CESSNA AIRCRAFT COMPANY

Wichita Kansas USA

Niniejsza Instrukcja jest polskim tłumaczeniem dokumentu "Pilots Operating Handbok and FAA Approved Airplane Flight Manual.

I N S T R U K C J A

Użytkowania w locie samolotu

CESSNA 152 01.lipca 1979 r.

Nr.fabr. 15284305

Znak rozpoznawczy. SP-KLG

Nr.rejestr. 3958 .

Niniejszy dokument zawsze powinien znajdować na pokładzie Statku powietrznego.

Oświadczenie o zgodności Polsko językcznego przekładu Instrukcji z oryginałem.

.....
/imię,nazwisko osoby składaj.oświadcz./

Ja niżej podpisany,oświadczam, że niniejsz Instrukcja jest tłumaczeniem,oryginalnej instr. dokonanym przez J.Werenicz,Upoważnienie Nr. 105 C/GILC i jest zgodna z treścią i danymi zawartymi w Wyw oryginale.

Jednocześnie przyjmuje do wiadomości, że jestem osobą odpowiedzialna za zgodność instrukcji z oryginałem oraz na bieżacexx wprowadzenie do niej zmian wynikajacych z biuletynow producenta.

AEROKLUB DOLNOŚLĄSKI
DYREKTOR
Zdzisław Szymanek

.....
/data,podpis osoby składaj.oswiadcz./

Egz. Nr 1

INSTRUKCJA
UŻYTKOWANIA W LOCIE SAMOLOTU
typu
CESSNA 152

Znaki przynależności do kraju i znaki rejestracyjne: **SP-KLG**
Numer fabryczny: 15284305
Rok produkcji: 1980
Numer rejestru N5376L
Model samolotu: **Cessna 152**
Producent: The Cessna Aircraft Company
Wichita, Kansas USA
Kategoria samolotu: samolot kategorii normalnej i użytkowej

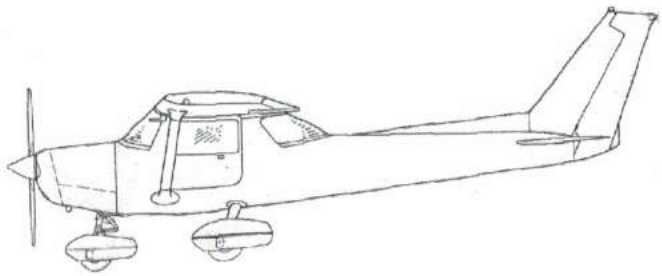
Niniejszy dokument musi znajdować się na samolocie przez cały czas.
Instrukcja obejmuje wymagany przepisami lotniczymi materiał dla pilota zawarty w zatwierdzonej Instrukcji Wykonywania Lotów.
Niniejsza instrukcja jest tłumaczeniem instrukcji użytkowania samolotu Cessna 152. Tytuł oryginału: „PILOT`S OPERATING HANDBOOK and FAA Approved Airplane Flight Manual"
Wydanie oryginalne – 1 lipca 1979
Zmiana 1. – 31 marca 1983
Wydanie polskie 1. – **15 kwietnia 2005**
Zakres i stan zmian ujęte są w „Wykazie aktualnych stron"

Zatwierdzono

Z up.
Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego
NACZELNIK INSPEKTORATU
Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych
mgr inż. Zygmunt Mazan
05.06.06

Kserokopia strony tytułowej oryginału

PILOT'S OPERATING HANDBOOK
and
FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL



CESSNA AIRCRAFT COMPANY

1980 MODEL 152

THIS DOCUMENT MUST
CARRIED IN THE AIRPLA
AT ALL TIMES.

Serial No. 15284305

Registration No. N53761

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

COPYRIGHT © 1979

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

Member of GAMA

1 JULY 1979

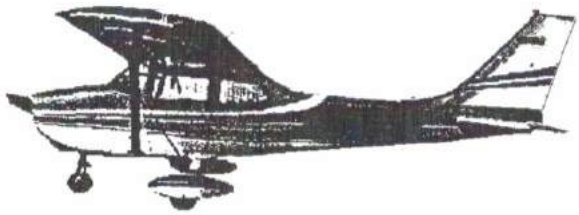
Przekład z języka angielskiego wykonał: Juliusz Werenicz
Upoważnienie nr 105C/GILC (Adres poczty elektronicznej: jwerenicz@wolsztyn.pl, nr tel. 602 688 573).

p.o. NACZELNIK WYDZIAŁU
Dokumentacji Technicznej
z up. Monika Ogrodnik
Anna Orzel
06.06.05

Podpis tłumacza .....

INSTRUKCJA
UŻYTKOWANIA W LOCIE SAMOLOTU
typu

CESSNA 152



ZNAKI REJESTRACYJNE: SP-KLG
NR FABRYCZNY: 15284305

Wydanie polskie1.

NINIEJSZA INSTRUKCJA JEST PRZEWIDZIANA DLA SAMOLOTU OKREŚLONEGO NA STRONIE TYTUŁOWEJ Z AKTUALNOŚCIĄ NA DZIEŃ 15.04. 2005 R.

KOLEJNE ZMIANY DOSTARCZANE PRZEZ CESSNA AIRCRAFT COMPANY MUSZĄ BYĆ ODPOWIEDNIO WPROWADZONE

UWAGI do wydania polskiego 1.
Dokument wydrukowano w 2 egzemplarzach.
Egz. Nr 1. – samolot SP-KLG
Egz. Nr.2. – Urząd Lotnictwa Cywilnego

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

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, osiągach oraz zaleceniach obsługowych i konserwacyjnych.
Zalecane jest dokładne przestudiowanie instrukcji i stosowanie zawartych w niej postanowień

Organizacje Cessny i Obsługi Cessny o światowym zasięgu działania są dostosowane do obsługi klientów.
Przez każdą placówkę obsługową Cessna oferowane są następujące usługi:

- Obsługa gwarancyjna samolotów Cessna, obejmująca części i robociznę zapewniona jest bezpośrednio przez organizacje obsługowe Cessna na całym świecie. Postanowienia gwarancyjne oraz inne ważne informacje zawarte są, dołączonym do nabytego samolotu. CUSTOMER CARE CARD wystawionej na właściciela stanowi spełnienie warunków gwarancyjnych, powinna być przedstawiona 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 obsługa 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 morza		110 KNOTS	
Przelotowa, 75% mocy na H = 8 000 ft		107 KNOTS	

ZASIĘG I DŁUGOTRWAŁOŚĆ LOTU: zalecane zubożenie mieszanki z uwzględnionym zapasem paliwa na rozruch silnika, kołowanie, start, wznoszenie i 45 minutową rezerwą

75% mocy na H = 8 000 ft	zasięg	593 km	(320 MM)
93.0 l (24.5 US gal) zużytego paliwa	długotrwałość	3.1 godz.	
75% mocy na H = 8 000 ft	zasięg	1009 km	(545 MM)
143.0 l (37.5 US gal) zużytego paliwa	długotrwałość	5.2 godz.	
Maksymalny zasięg na H = 10 000 ft	zasięg	768 km	(415 MM)
93.0 l (24.5 US gal) zużytego paliwa	długotrwałość	5.2 godz.	
Maksymalny zasięg na H = 10 000 ft	zasięg	1278 km	(690 MM)
143.0 l (37.5 US gal) zużytego paliwa	długotrwałość	8.7 godz.	

WZNOSZENIE NA POZIOMIE MORZA	3.6 m/s	(715 fpm)
PUŁAP PRAKTYCZNY	4480 m	(14700 ft)

PARAMETRY STARTU

Rozbieg	221m	(725 ft)
Długość startu do H=50 ft (15 m) nad przeszkodą	408 m	1340 ft

PARAMETRY LĄDOWANIA

Dobieg	145 m	(475 ft)
Długość lądowania z H=50 ft (15 m) nad przeszkodą	366 m	(1200 ft)

PRĘDKOŚĆ PRZECIĄGNIĘCIA

Klapy schowane, silnik zdławiony	48 KCAS
Klapy pełne wychylenie, silnik zdławiony	43 KCAS

MAKSYMALNY CIĘŻAR

Do kołowania	1160 kG	(1675 lbs)
Do startu i do lądowania	1157 kG	(1670 lbs)

CIĘŻAR STANDARDOWY SAMOLOTU PUSTEGO

152	503 kG	(1109lbs)
152 II	518 kG	(1142 lbs)

MAKSYMALNE OBCIĄŻENIE UŻYTECZNE

152	257 kG	(566 lbs)
152 II	242 kG	(533 lbs)
DODATKOWY BAGAŻ	54 kG	(120 lbs)
OBCIĄŻENIE SKRZYDŁA	51,15 kG/m^2	(10.5 funta /stopa kw.)
OBCIĄŻENIE MOCY	9,24 kG/kW	(15.2 funta/HP)

POJEMNBOŚĆ ZBIORMIKÓW PALIWA: całkowita

Zbiorniki standardowe	98,0 l	(26 US gal)
Zbiorniki o zwiększonej pojemności	148.0 l	(39 US gal)
POJEMNOŚĆ INSTALACJI OLEJU	6.6 l	(7 kwart)
SILNIK: Avco Lycoming 82 kW (110 BHP) i 2550 obr/min		O-235-L2C
ŚMIGŁO o nieregulowanym skoku	1.752 m	(69 cali)

* Osiągi prędkości są podane dla samolotu wyposażonego dodatkowo w owiewki kół, które umożliwiają zwiększenie prędkości lotu o w przybliżeniu 2knots. Powoduje to różnice w zasięgu ponieważ wszystkie parametry osiągowe po zamontowaniu owiewek ulęgną zmianie.

ZAKRES STOSOWANIA

INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE dołączana do samolotu w czasie jego zakupu w firmie Cessna Aircraft Company obejmuje informacje dotyczące samolotu Cessna 152 modelu 1980 określonego przez numer seryjny i numer rejestracyjny umieszczone na stronie tytułowej instrukcji.

ZMIANY

Zmiany i uzupełnienia do niniejszej instrukcji dotyczą dotyczyły 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 się nawiązać kontakt z organizacją obsługową Cessna, jeśli zachodzi podejrzenie, że ich instrukcja nic zawiera aktualnych zmian.

Wszystkie wprowadzane zmiany zostaną oznaczone ciągłą czarną linią wzdłuż poprawionego lub dodanego tekstu bądź rysunku na dodanych lub istniejących stronach. Linię taką nanosi się na zewnętrznym marginesie wzdłuż odnośnego tekstu. W wydaniu polskim 1.linie te będą nanoszone po wprowadzeniu kolejnych zmian (przyp. tłum.).

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

W wydaniu polskim 1. na każdej stronie znajduje się data jej wydania lub zmiany. Poniższy Wykaz Aktualnych Stron zawiera daty wydania oryginalnych i poprawionych stron.

WYKAZ AKTUALNYCH STRON

Wydanie oryginalne 01.07.1979
Zmiana 1 31.03.1983
*Dotyczy wyłącznie wydania polskiego

STRONA	DATA	STRONA	DATA
I. Strona tytułowa	15.04.2005	5-2 (niezapisana)	01.07.1979
II. *Kopia strony tytułowej oryginału	15.04.2005	5-3 d0 5-13	01.07.1979
III Zapis wprowadzający	15.04.2005	5-14 do 5-18	31.03.1983
IV (niezapisana)	15.04.2005	5-19	01.07.1979
i-ii	01.07.1979	5-20 (niezapisana)	01.07.1979
iii	31.03.1983	6-1	01.07.1979
iv	01.07.1979	6-2 (niezapisana)	01.07.1979
1-1 do 1-2	01.07.1979	6-3 do 6-20	01.07.1979
1-3 do 1-4	31.03.1983	7-1 do 7-37	01.07.1979
1-5 do 1-8	01.07.1979	7-38 (niezapisana)	01.07.1979
2-1	31.03.1983	8-1	01.07.1979
2-2 .(niezapisana)	31.03.1983	8-2 (niezapisana)	01.07.1979
2-3 do 2-10	01.07.1979	8-3 do 8-9	01.07.1979
3-1 do 3-15	01.07.1979	8-10 do 8-11	31.03.1983
3-16 .(niezapisana)	01.07.1979	8-12 do 8-17	01.07.1979
4-1 do 4-14	01.07.1979	8-18 (niezapisana)	01.07.1979
4-15 do 4-18	31.03.1983	9-1 do 9-2	31.03.1983
4-19 do 4-23	01.07.1979	UWAGA	
4-24 .(niezapisana)	01.07.1979	Dla opcjonalnego wyposażenia odnieść się do Spisu Treści rozdziału 9 Uzupełnienia.	
5-1	01.07.1979		

SPIS TREŚCI

	ROZDZIAŁ
INFORMACJE OGÓLNE	1
OGRANICZENIA	2
PROCEDURY AWARYJNE	3
PROCEDURY NORMALNE	4
OSIĄGI	5
CIĘŻAR I WYWAŻENIE ORAZ WYKAZ WYPOSAŻENIA.	6
OPIS SAMOLOTU I INSTALACJI	7
OBSŁUGA I KONSERWACJA	8
UZUPEŁNIENIA (OPISY DODATKOWYCH URZADZEN I PROCEDURY ICH UŻYTKOWANIA)	9

ROZDZIAŁ 1

DANE OGÓLNE

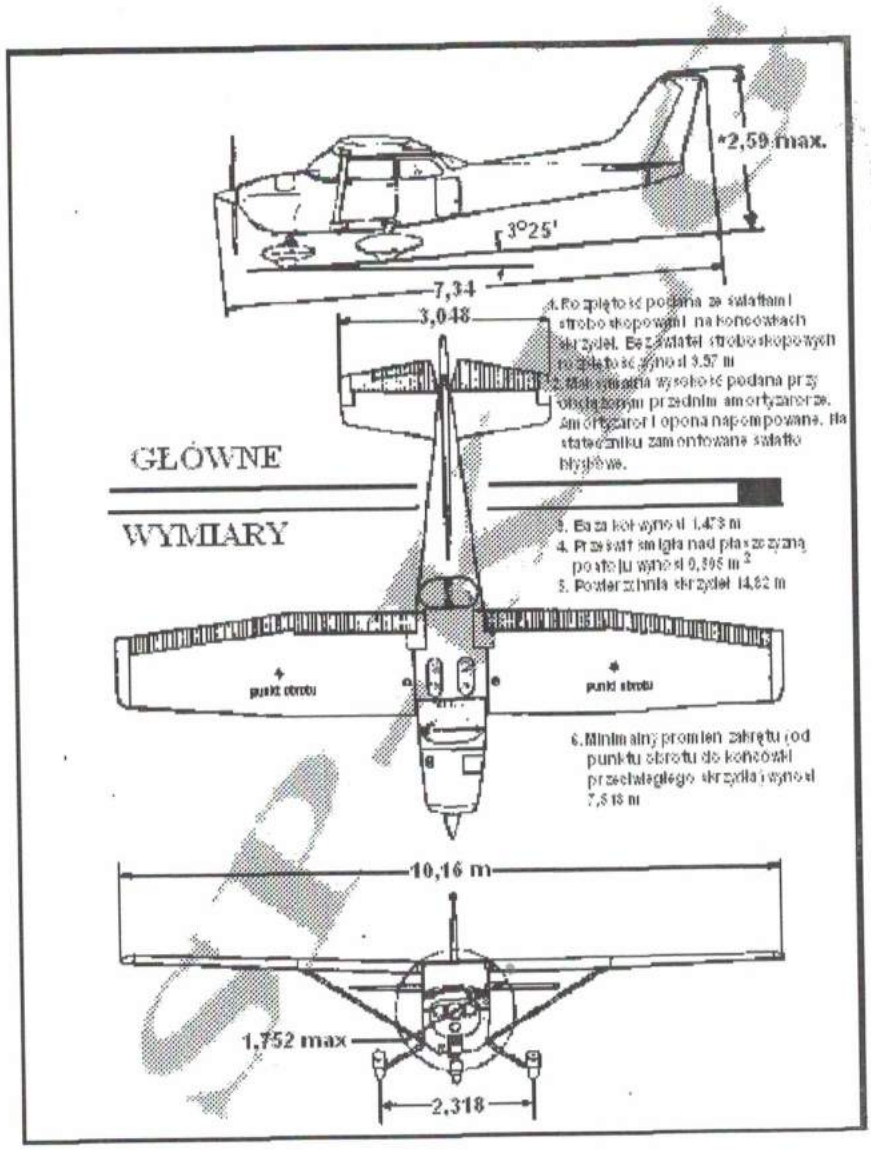


ROZDZIAŁ 1

DANE OGÓLNE

SPIS TREŚCI

	Strona
WIDOK OGÓLNY 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	1-6
Parametry pracy silnika	1-7
Osiągi samolotu i planowanie lotu	1-7
Ciężary i załadowanie samolotu	1-7



Rys. 1-1. Widok w trzech rzutach

WPROWADZENIE

Instrukcja składa się z 9 rozdziałów i zawiera wymagany przepisami lotniczymi materiał, w jaki musi być wyposażony pilot. 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: .....Textron Lycoming.
Numer modelu silnika:.....O-235-L2C.
Typ silnika: napędu bezpośredniego, chłodzony powietrzem, w układzie płaskim – bokser, gaźnikowy, cztero-cylindrowy o pojemności skokowej 3.82 dm^3 *(233 $cale^3$)*
Moc maksymalna i obroty: 82 kW (110 BHP) i 2550 obr/min.

ŚMIGŁO

Producent śmigła: McCauley Accessory Division.
Model śmigła:.....1A103/TCM6958.
Liczba łopat:.....2.
Rozpiętości łopat, maksymalna:..... 1.752 m *(69.0 cala)*.
minimalna:.....1.715 m *(67.5 cala)*.
Typ śmigła: o nieregulowanym skoku.

PALIWO

Wymagana liczba oktanowa (kolor):
Benzyna lotnicza 100LL (niebieska)
Benzyna lotnicza 100 (zielona) (poprzednio 100/130)

UWAGA

Alkohol izopropylowi lub eter monometylowy glikolu dietylenowego mogą być dodawane do paliwa. Koncentracja dodatku nie może przekraczać 1% dla alkoholu izopropylowego i 0.10% do 0.15% dla glikolu dietylenowego. Dla uzyskania dodatkowych informacji należy zapoznać się z rozdziałem 8.

Pojemność:

Zbiorniki standardowe

Całkowita pojemność: 98,4 l *(26,0 US gal.)*
Całkowita pojemność każdego zbiornika: 49,2 l *(13,0 US gal.)*
Całkowita ilość paliwa zużywalnego: 92,7 l *(24,5 US gal.)*

Zbiorniki w wersji powiększonej

Całkowita pojemność: 147,6 l *(39,0 US gal.)*
Całkowita pojemność każdego zbiornika 73,8 l *(19,5 US gal.)*
Całkowita ilość paliwa zużywalnego: 141,9 l *(37,5 US gal.)*

UWAGA

Z uwagi na krzyżowe wzajemne połączenie zbiorników, po ich napełnieniu należy powtórnie dopełnić je do ograniczników, aby zapewnić maksymalną ilość paliwa.

OLEJ

Klasa oleju (specyfikacja):

MIL-L-6082 Olej mineralny klasy lotniczej: używać do uzupełniania w ciągu pierwszych 25 godzin oraz przy pierwszej wymianie po 25 godzinach. Należy kontynuować stosowanie go aż do uzyskania pełnych 50 godzin pracy lub do ustabilizowania się zużycia oleju.

UWAGA

Samolot dostarczony bezpośrednio z wytwórni jest napełniony olejem chroniącym przed korozją silnik samolotu. Olej ten musi być spuszczony po pierwszych 25 godzinach pracy.

MIL-L-22851 Olej bezpopiołowy dyspersyjny: olej musi być stosowany po pierwszych 50 godzinach użytkowania lub po ustabilizowaniu się zużycia..

Zalecana lepkość w przedziałach temperatur:

MIL-L-6082 Olej mineralny klasy lotniczej:
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)*,
SAE 20 poniżej -12°C *(10°F)*.

MIL-L-22851 Olej z dodatkami bezpopiołowym:
SAE 40 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 2I°C *(70°F)*,
SAE30 poniżej -12°C *(10°F)*.

Pojemność instalacji olejowej:

Miska olejowa: 5,7 l *(6 kwart)*,
Całkowita: 6,6 l *(7 kwart)* (z filtrem oleju).

CIĘŻARY MAKSYMALNE

Do kołowania: 759,7 kG *(1675 funtów).*
Do startu: 757,4 kG *(1670 funtów).*
Do lądowania: 757,4 kG *(1670 funtów).*

Obciążenie przestrzeni bagażowej:
Bagaż w przestrzeni l. (lub pasażer na fotelu dziecięcym) – współrzędne od 1.270 m *(50 cali)* do 1.930 m *(76 cali)*: 54,5 kG *(120 funtów).*
Bagaż w przestrzeni 2. – współrzędne 1.930 m *(76cali)* do 2.388 m *(94 cali)*: 18,1 kG *(40 funtów).*

UWAGA
Maksymalny całkowity ciężar bagażu w przestrzeniach bagażowych 1. i 2. wynosi 54,5 kG *(120 funtów).*

CIĘŻARY STANDARDOWE SAMOLOTU

Ciężar standardowy pustego samolotu, 152: 503,0 kG *(1109 funtów).*
152 II: 518,0 kG *(1142 funtów).*
Maksymalny ciężar użyteczny, 152: 256,7 kG *(566 funtów).*
152 II: 241,8 kG *(533 funtów).*

WYMIARY KABINY I DRZWI

Szczegółowe wymiary kabiny oraz drzwi wejściowych są opisane w rozdziale 6.

PRZESTRZEŃ BAGAŻOWA I WYMIARY DRZWI

Szczegółowe wymiary bagażnika oraz drzwi są opisane w rozdziale 6.

OBCIĄŻENIA JEDNOSTKOWE

Obciążenie powierzchni nośnej: 51,0 kG/m^2 *(10.5 funta/stopę^2)*
Obciążenie mocy: 9,25 kG/kW *(15.2 funta/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 Aispeed)* – 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 przypadku.

Vs *(Stalling Speed or Minimum Steady Flight Speed)* – prędkość przeciągnięcia, minimalna prędkość (IAS) przy której samolot jest sterowny

Vso *(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.

Vx *(Best Angle-of-Climb Specd)* – prędkość lotu największego kąta wznoszenia - prędkość przy której następuje największy przyrost wysokości.

Vy *(Best Rate-of-Clirnb 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 *(Preassure Altitude)* – to wysokość wynikająca z pomiaru ciśnienia barometrycznego odczytywana z wysokościomierza, gdy skala baryczna została ustawiona na 1013,25 hPa *(29.92 cali 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.
Obroty statyczne	*(Static RPM)* – maksymalne obroty przy nieruchomym samolocie– maksymalne obroty silnika na ziemi na podstawkach.

OSIĄGI SAMOLOTU I PLANOWANIE LOTU

Sprawdzona prędkość wiatru bocznego	*(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 niezużywalne	*(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.

CIĘŻARY I WYWAŻENIE SAMOLOTU

Podstawa odniesienia	*(Reference datum)* – umowna płaszczyzna pionowa, od której mierzone są wszystkie wymiary poziome, dla celów wyważenia.
Współrzędna wręgowa	*(Station)* – współrzędna podziału wręgowego wzdłuż kadłub samolotu podana jako odległość od podstawy odniesienia.
Ramię	*(Arm)* - odległość środka ciężkości (S.C.) w osi podłużnej daneg 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 standardowy pustego samolotu	*(Standard Empty Weight)* – standardowy ciężar pustego samolotu wraz z nie zużywalnym paliwem, pełną ilość 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 standardowym samolotu.
Średnia cięciwa aerodynamiczna (ŚCA)	*(MAC – Mean Aerodynamic Chord)* – jest to cięciwa wirtualnego skrzydła o obrysie prostokątnym, mającego ten sam moment wypadkowej siły względem osi poprzecznej co rozpatrywane skrzydło.
Maksymalny ciężar do kołowania	*(Maximum Ramp Weight)* – maksymalnie dopuszczalny ciężar całkowity samolotu, z którym można wykonywać manewry na ziemi. (Obejmuje ciężar paliwa na rozruch, kołowanie oraz próbę silnika).
Maksymalny ciężar startowy	*(Maximum Take-Off Weight)* - maksymalnie dopuszczalny ciężar startowy z którym można rozpocząć rozbieg.
Maksymalny ciężar do lądowania	*(Maximum Landing Weight)* - maksymalnie dopuszczalny ciężar, z którym samolot może się przyziemić.
Tara	*(Tare)* – 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.

ROZDZIAŁ 2

OGRANICZENIA UŻYTKOWANIA

ROZDZIAŁ 2

OGRANICZENIA UŻYTKOWANIA

PRZEDSTAWIONE DANE DOTYCZA TYLKO SAMOLOTÓW Z SILNIKAMI LYCOMING LO-235-L2C. W ODNIESIENIU DO SAMOLOTÓW Z SILNIKAMI LYCOMING O-235-N2C NALEŻY ZASTOSOWAĆ DANE PRZEDSTAWIONE W UZUPEŁNIENIU W ZAŁACZNIKU 9.

SPIS TREŚCI

Strona

WPROWADZENIE 2-3
OGRANICZENIA PRĘDKOŚCI LOTU 2-3
OZNAKOWANIE PRĘDKOŚCIOMIERZA 2-4
OGRANICZENIA ZESPOŁU NAPĘDOWEGO 2-4
OZNAKOWANIE PRZYRZĄDÓW ZESPOŁU NAPĘDOWEGO 2-5
DOPUSZCZALNE CIĘŻARY SAMOLOTU 2-5
OGRANICZENIA POŁOŻENIA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI 2-5
OGRANICZENIA MANEWROWE 2-6
DOPUSZCZALNY WSPÓŁCZYNNIK PRZECIĄŻENIA 2-6
OGRANICZENIA UŻYTKOWANIA SAMOLOTU 2-6
OGRANICZENIA INSTALACJI PALIWOWEJ 2-7
INNE OGRANICZENIA 2-7
Ograniczenia dla klap 2-7
TABLICZKI INFORMACYJNE 2-8

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

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 władze lotnicze.

UWAGA

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

Cessna posiada certyfikat typu FAA Type Certificate No 3A19 jako Cessna model No 152.

OGRANICZENIA PRĘDKOŚCI LOTU

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

	PRĘDKOŚĆ	KCAS	KIAS	UWAGI
V_{NE}	Maksymalnie dopuszczalna prędkość lotu	**145**	**149**	Nie przekraczać tej prędkości w żadnym przypadku.
V_{NO}	Maksymalna prędkość normalnego użytkowania	**108**	**111**	Prędkość maksymalna normalnego użytkowania. Przekraczanie dopuszczalne przy locie w spokojnej atmosferze i przy zachowaniu ostrożności.
V_A	Prędkość manewrowa 752,3kG *(1670 funtów)* 675,5kG *(1500 funtów)* 608,1 kG *(1350 funtów)*	 **101** **96** **91**	 **104** **98** **93**	Powyżej tych prędkości nie wychylać gwałtownie lub do oporu sterów.
V_{FE}	Maksymalna prędkość z wychylonymi klapami	**87**	**85**	Nie przekraczać tej prędkości z klapami wychylonymi do danej pozycji.
	Maksymalna prędkość z otwartymi oknami	**145**	**149**	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	**35 - 85**	Zakres użytkowy z wychylonymi w pełni klapami. Dolną granica jest prędkością Vs dla ciężaru maksymalnego w konfiguracji do lądowania. Górna granica jest maksymalną dopuszczalną prędkością przy wychylonych klapach.
Zielony luk	**40 - 111**	Zakres normalnego użytkowania. Dolna granica jest prędkością Vs dla maksymalnego ciężaru z klapami schowanymi. Górną granicą jest maksymalna prędkość manewrowa.
Żółty luk	**111 - 149**	Pilotowanie z zachowaniem ostrożności i tylko w spokojnym powietrzu.
Czerwona kreska	**149**	Maksymalnie dopuszczalna prędkość lotu.

Rys. 2-2. Oznakowanie prędkościomierza

OGRANICZENIA ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

Producent silnika: Avco Lycoming.
Typ silnika: O-235-L2C.
Ograniczenia do startu i długotrwałej pracy silnika:
moc maksymalna: 82 kW (110 BHP),
maksymalne obroty: 2550 obr/min.

UWAGA

Obroty statyczne z przepustnicą maksymalnie otwartą (ogrzewanie gaźnika wyłączone, mieszanka zubożona do uzyskania obrotów maksymalnych) wynoszą od 2280 do 2380 obr/min.

Maksymalna temperatura oleju: 245°F (118°C),
Ciśnienie oleju: minimalne: 25 psi.
maksymalne: 115 psi.

Producent śmigła: McCauley Accessory Division.
Numer typu śmigła: IAI03/TCM6958.
Średnice śmigieł: maksymalna: 1.7520 m (69 cali).
minimalna: 1.7145 m (67.5 cala).

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 UZYTKOWY	WARTOŚĆ MAKSYMALNA
Obroty poziom morza 4000 stóp 8000 stóp	—	1900- 2350 obr/min 1900- 2450 obr/min 1900- 2550 obr/min	2550 obr/min
Temperatura oleju	—	100°-245°F	245°F
Ciśnienie oleju	25 psi	60 - 90 psi	100 psi
Ilość paliwa	E (0.75 gal nie zużywalnego paliwa w każdym zbiorniku)	—	—
Ciśnienie ssania	—	4,5 - 5.4 cali Hg	—

Rys.2-3. Oznakowania przyrządów kontroli zespołu napędowego

DOPUSZCZALNE CIĘŻARY SAMOLOTU

Do kołowania..... 759,7 kG *(1675 funtów).*
Do startu:..... 757,4 kG *(1670 funtów).*
Do lądowania..... 757,4 kG *(1670 funtów)*
Obciążenie w przestrzeni bagażowej:
Bagaż w przestrzeni 1 (lub pasażer na fotelu dziecięcym) – współrzędne od 1.270 m *(50 cali)* do 1.930 m *(76cali)*: 54,5 kG *(120 funtów)*
Bagaż w przestrzeni 2 – współrzędne 1.930 m *(76cali)* do 2.388 m *(94 cali)*: 18,1 kG *(40 funtów)*.

UWAGA

Maksymalna całkowita masa bagażu w przestrzeniach bagażowych 1 i 2 wynosi 54,5 kG *(120 funtów).*

OGRANICZENIA POŁOŻENIA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

Zakres położenia Środka Ciężkości:
Przednie 0.787 m *(31.0 cali)* do tylu od bazy dla ciężaru 608,1 kG *(1350 funtów)* lub mniej w prostej liniowej zależności do 0.829 m *(32.65 cala)* do tyłu od bazy dla ciężaru 752,3 kG *(1670 funtów).*

Tylne: 1.927 m *(36,5 cala)* do tyłu od bazy wszystkich ciężarów.
Baza: przednia płaszczyzna dolnej części przegrody ogniowej.

OGRANICZENIA MANEWROWE

Samolot jest certyfikowany w kategorii normalnej i zaprojektowany do wykonywania ograniczonych akrobacji. W czasie szkolenia do uzyskania różnych licencji jak pilota zawodowego i instruktora pilota, wymagane jest wykonywanie odpowiednich ewolucji i figur pilotażowych. Dopuszcza się wykonywanie wszystkich tego rodzaju ewolucji na samolocie.

Niedopuszczalne jest wykonywanie figur akrobacji lotniczej poza wymienionymi poniżej:

MANEWR	ZALECANA PRĘDKOŚĆ WPROWADZENIA*
Górka	95 węzłów
Łagodna	95 węzłów
Głęboki zakręt	95 węzłów
Korkociąg	powolne zmniejszanie prędkości
Przeciągnięcie (z wyłącz. dynamicznego)	powolne zmniejszanie prędkości

*Większe wartości prędkości mogą być stosowane, pod warunkiem nie wykonywania energicznych ruchów sterami.

Przedział bagażowe i fotel dziecięcy muszą być puste podczas wykonywania akrobacji.

Nie należy wykonywać figur, które mogą spowodować duże obciążenia konstrukcji. W czasie wykonywania manewrów należy pamiętać, że samolot posiada dobre właściwości aerodynamicznie i pochylony w dół, będzie szybko nabierał prędkości. Odpowiednia obserwacja prędkości jest istotnym warunkiem wykonania każdej ewolucji. Należy zachować szczególną uwagę, dla uniknięcia nadmiernej prędkości, która z kolei może być źródłem dużych obciążeń. W czasie wykonywania dowolnej ewolucji należy unikać gwałtownego wychylania sterów.

DOPUSZCZALNY WSPÓŁCZYNNIK PRZECIĄŻENIA

Współczynniki przeciążenia.

* Klapy schowane: $n_z = +4.4 - -1.76$
*Klapy wychylone: $n_z = +3.5$

*Obliczeniowe współczynniki przeciążeń są wyższe o 150% ponad wartości wyżej 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 zdatności samolotu.

Wykonywanie lotów w warunkach oblodzenia jest zabronione.

OGRANICZENIA INSTALACJI PALIWOWEJ

2 zbiorniki standardowe: 49.2 l *(13.0 US gal.)* w każdym.
Całkowita pojemność paliwa: 98.4 l (26.0 *US gal.*).
Zużywalne ilość paliwa (w każdych warunkach): 92.7 l *(24.5 US gal.*).
Nie zużywalna ilość paliwa: 5.7 l *(1.5 US gal.)*.
2 zbiorniki o zwiększonej pojemności: 73.8 l *(19.5 US gal.)* w każdym.
Całkowita pojemność paliwa: 147. 6 l *(39.0 US gal.)*
Zużywalne ilość paliwa (w każdych warunkach): 141.9 l *(37.5 US gal.)*.
Nie zużywalna ilość paliwa: 5.7 l*(1.5 US gal.)*.

UWAGA

Z uwagi na krzyżowe wzajemne połączenie zbiorników, po ich napełnieniu należy powtórnie dopełnić je do ograniczników, aby zapewnić maksymalną ilość paliwa.

Nie stwierdzono związku bezpieczeństwa startu z ilością paliwa mniejszą niż 2 galony (po l galonie w każdym zbiorniku).

Jeżeli paliwomierz wskazuje, że zbiorniki są puste (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

Wychylenie do startu: 0° do 10°
Wychylenie do lądowania: 0° do 30

TABLICZKI INFORMACYJNE

Uwidocznione są 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 przykładzie)

The markings and placekards 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 APPROVED EXCEPT THOSE LISTED BELLOW

Maneuver	Rec. Entry Speed	Maneuver	Rec. Entry Speed
Chandelles.....	95 KIAS	Spins.....	Slow Decel
Lazy-8`s.....	95 KIAS	Stalls (Except Whip Stalls.....	Slow Decel
Step Turns.....	95 KIAS		

Intentional spins prohibited with flaps extended.
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, których należy przestrzegać podczas użytkowania samolotu w zakresie tej kategorii są zawarte w Podręczniku Pilota i zatwierdzonej przez FAA Instrukcji Użytkowania w Locie.

NIEDOPUSZCZALNE JEST WYKONYWANIE INNYCH FIGUR NIŻ PODANE PONIŻEJ

Manewr	Prędkość wprowadzenia	Manewr	Prędkość wprowadzenia
Górka	95 KIAS	Korkociąg	powolne zmniejszanie prędkości
Łagodna ósemka	95 KIAS	Przeciągnięcie (z wyłączeniem dynamicznego)	powolne zmniejszanie prędkości
Głęboki zakręt	95 KIAS		

Zamierzone wykonywanie korkociągów w wypuszczonymi klapami jest zabronione.
Wchodzenie zamierzone w warunki oblodzenia jest zabronione.
Samolot jest dopuszczony do lotów w następujących warunkach, jak w dniu certyfikacji: DZIEŃ – NOC – VFR – IFR

2. W przedziale bagażowym.

120 LBS. MAXIMUM BAGGAGE AND/OR AUXILIARY SEAT PASSENGER. FOR ADDITIONAL LOADING INSTRUCTIONS SEE WEIGHT AND BALLANCE DATA.

MAKSYMALNY BAGAŻ W BAGAŻNIKU A TAKŻE NA DODATKOWYM FOTELU PASAŻERSKIM *120 FUNTÓW* (54.5 KG). DODATKOWE INFORMACJE O ZAŁADOWANIU PATRZ DANE DOT. CIĘŻARU I WYWAŻENIA.

3. Na przełączniku zaworu paliwowego (zbiorniki standardowe)

FUEL - 24,5 GALS - ON -OFF

PALIWO - 24.5 GALONÓW - WŁĄCZONY - WYŁĄCZONY

Na przełączniku zaworu paliwowego (zbiorniki o zwiększonej pojemności)

FUEL - 37,5 GALS - ON -OFF

PALIWO - 37.5 GALONÓW - WŁĄCZONY - WYŁĄCZONY

4 W pobliżu korków wlewowych do zbiorników (zbiorniki standardowe):

FUEL
100LL/100 MIN GRADE AVIATION GASOLINE
CAP. 13 US GAL

PALIWO
100LL/100 MINIMALNA LICZBA OKTANOWA BENZYNY LOTNICZEJ
POJEMNOŚĆ 13 GALONÓW USA

W pobliżu korków wlewowych do zbiorników (zbiorniki o zw. pojemności):

FUEL
100LL/100 MIN GRADE AVIATION GASOLINE
CAP. 19,5 US GAL

PALIWO
100LL/100 MINIMALNA LICZBA OKTANOWA BENZYNY LOTNICZEJ
POJEMNOŚĆ 19,5 GALONÓW USA

5 Na tablicy przyrządów w pobliżu wysokościomierza

SPIN RECOVERY
1. VERYFY AILERONS NEUTRAL AND TROTTLE CLOSED
2. APPLY FULL OPPOSITE RUDUER
3. MOVE CONTROL WHEEL BRISKLY F ORWARD TO BREAK STALL
4. NEUTRALIZE RUDEL AND RECOVER FROM DIVE

WYPROWADZENIE Z KORKOCIĄGU
1. USTAWIĆ LOTKI W NEUTRUM I PRZEPUSTNICĘ ZAMKNIĘTĄ
2. WYCHYLIĆ STER KIERUNKU DO OPORU PRZECIWNIE DO KIERUNKU OBROTÓW KORKOCIĄGU
3. ENERGICZNIE WY7CHYLIĆ WOLANT DO PRZODU, ABY PRZERWAĆ STAN PRZECIĄGNIĘCIA
4. USTAWIC STER KIERUNKU W NEUTRUM I WYPROWADIĆ Z NURKOWANIA

6 Tabliczka z diagramem dewiacji busoli w 30° przedziałach

7 Na korku wlewu oleju

Oil 6 QTS
OLEJ 6 KWART

8 Na blokadzie wolantu

CONTROL LOCK - REMOVE BEFORE STARTING ENGINE
BLOKADA WOLANTU - ZDJĄĆ PRZED URUCHOMIENIEM SILNIKA

9 W pobliżu prędkościomierza:

MANEUVER SPEED- 104 KIAS
PRĘDKOŚĆ MANEWROWA- 104 KIAS

ROZDZIAŁ 3

PROCEDURY AWARYJNE

ROZDZIAŁ 3

PROCEDURY AWARYJNE

SPIS TREŚCI

	Strona
WPROWADZENIE	3-3
PREDKOŚCI LOTU W SYTUACJACH AWARYJNYCH	3-3
KONTROLNE LISTY CZYNNOSCI	
PRZERWANIE PRACY SILNIKA	3-3
Przy starcie	3-3
Po oderwaniu od ziemi	3-3
W czasie lotu	3-4
LĄDOWANIE AWARYJNE	3-4
Lądowanie przymusowe z niepracującym silnikiem	3-4
Przezorne lądowanie z pracującym silnikiem	3-4
Przymusowe wodowanie	3-4
POŻARY	3-5
Pożar silnika przy rozruchu na ziemi	3-5
Pożar silnika w locie	3-5
Pożar przewodów elektrycznych	3-6
Pożar w kabinie	3-6
Pożar skrzydła	3-7
LOT W WARUNKACH OBLODZENIA	3-7
Niezamierzone wejście w oblodzenia	3-7
LĄDOWANIE Z KOŁEM GŁÓWNYM BEZ POWIETRZA	3-8
ZAKŁÓCENIA W PRACY INSTALACJI ELEKTRYCZNEJ	3-8
Nadmierny prąd ładowania	3-8
Niedostateczny prąd ładowania	3-8

SPIS TREŚCI (c.d)

Strona

PROCEDURY ROZSZERZONE

PRZERWANIE PRACY SILNIKA 3-9
LĄDOWANIE AWARYJNE 3-10
LĄDOWANIE BEZ DZIAŁAJĄCEGO STERU WYSOKOŚCI 3-10
POŻARY 3-10
AWARYJNE SYTUACJE W CHMURACH (Uszkodzenie instalacji podciśnienia) 3-11
Wykonanie zakrętu o 180° w chmurach 3-11
Awaryjne zniżanie w chmurach 3-11
Wyprowadzenie ze stromej spirali 3-12
NIEZAMIERZONE WEJŚCIE W WARUNKI OBLODZENIA 3-12
KORKOCIĄG 3-12
NIERÓWNOMIERNA PRACA SILNIKA LUB SPADEK CIĄGU 3-13
Oblodzenie gaźnika 3-13
Zanieczyszczenie świec zapłonowych 3-13
Uszkodzenie iskrownika 3-14
Niskie ciśnienie oleju 3-14
ZAKŁÓCENIA W PRACY INSTALACJI ELEKTRYCZNEJ 3-14
Nadmierny prąd ładowania 3-14
Niedostateczny prąd ładowania 3-15

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.....60 KIAS
Prędkości lotu:
757.5 kG (1670 funtów)..... 104 KIAS
680.4 kG (1500 funtów)..... 98 KIAS
612.3 kG.(1350 funtów)..... 93 KIAS
Maksymalna doskonałość przy prędkości.....60 KIAS
Przezorne lądowanie z pracującym silnikiem.....55 KIAS
Lądowanie z niepracującym silnikiem:
Lądowanie z klapami schowanymi.....65 KIAS
Lądowanie z klapami wychylonymi..... 60 KIAS

KONTROLNE LISTY CZYNNOŚCI

PRZERWANIE PRACY SILNIKA

PRZERWANIE PRACY SILNIKA PODCZAS ROZBIEGU

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. Wyłącznik główny IE – WYŁĄCZONY (OFF).

PRZERWANIE PRACY SILNIKA PO ODERWANIU OD ZIEMI

1. Prędkość – 60 KIAS,
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,
6. Wyłącznik główny IE – WYŁĄCZONY (OFF).

PRZERWANIE PRACY SILNIKA W CZASIE LOTU

1. Prędkość – 60 KIAS,
2. Podgrzew gaźnika – WŁĄCZONE (ON),
3. Pompka wstrzykowa – WEPCHNIĘTA I ZABLOKOWANA
4. Zawór odcinający dopływ paliwa - WŁĄCZONY (ON),
5. Mieszanka – BOGATA (RICH),
6. Przełącznik iskrowników – BOTH (lub START, jeśli śmigło zatrzymało się)

LĄDOWANIA AWARYJNE

LĄDOWANIE PRZYMUSOWE Z NIEPRACUJĄCYM SILNIKIEM

1. Prędkość – 65 KIAS (klapy schowane)
   60 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 IE – WYŁĄCZONY (OFF),
7. Drzwi – ODBLOKOWANE PRZED PRZYZIEMIENIEM,
8. Przyziemienie – Z PRZEDNIM KOŁEM UNIESIONYM,
9. Hamulce – INTENSYWNE HAMOWANIE,

PRZEZORNE LĄDOWANIE Z PRACUJĄCYM SILNIKIEM

1. Prędkość – 60 KIAS,
2. Klapy – 20°,
3. Wybrać teren – PRZELOT NA TERENEM, określić stan i przeszkody, po czym na bezpiecznej wysokość i prędkości schować klapy,
4. Wyłączniki radiostacji i elektryczne – WYŁĄCZONE (OFF),
5. Klapy – 30° (w ostatniej fazie zajścia),
6. Prędkość – 55 KIAS,
7. Wyłącznik główny IE – WYŁĄCZONY (OFF),
8. Drzwi – ODBLOKOWANE PRZED PRZYZIEMIENIEM,
9. Przyziemienie - Z PRZEDNIM KOŁEM UNIESIONYM,
10. Przełącznik iskrowników – WYŁĄCZONE (OFF),
11. Hamulce – INTENSYWNE HAMOWANIE.

PRZYMUSOWE 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. Podejście – Silny wiatr, wysokie fale - POD WIATR.
   Słaby wiatr, wysokie fale- RÓWNOLEGLE DO FAL.,
4. Klapy – 30°,
5. Moc – USTALIĆ ZNIŻANIE 300 stóp/min przy 55 KIAS,
6. Drzwi – ODBLOKOWANE,
7. Zajście do wodowania – ZNIŻANIE 300 stóp/min,
8. Twarze – OSŁONIĆ podczas wodowania złożonym płaszczem,
9. Samolot – OPUŚCIĆ przez drzwi kabiny. W razie potrzeby otworzyć okno i zalać kabinę, aby wyrównać ciśnienia i umożliwić otwarcie drzwi,
10. Kamizelki ratunkowe i tratwa – NAPEŁNIĆ POWIETRZEM.

POŻARY

POŻAR SILNIKA PRZY ROZRUCHU NA ZIEMI

1. Obracanie silnika rozrusznikiem – KONTYNUOWAĆ, aby uruchomić silnik i wciągnąć płomienie 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 awarii,

Jeśli silnik nie uruchamia się:

4. Obracanie silnika rozrusznikiem – KONTYNUOWAĆ, aby uruchomić silnik,
5. Gaśnica – WYJĄĆ, (jeżeli nie jest zainstalowana, użyć lotniskowej),
6. Silnik-ZABEZPIECZYĆ,
   a. Główny wyłącznik instalacji elektrycznej – WYŁĄCZONY (OFF),
   b. Przełącznik iskrowników – WYŁĄCZONE (OFF),
   c. Zawór odcinający dopływ paliwa – W YŁĄCZONY (OFF),
7. Pożar – UGASIĆ gaśnicą, kocem lub piaskiem,
8. 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 odcinający dopływ paliwa – WYŁĄCZONY (OFF),
3. Wyłącznik główny IE – WYŁĄCZONY (OFF),
4. Ogrzewanie i wentylacja kabiny – WYŁĄCZONE (OFF) (z wyjątkiem otworów wentylacyjnych w nasadach skrzydeł,
5. Prędkość – 85 KIAS, (Jeżeli pożaru nie udało się ugasić, zwiększyć prędkość lotu w szybowaniu, dla stworzenia niepalnej mieszanki),
6. Lądowanie awaryjne – WYKONAC (zgodnie z procedurą lądowania z pracującym silnikiem,

POŻAR PRZEWODÓW ELEKTRYCZNYCH

1. Wyłącznik główny IE – WYŁĄCZONY (OFF),
2. Wszystkie wyłączniki (z wyjątkiem zapłonu) – WYŁĄCZONE (OFF),
3. Wentylacja/Powietrze do kabiny/Ogrzewanie – ZAMKNIĘTE,
4. Gaśnica – UŻYĆ, (jeśli jest dostępna).

OSTRZEŻENIE

Po wykorzystaniu gaśnicy w zamkniętej kabinie przewietrzyć kabinę.

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

5. Wyłącznik główny IE – WŁĄCZONY (ON),
6. Bezpieczniki automatyczne – SPRAWDZIĆ czy nie są uszkodzone i nie włączać ich ponownie,
7. Włączniki radiostacji/instalacji elektrycznej – WŁĄCZANE (ON), pojedynczo, z opóźnieniem po każdym poprzednim, dla zlokalizowania zwartego obwodu,
8. Wentylacja/Powietrze do kabiny/Ogrzewanie - OTWARTE (OPEN), po upewnieniu się, że pożar jest całkowicie ugaszony

POŻAR W KABINIE

1. Wyłącznik główny IE – WYŁĄCZONY (OFF),
2. Wentylacja/Powietrze do /kabiny/Ogrzewanie – ZAMKNIĘTE (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, aby zlokalizować defekt.

POŻAR SKRZYDŁA

1. Wyłącznik świateł nawigacyjnych – WYŁĄCZONY (OFF),
2. Światło stroboskopowe, (jeżeli zainstalowane) – WYŁĄCZONY (OFF),
3. Wyłącznik ogrzewania rurki Pitota, (jeżeli zainstalowane) – WYŁĄCZONY (OFF).

UWAGA

Wykonywać ślizgi, aby utrzymać płomienie 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 Pitota – WŁĄCZONY (ON), (jeżeli zainstalowane)
2. Zawrócić lub zmienić wysokość lotu, dla wyjścia ze strefy oblodzenia,
3. Włączyć pełne ogrzewanie kabiny dla uzyskania maksymalnej temperatury odladzania. Dla uzyskania większego przepływu przy obniżonej temperaturze wyregulować wentylacją 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 *(¼ 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 klap, 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 zajścia do lądowania,
10. W czasie zajścia do lądowania w miarę potrzeby dla poprawienia widoczności wykonywać ślizgi,
11. W zależności od ilości osadzonego lodu, podchodzić do lądowania z prędkością od 65 do 75 KIAS,
12. Przyziemić samolot w poziomej pozycji.

LĄDOWANIE Z KOŁEM GŁÓWNYM BEZ POWIETRZA

1. Klapy – WG POTRZEB,
2. Zajście do lądowania – NORMALNE,
3. Przyziemienie – NA SPRAWNE KOŁO, utrzymanie lotkami uszkodzonego koła nad ziemią tak długo jak to możliwe.

ZAKŁÓCENIA W PRACY INSTALACJI ELEKTRYCZNEJ

Amperomierz wskazuje nadmierny prąd ładowania (do końca skali)

1. Alternator – WYŁĄCZONY (OFF),
2. AOS obwodu alternatora – WYCISNĄĆ
3. Zbędne wyposażenie elektryczne – WYŁĄCZONE (OFF),
4. PREZERWAĆ LOT – tak szybko, jak jest to możliwe.

Włączenie się sygnalizacji świetlnej 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 – WYŁĄCZONE (OFF),
2. AOS obwodu alternatora – SPRAWDZIĆ,
3. Wyłącznik główny IE – WYŁĄCZONY (OFF) (obydwie strony),
4. Wyłącznik główny IE – WŁĄCZONY (ON),
5. Sygnalizacja świetlna o niskim napięciu – SPRAWDZIĆ,
6. Wyłączniki radiostacji – WŁĄCZONE (ON).

