

ARCHER III

PA-28-181

SN 2843001 AND UP

PILOT'S OPERATING HANDBOOK

AND

FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL

AIRPLANE
SERIAL NO. 2843231

AIRPLANE
REGIST. NO. N4129P

PA-28-181
REPORT: VB-1611 FAA APPROVED BY:


PETER E. PECK
D.O.A. NO. SO-1
THE NEW PIPER AIRCRAFT, INC.
VERO BEACH, FLORIDA

DATE OF APPROVAL:
JULY 12, 1995

FAA APPROVED IN NORMAL AND UTILITY CATEGORIES BASED ON CAR 3. THIS HANDBOOK INCLUDES THE MATERIAL REQUIRED TO BE FURNISHED TO THE PILOT BY CAR 3 AND CONSTITUTES THE APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL AND MUST BE CARRIED IN THE AIRPLANE AT ALL TIMES.

The Piper logo features a stylized triangle above the word "Piper" in a bold, italicized sans-serif font.

ARCHER III

PA-28-181
SN 2843001 oraz następne

Instrukcja operacyjna dla pilota

oraz Instrukcja Eksploatacji w Locie zatwierdzona przez FAA

* Numer seryjny samolotu Numer rejestracyjny samolotu

PA-28-181

Raport: VB-1611 FAA zatwierdzony przez:

PETER E. PECK

D.O.A. Nr SO-1

DATA ZATWIERDZENIA:

THE NEW PIPER AIRCRAFT, INC

JULY 12, 1995

VERO BEACH, FLORIDA

NINIEJSZA INSTRUKCJA ZATWIERDZONA JEST PRZEZ FAA W KATEGORII NORMALNEJ I PÓŁAKROBACYJNEJ W OPARCIU O PRZEPISY CAR 3 I ZAWIERA ZAWIERA MATERIAŁ, W KTÓRY POWINIEN BYĆ Opanować PILOT ZGODNIE Z WYMOGAMI CAR 3. PRZEPISY NAKAZUJĄ, ABY NINIEJSZA INSTRUKCJA ZNAJDOWAŁA SIĘ NA POKŁADZIE SAMOLOTU PRZEZ CAŁY CZAS.

PIPER

OSTRZEŻENIE

Należy zwrócić szczególną uwagę, aby niniejsza instrukcja była stosowana do odpowiedniego samolotu. Instrukcja niniejsza jest ważna tylko dla samolotu wyszczególnionego na stronie tytułowej. Poszczególne uaktualnienia dostarczane przez NEW PIPER AIRCRAFT INC. muszą być dołączane w poprawny sposób.

Opublikowane przez:
Publication Department
The New Piper Aircraft, INC.
Wydane: 06 grudnia 1996
© 1996 The New Piper Aircraft, Inc.
Wszelkie prawa zastrzeżone.

ZASTOSOWANIE

Zastosowanie niniejszej Instrukcji użytkowania w locie jest ściśle ograniczone do określonego modelu samolotu Piper PA-28-181 oznaczonego przez numer seryjny i numer rejestracyjny znajdujące się na stronie tytułowej niniejszej instrukcji.

Instrukcja niniejsza nie może być podstawą czynności operacyjnych pod warunkiem utrzymania jej w stanie zaktualizowanym.

ZMIANY

Niniejsza Instrukcja z wyjątkiem; listy wyposażenia, jest aktualizowana poprzez nowelizacje, które dostarczane są zarejestrowanym właścicielom samolotu. Lista wyposażenia była aktualizowana w momencie licencjonowania samolotu przez producenta i dlatego też musi prowadzona przez właściciela.

Nowelizacje zawierają materiał obejmujący informacje konieczne do dodania, aktualizacji lub naniesienia poprawek tekstu w obecnej instrukcji lub / i zamieszczenia dodatkowych informacji obejmujących wyposażenie dodane do samolotu.

I. Zmiany.

Zmiany będą publikowane każdorazowo, gdy będzie to konieczne w postaci pełnej strony zastępującej lub uzupełniającej i powinny być wkładane do Instrukcji zgodnie z poniższymi zasadami.

1. Strony zmienione zawsze zastępują strony o takim samym numerze strony.
2. Strony dodatkowe należy zamieścić we właściwej kolejności w określonych poszczególnych rozdziałach.
3. Strony o numerach, po których następują małe litery należy zamieścić bezpośrednio po stronie o takim samym numerze strony.

II Oznaczenia zmienionego tekstu / ilustracji

Zmienione fragmenty tekstu/ilustracje należy oznakować pionową czarną linią na zewnętrznym brzegu strony, bezpośrednio obok zmienionego, dodanego lub skreślonego fragmentu tekstu/ilustracji. Kreska naniesiona na zewnątrz przy numerze strony oznacza, iż została dodana cała strona.

Czarne pionowe linie dotyczą tylko ostatniej zmiany, w wyniku, której nastąpiła zmiana, uzupełnienie lub unieważnienie istniejącego tekstu / ilustracji. Zmiany związane z napisami przy użyciu dużych liter, ortografią oraz interpunkcją lub układem tekstu/ilustracji na stronie nie są oznakowane w szczególny sposób.

STRONY WYDANE ORYGINALNIE

Lista oryginalnie wydanych stron wchodzących w skład niniejszej Instrukcji jest podana poniżej:

Strona tytułowa, ii do viii, 1-1 do 1-18, 2-1 do 2-10, 3-1 do 3-16, 4-1 do 4-28, 5-1 do 5-34, 6-1 do 6-12, 7-1 do 7-26, 8-1 do 8-20, 9-1 do 9-14, 10-1 do 10-2

WYKAZ ZMIAN DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE

Aktualne zmiany do Instrukcji użytkowania w locie samolotu PA-28-181, ARCHER 111 RAPORT: YB-1611 wydany 12 lipca 1995r.

Kod i numer zmiany	Zmienione strony	Opis zmiany	Akceptacja FAA podpis i data
Zmiana 1 (PR961118)	v 4-27 5-3 5-7 5-26 5-27 5- 28 8-14	Dodana Zmianę 1 do Wykazu zmian Zmieniony par.4.43 Zmieniony par.5.5 (a)(6) Zmieniony rys.5-27a Zmieniony rys.5-29 Zmieniony par.8.21 (c)	Peter E. Peck 18 listopada data
Zmiana 2 (PR970403)	v 5-4 5-28 5-29 5-32 5-33 7-1 7-27 7- 28 do 9-26 9-27 do 9-38 9-39 9-40	Dodano Zmianę 2 do Wykazu zmian Zmieniony par.5.5 (b)(5) Zmieniony Zmieniony rys.5-35 Zmieniony rys.5-37 Zmieniona spisu treści Dodano pa. 7.39 Dodano pusta do Bendix/King KLN89(B) Dodano dodatek 5 do Bendix/King KX 155A Układ naw. i radiowy Dodano Dodatek 6 Dodano pustą stronę	Peter E. Peck 3 kwietnia 1997 data

WYKAZ ZMIAN DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE

Kod i numer zmiany	Zmienione strony	Opis zmiany	Akceptacja FAA podpis i data
Zmiana 3 (PR980312)	vi 5-18 9-39 9-40	Dodano zmianę 3 do wykazu Zmieniony rysunek 5-15 Zmieniono nagłówek i tytuł Zmieniono nagłówek	Peter E. Peck 12 marzec 1998 data
Zmiana 4 (PR980331)	vi 5-14 5-15 5-16 5-17 5-18 5-19 5-20 5-30 5-32 5-33	Dodano zmianę 4 do wykazu Zmieniony rysunek 5-7 Zmieniony rysunek 5-9 Zmieniony rysunek 5-11 Zmieniony rysunek 5-13 Zmieniony rysunek 5-15 Zmieniony rysunek 5-17 Zmieniony rysunek 5-19 Zmieniony rysunek 5-31 Zmieniony rysunek 5-35 Zmieniony rysunek 5-37	Peter E. Peck 31 marzec 1998 data
Zmiana 5 (PR981106)	vi 4-10 4-11 4-22 5-13 5-15 5-17 5-31 9-i 9-41 Do 9-48	Dodano zmianę 4 do wykazu Zmieniono par. 4.5. Zmieniono par. 4.5. Zmieniono par. 4.23 Zmieniony rysunek 5-5 Zmieniony rysunek 5-9 Zmieniony rysunek 5-13 Zmieniony rysunek 5-33 Zmieniono spis treści Dodano uzupełnienie 7 GNS 430	Peter E. Peck 6 listopad 1998 data

WYKAZ ZMIAN DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE

Kod i numer zmiany	Zmienione strony	Opis zmiany	Akceptacja FAA podpis i data
Zmiana 6	vi-a	Dodano stronę	Peter E. Peck
(PR981218)	vi-b	Dodano stronę	18 grudnia 1998 data
	9-i	Zmieniono spis treści	
	9-49	Dodano stronę	
	9-50	Dodano stronę	

WYKAZ ZMIAN DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE

Kod i numer zmiany	Zmienione strony	Opis zmiany	Akceptacja FAA podpis i data

WYKAZ ZMIAN DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE

Kod i numer zmiany	Zmienione strony	Opis zmiany	Akceptacja FAA podpis i data
Zmiana 11 (PR 040 105) cd.	8-1b	Dodano stronę i przeniesiono informację ze stron 8-1i 8-2	Albert J. Mill 5 stycznia 2004 data
	8-2	Przeniesiono informację na stronę 8-1b i zmieniono par 8-3	
	9-i	Zmieniono spis treści	
	9-99 Do 9-102	Dodano strony i Uzupełnienie 18 Dodano stronę	
Zmiana 12 (PR040614)	vi-c	Dodano zmianę 12 do wykazu zmian	Albert J. Mill 14 czerwca 2004 data
	9-i	Zmieniono spis treści	
	9-103 Do 9-110	Dodano strony i Uzupełnienie 19	
Zmiana 13 (PR041007)	vi-c	Dodano zmianę 13 do wykazu zmian	Linda J. Dicken 7 października 2004 data
	9-i	Zmieniono spis treści	
	9-111 Do 9-128	Dodano strony i Uzupełnienie 20	
	9-129 Do 9-132	Dodano strony i Uzupełnienie 21	
Zmiana 14 (PR050912)	vi-c	Dodano zmianę 14 do wykazu zmian	Linda J. Dicken 12 września 2005 data
	9-i	Zmieniono spis treści	
	9-111 do 9-138	Zmieniono Uzupełnienie 20	
	9-139 Do 9-142	Zmieniono numerację stron	
	9-143 do 9-152	Dodano strony i Uzupełnienie 22	

WYKAZ ZMIAN DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE

Kod i numer zmiany	Zmienione strony	Opis zmiany	Akceptacja FAA podpis i data
Zmiana 15 (PR 051128)	vi-d	Dodano zmianę 15 do wykazu zmian	Linda J. Dicken 28 listopad 2005 data
	9-116	Zmieniono rozdział 3	
	9-119	Zmieniono rozdział 3	
	9-123	Zmieniono rozdział 3	
Zmiana 16 (PR 060109)	vi-d	Dodano zmianę 16 do wykazu zmian	Linda J. Dicken 9 styczeń 2006 data
	9-i	Zmiana spisu treści	
	9-111	Zmieniono Uzupełnienie 20	
	Do 9-138		
Zmiana 17 (PR 060214)	vi-d	Dodano zmianę 17 do wykazu zmian	Linda J. Dicken 14 luty 2006 data
	9-ii	Zmiana spisu treści	
	9-116	Zmieniono rozdział 3	
	9-119	Zmieniono rozdział 3	
	9-120	Zmieniono rozdział 3	
	9-123	Zmieniono rozdział 3	
	9-124	Zmieniono rozdział 3	
	9-153	Dodano strony i Uzupełnienie 23	
	Do 9-188		
Zmiana 18 (PR 060411)	vi-d	Dodano zmianę 18 do wykazu zmian	Linda J. Dicken 11 kwietnia 2006 data
	9-131	Zmieniono rozdział 7a	
	9-179	Zmieniono rozdział 7a	
Zmiana 19 (PR 070129)	vi-d 8-20	Dodano zmianę 19 Zmieniono par 8-29	Linda J. Dicken 29.01.2007

SPIS TREŚCI

ROZDZIAŁ 1	INFORMACJE OGÓLNE
ROZDZIAŁ 2	OGRANICZENIA
ROZDZIAŁ 3	PROCEDURY AWARYJNE
ROZDZIAŁ 4	PROCEDURY NORMALNE
ROZDZIAŁ 5	OSIĄGI
ROZDZIAŁ 6	CIĘŻAR I POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI
ROZDZIAŁ 7	OPIS I DZIAŁANIE SAMOŁOTU I JEGO INSTALACJI
ROZDZIAŁ 8	UTRZYMANIE SAMOŁOTU, NAPRAWY I CZYNN. OBSŁ.
ROZDZIAŁ 9	DODATKI
ROZDZIAŁ 10	UWAGI DOTYCZĄCE UŻYTKOWANIA

<u>POMNÓŻ</u>	<u>ABY OTRZYMAĆ</u>	<u>WYNIK</u>
dram cieczy (dr. fl.)	3.697×10^{-3}	litry (l)
	3.697×10^{-6}	metr sześcienny (m ³)
	0.125	uncja cieczy (fl. oz)
stopa (ft)	30.48	centymetr (cm)
	12	cal (in)
	0.3048	metr (m)
	1.8939×10^{-4}	mila (mi)
	1.6458	mila morska (NM)
	0.0606061	ptęra
stopa na minutę (ft/min)	0.01829	kilometr na godz (km/h)
	9.8716×10^{-3}	węzeł (kt)
	0.00508	metr na sekundę (m/s)
	0.01136	mila na godzinę (mph)
stopa na sekundę (ft/s)	1.097	kilometr na godz (km/h)
	0.5921	węzeł (kt)
	0.3048	metr na sekundę (m/s)
	0.6818	mila na godzinę (mph)
stopa-funt (ft.-lbs.)	3.2383×10^{-4}	Kilokalirie (kcal)
	1.3558	jul (J)
	14.5939	niutonometry (Nm)
stopa-funt na min (ft.-lbs./min)	3.03×10^{-5}	koń mechaniczny (hp)
	81.348	jule na min. (J/min)
stopa-funt na sek (ft.-lbs./s)	1.818×10^{-5}	koń mechaniczny (KM) (hp)
	1.3558	jule na sek. (J/s)
galon brytyjski (imperial gal)	4.546×10^{-3}	centymetr sześcienny (cm ³)
	1.201	galon USA (U.S. gal)
	277.4	cal sześcienny (in ³)
	4.546	litr (l)
galon USA ciała stałego (U.S. gal dry)	4.405×10^{-3}	metr sześcienny (m ³)
	0.1556	stopa sześcienna (ft ³)
	1.164	galon USA (U.S. gal)
	268.8	cal sześcienny (cm ³)
	4.405	litr (l)

<u>POMNÓŻ</u>	<u>ABY OTRZYMAĆ</u>	<u>WYNIK</u>
galon USA cieczy (U.S. gal)	3785.4	centymetr sześcienny (cm ³)
	0.1337	stopa sześcienna (ft ³)
	0.83268	gallon imperialny (imperial gal)
	231	cal sześcienny (cm ³)
	3.785	litry (l)
	3.785 x 10 ⁻⁵	metr sześcienny (m ³)
	128	uncja cieczy (fl. oz)
hektar (ha)	2.471	Akr
	107639	stopa kwadratowa (ft ²)
	10000	metr kwadratowy (m ²)
koń mechaniczny (hp)	33000	stopa-funt na min (ft-lbs/min)
	550	stopa-funt na sek. (ft-lbs/s)
	745.7	jul na sek. (J/s)
	1.014	koń mech. metr. (KM)
	8.023 x 10 ⁻³	niutonometry na sek (Nm/s)
koń mech. metr. (KM)	0.9863	koń mechaniczny (hp)
	735.484	jul na sek. (J/s)
	8.138 x 10 ³	niutonometry na sek (Nm/s)
cal (in)	2.54	centymetr (cm)
	0.083333	stopa (ft.)
	0.0254	metr (m)
	25.4	milimetr (mm)
cale Hg (in. Hg)	0.033421	atmosfera tech. (atm)
	2.54	centymetr Hg (cm)
	33.8639	hektopaskal (hPa)
	70.73	funt na stopę kw. (lbf/ft ²)
	0.4912	funt na cal kw. (lbf/in ²)
	25.4	milimetr Hg (mm)

<u>POMNÓŻ</u>	<u>ABY OTRZYMAĆ</u>	<u>WYNIK</u>
kilometr (km)	1×10^{-5}	centymetr (cm)
	3280.8	stopa (ft)
	0.6214	mila (mi)
	0.53669	mila morska (NM)
kilometr na godz (km/h)	58.68	stopa na min. (ft/min)
	0.9113	stopa na sek. (ft/sek)
	0.53669	węzeł (kt)
	16.67	metr na min. (m/min)
	0.27778	metr na sekundę (m/s)
	0.6214	mila na godzinę (mph)
węzeł (kt)	1.689	stopa na sek. (ft/sek)
	1.852	kilometr na godz (km/h)
	51.48	metr na sekundę (m/s)
	1	mila morska na godz. (mph)
		mila USA na godzinę (mph)
litr (l)	1000	centymetr sześcienny (cm ³)
	0.03531	stopa sześcienna (ft ³)
	0.22	galon brytyjski (imperial gal)
	0.264172	galon USA (U.S. gal)
	61.02	cal sześcienny (in ³)
	0.001	metr sześcienny (m ³)
	33.814	uncja cieczy (fl. oz.)
	1.05669	kwarta USA (qt)
litr na sek. (l/s)	2.12	stopa sześć. na min (ft ³ /min)
metr (m)	3.28084	stopa (ft)
	3937	cal (in)
	6.214×10^{-4}	mila (mi)
	5.399×10^{-4}	mila morska (nm)
	0.198838	pręt
metr na minutę (m/min)	0.06	kilomertr na godz (km/h)
	116.6307	węzeł (kt)

<u>POMNÓŻ</u>	<u>ABY OTRZYMAĆ</u>	<u>WYNIK</u>
metr na sekundę (m/s)	196.8504	stopa na minutę (ft/min)
	3.280840	stopa na sekundę (ft/sek)
	3.6	kilometr na godzinę (km/h)
	1.94384	węzeł (kt)
	2.237	miła na godzinę (mph)
miła USA (mi)	5280	stopa (ft)
	1609.3	metr (m)
	1.6093	kilometr (km)
	0.8684	miła morska (nm)
miła na godzinę (mph)	88	stopa na minutę (ft/min)
	1.467	stopa na sekundę (ft/sek)
	0.8684	węzeł (kt)
	0.447	metr na sekundę (m/s)
	1.6093	kilometr na godzinę (km/h)
miła na godzi kw. (mi/h ²)	2.151	stopa na sekundę kw. (ft/sek ²)
	0.44704	metr na sekundę kw. (m/s ²)
milibary (mb)	1.0	hektopaskla (hPa)
	0.02953	cal Hg (in. Hg)
milimetry Hg (mm Hg) °C	1.3332	hektopaskla (hPa)
	0.03937	cal Hg (in. Hg)
miła morska (nm)	6080	stopa (ft)
	1.852	kilometr (km)
	1852	metr (m)
	1.1516	miła USA (mi)
uncje cieczy (fl. oz)	29.57	centyner sześć. (cm ³)
	8	dram cieczy (fl dr)
	0.0078	galon USA (U.S. gal)
	1.805	cal sześć (in ³)
	0.0296	litr (l)
	2.9574 x 10 ⁻⁵	metra sześć. (m ³)
funt na stopę kw. (lbs/ft ²)	0.1414	cal Hg (in Hg)
	47.880	niuton na metr kw. (N/m ²)

<u>POMNÓŻ</u>	<u>ABY OTRZYMAĆ</u>	<u>WYNIK</u>
funt na cal kw. (lbs/in ²)	68.9475	milibar (mb)
	5.1715	centymetr Hg (cm Hg)
	2.036	cal Hg (in Hg)
kwarta USA (qt)	57.749	cal sześć. (in ³)
	0.94635	litr (l)
	9.46353 x 10 ⁻⁴	metr sześć. (m ³)
radian	57.3	stopień (°)
	0.1592	obrot (rev)
radian na sekundę (1/s)	57.3	stopień na sek. (°/s)
	9.549	obr. na min (obr/min) (rpm)
obrot (rev)	360	stopień (°)
	6.283	radian
obr. na min (obr/min) (rpm)	6	stopień na sek. (°/s)
	0.1047	radian na sekundę (1/s)
pręt	16.5	stopa (ft)
	5.029	metr (m)
centymetr kw (cm ²)	0.001076	stopa kw (ft ²)
	0.155	cal kw. (in ²)
	0.0001	mertr kw (m ²)
stopa kw (ft ²)	929	centymertr kw (cm ²)
	144	cal kw. (in ²)
	0.092903	mertr kw (m ²)
cal kw. (in ²)	6.4516	centymertr kw (cm ²)
	0.006944	stopa kw (ft ²)
	6.4516 x 10 ⁻⁴	mertr kw (m ²)
kilomertr kw (km ²)	1000000	mertr kw (m ²)
	0.3861	mila kw (mi ²)
mertr kw (m ²)	10.76391	stopa kw (ft ²)
	0.0001	hektar (ha)
mila kw (mi ²)	2589988	mertr kw (m ²)
	2.59	kilomertr kw (km ²)

STRONA CELOWO POZOSTAWIONO NIE ZAPISANA

SPIS TREŚCI
ROZDZIAŁ 2
OGRANICZENIA

Paragraf	Strona
2.1 Wstęp	2-1
2.3 Ograniczenia prędkości	2-1
2.5 Oznakowania na prędkościomierzu	2-2
2.7 Ograniczenia dla zespołu napędowego	2-2
2.9 Oznaczenia na przyrządach silnikowych	2-3
2.11 Ciężary graniczne	2-3
2.13 Ograniczenia położenia środka ciężkości	2-4
2.15 Manewry graniczne	2-4
2.17 Graniczne współczynniki obciążeń	2-5
2.19 Rodzaje użytkowania	2-5
2.21 Ograniczenia instalacji paliwowej	2-5
2.25 Tabliczki informacyjne	2-5

STRONA CELOWO POZOSTAWIONO NIE ZAPISANA

ROZDZIAŁ 2
OGRANICZENIA

2.1 WSTĘP

W niniejszym Rozdziale podano zatwierdzone przez FAA ograniczenia użytkowania, oznakowania na przyrządach, oznaczenie barw oraz najważniejsze tabliczki informacyjne, które są konieczne podczas użytkowania samolotu i jego zespołów.

Niniejszy samolot musi być użytkowany jako samolot normalny lub użytkowy przy zachowaniu ograniczeń użytkowania, które podano pod postacią tabliczek informacyjnych, oznakowań przyrządów, a także w niniejszym rozdziale Instrukcji Użytkowania w Locie.

Ograniczenia eksploatacyjne dla instalacji specjalnych i wyposażenia specjalnego, dla których konieczne są informacje uzupełniające Instrukcji Użytkowania w Locie, zamieszczono w Rozdziale 9 Uzupełnienia.

2.3 OGRANICZENIA PRĘDKOŚCI LOTU

PRĘDKOŚĆ LOTU	KIAS (km/h)	KCAS (km/h)
Najwyższa dopuszczalna prędkość (V_{NE}), - tej prędkości nie wolno przekraczać w żadnym wypadku	154 (285)	148 (274)
Maksymalna prędkość normalnego użytkowania (V_{NO}), - tej prędkości nie wolno przekraczać z wyjątkiem lotu w spokojnym powietrzu z zachowaniem należytej ostrożności	125 (232)	121 (224)

PRĘDKOŚĆ LOTU	IAS	KCAS
Prędkość podczas manewrów (V_A) - Przy wyższej prędkości nie wolno wykonywać pełnych lub nagłych przemieszczeń sterów		
Przy ciężarze 2550 (1148 kg) podczas lotu	113 (209)	111 (206)
Przy ciężarze 1634 (735 kg) podczas lotu	89 (165)	89 (165)

PRZESTROGA: Prędkość podczas manewrów maleje wraz z ciężarem, ponieważ działanie sił aerodynamicznych staje się bardziej widoczne. Dla ciężarów, które znajdują się w zakresie pomiędzy w/w wartościami, należy przeprowadzić interpolację. Podczas użytkowania w warunkach turbulencji, nie można przekraczać prędkości podczas manewrów.

Maksymalna dopuszczalna prędkość z wychylonymi klapami (V_{FE}), - tej prędkości nie wolno przekraczać z wychylonymi klapami	102 (189)	100 (185)
--	-----------	-----------

2.5 OZNAKOWANIA NA PRĘDKOŚCIOMIERZU

OZNACZENIE	IAS [węzłów] (km/h)
Czerwona kreska (maksymalna dopuszczalna prędkość)	154 (285)
Żółty łuk (w tym zakresie prędkości wolno latać tylko spokojnym powietrzu z zachowaniem należytej ostrożności)	125 (232) - 154 (285)
Zielony łuk (normalny zakres użytkowania)	50 (91) - 125 (232)
Biały łuk (klapy wypuszczone)	45 (83) - 102 (189)

2.7 OGRANICZENIA DLA ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

- | | |
|--|---|
| (a) Ilość silników | I |
| (b) Producent silnika | Lycoming |
| (c) Typ zespołu silnika | 0-360-A4M |
| (d) Ograniczenia eksploatacyjne zespołu napędowego | |
| (1) Moc startowa | 134 kW (180HP) |
| (2) Obroty startowe | 2700 obr/min |
| (3) Maksymalna dopuszczalna temperatura oleju | 245°F (118°C) |
| (4) Ciśnienie oleju | |
| Minimalne ciśnienie oleju (czerwona kreska) | 25 psi |
| Maksymalne ciśnienie oleju (czerwona kreska) | 115 psi |
| (5) Ciśnienie paliwa | |
| Minimalne ciśnienie paliwa (czerwona kreska) | 0,5 psi |
| Maksymalne ciśnienie paliwa (czerwona kreska) | 8 psi |
| (6) Gatunek paliwa (wymaganie minimalne) | |
| (TYLKO PALIWO LOTNICZE) | Paliwo klasy lotniczej
100 lub 100LL |
| (7) Ilość śmigieł | I |
| (8) Producent śmigła | Sensenich |
| (9) Typ konstrukcji śmigła | 76EM8S14-0-62 |
| (10) Średnica śmigła | |
| Średnica maksymalna | 1,930 m (76 cali) |
| Średnica minimalna | 1,930 m (76 cali) |
| (11) Zakres ustawienia przepustnicy (obroty stałe przy maksymalnej mocy na poziomie morza) | max. 2340obr/min |
| W warunkach JAS i SA | min. 2240obr/min |

UWAGA: W kwestii procedury próby określenia dopuszczalnych obrotów statycznych w warunkach niestandardowych odwołać się do Instrukcji obsługi naziemnej.

2.9 OZNAKOWANIA NA PRZYRZĄDACH ZESPOŁU NAPĘDOWEGO

(a) Obrotomierz		
Zielony łuk (zakres użytkowania normalnego)		500 - 2700 obr/min
Żółty łuk (moc startowa)		2700 obr/min
(b) Wskaźnik temperatury oleju		
Zielony łuk (zakres użytkowania normalnego)		100 - 245°F (24 - 118°C)
Czerwona kreska (max. wartość dopuszczalna)		245°F (118°C)
(c) Wskaźnik ciśnienia oleju		
Zielony łuk (zakres użytkowania normalnego)		55 psi - 95 psi
Żółty łuk (zakres użytk. uważnego) (bieg luzem)		25 psi - 55 psi
Żółty łuk (rozgrzewanie silnika na ziemi)		95 psi - 115 psi
Czerwona kreska(min. wartość dopuszczalna)		25 psi
Czerwona kreska(max. wartość dopuszczalna)		115 psi
(d) Wskaźnik ciśnienia paliwa		
Zielony łuk (zakres użytkowania normalnego)		0,5 psi - 8 psi
Czerwona kreska (min. wartość dopuszczalna)		0,5 psi
Czerwona kreska(max. wartość dopuszczalna)		8 psi
(e) Wskaźnik podciśnienia		
Czerwona kreska (min. wartość dopuszczalna)		4.8 cali Hg
Zielony łuk (zakres użytkowania normalnego)		4.8 - 5.2 cali Hg
Czerwona kreska(max. wartość dopuszczalna)		5.2 cali Hg

2.11 MAKSYMALNE WARTOŚCI CIĘŻARU DOPUSZCZALNEGO

	KLASA SAMOLOTU:	
	NORMALNA	UŻYTKOWA
(a) Maksymalny ciężar do kołowania	1160 kg	970 kg
(b) Maksymalny ciężar do startu	1157 kg	966 kg
(c) Maksymalny ciężar w przedziale bagażowym	91 kg	0 kg

UWAGA

Wartości najwyższych dopuszczalnych ciężarów ograniczających osiągi podano w Rozdziale 5 Osiągi.

2.13 POŁOŻENIA GRANICZNE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

(a) Samolot kategorii NORMALNEJ

CIEŻAR [funty] (kg)	Przednie graniczne położenie SC za bazą [cale] (m)	Tylne graniczne położenie SC za bazą [cale] (m)
2550 (1148)	88.6 (2,25)	93.0 (2,36)
2050 (923) i mniej	82.0 (2,08)	93.0 (2,36)

(b) Samolot kategorii UŻYTKOWEJ

CIEŻAR [funty] (kg)	Przednie graniczne położenie SC za bazą [cale] (m)	Tylne graniczne położenie SC za bazą [cale] (m)
2130 (959)	83.0 (2,11)	93.0 (2,36)
2050 (923) i mniej	82.0 (2,08)	93.0 (2,36)

UWAGI

Zmiana między podanymi punktami ma charakter liniowy.

Płaszczyzna odniesienia dla środka ciężkości znajduje się w odległości 78.4 cala (1,99 m) przed krawędzią natarcia skrzydła na wewnętrznym punkcie przecięcia prostoliniowego i zbieżnego odcinka skrzydła.

Użytkownik i pilot samolotu ponoszą odpowiedzialność za właściwe rozmieszczenie ładunku w samolocie. Odpowiednie wskazówki na ten temat podano w Rozdziale 6 pt „CIEŻAR I POŁOŻENIA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI”

2.15 DOPUSZCZALNE MANEWRY PODCZAS LOTU

- (a) Samolot kategorii NORMALNY: wszelkie manewry akrobacyjne włącznie z korkociągiem są zabronione.
- (b) Samolot kategorii UŻYTKOWEJ: dopuszczony do następujących manewrów podczas lotu, przy których ma miejsce przekroczenie kąta przechylenia 60°.

	Prędkość do wejścia w manewr
Głębokie zakręty	113 KIAS (209 km/h)
Wolne ósemki	113 KIAS (209 km/h)
Świece	113 KIAS (209 km/h)

2.17 MAKSYMALNE WSPÓŁCZYNNIKI OBCIĄŻEŃ

	Samolot kategorii NORMALNEJ	Samolot kategorii UŻYTKOWEJ
(a) Maksymalne obciążenia dodatnie	3,8 g	4,4 g
(b) Maksymalne obciążenia ujemne	Manewry z przyspieszeniami ujemnymi są niedozwolone	

2.19 OGRANICZENIA UŻYTKOWANIA

Niniejszy samolot jest dopuszczony do podanych poniżej rodzajów eksploatacji, jeżeli odpowiednie wyposażenie zgodne z wymaganiami przepisów zostało zamontowane i jest zdatne do użytku.

- (a) Loty VFR w dzień
- (b) Loty VFR w nocy
- (c) Loty IFR w dzień
- (d) Loty IFR w nocy
- (e) Loty w warunkach oblodzenia są zabronione.

2.21 OGRANICZENIA INSTALACJI PALIWOWEJ

(a) Całkowita ilość paliwa	50 gal USA (190 l)
(b) Niezużywalna ilość paliwa	2 gal USA (8 l)
Niezużywalna ilość paliwa dla tego rodzaju samolotu wynosi 1,0 galon (4L) na skrzydło w krytycznych warunkach lotu	
(c) Zużywalna ilość paliwa	48 gal USA (181 l)
Zużywalna ilość paliwa dla tego rodzaju samolotu wynosi 24,0 galony (91L) na skrzydło	

2.25 TABLICZKI INFORMACYJE

W niezaburzonym polu widzenia pilota znajdują się następujące tabliczki informacyjne:

THIS AIRPLANE MUST BE OPERATED AS A NORMAL OR UTILITY CATEGORY AIRPLANE IN COMPLIANCE WITH OPERATING LIMITATIONS STATED IN THE FORM OF PACKRATS, MARKINGS AND MANUALS

ALL MARKINGS AND PACKRATS ON THIS AIRPLANE APPLY TO ITS OPERATION AS A UTILITY CATEGORY AIRPLANE. FOR NORMAL AND UTILITY CATEGORY OPERATION REFER TO THE PILOT'S OPERATING HANDBOOK

NO AEROBATIC MANEUVERS ARE APPROVED FOR NORMAL CATEGORY OPERATIONS; SPINS ARE PROHIBITED FOR NORMAL AND UTILITY CATEGORY.

SAMOLOT MUSI BYĆ UŻYTKOWANY JAKO SAMOLOT NORMALNY LUB UŻYTKOWY PRZY ZACHOWANIU OGRANICZEŃ EKSPLOATACYJNYCH, KTÓRE ZOSTAŁY PODANE W POSTACI TABLICZEK INFORMACYJNYCH, OZNACZEŃ I ZAWARTE W INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE.

WSZYSTKIE OZNACZENIA I TABLICZKI INFORMACYJNE UMIESZCZONE W SAMOLOCIE OBOWIAZUJĄ DLA WERSJI UŻYTKOWEJ. W PRZYPADKU UŻYTKOWANIA SAMOLOTU JAKO WERSJI NORMALNEJ I UŻYTKOWEJ NALEŻY PRZESTRZEGAĆ INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE.

W PRZYPADKU UŻYTKOWANIA SAMOLOTU JAKO WERSJI NORMALNEJ MANEWRY AKROBACYJNE SĄ NIEDOZWOLONE. KORKOCIĄG JEST ZABRONIONY DLA OBYDWU WERSJI.

W niezaburzonym polu widzenia pilota, w okolicy pulpitu sterowania klimatyzacją, znajduje się następująca tabliczka:

WARNING: AIR CONDITIONER MUST
BE OFF TO INSURE NORMAL
TAKEOFF CLIMB PERFORMANCE.

OSTRZEŻENIE: W CELU OSIĄGNIĘCIA
WYMAGANEJ MOCY WZNOSZENIA
PRZY STARCIE, INSTALACJA KLIMA-
TYZACJI MUSI BYĆ WYŁĄCZONA

Tuż obok górnej blokady drzwi:

ENGAGE LATCH BEFORE FLIGHT

PRZED STARTEM ZABLOKOWAĆ

Po wewnętrznej stronie przedziału bagażowego znajduje się następująca tabliczka:

BAGGAGE MAXIMUM 200 LBS.
UTILITY CATEGORY OPERATIONS –
NO BAGGAGE OR AFT PASSENGERS
ALLOWED. NORMAL CATEGORY
OPERATIONS – SEE PILOT'S
OPERATING HANDBOOK WEIGHT
AND BALANCE SECTION FOR
BAGGAGE AND AFT PASSENGER
LIMITATIONS

BAGAŻU MAKSYMALNY 200 FUNTÓW (90
KG).
DLA WERSJI W KATEGORII UŻYTKOWEJ
OBECNOŚĆ BAGAŻU I PASAŻERÓW NA
TYLNYM FOTELU JEST NIEDOZWOLONA.
DLA WERSJI W KATEGORII NORMALNEJ
ZAPOZNAĆ SIĘ Z OGRANICZENIAMI DLA
BAGAŻU I PASAŻERÓW NA TYLNYM
FOTELU W ROZDZIALE CIĘŻAR I POŁOŻE-
NIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI.

W polu widzenia pilota znajduje się następująca tabliczka:

VA 113 KIAS AT 2550# (SEE P.O.H.)

VA = 113 KIAS dla ciężaru 1055 kg (patrz
Instrukcja Użytkowania w Locie)

DEMO. X-WIND 17 KTS

DEMONSTROWANA PRĘDKOŚĆ WIATRU
BOCZNEGO 17 WĘZŁÓW

W polu widzenia pilota znajduje się następująca tabliczka:

UTILITY CATEGORY OPERATIONS ONLY:

- (1) NO AFT PASSENGERS ALLOWED
- (2) ACROBATIC MANEUVERS ARE LIMITED TO THE FOLLOWING:

ORKOCIAGI SĄ ZABRONIONE
GŁĘBOKIE ZAKRĘTY
LENIWE ÓSEMKI
ŚWIECE

TYLKO DLA UŻYTKOWANIA W KATEGORII UŻYTKOWEJ:

- (1) OBECNOŚĆ PASAŻERÓW NA FOTELACH Z TYŁU NIEDOZWOLONA
- (2) DOZWOLONE SĄ TYLKO NASTĘPUJĄCE RODZAJE AKROBACJI:

PRĘDKOŚĆ DO WEJŚCIA W MANEWR

113 KIAS (209 km/h)

113 KIAS (209 km/h)

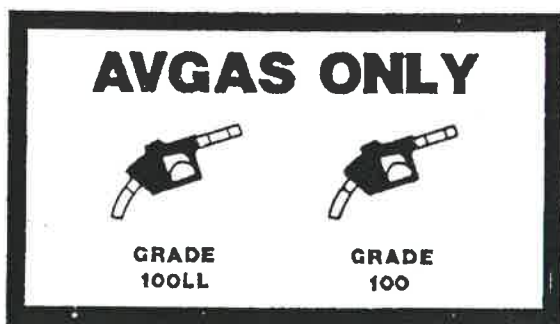
113 KIAS (209 km/h)

W polu widzenia pilota znajduje się następująca tabliczka:

WARNING: TURN OFF STROBE LIGHTS WHEN IN CLOSE PROXIMITY TO GROUND OR DURING FLIGHT THROUGH CLOUD, FOG OR HAZE.

OSTRZEŻENIE: W POBLIŻU ZIEMI LUB PODCZAS LOTU W CHMURACH, MGLE LUB OPARACH WYŁĄCZYĆ BŁYSKAJĄCE ŚWIATŁA OSTRZEGAWCZE.

Obok zamknięcia zbiornika paliwa:



TYLKO PALIWO LOTNICZE

GATUNEK PALIWA 100 LUB 100LL

STRONA CELOWO POZOSTAWIONO NIE ZAPISANA

SPIS TREŚCI

ROZDZIAŁ 3

PROCEDURY AWARYJNE

Paragraf		Strona
3.1	Wstęp	3-1
3.3	Prędkości bezpiecznego użytkowania	3-2
3.5	Procedury awaryjne - listy kontrolne	3-2
	Pożar silnika podczas uruchamiania	3-2
	Utrata mocy silnika podczas startu	3-2
	Utrata mocy silnika podczas lotu	3-3
	Lądowanie z nie działającym silnikiem	3-3
	Pożar podczas lotu	3-4
	Spadek ciśnienia oleju	3-4
	Spadek ciśnienia paliwa	3-4
	Wysoka temperatura oleju	3-5
	Usterki instalacji elektrycznej	3-5
	Przeciążenie elektryczne	3-6
	Wyprowadzanie z korkociągu	3-6
	Otwarcie drzwi kabiny	3-7
	Obłodzenie gaźnika	3-7
	Nierównomierna praca silnika	3-7
3.7	Procedury awaryjne – rozszerzone opisy procedur	3-9
3.9	Pożar silnika podczas uruchamiania	3-9
3.11	Utrata mocy silnika podczas startu	3-9
3.13	Utrata mocy silnika podczas lotu	3-10
3.15	Lądowanie z nie działającym silnikiem	3-11
3.17	Pożar podczas lotu	3-11
3.19	Spadek ciśnienia oleju	3-12
3.21	Spadek ciśnienia paliwa	3-13
3.23	Wysoka temperatura oleju	3-13

SPIS TREŚCI (cd)

ROZDZIAŁ 3 (cd)

Paragraf		Strona
3.25	Usterki instalacji elektrycznej	3-14
3.27	Przeciążenie elektryczne	3-14
3.29	Wyprowadzanie z korkociągu	3-15
3.31	Otwarcie drzwi kabiny	3-15
3.33	Oblodzenie gaźnika	3-16
3.35	Nierównomierna praca silnika	3-16

ROZDZIAŁ 3

PROCEDURY AWARYJNE

3.1 WSTĘP

W niniejszym Rozdziale podano procedury postępowania w różnego rodzaju przypadkach awarii oraz sytuacjach krytycznych. Zamieszczono wszystkie wymagane (wg przepisów FAA) procedury awaryjne oraz takie procedury, które są konieczne do użytkowania samolotu zgodnie z jego charakterystykami eksploatacyjnymi i konstrukcyjnymi.

