczy kursowej w odniesieniu do nieruchomej sylwetki samolotu i wskaźnika. Giroskopowy wskaźnik kursu, co pewien czas w czasie lotu ulega odchyleniom na skutek precesji girokopu. Dlatego też wskazania giroskopowego wskaźnika kursu powinny być uzgadniane ze wskazaniami busoli na chwilę przed startem i co pewien czas ponownie uzgadniane podczas lotu. Pokrętko na lewej dolnej części krawędzi tarczy przyrządu jest używana do regulacji tarczy przyrządu i wprowadzania poprawek spowodowanych precesją girokopu.

WAKUOMETR

Wakuometr znajduje się z lewej strony tablicy przyrządów, jeżeli samolot jest wyposażony w układ podciśnienia. Pokazuje on wielkość podciśnienia zapewniającego działanie sztucznego horyzontu i wskaźnika kursowego. Wskazywany jest w calach słupa rtęci. Żądana wielkość podciśnienia wynosi 4,5 do 5,4 in Hg a wskazania poniżej tego zakresu mogą świadczyć o niesprawności układu lub nieprawidłowym wyregulowaniu. W tym przypadku wskazania przyrządów nie mogą być brane pod uwagę.

LAMPKA OSTRZEGAWCZA O MAŁYM PODCIŚNIENIU

Na tablicy przyrządów zamontowana jest lampka ostrzegawcza koloru czerwonego włączająca się przy spadku podciśnienia. Ostrzega ona pilota przed możliwością niesprawności układu podciśnienia. Po jej zaświeceniu pilot powinien sprawdzić wskazania wakuometru i brać pod uwagę możliwość nieprawidłowych wskazań przyrządów napędzanych podciśnieniem.

UKŁAD OSTRZEGANIA O PRZECIĄGNIĘCIU

Samolot jest wyposażony w skrzydełkowy czujnik ostrzegawczy o stanie przeciągnięcia umieszczony na krawędzi natarcia lewego skrzydła połączony elektrycznie z podwójnym zestawem ostrzegawczym umieszczonym za tablicą przyrządów. Skrzydełko w czujniku na skrzydle przy zmianie kierunku przepływu strumienia nad skrzydłem uruchamia podwójny zestaw ostrzegawczy, który wytwarza ciągły sygnał dźwiękowy w przedziale pomiędzy 5 i 10 knots powyżej prędkości przeciągnięcia w każdej konfiguracji

Jeżeli samolot posiada ogrzewanie układu ostrzegania o przeciągnięciu to zespół czujnika na krawędzi natarcia jest wyposażony w element grzejny. Część grzejna układu jest włączana przez wyłącznik PITOT HT i jest chroniona przez AOS PITOT HT.

Układ ostrzegania o przeciągnięciu powinien być sprawdzony podczas przeglądu przedlotowego przez włączenie wyłącznika głównego i chwilowe przestawienie skrzydełka w czujniku.. Układ jest sprawny jeżeli słychać ciągły sygnał dźwiękowy w głośniku po wychyleniu skrzydełka.

WYPOSAŻENIE POMOCNICZE AWIONIKI

Samolot może zostać wyposażony w różnego rodzaju wyposażenie awioniczne. Wyposażenie dodatkowe obejmuje wentylator chłodzenia awioniki, słuchawki z mikrofonem i układ rozpraszania ładunków elektrostatycznych. W poniższych pozycjach jest opisane to wyposażenie. Opis wyposażenia radiowego i jego działanie opisano w rozdziale 9 IUL.

WENTYLATOR CHŁODZENIA AWIONIKI

Wentylator do chłodzenia urządzeń awioniki jest przewidziany do zamontowania. Ilekroć montowana jest radiostacja Nav/Com. Układ jest przewidziany do przepływu wewnętrznego powietrza chłodzącego z małego elektrycznego wentylatora do zestawów awioniki wyposażenia awionicznego, przez to wyeliminowania możliwości zanieczyszczenia wilgocią, prze użyciu zewnętrznych źródeł powietrza chłodzącego.

Zasilanie wentylatora elektrycznego jest załączane bezpośrednio AOS oznaczonym STROBE, AVN FAN umieszczonym na lewym pulpicie sterowniczym. Stąd te zasilanie do wentylatora jest dostarczane zawsze kiedy wyłącznik główny znajduje się w pozycji ON.

ZESTAW SŁUCHAWKI - MIKROFON

Oferowane są trzy typy zestawów słuchawkowo - mikrofonowych. Standardowy układ dostarczany z samolotem zawiera ręczny mikrofon i oddzielne słuchawki.

Przycisk uruchamiający mikrofon znajduje się na mikrofonie. Dostępne są również dwa zestawy słuchawkowo-mikrofonowe; są one zintegrowane, co pozwala pilotowi prowadzić korespondencję bez konieczności odrywania rąk od wolantu w celu trzymania mikrofonu. Jeden zintegrowany zestaw mikrofonowo-słuchawkowy oferowany jest bez podkładek słuchawek a drugi z podkładkami słuchawek. Zintegrowany zestaw słuchawkowo-mikrofonowy posiada zdalne uruchamianie mikrofonu przyciskiem znajdującym się na lewym ramieniu sterownicy pilota. Gniazda do przyłączenia mikrofonu i słuchawek znajdują się na podstawie poniżej tablicy przyrządów. Dźwięk we wszystkich trzech zestawach słuchawkowych jest regulowany przez indywidualne wybranie odbiornika i regulację poziomu głośności przy pomocy potencjometru poziomego głośności odbiornika.

UWAGA

Podczas nadawania pilot powinien nacisnąć przycisk nadawania, przysunąć mikrofon do ust tak blisko jak to możliwe i mówić w jego kierunku.

ROZPRASZACZ ŁADUNKÓW ELEKTROSTATYCZNYCH

Jeżeli przewidywane są częste loty według IFR, polecana jest instalacja rozpraszania ładunków elektrostatycznych typu knotowego w celu ochrony wyposażenia radiowego podczas lotu w pyłe lub innego rodzaju wtrąceniach (deszcz, marznąca deszcz, śnieg lub kryształki lodu). W takich warunkach zbieranie się i rozładowanie ładunków elektrostatycznych spływających z krawędzi spływu skrzydeł, stateczników, sterów i końcówek łopatek śmigła oraz anten radiowych może spowodować utratę sygnału radiowego zarówno korespondencji jak i pomocy radionawigacyjnych. Największy wpływ ma to na ADF, a w następnej kolejności wyposażenie do łączności VHF.

Układ rozpraszania ładunków elektrostatycznych zmniejsza interferencje od ładunków elektrostatycznych od opadów. Należy mieć jednak na uwadze, że jest możliwe zetknięcie się z warunkami wydzielenia się ładunków elektrostatycznych, które mogą spowodować utratę sygnału radiowego, nawet przy zastosowaniu układu rozpraszania ładunków elektrostatycznych, stąd też, kiedy to możliwe należy unikać silnych opadów, aby uchronić się przed utratą sygnału radiowego. Jeżeli uniknięcie nie jest możliwe, należy ograniczyć prędkość i spodziewać się w takich warunkach chwilowej utraty odbioru sygnałów radiowych.

Efektywność rozpraszaczy ładunków pogarsza się z czasem -, stąd też powinny być one okresowo sprawdzane, (co najmniej w czasie rocznych przeglądów) dla oceny stanu technicznego itp. Jeżeli wyposażenie do sprawdzania efektywności układu rozpraszacza ładunków elektrostatycznych nie jest dostępne, zaleca się wymianę jego elementów co dwa lata, szczególnie jeżeli wykonywane są często loty wg IFR.

ROZDZIAŁ 8

MANEWROWANIE, OBSŁUGA DORAŻNA I TECHNICZNA

SPIS TREŚCI

	Strona
WPROWADZENIE	8-3
TABLICZKA IDENTYFIKACYJNA	8-3
OBSŁUGA WŁAŚCICIELI SAMOLOTÓW CESSNA	8-3
Publikacje.....	8-3
DOKUMENTY SAMOLOTU	8-4
PRZEGLĄDY OKRESOWE SAMOLOTU	8-5
Przeglądy wymagane przez władze lotnicze.....	8-5
Programy przeglądów samolotu.....	8-6
Program obsługi klienta Cessna.....	8-6
STAŁA PREWENCYJNA OBSŁUGA PRZEZ PILOTA	8-7
ZMIANY LUB NAPRAWY	8-7
OBSŁUGA NAZIEMNA	8-7
Holowanie.....	8-7
Parkowanie.....	8-8
Kotwiczenie.....	8-8
Podnoszenie.....	8-8
Poziomowanie.....	8-9
Przechowywanie w stanie gotowości do lotów.....	8-9
OBSŁUGA TECHNICZNA	8-10
Olej silnikowy.....	8-10
Paliwo.....	8-12
Podwozie.....	8-15
CZYSZCZENIE I KONSERWACJA	8-16
Wiatrochron i okna.....	8-16
Powierzchnie malowane.....	8-16
Ochrona statecznika poziomego.....	8-17
Konserwacja śmigła	8-17
Konserwacja podwozia.....	8-17
Konserwacja silnika	8-18
Konserwacja wnętrza.....	8-18
WYMIANA ŻARÓWKI W TRAKCIE LOTU	8-18

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

WPROWADZENIE

Niniejszy rozdział zawiera procedury dla prowadzenia właściwej obsługi naziemnej samolotu i rutynowych czynności konserwacyjnych oraz pielęgnacyjnych. Zawarte są również określone wymagane przeglądy i obsługi, które muszą być wykonywane dla utrzymania samolotu w stanie umożliwiającym uzyskiwanie założonych osiągnięć i niezawodności. Elementy te są szczególnie ważne dla sporządzenia harmonogramu planowanych czynności dotyczących smarowania oraz obsługi bieżącej stosownie do lokalnych warunków klimatycznych i użytkowych.

Należy utrzymać kontakt z miejscową organizacją obsługową Cessna i korzystać z jej wiedzy i doświadczenia. Miejscowa organizacja obsługowa zna samolot i wie jak go obsługiwać i przypomni, kiedy niezbędne są czynności związane ze smarowaniem i wymianą oleju, a także o innych sezonowych i okresowych obsłudze.

TABLICZKA IDENTYFIKACYJNA

Wszelka korespondencja dotycząca przedmiotowego samolotu powinna zawierać numer seryjny (Serial Number), numer modelu (Model Number), numer certyfikatu produkcyjny (Production Certificat Number – PC) oraz certyfikat typu (Type Certificate – TC) mogą zostać zidentyfikowane na tabliczce identyfikacyjnej z tynej lewej strony ogona. Druga tabliczka identyfikacyjna jest zamontowana w dolnej części lewego przedniego słupka drzwiowego. W pobliżu drugiej tabliczki identyfikacyjnej jest umieszczona tabliczka informacyjna o malowaniu, która zawiera kod określający kolor wnętrza samolotu oraz kombinację kolorów użytych w malowaniu zewnętrznym. Kod może być użyty wspólnie z odpowiednim Katalogiem Części, jeśli informacje na temat wykończenia i malowania są niezbędne.

OBSŁUGA WŁAŚCICIELI SAMOLOTÓW CESSNA

Poradnik właściciela samolotu Cessna przesyłany jest do rejestru właścicieli samolotów Cessna nie odpłatnie dla informacji o obowiązkowych i/lub pożytecznych wymaganych przy obsłudze i produkcji zmianach. Kopie biuletynów obsługowych są dostępne w organizacjach obsługowych samolotów Cessna oraz w działach obsługi odbiorców samolotów. Dla otrzymania poradnika właściciela samolotu Cessna, należy skompletować i wysłać zgłoszenie. Odbiór ważnego zgłoszenia będzie skutkować obsługą Poradnika Właściciela Cessna przez jeden rok, po którym może być wysłana nota o przedłużeniu terminu. Ważne jest, aby odpowiedź była odpowiednia do podanego adresu dla krytycznej obsługi. (uzupełnienie tłum.)

PUBLIKACJE

Różnorodne publikacje i poradniki użytkownika w locie są dostarczane wraz z samolotem, który opuszcza fabrykę. Pozycje te są wymienione poniżej:

- Poradnik Obsługi Klienta (Customer Care Program Book).
- Instrukcja Użytkowania w Locie (Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual)
- Lista Kontrolna Czynności Pilotą (Pilot's Checklist)
- Kalkulator obliczania mocy (Power Computer)
- Informator o punktach sprzedaży i obsługi samolotów Cessna.

Następujące dodatkowe publikacje oraz niektóre uzupełnienia, które dotyczą przedmiotowego samolotu, są dostępne w lokalnej organizacji obsługi samolotów Cessna

- Podręcznik Informacji lotniczej (obejmujący Informator Instrukcji Użytkowania w Locie)
- Instrukcję Obsługi Technicznej Samolotu i Katalog Części Zmiennych dla:
Samolotu
Silnika i Agregatów
Awioniki.

Lokalna organizacja obsługowa Cessna (dealer) posiada Katalog Publikacji, zawierający wszystkie dostępne pozycje, z których wiele jest dostępnych od ręki. Organizacja może złożyć zamówienie na dowolną pozycję, której nie posiada na składzie.

UWAGA

W przypadku zniszczenia lub utraty Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu, może być ona zastąpiona duplikatem uzyskanym od dealera firmy Cessna lub Biura Obsługi Cessna Aircraft Company, Wichita, Kansas. W potwierdzonym oświadczeniu zawierającym imię i nazwisko właściciela, numer seryjny samolotu podać należy przyczynę wystąpienia o duplikat. Instrukcja Użytkowania w Locie jest dokumentem wydawanym tylko do konkretnego egzemplarza samolotu.

DOKUMENTY SAMOLOTU

Obowiązują różnorodne informacje, dane i licencje, które są częścią dokumentacji samolotu. Poniżej przedstawiony jest ich wykaz. Ponadto, powinien być przeprowadzany okresowy przegląd najnowszych edycji przepisów lotniczych dla upewnienia się, że zawarte w nich ustalenia są spełniane.

A. Do wglądu na samolocie przez cały czas:

1. Ważne świadectwo zdatności do lotu wydane przez Prezesa Urzędu lub uznane przez niego obce świadectwo zdatności do lotu,
2. Świadectwo rejestracji samolotu,
3. Licencja radiostacji pokładowej.

B. Znajdujące się na samolocie przez cały czas.

1. Aktualną Instrukcję Użytkownika w Locie.
2. Protokół ważenia i określenia pozycji środka ciężkości.
3. Wykaz wyposażenia.

C. Dostępne na żądanie.

1. Książka płatowca
2. Książka silnika.

Większość wymienionych pozycji jest wymagana przez Federalne Przepisy Lotnicze Stanów Zjednoczonych. Ponieważ przepisy w innych krajach mogą wymagać innych dokumentów, właściciel samolotu, który nie jest zarejestrowany w Stanach Zjednoczonych powinien to sprawdzić w swoim własnym nadzorze lotniczym, aby określić jego indywidualne wymagania.

Firma Cessna zaleca, aby powyższe pozycje oraz: Lista Kontrolna Czynności Piłota (Pilot's Checklist), Poradnik Obsługi Klienta (Customer Care Program Book), kalkulator mocy Cessna, książka realizacji obsługi klienta (Customer Care Program Book) oraz karta obsługi klienta (Customer Care Card) były dostępne przez cały czas.

PRZEGLĄDY OKRESOWE SAMOLOTU

PRZEGLĄDY WYMAGANE PRZEZ FAA

Zgodnie z wymaganiami Federalnych Przepisów Lotniczych (FAR) wszystkie cywilne statki powietrzne - zarejestrowane w USA muszą być poddawane pełnemu (corocznemu) przeglądowi, co dwanaście miesięcy. Dodatkowo oprócz wymaganego przeglądu corocznego, samolot wykorzystywany komercyjnie (do wynajęcia) musi mieć wykonany pełny przegląd, co 100 godzin lotu.

Nadzór lotniczy może wymagać innych przeglądów stosownie do zaleceń zdatności lotniczej dotyczących samolotu, silnika, śmigła i podzespołów. Właściciel/użytkownik jest odpowiedzialny za zachowanie zgodności z wszystkimi przepisami dotyczącymi zdatności lotniczej oraz w trakcie kolejnych przeglądów, do podjęcia odpowiednich kroków zabezpieczających przed przypadkowymi odchyleniami od zgodności.

Program Progresywnej Obsługi Cessna został opracowany tak, aby zapewnić nowoczesny progresywny harmonogram przeglądów, który pozwala realizować wymagania całkowitego przeglądu samolotu podczas przeglądów 100 GODZINNYCH I ROCZNYCH i stosuje się dla samolotów Cessna.

Program Progresywnej Obsługi pomaga właścicielowi samolotu stosować się do wymagań przeglądów lotniczych jednocześnie zapewnia wymianę części o ograniczonym okresie użytkowania w odpowiednim terminie oraz przestrzeganie okresów, między przeglądowych zalecanych przez producenta i procedur obsługowych.

PROGRESYWNA OBSŁUGA SAMOLOTU CESSNA

Program Progresywnej Obsługi Samolotu Cessna został opracowany, aby pomóc w uzyskaniu jak najpełniejszego wykorzystania samolotu przy minimalnych kosztach i czasie postoju. Zgodnie z tym programem prace obsługowe i przeglądy są podzielone na mniejsze segmenty, tak aby mogły być realizowane w czasie przeglądów niższych poziomów. Przeglądy są odnotowywane w specjalnie dostarczonej Książce Przeglądów Samolotu, gdy realizowana jest każda z operacji.

Cessna Aircraft Company zaleca Program Progresywnej Obsługi samolotów dla każdego samolotu Cessna, który wykonuje roczny nalot 200 godzin lub więcej. Procedury Programu Progresywnej Obsługi samolotów oraz przeglądy 100-godzinne i roczne zostały szczegółowo opracowane przez producenta i są realizowane przez organizacje obsługowe samolotów Cessna. Pełna znajomość wyposażenia i zatwierdzonych przez producenta procedur, jaką dysponują organizacje obsługowe samolotów Cessna, zapewnią najwyższy możliwy poziom obsługi przy najniższych kosztach dla posiadacza samolotów Cessna.

Bez względu na wybraną przez właściciela metodę przeglądów powinien on pamiętać, że przepisy lotnicze wymagają, aby większość przeglądów wymaganych tak przez władze lotnicze jak i producenta wykonywały uznane organizacje obsługowe.

PROGRAM OBSŁUGI KLIENTA FIRMY CESSNA

Specjalne korzyści i możliwości GWARANCJI SAMOLOTU CESSNA oraz ważne dla właściciela korzyści są przedstawione w Książce Programu Obsługi Klienta Samolotu Cessna (CUSTOMER CARE PROGRAM), która jest dostarczona wraz z samolotem. Należy dokładnie zapoznać się z nią i posiadać w samolocie przez cały czas.

Pierwszy przegląd oraz kolejne pozostałe w ramach Programu Progresywnej Obsługi lub pierwszy przegląd 100 godzinny w ciągu pierwszych 6 miesięcy posiadania samolotu. Jeśli odbiór nastąpi od sprzedawcy, pierwszy przegląd będzie musiał być przeprowadzony przed dostarczeniem samolotu do odbiorcy.

Jeżeli odbiór samolotu następuje w wytwórni, należy pierwszy przegląd wykonać relatywnie szybko w organizacji obsługowej.

Ponowny przegląd w organizacji obsługowej należy wykonać przy okazji pierwszego przeglądu w ramach Progresywnego Programu Obsługi lub po 100 godzinach, co będzie zależało od wybranego programu obsługi samolotu. Te ważne czynności mogą być wykonywane przez każdą uznaną organizację obsługową.

STAŁA PREWENCYJNA OBSŁUGA PRZEZ PILOTA

Pilot licencjonowany, który jest posiadaczem lub użytkownikiem samolotu nieoperującego jako przewoźnik lotniczy jest dopuszczony przez przepisy FAR cz. 43 do wykonywania ograniczonych prac obsługowych na swoim samolocie. Odnieść się do przepisów FAR cz. 43 w celu zapoznania się ze szczegółową listą prac obsługowych, które są dopuszczalne.

UWAGA

Piloci użytkujący samoloty zarejestrowane USA powinni odwołać się do przepisów państwa rejestrującego, aby uzyskać informacje na temat prewencyjnych prac obsługowych, które mogą być wykonywane przez pilotów.

Przed wykonywaniem jakichkolwiek prewencyjnych prac obsługowych należy skorystać z Instrukcji Obsługi Technicznej Samolotu, aby zapewnić wykonywanie prawidłowych procedur. Dalsze informacje należy uzyskać od uznanej organizacji obsługowej samolotów Cessna lub zlecić wykonanie takich prac tej organizacji.

ZMIANY LUB NAPRAWY

Przed wprowadzeniem jakichkolwiek zmian na samolocie, aby nie naruszyć warunków określonych w świadectwie zdatności należy zwrócić się do władz lotniczych kraju rejestracji samolotu. Zmiany (modyfikacje) lub naprawy samolotu, muszą być wykonywane przez licencjonowany personel.

OBŚLUGA NAZIEMNA

HOLOWANIE

Najłatwiej i najbezpieczniej jest manewrować samolotem ciągniętym wodzidłem umocowanym do koła przedniego. Wodzidło jest wstawiane pod tylnym fotelem z uchwytem zabezpieczonym za podporami przedniego fotela. Wstawieni wodzidła tym sposobem zabezpiecza je podczas wykonywania manewrów w locie. W przypadku holowania ciągnikiem nie należy przekraczać kąta obrotu goleni przedniej powyżej 30° w każdą stronę od środka, ponieważ można uszkodzić goleń. Przed holowaniem zdjąć każdą blokadę steru kierunku. Jeżeli samolot jest przetaczany do hangaru przez ciągnięcie lub pchanie po nierównym podłożu należy uważać na normalne reakcje amortyzatora goleni przedniej, aby nie powodował on nadmiernych ruchów pionowych ogona, które mogłyby uderzyć o niskie ościeża drzwi hangaru lub jego konstrukcję. Przednie koło bez powietrza lub rozładowany amortyzator również zwiększą wysokość statecznika.

PARKOWANIE

W czasie parkowania samolotu, należy ustawić go pod wiatr i zaciągnąć hamulce postojowy. Nie należy używać hamulca postojowego w zimowych warunkach, gdy zbierająca się wilgoć może zamrznąć w hamulcach lub, gdy hamulce są przegrzane. Założyć blokadę wolantu i wstawić podstawki pod koła. W przypadku ciężkich i wietrznych warunków atmosferycznych zakotwiczyć samolot zgodnie z zaleceniami podanymi w następnym punkcie.

KOTWICZENIE

Prawidłowo wykonana procedura kotwiczenia jest najlepszym zabezpieczeniem zaparkowanego samolotu przed zagrożeniem ze strony podmuchów lub silnych wiatrów. W celu bezpiecznego zakotwiczenia samolotu należy postępować wg następującej procedury:

1. Zaciągnąć hamulec postojowy i założyć blokadę wolantu.
2. Założyć blokadę powierzchni sterowych na statecznik pionowy i ster kierunku
3. Przywiązać dostatecznie mocno linki lub łańcuchy (wytrzymałość na rozciąganie ok. 32 kN -700 funtów) do punktów kotwiczenia w skrzydłach, na ogonie i w przedniej goleni i zamocować każdą linkę lub łańcuch w punkcie do kotwiczenia na ziemi.
4. Przywiązać dostatecznie mocno (nie używając łańcucha ani linki) na wystającej części łoża silnika i zamocować w punkcie kotwiczenia na ziemi,
5. Założyć pokrowiec na rurkę Płtot.

PODNOŚZENIE

Gdy pojawia się potrzeba podniesienia z ziemi całego samolotu lub, gdy punkty podnoszenia na skrzydłach są używane do podnoszenia, odnieść się do instrukcji Obsługi Technicznej Samolotu w celu zapoznania się z konkretnymi procedurami i wymaganym wyposażeniem.

Jeżeli wymagane jest przeprowadzenie obsługi koła przedniego, może ono zostać podniesione z ziemi przez naciśnięcie w dół wręgi wzmocnionej ogonowej części kadłuba tuż przed statecznikiem poziomym pozwalając na oparcie ogona na kółku do kotwiczenia.

UWAGA

Nie należy naciskać na statecznik poziomy lub ster wysokości. Przy naciskaniu na ogon dla jego obniżenia zawsze przykładać siłę do wręgi wzmocnionej kadłuba, aby uniknąć pofalowania pokrycia.

Aby wspomóc podnoszenie i utrzymanie koła przedniego ponad ziemią, należy obciążyć ogon przez umieszczenie worków z piaskiem lub podobnych ciężarów z każdej strony statecznika poziomego. Jeżeli jest dostępny punkt to zakotwiczyć ogon w punkcie kotwiczenia.

UWAGA

Zapewnić, aby przód był utrzymywany ponad ziemią w każdym warunkach, poprzez użycie odpowiednich podstawek lub podparć pod przednie wręgi samolotu.

POZIOMOWANIE

Poziomowanie podłużne samolotu przeprowadza się przez ustawienie poziomiccy na śrubach do poziomowania znajdujących się po lewej stronie części ogonowej. Spuścić powietrze oraz/lub opuścić lub podnieść gołę przednią odpowiednio do ustawienia pęcherza w poziomiccy. Do poziomowania poprzecznego samolotu mogą zostać użyte odpowiadające sobie punkty na górnej lub dolnej części drzwi.

PRZECHOWYWANIE W STANIE GOTOWOŚCI DO LOTÓW

Samoloty przechowywane, niewykonujące lotów przez okres maksymalnie do 30 dni lub samoloty, które są eksploatowane przez pierwsze 25 godzin w sposób nie ciągły, uważa się za przechowywane w stanie gotowości do lotu. W czasie tego okresu, co siedem dni należy pokręcić ręcznie śmigłem wykonując pięć obrotów. Takie działanie powoduje "rozprowadzenie" oleju i zabezpiecza przed powstawaniem korozji na gładziach cylindrów.

OSTRZEŻENIE

Dla zapewnienia maksymalnego bezpieczeństwa, sprawdzić czy wyłącznik zapłonu znajduje się w pozycji **WYŁĄCZONY (OFF)**, przepustnica jest zamknięta, dźwignia składu mieszanki w pozycji **BIEG JAŁOWY-ODCIĘTY (IDLE CUT-OFF)** i samolot jest zabezpieczony przed ręcznym pokręcaniu śmigłem. Nie należy stawać w zasięgu łopaty podczas obracania śmigłem.

Po upływie 30 dni, samolot powinien wykonać lot o długości 30 minut lub należy uruchomić silnik na ziemi na tak długo, aby podnieść temperaturę oleju do zakresu dolnej części zielonego luku. Należy unikać nadmiernie długiej pracy silnika na ziemi.

Próba silnika pomaga również w usunięciu kondensatu z instalacji paliwowej i innych przestrzeni silnika. Utrzymywać należy zbiorniki paliwowe całkowicie napełnione, aby zminimalizować kondensowanie się w nich wody. Utrzymywać akumulator w stanie pełnego naładowania, aby zabezpieczyć się przez zamrożeniem elektrolitu w warunkach zimowych. Jeśli samolot ma być przechowywany prowizorycznie lub na czas nieokreślony odnieść się do Instrukcji Obsługi Technicznej samolotu celu zapoznania się z odpowiednimi procedurami.

OBSŁUGA TECHNICZNA

Oprócz Przeglądu Przedlotowego - opisanego w rozdziale 4 - pełne wymagania dotyczące obsługi, przeglądów i prób o samolotu są szczegółowo omówione w Instrukcji Obsługi Technicznej. Instrukcja Obsługi Technicznej opisuje wszystkie elementy, które wymagają uwagi podczas przeglądów po określonym czasie użytkowania oraz te elementy, które wymagają obsługi, przeglądów, a także/lub prób w szczególnych okresach.