Jeżeli sygnalizacja świetlna niskiego napięcia zaświeci się ponownie:

7. Alternator – WYŁĄCZONY (OFF),
8. Zbędne wyposażenie elektryczne – WYŁĄCZONE (OFF).
9. ZAKOŃCZYC LOT tak szybko jak jest to możliwe.

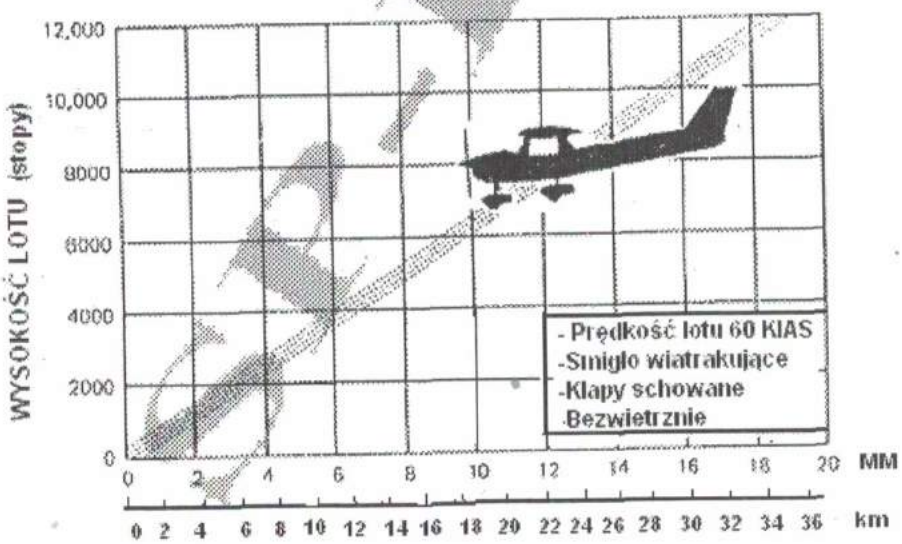
PROCEDURY ROZSZERZONE

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 natychmiast należy 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 zakrętu 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 rys. 3-1.Podczas szybowania w kierunku wybranego terenu do lądowania, należy podjąć próbę określenia powodu odmowy w pracy silnika. Jeśli pozwala na to czas, podjąć próbę uruchomienia silnika, zgodnie z procedurą w liście kontrolnej. Jeśli silnika nie można ponownie uruchomić, lądować przymusowe lądowanie z niepracującym silnikiem.



Rys. 3-1. Zasięg w szybowaniu

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 procedura 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 zabezpieczenie twarzy pasażerów podczas wodowania. Nadać sygnał Mayday na częstotliwości 121.5 MHz podając położenie i potrzebę wodowania oraz włączyć transponder, jeśli jest zabudowany. Unikać wyrównania nad wodą ze względu na trudność w ocenieniu wysokości nad powierzchnią wody.

LĄDOWANIE BEZ DZIAŁAJĄCEGO STERU WYSOKOŚCI

Przy użyciu trymera i sterowania ciągiem silnika wyrównać samolot do lotu poziomego (przy prędkości około 55 KIAS i klapami wychylonymi na 20°). Następnie **nie zmieniając ustawienia trymeru** utrzymywać kąt szybowania tylko zmianą ciągu silnika.

W momencie wyrównania, moment pochylający w dół wywołany zmniejszeniem ciągu jest czynnikiem niekorzystnym i samolot może uderzyć w ziemię kołem przednim. W konsekwencji podczas wyrównywania, trymer powinien być ustawiony w pozycji ciężki na ogon a ciąg zespołu śmigło-silnikowego tak, aby samolot zajął poziomą pozycję przed przyziemieniem. Zdławić silnik w momencie przyziemienia.

POŻARY

Pożary silnika w locie są nadzwyczaj rzadkie, to przy ich zaistnieniu należy postępować zgodnie z procedurą określoną w odpowiedniej liście kontrolnej.
Po zrealizowaniu procedury 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 wyeliminowaniem przyczyny pożaru

AWARYJNE SYTUACJE W CHMURACH
(Uszkodzenie instalacji podciśnieniowej)

Po niezamierzonym wejściu w chmury z niesprawna instalacja podciśnieniową należy mieć na uwadze, że girobusola i sztuczny horyzont nie będą działały, a pilot musi pilotować samolot 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 wskazanie 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 60 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 bardziej odchylenia ślizgami, a nie zakrętami, ponieważ w takim manewrze wskazania busoli są dokładniejsze,
6. Wykonując delikatne ruchy sterem wysokości utrzymywać prędkość i wysokość lotu. Dla uniknięcia przesterowania trzymać delikatnie wolant i sterować tylko sterem kierunku.

AWARYJNE ZNIŻANIE W CHMURACH
Jeśli warunki uniemożliwiają powrócenie do warunków lotu VFR przez wykonanie zakrętu o 180°, należy wykonać zniżanie przez chmury do warunków VFR. Jeśli jest to możliwe, uzyskać przez radio 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. Dodatkowo nie trzymaj 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. Ustawić bogatą mieszankę,

2. Ustawić pełne ogrzewanie gaźnika,
3. Zmniejszyć obroty silnika tak, aby uzyskać prędkość zniżania od 500 do 800 stóp/min,
4. Ustawić trymer steru wysokości dla wyważenia samolotu w zniżaniu przy prędkości 70 KIAS,
5. Zdjąć ręce z wolantu,
6. Kontrolować wskazania zakrętomierza i wprowadzać poprawki tylko za pomocą steru kierunku,
7. Obserwować tendencję odchyleń busoli i ostrożnie wprowadzać poprawki sterem kierunku dla przeciwdziałania odchyleniom,
8. Po wyjściu z chmur powrócić do normalnego lotu.

WYPROWADZENIE ZE STROMEJ SPIRALI

Jeżeli samolot wszedł w stroma spirale postępować w następująco:

1. Ustawić silnik na biegu jałowym,
2. Wyprowadzić z zakrętu skoordynowanym ruchem lotek i steru wysokości, tak, aby ustawić sylwetkę samolotu na zakrętomierzu zgodnie z bazową linią horyzontu,
3. Ostrożnie pociągnąć wolant do siebie stopniowo zmniejszając prędkość lotu do 70 KIAS,
4. Ustawić trymer steru wysokości tak, aby utrzymać prędkość lotu szybowego 70 KIAS,
5. Zdjąć ręce z wolantu i sterować tylko sterem kierunku do utrzymania lotu prostoliniowego,
6. Włączyć podgrzewanie gaźnika,
7. Okresowo, unikając nadmiernego, zwiększać obroty silnika tak, aby nie naruszać wytrymerowania 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. Należy zawrócić lub zmienić wysokość lotu w celu wyjścia ze strefy oblodzenia.

KORKOCIĄG

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

1. USTAWIĆ LOTKI W POZYCJI NEUTRALNEJ,
2. COFNĄĆ PRZEPUSTNICĘ DO POZYCJI BIEGU JAŁOWEGO,
3. WYCHYLIĆ DO OPORU STER KIERUNKU PRZECIWNIE DO KIERUNKU KORKOCIĄGU I **UTRZYMAĆ** GO W TAKIEJ POZYCJI.

4. NATYCHMIAST PO WYCHYLENIU STERU KIERUNKU DO OPORU **ENERGICZNIE WYCHYLIĆ** WOLANT DO PRZODU NA TYLE, ABY PRZERWAĆ STAN PRZECIĄGNIĘCIA. Przy tylnym wyważeniu może być wymagane całkowite wychylenie steru wysokości dla wyprowadzenia.
5. **UTRZYMAĆ** TAKIE WYCHYLENIE STERÓW AŻ DO MOMENTU ZAPRZESTANIA OBRACANIA SIĘ AUTORATACYJNEGO 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 koordynatorze zakrętu dla uzyskania takiej informacji.

Dla uzyskania dodatkowych informacji o korkociągu i wyprowadzaniu należy zapoznać się z opisem w rozdziale 4 – Procedury normalne – KORKOCIĄG.

NIERÓWNOMIERNA PRACA SILNIKA LUB SPADEK CIĄGU

OBLODZENIE GAŹNIKA.

Samoczynny spadek obrotów silnika i w konsekwencji nierównomierna jego praca 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 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 osadzaniu 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.

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 przezornego lądowania, ponieważ zwężka znajdująca się na tym przewodzie zapobiega gwałtownemu wyciekowi oleju z instalacji olejowej 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 osiągnięcia miejsca przyziemienia.

ZAKŁÓCENIA W PRACY INSTALACJI ELEKTRYCZNEJ

Nieprawidłowe działanie zasilania prądem elektrycznym może być zauważone w trakcie cyklicznej obserwacji wskazań 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 niskich

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 niniejszy niż dwie grubości wskazówki. Jeśli prąd ładowania byłby większy od tej wielkości w trakcie długotrwałego lotu stan taki prowadziłby do przegrzania akumulatora i szybkie odparowanie elektrolitu.

Napięcie wyższe od normalnego może w niekorzystny sposób wpłynąć na elementy elektroniczne znajdujące się w instalacji elektrycznej. W obwodzie regulatora alternatora 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 jak szybko jest to praktycznie możliwe.

NIEDOSTATECZNY PRĄD ŁADOWANIA.

UWAGA

Lampka ostrzegawcza o niskim napięciu może się włączyć, gdy silnik pracuje na małych obrotach i przy 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 zasilania elektrycznego, 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 aktywizacji 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 instalację elektryczna przez czas ograniczony. Jeżeli sytuacja zaistnieje w nocy, zachować energię akumulatora na użycie świateł i wychylenie klap do lądowania.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

ROZDZIAŁ 4

PROCEDURY NORMALNE

ROZDZIAŁ 4

PROCEDURY NORMALNE
SPIS TREŚCI

Strona

WPROWADZENIE 4-3
PRĘDKOŚCI LOTU W NORMALNYM UŻYTKOWANIU 4-3

KONTROLNE LISTY CZYNNOŚCI

PRZEGLĄD PRZED LOTEM 4-5
Kabina 4-5
Usterzenie 4-5
Prawe skrzydło – krawędź spływu 4-5
Prawe skrzydło 4-6
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 (w temperaturze powyżej 0°C) 4-7
PRZED STARTEM 4-8
START 4-8
Start normalny 4-8
Start ze skróconej drogi startowej 4-8
WZNOSZENIE 4-9
PRZELOT 4-9
PRZED LĄDOWANIEM 4-9
LĄDOWANIE 4-9
Lądowanie normalne 4-10
Lądowanie na skróconym pasie 4-10
Lądowanie zaniechane 4-10
PO LĄDOWANIU 4-10
ZABEZPIECZENIE SAMOLOTU .....

SPIS TREŚCI (c.d.)

Strona

PROCEDURY ROZSZERZONE

URUCHAMIANIE SILNIKA(w temperaturze powyżej 0°C)..... 4-11
KOŁOWANIE..... 4-11
PRZED STARTEM..... 4-13
Grzanie silnika..... 4-13
Sprawdzanie iskrowników..... 4-13
Sprawdzanie alternatora..... 4-13
START..... 4-14
Sprawdzanie pracy silnika..... 4-14
Ustawienie klap..... 4-14
Start z bocznym wiatrem..... 4-15
WZNOSZENIE..... 4-15
PRZELOT..... 4-15
Zubożanie mieszanki za pomocą wskazań ekonomizera (EGT)..... 4-16
PROCEDURY OSZCZEDZANIA PALIWA W LOTACH SZKOLNYCH. 4-17
PRZECIĄGNIĘCIE..... 4-18
KORKOCIĄG..... 4-18
LĄDOWANIE..... 4-20
Lądowanie na skróconym pasie..... 4-20
Lądowanie z bocznym wiatrem..... 4-20
Lądowanie zaniechane..... 4-21
UZYTKOWANIE PRZY NISKICH TEMPERATURACH..... 4-21
OGRANICZENIA HAŁASOWE..... 4-22

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

Jeżeli nie jest postanowione inaczej, niżej wymienione prędkości obowiązują przy maksymalnym ciężarze startowym samolotu 757,5 kG *(1670 funtów)* i mniejszym:

Start:
- Normalny.....65 - 75 KIAS
- Start z krótkiego pasa, klapy 10°, prędkość na H=50 stóp... .....54 KIAS

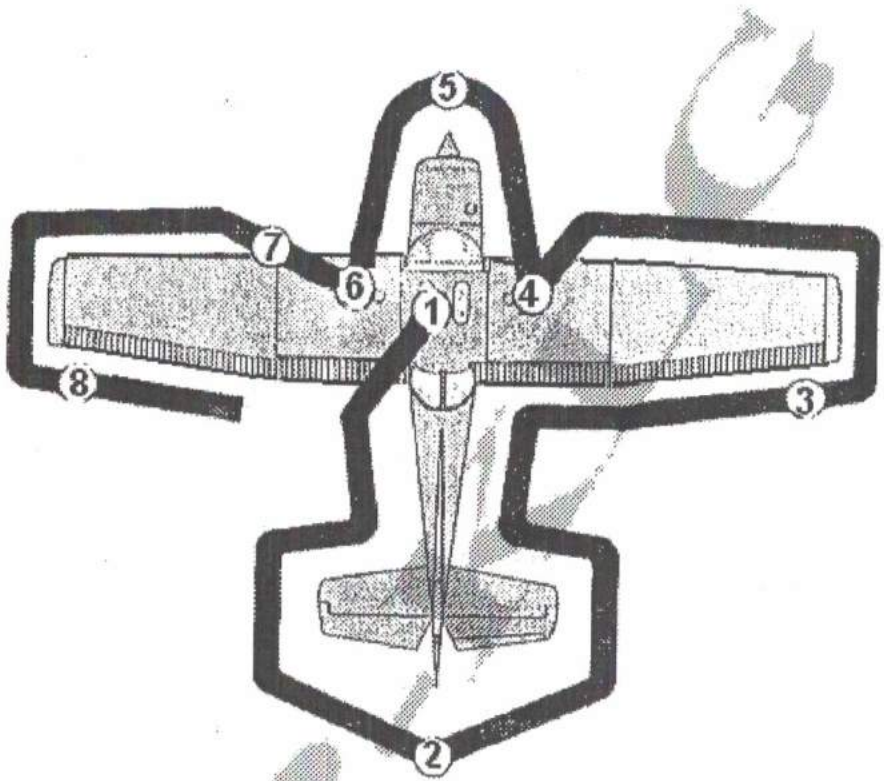
Wznoszenie, klapy schowane:
- Normalne.....70 - 80 KIAS
- Prędkość największego wznoszenia na poziomie morza..... 67 KIAS
- Prędkość największego wznoszenia na H=10.000 stóp ..... . 61 KIAS
- Prędkość optymalnego kąta wznoszenia od H=0 do H=10000 stóp 55 KIAS

Podejście do lądowania:
- Zajście normalne, klapy schowane.....60-70 KIAS
- Zajście normalne, klapy 30°..... 55-65 KIAS
- Zajście na krótki pas, klapy 30°.....54 KIAS

Zaniechane lądowanie:
- Moc maksymalna, klapy 20°.....55 KIAS

Zalecane maksymalne prędkości lotu w turbulencji
- 757,5 kG *(1670 funtów)* .....104 KIAS
- 680,4 kG *(1500 funtów)* .....98 KIAS
- 612,0 kG *(1350 funtów)* ..... 93 KIAS

Maksymalna składowa boczna prędkości wiatru.....12 węzłów



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 ułatwi dostęp do górnej powierzchni skrzydła 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. Wyłącznik iskrowników – WYŁĄCZONY (OFF),
5. Wyłącznik główny IE – WŁĄCZONY (ON).

OSTRZEŻENIE

Pokręcając śmigłem ręcznie po włączeniu głównego włącznika instalacji elektrycznej lub po użyciu zasilania zewnętrznego, należy postępować ze śmigłem tak jak gdyby wyłącznik 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. Główny wyłącznik IE – WYŁĄCZONY (OFF),
9. Zawór odcinający dopływ 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.
4. Ilość paliwa – SPRAWDZIĆ WIZUALNIE wymagany poziom,
5. 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 4 kwarty (3.8 l). Na dłuższy przelot napełnić do 6 kwart (5.7 l).
2. Cięgno spustu paliwa z filtra – Przed pierwszym lotem w danym dniu i po każdym tankowaniu WYCIĄGNĄĆ cięgno 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 odstojnikach 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 wyszczerbienia i stan ogólny.
4. Filtr powietrza do gaźnika – SPRAWDZIĆ czy nie ma zatorów w postaci pyłu lub innych przedmiotów obcych.
5. Reflektor lądowania – SPRAWDZIĆ stan i czystość.
6. Goleń i opona przedniego podwozia – SPRAWDŹ napompowanie.
7. Kotwiczenie przodu – ROZŁĄCZONE.
8. Otwory zasilania układu ciśnienia statycznego (na lewej burcie) – SPRAWDZIĆ drożność.

(6) LEWE SKRZYDŁO

1. Opona koła głównego – SPRAWDZIĆ prawidłowość napompowana.
2. Zawór szybkiego spustu paliwa z odstojnika 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.
3. Ilość paliwa – SPRAWDZIĆ WIZUALNIE wymagany poziom,
4. Korek wlewu paliwa – ZABEZPIECZONY.

(7) LEWE SKRZYDŁO, krawędź natarcia

1. Pokrowiec rurki Pitot'a – ZDJĄĆ I SPRAWDZIĆ drożność otworu,
2. Czujnik przeciągnięcia – SPRAWDZIĆ drożność. Dla sprawdzenia instalacji umieść czystą chusteczkę do nosa na otworze i zassać powietrze. Włączenie się dźwięku sygnalizatora potwierdzi sprawność instalacji.
3. Odpowietrzenie zbiornika paliwowego – SPRAWDZIĆ drożność,
4. Kotwiczenie skrzydła – USUNĄĆ.

(8) LEWE SKRZYDŁO, krawędź spływu

1. Lotka – SPRAWDZIĆ swobodę ruchów i pewność zamocowania.

PRZED URUCHOMIENIEM SILNIKA

1. Przegląd przedlotowy – WYKONAĆ,
2. Fotele i pasy foteli – UREGULOWAĆ I ZABLOKOWAĆ,
3. Hamulec postojowy – sprawdzić WŁĄCZYĆ,
4. Wyłączniki obwodów (AOS) – SPRAWDZIĆ czy są wyłączone,
5. Wyłącznik radiostacji i wyposażenia elektrycznego – WŁĄCZYĆ
6. Zawór odcinający dopływ paliwa – WŁĄCZYĆ.

URUCHAMIANIE SILNIKA (temperatury powyżej 0°C)

UWAGA

Uruchamianie przy temperaturach ujemnych patrz strona 4-21.

1. Mieszanka – BOGATA,
2. Ogrzewanie gaźnika – ZIMNY,
3. Pompka wstrzykowa – STOSOWNIE DO POTRZEB (do 3 wstrzyków, przy silniku gorącym nie należy wykonywać wstrzyków)
4. Dźwignia sterowania silnikiem (DSS) – USTAWIĆ 1,2 cm ruchu do przodu (przy silniku gorącym cofnięta),
5. Strefa śmigła – WOLNA,
6. Wyłącznik główny IE – WŁĄCZYĆ,
7. Włącznik rozrusznika – URUCHAMIANIE (zwolnić po uruchomieniu).
8. Dźwignia sterowania silnikiem – USTAWIĆ na 1000 obr/min lub mniejsze.
9. Ciśnienie oleju – SPRAWDZIĆ.
10. Światła nawigacyjne i antykolizyjne – WŁĄCZYĆ stosownie do potrzeb,
11. Radiostacje – WŁĄCZYĆ.

PRZED STARTEM

1. Hamulce postojowy – WŁĄCZYĆ,
2. Drzwi w kabinie – ZAMKNĄĆ I ZABLOKOWAĆ,
3. Układy sterowania – SWOBODNE I POPRAWNE,
4. Przyrządy pilotażowe – SPRAWDZIĆ I USTAWIĆ,
5. Zawór odcinający dopływ paliwa – SPRAWDZIĆ,
6. Mieszanka – BOGATA (poniżej 3000 stóp),
7. Trymer steru wysokości – W POZYCJI do startu,
8. Otwarcie przepustnicy – 1700 obr/min,
   a. Iskrowniki – SPRAWDZIĆ (spadek obrotów nie może być większy niż 125 obr/min na iskrowniku lub 50 obr/min różnicy pomiędzy iskrownikami).
   b. Ogrzewanie gaźnika – SPRAWDZIĆ (spadek obrotów).
   c. Przyrządy silnikowe i amperomierz – SPRAWDZIĆ,
   d. Wakuometr – SPRAWDZIĆ,
   e. Przepustnica – 1000 obr/min lub mniej,
9. Radiostacje – WŁĄCZYĆ,
10. Światła stroboskopowe – WŁĄCZYĆ w miarę potrzeby,
11. Blokadę dźwigni sterownia silnikiem – UREGULOWAĆ,
12. Hamulce – ZWOLNIĆ.

START

START NORMALNY

1. Klapy – 0° - 10°,
2. Ogrzewanie gaźnika – ZIMNY,
3. Dźwignia przepustnicy – OTWARCIE MAKSYMALNE,
4. Ster wysokości – UNIEŚĆ koło przednie przy prędkości 50 KIAS,
5. Prędkość wznoszenia – 65-75 KIAS.

START ZE SKRÓCONEJ DROGI STARTOWEJ

1. Klapy – 10°,
2. Ogrzewanie gaźnika – ZIMNY,
3. Hamulce – WŁĄCZYĆ,
4. Dźwignia przepustnicy – MAKSYMALNIE OTWARTA,
5. Mieszanka – BOGATA (powyżej 3000 stóp, UBOGA, aby uzyskać maksymalne obroty),
6. Hamulce – ZWOLNIĆ,
7. Ster wysokości – POWOLI OBNIŻAĆ OGON,
8. Prędkość wznoszenia – 54 KIAS (aż do momentu ominięcia przeszkód).
9. Klapy – SCHOWAĆ powoli po osiągnięciu 60 KIAS.

WZNOSZENIE

1. Prędkość na wznoszeniu – 70 do 80 KIAS,

UWAGA

Jeśli wymagane jest maksymalne wznoszenie, należy wykonywać je przy prędkościach przedstawionych w tabeli „Maksymalne prędkości wznoszenia" w rozdziale 5.

2. Przepustnica – PEŁNE OTWARCIE,
3. Mieszanka – BOGATA poniżej 3000 stóp, UBOGA powyżej 3000 stóp, aby uzyskać maksymalne obroty.

PRZELOT

1. Moc – 1900 - 2550 obr/min,
2. Trymer steru wysokości – USTAWIĆ,
3. Mieszanka – UBOGA,

ZNIŻANIE
1. Podgrzew gaźnika – PEŁNE OGRZEWANIE (stosownie do potrzeb),
2. Moc – stosowna do potrzeb,
3. Mieszanka – UREGULOWAĆ dla równomiernej pracy silnika (bogata).

PRZED LĄDOWANIEM
1. Fotele i pasy foteli – SPRAWDZIĆ I ZABLOKOWAĆ,
2. Mieszanka – BOGATA,
3. Ogrzewanie gaźnika – WŁĄCZYĆ (włączyć maksymalne ogrzewanie przed zmniejszeniem mocy).

LĄDOWANIE

LĄDOWANIE NORMALNE
1. Prędkość – 60-70 KIAS (klapy schowane),
2. Klapy – WG POTRZEB (wychylone klapy poniżej 85 KIAS),
3. Prędkość – 55-65 KIAS (klapy wychylone),
4. Przyziemienie – NAJPIERW NA PODWOZIE GŁÓWNE,
5. Dobieg – DELIKATNIE OPUŚCIĆ KOŁO PRZEDNIE,
6. Hamowanie – MINIMALNIE NIEZBĘDNA.

LĄDOWANIE NA SKRÓCONYM PASIE
1. Prędkość - 60-70 KIAS (klapy schowane),
2. Klapy – 30° (poniżej 85 KIAS),
3. Prędkość – UTRZYMAĆ 54 KIAS,
4. Moc – BIEG JAŁOWY po ominięciu przeszkód,
5. Przyziemienie – NAJPIERW NA PODWOZIE GŁÓWNE,
6. Hamowanie – MAKSYMALNE,
7. Klapy – SCHOWAĆ.

LĄDOWANIE ZANIECHANE
1. Przepustnica – MAKSYMALNIE OTWARTA,
2. Ogrzewanie gaźnika – ZIMNY,
3. Klapy – SCHOWAĆ do 20°,
4. Prędkość – 55 KIAS,
5. Klapy – CHOWAĆ (powoli).

PO LĄDOWANIU

1. Klapy – SCHOWAĆ,
2. Ogrzewanie gaźnika – WYŁĄCZYĆ..

ZABEZPIECZENIE SAMOLOTU

1. Hamulce postojowy – ZACIĄGNIĘTY,
2. Radiostacje i wyposażenie elektryczne – WYŁĄCZONE,
3. Dźwignia składu mieszanki – ODCIĘCIE BIEG JAŁOWY,
4. Wyłącznik iskrowników – WYŁĄCZONY,
5. Wyłącznik główny IE – WYŁĄCZONY,
6. Blokada sterownic – ZAŁOŻONA.

SP-KLG

PROCEDURY ROZSZERZONE

URUCHAMIANIE SILNIKA (przy temperaturach powietrza powyżej 0°C)

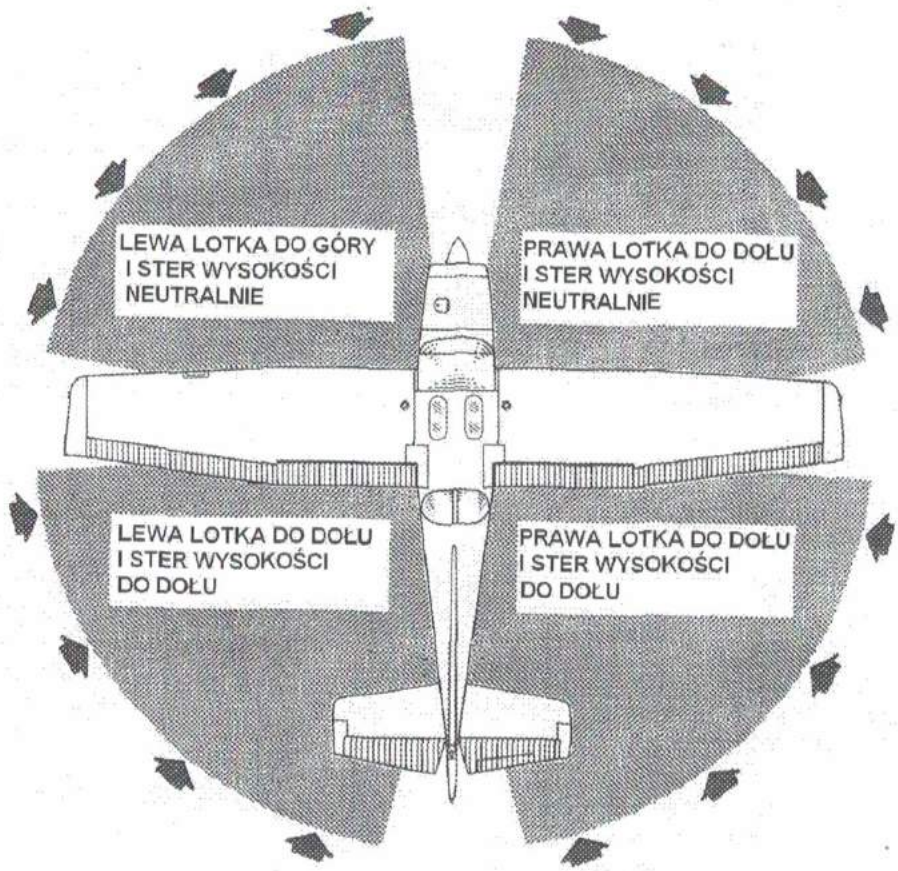
Podczas uruchamiania silnika, przesunąć dźwignie sterowania silnikiem o około 1,2 cm ruchu do przodu. Przy wysokiej temperaturze otoczenia do uruchomienia powinien wystarczyć tylko jedno wstrzyknięcie pompką wstrzykową. Przy temperaturach zbliżonych do 0°C mogą być potrzebne nawet trzy wstrzyknięcia. Gdy silnik uruchomi się, powoli przestawiać dźwignię przepustnicy tak, aby obroty wynosiły 1000 obr/min lub mniej. Jeżeli silnik jest jeszcze ciepły z poprzedniego lotu, to może być uruchomiony z zamkniętą przepustnicą, bez wstrzyków paliwa.
Słaby i przerywany zapłon, po którym następuje wydmuchnięcie z rury wylotowej czarnego dymu wskazuje na nadmierną ilość wstrzyknięć lub zalanie silnika. Nadmiar paliwu może być usunięty z komór spalania w następujący sposób: należy ustawić dźwignię składu mieszanki w pozycji „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 zastrzyków, a silnik jest zimny (najczęściej w warunkach zimowych przy zimnym silniku) to nie uruchomi się on w ogóle i dodatkowe zastrzyki paliwa będą konieczne.
Jeśli po uruchomieniu silnika, wskaźnik ciśnienia oleju nie zaczyna wskazywać ciśnienia oleju w normalnych temperaturach w ciągu 30 sekund lub w ciągu 60 sekund w trudnych warunkach zimowych, należy wyłączyć silnik i znaleźć przyczynę. Brak ciśnienia oleju może spowodować poważne uszkodzenie silnika. Unikać używania ogrzewania gaźnika po uruchomieniu silnika, o ile występowanie warunków wskazujące na możliwość oblodzenia.

UWAGA

Szczegóły dotyczące uruchamiania silnika w przy temperaturach otoczenia poniżej 0°C można znaleźć w niniejszym rozdziale w punkcie: Użytkowanie w Warunkach Zimowych.

KOŁOWANIE

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



OZNACZENIE

KIERUNKU WIATRU

UWAGA

Silne boczno-tylne wiatry wymagaja szczególnej ostrożności. Należy unikać energicznego zwiększania ciagu silnika i gwałtownego hamowania. Do utrzymania kierunku używać sterowania przednim kółkiem oraz steru kierunku.

Rys. 4-2. Diagram kołowania

W czasie wszystkich operacji naziemnych ogrzewanie gaźnika powinno być całkowicie wyłączone o ile nie jest bezwzględnie potrzebne. Gdy uchwyt jest wyciągnięty dla włączenia ogrzewania, 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 łopat śmigła. Goleń przednia została tak zaprojektowana, aby automatycznie ustawiała się w osi podłużnej samolotu, przy całkowitym wysunięciu. W przypadku, gdy amortyzator jest zbyt mocno napompowany a samolot został załadowany tak, że środek ciężkości znajduje się w tylnym położeniu, może być niezbędne częściowe ściśnięcie amortyzatora, aby umożliwić sterowanie. Można to wykonać przed rozpoczęciem kołowania przez naciśnięcie na przód samolotu (rękoma) lub podczas kołowania przez energiczne przyhamowanie.

PRZED STARTEM

PODGRZANIE SILNIKA

Większość czasu potrzebnego na podgrzanie silnika może zostać spożytkowana na kołowanie, a dodatkowy czas na podgrzanie przed startem powinien zostać ograniczony do zrealizowania procedur z listy kontrolnej. Ponieważ silnik jest ściśle okryty maskami dla zapewnienia odpowiedniego chłodzenia w locie, należy zachować ostrożność, aby go nic przegrzać na ziemi.

SPRAWDZANIE ISKROWNIKÓW

Sprawdzanie iskrowników powinno zostać przeprowadzone przy 1700 obr/min w następujący sposób. Przestawić wyłącznik iskrowników najpierw w pozycję PRAWY (R) i zaobserwować obroty silnika. Następnie przestawić wyłącznik z powrotem do pozycji OBA (BOTH), aby oczyścić drugi zespół świec. Przestawić wyłącznik do pozycji LEWY (L), zaobserwować obroty silnika i powróć do pozycji OBA (BOTH). Spadek obrotów nie powinien przekraczać 125 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 przeprowadzona przez chwilowe (3 do 5 s) obciążenie instalacji zasilania elektrycznego reflektorem lądowania lub przez wychylenie i schowanie klap,

podczas rozgrzewania silnika (przy obrotach 1700 obr/min). Jeżeli regulator alternatora działa poprawnie, wskazówka amperomierza może się odchylić od początkowych wskazań o jedną swoją grubość.

START

SPRAWDZANIE PRACY SILNIKA

Ważnym jest, aby sprawdzić działanie silnika przy pełnym otwarciu przepustnicy na początku rozbiegu. Jakiekolwiek przejawy nierównomiernej pracy silnika lub wolne przyśpieszanie silnika są wystarczającym powodem do przerwania startu. Jeśli wystąpi taka sytuacja, uzasadnione jest wykonanie przed kolejnym startem dokładnej próby silnika z pełnym otwarciem przepustnicy. Silnik powinien pracować równomiernie i osiągnąć obroty w przybliżeniu od 2280 do 2380 obr/min przy wyłączonym ogrzewaniu gaźnika i zubożeniu mieszanki dla osiągnięcia maksymalnych obrotów. Pełne otwarcie przepustnicy nad luźnym żwirem jest szczególnie szkodliwe dla końcówek łopat śmigła. Jeśli start musi być wykonany z nawierzchni żwirowej, jest bardzo ważne, aby dźwignia sterowania silnikiem (DSS) była przesuwana powoli. Pozwala to samolotowi rozpocząć rozbieg przed osiągnięciem dużych obrotów śmigła i żwir będzie bardziej wydmuchiwany do tyłu niż podrywany do góry. Gdy na łopatach śmigła pojawiają się nieuniknione niewielkie wyszczerbienia, należy natychmiast usunąć je zgodnie z przedstawioną procedurą.
Przed startem z lotniska położonego na wysokości powyżej 3000 stóp, podczas próby silnika na ziemi należy zubożyć mieszankę, tak aby uzyskać maksymalne obroty przy pełnym otwarciu przepustnicy.
Po ustawieniu pełnego otwarcia przepustnicy ustawić blokadę cierną dźwigni przepustnicy obracając ją w stronę obrotów wskazówek zegara tak, aby zabezpieczyć się przed powolnym przesuwaniem się do tyłu dźwigni przepustnicy z ustawienia dla mocy maksymalnej. Podobne ustawienia hamulca ciernego powinny być wykonane stosownie do potrzeb w innych fazach lotu, aby utrzymać ustawienie DSS.

USTAWIENIE KLAP SKRZYDŁOWYCH

Starty normalne są wykonywane z klapami ustawionymi w zakresie 0°-10°. Użycie klap wychylonych na 10° pozwala zmniejszyć długość startu do wysokości ponad przeszkodę w przybliżeniu o 10%. Wypuszczenie klap na kąt większy niż 10° jest do startu niedozwolone. W przypadku, gdy do startu używa się klap wychylonych na 10° należy je pozostawić w takiej pozycji aż do osiągnięcia prędkości 60 KIAS.
W przypadku startu z krótkiej drogi startowej należy użyć klap wychylonych na 10° i prędkości omijania przeszkód wynoszącej 54 KIAS. Jeśli uwzględni się turbulencję często występującą przy ziemi prędkość ta zapewnia najlepszą prędkość wznoszenia do przelotu nad przeszkodą.

Starty z lotnisk o miękkim lub nierównej nawierzchni powinny być wykonywane z klapami wychylonymi, na 10°, co pozwala na oderwanie samolotu od ziemi tak szybko juk 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 uzyskał większą prędkość wznoszenia.

START Z BOCZNYM WIATREM

Starty z silnym bocznym wiatrem są normalnie 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 starcie. Po oddzieleniu się od ziemi wykonać należy skoordynowany zakręt pod wiatr, dla eliminacji znoszenia.

WZNOSZENIE

Normalne wznoszenie odbywa się z w pełni otwartą przepustnicą i klapami schowanymi, z prędkością o 5 do 10 KNOTS większą od prędkości dla największej prędkości wznoszenia, co daje najlepsze połączenie osiągów, widoczności z kabiny i chłodzenia silnika. Poniżej wysokości 3000 stóp dźwignia składu mieszanki powinna być ustawiona na bogatą i może być zubożona powyżej 3000 stóp dla uzyskania równiejszej pracy silnika lub maksymalnych obrotów. Dla uzyskania maksymalnego wznoszenia należy utrzymywać prędkość największego wznoszeniu podaną w tabeli „maksymalne prędkości wznoszenia" w rozdziale 5. Jeśli przeszkoda wymusza przyjęcie stromego kąta wznoszenia to należy utrzymywać prędkość największego kąta wznoszenia z klapami schowanymi i na maksymalnej mocy. Wznoszenie na prędkościach mniejszych od prędkości lotu dla największego wznoszenia powinny być ustalane na krótko dla poprawienia chłodzenia silnika.

PRZELOT

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

Przelot powinien być wykonywany przy 65% do 75% mocy maksymalnej aż do wypracowania 25 godzin lub ustabilizowania się zużycia oleju. Warunek ten zapewnia prawidłowe ułożenie się pierścieni i stosuje się dla silników nowych, silników po wymianie cylindrów lub naprawie głównej jednego lub więcej cylindrów.

Z tabeli zasięgi i wykresu długotrwałości lotu w rozdziale 5 wynika, że największy zasięg i najkorzystniejsze zużycie paliwa mogą być uzyskane przy mniejszych prędkościach i większych wysokościach lotu. Wykorzystywanie w locie mniejszych mocy i korzystnego wiatru są ważnymi czynnikami, które wpływają na zmniejszenie zużycia paliwa.

PRZEDSTAWIONE DANE DOTYCZĄ WYŁĄCZNIE SAMOLOTÓW Z SILNIKAMI O-235-L2C. DANE SAMOLOTÓW Z SILNIKAMI O-235-N2C ZAWARTE W ROZDZIALE 9 UZUPEŁNIENIA

	75% MOCY MAKS.			65% MOCY MAKS.			55% MOCY MAKS.		
WYSOKOŚĆ ft	KTAS	ZUŻYCIE		KTAS	ZUŻYCIE		KTAS	ZUŻYCIE	
		MM/gal	km/l		MM/gal	km/l		MM/gal	km/l
0	100	16.4	9.0	94	17.8	8.7	87	19.3	9.5
4 000	103	17.0	8.3	97	18.4	9.0	89	19.8	9.7
8 000	107	17.6	8.6	100	18.9	9.3	91	20.4	10.0
Warunki standardowe,								Bezwietrznie	

Rys. 4-3. Tabela osiągów przelotowych

Tabela osiągów przelotowych (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.

Aby uzyskać zalecane wartości składu zubożonej mieszanki i wartości zużycia paliwa podane w rozdziale 5, mieszanka powinna zubażana aż do momentu uzyskania maksymalnych obrotów i ich spadku o 25-50 obr/min. Przy niższych wartościach mocy może być niezbędne wzbogacenie mieszanki dla uzyskania równomiernej pracy silnika.

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.

Użycie maksymalnego ogrzewania gaźnika jest zalecane podczas lotów w silnym deszczu, aby uniknąć możliwości zalania silnika z powodu dostawania się nadmiernej ilości wody. Skład mieszanki należy ponownie ustawić, dla uzyskania równomiernej pracy silnika.

ZUBOŻANIE MIESZANKI ZA POMOCĄ WSKAZAŃ EKONOMIZERA(EGT)

Temperatura gazów wylotowych (EGT)n może zostać użyta jako pomoc przy zubożeniu mieszanki w lotach trasowych przy 75% lub mniejszej mocy. Aby uregulować skład mieszanki, używając tego wskaźnika, zubożyć ją do ustalenia się wartości szczytowej EGT jako punktu odniesienia, wzbogaconej mieszanki przez pożądany wzrost bazujący na rys. 4-4, Tabela EGT.

MIESZANKA	TEMPERATURA GAZÓW WYLOTOWYCH (EGT)
Zalecane zubożenie (Instrukcja Użytkowania w Locie)	25°F wzbogacenia wg. szczytu EGT
Najlepsza ekonomia zużycia paliwa	szczyt EGT

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

Jak wynika z tabeli rys. 4-4 użytkowanie silnika z temperaturą gazów wylotowych EGT utrzymywaną w szczytowej wielkości umożliwia uzyskanie największej ekonomii w zużyciu paliwa. Wynik ten w przybliżeniu o 8% jest większy od zasięgu przedstawionego w tej instrukcji towarzyszącemu zmniejszeniu prędkości w przybliżeniu o 4 węzły.

Pod pewnymi warunkami, 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 pozycji zaworu dławiącego, powoduje konieczność ponownego sprawdzenia wskazań EGT

PROCEDURY OSZCZEDZANIA PALIWA W LOTACH SZKOLNYCH

Dla oszczędnego wykorzystania paliwa podczas lotu szkolnego zalecana jest następująca procedura.

1. Podczas wznoszenia na wysokościach powyżej 3000 stóp zubożyć mieszankę dla uzyskania maksymalnych obrotów silnika, mieszanka może zostać jako uboga do ćwiczenia takich manewrów jak przeciągnięcia.
2. Zubożyć mieszankę w czasie wszystkich manewrów dla maksymalizacji obrotów na każdej wysokości, (nawet na wysokościach poniżej 3000 stóp), gdy używa się 75% mocy lub mniejszej.

UWAGA

Podczas przelotu z mocą na 75% lub mniejszą mieszanka może być zubożona do osiągnięcia maksimum obrotów, a następnie ich spadku o 25-50 obr/min. Jest to szczególnie zalecane dla dalekich przelotów szkolnych, ale może być stosowane również podczas lotów do i ze strefy.

Zastosowanie procedury przedstawionej powyżej może pozwolić na zaoszczędzenie do 13% paliwa w porównaniu z typowym lataniem szkolnym na bogatej mieszance.

PRZECIĄGNIĘCIA

Wszystkie charakterystyki przeciągnięcia samolotu są konwencjonalne zarówno z klapami schowanymi jak i wychylonymi. Jest zapewnione ostrzeganie o zbliżaniu się do stanu przeciągnięcia dźwiękowym sygnałem ostrzegawczym, który się włącza w każdej konfiguracji na 5 do 10 węzłów powyżej prędkości przeciągnięcia. Wartości prędkości przeciągnięcia dla różnych kombinacji ustawienia klap i kąta przechylenia są podane w rozdziale 5.

KORKOCIĄGI

Wykonywanie zamierzonych korkociągów jest dozwolone na tym samolocie (patrz rozdział 2). Jednak przed wykonaniem korkociągu należy szczegółowo zwrócić uwagę na kilka elementów, aby zapewnić bezpieczeństwo lotu. Nie wolno podejmować samodzielnego wykonywania korkociągów przed opanowaniem ich zarówno wprowadzania jak i wyprowadzania z przeszkolonym instruktorem, który jest zaznajomiony z charakterystykami korkociągu na samolocie Cessna 152.

Kabina powinna być wysprzątana, a pozostające luzem wyposażenie (w tym mikrofon) powinno zostać zabezpieczone. W czasie jednoosobowych lotów na wykonywanie korkociągów, pasy biodrowe i barkowe na fotelu 2.pilota powinny być zabezpieczone. **Niedozwolone jest wykonywanie korkociągów z ładunkiem w bagażniku lub z zajęty fotelem dziecięcym.**

Pasy biodrowe i barkowe powinny być wyregulowane, aby zapewnić odpowiednie utrzymanie pilotów podczas wszystkich założonych manewrów w locie. W każdym przypadku należy zadbać o to, aby pilot mógł łatwo dosięgnąć do organów sterowania i wychylać je w maksymalnym zakresie.

Zaleca się, aby tam gdzie jest to możliwe wprowadzenie do korkociągu było wykonywane na dostatecznie dużej wysokości, a wyprowadzenie następowało na wysokości nie mniejszej niż 4000 stóp powyżej poziomu ziemi.
Co najmniej 1000 stóp wysokości musi być poświecone na jeden zwój korkociągu i wyprowadzenie, a 6 zwoi i wyprowadzenie może zmniejszyć wysokość lotu o wartość dwukrotnie wyższą. Dla przykładu, zalecana wysokość wprowadzenia do korkociągu z wykonaniem 6 zwitek powinna wynosić 6000 stóp powyżej poziomu ziemi. W każdym przypadku, wprowadzenie do korkociągu powinno zostać zaplanowane lak, aby wyprowadzenie nastąpiło zdecydowanie powyżej minimalnej wysokości 1500 stóp ponad poziomem ziemi.
Normalne wprowadzenie do korkociągu wykonuje się ze stanu przeciągnięcia ze zdławioną mocą. W miarę zbliżania się do stanu przeciągnięcia wolant powinien być płynnie wychylany do maksymalnego tylnego położenia.

Tuż przed zerwaniem strug, należy wychylić ster kierunku w stronę zamierzonego kierunku obrotów korkociągu, w taki sposób, aby maksymalne wychylenie steru kierunku uzyskać prawie jednocześnie z uzyskaniem tylnej pozycji wolantu. Nieco szybsze zmniejszanie prędkości niż w przypadku normalnego przeciągnięcia bądź użycie nieco mocy w momencie wejścia w korkociąg spowoduje pewniejsze i bardziej zdecydowane wejście samolotu w korkociąg. Gdy samolot wejdzie w korkociąg zmniejszyć moc do zakresu biegu jałowego i utrzymać lotki w położeniu neutralnym. Zarówno ster wysokości jak i kierunku powinny być utrzymane w pełnym wychyleniu, aż do momentu rozpoczęcia wyprowadzania z korkociągu. Przypadkowe zmniejszenie wychylenia jednego ze sterów może spowodować przejście samolotu do pionowej spirali.

UWAGA

Należy zwrócić szczególna uwagę na utrzymanie lotek w pozycji neutralnej w czasie wszystkich faz wykonywania korkociągu, ponieważ wychylenie ich w stronę korkociągu może zmienić charakterystyki przez jego przyspieszenie i zmianę kąta pochylenia.

Dla celów szkolenia w wprowadzaniu do korkociągu i wyprowadzaniu samolotu z korkociągu wystarczające jest wykonywanie 1 do 2 zwoi i należy wykonywać taka ich ilość. W ciągu dwóch zwoi korkociąg stanie się bardzo szybki i stromy. Ustawienie sterów do wyprowadzenia spowoduje szybkie zakończenie figury z opóźnieniem od 1/4 do 1/2 zwoi.

Jeśli korkociąg jest kontynuowany powyżej 2 do 3 zwoi, następuje zmiana charakterystyki jego przebiegu. Może ulec zmianie prędkość obracania się samolotu w korkociągu i mogą dodatkowo być odczuwalne ślizgi: Normalne opóźnienie wyprowadzania z takiego korkociągu może wynosić jeden lub więcej zwoi.

W zależności od tego ile obrotów było wykonanych lub, w jaki sposób samolot został wprowadzony w korkociąg należy zastosować następującą technikę wyprowadzania

1. SPRAWDZIĆ CZY ZAWÓR DŁAWIĄCY ZNAJDUJE SIĘ W POZYCJI ZDŁAWIONEJ I CZY LOTKI ZNAJDUJĄ SIĘ W POZYCJI NEUTRALNEJ.
2. WYCHYLIĆ STER KIERUNKU W STRONĘ PRZECIWNĄ DO KIERUNKU KORKOCIĄGU DO OPORU I **UTRZYMAĆ** W TYM POŁOŻENIU.
3. **NATYCHMIAST** PO WYCHYLENIU STERU KIERUNKU DO OPORU, WYCHYLIĆ **ENERGICZNIE** WOLANT DO PRZODU NA TYLE, ABY SAMOLOT PRZERWAŁ STAN PRZECIĄGNIĘCIA. Pełne wychylenie steru wysokości może być wymagane przy tylnym wyważeniu dla optymalnego wyprowadzenia.
4. **UTRZYMAĆ** STERY W TAKIEJ POZYCJI AŻ DO ZATRZYMANIA SIĘ OBRACANIA SAMOLOTU. Odpuszczenie wychylenia spowoduje opóźnienie wyprowadzenia.
5. PO ZAPRZESTANIU OBRACANIA SIĘ USTAWIĆ STER KIERUNKU W POZYCJI NEUTRALNEJ I PŁYNNIE WYPROWADZIĆ SAMOLOT Z NURKOWANIA.

UWAGA

Jeśli dezorientacja uniemożliwia wzrokowe określenie kierunku obrotów, można posłużyć się wskazaniami sylwetki samolotu znajdującej się na zakrętomierzu.

Zmiany w geometrii samolotu oraz ciężarze i jego wyważeniu, co może wynikać z zamontowanego wyposażenia lub załadowania kabiny, może wywoływać różnice w reagowaniu samolotu, szczególnie w przypadku wykonywania większej ilości zwoi. Różnice tego typu są zjawiskiem normalnym i będą wpływały na zmianę charakterystyk korkociągu samolotu i opóźnienie wyprowadzania w przypadku wykonania więcej niż trzech zwoi, jednak zawsze należy stosować technikę wyprowadzania przedstawioną, powyżej ponieważ pozwala ona na najszybsze wyprowadzenie z każdego korkociągu.

Zamierzone wykonywanie korkociągów z klapami wychylonymi jest zabronione, ponieważ duże prędkości, które mogą wystąpić podczas wyprowadzania mogą potencjalnie uszkodzić strukturę klap i skrzydeł.

LĄDOWANIE

Podejście do lądowania normalnego może być wykonane z wykorzystaniem ciągu silnika lub ze zdławionym silnikiem przy prędkości od 60 do 70 KIAS z klapami schowanymi i od 55 do 65 KIAS z klapami wychylonymi. Wiatr nad ziemią oraz turbulencja są elementami decydującymi o najdogodniejszej prędkości podejścia.

Przyziemienie powinno zostać wykonane z zamkniętą przepustnicą najpierw na koła główne. Kolo przednie powinno zostać opuszczone łagodnie na powierzchnię pasa, gdy zmaleje prędkość.

LĄDOWANIE NA SKRÓCONYM PASIE

Do lądowania na ograniczonym terenie, przy spokojnym wietrze, należy podchodzić przy prędkości 54 KIAS z klapami wychylonymi na 30" używając ciągu silnika do sterowania prędkością na torze podejścia. Po minięciu wszystkich przeszkód stopniowo należy zmniejszać ciąg i utrzymać prędkość 54 KIAS przez zmianę kąta pochylenia samolotu. Przyziemienie powinno zostać wykonane z przepustnicą zamkniętą, 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.

W przypadku występowania turbulencji, podejście należy wykonać z nieco większą prędkością.