Procedury awaryjne dla instalacji specjalnych i wyposażenia specjalnego, dla których konieczne są uzupełnienia Instrukcji Użytkowania w Locie, podano w Rozdziale 9 Uzupełnienia.

Część pierwsza niniejszego Rozdziału zawiera skrócone wykazy czynności kontrolnych w przypadku awarii wraz z katalogiem środków zaradczych dla sytuacji krytycznych, przy czym funkcjonowanie urządzeń potraktowano jedynie marginesowo.

W dalszej części niniejszego Rozdziału przedstawiono procedury awaryjne w sposób szczegółowy z podaniem dodatkowych informacji, aby umożliwić pilotowi dokładne zrozumienie tych procedur.

Procedury niniejsze są zalecane jako sposób postępowania w celu opanowania aktualnie opisanej sytuacji; nie zastępują one jednak jasnej oceny i rozważnego postępowania. W związku z tym, piloci muszą się zapoznać z procedurami opisanymi w niniejszym Rozdziale, aby w razie wystąpienia przypadku sytuacji awaryjnej byli w stanie zareagować w odpowiedni sposób.

Większość ważnych procedur awaryjnych, jak np. lądowanie po zatrzymaniu zespołu napędowego, należy do normalnego szkolenia pilotów. Wprowadzie te procedury awaryjne zostały tutaj omówione, ale informacje te nie mogą zastąpić odpowiedniego szkolenia, lecz mają służyć do czytania oraz do sprawdzania oraz opisu procedur, które nie są takie same dla wszystkich samolotów. Pilot powinien regularnie czytać standardowe procedury awaryjne, aby być stale gotowym do ich użycia.

3.3 PRĘDKOŚCI BEZPIECZNEGO UŻYTKOWANIA

Prędkość przeciągnięcia	
2550 funtów (1148 kg) klapy 0°	50 KIAS (93 km/h)
2550 funtów (1148 kg) klapy całkowicie wypuszczone	45 KIAS (83 km/h)
Prędkość manewrowa	
2550 funtów (1148 kg)	113 KIAS (209 km/h)
1634 funtów (735 kg)	89 KIAS (165 km/h)
Prędkości nigdy nie przekraczana	154 KIAS (285 km/h)
Prędkość lotu szybowego bez mocy	
2550 funtów (1148 kg) klapy 0°	76 KIAS (141km/h)

3.5 LISTY KONTROLNE PROCEDUR AWARYJNYCH

POŻAR SILNIKA PODCZAS URUCHAMIANIA

Rozrusznik	Obracać silnik
Mieszanka	Zdławiona odcięta (idle cut off)
Przepustnica	Otwarta
Elektryczna pompa paliwowa	WYŁĄCZONA (OFF)
Zawór paliwowy	WYŁĄCZONA (OFF)
Jeżeli pożar trwa nadal, opuścić samolot	

UTRATA MOCY PODCZAS STARTU

Jeśli przed samolotem pozostała wystarczająca długość pasa startowego dla normalnego lądowania, należy lądować na wprost.

Jeżeli długość pasa startowego jest niewystarczająca należy:

Utrzymywać bezpieczną prędkość lotu.

Wykonywać tylko płaskie zakręty dla omijania przeszkód.

Klapy stosownie do sytuacji.

Jeśli osiągnięta wysokość jest wystarczająca, należy dokonać próby uruchomienia silnika:

Utrzymywać bezpieczną prędkość lotu.

Zawór paliwowy	Przełączyć na zbiornik, w którym jest paliwo
Elektryczna pompa paliwowa	sprawdzić : WŁĄCZONA (ON)
Mieszanka	sprawdzić : BOGATA (RICH)
Ogrzewanie gaźnika	WŁĄCZYĆ (ON)

Jeżeli nie nastąpi uruchomienie silnika, wykonać lądowanie z niedziałającym silnikiem.

UTRATA MOCY SILNIKA PODCZAS LOTU

Jeśli wysokość jest mała

Prędkość UTRZYMAĆ 76 KIAS (141 km/h)
Minimum

Jeśli wysokość pozwala

Zawór paliwowy	Wybrać zbiornik, w którym jest paliwo
Pompa elektryczna paliwowa	WŁĄCZYĆ (ON)
Mieszanka	BOGATA (REICH)
Ogrzewanie gaźnika	WŁĄCZYĆ (ON)
Przyrządy silnikowe	Sprawdzić, czy sygnalizują przyczynę spadku mocy.

W przypadku braku wskazania ciśnienia paliwa, należy sprawdzić, czy zawór wyboru zbiornika znajduje się w położeniu tego zbiornika, który zawiera paliwo.

Po odzyskaniu mocy należy:

Ogrzewanie gaźnika	WYŁĄCZYĆ (OFF)
Pompa elektryczna paliwowa	WYŁĄCZYĆ (OFF)

Jeżeli nie nastąpi przywrócenie mocy zespołu napędowego, rozpocząć przygotowanie do lądowania z niedziałającym silnikiem.

LĄDOWANIE Z NIEDZIAŁAJĄCYM SILNIKIEM

Samolot wyważyć dla 76 KIAS

Poszukać odpowiedniego miejsca do lądowania.

Wykonać zniżanie na pełnym kręgu.

Na wysokości 1000 stóp (300 m) nad tym miejscem w pozycji odwróconej do lotu przejść do normalnego podejścia do lądowania. Jeżeli osiągnięcie miejsca lądowania jest pewne, należy ograniczyć prędkość do 66 KIAS, aby uzyskać możliwie jak najkrótsze lądowanie.

Przyziemienie powinno nastąpić w normalny sposób z możliwie najmniejszą prędkością i z całkowicie otwartymi klapami.

Podczas podchodzenia do lądowania

Klapy	Wg potrzeb
Przepustnica	Zamknięta
Mieszanka	Zdławiona odcięta (idle cut off)
Iskrowniki	WYŁĄCZYĆ (OFF)
Wyłącznik główny akumulatora	WYŁĄCZYĆ (OFF)
Alternator	WYŁĄCZYĆ (OFF)
Zawór paliwowy	ZAMKNAĆ (OFF)
Pasy brzuszne oraz uprząż	Zapiąć i zaciągnąć

POŻAR PODCZAS LOTU

Przyczyna pożaru Ustalić

Pożar instalacji elektrycznej (dym w kabinie)

Wyłącznik główny akumulatora WYŁĄCZYĆ (OFF)

Alternator WYŁĄCZYĆ (OFF)

Wentylacja kabiny Otworzyć

Ogrzewanie kabiny WYŁĄCZYĆ (OFF)

Ładuj tak szybko jak to praktyczne.

Pożar silnika:

Zawór paliwowy ZAMKNAĆ (OFF)

Przepustnica ZAMKNAĆ (OFF)

Mieszanka Zdławiona-dcięta (idle cut-off)

Elektryczna pompa paliwowa sprawdzić: WYŁĄCZONA (OFF)

Ogrzewanie kabiny i odmrażanie szyb WYŁĄCZYĆ (OFF)

Wykonać procedurę Łądowanie z niedziałającym silnikiem

UWAGA:

Pożar silnika w locie jest bardzo mało prawdopodobny.

Podana procedura ma charakter ogólny i pilota powinien ocenić czynniki określające działanie w takiej sytuacji awaryjnej.

SPADEK CIŚNIENIA OLEJU

Łądować tak szybko jak jest to możliwe i określić przyczynę.

Przygotować do łądowania z niedziałającym silnikiem.

SPADEK CIŚNIENIA PALIWA

Elektryczna pompa paliwowa WŁĄCZONA (ON)

Zawór paliwowy sprawdzić, czy jest w
położeniu pełnego zbiornika

ZA WYSOKA TEMPERATURA OLEJU

Ładować na najbliższym lotnisku i określić przyczynę usterki.
Pr4zygotować się do lądowania z niedziałającym silnikiem.

USTERKI INSTALACJI ELEKTRYCZNEJ**UWAGA:**

W każdym przypadku, gdy napięcie w instalacji prądu stałego spadnie poniżej 25V zapali się światelko ostrzegawcze Niskie napięcie (Low Bus Voltage).

Świeci się lampki ostrzegawczej alternatora:

Amperomierz Sprawdzić w celu stwierdzenia awarii generatora

W przypadku zerowych wskazań amperomierza:

Wyłącznik generatora WYŁĄCZYĆ (OFF)

Zmniejszyć obciążenie elektryczne do minimum:

Bezpieczniki automatyczne alternatora Sprawdzić i w razie potrzeby ponownie wcisnąć

Wyłącznik generatora WŁĄCZONY (EIN)

W przypadku nieprzywrócenia mocy na wyjściu generatora:

Wyłącznik generatora WYŁĄCZYĆ (OFF)

Jeżeli przywrócenie mocy na wyjściu alternatora jest niemożliwe, należy ograniczyć obciążenie elektryczne do minimum i lądować tak szybko jak jest to możliwe. Należy przewidzieć całkowitą awarię instalacji elektrycznej. Czas, w którym akumulator będzie zasilał instalację zależy od obciążenia elektrycznego i stanu akumulatora przez wystąpieniem awarii.

UWAGA:

Zapali się światelko ostrzegawcze Niskie napięcie (Low Bus Voltage).

PRZECIĄŻENIE ELEKTRYCZNE (Pobór z alternatora prądu o 20A wyższego niż znane obciążenie odbiornika energii)

Włącznik alternatora WŁĄCZONY (ON)
 Włącznik akumulatora WYŁĄCZONY (OFF)

W przypadku spadku obciążenia alternatora:

Obciążenie instalacji pokładowej Ograniczyć do minimum

Lądować tak szybko jak jest to możliwe.

UWAGA:

Z powodu wzrostu napięcia w instalacji pokładowej oraz występowania zakłóceń radiowych, użytkowanie z WŁĄCZONYM (ON) alternatorem i WYŁĄCZONYM (OFF) akumulatorem powinno nastąpić tylko wtedy, kiedy jest to konieczne z powodu awarii instalacji elektrycznej.

W przypadku spadku obciążenia alternatora:

Włącznik alternatora WYŁĄCZONY (OFF)
 Włącznik akumulatora Wg potrzeb

Lądować możliwie jak najszybciej. Należy przewidzieć całkowitą awarię instalacji elektrycznej.

WYPROWADZENIE Z KORKOCIĄGU

Pedały steru kierunku Całkowite przemieszczenie w kierunku przeciwnym do obrotu
 Wolant Całkowicie do przodu
 Z lotkami w neutrum
 Przepustnica Zdławiony (idle)
 Pedały steru kierunku położenie neutralne (po ustaniu obrotu)
 Wolant Przenieść w taki sposób, aby płynnie przywrócić lot poziomy samolotu.

OTWARCIE DRZWI KABINY

W przypadku otwarcia blokady górnej jak również bocznej, następuje lekkie otwarcie drzwi, co powoduje niewielki spadek prędkości lotu.

Aby zamknąć drzwi w locie należy:

Ograniczyć prędkość lotu do 87 KIAS

Wentylacja kabiny

Wiatrochron

Zamknąć

Otworzyć

Jeśli górna blokada jest otwarta

Jeśli boczna blokada jest otwarta

Zablokować

Drzwi pociągnąć w kierunku poręczy fotela i przemieścić dźwignię

do położenia zablokowanego

Najpierw zablokować blokadę

boczną, a potem górną

Jeśli obie blokady są otwarte

OBLÓDZIE NIE GAŹNIKA

Wstępne podgrzewanie gaźnika

Mieszanka

WŁĄCZYĆ (ON)

Ustawić na najbardziej równomier-
ną pracę zespołu napędowego

NIERÓWNOMIERNA PRACA SILNIKA

Ogrzewanie gaźnika

WŁĄCZYĆ (OIN)

Jeśli po 1 minuty praca silnika jest nadal niestabilna:

Ogrzewanie gaźnika

Mieszanka

WYŁĄCZONY (OFF)

Ustawić na najbardziej równomier-
ną pracę zespołu napędowego

Elektryczna pompa paliwowa

Zawór paliwowy

Przyrządy silnikowe

Włącznik iskrowników

WŁĄCZYĆ (OIN)

Przełączyć na inny zbiornik

Sprawdzić

Sprawdzić lewy (Left)

potem prawy (Right)

Jeżeli silnik działa zadowolająco z jednym iskrownikiem, należy kontynuować lot z tym iskrownikiem; ograniczoną mocą i maksymalnie BOGATĄ (full RICH) mieszanką i wylądować na najbliższym lotnisku.

Przygotować się do lądowania z niedziałającym silnikiem.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONO NIE ZAPISANA

3.7 PROCEDURY AWARYJNE – ROZSZERZONE OPISY PROCEDUR

Poniższe punkty zawierają informacje dodatkowe przeznaczone dla pilota, które umożliwiają mu szczegółowe zrozumienie zalecanych procedur i mogą podawać możliwe przyczyny sytuacji.

3.9 POŻAR SILNIKA PODCZAS URUCHAMIANIA

Wypadki pożaru podczas uruchamiania są przeważnie skutkiem nadmiernego wydatku pompki zastrzykowej. W takim wypadku, najpierw należy znaleźć przyczynę, dokonać rozruchu zespołu napędowego i usunąć nadmiar paliwa z powrotem do instalacji ssania.

Jeżeli pożar nastąpi przed uruchomieniem zespołu napędowego, należy ustawić dźwignię składu mieszanki na zdławiona-odcięta (idle cut-off), dźwignię przepustnicy na otwartą (open) i obracać silnik rozrusznikiem. Jest to próba zassania płomieni do silnika.

Jeżeli pożar nastąpi po uruchomieniu zespołu napędowego, należy utrzymać dalszą jego pracę i starać się, wciągnąć płomienie do silnika.

Jeżeli w obydwa w/w przypadkach pożar trwa dłużej niż kilka sekund, należy użyć do jego gaszenia najbliższych dostępnych środków zewnętrznych.

W przypadku zastosowania procedury gaszenia zewnętrznego, zawór paliwowy należy ustawić na ZAMKNIĘTY (OFF), a dźwignię mieszanki na odcięty (cut-off).

3.11 SPADEK MOCY SILNIKA PODCZAS STARTU

O środkach zaradczych zastosowanych w przypadku utraty mocy podczas startu, decydują konkretne warunki danej sytuacji.

W przypadku jeszcze wystarczającej długości pasa startowego do wykonania normalnego lądowania, należy natychmiast lądować na wprost.

Jeżeli długość pasa startowego jest niewystarczająca, należy utrzymywać bezpieczną prędkość lotu oraz wykonywać tylko płaskie zakręty w celu omijania ewentualnych przeszkód. Klapy można wysuwać odpowiednio do potrzeb. Normalnie klapy powinny być całkowicie wypuszczone do przyziemienia.

Jeżeli osiągnięta wysokość jest wystarczająca dla dokonania ponownej próby uruchomienia silnika, należy utrzymywać bezpieczną prędkość lotu i przełączyć zawór paliwowy na zbiornik zawierający paliwo. Sprawdzić, czy elektryczna pompa paliwowa jest WŁĄCZONA (ON), a dźwignia mieszanki znajduje się w położeniu BOGATA (RICH). Ogrzewanie gaźnika powinno być WŁĄCZONE (ON).

Jeżeli niesprawność silnika powstała w wyniku braku paliwa, przywrócenie mocy nastąpi po przełączeniu na inny zbiornik zawierający paliwo dopiero wtedy, kiedy nastąpi ponowne napełnienie pustych przewodów paliwa. Może to potrwać do 10 sekund.

Jeżeli nie nastąpi przywrócenie pracy silnika, należy przeprowadzić lądowanie niedziałającym silnikiem (patrz Procedura awaryjna - Wykaz czynności kontrolnych oraz punkt 3.15).

3.13 SPADEK MOCY SILNIKA PODCZAS LOTU

Całkowita utrata mocy silnika jest z reguły spowodowany przerwą w przepływie paliwa, a przywrócenie pracy silnika nastąpi w tym przypadku w krótkim czasie po przywróceniu przepływu paliwa. Jeżeli utrata mocy nastąpi na małej wysokości należy rozpocząć przygotowania do lądowania z niedziałającym silnikiem (patrz punkt 3.15). Należy utrzymywać prędkość lotu co najmniej 76 KIAS.

Jeżeli wysokość lotu jest wystarczająca należy ustawić zawór wyboru zbiornika na zbiornik zawierający paliwo i WŁĄCZYĆ (ON) elektryczną pompę paliwową. Dźwignię składu mieszanki ustawić w położeniu mieszanki BOGATA (RICH) i WŁĄCZYĆ (ON) ogrzewanie gaźnika. Sprawdzić przyrządy silnikowe czy nie wskazują przyczyny utraty mocy. Jeśli brak jest wskazań ciśnienia paliwa sprawdzić położenie zaworu paliwowego i upewnić się, czy wybrany jest zbiornik zawierający paliwo.

Gdy nastąpi przywrócenie mocy, należy WYŁĄCZYĆ (OFF) ogrzewanie gaźnika oraz elektryczną pompę paliwową.

Jeżeli w wyniku powyższych działań nie nastąpi przywrócenie mocy zespołu napędowego, należy rozpocząć przygotowania do lądowania awaryjnego.

Jeżeli czas pozwoli, należy przełączyć włączniki iskrowników LEWY (LEFT), potem na PRAWY (RIGHT) i z powrotem na OBYDWA (BOTH). Dźwignie przepustnicy i mieszanki ustawiać w różnych położeniach. Dzięki temu można odzyskać mocy silnika, jeżeli jej spadek został spowodowany zbyt bogatą lub zbyt ubogą mieszanką, a przepływ paliwa jest utrudniony tylko w części instalacji. Dokonać przełączenia na inny zbiornik. Jeżeli w paliwie znajduje się woda, usunięcie jej potrwa pewien czas. W takim wypadku obracanie śmigła powietrzem podczas lotu może doprowadzić do przywrócenia pracy silnika. Jeżeli spadek mocy został spowodowany zawartością wody w paliwie, odczyt ciśnienia paliwa jest normalny.

Jeśli spadek mocy został spowodowany brakiem paliwa, przywrócenie mocy nastąpi po przełączeniu na inny zbiornik zawierający paliwo dopiero wtedy, kiedy nastąpi ponowne napełnienie pustych przewodów paliwa. Może to potrwać do 10 sekund.

Jeżeli nie nastąpi przywrócenie mocy silnika, należy wykonać lądowanie z niedziałającym (patrz Procedura awaryjna - Wykaz czynności kontrolnych oraz punkt 3.15).

3.15 LĄDOWANIE Z NIEDZIAŁAJĄCYM SILNIKIEM

Jeżeli utrata mocy nastąpi na wystarczającej wysokości należy samolot wyważyć na optymalnym kącie lotu ślizgowego (76 KIAS) (klimatyzacja wyłączona) i rozglądać się za odpowiednim miejscem do lądowania. Jeżeli wszelkie środki zaradcze mające na celu przywrócenie mocy okażą się bezskuteczne i pozostanie wystarczająca ilość czasu, należy przejrzeć mapy pod kątem lądowisk w bezpośrednim sąsiedztwie, ponieważ może być możliwe wylądowanie na jednym z nich, jeśli posiada się wystarczający zapas wysokości. W miarę możliwości, należy poinformować przez radio o swoich problemach i zamiarach służbę ruchu lotniczego. Jeżeli na pokładzie znajduje się drugi pilot, należy go zaangażować go do współpracy.

Po wyszukaniu odpowiedniego miejsca do lądowania, należy zniżyć samolot wykonując pełny krag. Aby wykonać normalne lądowanie należy postarać się być nad miejscem lądowania na wysokości 1000 stóp (300 m) i z wiatrem. Gdy osiągnięcie miejsca lądowania jest łatwe do osiągnięcia, należy ograniczyć prędkość do 66 KIAS z klapami wypuszczonymi, aby skrócić lądowanie. Zbyt dużą wysokość można obniżyć przez powiększenie pełnego kręgu, użycie klap lub wykonanie ślizgu, albo kombinację tych działań.

Przyziemienie powinno nastąpić w normalny sposób z możliwie najmniejszą prędkością.

Podchodząc do lądowania należy wg potrzeb wypuścić kłapy, przestawić dźwignię przepustnicy na zdławiony-odcięty (idle cut-off) i WYŁĄCZYĆ (OFF) iskrowniki. WYŁĄCZ (OFF) włączniki akumulatora i alternator. Przetaw kran paliwowy na ZAMKNIĘTY (OFF). Należy zapiać i dociągnąć pasy bezpieczeństwa.

3.17 POŻAR PODCZAS LOTU

Pożar można stwierdzić na podstawie obecności dymu, zapachu spalenizny oraz wzrostu temperatury w kabinie. Ważne jest niezwłoczne rozpoznanie źródła pożaru, co jest możliwe na podstawie wskazań przyrządów, ponieważ w każdym przypadku konieczne jest podjęcie nieco innych środków zaradczych.

Najpierw należy ustalić, skąd wydobywa się ogień.

Jeżeli wszystko wskazuje na zapalenie się przewodów elektrycznych (dym w kabinie), należy WYŁĄCZYĆ (OFF) wyłącznik główny. Otworzyć wentylację kabiny i wyłączyć ogrzewanie. Wylądować tak szybko jak będzie to możliwe.

W przypadku pożaru zespołu napędowego należy przestawić zawór paliwowy na ZAMKNIĘTY (OFF), oraz zamknąć przepustnicę. Dźwignię mieszanki ustawić w pozycji ZDŁAWIONY-ODCIĘTY (IDLE CUT-OFF). Wyłączyć elektryczną pompę paliwową. We wszystkich przypadkach instalacja grzewcza i przeciwbłędzeniowa muszą zostać WYŁĄCZONE (OFF). Jeśli nie jest konieczne prowadzenie korespondencji radiowej włączniki akumulatora i alternatora przestawić do pozycji WYŁĄCZONY (OFF).

Wykonać procedurę Lądowanie z nie działającym silnikiem.

UWAGA:

Możliwość pożaru zespołu napędowego w locie jest nadzwyczaj mała. Podana procedura ma charakter ogólny, tzn. w takim przypadku awarii decyzja, co należy uczynić zależy od uznania pilota.

3.19 SPADEK CIŚNIENIA OLEJU

Utrata ciśnienia oleju może być częściowa lub całkowita. Częściowy spadek ciśnienia oleju w normalnym wypadku świadczy o usterce instalacji regulacji ciśnienia oleju. W takim wypadku należy możliwie jak najszybciej wylądować w celu wykrycia przyczyny awarii i uniknięcia uszkodzeń zespołu napędowego.

Całkowity spadek ciśnienia oleju może być spowodowany całkowitą utratą oleju, albo usterką wskaźnika. W obydwu przypadkach należy dolecieć do najbliższego lotniska licząc się z koniecznością lądowania awaryjnego. Jeżeli usterka nie została spowodowana wadą działania wskaźnika ciśnienia oleju, może dojść do nagłego wyłączenia się silnik. Należy utrzymywać wysokość lotu do chwili, kiedy będzie można wykonać lądowanie z nie działającym silnikiem. Bez potrzeby nie należy zmieniać ustawienia mocy, gdyż może to przyspieszyć pełną utratę mocy.

Zależnie od okoliczności można zalecić takie postępowanie, oprócz lądowania na lotnisku, dopóki jeszcze dostępna jest moc zespołu napędowego, w szczególności wtedy, kiedy jeszcze występują inne oznaki straty ciśnienia oleju, jak np. nagły wzrost temperatury lub wystąpienie dymu wskutek spalania oleju, a w pobliżu nie ma lotniska.

Po zatrzymaniu zespołu napędowego, Wykonać czynności kontrolne wg listy wykazu Lądowanie z nie działającym silnikiem.

3.21 SPADEK CIŚNIENIA PALIWA

Najbardziej prawdopodobną przyczyną spadku ciśnienia paliwa są wyczerpanie paliwa w zbiorniku lub niesprawność elektrycznej pompy paliwowej. W razie spadku ciśnienia paliwa, należy WŁĄCZYĆ (ON) elektryczną pompę paliwową i sprawdzić, czy zawór wyboru zbiornika jest ustawiony na zbiornik zawierający jeszcze zużywalne paliwo.

Jeśli spadek ciśnienia paliwa spowodowany jest niesprawnością napędzanej przez silnik paliwowej, pompa elektryczna będzie zapewniała odpowiednie ciśnienie paliwa.

Po odzyskaniu właściwego ciśnienia paliwa i mocy należy WYŁĄCZYĆ (OFF) elektryczną pompę paliwową. Jeśli ciśnienie paliwa zaczyna ponownie spadać, należy WŁĄCZYĆ (ON) elektryczną pompę paliwową i jak najszybciej lądować na najbliższym odpowiednim lotnisku i wykryć przyczynę niesprawności.

PRZESTROGA

Jeśli normalna wartość ciśnienia i praca silnika nie są uzyskiwane natychmiast elektryczna pompa paliwowa powinna zostać wyłączona (off). Brak wskazań ciśnienia paliwa może wskazywać na przeciek w instalacji paliwowej lub zużycie całego paliwa.

3.23 ZBYT WYSOKA TEMPERATURA OLEJU

Zbyt wysoka temperatura oleju może zostać spowodowana zbyt niskim poziomem oleju, zatankiem chłodnicy oleju, uszkodzeniem lub niedostatecznym uszczelnieniem przegrody kierującej, uszkodzeniem wskaźnika lub innymi przyczynami. W takim wypadku należy możliwie jak najszybciej wylądować na najbliższym lotnisku i zlecić przeprowadzenie kontroli w celu wykrycia przyczyny awarii.

Stały szybki wzrost temperatury oleju stanowi oznakę usterki. Należy wówczas wylądować na najbliższym lotnisku i zlecić zbadanie problemu przez mechanika. Obserwować wskaźnik ciśnienia oleju, czy jednocześnie występuje spadek ciśnienia oleju.

3.25 USTERKI W INSTALACJI ELEKTRYCZNEJ

UWAGA:

W każdym przypadku, gdy napięcie w instalacji prądu stałego spadnie poniżej 25V zapali się światelko ostrzegawcze Niskie napięcie (Low Bus Voltage).

Brak zasilania z alternatora można stwierdzić na podstawie zerowego wskazania amperomierza. Przed przeprowadzeniem poniższych procedur, należy upewnić się przez włączenie jednego z odbiorników energii, np. reflektora ładowania, czy wskazanie jest rzeczywiście zerowe, a nie nastąpił tylko przejściowy spadek do niskiej wartości. W razie niestwierdzenia wzrostu wskazań amperomierza, można założyć awarię alternatora.

Obniżyć obciążenie sieci pokładowej do minimum. Sprawdzić bezpiecznik automatyczny alternatora, czy nastąpiło przerwanie obwodu.

Następnie należy dokonać próby resetowania przełącznika przepięciowego. W tym celu należy WYŁĄCZYĆ (ON) wyłącznik alternatora na jedną sekundę, a następnie włączyć go. Jeżeli awaria została spowodowana krótkotrwałym przepięciem (30,5V i powyżej), to amperomierz musiałby powrócić do normalnych wskazań po tej czynności.

UWAGA:

Zapali się światelko ostrzegawcze Niskie napięcie (Low Bus Voltage).

Jeżeli wskazanie amperomierza nadal wynosi „0” lub jeśli ponowne włączenie prądnicy jest niemożliwe, należy wyłączyć wyłącznik alternatora, obciążenie sieci pokładowej ograniczyć do absolutnie niezbędnego minimum i możliwie jak najszybciej wyładować. Wszystkie odbiorniki energii elektrycznej będą zasilane z akumulatora pokładowego.

2.27 PRZECIĄŻENIE ELEKTRYCZNE (Pobór z prądnicy prądu 20A powyżej znanego obciążenia odbiornika energii)

W przypadku stwierdzenia nienormalnie wysokiego poboru prądu z prądnicy (ponad 20A powyżej znanego obciążenia elektrycznego w warunkach użytkowania), przyczyną może być częściowe rozładowanie akumulatora, usterka akumulatora lub inne odbiegające od normy obciążenie elektryczne. Jeżeli przyczyną tej sytuacji jest częściowe rozładowanie akumulatora, to wskazanie musi powrócić do wartości normalnej w ciągu 5 minut. Jeżeli przeciążenie utrzymuje się, należy obniżyć obciążenie sieci pokładowej przez wyłączenie urządzeń, które nie są bezwarunkowo konieczne.

Przestawienie włącznik akumulatora w położeniu WYŁĄCZONY (OFF) powinno spowodować obniżenie wskazań amperomierza. Wówczas należy ustawić wyłącznik akumulatora ponownie w położeniu WŁĄCZONY (ON) i obserwować amperomierz. Jeżeli moc na wyjściu alternatora nie zmniejszy się w ciągu 5 minut, wyłącznik przestawić w położeniu WYŁĄCZONY (OFF) i lądować tak szybko, jak to będzie możliwe. Wszystkie odbiorniki energii elektrycznej są zasilane z prądnicy.

UWAGA:

Z powodu wzrostu napięcia w instalacji pokładowej oraz występowania zakłóceń radiowych, użytkowanie z włączoną prądnicą i odłączonym akumulatorem powinno nastąpić tylko wtedy, kiedy jest to konieczne z powodu awarii instalacji elektrycznej.

3.29 WYPROWADZANIE Z KORKOCIĄGU

Celowe wykonywanie korkociągu jest zabronione dla niniejszego samolotu. W przypadku niezamierzonego wejścia w korkociąg, należy natychmiast przemieścić do oporu pedały steru kierunku w kierunku przeciwnym do obrotów. Wolant należy wypchnąć maksymalnie od siebie, a lotki ustawić neutralnie. Dźwignię przepustnicy przestawić na ZDŁAWIONY (IDLE).

Po ustaniu obrotów ster kierunku należy przemieścić do położenia neutralnego i powoli cofnąć wolant, aby łagodnie odzyskać położenie poziome.

3.31 OTWARCIE DRZWI KABINY

Drzwi kabiny posiadają podwójną blokadę, dzięki czemu prawdopodobieństwo, iż obydwie blokady zostaną zwolnione podczas lotu, jest niewielkie. Jeżeli jednak pilot zapomni o zablokowaniu blokady górnej, albo nie nastąpi odpowiednie zadziałanie zapadki blokady bocznej, może nastąpić częściowe otwarcie drzwi. Dzieje się tak najczęściej podczas startu lub tuż po nim. Częściowe otwarcie drzwi nie ma wpływu na normalne własności lotne, a wykonywanie normalnego lotu jest możliwe.

Jeżeli obydwie blokady są otwarte może nastąpić niewielkie podniesienie drzwi, wskutek czego nastąpi niewielkie zmniejszenie prędkości lotu.

Aby zamknąć drzwi podczas lotu należy ograniczyć prędkość lotu do 87 KIAS, zamknąć wszystkie nawiewy świeżego powietrza i otworzyć wiatrochron. Jeżeli otwarta jest blokada górna, można ją teraz zamknąć. Jeżeli otwarta jest blokada boczna, należy drzwi pociągnąć w kierunku poręczy fotela i zamknąć blokadę. Jeżeli obydwie blokady są otwarte, należy najpierw zablokować blokadę boczną, a potem górną.

3.33 OBLODZENIE GAŹNIKA

W określonych warunkach atmosferycznych oraz temperaturach w zakresie od -5°C do 20°C może dojść do powstawania oblodzenia instalacji ssania nawet latem, co jest spowodowane wysoką prędkością powietrza w gaźniku i pobieraniem ciepła wskutek parowania paliwa.

W celu uniknięcia oblodzenia silnika, zainstalowano urządzenie do wstępnego podgrzewania gaźnika, co zapewnia kompensację straty ciepła wskutek parowania paliwa. W przypadku powstawania oblodzenia na gaźniku, należy włączyć pełne wstępne podgrzewanie gaźnika. Dźwignię mieszanki należy ustawić na najbardziej równomierną pracę silnika.

3.35 NIERÓWNOMIERNY PRACA SILNIKA

Nierównomierna praca silnika jest w normalnym wypadku spowodowane powstawaniem oblodzenia gaźnika, co przejawia się spadkiem obrotów i może mieć związek z niewielką utratą wysokości i prędkości lotu. Jeżeli pilot dopuści do nadmiernego oblodzenia, przywrócenie pełnej mocy zespołu napędowego może być niemożliwe; w związku z tym konieczne jest natychmiastowe działanie.

Należy włączyć pełne wstępne podgrzewanie gaźnika (patrz Uwaga). Wówczas nastąpi niewielki spadek obrotów, a praca silnika stanie się jeszcze nieco bardziej nierównomierna. Należy poczekać aż ta niestabilność się zmniejszy, a obroty wzrosną, co stanowi oznakę usunięcia oblodzenia. Jeżeli w ciągu około 1 minuty nie nastąpi żadna zmiana, należy ponownie WYŁĄCZYĆ (OFF) ogrzewanie gaźnika.

Jeżeli działanie silnika jest nadal nierównomierne, należy ustawić mieszankę zapewniającą najbardziej równomierną pracę. Praca silnika jest nierównomierna, jeśli ustawiono mieszankę zbyt bogatą lub zbyt ubogą. Należy włączyć elektryczną pompę paliwową, a zawór paliwowy nastawić na inny zbiornik, aby ustalić, czy przyczyną niestabilnego działania zespołu napędowego jest zanieczyszczenie paliwa. Sprawdzić, czy wskazania przyrządów silnikowych nie odbiegają od normy. Jeżeli wskazania odbiegają od normalnych, należy podjąć odpowiednie działanie. Następnie należy ustawić wyłącznik iskrowników na LEWY (LEFT) potem PRAWY (RIGHT). Jeżeli silnik działa zadowolająco z jednym iskrownikiem, należy kontynuować lot z tym iskrownikiem przy ograniczonej mocy i maksymalnie bogatą mieszanką i wylądować na następnym lotnisku.

Jeżeli działanie zespołu napędowego jest nadal niestabilne, pilot może dla pewności wylądować wg własnego uznania.

UWAGA:

Częściowe włączenie ogrzewania gaźnika może mieć bardziej niekorzystne skutki, niż całkowity brak ogrzewania, ponieważ lód topi się tylko częściowo i ponownie zamarza w instalacji ssania. Wobec tego w przypadku użycia urządzenia do podgrzewania wstępnego gaźnika należy zawsze stosować pełne ogrzewanie, a wyłączać je po usunięciu oblodzenia.

SPIS TREŚCI

ROZDZIAŁ 4

PROCEDURY NORMALNE

Paragraf	Strona
1.1	Wstęp 4-1
4.3	Prędkości bezpiecznego użytkowania 4-1
4.5	Listy kontrolne procedur normalnych 4-3
	Przegląd przedlotowy 4-3
	Uruchamianie silnika – wstęp 4-6
	Przed uruchomieniem silnika 4-7
	Uruchamianie zimnego silnika 4-7
	Uruchamianie gorącego silnika 4-7
	Uruchamianie silnika po zalaniu 4-8
	Uruchamianie silnika z zasilaniem zewnętrznym 4-8
	Rozgrzewanie silnika 4-9
	Kołowanie 4-9
	Próba przedstartowa 4-9
	Czynności przed startem 4-10
	Start 4-10
	Krótki pas, przeszkody 4-11
	Wznoszenie 4-11
	Przelot 4-11
	Zniżanie 4-11
	Podejście do lądowania i lądowanie 4-12
	Wyłączenie silnika 4-12
	Zabezpieczanie samolotu 4-12
4.7	Przegląd przedlotowy 4-14
4.9	Uruchamianie silnika – wstęp 4-17
4.11	Przed uruchomieniem silnika 4-17
4.13	Uruchamianie zimnego silnika 4-18
4.15	Rozgrzewanie silnika 4-20
4.17	Kołowanie 4-20
4.19	Próba na ziemi 4-20

SPIS TREŚCI

ROZDZIAŁ 4

Paragraf		Strona
4.21	Czynności przed startem	4-21
4.23	Start	4-22
4.25	Wznoszenie	4-22
4.27	Przelot	4-23
4.29	Zniżanie	4-24
4.31	Podejście do lądowania i lądowanie	4-24
4.33	Wyłączenie silnika	4-25
4.35	Zabezpieczanie samolotu	4-26
4.37	Przecignięcia	4-26
4.39	Użytkowanie w warunkach turbulencji	4-27
4.41	Ciążar i położenia środka ciężkości	4-27
4.43	Poziom hałasu	4-27

ROZDZIAŁ 4

PROCEDURY NORMALNE

1.1. WSTĘP

W niniejszym rozdziale zamieszczono opis zalecanych procedur normalnego użytkowania samolotu Archer III. Uwzględniono wszystkie procedury wymagane zgodnie z przepisami FAA jak również takie, które są konieczne podczas użytkowania samolotu z punktu widzenia charakterystyk eksploatacyjnych i konstrukcyjnych.

Procedury normalne dla instalacji specjalnych i wyposażenia specjalnego, dla których konieczne są uzupełnienia Instrukcji Użytkowania w Locie, zamieszczono w Rozdziale 9 Uzupełnienia.

Procedury te umożliwiają pilotowi ich odszukanie, ułatwiają przeglądanie oraz podają wskazówki na temat sposobów postępowania, które nie są takie same dla wszystkich samolotów. Piloci muszą się zapoznać z procedurami normalnymi użytkowania samolotu i opanować je.

Część pierwsza niniejszego Rozdziału zawiera wykaz czynności kontrolnych w formie skróconej, który podaje kolejność postępowania dla normalnych procedur użytkowania, natomiast użytkowanie instalacji omówiono tylko pobieżnie.

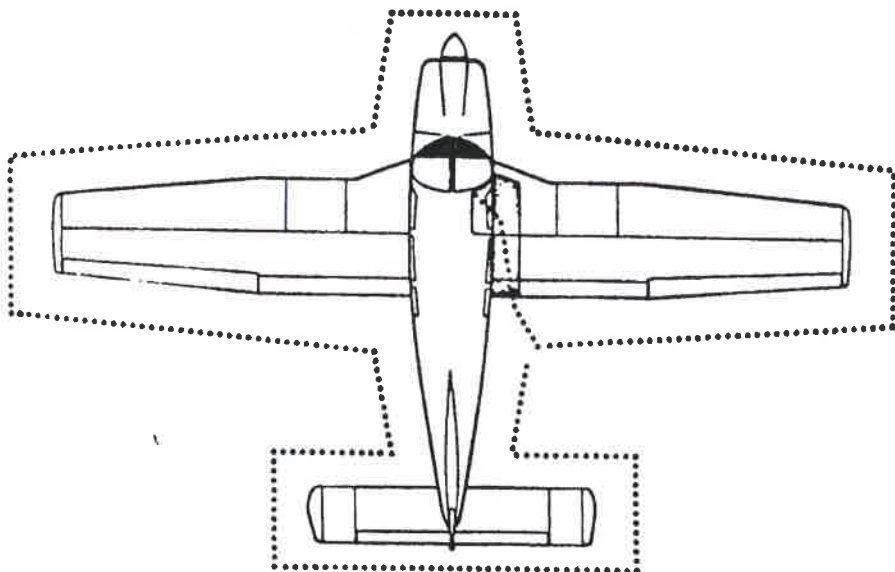
Pozostała część Rozdziału zawiera dokładny opis normalnych procedur użytkowania wraz z dokładnymi danymi oraz wyjaśnieniami na temat procedur oraz ich realizacji. Ta część Rozdziału nie stanowi źródła informacji do korzystania podczas lotu z powodu długich wyjaśnień. W tym celu należy używać wykazu czynności kontrolnych.