Ponieważ organizacja obsługowa Cessna prowadzi wszystkie obsługi, przeglądy oraz próby zgodnie z zawartymi w Instrukcji Obsługi Technicznej, zaleca się skontaktowanie się w sprawie tych wymagań i rozpocząć obsługę swojego samolotu zgodnie z zalecanymi okresami.

Program Progresywnej Obsługi Cessny zapewnia realizowanie tych wymagań w zalecanych okresach 100 godzinnych oraz podczas co rocznego przeglądu jak to już uprzednio zostało omówiono.

W zależności od różnych warunków użytkowania, lokalny nadzór lotniczy może wymagać dodatkowych obsługi, przeglądów lub prób. W sprawie tych wymagań formalnych właściciel powinien skontaktować się z przedstawicielem władz lotniczych tam gdzie samolot jest eksploatowany.

W celu szybkiego odwołania się do specyfikacji, ilości, typów i materiałów często użytkowanych zostały przedstawione poniższe pozycje.

OLEJ

SPECYFIKACJE OLEJU DLA ZAKRESÓW TEMPERATUR

MIL-L-6082 - Lotniczy zwykły olej mineralny. Samolot jest dostarczony z wytwórni z silnikiem zawierającym zwykły olej mineralny klasy lotniczej. Stosować do uzupełniania stanu oleju przez pierwsze 25 godzin użytkowania. Olej ten powinien być spuszczone po pierwszych 25 godzinach użytkowania, po czym silnik powinien zostać napełniony tym olejem i użytkowany do uzyskania 50 godzin sumarycznego nalotu lub do ustabilizowania się zużycia oleju.

MIL-L-22851- Lotniczy bezpopiołowy olej dyspersyjny. MIL wprowadzony do użytkowania Avco Lycoming Service Instruction Nr 1014 i późniejszymi zmianami, musi być stosowany po pierwszych 50 godzinach użytkowania lub po ustabilizowaniu się zużycia oleju.

ROZDZIAŁ 8

MANEWROWANIE, OBSŁUGA DORAŻNA I TECHNICZNA

SPIS TREŚCI

	Strona
WPROWADZENIE.....	8-3
TABLICZKA IDENTYFIKACYJNA.....	8-3
OBSŁUGA WŁAŚCICIELI SAMOLOTÓW CESSNA.....	8-3
Publikacje.....	8-3
DOKUMENTY SAMOLOTU.....	8-4
PRZEGLĄDY OKRESOWE SAMOLOTU.....	8-5
Przeglądy wymagane przez władze lotnicze.....	8-5
Programy przeglądów samolotu.....	8-6
Program obsługi klienta Cessna.....	8-6
STAŁA PREWENCYJNA OBSŁUGA PRZEZ PILOTA.....	8-7
ZMIANY LUB NAPRAWY.....	8-7
OBSŁUGA NAZIEMNA.....	8-7
Holowanie.....	8-7
Parkowanie.....	8-8
Kotwiczenie.....	8-8
Podnoszenie.....	8-8
Pozłomowanie.....	8-9
Przechowywanie w stanie gotowości do lotów.....	8-9
OBSŁUGA TECHNICZNA	8-10
Olej silnikowy.....	8-10
Paliwo.....	8-12
Podwozie.....	8-15
CZYSZCZENIE I KONSERWACJA.....	8-16
Wiatrochron i okna.....	8-16
Powierzchnie malowane.....	8-16
Ochrona statecznika poślomowego.....	8-17
Konserwacja śmigła	8-17
Konserwacja podwozia.....	8-17
Konserwacja silnika	8-18
Konserwacja wnętrza.....	8-18
WYMIANA ŻARÓWKI W TRAKCIE LOTU.....	8-18

izolacji lub poluzowanie mocowań oraz końcówek łączących, jak również powstanie korozji i odkształceń cieplnych. Sprawdzić pasek alternatora zgodnie z procedurami zawartymi w Instrukcji Obsługi Technicznej i dokonać niezbędnych regulacji. Zalecane jest okresowe dokonywanie tego rodzaju przeglądów podczas dalszej eksploatacji samolotu.

PALIWO

ZATWIERDZONY RODZAJ PALIWA (I KOLORY)

Benzyna lotnicza IOOLL (niebieska).

Benzyna lotnicza 100 (zielona)

UWAGA

Alkohol izopropylowy lub eter monometylowy glikolu dietylenowego mogą być dodawane do paliwa. Koncentracja dodatku nie może przekraczać 1% (alkoholu izopropylowego) lub 0.15% eteru monometylowego glikolu dietylenowego. Dla uzyskania dodatkowych informacji należy zapoznać się dalszymi punktami dotyczącymi dodatków do paliwa.

POJEMNOŚĆ KAŻDEGO ZE ZBIORNIKÓW 124,9 l (33,0 US gal)

ZMNIJSZONA POJEMNOŚĆ KAŻDEGO ZE ZBIORNIKÓW (PRZY NAPEŁNIENIU DO DOŁU KRĘGU WLEWU) 90,8 l (24,0 US gal)

UWAGA

Po każdym locie napełniać zbiorniki do pełna dla minimalizacji kondensacji wody w zbiornikach.

UWAGA

Dla zapewnienia napełnienia maksymalną ilością paliwa i minimalizacji krzyżowego przepływu pomiędzy zbiornika podczas napełniania i podczas postoju na płaszczyźnie postojowej, ustawiać zawór rozdzielacza paliwa w położeniu LEWY (LEFT) lub PRAWY (RIGHT).

DODATKI DO PALIWA

Ścisłe przestrzeganie zaleceń dotyczących przedlotowego spuszczenia i kontroli paliwa opisanych w rozdziale 4 wyeliminuje nagromadzoną wodę z odstojników w zbiornikach. Choć małe ilości wody mogą nadal pozostawać w mieszaninie z paliwem to będą normalnie zużywane niezauważalnie w czasie pracy silnika.

Jednym z wyjątków, z którym można się spotkać w czasie użytkowania stanowi zbieg czynników wynikających z: (1) użycia paliwa z niepewnego źródła, (2) wysoką wilgotnością na ziemi, (3) wykonywania lotu na dużej wysokości i niskiej temperatury. W wyniku szczególnego stanu, małe rozpuszczone cząsteczki wody mogą wytrącić się ze strumienia paliwa i zamierzać w ilości wystarczającej do utworzenia kryształków lodu w układzie paliwowym silnika.

Dopóki sytuacja taka jest niezwykle rzadka i nie będzie stwarzać problemów właścicielowi i użytkownikowi z uwagi na użytkowanie w rejonach, w których zjawiska te nie występują a konsekwencje mogą wystąpić po zetknięciu się z tymi warunkami.

Dlatego do pomocy w złagodzeniu możliwości wystąpienia lodu w paliwie przy powstaniu szczególnych warunków dopuszczalne jest dodać alkohol izopropylowy lub eter monometylowy glikolu dietylenowego (EGME) w celu polepszenia paliwa.

Dodanie alkoholu lub komponentu EGME do paliwa powoduje dwa efekty: (1) wchłania on wydzielającą się z paliwa wodę a (2) alkohol obniża temperaturę zamarzania.

Alkohol, jeżeli jest stosowany to miesza się go w stężeniu 1% objętościowo. Stężenia przekraczające 1% nie są zalecane, ponieważ mogą uszkodzić materiał, z jakiego są wykonane zbiorniki paliwa.

Bardzo ważny jest sposób, w jaki dodawany jest alkohol do paliwa, ponieważ alkohol jest najbardziej efektywny, gdy jest całkowicie wymieszany z paliwem. W celu zapewnienia odpowiedniego wymieszania zaleca się następującą procedurę.

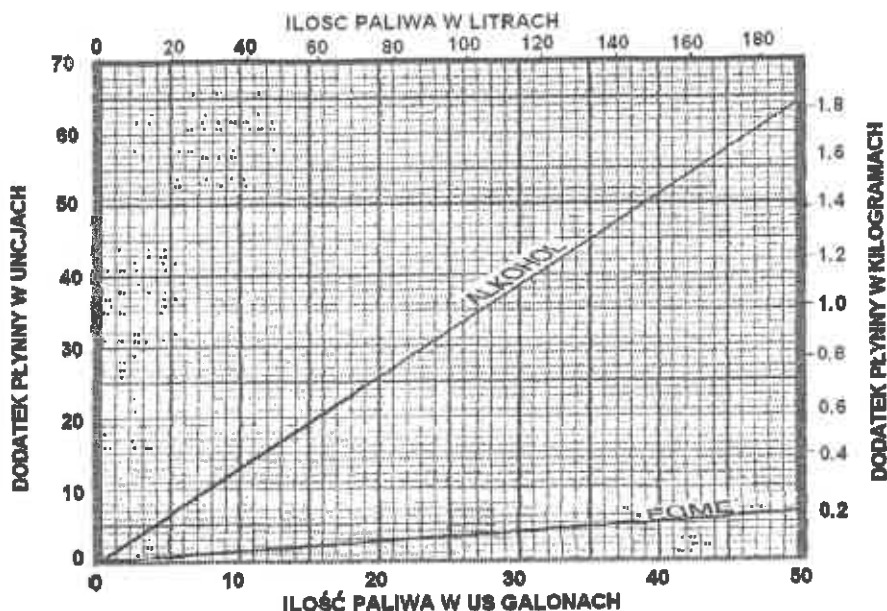
1. Dla uzyskania najlepszego wyniku, alkohol powinien być dodawany w trakcie operacji napełniania paliwem przez dolewanie bezpośrednio do strumienia paliwa wydobywającego się z dyszy dystrybutora paliwa.
2. Może być zastosowana metoda alternatywna, w której wstępnie miesza się pełną dawkę alkoholu z pewną ilością paliwa w oddzielnym czystym pojemniku (o pojemności około 7,5 – 11.0 litrów [2 do 3 galonów]) po czym wlewa się tą mieszankę do zbiornika paliwa przed jego napełnieniem.

Dowolna dawka alkoholu izopropylowego może być użyta jako płyn przeciw oblodzeniowy (MIL-F-5566) lub alkohol izopropylowy (Federal Specification TT-I-735a). Proporcje mieszania alkoholu z paliwem przedstawia rys.8-1.

Komponent eter monometylowy glikolu dietylenowego (EGME) stosowany zgodnie z MIL-I-27686 lub PHILIPS PFA-55MB musi być starannie wymieszany z paliwem w stężeniu pomiędzy 0.10% (minimum) do 0.15% (maksimum) ogólnej objętości paliwa. Odnieść się do rys. 8-1 dla określenia zakresu stosowania mieszanki EGME.

PRZESTROGA

Mieszanie EGME z paliwem jest wyjątkowo ważną czynnością. Stężenie większe od zalecanego (maksimum 0.15% objętościowo) może powodować szkodliwe oddziaływanie na uszczelnienia zbiorników paliwa i uszkodzenie pierścieni typu O-ring oraz uszchelek w zespołach instalacji paliwowej i zespołach silnika. Zaś stężenie mniejsze od zalecanego



Rys. 8-1. Zawartość dodatków w paliwie

(minimum 0.10% objętościowo) może skutkować utratą efektywności. Wykorzystywać należy tylko zalecane przez wytwórnictwo wyposażenie do mieszania dla uzyskania wymaganych proporcji

PRZESTROGA

Nie dopuszczać do zetknięcia stężonego składnika EGME z powierzchnią lub zbiorników paliwa, ponieważ spowoduje to uszkodzenia traktowanych elementów.

Dłuższy postój samolotu spowoduje powiększanie się ilości wody zawartej w paliwie, co z kolei wpływa na absorpcję dodatków przeciwdziałających wytrącaniu się lodu. Objawem potwierdzającym to zjawisko jest wzrost ilości wody zbierającej się w odstożnikach w zbiornikach paliwowych. Zawartość wody może być określona przy użyciu refraktometru dyferencyjnego. W czasie sprawdzania ilości wody w paliwie należy postępować dokładnie wg zaleceń zawartych w instrukcji użytkowania refraktometru dyferencyjnego.

ZANIECZYSZCZENIE PALIWA

Zanieczyszczenie paliwa zazwyczaj jest wynikiem obecności obcych ciał w instalacji paliwowej i może składać się z wody, rdzy, piasku, brudu, mikroorganizmów lub kolonii

bakteryjnych. Ponadto, dodatki, które nie są kompatybilne z paliwem lub podzespołami instalacji paliwowej mogą przyczyniać się do zanieczyszczenia paliwa.

Przed każdym lotem oraz po każdym napełnianiu zbiorników paliwem, wykorzystując naczynie probiercze spuścić zaworem spustowym, co najmniej pełen kubek z odstojnika w każdym zbiorniku oraz z filtra siatkowego dla sprawdzenia jakości paliwa oraz obecności zanieczyszczeń. Jeżeli w paliwie stwierdza się obecność zanieczyszczeń, należy dokonać spustu paliwa ze wszystkich punktów spustu aż do uzyskania czystego paliwa. Jeżeli samolot został napełniony paliwem o nieodpowiedniej jakości, należy układ paliwowy całkowicie opróżnić i napełnić od nowa paliwem o prawidłowej jakości. Zabrania się wykonywania lotów z zanieczyszczonym lub o niewłaściwej jakości paliwem.

Ponadto, właściciele/użytkownicy, którzy nie są zaznajomieni z podstawowymi szczegółami użytkowania powinni zapewnić, aby używane do samolotów paliwo było filtrowane i sprawdzane przed napełnieniem zbiorników samolotu. Jeżeli ograniczenia ciężarowe przed startem do kolejnego lotu pozwalają, to zbiorniki paliwa powinny być całkowicie napełnione po każdym locie dla uniknięcia kondensacji pary wodnej.

Dla znacznego zmniejszenia możliwości zanieczyszczenia paliwa, obsługa techniczna układu paliwowego powinna być wykonywana zgodnie z Instrukcją Obsługi Technicznej samolotu. Stosowane powinno być tylko odpowiednie paliwo zalecone w IUL zaś dodatki do paliwa, jeżeli nie są zaaprobowane przez firmę Cessna lub władze lotnicze nie powinny być używane.

PODWOZIE

PRZEDNIE KOŁO (OPONA 5.00-5,6 Ply Rated) 0.276-0.345 MPa (40-50 psi)

GLÓWNE KOŁO (OPONA 15x6.00-6,6 Ply Rated) 0.414-0.469 MPa (60-68 psi)

GOLEŃ PRZEDNIEGO PODWOZIA

Napełniać płynem hydraulicznym MIL-H-5606 z wielkością napełnienia określona na tabliczce i z nieobciążoną golenią napompowaną powietrzem do ciśnienia 0.3453 MPa (50.0 psi). Nie przekraczać podanej wielkości ciśnienia.

ZBIORNIK PŁYNU HYDRAULICZNEGO- sprawdzić napełnienie co 25 godzin i napełniać płynem hydraulicznym MIL-H-5606

HAMULCE napełniać płynem hydraulicznym MIL-H-5606

CZYSZCZENIE I KONSERWACJA

WIATROCHRON I OKNA

Wiatrochron i okna wykonane z tworzywa sztucznego (plastiku) powinny być czyszczone środkiem czyszczącym do wiatrochronów. Należy użyć środka czyszczącego miękką szmatką i wycierać przyciskając ją w sposób umiarkowany, aż do momentu, gdy cały brud, ślady oleju oraz plamy zostaną usunięte. Pozwolić na wyschnięcie środka czyszczącego, po czym wytrzeć szybę miękką fanelową szmatką.

W przypadku, gdy środek czyszczący do wiatrochronu nie jest dostępny, plastik może być czyszczony miękką szmatką zamoczoną w rozpuszczalniku Stoddard, dla usunięcia oleju i smaru.

UWAGA

Do czyszczenia szyb plastikowych nigdy nie należy używać benzyny, benzenu, alkoholu, acetonu, gaśnicy, płynu przeciwoblodzeniowego, rozpuszczalników do lakierów lub środków do czyszczenia szkła. Materiały te będą uszkadzać szyby plastikowe i powodować powstawanie mikropęknięć

Ostrożnie wymyć łagodnym detergentem używając dużo wody. Wypłukać dokładnie, po czym osuszyć czystą zwilżoną irchą. Nie wycierać szyb plastikowych suchą szmatką, ponieważ powstają wówczas ładunki elektrostatyczne, które przyciągają kurz. Woskowaniem dobrej jakości woskiem użytkowym zakończyć proces czyszczenia. Nawet cienka warstwa wosku, wypolerowana ręcznie miękką szmatką fanelową pozwoli wypełnić małe zadrapania i zabezpieczyć przed następnymi rysami.

Ze względu na możliwość porysowania powierzchni plastikowej szyby nie stosować osłon z materiału na szyby o ile nic przewiduje się opadu marznącego deszczu lub śniegu z deszczem.

POWIERZCHNIE MALOWANE

Powłoka lakiernicza daje długotrwałą ochronę powłok zewnętrznych nie wymaga polerowania. Lakier potrzebuje około 10 dni, aby całkowicie utwardzić się. W większości przypadków czas utwardzania jest zakończony przed dostarczeniem samolotu do odbiorcy. W przypadku jednak, gdy konieczne jest polerowanie w czasie twardnienia lakieru zaleca się, aby praca ta była wykonana przez osobę doświadczoną w obchodzeniu się z nieutwardzonym lakierem. Pracę tą można powierzyć organizacji obsługi Cessna.

Ogólnie powierzchnie malowane mogą być utrzymane w połysku przez mycie ich wodą z łagodnym mydłem i suszenie szmatką lub irchą. Chropowate lub ścierne mydła oraz detergenty, które wywołują korozję lub zarysowania, nigdy nie powinny być używane. Zaschnięty olej i smary usuwać należy szmatką zamoczoną w rozpuszczalniku Stoddard.

Aby uszczelnić jakiegokolwiek odprysk farby lub jej zadrapania i zabezpieczyć przed korozją, należy regularnie woskować samolot przy użyciu wysokiej jakości

wosku do lakierów samochodowych wykonując to zgodnie z zaleceniami producenta. Jeśli samolot jest użytkowany w pobliżu wybrzeża lub generalnie w zasolonym środowisku musi on być myty i woskowany częściej, aby zapewnić mu właściwą ochronę. Szczególną uwagę należy poświęcić uszczelnieniom wokół główek nitów i na łączeniach blach, ponieważ są to strefy najbardziej narażone na korozję. Nałożenie grubszej warstwy wosku na krawędzie natarcia skrzydeł i usterzeł oraz na nosie i na kołpaku śmigła pozwoli na osłabienie ścierania lakieru w tych strefach. Nakładanie wosku w ogólnym przypadku będzie wymagane po myciu z użyciem roztworu z mydłem lub po chemicznym odladzaniu.

Gdy samolot jest parkowany w warunkach zimowych na otwartym powietrzu i przed lotem konieczne jest usunięcie lodu, należy zachować ostrożność, aby ochronić powierzchnie malowane podczas usuwania lodu za pomocą ciekłych środków chemicznych. Alkohol izopropylowy w zadawalający sposób usunie nagromadzony lód bez uszkodzeń lakieru. Podczas nakładania roztworu odladzającego, należy nie dopuścić do kontaktu z wiatrochronem i szybami bocznymi, ponieważ alkohol będzie oddziaływać na plastik i może spowodować powstawanie mikropęknięć.

OSŁONA OCHRONNA STATECZNIKA POZIOMEGO

Jeżeli statecznik poziomy samolotu jest wyposażony w osłony ochronne krawędzi natarcia, należy usunąć z nich olej i smary, ponieważ mogą one rozpuścić gumowe osłony. Myć za pomocą słabego mydła i wody, stosując zmywacz lub naftę do usuwania stwardniałych smarów. Nie należy szorować osłon i zawsze upewniać się, że rozpuszczalnik został wytarty do sucha. Poluzowane lub przetarte osłony powinny być naprawione. Organizacje obsługowe dysponują odpowiednimi materiałami i kwalifikacjami do wykonania takich napraw.

KONSERWACJA ŚMIGŁA

Podczas oględzin samolotu przed lotem skontrolować łopaty śmigła, czy nie mają wyszczerbień oraz przetrzeć je naoliwioną szmatką, aby oczyścić z trawy i pozostałości owadów. Zapewni to długą i niezawodną żywotność łopat śmigła. Małe rysy na łopatach, szczególnie w pobliżu końcówek łopat i na krawędziach natarcia powinny być tak szybko jak to możliwe wyrównane, ponieważ takie karby powodują koncentrację naprężeń, a zlekceważone mogą być przyczyną pęknięć. Do czyszczenia łopat śmigła, nigdy nie używać zasadowych środków czyszczących. Tłuszcz i brud może być usuwany rozpuszczalnikiem Stoddard.

KONSERWACJA PODWOZIA

Personel techniczny obsługujący samolot musi być przeszkolony w odpowiednich procedurach regulacji układu hydraulicznego na samolocie. Dla zapewnienia bezusterkowego działania układu podwozia, układ podwozia musi być regularnie przeglądany i odpowiednio regulowany w organizacji obsługowej. Tylko odpowiednio przeszkoleni mechanicy powinni mieć dostęp do wykonywania napraw i regulacji podwozia.

KONSERWACJA SILNIKA

Silnik może być myty przy użyciu odpowiednich rozpuszczalników zgodnie z postanowieniami zawartymi w Instrukcji Obsługi Technicznej Samolotu. Większość środków myjących występuje w postaci spryskiwaczy (spray). Przed myciem należy zwrócić szczególną uwagę na zabezpieczenie podzespołów, które mogą być uszkodzone przez dostanie się do nich rozpuszczalnika. W celu pełnego zapoznania się z odpowiednim smarowaniem urządzeń sterujących i podzespołów po myciu silnika odnieść się do Instrukcji Obsługi Technicznej Samolotu.

KONSERWACJA WNĘTRZA

Aby usunąć zanieczyszczenia, kurz i luźny brud z tapicerek i wykładzin powinno się wewnątrz kabiny regularnie odkurzać.

Rozlane płyny natychmiast osuszyć papierowymi ręcznikami lub szmatkami. Nie klepać przy tym miejsca zabrudzonego, lecz obłożyć ściśle materiałem osuszającym i trzymać dociśnięty przez kilka sekund. Kontynuować osuszanie aż do wytarcia płynu. Kleiste substancje zeskrobać tępym nożem, a następnie to miejsce wyczyścić.

Plamy z oleju mogą być usuwane domowymi wywabiaczami plam oszczędnie używanymi. Przed zastosowaniem jakichkolwiek rozpuszczalników należy przeczytać wskazówki na ich opakowaniu i wypróbować na zakrytej części tkaniny, która ma być czyszczona. Nigdy nie czyścić tkaniny łatwo parującymi rozpuszczalnikami, ponieważ mogą one zniszczyć materiał podłoża.

Zanieczyszczone ziemią tapicerki i dywaniki można czyścić środkami czyszczącymi pieniącymi się zgodnie ze wskazówkami producenta. Aby zminimalizować zamoczenie tkaniny trzymać pianę tak suchą jak to możliwe a następnie usunąć ją odkurzaczem.

Wykładziny plastikowe, pokrycia kabiny, tablice przyrządów, gałki czyścić używając tylko wilgotnych ścierek. Olej i smar z wołantu i gałek można usunąć szmatką nasączoną rozpuszczalnikiem Stoddard. Podobnie jak dla mycia szyb, nigdy nie wolno używać łatwo parujących rozpuszczalników, które rozpuszczają plastik i powodują tworzenie się rys.

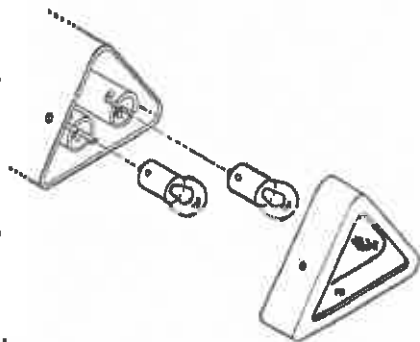
WYMIANA ŻARÓWKI PODCZAS LOTU

Na rys. 8-2 został przedstawiony sposób wymiany uszkodzonej żarówki przez pilota w czasie lotu bez użycia narzędzi. Należy mieć na uwadze, że zapasowe żarówki

są przechowywane w schowku na mapy. Jednakże gdy żarówka zapasowej jest brak to identyczna żarówka która jest dostępna w nieużywanej lampce może zastąpić uszkodzoną żarówkę. Dla zapoznania się z wymianą innych żarówek i wymaganych do tego narzędzi należy odnieść się do Instrukcji Obsługi Technicznej Samolotu.

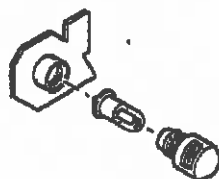
LAMPA OŚWIETLENIA MAPY ZAMONTOWANA NA ŚLUPKU DRZWIOWYM

Wymontować soczewkową osłonę przez wyciągnięcie jej na zewnątrz z obudowy. Aby wyjąć żarówkę wcisnąć ją do przodu i przekręcić w stronę przeciwną do ruchu wskazówek zegara tak daleko jak to możliwe po czym wyciągnąć żarówkę z gniazda. Wstawić nową białą S2243-1 lub czerwoną S2243-2 stosownie do potrzeby. Po wstawieniu nowej żarówki do gniazda wyrównać kołek w żarówce ze szczeliną w gnieździe po czym wcisnąć do przodu i obrócić żarówkę zgodnie z ruchem wskazówek zegara tak daleko jak to możliwe. Wcisnąć soczewkową osłonę prosto w obudowę lampy aż wgłębienie w zabezpieczeniu gniazda wejdzie do otworu w obudowie.



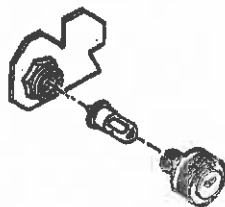
OŚWIETLENIE ŚLUPKOWE

Uchwycić nasadę soczewki i wyciągnąć ją na wprost z gniazda. Wyciągnąć żarówkę z osady i wstawić nową żarówkę MS25237-327. Wstawić nasadę soczewki w gniazdo i obrócić nasadę do skierowania światła w żądanym kierunku.



LAMPKI PODWOZIA

Wymontować soczewkową osłonę przez przekręcenie jej w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara aż do oddzielenia od korpusu. Wyciągnąć żarówkę z tylnej strony osłony soczewki i wymienić na żarówkę MS25237-327. Założyć osłonę przez wkręcenie jej zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara aż do ręcznego dokręcenia. Po założeniu osłony sprawdzić czy żaluzja ściemniacza nie jest zamknięta. Procedury wymiany są takie same w odniesieniu do lampek "podwozie schowane" jak i "podwozie wypuszczone" i mogą być użyte do zamiany wszystkich pozostałych żarówek (lub żarówek słupkowych) jeżeli nie są dostępne żarówki zapasowe.