Tuż przed zerwaniem strug, należy wychylić ster kierunku w stronę zamierzonego kierunku obrotów korkociągu, w taki sposób, aby maksymalne wychylenie steru kierunku uzyskać prawie jednocześnie z uzyskaniem tylnej pozycji wolantu. Nieco szybsze zmniejszanie prędkości niż w przypadku normalnego przeciągnięcia bądź użycie nieco mocy w momencie wejścia w korkociąg spowoduje pewniejsze i bardziej zdecydowane wejście samolotu w korkociąg. Gdy samolot wejdzie w korkociąg zmniejszyć moc do zakresu biegu jałowego i utrzymać lotki w położeniu neutralnym. Zarówno ster wysokości jak i kierunku powinny być utrzymane w pełnym wychyleniu, aż do momentu rozpoczęcia wyprowadzania z korkociągu. Przypadkowe zmniejszenie wychylenia jednego ze sterów może spowodować przejście samolotu do pionowej spirali.

UWAGA

Należy zwrócić szczególna uwagę na utrzymanie lotek w pozycji neutralnej w czasie wszystkich faz wykonywania korkociągu, ponieważ wychylenie ich w stronę korkociągu może zmienić charakterystyki przez jego przyspieszenie i zmianę kąta pochylenia.

Dla celów szkolenia w wprowadzaniu do korkociągu i wyprowadzaniu samolotu z korkociągu wystarczające jest wykonywanie 1 do 2 zwoi i należy wykonywać taka ich ilość. W ciągu dwóch zwoi korkociąg stanie się bardzo szybki i stromy. Ustawienie sterów do wyprowadzenia spowoduje szybkie zakończenie figury z opóźnieniem od 1/4 do 1/2 zwoi.

Jeśli korkociąg jest kontynuowany powyżej 2 do 3 zwoi, następuje zmiana charakterystyki jego przebiegu. Może ulec zmianie prędkość obracania się samolotu w korkociągu i mogą dodatkowo być odczuwalne ślizgi: Normalne opóźnienie wyprowadzania z takiego korkociągu może wynosić jeden lub więcej zwoi.

W zależności od tego ile obrotów było wykonanych lub, w jaki sposób samolot został wprowadzony w korkociąg należy zastosować następującą technikę wyprowadzania

1. SPRAWDZIĆ CZY ZAWÓR DŁAWIĄCY ZNAJDUJE SIĘ W POZYCJI ZDŁAWIONEJ I CZY LOTKI ZNAJDUJĄ SIĘ W POZYCJI NEUTRALNEJ.
2. WYCHYLIĆ STER KIERUNKU W STRONĘ PRZECIWNĄ DO KIERUNKU KORKOCIĄGU DO OPORU I **UTRZYMAĆ** W TYM POŁOŻENIU.
3. **NATYCHMIAST** PO WYCHYLENIU STERU KIERUNKU DO OPORU, WYCHYLIĆ **ENERGICZNIE** WOLANT DO PRZODU NA TYLE, ABY SAMOLOT PRZERWAŁ STAN PRZECIĄGNIĘCIA. Pełne wychylenie steru wysokości może być wymagane przy tylnym wyważeniu dla optymalnego wyprowadzenia.
4. **UTRZYMAĆ** STERY W TAKIEJ POZYCJI AŻ DO ZATRZYMANIA SIĘ OBRACANIA SAMOLOTU. Odpuszczenie wychylenia spowoduje opóźnienie wyprowadzenia.
5. PO ZAPRZESTANIU OBRACANIA SIĘ USTAWIĆ STER KIERUNKU W POZYCJI NEUTRALNEJ I PŁYNNIE WYPROWADZIĆ SAMOLOT Z NURKOWANIA.

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.

UZYTKOWANIE PRZY NISKICH TEMPERATURACH

URUCHOMIENIE SILNIKA

Przed uruchomieniem silnika w temperaturach poniżej 0°C, zaleca się ręczne kilkakrotne obrócenie śmigła, aby poruszyć zimny olej i w ten sposób zmniejszyć obciążenie akumulatora podczas uruchamiania.

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.

Ogólnie wymagane jest wstępne podgrzanie silnika przy temperaturach otoczenia poniżej -18°C; jest ono zalecane, gdy temperatura zewnętrzna jest niższa od -7°C.

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. Po uruchomieniu silnika pompkę ponownie napełnić. .

UWAGA

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

6. Przepustnica – 1.2 do 2 cm otwarcia,
7. Mieszanka – BOGATA,
8. Przestrzeń wokół śmigła – WOLNA,

9. Wyłącznik główny IE – WŁĄCZONY,
10. Wyłącznik zapłonu - URUCHAMIANIE (zwolnić, gdy silnik uruchomi się).
11. Pompka wstrzykowa – UŻYC WG POTRZEB aż do momentu, gdy silnik pracuje równo,
12. Przepustnica – USTAWIĆ na 1200 do 1500 obr/min na okres około 1 minuty, po czym obroty mogą być zmniejszono do 1000 obr/min lub mniejszych,
13. Ciśnienie oleju – SPRAWDZIĆ,
14. Pompka zastrzykowa – WCISNĄĆ I ZABLOKOWAĆ.

Bez wstępnego podgrzania

Procedura uruchamiania silnika bez wstępnego podgrzewania jest taka sama, jak dla uruchamiania ze wstępnym podgrzewaniem, za wyjątkiem konieczności wykonania dodatkowych trzech zastrzyków tuż przed ręcznym pokręcaniem śmiga. Po uruchomieniu silnika należy włączyć ogrzewanie gaźnika i pozostawić je włączone, aż do momentu, gdy silnik zacznie pracować równo.

UWAGA

Jeśli silnik zaskakuje, ale 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 zaszronione zostały świece zapłonowe. W takim przypadku należy podgrzać wstępnie silnik przed kolejną próbą uruchomienia.

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.

W przypadku użytkowania samolotu przy temperaturach otoczenia poniżej -I8°C, 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.

CHARAKTERYSTYKI HAŁASU

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 dołożyć starań, aby przy przyzwalającej pogodzie lecieć nie niżej niż 2000 stóp powyżej poziomu ziemi, nawet jeśli lot na mniejszej wysokości jest zgodny z zarządzeniami władz.
2. Podczas odchodzenia od lotniska lub podchodzenia do lotniska, wznoszenie po starcie i zniżanie do lądowania powinny być wykonywane w taki sposób, aby uniknąć przedłużającego się lotu na małej wysokości na 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 stóp jest niezbędna do odpowiedniego przeciwdziałania niebezpiecznym zbliżeniom z innymi statkami powietrznymi.

Certyfikowany poziom hałasu dla modelu 152 przy maksymalnym ciężarze 758 kG *(1670 lbs)* wynosi 66.3 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.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

ROZDZIAŁ 5
OSIĄGI

ROZDZIAŁ 5

OSIĄGI

SPIS TREŚCI

	Strona
WPROWADZENIE	5-3
UŻYCIE 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 UZYTKOWYCH	5-7
Rys. 5-1. Poprawione prędkości lotu	5-8
Rys. 5-2. Przeliczanie temperatur	5-9
Rys. 5-3. Prędkości przeciągnięcia	5-10
Rys. 5-4. Długość startu	5-11
Rys. 5-5. Prędkość maksymalnego wznoszenia	5-12
Rys. 5-6. Czas lotu, odległość i zużycie paliwa na wznoszeniu	5-13
Rys. 5-7. Osiągi przelotowe	5-14
Rys. 5-8. Diagram zasięgu (wersja - standard)	5-15
Diagram zasięgu (wersja - zwiększony zasięg)	5-16
Rys. 5-9. Diagram długotrwałości lotu (wersja - standard)	5-17
Diagram długotrwałości lotu (wersja zwiększony zasięg)	5-18
Rys. 5-10. Długość lądowania	5-19

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

WPROWADZENIE

Wykresy osiągowe 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 zauważyć, że informacje osiągowe przedstawione na wykresach zasięgu i długotrwałości 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 długotrwałości lotu. Dlatego też ważne jest korzystanie ze wszystkich dostępnych informacji przy szacowaniu zapotrzebowania na paliwo w konkretnym locie.

UŻYCIE WYKRESÓW OSIĄGÓW

Wykresy osiągów 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 osiągowych 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	Zbiorniki standardowe
Ciężar startowy	730 kG
Zużywalne paliwo	93 l (24.5 US gal.)
WARUNKI STARTU	
Wysokość barometryczna lotniska	1500 stóp
Temperatura	28°C (16°C powyżej temperatury STD)
Składowa prędkości wiatru względem osi DS.	12 węzłów (wiatr czołowy)
Długość drogi startowej	1067 m (3500 ft)

WARUNKI LOTU TRASOWEGO

Długość trasy lotu	265 mil morskich (666.7 km)
Wysokość barometryczna lotu	5 500 tf (stóp)
Temperatura	20°C (16°C powyżej temperatury STD)
Przewidywany wiatr	10 węzłów - wiatr czołowy

WARUNKI LĄDOWANIA

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

START

Należy posłużyć się tabelą długości startu, rys. 5-4, 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	299 m
Długość startu na przeszkodę H=50 ft (15 m)	555m

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:

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

Wynikiem tych obliczeń są następujące odległości z uwzględnieniem wpływu wiatru:

Długość rozbiegu (bez wiatru)	555 m
Skrócenie długości rozbiegu (299 x 13%)	- 39 m
Poprawiona długość rozbiegu	260 m
Całkowita długość startu na przeszkodę H=50 ft (bezwietrznie)	668 m
Skrócenie całkowitej długości startu (555 x 13%)	- 72 m
Poprawiona długość całkowita startu na przeszkodę H=50 ft (15 m)	483 m

LOT TRASOWY

Wysokość lotu po trasie powinna być dobrana z uwzględnieniem długości trasy, wiatrów na wysokości lotu oraz osiągów samolotu. W przykładzie przyjęto typową wysokości lotu oraz założoną prędkość wiatru.
Przy czym ustalenie mocy przelotowej musi być określone w zależności od kilku warunków. Zależą one od: osiągów przelotowych samolotu podanych na rys. 5-7, wykresu zasięgu przedstawionego na rys. 5-8 oraz wykresu długotrwałości lotu przedstawionego na rys. 5-9.

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. 5-7, rozpoczyna się dla wysokości 6000 stóp i temperatury wyższej o 20°C od temperatury standardowej. Są to wielkości znajdujące się najbliżej przewidywanej temperatury i planowanej wysokości lotu. Wskazana stąd wielkość obrotów silnika wynosi 2400 obr/min, co określa następujące wyniki:

Moc	64%
Rzeczywista prędkość lotu	99 knots (węzłów)
Zużycie paliwa	19.7 l/h (5.2 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. 5-6 oraz rys. 5-7. W odniesieniu do przykładu, z rys. 5-6 wynika, ze na wznoszenie z 2000 do 6000 stóp wymagane jest zużycie 3.8 l (1.0 US gal) paliwa. Odpowiada to odległości 9 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:

$$\frac{16°C}{10°C} \quad X\ 10\% = 16\%\ \text{przyrostu}$$

Przy uwzględnieniu tego współczynnika, szacowane zużycie będzie następujące:

Zużycie paliwa na wznoszeniu (dla warunków standardowych):	3.8 l (1.0 US gal)
Przyrost spowodowany niestandardową temperaturą (3.8 l (1.0 US gal) x 16%)	0.6 l (02 US gal)
Poprawione zużycie paliwa w trakcie wznoszenia	4.4 l (1.2 US gal).

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

Wynikowa długość trasy lotu jest następująca:

Całkowita odległość	265 MM
Odległość przebyta na wznoszeniu	- 10 MM
Odległość przebyta w locie trasowym	255 MM

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

99
-10
89 knots

W związku z powyższym czas lotu części trasowej wynosi:

$$\frac{255\ MM}{89\ kn} = 2.9 \text{ godziny}$$

Wymagana ilość paliwa na część trasową lotu wyniesie:

2.9 h x 19.7 l/h = 57.1 l (15.1 US gal)

. Wymagane paliwo na 45 minutową rezerwę wyniesie:

$$\frac{45}{60} \times 19.7\ l/h = 14.8\ l\ (3.9\ US\ gal)$$

Całkowite przewidywane zużycie paliwa jest następujące:

Uruchomienie silnika, kołowanie i start	3.0 l	(0.8 US gal)
Wznoszenie	4.5 l	(1.2 US gal)
Lot trasowy	57.1 l	(15.1 US gal)
Razem zużycie paliwa	64.6 l	(17.1 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. 5-10 przedstawia informację o długości lądowania wykonanego techniką lądowania na skróconej drodze lądowania. Odległości odpowiadające wysokości 2.000 stóp oraz 30°C są następujące:

Dobieg	163 m
Długość lądowania z nad przeszkody H=50 ft	396 m

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

ZAKRESY TEMPERATUR UZYTKOWYCH

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

SP-KLG

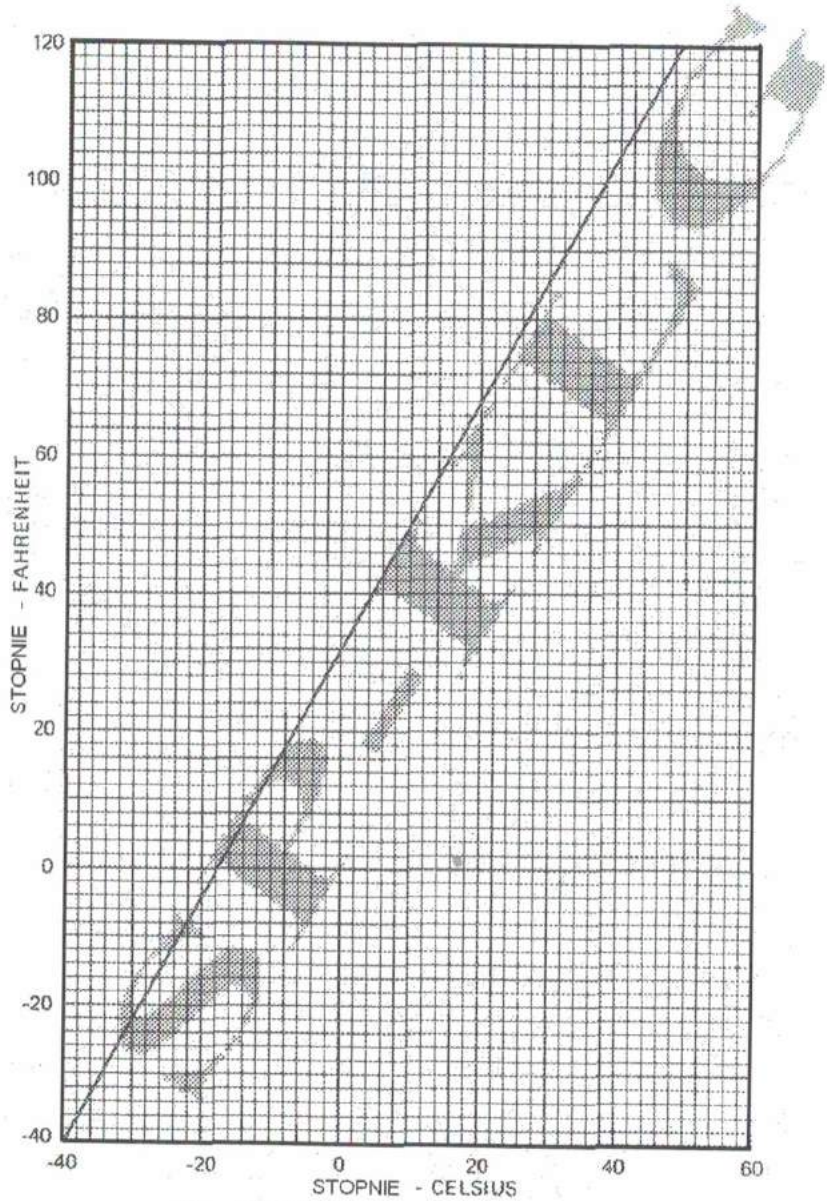
POPRAWIONE PRĘDKOŚCI LOTU

WARUNEK:
Wymagana moc do lotu poziomego lub maksymalne obroty w zniżaniu.

KLAPY SCHOWANE											
KIAS	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140
KCAS	46	53	60	69	78	88	97	107	117	127	136
KLAPY 10°											
KIAS	40	50	60	70	80	85	---	---	---	---	---
KCAS	44	52	61	70	80	84	---	---	---	---	---
KLAPY 30°											
KIAS	40	50	60	70	80	85	---	---	---	---	---
KCAS	43	51	61	71	82	87	---	---	---	---	---

Rys. 5-1. Poprawione prędkości lotu

PRZELICZANIA TEMPERATUR



Rys. 5-2. Wykres przeliczania temperatur

PRĘDKOŚCI PRZECIĄGNIĘCIA

WARUNEK:
Silnik na biegu jałowym

UWAGI:
1. Utrata wysokości w czasie wyprowadzenia samolotu ze stanu przeciągnięcia może wynosić 160 fts.
2. Wartości liczbowe KIAS są przybliżone i bazują na prędkości poprawionej ze zdławionym silnikiem.

MAKSYMALNIE PRZEDNIE WYWAŻENIE

CIĘŻAR kG	KLAPY	KĄT PRZECHYLENIA							
		0°		30°		45°		60°	
		KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
758	SCHOWANE	36	46	39	49	43	55	51	65
	10°	36	43	39	46	43	51	51	61
	30°	31	41	33	44	37	49	44	58

MAKSYMALNIE TYLNE WYWAŻENIE

CIĘŻAR kG	KLAPY	KĄT PRZECHYLENIA							
		0°		30°		45°		60°	
		KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
758	SCHOWANE	40	48	43	52	48	57	57	68
	10°	40	46	43	49	48	55	57	65
	30°	35	43	38	46	42	51	49	61

Rys. 5-3. Prędkości przeciągnięcia samolotu

DŁUGOŚĆ STARTU

SKRÓCONA DROGA STARTOWA

WARUNKI:

Klapy 10°
Pełne otwarcie przepustnicy do puszczenia hamulców
Utwardzona, pozioma sucha nawierzchnia DS
Bezwietrznie

UWAGI:

1. Technika startu ze skróconej DS opisana w rozdziale 4.
2. Przed startem z DS położonej na poziomie powyżej 3 000 ft mieszanka powinna być zubożona do uzyskania obrotów maksymalnych statycznych przy pełnym otwarciu przepustnicy.
3. Na każde 9 knots prędkości wiatru czołowego długość startu zmniejsza się o 10%. Przy starcie z wiatrem tylnym zwiększającym się się do 10 knots, długość startu wzrasta o 10% na każde 2 knots prędkości wiatru.
4. Przy startach z suchych nawierzchni trawiastych wzrasta długość etapu rozbiegu o 15%.

CIĘŻAR kG	PRĘDKOŚĆ STARTU KIAS		H BAR. STD ft	0°C		10°C		20°C		30°C		0°C	
	ODERWANIA	H = 50 ft		ROZBIEG m	CAŁKOWITA DO H = 50 ft m	ROZBIEG m	CAŁKOWITA DO H = 50 ft m	ROZBIEG m	CAŁKOWITA DO H = 50 ft m	ROZBIEG m	CAŁKOWITA DO H = 50 ft m	ROZBIEG m	CAŁKOWITA DO H = 50 ft m
758	50	54	0	195	363	212	393	230	424	247	456	267	459
			1000	215	399	233	433	251	466	271	501	293	539
			2000	236	440	256	477	277	515	299	555	322	597
			3000	261	488	282	527	305	570	329	616	353	666
			4000	287	541	311	585	335	634	363	686	392	744
			5000	317	600	343	652	370	707	401	770	423	838
			6000	349	671	379	730	410	796	443	870	479	953
			7000	387	753	419	824	454	902	492	992	532	1084
			8000	428	853	465	939	504	1035	547	1148	591	1279

Rys. 5-4. Długość startu

PRĘDKOŚĆ MAKSYMALNEGO WZNOSZENIA

WARUNKI:
Klapy schowane
Pełne otwarcie przepustnicy

UWAGA
Powyżej wysokości 2000 ff zubożyć mieszankę do uzyskania maksymalnych obrotów.

CIĘŻAR kG	WYSOKOŚĆ BAR. STD. ft	PRĘDKOŚĆ NA WZNOSZENIU KIAS	PRĘDKOŚĆ WZNOSZENIA - ft/min			
			-20°C	0°C	20°C	40°C
758	0	67	835	765	700	630
	2000	66	735	670	600	535
	4000	65	635	570	505	445
	6000	63	535	475	415	355
	8000	62	440	380	320	265
	10 000	61	340	285	230	175
	12 000	60	245	190	135	85

Rys. 5-5. Prędkość maksymalnego wznoszenia

CZAS LOTU, ODLEGŁOŚĆ I ZUZYCIE PALIWA NA WZNOSZENIU

WARUNKI:
Klapy schowane
Pełne otwarcie przepustnicy
Temperatura STD

UWAGI:
1. Na uruchomienie silnika, kołowanie i start uwzględnić należy dodatkowo 3.0 l (0.8 US gal) paliwa.
2. Powyżej wysokości 2000 ff zubożyć mieszankę do uzyskania maksymalnych obrotów.
3. Na każde 10° C powyżej temperatury STD następuje zwiększenie czasu, zużycia paliwa i odległości o 10%.
4. Odległość podana bez uwzględniania wpływu wiatru.

CIĘŻAR kG	WYSOKOŚĆ BAROMETR. STD ft	TEMP °C	PRĘDKOŚĆ NA WZNOSZENIU KIAS	PRĘDKOŚĆ WZNOSZENIA ft/min	OD POZIOMU MORZA			
					CZAS min	ZUŻYCIE PALIWA litry	ZUŻYCIE PALIWA US gal	ODLEGŁOŚĆ MM
758	0	15	67	715	0	0	0	0
	1 000	13	66	675	1	0.8	0.2	2
	2 000	11	66	630	3	1.5	0.4	3
	3 000	9	65	590	5	2.6	0.7	5
	4 000	7	65	550	6	3.4	0.9	7
	5 000	5	64	505	8	4.5	1.2	9
	6 000	3	63	465	10	5.3	1.4	12
	7 000	1	63	425	13	6.4	1.7	14
	8 000	-1	62	380	15	7.6	2.0	17
	9 000	-3	62	340	18	8.7	2.3	21
	10 000	-5	61	300	21	9.8	2.6	25
	11 000	-7	61	255	25	11.4	3.0	29
	12 000	-9	60	215	29	12.9	3.4	34

Rys. 5-6. Czas lotu, odległość i zużycie paliwa na wznoszeniu

OSIĄGI PRZELOTOWE

WARUNKI:
Ciężar samolotu 758 kG
Mieszanka zubożona (patrz rozdział 4 „Przelot")

UWAGA:
Wartość prędkości przelotowej została podana dla samolotu wyposażonego w owiewki, które umożliwiają zwiększenie prędkości o 2 knots..

WYSOKOŚĆ BAROMET.STD ft	obr/min	20°C PONIŻEJ TEMPERATURY STD			TEMPERATURA STANDARDOWA			20°C POWYŻEJ TEMPERATURY STD		
		% MOCY	KTAS	Litr/godz	% MOCY	KTAS	Litr/godz	% MOCY	KTAS	Litr/godz
2 000	2400	- - -	- - -	- - -	75	101	23.1	70	101	21.6
	2300	71	97	21.6	66	96	20.4	63	95	19.3
	2200	62	92	19.3	59	91	18.2	56	90	17.4
	2100	55	87	17.0	53	86	16.3	51	85	15.9
	2000	49	81	15.5	47	80	14.8	46	79	14.4
4 000	2450	- - -	- - -	- - -	75	103	23.1	70	102	21.6
	2400	76	102	23.1	71	101	21.6	67	100	20.4
	2300	67	96	20.4	63	95	19.3	60	95	18.5
	2200	60	91	18.2	56	90	17.4	54	89	16.7
	2100	53	86	16.7	51	85	15.9	49	84	15.1
	2000	48	81	14.8	46	80	14.4	45	78	14.0
6 000	2500	- - -	- - -	- - -	75	105	23.1	71	104	21.6
	2400	72	101	22.0	67	100	20.4	64	99	19.7
	2300	64	96	19.7	60	95	18.5	57	94	17.8
	2200	57	90	17.4	54	89	16.7	52	88	16.3
	2100	51	85	15.9	49	84	15.1	48	83	14.8
	2000	46	80	14.4	45	79	14.0	44	77	13.6
8 000	2550	- - -	- - -	- - -	75	107	23.1	71	106	21.6
	2500	76	105	23.5	71	104	22.0	67	103	20.4
	2400	68	100	20.8	64	99	19.7	61	98	18.5
	2300	61	95	18.9	58	94	17.8	55	93	17.0
	2200	55	90	17.0	52	89	16.3	51	87	15.9
	2100	49	84	15.5	48	83	14.8	46	82	14.4
10 000	2500	72	105	22.0	68	103	20.8	64	103	19.7
	2400	65	99	20.1	61	98	18.9	58	97	18.2
	2300	58	94	17.8	56	93	17.0	53	92	16.7
	2200	53	89	16.1	51	88	15.9	49	86	15.1
	2100	48	83	15.1	46	82	14.8	45	81	14.4
12 000	2450	65	101	20.1	62	100	18.9	59	99	18.2
	2400	62	99	18.9	59	97	18.2	56	96	17.4
	2300	56	93	17.4	54	92	16.7	52	91	16.3
	2200	51	88	15.9	49	87	15.5	48	85	15.1
	2100	47	82	14.8	45	81	14.4	44	79	14.0

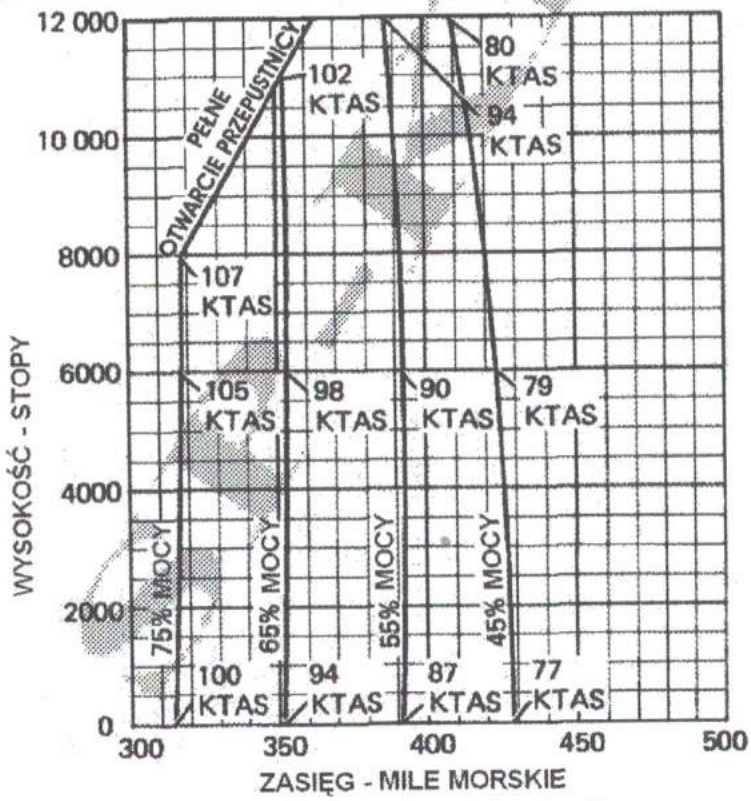
Rys. 5-7. Osiągi przelotowe

DIAGRAM ZASIĘGU

Zapas paliwa na 45 minut lotu
93.0 l (24.5 US gal) paliwa zużywalnego

WARUNKI:
Ciężar samolotu 758 kG
Mieszanka zubożona w czasie przelotu
Temperatura STD
Bezwietrznie

UWAGI:
1. Na diagramie nie uwzględniono paliwa na uruchomienie silnika, kołowanie, start i odległość przebytą na wznoszeniu.
2. Wartość prędkości przelotowej została podana dla samolotu wyposażonego w owiewki, które umożliwiają zwiększenie prędkości o 2 knots.



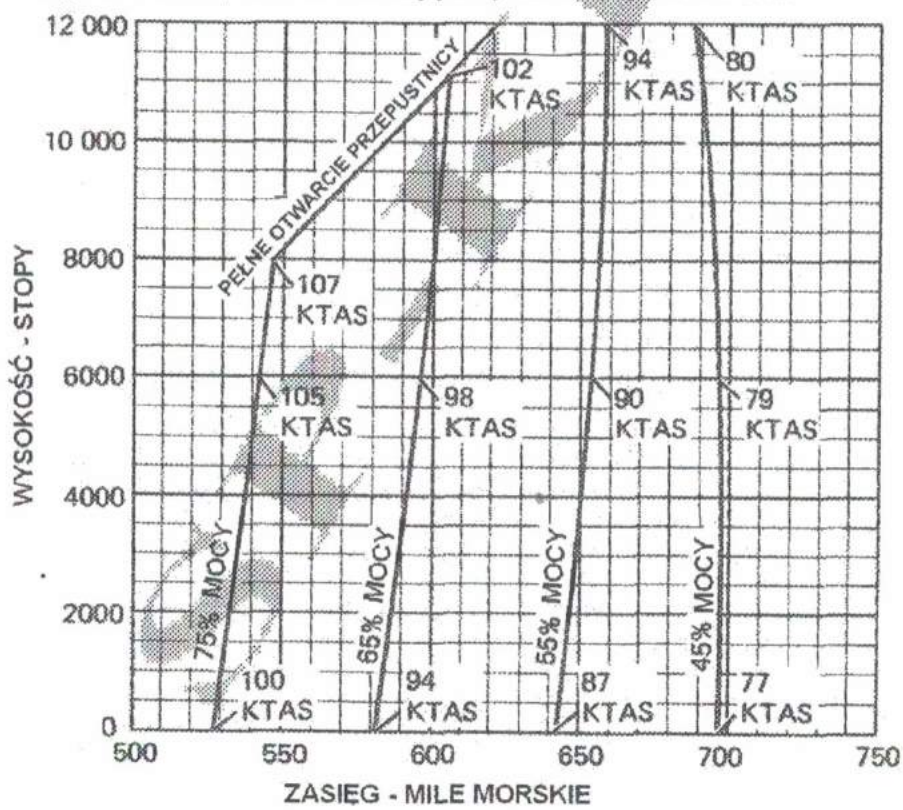
Rys. 5-8. Diagram zasięgu (arkusz 1 z 2)

DIAGRAM ZASIĘGU

Zapas paliwa na 45 minut lotu
142.0 l (37.5 US gal) paliwa zużywalnego

WARUNKI:
Ciężar samolotu 758 kG
Mieszanka zubożona w czasie przelotu
Temperatura STD
Bezwietrznie

UWAGI:
3. Na diagramie nie uwzględniono paliwa na uruchomienie silnika, kołowanie, start i odległość przebytą na wznoszeniu.
4. Wartość prędkości przelotowej została podana dla samolotu wyposażonego w owiewki, które umożliwiają zwiększenie prędkości o 2 kn



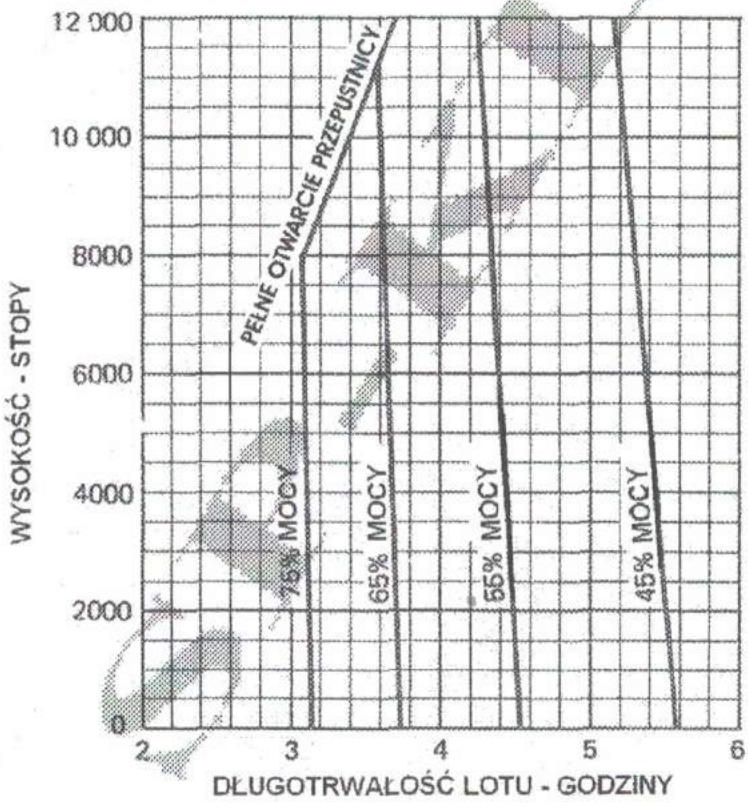
Rys. 5-8. Diagram zasięgu (arkusz 2 z 2)

DIAGRAM DŁUGOTRWAŁOŚCI LOTU

Zapas paliwa na 45 minut lotu
93.0 l (24.5 US gal) paliwa zużywalnego

WARUNKI:
Ciężar samolotu 758 kG
Mieszanka zubożona w czasie przelotu
Temperatura STD

UWAGA:
Na diagramie nie uwzględniono paliwa na uruchomienie silnika, kołowanie, start i odległość przebytą na wznoszeniu.



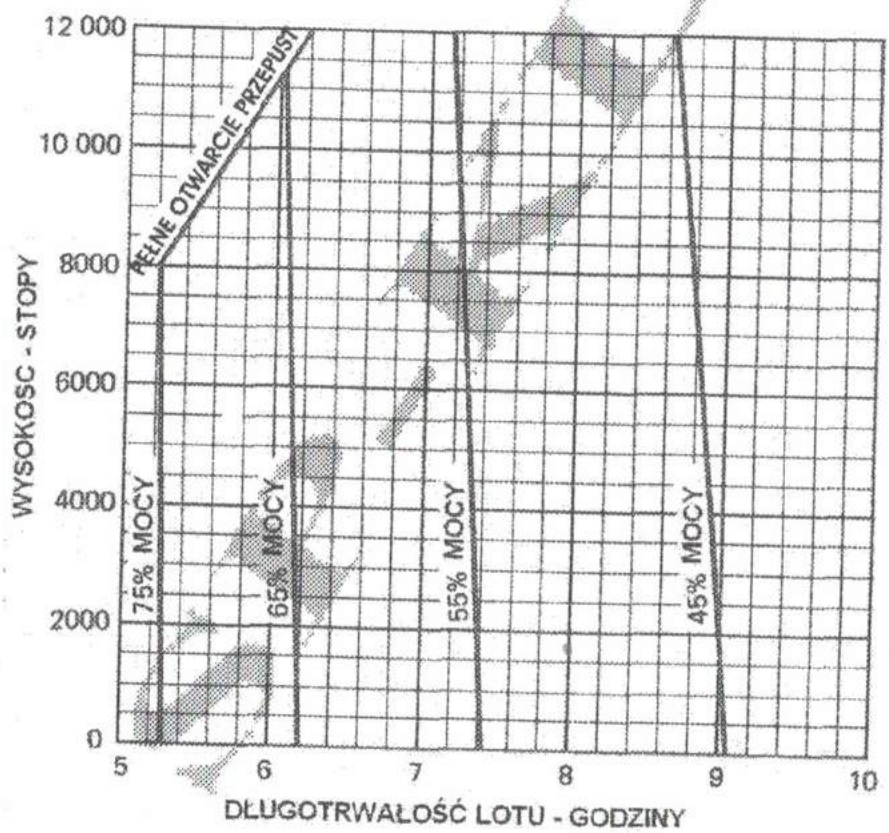
Rys. 5-9. Diagram długotrwałości lotu (arkusz 1 z 2)

DIAGRAM DŁUGOTRWAŁOŚCI LOTU

Zapas paliwa na 45 minut lotu
142.0 l (37.5 US gal) paliwa zużywalnego

WARUNKI:
Ciężar samolotu 758 kG
Mieszanka zubożona w czasie przelotu
Temperatura STD

UWAGA:
Na diagramie nie uwzględniono paliwa na uruchomienie silnika, kołowanie, start i odległość przebytą na wznoszeniu.



Rys. 5-9. Diagram długotrwałości lotu (arkusz 2 z 2)

DŁUGOŚĆ LĄDOWANIA

SKRÓCONA DROGA LĄDOWANIA

WARUNKI:

Klapy 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 trawiastych wzrasta długość dobiegu o 45%.
4. Lądowanie bez wychylonych klap wymaga zwiększenia prędkości lotu o 7 KIAS i powoduje wydłużenie długości startu do 35%

CIĘŻAR	PRĘDKOŚĆ H = 50ft	H BAR. STD	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
			DOBIEG	CAŁKOWITA OD H = 50 ft	DOBIEG	CAŁKOWITA OD H = 50 ft	DOBIEG	CAŁKOWITA OD H = 50 ft	DOBIEG	CAŁKOWITA OD H = 50 ft	DOBIEG	CAŁKOWITA OD H = 50 ft
kG	KIAS	ft	m	m	m	m	m	m	m	m	m	m
758	54	0	137	354	142	361	148	370	152	378	157	386
		1000	142	361	148	370	152	378	158	387	163	396
		2000	148	370	152	378	158	387	163	396	169	405
		3000	152	378	158	389	165	398	171	407	175	415
		4000	158	389	165	398	171	407	177	419	183	427
		5000	165	398	171	407	177	418	183	427	189	437
		6000	171	408	177	418	184	430	191	439	197	450
		7000	178	419	184	430	191	439	199	451	204	462
		8000	184	430	192	442	198	451	206	463	212	474

Rys. 5-10. Długość lądowania

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

ROZDZIAŁ 6

CIĘŻAR I WYWAŻENIE ORAZ WYKAZ WYPOSAŻENIA

ROZDZIAŁ 6

CIĘŻAR I WYWAŻENIE ORAZ WYKAZ WYPOSAŻENIA

SPIS TREŚCI

	Strona
WPROWADZENIE	6-3
PROCEDURY WAŻENIA SAMOLOTU	6-3
CIĘŻAR I POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI	6-6
WYKAZ WYPOSAŻENIA	6-13

SP-KLG

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZPISANA

SP-KLG

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 obszerny 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. Spuścić całkowicie paliwo z instalacji paliwowej samolotu korzystając z zaworów szybkiego spustu i z naczynie probierczego.
   c. Napełnić silnik olejem do normalnego poziomu.
   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 (SC).
6. Podstawowy ciężar pustego samolotu można określić przez wypełnienie tabeli na rys. 6-1.



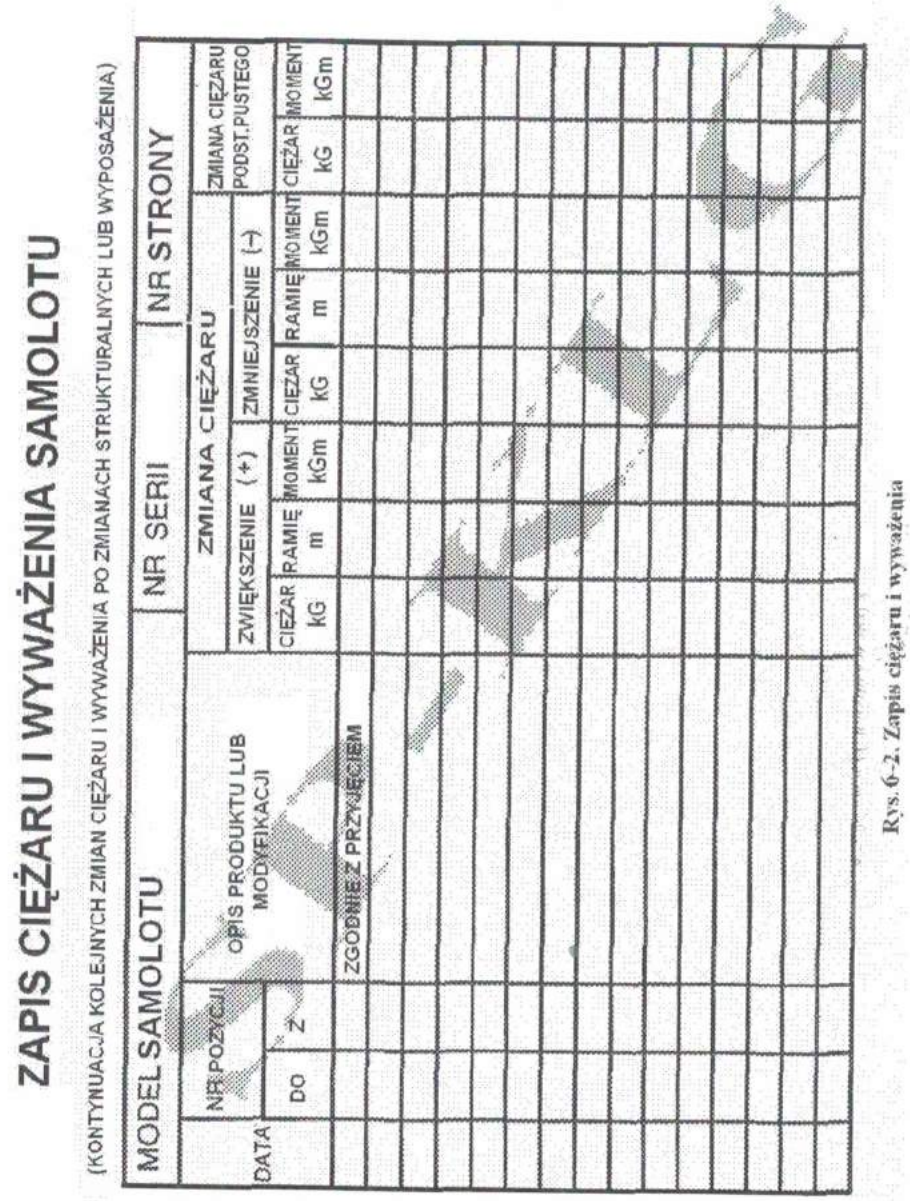
Punkt ważenia	Odczyt	Tara	Symbol	Ciężar netto
Lewe koło			L	
Prawe koło			P	
Przednie koło			N	
Suma ciężarów netto (zgodnie z ważeniem)			C	

$$X = \text{ramię Środka Ciężkości} = (A) - \frac{(N) \times (B)}{C};$$

$$X = (\quad) - \frac{(\quad) \times (\quad)}{(\quad)} = (\quad) \text{ m}$$

Pozycja	Ciężar (kG) x Ramię (m) = Moment (kGm)		
Ciężar G (z pozycji 5, strona 6-3)			
Dodać niezużywalną ilość paliwa w zbiornikach standard. lub o zwiększonej pojemności (6.0 l x 0.72 kG/l)	4,32	1.02	4,41
Zmiana wyposażenia			
Ciężar pustego samolotu			

Rys. 6-1Obliczanie ciężaru samolotu



ZAPIS CIĘŻARU I WYWAŻENIA SAMOLOTU

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

MODEL SAMOLOTU | NR SERII | NR STRONY

DATA	NR POZYCJI	OPIS PRODUKTU LUB MODYFIKACJI	ZMIANA CIĘŻARU						ZMIANA CIĘŻARU
			ZWIĘKSZENIE (+)			ZMNIEJSZENIE (-)			PODST.PUSTEGO
			CIĘŻAR kG	RAMIĘ m	MOMENT kGm	CIĘŻAR kG	RAMIĘ m	MOMENT kGm	CIĘŻAR kG	MOMENT kGm
DO	Z	ZGODNIE Z PRZYJĘCIEM								

Rys. 6-2. Zapis ciężaru i wyważenia

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 wyważenia znajdującego się na samolocie i wstawić je do kolumny zatytułowanej TWÓJ SAMOLOT w obliczeniu stanu załadowania.

UWAGA

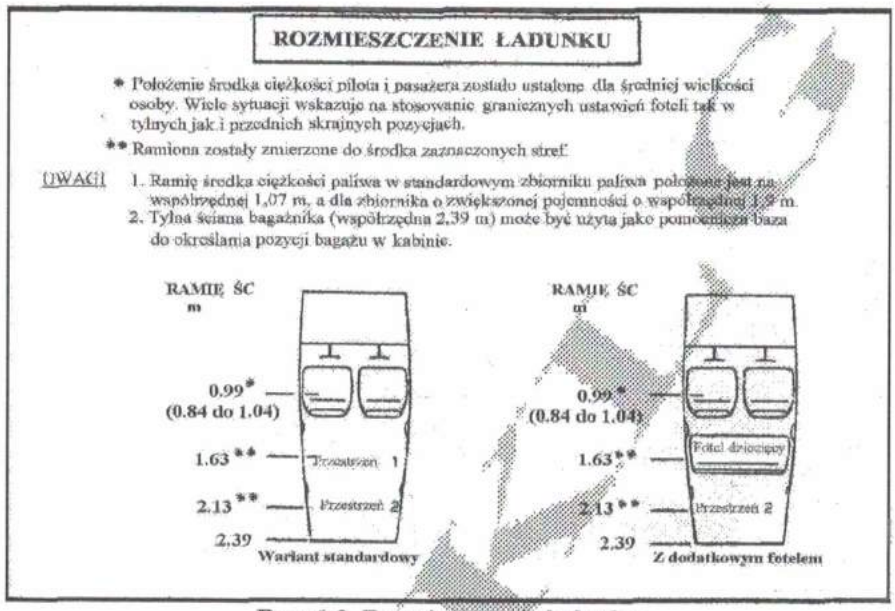
Oprócz ciężaru pustego samolotu i momentu, podano również ramię S.C. (współrzędna wręgowa kadłuba), ale nie musi ono być użyte w tabeli obliczania ciężaru i położenia S.C.

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

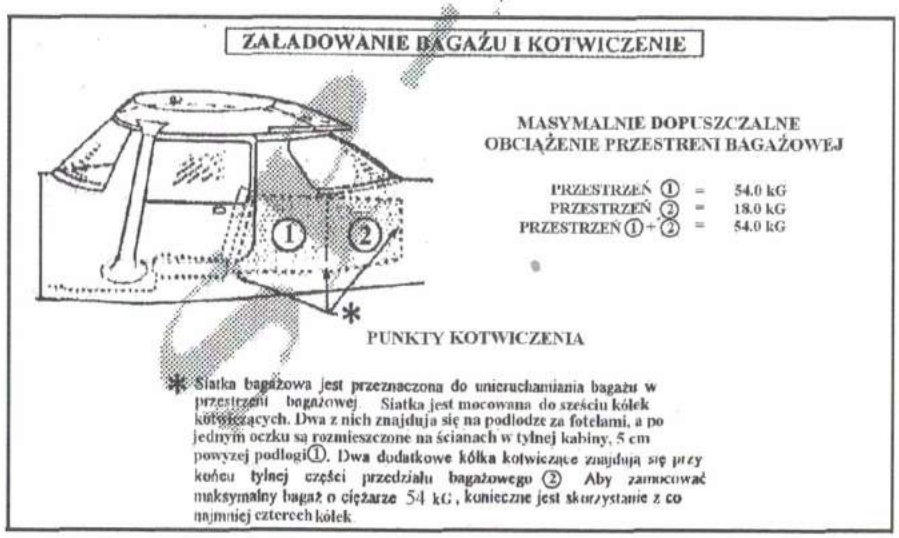
UWAGA

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 SC (zakres przesunięcia fotela lub ograniczenia przestrzeni bagażowej). Dodatkowe obliczenia momentu oparte o aktualny ciężar i ramię środka ciężkości (współrzędna wręgowa kadłuba), muszą być przeprowadzone, jeśli położenie obciążenia jest inne niż to przedstawione na Diagramie Załadowania.

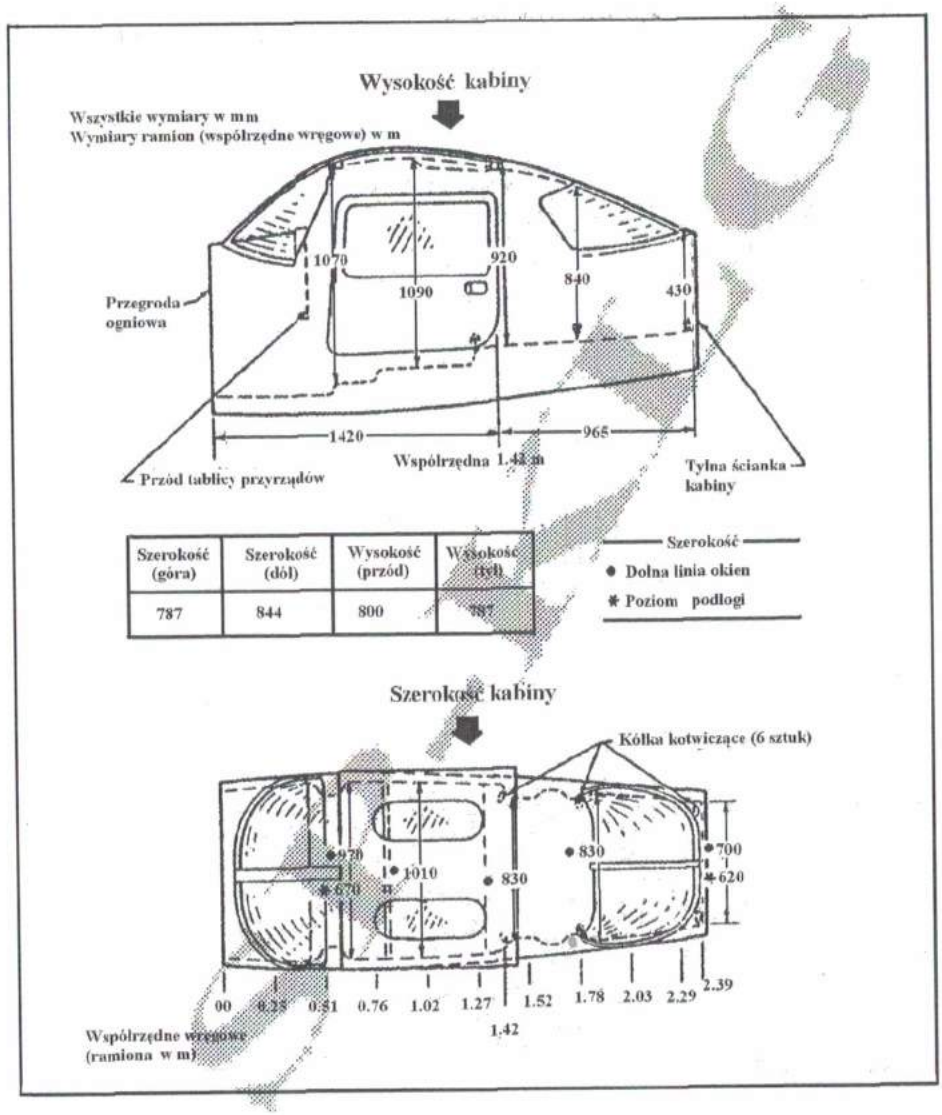
Wartości końcowe ciężaru i momentu oraz odpowiadający im punkt na wykresie Obwiedni Położenia Momentu Środka Ciężkości (rys. 6-9), wskazują czy punkt znajduje się wewnątrz obwiedni i czy sposób załadowania jest do zaakceptowania.