4.3 PRĘDKOŚCI BEZPIECZNEGO UŻYTKOWANIA

Prędkości lotu podane poniżej są ważne dla bezpiecznego użytkowania samolotu. Wartości te dotyczą samolotu ze standardowym wyposażeniem o ciężarze maksymalnym w warunkach atmosfery standardowej.

Osiągi określonego samolotu mogą się różnić od dokładnych wartości, co jest zależne od zabudowanego wyposażenia, stanu zespołu napędowego, samolotu oraz agregatów, warunków atmosferycznych oraz techniki pilotażu.

Prędkość dla najlepszego wznoszenia	76 KIAS (141 km/h)
Prędkość dla najlepszego kąta wznoszenia	64 KIAS (119 km/h)
Prędkość w warunkach turbulencji (patrz punkt 2.3)	113 KIAS (209 km/h)
Maksymalna dopuszczalna prędkość na klapach	102 KIAS (189 km/h)
Prędkość podejścia do lądowania	66 KIAS (122 km/h)
Maksymalna udowodniona prędkość wiatru bocznego	17 węzłów (31 km/h)

**TRASA PRZEGLĄDU PRZEDLOTOWEGO**

Rysunek 4-1

**WYKAZ CZYNNOŚCI KONTROLNYCH DLA PROCEDUR NORMALNYCH
PRZEGLĄD PRZEDLOTOWY****KABINA**

Wolant	Zdjąć pas zabezpieczający
Hamulec postojowy	Zaciągnąć
Awionika	WYŁĄCZONA (OFF)
Wszystkie włączniki	WYŁĄCZONE (OFF)
Mieszanka	Zdławiona-odcięta (idle cut-off)
Wyłącznik iskrowników	WYŁĄCZONE (OFF)
Wyłącznik główny akumulatora	WŁĄCZONE (ON)
Paliwomierze	Sprawdzić ilość paliwa
Panel przyzewowy	Sprawdzić
Wyłącznik główny akumulatora	WYŁĄCZONE (OFF)
Kłapy	Wypuścić
Układy sterowania	Sprawdzić poprawność działania
Wyważenie podłużne	W położeniu neutralnym
Układy ciśnienia stat i rurki Pitota	Zdrenować
Okna	Sprawdzić czystość

Wymagane dokumenty i Instrukcja	Sprawdzić czy są
Drażek do holowania i bagaż	Zamocować i zabezpieczyć
Drzwi bagażowe	Zamknąć i zabezpieczyć

PRAWE SKRZYDŁO

Stan powierzchni	Usunąć lód, szron i śnieg
Kłapy i ich okucia	Sprawdzić
Lotki i ich okucia	Sprawdzić
Rozpraszacze ładunków statycznych	Sprawdzić i zabezpieczyć
Końcówka skrzydła i światła	Sprawdzić
Zbiorniki paliwa	Sprawdzić wzrokowo ilość paliwa i zabezpieczyć korek wlewu
Odpowietrzenie zbiornika	Drożne

PRZESTROGA: W przypadku zdernowienia jakiegokolwiek ilości paliwa, przed uruchomieniem silnika należy upewnić się, że nie istnieje zagrożenie pożarowe.

Odstojnik zbiornika paliwa	Zdrenować i sprawdzić na obecność wody, osadów oraz gatunek paliwa
Kotwiczenie i podstawki	Usunąć
Amortyzator goleni podwozia głównego	Sprawdzić ugięcie (max 108 ± 6.25 mm)
Opona koła podwozia głównego	Sprawdzić
Okładzina hamulców	Sprawdzić
Chwyt powietrza	Drożny

CZĘŚĆ PRZEDNIA

Stan ogólny	Sprawdzić
Maski silnika	Zamknięte
Szyba przednia	Oczyszczyć
Śmigło i osłona śmigła	Sprawdzić
Chwyty powietrza	Drożne
Uszczelnienia deflektorów	Sprawdzić
Podstawka	Usunąć
Amortyzator goleni podwozia przedniego	Sprawdzić ugięcie (max. 82.5 ± 6.25 mm)
Opona koła podwozia przedniego	Sprawdzić
Olej	Sprawdzić poziom oleju
Bagnet	Sprawdzić pewność osadzenia
Korek wlewu oleju	Zabezpieczyć

PRZESTROGA: W przypadku zdernowania jakiegokolwiek ilości paliwa, przed uruchomieniem silnika należy upewnić się, że nie istnieje zagrożenie pożarowe.

Odstojnik Zdrenować

LEWE SKRZYDŁO

Stan powierzchni Usunąć ^{lód}lód, szron i śnieg
Chwyt powietrza Drożny

PRZESTROGA: W przypadku zdernowania jakiegokolwiek ilości paliwa, przed uruchomieniem silnika należy upewnić się, że nie istnieje zagrożenie pożarowe.

Odstojnik zbiornika paliwa Zdrenować i sprawdzić na obecność wody, osadów oraz gatunek paliwa
Odpowietrzenie zbiornika Drożne
Amortyzator goleni podwozia głównego Sprawdzić ugięcie ($\max 108 \pm 6.25$ mm)
Opona koła podwozia głównego Sprawdzić
Okładzina hamulców Sprawdzić
Kotwiczenie i podstawki Usunąć
Zbiorniki paliwa Sprawdzić wzrokowo ilość paliwa i zabezpieczyć korek wlewu
Rurka Pitota Zdjąć osłonę, sprawdzić drożność otworów
Końcówka skrzydła i światła Sprawdzić
Lotki i zawiasy Sprawdzić
Kłapy i zawiasy Sprawdzić
Rozpraszacze ładunków statycznych Sprawdzić i zabezpieczyć

KAŁŁUB

Anteny Sprawdzić
Usterzenia Wolne od lodu, szronu i śniegu
Stery i kłapki wyważające Sprawdzić
Kotwiczenie Usunąć

RÓŻNE

Włącznik akumulatora	Usunąć
Kłapy	Schować
Oświetlenie wnętrza	WŁĄCZYĆ (ON) i sprawdzić
Włącznik ogrzewania rurki Pitota	WŁĄCZYĆ (ON)
Lampka sygnalizacyjna wyl./nie działa (OFF/INOP) rurka Pitota	Zgasła

PRZESTROGA: W czasie przeprowadzania próby funkcjonalnej ogrzewania rurki Pitota należy zachować ostrożność, ponieważ zespół staje się bardzo gorący. Dla uniknięcia uszkodzenia elementu grzewczego używanie na ziemi powinno być ograniczone do 3 minut.

UWAGA: Zapnij i wyreguluj wszystkie nieużywane pasy bezpieczeństwa, aby zabezpieczyć przed uderzeniem w wolant lub zranieniem pasażera podczas lotu w turbulencji.

Światła zewnętrzne	WŁĄCZYĆ i sprawdzić
Rurka Pitota	Sprawdzić czy jest ciepła
Sygnal sygnalizatora przeciągnięcia	Sprawdzić
Włączniki wszystkich świateł	WYŁĄCZYĆ
Włącznik ogrzewania rurki Pitota	WYŁĄCZYĆ
Lampka sygnalizacyjna wyl./nie działa (OFF/INOP) rurka Pitota	Pali się
Włącznik akumulatora	WYŁĄCZYĆ
Pasażerowie	Na pokładzie
Drzwi	Sprawdzić i zabezpieczyć
Siedzenia	Ustawić i zablokować
Pasy bezpieczeństwa	Zapięte i wyregulowane
Sprawdzić działanie mech. bezwładnościowego	

URUCHAMIANIE SILNIKA – WSTĘP

PRZESTROGA: Nie rozpoczynać lotu, jeśli brak jest potwierdzenia, że alternator ładuje.

PRZESTROGA: Jeśli ciśnienie oleju nie wzrasta w ciągu 30 sekund po uruchomieniu silnika, należy silnik wyłączyć i znaleźć przyczynę niesprawności. W warunkach zimowych pojawienie się wzrostu ciśnienia oleju będzie trwało o kilka sekund dłużej.

PRZED URUCHOMIENIEM SILNIKA

Hamulce	Zaciągnąć
Bezpieczniki automatyczne	Sprawdzić
Pomocniczy obwód powietrza	WYŁĄCZONY (OFF)
Ogrzewanie gaźnika.	WYŁĄCZONE (OFF) całkowicie
Awionika	WYŁĄCZONY (OFF)
Zawór paliwowy	Ustawić naabrany zbiornik

URUCHAMIANIE SILNIKA ZIMNEGO

Przepustnica	Otworzyć na 6mm
Wyłącznik akumulatora	WŁĄCZONY (ON)
Włącznik alternatora	WŁĄCZONY (ON)
Iskrowniki	WŁĄCZONE (ON)
Elektryczna pompa paliwowa.	WŁĄCZONY (ON)
Mieszanka.	maksymalnie BOGATA (full RICH)
Śmigło	Przestrzeń wokół wolna
Rozrusznik	Włączyć
Przepustnica.	Wyregulować
Ciśnienie oleju.	Sprawdzić

UWAGA: Jeżeli zespół napędowy nie zadziała w ciągu 10 sekund, należy uruchomić pompę wtrysku paliwa rozruchowego i powtórzyć procedurę rozruchu.

URUCHAMIANIE SILNIKA GORĄCEGO

Przepustnica.	Otworzyć na 13mm
Wyłącznik akumulatora	WŁĄCZONY (ON)
Włącznik alternatora	WŁĄCZONY (ON)
Iskrowniki	WŁĄCZONE (ON)
Elektryczna pompa paliwowa.	WŁĄCZONY (ON)
Mieszanka	maksymalnie BOGATA (REICH)
Rozrusznik.	Włączyć
Przepustnica.	Wyregulować
Ciśnienie oleju.	Sprawdzić

URUCHAMIANIE ZALANEGO SILNIKA

Przepustnica	Całkowicie do przodu
Wyłącznik akumulatora	WŁĄCZONY (ON)
Włącznik alternatora	WŁĄCZONY (ON)
Włączniki iskrowników	WŁĄCZONY (ON)
Elektryczna pompa paliwowa	WYŁĄCZONY (OFF)
Mieszanka	Odcięta-zdławiona (idle cut-off)
Śmigło	Przestrzeń wokół wolna
Rozrusznik	Włączyć
Mieszanka	Dźwignia do przodu
Przepustnica	Dźwignia cofnąć
Ciśnienie oleju	Sprawdzić

URUCHAMIANIE SILNIKA Z ZASILANIEM ZEWNĘTRZNYM

PRZESTROGA: Możliwe jest równoległe użycie akumulatora samolotu po przestawieniu włącznika akumulatora do pozycji WŁĄCZONY (ON). Da to większe możliwości obracania silnika rozrusznikiem, ale nie zwiększy natężenia prądu. Jeśli akumulator został rozładowany należy zachować ostrożność. Natężenie może zostać ograniczony do poziomu akumulatora. Może to być sprawdzone przez chwilowe włączenie włącznika akumulatora, gdy działa rozrusznik. Jeśli rozrusznik przyśpiesza, akumulator daje prąd o wyższym natężeniu niż zasilanie lotniskowe. Jeśli akumulator jest słabszy niż źródło lotniskowe należy kontynuować uruchamianie z odłączonym akumulatorem.

Wyłącznik akumulatora	WYŁĄCZONY (OFF)
Włącznik alternatora	WYŁĄCZONY (OFF)
Iskrowniki	WŁĄCZONE (ON)
Wyposażenie elektryczne	WYŁĄCZONE (OFF)
Złącze zasilania zewnętrznego	Podłączyć
Złącze przewodu pomocniczego rozruchu	Włączyć do gniazda

Przeprowadzić normalną procedurę rozruchu

Dźwignia przepustnicy	Najniższe możliwe obroty
Złącze przewodu pomocniczego rozruchu	Wyłączyć z gniazda
Wyłącznik akumulatora	WŁĄCZONY (ON)
Wyłącznik alternatora	WŁĄCZONY (ON)
	Sprawdzić amperomierz
Ciśnienie oleju	Sprawdzić

PODGRZEWANIE

Przepustnica	800 do 1200 obr/min
--------------------	---------------------

KOŁOWANIE

Droga kołowania	Wolna
Hamulec postojowy	Zwolnić
Przepustnica	Powoli zwiększać obroty
Hamulce	Sprawdzić
Sterowanie	Sprawdzić

PRÓBA PRZEDSTARTOWA

Hamulec postojowy	Zaciągnąć
Przepustnica	2000 obr/min
Iskrowniki	Max spadek 175 obr/min
	Max różnica 50 obr/min
Podciśnienie	4.8 -5,2 cala Hg
Temperatura oleju	Sprawdzić
Ciśnienie oleju	Sprawdzić
Instalacja klimatyzacji (jeśli zainstalowana)	Sprawdzić
Amperomierz	Sprawdzić
Pulpit przyzewowy	Wcisnąć w celu sprawdzenia
Ogrzewanie gaźnika	Spadek o ok. 75 obr/min

Silnik jest rozgrzany do startu, gdy przepustnica może być otwarta bez powodowanie nierównomierności w pracy silnika.

Elektryczna pompa paliwowa	WYŁĄCZONY (OFF)
Ciśnienie paliwa	Sprawdzić
Przepustnica	Zmniejszyć obroty

CZYNNOŚCI PRZED STARTEM

Wyłącznik akumulatora	Sprawdzić WŁĄCZONY (ON)
Włącznik alternatora	Sprawdzić WŁĄCZONY (ON)
Iskrowniki	Sprawdzić WŁĄCZONY (ON)
Przyrządy pilotażowe	Sprawdzić
Zawór paliwowy	Na właściwy zbiornik
Elektryczna pompa paliwowa	WŁĄCZONY (ON)
Przyrządy silnikowe	Sprawdzić
Odgryzewanie gaźnika	WYŁĄCZONY (OFF)
Mieszanka	Ustawić
Oparcie fotela	Podnieść i zablokować
Fotele	Ustawić
Pasy bezpieczeństwa	Zapięte i dopasowane
Puste fotele	Pasy zapięte i napięte
Kłapy	Ustawić
Kłapka wyważająca	Ustawić
Sterowania	Swobodne
Drzwi	Zablokowane
Klimatyzacja (jeśli zainstalowana)	WYŁĄCZONY (OFF)

START

START NORMALNY

Kłapy	Ustawić
Kłapka wyważająca	Ustawić
Rozpędzić się 60 KIAS	
Wolant	Ściągnąć w celu przejścia do lotu ze wznoszeniem

START NA KRÓTKIEJ DRODZE STARTOWEJ Z PRZESZKODĄ

Klapy 25° (drugi ząb zapadki)
 Kłepka wyważająca Lekko do tyłu od neutrum
 Przepustnica Pełna moc przez zwolnieniem hamulców
 Rozpędzić do 55 KIAS w zależności od ciężaru samolotu)
 Wolant Ściągnąć w celu przejścia
 do położenia dla wznoszenia

Po oderwaniu rozpędzić do 60 KIAS w zależności od ciężaru samolotu

Rozpędzić do prędkości dla najlepszego kąta wznoszenia ze schowanymi klapami - 64 KIAS

Klapy Powoli schować

Po ominięciu przeszkód i osiągnięciu bezpiecznej wysokości

Rozpędzić do prędkości najlepszego wznoszenia ze schowanymi klapami – 76 KIAS.

WZNOSZENIE

Prędkość dla najlepszego wznoszenia (klapy schowane) 76 KIAS
 Prędkość dla najlepszego kąta wznoszenia (klapy schowane) 64 KIAS
 Prędkość w locie poziomym 87 KIAS
 Elektryczna pompa paliwowa WYŁĄCZYĆ (OFF)
 po osiągnięciu założonej wysokości

PRZELOT

Moc Ustawić wg tabeli osiągnięć
 Mieszanka Wyregulować

ZNIŻANIE**ZNIŻANIE NORMALNE**

Przepustnica 2500 obr/min
 Prędkość lotu 122 KIAS
 Mieszanka BOGATA (RICH)
 Ogrzewanie gaźnika WŁĄCZONE (ON), w razie potrzeby

ZNIŻANIE BEZ MOCY

Ogrzewanie gaźnika WŁĄCZONE (ON), w razie potrzeby
 Przepustnica Zamknąć
 Prędkość lotu Wg potrzeb
 Mieszanka Wg potrzeb
 Moc Korygować przepustnicą co 30 sekund

PODEJŚCIE DO LĄDOWANIA I LĄDOWANIE

Zawór paliwowy	Właściwy zbiornik
Oparcie foteli	Podniesione
Pasy bezpieczeństwa	Zapięte i wyregulowane
Elektryczna pompa paliwowa	WŁĄCZONA (ON)
Mieszanka	Ustawić
Klapy	Wypuścić - przy max. 102 KIAS
Instalacja klimatyzacji	WYŁĄCZONA (OFF)
Początkowa prędkość podejścia	75 KIAS
Końcowa prędkość podejścia (klapy 40°)	66 KIAS

WYŁĄCZENIE SILNIKA

PRZESTROGA:

Klapy muszą być ustawione w pozycji schowanej, aby zostały zablokowane i mogły przenosić obciążenie. Mimo wszystko pasażerowie powinni odpowiednio ostrzeżeni.

Klapy	Schować
Elektryczna pompa paliwowa	WYŁĄCZONA (OFF)
Instalacja klimatyzacyjna (jeśli zainstalowana)	WYŁĄCZONA (OFF)
Główny włącznik zasilania awioniki	WYŁĄCZONY (OFF)
Włączniki elektryczne	WYŁĄCZONE (OFF)
Przepustnica	Cofnąć do oporu
Mieszanka	Zdławiony-odcięty (idle cut-off)
Wyłącznik iskrowników	WYŁĄCZONE (OFF)
Wyłącznik alternatora	WYŁĄCZONY (OFF)
Wyłącznik akumulatora	WYŁĄCZONY (OFF)

WYŁĄCZENIE SAMOLOTU

Hamulec postojowy	Zaciągnąć
Klapy	Schować
Wolant	Zablokować pasem
Podstawki pod koła	Podstawić
Kotwiczenie	Założyć

STRONA CELOWO POZOSTAWIONO NA ZAPISANA

4.7 PRZEGLĄD PRZEDLOTOWY

Należy przeprowadzić dokładną kontrolę stanu samolotu przez wykonanie czynności kontrolnych przed lotem i przeglądu przedlotowego. Powinna ona dotyczyć również sprawdzenia stanu gotowości samolotu, obliczenie ciężaru oraz granicznych położań środka ciężkości, obliczenie długości drogi startowej oraz ustalenie osiągaów. Ponadto należy uzyskać informację na temat warunków meteorologicznych dla planowanej trasy lotu i sprawdzić wszystkie inne czynniki, które są ważne dla bezpiecznego lotu.

PRZESTROGA

Przed wejściem do samolotu należy zwrócić uwagę na położenie klap skrzydeł. Klapy muszą być całkowicie schowane, co umożliwia blokadę i umożliwia wykorzystanie prawej klapy jako stopnia schodków.

KABINA

Po wejściu do kabiny pilota należy zwolnić pasy bezpieczeństwa, którymi został zablokowany wolant i wyłączyć wszystkie urządzenia radiowe. Zaciągnąć hamulec postojowy poprzez wciśnięcie i przytrzymanie pedałów hamulców, a następnie przez wyciągnięcie dźwigni hamulca ręcznego jednocześnie naciskając gałkę zamocowaną na jej rękojeści. Upewnić się, że wszystkie włączniki elektryczne znajdują się w pozycji **WYŁĄCZONY (OFF)**. **WŁĄCZYĆ (OFF)** wszystkie wyłącznik awioniki (aby zaoszczędzić energię i zmniejszyć zużycie przyrządów). Dźwignia składu mieszanki powinna być w położeniu odcięty-zdławiony (idle cut-off), a włączniki iskrowników **WYŁĄCZONY (OFF)**. Następnie należy wyłączyć wyłącznik akumulatora i sprawdzić na wskaźniku paliwomierza, czy ilość paliwa jest wystarczająca oraz tablicę przyzewową czy nie palą się światełka ostrzegawcze. Sprawdzić podstawowe układy sterowania czy właściwie funkcjonują, wypuścić klapy i ustawić klapki wyważające w pozycji neutralnej. Otworzyć drenaże układu rurki Pitota i ciśnienia statycznego, aby usunąć jakiegokolwiek wilgoć, które zebrało się w przewodach. Sprawdzić czystość okien oraz czy wymagana dokumentacja jest w samolocie. Prawidłowo zapakować i zabezpieczyć bagaż. Zamknąć zabezpieczyć drzwi bagażnika.

PRAWE SKRZYDŁO

Przegląd przedlotowy należy rozpocząć od krawędzi spływu prawego skrzydła i sprawdzić powierzchnię skrzydła oraz powierzchnie sterów czy są wolne od lodu, szronu, śniegu lub innych materiałów obcych. Sprawdzić klapę, lotkę i ich okucia czy nie są uszkodzone i nie blokują się podczas wychyleń. Rozpraszacze ładunków statycznych powinny być mocno osadzone i w dobrym stanie. Sprawdzić końcówkę skrzydła i światło czy nie są uszkodzone.

Otworzyć wlew paliwa do zbiornika i wzrokowo sprawdzić ilość paliwa. Zamontować korek wlewu. Odpowietrzenie zbiornika powinno być drożne.

Umieścić naczynie pod odstojnikiem i przed pierwszym lotem w danym dniu oraz po każdym tankowaniu należy spuścić paliwo z odstojników zbiorników paliwa. Upewnić się, że ilość zdernowanego paliwa jest dostateczna dla stwierdzenia właściwego gatunku paliwa i w całości wody i zanieczyszczeń.

PRZESTROGA

W przypadku zdernowania jakiegokolwiek ilości paliwa, przed uruchomieniem silnika należy upewnić się, że nie istnieje zagrożenie pożarowe.

Zdjąć kotwiczenie i usunąć podstawki spod koła.

Następnie należy przeprowadzić kontrolę podwozia. Sprawdzić, czy ciśnienie w amortyzatorze jest odpowiednie. Pod normalnym obciążeniem statycznym amortyzator podwozia głównego powinien wystawać na $108 \text{ mm} \pm 6.25 \text{ mm}$. Sprawdzić oponę pod kątem ewentualnych przecięć, zużycia oraz właściwego ciśnienia. Przeprowadzić oględziny wykładzin i tarcz hamulcowych.

Sprawdzić czy chwyt świeżego powietrza jest wolny od ciał obcych.

CZĘŚĆ PRZEDNIA

Sprawdzić ogólny stan części przedniej czy nie występują wycieki oleju lub innych cieczy oraz bezpieczeństwo masek silnika. Sprawdzić wiatrochron i w razie potrzeby wyczyścić go. Śmigło i jego kołpak należy sprawdzić pod kątem niebezpiecznych wyszczerbień, pęknięć lub innych uszkodzeń. Wlot powietrza powinien być wolny od przeszkód. Sprawdzić uszczelnienia deflektorów.

Usunąć podstawki i sprawdzić wysunięcie amortyzatora goleni przedniej. Pod normalnym obciążeniem statycznym amortyzator podwozia przedniego powinien wystawać na $82.5 \text{ mm} \pm 6.25 \text{ mm}$. Sprawdzić oponę pod kątem ewentualnych przecięć, zużycia oraz właściwego ciśnienia. Sprawdzić poziom oleju. Sprawdzić pewność zamocowania bagnetu i korka wlewowego oleju. Spuścić odstęp z odstojnika znajdującego się u dołu po lewej stronie przedziału silnikowego.

PRZESTROGA

W przypadku zdernowania jakiegokolwiek ilości paliwa, przed uruchomieniem silnika należy upewnić się, że nie istnieje zagrożenie pożarowe.

LEWE SKRZYDŁO

Powierzchnia skrzydła powinna być wolna od lodu, szrony, śniegu lub innych materiałów obcych. Sprawdzić czy chwyt świeżego powietrza jest wolny od ciał obcych i zdjąć kotwiczenie oraz usunąć podstawki spod koła. Sprawdzić, czy ciśnienie w amortyzatorze jest odpowiednie. Pod normalnym obciążeniem statycznym amortyzator podwozia głównego powinien wystawać na $108 \text{ mm} \pm 6.25 \text{ mm}$. Sprawdzić oponę pod kątem ewentualnych przecięć, zużycia oraz właściwego ciśnienia. Przeprowadzić oględziny wykładzin i tarcz hamulcowych.

Otworzyć wlew paliwa do zbiornika i wzrokowo sprawdzić ilość paliwa. Zamontować korek wlewu. Odpowietrzenie zbiornika powinno być drożne. Umieścić naczynie pod odstożnikiem i przed pierwszym lotem w danym dniu oraz po każdym tankowaniu należy spuścić paliwo z odstożników zbiorników paliwa. Upewnić się, że ilość zdernowanego paliwa jest dostateczna dla stwierdzenia właściwego gatunku paliwa i w całości wody i zanieczyszczeń.

PRZESTROGA

W przypadku zdernowania jakiegokolwiek ilości paliwa, przed uruchomieniem silnika należy upewnić się, że nie istnieje zagrożenie pożarowe.

Zdjąć osłonę ze znajdującej się pod skrzydłem rurki Pitota. Upewnić się, że otwory są drożne. Sprawdzić końcówkę skrzydła i światło czy nie są uszkodzone. Sprawdzić kłapę, lotkę i ich okucia czy nie są uszkodzone i nie blokują się podczas wychyleń. Sprawdzić rozpraszacze ładunków statycznych czy są mocno osadzone i w dobrym stanie.

KADŁUB

Sprawdzić stan anten mocowanych na kadłubie. Wszystkie powierzchnie sterów powinny być sprawdzone czy nie są uszkodzone, nie blokują się podczas wychyleń i czy są wolne od lodu, szrony i śniegu. Owiewki i osłony luków technicznych powinny być pewnie zamocowane. Sprawdzić bagaż, czy jest dobrze zapakowany. Sprawdzić stan i czystość światła na usterzeniu pionowym. Stery kierunku i wysokości powinny wychylać się swobodnie bez jakichkolwiek zacięć. Sprawdzić stan kłapek wyważający i upewnić się, że wszystkie zawiasy i popychacze są w dobrym stanie i działają. Jeśli ogon został zakotwiczony, zdjąć linę kotwiczącą.

INNE

WŁĄCZYĆ (ON) włącznik akumulatora i rozpocząć kontrolę oświetlenia wewnętrznego przez **WŁĄCZANIE (ON)** odpowiednich włączników. Gdy światła wewnętrzne zostały sprawdzone **WŁĄCZYĆ (ON)** ogrzewanie rurki Pitota oraz światła zewnętrzne. Następnie obejść samolot sprawdzając światła zewnętrzne. Po włączeniu ogrzewania rurki Pitota lampki sygnalizacyjna wyłączenia i awarii ogrzewania rurki Pitota (**OFF/INOP**) zgaśnie informując pilota, że ogrzewanie działa.

Sprawdzić nagrzanie rurki Pitota czy jest właściwe. **WYŁĄCZYĆ (OFF)** wszystkie włączniki elektryczne i włącznik akumulatora. Upewnić się, że ampka sygnalizacyjna wyłączenia i awarii ogrzewania rurki Pitota (**OFF/INOP**) zapaliła się po wyłączeniu ogrzewania rurki Pitota.

PRZESTROGA

W czasie przeprowadzania próby funkcjonalnej ogrzewania rurki Pitota należy zachować ostrożność, ponieważ zespół staje się bardzo gorący. Dla uniknięcia uszkodzenia elementu grzewczego używanie na ziemi powinno być ograniczone do 3 minut.

Gdy wszyscy pasażerowie są na pokładzie, pilot powinien sprawdzić proces zamykania i zabezpieczania drzwi. Drzwi powinny być lekko pociągnięte podczas zamykania, a klamka mocno zablokowana, a następnie guzik blokady górnej przekreślony do położenia ZABLOKOWANY (LOCKED). Pasy bezpieczeństwa na wolnych fotelach powinny zostać ciasno zapięte. Wszyscy pasażerowie powinni zapiąć swoje pasy bezpieczeństwa, wyregulować je i zablokować fotele.

UWAGA

Po zapięciu i wyregulowaniu pasów barkowych należy przeprowadzić próbę szarpnięcia dla upewnienia się, że pasy są blokowane.

4.9 URUCHAMIANIE SILNIKA – WSTĘP

PRZESTROGA:

Nie rozpoczynać lotu, jeśli brak jest potwierdzenia, że alternator ładuje.

PRZESTROGA:

Jeśli ciśnienie oleju nie wzrasta w ciągu 30 sekund po uruchomieniu silnika, należy silnik wyłączyć i znaleźć przyczynę niesprawności. W warunkach zimowych pojawienie się wzrostu ciśnienia oleju będzie trwało o kilka sekund dłużej.

UWAGA

Producent rozrusznika zaleca, aby ograniczyć czas obracania silnika rozrusznikiem do 30 sekund z 2 minutowymi przerwami. Dłuższe obracanie silnika skróci żywotność rozrusznika.

4.11 PRZED URUCHOMIENIEM SILNIKA

Przed uruchomieniem silnika należy zaciągnąć hamulec postojowy. Sprawdzić, czy włącznik główny awioniki jest WYŁĄCZONY (OFF). Sprawdzić położenie zaworu paliwowego, czy jest ustawiony na wybrany zbiornik.

4.13 URUCHAMIANIE SILNIKA

(a) Uruchamianie zimnego silnika

Otworzyć dźwignię przepustnicy na około 6 mm. WŁĄCZYĆ (ON) wyłączniki: akumulatora, alternatora iskrowników i elektrycznej pompy paliwowej.

Dźwignię składu mieszanki ustawić na mieszankę maksymalnie bardzo BOGATĄ (full RICH) i upewnić się, że strefa śmigła jest bezpieczna. Gdy tylko nastąpi uruchomienie silnika, zwolnić wyłącznik rozrusznika i ustawić dźwignię przepustnicy w wymaganym położeniu.

Jeżeli uruchomienie silnika nie nastąpi w ciągu pięciu do dziesięciu sekund, należy wyłączyć rozrusznik, dokonać wtrysku paliwa rozruchowego i powtórzyć procedurę uruchamiania.

(b) Uruchamianie normalne – silnik rozgrzany

Otworzyć dźwignię przepustnicy na około 13 mm. WŁĄCZYĆ (ON) wyłączniki: akumulatora, alternatora iskrowników i elektrycznej pompy paliwowej. Dźwignię składu mieszanki ustawić na mieszankę maksymalnie bardzo BOGATĄ (full RICH) i upewnić się, że strefa śmigła jest bezpieczna. Gdy tylko nastąpi uruchomienie silnika, zwolnić wyłącznik rozrusznika i ustawić dźwignię przepustnicy w wymaganym położeniu.

(c) Uruchamianie zalanego silnika

Całkowicie OTWORZYĆ (OPEN) przepustnicę. WŁĄCZYĆ (ON) wyłączniki: akumulatora, alternatora iskrowników i WYŁĄCZUĆ (OFF) elektrycznej pompy paliwowej. Dźwignię składu mieszanki ustawić na zdławiony-odcięty (idle cut-off) i upewnić się, że strefa śmigła jest bezpieczna. Gdy tylko nastąpi uruchomienie silnika, zwolnić wyłącznik rozrusznika i ustawić dźwignię przepustnicy w wymaganym położeniu.

- (d) Uruchamianie silnika z zasilaniem zewnętrznym

PRZESTROGA:

Możliwe jest równoległe użycie akumulatora samolotu po przestawieniu włącznika akumulatora do pozycji WŁĄCZONY (ON). Da to większe możliwości obracania silnika rozrusznikiem, ale nie zwiększy natężenia prądu. Jeśli akumulator został rozładowany należy zachować ostrożność. Natężenie może zostać ograniczony do poziomu akumulatora. Może to być sprawdzone przez chwilowe włączenie włącznika akumulatora, gdy działa rozrusznik. Jeśli rozrusznik przyspiesza, akumulator daje prąd o wyższym natężeniu niż zasilanie lotniskowe. Jeśli akumulator jest słabszy niż źródło lotniskowe należy kontynuować uruchamianie z odłączonym akumulatorem. Po takim podłączeniu układ elektryczny samolotu jest WŁĄCZONY (ON).

Upewnij się, że włącznik akumulatora jest WYŁĄCZONY (OFF) a włączniki alternatora iskrowników i elektrycznej pompy paliwowej WŁĄCZONE (ON). W końcu do zasilania zewnętrznego (PED) podłącz CZERWONY przewód do bieguna PLUS (+) akumulatora lotniskowego o napięciu 24 V, a CZARNY przewód do bieguna MINUS (-). Następnie przeprowadzić normalną procedurę uruchomienia.

Gdy silnik uruchomi się zmniejszyć obroty do najmniejszej możliwej wartości, aby zminimalizować iskrzenie i odłączyć kable zasilania lotniskowego. WŁĄCZ (ON) włącznik akumulatora i sprawdź prąd ładowania alternatora. NIE ROZPOCZYNAĆ LOTU, JEŚLI BRAK JEST POTWIERDZENIA, ŻE ALTERNATOR ŁADUJE.

4.15 PODGRZEWANIE

Rozgrzewać silnik przy obrotach 800 do 1200 obr/min przez czas nie dłuższy niż 2 minuty w temperaturach normalnych otoczenia i przez 4 minuty w okresie zimowym. Należy unikać dłuższej pracy zespołów napędowych przy niskich obrotach, gdyż może to doprowadzić do zanieczyszczenia świec zapłonowych.

Start można wykonać natychmiast po zakończeniu próby przedstartowej pod warunkiem, że przepustnica może być otwarta bez powodowania nierównomierności w pracy silnika lub zmniejszania ciśnienia oleju.

Nie dopuszczać do pracy silnika na wysokich obrotach podczas postoju lub kołowania, jeżeli na podłożu znajdują się luźne kamienie, żwir lub inny materiał luzem, który mógłby uszkodzić łopatki śmigła.

4.17 KOŁOWANIE

Przed kołowaniem personel ten musi najpierw zostać poinstruowany i dopuszczony przez właściciela samolotu. Należy upewnić się, czy nie ma przeszkód w strefie strumienia zaśmigłowego oraz na powierzchni kołowania.

Aby rozpocząć kołowanie należy powoli zwiększyć moc. Po pokonaniu kilku metrów, należy uruchomić hamulce, aby sprawdzić ich sprawność. Podczas kołowania wykonywać niewielkie zakręty, aby sprawdzić sprawność sterowania.

Podczas kołowania obok budynków lub innych obiektów stałych należy zwrócić uwagę na zachowanie odległości od skrzydeł. W razie potrzeby zapewnić pomoc innej osoby na zewnątrz samolotu.

Podczas kołowania na nierównych powierzchniach należy omijać dziury i koleiny.

Nie dopuszczać do pracy silnika na wysokich obrotach podczas postoju lub kołowania, jeżeli na podłożu znajdują się luźne kamienie, żwir lub inny materiał luzem, który mógł uszkodzić łopatki śmigła.

4.19 PRÓBA NA ZIEMI

Zaciągnąć hamulec ręczny.

Sprawdzić iskrowniki przy 2000 obr/min. Spadek obrotów nie może na żadnym iskrowniku przekraczać 175 obr/min, a różnica obrotów między obydwooma iskrownikami nie może wynosić więcej niż 50 obr/min. Czas pracy na jednym iskrowniku nie powinien przekraczać 10 sekund.

Sprawdzić miernik podciśnienia, którego wskazanie musi wynosić $5,0 \pm 0,1$ cala słupka Hg przy 2000 obr/min.

Sprawdzić działanie lampek na pulpicie przyzewowym przez naciśnięcie ich. Ponadto sprawdzić działanie instalacji klimatyzacyjnej.

Przed startem należy również sprawdzić ogrzewanie gaźnika, aby upewnić się, że jego sterowanie działa poprawnie oraz usunąć lód lotu, który mógł zebrać się podczas kołowania. Należy unikać dłuższej pracy na ziemi z WŁĄCZONYM (ON) ogrzewaniem gaźnika, ponieważ nie następuje wówczas filtrowanie powietrza. Z włączonym ogrzewaniem spadek obrotów nie powinien być większy niż 75 obr/min. Jeśli zauważa się brak spadku, lub spadek jest większy, należy sprawdzić jaka jest tego przyczyna i usunąć ją.

Elektryczna pompa paliwowa powinna być wyłączona po uruchomieniu i podczas rozgrzewania, aby upewnić się, że działa pompa paliwowa napędzana przez silnik. Przed startem należy ponownie WŁĄCZYĆ (ON) elektryczną pompę paliwową, aby uniknąć spadku mocy w razie awarii pompy napędzanej przez silnik podczas startu.

4.21 PRZED STARTEM

Przed startem należy uwzględnić wszystkie bliższe okoliczności towarzyszące startowi.

Sprawdzić czy włączniki akumulatora, alternatora i iskrowników są WŁĄCZONE (ON) oraz sprawdzić i ustawić przyrządy pilotażowo-nawigacyjne. Sprawdzić, czy zawór wyboru zbiornika jest ustawiony na właściwy zbiornik (najbardziej napełniony). WŁĄCZYĆ (ON) elektryczną pompę paliwową i sprawdzić wszystkie przyrządy kontroli pracy zespołu napędowego. Odgrzewanie gaźnika musi być WYŁĄCZONE (OFF).

Oparcia wszystkich foteli muszą zostać ustawione i zablokowane w pozycji pionowej. Należy ustawić mieszankę. Zapiąć i dopasować pasy bezpieczeństwa. Zapiąć pasy na wolnych fotelach.

UWAGA

Po zapięciu i wyregulowaniu pasów barkowych należy przeprowadzić próbę szarpnięcia dla upewnienia się, że pasy są blokowane.

Uruchomić i ustawić kłapy oraz klapę wyważającą. Sprawdzić swobodę ruchu oraz wychylenia sterów.

Wszystkie drzwi muszą zostać odpowiednio zabezpieczone i zablokowane.

W samolotach wyposażonych w instalację klimatyzacyjną, musi ona zostać WYŁĄCZONA (OFF) w celu zapewnienia pełnej mocy startowej.

4.23 START

START NORMALNY (PATRZ WYKRES W ROZDZIALE 5)

Jeśli dostępny jest pas startowy o długości znacznie przekraczającej wymagania i przeszkody nie odgrywają roli można zastosować technikę startu normalnego. Kłapy powinny być schowane, a trymer ustawiony nieco do tyłu w stosunku do pozycji neutralnej. Ustawić samolot w osi pasa, dać pełną moc i rozpędzić samolot do prędkości 60 KIAS w zależności od ciężaru. Pociągnąć do siebie wolant, aby oderwać samolot, a następnie ustawić go poprzecznie w takim położeniu, aby uzyskać porządną prędkość wznoszenia.

START Z KRÓTKIEGO PASA (PATRZ WYKRES W ROZDZIALE 5)

Do startu z krótkich pasów z blisko położonymi przeszkodami, należy zastosować technikę startu z krótkiego pasa z klapami na 25°, zgodnie z wykresami dla rozbiegu z klapami na 25° i osiąganiami startowymi z klapami na 25°. Przed zwolnieniem hamulców osiągnąć moc maksymalną i rozpędzić samolot do prędkości 55 KIAS w zależności od ciężaru. Po oderwaniu przyjąć położenie samolotu takie, aby rozpędzić go do 60 KIAS w zależności od ciężaru i ominąć przeszkody o wysokości 50 stóp (15 m). Po ominięciu przeszkód rozpędzić samolot do prędkości najlepszego kąta wznoszenia z klapami schowanymi – 64 KIAS, jednocześnie chowając kłapy. Następnie przejść na prędkość najlepszego wznoszenia z klapami schowanymi – 76 KIAS.