Rys. 8-2. Wymiana żarówki

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

ROZDZIAŁ 9

UZUPEŁNIENIA

(Opis dodatkowych układów i procedur użytkowania)

SPIS TREŚCI

WPROWADZENIE

OGÓLNE URZĄDZENIA

- | | |
|---|----------|
| 1. Termometr powietrza w gaźniku | 2 strony |
| 2. Zegar cyfrowy | 4 strony |
| 3. Gniazdo zasilania naziemnego | 4 strony |
| 4. Antykolizyjne światła stroboskopowe | 2 strony |
| 5. Zestaw do użytkowania w warunkach zimowych | 2 strony |

AWIONIKA

- | | |
|---|----------|
| 6. Pulpit sterowania fonia | 8 stron |
| 7. Radiodalmierz DME (typ 450C) (pominięto) | 4 strony |
| 8. ELT Kannad (typ AF Integra) | 6 stron |
| 9. RNAV (typ ANS-351C) (pominięto) | 6 stron |
| 10. Radiostacja SSB HF (typ ASB-125) (pominięto) | 4 strony |
| 11. Autopilot Novomatic 200C (typ 295B) (pominięto) | 6 stron |
| 12. Radiokompas 300 ADF (typ R-546E) | 6 stron |
| 13. Radiostacja 300 NAV/COM (typ RT-385A) | 8 stron |
| 14. Transponder 300 (typ RT-359A) (pominięto) | 6 stron |
| 15. Transponder (typ RT-359A z EA-401A) (pominięto) | 6 stron |
| 16. Autopilot 300A (typ AF-395A) (pominięto) | 6 stron |
| 17. Wskaźnik ścieżki schodzenia (typ R-443B) (pominięto) | 4 strony |
| 18. Odbiornik MRP 400 (typ R-402A) (pominięto) | 6 stron |
| 19. Transponder 400 (typ RT-459A) (pominięto) | 6 stron |
| 20. Transponder (typ RT-459A z EA-401A) (pominięto) | 6 stron |
| 21. Autopilot S-Tec System Twenty | 6 stron |
| 22. Transponder GARMIN (typ GTX 327) | 6 stron |
| 23. Radiodalmierz DME (typ KN-62A i KN-64) | 4 strony |
| 24. Radiostacja Garmin (typ GNC 255A) | 14 stron |
| 25. Odbiornik GPS GARMIN (typ GPS 155XL) | 14 stron |

Pozycje 21; 22; 23, 24 i 25 wprowadzono do instrukcji w wydaniu polskim

WPROWADZENIE

Rozdział dziewiąty zawiera szereg uzupełnień, z których każde dotyczy poszczególnego urządzenia, które może zostać zamontowane na samolocie. Każde z uzupełnień zawiera krótkie wprowadzenie i stosownie do zastosowania ograniczenia w użytkowaniu, procedury awaryjne i normalne oraz osiągi. Zgodnie z wyszczególnieniem w spisie treści, uzupełnienia są podzielone na grupy: główne różnice konfiguracji, ogólne urządzenia, awionika. Są ułożone alfabetycznie i numerycznie tak, aby były łatwe do odszukania. Inne zespoły należące do wyposażenia opcjonalnego, które nie wymagają szczegółowych opisów SA omówione w rozdziale siódmym.

Ograniczenia zawarte w uzupełnieniach są zatwierdzone przez FFA. Stosowanie tych ograniczeń jest wymagane przez władze lotnicze.

UZUPEŁNIENIE 1

TERMOMETR POWIETRZA WCHODZĄCEGO DO GAŹNIKA

ROZDZIAŁ 1 **OGÓLNE**

Miernik temperatury powietrza wchodzącego do gaźnika przewidziany jest do sygnalizowania warunków, w których może wystąpić oblodzenia gaźnika. Wskaźnik przyrządu jest umieszczony z prawej strony tablicy przyrządów. Jest opisany, co 5° począwszy od -30° do +30° i oznakowany żółtym łukiem między -15° C a +5° C, oznaczającym zakres temperatury powietrza, w których w gaźniku może powstać

ROZDZIAŁ 2 **OGRANICZENIA**

Po zamontowaniu termometru powietrza w gaźniku nie zmieniają się ograniczenia użytkowania samolotu.

ROZDZIAŁ 3 **PROCEDURY AWARYJNE**

Po zamontowaniu termometru powietrza w gaźniku nie ma zmian w procedurach awaryjnych na samolocie.

ROZDZIAŁ 4
PROCEDURY NORMALNE

Po zamontowaniu termometru powietrza w gaźniku normalne procedury użytkowania samolotu nie ulegają zmianie. Dobrą praktyką jest okresowe monitorowanie wskazań temperatury powietrza w gaźniku, czy wskazówka nie wychodzi poza określony zakres wskazując powstanie warunków oblodzenia. Odnieść się do rozdziału 4, co do procedur użycia podgrzewu gaźnika.

ROZDZIAŁ 5
OSIĄGI

Zamontowanie termometru powietrza w gaźniku nie powoduje zmniejszenia osiągów samolotu. Jednakże, jeżeli zachodzi konieczność użycia podgrzewu gaźnika może wystąpić mały spadek mocy spowodowany podgrzaniem powietrza dolotowego w gaźniku.

UZUPEŁNIENIE 2

ZEGAR CYFROWY

ROZDZIAŁ 1

INFORMACJE OGÓLNE

Kwarcowy chronometr Astro Tech LC 2 (patrz rys.1) jest precyzyjnym, utrzymującym stały stan urządzeniem, który pokazuje pilotowi czas dzienny, daty kalendarzowe oraz zmierzone przedziały czasowe pomiędzy seriami wybranych zdarzeń takich jak czasy przelotu pomiędzy punktami kontrolnymi itp. Te trzy tryby operacji funkcyjnych, niezależnie i kolejno mogą być wybierane dla wyświetlenia na cztero-cyfrowym wyświetlaczu (na płynnych kryształach LCD) na przedzie tarczy przyrządu. Trzy przyciski guzikowe umieszczone poniżej wyświetlacza służą do ciągłego sterowania funkcjami zegara. Funkcje sterujące przycisków są zebrane i przedstawione na rys. 2 i 3.

Wyświetlacz cyfrowy zapewnia dobrą widoczność wewnątrz wyświetlanych cyfr (jest lekko cofnięty) i dobrą widzialność przy słabym oświetleniu kabiny lub w nocy. Natężenie świecenia można regulować pokrętkiem regulatora RADIO LT. Dodatkowo wyświetlacz posiada funkcję testową umożliwiającą sprawdzenie czy wszystkie elementy wyświetlacza są sprawne. Uruchamianie funkcji testu odbywa się przez naciśnięcie jednoczesne obydwu (LH i RH) przycisków.

ROZDZIAŁ 2

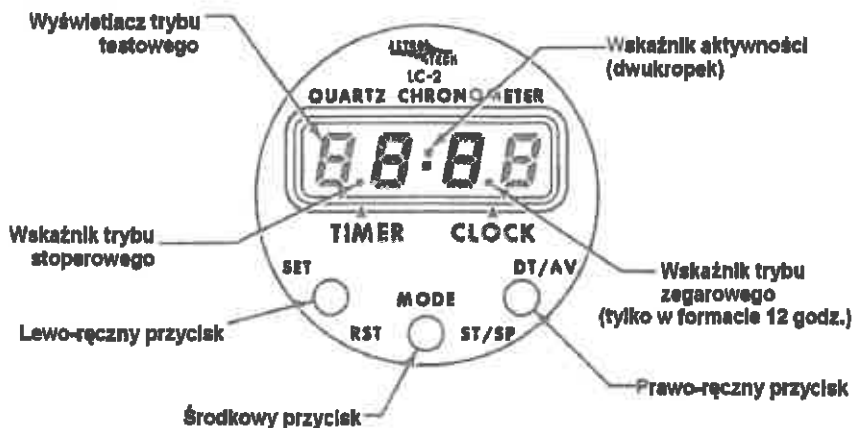
OGRANICZENIA

Nie ma żadnych ograniczeń po zamontowaniu zegara cyfrowego

ROZDZIAŁ 3

PROCEDURY AWARYJNE

Nie ma zmian w procedurach awaryjnych po zamontowaniu zegara cyfrowego.



Rys. 1. Zegar cyfrowy

ROZDZIAŁ 4 PROCEDURY NORMALNE

OPEROWANIE DATĄ I ZEGAREM

Gdy używany jest tryb zegarowy (patrz rys.2) na wyświetlaczu jest wyświetlany czas dzienny w godzinach i minutach, dopóki aktywny wskaźnik (dwukropek) będzie rozblyskiwał przez jedną sekundę, co 10 sekund wskazując na jego prawidłowe działanie. Jednokrotne naciśnięcie przycisku RH, po chwili wprowadza tryb wyświetlania daty kalendarzowej wysiedlanej numerycznie z miesiącem i rokiem z lewej strony dwukropka oraz dnia miesiąca z prawej strony dwukropka. Wyświetlacz automatycznie powraca do trybu zegarowego po około 1.5 s. Jakkolwiek, jeśli przycisk RH jest naciskany ciągle dłużej niż około dwie sekundy, wyświetlacz powraca z daty do trybu zegara z rozblyskiwaniem dwukropka świadczącym o gotowości do wprowadzania zmian lub zniknie całkowicie z wyświetlacza. Jeżeli taka sytuacja zaistnieje ponowne naciśnięcie przycisku RH przez czas dwóch sekund lub dłuższy przywraca prawidłowe rozblyskiwanie wskaźnika (dwukropka).

UWAGA

Tryb zegarowy jest ustawiany w wytwórnicy w 24-godzinny formacie. 12-godzinny format działania może być ustawiony przez zmianę pozycji wewnętrznego ślizgowego przełącznika dostępnego przez mały otwór z dołu obudowy przyrządu. Zauważyć należy, że w 24-godzinny formacie nie pojawia się wskaźnik trybu zegarowego.

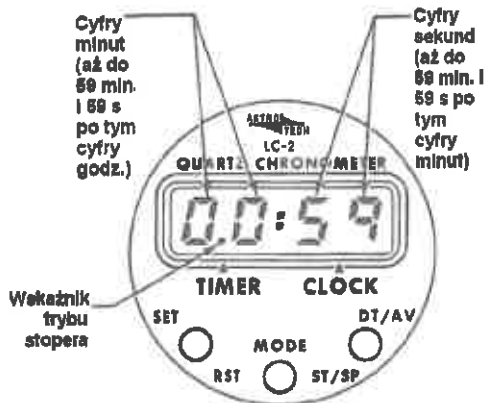


Lewo-ręczny przycisk:
ustawia datę i czas dnia
(przy użyciu z przyciskiem
prawy-ręcznym)

Środkowy przycisk:
zmienia alternatywne wyświetlanie
zegara lub stopera

Prawo-ręczny przycisk:
pokazuje chwilowo datę, wyświetlacz
powraca do trybu zegarowego po 1.5 s.

Rys. 2. Tryb zegarowy



Lewo-ręczny przycisk:
resetowanie stopera na "zero"

Środkowy przycisk:
zmienia alternatywne wyświetlanie
zegara lub stopera

Prawo-ręczny przycisk:
alternatywnie uruchamia lub
zatrzymuje stoper, uruchamia stoper
od dowolnego czasu dodanego.

Rys.3. Tryb stoperowy

USTAWIANIE PRAWDŁOWEJ DATY I CZASU

Prawidłowa data i czas są ustawiane w trybie zegarowym za pomocą przycisków LH i RH w następujący sposób. Naciśnięcie przycisku LH spowoduje pojawienie się rozblyskującego miesiąca. Naciśnięcie przycisku RH spowoduje pojawienie się rozblyskującego dnia. Naciśnięcie przycisku LH spowoduje pojawienie się rozblyskującego miesiąca. Naciśnięcie przycisku LH spowoduje pojawienie się rozblyskującego dnia. Naciśnięcie przycisku LH spowoduje pojawienie się rozblyskującego miesiąca. Raz ustawiona poprawnie, data posuwa się do przodu automatycznie o północy każdego dnia. Dzień 29 lutego każdego przestępnego roku nie jest zaprogramowany w trybie kalendarzowym i data posunie się do 1 marca. Może to być skorygowane następnego przez ustawienie daty w tył na 1 marca.

Naciskanie przycisku LH dodatkowo dwukrotnie spowoduje pojawienie się rozblyskujących cyfr godzinowych. Za pomocą przycisku RH użytego w sposób uprzednio opisany ustawić cyfry godzin odpowiednio do wskazywania poprawnego czasu. Kolejne naciśnięcie przycisku LH spowoduje rozblyśnięcie cyfr wskazujących minuty. Przesunięcie do przodu wskazywanych cyfr minutowych można dokonać naciśnięciem ponownym przycisku LH i „przytrzymaniem” do nadejściażądanego czasu. W chwili, gdy czas standard osiąga wartość „trzymaną” na wyświetlaczu nacisnąć przycisk RH i wznowić normalny zegar wybór czasu, który teraz będzie zsynchronizowany do czasu standardowego.

Niektórych sytuacjach, jakkolwiek, to nie musi być konieczne można przestawić cyfry minutowe zegara; przykładowo przy zmianie stref czasowych. W takim przypadku, nie przesuwac cyfr minut, kiedy one błyskają. Zamiast tego nacisnąć przycisk LH ponownie i zegar powróci do normalnego trybu utrzymania czasu bez zmieniania minut pomiaru czasu.

WYKORZYSTANIE STOPERA

Całkowicie niezależny 24-godzinny pomiar czasu stoperem (patrz rys. 3) jest realizowany w następujący sposób: nacisnąć środkowy przycisk (TRYB) aż pojawić się wskaźnik trybu stopera. Ustawić na wyświetlaczu cyfrę „0” przez naciśkanie przycisku LH. Rozpocząć odmierzenie czasu przez naciśnięcie przycisku RH. Stoper zacznie odliczanie minut i sekund a dwukropka (wskaźnik działania) będzie rozblyskiwał przez 1/10 sekundy, co każdą sekundę. Po minięciu czasu 59 minut i 59 sekund, stoper zmienia formę odliczania godzin i minut do maksimum 23 godzin i 59 minut. Podczas odliczania godzin i minut, rozblyskiwanie dwukropka jest ograniczone do jednej sekundy, co każde 10 sekund. Zatrzymanie pomiaru czasu odbywa się przez naciśnięcie przycisku RH i powoduje „zamrożenie” zmierzzonego czasu stoperowanego na wyświetlaczu. Kolejne naciśnięcie przycisku RH wznowia odliczanie czasu od „zachowanego” całkowitego lub rozpocząć odliczanie w nowym rachunku. Tryb utrzymania stopera jest rozpoznawany przez brak aktywności dwukropka ciągle świecącego lub jego brak. Stoper może być ustawiony na „0” w dowolnej chwili przez naciśnięcie przycisku LH.

ROZDZIAŁ 5 OSIĄGI

Osiągi samolotu nie ulegają zmianie po zamontowaniu zegara cyfrowego.

UZUPEŁNIENIE 3

GNIAZDO ELEKTRYCZNEGO ZEWNĘTRZNEGO ZASILANIA

ROZDZIAŁ 1 **INFORMACJE OGÓLNE**

Aby umożliwić zastosowanie obcego źródła prądu przy uruchamianiu silnika w niskich temperaturach oraz w czasie dłuższych prac przy układach elektrycznych oraz elektronicznych, można na zewnątrz samolotu zabudować odpowiednie gniazdo. Gniazdo jest umieszczone z lewej strony kadłuba w pobliżu przegrody ogniowej przy górnej osłonie silnika.

Obwód zasilania zewnętrznego wyposażony jest w zabezpieczenie topikowe, które zamyka stycznik akumulatora, gdy zostanie podłączone zewnętrzne źródło zasilania z wyłącznikiem głównym IE włączonym (ON). Obwód ten jest przeznaczony do pomocy w obsłudze, gdy akumulator pokładowy jest zbyt słaby, aby zamknąć stycznik i nie powinien być użyty dla uniknięcia wykonywania odpowiednich procedur obsługowych przy zbyt słabym jego naładowaniu.

UWAGA

Nie zaleca się używania zewnętrznego zasilania dla rozruchu silnika na samolocie z „padniętym” akumulatorem lub doładowywanie akumulatora na samolocie. Nie naładowany akumulator pokładowy należy zdjąć z samolotu, dostarczyć do warsztatu obsługowego i poddać odpowiedniej obsłudze. Nie przestrzeganie tych zaleceń może doprowadzić do awarii sprzętu w czasie lotu.

ROZDZIAŁ 2 OGRANICZENIA

Przy użytkowaniu urządzenia kierować się wymienionymi na tabliczkach umieszczonych na pokrywie luku wskazaniem.

CAUTION **24 VOLTS D.C.**
This aircraft is equipped with alternator and a negative ground system
OBSERVE PROPER POLARITY
Reverse polarity will damage electrical components

UWAGA **24 V NAPIĘCIA PRĄD STAŁY**
Samolot wyposażony jest w alternator i biegun ujemny na masie.
PRZESTRZEGAĆ NAKAZANEJ BIEGUNOWOŚCI
Zamiana biegunów prowadzi do uszkodzenia wyposażenia elektrycznego.

ROZDZIAŁ 3 PROCEDURY AWARYJNE

Procedury awaryjne na samolocie nie ulegają zmianie po zamontowaniu gniazda elektrycznego zasilania zewnętrznego

ROZDZIAŁ 4 PROCEDURY NORMALNE

Na chwilę przed podłączeniem zewnętrznego źródła zasilania (prądnicy lub wózka akumulatorowego) wyłącznik główny IE powinny być włączony.

OSTRZEŻENIE

Gdy włączany jest przełącznik główny, stosowane zewnętrzne źródło zasilania lub obracane ręcznie śmigło, należy traktować śmigło tak, jakby przełącznik zapłonu był włączony. Nie stać i nie poruszać się w zasięgu obrotu łopat śmigła, gdyż poluzowany lub przerwany przewód lub niesprawność elementów może spowodować nieprzewidywany obrót śmigła.

Ustawienie wyłącznika głównego IE w pozycji załączonej jest szczególnie ważne, gdyż akumulator pokładowy zabezpieczy przed skokiem napięcia i uszkodzeniem tranzystorów w urządzeniach awioniki.

Jeżeli są jakiegokolwiek wątpliwości, co do stanu akumulatora, powinno być przeprowadzone następujące jego sprawdzenie po uruchomieniu silnika i odłączeniu źródła zasilania zewnętrznego.

1. Wyłącznik główny IE – OFF (WYŁĄCZONY)
2. Wyłączniki reflektora lądowania i kołowania – ON
3. Obroty silnika – BIEG JAŁOWY
4. Wyłącznik główny IE – ON (z włączonym reflektorem lądowania i kołowania)
5. Obroty silnika – zwiększone do ok. 1500 obr/min.
6. Amperomierz i sygnalizacja spadku napięcia – SPRAWDZIĆ

UWAGA

W przypadku, gdy amperomierz nie wskazuje ładowania i nie świeci lampka sygnalizacji spadku napięcia należy zdjąć akumulator z samolotu i przekazać go do obsługi.

ROZDZIAŁ 5

OSIĄGI

Zamontowane gniazdo elektrycznego zasilania zewnętrznego nie spowoduje zmian osiąarów samolotu.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

UZUPEŁNIENIE 4

ANTYKOLIZYJNE ŚWIATŁA STROBOSKOPOWE

ROZDZIAŁ 1 **INFORMACJE OGÓLNE**

Ostrzegawcze światła błyskowe o dużej intensywności świecenia stanowią zabezpieczenie antykolizyjne samolotu. Układ składa się z lamp stroboskopowych montowanych na końcówkach skrzydeł z wbudowanym układem zasilającym. Światła włączane są dwupołożeniowym wyłącznikiem skrzydełkowym oznaczonym STROBE LTS na lewym przełączniku i pulpicie sterowania oraz 5 A wyłączniku AOS uruchamianego przez „wciśnięcie - wyciśnięcie”.

ROZDZIAŁ 2 **OGRANICZENIA**

Światła błyskowe muszą być wyłączane w czasie kołowania w pobliżu innych samolotów lub w czasie lotów nočných w chmurach, mgie lub mżawce

ROZDZIAŁ 3 **PROCEDURY AWARYJNE**

Po zamontowaniu antykolizyjnych świateł stroboskopowych nie ma zmian w procedurach awaryjnych na samolocie.

ROZDZIAŁ 4
PROCEDURY NORMALNE

W celu włączenia świateł błyskowych należy wykonać następujące czynności:

1. Wyłącznik główny IE – ON (WŁĄCZONY).
2. Wyłącznik świateł błyskowych – ON (WŁĄCZONY).

ROZDZIAŁ 5
OSIĄGI

Zamontowanie antykollizyjnych świateł stroboskopowych powoduje nieznacznie zmniejszenie osłagów przelotowych.

UZUPEŁNIENIE 5

ZESTAW DO ZIMOWEJ EKSPLOATACJI

ROZDZIAŁ 1 **INFORMACJE OGÓLNE**

Wyposażenie zimowe składa się z dwu nakładek (z matami) mocowanych do wlotu powietrza w przednim kołpaku osłony silnika, jedwabnych mat ekranujących tablicę przyrządów i izolacji na przewody odpowietrzające skrzynię korbową. Wyposażenie to powinno być zamontowane dla użytkownika samolotu w temperaturach ciągłych poniżej 20°F (-7°C). Izolacja odpowietrzenia skrzyni korbowej, jeśli zostanie zamontowana, jest dopuszczona do stałego użytkowania bez względu na temperaturę.

ROZDZIAŁ 2 **OGRANICZENIA**

Gdy na samolocie zamontowane jest wyposażenie zimowe muszą być umieszczone następujące informacje w postaci tabliczek informacyjnych:

1. Na każdej z osłon silnika

ZDJĄĆ, GDY TEMPERATURA ZEWNĘTRZNA PRZEKROCZY +20° F

2. Na klapie schowka na mapy w kabinie samolotu..

**WYPOSAŻENIE ZIMOWE MUSI BYĆ ZDEMONTOWANE, GDY
TEMPERATURA ZEWNĘTRZNA POWIETRZA JEST POWYŻEJ +20° F**

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

Zamontowanie wyposażenia zimowego nie powoduje zmian w procedurach awaryjnych samolotu.

ROZDZIAŁ 4
PROCEDURY NORMALNE

Zamontowanie wyposażenia zimowego nie powoduje zmian w procedurach normalnych samolotu.

ROZDZIAŁ 5
OSIĄGI

Po zamontowaniu wyposażenia zimowego osiągi samolotu nie ulegną zmianie.

UZUPEŁNIENIE 6

PULPIT STEROWANIA FONIĄ

ROZDZIAŁ 1

OGÓLNE

Dwa typy pulpitów sterowania fonią (patrz rys. 1) są dostępne do zamontowania na samolocie. Jeden z typów pulpitów sterowania fonią jest bez pokładowej instalacji telefonicznej lub markera r/latarni, drugi zaś montowany jest niejednokrotnie z opcjonalną instalacją telefonu pokładowego lub z markerem r/latarni. Obydwa typy pulpitów są podobne do siebie i zostały opisane w kolejnych punktach.

PRZEŁĄCZNIK WYBORU NADAJNIKA

Jeżeli zamontowane są dwa nadajniki, to zamontowany dwupozycyjny przełącznik wyboru nadajnika opisany TRANS SELECCT lub XMTR (w zależności od tego jaki typ pulpitu sterowania fonią jest zamontowany, patrz rys. 1) umożliwia pilotowi użycie mikrofonu odpowiedniego nadajnika.

Wybór wzmacniacza odbywa się jednocześnie razem z nadajnikiem przy pomocy przełącznika wyboru nadajnika. Dla przykładu, jeżeli wybrany zostanie nadajnik numer 1, to wybrany jednocześnie zostanie wzmacniacz fonii związany z odbiornikiem NAV/COM i działa jako wzmacniacz WSZYSTKICH głośników. Działanie słuchawek nie jest uzależnione od działania wzmacniacza fonii.

PRZEŁĄCZNIK WYBORU FONII

Obydwa typy pulpitów sterowania fonią (patrz rys. 1) wyposażone są odpowiednio w trójpozycyjne lub w dwupozycyjne przełącznik wyboru fonii dla indywidualnego sterownia systemami fonii zamontowanymi na samolocie. Przełączniki te pozwalają indywidualnie kierować sygnał z dowolnego odbiornika do słuchawek lub do głośników. Aby słuchać wybranego odbiornika przez głośniki, należy przestawić przełącznik wyboru fonii odpowiedniego odbiornika w pozycję górną (SPEAKER). Aby słuchać wybranego odbiornika przez słuchawki należy przestawić przełącznik wyboru fonii w pozycję dolną (PHONE). Ustawienie przełącznika wyboru fonii w pozycję środkową (OFF) wyłącza fonie od wybranego odbiornika.

UWAGA

Regulacja poziomu głosu odbywa się oddzielnie sterownikiem głosu w każdym odbiorniku.

Szczególne cechy pulpitu sterowania fonią używanych z markerem lub telefonem pokładowym są sterowane oddzielnie fonią NAV lub COM z radiostacji NAV/COM. Przy takiej instalacji przełącznik wyboru fonii opisany NAV 1 lub 2 wybiera fonię tylko odbiornika nawigacyjnego z radiostacji NAV/COM. Fonia z odbiornika komunikacyjnego jest wybierana przełącznikami opisanymi COM, AUTO i BOTH. Opis i użytkowanie tych przełączników jest przedstawione na rys. 1

W odniesieniu do pulpitu sterowania fonią bez zainstalowanego markera radiolatarni lub telefonu pokładowego, fonia odbierana na obydwu NAV i COM częstotliwościach jest połączona i może być wybierana za pomocą przełączników wyboru fonii opisanych NAV/COM 1 lub 2.

PRZEŁĄCZNIK AUTOMATYCZNEGO WYBORU FONII – COM.

Jeżeli pulpit sterowania fonią jest wyposażony w sterowanie markerem r/latarni lub telefonem pokładowym, trójpozycyjny przełącznik opisany COM AUTO jest przewidziany do automatycznego dopasowania odbiornika fonii NAV/COM odpowiednio do wybranego nadajnika.

PRZEŁĄCZNIK WYBORU OBYDWU FONII – COM

Jeżeli pulpit sterowania fonią jest wyposażony w sterowanie markerem r/latarni lub telefonem pokładowym, trójpozycyjny przełącznik opisany COM BOTH jest przewidziany do wykorzystania obydwu odbiorników komunikacyjnych i jednocześnie monitorowania fonii.

PRZEŁĄCZNIK AUTOMATYCZNEGO WYBORU FONII

Jeżeli pulpit sterowania fonią jest wyposażony w trzy nadajniki współpracujące z trójpozycyjnym przełącznikiem opisanym COM AUTO jest przewidziany do automatycznego dopasowania fonii odbiornika NAV/COM odpowiednio do wybranego nadajnika.

PRZEŁĄCZNIK JASNOŚCI SYGNALIZACJI PRYZEWOWEJ I TESTOWANIA

Przy zamontowaniu odbiornika markera radiolatarni, pulpit sterowania fonią posiada trójpozycyjny przełącznik do sterowania jasnością świecenia żarówek sygnalizacji przyzewowej markera radiolatarni ustawiany w jednej z trzech pozycji: NITE, DAY lub pozycji TEST służącej do sprawdzenia działania sygnalizacji świetlnej.

UWAGA

Wewnątrz pulpitu sterowania fonią zamontowany jest potencjometr do zapewnienia możliwości minimalnego ściemnienia świecenia sygnalizacji. W celu poznania procedur regulacji odnieść się do odpowiednich rozdziałów Instrukcji obsługi awioniki.

UŻYTKOWANIE SAMOPODSŁUCHU

Radloścacje w samolotach Cessna są wyposażone w układy umożliwiające samopodsłuch (monitorowanie własnego głosu podczas nadawania). Aż do uregulowania samopodsłuchu na pulpicie sterowania fonią upewnić się, że poziom natężenia głosu samopodsłuchu w głośniku nie jest zbyt wysoki, ponieważ może wystąpić sprzężenie zwrotne podczas nadawania.

Na samolocie wyposażonym w jeden lub dwa nadajniki samopodsłuch jest zapewniony przez głośnik lub słuchawki w dowolnym czasie przez wykorzystanie wyłącznika COM AUTO. Przesławienie wyłącznika COM AUTO w położenie OFF wyłącza samopodsłuch. Sterowanie natężeniem głosu samopodsłuchu przewidziane jest na pulpicie sterowania fonią (patrz rys. 1).