Rys. 6-3. Rozmieszczenie ładunku



Rys. 6-4. Załadowanie i kotwiczenie bagażu

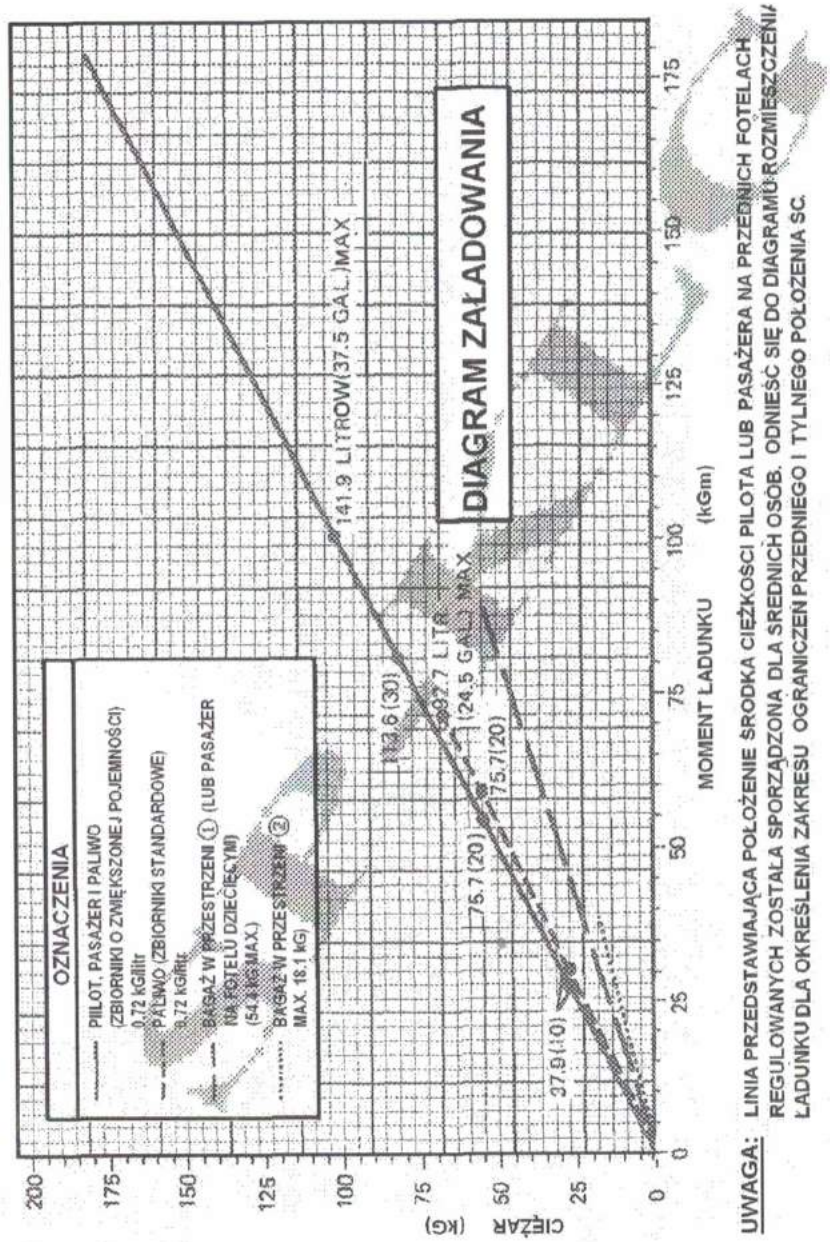


Szerokość (góra)	Szerokość (dół)	Wysokość (przód)	Wysokość (tył)
787	844	800	787

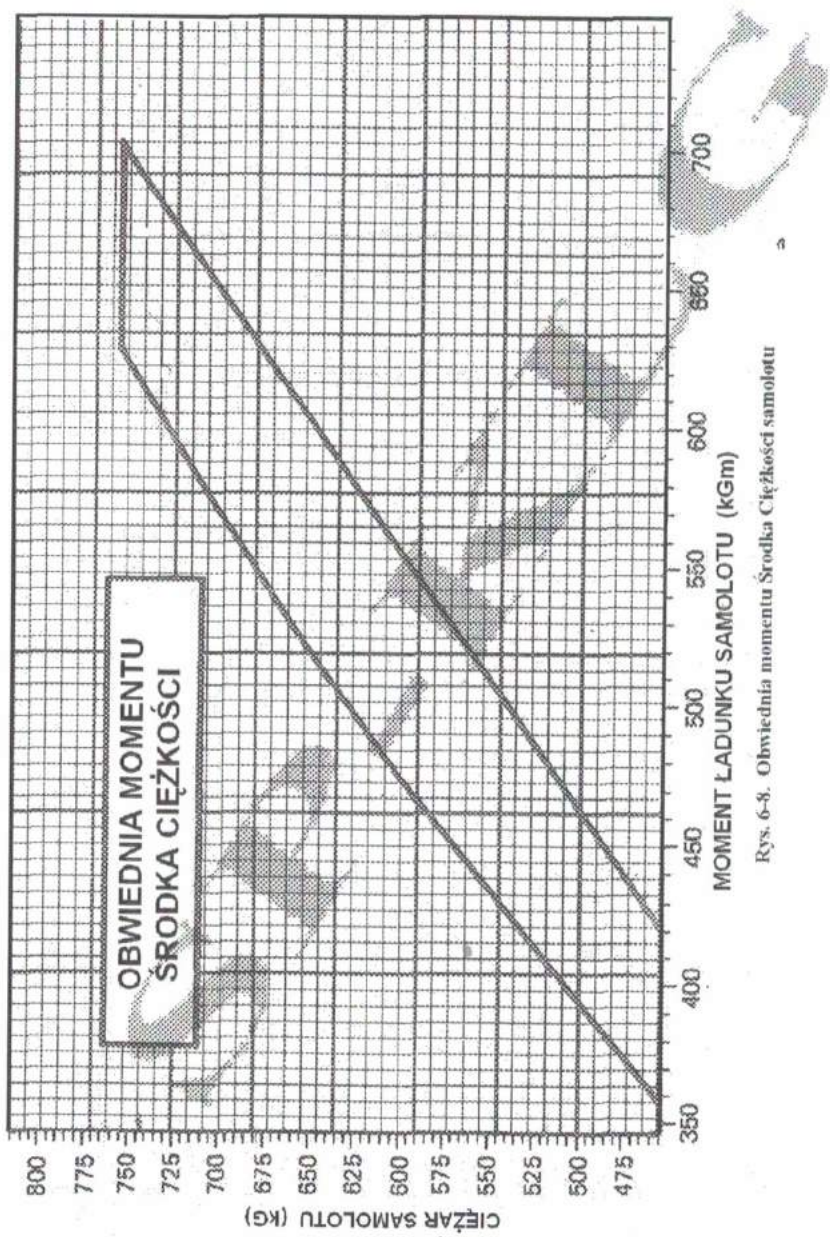
Rys. 6-5. Wymiary wewnętrzne kabiny

ARKUSZ ZAŁADOWANIA SAMOLOTU	SAMOLOT PRZYKŁADOWY		TWÓJ SAMOLOT	
	CIĘŻAR kG	MOMENT kGm	CIĘŻAR kG	MOMENT kGm
1. Ciężar podstawowego pustego samolotu. (Wstawić dane odnoszące się do rubryki "Twój samolot" z rzeczywistym wyposażeniem. Wyłączyć niezużywalne paliwo i całkowite napełnienie olejem)	515	392		
2. Paliwo zużywalne (0,72 kG/l) Zbiorniki standardowe (maks. 93.0 l)	67	71		
Zbiorniki o zwiększonej pojemności (maks. 142.0 l)				
Zredukowana ilość paliwa (wynikająca z maksymalnego ciężaru startowego)				
3. Pilot i pasażer (współrzędna 0,84 do 1,04 m)	154	153		
4. Przestrzeń bagażowa 1 (lub pasażer na fotelu dziecięcym (współrzędna 1,27 do 1,93 m, maks. 54 kG)	24	38		
5. Przestrzeń bagażowa 2 (Współrzędna 1,93 do 2,39 m, maks. 18 kG)				
6. CIĘŻAR DO KOLOWANIA	760	654		
7. Paliwo zużyte na uruchomienie i nagrzanie silnika oraz kołowanie	-2	-2		
8. CIĘŻAR STARTOWY I MOMENT (Odjąć wynik poz. 7 od wyniku poz. 8)	758	652		
9. Znaleźć punkt (652 kGm dla 758 kG) na obwiedni dopuszczalnego położenia środka ciężkości. Ponieważ punkt ten znajduje się wewnątrz obwiedni stanowi to, że załadowanie samolotu jest prawidłowe. * Maksymalnie dopuszczalny ładunek w przestrzeniach bagażowych 1 i 2 nie może po zsumowaniu przekraczać 54 kG.				

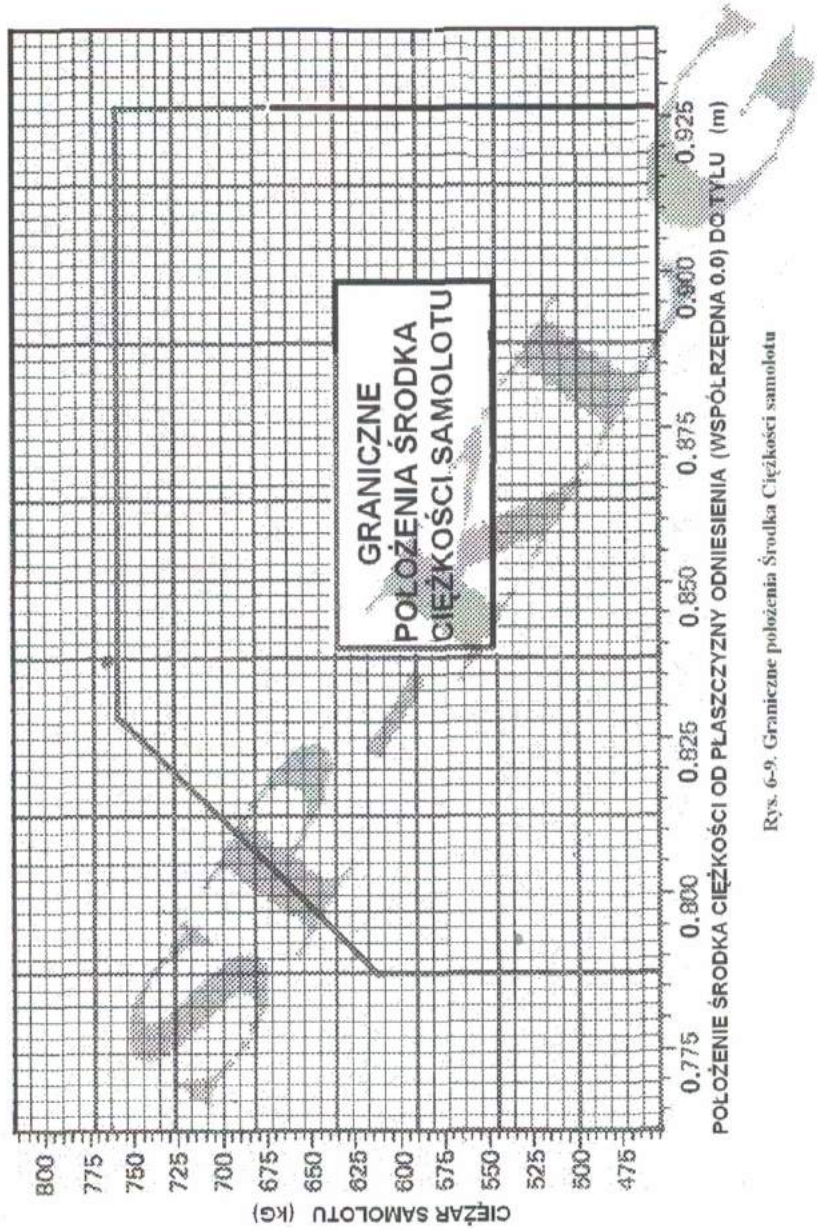
Rys. 6-6. Arkusz załadowania samolotu



Rys. 6-7. Diagram załadowania



Rys. 6-8. Obwiednia momentu Środka Ciężkości samolotu



Rys. 6-9. Graniczne położenia Środka Ciężkości samolotu

WYKAZ WYPOSAŻENIA

W kolejnych tabelach znajduje się wyczerpujący wykaz wyposażenia wszystkich samolotów Cessna, które jest dostępne dla modelu samolotu 152. Oddzielny spis z pozycjami zamontowanego wyposażenia w tym samolocie jest przedstawiony w zbiorze danych o samolocie. Przedmiotowy spis oraz n/w maja podobna strukturę.

Wykaz wyposażenia zawiera następujące informacje:

W kolumnie **nr pozycji** każda pozycja jest oznaczona numerem kodu. Każde numerowanie poprzedzone jest literą określającą grupę (na przykład A. Zespół napędowy i agregaty) zgodnie, z którą dana pozycja. Po kolejnych liczbach dodany jest literowy sufiks 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 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 zabudowy.

W kolumnach zawierających **ciężar (kG)** i **ramiona (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). Dodatnie 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.

Numer pozycji	Nazwa wyposażenia	Rysunek	Ciężar kG	Ramię m
	A. ZESPÓŁ NAPĘDOWY I AKCESORIA			
A01-R	Silnik, Lycoming O-235-L2C (za wyjątkiem rozrusznika, gaźnika, świec zapłonowych i wspornika alternatora)	0450077	111,50	-0,49
A05-R	Filtr gaźnika	C294510-0201	0,23	-0,41
A09-R	Alternator, 60 A, 28 V (z paskiem klinowym)	C611503-0107	4,85	-0,70
A17-R	Chłodnica oleju, zestaw	0450073	1,63*	-0,61*
	Filtr oleju (element wirujący)	8406 Fodor M	1,04	-0,70
A33-R	Śmigło, zestaw	0450077	12,79*	-0,93*
	Śmigło-nie regulowany skok McCauley 1A103/TCM6958	C161001-0501	12,07	-0,93
A41-R	Kołpak śmigła, zestaw	0450077	1,13*	-0,97*
	Kołpak śmigła,	0450073-1	0,45	-0,98
	Tylna wręga (za śmiglem)	0450072-1	0,50	-0,97
	Przednia wręga (przed śmiglem)	0450076-1	0,14	-0,95
	Osłona		0,05	0,97
A61-A	Instalacja podciśnienia, napędzana silnikiem	0413596	1,18*	-0,15*
	Pompa próżniowa.	C431003-0104	0,82	-0,19
	Zawor nadmiarowy.	C482001-0401	0,23	-0,04
	Przewody		0,18	0,22
A70-S	Uklad rozruchowy silnika	0400402	0,23	0,08
A73-A	Zawór szybkiego spustu oleju	1701015	0,00	----
	B. PODWOZIE I AKCESORIA			
B01-R-1	Koło, hamulec, dętka i opona, 15x6.00x6 (2 sztuki)	C163019-0211	15,33*	1,19*
	Zespół koła McCauley (każdy)	C163006-0101	3,45	1,20
	Zespół hamulca McCauley (lewy)	C163032-0102	0,86	1,11
	Zespół hamulca McCauley (prawy)	C163032-0102	0,86	1,11
	Opona 4 PR(każda)	C262006-0102	2,77	1,20
	Dętka (każda)	C262026-0101	0,59	1,20
B01-R-2	Koło, hamulec, dętka i opona, 15x6.00x6 (2 sztuki)	1241156-41	15,15*	1,19*
	Zespół koła Cleveland 40-113 (każdy)	C163001-0104	3,36	1,20
	Zespół hamulca Cleveland 30-75A (lewy)	C163030-0111	0,86	1,11

Numer pozycji	Nazwa wyposażenia	Rysunek	Ciężar kG.	Ramię m
	Zespół hamulca Cleveland 30-75A (prawy)	C1630?0-0112	0,86	1,11
	Opona 4 PR(kazda)	C2620?6-0102	2,72	1,20
	Dętka (każda)	C2620?6-0101	0,59	1,20
B01-0-1	Koło, hamulec, dętka i opona, 6.00x6 (2 sztuki)	C163019-0201	18,14*	1,19*
	Zespół koła McCauley (każdy)	C163006-0101	3,45	1,20
	Zespół hamulca McCauley (lewy)	C163033-0104	0,86	1,11
	Zespół hamulca McCauley (prawy)	C163033-0101	0,86	1,11
	Opona 4 PR(kazda)	C262003-0101	3,81	1,20
	Dętka (każda)	C262023-0102	0,95	1,20
B01-0-2	Koło, hamulec, dętka i opona, 6.00x6 (2 sztuki)	1241156-49	17,96*	1,19*
	Zespół koła, Cleveland 40-113 (każdy)	C163001-0104	3,36	1,20
	Zespół hamulca, Cleveland 30-75A (lewy)	C163030-0111	0,86	1,11
	Zespół hamulca, Cleveland 30-75A (prawy)	C163030-0112	0,86	1,11
	Opona 4 PR(kazda)	C262003-0101	3,81	1,20
	Dętka (każda)	C262023-0102	0,95	1,20
B04-R-1	Koło i opona, 5.00x5	C163018-0101	4,67*	-0,27*
	Zespół koła McCauley	C163005-0201	1,72	-0,27
	Opona 4 PR	C262003-0102	2,31	-0,27
	Dętka	C262023-0101	0,64	-0,27
B04-R-2	Koło i opona, 5.00x5	1241156-2	4,22*	-0,27*
	Zespół koła Cleveland 40-77	1241156-12	1,27	-0,27
	Opona 4 PR	C262003-0102	2,31	-0,27
	Dętka	C262023-0101	0,64	-0,27
B10-A	Owiewki kół (3 sztuki)	0541225-4	7,71*	0,90*
	Koło przednie	0543079-1	1,86	-0,24
	Koło główne (każde)	0541223	2,68	1,26
	Hamulce (kazdy)	0441227	0,27	1,28
	C. INSTALACJA ELEKTRYCZNA			
C01-R	Akumulator 24 V, normalny			
C01-0	Akumulator 24 V, zwiększonej mocy	C614002-0101	10,52	-0,14
C04-R	Regulator alternatora z czujnikiem wysokiego i niskiego napięcia	C614002-0102	11,43	-0,14
		C611005-0101 lub C611005-0102	0,18	-0,01
C07-A	Gniazdo przyłącza zasilania zewnętrznego	0401026-1	0,95	-0,05
C16-A	Podgrzew rurki Pitot	0422355-1	0,27	0,55
C22-A	Oświetlenie migkowe (oświetlenie tablicy przyrządów)	0413577	0,23	0,46
C25-A	Wyłacznik mikrofonu i oświetlenia mapy, wolant	0470117-1	0,09	0,57

Numer pozycji	Nazwa wyposażenia	Rysunek	Ciężar kG	Ramię m
C28-A	Oświetlenie mapy, słupek drzwiowy	0470425-1	0,14	0,58
C43-R	Zestaw świateł ostrzegawczych,	0406003-1	0,59*	4,92*
	Lampa na szczycie statecznika pionowego	C621001-0102	0,18	5,52
	Zasilacz świateł błyskowych w ogonioe	C594502-0102	0,23	4,42
	Opornik (MEMCOR)	0R95-6	0,09	4,66
	Przewody		0,09	5,25
C46-A	Zestaw świateł stroboskopowych na końcach skrzydeł	0401009-1	1,41*	0,96*
	Światła błyskowe końców skrzydeł (2 sztuki)	C622006-0107	0,09	0,90
	Światła stroboskopowe końców skrzydeł (2 sztuki)	C622008-0102	1,04	1,00
C49-A-1	Reflektor lądowania , jedna żarówka	0401027-3	0,45	-0,72
C49-A-2	Reflektor lądowania i kołowania, dwie żarówki	0401022-4	0,82	-0,72
	D. PRZYRZĄDY			
D01-R	Prędkosciomierz	C661064-0107	0,27	0,44
D01-0	Prędkościomierz ze wskaźnikiem prędkości rzeczeoz. (0513279)	C661065-0105	0,32	0,44
DU7-R	Wysokościomierz precyzyjny	C661071-0101	0,41	0,45
D07-0-1	Wysokościomierz (20-ft-skalowanie) (w ft i mbar)	C661025-0102	0,32	0,45
D07-0-2	Wysokościomierz (50-ft-skalowanie) (in ft und mbar)	C661071-0102	0,36	0,45
D16-A-1	Wysokościomierz kodowany (włącza przemieszczenie zwykłego wysokościomierza)	0401013	1,32	0,43
D16-A-2	Wysokościomierz kodowany (w ft ; mbar) (włącza przemieszczenie zwykłego wysokościomierza)	0401013	1,32	0,43
D16-A-3	Wysokościomierz kodowany (nie wymagająca montażu tablicy przyrządów)	0401019-1	0,68	0,05
D19-R	Amperomierz, zestaw	S-1320-5	0,05	0,46
D25-A-1	Zegar, zestaw ze wskaźnikiem tarczowym	0400341	0,18*	0,37*
	Zegar elektryczny	C664508-0107	0,14	0,46
D25-A-2	Zegar, zestaw ze wskaźnikiem cyfrowym	0470426-1	0,18*	0,37*
	Zegar/stoper, zegar cyfrowy	C664511-0102	0,14	0,46
D28-R	Busola	C660501-0102	0,23	0,51
D37-R	Grupa przyrządów (paliwomierz lewego i prawego zbiornika)	C669537-0104	0,18	0,46
D37-0	Grupa przyrządów (paliwomierz lewego i prawego zbiornika) (tylko przy zbiornikach o zwiększ. poj. poz. Nr. G92-0)	C669537-0105	0,18	0,46
D40-R	Grupa przyrządów (Ciśnienie i temperatura oleju)	C669535-0101	0,18	0,46
D49-A	Ekonomizer, zestaw (EGT)	0401028-1	0,32*	0,29*
	Termopara	C668501-0204	0,05	-0,18
	Zasilanie	C668501-0206	0,05	0,30
	Wskaźnik	C668501-0211	0,18	0,45
	Przewody		0,05	0,08

Numer pozycji	Nazwa wyposażenia	Rysunek	Ciężar kG	Ramię m
D59-A	Przeciążeniomierz, wskaźnik	0400335	0,32	0,44
D64-A	Giroskop, zestaw (wymaga instalacji podciśnienia pozycja Nr. A61-A)	0413596	2,81*	0,31*
	Girobusola	C661075-0104	1,33	0,39
	Sztuczny horyzont	C661076-0101	0,86	0,39
	Wakuometr	C668509-0101	0,05	0,45
	Filtr instalacji podciśnienia, zestaw	1201075-2	0,09	0,05
	Przewody		0,64	0,18
D67-A	Licznik czasu pracy silnika	0401017	0,27	0,13
D82-A	Termometr powietrza zewnętrznego	C661503-0101	0,05	0,56
D85-R	Obrotmierz	0400403	0,45*	0,32*
	Obrotmierz i licznik czasu pracy silnika	C668870-0101	0,27	0,43
D88-A-1	Zakrętomierz (tylko dla 24 V)	C661003-0507	0,59	0,44
D88-A-2	Zakrętomierz (10 - 30 V)	C661003-0506	0,59	0,44
D91-A	Wariometr	C661080-0101	0,45	0,46
	E. WYPOSAŻENIE KABINY			
E05-R	Fotel przesuwany 1.pilota	0414084	5,03	1,15
E05-O	Fotel z regulacją wysokości 1.pilota	0414085	7,71	1,15
E07-S	Fotel przesuwany 2.pilota	0414084	5,03	1,15
E07-O	Fotel z regulacją wysokości 2.pilota	0414085	7,71	1,15
E09-A	Fotel dziecięcy, zestaw	0400134-1	4,76*	1,69*
	Oparcie fotela	0711080-1	0,59	1,85
	Siedzisko	0400136-9	2,90	1,64
	Pasy, zestaw	S-1746-2	0,45	1,68
	Elementy łączące		0,82	1,76
E15-R	Pasy biodrowe i barkowe 1.pilota	S-1996-7	2,04	0,95
E23-S	Pasy biodrowe i barkowe 2.pilota	S-1996-7	2,04	0,95
E34-O	Wyposażenie luksusowe (dodatkowe)	0415020	0,68	1,02
E39-A	Lusterko wsteczne	0401034-1	0,23	1,24
E55-A	Osłona przeciwsłoneczna	0514166-1	0,45	0,69
E57-A	Szyby barwione w oknach (dodatkowe)	0400324-1		
E59-A	Uchwyt schematu podejścia	0415044-1	0,05	0,52
E65-S	Bagażnik	2015009-2	0,23	2,13
E85-A	Podwójne sterownice (wolant, pedały)	0460118-2	1,86	0,31
E89-O	Wolant, wyposażenie (wymaga poz. Nr C25-A) (różnica ciężarowa)	0470117		----
E93-R	Układ ogrzewania kabiny (wykorzystanie gazów wylotowych)	0450071	6,35	-0,56
			----	----

Numer pozycji	Nazwa wyposażenia	Rysunek	Ciężar kG	Ramię m
	F. TABLICZKI, OSTRZEŻENIA I PODRĘCZNIKI			
F01-R	Tabliczka ograniczeń użytkowania, VFR, dzień	0405068-1		0,58
F01-U-1	Tabliczka ograniczeń użytkowania, VFR, dzień i noc	0405068-2		0,58
F01-U-1	Tabliczka ograniczeń użytkowania, IFR, dzień i noc	0405068-3		0,58
F04-R	Ostrzeganie o stanie przeciągnięcia, akustyczne	0413029	0,23	0,55
F10-S	Lista kontrolna czynności pilota (w IUL)	06081	0,10	0,37
F16-R	Instrukcja Użytkowania w Locie	0210-136R		1,29
	G. WYPOSAŻENIE DODATKOWE			
G07-A	Pierścień wyciągowy na górze (nie montowany fabrycznie)	0541115-0	0,91	1,07
G13-A	Zabezpieczenie antykorozyjne, wewnętrzne	0400027-2	7,86	1,73
G16-A	Odgromniki ładunków statycznych (10 sztuk)	0401015-1	0,18	2,99
G19-A	Środek stabilizujący ścieranie	0500041-3	1,13	4,56
G22-A	Wodzidło przy kole przednim (schowane)	0401039	0,73	2,13
G25-S	Lakierowanie, zestaw	0404037	4,26*	2,04*
	Podstawowa biała		3,95	2,01
	Lakierowanie kolorowe		0,18	2,92
G31-A	Linki, kontrola odporności na korozję	0400027-2		
G49-O	Końcówki skrzydeł, modyfikowane	0401033-1	1,13	1,04
G55-A	Ręczna gaśnica	172.90	1,36	0,24
G58-A	Oświetlenie na wolancie	0413456-2	0,95	0,25
G67-A	Zmienione pedały sterowania sterem kierunku 2 sztuki, (wymagana zmiana momentu)	0501082-1	1,04	0,20
G88-A	Zestaw do eksploatacji zimowej silnika	0401024-1	0,23*	-0,53*
	Osłony wlotów do silnika (2 sztuki)	0450080	0,05	-0,84
	Klapy zakrywające osłony wlotów do silnika	0450080	0,05	2,13
	Izolacja odpowietrzników		0,09	-0,30
G92-A	Skrzydła ze zbiornikami o zwiększonej pojemności do 148 (2 sztuki)	0401010-3	2,68	0,99

Numer pozycji	Nazwa wyposażenia	Rysunek	Ciężar kG	Ramię m
	H. AWIONIKA			
H01-A	ADF- Cessna 300	3910159-11	3,86*	0,44*
	Odbiornik (R-546E)	41240-0000	1,50	0,34
	Wskaźnik (IN-345A)	40980-1001	0,41	0,39
	Antena otwarta, zestaw	0470400-621	0,09	2,45
	Antena ramowa, zestaw	3960104-1	0,64	0,61
	Przewody	3950104-14	0,50	0,67
	Wyłącznik ADF	3970146-4	0,18	0,48
	Elementy łączące		0,54	0,27
H07-A	Układ podejścia Cessna 400 ze wskazaniami VOR/ILS zam. dla wskazań VOR/LOC	3910157-30	2,63*	1,99*
	Odbiornik (R-443B)	42300-0000	0,95	2,67
	Układ blokujący	36450-0000	0,14	2,67
	Układ antenowy - podwójny	52673-1	0,09	0,56
	Wskaźnik VOR/ILS IN-386A	46860-2000	0,77	0,39
	Wskaźnik VOR/LOC IN-385A	46860-1000	-0,73	0,39
	Osprzęt		1,41	1,59
H08-A-1	Wskaźnik ARC/A OC (automat. Radial.) zamiennie dla wskaźnika VOR/LOC pozycja Nr. H22-A	3910196-1	0,09*	0,39*
	wskaźnik ARC/LOC IN-385AC	46860-1200	0,82	0,39
	VOR/LOC-Anzeiger IN-385A	46860-1000	-0,73	0,39
H08-A-2	Wskaźnik ARC/ILS-(automat. Radial.) zamiennie dla wskaźnika VOR/LOC pozycja Nr. H07-A	3910196-2	0,09*	0,39*
	Wskaźnik VOR/ILS IN-386AC	46860-2200	0,82	0,39
	Wskaźnik VOR/ILS IN-386A	46860-2000	-0,77	0,39
H13-A	Marker Cessna 400	3910164-14	1,00*	0,91*
	Odbiornik (R-402A)	42410-5128	0,32	0,35
	Antena,	0770681-1	0,32	2,18
	Marker- osprzęt	2470017-3	0,36	0,39
H16-A-2	Transponder Cessna 400	3910128-20	1,68*	0,44*
	Nadajnik/odbiornik RT-459A	41470-1028	1,27	0,33
	Antena	42940-0000	0,09	1,70
	Pulpit sterujący i osprzęt	3930213	0,32	0,51
H27-A	Nav.-/ radiostacja Cessna 300 (720 kanałów)	3910183-1	3,67*	0,35*
	(pozycja Nr. H34-A 1. zestaw			
	pozycja Nr. H37-A 2. zestaw			
	Radiostacja (RT-385A)	46660-1000	2,49	0,35

Numer pozycji	Nazwa wyposażenia	Rysunek	Ciężar kG	Ramię m
	wskaźnik VOR/LOC(IN-385A)	46860-1000	0,73	0,39
	Zamocowanie, okablowanie, osprzet		0,45	0,33
H28-A-1	Awaryjny nadajnik lokalizacyjny	0470419-1	1,59*	2,60*
	Nadajnik (D i M DMELT-6-1)	C589511-0117	1,50	2,61
	Antena	C589511-0109	0,05	2,57
H33-A	Telefon pokładowy (wraz z poz. Nr. H34-A i H56-A)	3910210	0,18	0,42
H34-A	Podstawowy zestaw awioniki (dla 1. Nav. -/zestawów fonicznych)	3910186-1	2,90*	1,31*
	Chłodzenie urządzeń radiowych	3930213	0,82	0,08
	Filtr przeciwzakłóceniowy na alternatorze	3940148-2	0,05	-0,64
	Przewód antenowy	3950140-5	0,18	0,51
	Przewód antenowy Nav.	3950104-6	0,45	2,67
	Antena Nav.	3960102-9	0,23	5,61
	VHF antena radiostacji korepondencyjnej	3960113-1	0,23	1,42
	Mikrofon, zestaw	3970117-2	0,14	0,46
	Instal. dla 1. Nav.-/zestawu fonicznego	3930186-1	0,05	0,44
	Głośnik pokładowy	3970123-6	0,54	1,30
	Słuchawki	3970125-1	0,09	0,44
	Mocowanie, potencjometr i łącznik antenowy	3970146	0,14	0,36
	Antena słuchawki dla 2. Nav.-/zestawu fonicznego	3910185-1	0,45*	0,83*
	Radiostacja korespondencyjna, zestaw	3960113-2	0,18	1,42
	Przewód antenowy	3950140-4	0,18	0,51
	Odbiornik VOR	3960111-11	0,09	0,30
H55-A	Kombinacja mikrofon-słuchawki (kołek nastawczy)	C596531-0101	0,14	0,44
H56-A	Zestaw tłumiący - słuchawki - mikrofon z uniwersalnym kołkiem nastawczym	C596531-0101	0,50	0,36
	J. ZESTAWY SPECJALNE			
J01-A	Dla F 152 II, przewidziany jest następujące wyposażenie		14,42*	
A61-A	Układ podciśnienia (dla napędu giroskopów)	0413596	1,18	-0,15
C49-A-1	Reflektor lądowania	0401022-3	0,45	-0,72
D64-A	Układ giroskopów	0413596	2,81	0,31
D82-A	Termometr powietrza zewnętrznego	C668507-0101	0,05	0,56
D83-A-1	Zakrętomierz	C661003-0505	0,59	0,44
D91-A	Wariometr	C661080-0101	0,45	0,46
F55-A	Osłona przeciw słoneczna	0514166-1	0,45	0,69
F85-A	Układ podwójnych sterownic	0460118-2	1,86	0,31
H22-A	Układ Nav.-Com Cessna 300 (RT-385A)	3910183-1	3,67	0,35
H34-A	Zestaw podstawowego wyposażenia awioniki	3910186-1	2,90	1,31

ROZDZIAŁ 7

OPIS SAMOLOTU I INSTALACJI

ROZDZIAŁ 7

OPIS SAMOLOTU I INSTALACJI
SPIS TREŚCI

	Strona
WPROWADZENIE	7-3
PŁATOWIEC	7-3
UKŁADY STEROWANIA SAMOLOTEM	7-8
Trymer steru wysokości	7-8
TABLICA PRZYRZĄDÓW	7-8
STEROWANIE NA ZIEMI	7-9
UKŁAD KLAP SKRZYDŁOWYCH	7-10
PODWOZIE	7-10
PRZEDZIAŁ BAGAŻOWY	7-10
FOTELE	7-11
PASY FOTELI	7-13
Pasy biodrowe	7-13
Pasy barkowe	7-13
Pasy biodrowe i barkowe z bębnem bezwładnościowym	7-14
DRZWI I OKNA KABINY	7-14
ZABEZPIECZENIE UKŁADU STEROWANIA	7-15
SILNIK	7-15
Układ sterowania silnikiem	7-15
Przyrządy silnikowe	7-16
Docieranie i obsługa nowego silnika	7-17
Instalacja olejowa	7-17
Układ zapłonowo-rozruchowy	7-17
Układ wlotu powietrza	7-18
Układ wylotu spalin	7-18
Gaźnik i układ wstrzykiwania paliwa	7-18
Układ chłodzenia	7-19
ŚMIGŁO	7-19
INSTALACJA PALIWOWA	7-19
INTALACJA HAMULCOWA	7-22

SPIS TREŚCI (c. d.)

	Strona
INTALACJA ELEKTRYCZNA	7-22
Wyłącznik główny IE	7-22
Amperomierz	7-24
Regulator prądnicy i sygnalizacja spadku napięcia	7-24
Automatyczne bezpieczniki (AOS) i bezpieczniki topikowe	7-25
Gniazdo przyłącza zewnętrznego źródła zasilania	7-25
INSTALACJA OSWIETLENIA	7-25
Oświetlenie zewnętrzne	7-25
Oświetlenie wewnętrzne	7-26
INSTALACJA OGRZEWANIA, WENTALACJA I ODSZRANIANIA KABINY	7-27
INSTALACJA CIŚNIENIA STATYCZNEGO I CAŁKOWITEGO	7-27
Prędkościomierz	7-29
Wariometr	7-29
Wysokościomierz	7-29
INSTALACJA PODCISNIENIA I PRZYRZADY	7-29
Sztuczny horyzont	7-31
Girobusola	7-31
Wakuometr	7-31
UKŁAD OSTRZEGANIA O PRZECIAGNIECIU	7-31
WYPOSAZENIE POMOCNICZE AWIONIKI	7-32
PULPIT STEROWANIA FONIĄ	7-32
Przełącznik wyboru nadajnika	7-32
Przełącznik wyboru fonii	7-34
Przełącznik autom. wyboru fonii komunikacyjnych	7-34
Przełącznik wyboru obydwu fonii komunikacyjnych	7-35
Przełącznik jasności i testu sygnalizacji przyzewowej	7-35
Wykorzystanie samo-podsłuchu	7-35
Zestaw słuchawki-mikrofon	7-36
Rozpraszacz ładunków elektrostatycznych	7-37

WPROWADZENIE

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

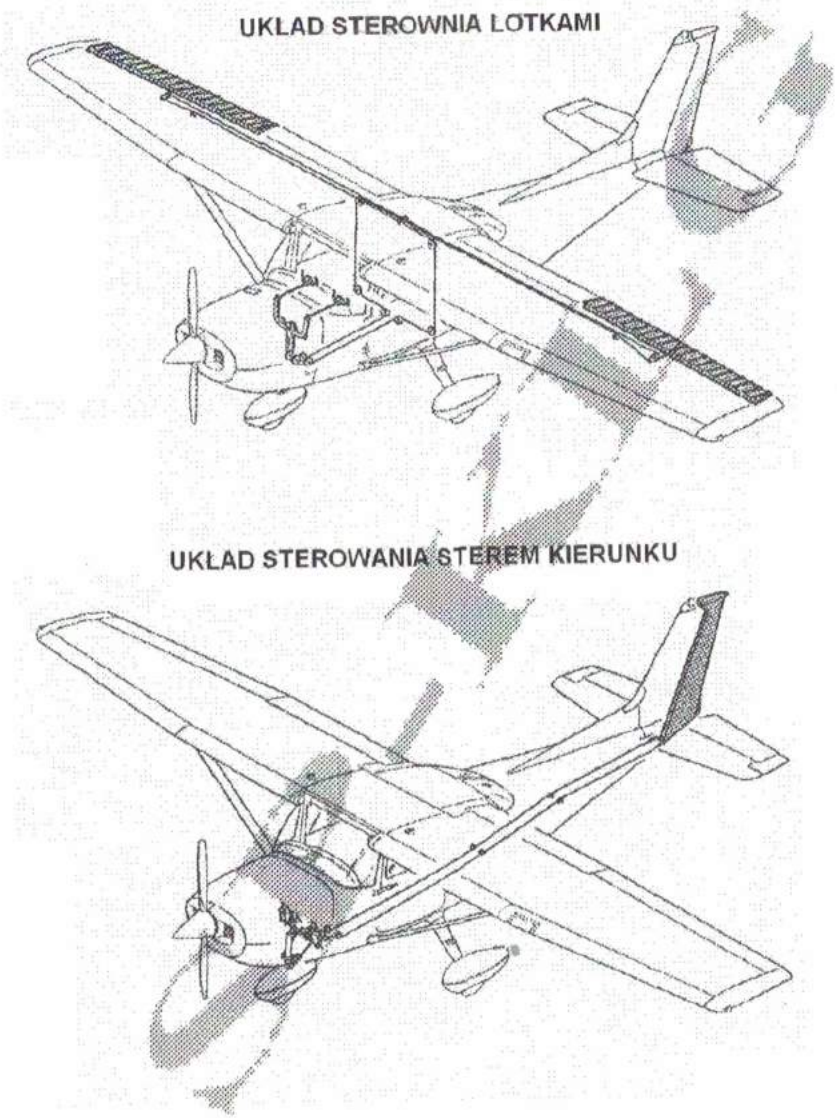
PŁATOWIEC

Samolot jest całkowicie metalowym, dwu-miejscowym, jednosilnikowym górnopłatem wyposażonym w trójkołowe podwozie i jest przeznaczony do ogólnego użytkowania oraz dla celów szkolenia.

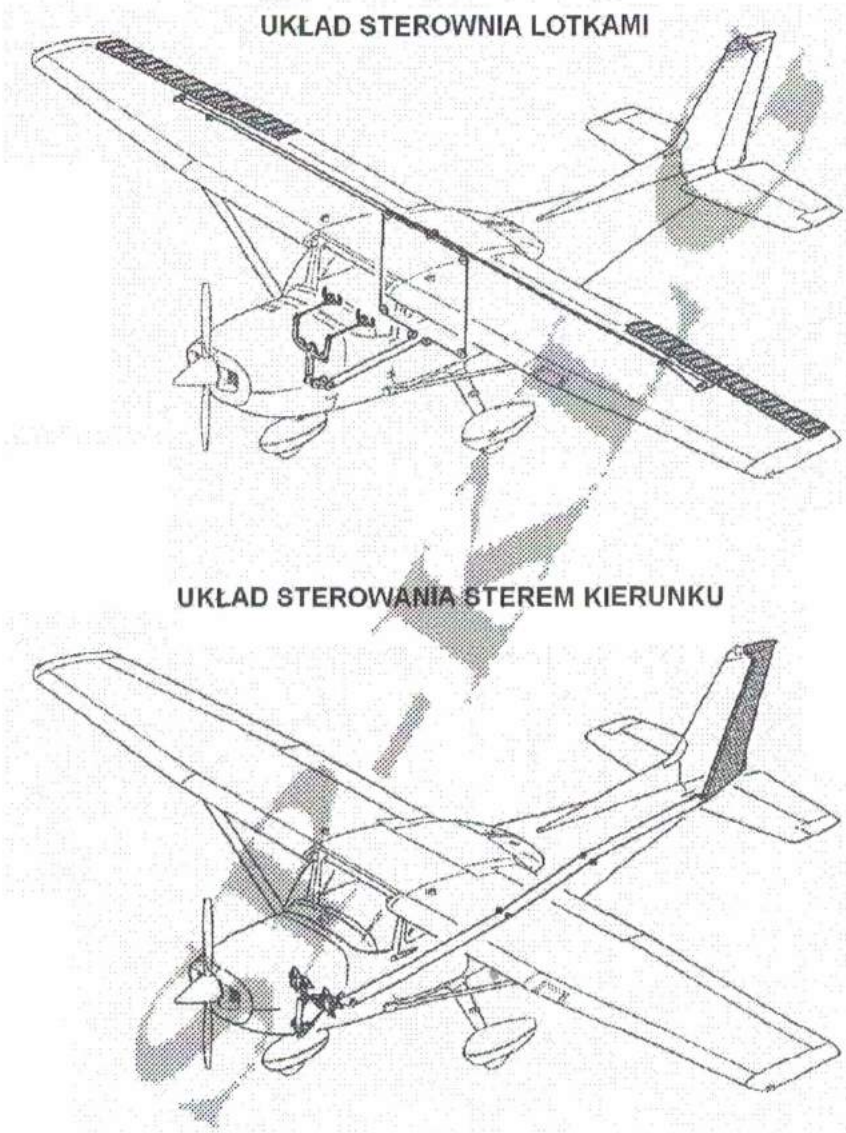
Konstrukcja kadłuba składa się z klasycznych metalowych wzmocnionych wręg, podłużnic i pokrycia zaprojektowanych jako struktura pół-skorupowa. Zasadniczymi zespołami struktury są przednie i tylne dźwigary, do których przymocowane są skrzydła, wzmocnione kute wręgi dla mocowania podwozia głównego w podstawie tylnych słupków drzwiowych oraz wzmocnione wręgi z mocowaniem łączników do podstawy słupków przednich drzwi dla dolnego węzła mocowania zastrzałów skrzydeł. 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 klapy są mocowane na krawędziach spływu skrzydeł. Lotki są skonstruowane z przedniego dźwigara obejmującego wyważenie ciężarowe, żeber metalowych oraz pofalowanego pokrycia. Klapy posiadają taką samą w zasadzie konstrukcję jak lotki z wyjątkiem ciężarków wyważających na krawędziach natarcia oraz klapki wyważającej na krawędzi spływu.

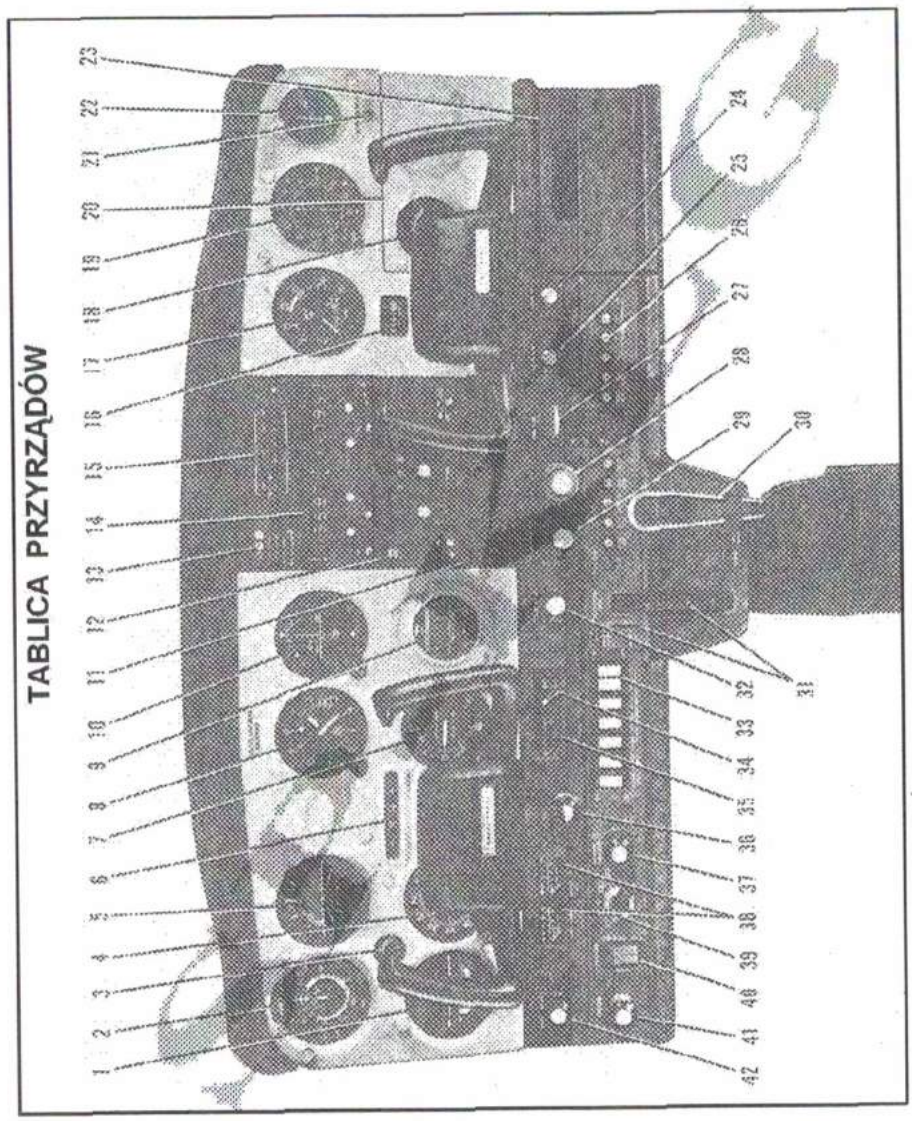
Usterzenie ogonowe składa się z klasycznego statecznika pionowego, steru kierunku, statecznika poziomego i steru wysokości. Statecznik pionowy składa się z dźwigara, klasycznych żeber ukształtowanych z blachy metalowej i wzmocnionych części pokrycia, tworzących pokrycie krawędzi natarcia oraz płetwy ogonowej. Ster kierunku skonstruowany jest z pokrycia krawędzi natarcia i dźwigara mocującego żebra i wsporniki zawiasów, dźwigara środkowego i pokrycia oraz trymera umieszczonego w krawędzi spływu. Końcówka steru kierunku posiada przedłużenie krawędzi natarcia (wyważenie rogowe), w którym mieści się masa wyważająca.



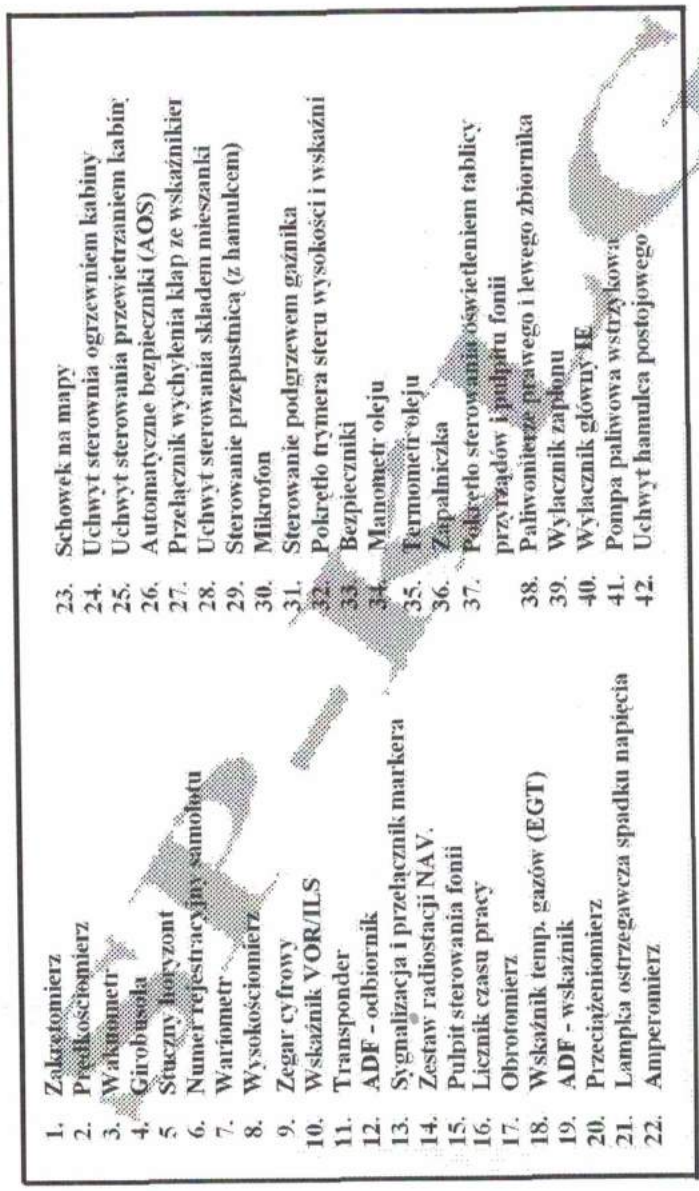
Rys. 7-1. Układy sterowania samolotem i trymerowania (arkusz 1 z 2)



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



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



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

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 siłownik trymera.
Struktura steru wysokości składa się z pokrycia tworzącego krawędź natarcia, dźwigara przedniego, tylnego kształtownika, żeber, rury skrętnej i dźwigni kątowych, lewych górnej i dolnej falistych blach pokrycia, prawych górnej i dolnej blach falistego z wycięciem w krawędzi spływu na trymer. 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 rozporki i dwa zaciski sprężyste. W celu zamontowania przedłużenia należy umieścić zacisk na spodzie przedłużenia pod spodem pedału steru kierunku i zatrzasnąć górną część zatrzasku ponad górną częścią pedału kierunku. Sprawdzić, czy przedłużenie jest sztywno osadzone na miejscu. W celu zdemontowania przedłużenia, wykonać powyższą procedurę w odwrotnej kolejności.