4.25 WZNOSZENIE

Osiągnięcie najlepszej prędkości wznoszenia przy najwyższym dopuszczalnym ciężarze startowym następuje przy 76 KIAS. Osiągnięcie najlepszego kąta wznoszenia następuje przy 64 KIAS. W przypadku mniejszego ciężaru samolotu podczas lotu, prędkości te są nieco niższe. Dla wznoszenia zaleca się prędkość przelotową 87 KIAS, co zapewnia bardziej korzystną prędkość poziomą i lepszy widok do przodu.

Po osiągnięciu wysokości lotu poziomego należy wyłączyć (off) elektryczną pompę paliwową.

4.27 PRZELOT

Prędkość przelotowa dla samolotu ARCHER III jest uzależniona od wielu czynników, m.in. od ustawienia mocy, wysokości lotu, temperatury, ładunku oraz wyposażenia zabudowanego w samolocie.

Maksymalna moc ciągła w locie poziomym wynosi 75% mocy maksymalnej rozporządzalnej mocy startowej zespołu napędowego. Prędkości, które można osiągać dla różnych ustawień mocy oraz na różnych wysokościach podano na wykresach osiągow w Rozdziale 5.

Regulacja składu mieszanki podczas przelotu znacznie zmniejsza zużycie paliwa, szczególnie na większych wysokościach.

Mieszanka powinna być zubożona podczas przelotu na wysokości powyżej 5000 stóp (1500 m), a także na niższych wysokościach wg decyzji pilota, jeżeli moc leci się na 75% mocy lub mniej. W razie wystąpienia wątpliwości odnośnie ustawionej mocy, należy ustawić mieszankę na bardzo BOGATĄ (full RICH) dla każdego rodzaju pracy silnika poniżej 5000 stóp (1500 m).

Aby zubożyć mieszankę, należy zwolnić blokadę i pociągnąć dźwignię mieszanki do tyłu.

Samolot jest wyposażony we wskaźnik temperatury spalin wylotowych (EGT), który jest dokładniejszym wskaźnikiem dla pilota. Najbardziej ekonomiczną mieszankę uzyskuje się przesuwając dźwignię składu mieszanki do tyłu, aż do osiągnięcia maksymalnej wartości temperatury EGT. Mieszankę dla najlepszej mocy osiąga się przez zubażanie do osiągnięcia szczytowej wartości temperatury EGT, a następnie wzbogaceniu mieszanki tak, aby temperatura EGT zmieni się o 100°F w stosunku do wartości szczytowej. Przy niektórych kombinacjach wysokości lotu i położenia dźwigni składu mieszanki może pojawić się nierównomierność pracy silnika przed osiągnięciem szczytowej wartości EGT. Jeśli tak się dzieje wartość EGT tuż przed powstaniem nierównomierności pracy powinna zostać przyjęta jako odnośna wartość szczytowa.

Przed przełączeniem zbiorników należy zawsze pamiętać o WŁĄCZENIU (ON) elektrycznej pompy paliwowej, która powinna pracować na krótko przez zmianą zbiorników. Aby utrzymać samolot w najlepszym stanie wyważenia poprzecznego, należy pobierać paliwo na przemian z obydwu zbiorników. Zaleca się korzystanie z jednego zbiornika przez godzinę po starcie, a potem przełączenie na dwie godziny na drugi zbiornik; potem ponowne przełączenie na pierwszy zbiornik, który zawiera jeszcze paliwo na około 1,5 godziny lotu, jeżeli obydwa zbiorniki były pełne przy starcie. Drugi zbiornik zawiera jeszcze paliwo na około 0,5 godziny. Nie wolno latać do chwili całkowitego opróżnienia zbiorników. Normalnie elektryczna pompa paliwowa powinna

być wyłączona, co umożliwia natychmiastowe wykrycie awarii pompy paliwa zainstalowanej na zespole napędowym. Jeżeli podczas lotu wystąpią oznaki braku paliwa, nastąpiło przypuszczalnie zużycie zapasu paliwa, w związku z czym należy natychmiast przełączyć zawór wyboru zbiornika na drugi zbiornik i WŁĄCZYĆ (ON) elektryczną pompę paliwa.

4.29 ZNIŻANIE

ZNIŻANIE NORMALNE

Aby uzyskać wartości osiągow podane na Rysunku 5-31, należy wykorzystać moc podczas zniżania. Przepustnicę ustawić na 2500 obr/min, a mieszankę na BOGATĄ (RICH) i utrzymywać prędkość 122 KIAS. W przypadku oblodzenia gaźnika należy włączyć pełne ogrzewanie gaźnika.

ZNIŻANIE BEZ MOCY

Jeśli można się liczyć z wystąpieniem warunków oblodzenia i ma nastąpić dłuższe opadanie na mocy zdławionej, należy przed zmniejszeniem mocy silnika włączyć pełne ogrzewanie gaźnika, Dźwignię przepustnicy należy pociągnąć z do tyłu, a mieszankę należy zubożyć wg potrzeb. Co 30 sekund należy na krótko zwiększać moc przez częściowe otwieranie, a następnie zamykanie przepustnicy (przedmuchiwanie silnika). Podczas powtórnego zubażania mieszanki, ustawić moc wg potrzeb i wyłączyć (off) ogrzewanie gaźnika o ile nie podejrzewa się warunków, w których może wystąpić oblodzenie gaźnika.

4.31 PODEJŚCIE DO LĄDOWANIA I LĄDOWANIE

Sprawdzić, aby się upewnić, czy zawór wyboru zbiornika jest przełączony na właściwy (pełniejszy) zbiornik oraz czy oparcia foteli znajdują się w położeniu pionowym. Nałożyć i dopasować pasy bezpieczeństwa i sprawdzić działanie bębna napinającego uprząży.

UWAGA

Po zapięciu i wyregulowaniu pasów barkowych należy przeprowadzić próbę szarpnięcia dla upewnienia się, że pasy są blokowane.

WŁĄCZYĆ (ON) elektryczną pompę paliwową i WYŁĄCZYĆ (OFF) instalację klimatyzacyjną. Mieszankę ustawić na bardzo BOGATĄ (full RICH).

Samolot należy wyważyć najpierw na poziomie prędkości podchodzenia na około 75 KIAS, a następnie dla podejścia końcowego na prędkości 66 KIAS z wyposzczonymi klapami. Klapy mogą być wypuszczane przy prędkości 102 KIAS lub, poniżej jeśli jest to konieczne.

Dźwignię mieszanki należy pozostawić w położeniu mieszanki bardzo BOGATEJ (full RICH), aby zapewnić maksymalne przyspieszenie, jeżeli wystąpi konieczność dodania gazu. Jeżeli nie występują oznaki oblodzenia gaźnika, nie należy włączać ogrzewania gaźnika, ponieważ powoduje to obniżenie mocy silnika, co w zaniechaniu lądowania może mieć skutki krytyczne. Praca silnika na mocy startowej z włączonym ogrzewaniem gaźnika może prowadzić do wystąpienia stukania.

Położenie klap podczas podejścia do lądowania i lądowania oraz prędkość przyziemienia należy wybrać zgodnie z zajęciem pasa startowego, warunków wiatru oraz adunku samolotu. Zasadniczo należy zalecić przyziemienie z najmniejszą bezpieczną prędkością przy uwzględnieniu podanych warunków.

Zazwyczaj najlepszą techniką dla lądowania krótkiego jest użycie pełnych klap z odpowiednią mocą, aby utrzymać wymaganą prędkość zbliżania oraz drogę podejścia. Mieszankę należy ustawić na bardzo BOGATĄ (full RICH), zawór paliwowy na zbiornik zawierający większą ilość paliwa i WŁĄCZYĆ (ON) elektryczną pompę paliwową. Zmniejszyć prędkość przy wyrównaniu i przyziemić przy prędkości zbliżonej do prędkości przeciągnięcia. Po dotknięciu ziemi, koło podwozia przedniego utrzymywać w górze możliwie jak najdłużej. Kiedy prędkość samolotu zmniejszy się, ostrożnie opuścić koło podwozia przedniego i użyć hamulców. Hamulce najefektywniej działają przy schowanych klapach i wolancie ściągniętym do tyłu, ponieważ ciężar jest przenoszony wówczas głównie przez koła podwozia głównego. Przy silnym wietrze, szczególnie bocznym, może okazać się konieczne wybranie wyższej prędkości podejścia do lądowania, albo tylko częściowe wysunięcie klap, albo rezygnacja z ich wysunięcia.

4.33 WYŁĄCZENIE SILNIKA

W zależności od decyzji pilota, klapy powinny być schowane, a elektryczna pompa paliwowa WYŁĄCZONY (OFF).

PRZESTROGA:

Klapy muszą być ustawione w pozycji schowanej, aby zostały zablokowane i mogły przenosić obciążenie. Mimo wszystko pasażerowie

Wyłączyć instalację klimatyzacyjną (jeśli jest zainstalowana) oraz urządzenia radiowe, a następnie wyłączyć silnik w taki sposób, że dźwignia składu mieszanki po zwolnieniu blokady zostanie przemieszczona do położenia zdławiony-odcięty (idle cut-off). Dźwignię przepustnicy należy pozostawić w skrajnym tylnym położeniu, aby uniknąć wibracji silnika podczas wyłączania. Następnie należy **WYŁĄCZYĆ** (OFF) wyłącznik iskrowników oraz wyłącznik akumulatora.

4.35 ZABEZPIECZANIE

W razie konieczności holowania, należy użyć do tego celu dyszla, który jest mocowany na kole podwozia przedniego i przechowywany na pokładzie za fotelami tylnymi. Lotka oraz ster wysokości należy zabezpieczyć przez założenie i zapięcie pasów bezpieczeństwa na wolancie. Kłapy należy zablokować w położeniu schowanym i pozostawić je tak.

Kotwiczenia można dokonać przy użyciu oczek znajdujących się pod każdym skrzydłem oraz na płozie. Ster kierunku jest utrzymywany w swoim położeniu dzięki połączeniu mechanicznemu ze sterowaniem koła podwozia przedniego, dzięki czemu normalnie nie wymaga zabezpieczenia.

4. 37 PRZECIĄGNIĘCIA

Charakterystyki przeciągnięcia samolotu ARCHER III są klasyczne. O zbliżaniu się przeciągnięcia informuje ostrzegawczy sygnał dźwiękowy, który jest uruchamiany przy prędkości większej od prędkości przeciągnięcia o 5-10 węzłów (9-18 km/h). Poza tym stan przeciągnięcia podczas lotu objawia się lekkimi drganiami i niewielkimi pochyleniami samolotu.

Prędkość przeciągnięcia samolotu ARCHER III bez mocy zespołu napędowego przy maksymalnym ciężarze startowym samolotu oraz całkowicie wypuszczonych klapach wynosi 45 KIAS (83 km/h). Przy schowanych klapach prędkość ta jest o 6 węzłów (1 km/h) większa. Strata wysokości w związku z przeciągnięciem od 100 do 350 stóp (30-100 m) zależnie od konfiguracji i ustawienia mocy.

UWAGA

Sygnalizator dźwiękowy ostrzegający o przeciągnięciu, jeśli włącznik akumulatora jest **WYŁĄCZONY** (OFF).

Podczas kontroli przed lotem należy sprawdzić, czy działa sygnał akustyczny urządzenia sygnalizującego przeciągnięcie. W tym celu należy włączyć wyłącznik akumulatora i podnieść sygnalizator przeciągnięcia. Po wykonaniu próby należy **WYŁĄCZYĆ** (OFF) włącznik akumulatora.

4.39 UŻYTKOWANIE W WARUNKACH TURBULENCJI

Zgodnie ze zwykłymi procedurami użytkowania, których należy przestrzegać dla wszystkich samolotów, zaleca się, aby w razie prawdopodobnego lub rzeczywistego wejścia w strefę turbulencji zmniejszyć prędkość lotu do prędkości przy manewrach. Spowoduje to zmniejszenie obciążeń gondoli wskutek porywów wiatru i odpowiednie uwzględnienie niezamierzonych wzrostów prędkości z powodu turbulencji lub braku uwagi z powodu istniejącej sytuacji (Patrz paragraf 2.3).

4.41 CIĘŻAR I POŁOŻENIA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

Właściciel oraz pilot samolotu ponoszą odpowiedzialność za ustalenie, że ciężar i położenie środka ciężkości samolotu w locie znajdują się w zakresie dopuszczalnych wartości ciężaru i położenia środka ciężkości.

Dane dot. ciężaru i położenia środka ciężkości zamieszczono w Rozdziale 6 pt Ciężar i położenia środka ciężkości.

4.43 POZIOM HAŁASU

- (a) Wg przepisów FAR 36 Dodatek G poziom hałasu dla samolotów ze standardowym układem wydechowym wynosi 73.1 dB(A). Dla samolotów z opcjonalnym układem wydechowym wynosi 71.9 dB(A).

Federalna Administracja Lotnicza nie określiła, czy poziom hałasu wytwarzanego przez ten samolot jest czy też będzie lub nie będzie akceptowalny w trakcie eksploatacji w obrębie lub poza obrębem jakiegokolwiek portu lotniczego.

Powyższe stwierdzenie nie oznacza jednak, że podany poziom hałasu został zweryfikowany i zaakceptowany przez Federalną Administrację Lotniczą w trakcie lotów próbnych, których celem było przeprowadzenie pomiaru hałasu zgodnie z FAR 36 Normy Hałasu - Typ Samolotu i Certyfikacja Przydatności do lotu. Niniejszy samolot jest zgodny ze wszystkimi dotyczącymi go normami hałasu zawartymi w FAR 36.

- (b) Wg przepisów ICAO 10 poziom hałasu dla samolotów ze standardowym układem wydechowym wynosi 77.7 dB(A). Dla samolotów z opcjonalnym układem wydechowym wynosi 75.3 dB(A).

STRONA CELOWO POZOSTAWIONO NA ZAPISANA

SPIS TREŚCI

ROZDZIAŁ 5

OSIĄGI

Paragraf		Strona
5.1	Wstęp	5-1
5.3	Informacje ogólne dot. osiągnięć i planowania lotu	5-1
5.5	Przykład planowania lotu.	5-3
5.7	Wykresy osiągnięć	5-9
	Spis wykresów	5-9

STRONA CELOWO POZOSTAWIONO NA ZAPISANA

ROZDZIAŁ 5

OSIĄGI

5.1. WSTĘP

W niniejszym rozdziale zawarte są wszystkie dane osiąговые wymagane (przepisami FAA) oraz uzupełniające znajdujące zastosowanie w stosunku do samolotu ARCHER III.

Informacje dotyczące danych osiągowych związane z wyposażeniem dodatkowego, które wymaga uzupełnienia są zawarte Rozdziale 9 pt. Uzupełnienia.

5.3 INFORMACJE OGÓLNE DOTYCZĄCE OSIĄGÓW I PLANOWANIA LOTU

Dane na temat osiągowych zamieszczone w niniejszym Rozdziale podano w oparciu o wartości uzyskane podczas prób w locie, które zostały skorygowane dla warunków standardowych (dnia standardowego) ICAO oraz w sposób szczegółowy na poszczególne parametry takie jak ciężar, wysokość, temperatura itd.

W tabelach i wykresach osiągowych nie uwzględniono tolerancji na inną technikę pilotażu lub zły stan techniczny samolotu. Wartości osiągowych można jednak łatwo uzyskać, jeżeli zostaną zachowane ustalone procedury.

Piloci muszą uwzględniać wpływ warunków nie ujętych na wykresach, takich jak wpływ miękkiej nawierzchni drogi startowej lub trawiastej nawierzchni w miejscu startu i lądowania, albo wpływ wiatrów na przelot i zasięg. Długotrwałość lotu może ulec znacznemu zmniejszeniu wskutek nieumiejętnego ustawienia ubogiej mieszanki i podczas lotu zaleca się kontrolowanie przepływu oraz ilość paliwa.

PAMIĘTAJ: Aby uzyskać dane z wykresów postępuj zgodnie z podanymi procedurami.

Dane zamieszczone w Punkcie 5.5 (Przykład planowania lotu) służą do wyjaśnienia szczegółowego planu lotu przy użyciu tabel i wykresów osiągow zamieszczonych w niniejszym Rozdziale. Ponadto każdy wykres zawiera przykład wyjaśniający, w jaki sposób należy korzystać z tego wykresu.

OSTRZEŻENIE

Do planowania lotu nie należy stosować wartości osiągow określonych metodą ekstrapolacji, które nie mieszczą się w zakresie wartości granicznych podanych w wykresach.

5.3 PRZYKŁAD PLANOWANIA LOTU

(a) Załadunek samolotu

Pierwszym krokiem w planowaniu lotu jest określenia ciężaru samolotu i położenia jego środka ciężkości. Należy posłużyć się danymi zamieszczonymi w Rozdziale 6 niniejszej Instrukcji. „Ciężar oraz położenia środka ciężkości”.

Ciężar pustego samolotu określony podczas odbioru u producenta należy wpisać do arkusza zamieszczonego na Rysunku 6-5. W przypadku wprowadzenia zmian w samolocie, które mają wpływ na ciężar oraz położenie środka ciężkości, należy za każdym razem odwołać się do Książki Samolotu oraz wskazówek na temat ciężaru oraz położenia środka ciężkości (Rysunek 6-7).

Określenie ciężaru startowego oraz położenie środka ciężkości należy przeprowadzić na podstawie Rysunku 6-1 „Arkusz wyważenia samolotu” oraz Rysunku 6-15 „Obwiednia położenia środka ciężkości”.

Przy użyciu wszystkich danych we właściwy sposób, otrzymamy w naszym przykładzie planowania lotu następujące wartości ciężaru:

Ciężaru do lądowania nie można określić dopóki nie obliczy się ciężaru zużytego paliwa. (patrz punkt (g)(1)).

(1) Ciężar pustego samolotu	1400 funtów (630 kg)
(2) Osoby wewnątrz samolotu (2x170 funtów)	340 funtów (153 kg)
(3) Bagaż i cargo	360 funtów (162 kg)
(4) Paliwo (funtów/gal x 50 gal) (0,72 kg/l x 189l)	300 funtów (135 kg)
(5) Ciężar startowy	2400 funtów (1080 kg)
(6) Ciężar do lądowania	
(a) (5) minus (g)(1) (2400	
(b) minus 160.2 funta	2239.8 funtów (1007.9 kg)

Ciężar startowy jest niższy od maksymalnego ciężaru dopuszczalnego, który wynosi 2550 funtów (1157 kg), a z obliczeń ciężaru oraz położenia środka ciężkości wynika, iż środek ciężkości mieści się w dopuszczalnym zakresie położenia środka ciężkości.

(b) Start i lądowanie

Po określeniu stanu ładunku samolotu należy zbadać wszelkie aspekty związane ze startem i lądowaniem.

Pilot musi uzyskać informacje na temat wszystkich warunków panujących w miejscu startu i lądowania, dokonać ich oceny i stale aktualizować je podczas całego lotu.

Uzyskane warunki dla lotniska z którego następuje start oraz ciężar startowy użyć do określenia odległość do startu na bramkę z wykresów Osiągów startowych (Rysunki 5-7 lub 5-9) oraz niezbędną długość pasa (Rysunki 5-11 lub 5-13).

Określenie długości lądowania przebiega w podobny sposób, przy czym należy uwzględnić warunki na lotnisku docelowym oraz ciężar przy lądowadowaniu, skoro tylko zostaną ustalone.

Poniżej podano warunki oraz obliczenia dla przykładowego lotu. Niezbędne w przykładzie długości startu są znacznie mniejsze od dostępnych długości.

	<u>Lotnisko startu</u>	<u>Lotnisko docelowe</u>
Wysokość ciśnieniowa	2000 stóp (696 m)	2500 stóp (870 m)
Temperatura	23°C	21°C
Składowa wiatru (przeciwna)	8 węzłów 4.1 m/s)	5 węzłów 9.3 (2.6 m/s)
Dostępna droga startowa	7000 stóp (2436 m)	4500 stóp (1566 m)
Niezbędna droga startowa	1073 stóp (373 m)*	820 stóp (285 m)**

UWAGA

W pozostałych wykresach osiągnięć wykorzystanych w naszym przykładzie planowania lotu przyjęto warunki bezwietrzne. W związku z tym przy obliczaniu osiągnięć dla wznoszenia, lotu poziomego i opadania pilot musi uwzględnić wpływ wiatru górnego.

* Patrz Rysunek 5-13

** Patrz Rysunek 5-37

(c) Wznoszenie

W następnej kolejności przy planowaniu lotu należy określić parametry dla odcinka wznoszenia.

Wymagana wysokość ciśnieniowa lotu poziomego oraz związana z nią temperatura powietrza na zewnątrz (OAT) są pierwszymi zmiennymi, które należy uwzględnić przy określaniu parametrów wznoszenia z wykresu „Czas, zasięg i zużycie ilości paliwa wymagane dla wznoszenia” (Rysunek 5-17). Po określeniu czasu, zasięgu i zużycia paliwa dla wysokości ciśnieniowej lotu poziomego oraz temperatury powietrza na zewnątrz, należy zastosować warunki przedstawione na wykresie (Rysunek 5-17), które obowiązują dla lotniska, z którego ma nastąpić start. Następnie należy odjąć wartości odczytane na wykresie dla warunków lotniska, z którego ma nastąpić start od wartości dla zasięgu lotu poziomego.

Dane otrzymane w ten sposób stanowią rzeczywiste wartości czasu, zasięgu oraz zużycia paliwa, skorygowane ze względu na wysokość ciśnieniową oraz wysokość miejsca startu, wymagane dla zasięgu wznoszenia.

Wartości podane poniżej zostały określone w oparciu o dane zawarte w niniejszym planie lotu:

Wysokość ciśnieniowa lotu poziomego	6000 stóp
Temperatura powietrza na zewnątrz podczas lotu	15°C
Czas wznoszenia (12,0 minut minus 3,0 minuty)	9 minuty*
Zasięg wznoszenia (17,0 NM minus 5,0 NM)	12 NM*
Zużycie paliwa (4,0 galony minus 2,0 galon)	2,0 galon*

(d) Opadanie

Przed określeniem danych dla lotu poziomego należy określić wartości dla opadania, aby uzyskać zasięg lotu z opadaniem do obliczenia zasięgu lotu poziomego.

Na podstawie wysokości ciśnieniowej lotu poziomego oraz temperatury powietrza na zewnątrz należy określić wartości podstawowe czasu, zasięgu oraz zużycia paliwa, które są niezbędne opadania (Rysunek 5-31). Wartości te należy skorygować odpowiednio do wysokości ciśnieniowej oraz temperatury na lotnisku docelowym. W celu określenia tych wartości skorygowanych należy na wykresie (Rysunek 5-31) zacząć od wartości wysokości ciśnieniowej oraz temperatury na lotnisku docelowym, a określone w ten sposób wartości wykorzystać do określenia wartości podstawowej czasu, zasięgu oraz ilości paliwa, które

*Patrz Rysunek 5-17

są niezbędne dla opadania. Następnie należy odjąć wartości odczytane na wykresie dla warunków lotniska docelowego od wartości dla wysokości ciśnieniowej przelotowej, aby otrzymać rzeczywiste wartości czasu, zasięgu oraz ilości paliwa, które są niezbędne dla długości toru opadania w planie lotu.

W przypadku właściwego użycia wykresów, otrzymujemy następujące wartości dla zasięgu opadania w naszym przykładzie planowania lotu:

(1) Zniżanie	(16,0 minut minus 7,5 minuty)	10.0 minut*
(2) Odcinek zniżania	(35,0 NM minus 14,5 NM)	20.0 NM*
(3) Ilość paliwa	(2 galony minus 1,0 galon)	1,9 galona*

(e) Lot poziomym

Od całkowitego zasięgu lotu należy odjąć uprzednio odliczone odcinki dla zasięgu wznoszenia i opadania w celu obliczenia zasięgu lotu poziomego. Właściwego ustawienia mocy podczas przelotu należy dokonać zgodnie z odnośną Instrukcją użytkownika silnika AVCO LYCOMING. W celu określenia rzeczywistej prędkości lotu z wykresu „Przelot” (rysunek 5-20 [a,b] i Rysunek 5-23) należy wykorzystać określone wartości wysokości ciśnieniowej oraz temperatury oraz wybrane ustawienie mocy zespołu napędowego dla przelotu.

Ilość paliwa niezbędną dla lotu poziomego przy ustawieniu mocy zespołu napędowego należy obliczyć na podstawie danych zamieszczonych w Instrukcji użytkownika silnika AVCO LYCOMING.

Czas lotu poziomego można otrzymać przez podzielenie drogi lotu poziomego przez prędkość lotu poziomego; ilość paliwa dla lotu poziomego jest obliczana przez pomnożenie zużycia paliwa dla lotu poziomego przez czas lotu poziomego.

Dla drogi lotu poziomego w naszym przykładzie planowania lotu można również podać następujące wartości.

(1) Całkowita trasa lotu	314 NM
(2) Zasięg lotu poziomego	
(e)(1) minus (c)(4) minus (d)(2)	
(314NM minus 12,0 NM minus 20,0 NM)	282 NM

Patrz Rysunek 5-31

(3) Moc na przelocie	65% max.start
(4) Prędkość lotu poziomego	117 KTAS**
(5) Zużycie paliwa podczas lotu poziomego	9.5 gal/godz.
(6) Czas lotu poziomego (d)(2) podzielić przez (e)(4) (282,0 NM podzielić przez 117 węzłów)	24 godz.
(7) Ilość paliwa niezbędna lotu poziomego (e)(5) razy (e)(6), (9.5 gal/godz. razy 2,4 godz.)	22.8 galona

(f) Całkowity czas lotu

Całkowity czas lotu otrzymujemy przez dodanie czasu lotu poziomego, wznoszenia, opadania oraz czasu lotu poziomego. UWAGA: na wykresach dla wznoszenia oraz opadania wartości czasu podano w minutach, w związku z tym wartości te należy wyrazić w godzinach przed dodaniem do czasu lotu poziomego. Dla naszego przykładu planowania lotu otrzymujemy następujący całkowity czas lotu:

(1) Całkowity czas lotu (c)(3) plus (d)(1) plus (e)(6) (0,15 godz. plus 0,17 godz. plus 2,4 godz.)	2,7 godz.
--	-----------

(g) Całkowite zapotrzebowanie paliwa

Całkowite zapotrzebowanie paliwa otrzymujemy przez dodanie ilości paliwa dla wznoszenia, opadania oraz lotu poziomego. Określone w ten sposób całkowite zapotrzebowanie paliwa (w galonach) należy pomnożyć przez 2,72 kg/gal w celu określenia ciężaru całkowitego paliwa niezbędnego dla wykonania lotu.

Dla naszego przykładu planowania lotu wykonujemy następujące obliczenie całkowitego zapotrzebowania paliwa:

(1) Całkowite zapotrzebowanie paliwa (c)(5) plus (d)(3) plus (e)(7) (2,0 galon plus 1,9 galon plus 22,8 galona) (26,7 galona razy 6 funtów/gal (2,72 kg/galon))	26,7 gal 160 .2 funta (72,1 kg)
--	------------------------------------

** Patrz Rysunek 5-20a

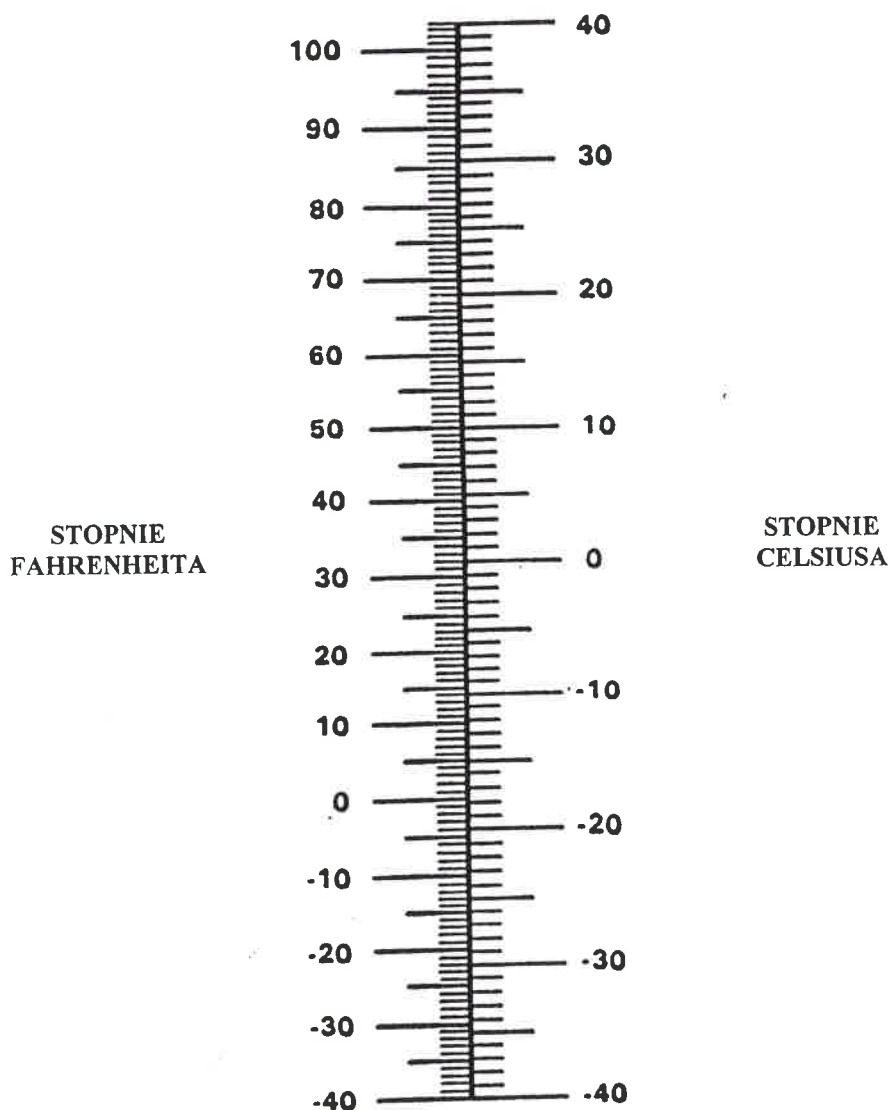
STRONA CELOWO POZOSTAWIONO NA ZAPISANA

5.7 WYKRESY OSIĄGOWE

SPIS WYKRESÓW

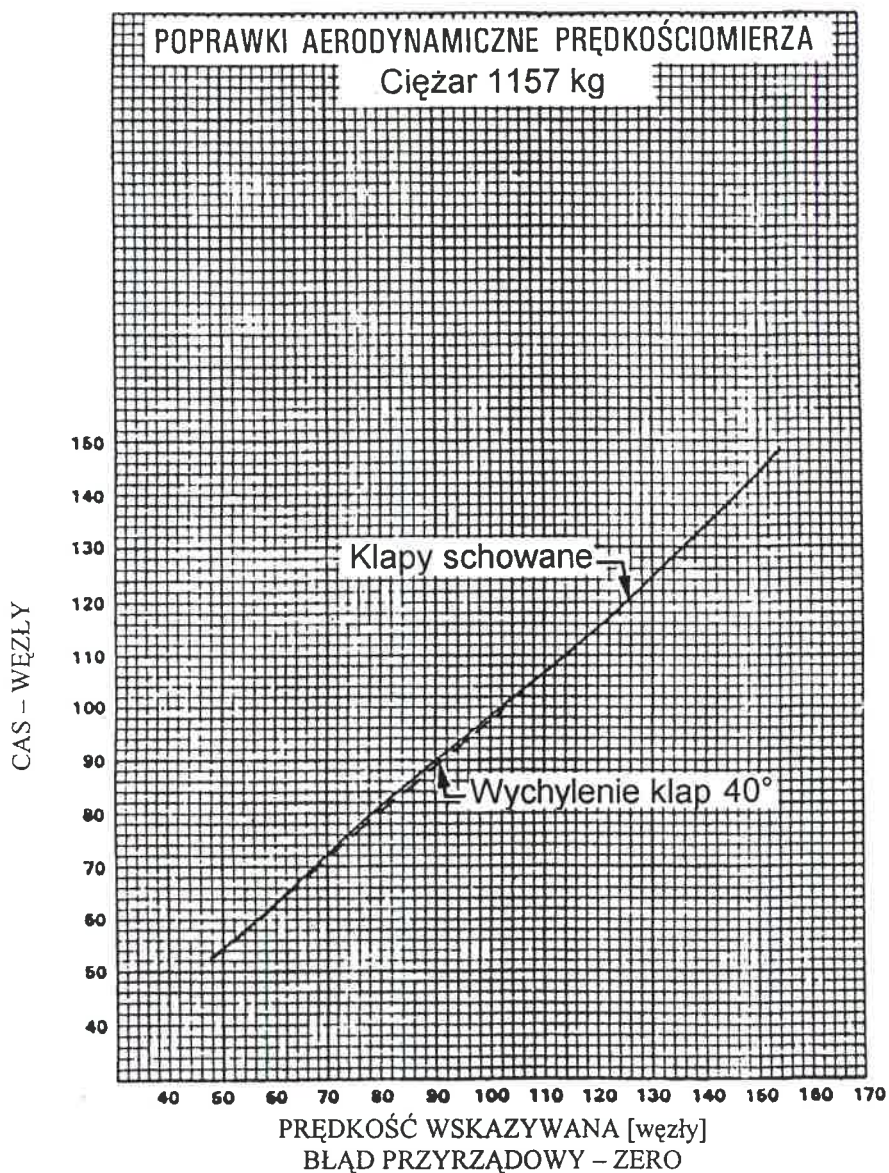
Numer rysunku		Strona
5-1	Wykres przeliczania temperatury	5-11
5-3	Poprawki prędkości	5-12
5-5	Prędkość przeciągnięcia	5-13
5-7	Długość całkowita startu bez klap	5-14
5-9	Długość całkowita startu z klapami na 25°	5-15
5-11	Długość startu - rozbieg bez klap	5-16
5-13	Długość startu - rozbieg z klapami na 25°	5-17
5-15	Osiągi wznoszenia	5-18
5-17	Czas, paliwo i dystans dla wznoszenia	5-19
5-19	Osiągi silnika	5-20
5-20	Osiągi przelotowe (55% mocy)	5-21
5-20a	Osiągi przelotowe (65% mocy)	5-22
5-20b	Osiągi przelotowe (75% mocy)	5-23
5-21	Moc	5-25
5-27	Wykres zasięgu (bez rezerwy)	5-26
5-27a	Wykres zasięgu (z rezerwą 45 min)	5-27
5-29	Wykres długotrwałości lotu (bez rezerwy)	5-28
5-29a	Wykres długotrwałości lotu (z rezerwą 45 min)	5-29
5-31	Czas, dystans i paliwo dla zniżania	5-30
5-33	Zasięg w locie szybowym	5-31
5-35	Długość lądowania	5-32
5-37	Długość dobiegu	5-33

STRONA CELOWO POZOSTAWIONO NA ZAPISANA

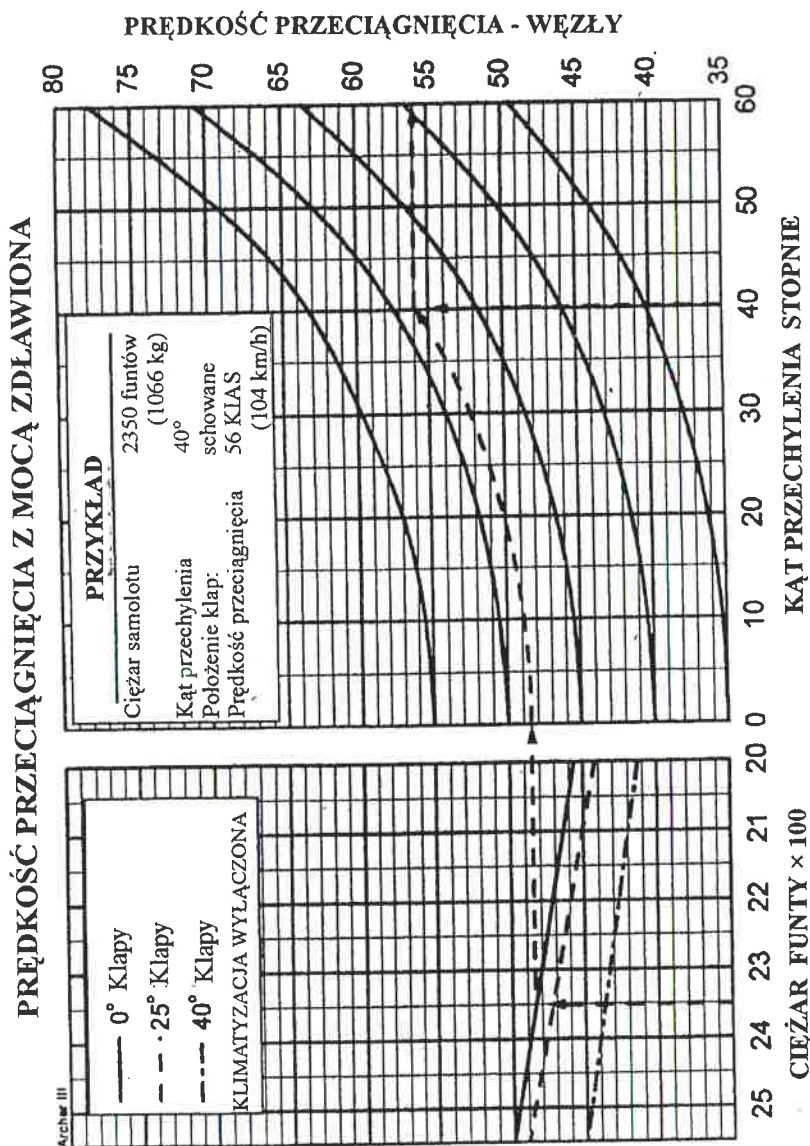


WYKRES PRZELICZANIA TEMPERATURY

Rysunek 5-1



POPRAWKI PRĘDKOŚCIOMIERZA
Rysunek 5-3



PRĘDKOŚĆ PRZECIĄGNIĘCIA

Rysunek 5-5

OSIĄGI STARTOWE BEZ KŁAP

**PEŁNE OTWARCIE PRZEPUSTNICZY PRZED
ZWOLNIENIEM HAMULCOW**

WYŁĄCZONA
TWARDE, POZIOME, SUCHY
Sensacolor 76EM8514-0-62
SCHOWANE

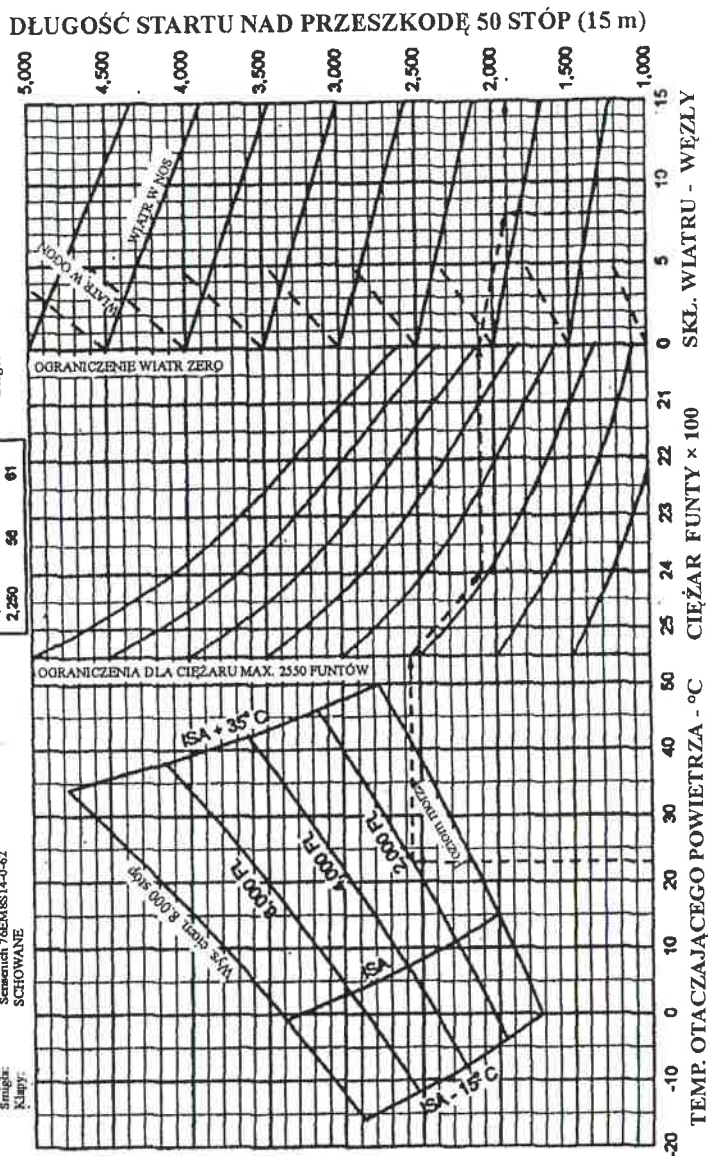
Klimatyzacja:
Poz startowy:
Smigla:
Kilany:

Moc:

PREDKOŚĆ STARTU KLAS	CIEŻAR	ODERW.	50 STÓP
2,550	60	85	
2,400	58	64	
2,350	57	63	
2,250	56	61	

PRZYKŁAD

Wysok. ciśnieniowa lotniska odlot.: 2.000 stóp
23°C
2.400 funtów
Ciężar całkowity: 8 węzłów
Wiatr czołowy: 1907 stóp
Długość startu:



DLUGOŚĆ CAŁKOWITA STARTU BEZ KLAP

Rysunek 5-7

OSIĄGI STARTOWE BEZ KŁAP

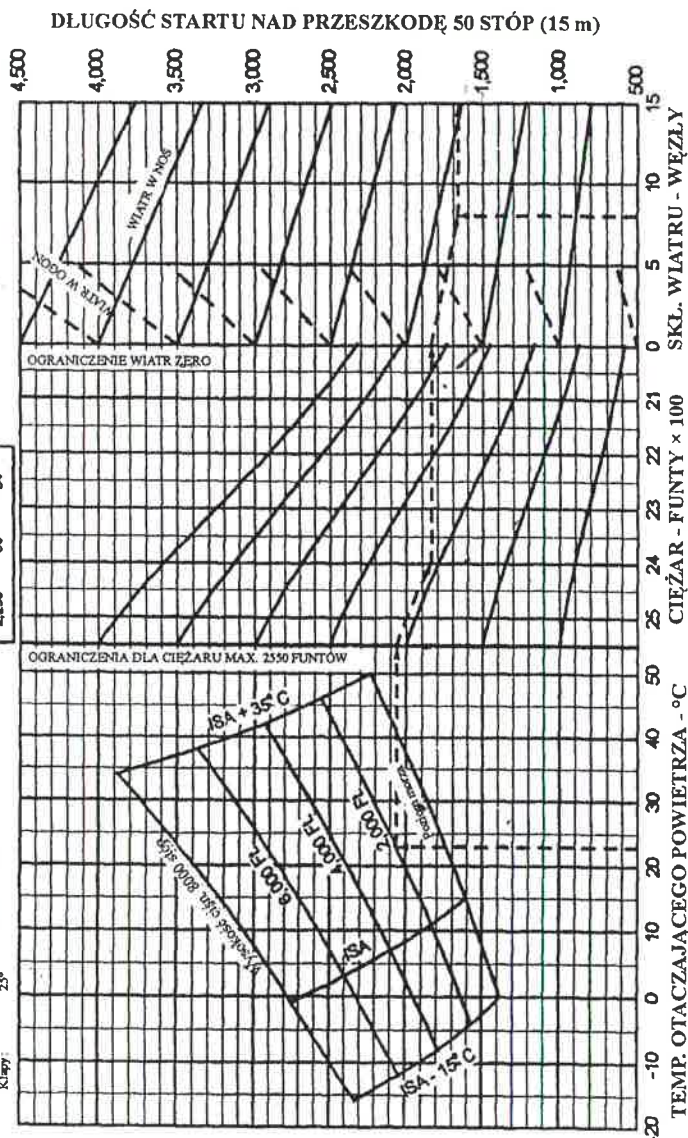
WARUNKI

**PEŁNE OTWARCIE PRZEPUSTNICZY PRZED
ZWOLNIENIEM HAMULCOW**
WYŁĄCZONA
TWARDY, POZIOMY, SUCHY
PATRZ TABELA OBOK
Sens suchy 76EN18S14-0-62
2,5°
Claw

PRZYKŁAD

PRĘDKOŚĆ STARTU KIAS	
CIĘŻAR	ODERWANIE 50 STÓP
2,550	65
2,480	59
2,350	58
2,250	64

Wysokość ciśn. lotniska odlotowego: 2.000 stóp
Temperatura: 23°C
Ciężar całkowity: 2.400 funtów
Wiatr czolowy: 8 węzłów
Długość startu: 1.674 stóp



DŁUGOŚĆ CAŁKOWITA STARTU Z KŁAPAMI NA 25°
Rysunek 5-9

DLUGOŚĆ ROZBIEGU BEZ KLAP

WARUNKI

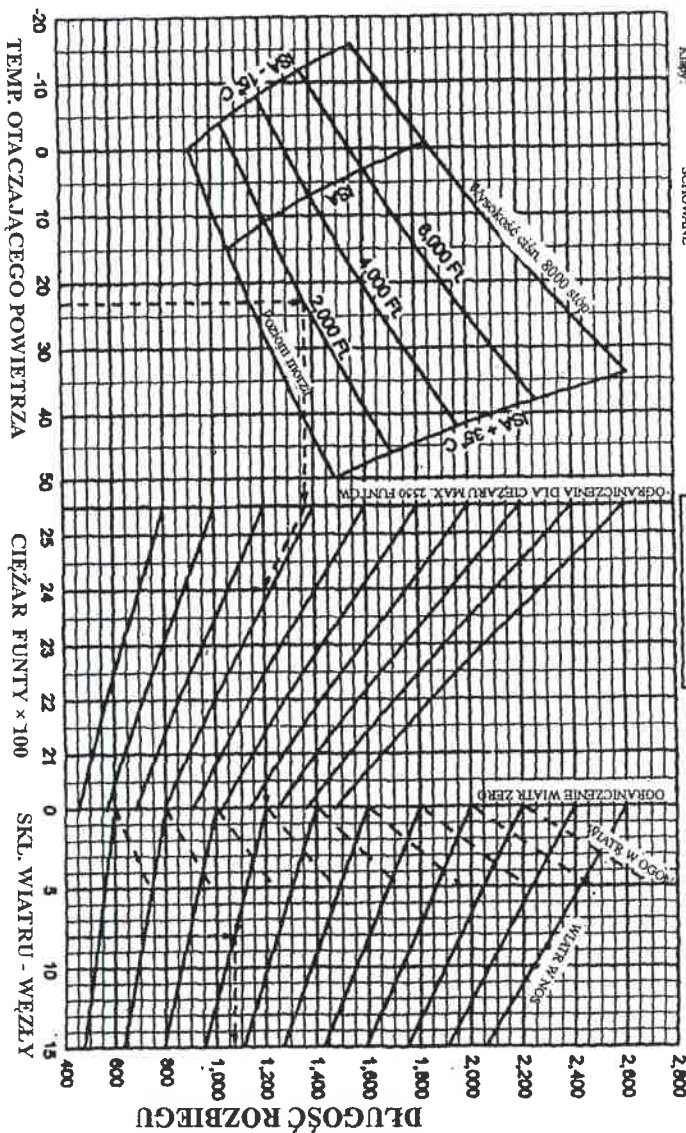
Mie.:
Klimatyzacja:
Paśnikowy:
Prędkość:
Sensorych 765M814-0-02
SCHOWANE

PEŁNE OTWARCIE PRZEPUSZCZNI PRZED
ZWOLNIENIEM HAMUL. COM
WYŁĄCZONA
TWARDY, POZIOMY, SUCHY
PATRZ TABELA OBOX
Sensorych 765M814-0-02
SCHOWANE

PRĘDKOŚĆ STARTU KLAS	CIĘŻAR ODEBRANE
2,560	60
2,450	66
2,390	67
2,290	68

PRZYKŁAD

Wynik: 12 lipca 1995
Temperatura: 23°C
Ciężar całkowity: 2,400 funtów
Wiatr: 8 węzłów
Długość startu: 1073 stop



DLUGOŚĆ STARTU – ROZBIEG BEZ KLAP

Rysunek 5-11

DŁUGOŚĆ ROZBIEGU Z KŁAPAMI NA 25°

WARUNKI

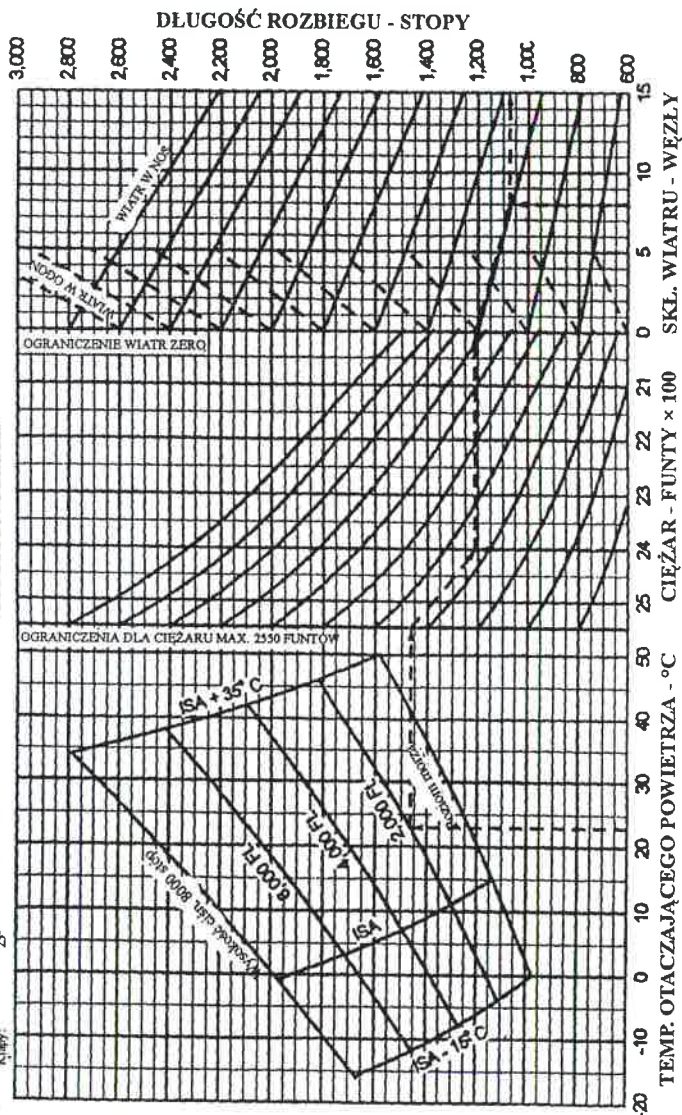
Moc:
Klimatyzacja:
Przebieg startowy:
Prędkość:
Śmigło:
Kierunek:

PELNE OTWARCIE PRZEPUSTNICZNY PRZED
ZWOLNIENIEM HAMULCOW
WYŁĄCZONA
TWARDY, POZIOMY, SUCHY
PATRZ TABELA OBOK
Sensenich 76EMBS14-C-62
25°

PRZYKŁAD

Wysokość ciśnieniowa lotniska ołotowego: 2.000 stop
Temperatura: 23°C
Ciężar całkowity: 2.400 funtów
Wiatr człowy: 8 węzłów
Długość startu: 1.071 stop

PRĘDKOŚĆ STARTU KLAS	ODERWANIE
CIEŻAR	55
2.660	55
2.460	53
2.350	53
2.250	50



DŁUGOŚĆ STARTU – ROZBIEG KŁAPAMI NA 25°

Rysunek 5-13

OSIĄGI WZNOSZENIA

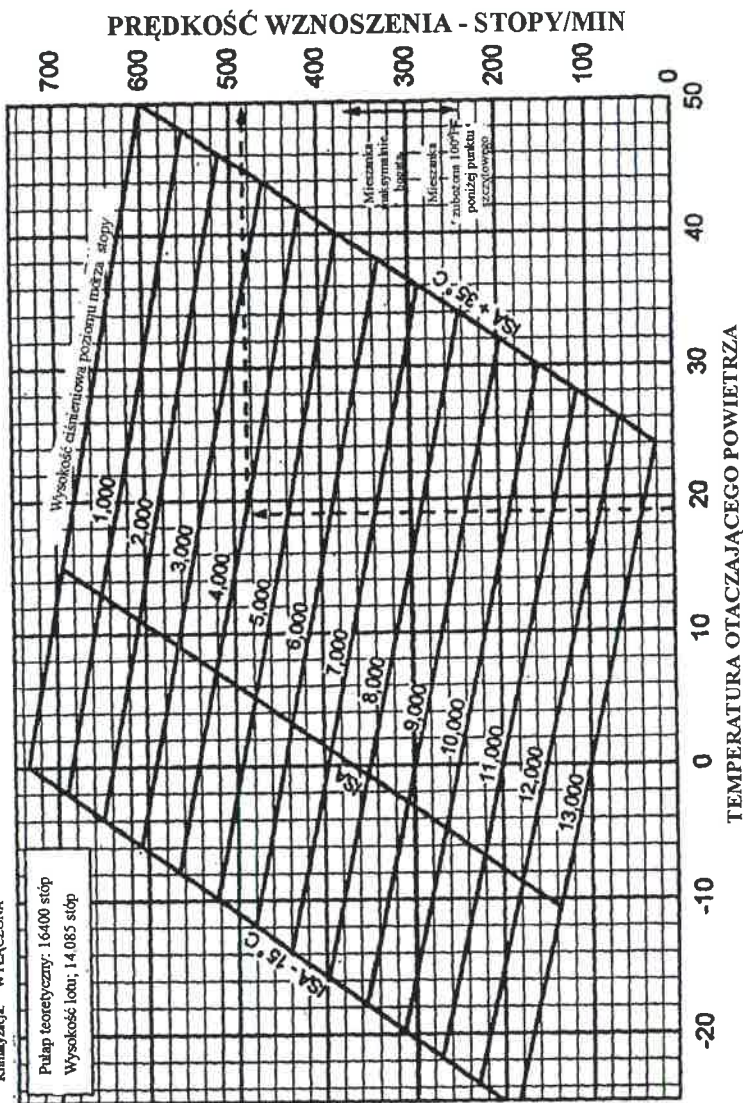
WARUNKI

2550 FUNTÓW
Ciepła: PRZEPUSTNICA CAŁKOWICIE OTWARTA
Moc: 76 KLAS
Prędkość: SCHOVANE
Klasy: WYŁĄCZONA
Klimatyzacja:

PRZYKŁAD

Wysokość chłodnicowa wznoszenia: 4,000 stop
Temperatura: 19°C
Prędkość wznoszenia: 487 adp/min

Płaz teoretyczny: 16400 stop
Wysokość lotu: 14 085 stop



OSIĄGI WZNOSZENIA
Rysunek 5-15

CZAS PALIWO I DYSTANS DLA WZNOSZENIA

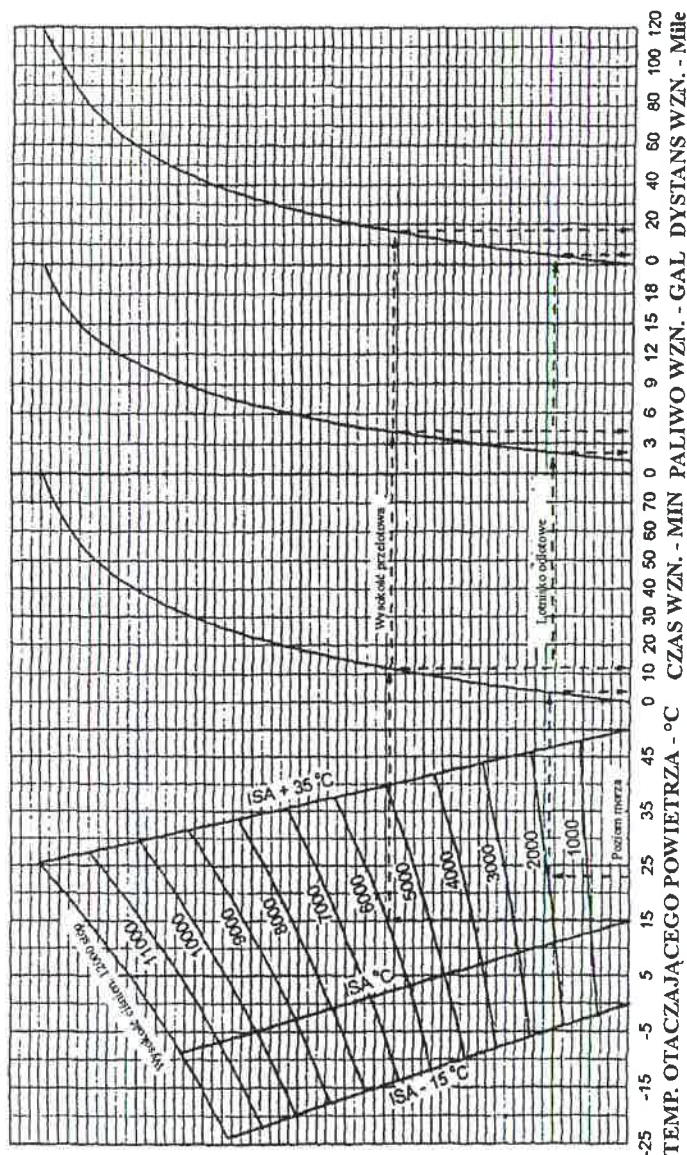
WARUNKI

Ciepota całkowita: 2.550 FUNTÓW
 Moc: PRZEPŁUSTNICA CAŁKOWICIE OTWARTA
 Prędkość: 76 KLAS
 UWAGA: Należy wykreślić wykres uwzględniający paliwo zużyte podczas uruchomienia, kolowania i rozbiegu

PRZYKŁAD

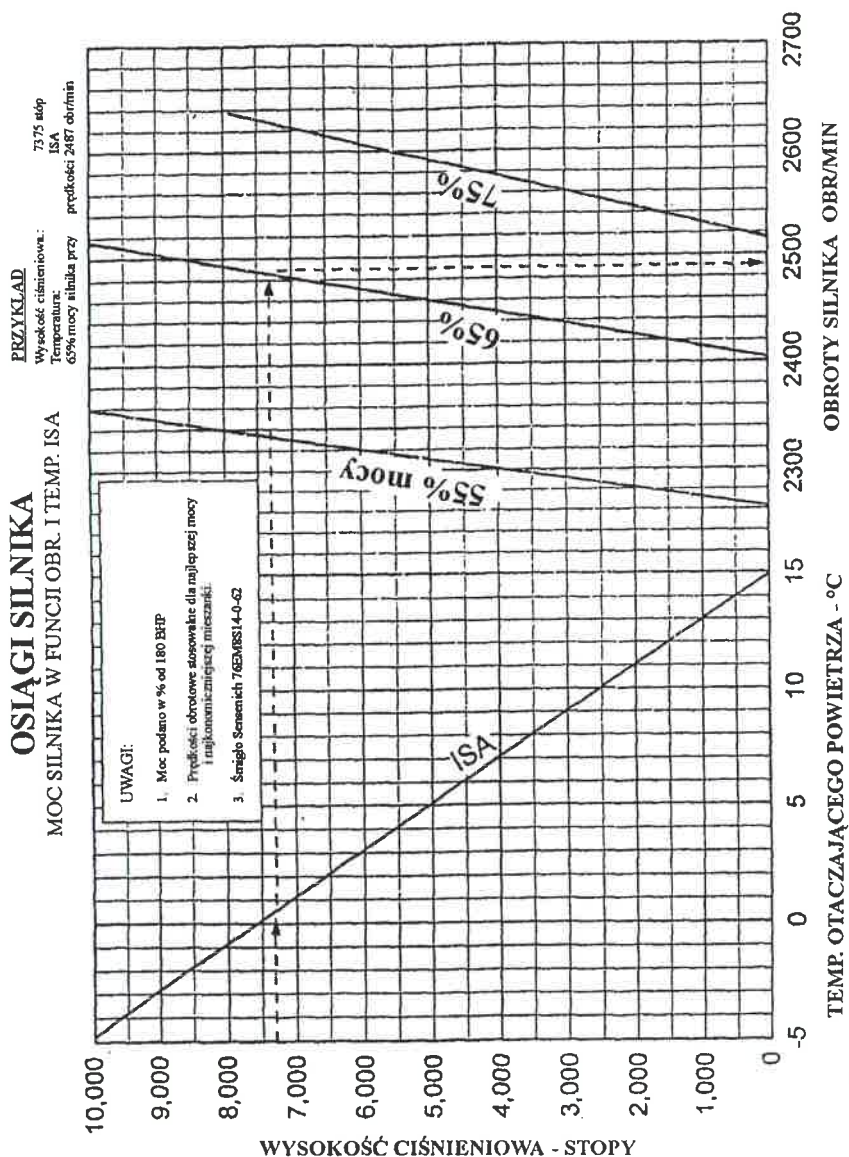
Wys. Ciśnieniowa lotniska odl.: 2.000 STÓP
 Przelotowa wysokość ciśnieniowa: 6000 stóp
 Czas wznoszenia: 12 min 3 min = 9 min
 Paliwo wznoszenia: 4 gal 2 gal = 2 gal
 Dystans wznoszenia: 17 mil 5 mil = 12 mil

Temperatura: 23°C
 Temp. zewn. na wys. przel. 15°C



CZAS PALIWO I DYSTANS DLA WZNOSZENIA

Rysunek 5-17



Osiągi przelotowe dla silnika przy temperaturach różnych od ISA*
Obroty dla stałej wartości 55% mocy maksymalnej
Ilość paliwa: dla najlepszej mieszanki ekonomicznej 8.2 gal/h

Wysokość ciśnieniowa	Wskazywana temperatura otaczającego powietrza			Obroty silnika	Prędkość TAS
[stopy]	[°C]	[°C]	[°F]	[obr/min]	[węzły]**
Poziom morza	ISA – 15	0	32	2245	105
	ISA	15	59	2265	
	ISA + 10	25	77	2275	
	ISA + 20	35	95	2285	
	ISA +30	45	113	2295	106
2000	ISA – 15	-4	25	2265	106
	ISA	11	52	2280	
	ISA + 10	21	70	2295	
	ISA + 20	31	88	2305	
	ISA +30	41	107	2315	107
4000	ISA – 15	-8	18	2285	106
	ISA	7	45	2300	
	ISA + 10	17	63	2315	
	ISA + 20	27	81	2325	
	ISA +30	37	99	2335	108
6000	ISA – 15	-12	10	2305	107
	ISA	3	37	2320	
	ISA + 10	13	55	2330	
	ISA + 20	23	73	2345	
	ISA +30	33	91	2355	108
8000	ISA – 15	-16	3	2320	107
	ISA	-1	30	2340	
	ISA + 10	9	48	2350	
	ISA +17.5	16.5	62	2360	108
9000	ISA – 15	-16	0	2330	107
	ISA	-1	27	2350	
	ISA + 8.5	5.5	42	2360	108
10000	ISA – 15	-20	-4	2340	107
	ISA	-5	23	2360	108

UWAGI: * Ciężar samolotu wynosi 2550 funtów, owiewki na kołach i goleniach zainstalowane

** Odjąć 3 KTAS jeśli owiewki kół są zdjęte

OSIĄGI PRZELOTOWE (55% mocy)

Rysunek 5-20

Osiągi przelotowe dla silnika przy temperaturach różnych od ISA*

Obroty dla stałej wartości 65% mocy maksymalnej

Ilość paliwa: dla najlepszej mieszanki ekonomicznej 9.5 gal/h

Wysokość ciśnieniowa	Wskaźwana temperatura otaczającego powietrza			Obroty silnika	Prędkość TAS
[stopy]	[°C]	[°C]	[°F]	[obr/min]	[węzły]**
Poziom morza	ISA - 15	0	32	2385	113
	ISA	15	59	2405	
	ISA + 10	25	77	2415	
	ISA + 20	35	95	2430	
	ISA + 30	45	113	2440	116
2000	ISA - 15	-4	25	2405	114
	ISA	11	52	2425	
	ISA + 10	21	70	2440	
	ISA + 20	31	88	2450	
	ISA + 30	41	107	2465	117
4000	ISA - 15	-8	18	2430	115
	ISA	7	45	2450	
	ISA + 10	17	63	2460	
	ISA + 20	27	81	2475	
	ISA + 30	37	99	2485	118
6000	ISA - 15	-12	10	2450	116
	ISA	3	37	2470	
	ISA + 10	13	55	2485	
	ISA + 20	23	73	2495	
	ISA + 30	33	91	2510	119
8000	ISA - 15	-16	3	2475	117
	ISA	-1	30	2495	
	ISA + 10	9	48	2505	
	ISA + 17.5	16.5	62	2515	119
9000	ISA - 15	-16	0	2485	117
	ISA	-1	27	2505	
	ISA + 8.5	5.5	42	2515	119
10000	ISA - 15	-20	-4	2495	118
	ISA	-5	23	2515	119

UWAGI: * Ciężar samolotu wynosi 2550 funtów, owiewki na kołach i goleniach zainstalowane

** Odjąć 3 KTAS jeśli owiewki kół są zdjęte

OSIĄGI PRZELOTOWE (65% mocy)

Rysunek 5-20a

Osiągi przelotowe dla silnika przy temperaturach różnych od ISA***Obroty dla stałej wartości 7% mocy maksymalnej****Ilość paliwa: dla najlepszej mieszanki ekonomicznej 13.5 gal/h**

Wysokość ciśnieniowa	Wskazywana temperatura otaczającego powietrza			Obroty silnika	Prędkość TAS
[stopy]	[°C]	[°C]	[°F]	[obr/min]	[węzły]**
Poziom morza	ISA – 15	0	32	2485	119
	ISA	15	59	2515	
	ISA + 10	25	77	2535	
	ISA + 20	35	95	2550	
	ISA +30	45	113	2565	124
2000	ISA – 15	-4	25	2520	121
	ISA	11	52	2545	
	ISA + 10	21	70	2565	
	ISA + 20	31	88	2580	
	ISA +30	41	107	2600	126
3000	ISA – 15	-6	21	2535	121
	ISA	9	48	2560	
	ISA + 10	19	66	2580	
	ISA + 20	29	84	2695	
	ISA +30	39	102	2615	126
4000	ISA – 15	-8	18	2550	122
	ISA	7	45	2575	
	ISA + 10	17	63	2695	
	ISA + 20	27	81	2610	
	ISA +30	37	99	2630	127
5000	ISA – 15	-10	14	2565	123
	ISA	5	41	2690	
	ISA + 10	15	59	2610	
	ISA + 20	25	77	2625	
	ISA +25	30	86	2635	128
6000	ISA – 15	-12	10	2580	123
	ISA	3	37	2605	
	ISA + 10	13	55	2625	
	ISA +15	18	64	2635	128
7000	ISA – 15	-14	6.8	2595	124
	ISA	1	34	2625	
	ISA +7.5	8.5	47	2635	128

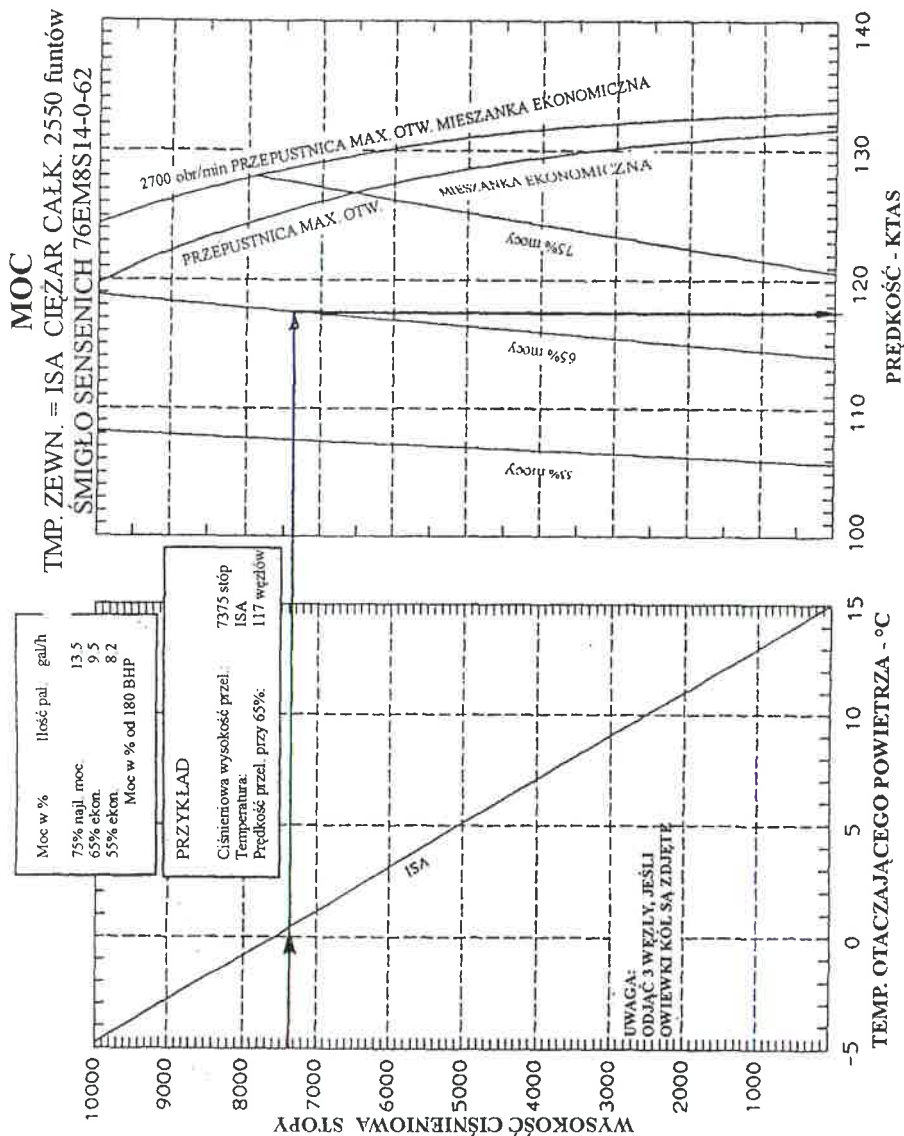
UWAGI: * Ciężar samolotu wynosi 2550 funtów, owiewki na kołach i goleniach zainstalowane

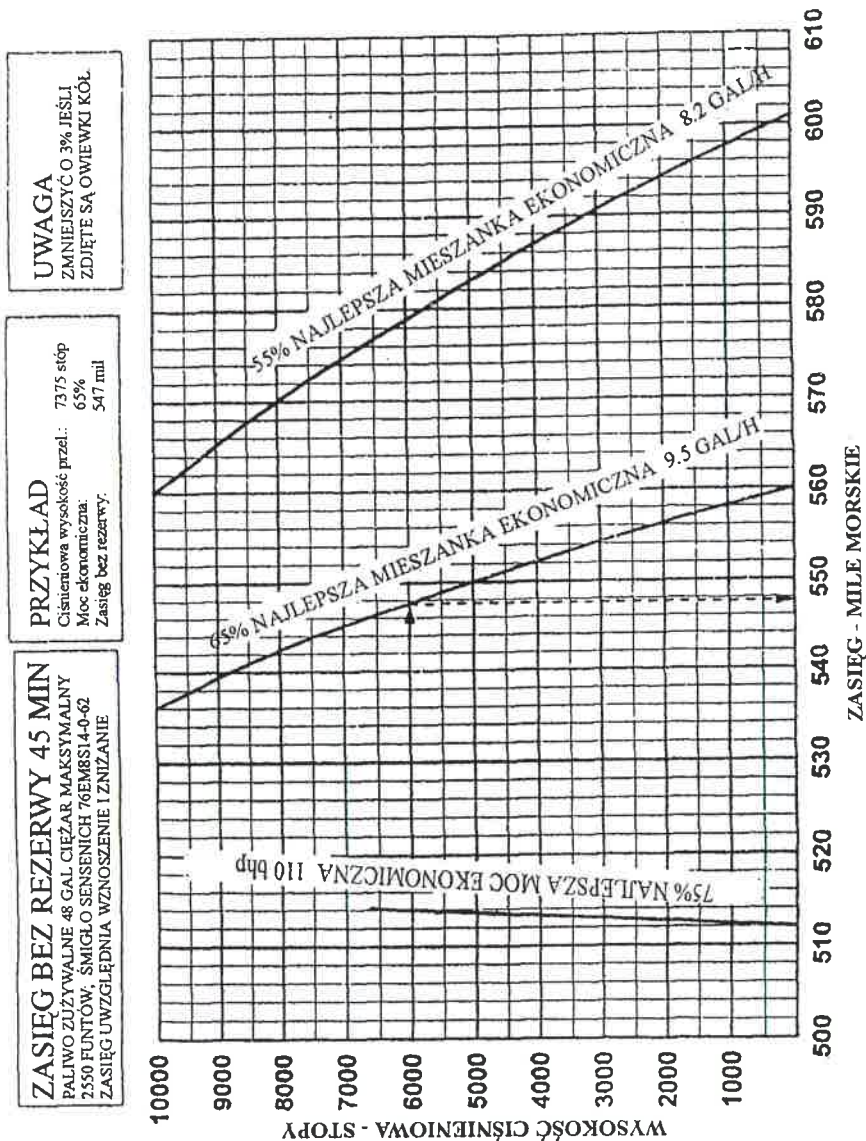
** Odjąć 3 KTAS jeśli owiewki kół są zdjęte

OSIĄGI PRZELOTOWE (55% mocy)

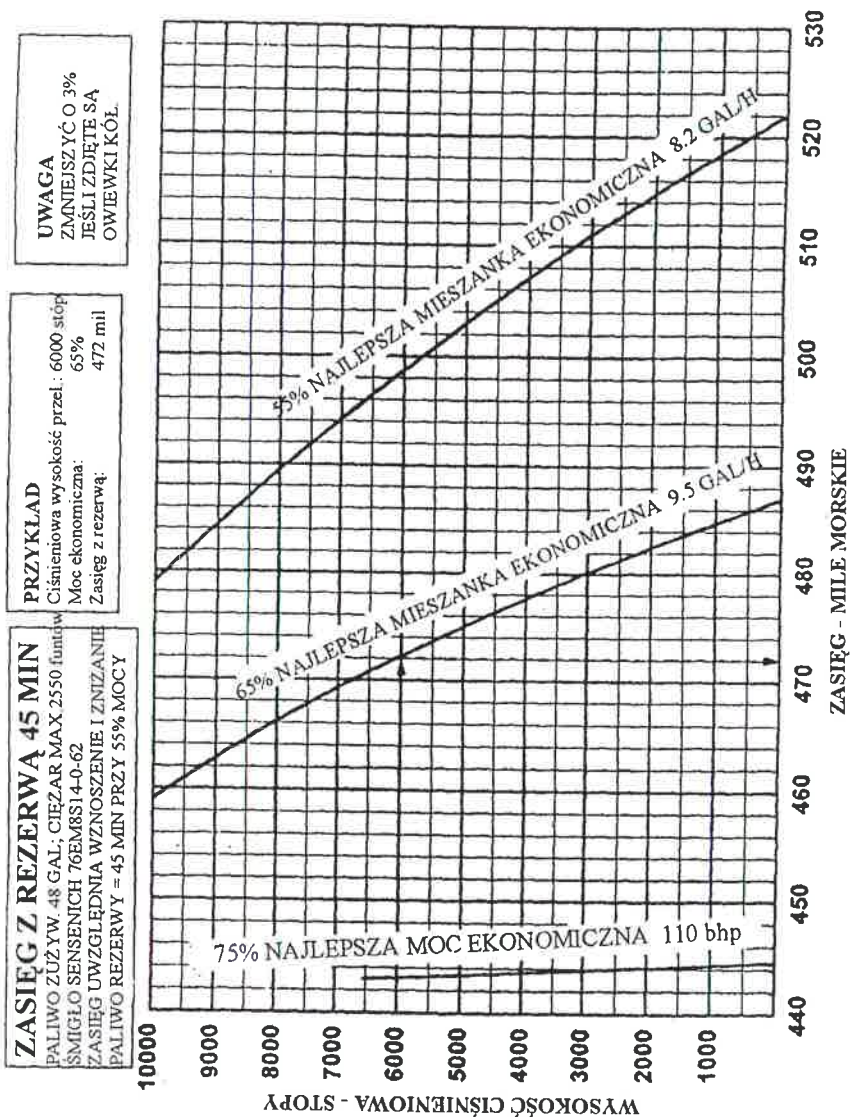
Rysunek 5-20b

STRONA CELOWO POZOSTAWIONO NA ZAPISANA



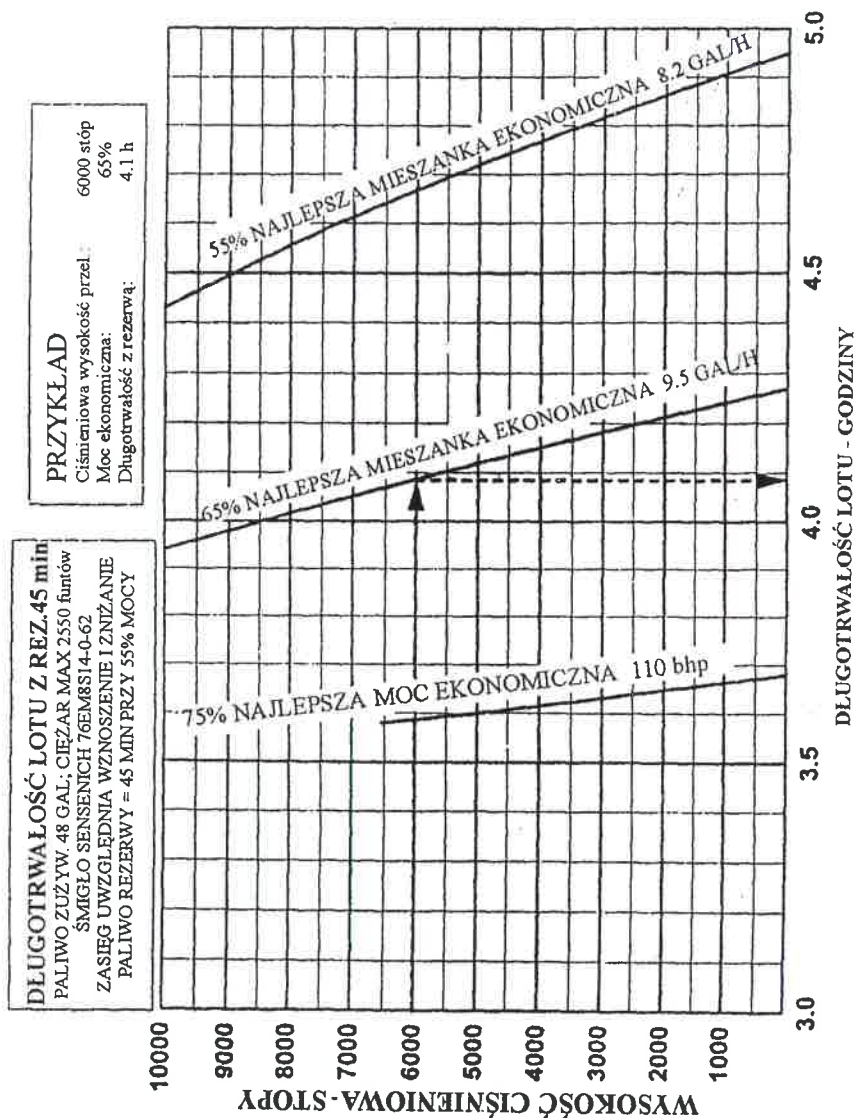


WYKRES ZASIĘGU (bez rezerwy)
Rysunek 5-27



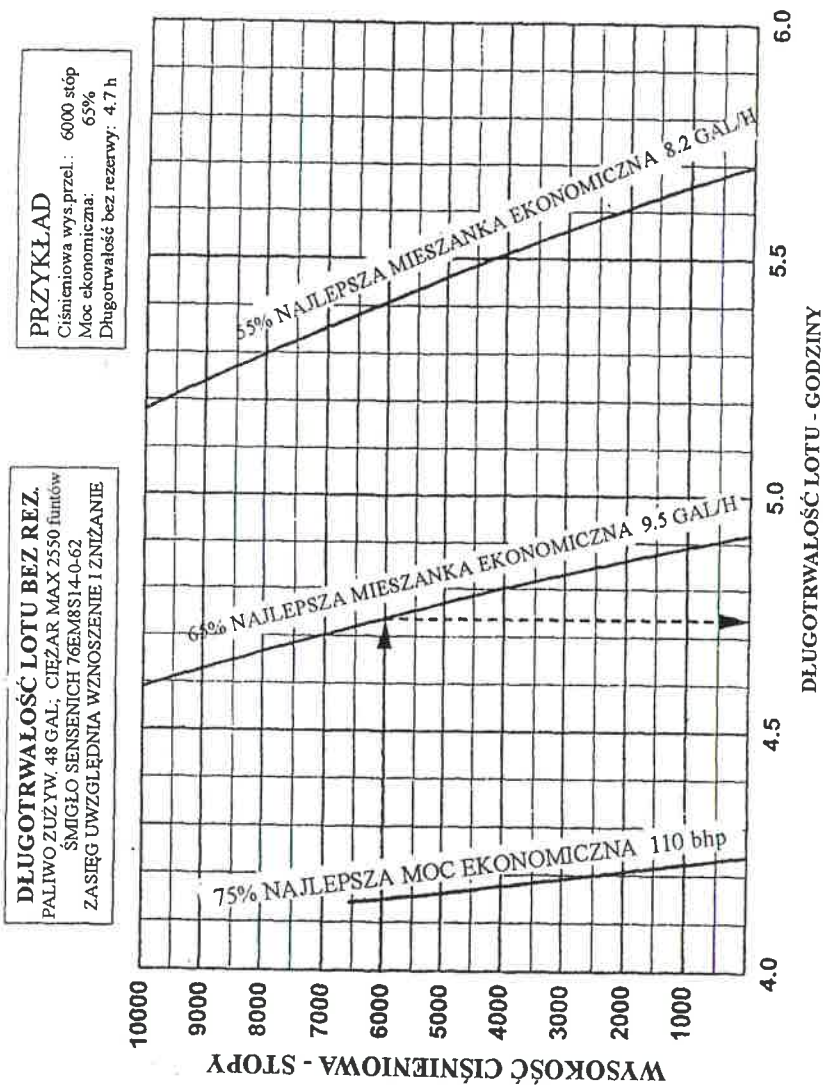
WYKRES ZASIĘGU (z rezerwą 45 min)