Gdy samolot jest wyposażony w trzy nadajniki samopodsłuch będzie zapewniony w głośniku lub w słuchawkach w zależności od ustawienia przełącznika wyboru AUTO. Ustawienie przełącznika wyboru COM AUTO w pozycji OFF będzie odłączać samopodsłuch. Wewnętrzna regulacja samopodsłuchu jest dostępna, prowadzona przez pilota tylko na pulpicie sterowania fonią.

UWAGA

Samopodsłuch nie jest dostępny jeżeli jest zamontowana jest radiostacja HF (typ ASB-125)

OPCJONALNY UKŁAD TELEFONU POKŁADOWEGO

Opcjonalny układ telefonu pokładowego jest układem telefonu pokładowego dla 1.pilota i 2.pilota, który jest oferowany tylko z pulpitem sterowania fonią wraz z markerem radiolatarni. Układ ten posiada swój wzmacniacz ze sterowaniem głosem (opisany INT) i cechy „gorącego mikrofonu”

Układ telefonu pokładowego jest używany wyłącznie ze słuchawkami i podłączany do dwóch gniazd dodatkowych słuchawek i wtykiem mikrofonu umieszczonymi pod przednią krawędzią od dołu środkowej części tablicy przyrządów. Oznaczone są one PHONE i AUX MIKE.

Cechy „gorącego mikrofonu” pozwalają 1.pilotowi i 2.pilotowi na wzajemną komunikację w dowolnym czasie przez ich zestawy słuchawki/mikrofon bez użycia przycisku mikrofonu. Jednakże muszą oni włączać przycisk mikrofonu na swoich wolantach przy nadawaniu przez nadajnik samolotowy. Samopodsłuch w układzie telefonu pokładowego występuje, gdy przełącznik COM AUTO znajduje się w pozycji PHONE.

UWAGA

Niektóre dźwiękoszczelne słuchawki w kombinacji z mikrofonem na wysięgniki mogą nie być kompatybilne.

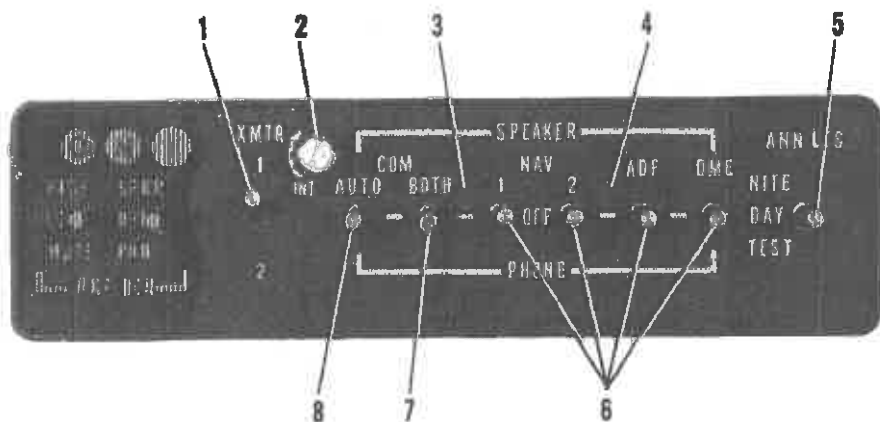
Fonia w telefonie pokładowym jest sterowana pokrętle INT umieszczonym z przodu pulpitu sterowania fonią. Pokręcanie z godnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara zwiększa głośność przeciwnie do kierunku ruchu wskazówek zegara zmniejsza ją. Pokrętło INT służy wyłącznie do sterowania siłą głosu fonii w telefonie pokładowym. Siła głosu fonii odborników jest regulowana oddzielnie przez sterownik w każdym odborniku. Jeżeli telefon pokładowy nie będzie używany sterowanie INT siłą głosu powinno być ustawione w pozycji całkowicie „skróconej” w stronę przeciwną do kierunku ruchu wskazówek zegara dla wyeliminowania zakłóceń w słuchawkach.

UWAGA

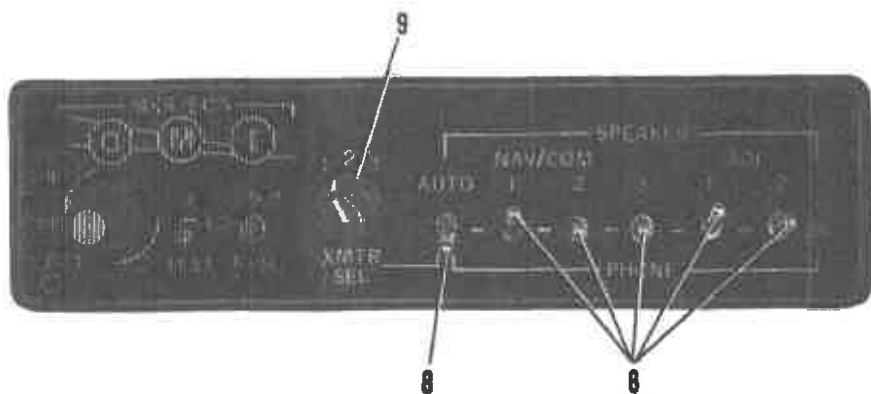
Gdy sterowanie siłą głosu w telefonie pokładowym jest ustawione w górnej pozycji i wstawiony jest mikrofon pomocniczy, to wystąpi głośny gwizd interferencyjny w głośniku, jeżeli przełączniki COM BOTH i COM AUTO zostaną przypadkowo ustawione w przeciwnych pozycjach (jeden w pozycji SPEAKER zaś drugi w pozycji PHONE) W celu wyeliminowania takiej sytuacji należy ustawić sterowanie siłą głosu do dołu lub umieścić obydwie przełączniki w tej samej pozycji.

Jeżeli opcjonalny układ telefonu pokładowego nie jest zamontowany powinna być wstawiona w miejsce pokręta INT zaślepka – przycisk.

WYKORZYSTANIE Z JEDNYM LUB Z DWOMA NADAJNIKAMI



WYKORZYSTANIE Z TRZEMA NADAJNIKAMI LUB DWOMA RADIOKOMPASAMI



1. PRZEŁĄCZNIK WYBORU NADAJNIKA (XMTR). Dwupozycyjny przełącznik stosowany do uruchomienia wzmacniacza fonii i przełącznik mikrofonu do odpowiedniego nadajnika. Numer 1. (pozycja górna) i 2. (dolna pozycja) odnosi się do pierwszego i drugiego (z góry do dołu) odpowiedniego nadajnika.

Rys. 1 Użytkowe sterowniki pulpitu sterowania fonią (arkusz 1 z 2)

2. STEROWNIK SIŁY GŁOSU TELEFONU POKŁADOWEGO (INT) – Steruje siłą głosu telefonu pokładowego. Pokręcenie zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara zwiększa siłę głosu w stronę przeciwną zmniejsza.
3. DOSTĘP DO WEWNĘTRZNEJ REGULACJI SAMOPODSŁUCHU W SŁUCHAWKACH – Dla uregulowania samopodsłuchu w słuchawkach, usunąć zaślepkę, przełącznik wyboru COM AUTO ustawić w pozycję PHONE, wstawić mały śrubokręt do potencjometru i pokręcając zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara zwiększyć samo-podsłuch, w stronę przeciwną zmniejszyć.
4. DOSTĘP DO WEWNĘTRZNEJ REGULACJI SAMOPODSŁUCHU W GŁOŚNIKU – Dla uregulowania samopodsłuchu w słuchawkach, usunąć zaślepkę, przełącznik wyboru COM AUTO ustawić w pozycję SPEAKER, wstawić mały śrubokręt do potencjometru i pokręcając zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara zwiększyć samo-podsłuch, w stronę przeciwną zmniejszyć. Aż do uregulowania samopodsłuchu na pulpicie sterowania fonią, upewnić się, że poziom natężenia głosu samopodsłuchu w głośniku nie jest zbyt wysoki, ponieważ może wystąpić sprzężenie zwrotne podczas nadawania
5. PRZEŁĄCZNIK JASNOŚCI SYGNALIZACJI PRYZEWOWEJ I TESTOWANIA (ANN LTS-NITE/DAY/TEST) – Trójpoziomy przełącznik, ustawiony w środkowej pozycji (DAY) spowoduje świecenie lampek wskaźnika pełną jasnością. Kiedy przełącznik ten jest ustawiony w pozycji górnej (NITE) lampki będą świecić zmniejszonym poziomem typowym dla użytkowania nocnego. W dolnej pozycji (TEST) świecą wszystkie lampki (z wyjątkiem lampki ARC na wskaźniku NAV) w celu sprawdzenia ich działania. W pozycji NITE poziom świecenia sygnalizacji przyzewowej markerów i latarni może być uregulowany pokrętem reostatu oświetlenia RADIO LT.
6. PRZEŁĄCZNIK WYBORU FONII – Trójpoziomy przełącznik używany do wyboru jednej z opcji fonii wyjścia SPEAKER lub PHONE. Umożliwia wybór jednego lub więcej sygnałów fonicznych w pozycji SPEAKER lub PHONE w tym samym czasie lub ściszenia fonii gdy jest w pozycji wyłączonej.
7. PRZEŁĄCZNIK WYBORU OBYDWU FONII – COM (COM BOTH) - Trójpoziomy przełącznik do wykorzystania obydwu odbiorników komunikacyjnych i jednoczesnego monitorowania fonii. Ustawienie przełącznika COM AUTO w pozycji górnej SPEAKER będzie umożliwiało pilotowi monitorowanie fonii odbiorników komunikacyjnych nr 1 i 2 przez głośnik w tym samym czasie. Ustawienie przełącznika w dolnej pozycji (PHONE) będzie umożliwiało pilotowi monitorowanie fonii odbiorników komunikacyjnych nr 1 i 2 przez słuchawki w tym samym czasie. W pozycji środkowej (OFF) odnosi niewybrany odbiornik COM (lub obydwa odbiorniki COM jeżeli przełącznik COM AUTO znajduje się w pozycji OFF) od układu fonicznego.
8. PRZEŁĄCZNIK AUTOMATYCZNEGO WYBORU FONII – (COM lub COM AUTO) – Trójpoziomy przełącznik przewidziany do automatycznego dopasowania odbiornika fonii NAV/COM odpowiednio do wybranego nadajnika. W pozycji górnej (SPEAKER) fonia z wybranego odbiornika komunikacyjnego będzie słyszana w głośniku samolotu. W pozycji dolnej (PHONE) fonia jest automatycznie przełączona na słuchawki. W środkowej pozycji (OFF) usunięty jest automatyczny wybór fonii i samo-podsłuch.
9. PRZEŁĄCZNIK WYBORU NADAJNIKA (XMTR). Trójpoziomy przełącznik stosowany do uruchomienia wzmacniacza fonii i przełącznik mikrofonu do odpowiedniego nadajnika. Numer 1. (pozycja górna) i 2. i 3. (dolna pozycja) odnosi się do pierwszego i drugiego (z góry do dołu) odpowiedniego nadajnika

Rys. 1 Użytkowe sterowniki pulpitu sterowania fonią (arkusz 2 z 2)

ROZDZIAŁ 2
OGRANICZENIA

Nie ma żadnych zmian w ograniczeniach samolotu po zamontowaniu pulpitu sterowania fonia

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

W przypadku uszkodzenia wzmacniacza, co objawia się całkowitym zanikiem fonii w głośniku, wybranie innego nadajnika wznowia fonie z użytym wzmacniaczem fonii innego nadajnika.

ROZDZIAŁ 4
PROCEDURY NORMALNE

UŻYTKOWANIE PULPITU STEROWANIA FONIA

1. Przełącznik wyboru nadajnika (XMTR lub XMTR SEL) – WYBRAĆ żądany nadajnik do nadawania,
2. Przełącznik wyboru COM AUTO – USTAWIĆ w pozycji SPEAKER lub PHONE dla automatycznego wyboru fonii SPEAKER lub PHONE,

UWAGA

Jeżeli przełącznik NAV/COM jest odpowiedni do pozycji PHONE wybranego nadajnika z pozycją przełącznika AUTO w położeniu SPEAKER to wszystkie przełączniki wyboru ustawione w położeniu PHONE zostaną automatycznie podłączone do obydwu głośników w samolocie i słuchawek jednocześnie.

- Przełącznik wyboru COM BOTH – USTAWIĆ w takiej samej pozycji SPEAKER lub PHONE, która będzie ustawiona przełącznikiem wyboru COM AUTO pozwalającego na monitorowanie obydwu odbiorników COM w tym samym czasie.

UWAGA

Kombinacja ustawień przełącznika COM AUTO w pozycję SPEAKER i przełącznika COM BOTH w pozycję PHONE (lub na odwrót) nie jest normalnie zalecana, ponieważ będzie wywoływać fonię z obydwu odbiorników komunikacyjnych (i dowolnego odbiornika nawigacyjnego z przełącznikiem wyboru fonii w pozycji PHONE) do obydwu głośników w samolocie i słuchawek jednocześnie.

- Przełącznik wyboru fonii SPEAKER/PHONE – WYBRAĆ żądaną pozycję fonii SPEAKER lub PHONE,
- Pokrętko sterowania INT – POKRĘCIĆ dla zwiększenia lub zmniejszenia głośności fonii telefonu pokładowego,
- Przełącznik ANN LTS:
 - Pozycja TEST – USTAWIĆ dla sprawdzenia działania sygnalizatorów przyzewowych markerów r/lotarni,
 - Pozycja DAY – USTAWIĆ przy typowym dziennym oświetleniu,
 - Pozycja NITE – USTAWIĆ przy typowym nocnym oświetleniu.

UWAGA

W położeniu NITE, regulacja większego oświetlenia dla Mkr. Ben. BC, LOC, ARC i RN (jeżeli są zamontowane) może być uzyskana przez wykorzystanie pokrętki reostatu ściemniania RADIO LT.

ROZDZIAŁ 5

OSIĄGI

Nie ma zmian w osiąгах samolotu po zamontowaniu pulpitu sterowania fonią

4. PRZEŁĄCZNIK RODZAJU PRACY NAV:

OFF – pokręcenie wyłącza DME.

NAV 1 – wybieranie użycia DME z ustawionym źródłem nawigacji VHF Nr 1, umożliwia wybór kanału za pomocą przełącznika wyboru częstotliwości źródła NAV 1.

HOLD – obwód wyboru pamięci DME, DME pozostaje na ostatnio wybranym kanale po przełączeniu w tryb HOLD i będzie kontynuował wyświetlanie informacji na wyświetlaczu związanych z tym kanałem. Umożliwia ustawienie na odbiornikach nawigacyjnych NAV 1 i NAV 2 nowych częstotliwości bez wpływu na uprzednio wybrany rodzaj pracy DME.

PRZESTROGA

W trybie HOLD nie jest sygnalizowana częstotliwość radiolotarni VOR/DME. Jednakże świetlny sygnalizator przyzewowy opisany „HOLD” będzie świecić na DME wskazując pilotowi że DME działa w trybie HOLD.

NAV 2 – wybieranie użycia DME z ustawionym źródłem nawigacji VHF Nr 2, umożliwia wybór kanału za pomocą przełącznika wyboru częstotliwości źródła NAV 2.

RNAV – wybór użycia trybu nawigacji obszarowej.

Jasność świecenia tego wyłącznika jest sterowana reostatem ściemniającego radiostacji.

5. SYGNALIZACJA PRYZEWOWA HOLD (HLD) – świeci kolorem bursztynowym dla pokazania że włączony jest tryb HOLD.

6. SYGNALIZACJA PRYZEWOWA PUNKT NAWIGACYJNY (WPT) – świeci kolorem bursztynowym dla pokazania że włączony jest tryb RNAV. Sygnalizacja nie będzie działać gdy DME jest montowane bez RNAV).

Rys. 1. Wskaźniki radiodalmierza 450C (arkusz 2 z 2)

ROZDZIAŁ 4 PROCEDURY NORMALNE

Dla wykorzystania DME należy:

1. Odbiorniki nawigacyjne NAV 1 i NAV 2 – włączyć ON, ustawić przełącznik częstotliwości na żadaną radiolatarnię i wybrać żądany tryb pracy VOR/DME.
2. PRZEŁĄCZNIK SELEKTORA – wybrać żadaną częstotliwość NAV 1 lub NAV 2.

UWAGA

Jeśli częstotliwość VOR jest wybrana w DME następuje automatyczny wybór kanału. .

3. Przełącznik DME SPEAKER/PHONE (na pulpicie sterowania fonią) ustawić w żądanej pozycji.
4. WYŁĄCZNIK WYBORU WYŚWIETLACZA – wybrać rodzaj wyświetlanej informacji.

FUNKCJA DME HOLD -

Pozycja HOLD jest ustawiana przez pilota gdy pilot dokonuje zmiany ustawienia częstotliwości na odbiorniku nawigacyjnym i pragnie użyć DME na zmienionej częstotliwości.

1. PRZEŁĄCZNIK wyboru trybu – ustawić HOLD

PRZESTROGA

Należy unikać przypadkowego przełączenia DME do jakiegokolwiek innego trybu niż HOLD, dopóki na DME nie będzie ustawiona nowa częstotliwość określona przez wybór odpowiedniej częstotliwości NAV.

2. ODBIORNIK NAV 1 lub NAV 2 – ustawić nową częstotliwość

ROZDZIAŁ 5

OSIĄGI

Nie ma zmian w osiąгах samolotu, gdy opisane wyposażenie awioniczne zostało zamontowane. Jednakże zamontowanie zewnętrznej anteny lub kilku anten może spowodować niewielki spadek osiągów przelotowych

UZUPEŁNIENIE 8

AWARYJNY NADAJNIK LOKALIZACYJNY – ELT KANNAD typ - AF INTEGRA 406



ROZDZIAŁ 1

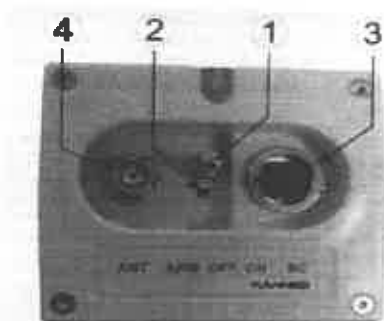
INFORMACJE OGÓLNE

Awaryjny Nadajnik Lokalizacyjny (ELT), składa się z niezależnych dwóch nadajników, modułu GPS, przełącznika przeciążeniowego (G-switch), pulpitu RCP i układu zasilania bateryjnego. Ma wbudowaną integralną antenę na 406 MHz. Jest on aktywowany automatycznie podczas wypadku (przy wstrząsie o przyspieszeniu 5G) lub manualnie - przy pomocy panelu RCP na tablicy przyrządów lub bezpośrednio na bloku ELT. ELT emituje dookólny sygnał na międzynarodowych częstotliwościach ratowniczych 406,037 MHz i 121,5 MHz. Częstotliwości są modulowane zakodowaną cyfrowo informacją o przynależności państwowej samolotu, znakach rejestracyjnych, właścicielu, lotnisku bazowania i współrzędnych położenia samolotu pobranych z GPS. ELT jest urządzeniem całkowicie autonomicznym.

Nadające na częstotliwości 406 MHz ELT jest lokalizowane przez satelity systemu COSPAS-SARSAT. Informacja ta jest przekazywana do stacji naziemnych, które uruchamiają jednostki ratownicze systemu SAR.

Nadajnik ELT zamontowany jest za przegrodą przestrzeni bagażowej. Obudowa nadajnika jest koloru żółtego z materiału o podwyższonej odporności na temperaturę i zgniecenie. By uzyskać dostęp do ELT należy wymontować (w sytuacjach krytycznych wypchnąć, połamać) tylną przegrodę bagażnika. Na tablicy przyrządów zamontowany jest pulpit RCP (pulpit zdalnego sterowania).

OPIS PŁYTY CZOŁOWEJ BLOKU ELT



Na płycie czołowej bloku ELT znajdują się:

1. 3-pozycyjny przelącznik ARM/OFF/ON
2. Wskaźnik sygnalizacyjny – czerwony (dioda LED)
3. Gniazdo DIN 12 do podłączenia bloku RCP, brzęczyka
4. Gniazdo BNC do podłączenia anteny zewnętrznej

OPIS PULPITU RCP



1. Blok RCP (Remote Control Panels)
2. Przełącznik **ON**, **ARM**, **RESET/TEST**
3. Czerwona dioda sygnalizacyjna

OPIS FUNKCJI ELT

Tryby pracy ELT:

- **Wyłączone** – przełącznik w położenie **OFF**

ELT jest wyłączony, żaden blok ELT nie pracuje, stosuje się przy zdemontowaniu bloku z samolotu lub gdy samolot stoi w naprawie bądź w konserwacji.

- **Test** – przełącznik w położenie **ARM**
na pulpicie RCP – **RESET/TEST**

Tryb czasowy trwający około 15 sekund, w którym ELT sprawdza wszystkie funkcje i sprawność poszczególnych bloków urządzenia.

Podczas testu dioda sygnalizacyjna świeci cały czas, po teście:

- jedno długie zaświecenie diody – ELT sprawne
- seria krótkich mrugnięć diody – ELT niesprawne:

- 3+1 = NISKI STAN NAŁADOWANIA BATERII
- 3+2 = NISKA MOC W ANTENIE
- 3+3 = NIEPRAWIDŁOWA CZĘSTOTLIWOŚĆ
- 3+4 = BŁĄD lub NIEZIDENTYFIKOWANE OPROGRAMOWANIE
- 3+5 = NIEPODŁĄCZONA ANTENA
- 3+6 = BŁĘDNE PODŁĄCZENIE SZEREGOWE GPS

- **Stan gotowości** – przełącznik w położenie **ARM** (uzbrojony)

Podstawowy tryb pracy ELT - po zamontowaniu na latającym samolocie przełącznik ustawiamy na **ARM**. W tym położeniu aktywny jest przełącznik przeciążeniowy, moduł GPS i pulpit RCP.

- **Włączony** – przełącznik w położeniu **ON**, na pulpicie RCP – **ON**, automatycznie po włączeniu przełącznika przeciążeniowego (**G-switch**)

Tryb alarmowej pracy ELT - zostają włączone oba nadajniki. Nadajnik 406 MHz wysyła kodowany sygnał – długie świecenie diody, co 50 sekund; nadajnik 121,5 MHz sygnał modulowany amplitudowo – krótkie świecenie diody, co 0,7 sekundy.

Autonomiczność ELT AF INTEGRA wynosi 48 godzin ciągłego nadawania w temperaturze -20°C.

ROZDZIAŁ 2

OGRANICZENIA

Zamontowanie na samolocie ELT nie powoduje zmian ograniczeń w użytkowaniu samolotu.

ROZDZIAŁ 3

PROCEDURY AWARYJNE

Po przymusowym lądowaniu, gdy potrzebna jest interwencja służb ratunkowych, należy wykorzystać ELT:

1. Upewnić się o włączeniu ELT:
 - przy automatycznym włączeniu ELT po przeciążeniu powyżej 5 G miga czerwona dioda na pulpicie RCP i na płycie czołowej ELT, w radiostacji pokładowej, (jeśli jest sprawna) na częstotliwości 121,5 MHz słyhać zmodulowany sygnał w takt migającej diody
2. Jeśli nie nastąpiło automatyczne włączenie ELT:
 - włączyć ELT na pulpicie RCP – czerwony przełącznik w położenie **ON** – czerwona dioda miga, jeśli nie to:
 - włączyć ELT na płycie czołowej (też przy braku RCP) – przełącznik z położenia **ARM** w położenie **ON** – czerwona dioda miga, w radiostacji pokładowej na częstotliwości 121,5 MHz słyhać pracujące ELT.
3. Po przybyciu służb ratunkowych wyłączyć ELT:
 - na płycie czołowej ELT przełącznik przełączyć w położenie **OFF**.

ROZDZIAŁ 4

PROCEDURY NORMALNE

Przełącznik na płycie czołowej ELT ustawić w położenie **ARM**.

Po uderzeniu pioruna lub po wyjątkowo twardym lądowaniu sprawdzić czy ELT się nie uruchomiło:

- na pulpicie RCP nie powinna świecić czerwona dioda
- w radiostacji, na częstotliwości 121,5 MHz nie powinno być sygnału.

Jeśli świeci czerwona dioda na pulpicie RCP lub słyhać sygnał w radiostacji, nacisnąć na pulpicie RCP przełącznik **RESET/TEST** lub przestawić przełącznik na płycie czołowej ELT w położenie **OFF** i z powrotem na **ARM**.

ROZDZIAŁ 5

OSIĄGI

Osiągi samolotu nie zmieniają się po zamontowaniu ELT.

U8-6		24-07-2013		
------	--	------------	--	--

UZUPEŁNIENIE 12

RADIOKOMPAS CESSNA 300 ADF (typ R-546E)

ROZDZIAŁ 1 **INFORMACJE OGÓLNE**

Radiokompas Cessna 300 ADF jest automatycznie strojonym cyfrowo radio - odbiornikiem montowanym na tablicy przyrządów. Urządzenie to zaprojektowano tak, aby zapewniało ciągłe cyfrowe strojenie w odstępach 1kHz w zakresie częstotliwości od 200 kHz do 1699 kHz i eliminowało konieczność mechanicznej zmiany zakresów. Podstawowymi elementami układu są: odbiornik, wskaźnik namiaru oraz anteny ramowa i otwarta. Sterowniki i wskaźniki radiokompasu 300 ADF pokazane są i opisane na rys. 1. System fonii wykorzystywany razem z tym urządzeniem radiowym do wyboru głośnik - słuchawki pokazany i opisany jest w rozdziale 7 IUL.

Urządzenie 300 ADF może być wykorzystywane do wykreślenia pozycji, określenia kierunku lotu i do odbioru sygnałów fonicznych modulowanych amplitudowo (AM).

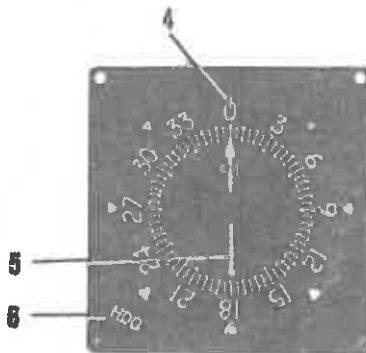
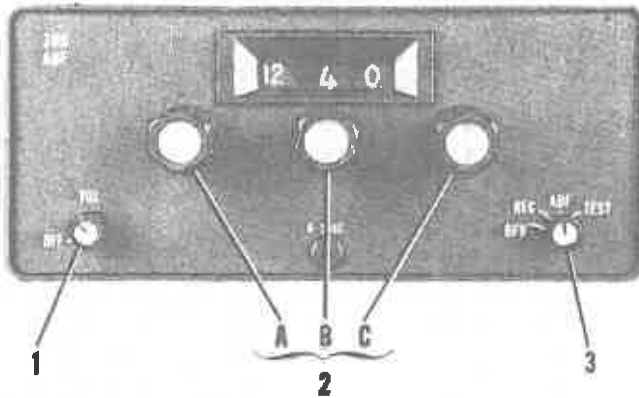
Przy ustawieniu pokrętki wyboru funkcji w pozycji ADF, urządzenie 300 ADF, zapewnia na wskaźniku namiaru, wskazania wizualne kątów kursowych r/latami. Uzyskiwane jest to przez połączenie sygnału z anteny otwartej z sygnałem z anteny ramowej.

Przy ustawieniu pokrętki wyboru funkcji w pozycji REC, urządzenie 300 ADF wykorzystuje tylko antenę otwartą i działa jak zwyczajny odbiornik w dolnym zakresie częstotliwości.

Urządzenie 300 ADF zaprojektowano tak, aby odbierało sygnały nadawane przez następujące stacje radiowe: komercyjne stacje nadawcze, stacje odległości niskich częstotliwości radiolatarnie ogólnie – kierunkowe i kierunkowe ILS.

ROZDZIAŁ 2 **OGRANICZENIA**

Nie ma ograniczeń w użytkowaniu samolotu po zamontowaniu radiokompasu.