Trymer steru wysokości

Przewidziane jest ręcznie uruchamiane wyrównoważania sił na sterowaniu sterem kierunku i sterem wysokości. Wyrównoważenie obciążeń steru wysokości jest osiągane za pośrednictwem klapki wyważającej steru wysokości przy wykorzystaniu pionowo zamontowanego koła sterującego wyważeniem. Obrót koła sterującego do przodu spowoduje obciążenie na nos (przód w dół); obrót do tylu spowoduje wyważenie na ogon (przód w górę).

TABLICA PRZYRZĄDÓW

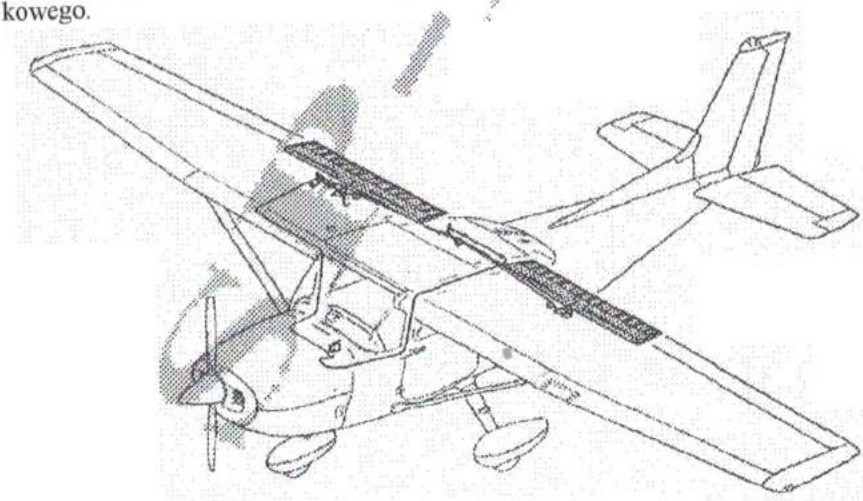
Tablica przyrządów (odnieść się do rys. 7-2) jest zaprojektowana tak, aby pomieścić podstawowe przyrządy pilotażowe dokładnie z przodu przed pilotem. Giroskopowe przyrządy pilotażowe są umieszczone jeden nad drugim, nieco po lewej od wolantu. Na lewo od tych przyrządów znajdują się prędkościomierz, zakrętomierz i wakuometr. Zegar, wysokościomierz, wariometr, i przyrządy nawigacyjne znajdują się powyżej i/lub po prawej od wolantu. Wyposażenie awioniczne jest zgrupowane w pobliżu osi symetrii tablicy przyrządów, z przestrzenią na dodatkowe wyposażenie po prawej stronię na dole tablicy przyrządów. Prawa część tablicy przyrządów zawiera także obrotomierz, amperomierz, lampkę sygnalizacji niskiego napięcia, wskaźnik ekonomizera paliwa (EGT) i dodatkowe przyrządy, takie jak urządzenie rejestrujące czas

lotu i przeciążeniomierz. Lewa tablica sterownicza pod tablicą przyrządów podstawowych, zawierająca paliwomierze i przyrządy kontroli pracy silnika położona jest poniżej wolantu 1.pilota. Wyłączniki elektryczne, pulpit i pokrętło rezystora nastawnego radiostacji zapłon i wyłącznik główny IE, pompka wstrzykowa i dźwignia hamulców postojowych są umieszczone dookoła tych przyrządów. Przyrządy kontroli pracy silnika, przełącznik klap skrzydłowych oraz dźwignie sterowania powietrzem w kabinie i ogrzewaniem znajdują się na prawo od 1.pilota, w środku tablicy przełączników i regulatorów. Poniżej tych przyrządów znajdują się koło sterownicze trymeru steru wysokości, wskaźnik pozycji trymera, mikrofon i AOS-y. Schowek na mapy znajduje w prawym krańcu tablicy przełączników.

Szczegóły dotyczące przyrządów, przełączników, AOS-ów i regulatorów znajdujących się na tablicy przyrządów można znaleźć w rozdziałach opisu tych układów, do których to pozycji się one odnoszą..

STEROWANIE NA ZIEMI

Skuteczne sterowanie na ziemi podczas kołowania osiągane 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 sprężyną 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.



Rys. 7-3. Układ klap skrzydłowych

Ręczne przetaczanie samolotu jest ułatwione dzięki wodzidle 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 przetaczaniu 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 7.65 m . Aby uzyskać minimalny promień zakrętu podczas ustawiania na ziemi, samolot może być obrócony dookoła któregokolwiek podwozia głównego.

KLAPY SKRZYDŁOWE

Klapy skrzydłowe typu jedno-szczelinowego z maksymalnym kątem wychylenia do 30° (patrz rys. 7-3) są wychylane lub chowane przez przełożenie przełącznika (dźwigni) wychylania klap, umieszczonego na tablicy przyrządów, do żądanego położenia wychylenia klap. Przełącznik (dźwignia) porusza się do góry lub do dołu w szczelinie wyciętej w tablicy, zapewniającej mechaniczne utrzymanie klap w położeniu 10° i 20°. W celu wychylenia klap większego niż 10°, należy poruszyć dźwignią w prawo, aby zwolnić blokadę i ustawić dźwignię w żądanym położeniu. Skala i wskazówka po lewej stronie przełącznika dźwigni wskazuje położenie klap w stopniach. Układ klap skrzydłowych jest zabezpieczony przez 15-amperowy AOS oznaczony FLAP (KLAPA), po prawej stronie tablicy przyrządów.

PODWOZIE

Podwozie trójkołowe ze sterowanym kołem przednim i dwoma kołami głównymi. Owiewki są standardowym wyposażeniem dwóch kół głównych i koła przedniego. 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.

PRZEDZIAŁ BAGAŻOWY

Przedział bagażowy obejmuje obszar od tylu foteli pilota i pasażera do tylnej

wręgi kabiny. Dostęp jest możliwy z wnętrza kabiny. Siatka bagażowa z sześcioma paskami mocującymi umożliwia zabezpieczenia bagażu i jest przymocowana za pomocą pasków wiązanych do pierścieni mocujących umieszczonych w samolocie. Przy załadunku samolotu, dzieci nie powinny znajdować się w przedziale bagażowym, chyba, że zamontowano fotelik dla jednego dziecka, zaś jakiekolwiek materiały, które mogą stanowić zagrożenie dla samolotu i pasażerów nic powinny być umieszczane gdziekolwiek w samolocie. Wymiary przestrzeni bagażowej i drzwi przedstawione są w rozdziale 6.

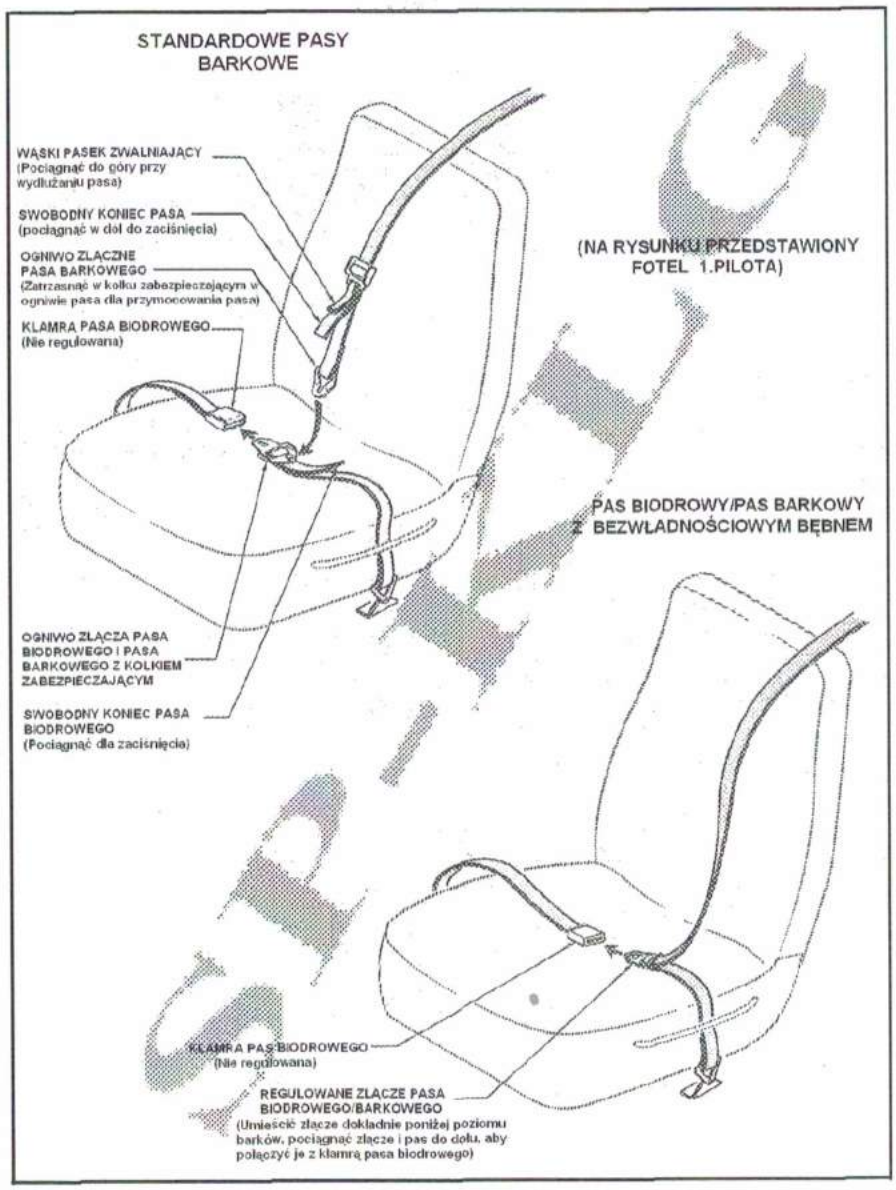
FOTELE

Układ foteli składa się z dwóch oddzielnych nastawnych foteli pilota i pasażera i jeżeli jest on zamontowany fotelika dla dziecka w tyle kabiny. Fotele pilota i pasażera są dostępne w dwóch konfiguracjach nastawnych: cztero- i sześciopołożeniowej.

Czteropołożeniowe 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 rogiem 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.

Sześciopołożeniowe nastawne fotele pilota mogą być przesuwane do przodu lub do tylu, z regulacją wysokości, a kąt oparcia fotele jest zmienny. Ustawić fotel przez podniesienie rurowej dźwigni umieszczonej pod wewnętrznym rogiem 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 rogiem każdego fotela. Kąt oparcia fotela jest regulowany przez obrócenie dźwigni umieszczonej z tylu, na wewnętrznym rogu fotela. Aby przesunąć każdy fotel do tylu, należy obrócić dźwignię do tyłu i wywrzeć nacisk na oparcie dopóki ono nie zatrzyma się; a następnie zwolnić dźwignię. Oparcie może być z powrotem ustawione w pozycji prostopadłej do siedziska przez pociągnięcie do przodu odsłoniętej części ramy oparcia fotela. Należy sprawdzić, czy zwolniona dźwignia powróciła do położenia pionowego. Obydwa oparcia foteli są także składane całkowicie do przodu.

Możliwe jest także zamontowanie fotelika dla dziecka w tyle kabiny. Oparcie fotelika jest przymocowane do burt kabiny, a siedzisko jest przymocowane do pierścieni na podłodze. Fotelik ten nie jest nastawny.



Rys. 7-4. Pasy biodrowe i barkowe fotela

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 bębnami 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 klamrą umieszczoną wewnątrz każdego fotela i posiada stałą długość; zaś druga połowa pasa biodrowego zakończona ogniwem 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 ogniwem 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 przeciwległe 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 uprzęży barkowej należy najpierw zapiąć i wyregulować pas biodrowy. Następnie wydłużyć uprząż według potrzeb przez pociągnięcie ogniwa złącza na końcu uprzęży i wąskiego paska zwalniającego. Zatrzasnąć ogniwo złączne pasa barkowego mocno na kołku zabezpieczającym na ogniwie pasa biodrowego. Następnie wyregulować długość. 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.

Regulacja uprzęży barkowej jest ważna. Właściwie wyregulowana uprząż będzie pozwalać siedzącemu całkowicie wyprostowanemu pasażerowi na wystarczające pochylenie 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.

PASY BIODROWE/ BARKOWE Z BĘBNAMI BEZWŁADNOŚCIOWYMI

Zintegrowana pasy biodrowe/ barkowe z bębnami bezwładnościowymi są dostępne dla pilota i pasażera na przednim fotelu. Pasy biodrowe/barkowe sięgają od bębnów bezwładnościowych umocowanych w górze burt kabiny w tyle tuż za każdymi drzwiami wejściowymi do kabiny do punktów mocowania znajdujących się na zewnątrz foteli. Oddzielna polowa 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.

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 dwojga drzwi wejściowych, po jednych z obydwu stron kabiny (wymiary 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.

Aby otworzyć drzwi samolotu z zewnątrz, należy użyć klamki wpuszczanej umieszczonej w pobliżu tylnej krawędzi każdych drzwi. Nacisnąć 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 nic powinny być celowo otwierane podczas lotu.

UWAGA

Przypadkowe otwarcie drzwi kabiny podczas lotu spowodowane niewłaściwym zamknięciem nie powoduje konieczności lądowania samolotu. Najlepszym działaniem jest przejście do lotu poziomego przy prędkości około 65 węzłów 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. Obydwoje drzwi kabiny są wyposażone w otwierane okna. Okna 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 naciąganą sprężyną dźwignię blokującą, która pomaga w obróceniu okna na zewnątrz i utrzymanie go w tym położeniu. Jeżeli zachodzi taka potrzeba, każde okno może być otwarte przy prędkości do 149 węzłów. Wszystkie okna są typu stałego i nie mogą być otwierane. Dodatkowo mogą być zamontowane dwa stałe na dachu kabiny.

ZABEZPIECZENIE UKŁADU 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 znajdzie 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-235-L2C i posiada on moc znamionową ciągłą 82 kW (110 BHP) przy obrotach 2550 obr/min. W skład podstawowych agregatów (zamontowane na przedzie silnika) wchodzi rozrusznik, prądnica prądu przemiennego (alternator) z napędem pasowym i chłodnica oleju. Zdwojone iskrowniki są zamontowane na podstawie napędów agregatów na tyle silnika. Zapewniona jest również możliwość zamontowania pompy podciśnienia i pełno-przepływowego filtra oleju.

UKŁAD STEROWANIA SILNIKIEM

Moc silnika jest sterowana 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 cierne, 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 powyżej prawego rogu podstawy sterowniczej, jest czerwonym pokrętłem 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 jałowe 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, pokrętło może być przemieszczone do przodu lub do tyłu poprzez naciśnięcie przycisku zabezpieczającego na korku pokrętła, i ustawienie dźwigni w żądanym położeniu.

PRZYRZĄDY SILNIKOWE

Działanie silnika jest kontrolowane przez następujące przyrządy: manometr oleju, termometr oleju i obrotomierz.

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 termometr umieszczony po lewej stronie tablicy przełączników i regulatorów. Przyrząd pomiarowy jest zasilany czujnikiem temperatury typu elektrycznego, oporowego, który pobiera moc z instalacji elektrycznej samolotu. Ograniczenia temperatury oleju są następujące: zakres normalnego użytkowania (zielony luk) 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 prędkość obrotową zarówno silnika jak i śmigła. Licznik godzin pracy umieszczony poniżej środka obrotomierza rejestruje upływający czas pracy silnika w godzinach i dziesiętnych częściach godzin. Skalowanie przyrządu zawiera zakres normalnego działania (zielony łuk) od 1900 do 2550 obr/min i maksymalny (czerwona linia) 2550 obr/min. Dolny koniec zielonego luku jest „stopniowany" w celu wskazania obrotów silnika przy około 75% mocy silnika n.p.m. (2350 obr/min.), na wysokości 4000 stóp (2450 obr/min).i na wysokości 8000 stóp (2550 obr/min).

Samolot jest również wyposażony we 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. Temperatura gazów wylotowych (EGT) może zostać użyta jako pomoc przy zubożeniu mieszanki w lotach trasowych.. Aby uregulować mieszankę, używając tego wskaźnika, zubożyć ją do ustalenia się wartości szczytowej EGT na wskaźniku jako punktu odniesienia.

DOCIERANIE I OBSŁUGA NOWEGO SILNIKA

Silnik przeszedł rozruch u wytwórcy i jest gotów do użytkowania w pełnym zakresie. Jednakże, zalecane jest, aby przelot odbywał się przy mocy do 75% przez okres około 25 godzin lub do ustalenia się zużycia oleju. Zapewni to właściwe osadzenie się pierścieni.

INSTALACJA OLEJOWA SILNIKA

Olej do zapewnienia smarowania silnika jest dostarczany z miski olejowej do silnika. Pojemność miski olejowej wynosi 5,7 l (6 kwart} oraz dodatkowo 0,95 l (1 kwarta) na pełno-przepływowy 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 z przodu po lewej 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 3,8 l (4 kwarty). Aby zminimalizować straty olej przez odpowietrznik, przed lotami normalnymi lub krótszymi niż trzy godziny uzupełniać olej do ilości 4,75 l (5 kwart). W przypadku dłuższych lotów, uzupełnić do ilości 5,7 (6 kwart) (wyłącznie wg. prętowego wskaźniku poziomu). Szczegóły dotyczące wymagań i specyfikacji oleju określone są w rozdziale 8.

Zawór szybkiego spustu paliwa jest dostępny w celu wymiany korka spustowego w otworze spustowym miski olejowej i zapewnia szybszy i czystszy spust oleju silnikowego. Aby spuścić olej przy pomocy tego zaworu, należy przesunąć przewód giętki ponad końcem 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 paliwowo – powietrznej przy podwójnym zapłonie.

Działanie zapłonu i rozrusznika jest sterowane przełącznikiem obrotowym umieszczonym na lewej tablicy przełączników i regulatorów. Przełącznik jest oznaczony (godnie 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 naciągniętą 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 pyl i inne ciała obce z powietrza wlotowego. Strumień powietrza przepływa przez filtr do komory powietrznej. Po przejściu przez komorę powietrzną powietrze wlotowe wpływa do wlotu gaźnika, który znajduje się pod silnikiem, a następnie obiega cylindry silnika przez wloty rur przewodu rozgałęzionego. W przypadku, gdy napotka się na lód w gaźniku lub filtr wlotu powietrza zostanie zablokowany, zamiennie może być uzyskane podgrzane powietrze z osłony tłumika płynące przewodem do zaworu, w komorze powietrza, uruchamiane dźwignią sterowania temperatury gaźnika 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 obrotów ok. 150 do 200 obr/min.

UKŁAD WYLOTU SPALIN

Gazy wylotowe 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 zasilana jest kabina ciepłym powietrzem.

GAŹNIK I UKŁAD WSTRZYKIWANIA PALIWA

Silnik wyposażony jest w pływakowy, górno-ssący, gaźnik zamontowany w dolnej części silnika. Gaźnik posiada osłoniętą pompę przyspieszacza, mechanizm odcięcia biegu jałowego i dźwignię ręcznej regulacji składu mieszanki. Paliwo jest dostarczane do gaźnika grawitacyjnie z instalacji paliwowej. W gaźniku, paliwo jest rozpylane, proporcjonalnie mieszane z powietrzem wlotowym i dostarczane do

cylindrów poprzez kolektor wlotowy. Proporcje rozpylonego paliwa i powietrza s: dobierane, w żądanych granicach, przy pomocy dźwigni regulacji składu mieszanki n: tablicy przyrządów.

Do wspomagania procesu uruchomienia, silnik jest wyposażony w ręczny uklac wstrzykiwania paliwa. Zapłonnik uruchamia małą pompę, która podaje paliwo z filtr: paliwowego, gdy nurnik jest wyciągnięty, i wstrzykuje je do otworów wlotowycl cylindrów, gdy nurnik jest wepchnięty do tylu. Dźwignia nurnika, na tablicy przyrzą dów, jest wyposażona w zabezpieczeniu i po pchnięciu jej całkowicie do przodu, mus 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 n: przedzie osłon silnika. Powietrze chłodzące jest kierowane dookoła cylindrów i in nych obszarów silnika przez deflektory kierujące, a następnie wychodzi przez klapk osłon na dolnej tylnej krawędzi osłon. Układ nie jest zaopatrzony w ręczną regulację.

Dostępny jest zestaw przystosowujący samolot do eksploatacji w warunkach zi mowych. Elementy tego zestawu przedstawione są w uzupełnieniu w rozdziale

ŚMIGŁO

Samolot posiada dwułopatowe śmigło o nieregulowanym skoku, o łopatach wyko nanych z odkuwek ze stopu aluminium, anodowanych w celu zabezpieczenia przec korozją. Śmigło posiada średnicę 1,753 m.

INSTALACJA PALIWOWA

Samolot może być wyposażony w jeden z dwóch rodzajów instalacji paliwowej standardowej lub ze zbiornikami o zwiększonej pojemności w celu zwiększenia zasię gu, (patrz rysunek 7-6). Oba typy instalacji składają się z dwóch odpowietrzanycl zbiorników paliwa (po jednym w każdym skrzydle), zaworu odcinającego paliwo filtru siatkowego, ręcznej pompki zastrzykowej i gaźnika. W tabeli na rys. 7-5 podan są pojemności zbiorników w obu typach instalacji.

Paliwo pod wpływem grawitacji przepływa z dwóch zbiorników skrzydłowych dc zaworu odcinającego. Kiedy zawór odcinający znajduje się w położeniu ON (ZALĄCZONY}), paliwo spływa przez filtr siatkowy do gaźnika. Z gaźnika mieszan ka paliwowo powietrzna płynie do cylindrów kolektorem wlotowym. Ręczna pompk: wstrzykowa pobiera paliwo z filtra siatkowego i wstrzykuje przez okno wlotowe dc wnętrza cylindra.

Układ odpowietrzający ma zasadniczy wpływ na działanie instalacji paliwowej Zablokowanie układu odpowietrzającego doprowadza do zmniejszenia przepływu paliwa, co w konsekwencji może doprowadzić do przerwania pracy silnika. Zbiornik są odpowietrzane przez przewód łączący zbiornik prawy z lewym. Lewy zbiornik jes odpowietrzany przewodem zewnętrznym wyposażonym w zawór, który wystaje z dolnej powierzchni lewego skrzydła w sąsiedztwie węzła zastrzału.

DANE O ILOŚCI PALIWA				
Zbiorniki	Pojemność		Paliwo nie zużywalne (w obydwu zbiornikach)	Paliwo zużywalne (w obydwu zbiornikach
	Jednego zbiornika	Obydwu		
Zbiorniki standardowe	Całkowite napełnienie 49 l –13,0 US gal	98 l –26,0 US gal	6 l –1,5 US gal	93 l –24,5 US gal
Zbiorniki o zwiększonej pojemności	Całkowite napełnienie 49 l –19,5 US gal	148 l –39,0 US gal	6 l – 1,5 US gal	147 l –37,5 US gal
	Częściowe napełnienie 49 l –13,0 US gal	26,0 US gal – 98 l	6 l – 1,5 US gal	93 l –24,5 US gal

Rysunek 7-5. Dane o ilości paliwa

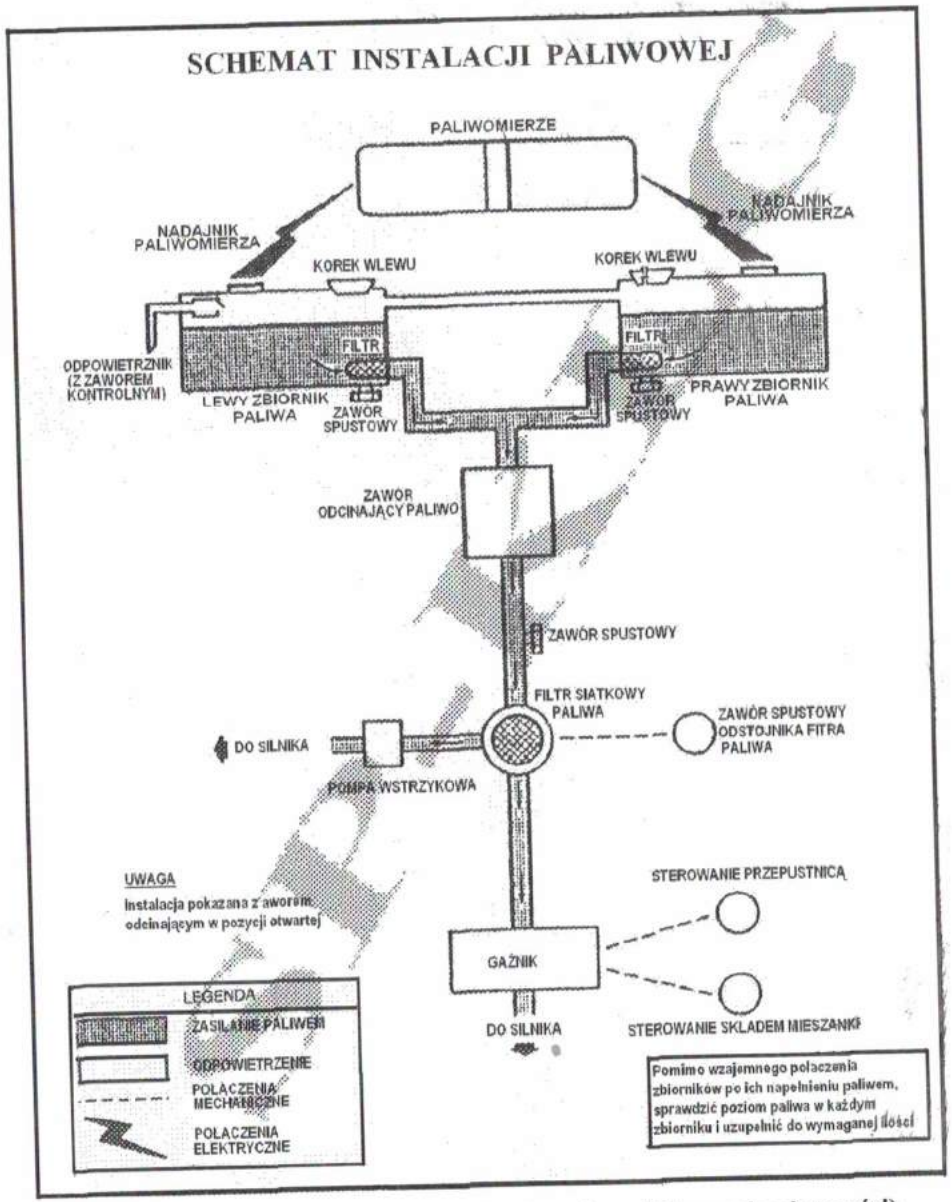
Odpowietrzanie następuje przez odpowietrznik w korku wlewu paliwa prawego zbiornika.

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. Brak paliwa w zbiornikach sygnalizuje wskazówka wskazująca czerwoną kreskę i literę E. Gdy wskazówka pokazuje brak paliwa zarówno w instalacji standardowej jak i o zwiększonej pojemności, w instalacji pozostało 3 l (0,75 US gal) paliwa. Wskazania ilości paliwa odczytywane podczas ślizgu, przechylenia lub nienormalnego położenia nie mogą być brane pod uwagę.

Pozostała ilość paliwa jest stosunkowo mała z powodu zastosowania podwójnego przewodu do obu zbiorników. Pozostała ilość paliwa, która może być wykorzystana w krytycznych sytuacjach w czasie lotu, wynosi łącznie 6 l (1,5 US gal). Z tą ilością paliwa nie jest możliwe wykonanie jakiekolwiek manewru w żadnym normalnym położeniu samolotu łącznie z 30 sekundowym ślizgiem z pełnym wychyleniem steru kierunku w konfiguracji do lądowania. Start nie jest możliwy, jeśli łączna ilość paliwa jest mniejsza niż 8 l (2 US gal) paliwa (4 l = 1US gal na zbiornik)

Instalacja paliwowa jest wyposażona w zawory spustowe umożliwiające badanie obecności w instalacji wody i zanieczyszczeń oraz jakości paliwa. Instalacja powinna być sprawdzona przed lotem każdego dnia i po każdym uzupełnieniu paliwem, przy użyciu naczynia probierczego podstawionego pod zawory spustowe instalacji paliwowej w zbiornikach skrzydłowych, w filtrze siatkowym – odstojniku, pod wzierniktem znajdującym się po prawej stronię pokrywy silnika. Zbiorniki paliwa powinny być napełniane po każdym locie, aby uniknąć kondensacji pary wodnej.

Jeżeli samolot jest wyposażony w zbiorniki o zwiększonej pojemności, można zmniejszyć objętość paliwa w celu zwiększenia masy ładunku przewożonego w kabinie. Uzyskuje się to napełniając każdy zbiornik do poziomu dna wskaźnika na szyjce wlewu. Napełnienie do tego poziomu daje objętość paliwa w zbiorniku 49 (13 US gal) (użyteczne 46 l (12,25 US gal) w każdych warunkach lotu).



Rys. 7-6. Instalacja paliwowa (standardowa i o zwiększonej pojemności)

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 pilotów. 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 tablicy przyrządów.

Aby maksymalnie przedłużyć żywotność hamulców utrzymuj je w należytym stanie i ogranicz ich użycie podczas kołowania i lądowania.

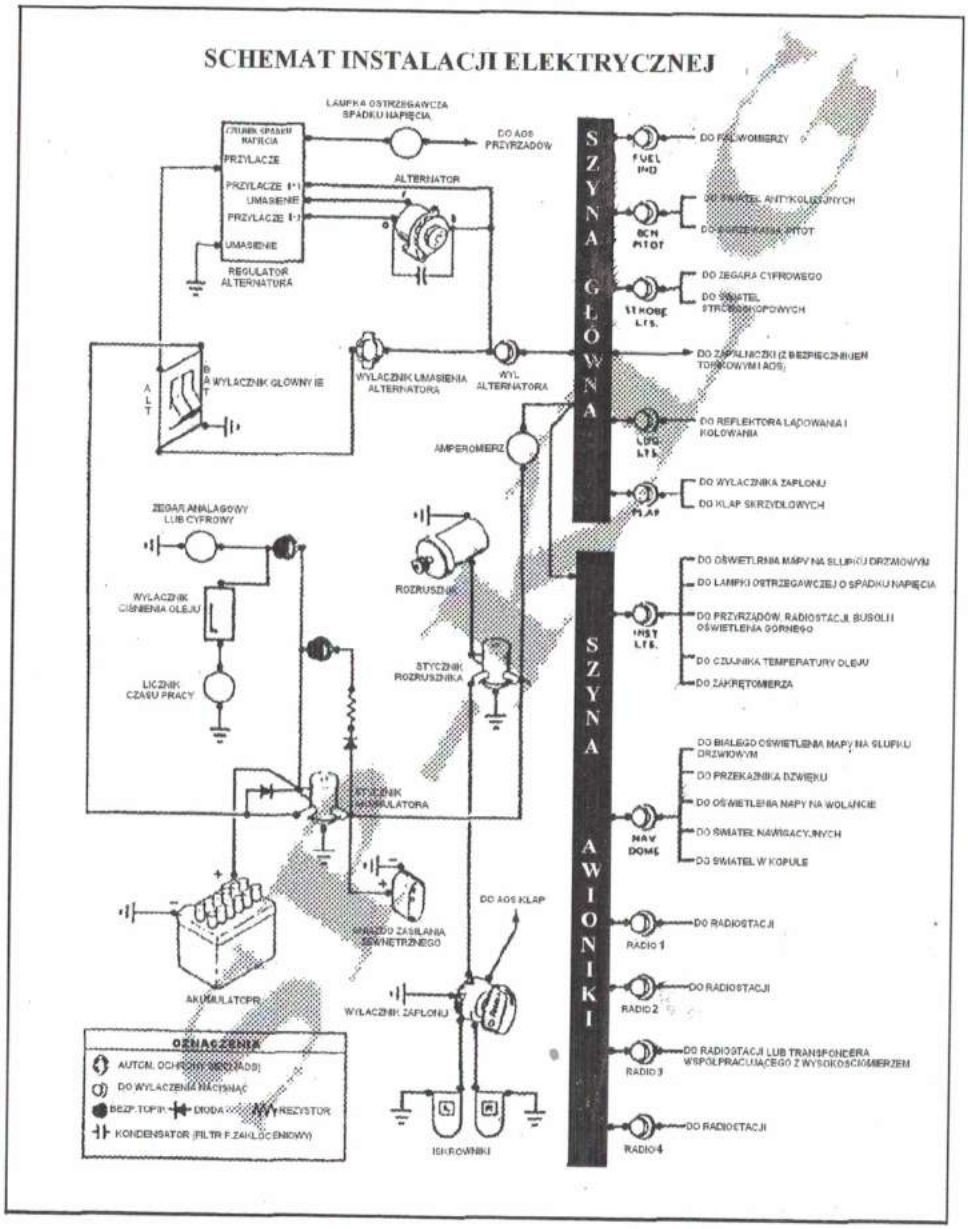
Niektóre objawy początków wadliwego działania to: stopniowe obniżanie skuteczności hamowania po użyciu hamulców, głośne lub oporne hamowanie, „miękki pedał, twardy pedał o małym skoku, duży skok i słabe hamowanie. Jeśli wystąpią którekolwiek z powyższych objawów układ hamulcowy wymaga natychmiastowego 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 wychyl ster kierunku w przeciwną stronę, jeśli to konieczne do utrzymania kierunku.

INSTALACJA ELEKTRYCZNA

Samolot jest wyposażony w 28-woltową instalację prądu stałego (patrz rysunek 7-7). W instalacji wykorzystuje akumulator o napięciu 24 V montowany po prawej stronie, z przodu przegrody ogniowej, jako źródło energii elektrycznej oraz 60-amperowy alternator napędzany przez silnik wykorzystywany do ładowania akumulatora. Energia jest doprowadzana do szyny zasilającej, za pomocą wyłącznika głównego IE, doprowadzającego napięcie do bezpieczników, z wyjątkiem zapłonu silnika, zegara i rejestratora czasu lotu, (jeśli jest zainstalowany). Rejestrator czasu lotu pobiera energię przez wyłącznik, (który załącza się przy odpowiednim ciśnieniu oleju, kiedy silnik pracuje, zaś zegar jest zasilany napięciem przez cały czas. Wyposażenie awioniczne powinno zostać wyłączone na czas uruchamiania silnika lub wykorzystać należy naziemne źródło zasilania energią elektryczną, aby uchronić od szkodliwych wahań napięcia mogących uszkodzić tranzystory w tymże wyposażeniu.

WYŁĄCZNIK GŁÓWNY

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



Rys. 7-7. Instalacja elektryczna

Lewa polowa oznaczona ALT (PRĄDNICA) steruje alternatorem. Zwykle obie połowy wyłącznika przełączane są równocześnie; jakkolwiek część BAT może być przestawiona w pozycję ON (ZAŁĄCZONY) oddzielnie w celu sprawdzenia wyposażenia podczas postoju na ziemi. Gdy część ALT (PRĄDNICA) znajduje się w położeniu OFF (WYŁĄCZONY) wyłącza 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.

AMPEROMIERZ

Amperomierz, znajdujący się na prawej górnej części tablicy przyrządów, pokazuje natężenie przepływu prądu, w amperach, z prądnicy do akumulatora lub z akumulatora do instalacji elektrycznej samolotu. Kiedy silnik pracuje a wyłącznik główny IE jest załączony, amperomierz pokazuje prąd ładowania akumulatora. W sytuacji, gdy prądnica nie działa lub obciążenie instalacji elektrycznej przekracza moc wyjściową prądnicy amperomierz pokazuje prąd rozładowania akumulatora

REGULATOR PRĄDNICY I SYGNALIZACJA SPADKU NAPIĘCIA

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

Jeżeli zdarzy się, że powstanie przepięcie, 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 ponownie 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 przełączany, przepięcie nie powoduje odłączenia instalacji prądnicy.

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

AUTOMATYCZNE BEZPIECZNIKI (AOS) I BEZPIECZNIKI TOPIKOWE

Większość obwodów elektrycznych samolotu jest chroniona bezpiecznikami typu „wciśnij, aby załączyć" (AOS – automat. ochrona sieci – przyp. tłum.) znajdującymi się pod pulpitem przyrządów silnikowych na tablicy przyrządów. Jednakże bezpieczniki ochrony obwodów wyjścia alternatora i wentylatora chłodzenia radiostacji/światła stroboskopowe są typu „wyciągnij - wyłącz". Oświetlenie mapy na wolancie, (jeżeli jest zamontowane) jest chronione przez bezpieczniki NAV/DOME 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.

GNIAZDO PRZYŁĄCZA ZEWNĘTRZNEGO ŹRÓDŁA ZASILANIA

Zasilanie zewnętrzne może być zainstalowane, by umożliwić użycie naziemnych źródeł zasilania podczas rozruchu w zimną 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.

INSTALACJA OŚWIETLENIA

OŚWIETLENIE ZEWNĘTRZNE

Konwencjonalne światła nawigacyjne znajdują się na końcówkach skrzydeł i ogonie. Dodatkowo dostępne są pojedyncze lub zdwojone reflektory lądowania/kołowania zainstalowane są na obudowie silnika, światło nawigacyjne na szczycie statecznika pionowego i światła antykolizyjne (stroboskopowe) na końcówkach skrzydeł. Szczegóły instalacji świateł antykolizyjnych zostały przedstawione w uzupełnieniu do rozdziału 9.

Wszystkie światła są sterowane przełącznikiem wahaczowym w lewej części tablicy przełączników na tablicy przyrządów. Wyłącznik w górnej pozycji znajduje się w położeniu ON (ZAŁĄCZONY) a w dolnej pozycji w położeniu OFF (WYŁĄCZONY).

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

OŚWIETLENIE WEWNĘTRZNE

Oświetlenie tablicy przyrządów jest realizowane przez oświetlenie górne, skupione, wewnętrzne i światło słupkowe, (jeśli znajduje się w wyposażeniu). Natężenie oświetlenia jest regulowane przez, dwa potencjometry z obrotową gałką regulacyjną, opisane PANEL LT (OŚWIETLENIE TABLICY PRZYRZĄDÓW i RADIO LT (OŚWIETLENIE PRZYRZĄDÓW RADIOWYCH). Przełącznik suwakowy oświetlenia górnego pulpitu, (jeśli znajduje się w wyposażeniu), opisany PANEL L1GHT (OŚWIETLENIE PULPITU), służy do wybierania oświetlenia górnego w pozycji FLOOD (GÓRNE) lub słupkowego w pozycji POST (SŁUPKOWE) 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 pokrętło 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. Światła te działają po ustawieniu przełącznika PANEL LIGHTS (oświetlenie pulpitu) w pozycji POST (oświetlenie słupkowe) a natężenie oświetlenia można regulować pokrętłem potencjometru PANEL LT (oświetlenie tablicy przyrządów). Umieszczenie przełącznika PANEL LIGHTS (oświetlenie pulpitu) w położeniu BOTH (OBA) umożliwia stosowanie kombinacji oświetlenia ze standardowym oświetleniem górnym.

Konsola przyrządów silnikowych, (jeśli w wyposażeniu znajduje się oświetlenie słupkowe) wyposażenia radiowego i busola, posiadają oświetlenie integralne i działają niezależnie od włączenia oświetlenia słupkowego czy górnego. Natężenie oświetlenia konsoli wyposażenia radiowego jest regulowane pokrętłem oznaczonym PADIO LT (oświetlenie przyrządów radiowych). Natężenie oświetlenia integralnego busoli magnetycznej i przyrządów silnikowych jest regulowane pokrętłem potencjometru PANEL LT (oświetlenie tablicy przyrządów).

Oświetlenie kopółkowe kabiny, zamontowane w pulpicie górnym, uruchamia się wyłącznikiem w lewej części tablicy przyrządów. Aby włączyć oświetlenie kopółkowe należy przestawić wyłącznik w pozycję ON (ZAŁĄCZONE).

Samolot może być wyposażony w obrotową lampę oświetlenia mapy, która montowana jest pod sterownicą pilota. Lampa oświetla niewielką część kabiny tuż przed pilotem i jest pomocne przy sprawdzaniu mapy oraz innych czynności podczas lotów nocnych. Aby uruchomić lampę oświetlenia mapy, przede wszystkim należy włączyć wyłącznik NAV LT; wówczas można regulować intensywność oświetlenia potencjometrem znajdującym się poniżej wolantu.

Dostępne jest również oświetlenie mapy montowane w lewym przednim słupku drzwi jest ono wyposażone zarówno w czerwoną jak i białą żarówkę i, może być skierowane tak, aby oświetlało dowolny, wybrany przez pilota obszar. Oświetlenie to jest załączane przełącznikiem znajdującym siej nad lampą i opisanym RED

(CZERWONE), OFF (WYŁĄCZONE) i WHITE (BIAŁE). Przestawienie przełącznika w górne położenie spowoduje załączenie oświetlenia czerwonego. Przestawienie przełącznika w dolne położenie spowoduje załączenie standardowego oświetlenia białego.

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 świateł odpowiedniego układu, ponownie załącz bezpiecznik i ponownie załączyć oświetlenie. Jeżeli bezpiecznik wyskoczy, nic wciskać go ponownie.

UKŁAD OGRZEWANIA, WENTYLACJI I ODSZRANIANIA KABINY

Temperaturę i wielkość strumienia powietrza można regulować przy pomocy wciskanych i wyciąganych gałek CAB1N HT (ogrzewanie kabiny) i CAB1N AIR (wentylacja kabiny) (patrz rys. 7-8).

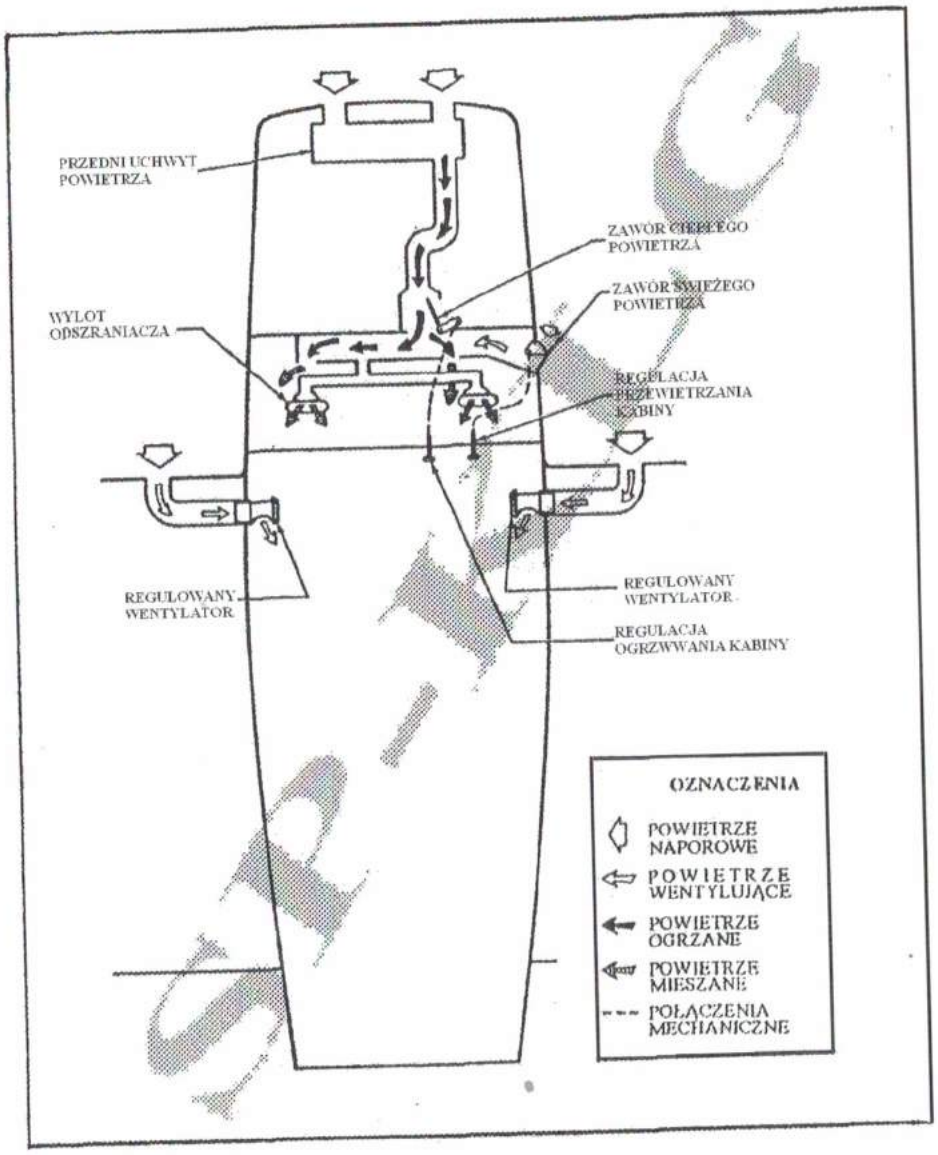
Ogrzane świeże powietrze i powietrze zewnętrzne mieszają się tuż za przegrodą ogniową i może być regulowane przy pomocy regulatorów ogrzewania i wentylacji; powietrze to jest następnie doprowadzane do kolektora w pobliżu miejsc pilotów i pasażerów. Powietrze do odszraniania wiatrochronu jest prowadzone przewodem z kolektora.

Dla uruchomienia wentylacji kabiny należy wyciągnąć gałkę CABIN AIR. W celu podwyższenia temperatury powietrza należy wyciągnąć gałkę CABIN HT o około 0,5 do 1,0 cm, aby w niewielkim stopniu podgrzać powietrze w kabinie. Dodatkowe zwiększenie ogrzewania jest możliwe po dalszym wyciągnięciu gałki CABIN HT. Maksymalne zwiększenie ogrzewania jest możliwe po całkowitym wyciągnięciu gałki CABIN HT i całkowitym wciśnięciu gałki CABIN AIR . Jeśli nie jest pożądane ogrzewanie kabiny, wciśnij do końca gałkę CABIN HT.

Dodatkowa wentylacja może być uzyskana po otwarciu regulowanych wywietrzników w górnej lewym i prawym rogu wiatrochronu

INSTALACJA CIŚNIENIA STATYCZNEGO I CAŁKOWITEGO

Instalacja odbiornika ciśnień powietrza Pitot`a ma za zadanie zasilić w ciśnienie całkowite prędkościomierz, w ciśnienie statyczne prędkościomierz, wariometr i wysokościomierz barometryczny. Instalacja składa się z nieogrzewanej lub ogrzewanej rurki Pitot`a umieszczonej pod powierzchnią lewego skrzydła, zewnętrznego dajnika ciśnienia statycznego w dolnej lewej części przodu kadłuba i przewodów doprowadzających ciśnienie do przyrządów.



Rys. Instalacja ogrzewania, wentylacji i odszraniania kabiny.

Instalacja ogrzewania rurki Pitot`a składa się z elementu grzejnego w rurce Pitot`a, wyłącznika AOS oznaczonego PITOT HT (ogrzewanie rurki Pitot`a) w lewej części tablicy przyrządów, bezpiecznika 15 A umieszczonego pod przyrządami silnikowymi na tablicy przyrządów i przewodów łączących. Gdy ogrzewanie rurki Pitot`a jest załączone, element grzejny ogrzewa rurkę aby zachować warunki umożliwiające pracę w oblodzeniu. Ogrzewanie rurki Pitot`a powinno być używane tylko, gdy jest to konieczne.