Rysunek 5-27a



WYKRES DLUGOTRWAŁOŚCI LOTU (z rezerwą 45 min)

Rysunek 5-29



WYKRES ZASIĘGU (bez rezerwy)

Rysunek 5-29a

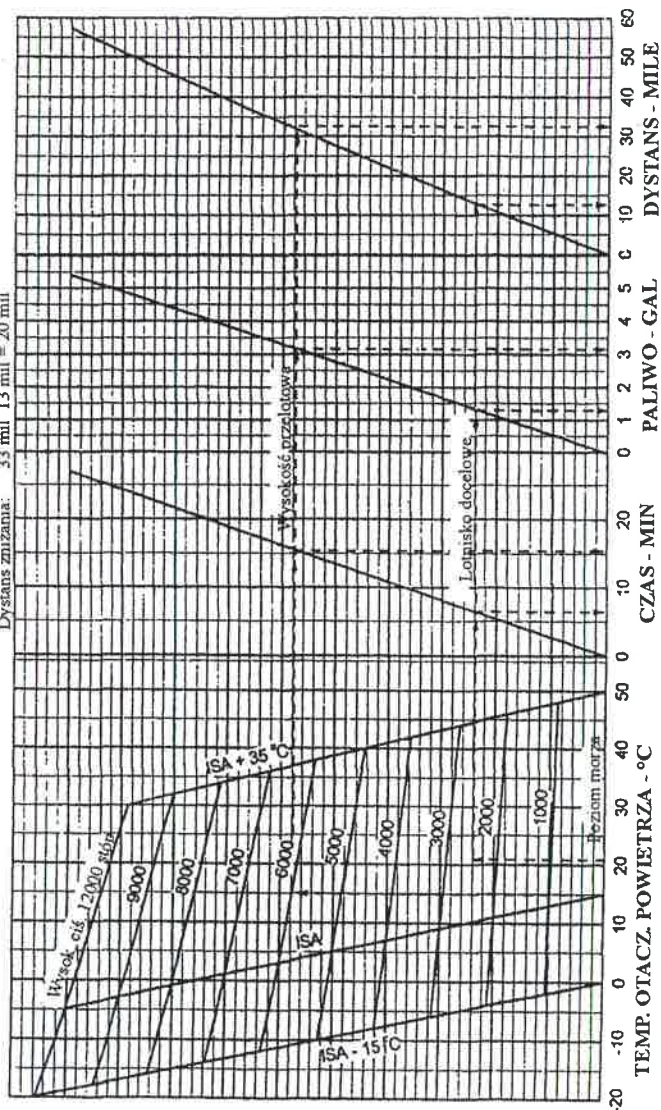
CZAS PALIWO I DYSTANS DLA ZNIŻANIA

WARUNKI

Ciężar całkowity: 2.550 funtów
Obroty silnika: 2500
Prędkość: 122 KIAS
Kłapy: SCHOWANE

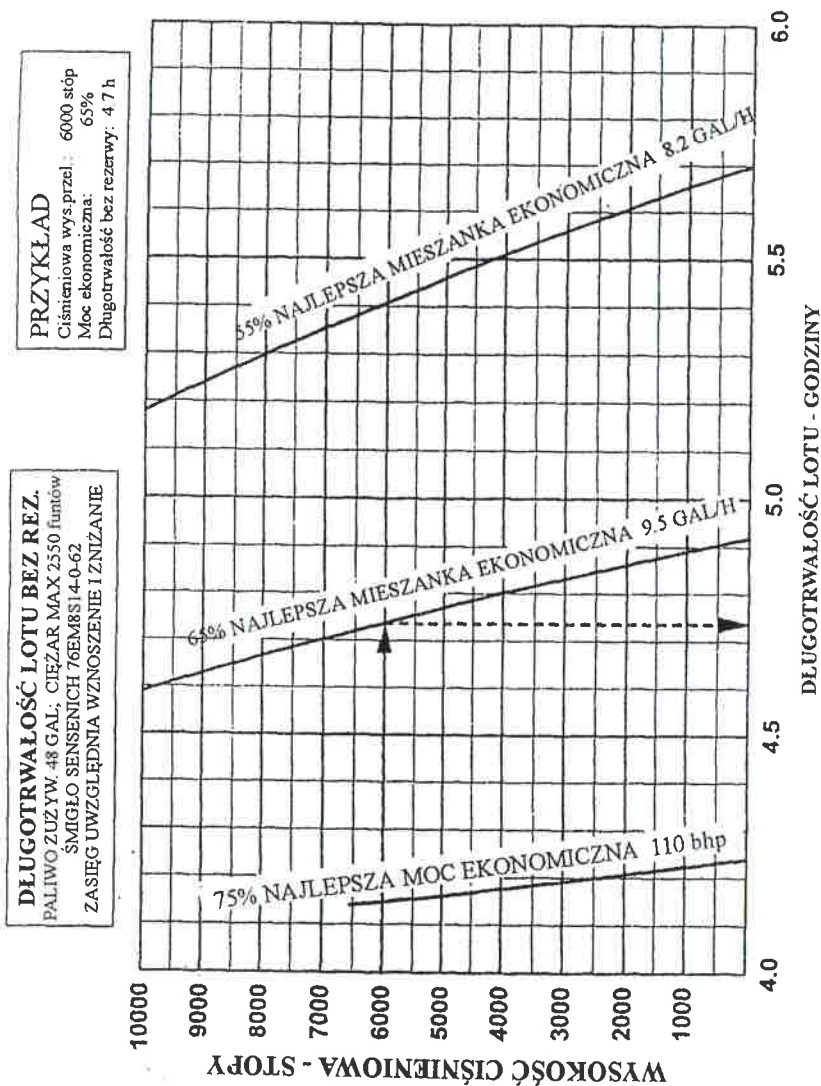
PRZYKŁAD

Wys. ciśnieniowa lotniska doc.: 2.500 stóp Temperatura: 21°C
Przelotowa wys. ciś: 6000 stóp Temp. zewn. na wys. przel. 15°C
Czas zniżania: 16 min 6 min = 10 min
Paliwo zniżania: 3.2 gal 1.3 gal = 1.9 gal
Dystans zniżania: 33 mil 13 mil = 20 mil



CZAS, PALIWO I DYSTANS DLA ZNIŻANIA

Rysunek 5-31



WYKRES ZASIĘGU (bez rezerwy)
Rysunek 5-29a

CZAS PALIWO I DYSTANS DLA ZNIZANIA

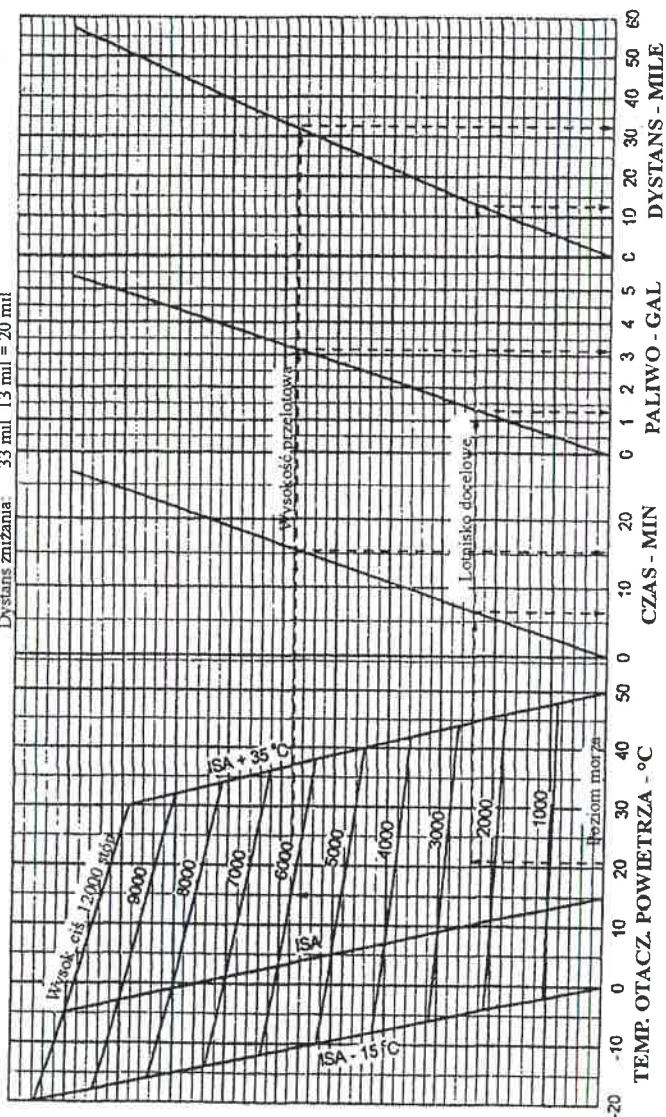
WARUNKI

Ciężar całkowity: 2 550 funtów
Obroty silnika: 2500
Prędkość: 122 KIAS
Kłapy: SCHOWANE

PRZYKŁAD

Wys. ciśnieniowa lotniska doc.: 2 500 stóp
Przelotowa wys. cis: 6000 stóp
Czas zniżania: 16 min 6 min = 10 min
Paliwo zniżania: 3.2 gal 1.3 gal = 1.9 gal
Dystans zniżania: 33 mil 13 mil = 20 mil

Temperatura: 21°C
Temp. zewn. na wys. przel. 15°C



CZAS, PALIWO I DYSTANS DLA ZNIZANIA

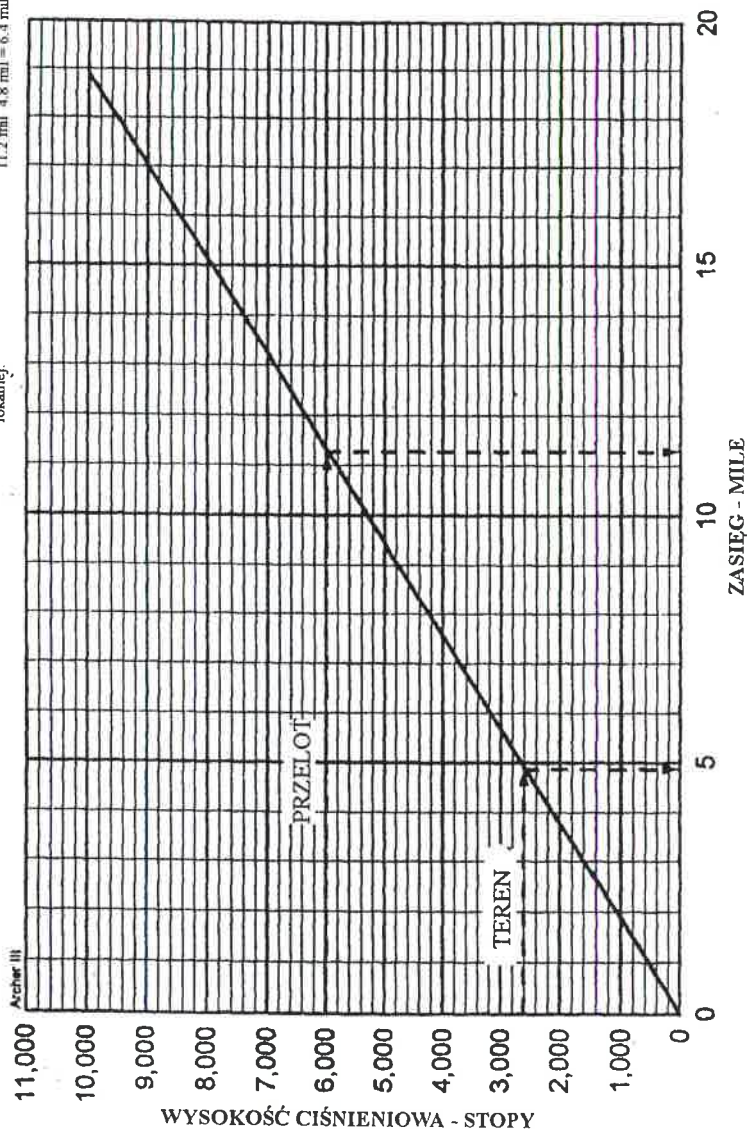
Rysunek 5-31

ZASIĘG W LOCIE SZYBOWYM

MOC ZDŁAWIONA, KLAPY SCHOWANE, 76 KLAS
CIĘŻAR CAŁKOWITY 2250 FUNTÓW, BEZWIETRZNIĘ

PRZYKŁAD

Zasięg lotu szybowego z wys. przelotowej: 6000 stóp 11.2 mil
Zasięg lotu szybowego z wys. lot. n. prz. morza: 2600 stóp 4.8 mil
Zasięg lotu szybowego z wysokości przelotowej do wysokości
lokalnej: 11.2 mil - 4.8 mil = 6.4 mil

**ZASIĘG W LOCIE SZYBOWYM**

Rysunek 5-33

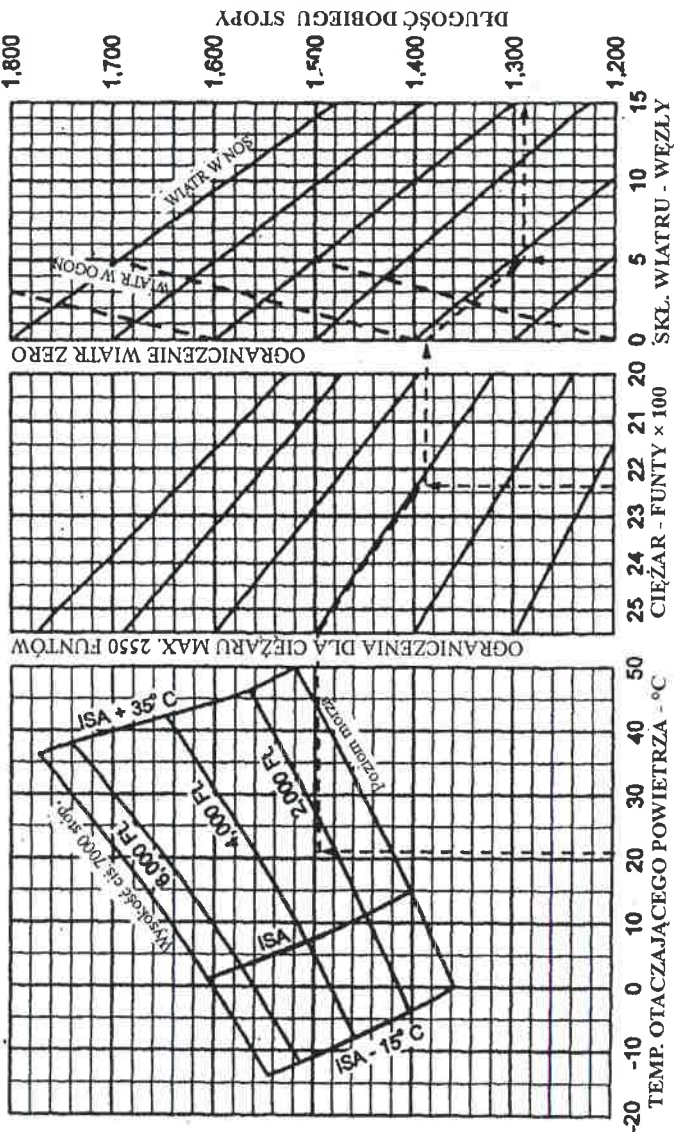
DLUGOŚĆ LĄDOWANIA

WARUNKI

PODEJŚCIE NA MOCY ZDŁAWIONEJ, KŁAPY 40°, 66 KLAS, PRZYZIEMIENIE PRZY PEŁ-
NYM PRZECIĄGNIĘCIU, HAMOWANIE MAKSYMALNE, PAS TWARDEY, POZIOMY, SUCHY

PRZYKŁAD

Wysokość ciś. lotniska: 2.500 stóp
Temperatura: 21°C
Ciężar całkowity: 2.240 funtów
Wiatr czołowy: 5 węzłów
Długość startu: 1290 stóp



DLUGOŚĆ LĄDOWANIA
Rysunek 5-35

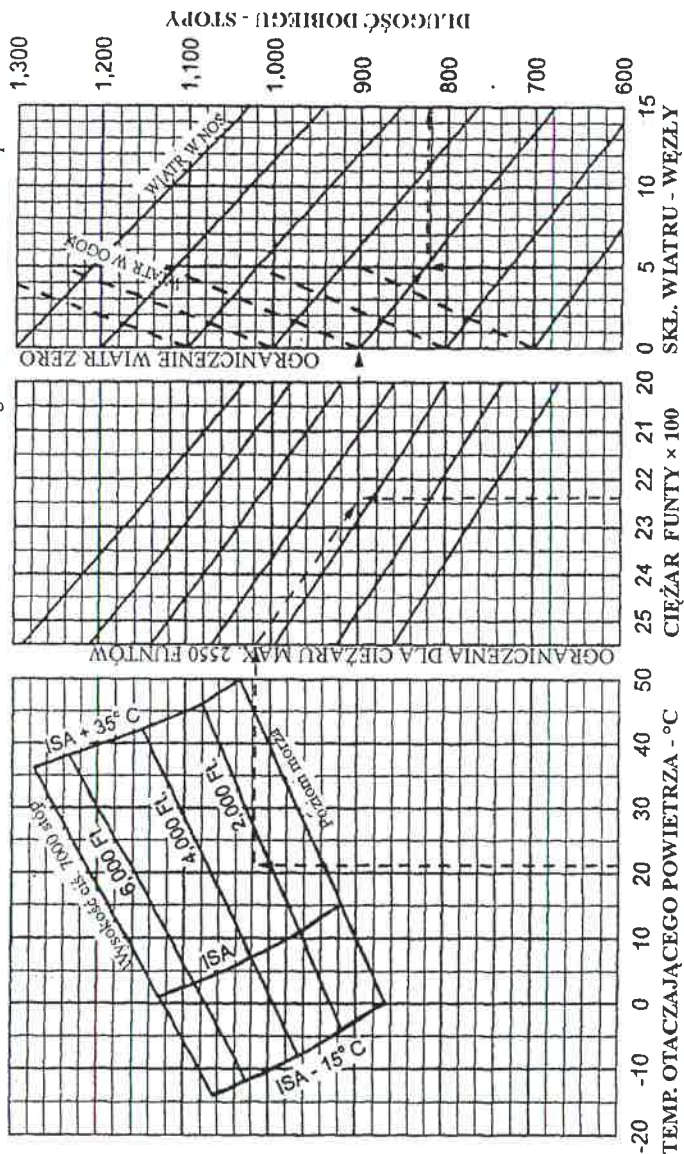
DŁUGOŚĆ DOBIEGU

WARUNKI

PODEJŚCIE NA MOCY ZDŁAWIONEJ, KŁAPY 40°, PRZYZIEMIENIE PRZY
PEŁNYM PRZECIĄGNIĘCIU, HAMOWANIE MAKSYMALNE,
PAS TWARDY, POZIOMY, SUCHY

PRZYKŁAD

Wysokość ciś. lotniska doc.: 2 240 stóp
Temperatura: 21°C
Ciężar całkowity: 2 240 funtów
Wiatr czółowy: 5 węzłów
Długość startu: 820 stóp



DŁUGOŚĆ DOBIEGU

Rysunek 5-37

STRONA CELOWO POZOSTAWIONO NA ZAPISANA

SPIS TREŚCI
ROZDZIAŁ 6
CIEŻAR I POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

Paragraf		Strona
6.1	Wstęp	6-1
6.3	Procedura ważenia samolotu	6-2
6.5	Zapisy ciężaru i położenia środka ciężkości	6-5
6.7	Określanie ciężaru i poł. S.C. do lotu	6-9

**** Wykaz wyposażenia (Formularz 240-0177) ZAŁĄCZONY DO NIEJSZEJ INSTRUKCJI**

STRONA CELOWO POZOSTAWIONO NA ZAPISANA

ROZDZIAŁ 6

CIĘŻAR I POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

6.1 WSTĘP

W celu uzyskania charakterystyk lotnych oraz projektowych osiągnięć dla samolotu można nim latać tylko wtedy, gdy ciężar oraz położenie środka ciężkości znajduje się w granicach obwiedni zakresu użytkowania podanych. Chociaż samolot wykazuje dużą elastyczność, jeżeli chodzi o obciążenie, to nie można np. latać z maksymalną dopuszczalną ilością dorosłych pasażerów, pełnymi zbiornikami i największą dopuszczalną ilością bagażu. Pojęcie elastyczności wiąże się z poczuciem odpowiedzialności. Przed każdym startem pilot musi sprawdzić, czy obciążenie samolotu jest zgodne z przepisami.

Niewłaściwe obciążenie powoduje negatywne skutki dla każdego samolotu. Dla samolotu nadmiernie obciążonego osiągi podczas startu, wznoszenia oraz lotu poziomego są gorsze niż dla samolotu, którego obciążenie jest właściwe. Czym większy jest ciężar samolotu, tym gorsze są jego osiągi podczas wznoszenia.

Położenie środka ciężkości ma decydujące znaczenie dla charakterystyk lotnych. Jeżeli położenie środka ciężkości jest nadmiernie przesunięte do przodu, m.in. może to utrudniać tylko przejście do położenia startu lub lądowania. Jeśli położenie środka ciężkości jest nadmiernie przesunięte do tyłu, to m.in. samolot przechodzi do startu zbyt wcześnie, a podczas wznoszenia wykazuje tendencję do zadzierania przedniej części. Ponadto następuje pogorszenie stateczności podłużnej, co może prowadzić do niezamierzonego przeciągnięcia, a nawet korkociągu, przy czym wyjście z korkociągu jest tym trudniejsze, czym większe było przekroczenie dopuszczalnego położenia granicznego środka ciężkości.

Natomiast samolot o właściwym obciążeniu zapewnia przewidziane osiągi. Przed odbiorem samolotu obliczono ciężar pustego samolotu oraz położenie środka ciężkości dla ciężaru pustego samolotu (ciężar pustego samolotu składa się z ciężaru pustego samolotu z wyposażeniem standardowym oraz ciężaru wyposażenia specjalnego. Na podstawie ciężaru pustego samolotu oraz położenia środka ciężkości dla ciężaru pustego samolotu pilot może obliczyć z łatwością ciężar oraz położenie środka ciężkości dla ciężaru obciążonego samolotu, przy czym oblicza ciężar całkowity oraz moment całkowity i sprawdza, czy wartości te znajdują się w dopuszczalnym zakresie.

Ciężar pustego samolotu oraz położenie środka ciężkości dla ciężaru pustego samolotu podano w arkuszu przeznaczonym do wyznaczania ciężaru oraz położenia środka ciężkości (Rysunek 6-5) oraz w wykazie ciężaru oraz położenia środka ciężkości (Rysunek 6-7). Zawsze należy używać najnowszych wartości. Natychmiast po zabudowie wyposażenia dodatkowego lub wprowadzeniu zmian, osoba odpowiedzialna za obsługę techniczną samolotu musi obliczyć nowe wartości ciężaru pustego samolotu oraz położenia środka ciężkości dla ciężaru pustego samolotu i wpisać je do książki samolotu oraz do wykazu ciężaru oraz położenia środka ciężkości. Zaś użytkownik samolotu musi sprawdzić, czy to rzeczywiście nastąpiło.

Obliczenia ciężaru oraz położenia środka ciężkości są konieczne w celu określenia, ile paliwa i bagażu można załadować bez przekroczenia dopuszczalnych wartości granicznych. Obliczenia te należy sprawdzić przed tankowaniem, aby uniknąć niewłaściwego obciążenia.

Na dalszych stronach zamieszczono arkusze, które są używane do ważenia samolotu u producenta oraz do obliczania ciężaru pustego samolotu oraz położenia środka ciężkości oraz ciężaru użytecznego. Należy pamiętać, iż ciężar użyteczny obejmuje ciężar zużywalnego paliwa, bagażu, ładunku oraz osób na pokładzie samolotu. Procedura podana poniżej umożliwia obliczenie ciężaru startowego oraz położenia środka ciężkości.

6.3 WAŻENIE SAMOLOTU

Przy odbiorze firma Piper Aircraft Corporation podaje ciężar pustego samolotu oraz położenie środka ciężkości dla ciężaru pustego samolotu dla każdego samolotu. Dane te zawiera Arkusz na Rysunku 6-5.

Demontaż lub dodatkowa wyposażenie oraz zmiany wersji samolotu mogą mieć wpływ na ciężar pustego samolotu oraz położenie środka ciężkości. W dalszym ciągu niniejszego Rozdziału podano procedurę ważenia w celu określenia rzeczywistych wartości ciężaru pustego samolotu oraz położenia środka ciężkości.

(a) Przygotowanie

- (1) Sprawdzić, czy wszystkie pozycje oznaczone krzyżykiem na wykazie wyposażenia samolotu zostały zabudowane na właściwym miejscu w samolocie.
- (2) Przed ważeniem usunąć z samolotu większe ilości nagromadzonego brudu, smaru lub wilgoci jak również ciała obce, takie jak szmaty i narzędzia.
- (3) Spuścić paliwo. Otworzyć wszystkie zawory drenażowe aż nastąpi spuszczenie wszystkich pozostałości paliwa. Uruchomić zespół napędowy doprowadzając paliwo z każdego zbiornika aż nastąpi zużycie paliwa niezlewalnego i zatrzymanie zespołu napędowego. Następnie należy wlać nieużywalną ilość paliwa (ogółem 8 litrów [2 galony]), czyli 4 litry (1 galon na skrzydło).

PRZESTROGA

Jeżeli nastąpiło całkowite opróżnienie instalacji napędowej, a następnie ponowne napełnienie paliwem, należy uruchomić zespół napędowy na co najmniej 3 minuty na obrotach 1000 obr/min dla ażeby zbiornika w celu upewnienia się, iż w przewodach paliwa nie występuje powietrze.

(4) Dolać oleju do poziomu napełnienia.

(5) Fotele przednie przesunąć od skrajnego przedniego położenia do czwartego położenia zapadki. Schować całkowicie kłapy skrzydeł, a wszystkie powierzchnie usterzenia ustawić w położeniu neutralnym. Umieścić dyszel do holowania w odpowiednim miejscu i zamknąć wszystkie drzwi kabiny oraz przedziału bagażowego.

(6) Samolot należy ważyć w zamkniętym pomieszczeniu, aby wykluczyć błąd ważenia spowodowany wiatrem.

(b) Poziomowanie

(1) Podczas kiedy samolot znajduje się na wagach, należy tłoczyska amortyzatorów goleni podwozia głównego zablokować w położeniu całkowicie rozprężonym.

(2) W odpowiedni sposób spuścić powietrze z opon koła podwozia przedniego (patrz Rysunek 6-3) i doprowadzić pęcherzyk powietrza w poziomnicy do położenia środkowego.

(c) Ważenie - ciężar pustego samolotu

(1) Po wykonaniu niwelacji samolotu i zwolnieniu hamulców, zanotować ciężar wskazany przez każdą wagę. W razie potrzeby odjąć wartość tary od każdej wartości odczytu.

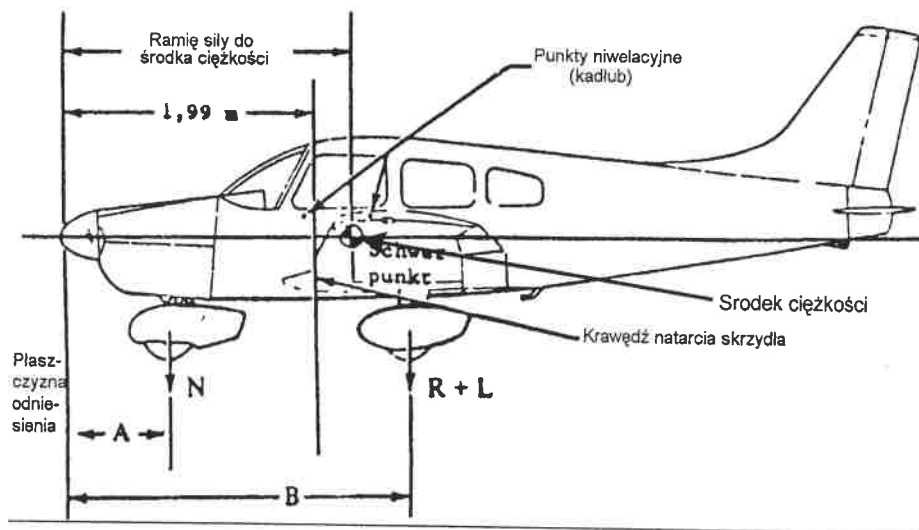
Punkt podparcia i symbol	Wartość odczytu wagi	Tara	Ciężar netto
Koło podwozia przedniego (N)			
Koło prawej nogi podwozia głównego (R)			
Koło lewej nogi podwozia głównego (L)			
Ciężar pustego samolotu z ważenia (T)			

ARKUSZ WAŻENIA

Rysunek 6-1

(d) Położenie środka ciężkości dla masy pustego samolotu

(1) Poniższy szkic dotyczy tylko samolotu z wykonanym poziomowaniem. Patrz punkt 6.3 (b) „Poziomowanie”.



SZKIC NIWELACJI

Rysunek 6-3

- (2) Położenie środka ciężkości dla ciężaru pustego samolotu (wg wyniku ważenia włącznie z wyposażeniem specjalnym, poziomem maksymalnym oleju oraz paliwem niezusuwalnym) można obliczyć przy użyciu poniższego wzoru:

$$\text{Ramię dźwigni środka ciężkości} = \frac{N(A) + (R+L)(B)}{T} \text{ m}$$

gdzie $T = N+R+L$

6.5 CIĘŻAR I POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

Wartości ciężaru pustego samolotu oraz położenie środka ciężkości dla ciężaru pustego samolotu oraz ciężaru użytecznego podane na Rysunku 6-5 obowiązują tylko dla samolotu w stanie odbioru u producenta. Wartości tych można używać tylko dla samolotu z podanym numerem fabrycznym oraz znakami rejestracyjnymi.

Wartość ciężaru pustego samolotu zastosowane dla odbioru u producenta została podana w wykazie ciężaru pustego samolotu oraz położenia środka ciężkości (Rysunek 6-7). Arkusz ten służy do każdorazowego podawania najnowszego stanu ciężaru pustego samolotu i pełnego przeglądu dokonanych zmian. Wszystkie zmiany wyposażenia zabudowanego na stałe oraz wszelkie przebudowy wersji, które mają wpływ na ciężar i na moment, należy podawać w wykazie ciężaru pustego samolotu oraz położenia środka ciężkości.

Samolot PA-28-181 ARCHER III

Nr. fabryczny: 2890183

Znaki rejestracyjne: SP-FFR

Data: 25 marca 1999

CIĘŻAR PUSTEGO SAMOLOTU

POZYCJA	Ciężar (funtów)	Ramię siły (cali za bazą)	Moment (cal-funt)
Standardowy ciężar -- rzeczywisty: pustego samolotu*	1681.1	87.4	147264
Wyposażenie specjalne	37.0	87.4	3127
Ciężar pustego samolotu	1721.1	87.4	150391

* Standardowy ciężar pustego samolotu obejmuje pełny stan oleju oraz 8 litrów (2 galony) paliwa niezużywanego.

(Ciężar do kołowania) - (Ciężar pustego samolotu) = Ciężar użyteczny

Kategoria NORMALNA (2558 funtów) - (1721.1 funtów) = (836.9 funtów)

Kategoria UŻYTKOWA (2138 funtów) - (1721.1 funtów) = (416.9 funtów)

POWYŻSZE WARTOŚCI CIĘŻARU PUSTEGO SAMOLOTU, POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI PUSTEGO SAMOLOTU I CIĘŻARU UŻYTECZNEGO DOTYCZA SAMOLOTU W STANIE PO ODBIORZE U PRODUCENTA. JEŻELI PÓŹNIEJ NASTĄPIŁY ZMIANY, NALEŻY ODWOŁAĆ SIĘ DO DOKUMENTÓW SAMOLOTU

ARKUSZ WAŻENIA I WYZNACZANIA POŁOŻENIA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

Rysunek 6-5

PA-28-181		Numer seryjny 2843231		Rejestracja SP-FFR			Strona numer	
Data	Lp.	Opis zespołu lub modyfikacji	Zbudowano (+) Zdemontowano (-)	Zmiana ciężaru			Aktualny ciężar pustego samolotu	
				Ciężar (funty)	Ramię (cale)	Moment /100	Ciężar (funty)	Moment /100
3/25/99		As licensed (wg kompletacji producenta)					1721.1	150391
15.08.00		As licensed 84E + Active					1725	150618

ARKUSZ CIĘŻARU I POŁOŻENIA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

Rysunek 6-7

[illegible]

Rysunek 6-7 (cd)

6.7 OKREŚLENIE CIĘŻARU I POŁOŻENIA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI DO LOTU

- Do ciężaru pustego samolotu dodać ciężary wszystkich zabieranych ładunków.
- Przy użyciu wykresu ładunku (Rysunek 6-13) należy wyznaczyć moment dla każdego zabieranego ładunku.
- Dodać wartości momentów wszystkich zabieranych ładunków do ciężaru pustego samolotu.
- Podzielić moment całkowity przez ciężar całkowity w celu określenia położenia środka ciężkości.
- Wartości określone w punktach (a) oraz (d) nanieść na wykres „Położenia graniczne środka ciężkości i wartości ciężaru” (Rysunek 6-15). Jeżeli ich punkt przecięcia znajduje się w dopuszczalnym zakresie, to taki stan ładunku jest dopuszczalny.

	Ciężar [funt] (kg)	Ramię siły za bazą [cale] (m)	Moment [funtocal] (kgm)
Ciężar pustego samolotu	1590 (716)	87.5 (2,23)	139125 (1600)
Ciężar pilota i pasażera na przednim fotelu	340 (153)	80.5 (2,04)	27370 (314)
Pasażerowie siedzący z tyłu *	340 (153)	118.1(3,00)	40154 (462)
Paliwo (max 48 gal (182 l) paliwa zużywanego)	288 (130)	95.0 (2,41)	27360 (315)
Bagaż (ma. 200 funtów (90 kg))		142.5 (3,63)	
Ciężar do kołowania (maksimum 2558 funtów (1151 kg) dla wersji normalnej; 2138 funtów (962 kg) dla wersji użytkowej samolotu	2558 (1151)	91.5 (2,32)	234009 (2691)
Ilość paliwa niezbędna do uruchomienia, kołowania i startu	-8 (-3,6)	95.0 (2,41)	760 (-7)
Ciężar do startu (maksimum 2550 funtów (1148 kg) dla wersji normalnej; 2130 funtów (956 kg) dla wersji użytkowej samolotu	2550 (1148)	91.5 (2,32)	233249 (2684)

Środek ciężkości dla ciężaru startowego w naszym przykładzie ładunku znajduje się w odległości 91.5 cala (2,32 m) za bazą. Należy odszukać ten punkt (91.5 cala (2,32 m)) na wykresie „Położenia graniczne środka ciężkości i wartości ciężaru” (Rysunek 6-15). Ponieważ punkt ten znajduje się w zakresie dopuszczalnym, to taki stan ładunku jest dopuszczalny.

PILOT ORAZ WŁAŚCICIEL SAMOŁOTU SĄ ODPOWIEDZIALNI ZA TO, ABY ŁADUNEK SAMOŁOTU BYŁ ZAWSZE ZGODNY Z PRZEPISAMI.

* W przypadku zastosowania samolotu jako wersji użytkowej, niedopuszczalna jest obecność pasażerów na fotelach z tyłu ani obecność bagażu.