1. Sterownik OFF/VOL – Służy do regulacji mocy i poziomu wyjścia fonil. Pokręcanie zgodnie z kierunkiem wskazówek zegara od pozycji OFF uruchamia odbiornik. Po czym regulację poziomu dźwięku.
2. STEROWNIKI WYBORU CZĘSTOTLIWOŚCI – Pokrętko (A) służy do wyboru 100 kHz przedziałów częstotliwości odbiornika, pokrętko (B) służy do wyboru przedziałów 10 kHz i pokrętko (C) służy do wyboru przedziałów 1 kHz.

Rys. 1. Radiokompas 300 ADF (typ R-548E) (arkusz 1 z 2)

3. PRZEŁĄCZNIK FUNKCJI:

BFO – Wybierane jest działanie w trybie odbiornika komunikacyjnego wykorzystującego tylko antenę otwartą i aktywowany jest dudnieniowy oscylator dźwięku o częstotliwości 1000 Hz, co umożliwia słyszalność emitowanych na fali ciągłej kodowanych (w alfabecie Morse'a) sygnałów identyfikacyjnych radiolatarni.

REC – Wybierane jest działanie standardowego odbiornika komunikacyjnego wykorzystującego tylko antenę otwartą.

ADF – Wybierany jest tryb działania automatycznego radiokompasu wykorzystujący antenę otwartą i ramową.

TEST – Przy włączeniu chwilowym służy do sprawdzania poprawności namiaru przy działaniu w trybie ADF. Gdy zostanie przytrzymany w pozycji TEST, powoduje przemieszczenie wskazówki wskaźnika zgodnie z ruchem wskazówek zegara; po zwolnieniu, jeżeli namiar jest prawidłowy, wskazówka wraca do położenia początkowego namiaru.

4. INDEKS (obracająca się tarcza) – Pokazuje względny, magnetyczny lub rzeczywisty KKR, zgodnie z ustawieniem HDO.

5. WSKAZÓWKA – Wskazuje KKR w stopniach. Gdy odpowiednio jest ustawiony wskaźnik wskazuje względny, magnetyczny lub rzeczywisty radionamiar.

6. STEROWNIK TARCZY NAMIARU (HDG) – Obraca tarczę namiaru względnego, magnetycznego lub rzeczywistego.

Rys. 1. Radiokompas 300 ADF (typ R-546E) (arkusz 2 z 2)

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

Nie ma zmian w procedurach awaryjnych samolotu po zamontowaniu radiokompasu.

ROZDZIAŁ 4
PROCEDURY NORMALNE

DO DZIAŁANIA TYLKO JAKO ODBIORNIK KOMUNIKACYJNY

1. Sterownik OFF/VOL – ON,
2. Pokrętko wyboru funkcji – USTAWIĆ na REC,
3. Pokrętko wyboru częstotliwości – WYBRAĆ częstotliwość pracy,
4. Przełącznik ADF SPEAKER/PHONE – WYBRAĆ żądane położenie (na pulpicie sterowania fonia),
5. Sterownik VOL – UREGULOWAĆ do żadanego poziomu słyszalności.

DLA DZIAŁANIA JAKO AUTOMATYCZNY RADIOKOMPAS

1. Sterownik OFF/YOL – PRZESTAWIĆ w położenie ON,
2. Pokrętko wyboru częstotliwości – USTAWIĆ częstotliwość pracy,
3. Przełącznik ADF SPEAKER/PHONE – USTAWIĆ głośnik (SPEAKER) lub słuchawka (PHONE) – WCISNAĆ,
4. POKRĘTKO WYBORU FUNKCJI – PRZESTAWIĆ w położenie ADF i zapisać namiar względny pokazany na wskaźniku

DLA SPRAWDZENIA WYBRANEJ R/LATARNI

1. Pokrętko wyboru funkcji – PRZESTAWIĆ w położenie ADF i zapisać namiar względny na wskaźniku,
2. Pokrętko wyboru funkcji – PRZESTAWIĆ w położenie TEST i obserwować czy wskazówka odchyła się od namiaru względnego, co najmniej o 10 do 20 stopni.
3. Pokrętko wyboru funkcji – PRZESTAWIĆ w położenie ADF i obserwować czy wskazówka powraca do tego samego położenia dla namiaru względnego, co w kroku (1),

DZIAŁANIE W TRYBIE BFO

1. Sterownik OFF/YOL – PRZESTAWIĆ w położenie ON,
2. Pokrętko wyboru funkcji – PRZESTAWIĆ w położenie BFO,
3. Pokrętko wyboru częstotliwości – Wybrać częstotliwość pracy,
4. Przełącznik ADF SPEAKER/PHONE – WYBRAĆ położenie: głośnik (SPEAKER) lub słuchawka (PHONE) – WCISNAĆ.

5. Sterownik VOL – UREGULOWAĆ do żądanego poziomu słyszalności.

UWAGA

Na wyjściu fonicznym słyszalny jest ton 1000 Hz, gdy właściwie jest dostrojony sygnał dla fali ciągłej CW (alfabet Morse'a).

ROZDZIAŁ 5

OSIĄGI

Zainstalowanie tego urządzenia awlonicznego nie powoduje zmian w osiąгах samolotu. Jednak zainstalowanie zewnętrznej anteny lub kilku związanych z tym urządzeniem anten spowoduje nieznaczne obniżenie osiągów przelotowych.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

UZUPEŁNIENIE 13

RADIOSTACJA CESSNA 300 NAV/COM (720 kanałów - typ RT-385A)

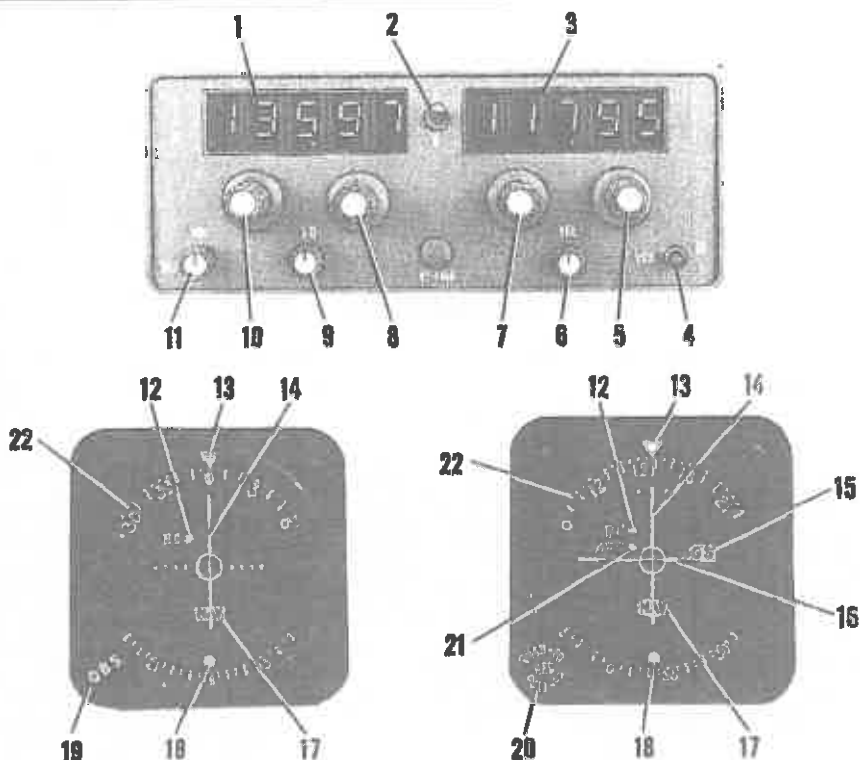
ROZDZIAŁ 1 **INFORMACJE OGÓLNE**

R/stacja Nav/Com 300 (typ RT-385A), pokazana na rys. 1, składa się z zamontowanego na tablicy przyrządów odbiornika / nadajnika i jedno- lub dwu - wskazówkowego wskaźnika kursowego.

Radiostacja składa się z 720 kanałowego odbiornika/nadajnika komunikacyjnego w zakresie VHF i 200 kanałowego odbiornika nawigacyjnego w zakresie VHF, które mogą być użytkowane jednocześnie. Odbiornik / nadajnik komunikacyjny odbiera i nadaje sygnały między 118.00 i 135.975 MHz w odstępach 25 kHz. Odbiornik nawigacyjny odbiera sygnały radiolatarni ogólnokierunkowych i kierunkowych między 108.00 i 117.95 MHz w odstępach 50 kHz. Obwody potrzebne do interpretacji sygnałów ogólnokierunkowych i kierunkowych umieszczone są we wskaźniku kursowym. Obie grupy użytkowanych częstotliwości, nawigacyjnej i komunikacyjnej są pokazywane cyfrowo na wyświetlaczach na przednim pulpicie Nav/Com.

Odbiornik/nadajnik DME, odbiornik radiolatarni ścieżki schodzenia lub oba mogą być podłączone do zestawu Nav/Com w celu automatycznego wyboru sprzężonych częstotliwości DME lub ścieżki schodzenia. Gdy na Nav/Com wybrana zostanie częstotliwość VOR, także zostanie wybrana automatycznie sprzężona z nią częstotliwość stacji VORTAC lub VOR-DME; podobnie, jeżeli wybrana zostanie częstotliwość radiolatarni kierunkowej automatycznie będzie wybrana związana z nią częstotliwość ścieżki schodzenia.

Wskaźnik odchylenia kursowego ma albo pojedynczą wskazówkę i flagę NAV tylko dla wskazywania funkcji VOR/LOC lub podwójne wskazówki i odpowiadające im flagi NAV i GS dla wskazywania zarówno funkcji VOR/LOC jak też ścieżki schodzenia. Obydwa typy wskaźników wyposażone są w lampkę kursu powrotnego (BC). Obydwa wskaźniki mogą zawierać funkcję automatycznego namierzania, która w zależności od dokonanego wyboru będzie automatycznie wskazywać namiar DO (TO) lub OD (FROM) radiolatarni VOR.



1. WYŚWIETLACZ WYBRANEJ CZĘSTOTLIWOŚCI KOMUNIKACYJNEJ (Wskazuje do trzech miejsc po przecinku, po przestawieniu przełącznika "5-0").
2. PRZEŁĄCZNIK 5-0 – Część układu wybierania ułamkowych wielkości MHz częstotliwości nadajnika/odbiornika komunikacyjnego. W położeniu "5" pozwala na wyświetlenie na wyświetlaczu Com częstotliwości komunikacyjnej i wybranie przełącznikiem wyboru ułamkowych częstotliwości komunikacyjnej w odstępach 0.05 MHz pomiędzy 0.025 i 0.975 MHz. W położeniu "0" pozwala na pokazywanie na wyświetlaczu Com częstotliwości komunikacyjnej i wybranie przełącznikiem wyboru ułamków częstotliwości komunikacyjnej, częstotliwości w odstępach 0.05 MHz pomiędzy 0.000 i 0.950 MHz.

UWAGA

Cyfy "5" lub "0" mogą być odczytywane jako trzecie cyfry dziesiętne, które nie są wyświetlane na wyświetlaczu Com ułamkowych częstotliwości

Rys. 1. 300 Nav/Com (Typ RT-385A). Sterowniki i wskaźniki (arkusz 1 z 3)

3. CZYTNIK STOSOWANEJ CZĘSTOTLIWOŚCI NAWIGACYJNEJ,
4. PRZEŁACZNIK ID-VOX-T – Gdy ustawiona jest stacja VOR lub LOC, w położeniu ID, słyszalny jest sygnał identyfikacyjny stacji; w położeniu VOX (Głos) sygnał identyfikacyjny jest wyłączony; w położeniu T (włączony chwilowo) wybierana jest funkcja samosprawdzenia VOR.
5. WYBIERAK UŁAMKOWYCH WIELKOŚCI MHZ CZĘSTOTLIWOŚCI ODBIORNIKA NAWIGACYJNEGO – Wybiera częstotliwości NAV w odstępach 0.05 MHz pomiędzy 0.00 a 0.95 MHz z jednoczesnym wyborem sprzężonej częstotliwości ścieżki podejścia i kanału DME.
6. STEROWNIK POZIOMU NATĘŻENIA GŁOSU NAV VOL – Wybiera głośność fonii odbiornika nawigacyjnego.
7. WYBIERAK MHZ CZĘSTOTLIWOŚCI ODBIORNIKA NAWIGACYJNEGO – Wybiera częstotliwość NAV w odstępach 1 MHz pomiędzy 108 a 117 MHz z jednoczesnym wyborem sprzężonej częstotliwości ścieżki podejścia i kanału DME.
8. WYBIERAK UŁAMKOWYCH WIELKOŚCI MHZ CZĘSTOTLIWOŚCI ODBIORNIKA/NADAJNIKA KOMUNIKACYJNEGO – W zależności od położenia przełącznika 5-0, wybiera częstotliwość COM w odstępach 0.05 MHz między 0.00 a 0.975 MHz. Przełącznik 5-0 identyfikuje ostatnią cyfrę jako 5 lub 0.
9. STEROWNIK TŁUMIENIA SYGNAŁU Interferencyjnego – Wykorzystywany jest do dopasowania progu sygnału wymaganego do aktywowania części akustycznej odbiornika COM. Pokręcanie zgodnie z ruchem wskazówek zegara zwiększa poziom szumu tła (zmniejsza tłumienie), w stronę przeciwną zmniejsza poziom szumu tła.
10. WYBIERAK WIELKOŚCI MHZ CZĘSTOTLIWOŚCI ODBIORNIKA/NADAJNIKA KOMUNIKACYJNEGO – Wybiera częstotliwość COM w odstępach 1 MHz między 118 a 135 MHz.
11. STEROWANIE SIŁĄ GŁOSU COM (OFF-VOL) – Kombinacja wyłącznika włącz./wyłącz. i siły głosu.; włącza odbiornik NAV/COM i steruje siłą głosu w odbiorniku komunikacyjnym.
12. LAMPKA KURSU POWROTNEGO (BC) – w modelach 152 nie używana.
13. WSKAŹNIK KURSU – Wskazuje wybrany kurs VOR.
14. WSKAZÓWKA ODCHYLENIA KURSU – Wskazuje odchylenie kursu od linii drogi do radiolatarni ogólnokierunkowej lub radiolatarni kierunkowej.
15. WSKAŹNIK (FLAGA) ŚCIEŻKI PODEJŚCIA ("GS") – Gdy jest widoczna, czerwona flaga GS sygnalizuje, że odbierany sygnał jest niewiarygodny lub nieprawidłowo działa urządzenie. Flagą znika, gdy odbierany jest wiarygodny sygnał ścieżki podejścia.
16. WSKAŹNIK ODCHYLENIA OD ŚCIEŻKI PODEJŚCIA – Wskazuje odchodzenie od ścieżki podejścia ILS.
17. WSKAŹNIK DO/OD (TO/FROM) NAV – Działa tylko z sygnałem VOR lub r/latarni kierunkowej. Pozycja czerwonej flagi NAV wskazuje na sygnał nieużyteczny. Przy użytecznym sygnale VOR, wskazuje na kurs DO (TO) lub kurs OD (FROM) r/latarni. Gdy sygnał r/latarni kierunkowej jest użyteczny pokazuje do (TO).

Rys. 1 300 Nav/Com (Typ RT-385A). Sterowniki i wskaźniki, (arkusz 2 z 3)

18. WSKAŹNIK. KURSU ODWROTNEGO – Pokazuje kurs przeciwny do wybranego kursu VOR.
19. WYBIERAK NAMIARU OGÓLNOKIERUNKOWEGO (OBS) – Pokręcanie pokrętkiem OBS umożliwi ustawienieżądanego namiaru.
20. PRZEŁĄCZNIK WYBORU AUTOMATYCZNEGO ŚRODKOWANIA RADIALU (ARC-PUSH-TO/PULL-FR) – W środkowej pozycji zapadki, spełnia konwencjonalną funkcję OBS. Wciśnięty do pozycji wewnętrznej (chwilowo włączenie), przekręca tarczę namiarów OBS, aby wyśrodkować wskaźnik odchylenia kursu z flagą DO (TO), po czym powraca do normalnego wyboru OBS. Wyciągnięty do zewnętrznego ogranicznika w sposób ciągły obraca tarczę kursową OBS aby pokazać namiar od radiolatarni VOR, utrzymując wskaźnik odchylenia od namiaru w położeniu środkowym, z flagą OD (PROM). Funkcja ARC nie działa na częstotściach radiolatarni kierunkowej.
21. LAMPKA AUTOMATYCZNEGO ŚRODKOWANIA RADIALU (ARC) – Lampka koloru pomarańczowego, świeci gdy korzysta się z funkcji automatycznego środkowania radialu.
22. TARCZA KURSOWA – Wskazuje wybrany namiar VOR pod wskazówką namiaru.

Rys. 1. 300 Nav/Com (Typ RT-306A). Sterowniki i wskaźniki, (arkusz 3 z 3)

Radiostacja Nav/Com 300 zawiera układ zmiennego tłumienia progowego. W tym układzie tłumienia, nastawiany jest poziom progowy sygnału działania automatycznego – w miarę przestawiania zgodnie z ruchem wskazówki zegara maleje wartość progowa – tym samym rośnie czułość odbiornika. Gdy poziom znajduje się powyżej tej wartości, sygnał jest słyszalny nawet wtedy, gdy poziom szumu jest bardzo bliski sygnałowi. Poniżej tego poziomu, tłumienie jest w pełni automatyczne, stąd też jeśli poziom szumu tła jest bardzo niski, przepuszczane są bardzo słabe sygnały (te, które są powyżej poziomu szumu). Dla uruchomienia obwodu tłumienia w trybie normalnego działania wystarczy przekręcić pokrętkę tłumienia w kierunku ruchu wskazówek zegara, do momentu, gdy szum stanie się słyszalny - wtedy należy cofnąć nieco do ściśnienia się szumu. Tym sposobem uzyskuje się tłumienie automatyczne z praktycznie najniższym progem. Aby zapewnić optymalny odbiór ustawienie to powinno być okresowo sprawdzane w czasie każdego lotu.

Wszystkie sterowniki Nav/Com za wyjątkiem pokrętki ustawiania namiaru (OBS) lub pokrętki automatycznego środkowania radiału (ARC) znajdujących się na wskaźniki odchylenia kursu, rozmieszczone są na przednim pulpicie nadajnika/odbiornika. Obsługa i opis układu przełączników nadajnika/odbiornika oraz pulpitu sterowania fonią wykorzystywanego razem z odbiornikiem są pokazane i opisane w rozdziale 7 instrukcji.

ROZDZIAŁ 2

OGRANICZENIA

Zamontowanie tego urządzenia awionicznego nie powoduje żadnych zmian w ograniczeniach użytkowania samolotu.

ROZDZIAŁ 3

PROCEDURY AWARYJNE

Zamontowanie tego urządzenia awionicznego nie powoduje żadnych zmian w procedurach awaryjnych samolotu. Jeśli uszkodzeniu ulegną wyświetlacze częstotliwości, radiostacja będzie pracować na ostatnio wybranej częstotliwości. Nie należy ruszać sterowników częstotliwości, ponieważ utrudnione jest w takich warunkach ustawienie znanej częstotliwości.

ROZDZIAŁ 4
PROCEDURY NORMALNE

UŻYTKOWANIE ODBIORNIKA - NADAJNIKA KOMUNIKACYJNEGO:

1. Sterownik COM OFF/VOL – WŁĄCZYĆ i uregulować żądny poziom głośności,
2. Przełącznik XMTR SEL (na pulpicie sterowania fonią) – USTAWIĆ na żądaną radiostację Nav/Com,
3. Przełącznik wyboru SPEAKER/PHONE) (na pulpicie sterowania fonią) – USTAWIĆ na żądany tryb,
4. Sterownik wyboru ułamkowych MHz 5-0 – USTAWIĆ wymaganą częstotliwość pracy (nie wpływa na częstotliwości nawigacyjne),
5. Przełącznik wyboru częstotliwości COM – USTAWIĆ żądaną częstotliwość operacyjną,
6. Sterownik SQ – OBRACAĆ przeciwnie do kierunku ruchu wskazówek zegara, do wyeliminowania szumu tła. Aby zapewnić optymalny odbiór, dostrojenie powinno być okresowo sprawdzane.
7. Przycisk mikrofonu:
 - a. Do nadawania – WYCISNAĆ I MÓWIĆ do mikrofonu.

UWAGI

Gdy zamontowany jest pulpit przełączania nadajnik/fonia bez markera radiolatarni, możliwy jest podsłuch tonu bocznego w obu położeniach: SPEAKER lub PHONE. Zamontowany jest sterownik SIDETONE, który może być wykorzystany do regulacji poziomu natężenia lub wyłączenia głosu samopodsłuchu w głośniku.

Gdy zamontowany jest pulpit sterowania fonią z markerem r/latarni, samopodsłuch może być wybrany przez przestawienie przełącznika wyboru AUTO w pozycję SPEAKER lub PHONE. Samopodsłuch może być wyeliminowany przez przestawienie przełącznika wyboru AUTO w pozycję OFF. Regulację samopodsłuchu można przeprowadzić za pomocą dostępnego pokręćła w pulpicie sterowania fonią z użyciem małego śrubokręta.

- b. Do odbioru – ZWOLNIĆ przycisk mikrofonu.

UŻYTKOWANIE NAWIGACYJNE

1. Sterownik COM OFF/VOL – WŁĄCZYĆ,
2. Przełącznik wyboru SPEAKER/PHONE) (na pulpicie sterowania fonią) – USTAWIĆ żądany tryb,

3. Pokręćło wyboru częstotliwości NAV – USTAWIĆ wymaganą częstotliwość działania,
4. Sterownik NAV VOL – UREGULOWAĆ żądany poziom głośności,
5. Przełącznik ID-VOX-T:
 - a. Dla identyfikacji stacji – USTAWIĆ ID, aby usłyszeć sygnał identyfikacyjny stacji nawigacyjnej,
 - b. Dla odfiltrowania sygnału identyfikacyjnego stacji – USTAWIĆ VOX, aby włączyć filtr do obwodu fonii.
6. Pokręćło ARC PUSH-TO/PULL-FROM (gdy jest zamontowane):
 - a. Dla użycia jako OBS – USTAWIĆ na zapadce centralnej i wybierać żądany kurs.
 - b. Dla uzyskania namiaru DO STACJI VOR – WCISNAĆ pokręćło (ARC/PUSH-TO) do środka (uruchamiane chwilowo).

UWAGA

Zaświeci się lampka ARC koloru pomarańczowego, gdy tarcza kursowa będzie poruszała się w kierunku środkowania wskaźnika odchylenia kursowego. Po dojściu do zgodności z namiarem do VOR, automatyczne środkowanie radiału wyłączy się samoczynnie powodując zgaśnięcie lampki ARC.

- c. Dla uzyskania ciągłego namiaru OD stacji VOR – WYCIĄGNAĆ pokręćło (ARC/PULL-PR) do zewnętrznej zapadki.

UWAGA

Zaświeci się koloru pomarańczowego lampka ARC, tarcza kursowa OBS obróci się do wyśrodkowanego wskaźnika odchylenia kursowego z flagą FROM, aby wskazać namiar od stacji VOR.

7. Pokręćło OBS, (jeżeli jest zamocowane) – WYBIERAĆ żądany kurs.

OBSŁUGA FUNKCJI SELF-TEST

1. Sterownik COM OFF/VOL – WŁĄCZYĆ,
2. Przełączniki wyboru częstotliwości NAV – WYBIERAĆ sygnał z UŻYWANEJ r/latarni VOR,
3. Pokręćło OBS – USTAWIĆ kurs 0° na wskaźniku kursu; wskaźnik odchylenia kursu ustawi się w położeniu środkowym, odchylonym w prawo lub w lewo zależnie od namiaru sygnału; wskaźnik NAV/TO-FROM pokaże TO lub FROM.

4. Przełącznik ID/VOX/T – NACIŚNĄĆ na T i UTRZYMAĆ, wskaźnik odchylenia kursowego ustawi się w położenie środkowe, wskaźnik NAV/TO-FROM pokaże FROM.
5. Pokrętko OBS – Obracać do odchylenia od kursu około 10° w dowolną stronę względem 0° (utrzymując ID/VOX/T na T). Wskaźnik odchylenia kursowego odchyli się o całą skalę w kierunku zgodnym z odchyleniem kursu. Wskaźnik NAV/TO-FROM pokaże FROM.
6. Przełącznik ID/VOXAT – ZWOLNIĆ do normalnego ustawienia.

UWAGA

Test ten nie spełnia wymagań FAR 91.25

ROZDZIAŁ 5

OSIĄGI

Zamontowanie tego urządzenia awionicznego nie powoduje zmian w osiąгах samolotu. Jednak zainstalowanie zewnętrznej anteny lub kilku związanych z tym urządzeniem anten spowoduje nieznaczne obniżenie osiągów przelotowych.

UZUPEŁNIENIE 17

WSKAŹNIK ŚCIEŻKI PODEJŚCIA CESSNA 400 (typ R-443B)

ROZDZIAŁ 1 INFORMACJE OGÓLNE

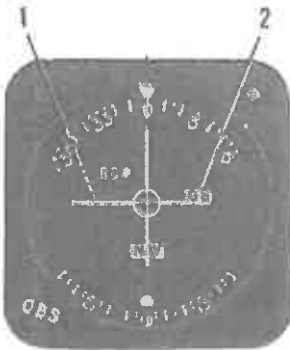
Odbiornik ścieżki schodzenia Cessna 400 jest wykorzystywanym w lotach odbiornikiem, który odbiera i przetwarza sygnały r/latarni ścieżki podejścia nazemnego systemu lądowania przyrządowego (ILS). Stosowany jest wraz z funkcją lokalizacji systemu nawigacyjnego VHF, podczas podejścia przyrządowego do lotniska. Ścieżka podejścia zapewnia prowadzenie w płaszczyźnie pionowej, podczas gdy r/latarnia kierunkowa zapewnia prowadzenie w płaszczyźnie poziomej.

Urządzenie Cessna 400 ścieżki podejścia składa się z umieszczonego zdalnie odbiornika sprzężonego z układem nawigacyjnym samolotu, umieszczonego na tablicy przyrządów wskaźnika oraz zamocowanej zewnętrznie anteny. Odbiornik ścieżki podejścia zaprojektowano tak, aby odbierał sygnały ścieżki podejścia systemu ILS w każdym z 40 kanałów. Kanały rozmieszczone są z odstępem 150 kHz i pokrywają zakres częstotliwości od 329.15 MHz do 335.0 MHz. Gdy w odbiorniku nawigacyjnym NAV ustawiona jest częstotliwość r/latarni kierunkowej, automatycznie ustawiana jest związana z nią częstotliwość ścieżki podejścia.

Działanie układu Cessna 400 ścieżki podejścia sterowane jest przez związany z nim układ nawigacyjny. Funkcje i wskazania typowego wskaźnika ścieżki podejścia serii 300 są pokazane i opisane na rys. 1. Wskaźniki układu ścieżki schodzenia serii 300 reprezentują typowe wskazania wskaźników ścieżki podejścia montowanych na samolotach Cessna. Jednak należy skorzystać z opisów urządzeń RNAV lub HSI (wskaźnik pozycji samolotu), jeśli są one opisane w tym rozdziale jako opcji dodatkowych wskaźników ścieżki podejścia.

ROZDZIAŁ 2 OGRANICZENIA

Nie ma ograniczeń w użytkowaniu samolotu po zamontowaniu wskaźnika ścieżki podejścia.



1. WSKAŹNIK ODCHYLENIA OD ŚCIEŻKI PODEJŚCIA – P okazuje odchylenie odejście od nominalnej ścieżki podejścia,
2. WSKAŹNIK (FLAGA) ŚCIEŻKI SCHODZENIA „OFF” lub „GS” – Gdy jest widoczna, pokazuje niewiarygodność sygnałów ścieżki podejścia lub niesprawne urządzenie. Flaga znika, gdy odbierany jest wiarygodny sygnał ścieżki podejścia.