PRĘDKOŚCIOMIERZ

Prędkościomierz jest wyskalowany w węzłach i w milach na godzinę. Ograniczenia i oznaczenia zakresów (w węzłach) zawierają biały łuk (od 35 do 85 KIAS), zielony łuk (od 40 do 111 KJAS), żółty łuk (od 111 do 149 KJAS) i czerwoną kreskę przy 149 KIAS

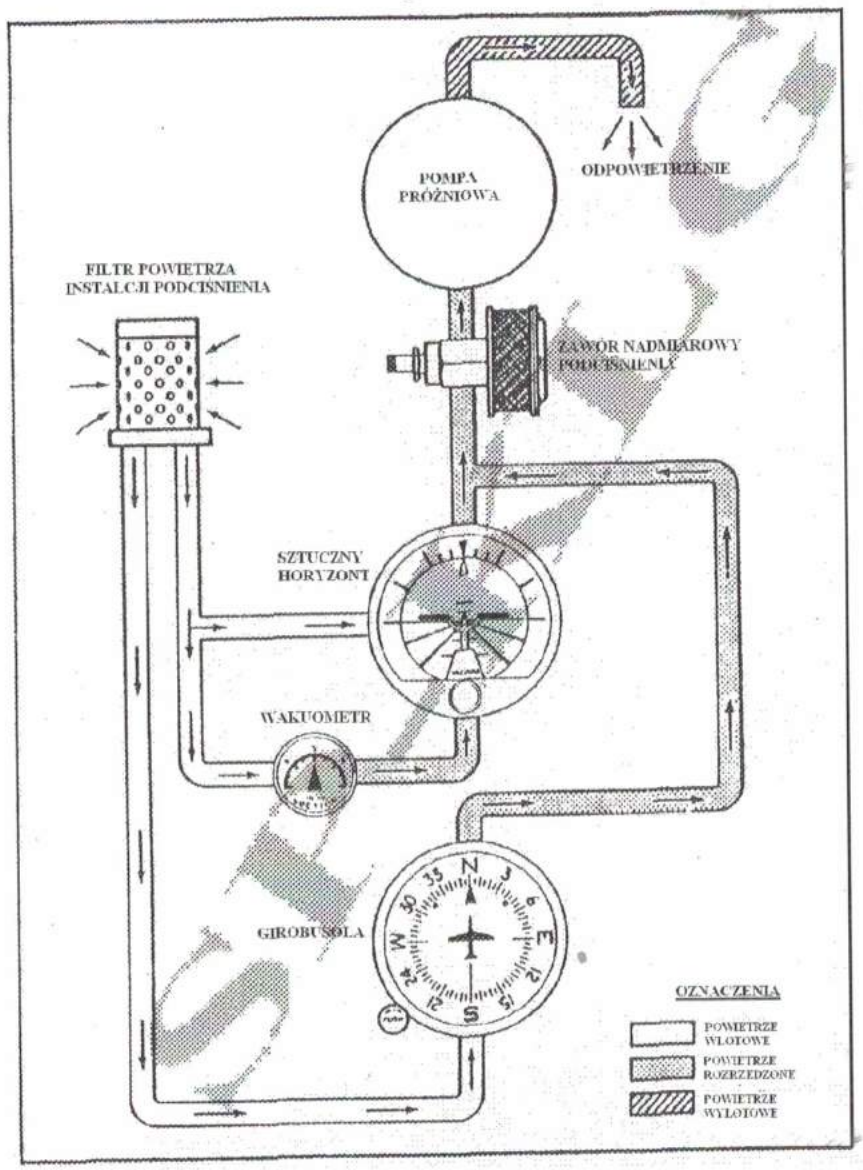
Jeżeli jest zainstalowany prędkościomierz umożliwiający określanie prędkości rzeczywistej, jest on wyposażony w obrotowy pierścień działający we współpracy z prędkościomierzem, pozwalającym na wybranie i obliczenie wartości podobnie jak w czynnościach dla komputera lotu. Aby wykorzystać ten miernik należy przede wszystkim obrócić pierścień aż do momentu, gdy wysokość barometryczna STD ustawi się w jednej pozycji z temperaturą zewnętrzną podaną w stopniach Fahrenheit`a. Nie należy mylić wysokości barometrycznej STD z wysokością lotu mierzoną od poziomu terenu. W celu uzyskania wskazania wysokości barometrycznej STD należy chwilowo przestawić skalę baryczną na wysokościomierzu na 29,92 cali Hg (1013,25 hPa) i odczytać wysokość STD barometryczną na tarczy wysokościomierza. Upewnić się, że skala barycznego 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 ton powinien być poprawiony do wyskalowanej prędkości zgodnie z wykresem poprawionej prędkości lotu (rys. 5-1) Znając wyskalowanie prędkości, można odczytać prędkość rzeczywistą na pierścieniu na przeciwko wskazywanej poprawionej prędkości.

WARIOMETR

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

WYSOKOŚCIOMIERZ

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


POMPA PRÓŻNIOWA
ODPOWIETRZENIE
FILTR POWIETRZA INSTALACJI PODCIŚNIENIA
ZAWÓR NADMIAROWY PODCIŚNIENIA
SZTUCZNY HORYZONT
WAKUOMETR
GIROBUSOLA
OZNACZENIA
POWIETRZE WLOTOWE
POWIETRZE ROZRZEDZONE
POWIETRZE WYLOTOWE

INSTALACJA I PRZYRZĄDY PODCIŚNIENIOWE

Zasilana napędem od silnika (dostępna jako wyposażenie dodatkowe) instalacja podciśnienia (patrz rysunek 7-9) dostarcza podciśnienie niezbędne do napędu sztucznego horyzontu i girobusoli. 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 jest dostępny (jako wyposażenie dodatkowe) i daje wizualne wskazania o położeniu samolotu w przestrzeni. Kąt przechylenia jest pokazywany na górze na skali przechylenia przyrządu, z podziałka 10°, 20°, 30, 60° i 90° z obu stron znaku centralnego. Kąt pochylenia jest pokazywany przez małą sylwetkę samolotu w odniesieniu do linii horyzontu. Pokrętło na dole tarczy przyrządu pozwala na ustawienie w czasie lotu sylwetki samolotu z linią horyzontu w celu poprawy dokładności wskazań sztucznego horyzontu.

GIROBUSOLA

Girobusola (giroskopowy wskaźnik kursu) jest dostępna i pokazuje kurs na tarczy busoli w odniesieniu do nieruchomej sylwetki samolotu i wskaźnika. Girobusola, co pewien czas w czasie lotu ulega odchyleniom na skutek precesji giroskopu. Dlatego też wskazania girobusoli powinny być uzgadniane ze wskazaniami busoli magnetycznej na chwilę przed startem i co pewien czas ponownie uzgadniane podczas lotu. Pokrętło na lewej dolnej części krawędzi tarczy przyrządu jest używana do regulacji tarczy przyrządu i wprowadzania poprawek spowodowanych precesją giroskopu.

WAKUOMETR

Wakuometr znajduje się z lewej strony tablicy przyrządów, jeżeli samolot jest wyposażony w instalację podciśnienia. Pokazuje on wielkość podciśnienia zapewniającego działanie sztucznego horyzontu i girobusoli. Wyskalowany jest w calach słupa rtęci. Pożądana wielkość podciśnienia wynosi 4,6 do 5,4 cali Hg (155,76 do 182,84 hPa) wskazania poniżej tego zakresu mogą świadczyć o niesprawności instalacji lub nieprawidłowym wyregulowaniu. W tym przypadku wskazania przyrządów nie mogą być brane pod uwagę.

SYGNALIZATOR OSTRZEŻENIA O PRZECIĄGNIĘCIU

Samolot jest wyposażony w ciśnieniowy (pneumatyczny) czujnik ostrzegawczy o stanie przeciągnięcia umieszczony na krawędzi natarcia lewego skrzydła i syrenę w lewym górnym rogu wiatrochronu oraz z przewodów łączących. Gdy samolot zbliża się do stanu przeciągnięcia, podciśnienie z górnej powierzchni

skrzydła przechodzi poniżej krawędzi natarcia skrzydła. Taki rozkład ciśnień powoduje, że różnicowe ciśnienie przekazywane jest przewodami do syreny ostrzegawczej, wytwarzającej sygnał dźwiękowy w przedziale pomiędzy 5 i 10 kn (węzłów) powyżej prędkości przeciągnięcia w każdej konfiguracji

Układ ostrzegania o przeciągnięciu powinien być sprawdzony podczas przeglądu przedlotowego przez umieszczenie czystej chusteczki do nosa na otwór czujnika i wytwórz ssanie. Jeżeli przy słychać ciągły dźwięk syreny, układ działa prawidłowo.

WYPOSAZENIE POMOCNICZE AWIONIKI

Samolot może zostać wyposażony w różnego rodzaju wyposażenie awioniczne. Wyposażenie obejmuje dwa typy pulpitów sterowania fonią, zestaw mikrofon-słuchawki i układ rozładowywania ładunków elektrostatycznych. W kolejnych punktach opisane jest wyżej wymienione wyposażenie. Opis wyposażenia radiowego i jego działanie zawarte jest rozdziale 9 IUL.

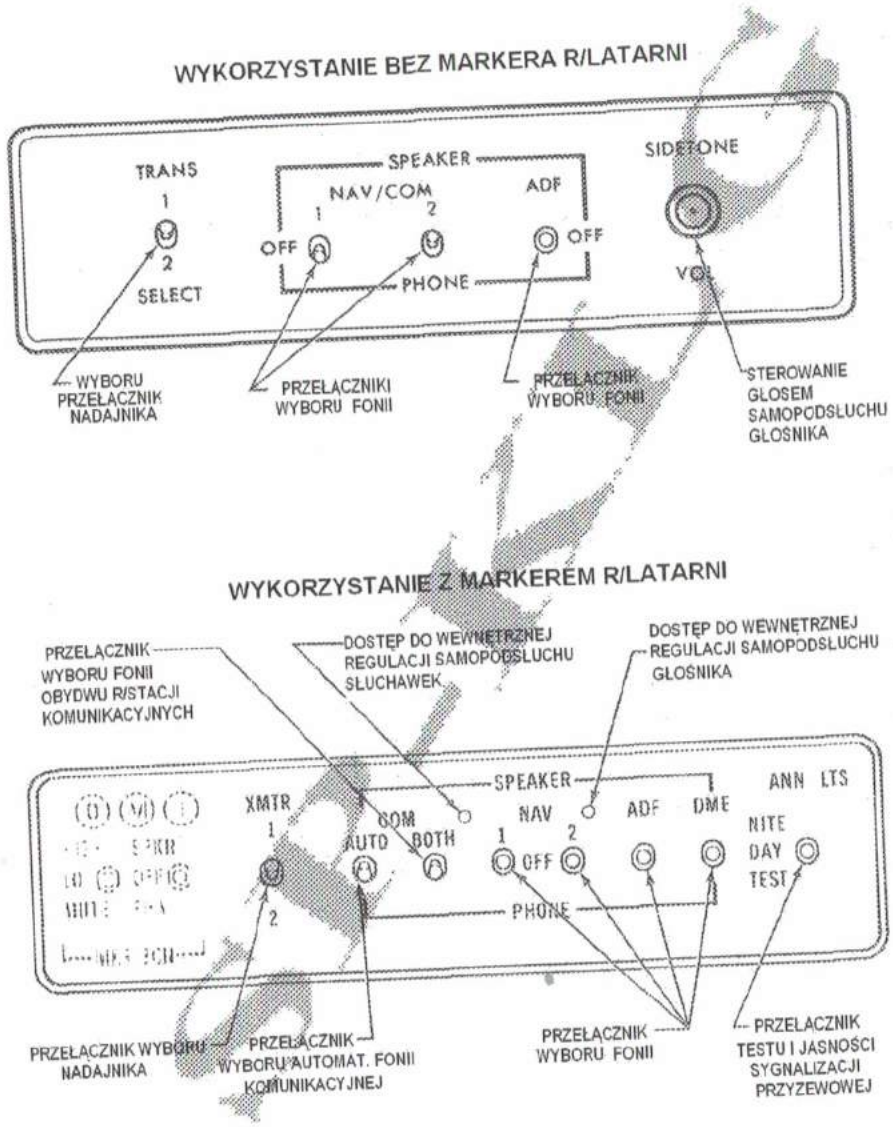
PULPIT STEROWANIA FONIĄ

Dwa typy pulpitów sterowania fonią (patrz rys. 7-10) są dostępne do zamontowania na samolocie zależności czy zestaw awioniki zawiera odbiornik markera r/latarni. Obydwa typy pulpitów są podobne do siebie i zostały opisane w kolejnych punktach.

PRZEŁACZNIK WYBORU NADAJNIKA

Jeżeli zamontowane są dwa nadajniki, to zamontowany dwu - pozycyjny przełącznik wyboru nadajnika opisany TRANS SELECCT lub XMTR (w zależności od tego, jaki typ pulpitu sterowania fonią jest zamontowany) umożliwia pilotowi użycie mikrofonu odpowiedniego nadajnika. Numer 1. (pozycja górna) i 2. (dolna pozycja) odnosi się do pierwszego i drugiego (z góry do dołu) 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. W sytuacji, gdy wzmacniacz fonii działa nieprawidłowo, co objawia się zanikiem dźwięku z głośników i możliwości nadawania wybranego nadajnika, należy wybrać drugi nadajnik. Działanie słuchawek nie jest uzależnione od działania wzmacniacza fonii.



Rys. 7-10. Pulpit sterowania fonią

PRZEŁĄCZNIK WYBORU FONII

Obydwa typy pulpitów sterowania fonią (patrz rys. 1) wyposażone są odpowiednio w trój - pozycyjne lub w dwu - pozycyjne przełącznik wyboru fonii dla indywidualnego sterownia systemami fonii zamontowanymi na samolocie. Przełączniki te pozwalają indywidualnie kierować sygnał z dowolnego odbiornika na słuchawki lub głośniki. 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 (PHIONE). Ustawienie przełącznika wyboru fonii w pozycję środkową (OFF) wyłącza fonię od wybranego odbiornika.

UWAGA

Regulacja poziomu głosu odbywa się oddzielnie sterownikiem głosu w każdym odbiorniku.

W odniesieniu do pulpitu sterowania fonią bez zainstalowanego markera r/latarni 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.

Szczególne cechy pulpitów sterowania fonią używanych z markerem lub telefonem pokładowym są sterowane oddzielnie fonią NAV lub COM z r/stacji NAV/COM. Przy takiej instalacji przełącznik wyboru fonii opisany NAV, 1 lub 2 wybiera fonię tylko odbiornika nawigacyjnego z r/stacji NAV/COM. Fobia z odbiornika komunikacyjnego jest wybierana przełącznikami opisanymi COM, AUTO i BOTH. Opis i użytkowanie tych przełączników jest przestawione w następnych punktach.

PRZEŁĄCZNIK AUTOMATYCZNEGO WYBORU FONII – COM.

Jeżeli pulpit sterowania fonią jest wyposażony w sterowanie markerem r/latarni lub telefonem pokładowym, trój - pozycyjny przełącznik opisany COM AUTO jest przewidziany do automatycznego dopasowania odbiornika fonii NAV/COM odpowiednio do wybranego nadajnika.
Kiedy przełącznik COM AUTO jest ustawiony w pozycji górnej (SPEAKER) fonia z wybranego odbiornika komunikacyjnego będzie słyszana w głośniku samolotu. Przełączenie przełącznika wyboru nadajnika na inny nadajnik automatycznie przełącza fonię z jego odbiornika na głośnik.

Te szczególne cechy automatycznego przełączania mogą być wykorzystane również w zestawieniu z słuchawkami przez przestawienie przełącznika COM AUTO w dolną pozycję (PHONE).

Jeżeli automatyczny wybór fonii nie jest osiągany, przełącznik COM AUTO powinien znajdować się w pozycji środkowej (OFF).

PRZEŁĄCZNIK WYBORU OBYDWU FONII – COM

Jeżeli pulpit sterowania fonią jest wyposażony w sterowanie markerem r/latarni lub telefonem pokładowym, trój-pozycyjny przełącznik opisany COM BOTH jest przewidziany do wykorzystania obydwu odbiorników komunikacyjnych i jednoczesnego monitorowania fonii. Przykładowo, jeżeli przełącznik COM AUTO znajduje się w pozycji SPEAKER z przełącznikiem wyboru nadajnika w pozycji numer jeden nadajnika, to fonia odbiornika komunikacyjnego numer jeden będzie słyszana w głośniku samolotu. Jeżeli jest to również wymagane do monitorowania fonii odbiornika komunikacyjnego numer dwa bez zmiany pozycji przełącznika wyboru nadajnika, to ustawić przełącznik wyboru COM BOTH do górnej pozycji (SPEAKER), aby fonia odbiornika komunikacyjnego numer dwa była dodatkowo słyszana w fonii odbiornika numer komunikacyjnego numer jeden. Te właściwości mogą być wykorzystane, kiedy przesłuchuje się w słuchawkach przez ustawienie przełącznika wyboru fonii COM BOTH w dolną pozycję (PHONE).

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 JASNOŚCI SYGNALIZACJI PRZYZEWOWEJ I TESTOWANIA

Przy zamontowaniu odbiornika markera r/latarni, pulpit sterowania fonią posiada trój - pozycyjny przełącznik do sterowania jasnością świecenia żarówek sygnalizacji przyzewowej markera r/latarni ustawiany w jednej z trzech pozycji: NITE, DAY lub pozycji TEST służącej do sprawdzenia działania sygnalizacji świetlnej. Kiedy przełącznik jest ustawiony w środkowej pozycji (DAY) lampki wskaźnika będzie świecić pełną jasnością. Kiedy przełącznik ten jest ustawiony w pozycji górnej (NITE) lampki będą świecić zmniejszonym poziomem typowym dla użytkowania nocnego i mogą być jeszcze uregulowane pokrętłem reostatu ściemniania RADIO LT. W dolnej pozycji (TEST) świecą wszystkie lampki (z wyjątkiem lampki ARC na wskaźniku NAV) w celu sprawdzenia ich działania.

UŻYTKOWANIE SAMOPODSŁUCHU

Radiostacje w samolotach Cessna są wyposażone w system umożliwiające samopodsłuch (monitorowanie własnego głosu podczas nadawania). Aż do uregulowania

samo-podsłuchu na pulpicie sterowania fonią, upewnić się, że poziom natężenia głosu samo-podsłuchu w głośniku nie jest zbyt wysoki, ponieważ może wystąpić sprzężenie zwrotne podczas nadawania.

Na samolocie nie wyposażonym w odbiornik markera r/latarni lub telefon pokładowy sterowanie natężeniem głosu samo-podsłuchu przewidziane jest tylko na pulpicie sterowania fonią. Dla regulacji poziomu słyszalności głosu w samo-podsłuchu pokręcać należy pokrętłem z opisem SIDETONE VOL, zgodnie z ruchem wskazówek zegara dla zwiększenia i przeciwnie do ruchu wskazówek zegara dla zmniejszenia poziomu natężenia głosu. Samo-podsłuch w słuchawkach przy pulpicie sterowania fonią bez markera r/latarni nie jest regulowany.

Przy pulpitach sterowania fonią wyposażonych w sterowanie markerem r/latarni lub telefonu pokładowego, samo-podsłuch jest przewidziany dla obydwu: głośnika i słuchawek przy wykorzystaniu przełącznika wyboru COM AUTO. Ustawienie przełącznika wyboru COM AUTO w pozycji OFF będzie odłączać samo-podsłuch. Wewnętrzna regulacja samo-podsłuchu jest dostępna, prowadzona przez pilota na pulpicie sterowania fonią (patrz rys. 1). Regulacja taka może być wykonana po wyjęciu odpowiedniej zaślepki-przycisku z pulpitu sterowania fonią (lewy przycisk dla regulacji słuchawek i prawy dla regulacji głośników) wstawienia małego śrubokręta do regulowanego potencjometru i pokręcenia zgodnie z ruchem wskazówek zegara dla zwiększenia i przeciwnie dla zmniejszenia poziomu głosu.

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 regulacje poziomu głośności przy pomocy potencjometru poziomu 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 pyle lub innego rodzaju wtrąceniach (deszcz, marznący deszcz, śnieg lub kryształki lodu).W takich warunkach zbieranie się i rozładowanie ładunków elektrostatycznych spływających z krawędzi spływu skrzydeł, stateczników, sterów i końcówek łopat 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.

Instalacja rozpraszania ładunków elektrostatycznych zmniejsza interferencje od ładunków elektrostatycznych od opadów. Należy mieć jednak na uwadze, że jest możliwe zetknięcie się z warunkami wydzielania się ładunków elektrostatycznych, które mogą spowodować utratę sygnału radiowego, nawet przy zastosowaniu instalacji 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 utraty sygnału radiowego

SP-KLG

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

ROZDZIAŁ 8

OBSŁUGA I KONSERWACJA

ROZDZIAŁ 8

OBSŁUGA I KONSERWACJA

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	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	8-15
Wiatrochron i okna	8-15
Powierzchnie malowane	8-15
Konserwacja śmigła	8-16
Konserwacja silnika	8-16
Konserwacja wnętrza	8-17

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

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 utrzymanie samolotu w stanie umożliwiającym uzyskiwanie założonych osiągów 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 obsługach.

TABLICZKA IDENTYFIKACYJNA

Cala korespondencja dotycząca przedmiotowego samolotu powinna zawierać numer seryjny (serial number). Numer seryjny (serial number), numer modelu (model number), numer certyfikatu produkcyjny (production cerlificat number - PC) oraz certyfikat typu (type certyficate -TC) mogą zostać zidentyfikowane na tabliczce identyfikacyjnej z tylnej lewej strony ogona. Druga tabliczka identyfikacyjna jest zamontowana w dolnej części lewego przedniego słupka drzwiowego W sąsiedztwie drugiej tabliczki identyfikacyjnej jest umieszczona tabliczka informacyjna o malowaniu, która zawiera kod wyjaśniający 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 przedłużenie terminu. Ważne jest, aby odpowiedź była odpowiednia do podanego adresu dla krytycznej obsługi. (uzupełnienie tłum.)

PUBLIKACJE

Różnorodne publikacje i poradniki użytkowania 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 Pilota (Pilot's Checklist)
- Kalkulator obliczania mocy (Power computer)
- Informator o punktach sprzedaży i obsługi samolotów Cessna.

Następujące dodatkowe publikacje oraz niektóre uzupełnienia, które dotyczącą 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 posiada Katalog Publikacji, zawierający wszystkie dostępne pozycje, z których wiele jest dostępnych od ręki. Organizacja może złożyć zmówienie na dowolną pozycję, której nie posiada na składzie.

UWAGA

W przypadku zniszczenia lub utraty Instrukcji Użytkowania Samolotu w Locie, 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, powinna być przeprowadzana okresowe sporządzenie najnowszych przepisów lotniczych dla upewnienia się, że wszystkie wymagania 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 Użytkowania 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 AP powinien to sprawdzić w swoim własnym nadzorze lotniczym, aby określić jego indywidualne wymagania.

Firma Cessna zaleca, aby powyższe pozycje oraz: Lista Kontrolna Czynności Pilota (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 w samolocie 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.

FAA 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 lak, aby zapewnić nowoczesny progresywny harmonogram przeglądów, który pozwala realizować wymagania całkowitego przegląd samolotu podczas przeglądów 100 GODZINNYCH i ROCZNYCH i stosuje się dla samolotów Cessna. Program 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.

Program Progresywnej Obsługi samolotów może być stosowany dla każdego samolotu Cessna, ale korzyści z niego zależą od liczby godzin nalotu samolotu w ciągu roku oraz typu prowadzonych operacji. Procedury Programu Progresywnej Obsługi samolotów oraz przeglądy 100-godzinne i roczne zostały szczegółowo opracowane przez producenta i są realizowane przez organizacje obsługowe samolotów Cessna. Organizacja obsługowa może pomóc w wyborze metody obsługi samolotu, tak, aby był on najwygodniejszy dla samolotu i rodzaju prowadzonych operacji. 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 CARI: PROGRAM), która jest dostarczona wraz z samolotem. Należy dokładnie zapoznać się z nią i posiadać w samolocie. Kupony załączone do książki określają pierwszy bezpłatny przegląd 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 przez 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 uznana 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 skorzystać 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.

OBSŁUGA NAZIEMNA

HOLOWANIE

Najłatwiej i najbezpieczniej jest manewrować samolotem ciągniętym wodzidłem umocowanym do koła przedniego. 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 oscieża 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 zamarznąć 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 na każda lotkę i klapy.
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. Założyć blokadę na statecznik pionowy i ster kierunku.
5. Przywiązać dostatecznie mocno (nie używając łańcucha ani linki) na wystającej części łoża silnika i zamocować w punkcie kotwiczenia na ziemi,
6. Założyć pokrowiec na rurkę Pitot.

PODNOSZENIE

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.

Pojedynczo koła główne podwozia mogą być podnoszone za pomocą podnośnika przy punkcie podparcia wspornika stopnia na goleni głównej. W czasie podnoszenia pojedynczego koła głównego w tym miejscu elastyczność goleni będzie powodowała przesuwanie się koła na zewnątrz i pochylanie podnośnika. W takim wypadku podnośnik musi być opuszczony dla przeprowadzenia powtórnej operacji podnoszenia. **Nie należy podnosić** jednocześnie obu kół głównych przy podpieraniu w punktach pod stopniami na goleniach głównych.

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.

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. Aby wspomóc podnoszenie i utrzymanie koła przedniego ponad ziemią, należy zakotwiczyć ogon w punkcie kotwiczenia.

UWAGA

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

POZIOMOWANIE

Poziomowanie podłużne samolotu przeprowadza się przez ustawienie poziomicy na śrubach do poziomowania znajdujących się po lewej stronie części ogonowej. Spuścić powietrze oraz/lub opuścić lub podnieść goleń przednią odpowiednio do ustawienia pęcherza w poziomicy. 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), zawór dławiący jest zamknięty, dźwignia składu mieszanki w pozycji BIEG JAŁOWY-ODCIĘTY (IDLE CUT-OFF) i samolot jest zabezpieczony przed ręcznym pokręcaniu śmiglem. Nie należy stawać w zasięgu łopat podczas obracania śmiglem.

Po upływie 30 dni, samolot powinien wykonać lot o długotrwałości 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 zamarzaniem 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 rozpoczął 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 obsług, 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

Samolot jest dostarczony z wytwórni z silnikiem zawierającym zwykły olej mineralny klasy lotniczej. Olej ten musi być spuszczony po pierwszych 25 godzin eksploatacji, a kolejny olej powinien odpowiadać wymaganiom temperatur w rejonie użytkowania samolotu:

MIL-L-6082 - Lotniczy zwykły olej mineralny: stosować do uzupełniania stanu oleju przez pierwsze 25 godzin użytkowania. Olej ten powinien być spuszczony 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.

Powyżej 16°C (60°F).....	SAE 50
-1°C (30°F) do 32°C (90°F).....	SAE 40
-18°C (0°F) do 21°C (70°F).....	SAE 30
Poniżej 12°C (10°F).....	SAE 20

MIL-L-22851- Lotniczy bezpopiołowy olej dyspersyjny: może być stosowany po pierwszych 50 godzinach nalotu lub po ustabilizowaniu się zużycia oleju.

Powyżej 16°C (60°F).....	SAE 40 lub SAE 50
-1°C (30°F) do 32°C (90°F).....	SAE 40
-18°C (0°F) do 21°C (70°F).....	SAE 40 lub SAE 30
Poniżej 12°C (10°F).....	SAE 30

POJEMNOŚĆ MISKI OLEJOWEJ- 5.7 l (6 kwart).

Nie użytkować silnika z mniejszą ilością oleju niż 3.8 l (4 kwarty). Aby zminimalizować straty oleju przez odpowietrzenie, dla lotów krótszych niż 3 godziny, napełnić miskę do poziomu 4.7 l (5 kwart). Do lotów dłuższych napełnić do 5.7 l (6 kwart). Objętości te odpowiadają wskazaniom poziomu na bagnecie. Przy wymianie oleju i filtra oleju wymagana jest dodatkowe 0.9 l (1 kwarta) oleju.

WYMIANA OLEJU I FILTRA OLEJU

Po pierwszych 25 godzinach użytkowania, spuść olej z miski olejowej i wymienić filtr oleju. Ponownie napełnij silnik czystym olejem mineralnym i używać go do wypracowania 50 godzin lub do momentu ustabilizowania się zużycia oleju, po czym wymienić na bezpopiołowy olej dyspersyjny. Po przepracowaniu 50 godzin ponownie wymienić olej i filtr oleju, po czym można przejść na 100 godzinne okresy wymiany oleju. Olej i filtr należy wymieniać, co 6 miesięcy, nawet, jeżeli nie zostało wypracowane 100 godzin. Należy skrócić okres pomiędzy wymianami oleju i filtra w przypadku długotrwałej eksploatacji w środowisku z dużym zapyleniem, w warunkach zimowych lub, gdy wykonywane są krótkie loty z długimi okresami pracy na biegu jałowym, co powoduje zamulanie silnika.

UWAGA

Podczas wymiany oleju i filtra po pierwszych 25 godzinach pracy, wymagane jest dokonanie ogólnego przeglądu komory silnikowej. Szczególną uwagę należy zwrócić na zespoły, które nie podlegają kontroli podczas normalnego przeglądu przed lotem. Węże gumowe, przewody metalowe i elementy złączne powinny zostać sprawdzone, czy nie występują wycieki oleju lub paliwa, nie przecierają się lub nie ocierają o siebie, ogólne bezpieczeństwo, właściwą lokalizację i zamocowanie oraz oznaki psucia się. Przeprowadzić przegląd.

układu dolotowego do silnika i wylotowego spalin, czy nie występują pęknięcia zmęczeniowe, nie pojawiają się wycieki oraz sprawdzić bezpieczeństwo ich zamocowania. Należy sprawdzić swobodę i zakres ruchów układów sterowania i podłączeń silnikowych oraz bezpieczeństwo ich zamocowania oraz czy nie pojawiły się oznaki zużycia. Należy sprawdzić przewody elektryczne, czy nic pojawiły się przypalenia, ocieranie się przewodów, uszkodzenia izolacji lub poluzowanie mocowań lub 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 typu przeglądów podczas dalszej eksploatacji samolotu.

PALIWO

ZATWIERDZONY RODZAJ PALIWA (I KOLORY)

Benzyna lotnicza IOOLL (niebieska).
Benzyna lotnicza 100 (zielona)

UWAGA

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

POJEMNOŚĆ KAŻDEGO ZE ZBIORNIKÓW STANDARDOWYCH

49,2 l *(13,0 US gal.)*

POJEMNOŚĆ KAŻDEGO ZE ZBIORNIKÓW O ZWIĘKSZONEJ POJEMNIOŚCI

73,8 l *(19,5 US gal.)*

UWAGA

Ponieważ zbiorniki są krzyżowo połączone podczas każdego ich napełniania następuje wzajemne przelewanie paliwa między nimi. Po zakończeniu napełniania należy je powtórnie dopełnić dla uzyskania maksymalnego napełnienia paliwem.

UWAGA

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

DODATKI DO PALIWA

Ścisłe przestrzeganie zaleceń dotyczących przedlotowego spuszczania i kontroli paliwa opisanych w rozdziale 4 wyeliminuje nagromadzoną wodę z odstojników w zbiornikach. Chociaż 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 nie pewnego źródła, z (2) wysoką wilgotnością na ziemi (3) wykonywanie lotu na dużej wysokości i niskiej temperaturze. W wyniku szczególnego stanu, małe rozpuszczone cząsteczki wody mogą wytrącić się ze strumienia paliwa i zamarznąć w ilości wystarczającej do utworzenia cząstek lodu w instalacji paliwowej 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 izopropylowi 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.

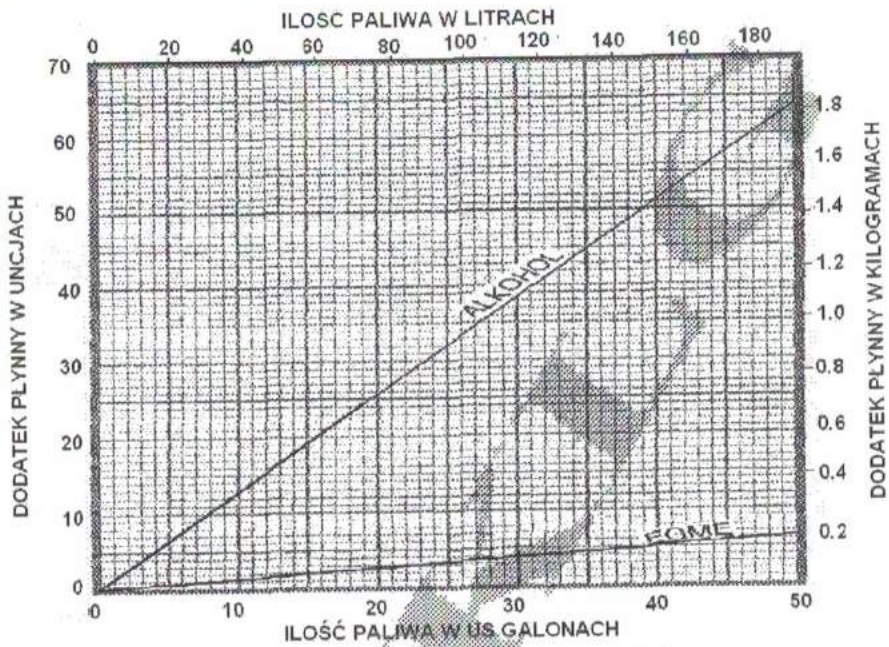
Bardzo ważny jest sposób, w jaki dodawany jest alkohol do paliwa, ponieważ alkohol jest najbardziej efektywny, gdy jest całkowicie wymieszany z paliwem. W celu zapewnienia odpowiedniego wymieszania zaleca się następującą procedurę.

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 mieszaninę do zbiornika paliwa przed jego napełnieniem.

Komponent eter monometylowy glikolu dietylenowego (EGME) 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.



Rys. 8-1. Zawartość dodatków w paliwie

Stężenie większe od zalecanego (maksimum 0.15% objętościowo) może powodować szkodliwe oddziaływanie na uszczelnienia zbiorników paliwa i uszkodzenie pierścieni typu O-ring oraz uszczelek w zespołach instalacji paliwowej i zespołach silnika. Zaś stężenie mniejsze od zalecanego (minimum 0.10% objętościowo) może skutkować utratą efektywności. Wykorzystywać należy tylko zalecane przez wytwórnię 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 odstojnikach 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.

PODWOZIE

PRZEDNIE KOŁO (OPONA 5.00-5,4 Ply Rated) 2.1 MPa (30.0 psi)
GŁÓWNE KOŁO (OPONA 5.00x6.0-6,4 Ply Rated) 2.0 MPa (29.0 psi)
(OPONA 5.00-6,4 Ply Rated) 1.4 MPa (21.0 psi)

GOLEŃ PRZEDNIEGO PODWOZIA

Napełniać płynem hydraulicznym MIL-H-5606 z wielkością napełnienia określona na tabliczce i z nieobciążoną golenią napompowaną powietrzem do ciśnienia 1.3 MPa (20.0 psi). Nie przekraczać podanej wielkości ciśnienia.

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. Nałożyć środek czyszczący 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 flanelową 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 plastik owych 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 flanelową pozwoli wypełnić małe zadrapania i zabezpieczy 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 obsługowej 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.

Należy regularnie woskować samolot przy użyciu wysokiej jakości wosku do lakierów samochodowych wykonując to zgodnie z zaleceniami producenta. Nałożenie grubszej warstwy wosku na krawędzie natarcia skrzydeł i usterzeń oraz na nosie i na kołpaku śmigła pozwoli na osłabienie ścierania lakieru w tych strefach.

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.

OSŁONY OCHRONNE 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 SILNIKA

Silnik może być myty przy użyciu rozpuszczalnika Stoddard lub ekwiwalentnych rozpuszczalników, po czym dokładnie wysuszony.

PRZESTROGA

Przed myciem należy zwrócić szczególną uwagę na wyposażenie elektryczne. Płyny myjące nie powinny się dostać do iskrowników, rozrusznika, alternatora i podobnych. Przed spryskaniem silnika rozpuszczalnikiem zabezpieczyć należy te przyrządy. Wszystkie otwory również powinny zostać zabezpieczone. Mycia środkami kaustycznymi powinny być wykonywane ostrożnie i po zakończeniu zawsze jest wymagana odpowiednia neutralizacja.

KONSERWACJA WNĘTRZA

Aby usunąć zanieczyszczenia, kurz i luźny brud z tapicerek i wykładzin powinno się wnętrze 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, tablicę przyrządów, gałki czyścić używając tylko wilgotnych ścierek. Olej i smar z wolantu 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.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

ROZDZIAŁ 9

UZUPEŁNIENIA

ROZDZIAŁ 9

UZUPEŁNIENIA
(Opis dodatkowych układów i procedury użytkowania)

SPIS TREŚCI

WPROWADZENIE
GŁÓWNE RÓŻNICE KONFIGURACJI
0 Model z silnikiem O-235-N2C..... 24 strony
OGÓLNE URZĄDZENIA
1 Zegar cyfrowy..... 4 strony
2 Gniazdo elektrycznego przyłącza naziemnego..... 4 strony
3 Antykolizyjne światła stroboskopowe..... 2 strony
4 Zestaw do użytkowania w warunkach zimowych..... 2 strony
AWIONIKA
5 Awaryjny Nadajnik Lokalizacyjny (ELT)..... 4 strony
6 Radiokompas 300 ADF (typ R-546E)..... 6 stron
7 Radiostacja 300 Nav./Com. (typ RT-385A)..... 8 stron
8 Transponder 300 (typ RT-359A) i dodatkowy koder wysokości 6 stron
9 Transponder 300 (typ RT-359A) i dodatkowy kodowany wysokościomierz (typ EA-401A)..... 6 stron
10 Wskaźnik ścieżki podejścia 400 (Typ R-443B)..... 4 strony
11 Marker r/latarni 400 (typ R-402A)..... 4 strony
12 Transponder 400 (typ RT-359A) i dodatkowy koder wysokości 6 stron
13 Transponder 400 (typ RT-359A) i dodatkowy kodowany wysokościomierz (typ EA-401A)..... 6 stron

WPROWADZENIE

Niniejszy rozdział 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, przy czym ogólne urządzenia, awionika i są ustawione alfabetycznie i numerycznie tak, aby były łatwe do odszukania. Inne zespoły należące do wyposażenia opcjonalnego, które nie wymagają szczegółowych opisów są omówione w rozdziale 7.

Ograniczenia zawarte w uzupełnieniach są zatwierdzone. Stosowanie tych ograniczeń jest wymagane przez władze lotnicze.

SP-KLG

UZUPEŁNIENIE 0

MODYFIKACJA Z SILNIKIEM O-235-N2C

ROZDZIAŁ 1
INFORMACJE OGÓLNE

WPROWADZENIE

Niniejsze uzupełnienie zostało opracowane specjalnie dla użytkowników samolotów Cessna model 152 w celu dostarczenia im informacji niezamieszczonych w części głównej instrukcji. Uzupełnienie zawiera ono procedury i informacje niezbędne do bezpiecznego i efektywnego użytkowania Cessna 152 samolotu wyposażonego w silnik 0-235-N2C.

Informacje, które są identyczne dla samolotów wyposażonych w silniki O-235-N2C i dla samolotów niewyposażonych w te silniki nie są w uzupełnieniu powtarzane.

OSIĄGI – WYSZCZEGÓLNIENIE

* PRĘDKOŚĆ
Maksymalna na poziomie morza ..... 109 KNOTS
Przelotowa, 75% mocy na H = 8 000 ft..... 106 KNOTS
ZASIĘG I DŁUGOTRWAŁOŚĆ LOTU: zalecane zubożenie mieszanki z uwzględnionym zapasem paliwa na rozruch silnika, kołowanie, start, wznoszenie i 45 minutową rezerwą

75% mocy na H = 8 000 ft..... 93,0 l (24.5 US gal) zużytego paliwa.....	zasięg	583 km	(315MM)
	długotrwałość	3.0 godz.	
75% mocy na H = 8 000 ft..... 143,0 l (37.5 US gal) zużytego paliwa.....	zasięg	1000 km	(540 MM)
	długotrwałość	5.2 godz.	
Maksymalny zasięg na H = 10 000 ft..... 93,0 l (24.5 US gal) zużytego paliwa.....	zasięg	685 km	(370 MM)
	długotrwałość	4.1 godz.	
Maksymalny zasięg na H = 10 000 ft..... 143,0 l (37.5 US gal) zużytego paliwa.....	zasięg	1158 km	(625 MM)
	długotrwałość	6.9 godz.	

WZNOSZENIE NA POZIOMIE MORZA..... 3.6 m/s (715 fpm)
PUŁAP PRAKTYCZNY..... 4480 m (14 700 ft)
PARAMETRY STARTU
Rozbieg..... 221m (725 ft)
Długość startu do H=50 ft (15 m) nad przeszkodą..... 408 m (1340 ft)
PARAMETRY LĄDOWANIA
Dobieg..... 145 m (475 ft)
Długość lądowania z H=50 ft (15 m) nad przeszkodą..... 366 m (1200 ft)
PRĘDKOŚĆ PRZECIĄGNIĘCIA
Klapy schowane, silnik zdławiony..... 48 KCAS
Klapy pełne wychylenie, silnik zdławiony..... 43 KCAS
MAKSYMALNY CIĘŻAR
Do kołowania..... 1160 kG (1675 lbs)
Do startu i do lądowania..... 1157 kG (1670 lbs)
CIĘŻAR STANDARDOWY SAMOLOTU PUSTEGO
152..... 503 kG (1109 lbs)
152 II..... 518 kG (1142 lbs)
MAKSYMALNE OBCIĄŻENIE UŻYTECZNE
152 ..... 257 kG (566 lbs)
152 II..... 242 kG (533 lbs)
DODATKOWY BAGAŻ ..... 54 kG (120 lbs)
OBCIĄŻENIE SKRZYDŁA..... 51,15 kG/m^2 (10.5 funta /stopa kw.)
OBCIĄŻENIE MOCY..... 9,24 kG/kW (15.2 funta/HP)
POJEMNBOŚĆ ZBIORMIKÓW PALIWA: całkowita ..... 98,0 l (26 US gal)
Zbiorniki standardowe ..... 148.0 l (39 US gal)
Zbiorniki o zwiększonej pojemności ..... 6.6 l (7 kwart)
POJEMNOŚĆ INSTALACJI OLEJU..... O-235-N2C
SILNIK: Avco Lycoming 82 kW (110 BHP) i 2550 obr/min..... 1752 mm (69 cali)
ŚMIGŁO o nieregulowanym skoku .....

* Osiągi prędkości są podane dla samolotu wyposażonego dodatkowo w owiewki kół, które umożliwiają zwiększenie prędkości lotu o w przybliżeniu 2knots. Powoduje to różnice w zasięgu, ponieważ wszystkie parametry osiągowe po zamontowaniu owiewek ulegną zmianie.

DANE OPISOWE

SILNIK

Liczba silników:.....1
Producent silnika: .....Textron Lycoming.
Numer modelu silnika:.....O-235-L2C.
Typ silnika: napędu bezpośredniego, chłodzony powietrzem, w układzie płaskim – bokser, gaźnikowy, cztero-cylindrowy o pojemności skokowej 3.82 dm^3 *(233.3 $cale^3$)*
Moc maksymalna i obroty: 81 kW (108 BHP) i 2550 obr/min.

OLEJ

Klasa oleju (specyfikacja):

M1L-L-6082 Olej mineralny klasy lotniczej: używać do uzupełniania w ciągu pierwszych 25 godzin oraz przy pierwszej wymianie po 25 godzinach. Kontynuować stosowanie go aż do uzyskania pełnych 50 godzin pracy lub do ustabilizowania się zużycia oleju.

MIL-L-22851 Olej bezpopiołowy dyspersyjny: olej 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.

Zalecana lepkość w przedziałach temperatur:

Oleje wielosezonowe - wszystkie temperatury
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

Gdy wartość temperatury mieści się w dwóch zakresów, należy używać oleju o niższej lepkości.

Pojemność instalacji olejowej:

Miska olejowa: 5,7 l *(6 kwart)*,
Całkowita: 6,6 l *(7 kwart)* (z filtrem oleju).

Obciążenie powierzchni nośnej: 51, 0 kG/m^2 (10.5 funta/stopę kw.)
Obciążenie mocy: 9,41 kG/kW (15.5 funta/bhp)

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

ROZDZIAŁ 2

OGRANICZENIA

WPROWADZENIE

Ograniczenia użytkowania dla samolotu Cessna 152 wyposażonego w silnik O-235-N2 (poza podanymi w niniejszym rozdziale, są takie same jak dla niezmodyfikowanych samolotów Cessna 152. Ograniczenia zawarte w niniejszym rozdziale stosują się tylko do samolotów z silnikami O-235-N2C. Ograniczenia zawarte w niniejszym rozdziale zastały zatwierdzone przez Federalne Władze Lotnicze (FAA). Przestrzeganie tych ograniczeń jest wymagane przez przepisy lotnicze.

OGRANICZENIA ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

Producent silnika: Avco Lycoming.
Oznaczenie typu silnika: O-235-N2C.
Ograniczenia dla silnika do startu i długotrwałej pracy:
moc maksymalna: 81 kW (108 BHP).
maksymalne obroty: 2550 obr/min.

UWAGA

Zakres obrotów statycznych z przepustnicą w położeniu maksymalnie otwartym (ogrzewanie gaźnika wyłączone, mieszanka zubożona dla uzyskania maksymalnych obrotów) wynosi od 2280 do 2380 obr/min.

Maksymalna temperatura oleju: 245°F (118°C).
Ciśnienie oleju: minimalne: 25 psi.
maksymalne: 100 psi.
LO paliwa: patrz ograniczenia paliwowe.
Olej (rodzaje)
MIL-L-6082 Olej mineralny klasy lotniczej lub
MIL-L-22851 Olej bezpopiołowy dyspersyjny.
Producent smigła: McCauley Accessory Division.
Numer typu śmigła: 1A103/TCM6958.
Średnica śmigła:
maksymalna: 1.7520 m (69 cali),
minimalna: 1.7145 m (67.5 cala).

TABLICZKI INFORMACYJNE

Dodatkowo prócz podstawowych tabliczek zamieszczonych w niniejszej instrukcji musi być umieszczona informacja w postaci zespolonej lub pojedynczej tabliczki

THIS AICRAFT IS EQUIPPED WITH A LYCOMING O-235-N2C ENGINE.
SEE SPECIAL POH REVISIN OPERATING INSTRUCTIONS

SAMOLOT TEN JEST WYPOSAŻONY W SILNIK LYCOMING O-235-N2C.
ZAPOZNAĆ SIĘ ZE ZMIANAMI W INSTRUKCJACH UŻYTKOWANIA

SP-KLG

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

WPROWADZENIE

Należy realizować procedury zawarte w listach kontrolnych i rozszerzonych opisach procedur ujętych w podstawowej instrukcji. Nie występują zmiany w procedurach awaryjnych w odniesieniu do samolotów Cessna 152 wyposażonych w silnik O-235-N2C.

SP-KLG

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

ROZDZIAŁ 4

PROCEDURY NORMALNE

WPROWADZENIE

Ogólnie - należy wykonywać czynności przewidziane w listach kontrolnych i rozszerzonych czynnościach opisane w podstawowej instrukcji. W niniejszym rozdziale przedstawione są zmiany i dodatki do procedur wymagane dla samolotów 1 Cessna 152 wyposażonych w silnik 0-235-N2C.

LISTY KONTROLNE

WZNOSZENIE PRZELOTOWE

1. Prędkość – 70-80 KIAS,

UWAGA

Jeśli wymagane jest wznoszenie maksymalne, należy uwzględnić prędkości przedstawione na wykresie Prędkości wznoszenia w rozdziale 5 w Instrukcji użytkowania w Locie.

2. Przepustnica – PEŁNE OTWARCIE,
3. Mieszanka – BOGATA poniżej 3000 stop, UBOGA (LF.AN), aby uzyskać maksymalne obroty powyżej 3000 stóp. (po 50 godzinach pracy silnika)

PROCEDURY ROZSZERZONE

WZNOSZENIE PRZELOTOWE

Normalne wznoszenie odbywa się z w pełni otwarta przepustnicą i klapami schowanymi, z prędkością o 5 do 10 węzłów większa od wartości prędkości dla największej wartości wznoszenia, co daje najlepsze połączenie osiągów, widoczności z kabiny i chłodzenia silnika. Poniżej wysokości 3000 stóp skład mieszanki powinien być bogaty (Full rich) i może być ona zubożona powyżej wysokości 3000 stóp, dla uzyskania równomierniejszej pracy silnika lub maksymalnych obrotów.

UWAGA

Zubożanie mieszanki nie jest zalecane do momentu wypracowania przez silnik 50 godzin.

Dla uzyskania maksymalnego wznoszenia należy wykonywać lot przy prędkości największego wznoszenia podanej na diagramie prędkości wznoszenia w rozdziale 5 IUL. Jeśli przeszkoda wymusza przyjęcie stromego kąta wznoszenia, należy utrzymywać prędkość największego kata wznoszenia z klapami schowanymi i na mocy maksymalnej. Wznoszenie przy prędkościach mniejszych od prędkości lotu dla największego wznoszenia powinny być ustalane na krótko dla poprawy chłodzenia silniki.

PRZELOT

Normalny przelot jest wykonywany przy mocy od 55% do 75% mocy maksymalnej. Odpowiadające temu wartości prędkości obrotowych oraz zużycie paliwa dla różnych wysokości mogą być określone przy użyciu Cessna Power Computer lub danych z rozdziału 5 niniejszego uzupełnienia.

UWAGA

Przelot powinien być wykonywany przy 75% mocy maksymalnej aż do wypracowania 50 godzin lub ustabilizowania się zużycia oleju. Zapewnia to prawidłowe ułożenie się pierścieni i stosuje się dla silników nowych, silników eksploatowanych po wymianie cylindrów lub naprawie głównej jednego lub więcej cylindrów.

Dane zawarte w rozdziale 5 ilustrują wzrost zasięgu i zmniejszanie zużycia paliwa w miarę obniżania wartości używanej mocy. Zastosowanie niniejszych wartości mocy i dobór odpowiedniej wysokości lotu, bazując na doborze najdogodniejszego wiatru, są znaczącymi czynnikami, które należy wziąć pod uwagę podczas każdego lotu, aby zredukować zużycie paliwa.

Tabela osiągów przelotowych przedstawia wartości prędkości rzeczywistej i liczbę mil morskich pokonanych na jeden zużyty galon paliwa podczas przelotu dla różnych wysokości lotu i procentów mocy maksymalnej. Tabeli tej należy używać jako wskazania razem z danymi dotyczącymi wiatrów, aby określić najlepszą wysokość lotu i moc dla danego przelotu.

	75% MOCY MAKS.		65% MOCY MAKS.		55% MOCY MAKS.	
WYSOKOŚĆ	KTAS	MM/US gal	KTAS	MM/US gal	KTAS	MM/US gal
2.500 stóp	101	16.4	95	17.6	87	18.6
5.500 stóp	103	16.9	97	18.0	89	19.0
8.500 stóp	106	17.3	99	18.4	91	I9.1
Warunki standardowe						Bezwietrznie

Rysunek 1. Tabela osiągów przelotowych

Aby uzyskać zalecane wartości składu zubożonej mieszanki i wartości zużycia paliwa podane w rozdziale 5, mieszanka powinna być zubażana aż do momentu uzyskania maksymalnych obrotów i ich spadku o 25-50 obr/min. Przy niższych wartościach mocy może być niezbędne wzbogacenie mieszanki aby uzyskać równomierną pracę silnika. Alternatywną metodą uzyskania powyżej podanych ustawień przelotowych mieszanki w przypadku turbulencji może być zubażanie mieszanki, aż do początku nierównomiernej pracy silnika lub zauważenia gwałtownego spadku mocy, a gdy to następuje natychmiastowego wzbogacenia mieszanki przez obrócenie dźwigni składu mieszanki w przybliżeniu o 3/4 obrotu zgodnie z ruchem wskazówek zegara.

Użycie metody maksymalnego zubażania, zamiast metody maksymalnych obrotów, może pozwolić na uzyskanie oszczędności paliwa do 10% i zwiększeniu długotrwałości lotu o około 20 minut, w stosunku do standardowych ustawień jak dla 75% mocy. Jeśli w czasie lotu na wysokości 7500 stóp, zastosuje się metodę maksymalnego zubażania, zamiast metody maksymalnych obrotów, może to pozwolić na uzyskanie oszczędności paliwa nawet do 34% i zwiększeniu długotrwałości lotu o około godzinę, w stosunku do standardowych ustawień jak dla 75% mocy (dla wersji ze standardowymi zbiornikami).