OBLICZENIE STANU ŁADUNKU (PRZYKŁAD) (KATEGORIA NORMALNA)

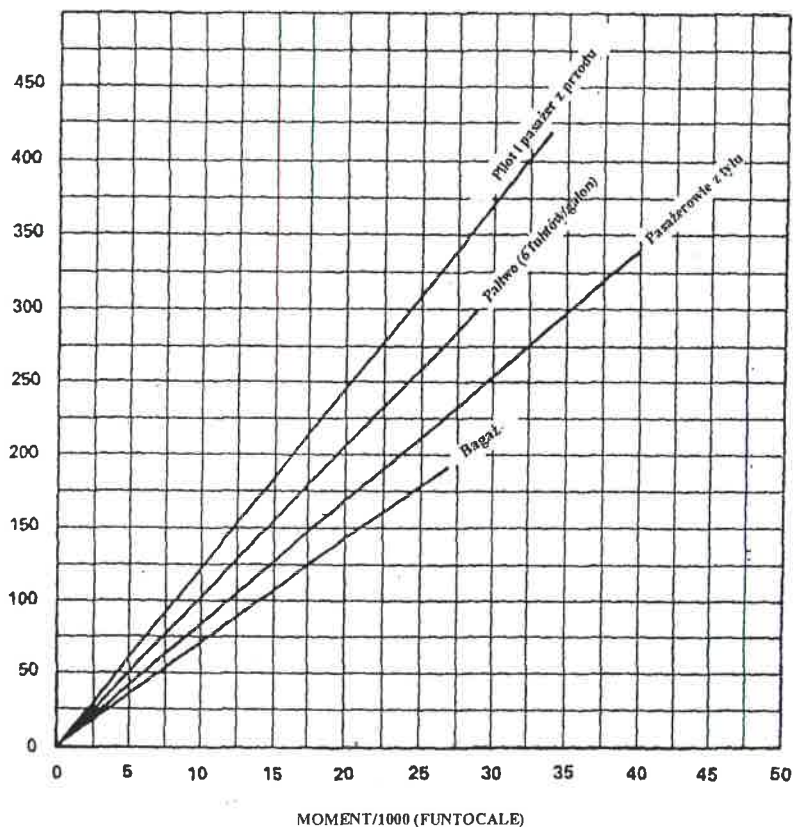
Rysunek 6-9

	Ciężar [funty] (kg)	Ramię siły za bazą [cale] (m)	Moment [funtocale] (kgm)
Ciężar pustego samolotu (przykład)			
Ciężar pilota i pasażera na prawym fotelu		80.5 (2,04)	
Pasażerowie siedzący z tyłu *		118.1 (3,00)	
Paliwo (maks. 182 L paliwa zużywalnego)		95.0 (2,41)	
Bagaż (maksimum 90 kg)		142.8 (3,63)	
Ciężar do kołowania (maksimum 1160 kg dla wersji normalnej; 970kg dla wersji użytkowej samolotu)			
Ilość paliwa niezbędna do rozruchu, kołowania i startu	-8	95.0 (2,41)	-760
Ciężar do startu (maksimum 2550 funtów (1148 kg) dla wersji normalnej; 2130 (956kg) dla wersji użytkowej samolotu)			

Wartości ogółem dla ciężaru startowego i położenia środka ciężkości muszą znajdować się w dopuszczalnych granicach ciężaru i środka ciężkości. Pilot oraz właściciel samolotu są odpowiedzialni za to, aby ładunek samolotu był zawsze zgodny z przepisami. Położenie środka ciężkości dla pustego samolotu podano na Arkuszu do określania ciężaru i położenia środka ciężkości (Rysunek 6-5). W przypadku zmian samolotu, odpowiednie dane należy przyjąć wg wykazu wartości ciężaru i położenia środka ciężkości.

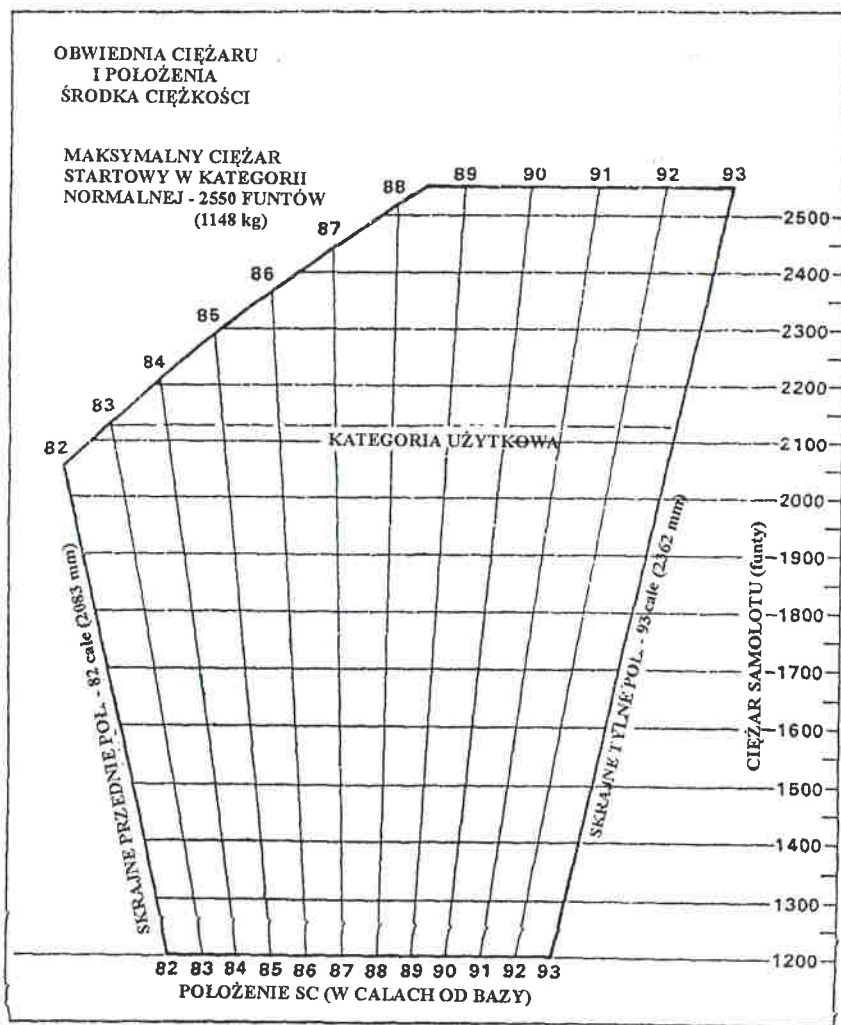
* W przypadku użytkowania samolotu klasie użytkowej, niedopuszczalna jest obecność pasażerów na fotelach z tyłu ani obecność bagażu.

ARKUSZ ZAŁADOWANIA SAMOLOTU Rysunek 6-11



WYKRES MOMENTÓW ŁADUNKU

Rysunek 6-13



OBWIEDNIA CIĘŻARU I POŁOŻENIA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

Rysunek 6-15

ROZDZIAŁ 7

OPIS I DZIAŁANIE
SAMOŁOTU I JEGO INSTALACJI

7.1 SAMOŁOT

Samolot PA-28-181 ARCHER III jest dolnopłatem o całkowicie metalowej konstrukcji. Posiada on cztery miejsca, przestrzeń bagażową o ładowności dwustu funtów (91 kg) i silnik o mocy 180 koni mechanicznych (134 kW).

7.3 PŁATOWIEC

Struktura płatowca, poza łozem silnika wykonanym z rur stalowych, stalowych gołenii podwozia oraz innych różnorodnych części stalowych, jest konstrukcją ze stopów aluminium. Owiwki – końcówki skrzydeł, maski silnika oraz powierzchnie usterzeń wykonane są z kompozytów zbrojonych włóknami szklanymi lub z tworzyw termoplastycznych ABS (kopolimerów akrylonitrylu, butadienu i styrenu). Wykonywanie na tym samolocie akrobacji jest zabronione, ponieważ struktura nie jest zaprojektowana do przenoszenia obciążeń występujących podczas akrobacji.

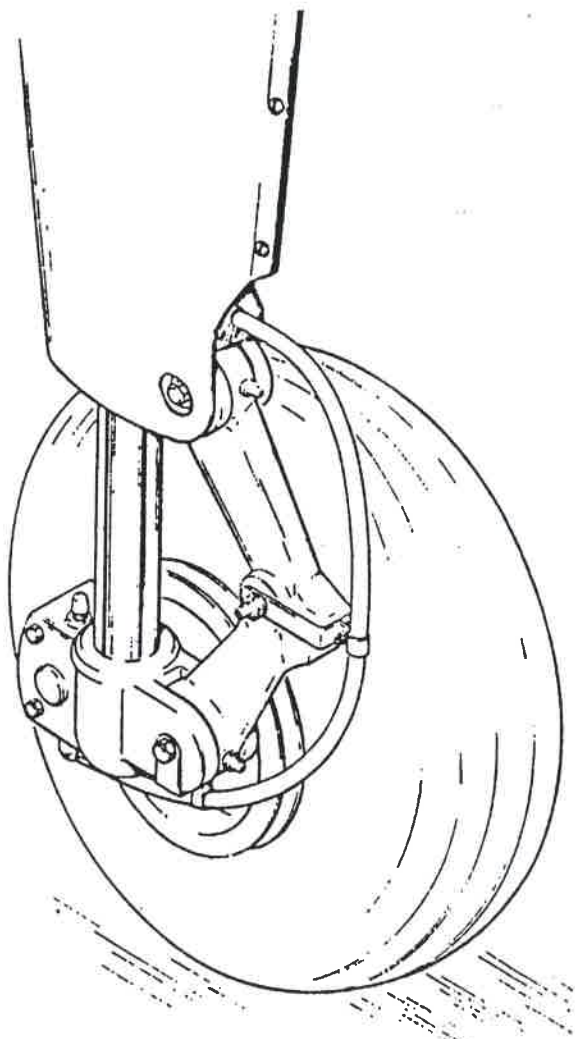
Jednostronnie zbieżne skrzydła posiadają profil laminarny NACA 652-415. Skrzydła są przymocowane do burt kadłuba poprzez zamontowanie wewnętrznych końców odpowiednich dźwigarów głównych w kadłubowej części nośnej, dźwigara skrzynekowego samolotu, które razem tworzą ciągły dźwigar główny połączony po obydwu bokach kadłuba. Okucia umieszczone są także z przodu – na dźwigarze pomocniczym przednim oraz z tyłu – na dźwigarze tylnym.

7.5 SILNIK I ŚMIGŁO

Samolot ARCHER III jest napędzany czterocylindrowym silnikiem z napędem bezpośrednim, w układzie bokser, o mocy znamionowej wynoszącej 180 koni mechanicznych (134 kW) przy 2700 obr/min. Silnik wyposażony jest w 70 amperowy rozrusznik, alternator 28 V, ekranowany układ zapłonowy, napęd pompy podciśnieniowej, pompę paliwową oraz suchy filtr (typu samochodowego) powietrza wpływającego do gaźnika.

Układ wydechowy jest wykonany w całości ze stali nierdzewnej i posiada jeden podwójny tłumik dźwięku. W celu zapewnienia powietrza do ogrzewania kabiny oraz odmrażania wiatrochronu na tłumiku dźwięku zamontowany jest bandaż grzewczy.

Śmigło o stałym skoku wykonane jest jako jednoczęściowa odkuwka ze stopu aluminium.



KOŁO PODWOZIA GŁÓWNEGO

Rysunek 7-1

(Dla przejrzystości zdemonstrowano owiewkę koła)

7.7 PODWOZIE

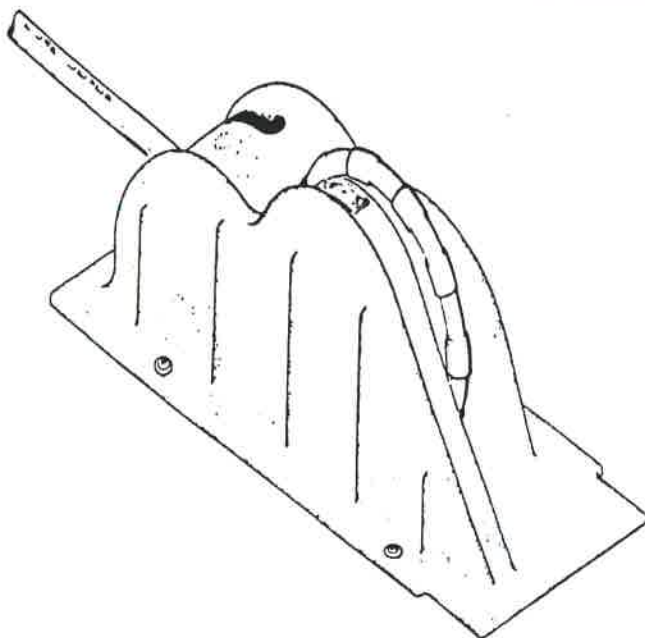
Na trzech gołeniach podwozia zamontowane są koła Cleveland 6.00x 6. Koła podwozia głównego posiadają bębny hamulcowe oraz zespoły hydraulicznych hamulców jednotarczowych Cleveland. Wszystkie trzy koła posiadają opony typu III, 6.00 x 6, czterowarstwowe, z dętkami.

Do wyważenia steru kierunku służy sprężyna zamontowana w zespole rury skrętnej pedałów steru kierunku. Amortyzator gumowy zamontowany w układzie sterowania kołem przednim zmniejsza siły w układzie sterowania i amortyzuje uderzenia oraz wstrząsy podczas kołowania. Sterowanie kołem przednim, którego wychylenie od położenia neutralnego wynosi po 30 stopni na boki. Nowsze modele samolotów nie posiadają amortyzatora gumowego w układzie sterowania kołem przednim, a wychylenie koła przedniego wynosi po 20 stopni na boki od położenia neutralnego. Podwozie przednie posiada także tłumik drgań typu shimmy (myszgowania).

Golenie podwozia posiadają amortyzatory powietrzno-olejowe. Normalny skok amortyzatora goleni podwozia przedniego wynosi 3,25 cala (82 mm), zaś normalny skok goleni podwozia głównego wynosi 4,5 cala (114 mm).

Typowy układ hamulcowy składa się ze zdwojonych hamulców nożnych, przymocowanych do pedałów steru kierunku oraz dźwigni hamulca ręcznego i głównego cylindra hamulca, umieszczonych poniżej i z tyłu, na lewo od środka dolnej tablicy przyrządów. Hamulce nożne oraz dźwignia hamulca ręcznego posiadają własne cylindry hamulców, lecz posiadają wspólny zbiornik płynu hamulcowego. Zbiornik ten znajduje się w u góry po lewej stronie na przedniej części przegrody ogniowej. Hamulec postojowy jest połączony z głównym cylindrem hamulca i jest uruchamiany przez pociągnięcie do tyłu dźwigni hamulca, wciśnięcie gałki umieszczonego na lewej stronie dźwigni hamulca i zwolnienie dźwigni hamulca. W celu zwolnienia hamulca postojowego należy pociągnąć do tyłu dźwignię w celu rozłączenia mechanizmu zapadkowego i umożliwić przemieszczenie się dźwigni do przodu. (patrz Rysunek 7-5).

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIE ZAPISANA



KONSOLA WYWAŻENIA PODŁUŻNEGO I DŹWIGNI KLAP

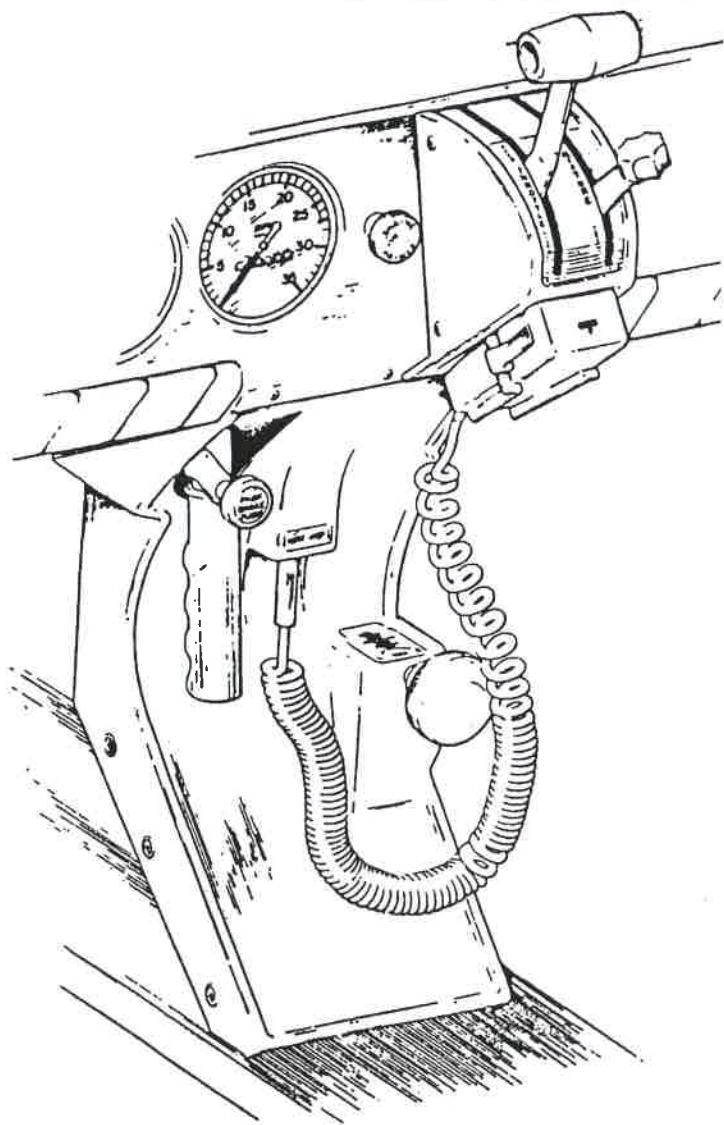
Rysunek 7-3

7.9 UKŁAD STEROWANIA LOTEM

Zdwojony układ sterowania lotem, wraz z układem linek łączących sterownice i powierzchnie sterowe jest standardowym wyposażeniem samolotu. Usterzenie wysokości jest typu płytowego, z zamontowaną na krawędzi spływu klapką wyważającą w celu zmniejszenia sił w układzie sterowania. Klapka ta jest nastawiana przy pomocy pokrętła trymera zamontowanego na podłodze między fotelami przednimi (zobacz Rysunek 7-3).

Pokrętło klapki wyważającej steru kierunku znajduje się po prawej stronie podstawy, poniżej kwadrantu sterowania przepustnicą i umożliwia ono precyzyjne sterowanie kierunkiem lotu samolotu. (zobacz Rysunek 7-5).

Klapy są wypuszczane ręcznie, zaś powrót do położenia schowanego umożliwia im sprężyna naciągowa. W położeniu schowanym klapy są utrzymywane poprzez blokadę zamontowaną w układzie napędu klap linek, dzięki czemu kłapa prawoskrzydłowa może służyć jako stopień. Kłapa nie przenosi obciążeń od ciężaru pasażera gdy znajduje się w położeniu całkowicie schowanym, zatem gdy ma być użyta jako stopień należy ją całkowicie wypuścić. Wypuszczone klapy posiadają trzy położenia 10, 25 oraz 40 stopni.



KWADRANT STEROWNICZY I KONSOLA
Rysunek 7-5

7.11 UKŁADY STEROWANIA SILNIKIEM

Układ sterowania silnikiem zawiera dźwignię sterowania przepustnicą oraz dźwignię sterowania składem mieszanki. Dźwignie te umieszczone są na środku, w kwadrancie sterowniczym, pod tablicą przyrządów (Rysunek 7-5), gdzie są łatwo dostępne zarówno dla I jak i II pilota. Linki sterownicze pokryte są teflonem w celu ograniczenia sił tarcia i wyeliminowania niebezpieczeństwa ich zakleszczenia.

Dźwignia sterowania przepustnicą służy do regulacji prędkości obrotowej silnika, zaś dźwignia sterowania składem mieszanki służy do ustawienia proporcji paliwa i powietrza. Silnik jest wyłączany przez ustawienie dźwigni sterowania składem mieszanki całkowicie w położeniu „mieszanka uboga”. Procedurę zubożania mieszanki zobacz w Rozdziale 4 niniejszej Instrukcji.

Do zwiększania lub zmniejszania siły tarcia utrzymującej dźwignię sterowania przepustnicą oraz dźwignię sterowania składem mieszanki lub zablokowania ich w dowolnym położeniu służy nastawna blokada cierna umieszczona po prawej stronie kwadrantu sterowniczego.

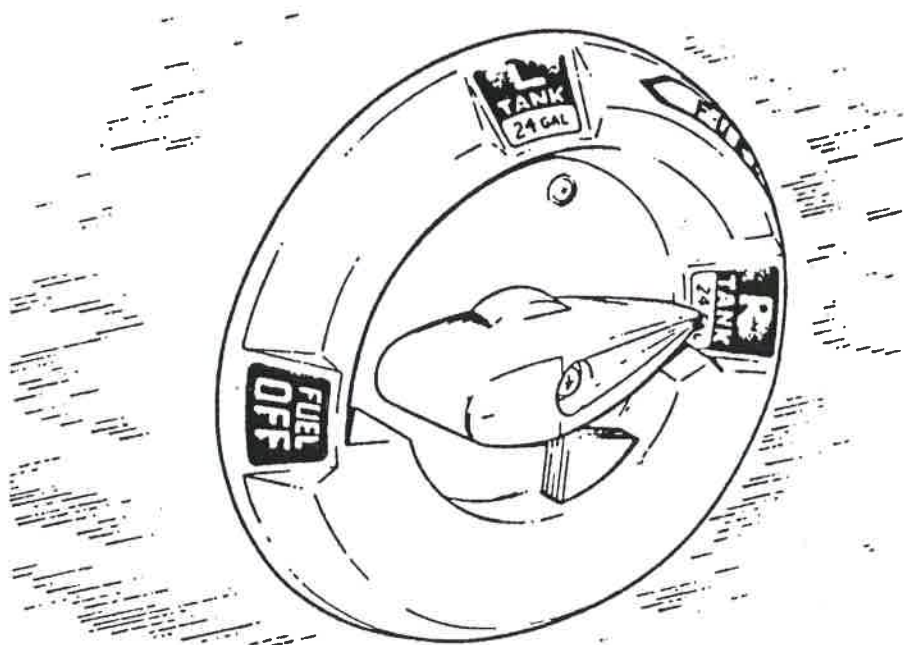
Dźwignia sterowania ogrzewaniem gaźnika znajduje się na tablicy przyrządów, po prawej stronie kwadrantu sterowniczego. Posiada ona dwa oznakowane położenia „ON” („WŁĄCZONE”), (dolne) oraz „OFF” („WYŁĄCZONE”) (górne).

7.13 INSTALACJA PALIWOWA

Paliwo umieszczone jest w dwu dwudziestopięciogalonowych zbiornikach (95 dm^3) (ilość paliwa zużywalnego wynosi 24 galony (91 dm^3)), które są przymocowane do struktury krawędzi natarcia każdego skrzydła przy pomocy śrub i nakrętek kotwicznych. Obydwa zbiorniki posiadają w szybkach wlewów wskaźniki poziomu, które umożliwiają określenie ilości paliwa pozostałej w zbiornikach, gdy nie są one całkowicie napełnione. Zużywalna ilość paliwa wynosi 17 galonów (64 dm^3). Jest ona wskazywana przez dolną kreskę wskaźnika poziomu paliwa.

Przełącznik paliwa jest umieszczony po lewej stronie tablicy przyrządów, przed siedzeniem pilota. Podczas przestawiania przełącznika w położenie „OFF” („ODCIĘTE”) należy wcisnąć przycisk na osłonie przełącznika. Przycisk odblokuje się samoczynnie po przestawieniu przełącznika w położenie ON („WŁĄCZONE”).

Gdy nastąpi awaria pompy paliwa napędzanej silnikiem samolotu, w samolocie zamontowana jest pomocnicza pompa paliwa napędzana silnikiem elektrycznym. Pompa paliwa napędzana silnikiem elektrycznym powinna być zawsze włączona podczas startu, lądowania oraz przy przełączaniu źródła zasilania paliwem. Wylłącznik pompy paliwa jest umieszczony na tablicy przełączników znajdującej się nad kwadrantem dźwigni sterowania przepustnicą.



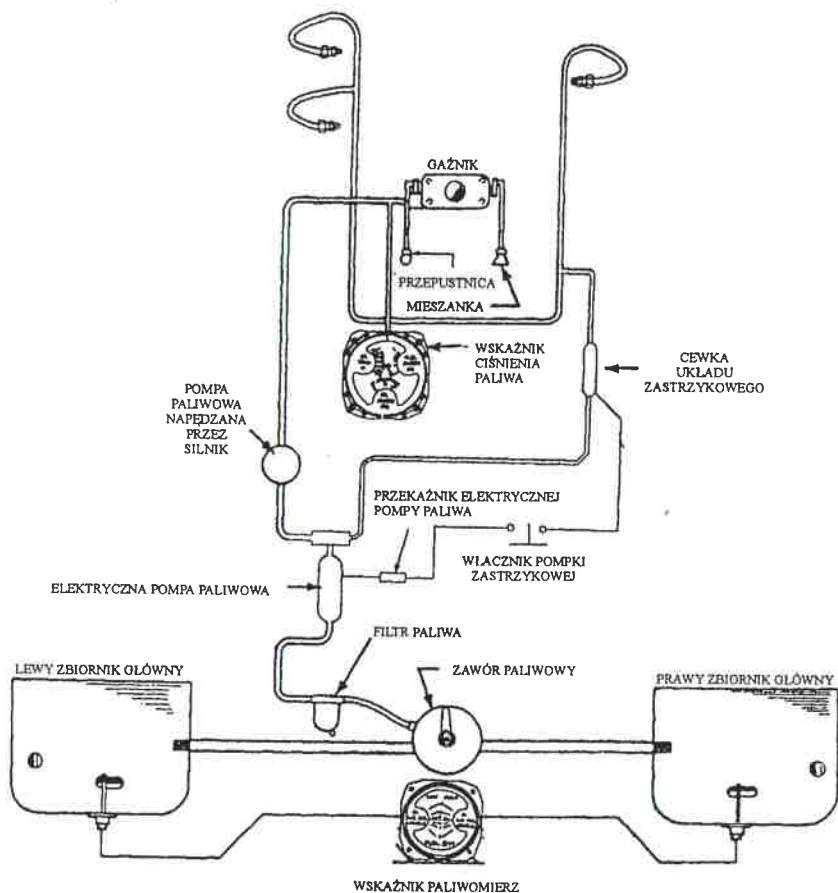
ZAWÓR PALIOWY
Rysunek 7-7

Zawory drenażowe instalacji paliwowej powinny być otwierane przed pierwszym lotem w danym dniu w celu sprawdzenia czy w paliwie nie występują woda lub osad oraz czy jest ono właściwego rodzaju. Każdy zbiornik posiada oddzielny zawór drenażowy umieszczony na dolnej powierzchni, w tyle, wewnątrz narożnika.

Siatkowy filtr paliwa zamontowany w lewej dolnej części na przedzie przegrody ogniowej posiada zawór drenażowy, który jest dostępny z zewnątrz, od nosowej części kadłuba. Siatkowy filtr paliwa także powinien być zdrenowany przed pierwszym lotem w danym dniu. Zobacz paragraf 8.21 w celu zapoznania się ze szczegółową procedurą drenażu instalacji paliwowej.

Podwójny wskaźnik ilości paliwa jest umieszczony na środku w dolnej części tablicy przyrządów.

W celu ułatwienia rozruchu, zamontowany jest elektryczny układ zastrzykowy. Przełącznik pompy zastrzykowej paliwa umieszczony jest na lewej krawędzi sufitowej tablicy przełączników (zobacz Rysunek 7-15A).



SCHEMAT INSTALACJI PALIWOWEJ

Rysunek 7-9

7.15 INSTALACJA ELEKTRYCZNA

Instalacja elektryczna 28 V (Rysunek 7-11) składa się z akumulatora 24 V, przeznaczonego do rozruchu i stanowiącego rezerwę napięcia wyjściowego alternatora. Zasilanie elektryczne zapewnia alternator 70 A. Akumulator umieszczony jest w obudowie znajdującej się na półce akumulatora zamontowanej w tylnej części kadłuba. Regulator napięcia z wbudowanym przekaźnikiem nadnapięcia umieszczony jest w przedniej części kadłuba, po lewej stronie za tablicą przyrządów.

Wszystkie przełączniki zespołu napędowego i oświetlenia zewnętrznego umieszczone są na sufitowej tablicy przełączników, zaś wszystkie przełączniki wyposażenia awionicznego umieszczone są na tablicy przełączników znajdującej się tuż powyżej kwadrantu przepustnicy (rysunek 7-15). Tablica bezpieczników umieszczona jest na dole tablicy przyrządów, po prawej stronie (rysunek 7-15). Każdy bezpiecznik jest przejrzysto oznakowany w celu wskazania, który obwód zabezpiecza. Istnieje także możliwość przyłączenia do obwodów dodatkowego wyposażenia do łączności i nawigacji.

W skład standardowego wyposażenia elektrycznego wchodzi rozrusznik, pompa paliwa napędzana silnikiem elektrycznym, pompa zastrzykowa napędzana silnikiem elektrycznym, brzęczyk wskaźnika ostrzeżenia o przeciągnięciu, amperomierz oraz tablica wskaźników przywoławczych.

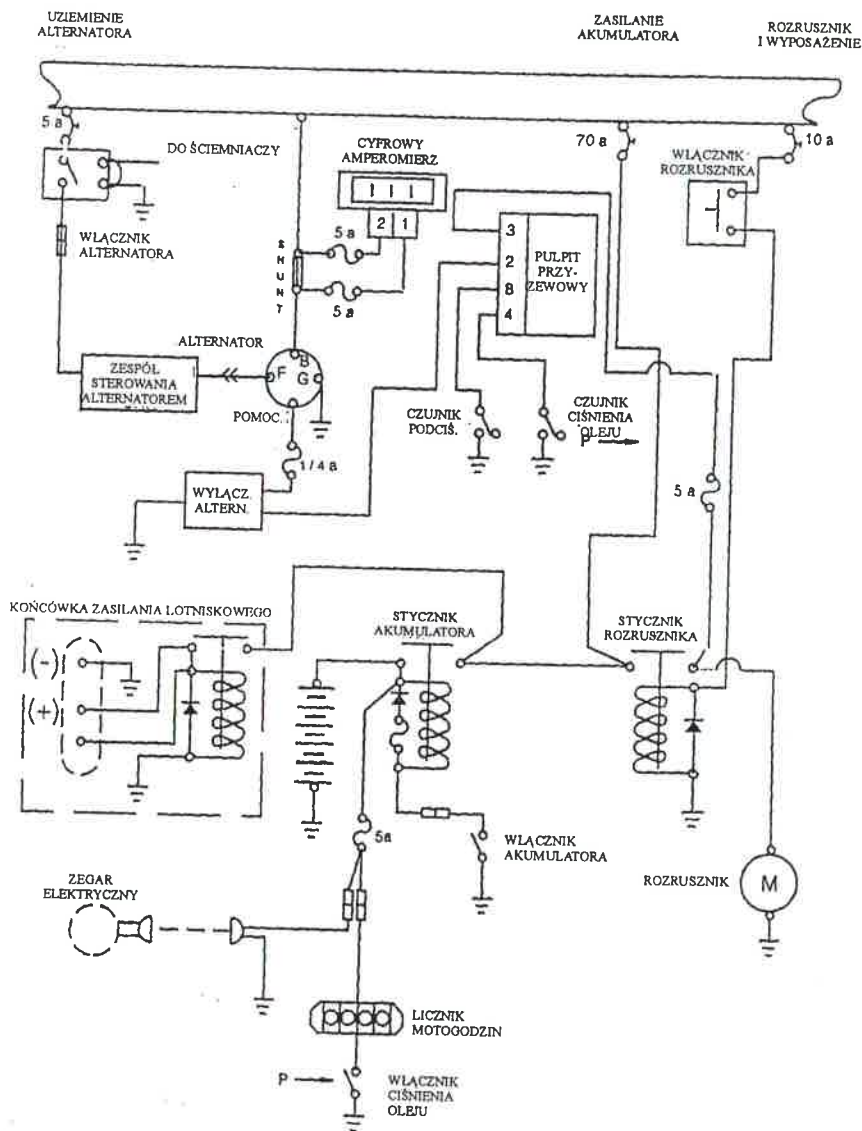
Tablica wskaźników ostrzegawczych zawiera lampki sygnalizujące niesprawność prądnicy, ciśnieniu oleju, niesprawność instalacji podciśnienia, niskie napięcie szyny, rozruch silnika, ogrzewanie rurki Pitota i miejsce umożliwiające opcjonalne zamontowanie lampki otwarcia drzwi klimatyzatora. Lampki na tablicy wskaźników przywoławczych służą jedynie do ostrzegania pilota, że dana instalacja może być nie działać poprawnie, i że odpowiedni wskaźnik powinien być sprawdzony i obserwowany w celu określenia kiedy i czy wymagane jest jakiegokolwiek działanie zapobiegawcze.

W skład standardowego wyposażenia elektrycznego wchodzi światła nawigacyjne, światła antykolizyjne stroboskopowe, światła kołowania/lądowania, oświetlenie tablicy przyrządów i światło kopułowe w kabinie.

Do oświetlania tablicy przyrządów oraz kabiny podczas lotów nocnych służą dwa światła zamontowane na tablicy sufitowej. Światła te są włączane przy pomocy przełącznika z rezystorem nastawnym, umieszczonego na tablicy sufitowej. Każde z podświetlanych okienek mapy jest włączane przy pomocy sąsiedniego przełącznika. Zespół światel kołowania/lądowania zawiera 2 światła (umieszczone pojedynczo na końcówce każdego skrzydła). Jest on włączany przełącznikiem typu wahaczowego umieszczonym na sufitowej tablicy przełączników. (Światła zamontowane na końcówkach skrzydeł używane są także jako światła rozpoznawcze.)

Amperomierz cyfrowy zamontowany w instalacji alternatora wskazuje w amperach wartość obciążenia alternatora. Nie wskazuje on rozładowania akumulatora. Gdy wszystkie elementy wyposażenia elektrycznego są wyłączone (poza przełącznikiem głównym) amperomierz będzie wskazywał wartość prądu ładowania wymaganego dla akumulatora. Po włączeniu wszystkich elementów wyposażenia elektrycznego, wartość prądu wzrośnie do całkowitej wartości wskazywanej przez amperomierz. Wartość ta zawiera prąd pobierany przez akumulator. Średnie obciążenie ciągłe podczas lotów nocnych z włączonymi radiostacjami wynosi około 32 amperów. Wartość ta, 32 ampery, plus około 2 ampery dla całkowicie naładowanego akumulatora, będzie ciągle wzrastać podczas tych warunków lotu.

OSTRZEŻENIE Światła antykolizyjne powinny być wyłączone podczas lotu w chmurach, mgie lub zamgleniu, ponieważ odbite światło może spowodować zakłócenie orientacji w przestrzeni. Światła stroboskopowe nie powinny być używane w pobliżu ziemi – podczas kołowania, startu i lądowania.

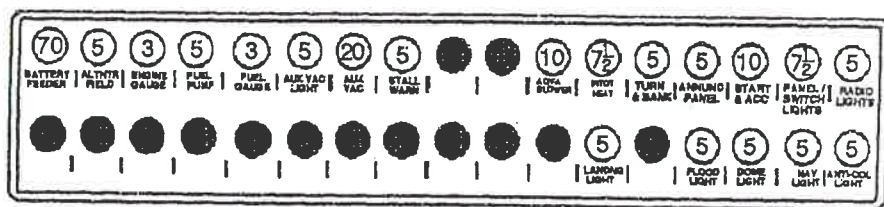


SCHEMAT INSTALACJI ALTERNATORA I ROZRUSZNIKA

Rysunek 7-11

PRZESTROGA: Nie używać gniazdka zapalniczki jako źródła zasilania dla jakichkolwiek innych urządzeń poza zapalniczką dostarczoną wraz z samolotem. Jakiegokolwiek inne urządzenia elektryczne podłączone od tego gniazdka mogą zostać uszkodzone.

W przypadku nienormalnego działania lub zagrożenia, zobacz procedury zawarte w Rozdziale 3.



TABLICA BEZPIECZNIKÓW

Rysunek 7-13

7.17 INSTALACJA PODCIŚNIENIA

Instalacja podciśnienia jest przeznaczona do zasilania przyrządów giroskopowych. Mogą być w niej zamontowane giroskopowy wskaźnik kursu i sztuczny horyzont. W skład instalacji wchodzi pompa podciśnienia napędzana silnikiem samolotu, regulator podciśnienia, filtr oraz niezbędna armatura i przewody.

Pompa podciśnienia jest pompa typu suchego, dzięki czemu nie zachodzi konieczność stosowania oddzielacza olejowo-powietrznego i jego przewodów. Odcięcie napędu zabezpiecza pompę przed uszkodzeniem. W przypadku odcięcia napędu przyrządy giroskopowe będą niesprawne.

Wskaźnik podciśnienia umieszczony po lewej stronie na tablicy przyrządów (zobacz Rysunek 7-15) dostarcza pilotowi ważnych informacji o działaniu instalacji podciśnienia. Spadek podciśnienia w instalacji, w której panowało stałe podciśnienie przez dłuższy czas, może wskazywać na zanieczyszczenie filtra, zanieczyszczenie sit, możliwość zakleszczenia regulatora podciśnienia lub nieszczelności w instalacji (na tablicy wskaźników przywoławczych umieszczona jest lampka sygnalizująca niską wartość podciśnienia). Zerowy odczyt na wskaźniku podciśnienia oznacza odcięcie napędu pompy, wadliwą pompę, możliwość wadliwego wskaźnika podciśnienia lub zagięcia przewodu. W przypadku jakiegokolwiek wskazań przyrządu różnych od normy, pilot powinien przeprowadzić sprawdzenie działania elementów mechanicznych instalacji w celu zapobieżenia przed możliwym uszkodzeniem elementów instalacji lub całkowitym zniszczeniem instalacji.

W celu zabezpieczenia giroskopów w instalacji zamontowano regulator podciśnienia. Zawór jest nastawiony tak, aby normalna wartość podciśnienia wynosiła od 4.8 do 5.2 cala słupa rtęci (*od 121,9 do 132,1 mm Hg = od 16,255 do 17,609 kPa*), co zapewnia wartość podciśnienia umożliwiającą wszystkim giroskopom pracę przy ich nominalnej wartości prędkości obrotowej. Wyższe nastawy spowodują uszkodzenie giroskopów; natomiast niskie nastawy spowodują, że giroskopy będą działać zawodnie. Regulator jest umieszczony za tablicą przyrządów, a dostęp do niego jest możliwy spod tablicy przyrządów.

7.19 TABLICA PRZYRZĄDÓW

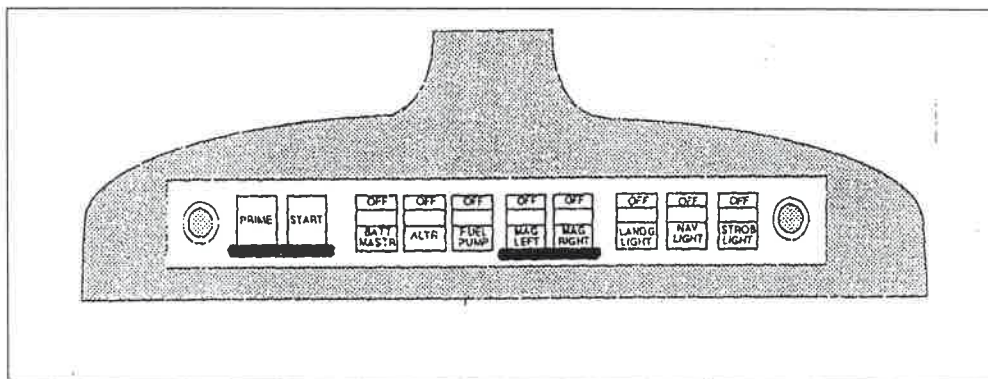
Tablica przyrządów (Rysunek 7-15) umożliwia zamontowanie zwyczajowo stosowanych wskaźników parametrów lotu i wymaganych zwykle przyrządów silnikowych. Sztuczny horyzont i giroskopowy wskaźnik kursu zasilane podciśnieniem są umieszczone pośrodku lewej tablicy przyrządów. Wskaźnik podciśnienia umieszczony jest na górze lewej tablicy przyrządów razem z rezerwowym elektrycznym przełącznikiem pompy podciśnienia znajdującym się dokładnie poniżej niego. Po lewej stronie umieszczony jest elektryczny zakrętomiernik.