PRZESTROGA

Niewiarygodne sygnały ścieżki podejścia mogą występować w obszarze kursu powrotnego r/latarni kierunkowej, które mogą spowodować zniknięcie flagi ścieżki podejścia. OFF lub GS i pokazywanie niewiarygodnych informacji ścieżki podejścia. Należy odrzucić wszystkie wskazania sygnału ścieżki podejścia, podczas podejścia z kursem powrotnym na r/latarnię kierunkową, jeżeli na mapach podejścia i lądowania nie jest podana ścieżka schodzenia (ILS BC).

Rys. 1 Typowy wskaźnik VOR/LOC/ILS serii 300

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

Nie ma żadnych zmian w procedurach awaryjnych po zamontowaniu tego wyposażenia awionicznego

ROZDZIAŁ 4
PROCEDURY NORMALNE

DLA ODBIORU SYGNAŁÓW ŚCIEŻKI PODEJŚCIA:

1. Pokrętko wyboru częstotliwości NAV – USTAWIĆ żądaną częstotliwość R/latarni kierunkowej (częstotliwość ścieżki podejścia jest wybierana automatycznie),
2. Przełącznik NAV/COM VOX -ID-T – U STAWIĆ w pozycji ID, aby odłączyć filtr z obwodu fonii,
3. Sterownik NAV VOL" – WYREGULOWAĆ do pożądanego poziomu sygnałności, aby potwierdzić ustawienie właściwej radiolatarni kierunkowej.

PRZESTROGA

Gdy widoczna jest flaga "OFF" lub "GS", wskazania ścieżki podejścia nie są użyteczne.

ROZDZIAŁ 5
OSIĄGI

Nie ma zmian w osiąгах samolotu po zamontowaniu tego wyposażenia awionicznego

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

U17-4		26-05-1982		
-------	--	------------	--	--

UZUPEŁNIENIE 18

MARKER RADIOLATARNI CESSNA 400 **(typ R-402A)**

ROZDZIAŁ 1 **INFORMACJE OGÓLNE**

Układ składa się ze zdalnie zamontowanego odbiornika 75 MHz markera radiolatarni, anteny zamontowanej od dolnej strony na zewnątrz samolotu, sterowników oraz sygnalizacyjnych lampek przyzewowych zamontowanych z przedniej strony pulpitu sterowania fonią.

Sterowniki użytkowe dla układu markera radiolatarni są umieszczone z przodu pulpitu sterowania fonią w obydwu typach urządzeń użytych na tym samolocie Cessna. Sterowniki użytkowe dla układu markera radiolatarni są różne dla obydwu typów pulpitu sterowania fonią. Jeden z typów pulpitu sterowania fonią jest wyposażony w jeden lub dwa nadajniki zaś drugi wyposażony jest w trzy nadajniki.

Sterowniki użytkowe markera radiolatarni i sygnalizacja przyzewowa współpracująca z pulpitem sterowania fonią obejmującym dwa lub mniej nadajników, są pokazane i opisane na rys.1. Sterowanie obejmuje trzy trójpozycyjne przerzutowe przełączniki. Jeden z przełączników opisany „HIGH/LO/MUTE” pozwala pilotowi na wybieranie czułości HIGH-LO i wyciszanie fonii markera radiolatarni na około 30 s dla umożliwienia słyszalności odbieranej korespondencji radiowej bez zakłóceń przez marker radiolatarni. Słyszalność tonów markera jest automatycznie przywracana po okresie 30 sekund ściszenia do fonii następnego markera. Kolejny przełącznik opisany „SPKR/OFF/PHN” jest używany do ustawienia w określonej pozycji i wybrania głośnika lub słuchawek do odbioru sygnałów markera radiolatarni. Kolejny trójpozycyjny przełącznik opisany „ANN ALT” jest przeznaczony do umożliwienia pilotowi wyboru pozycji natężenia świecenia lampek sygnalizacji przyzewowej DAY lub NITE, jak również ustawienia w pozycji TEST w celu sprawdzenia działania przyzewowej sygnalizatorów świetlnych.

Sterowniki użytkowe markera radiolatarni i sygnalizacja przyzewowa współpracująca z pulpitem sterowania fonią obejmującym trzy nadajniki jest pokazana i opisana na rys.2. Sterowanie obejmuje dwa trójpozycyjne przerzutowe przełączniki. Jeden z przełączników opisany „SPKR/PHN” jest używany do ustawienia w określonej pozycji i wybrania głośnika lub słuchawek do odbioru sygnałów markera radiolatarni. Kolejny trójpozycyjny przełącznik opisany „HI/LO/TEST” oraz

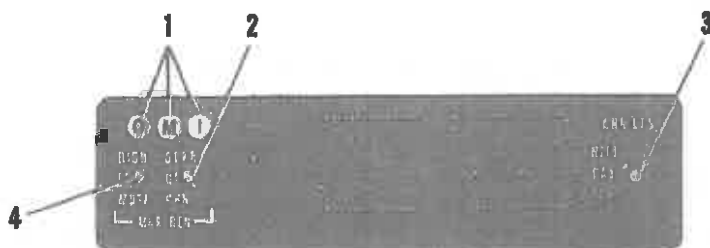
pilotowi na wybieranie czułości HIGH-LO i po ustawieniu w pozycji TEST w celu sprawdzenia działania przyzewowych sygnalizatorów. Małe wewnętrzne pokręta sterowania opisane OFF/VOL przez pokręcenie pozwalają na włączenie, wyłączenie i regulację poziomu odbieranego dźwięku. Większe zewnętrzne pokręta opisane BRT służą do ściemniania świecenia sygnalizacji świetlnej markera.

Gdy sterowniki użytkowe markera radiolatarni Cessna 400 współpracujące z pulpitem sterowania fonią obejmują dwa lub mniej nadajników to potencjometry do regulacji poziomu fonii markera radiolatarni i regulacji natężenia świecenia sygnalizacji przyzewowej są zamontowane w obwodzie pokładowym pulpitu sterowania fonią. Potencjometr regulacyjny nie może być zastosowany zewnętrznie. Jednakże, jeżeli wymagana jest ponowna regulacja, można ją przeprowadzić zgodnie z zaleceniami zawartymi w Instrukcji Obsługi Awioniki w części dotyczącej tego samolotu.

UKŁADY WSPOMAGAJĄCE MARKERÓW

MARKER	ROZPOZNAWANIE DŹWIĘKU IDENTYFIKACYJNY	ŚWIATŁO *
Wewnętrzny i wachlarzowy	Ciągły 6 uderzeń/s (3000 Hz)	Białe
Kurs wsteczny	Kombinacja 72-92 dwu uderzeń/minutę (3000 Hz)	Białe
Środkowy	Zmienne uderzenia i przerywane (1300 Hz)	Bursztynowe
Zewnętrzny	2 przerwania/s (400 Hz)	Niebieskie

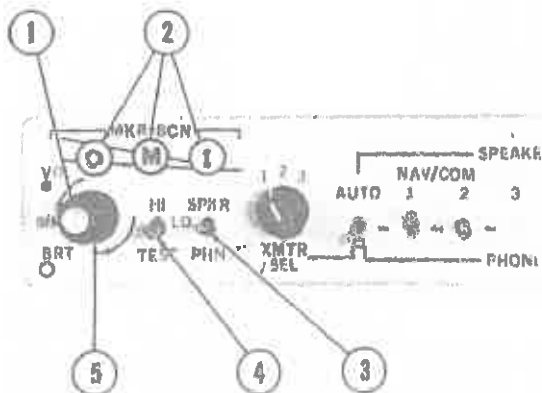
* Kiedy rozpoznawane dźwięki są nastrojone, poszczególne światła sygnalizacyjne będą odpowiednio migotać.



PULPIT STEROWANIA FONIA UŻYTY Z JEDNYM LUB DWOMA NADAJNIKAMI

1. **LAMPKI ŚWIETLNEJ SYGNALIZACJI PRYZEWOWEJ MARKERA.**
ZEWNĘTRZNA (OUTER) – Lampka koloru niebieskiego. Świeci podczas przelotu nad markerem zewnętrznej radiolatarni.
ŚRODKOWA – Lampka koloru bursztynowego. Świeci podczas przelotu nad markerem środkowej radiolatarni.
WEWNĘTRZNA – Lampka koloru białego. Świeci podczas przelotu nad markerem wewnętrznej lub wachlarzowej radiolatarni.
2. **PRZEŁĄCZNIK GŁOŚNIK / SŁUCHAWKA (SPKR/OFF/PHN)**
Pozycja **SPEAKER** – Włącza i wybiera głośnik do odbioru słuchowego,
Pozycja **OFF** – Wyłącza,
Pozycja **PHONE** – Włącza i wybiera słuchawki do odbioru słuchowego,
3. **PRZEŁĄCZNIK REGULACJI ŚWIECENIA SYGNALIZACJI PRYZEWOWEJ**
Pozycja **NITE** – Ustawia świecenie sygnalizatorów przyzewowych w intensywności typowej dla lotów nocnych.. Natężenie świecenia w pozycji **NITE** sterowane jest reostatem **RADIO LT**.
Pozycja **DAY** – Ustawia świecenie sygnalizatorów przyzewowych w pełnej intensywności właściwej dla lotów dziennych,
Pozycja **TEST** – Świecą pełnym światłem wszystkie sygnalizatory przyzewowe markera r/latarni (również inne sygnalizatory) w celu sprawdzenia ich sprawności działania.
4. **PRZEŁĄCZNIK HIGH / LO / TEST**
Pozycja **HIGH** – Czułość odbiornika jest ustawiona na lot wzdłuż drogi lotniczej,
Pozycja **LO** – Czułość odbiornika jest ustawiona na podejście ILS,
Pozycja **MUTE** – Sygnały foniczne są chwilowo zablokowane (przez czas około 30 s) po czym automatycznie wznowione w głośniku lub w słuchawkach w kolejności uzależnionej głosem w korespondencji radiowej bez nakładania się sygnałów markera.

Rys. I. Sterowniki i lampki sygnalizacyjne markera radiolatarni Cessna 400 z dwoma lub mniej nadajnikami.



PULPIT STEROWANIA FONIĄ UŻYTY Z TRZEMA NADAJNIKAMI

1. STEROWANIE GŁOŚNOŚCIĄ OFF/VOL .

OFF/VOL Małe wewnętrzne pokrętko do włączenia lub wyłączenia oraz regulacji poziomu głośności. Pokręcanie zgodnie z ruchem wskazówek zegara zwiększa poziom dźwięku.

2. LAMPKI ŚWIETLNEJ SYGNALIZACJI PRYZEWOWEJ MARKERA.

ZEWNĘTRZNA (OUTER) - lampka koloru niebieskiego. Świeci podczas przelotu nad markerem zewnętrznej r/latarni.

ŚRODKOWA (MIDDLE) - lampka koloru bursztynowego. Świeci podczas przelotu nad markerem środkowej r/latarni.

WEWNĘTRZNA - lampka koloru białego. Świeci podczas przelotu nad markerem wewnętrznej lub wachlarzowej r/latarni.

3. PRZEŁĄCZNIK GŁOŚNIK / SŁUCHAWKA (SPKR/PHN). Umożliwia wybór i włączenie do odbioru sygnałów głośnik lub słuchawki do odbioru słuchowego.

4. PRZEŁĄCZNIK HI / LO / TEST.

W pozycji HI (górze) - czułość odbiornika jest ustawiona na lot wzdłuż drogi lotniczej.

W pozycji LO (środkowa) - czułość odbiornika jest ustawiona na podejście ILS.

W pozycji TEST (dolna) - świecą pełnym światłem wszystkie sygnalizatory markera r/latarni w celu sprawdzenia ich sprawności działania.

5. STEROWANIE ŚCIEMNIACZEM.

BRT - sterownik przeznaczony do ściemniania świecenia lampek. Pokręcanie zgodnie z ruchem wskazówek zegara zwiększa intensywność świecenia.

Rys. 1. Sterownik i lampki sygnalizacyjne markera radiolatarni Cessna 400 z trzema nadajnikami.

ROZDZIAŁ 2
OGRANICZENIA

Nie ma zmian ograniczeń po zamontowaniu tego urządzenia awlonicznego na samolocie.

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

Nie ma zmian w procedurach awaryjnych samolotu po zamontowaniu tego urządzenia awlonicznego.

ROZDZIAŁ 4
PROCEDURY NORMALNE

PROCEDURY WYKORZYSTANIA MARKERA PRZY KORZYSTANIU Z PILPITU STEROWANIA FONIA PRZEWIDZIANEGO DLA JEDNEGO LUB DWÓCH ODBIORNIKÓW. (ODNIEŚĆ SIĘ DO RYS. 1).

1. Przełącznik wyboru SPKR/OFF/PHN) – USTAWIĆ odbiór fonii przez głośnik lub słuchawki. Ustawienie w wybranej pozycji będzie włączało urządzenie.
2. Przełącznik wyboru NITE/DAY/TEST – WCISNAĆ w pozycji TEST i sprawdzić czy wszystkie lampki sygnalizacji przyzewowej świecą wystarczająco pełną jasnością,
3. Przełącznik wyboru NITE/DAY/TEST – USTAWIĆ w pozycji NITE lub DAY,
4. Przełącznik wyboru HIGH/LO/MUTE – USTAWIĆ w pozycji HI przy locie w drodze lotniczej lub LO przy podejściu według ILS,

UWAGA

Dla blokady odbioru fonicznego sygnałów markera radiolatarni na przeciąg około 30 s NACISNAĆ przycisk MUTE. Identyfikator fonii markera radiolatarni automatycznie przywraca fonię pod koniec okresu ściszenia.

UWAGA

Na skutek krótkiej typowej odległości pomiędzy środkowym i wewnętrznym markerem, identyfikacja fonii wewnętrznego markera może nie być możliwa jeżeli ściszenie i aktywacja odbywa się nad środkowym markerem.

PROCEDURY WYKORZYSTANIA MARKERA PRZY KORZYSTANIU Z PULPITU STEROWANIA FONIĄ WSPÓŁPRACUJĄCEGO Z TRZEMA NADAJNIKAMI. (ODNIEŚĆ SIĘ DO RYS.2).

1. Sterownik OFF/VOL – PRZEKRĘCIĆ do położenia VOL i wyregulować wymagany poziom odbioru. Pokręcanie zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara zwiększa poziom dźwięku.
2. Przełącznik wyboru HI/LO – USTAWIĆ w pozycji HI przy locie w drodze lotniczej lub LO przy podejściu według ILS.
3. Przełącznik SPPKR/PHN – WYBRAĆ głośnik lub słuchawki
4. Sterownik BRT – WYBRAĆ BRT (całkowicie do oporu zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara). Wyregulować do żądanej jasności świecenia nad markerem radiolatarni.
5. Przełącznik TEST – WCISNAĆ w pozycji TEST i sprawdzić czy wszystkie lampki sygnalizacji przyzewowej świecą wystarczająco pełną jasnością,

ROZDZIAŁ 5

OSIĄGI

Zamontowanie tego urządzenia awionicznego nie powoduje zmian w osiągach samolotu. Jednak umieszczona na zewnątrz antena lub odpowiedni zestaw anten zewnętrznych może spowodować nieznaczne zmniejszenie osiągnięć przelotowych

UZUPEŁNIENIE 21

AUTOPILOT S-TEC System Twenty

Uzupełnienie to musi być włączone do Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu, jeżeli samolot został zmodyfikowany przez zamontowanie S-TEC System Twenty. Autopilot S-TEC System Twenty zamontowany na samolocie zgodnie z STC SAO9442AC-D.. Informacje podane w tym miejscu uzupełniają lub zastępują informacje w podstawowej Instrukcji Użytkowania w Locie tylko w odniesieniu do miejsc tutaj wymienionych. Co do ograniczeń, procedur i informacji o osiągnięciach nie ujętych w tym uzupełnieniu należy odnieść się do podstawowej Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu.

ROZDZIAŁ 1 OGÓLNE

Niniejsze Uzupełnienie zawiera informacje, które są niezbędne do użytkowania samolotu, na którym zamontowany został autopilot jednokanałowy S-TEC System Twenty. Autopilot musi być użytkowany zgodnie z podanymi ograniczeniami. Dane zawarte w Uzupełnieniu należy wykorzystać łącznie z danymi zamieszczonymi w podstawowej Instrukcji Użytkowania w Locie.

Zatwierdzone przez FAA
Data zatwierdzenia 05 stycznia 2000

WYKAZ ZMIAN

Nr zmiany	Aktualne strony	Opis	Zatwierdzenie	Data

ROZDZIAŁ 2
OGRANICZENIA

1. Zabronione jest użytkowanie autopilota powyżej prędkości 145 KIAS
2. Autopilot musi być WYŁĄCZONY (OFF) podczas startu i lądowania.

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

W przypadku niesprawności autopilota oraz w każdym przypadku nieprzewidywalnej reakcji na polecenie, nie należy próbować dochodzić przyczyny problemu. Natychmiast uchwycić pewnie wolant i przejąć sterowanie samolotem po czym wyłączyć autopilota. Nie włączać ponownie autopilota dopóki niesprawność nie zostanie zidentyfikowana i autopilot naprawiony.

1. Autopilot może być rozłączony przez:
 - a. Wciśnięcie wyłącznika „AP DISCONNECT” na lewym rogu wolantu 1.pilota (jeżeli jest zamontowany)
 - b. Naciśnięcie i przytrzymanie pokrętła wyboru trybu przez około 2 sekundy.
 - c. Przesłanie wyłącznika zasilania autopilota w położenie „OFF”
 - d. Wyciągnięcie wyłącznika AOS autopilota.
2. Utrata wysokości spowodowana niesprawnością autopilota z wyprowadzeniem.
 - a. Podane niżej utraty wysokości i kąty przechylenia będą obserwowane po wystąpieniu niesprawności autopilota z 3 sekundami czasu na wyprowadzenie z tego stanu.

KONFIGURACJA LOTU	KĄT PRZECHYLENIA/UTRATA WYSOKOŚCI
Wznoszenie	50°/-80 ft
Lot trasowy	50°/-40 ft.
Zniżanie	40°/-100 ft.

- b. Podane niżej utraty wysokości i kąty przechylenia będą rejestrowane po wystąpieniu niesprawności autopilota z 1 sekundą czasu na wyprowadzenie z tego stanu.

KONFIGURACJA LOTU	KĄT PRZECHYLENIA/UTRATA WYSOKOŚCI
Ewolucje	20°/-40 ft.
Podjęcie do lądowania (sprężone lub niesprężone)	25°/-10 ft.

Powyższe wielkości są granicznymi w odniesieniu do wszystkich modeli ujętych w dokumencie.

ROZDZIAŁ 4 PROCEDURY NORMALNE

4-1. OPIS UKŁADU

System Twenty jest autopilotem, który wykorzystuje prędkość odchylonego gloskop w zakrętomierzu jako zasadniczy czujnik przechylenia i prędkości zakręcania. Zakrętomierz zawiera przetwornik przesunięcia autopilota, detektor obrotów gloskopu i monitor zasilania przyrządu. Obniżenie napięcia zasilania elektrycznego będzie powodować ukazywanie się „FLAGI” na przyrządzie dopóki spadek obrotów gloskopu nie spowoduje odłączenia autopilota. Autopilot posiada możliwość przeprowadzenia automatycznego przedlotowego automatycznego testu, który umożliwi wizualne sprawdzenie działania wszystkich lampek przyzewowych (sygnalizacyjnych).

Właściwością sprawdzenia (testu) przedlotowego jest wykonanie go przez włączenie zdalnego wyłącznika zasilania ON – OFF umieszczonego na tablicy przyrządów. Gdy wyłącznik zasilania jest włączony i gloskop osiągnie wymagane obroty, będzie świecić zielona lampka „RDY” sygnalizując że autopilot jest gotowy do sprawdzenia działania i do wykorzystania. Autopilot nie może być podłączony (sprzężony) jeżeli nie świeci zielona lampka „RDY”. Gdy układ jest wyposażony w opcjonalny 3^o napędzany powietrzem gloskop kierunkowy (D.G.), lub układ kursowy, to informacje kursowe są dostarczane do autopilota przez wyble-rak kursu na przyrządzie.

Wskaźnik i jasność świecenia lampek sygnalizacyjnych jest sterowana przez reostat oświetlenia przyrządów w samolocie, z wyjątkiem wskaźnika „TRIM”, który zawsze świeci pełną intensywnością.

Co do szczegółowych procedur użytkowania włącznie z opisem sprawdzenia przed lotem i procedur normalnego użytkowania w locie odnieść się do Instrukcji użytkowania przez pilota (Pilot's Operating Handbook Twenty/Thirty/Thirty ALT) P/N 8777 z 15-02-2007 lub późniejszych.

ROZDZIAŁ 5 OSIĄGI

Nie ma zmian w osłagach samolotu po zamontowaniu pulpitu sterowania fonią.

ROZDZIAŁ 6
CIEŻAR I POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

Tekst zawarty w niniejszym rozdziale nie ma wpływu na montaż tego urządzenia na samolocie.

ROZDZIAŁ 7
OPIS SAMOLOTU I JEGO UKŁADÓW

Tekst zawarty w niniejszym rozdziale nie ma wpływu na montaż tego urządzenia na samolocie.

ROZDZIAŁ 8
MANEWROWANIE , OBSŁUGA DORAŻNA I TECHNICZNA

Tekst zawarty w niniejszym rozdziale nie ma wpływu na montaż tego urządzenia na samolocie.

ROZDZIAŁ 9
UZUPEŁNIENIA

Odnieść się do treści niniejszego uzupełnienia co użytkowania układu System Twen-ty, układu automatycznego sterowania lotem.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

UZUPEŁNIENIE 22

TRANSPONDER Garmin GTX 320A

Jeżeli na samolocie Cessna 172 RG zostanie zamontowany transponder Garmin GTX 320A, niniejsze uzupełnienie musi być dołączone do Instrukcji Użytkownika Samolotu w Locie samolotu Cessna 172 RG w Rozdziale 9 - UZUPEŁNIENIA. Dokument musi być na samolocie dostępny przez cały czas. Informacje w tym uzupełnieniu należy dodać wymenić lub usunąć informacje w podstawowej Instrukcji Użytkownika w Locie samolotu Cessna 172 RG.

ROZDZIAŁ 1

OGÓLNE

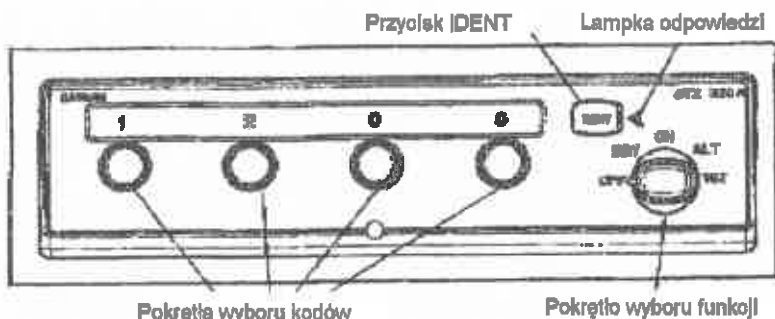
Transponder Garmin GTX-320A, pokazany na rys. 1, stanowi wyposażenie samolotu pracujące w systemie kontroli ruchu lotniczego. Transponder pozwala naziemnemu kontrolerowi ruchu lotniczego „zobaczyć” i zidentyfikować bardziej dokładnie samolot w czasie lotu, na ekranie radaru w ośrodku kontroli ruchu lotniczego.

Układ transpondera Garmin GTX-327 składa się z urządzenia umieszczonego na tablicy przyrządów i zamontowanej na zewnątrz samolotu anteny. Transponder odbiera sygnały zapytujące na 1030 MHz i nadaje kodowany sygnał ciągu impulsów odpowiedzi na 1090 MHz. Ma on możliwość odpowiedzi na zapytania w trybie A (Identyfikacja pozycji samolotu) i w trybie C (Informacja o wysokości), gdy jest sprzężony z opcjonalnym układem pomiaru wysokości lotu. Transponder może odpowiadać na zapytania w obydwu trybach w oparciu o jeden z kodów odpowiedzi, wybrany z 4096 możliwych kodów Informacyjnych wysokości. Gdy układ rejestratora wysokości jest sprzężony z układem transpondera, może on zapewnić podawanie wysokości w odstępach 100 ft. od -1000 ft do 63 000 ft

Samolot jest wyposażony w pojedynczy transponder GTX 320A. Uzupełnienie zawiera pełną instrukcję użytkownika transpondera GTX 320A i nie są wymagane jakiegokolwiek dodatkowe dane przenoszone na samolot.

UWAGA

Uzupełnienie przewiduje specyficzne procedury do użycia GTX 320A na samolocie Cessna 172 RG oraz opis zestawu. Dla zapoznania się ze szczegółowym opisem GTX 320A odnieść się do *GARMIN GTX 320 Mode A/C Transponder Pilot's Guide* P/N 190-00133-09, zmiana A lub zmiany późniejsze



Rys. 1. Pulpit sterowania GTX 320A

PRZEŁĄCZNIK FUNKCJI TRANSPONDERA

OFF – Odcięte jest całkowicie zasilanie transpondera GTX 320A. Transponder powinien być wyłączony dopóki nie zostanie uruchomiony silnik.

SBY – Transponder ustawia się w trybie gotowości. Wybrany zostanie ostatnio aktywowany kod. W SBY transponder nie będzie odpowiadać na jakiegokolwiek zapytania z nazemnego wtórnego radaru kontroli RL.

ON – Transponder nadaje kod identyfikacyjny samolotu A (tryb identyfikacji) lecz wysłana odpowiedź nie będzie zawierać informacji o wysokości.

ALT – Ustawia transponder w trybie odpowiedzi A lub C, odpowiednio kodem identyfikacji i wysokości o ile samolot jest wyposażony w opcjonalny koder wysokości. Transponder będzie odpowiadać na zapytania kodem identyfikacyjnym samolotu i podawać standardową wysokość barometryczną (29.92 cala Hg). Zestaw jest użytkowany przez cały czas w położeniu ALT, aż do decyzji kontroli ruchu lotniczego.

TST – Ustawia przełącznika w położenie TST powodują sprawdzenie lampki odpowiedzi REPLY. Przełącznik funkcji jest obciążony sprężyną i pozycja TST wymaga przytrzymania. Po zwolnieniu przełącznika powraca on samoczynnie do położenia ALT.

W dowolnym czasie gdy wyłącznik funkcji znajduje się w położeniu ON lub ALT transponder jest aktywowany przez radar wtórny kontroli ruchu lotniczego. Transponder odpowiada również na sygnał wysłany z samolotu, który jest wyposażony w TCAS.

WYBIERAK KODU

Wybierak kodu składa się z czterech, ośmiopozycyjnych przełączników, które umożliwiają aktywację 4096 kodów identyfikacyjnych. Jednym z wybranych kodów powinien być kod VFR lub kod przydzielony przez służbę ruchu lotniczego. Przepisy lotnicze wymagają, że każdy samolot wyposażony w transponder musi go wykorzystywać włącznie z trybem C chyba, że służba ruchu lotniczego przekaże inne polecenia.

Przy wprowadzaniu zmian kodu, należy unikać przypadkowego wprowadzania takich kodów jak: 7500, 7600 lub 7700, które mogą wprowadzić w błąd nazemne służby zabezpieczenia lotnictwa. Dla przykładu: przy przełączaniu z kodu 2700 do kodu 7200 najpierw należy przełączyć na 2200 po czym 7200. NIE NALEŻY przechodzić na 7700 i dopiero po tym na 7200.