Oblodzenie gaźnika, objawiające się nieprzewidzianym spadkiem obrotów, może być usunięte przez włączenie maksymalnego ogrzewania gaźnika. W celu ponownego uzyskania wyjściowych obrotów (z wyłączonym ogrzewaniem) należy używać minimalnie niezbędnego podgrzewu (metodą prób i błędów), aby przeciwdziałać gromadzeniu się lodu. Ponieważ ogrzane powietrze wywołuje wzbogacenie mieszanki, należy ponownie ustawić skład mieszanki, aby ogrzewanie gaźnika Mogło być stosowane podczas całego przelotu.

Użycie maksymalnego ogrzewania gaźnika jest zalecane podczas lotów w silnym deszczu, aby uniknąć możliwości zalaniu silnika z powodu dostawania się nadmiernej ilości wody. Skład mieszanki należy ponownie ustawić, dla uzyskania równomiernej pracy silnika.

ZUBOŻANIE MIESZANKI ZA POMOCĄ WSKAZAŃ EKONOMIZERA(EGT)

Temperatura gazów wylotowych (EGT)n może zostać użyta jako pomoc przy zubożeniu mieszanki w lotach trasowych przy 75% lub mniejszej mocy. Aby uregulować skład mieszanki, używając tego wskaźnika, zubożyć ją do ustalenia się wartości szczytowej EGT jako punktu odniesienia, wzbogaconej mieszanki przez pożądany wzrost bazujący na rys.2.

MIESZANKA	TEMPERATURA GAZÓW WYLOTOWYCH (EGT)
Zalecane zubożenie (IUL)	25°F wzbogacenia wg szczytu EGT
Najlepsza ekonomia zużycia paliwa	szczyt EGT

Rys. 2. Tabela EGT

UWAGA

Dla uzyskania największej dokładności, należy zubażać małymi przyrostami odczekując około 10 sekund pomiędzy przyrostami w pobliżu szczytu EGT. Zmusza to pilota do obserwacji ustalenia się EGT dla każdego ustawienia mieszanki.

Jak wynika z tabeli użytkowanie silnika z temperaturą gazów wylotowych EGT utrzymywaną w szczytowej wielkości umożliwia uzyskanie największej ekonomii w zużyciu paliwa. Wynik ten w przybliżeniu o 5% jest większy od zasięgu przedstawionego w tej instrukcji towarzyszącemu zmniejszeniu prędkości w przybliżeniu o 2 węzły.

Pod pewnymi warunkami, 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 pozycji zaworu dławiącego, powoduje konieczność ponownego sprawdzenia wskazań EGT

PROCEDURY OSZCZEDZANIA PALIWA W LOTACH SZKOLNYCH

Dla oszczędnego wykorzystania paliwa podczas lotu szkolnego zalecana jest następująca procedura.

1. Podczas wznoszenia na wysokościach powyżej 3000 stóp zubożyć mieszankę dla uzyskania maksymalnych obrotów silnika, mieszanka może zostać jako uboga do ćwiczenia takich manewrów jak przeciągnięcia.
2. Zubożyć mieszankę w czasie wszystkich manewrów dla maksymalizacji obrotów na każdej wysokości (nawet na wysokościach poniżej 3000 stóp), gdy używa się 75% mocy lub mniejszej.

UWAGA

Podczas przelotu z mocą na 75% lub mniejszą mieszanka może być zubożona do osiągnięcia maksimum obrotów, a następnie ich spadku o 25-50 obr/min. Jest to szczególnie zalecane dla dalekich przelotów szkolnych, ale może być stosowane również podczas lotów do i ze strefy.

Stosując przedstawione powyżej zalecane procedury oszczędnościowe można uzyskać wartości przekraczające 5% oszczędności w stosunku do typowych szkolnych lotów wykonywanych przy bogatej mieszance.

ROZDZIAŁ 5
OSIĄGI

WPROWADZENIE

Przedstawione we wprowadzeniu do rozdziału 5 Instrukcji Użytkowania w Locie metody wykorzystywania wykresów i tabel osiągowych oraz przytoczony przykład mają równi9eż zastosowanie do samolotów wyposażonych w silnik O-235-N2C. Podobne zastosowanie mają wszystkie wykresy osiągowe w instrukcji z wyjątkiem wykresów dotyczących zasięgu i długotrwałości lotu zamieszczonym w uzupełnieniu.

SP-KLG

OSIĄGI PRZELOTOWE

WARUNKI:
Ciężar samolotu 758 kG
Mieszanka zubożona (patrz rozdział 4 „Przelot")

UWAGA:
Wartość prędkości przelotowej została podana dla samolotu wyposażonego w owiewki, które umożliwiają zwiększenie prędkości o 2 knots..

WYSOKOŚĆ BAROM.STD ft	obr/ min	20°C PONIŻEJ TEMP. STANDARD.			TEMPERATURA STANDARDOWA			20°C POWYŻEJ TEMP. STANDARD.		
		% MOCY	KTAS	USgal/ godz.	% MOCY	KTAS	USgal/ godz.	% MOCY	KTAS	USgal/ godz.
2000	2400	- - -	- - -	- - -	77	102	6.3	73	101	6.0
	2300	73	97	6.0	69	97	5.7	66	96	5.4
	2200	65	93	5.4	62	92	5.1	58	91	4.9
	2100	58	88	4.9	55	87	4.7	52	85	4.5
	2000	51	82	4.5	48	81	4.3	45	79	4.2
4000	2450	- - -	- - -	- - -	78	104	6.4	74	103	6.0
	2400	78	102	6.4	74	101	6.0	70	101	5.8
	2300	70	97	5.8	66	97	5.5	62	96	5.2
	2200	62	92	5.2	59	91	4.9	55	90	4.7
	2100	55	87	4.7	52	86	4.5	49	84	4.4
6000	2500	- - -	- - -	- - -	78	106	6.4	74	105	6.1
	2400	75	101	6.1	70	101	5.8	66	100	5.5
	2300	67	97	5.5	63	96	5.2	59	95	5.0
	2200	59	91	5.0	56	90	4.7	53	89	4.6
	2100	53	86	4.6	49	84	4.4	47	82	4.3
8000	2550	- - -	- - -	- - -	78	108	6.4	74	107	6.1
	2500	79	106	6.4	74	105	6.1	70	105	5.8
	2400	71	101	5.8	67	100	5.5	63	99	5.2
	2300	64	96	5.3	60	95	5.0	56	94	4.8
	2200	57	91	4.8	53	89	4.6	50	87	4.4
10,000	2500	75	105	6.2	71	105	5.8	67	104	5.5
	2400	68	101	5.6	63	99	5.3	60	98	5.0
	2300	60	95	5.1	57	94	4.8	54	92	4.6
	2200	54	89	4.6	51	87	4.5	48	84	4.3
12,000	2450	68	102	5.6	64	101	5.3	60	100	5.0
	2400	64	100	5.3	60	98	5.0	57	97	4.8
	2300	57	94	4.9	54	92	4.6	51	89	4.5
	2200	51	88	4.5	48	84	4.4	45	79	4.2

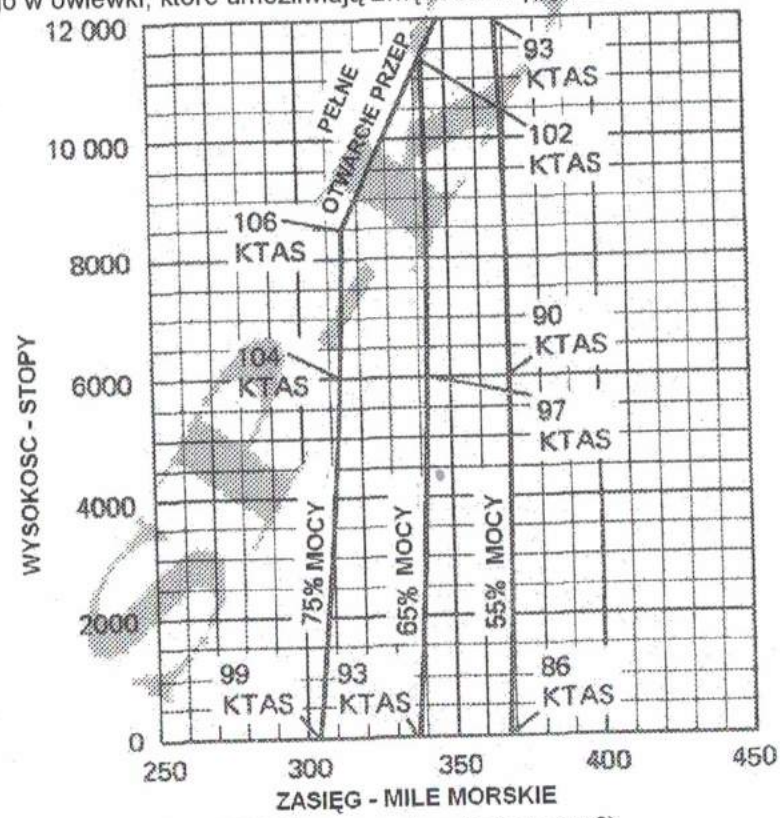
Rys. 5-8. Osiągi przelotowe

DIAGRAM ZASIĘGU

Zapas paliwa na 45 minut lotu
93.0 l (24.5 US gal) paliwa zużywalnego

WARUNKI:
Ciężar samolotu 758 kG
Mieszanka zubożona w czasie przelotu
Temperatura STD
Bezwietrznie

UWAGI:
1. Na diagramie nie uwzględniono paliwa na uruchomienie silnika, kołowanie, start i odległość przebytą na wznoszeniu.
2. Wartość prędkości przelotowej została podana dla samolotu wyposażonego w owiewki, które umożliwiają zwiększenie prędkości o 2 knots.



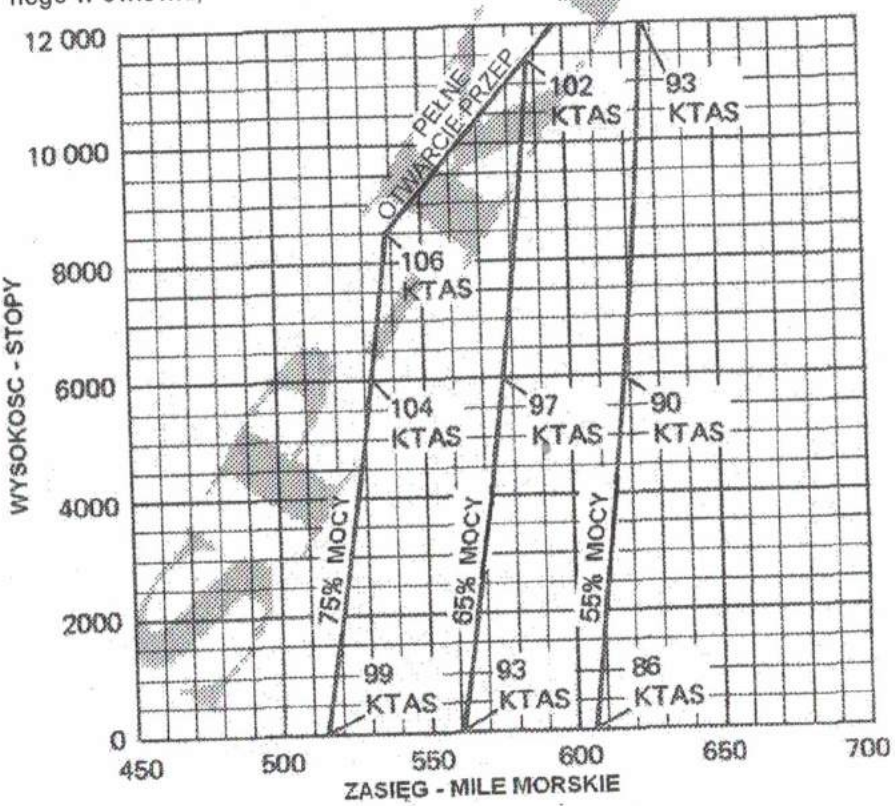
Rys. 5-9. Diagram zasięgu (arkusz 1 z 2)

DIAGRAM ZASIĘGU

Zapas paliwa na 45 minut lotu
142.0 l (37.5 US gal) paliwa zużywalnego

WARUNKI:
Ciężar samolotu 758 kG
Mieszanka zubożona w czasie przelotu
Temperatura STD
Bezwietrznie

UWAGI:
3. Na diagramie nie uwzględniono paliwa na uruchomienie silnika, kołowanie, start i odległość przebytą na wznoszeniu.
4. Wartość prędkości przelotowej została podana dla samolotu wyposażonego w owiewki, które umożliwiają zwiększenie prędkości o 2 kn



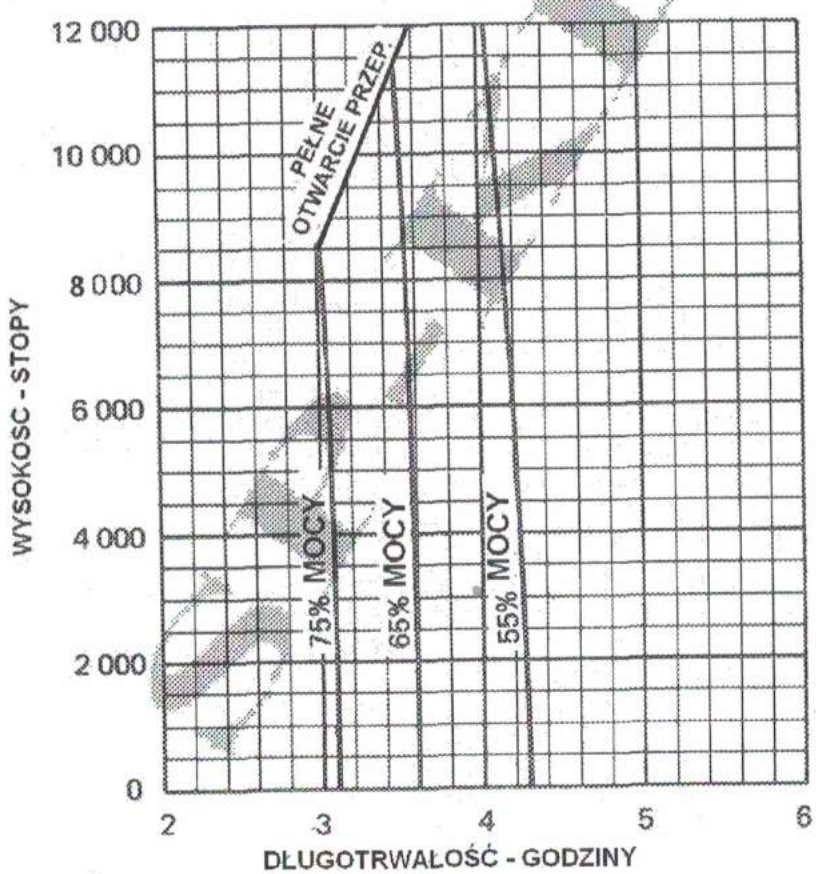
Rys. 5-9. Diagram zasięgu (arkusz 2 z 2)

DIAGRAM DŁUGOTRWAŁOŚCI LOTU

Zapas paliwa na 45 minut lotu
93.0 l (24.5 US gal) paliwa zużywalnego

WARUNKI:
Ciężar samolotu 758 kG
Mieszanka zubożona w czasie przelotu
Temperatura STD

UWAGA:
Na diagramie nie uwzględniono paliwa na uruchomienie silnika, kołowanie, start i odległość przebytą na wznoszeniu.



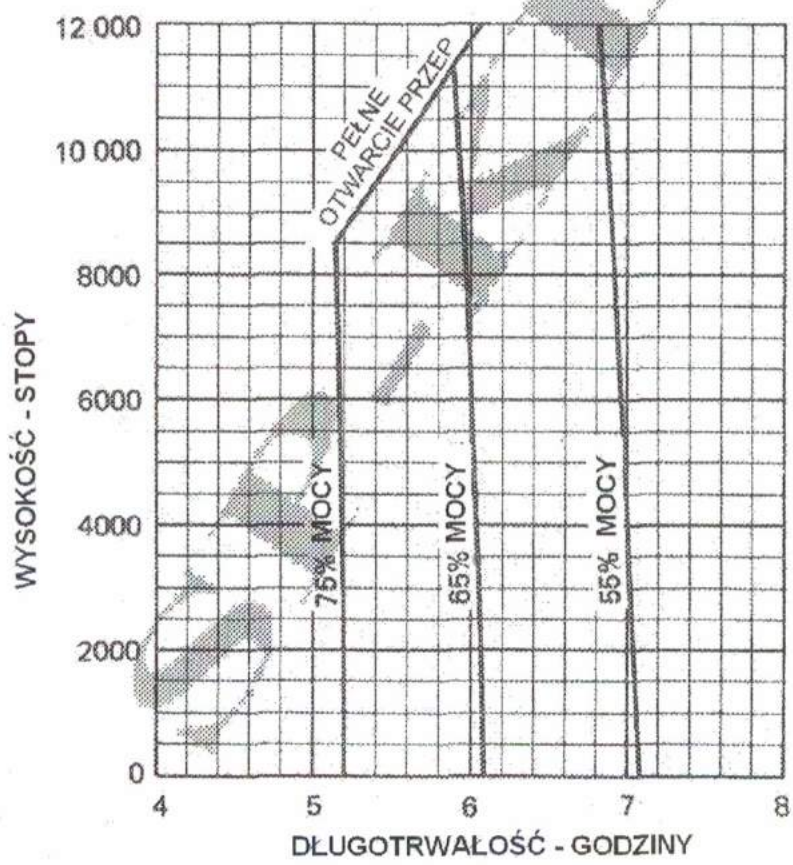
Rys. 5-10. Diagram długotrwałości lotu (arkusz 1 z 2)

DIAGRAM DŁUGOTRWAŁOŚCI LOTU

Zapas paliwa na 45 minut lotu
142.0 l (37.5 US gal) paliwa zużywalnego

WARUNKI:
Ciężar samolotu 758 kG
Mieszanka zubożona w czasie przelotu
Temperatura STD

UWAGA:
Na diagramie nie uwzględniono paliwa na uruchomienie silnika, kołowanie, start i odległość przebytą na wznoszeniu.



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

ROZDZIAŁ 6
CIĘŻAR I WYWAŻENIE ORAZ WYKAZ WYPOSAŻENIA

WPROWADZENIE

Informacje dotyczące procedury ważenia samolotu, jego ciężaru i wyważenia zawarte w Rozdziała 6 Instrukcji Użytkowania w Locie stosują się do samolotu Cessna 152 wyposażonego w silnik O-235-N2C. Ponadto zastosowanie znajduje wykaz wyposażenia samolotu, za wyjątkiem oznaczenia silnika znajdującego się w grupie wyposażenia „A. Zespól napędowy i akcesoria". Jeśli samolot został zmodyfikowany przez zabudowę silnika 0-235-N2C prawidłowe oznaczenie silnika jest O-235-N2C, a nie O-235-L2C.

SP-KLG

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

ROZDZIAŁ 7
OPIS SAMOLOTU I INSTALACJI

WPROWADZENIE

Opis oraz informacje dotyczące użytkowania zawarte w rozdziale 7 podstawowej Instrukcji Użytkowania w Locie ogólnie stosują się do model samolotów Cessna 152 wyposażonych w silnik O-235-N2C. Informacje dodatkowe oraz zmiany wprowadzone w związku z zamontowaniem silnika O-235-N2C wprowadzające różnice w stosunku do podstawowej instrukcji podano w niniejszym rozdziale.

SILNIK

Samolot jest napędzany czterocylindrowym, typu bokser, górnozaworowym, chłodzonym powietrzem silnikiem gaźnikowym z układem mokrej miski olejowej. Jest to silnik Lycoming Model O-235-N2C i posiada moc znamionową ciągłą 81 kW (108 BHP) przy prędkości obrotowej 2550 obrotów na minutę. Główne agregaty (zamontowane z przodu silnika) zawierają rozrusznik, prądnicę prądu przemiennego z napędem pasowym i chłodnicę oleju. Zdwojone iskrowniki są zamontowane na podkładce napędu agregatów na tyle silnika. Zapewniona jest również możliwość zainstalowania pompy podciśnieniowej i pełno-przepływowego filtra oleju.

DOCIERANIE I UŻYTKOWANIE NOWEGO SILNIKA

Silnik został wstępnie dotarty w wytwórni i jest gotów do użytkowania w pełnym zakresie użytkowym. Jednakże, zalecane jest, aby loty trasowe wykonywane były przy 75% mocy przez okres około 50 godzin lub do ustalenia się zużycia oleju Jest to zalecane dla właściwego osadzenie się pierścieni.
Podczas pierwszych 25 godzin użytkowania, olej w silniku musi był uzupełniany przez dodawanie i należy używać tylko czystego oleju lotniczego spełniającego warunki No. MIL-L-6082.

UKŁAD CHŁODZENIA

Powietrze naporowe do chłodzenia silnika wpływa przez dwa otwory wlotowe znajdujące się na przedzie osłon silnika. Powietrze chłodzące jest kierowane dookoła cylindrów i innych obszarów silnika przez deflektory po czym uchodzi przez otwory klapkowe umieszczone na dolnej tylnej krawędzi osłony silnika. Układ nie jest wyposażony w system regulacji ręcznej.

Dostępny jest zestaw przystosowujący samolot do eksploatacji w warunkach zimowych. Zawiera on zaślepki to zamknięcia otworów wlotowych w przedniej części osłon (oraz chłodnicy oleju na samolotach z silnikami O-235-N2C). Na nakładkach należy umieścić tabliczki informacyjne oraz na izolacji wokół skrzyni silnika na wysokości odpowietrznika oraz na pokrywie pojemnika na mapy.

Całe wymienione wyposażenie powinno zostać zamontowane w przypadku użytkowania samolotu w temperaturach otoczenia poniżej -7°C (20°F:). Gdy ocieplenie odpowietrzenia skrzyni korbowej zostało raz nałożone, dopuszcza się jego dalsze użytkowanie w takim stanie bez względu na panujące temperatury otoczenia. Dodatkowe informacje dotyczące użytkowania samolotu z zestawem do eksploatacji w warunkach zimowych zawarte są w rozdziale 9 w uzupełnieniu „Zestaw do użytkowania w warunkach zimowych"

SP-KLG

ROZDZIAŁ 8
OBSŁUGA I KONSERWACJA

WPROWADZENIE

Zawarte w rozdziale 8 informacje w ogólnej mierze mają zastosowanie do samolotu model 152 wyposażonego w silnik 0-235-N2C. Informacje dodatkowe oraz zmiany wprowadzone w związku z zamontowaniem silnika 0-235-N2C wprowadzające różnice podane są w niniejszym rozdziale.

OBSŁUGA TECHNICZNA

OLEJ

SPECYFIKACJE OLEJU

MIL-L-6082 - Lotniczy zwykły olej mineralny: stosować na samolocie po modyfikacji z silnikiem O-235-N2C do uzupełniania stanu oleju przez pierwsze 25 godzin użytkowania. Olej ten powinien być spuszczony 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 Olej bezpopiołowy dyspersyjny: olej 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.

Zalecana lepkość w przedziałach temperatur:

Oleje wielosezonowe - wszystkie temperatury
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

Gdy wartość temperatury mieści się w dwóch zakresach, należy używać oleju o niższej lepkości.

POJEMNOŚĆ MISKI OLEJOWEJ- 5.7 l (6 kwart).

Nie użytkować silnika z mniejszą ilością oleju niż 3.8 l (4 kwarty). Aby zminimalizować straty oleju przez odpowietrzenie, dla lotów krótszych niż 3 godziny, napełnić miskę do poziomu 4.7 l (5 kwart). Do lotów dłuższych napełnić do 5.7 l (6 kwart). Objętości te odpowiadają wskazaniom poziomu na bagnecie. Przy wymianie oleju i filtra oleju wymagana jest dodatkowe 0.9 l (1 kwarta) oleju.

WYMIANA OLEJU I FILTRA OLEJU

Po pierwszych 25 godzinach użytkowania, spuść olej z miski olejowej i wymienić filtr oleju. Ponownie napełnij silnik czystym olejem mineralnym i używać go do wypracowania 50 godzin lub do momentu ustabilizowania się zużycia oleju, po czym wymienić na bezpopiołowy olej dyspersyjny. Po przepracowaniu 50 godzin ponownie wymienić olej i filtr oleju, po czym można przejść na 100 godzinne okresy wymiany oleju. Olej i filtr należy wymieniać, co 6 miesięcy, nawet, jeżeli nie zostało wypracowane 100 godzin. Należy skrócić okres pomiędzy wymianami oleju i filtra w przypadku długotrwałej eksploatacji w środowisku z dużym zapyleniem, w warunkach zimowych lub, gdy wykonywane są krótkie loty z długimi okresami pracy na biegu jałowym, co powoduje zamulanie silnika.

UWAGA

Podczas wymiany oleju i filtra po pierwszych 25 godzinach pracy, wymagane jest dokonanie ogólnego przeglądu komory silnikowej. Szczególną uwagę należy zwrócić na zespoły, które nie podlegają kontroli podczas normalnego przeglądu przed lotem. Węże gumowe, przewody metalowe i elementy złączne powinny zostać sprawdzone, czy nic występują wycieki oleju lub paliwa, nie przecierają się lub nie ocierają o siebie, ogólne bezpieczeństwo, właściwą lokalizację i zamocowanie oraz oznaki psucia się. Przeprowadzić przegląd. układu dolotowego do silnika i wylotowego spalin, czy nic występują pęknięcia zmęczeniowe, nie pojawiają się wycieki oraz sprawdzić bezpieczeństwo ich zamocowania. Należy sprawdzić swobodę i zakres ruchów układów sterowania i podłączeń silnikowych oraz bezpieczeństwo ich zamocowania oraz czy nie pojawiły się oznaki zużycia. Należy sprawdzić przewody elektryczne, czy nic pojawiły się przypalenia, ocieranie się przewodów, uszkodzenia izolacji lub poluzowanie mocowań lub 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 typu przeglądów podczas dalszej eksploatacji samolotu.

UZUPEŁNIENIE 1

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 są zebrane i przedstawione na rys. 2 i 3.

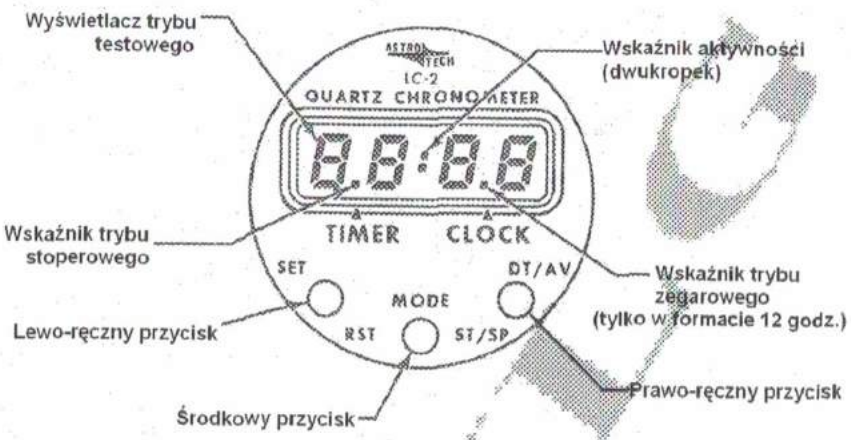
Wyświetlacz cyfrowy zapewnia dobrą widoczność wewnętrznie wyświetlanych cyfr (jest lekko cofnięty) i dobrą widzialność przy słabym oświetleniu kabiny lub w nocy. Natężenie świecenia można regulować pokrętłem regulatora RADIO LT. Dodatkowo wyświetlacz posiada funkcję testową umożliwiająca sprawdzenie 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 rozbłyskiwał 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 rozbłyskiwaniem 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 rozbłyskiwanie wskaźnika (dwukropka).

UWAGA

Tryb zegarowy jest ustawiany w wytwórni w 24-godzinnym 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-godzinnym formacie nie pojawia się wskaźnik trybu zegarowego.



Rys. 2. Tryb zegarowy



Rys.3. Tryb stoperowy

USTAWIANIE PRAWIDŁOWEJ DATY I CZASU

Prawidłowa data i czas są ustawiane w trybie zegarowym za pomocą przycisków LH i RH w następujący sposób. Nacisnąć jednorazowo przycisk LH do pojawienia się rozbłyskującego miesiąca. Naciskając przycisk RH jednokrotnie lub tyle razy przesuwając do przodu ile jest to wymagane ustawić prawidłowy miesiąc. Naciskając przycisk LH ponownie spowodować pojawienie się rozbłyskującego dnia miesiąca po czym w sposób uprzednio opisany przyciskiem RH doprowadzić do ustawienia [prawidłowego dnia 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 rozbłyskujących cyfr godzinowych. Za pomocą przycisku RH użytego w sposób uprzednio opisany ustawić cyfry godzin odpowiednio do wskazywania poprawnego czasu Kolejne naciśnięcie przycisku LH spowoduje rozbłyśnięcie cyfr wskazujących minuty. Przesunięcie do przodu wskazywanych cyfr minutowych można dokonać naciśnięciem ponownym przycisku LH i „przytrzymaniem" do nadejścia żądanego 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 przesuwać 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 naciskanie przycisku LH. Rozpocząć odmierzanie czasu przez naciśnięcie przycisku RH. Stoper zacznie odliczanie minut i sekund a dwukropek (wskaźnik działania) będzie rozbłyskiwał 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, rozbłyskiwanie dwukropka jest ograniczone do jednej sekundy, co każde 10 sekund. Zatrzymanie pomiaru czasu odbywa się przez naciśnięcie przycisku RH i powoduje „zamrożenie" zmierzonego czasu stoperowanego na wyświetlaczu. Kolejne naciśnięcie przycisku RH wznawia 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 2

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 „rozładowanym" 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 wskazaniami.

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 poruszą się w zasięgu obrotu lopat śmigła, gdyż poluzowany lub przerwany przewód lub niesprawność elementów może spowodować nieprzewidziany 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 jakiekolwiek 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 osiągów samolotu.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

UZUPEŁNIENIE 3

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 uruchomianego przez „wciśnięcie-wyciśnięcie".

ROZDZIAŁ 2
OGRANICZENIA

Światłą błyskowe muszą być wyłączane w czasie kołowania w pobliżu innych samolotów lub w czasie lotów nocnych w chmurach, mgle 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 świateł błyskowych powoduje nieznacznie zmniejszenie osiągów przelotowych.

SP-KLG

UZUPEŁNIENIE 4

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 użytkowania samolotu w temperaturach ciągłych poniżej 20°F (-7°C). Izolacja odpowietrzenia skrzyni korbowej, jeśli zostanie zamontowane, 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 ZEWMNĘTRZNA 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.

SP-KLG

UZUPEŁNIENIE 5

AWARYJNY NADAJNIK LOKALIZACYJNY (ELT)

ROZDZIAŁ 1
INFORMACJE OGÓLNE

Awaryjny Nadajnik Lokalizacyjny składa się z niezależnego nadajnika dwu częstotliwości radiowych i układu zasilania bateryjnego. Jest on aktywowany uderzeniem o przyspieszeniu 5g lub większym, które może wystąpić w czasie lądowania awaryjnego. Układ ELT emituje ogólno-kierunkowy sygnał na międzynarodowych częstotliwościach ratowniczych 121.1 MHz oraz 243.0 MHz (niektóre zestawy ELT w wariantach eksportowych samolotu pracują tylko na częstotliwości 121.5 MHz). Loty samolotów lotnictwa ogólnego i komercyjnych SA monitorowane przez FAA i CAP na częstotliwości 121.5 MHz, zaś częstotliwość 243.0 MHz jest monitorowana przez służby wojskowe. Po lądowaniu awaryjnym, ELT zapewnia transmisję o zasięgu do 100 mil do wysokości 10 000 stóp. W systemie powiadamiania k5rajowego przy pracy na obydwu częstotliwościach przy mocy 75 mW czas pracy ciągłej nadajnika ELT w zakresie temperatur od -20°C do +55°C (-4° do I31°F) wynosi 50 godzin. Zestaw ELT w eksportowanych samolotach, jest przystosowany do pracy ciągłej przy nadawaniu na częstotliwości 121.5 MHz przy mocy wyjściowej 25mW przez czas 50 godzin w przedziale temperatur od -20°C do +55°C (-4° do I31°F).

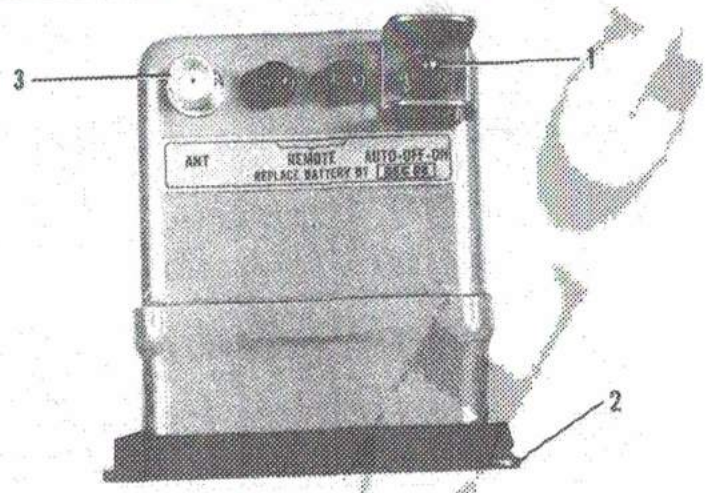
ELT jest rozpoznawalny jako urządzenie koloru jasno-pomarańczowego montowane za przegrodą przestrzeni bagażowej w ogonie. Aby uzyskać dostęp do urządzeniu, wymontować należy przegrodę przestrzeni bagażowej. Sterowanie ELT odbywa się z pulpitu czołowego urządzenia (patrz rys. 1.)

ROZDZIAŁ 2
OGRANICZENIA

Poniższa informacja musi być uwidoczniona w postaci tabliczki informacyjnej umieszczonej na ścianie przedziału bagażowego.

EMERGENCY LOCATOR TRANSMITTER INSTALLED BEHIND THIS COVER. MUST BE SERVICED IN ACCORDANCE WITH FAR 91.52

AWARYJNY NADAJNIK LOKALIZACYJNY ZAMONTOWANY ZA PRZEGRODĄ. OBSŁUGĘ PROWADZIĆ ZGODNIE Z PRZEPISAMI FAR 91.52



1. PRZEŁĄCZNIK WYBORU FUNKCJI (przełącznik skrzydełkowy 3 pozycyjny)
   - ON – Uruchamia natychmiast nadajnik. Używany do testowania oraz w przypadku, gdy nie działa przełącznik "g".
   - OPF – Wyłącza nadajnik. Używany w czasie transportu, przechowywania i po zakończeniu akcji ratunkowej.
   - AUTO – Uruchamia nadajnik tylko wtedy, gdy przełącznik „g" otrzyma uderzenie 5g lub większe.
2. POKRYWA – Zdejmowana do wymiany baterii.
3. GNIAZDO ANTENY – Połączenie z anteną na końcu statecznika pionowego.

Rys. 1. Pulpit sterowania ELT.

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

Natychmiast po przymusowym lądowaniu, gdy potrzebna jest interwencja służb ratunkowych, należy wykorzystać ELT w następujący sposób:

1. UPEWNIĆ SIĘ O WŁĄCZENIU ELT – Włączyć r/stację i wybrać częstotliwość 121.5 MHz. Gdy słychać, że ELT nadaje sygnał, oznacza to, że został on już uruchomiony przez wyłącznik „g" i działa prawidłowo. Gdy nie słychać sygnału wzywania pomocy, dojść do ELT i przestawić przełącznik wyboru funkcji w położenie ON.

2. PRZED DOSTRZEŻENIEM SAMOLOTU RATOWNICZEGO – Oszczędzać akumulator samolotowy. Nie włączać radiostacji.
3. PO DOSTRZEŻENIU SAMOLOTU RATOWNICZEGO – Przestawić zdalny wyłącznik w pozycję OFF zapobiegając tym samym interferencji fal radiowych. Starać się nawiązać łączność z samolotem ratowniczym za pomocą radiostacji na częstotliwości 121,5 MHz. Jeżeli łączność nie zostanie nawiązana, natychmiast ponownie przestawić w pozycję ON (włączony)
4. W TRAKCIE AKCJI – Przełącznik wyboru funkcji przestawić w pozycję OFF i zakończyć nadawanie sygnału niebezpieczeństwa.

ROZDZIAŁ 4
PROCEDURY NORMALNE

Tak długo jak przełącznik wyboru funkcji pozostaje w położeniu AUTO, ELT automatycznie włącza się na krótki czas, kiedy zestaw czujnika jest poddany sile bezwładności przekraczającej przyspieszenie 5g.

Po uderzeniu pioruna lub wyjątkowo twardym lądowaniu, ELT może uruchomić się pomimo nie wystąpienia sytuacji niebezpiecznej. Aby sprawdzić, czy ELT nie uruchomił się przypadkowo, ustawić należy na odbiorniku radiowym częstotliwość 121,5 MHz i posłuchać czy jest nadawany sygnał niebezpieczeństwa. Jeżeli sygnalizacja przyzewowa świeci lub słychać, że ELT nadaje sygnały, to przestawić wyłącznik w pozycję OFF, po czym w pozycję AUTO.

ROZDZIAŁ 5
OSIĄGI

Osiągi samolotu nie zmieniają się po zamontowaniu Awaryjnego Nadajnika Lokalizacyjnego (ELT).

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

UZUPEŁNIENIE 6

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 1 kHz w zakresie częstotliwości od 200 kHz do 1 699 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 wykreślania pozycji, określania kierunku lotu i do odbioru sygnałów fonicznych modulowanych amplitudowo (AM).

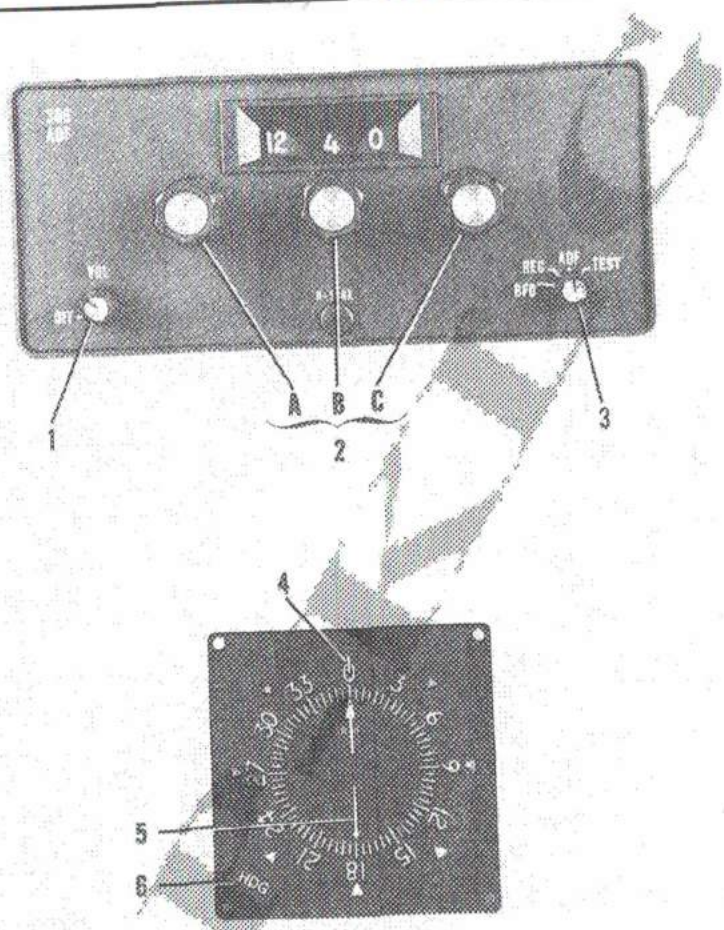
Przy ustawieniu pokrętła wyboru funkcji w pozycji ADF, urządzenie 300 ADF, zapewnia na wskaźniku namiaru, wskazania wizualne kątów kursowych r/latarni. Uzyskiwane jest to przez połączenie sygnału z anteny otwartej z sygnałem z anteny ramowej.

Przy ustawieniu pokrętła 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 ogólno – 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 fonii. Pokręcanie zgodnie z kierunkiem wskazówek zegara od pozycji OFF uruchamia odbiornik. Po czym regulację poziomu dźwięku.
1. STEROWNIKI WYBORU CZĘSTOTLIWOŚCI – Pokrętło (A) służy do wyboru 100 kHz przedziałów częstotliwości odbiornika, pokrętło (B) służy do wyboru przedziałów 10 kHz i pokrętło (C) służy do wyboru przedziałów 1 kHz.

Rys. 1. Radiokompas 300 ADF (typ R-546E) (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 r/stacji.
   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 NAMIARU (HDG) – Obraca tarczę namiaru względnego, magnetycznego lub rzeczywistego.

Rys. 1. Radiokompas 300 ADF (typ R-546E) (arkusz 2 z 2)

SP-

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

Nie ma żadnych zmian w procedurach awaryjnych samolotu po zamontowaniu radiokompasu.

ROZDZIAŁ 4
PROCEDURY NORMALNE

DO DZIAŁANIA TYLKO JAKO ODBIORNIK KOMUNIKACYJNY

1. Sterownik OFF/VOL – ON,
2. Pokrętło wyboru funkcji – USTAWIĆ na REC,
3. Pokrętło wyboru częstotliwości – WYBRAĆ częstotliwość pracy,
4. Przełącznik ADF SPEAKER/PHONE – WYBRAĆ żądane położenie(na pulpicie sterowania fonią),
5. Sterownik VOL – UREGULOWAĆ do żądanego poziomu słyszalności.

DLA DZIAŁANIA JAKO AUTOMATYCZNY RADIOKOMPAS

1. Sterownik OFF/YOL – PRZESTAWIĆ w położenie ON,
2. Pokrętło wyboru częstotliwości – USTAWIĆ częstotliwość pracy,
3. Przełącznik ADF SPEAKER/PHONE – USTAWIĆ głośnik (SPEAKER) lub słuchawka (PHONE) – WCISNĄĆ,
4. POKRĘTŁO WYBORU FUNKCJI – PRZESTAWIĆ w położenie ADF i zapisać namiar względny pokazany na wskaźniku

DLA SPRAWDZENIA WYBRANEJ R/LATARNI

1. Pokrętło wyboru funkcji – PRZESTAWIĆ w położenie ADF i zapisać namiar względny na wskaźniku,
2. Pokrętło wyboru funkcji – PRZESTAWIĆ w położenie TEST i obserwować czy wskazówka odchyla się od namiaru względnego, co najmniej o 10 do 20 stopni.
3. Pokrętło 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. Pokrętło wyboru funkcji – PRZESTAWIĆ w położenie BFO,
3. Pokrętło wyboru częstotliwości – Wybrać częstotliwość pracy,
4. Przełącznik ADF SPEAKER/PHONE –WYBRAĆ położenie: głośnik (SPEAKER) lub słuchawka (PHONE) – WCISNĄĆ.

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 awionicznego nie powoduje żadnych zmian w osiągach samolotu. Jednak zainstalowanie zewnętrznej anteny lub kilku związanych z tym urządzeniem anten spowoduje nieznaczne obniżenie osiągów przelotowych.

SP-KLG

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

UZUPEŁNIENIE 7

RADIOSTACJA CESSNA 300 NAV/COM (720 kanałów - typ RT-385A)

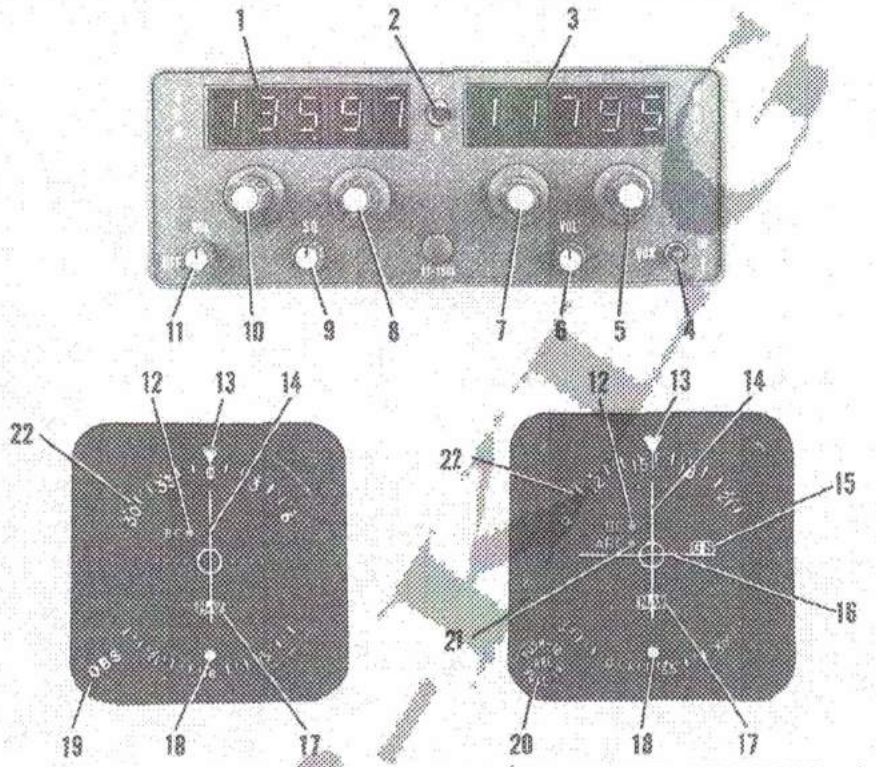
ROZDZIAŁ 1
INFORMACJE OGÓLNE

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 komunikacyjny 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 ogólno - kierunkowych i kierunkowych między 108.00 i 117.95 MHz w odstępach 50 kHz. Obwody potrzebne do interpretacji sygnałów ogólno - kierunkowych i kierunkowych umieszczone są we wskaźniku kursowym. Obie grupy użytkowanych częstotliwości, nawigacyjna i komunikacyjna są pokazywane cyfrowo na wyświetlaczach na przednim pulpicie Nav/Com.

Odbiornik/nadajnik DME, odbiornik r/latarni 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 r/latarni 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 YOR/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 wybieranie przełącznikiem wyboru ułamków częstotliwości komunikacyjnej w odstępach 0.05 MHz pomiędzy 0.025 i 0.975 MHz. W położeniu "O" pozwala na pokazywanie na wyświetlaczu Com częstotliwości komunikacyjnej i wybieranie przełącznikiem wyboru ułamków częstotliwości komunikacyjnej, częstotliwości w odstępach 0.05 MHz pomiędzy 0.000 i 0.950 MHz.

UWAGA

Cyfry "5" lub "0" mogą być odczytywane jako trzecie cyfry dziesiętne, które nie są wyświetlane na wyświetlaczu Com ułamków 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 samo-sprawdzania 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 NATĘZENIA 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 miedzy 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 r/latarni ogólno-kierunkowej lub r/latami kierunkowej.
15. WSKAŹNIK (FLAGA) ŚCIEŻKI PODEJŚCIA ("GS") – Gdy jest widoczna, czerwona flaga GS sygnalizuje, że odbierany sygnał jest niewiarygodny lub nieprawidłowo działa urządzenie. Flaga 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 pokrętłem OBS umożliwia ustawienie żądanego kursu.
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 kursu OBS aby pokazać namiar od r/latarni VOR, utrzymując wskaźnik odchylenia od kursu w położeniu środkowym, z flagą OD (PROM). Funkcja ARC nie działa na częstościach r/latarni kierunkowej.
21. LAMPKA AUTOMATYCZNEGO ŚRODKOWANIA RADIALU (ARC) – Lampka koloru pomarańczowego, świeci gdy korzysta się z funkcji automatycznego środkowania radialu.
22. TARCZA KURSOWA – Wskazuje wybrany kurs VOR pod wskazówką kursową.

Rys. 1 300 Nav/Com (Typ RT-385A). Sterowniki i wskaźniki, (arkusz 3 z 3)

SP-KLG

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 pokrętło tłumienia w kierunku ruchu wskazówek zegara, do momentu, gdy szum stanie się słyszalny - wtedy należy cofnąć nieco do ściszenia się szumu. Tym sposobem uzyskuje się tłumienie automatyczne z praktycznie najniższym progiem. Aby zapewnić optymalny odbiór ustawienie to powinno być okresowo sprawdzane w czasie każdego lotu.

Wszystkie sterowniki Nav/Com za wyjątkiem pokrętła ustawiania namiaru (OBS) lub pokrętła automatycznego środkowania radialu (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 nic powoduje żadnych zmian v ograniczeniach użytkowania samolotu.

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

Zainstalowanie tego urządzenia awionicznego nie powoduje żadnych zmian w procedurach awaryjnych samolotu. Jednak, 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 r/stację 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 działania (nie wpływa na częstotliwości nawigacyjne),
5. Przełącznik wyboru częstotliwości COM – USTAWIC 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 – WYCISNĄĆ i MÓWIĆ do mikrofonu.

UWAGI

Gdy zamontowany jest pulpit przełączania nadajnik/fonia bez markera r/latarni, 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 samo-podsłuchu w głośniku.

Gdy zamontowany jest pulpit sterowania fonią z markerem r/latarni, samo-podsłuch może być wybrany przez przestawienie przełącznika wyboru AUTO w pozycję SPEAKER lub PHONE. Samo-podsłuch może być wyeliminowany przez przestawienie przełącznika wyboru AUTO w pozycję OFF. Regulację samo-podsłuchu można przeprowadzić za pomocą dostępnego pokrętła 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 na żądany tryb,

3. Pokrętło wyboru częstotliwości NAV – USTAWIĆ wymaganą częstotliwość działania,
4. Sterownik NAV VOL – UREGULOWAĆ żądny 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. Pokrętło 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 – WCIŚNĄĆ pokrętło (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 radialu wyłączy się samoczynnie powodując zgaśnięcie lampki ARC.

   c. Dla uzyskania ciągłego namiaru OD stacji VOR – WYCIĄGNĄĆ pokrętło (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. Pokrętło 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. Pokrętło 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. Pokrętło 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 cala 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 osiągach samolotu. Jednak zainstalowanie zewnętrznej anteny lub kilku związanych z tym urządzeniem anten spowoduje nieznaczne obniżenie osiągów przelotowych.