Procedury stosowane do niedyskretnych kodów 7500 i wszystkich kodów dyskretnych w kolejności 7600 i 7700 (t. j. 7600 do 7677, 7700 do 7777) Kody te uruchamiają specjalne wskaźniki w zautomatyzowanych systemach. 7500 jest dekodowany jako kod porwania samolotu. Tylko niedyskretne kody 7500 będą dekodowane jako kody związane z porwaniem. Kody transponderów samolotowych wykorzystuje się dla możliwości śledzenia lotu po trasie, stąd też nie należy przełączać transpondera GTX 320A na SBY podczas zmiany kodu.

WAŻNE KODY

- 1200 – kod VFR dla dowolnej wysokości w USA
- 7000 – kod VFR używany zwyczajowo w Europie
- 7500 – porwanie samolotu
- 7600 – utrata łączności radiowej
- 7700 – niebezpieczeństwo
- 7777 – przechwycenie wojskowe
- 0000 – używany przez wojsko

ROZDZIAŁ 2 **OGRANICZENIA**

Zamontowanie tego urządzenia awionicznego nie powoduje żadnych zmian w ograniczeniach użytkowania samolotu.

ROZDZIAŁ 3 **PROCEDURY AWARYJNE**

DO NADANIA SYGNAŁU NIEBEZPIECZEŃSTWA:

1. Ustawić przełącznik wyboru trybu – ON,
2. Pokrętkami numerów – USTAWIĆ kod pracy 7700.

DO NADANIA SYGNAŁU ODPOWIADAJĄCEGO CAŁKOWITEJ UTRACIE ŁĄCZNOŚCI (W OBSZARZE KONTROLOWANYM)

1. Naciśnąć przycisk wyboru trybu – ON,

Przyciskami wyboru kodu odpowiedzi – USTAWIĆ kod pracy 7700 na jedną minutę, następnie USTAWIĆ kod pracy 7600 na 15 minut, po czym powtarzać wyżej wymienioną procedurę w czasie pozostałej części lotu.

ROZDZIAŁ 4 PROCEDURY NORMALNE

PRZESTROGA

Transponder GTX 320A powinien być wyłączony przed uruchomieniem silnika i przed wyłączeniem silnika

PRZED STARTEM

1. Przełącznik wyboru funkcji – SBY,

DO NADANIA KODU W CZASIE LOTU W TRYBIE A (IDENTYFIKACJA POZYCJI SAMOLOTU)

1. Pokrętko wyboru kodu odpowiedzi – USTAWIĆ odpowiedni kod pracy,
2. Przełącznik wyboru funkcji – ON,

UWAGA

W czasie normalnego działania w trybie ON, wyświetlacz odpowiedzi ROZBŁYSKUJE wskazując, że transponder odpowiada na zapytania

3. Przycisk IDENT – NACISNĄĆ chwilowo, po otrzymaniu polecenia od kontrolera RL, aby „nadać IDENT” (wyświetlacz odpowiedzi rozbłyskuje przez 20 sekund, wskazując działanie IDENT transpondera)

ROZDZIAŁ 5 OSIĄGI Bez zmian

UZUPEŁNIENIE 23

RADIODALMIERZ DME (typ KN-62A oraz KN-64)

ROZDZIAŁ 1 UŻYTKOWANIE



Zestaw DME można uruchamiać wyłącznie po uruchomieniu silnika samolotu. Ponadto, wyłączać awionikę należy przed wyłączeniem silnika samolotu. Podane środki zapobiegawcze powinny odnosić się do całej awioniki samolotu. Będą one chronić obwody przed przepływem w nich prądów o nieustalonych przebiegach i nadmiernym krótkotrwałym napięciu i przedłużą żywotność awioniki samolotu.

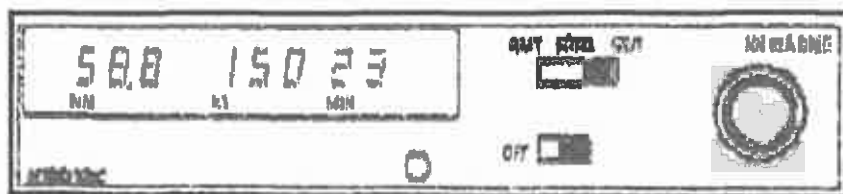
Położenie trój-pozycyjnego przełącznika funkcji determinuje rodzaj wyświetlanej informacji i kanał źródłowy.

Ustawić trój-pozycyjny przełącznik w położeniu wyboru częstotliwości (FREQ). Do wyboru kanałów zestaw posiada dwa umieszczone koncentrycznie pokręta wyboru częstotliwości. Mniejsze z tych pokręteł posiada dwie pozycje: „IN” i „OUT”. Gdy znajduje się w pozycji „IN” mniejszym pokręteł można zmieniać częstotliwość cyfrowo co 0.1 MHz (0.0, 0.1, 0.2 itd.). Po wyciągnięciu pokręta w położenie „OUT” można dodatkowo krok 0.1 MHz stroić z dokładnością co 0.05 (0.05, 0.15, 0.25 itd.). Po wciśnięciu mniejszego pokręta w położenie „IN” następuje obciążenie częstotliwości 0.05 z wyświetlacza. Zewnętrzne większe pokręto służy do wyboru większych cyfr (1 MHz, 10 MHz). W trybie FREQ na zestawie wyświetlane będą odległość i wybrana częstotliwość. (Patrz rys. 19).



Rys. 19. Tryb FREQ. Odległość/częstotliwość

Po ustawieniu przełącznika funkcyjnego w położenie prędkość podróżna/czas lotu do radiolatarni (GS/T), zestaw będzie zachowywał wybraną częstotliwość i będzie wyświetlać odległość, prędkość podróżną i czas lotu do radiolatarni. (Patrz rys. 20).



Rys. 20. Tryb GS/T. Odległość/prędkość podróżna/czas lotu do radiolatarni.

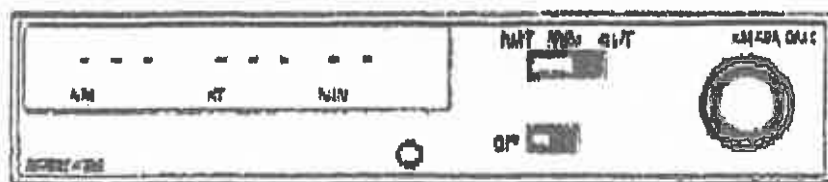
Pokręcanie pokręteł wyboru częstotliwości nie spowoduje żadnego efektu w zmianie wyświetlanej częstotliwości, ponieważ DME pracuje w trybie „utrzymania częstotliwości”. Ta właściwość utrzymania częstotliwości w trybie GS/T zabezpiecza przed przypadkową niezamierzoną zmianą częstotliwości pracy DME gdy częstotliwość nie jest wyświetlana.

Przełączenie przełącznika funkcji w położenie „zdalnie” (RMT) spowoduje sprzężenie wewnętrzne DME z wybraną częstotliwością odbiornika NAV. Czas przeszukiwania wynosi zazwyczaj około 1 sekundy. Gdy zestaw znajdzie jedną z naziemnych radiolatarni to będzie wyświetlać odległość, prędkość podróżną i czas lotu do radiolatarni. (Patrz rys. 21).



Rys. 21. Tryb RMT. Odległość/prędkość podróżna/czas lotu do radiolatarni.

Przed znalezieniem radiolatarni i jej wyświetleniem, na wyświetlaczu zostaną wyświetlone kreski z przerwami. (Patrz rys. 22).



Rys. 22. Przed znalezieniem i wyświetleniem radiolatarni.

Podkreślić należy, że przez cały czas dostępne są dwie częstotliwości (jedna wybrana zdalnie z odbiornika NAV i jedna wewnętrznie wybrana na sterowaniu zestawem DME. Zdalne sterowanie wymaga posiadania połączenia przewodowego z odbiornikiem NAV.

ROZDZIAŁ 2

ZALECENIA UŻYTKOWANIA

Radiodalmierze KN-62A i KN-64 posiadają wyjścia audio dla fonicznej identyfikacji DME użytej radiolatarni naziemnej, która jest odbierana. Poziom dźwięku jest ustawiony fabrycznie, lecz może być łatwo wyregulowany przez górną pokrywę. . .

Zestaw DME elektronicznie przelicza na odległość mijający czas wymagany do przepływu sygnału do i od radiolatarni naziemnej. Odległość ta jest wskazywana w milach morskich na wyświetlaczu „odległość/prędkość podróżna/czas lotu do radiolatarni”. Ta odległość zwykle odnosi się do odległości nachylonej i nie powinna być kojarzona z aktualną odległością mierzoną względem ziemi. Różnica pomiędzy odległością nachyloną do radiolatarni a odległością poziomą względem ziemi jest uwarunkowana wysokością lotu i/lub długością trasy lotu. Jeżeli długość trasy lotu jest trzy razy lub więcej większa od wysokości lotu to błąd w ocenie odległości jest nieznaczny i pomijalny.

Efektywny zasięg DME jest uzależniony od wielu czynników, z których największe znaczenie posiada wysokość lotu samolotu. Pozostałe czynniki warunkowane są położeniem i wysokością radiolatarni, mocą wyjściową DME i czułością odbiornika.

Prędkość podróżną w zestawie DME jest obliczona na podstawie pomiaru prędkości zmiany w czasie odległości nachylonej. Prędkość ta jest wskazywana na wyświetlaczu w zakresie od 0 do 999 knots co 1 knot. Dla uzyskania dokładnych wskazań prędkości podróżnej samolot musi wykonywać lot bezpośrednio do lub od radiolatarni. Dla uzyskania dokładnego czasu lotu do radiolatarni samolot musi wykonywać lot bezpośrednio do radiolatarni.

UZUPEŁNIENIE 24

RADIOSTACJA GARMIN typ GNC 255A



ROZDZIAŁ 1

INFORMACJE OGÓLNE

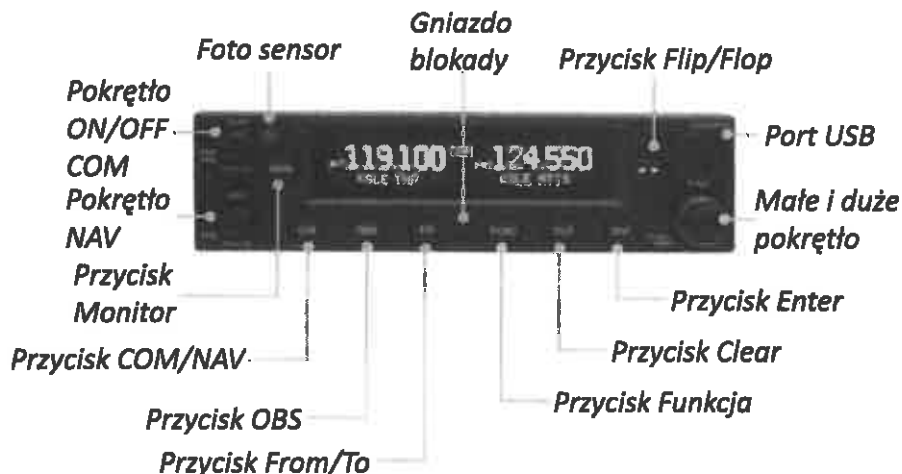
Radiostacja komunikacyjna GNC 255 VHF (**COM**) pracuje w paśmie częstotliwości lotniczych od 118 000 do 136 975 MHz, w krokach 25 (domyślnie) i 8,33 kHz w przypadku operacji europejskich. Radiostacja GNC 255 ma możliwość monitorowania częstotliwości oczekującej (**STB**).

Odbiornik nawigacyjny GNC 255 VHF (**NAV**) pracuje w paśmie częstotliwości od 108 MHz do 117 95 MHz zarówno w trybie **VOR** jak i **Lokalizera**. Wbudowany odbiornik **Glideslope** będzie automatycznie dostrojony do częstotliwości od 328 MHz do 335 MHz.

Radiostacja GNC 255 VHF jest dostępna w dwóch wersjach, z 10 i 16 watomym nadajnikiem.

Oprócz tradycyjnych funkcji Nav/Com, GNC 255 posiada również automatyczną funkcję dekodowania kodu Morse'a identyfikatora stacji VOR/LOC, przechowywanie najczęściej używanych częstotliwości w pamięci, wbudowany wskaźnik odchylenia, i więcej.

POKRĘTŁA I PRZYCISKI



Rys. 1 Pokrętki i przyciski pulpitu GNC 255

Pokrętki i przyciski w GNC 255 zostały zaprojektowane w celu uproszczenia operacji i zminimalizowania czasu potrzebnego do uzyskania dostępu, do wszystkich funkcji radiostacji.

Pokrętko Com/Pwr/Vol/Squelch



Pokrętko Pwr/Com Vol/Squelch znajduje się w lewym górnym rogu pulpitu kontrolnego radiostacji. Obracając pokrętko w prawo włączamy zasilanie, w lewo do oporu wyłączamy zasilanie radiostacji, obracając w prawo po włączeniu regulujemy siłę głosu. Naciskając na pokrętko przy włączonej radiostacji – wyłączamy automatyczny tłumik szumów.



Rys. 2 Wygląd ekranu radiostacji w trybie COM

Pokrętko Nav Vol/ID



Pokrętko Nav Vol/ID znajduje się w lewym dolnym rogu pulpitu kontrolnego radiostacji. Obracając pokrętko regulujemy siłę głosu dla trybu Nav. Naciśnięcie pokrętki uruchamia podsluch kodu identyfikacyjnego odbieranego nadajnika nawigacyjnego (w kodzie Morsa), jednocześnie pod wyświetlaną częstotliwością aktywną pojawi się rozkodowany identyfikator nadajnika nawigacyjnego.

Małe i duże pokrętko



Duże i małe pokrętko znajduje się w prawym dolnym rogu pulpitu radiostacji i służą do strojenia częstotliwości i wprowadzania danych.

Przycisk FLIP/FLOP



Przycisk Flip/Flop służy do włączania częstotliwości oczekującej (STB) w miejsce częstotliwości aktywnej (ACT). W czasie nadawania przycisk jest wyłączony.

Przycisk C/N (COM/NAV)



Przycisk C/N służy do przełączania wyświetlacza radiostacji z trybu COM w tryb NAV i odwrotnie.

Przycisk OBS



Przycisk OBS służy do wyświetlania bieżącego ustawienia OBS i graficznego CDI. Strona OBS będzie wyłączona, jeśli jest zainstalowany zewnętrzny wskaźnik kursu.

Przycisk T/F (To/From)



Przycisk T/F służy do włączania strony pokazującej kierunek „do” (To) lub kąt kursowy „od” (From) aktywnego VOR. Strona T/F pokazuje również dystans, prędkość i informacje o czasie. Przycisk T/F nie działa na częstotliwości lokalizera (Loc).

Przycisk CLR (Clear)



Przycisk CLR służy do kasowania informacji, anulowania wpisów i zerowania liczników.

Przycisk ENT (Enter)



Przycisk ENT służy do zapisania wybranych wartości, potwierdzenia monitu, zapisania częstotliwości w polu STB.

Przycisk FUNC (Funkcja)



Przycisk FUNC służy do przełączenia ekranu radiostacji w tryb „funkcji”. Umożliwia dostęp do poszczególnych funkcji dla radiostacji, odbiornika nawigacyjnego, konfiguracji ICS, ustawienia minutnika i konfiguracji systemu. Naciśnięcie przycisku FUNC raz - wyświetla tryb funkcji. Naciśnięcie przycisku drugi raz –powraca do trybu poprzedniego.

Przycisk MON (Monitor)



Przycisk MON służy do włączenia podsłuchu częstotliwości oczekującej STB.

ROZDZIAŁ 2

OGRANICZENIA

Zamontowanie na samolocie radiostacji GNC 255 nie powoduje zmian ograniczeń w użytkowaniu samolotu.

ROZDZIAŁ 3

PROCEDURY AWARYJNE

Zamontowanie na samolocie radiostacji GNC 255 nie powoduje żadnych zmian w procedurach awaryjnych samolotu.

ROZDZIAŁ 4

PROCEDURY NORMALNE

Procedury podstawowe

Włącz radiostację przez obrócenie w prawo pokrętła COM i ustaw odpowiedni poziom głośności.

Odbiornik – nadajnik komunikacyjny

Wybór częstotliwości

Nowe częstotliwości są wybierane jako pierwsze częstotliwości w polu STB, a następnie, po naciśnięciu przycisku FLIP/FLOP przełączane są w pole częstotliwości aktywnych ACT. Żądaną częstotliwość wybiera się przy pomocy małego i dużego pokrętła z prawej strony pulpitu:

- nacisnąć przycisk C/N by wejść w funkcje odbiornika komunikacyjnego COM, (wskaźnik w górnej linii wyświetlacza wyświetli COM)
- przekręcić duże pokrętło i ustawić żądaną wartość częstotliwości w MHz (zakres wyboru 118 do 136 MHz, skok co jeden MHz)
- przekręcić małe pokrętło i zmienić wartości częstotliwości w kHz (zakres wyboru kHz jest między 000 a 975 kHz w odstępach 25 kHz lub 000 a 990 kHz w odstępach co 8,33 kHz)

- nacisnąć przycisk FLIP/FLOP by przełączyć wybraną częstotliwość z pola STB do pola częstotliwości aktywnej – ATC

Monitorowanie częstotliwości oczekującej w polu STB

Funkcja monitorowania, pozwala na podsłuchiwanie częstotliwości oczekującej podczas słuchania częstotliwości aktywnej. Funkcja monitorowania częstotliwości jest wyłączana przez ponowne naciśnięcie przycisku MON. Monitoring nie jest anulowany przy przełączeniu w tryb NAV:

- nacisnąć przycisk MON w trybie odbiornika komunikacyjnego (COM) by słyszeć częstotliwość oczekującą, na lewo od pola częstotliwości oczekującej pojawi się wskaźnik MN zastępując STB

Zapisywanie częstotliwości komunikacyjnych do pamięci

Uwaga: Częstotliwości ze skokiem 8,33 kHz nie są zapisywane w bazie danych użytkownika.

Częstotliwość z pola STB może być zapisany w bazie danych użytkownika. Baza danych użytkownika może pomieścić do 15 częstotliwości:

- nacisnąć przycisk ENT. Wybrana częstotliwość oczekująca jest wyświetlana w oknie funkcji zapisu do pamięci, pole WPT będzie aktywne
- przekręcić małe pokrętko aby wybrać znak
- przekręcić duże pokrętko, aby przesunąć kursor do następnego znaku
- po wybraniu żądanych znaków, naciśnij przycisk ENT



Numer w pamięci

Pole WPT

Naciśnij ENT by
zapisać do pamięci

Naciśnij CLR by
skasować

Rys. 3 Ekran wpisywania częstotliwości komunikacyjnych do pamięci

- przekręcić duże pokrętko, by wejść w pole TYPE
- przekręcić małe pokrętko, aby wybrać rodzaj stacji, do której przypisana jest dana częstotliwość z listy Type
- naciśnij przycisk ENT po dokonaniu wyboru

Rodzaje lotniczych stacji komunikacyjnych w polu TYPE

Symbol	Opis
TWR	Tower
GND	Ground
ATIS	Automatic Terminal Information Service
AWS	Automated Weather Observing System
ATF	Aerodrome Traffic Frequency
ARR	Arrival
APPR	Approach
DEP	Departure
CLR	Clearance
CTAF	Common Traffic Advisory Frequency
FSS	Flight Service Station
RFS	Remote Flight Service Station
MF	Mandatory Frequency
UNI	Unicom
Blank	Puste

Wyszukiwani częstotliwości komunikacyjnych (Com) w bazie danych, przy pomocy znaków identyfikacyjnych lotniska:

- nacisnąć małe pokrętko i aktywować kursor w polu częstotliwości oczekującej
- przy pomocy małego i dużego pokrętła wybrać znaki identyfikacyjne lotniska
- po wybraniu żądanych znaków nacisnąć przycisk ENT. Jeśli przy rodzaju częstotliwości (TYP) będzie znak „+” to na tym lotnisku jest więcej częstotliwości tego samego rodzaju. Wybrana częstotliwość dla wybranego lotniska będzie zapamiętana przez 30 minut
- nacisnąć ENT by skopiować częstotliwość do pola częstotliwości oczekującej i FLIP/FLOP by uczynić ją aktywną

Wybór częstotliwości ratunkowej

- nacisnąć i przytrzymać klawisz FLIP/FLOP przez około dwie sekundy
- częstotliwość ratunkowa zostanie wstawiona w pole częstotliwości aktywnej (ACT), częstotliwość poprzednia zostanie przeniesiona w pole oczekującej (STB)



Rys. 4 Ekran z częstotliwością ratunkową

UWAGA: Naciśnięcie i przytrzymanie przycisku FLIP/FLOP przez około dwie sekundy, jest tak skonfigurowane, że przełączanie częstotliwości zostanie zablokowane, zapobiega to dalszej zmianie częstotliwości. Na ekranie pojawi się następujący komunikat: "COM LOCKED TO 121.5 MHZ. HOLD REMOTE COM TRANSFER KEY TO EXIT". Pulpit radiostacji zostanie odblokowany, po powtórnym naciśnięciu przycisku FLIP/FLOP na dwie sekundy.

UWAGA: W pewnych okolicznościach, jeżeli system komunikacyjny radiostacji traci połączenie z głównego systemu, radio automatycznie dostroi się do 121,5 MHz by można było nadawać i odbierać niezależnie od wyświetlanej częstotliwości.

Blokada nadawania

- radiostacja GNC 255 jest tak zaprojektowana, by w wypadku zablokowania przycisku nadawania na 35 sekund, powrócić automatycznie w tryb odbioru na wybranej częstotliwości. W czasie zablokowanego przycisku jest wyświetlany komunikat „STUCK MIC”. Komunikat jest wyświetlany do czasu usunięcia blokady.

Wybór częstotliwości przy pomocy zdalnego przycisku

- na samolotach na których jest zamontowany przycisk zdalnego wyboru częstotliwości, można je wybierać z zbioru wcześniej wprowadzonego do pamięci. Każde naciśnięcie przycisku powoduje wprowadzenie w pole ATC nowej, kolejnej częstotliwości

- Zdalny przycisk może być wciśnięty kilka razy, by można było przewijać całą listę. Częstotliwość oczekująca (STB) nie jest zmieniana, do momentu naciśnięcia przycisku FLIP/FLOP.

Odbiornik nawigacyjny

Wybór częstotliwości nawigacyjnej

Wybór częstotliwości nawigacyjnej jest taki sam jak częstotliwości komunikacyjnych:

- nacisnąć przycisk C/N by wejść w funkcję odbiornika nawigacyjnego, wskaźnik w górnej linii wyświetlacza pokaże NAV
- przekręcić duże pokrętko i ustawić żądaną wartość częstotliwości w MHz, zakres wyboru 108 do 117 MHz, skok co jeden MHz
- przekręcić małe pokrętko i zmienić wartości częstotliwości w kHz, w odstępach co 50 kHz



Identyfikator i rodzaj systemu nawigacyjnego

Rys. 5 Ekran z częstotliwościami nawigacyjnymi

- nacisnąć przycisk FLIP/FLOP by przełączyć wybraną częstotliwość z pola STB w pole częstotliwości aktywnej – ATC

Zapisywanie częstotliwości nawigacyjnej do pamięci

Aktualna częstotliwość z pola częstotliwości oczekującej (STB) może być zapisana do bazy danych częstotliwości nawigacyjnych. Baza danych może pomieścić do piętnastu częstotliwości:

- nacisnąć przycisk ENT. Wybrana częstotliwość oczekująca jest wyświetlana w oknie funkcji zapisu do pamięci, pole WPT będzie aktywne
- przekręcić małe pokrętko aby wybrać znak
- przekręcić duże pokrętko, aby przesunąć kursor do następnego znaku
- po wybraniu żądanych znaków, nacisnąć przycisk ENT
- przekręcić duże pokrętko, by wejść w pole TYPE

- przekręcić małe pokrętło, aby wybrać rodzaj stacji, do której przypisana jest dana częstotliwość z listy Type
- naciśnij przycisk ENT po dokonaniu wyboru

Rodzaje lotniczych stacji nawigacyjnych w polu TYPE

Symbol	Opis
VOR	Very High Frequency Omni-Directional Range
DME	Distance Measuring Equipment
LOC	Localizer
ILS	Instrument Landing System
01-36	Runway Heading
Blank	Puste

Słuchanie znaków identyfikacyjnych stacji nawigacyjnej:

- nacisnąć pokrętło głośności Nav, gdy wyświetlacz jest w trybie Nav. Po lewej stronie aktywnej częstotliwości pojawi się wskaźnik funkcji identyfikacji – ID. Siłę głosu regulować przez obrót w prawo pokrętła NAV.

Funkcja OBS

Jeśli system jest skonfigurowany z zewnętrznym CDI/HSI, na wyświetlaczu radiostacji będą wyświetlane dane ze wskaźnika zewnętrznego, przy braku zewnętrznego CDI:

- Naciśnąć przycisk OBS, by wyświetlić bieżące ustawienia OBS i wskaźnik graficzny CDI
- przy pomocy małego i dużego pokrętła zmień wyświetlane wartości OBS.



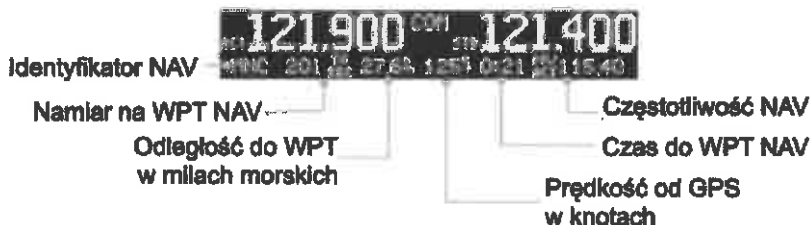
Rys. 6 Ekran funkcji OBS

CDI radiostacji przedstawiono w postaci graficznej, składającej się z pięciu kropek po prawej i lewej stronie ikony trójkąta. Każda kropka oznacza dwa stopnie odchylenia od kursu. Aktualną wartość odchylenia kierunku lotu pokazuje znacznik na listwie graficznej.

Ekran Dystans/Prędkość/Czas (DST)

Z odbiornika GPS i DME, poprzez port szeregowy do radiostacji mogą być podawane dane (DST), o odległości, prędkości i czasie dolotu do aktywnego punktu nawigacyjnego. Jeśli GPS i DME nie są podłączone - nie będzie widać danych DST na ekranie.

- nacisnąć przycisk T/F jeśli dane DST nie są wyświetlane.
- dane DST zostaną wyświetlone w dolnej części ekranu.



Rys. 7 Ekran z danymi DST

ROZDZIAŁ 5

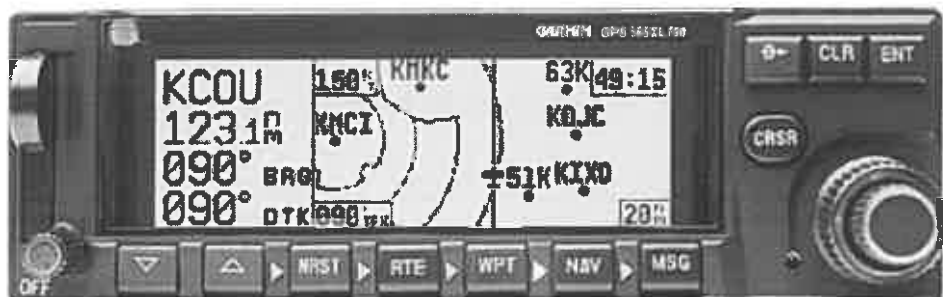
OSIĄGI

Osiągi samolotu nie zmieniają się po zamontowaniu radiostacji GNC 255.

Strona celowo pozostawiona pusta

UZUPEŁNIENIE 25

Odbiornik GPS typ Garmin GPS 155XL TSO



ROZDZIAŁ 1

INFORMACJE OGÓLNE

Odbiornik GPS 155XL jest wszechstronnym przyrządem nawigacyjnym, dostarczającym pilotowi dokładne dane nawigacyjne, włącznie z procedurą nieprecyzyjnego podchodzenia do lądowania (bez przyrządów) oraz standardowymi procedurami odlotowymi (SID) i dolotowymi (STAR).

ROZDZIAŁ 2

OGRANICZENIA

Zamontowanie na samolocie GPS-a nie powoduje zmian ograniczeń w użytkowaniu samolotu.

ROZDZIAŁ 3

PROCEDURY AWARYJNE

Dla tego urządzenia nie przewidziano procedur awaryjnych.

ROZDZIAŁ 4

PROCEDURY NORMALNE

FUNKCJE PRZYCISKÓW I POKRĘTEŁ

Lewe pokrętko - pokrętko zasilania/jaskrawości służy do włączania i wyłączania odbiornika oraz regulacji jaskrawości podświetlenia wyświetlacza.

Strzałka w dół - przycisk zbliżania - służy do ustawiania następnej mniejszej skali podczas przeglądania stron z mapami.

Strzałka w górę - przycisk oddalania - służy do ustawiania następnej większej skali podczas przeglądania stron z mapami.

NRST - przycisk wyboru najbliższych punktów - służy do uzyskania informacji o 9 najbliższych portach lotniczych, stacjach VOR, radiolatarniach kursowych NDB, punktach przecięcia tras, punktach trasy użytkownika oraz 2 najbliższych punktach komunikacyjnych FSS/ARTC. Ten przycisk umożliwia również dostęp do informacji o aktywnym SUA.

RTE - przycisk tras - służy do tworzenia, redagowania, uaktywniania i przygotowywania tras nawrotnych. Umożliwia dostęp do procedur podchodzenia do lądowania (zbliżania), standardowych procedur odlotowych (SID) i dolotowych (STAR). Przy pomocy tego przycisku wykonywane są również funkcje poszukiwawczo-ratunkowe (SAR), nawigacji równoległej oraz punktów największego zbliżenia.

WPT - przycisk wyboru punktów tras - służy do przeglądania informacji o pasach startowych, częstotliwościach, pozycji oraz uwag na temat lotnisk, VOR, NDB, punktów przecięcia tras i punktów tras użytkownika.

NAV - przycisk nawigacji - służy do przeglądania informacji nawigacyjnych oraz danych o pozycji. Przy pomocy tego przycisku wykonywane są również operacje planowania.

MSG - przycisk komunikatów - służy do obrazowania komunikatów systemowych oraz zwracania uwagi pilota na ważne ostrzeżenia i wymagania. Przycisk ten umożliwia również dostęp do nastaw odbiornika GPS 155XL.

Przycisk direct-to - służy do natychmiastowego wykonania funkcji direct-to, umożliwia wprowadzenie punktu trasy oraz ustala bezpośredni kurs do punktu przeznaczenia.

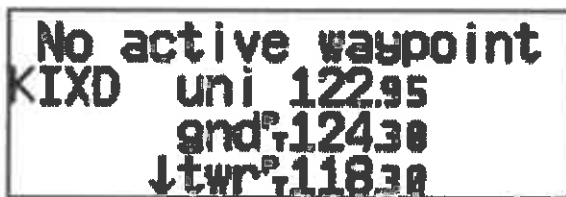
CLR - przycisk anulowania - służy do wymazywania informacji lub kasowania wprowadzenia.

ENT - przycisk wprowadzania - służy do zatwierdzania operacji lub zakończenia operacji wprowadzania danych. Używany także do potwierdzania informacji, np. podczas włączania zasilania.

CRSR - przycisk kursora - służy do włączanie/wyłączanie kursora na ekranie wyświetlacza GPS 155. Jednokrotne naciśnięcie przycisku powoduje pojawienie się kursora, (o czym świadczą wyjaskrawione znaki w polu wprowadzania danych). Cursor służy do zaznaczania pól wprowadzania danych, zmiany informacji oraz przechodzenia przez dostępne opcje. Naciśnięcie przycisku po raz drugi powoduje zniknięcie kursora.

Duże prawe pokrętko (zewnętrzne) - pokrętko zewnętrzne - służy do przewijania stron, przemieszczania kursora oraz poruszania się po polach wprowadzania danych.

Małe prawe pokrętko (wewnętrzne) - pokrętko wewnętrzne - służy do zmiany danych oraz przesuwania informacji, które nie mieszczą się w całości na ekranie.

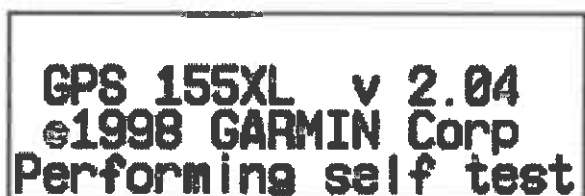


No active waypoint
KIXD uni 122.95
gnd^P 124.30
↓ twr^P 118.30

UWAGA: Za każdym razem, gdy odbiornik GPS 155XL wyświetla wykaz informacji, który jest zbyt długi i nie mieści się na ekranie wyświetlacza, znak zachęty mający postać strzałki przewijania będzie wskazywał kierunek przewijania, aby można było przejrzeć dodatkowe informacje. Aby przewinąć wykaz (z zastrzeżeniem, że kursor został uaktywniony), po prostu obracaj pokrętko zewnętrzne. Jeżeli kursor nie jest aktywny, do przejrzania dodatkowych informacji używaj pokrętko wewnętrznego.

WŁĄCZANIE ODBIORNIKA GPS 155XL

Do włączenia odbiornika GPS 155XL i regulacji jasności podświetlenia znaków wyświetlacza służy pokrętko umieszczone na dole z lewej strony urządzenia. Obracanie pokrętko w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara powoduje włączenie odbiornika i progresywnie zwiększa jasność podświetlenia. Po włączeniu urządzenia, na ekranie wyświetlacza pojawi się **strona powitalna**, a urządzenie będzie w tym czasie wykonywać autotest diagnostyczny.



GPS 155XL v 2.04
©1998 GARMIN Corp
Performing self test

Strona powitalna pojawi się na wyświetlaczu po włączeniu odbiornika GPS 155XL.

Następnie zostanie wyświetlona **strona bazy danych**, przedstawiając informacje o bieżącej Karcie NavData wraz z aktualną datą roboczą, numerem cyklu i rodzajem pokazywanej bazy danych. Baza danych jest aktualizowana, co 28 dni i do wykonywania operacji podchodzenia do lądowania i lotu według przyrządów (IFR) musi być aktualna.

```
WORLDWIDE IFR SUA
eff 27-feb-97 (9703)
exp 27-mar-97 ok?
```

Strona potwierdzania bazy danych pokazuje datę wejścia w życie i datę upływu ważności bazy danych firmy Jeppesen na Karcie NavData

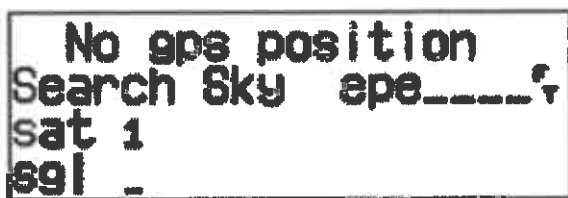
Aby potwierdzić informacje o bazie danych:

1. Naciśnij przycisk ENT

Z chwilą potwierdzenia bazy danych, pojawi się **strona statusu satelitów** i odbiornik GPS 155XL zacznie zbierać dane od satelitów. Komunikat „Acquiring” („Namierzanie”) zostanie wyświetlony na stronie statusu satelitów, a w dolnej linii zaczną się pojawiać się wartości liczbowe oznaczające moc odbieranego sygnału. Jest to dobra wskazówka, że odbierasz sygnały i że pozycja satelity zostanie zapamiętana.

```
No gps position
Acquiring epe_____ft
sat 1 3 5 6 9 13 17 19→
sig 9 6 - 3 - 7 9 -
```

Strona statusu satelitów pokazuje numery identyfikacyjne satelitów oraz względną moc sygnału odbieranego od każdego satelity.



No gps position
Search sky epe_----
sat 1
agl -

Komunikat „Search sky” oznacza, że dane z almanachu satelitów są niedostępne lub ich ważność wygasa (w przypadku gdy odbiornik nie był używany przez ostatnie sześć miesięcy lub dłużej).

Jeżeli urządzenie może zebrać tylko dane wystarczające do nawigacji typu 2D (bez wysokości), wykorzysta wtedy wysokość wyliczoną przez pokładowy enkoder wysokości, jeżeli jest podłączony i sprawny. Jeżeli nie, zostaniesz zachęcony do wprowadzenia ręcznie wartości wysokości komunikatem: „Need alt –Press NAV”. Po ukazaniu się takiego komunikatu, naciśnij przycisk **NAV** i wprowadź wysokość wskazywaną przez wysokościomierz, używając pokrętki współosiowego (małego i dużego). Następnie, naciśnij **ENT**

Jeżeli odbiornik GPS nie był używany od 6 miesięcy lub dłużej, może będzie musiał dla zgromadzenia danych o satelitach, odnowić almanach satelitów, ukarze się komunikat „Search the sky”. Oznacza to, że urządzenie zbiera dane od satelitów „przeszukując niebo” w celu ustalenia almanachu i uzyskania informacji o orbitach satelitów. Zabierze to 5 + 10 minut. Na stronie statusu satelitów pokaże się komunikat „Search sky”, a lampka sygnalizacyjna komunikatów, znajdująca się tuż obok przycisku **MSG** zacznie migać, ostrzegając o komunikacie systemowym „Searching the sky”.

Aby zobrazować komunikat systemowy:

1. Naciśnij przycisk MSG

Pojawi się strona komunikatów i wyświetli informacje o statusie oraz ostrzeżenie odnoszące się do aktualnego stanu roboczego odbiornika.

Aby powrócić do poprzedniej strony po zobaczeniu komunikatu:

1. Naciśnij ponownie MSG

Po namierzeniu przez odbiornik GPS 155XL satelitów i wyliczeniu pozycji, automatycznie pojawi się **strona pozycji** i zostaniesz poinformowany o gotowości do nawigacji komunikatem „Ready for navigation” na stronie komunikatów.

Strona pozycji pokazuje szerokość i długość geograficzną, wysokość oraz pole orientacyjnego punktu trasy. Pola wysokości i orientacyjnego punktu trasy są również wybieralne. Nastawy bieżące (ustawione domyślnie) są następujące:

- **Wysokość** – Twoja bieżąca wysokość obliczona przez GPS
- **Bieżąca pozycja** – Szerokość i długość geograficzna pokazywana w stopniach/minutach
- **Orientacyjny punkt trasy** – Namiar tj. Kurs i odległość do najbliższego lotniska

Strona pozycji jest jedną z siedmiu stron wyświetlanych na ekranie GPS 155XL po naciśnięciu przycisku **NAV**:

- Strona skrótowych informacji NAV
- Strona map
- Strona NAVCOM
- Strona pozycji
- Strona statusu satelitów
- Strona menu NAV 1
- Strona menu NAV 2

Podczas większości lotów, najczęściej używanymi stronami dla potrzeb nawigacji będą strony pozycji, skrótowych informacji NAV, map oraz NAVCOM. Strony są dostępne po naciśnięciu przycisku **NAV** i obracanie pokrętką zewnętrznego lub przez wielokrotne naciskanie przycisku **NAV**.

Odbiornik GPS 155XL umożliwia nawigację bezpośrednio od jednego punktu trasy do drugiego, prowadząc Cię od startu przez przyziemienie w warunkach lotów według przyrządów (IFR). Niezwłocznie po wybraniu punktu przeznaczenia, urządzenie dostarczy dane o prędkości, kursie i odległości w oparciu o bezpośredni kurs wyliczony od pozycji bieżącej do Twojego punktu przeznaczenia. Punkt przeznaczenia można wybrać na dowolnej stronie, używając przycisku **Direct-to**.

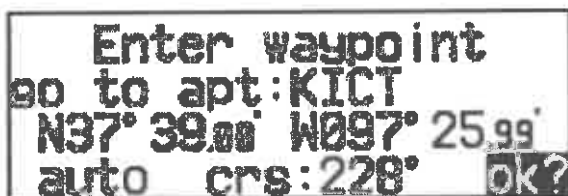
Aby wybrać bezpośredni dolotowy punkt przeznaczenia:

1. Naciśnij przycisk **Direct-to**

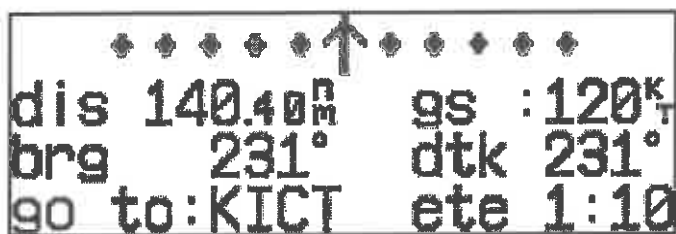
Pojawi się strona skrótowych informacji NAV z zaznaczonym polem wprowadzania punktów przeznaczenia.

2. Obróć pokrętkę wewnętrzną, aby wprowadzić pierwszą literę symbolu identyfikacyjnego punktu przeznaczenia. Punktem przeznaczenia może być lotnisko, stacja VOR, NDB, punkt przecięcia tras lub punkt trasy użytkownika o ile znajdują się w bazie danych lub są zapisane w pamięci jako punkt trasy użytkownika.
3. Obróć pokrętkę zewnętrzną w prawą stronę, żeby przesunąć kursor na pozycję następnego znaku.
4. Powtarzaj czynności 2 i 3 do chwili wprowadzenia reszty znaków symbolu identyfikacyjnego punktu przeznaczenia.
5. Naciśnij **ENT**, aby potwierdzić wprowadzony symbol identyfikacyjny.

Naciśnij **ENT**, aby potwierdzić punkt przeznaczenia.



Po potwierdzeniu bezpośredniego punktu przeznaczenia, pojawi się strona **skrótowych informacji NAV** z punktem przeznaczenia pokazanym w lewym dolnym rogu ekranu. Wyświetlane są również Twoja bieżąca prędkość, tor lotu nad ziemią, odległość oraz przewidywany czas na trasie do przylotu do Twojego punktu przeznaczenia. Graficzny wskaźnik dewiacji (zejścia z kursu CDI), umieszczony u samej góry ekranu pokazuje Twoje położenie w stosunku do wymaganego kursu a także informuje o spodziewanym zakręcie i wyświetla komunikaty o punktach trasy podczas nawigacji na trasie.



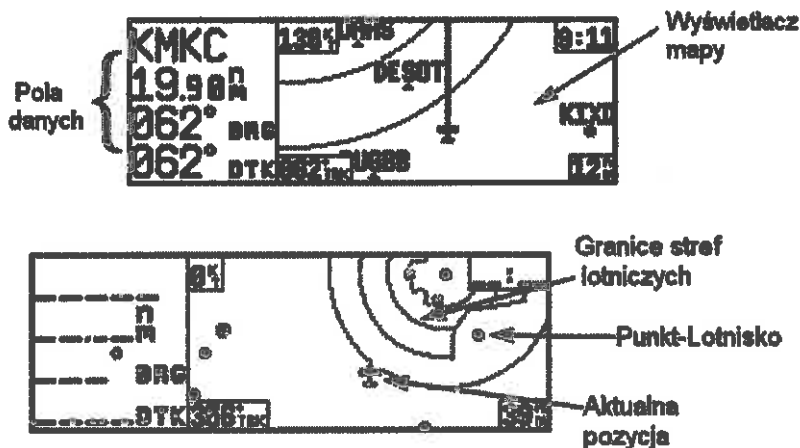
Oprócz pola wprowadzania punktu przeznaczenia i graficznego wskaźnika dewiacji kursu (CDI), strona skrótowych informacji NAV w odbiorniku GPS 155XL posiada pięć wybieralnych pól dla obrazowania różnych danych nawigacyjnych. Dzięki temu możesz konfigurować stronę według własnych preferencji. Nastawy bieżące na stronie skrótowych informacji NAV są j/n:

- **Odległość (dis)** – odległość do Twego punktu przeznaczenia pokazywana w milach morskich
- **Prędkość względem ziemi (gs)** – Twoja aktualna prędkość nad ziemią pokazywana w węzłach
- **Namiar (kurs) (brg)** – kierunek od Twojej pozycji bieżącej do punktu przeznaczenia
- **Wymagany kąt drogi (dtk)** – kurs między „odlotowym” a „dolotowym” punktem trasy
- **Przewidywany czas na trasie (ete)** – czas do przybycia do Twego punktu przeznaczenia (pokazywany w godzinach i minutach) wyliczony w oparciu o Twą aktualną prędkość i kurs.

Następną stroną dostępną po naciśnięciu przycisku NAV jest **Strona Map**. Strona Map łączy w sobie podstawowe informacje nawigacyjne uzyskane ze strony skrótowych informacji NAV – tj. odległość do punktu trasy, prędkość względem ziemi, kurs, wymagany kąt drogi oraz ETE – z ruchomym obrazem mapy.

Na ruchomej mapie pokazywana jest Twoja bieżąca pozycja (przy pomocy symbolu samolotu lub rombu) względem najbliższych lotnisk, stacji VOR, NDB, punktów przecięcia się tras, punktów trasy użytkownika oraz granic korytarzy przestrzeni powietrznych. Zwróć uwagę, że wskaźnik graficzny dewiacji kursu (CDI) nie pojawia się na stronie map, podczas gdy na wszystkich innych stronach odbiornika GPS jest widoczny.

Stronę Map można podzielić na dwie główne części:



Obraz mapy zajmuje prawą stronę wyświetlacza. Twoją bieżącą pozycję wskazuje sylwetka samolotu (w trybie orientowania mapy track up) lub symbol rombu (w innych trybach orientowania mapy), przy czym Twoja trasa pokazywana jest jako linia ciągła. Znajdujące się w pobliżu lotniska, pomoce radionawigacyjne oraz punkty trasy użytkownika mogą być przedstawione na mapie przy pomocy symboli identyfikacyjnych unikalnych dla każdego punktu trasy. Granice korytarzy powietrznych specjalnego przeznaczenia oraz kontrolowane przestrzenie powietrzne również pojawiają się na obrazie mapy. Możesz wybrać rodzaj informacji, jakie będą pokazywane na mapie, korzystając ze strony nastaw mapy.



Pola danych na stronie map wskazują odległość i namiar (kurs) do punktu przeznaczenia, tor lotu względem ziemi, prędkość względem ziemi (po-dróżną), wymagany czas do przylotu do punktu trasy oraz skalę mapy. Nazwa punktu przeznaczenia, namiar do punktu trasy oraz wymagany kąt drogi wy-sświetlane są z lewej strony. Inne pola danych usytuowane są w narożnikach obrazu mapy, zgodnie z ilustracją powyżej, i można je usunąć naciskając przy-cisk CLR.

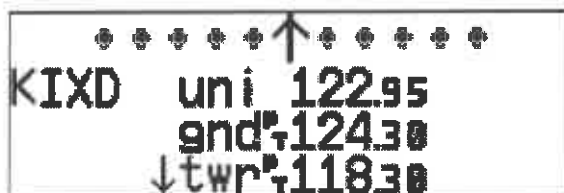
Mapę można zobrazować w 14 dostępnych skalach od 0,5 do 300 (w milach morskich, milach lądowych lub kilometrach), przedstawiających wyso-kość mapy w pionie. Skalę mapy zmienia się przyciskami „**strzałka w dół**” i „**strzałka w górę**”, przy czym skala bieżąca pokazywana jest w dolnym pra-wym rogu.

Aby wybrać skalę mapy:

1. Naciśnij przycisk „**strzałka w górę**”, żeby zwiększyć skalę czyli zoba-czyć większy obszar na mapie (lub obrócić **małe pokrętło** w prawo).
2. Naciśnij przycisk „**strzałka w dół**”, żeby zmniejszyć skalę czyli zoba-czyć mniejszy obszar na mapie (lub obrócić **małe pokrętło** w lewo).

Inną stroną dostępną w odbiorniku GPS 155 XL po naciśnięciu przyci-sku **NAV** jest **strona łączności do nawigacji (NAVCOM)**. Dostarcza kompletny wykaz częstotliwości do komunikowania się z wieżą przy odlocie i przylocie na lotnisko, pozwalając na dogodny wybór częstotliwości z których będziesz korzystał na całym torze lotu. Jeżeli nie masz aktywnego lotniska odlotowego, strona NAVCOM wyświetli częstotliwości dla lotniska najbliższego Twojej po-zycji odlotowej.

Aby zobrazować stronę NAVCOM ze strony map, obróć duże pokrętło o jedno kliknięcie w prawo.



Na stronie NAVCOM z lewej strony, zamieszczony jest wykaz lotnisk do odlotu i przylotu ze wszystkimi częstotliwościami z bazy danych, wymienionymi w kolumnie u dołu z prawej strony. Aby przejść przez wykaz częstotliwości, po prostu obracaj **małe pokrętko wewnętrzne** w kierunku zachęty programowej w postaci strzałki, pojawiającej się na dole z lewej strony.

Z chwilą uruchomienia funkcji direct-to, strona skrótowych informacji NAV będzie dostarczać informacje nawigacyjne do punktu przeznaczenia o ile funkcja direct-to nie zostanie anulowana lub wybrana dla innego punktu trasy.

Aby anulować funkcję direct-to ze strony skrótowych Informacji NAV:

1. Naciśnij przycisk **CRSR**, aby włączyć kursor w polu wprowadzania punktów przeznaczenia.
2. Naciśnij **CRL**.
3. Naciśnij **ENT**.

Naciśnięcie przycisku **NRST** na pulpicie GPS 155XL oferuje dostęp do informacji o dziewięciu najbliższych lotniskach, stacjach VOR, NDB, punktach przecięcia tras, punktach trasy użytkownika, ostrzeżeniach o SUA (przestrzeni powietrznej specjalnego przeznaczenia) jak również najbliższych FSS (stacjach usług lotniczych) oraz częstotliwościach centrów (ARTCC) do wyliczenia Twojej pozycji bieżącej. Funkcja najbliższych punktów trasy jest funkcją bezpieczeństwa, wygodną przy obsłudze, która umożliwia szybkie wybranie funkcji direct-to do określonego punktu trasy w razie sytuacji awaryjnej w locie. Pozwala również na przegląd najbliższych Twojej pozycji punktów trasy. Z funkcji tej można również skorzystać w celu szybkiego ustalenia częstotliwości kontaktowej z najbliższym lotniskiem.

Aby przejrzeć informacje o dziewięciu najbliższych lotniskach:

1. Naciśnij przycisk **NRST**. Zostanie wyświetlona nazwa najbliższego lotniska, z odległością i kursem radiowym podanym w stosunku do Twojej pozycji, a także wysokością wzniesienia terenu, częstotliwością i danymi o pasach startowych.

Aby przejrzeć informacje o pozostałych najbliższych lotniskach z wykazu, obracaj **małe pokrętko wewnętrzne** w prawą stronę.

Aby przejrzeć wykaz najbliższych punktów trasy innej kategorii (stacje VOR, NDB, itd.):

1. Obracaj **duże pokrętło** w prawą stronę lub naciskaj wielokrotnie przycisk **NRST**.
2. Obracaj **małe pokrętło**, żeby przewinać wykaz.

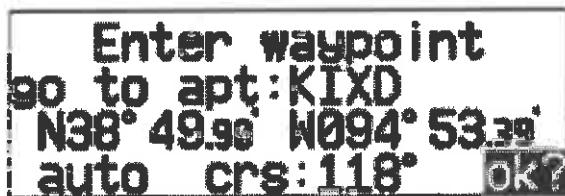
Niezwłocznie po pojawieniu się strony najbliższych lotnisk (lub innych najbliższych punktów trasy), można szybko przejrzeć informacje o wybranym punkcie trasy lub obrać go za punkt przeznaczenia za pomocą funkcji direct-to.

Aby przejrzeć Informacje o wybranym punkcie trasy z wykazu najbliższych punktów trasy:

1. Naciśnij **CRSR**, żeby uaktywnić pole punktów trasy.
2. Naciśnij **ENT**, aby wyświetlić stronę symboli identyfikacyjnych punktów trasy.
3. Obracaj **duże pokrętło**, żeby przejrzeć wszelkie dodatkowe dostępne informacje.
4. Naciśnij **NRST**, żeby powrócić do strony najbliższych punktów trasy.

Aby wybrać najbliższy punkt trasy, jako bezpośredni punkt przeznaczenia:

1. Naciśnij przycisk „**Direct To**”. Pojawi się strona zatwierdzenia funkcji direct-to dla wybranego punktu trasy.
2. Naciśnij **ENT**, aby potwierdzić.



Enter waypoint
go to apt: KIXD
N38° 49.90' W094° 53.39'
auto crs: 118° **OK?**

Aby wyłączyć odbiornik GPS 155XL:

Obracaj **lewe pokrętło** w lewą stronę do chwili wyłączenia urządzenia.

ROZDZIAŁ 5

OSIĄGI

Osiągi samolotu nie zmieniają się po zamontowaniu GPS-a.

The Cessna Aircraft Company

NINIEJSZA INSTRUKCJA JEST POLSKIM TŁUMACZENIEM DOKUMENTU, WYDANEJ W JĘZYKU ANGIELSKIM INSTRUKCJI „PILOT'S OPERATING HANDBOOK AND FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL CESSNA 1983 MODEL 172 RG". Oznaczenie D1232-2-13PH.

Za zgodność z oryginałem odpowiada właściciel/użytkownik statku powietrznego, który złożył oświadczenie potwierdzone własnoręcznym podpisem na odwrocie tej strony.

**W PRZYPADKU JAKICHKOLWIEK WĄTPLIWOŚCI/TRUDNOŚCI
NALEŻY POSŁUŻYĆ SIĘ ORYGINALNYM TEKSTEM**

INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE

SAMOLOTU CESSNA 172 RG

Numer fabryczny: **RG1120**

Znaki rozpoznawcze: **SP-OMD**

**NINIEJSZY DOKUMENT ZAWSZE POWINIEN
ZNAJDOWAĆ SIĘ NA POKŁADZIE STATKU
POWIETRZNEGO**

INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA w LOCIE
Samolot Cessna 172RG SP-OMD

**OŚWIADCZENIE O ZGODNOŚCI POLSKOJĘZYCZNEGO PRZEKŁADU
INSTRUKCJI Z ORYGINAŁEM**

.....
Imię i nazwisko osoby składającej oświadczenie

Ja, niżej podpisany, oświadczam, że niniejsza instrukcja jest tłumaczeniem wydanej w języku angielskim oryginalnej instrukcji „PILOT'S OPERATING HANDBOOK AND FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL CESSNA 1983 MODEL 172 RG”. Oznaczenie D1232-2-13PH, wydanie oryginalne z 26 maja 1982 z wprowadzonymi zmianami

1. zmiana 1 z 15 lipca 1983

2. zmiana 2 z 1 grudnia 1983

dokonywanym przez **Juliusza Werenicza** i jest zgodna z treścią i danymi zawartymi w w. oryginale

Jednocześnie, przyjmuję do wiadomości, że jestem osobą odpowiedzialną za zgodność instrukcji z oryginałem oraz za bieżące wprowadzanie do niej zmian wynikających z biuletynów producenta.

.....
Data i podpis osoby składającej oświadczenie

Wydanie polskie – 10 stycznia 2009

Tłumaczenie zostało wykonane przez Juliusza Werenicza

Upoważnienie ULC Nr 105C z dnia 17.01.2001 r.

Prawa autorskie do niniejszego tłumaczenia zachowuje Juliusz Werenicz

Adres e-mail: jwerenicz@wolsztyn.com.pl, tel. 602 688 573