UZUPEŁNIENIE 8

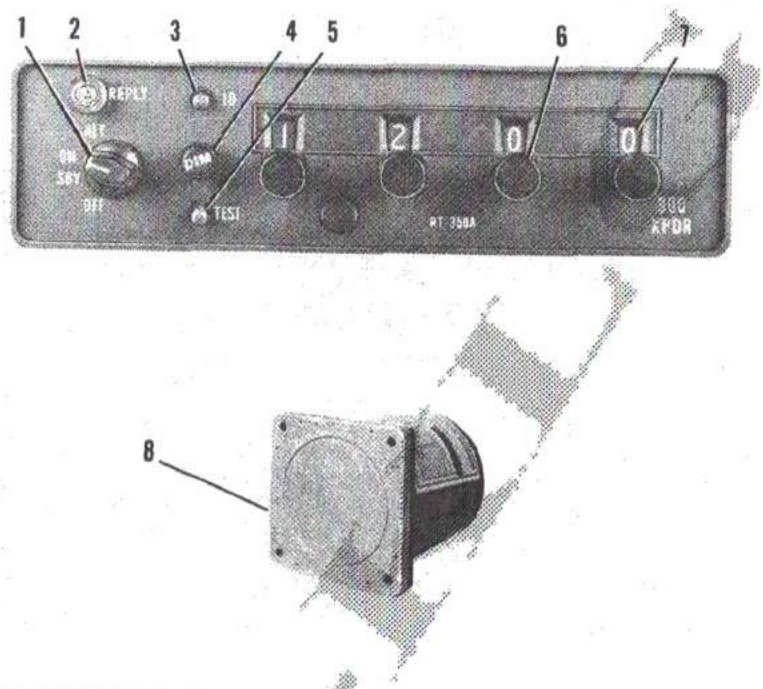
TRANSPONDER CESSNA 300 (typ RT-359A) oraz KODER WYSOKOŚCI (zaślepiony)

ROZDZIAŁ 1
INFORMACJE OGÓLNE

Transponder Cessna 300 (Typ RT-359A), pokazany na rys. 1 stanowi wyposażenie samolotu składające się na System Radarowej Kontroli Ruchu Powietrznego (ATCRBS). Transponder pozwala naziemnemu kontrolerowi ruchu powietrznego „zobaczyć" i zidentyfikować bardziej dokładnie samolot w czasie lotu na ekranie radaru w ośrodku kontroli ruchu lotniczego.

Układ transpondera Cessna 300 składa się z urządzenia umieszczonego na tablicy przyrządów i zamontowanej na zewnętrz 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, wybranych z 4096 możliwych kodów informacyjnych. Opcjonalny system pomiaru wysokości lotu (niestanowiący części standardowego układu transpondera 300) wymagany dla działanie w trybie C (informacja o wysokości), składa się z całkowicie niezależnego, umieszczonego zdalnie digitizatora, podłączonego do układu ciśnienia statycznego, który dostarcza do transpondera zarejestrowaną informację o wysokości. Gdy układ rejestratora wysokości jest sprzężony z układem transpondera 300, transponder może zapewnić podawanie wysokości w odstępach 100 stóp.

Wszystkie sterowniki transpondera Cessna 300 są rozmieszczone na przednim pulpicie sterującym urządzenia. Funkcje użytkowe sterowników opisane są na rys.1.



1. PRZEŁĄCZNIK WYBORU FUNKCJI –Steruje zasilaniem i wybiera tryb działania transpondera w następujący sposób:
   OFF – wyłącza urządzenie.
   SBY – włącza urządzenie dla nagrzania i dostarcza zasilania w trybie oczekiwania
   ON – włącza urządzenie i przestawia transponder na nadawanie impulsów odpowiedzi W trybie A (identyfikacja samolotu).
   ALT – włącza urządzenie i przestawia transponder na wybierane automatycznie przez sygnał zapytania nadawanie impulsów odpowiedzi albo w trybie A (identyfikacja samolotu) albo w trybie C (informacja o wysokości).

2. LAMPKA ODPOWIEDZI – Lampka rozbłyskuje przy nadawaniu impulsów odpowiedzi; świeci światłem ciągłym przy sygnalizacji nadawanie impulsu IDENT lub po pozytywnym wyniku testu samo-sprawdzenia (Lampka odpowiedzi będzie także świecić nieprzerwanie w czasie nagrzewania się).

Rys. l. Sterowniki transpondera Cessna 300 i kodera wysokości (arkusz 1 z 2)

3. PRZEŁĄCZNIK (ID) IDENTYFIKATORA - Gdy jest wyciśnięty, wybiera identyfikator impulsów specjalnych, które będą nadawane wraz z odpowiedzią transpondera, aby spowodować natychmiastową identyfikację samolotu na ekranie kontrolera RL. (Lampka odpowiedzi także będzie świecić się nieprzerwanie w czasie nadawania impulsów IDENT).

4. STEROWNIK (D1M) ŚCIEMNIACZA – Pozwala pilotowi na dobór jasności świecenia lampki odpowiedzi.

5. WŁĄCZNIK AUTO-TESTU (TST) – Gdy jest wyciśnięty powoduje że transponder generuje sygnały zapytania kierowane do siebie samego, aby umożliwić sprawdzenie działania (lampka odpowiedzi będzie świecić się nieprzerwanie przy wykonywaniu autotestu).

6. POKRĘTŁA WYBORU KODU ODPOWIEDZI (4) – Wybierają przypisany tryb A kodu odpowiedzi.

7. WSKAŹNIKI KODU ODPOWIEDZI (4) – Wyświetlają wybrany tryb A kodu odpowiedzi.

8. DIGITIZER UMIESZCZONY ZDALNIE – Zapewnia podawanie zakodowanej wysokości w zakresie od -1000 stóp do pułapu praktycznego samolotu.

Rys. l. Sterowniki transpondera Cessna 300 i kodera wysokości (arkusz 2 z 2)

SP-KLG

ROZDZIAŁ 2
OGRANICZENIA

Zainstalowanie tego wyposażenia awionicznego nic powoduje żadnych zmian w ograniczeniach samolotu. Jednak, poniższa informacja musi być umieszczona w formie tabliczki informacyjnej w pobliżu wysokościomierza

ALTITUDE ENCODER EQUIPPED	WYPOSAŻONY W KODER WYSOKOŚCI

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

DO NADANIA SYGNAŁ NIEBEZPIECZEŃSTWA:

1. Przełącznik wyboru funkcji – ON,
2. Pokrętło wyboru kodu odpowiedzi – USTAWIĆ kod pracy 7700.

DO NADANIA SYGNAŁU ODPOWIADAJĄCEGO CAŁKOWITEJ UTRACIE ŁĄCZNOŚCI (W OBSZARZE KONTROLOWANYM)

1. Przełącznik wyboru funkcji – ON,
2. Pokrętło 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

PRZED STARTEM:

1. Przełącznik wyboru funkcji – SBY,

DO NADANIA KODU W CZASIE LOTU W TRYBIE A (IDENTYFIKACJA POZYCJI SAMOLOTU)

1. Pokrętło wyboru kodu odpowiedzi – USTAWIĆ odpowiedni kod pracy,

2. Przełącznik wyboru funkcji – ON,
3. Sterowanie DIM – UREGULOWAĆ jasność świecenia lampki odpowiedzi.

UWAGA

W czasie normalnego działania przy przełączniku funkcji w położeniu ON, lampka odpowiedzi (REPLY) ROZBŁYSKUJE wskazując, że transponder odpowiada na zapytania

4. Przycisk ID – NACISNĄĆ chwilowo, po otrzymaniu polecenia od kontrolera RL, aby „nadać IDENT" (lampka odpowiedzi (REPLY) będzie świecić się ciągle, wskazując działanie IDENT transpondera).

DO NADANIA KODU W CZASIE LOTU W TRYBIE C (INFORMACJA O WYSOKOŚCI LOTU)

1. Pokrętła wyboru kodu odpowiedzi – USTAWIĆ przypisany kod pracy.
2. Przełącznik wyboru funkcji – ALT.

UWAGA

Po otrzymaniu od kontrolera RL polecenia „zaprzestać nadawania wysokości", przestawić przełącznik wyboru funkcji na ON dla działania tylko w trybie A .

UWAGA

Transponder nadaje wysokość barometryczną standardową, a przeliczanie na wysokość rzeczywistą dokonywane jest przez komputery kontroli ruchu powietrznego. Sygnał nadawanej wysokości będzie zgodny z wysokością wskazywaną, tylko wtedy, gdy ustawienie miejscowego wysokościomierza używanego przez kontrolę RL będzie identyczne z ustawieniem wysokościomierza w samolocie.

3. Sterowanie DIM – UREGULOWAĆ jasność świecenia lampki odpowiedzi.

DO PRZEPROWADZENIA AUTO-TESTU DZIAŁANIATRANSPONDERA

1. Przełącznik wyboru funkcji – SBY i odczekać 30 s dla nagrzania się urządzenia,
2. Przełącznik wyboru funkcji – ON lub ALT,
3. Przycisk TST – NACISNĄĆ (Lampka odpowiedzi powinna świecić się z pełną jasnością, bez względu na ustawienie sterownika DIM),
4. Przycisk TST – ZWOLNIĆ dla działania normalnego.

ROZDZIAŁ 5
OSIĄGI

Zamontowanie tego urządzenia awionicznego nie powoduje żadnych zmian w osiągach samolotu. Jednak instalacja umieszczonej zewnętrznie anteny lub odpowiednio zestawu anten zewnętrznych może spowodować nieznaczne zmniejszenie osiągów przelotowych.

SP-KLG

UZUPEŁNIENIE 9

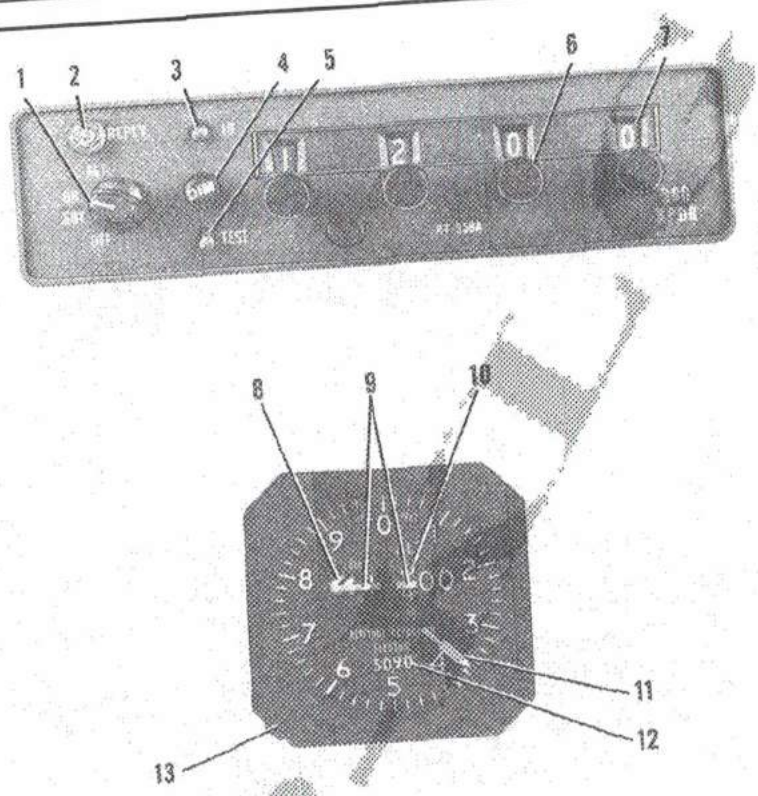
TRANSPONDER CESSNA 300 (typ RT-359A) oraz WYSOKOŚCIOMIERZ KODUJĄCY (typ EA-401A)

ROZDZIAŁ 1
INFORMACJE OGÓLNE

Transponder Cessna 300 (Typ RT-359A), pokazany na rys. 1 stanowi wyposażenie samolotu składające się na System Radarowej Kontroli Ruchu Powietrznego (ATCRBS). Transponder pozwala naziemnemu kontrolerowi ruchu powietrznego „zobaczyć" i zidentyfikować bardziej dokładnie samolot w czasie lotu na ekranie radaru w ośrodku kontroli ruchu lotniczego.

Układ transpondera Cessna 300 składa się z urządzenia umieszczonego na tablicy przyrządów i zamontowanej na zewnętrz 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, wybranych z 4096 możliwych kodów informacyjnych. Gdy do konfiguracji awioniki włączony jest montowany na tablicy przyrządów opcjonalny wysokościomierz EA-5401A (nie stanowiący części standardowego układu transpondera 300), transpondera może zapewnić podawanie informacji o wysokości w odstępach 100 stóp.

Wszystkie sterowniki transpondera Cessna 300 za wyjątkiem pokrętła nastawiania wysokościomierza są rozmieszczone na przednim pulpicie sterującym urządzenia. Funkcje użytkowe sterowników opisane są na rys.1.



1. PRZEŁĄCZNIK WYBORU FUNKCJI –Steruje zasilaniem i wybiera tryb działania transpondera w następujący sposób:
   OFF – wyłącza urządzenie.
   SBY – włącza urządzenie dla nagrzania i dostarcza zasilania w trybie oczekiwania
   ON – włącza urządzenie i przestawia transponder na nadawanie impulsów odpowiedzi W trybie A (identyfikacja samolotu).
   ALT – włącza urządzenie i przestawia transponder na wybierane automatycznie przez sygnał zapytania nadawanie impulsów odpowiedzi albo w trybie A (identyfikacja samolotu) albo w trybie C (informacja o wysokości).

2. LAMPKA ODPOWIEDZI – Lampka rozbłyskuje przy nadawaniu impulsów odpowiedzi; świeci światłem ciągłym przy sygnalizacji nadawanie impulsu IDENT lub po pozytywnym wyniku testu samo-sprawdzenia (Lampka odpowiedzi będzie także świecić nieprzerwanie w czasie nagrzewania się).

Rys. l. Sterowniki transpondera Cessna 300 i wysokościomierza kodującego (arkusz l z 2)

3. PRZEŁĄCZNIK (ID) IDENTYFIKATORA - Gdy jest wyciśnięty, wybiera identyfikator impulsów specjalnych, które będą nadawane wraz z odpowiedzią transpondera, aby spowodować natychmiastową identyfikację samolotu na ekranie kontrolera RL. (Lampka odpowiedzi także będzie świecić się nieprzerwanie w czasie nadawania impulsów IDENT).
4. STEROWNIK (D1M) ŚCIEMNIACZA – Pozwala pilotowi na dobór jasności świecenia lampki odpowiedzi.
5. WŁĄCZNIK AUTO-TESTU (TST) – Gdy jest wyciśnięty powoduje że transponder generuje sygnały zapytania kierowane do siebie samego, aby umożliwić sprawdzenie działania (lampka odpowiedzi będzie świecić się nieprzerwanie przy wykonywaniu autotestu).
6. POKRĘTŁA WYBORU KODU ODPOWIEDZI (4) – Wybierają przypisany tryb A kodu odpowiedzi.
7. WSKAŹNIKI KODU ODPOWIEDZI (4) – Wyświetlają wybrany tryb A kodu odpowiedzi.
8. WSKAŹNIK BĘBNOWY 1000 STÓP – Zapewnia cyfrowy odczyt wysokości w przedziałach 1000 stóp między 100 stóp i 35000 stóp. Gdy wysokość jest poniżej 10 000 stóp, pojawia się flaga z paskami poprzecznymi w oknie 10 000 stóp.
9. WSKAŹNIK OSTRZEGAWCZY WYŁĄCZENIA – Gdy do wysokościomierza nie jest dostarczane zasilanie pojawia się wskaźnik w poprzek wskazań wysokości, dla informacji że odczyt nie jest pewny wiarygodny.
10. WSKAŹNIK BĘBNOWY 100 STÓP – Zapewnia cyfrowy odczyt wysokości w przedziałach 100 stóp między 0 stóp i 1000 stóp.
11. WSKAZÓWKA WSKAŹNIKA 20 STÓP – Wskazuje wysokość w przedziałach 20 stóp między 0 stóp i 1000 stóp.
12. WSKAŹNIK USTAWIENIA WYSOKOŚCI TYPU BĘBNOWEGO – Wskazuje wybrane ustawienie poziomu barometrycznego odniesienia wysokościomierza w zakresie od 27.9 do 31.0 cali Hg na wysokościomierzu standardowym lub od 950 do 1050 HPa na wysokościomierzu opcjonalnym.
13. POKRĘTŁO USTAWIENIA WYSOKOŚCIOMIERZA – Umożliwia ustawienie poziomu barometrycznego odniesienia wysokościomierza w zakresie od 27.9 do 31.0 cali Hg na wysokościomierzu standardowym lub od 950 do 1050 HPa na wysokościomierzu opcjonalnym

Rys. l. Sterowniki transpondera Cessna 300 i wysokościomierza kodującego (arkusz 2 z 2)

ROZDZIAŁ 2
OGRANICZENIA

Zainstalowanie tego wyposażenia awionicznego nie powoduje żadnych zmian w ograniczeniach samolotu. Jednakże kodujący wysokościomierz użyty w tej instalacji posiada wymagania takie jak wysokościomierz standardowy montowany do instalacji jako wysokościomierz dodatkowy.

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

DLA NADANIA SYGNAŁU NIEBEZPIECZEŃSTWA:

1. Przełącznik wyboru funkcji – ON,
2. Pokrętło wyboru kodu odpowiedzi – USTAWIĆ kod pracy 7700

DO NADANIA SYGNAŁU ODPOWIADAJĄCEGO CAŁKOWITEJ UTRACIE ŁĄCZNOŚCI (W OBSZARZE KONTROLOWANYM)

1. Przełącznik wyboru funkcji – ON,
2. Pokrętło 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

PRZED STARTEM

1. Przełącznik wyboru funkcji – SBY,

DO NADANIA KODU W CZASIE LOTU W TRYBIE A (IDENTYFIKACJA POZYCJI SAMOLOTU)

1. Pokrętło wyboru kodu odpowiedzi – USTAWIĆ odpowiedni kod pracy,
2. Przełącznik wyboru funkcji – ON,
3. Sterowanie DIM – UREGULOWAĆ jasność świecenia lampki odpowiedzi.

   UWAGA

   W czasie normalnego działania przy przełączniku funkcji w położeniu ON, lampka odpowiedzi (REPLY) ROZBŁYSKUJE wskazując, że transponder odpowiada na zapytania

4. Przycisk ID – NACISNĄĆ chwilowo, po otrzymaniu polecenia od kontrolera RL, aby „nadać 1DENT" (lampka odpowiedzi, (REPLY) będzie świecić się ciągle, wskazując działanie IDENT transpondera)

DO NADANIA KODU W CZASIE LOTU W TRYBIE C (INFORMACJA O WYSOKOŚCI LOTU)

1. Flaga sygnalizacji stanu awaryjnego – SPRAWDZIĆ czy nie jest ukazywana flaga na wysokościomierzu kodującym,
2. Pokrętło ustawiania wysokości wysokościomierza kodującego – USTAWIĆ wysokościomierz,
3. Pokrętła wyboru kodu odpowiedzi – USTAWIĆ przypisany kod pracy.
4. Przełącznik wyboru funkcji – ALT.

UWAGA

Po otrzymaniu od kontrolera RL polecenia „zaprzestać nadawania wysokości", przestawić przełącznik wyboru funkcji na ON dla działania tylko w trybie A.

UWAGA

Transponder nadaje wysokość barometryczną standardową, a przeliczanie na wysokość rzeczywistą dokonywane jest przez komputery kontroli ruchu powietrznego. Sygnał nadawanej wysokości będzie zgodny z wysokością wskazywaną, tylko wtedy, gdy ustawienie miejscowego wysokościomierza używanego przez kontrolę RL będzie identyczne z ustawieniem wysokościomierza w samolocie.

5. Sterowanie DIM – UREGULOWAĆ jasność świecenia lampki odpowiedzi.

DO PRZEPROWADZENIA AUTO-TESTU DZIAŁANIATRANSPONDERA

1. Przełącznik wyboru funkcji – SBY i odczekać 30 s dla nagrzania się urządzenia,
2. Przełącznik wyboru funkcji – ON lub ALT,
3. Przycisk TST – NACISNĄĆ (Lampka odpowiedzi powinna świecić się z pełną jasnością, bez względu na ustawienie sterownika DIM),
4. Przycisk TST – ZWOLNIĆ dla działania normalnego.

ROZDZIAŁ 5
OSIĄGI

Zainstalowanie tego urządzenia awionicznego nie powoduje zmian w osiągach samolotu. Jednak instalacja umieszczonej zewnętrznie anteny lub odpowiednio zestawu anten zewnętrznych może spowodować nieznaczne zmniejszenie osiągów przelotowych.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

UZUPEŁNIENIE 10

WSKAŹNIK ŚCIEŻKI PODEJŚCIA CESSNA 400 (typ R-443B)

ROZDZIAŁ 1
INFORMACJE OGÓLNE

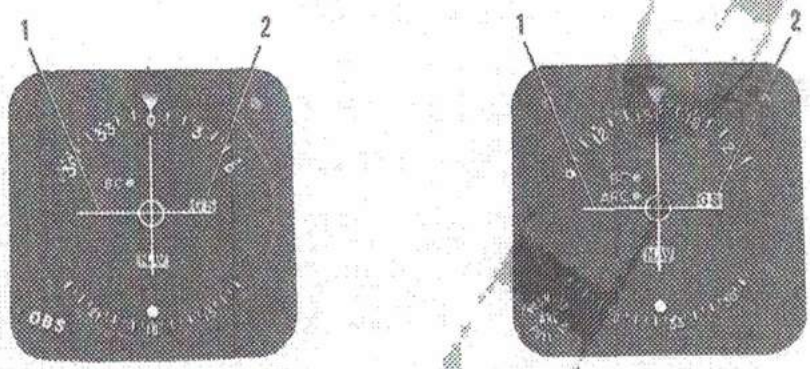
Odbiornik ścieżki schodzenia Cessna 400 jest wykorzystywanym w lotach odbiornikiem, który odbiera i przetwarza sygnały r/latarni ścieżki podejścia naziemnego systemu lądowania przyrządowego (ILS). Stosowany jest wraz z funkcją lokalizacji systemu nawigacyjnego VHF, podczas podejścia przyrządowego do 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 częstotliwości 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 400 Nav/Com (odbiornik nawigacyjno-komunikacyjny) 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. Pokrętło 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 słyszalności, aby potwierdzić ustawienie właściwej radiolatarni kierunkowej.

PRZESTROGA

Gdy widoczna jest flaga "OFF" lub "GS", wskazania ścieżki schodzenia są nieużyteczne.

ROZDZIAŁ 5
OSIĄGI

Nie ma zmian w osiągach samolotu po zamontowaniu tego wyposażenia awionicznego

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIEZAPISANA

SP-KLG

UZUPEŁNIENIE 11

MARKER R/LATARNI CESSNA 400 (typ R-402A)

ROZDZIAŁ 1
INFORMACJE OGÓLNE

Układ składa się z 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 urządzenia składają się z dwu-, trzy- pozycyjnych przełączników. Jeden z przełączników opisany „HIGH/LO/MUTE" pozwala pilotowi na wybieranie czułości HIGH-LO i wyciszanie fonii markera r/latarni na około 30 s dla umożliwienia słyszalności odbieranej korespondencji radiowej bez zakłóceń przez marker r/latarni. Słyszalność tonów markera jest automatycznie przywracana po okresie 30 s 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 r/latarni.

Kolejny trój-pozycyjny 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.

Jeżeli sterowanie markerem r/latarni Cessna 400 współpracuje z pulpitem sterowania fonią obejmującym dwa lub mniej nadajników, to potencjometry do regulacji poziomu fonii markera r/latarni 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.

Sterowniki eksploatacyjne oraz sygnalizatory świetlne są pokazane i opisane na rys. 1.

UKŁADY WSPOMAGAJĄCE MARKERÓW

MARKER	ROZPOZNAWANIE DŹWIĘKU IDENTYFIKACYJNY	ŚWIATŁO *
Wewnętrzny i wachlarzowy	Ciągły 6 uderzeń/s (3000Hz)	Białe
Środkowy	Zmienne uderzenia i przerywane (1300 Hz)	Bursztynowe
Zewnętrzny	2 przerwania/s (400 Hz)	Niebieskie

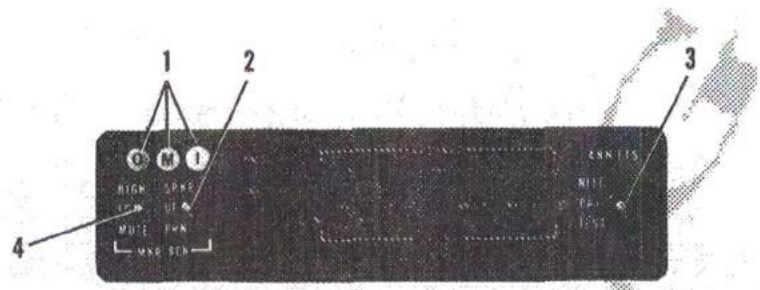
* Kiedy rozpoznawane dźwięki są nastrojone, poszczególne światła sygnalizacyjne będą odpowiednio migotać.

ROZDZIAŁ 2
OGRANICZENIA

Nie ma ograniczeń po zamontowaniu tego urządzenia awionicznego na samolocie.

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

Nie ma zmian w procedurach awaryjnych samolotu po zamontowaniu tego urządzenia awionicznego.



1. LAMPKI ŚWIETLNEJ SYGNALIZACJI PRZYZEWOWEJ MARKERA.
   ZEWNĘTRZNA (OUTER) – Lampka koloru niebieskiego. Świeci podczas przelotu nad markerem zewnętrznej r/latarni.
   ŚRODKOWA – Lampka koloru bursztynowego. Świeci podczas przelotu nad markerem środkowej r/latarni.
   WEWNĘTRZNA i WACHLARZOWA – Lampka koloru białego. Świeci podczas przelotu nad markerem wewnętrznej lub wachlarzowej r/latarni.
2. PRZEŁĄCZNIK GŁOŚNIK / SŁUCHAWKA (SPKR/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
   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. l. Sterowniki i lampki sygnalizacyjne markera radiolatarni Cessna 400.

ROZDZIAŁ 4
PROCEDURY NORMALNE

ABY ROZPOCZĄĆ DZIAŁANIE:

1. Przełącznik wyboru SPKR/OFF/PHN) – USTAWIĆ odbiór fonii przez głośnik lub słuchawki. Ustawienie w wybranej pozycji będzie włączać urządzenie.
2. Przełącznik wyboru NITE/DAY/TEST – USTAWIĆ 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 HIGH przy locie w drodze lotniczej lub LO przy podejściu według ILS,

UWAGA

NACISNĄĆ przycisk MUTE dla spowodowania na przeciąg około 30 s blokady odbioru fonicznego sygnałów markera r/latarni. Identyfikator fonii markera r/latarni automatycznie przywraca fonię pod koniec okresu ściszenia.

UWAGA

Na skutek krótkiej typowej odległości pomiędzy środkowym i wewnętrznym markerem, identyfikacja fonii wewnętrznego markera może niebyt możliwa, jeżeli ściszenie i aktywacja odbywa się nad środkowym markierem.

ROZDZIAŁ 5
OSIĄGI

Zainstalowanie tego urządzenia awionicznego nie powoduje zmian w osiągach samolotu. Jednak instalacja umieszczonej zewnętrznie anteny lub odpowiednio zestawu anten zewnętrznych może spowodować nieznaczne zmniejszenie osiągów przelotowych

UZUPEŁNIENIE 12

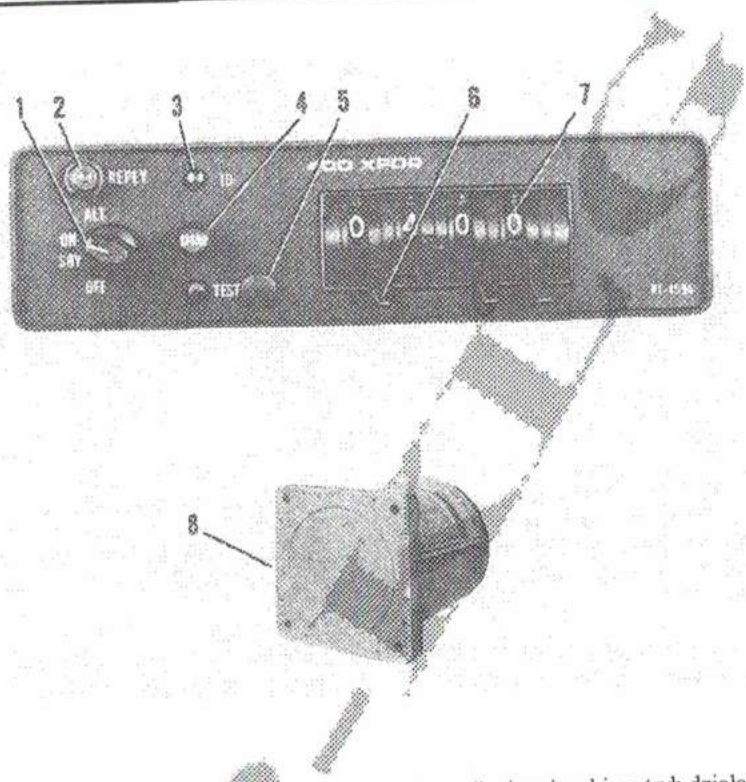
TRANSPONDER 400 (typ RT-459A) oraz KODER WYSOKOŚCI (zaślepiony)

ROZDZIAŁ 1
INFORMACJE OGÓLNE

Transponder Cessna 400 (Typ RT-459A), pokazany na rys. 1 stanowi wyposażenie samolotu składające się na System Radarowej Kontroli Ruchu Powietrznego (ATCRBS). Transponder pozwala naziemnemu kontrolerowi ruchu powietrznego „zobaczyć" i zidentyfikować bardziej dokładnie samolot w czasie lotu na ekranie radaru w ośrodku kontroli ruchu lotniczego.

Układ transpondera Cessna 400 składa się z urządzenia umieszczonego na tablicy przyrządów i zamontowanej na zewnętrz 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, wybranych z 4096 możliwych kodów informacyjnych. Opcjonalny system pomiaru wysokości lotu (nie stanowiący części standardowego układu transpondera 400) wymagany dla działanie w trybie C (informacja o wysokości), składa się z całkowicie niezależnego, umieszczonego zdalnie digitizatora, podłączonego do układu ciśnienia statycznego, który dostarcza do transpondera zarejestrowaną informację o wysokości. Gdy układ rejestratora wysokości jest sprzężony z układem transpondera 400, transponder może zapewnić podawanie wysokości w odstępach 100 stóp pomiędzy wysokością -1000 stóp a pułapem praktycznym samolotu.

Wszystkie sterowniki transpondera Cessna 400 są rozmieszczone na przednim pulpicie sterującym urządzenia. Funkcje użytkowe sterowników opisane są na rys.1.



1. PRZEŁĄCZNIK WYBORU FUNKCJI –Steruje zasilaniem i wybiera tryb działania transpondera w następujący sposób:
   OFF – wyłącza urządzenie.
   SBY – włącza urządzenie dla nagrzania i dostarcza zasilania w trybie oczekiwania
   ON – włącza urządzenie i przestawia transponder na nadawanie impulsów odpowiedzi W trybie A (identyfikacja samolotu).
   ALT – włącza urządzenie i przestawia transponder na wybierane automatycznie przez sygnał zapytania nadawanie impulsów odpowiedzi albo w trybie A (identyfikacja samolotu) albo w trybie C (informacja o wysokości).

2. LAMPKA ODPOWIEDZI – Lampka rozbłyskuje przy nadawaniu impulsów odpowiedzi; świeci światłem ciągłym przy sygnalizacji nadawanie impulsu IDENT lub po pozytywnym wyniku testu samo-sprawdzenia (Lampka odpowiedzi będzie także świecić nieprzerwanie w czasie nagrzewania się).

Rys. l. Sterowniki transpondera Cessna 400 i kodera wysokości (arkusz 1 z 2)

3. PRZEŁĄCZNIK (ID) IDENTYFIKATORA - Gdy jest wyciśnięty, wybiera identyfikator impulsów specjalnych, które będą nadawane wraz z odpowiedzią transpondera, aby spowodować natychmiastową identyfikację samolotu na ekranie kontrolera RL. (Lampka odpowiedzi także będzie świecić się nieprzerwanie w czasie nadawania impulsów IDENT).

4. STEROWNIK (D1M) ŚCIEMNIACZA – Pozwala pilotowi na dobór jasności świecenia lampki odpowiedzi.

5. WŁĄCZNIK AUTO-TESTU (TST) – Gdy jest wyciśnięty powoduje że transponder generuje sygnały zapytania kierowane do siebie samego, aby umożliwić sprawdzenie działania (lampka odpowiedzi będzie świecić się nieprzerwanie przy wykonywaniu autotestu).

6. POKRĘTŁA WYBORU KODU ODPOWIEDZI (4) – Wybierają przypisany tryb A kodu odpowiedzi.

7. WSKAŹNIKI KODU ODPOWIEDZI (4) – Wyświetlają wybrany tryb A kodu odpowiedzi.

8. DIGITIZER UMIESZCZONY ZDALNIE – Zapewnia podawanie zakodowanej wysokości w zakresie od -1000 stóp do pułapu praktycznego samolotu.

Rys. l. Sterowniki transpondera Cessna 300 i kodera wysokości (arkusz 2 z 2)

SP-KLG

ROZDZIAŁ 2
OGRANICZENIA

Zainstalowanie tego wyposażenia awionicznego nic powoduje żadnych zmian w ograniczeniach samolotu. Jednak, poniższa informacja musi być umieszczona w formie tabliczki informacyjnej w pobliżu wysokościomierza

ALTITUDE ENCODER EQUIPPED	WYPOSAŻONY W KODER WYSOKOŚCI

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

DO NADANIA SYGNAŁ NIEBEZPIECZEŃSTWA:

1. Przełącznik wyboru funkcji – ON,
2. Pokrętło wyboru kodu odpowiedzi – USTAWIĆ kod pracy 7700.

DO NADANIA SYGNAŁU ODPOWIADAJĄCEGO CAŁKOWITEJ UTRACIE ŁĄCZNOŚCI (W OBSZARZE KONTROLOWANYM)

1. Przełącznik wyboru funkcji – ON,
2. Pokrętło 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

PRZED STARTEM

1. Przełącznik wyboru funkcji – SBY,

DO NADANIA KODU W CZASIE LOTU W TRYBIE A (IDENTYFIKACJA POZYCJI SAMOLOTU)

1. Pokrętło wyboru kodu odpowiedzi – USTAWIĆ odpowiedni kod pracy,

2. Przełącznik wyboru funkcji – ON,
3. Sterowanie DIM – UREGULOWAĆ jasność świecenia lampki odpowiedzi.

UWAGA

W czasie normalnego działania przy przełączniku funkcji w położeniu ON, lampka odpowiedzi rozbłyskuje wskazując, że transponder odpowiada na zapytania

4. Przycisk ID lub XPDR IDENT – NACISNĄĆ chwilowo, po otrzymaniu polecenia od kontrolera RL, aby „nadać IDENT" (lampka odpowiedzi będzie świecić się ciągle, wskazując działanie IDENT transpondera)

DO NADANIA KODU W CZASIE LOTU W TRYBIE C (INFORMACJA O WYSOKOŚCI LOTU)

1. Pokrętła wyboru kodu odpowiedzi – USTAWIĆ przypisany kod pracy.
2. Przełącznik wyboru funkcji – ALT.

UWAGA

Po otrzymaniu od kontrolera RL polecenia „zaprzestać nadawania wysokości", przestawić przełącznik wyboru funkcji na ON dla działania tylko w trybie A.

UWAGA

Transponder nadaje wysokość barometryczną standardową, a przeliczanie na wysokość rzeczywistą dokonywane jest przez komputery kontroli ruchu powietrznego. Sygnał nadawanej wysokości będzie zgodny z wysokością wskazywaną, tylko wtedy, gdy ustawienie miejscowego wysokościomierza używanego przez kontrolę RL będzie identyczne z ustawieniem wysokościomierza w samolocie.

3. Sterowanie DIM – UREGULOWAĆ jasność świecenia lampki odpowiedzi.

DO PRZEPROWADZENIA AUTO-TESTU DZIAŁANIATRANSPONDERA

1. Przełącznik wyboru funkcji – SBY i odczekać 30 s dla nagrzania się urządzenia,
2. Przełącznik wyboru funkcji – ON,
3. Przycisk TST – NACISNĄĆ (Lampka odpowiedzi powinna świecić się z pełną jasnością, bez względu na ustawienie sterownika DIM),
4. Przycisk TEST – ZWOLNIĆ dla działania normalnego.

ROZDZIAŁ 5
OSIĄGI

Zainstalowanie tego urządzenia awionicznego nie powoduje zmian w osiągach samolotu. Jednak instalacja umieszczonej zewnętrznie anteny lub odpowiednio zestawu anten zewnętrznych może spowodować nieznaczne zmniejszenie osiągów przelotowych.

SP-KLG

UZUPEŁNIENIE 13

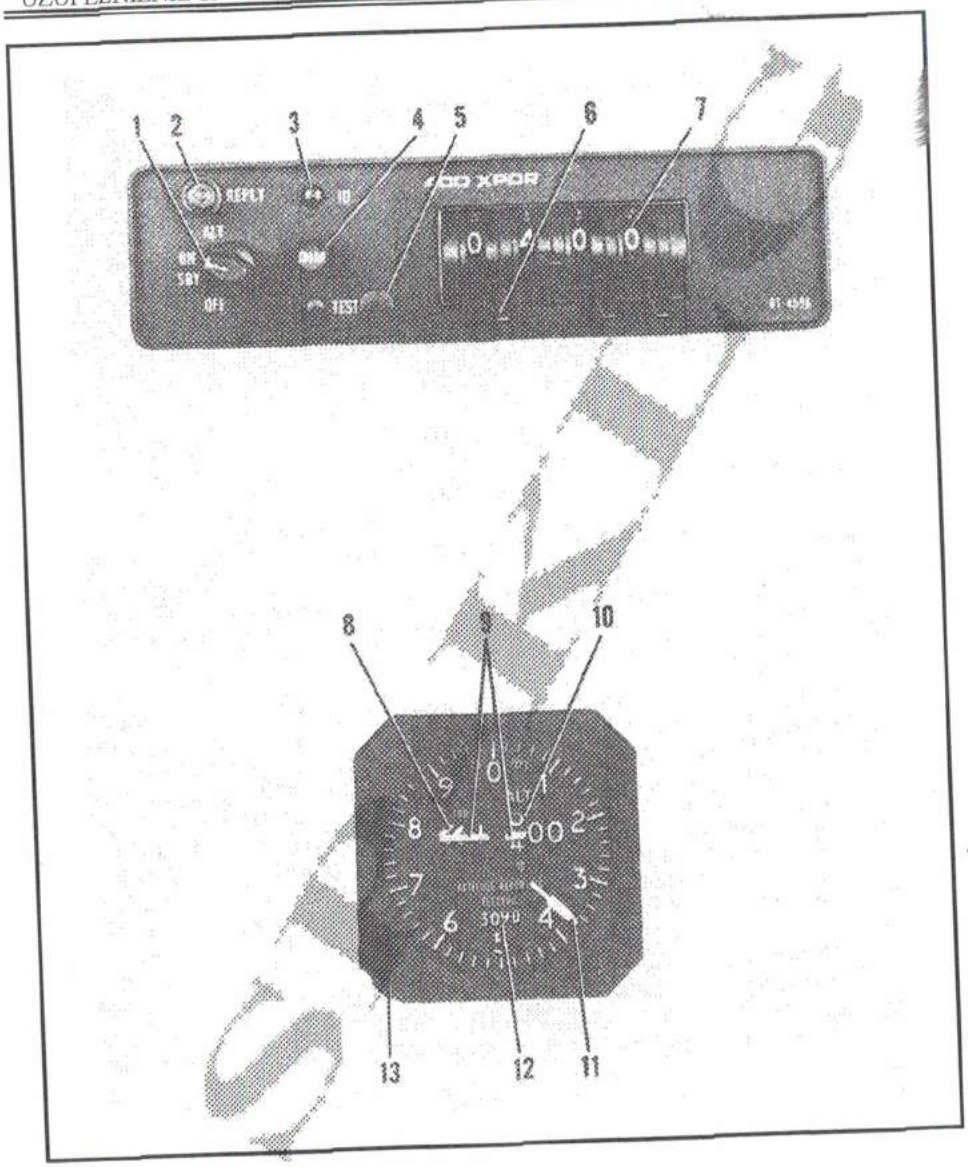
TRANSPONDER CESSNA 400 (typ RT-459A) oraz WYSOKOŚCIOMIERZ KODUJĄCY (typ EA-401A)

ROZDZIAŁ 1
INFORMACJE OGÓLNE

Transponder Cessna 400 (Typ RT-459A), pokazany na rys. 1 stanowi wyposażenie samolotu składające się na System Radarowej Kontroli Ruchu Powietrznego (ATCRBS). Transponder pozwala naziemnemu kontrolerowi ruchu powietrznego „zobaczyć" i zidentyfikować bardziej dokładnie samolot w czasie lotu na ekranie radaru w ośrodku kontroli ruchu lotniczego.

Układ transpondera Cessna 300 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, wybranych z 4096 możliwych kodów informacyjnych. Gdy do konfiguracji awioniki włączony jest montowany na tablicy przyrządów opcjonalny wysokościomierz EA-5401A (nie stanowiący części standardowego układu transpondera 400), transpondera może zapewnić podawanie informacji o wysokości w odstępach 100 stóp od wysokości -1000 stóp do 35 000 stóp.

Wszystkie sterowniki transpondera Cessna 300 za wyjątkiem pokrętła nastawiania wysokościomierza są rozmieszczone na przednim pulpicie sterującym urządzenia. Pokrętło ustawiania wysokościomierza znajduje się w wysokościomierzu kodującym. Funkcje użytkowe sterowników opisane są na rys.1.



Rys. l. Sterowniki transpondera Cessna 400 i wysokościomierza kodującego (arkusz l z 2)

1. PRZEŁĄCZNIK WYBORU FUNKCJI –Steruje zasilaniem i wybiera tryb działania transpondera w następujący sposób:
   OFF – wyłącza urządzenie,
   SBY – włącza urządzenie dla nagrzania i dostarcza zasilania w trybie oczekiwania
   ON – włącza urządzenie i przestawia transponder na nadawanie impulsów odpowiedzi W trybie A (identyfikacja samolotu).
   ALT – włącza urządzenie i przestawia transponder na wybierane automatycznie przez sygnał zapytania nadawanie impulsów odpowiedzi albo w trybie A (identyfikacja samolotu) albo w trybie C (informacja o wysokości).
2. LAMPKA ODPOWIEDZI – Lampka rozbłyskuje przy nadawaniu impulsów odpowiedzi; świeci światłem ciągłym przy sygnalizacji nadawanie impulsu IDENT lub po pozytywnym wyniku testu samo-sprawdzenia (Lampka odpowiedzi będzie także świecić nieprzerwanie w czasie nagrzewania się).
3. PRZEŁĄCZNIK (ID) IDENTYFIKATORA - Gdy jest wyciśnięty, wybiera identyfikator impulsów specjalnych, które będą nadawane wraz z odpowiedzią transpondera, aby spowodować natychmiastową identyfikację samolotu na ekranie kontrolera RL. (Lampka odpowiedzi także będzie świecić się nieprzerwanie w czasie nadawania impulsów IDENT).
4. STEROWNIK (D1M) ŚCIEMNIACZA – Pozwala pilotowi na dobór jasności świecenia lampki odpowiedzi.
5. WŁĄCZNIK AUTO-TESTU (TST) – Gdy jest wyciśnięty powoduje że transponder generuje sygnały zapytania kierowane do siebie samego, aby umożliwić sprawdzenie działania (lampka odpowiedzi będzie świecić się ciągle przy wykonywaniu autotestu).
6. POKRĘTŁA WYBORU KODU ODPOWIEDZI (4) – Wybierają przypisany tryb A kodu odpowiedzi.
7. WSKAŹNIKI KODU ODPOWIEDZI (4) – Wyświetlają wybrany tryb A kodu odzewu,.
8. WSKAŹNIK BĘBNOWY 1000 STÓP – Zapewnia cyfrowy odczyt wysokości w przedziałach 1000 stóp między 100 stóp i 35000 stóp. Gdy wysokość jest poniżej 10 000 stóp, pojawia się flaga z paskami poprzecznymi w oknie 10 000 stóp.
9. WSKAŹNIK OSTRZEGAWCZY WYŁĄCZENIA – Gdy do wysokościomierza nie jest dostarczane zasilanie pojawia się wskaźnik w poprzek wskazań wysokości, dla informacji że odczyt nie jest pewny wiarygodny,
10. WSKAŹNIK BĘBNOWY 100 STÓP – Zapewnia cyfrowy odczyt wysokości w przedziałach 100 stóp między 0 stóp i 1000 stóp.
11. WSKAZÓWKA WSKAŹNIKA 20 STÓP – Wskazuje wysokość w przedziałach 20 stóp między 0 stóp i 1000 stóp.
12. WSKAŹNIK USTAWIENIA WYSOKOŚCI TYPU BĘBNOWEGO – Wskazuje wybrane ustawienie poziomu barometrycznego odniesienia wysokościomierza w zakresie od 27.9 do 31.0 cali Hg na wysokościomierzu standardowym lub od 950 do 1050 hPa na wysokościomierzu opcjonalnym.
13. POKRĘTŁO USTAWIENIA WYSOKOŚCIOMIERZA – Umożliwia ustawienie poziomu barometrycznego odniesienia wysokościomierza w zakresie od 27.9 do 31.0 cali Hg na wysokościomierzu standardowym lub od 950 do 1050 HPa na wysokościomierzu opcjonalnym

Rys. l. Sterowniki transpondera Cessna 400 i wysokościomierza kodującego (arkusz 2 z 2)

ROZDZIAŁ 2
OGRANICZENIA

Zainstalowanie tego wyposażenia awionicznego nie powoduje żadnych zmian w ograniczeniach samolotu. Jednakże kodujący wysokościomierz użyty w tej instalacji posiada wymagania takie jak wysokościomierz standardowy montowany do instalacji jako wysokościomierz dodatkowy.

ROZDZIAŁ 3
PROCEDURY AWARYJNE

DLA NADANIA SYGNAŁU NIEBEZPIECZEŃSTWA:

1. Przełącznik wyboru funkcji – ON,
2. Pokrętło wyboru kodu odpowiedzi – USTAWIĆ kod pracy 7700

DO NADANIA SYGNAŁU ODPOWIADAJĄCEGO CAŁKOWITEJ UTRACIE ŁĄCZNOŚCI (W OBSZARZE KONTROLOWANYM)

1. Przełącznik wyboru funkcji – ON,
2. Pokrętło 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

PRZED STARTEM

1. Przełącznik wyboru funkcji – SBY,

DO NADANIA KODU W CZASIE LOTU W TRYBIE A (IDENTYFIKACJA POZYCJI SAMOLOTU)

1. Pokrętło wyboru kodu odpowiedzi – USTAWIĆ odpowiedni kod pracy,
2. Przełącznik wyboru funkcji – ON,
3. Sterowanie DIM – UREGULOWAĆ jasność świecenia lampki odpowiedzi.

UWAGA

W czasie normalnego działania przy przełączniku funkcji w położeniu ON, lampka odpowiedzi (REPLY) ROZBŁYSKUJE wskazując, że transponder odpowiada na zapytania

4. Przycisk ID – NACISNĄĆ chwilowo, po otrzymaniu polecenia od kontrolera RL, aby „nadać 1DENT" (lampka odpowiedzi, (REPLY) będzie świecić się ciągle, wskazując działanie IDENT transpondera)

DO NADANIA KODU W CZASIE LOTU W TRYBIE C (INFORMACJA O WYSOKOŚCI LOTU)

1. Flaga sygnalizacji stanu awaryjnego – SPRAWDZIĆ czy nie jest ukazywana flaga na wysokościomierzu kodującym.
2. Pokrętło ustawiania wysokości wysokościomierza kodującego – USTAWIĆ wysokościomierz,
3. Pokrętła wyboru kodu odpowiedzi – USTAWIĆ przypisany kod pracy.
4. Przełącznik wyboru funkcji – ALT.

UWAGA

Po otrzymaniu od kontrolera RL polecenia „zaprzestać nadawania wysokości", przestawić przełącznik wyboru funkcji na ON dla działania tylko w trybie A.

UWAGA

Transponder nadaje wysokość barometryczną standardową, a przeliczanie na wysokość rzeczywistą dokonywane jest przez komputery kontroli ruchu powietrznego. Sygnał nadawanej wysokości będzie zgodny z wysokością wskazywaną, tylko wtedy, gdy ustawienie miejscowego wysokościomierza używanego przez kontrolę RL będzie identyczne z ustawieniem wysokościomierza w samolocie.

5. Sterowanie DIM – UREGULOWAĆ jasność świecenia lampki odpowiedzi.

DO PRZEPROWADZENIA AUTO-TESTU DZIAŁANIATRANSPONDERA

1. Przełącznik wyboru funkcji – SBY i odczekać 30 s dla nagrzania się urządzenia,
2. Przełącznik wyboru funkcji – ON lub ALT,
3. Przycisk TST – NACISNĄĆ (Lampka odpowiedzi powinna świecić się z pełną jasnością, bez względu na ustawienie sterownika DIM),
4. Przycisk TST – ZWOLNIĆ dla działania normalnego.

ROZDZIAŁ 5
OSIĄGI

Zainstalowanie tego urządzenia awionicznego nie powoduje zmian w osiągach samolotu. Jednak instalacja umieszczonej zewnętrznie anteny lub odpowiednio zestawu anten zewnętrznych może spowodować nieznaczne zmniejszenie osiągów przelotowych.

SP-KLG

Uzupełnienie Instrukcji Użytkowania w Locie samolotu Cessna 152 SP-KLG dotyczy aktualnego wyposażenia radio-nawigacyjnego nie opisanego w IUwL.

1. Wyposażenie nie ujęte w IUwL, bądź zabudowane w innym miejscu niż zostało to opisane w IUwL – Rysunek 1.



Rysunek 1

1. Radiostacja Bendix/King KX 155 TSO
2. Transponder Garmin GTX 345 Mode S
3. Gniazda Interkomu
4. Zegar analogowy
5. Radiostacja TRIG TY 96