Radiostacje umieszczone są w środkowej części tablicy, zaś bezpieczniki obwodów umieszczone są na dole w prawym rogu tablicy. Wszystkie przełączniki awioniki i ogrzewania rurki Pitota są umieszczone poniżej lewej grupy przełączników radiostacji.

Na sufitowej tablicy przełączników, od lewej krawędzi do środka, umieszczone są wszystkie przełączniki związane z silnikiem (zobacz Rysunek 7-15A). Przełączniki oświetlenia zewnętrznego także umieszczone są na sufitowej tablicy przełączników, od prawej krawędzi do środka.

Typowe przyrządy silnikowe o średnicy 3 i 1/8 cala (79,375 mm) zamontowane są po lewej stronie kwadrantu przepustnicy w celu nadzorowania działania silnika. W skład tych wskaźników wchodzi zespolony wskaźnik ciśnienia i temperatury oleju oraz ciśnienia paliwa, wskaźnik temperatury gazów wydechowych (EGT) oraz obrotomierz (RPM).

Zakres normalnego działania przyrządów na ziemi i w powietrzu jest opisany zielonym łukiem. Żółte łuki wskazują albo zakres startowy albo wartości, przy których należy zachować ostrożność. Czerwone promienie określają założone wartości maksymalne lub minimalne. Gdy wskazówka przyrządu znajdzie się na krawędzi czerwonego promienia jak najbliższej żółtego lub zielonego łuku, oznacza to osiągnięcie wartości granicznej.



SUFITOWA TABLICA PRZELĄCZNIKÓW

Rysunek 7-15A

Przełączniki sufitowe: (od lewej do prawe)
Oświetlenie Lewej Tablicy Reflektorem Szerokostrumieniowym
Pompka Zastrzykowa Silnika
Rozrusznik Silnika
Główny Przełącznik Akumulatora
Alternator
Pompa Paliwa
Lewy Iskrownik
Prawy Iskrownik
Światła Kołowania/Nawigacyjne
Światła Nawigacyjne
Światła Stroboskopowe
Oświetlenie Prawej Tablicy Reflektorem Szerokostrumieniowym

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIE ZAPISANA

7.19 INSTALACJA RURKI PITOTA I CIŚNIENIA STATYCZNEGO

Instalacja ta zapewnia zasilanie ciśnieniem statycznym i całkowitym prędkościomierza, wysokościomierza oraz wariometru (zobacz Rysunek 7-17).

Wartość ciśnienia całkowitego oraz ciśnienia statycznego jest odbierane przez rurkę Pitota, zamontowaną na dolnej powierzchni lewego skrzydła, połączoną przewodami ciśnienia całkowitego i statycznego biegnącymi wewnątrz skrzydła oraz w kadłubie ze wskaźnikami umieszczonymi na tablicy przyrządów.

Typowym wyposażeniem jest zapasowy dajnik ciśnienia statycznego. Zawór sterujący umieszczony jest po lewej stronie poniżej tablicy przyrządów. Po nastawieniu zaworu na zasilanie z dajnika zapasowego, prędkościomierz, wysokościomierz oraz wariometr będą zasilane ciśnieniem statycznym z kabiny. Podczas korzystania z zapasowego źródła ciśnienia statycznego należy zamknąć okno oraz wentylację kabiny, a włączyć ogrzewanie kabiny oraz odszranianie wiatrochronu. Jeżeli nie podano inaczej, błąd wskazania wysokościomierza wynosi wówczas mniej niż 50 stóp (4,572 m).

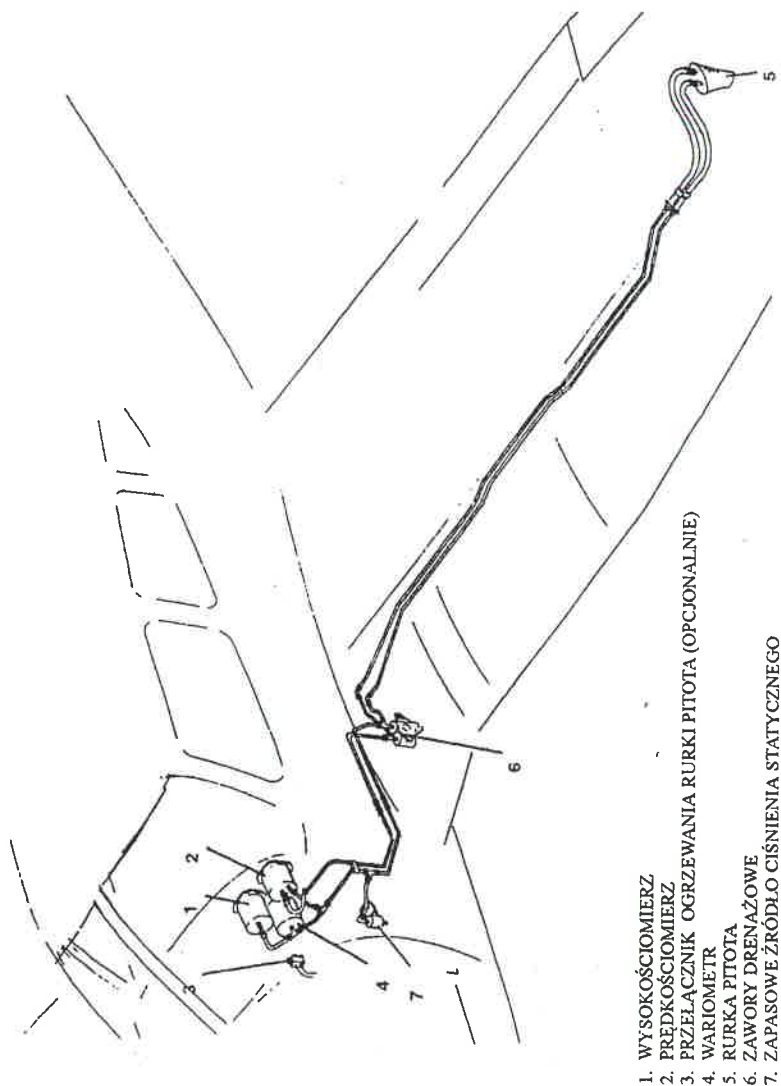
Zarówno przewody doprowadzające ciśnienie całkowite, jak i przewody doprowadzające ciśnienie statyczne mogą być zdrenowane przy pomocy oddzielnych zaworów drenażowych zamontowanych wewnątrz kadłuba, w jego dolnej części po lewej stronie.

Typowym wyposażeniem jest ogrzewana rurka Pitota, co rozwiązuje problemy lotu w warunkach oblodzenia i ulewnego deszczu. Przełącznik ogrzewania rurki Pitota jest umieszczony na tablicy przełączników elektrycznych powyżej kwadrantu przepustnicy.

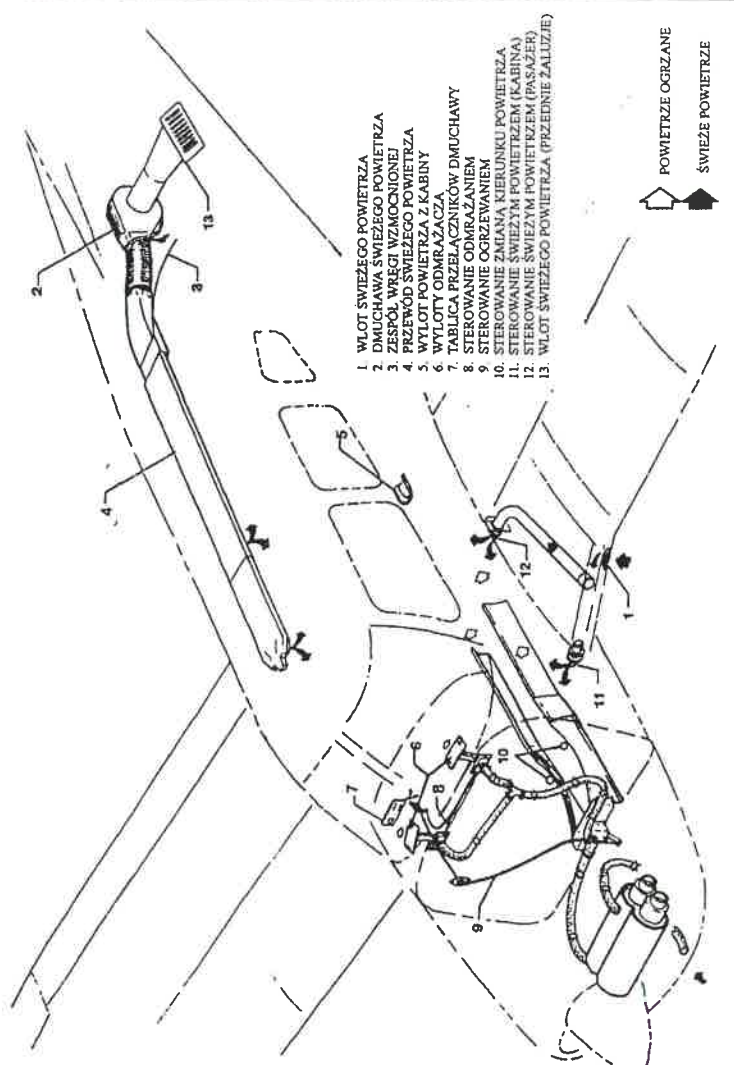
W celu zabezpieczenia otworów instalacji ciśnienia całkowitego oraz ciśnienia statycznego przed dostaniem się do nich owadów i wody, należy założyć osłonę na rurkę Pitota. Częściowe lub całkowite zatkania otworów w rurce Pitota spowoduje błędne lub zerowe wskazania przyrządów.

UWAGA

Podczas przeglądu przed lotem należy sprawdzić, czy osłona rurki Pitota została zdjęta.



INSTALACJA CIŚNIENIA SPIĘTRZENIA I CIŚNIENIA CAŁKOWITEGO
Rysunek 7-17



INSTALACJA OGRZEWANIA I WENTYLACJI KABINY
Rysunek 7-19

7.23 INSTALACJA OGRZEWANIA I WENTYLACJI KABINY

Ogrzewanie kabiny i zasilanie instalacji odmrażania szyny przedniej jest zapewnione przez osłonę grzejną przymocowaną do układu wydechowego (zobacz Rysunek 7-19). Żądana ilość ciepła może być regulowana przy pomocy pokręteł umieszczonych na prawej krawędzi tablicy przyrządów.

Przepływ powietrza dla foteli przednich i tylnych może być regulowany przy pomocy dźwigni umieszczonych się na górnych powierzchniach przewodów ciepłego powietrza, obok konsoli.

Wloty świeżego powietrza są umieszczone na krawędzi natarcia skrzydła w pobliżu kadłuba. Przy siedzeniach w pobliżu podłogi na obydwu burtach kadłuba znajdują się regulowane wyloty powietrza. Wyloty umieszczone na suficie są dostępne jako wyposażenie opcjonalne. Powietrze jest wydychywane przez wylot umieszczony pod siedzeniem tylnym. Także jako wyposażenie opcjonalne dostępna jest dmuchawa zamontowana w instalacji wentylacji. W samolotach nie posiadających instalacji klimatyzacji możliwe jest zamontowanie opcjonalnej instalacji wentylacji sufitowej z dmuchawą powietrza zamontowaną w kabinie. Dmuchawa uruchamiana jest przełącznikiem FAN (*WENTYLATOR*) posiadającym trzy położenia „OFF” („*WYŁĄCZONA*”), „LOW” („*MAŁE NATEŻENIE PRZEPŁYWU*”) i „HIGH” („*DUŻE NATEŻENIE PRZEPŁYWU*”).

PRZESTROGA

Kiedy ogrzewanie kabiny jest włączone, powierzchnia przewodu gorącego powietrza staje się gorąca. Może ona spowodować poparzenie rąk lub nóg w przypadku umieszczenia ich zbyt blisko wylotów lub powierzchni przewodów gorącego powietrza.

7.25 WYPOSAŻENIE KABINY

W celu ułatwienia wsiadania i wysiadania oraz wygody pilota i pasażerów, siedzenia przednie mogą być przesuwane do przodu lub do tyłu. Tylne siedzenia mogą być wymontowane w celu zapewnienia przestrzeni dla przedmiotów zajmujących dużo miejsca. Tylne siedzenia posiadają podnóżki z mechanizmem blokującym, który musi zostać zwolniony przed wymontowaniem siedzeń tylnych. Zwolnienie blokady odbywa się poprzez wciśnięcie trzpienia umieszczonego poza każdą z tylnych nóg siedzenia. Siedzenia przednie posiadają także podłokietniki. Wszystkie siedzenia posiadają jako wyposażenie opcjonalne zagłówki, zaś siedzenia przednie mogą opcjonalnie posiadać regulację wysokości.

Wyposażenie wnętrza kabiny składa się z okienka po stronie pilota, dwóch osłon przeciwsłonecznych, popielniczki, dwóch kieszeni na mapy oraz kieszenie na tyłach oparć foteli przednich.

Uporządkowana z pasami bezwładnościowymi stanowi standardowe wyposażenie siedzeń przednich i tylnych. Sprawdzenie mechanizmów bezwładnościowych bębnow może być dokonane poprzez gwałtowne pociągnięcie pasa i sprawdzenie, czy nastąpiła blokada bębna w wyniku gwałtownego naprężenia. Urządzenie blokujące zabezpiecza pas przed rozciągnięciem i utrzymuje lotnika na miejscu. Podczas normalnych przemieszczeń ciała pas będzie wciągany i wyciągany według potrzeby. Uporządkowana jest poprowadzona ponad barkiem w pobliżu okien i przymocowana do pasa brzuszno w okolicy bioder lotnika. Pas ten należy wyregulować w taki sposób, aby można było dosięgnąć wszystkich sterownic, a jednocześnie aby pas ograniczał odpowiednie ruchy lotnika. Uporządkowana powinna regularnie zakładana podczas startu, lądowania, lotu w burzliwej atmosferze oraz kiedykolwiek gdy podczas lotu zaistnieje sytuacja awaryjna.

7.27 PRZEDZIAŁ BAGAŻOWY

Przedział bagażowy o pojemności 24 stóp sześciennych ($0,63 m^3$) znajdujący się za siedzeniami tylnymi dostępny jest z kabiny lub z zewnątrz przez drzwi bagażowe umieszczone na prawej burcie kadłuba samolotu. Maksymalna ładowność bagażnika wynosi 200 funtów (91 kg). W przedziale bagażowym znajdują się pasy mocujące, których zawsze należy używać.

UWAGA

Podczas załadunku bagażu do samolotu pilot jest odpowiedzialny za to, aby położenie środka ciężkości samolotu znajdowało się wewnątrz dopuszczalnego zakresu położenia środka ciężkości (zobacz Rozdział 6 Ciężar i Wyważenie).

7.29 WSKAŹNIK OSTRZEŻENIA O PRZECIĄgniĘCIU

Osiągnięcie warunków przeciągnięcia jest sygnalizowane brzęczykiem wskaźnika ostrzeżenia o przeciągnięciu, który jest uruchamiany przy prędkości wynoszącej od pięciu do dziesięciu węzłów (od 9,26 do 18,52 km/h) powyżej prędkości przeciągnięcia. Przeciągnięcie może być poprzedzone łagodnym trzepotaniem usterzeń i delikatnymi pochyleniami samolotu. Wartości prędkości przeciągnięcia pokazane są na wykresie zamieszczonym w Rozdziale p.t. „Osiągi”. Brzęczyk wskaźnika ostrzeżenia o przeciągnięciu wydaje ciągły dźwięk. Jest on włączany poprzez wskaźnik kąta natarcia zamontowany na krawędzi natarcia lewego skrzydła. Podczas przeglądu przed lotem należy sprawdzić instalację wskaźnika ostrzeżenia o przeciągnięciu. W tym celu należy ustawić przełącznik główny w położeniu ON (WŁĄCZONY), podnieść wskaźnik kąta natarcia i sprawdzić, czy zabrzmi sygnał akustyczny.

7.31 POWŁOKI LAKIERNICZE

Wszystkie powierzchnie zewnętrzne samolotu są pokryte farbą do gruntowania i wytrawiania oraz lakierem poliuretanowym.

7.33 INSTALACJA KLIMATYZACJI *

Instalacja klimatyzacji jest instalacją z ponownym włączeniem powietrza do obiegu. Jej głównymi elementami składowymi są: parownik, skraplacz, sprężarka, dmuchawa, przełączniki oraz regulatory temperatury.

Parownik umieszczony jest po lewej stronie za ścianką tylną przedziału bagażowego. Chłodzi on powietrza wykorzystywane do klimatyzacji.

Skraplacz jest zamontowany na wciągany wlocie powietrza, umieszczonym w dolnej części kadłuba, za przedziałem bagażowym. Wlot wysuwa się, gdy przełącznik klimatyzatora znajduje się w położeniu ON (*WŁĄCZONY*), gdy zaś przełącznik znajduje się w położeniu OFF (*WYŁĄCZONY*), wlot jest wciągany.

Sprężarka jest zamontowana z przodu, po prawej stronie pod zespołem napędowym. Posiada ona sprzęgło elektryczne, które samoczynnie włącza lub wyłącza napęd pasowy sprężarki.

Dmuchawa elektryczna zamontowana jest z tyłu kadłuba, za tylną ścianką kabiny. Powietrze z przedziału bagażowego jest zasysane przez parownik, a następnie jest rozdzielane przez dmuchawę przewodami sufitowymi do poszczególnych wylotów umieszczonych w pobliżu każdego lotnika.

Przełączniki i regulator temperatury są umieszczone na dole w prawej części tablicy przyrządów, pośrodku tablicy sterowania klimatyzacją. Pokrętko temperatury steruje żadaną wartością temperaturą w kabinie. Obracanie go w kierunku zegarowym powoduje zwiększenie chłodzenia, zaś obracanie w kierunku przeciwezgarowym powoduje zmniejszenie chłodzenia.

* Wyposażenie opcjonalne

Wewnątrz regulatora temperatury zamontowane są przełączniki regulacji prędkości obrotowej wentylatora i przełącznik ON-OFF (*WŁĄCZONA-WYŁĄCZONA*) instalacji klimatyzacji. Jednakże w celu uruchomienia klimatyzacji przełącznik musi znajdować się w położeniu ON (*WŁĄCZONA*). Przesłanie któregokolwiek z przełączników w położenie OFF (*WYŁĄCZONA*) spowoduje rozłączenie sprężarki i schowanie wlotu powietrza. Chłodne powietrze powinno popłynąć w ciągu jednej minuty po włączeniu klimatyzatora.

UWAGA

Jeżeli w ciągu 5 minut instalacja nie zadziała, należy ją
WYŁĄCZYĆ do naprawienia uszkodzenia.

Przełącznik FAN (*WENTYLATOR*) umożliwia włączenie wentylatora, gdy przełącznik klimatyzatora znajduje się w położeniu OFF (*WYŁĄCZONA*) w celu poprawy obiegu powietrza w kabinie, jeżeli jest to konieczne. Przy pomocy tego przełącznika można regulować wydatek powietrza (LOW (*MAŁE NATĘŻENIE PRZEPŁYWU*) lub HIGH (*DUŻE NATĘŻENIE PRZEPŁYWU*)) płynącego z wylotów sufitowych. Wyloty mogą być regulowane lub zamknięte przez każdego lotnika indywidualnie.

Lampka wskaźnika „DOOR OPEN” (*„OTWARTE DRZWI WLOTOWE INSTALACJI KLIMATYZACJI”*) umieszczona jest na tablicy wskaźników przywoławczych. Lampka świeci się zawsze po otwarciu drzwi skraplacza i pozostaje włączona, dopóki drzwi nie zostaną zamknięte.

Bezpiecznik umieszczony na tablicy bezpieczników zabezpiecza instalację elektryczną klimatyzacji.

Zawsze, gdy dźwignia sterowania przepustnicą znajduje się w położeniu całkowicie otwartym, uruchamia ona mikroprzełącznik, co powoduje rozłączenie sprężarki i wciągnięcie wlotu powietrza. Jest to dokonywane w celu zapewnienia maksymalnej mocy i maksymalnej prędkości wznoszenia. Wentylator nadal działa, zaś powietrze jest chłodzone przez około jedną minutę. Gdy dźwignia sterowania przepustnicą zostanie cofnięta o około 1/4 cala (6,35 mm), sprężko ponownie zostanie załączone a wlot wypuszczony, ponownie dostarczając chłodzonego, suchego powietrza.

7.35 ŹRÓDŁO ZASILANIA ZEWNĘTRZNEGO *

Podłączenie źródła zasilania zewnętrznego jest możliwe poprzez gniazdo umieszczone na prawej burcie kadłuba za skrzydłem. Do gniazda tego może być podłączony zewnętrzny akumulator umożliwiający rozruch silnika bez konieczności korzystania z akumulatora pokładowego.

7.37 AWARYJNY NADAJNIK LOKACYJNY (ELT) *

Awaryjny Nadajnik Lokacyjny (ELT), jeżeli jest zamontowany umieszczony jest w tylnej części kadłuba bezpośrednio pod krawędzią natarcia statecznika poziomego. Dostęp do niego umożliwia pokrywa znajdująca się na prawej burcie kadłuba. Pokrywa ta jest mocowana przy użyciu wkretów nylonowych z rowkami, co ułatwia jej zdejmowanie; wkrety te mogą być łatwo odkręcone przy pomocy różnych przedmiotów takich jak monety, klucze, ostrze noża itp. Jeżeli nie są dostępne żadne narzędzia, łby wkretów mogą być zerwane w dowolny sposób. Nadajnik ELT jest awaryjnym nadajnikiem lokacyjnym, który spełnia wymagania przepisów FAR 91.52.

Na nadajniku oznaczona jest data wymiany baterii. Zgodnie z przepisami FAA baterię należy wymieniać najpóźniej w podanym dniu lub przed tą datą. Bateria musi być także wymieniona w przypadku gdy nadajnik został użyty w sytuacji awaryjnej lub gdy całkowity czas próby został przekroczony o jedną godzinę, lub gdy jednostka została przypadkowo uruchomiona na czas nieokreślony.

UWAGA

Jeżeli z jakichkolwiek przyczyn konieczne jest dokonanie próbnego nadania sygnału, powinno być ono przeprowadzone tylko podczas pierwszych pięciu minut każdej godziny i ograniczone do trzech sygnałów. Jeżeli próby muszą być przeprowadzone w jakimkolwiek innym czasie, powinno to być uzgodnione z najbliższą placówką FAA lub kontroli ruchu lotniczego.

* Wyposażenie opcjonalne

DZIAŁANIE NADAJNIKA ELT ARTEX 110-4

Nadajnik posiada przełącznik dwupołożeniowy z oznaczeniami ON (*WŁĄCZONY*) i OFF (*WYŁĄCZONY*). Położenie OFF (*WYŁĄCZONY*) jest wybierane, gdy nadajnik jest zamontowywany w wytwórni. Przełącznik powinien pozostawać w tym położeniu zawsze, gdy nadajnik jest zamontowywany w samolocie.

Przełącznik zdalnego sterowania przez I pilota, z oznaczeniami ON (*WŁĄCZONY*) i ARM (*GOTOWY DO DZIAŁANIA*) umieszczony jest po lewej stronie tablicy przyrządów I pilota. Umożliwia on przygotowanie do działania oraz włączenie nadajnika z wnętrza kabiny. Przełącznik normalnie znajduje się w położeniu ARM (*GOTOWY DO DZIAŁANIA*). Przesławienie przełącznika w położenie ON (*WŁĄCZONY*) uruchamia nadajnik. Lampka ostrzegawcza umieszczona powyżej przełącznika zdalnego sterowania będzie ostrzegać kiedykolwiek, gdy nadajnik ELT jest uruchomiony.

Jeżeli nadajnik został uruchomiony przypadkowo może on być nastawiony ponownie poprzez albo przesławienie przełącznika umieszczonego na nadajniku ELT w położenie ON (*WŁĄCZONY*), a następnie nagle przesławienie go w położenie ARM (*GOTOWY DO DZIAŁANIA*) lub przez przesławienie przełącznika umieszczonego na nadajniku ELT w położenie ON (*WŁĄCZONY*), a następnie przesławienie go w położenie OFF (*WYŁĄCZONY*).

W przypadku, gdy nadajnik został uruchomiony przez uderzenie, może on być wyłączony poprzez przesławienie przełącznika umieszczonego na nadajniku ELT w położenie ON (*WŁĄCZONY*), a następnie z powrotem przesławienie go w położenie OFF (*WYŁĄCZONY*). Normalne działanie może być następnie przywrócone poprzez ponowne przesławienie przełącznika w położenie ARM (*GOTOWY DO DZIAŁANIA*). Może on także być wyłączony i nastawiony ponownie poprzez przesławienie przełącznika zdalnego sterowania w położenie ON (*WŁĄCZONY*), a następnie nagle przesławienie go w położenie ARM (*GOTOWY DO DZIAŁANIA*).

Nadajnik może być uruchomiony ręcznie w dowolnym czasie poprzez przesławienie przełącznika zdalnego sterowania lub przełącznika umieszczonego na nadajniku ELT w położenie ON (*WŁĄCZONY*).

UWAGA:

Trzy dźwięki ostrzegawcze i świecenie lampki ostrzegawczej wskazują na normalne działanie nadajnika. Lampka ostrzegawcza musi świecić się przez 3 pierwsze sekundy trwania próby. Jeżeli nie świeci, wskazuje to na uszkodzenie przełącznika „G”.

Nadajnik ELT powinien być sprawdzony podczas każdego przeglądu po locie, aby upewnić się, że nie został on wyłączony. Nastawić działający odbiornik na częstotliwość 121,50 MHz. Jeżeli słyszalny jest niski dźwięk nadajnik ELT mógł zostać wyłączony. Przesławić przełącznik zdalnego sterowania w położenie ON (*WŁĄCZONY*). Jeżeli głośność sygnału nie zmieniła się, nadajnik ELT zamontowany w Twoim samolocie prawdopodobnie działa. Przesławienie przełącznika zdalnego sterowania w położenie OFF (*WYŁĄCZONY*) automatycznie nastawi ponownie nadajnik ELT i powinno spowodować wyłączenie sygnału słyszalnego na częstotliwości 121,50 MHz.

7.39 UKŁAD WYKRYWANIA OBLODZENIA GAŹNIKA*

Układ ostrzegania o oblodzeniu gaźnika dostępny jest jako wyposażenie opcjonalne.

Układ ten składa się ze skrzynki sterowniczej zamontowanej na tablicy przyrządów, czujnika (sondy) zamontowanego w gaźniku oraz czerwonej lampki ostrzegawczej wskazującej obecność lodu w gaźniku. Gdy w gaźniku znajduje się lód, należy całkowicie włączyć ogrzewanie gaźnika. Zobacz Oblodzenie Gaźnika, Rozdział 3, Procedury Awaryjne. W celu nastawienia układu na wykrywanie niebezpiecznego poziomu oblodzenia, należy najpierw włączyć przełącznik główny, a następnie włączyć układ ostrzegania o oblodzeniu gaźnika. Obrócić pokrętkę dokładnej regulacji do oporu w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara, aż nastąpi zaświecenie lampki sygnalizującej oblodzenie. Następnie obrócić pokrętkę dokładnej regulacji w kierunku przeciwnym (zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara), dopóki lampka nie zgaśnie. W ten sposób układ zostanie nastawiony na wykrywanie niebezpiecznego poziomu oblodzenia.

OSTRZEŻENIE

Układ ten został zatwierdzony tylko jako wyposażenie opcjonalne i w związku z tym loty nie powinny być wykonywane na podstawie jego działania.

* Wyposażenie opcjonalne

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIE ZAPISANA

ROZDZIAŁ 8

UŻYTKOWANIE, PRZEGLĄDY I OBSŁUGA

8.1 WSTĘP

Niniejszy Rozdział zawiera ogólne wytyczne odnośnie utrzymania, przeglądów oraz obsługi technicznej samolotu PA-28-181 Archer III. Szczegółowe instrukcje obsługi podaje w Instrukcja Obsługi Technicznej samolotu PA-28-181.

Każdy użytkownik samolotu powinien utrzymywać bliski kontakt z autoryzowanym Ośrodkiem Serwisowym firmy Piper lub Oddziałem Obsługi Klienta firmy Piper aby otrzymywać najnowsze informacje odnoszące się do swojego samolotu i aby skorzystać z systemu wsparcia firmy.

Firma Piper jest stale zainteresowana, aby użytkownicy korzystali z samolotów w sposób efektywny i utrzymywali je w jak najlepszym stanie technicznym. W związku z tym od czasu do czasu wydaje publikacje zawierające Biuletynów Obsługi Technicznej (*Service Bulletins*), Informacje odnośnie Obsługi Technicznej (*Service Letters*), Informacje odnośnie Części Zamiennych (*Service Spare Letters*) oraz inne informacje dotyczące samolotów.

Biuletyny Obsługi Technicznej mają szczególne znaczenie. Są one wysyłane bezpośrednio do ostatnio zarejestrowanego przez FAA właściciela samolotu w USA i do wszystkich Ośrodków Serwisowych firmy Piper na całym świecie. W zależności od rodzaju zawartej w nich informacji, mogą one zawierać informacje dotyczące materiałów i robocizny. Informacje te są przesyłane do wszystkich autoryzowanych Ośrodków Serwisowych firmy Piper.

Notatki dotyczące Obsługi Technicznej (*Service Letters*) dotyczą modyfikacji i zawierają procedury obsługi technicznej dla samolotu. Są one przesyłane do Ośrodków Serwisowych firmy Piper i jeżeli to konieczne, do ostatnio zarejestrowanego przez FAA właściciela samolotu w USA, użytkownicy powinni dokładnie przestrzegać wszystkich podanych w nich zaleceń.

Informacje dotyczące Części Zamiennych (*Service Spare Letters*) zawierają informacje o zmodyfikowanych częściach zamiennych, zestawów obsługowych oraz wyposażenia opcjonalnego, które nie były pierwotnie dostarczone, ale może zainteresować użytkownika.

Firma Piper subskrypcję Biuletynów Obsługi Technicznej (*Service Bulletins*), Informacji dotyczących Obsługi Technicznej (*Service Letters*), Informacji dotyczących Części Zamiennych (*Service Spare Letters*). Serwis ten jest dostępny dla właścicieli, pilotów oraz mechaników za normalną opłatą i jest osiągalny w autoryzowanym Ośrodku Serwisowym firmy Piper lub Dziale Obsługi Klienta firmy Piper.

Instrukcje Obsługi Technicznej, Katalogi Części oraz zmiany do tej dokumentacji są dostępne w lokalnym Ośrodku Serwisowym firmy Piper lub w Dziale Obsługi Klienta firmy Piper.

Każda korespondencja, aby umożliwić udzielenie właściwej odpowiedzi na temat samolotu powinna zawierać oznaczenie modelu oraz numer fabryczny.

8.3 OKRESOWE PRZEGLĄDY SAMOLOTU

Firma Piper opracowała okresowe przeglądy dla samolotu PA-28-181 (patrz ostatnia zmiana do Instrukcji Obsługi Samolotu PA-28-181) i wskazał zakres tych przeglądów. Instrukcja Obsługi Samolotu zawiera odpowiednie określenia i procedury dokonywania przeglądów, które powinny być realizowane przez odpowiednio przeszkolony, posiadający odpowiednią wiedzę i wykwalifikowany personel w autoryzowanym Ośrodku Serwisowym firmy Piper lub w uprawnionym warsztacie. Firma Piper nie ponosi odpowiedzialności za przedłużanie zdolności lotniczej samolotów, których obsługa techniczna nie była zgodna z określonymi przez nią normami i/lub nie zrealizowano zaleceń zawartych w Biuletynach Obsługi Technicznej opublikowanych przez firmę Piper oraz producentów silnika, śmigła lub urządzeń zabudowanych w samolocie, a także Dyrektywy Zdolności Lotniczej wydane przez FAA.

Program przeglądów, zatwierdzony przez FAA, jest dostępny także dla właścicieli samolotów. Obejmuje on zarówno standardowe jak i dokładne przeglądy umożliwiające maksymalne wykorzystanie samolotu. Koszty przeglądów są ograniczone i zapewnione jest utrzymanie wysokiego standardu utrzymania zdolności lotniczej. Dokładne informacje są dostępne w firmie Piper.

Dodatkowo, ale nie łącznie z powyższym, FAA wymaga przeprowadzania przeglądów w celu przedłużenia ważności Świadectwa Zdolności Lotniczej. Użytkownik jest odpowiedzialny z zagwarantowanie przeprowadzenie tych przeglądów zgodnie z wymaganiami i za prowadzenie odpowiedniej dokumentacji w książce samolotu i/lub książce płatowca (?).

Analiza spektrograficzna oleju jest przeprowadzana dla próbek z różnych punktów. Procedura ta przy prawidłowym wykonaniu, stanowi dobrą metodę kontroli stanu technicznego zespołów wewnętrznych silnika. Aby uzyskać dokładne wyniki przy użyciu tej metody, należy regularnie czyścić lub wymieniać filtry wlotowy powietrza oraz pobierać i wysyłać próbki oleju w regularnych odstępach czasu.

8.5 STAŁA ZAPOBIEGAWCZA OBSŁUGA WYKONYWANA PRZEZ PILOTA

Posiadacz licencji pilotowania samolotowego, zgodnie z wymaganiami Federal Aviation Regulations (FAR) Część 61 może samodzielnie przeprowadzać proste czynności kontrolne samolotu, w zakresie podanym w przepisach FAR. Czynności te może wykonywać, jeżeli jest użytkownikiem lub właścicielem danego samolotu, który nie jest wykorzystywany do odpłatnego transportu osób lub towarów.

Wszelkie inne czynności w ramach obsługi technicznej powinny być przeprowadzone przez personel posiadający stosowne świadectwa wydane przez FAA.

W trakcie realizacji prac w ramach obsługi technicznej należy dokonać wpisu do stosownej książki samolotu. Wpis musi zawierać następujące informacje:

- (a) Datę przeprowadzenia czynności
- (b) Opis przeprowadzonych czynności
- (c) Liczbę godzin eksploatacji samolotu
- (d) Numer licencji pilota, który przeprowadził te czynności
- (e) Podpis osoby, która przeprowadziła czynności.

8.7 MODYFIKACJE

Jeżeli użytkownik chciałby dokonać modyfikacji swojego samolotu, musi uzyskać zezwolenie FAA na dokonanie modyfikacji. większe modyfikacje, które są przeprowadzane wg Okólnika Informacyjnego (Advisory Circular) 43.13-2 przez mechanika prowadzącego obsługę samolotu i silnika, mogą być dopuszczone przez lokalną placówkę FAA. W przypadku większych zmian, które nie są zawarte w Okólniku Informacyjnym (Advisory Circular) 43.13-2, konieczne jest Dodatkowe Świadectwo Typu.

Właściciel lub pilot musi zapewnić, aby następujące dokumenty samolotu były w odpowiednim stanie i zawsze znajdowały się na pokładzie.

- (a) Dokumenty, które powinny być okazywane przez cały okres użytkowania:
 - (1) Świadectwo zdatności lotniczej zgodnie z FAA-8100-2
 - (2) Zaświadczenie o rejestracji samolotu zgodnie z FAA-8050-3
 - (3) Świadectwo dopuszczające użytkowanie urządzeń radiowych, jeżeli są zamontowane
- (b) Dokumenty wożone cały czas na pokładzie;
 - (1) Instrukcja Użytkowania w Locie
 - (2) Tabelę załadunku podającą ciężar oraz położenie środka ciężkości, poza tym kopię najnowszego arkusza obsługi technicznej oraz zmian, zgodnie z FAA-377, jeśli jest to wymagane
 - (3) Wykaz wyposażenia samolotu

Chociaż książki eksploatacji samolotu oraz silnika nie muszą znajdować się na pokładzie, należy je przedstawić na żądanie. Książki te muszą być kompletne i aktualne. Dobrze prowadzone książki zmniejszają koszty obsługi technicznej, dając mechanikowi informacje o tym, które prace zostały lub nie zostały przeprowadzone.

8.9 OBCHODZENIE SIĘ Z SAMOŁOTEM NA ZIEMI

(a) Holowanie

Samolot można holować po ziemi za pomocą dyszla holowniczego koła podwozia przedniego, który znajduje się pod listwą przednią przedziału bagażowego lub za pomocą ciągnika, który nie spowoduje uszkodzenia lub nadmiernego odkształcenia układu sterowania kołem podwozia przedniego. Ucha holownicze znajdują się na widelcu koła podwozia przedniego.

PRZESTROGA

W przypadku holowania samolotu przy użyciu ciągnika, skrócenie koła podwozia przedniego w obydwu kierunkach nie może przekraczać wartości sterowanego skrócenia koła, ponieważ może to spowodować uszkodzenie podwozia przedniego i jego mechanizmu sterowania.

PRZESTROGA

Nie holować samolotu, jeżeli jego sterownice są zabezpieczone.

Jeżeli konieczne jest użycie lin holowniczych, należy je zamocować możliwie jak najwyżej na obydwu goleniach podwozia głównego. Liny te muszą być tak długie, aby sięgały przed podwozie przednie względnie za usterzenie ogonowe, a miejsce pilota musi zająć osoba o odpowiednich kwalifikacjach, utrzymująca sterowanie samolotu przy użyciu hamulców.

(b) Kołowanie

Przed kołowaniem samolotu personel obsługi naziemnej musi zostać poinstruowany i dopuszczony przez osobę upoważnioną przez użytkownika. Instruktaż musi obejmować procedury uruchomienia i wyłączenia silnika, jak również technikę kołowania. Po upewnieniu się, że strefa zasięgu śmigła oraz strefa kołowania są wolne od przeszkód, należy zwiększyć moc w celu rozpoczęcia kołowania i wykonać następujące czynności:

- (1) Przekołować kilka metrów do przodu i sprawdzić działanie hamulców.
- (2) Podczas kołowania, wykonaj niewielkie zakręty w celu sprawdzenia działania układu sterowania.
- (3) Podczas kołowania w pobliżu budynków lub innych obiektów stałych należy zwrócić uwagę na zachowanie bezpiecznej odległości końcówek skrzydeł. W miarę możności zapewnić sobie pomoc drugiej osoby na zewnątrz samolotu.
- (4) Podczas kołowania omijać nierówności podłoża oraz koleiny.
- (5) Nie wolno stosować wysokich obrotów podczas uruchamiania silnika lub kołowania na powierzchni pokrytej luźnymi kamieniami, żwirem lub innym luźnym materiałem, który mógłby spowodować uszkodzenie łopat śmigła.

(c) Parkowanie

Parkując samolot należy upewnić się, czy jest on wystarczająco zabezpieczony przed niekorzystnymi warunkami atmosferycznymi i czy nie stanowi zagrożenia dla innych samolotów. Parkując samolot na dłuższy czas lub na noc, zaleca się zakotwiczenie samolotu.

- (1) Parkując samolot należy, jeżeli to możliwe, ustawić go przodem pod wiatr.
- (2) Włączyć hamulec postojowy przez zaciągnięcie dźwigni hamulca ręcznego do tyłu oraz wyciśnięcie(?) przycisku zabezpieczającego na dźwigni hamulca. W celu zwolnienia hamulca postojowego należy pociągnąć dźwignię hamulca ręcznego aby ją odblokować i umożliwić, a następnie należy jej pozwolić przemieścić się do przodu.

PRZESTROGA

Przy regulacji hamulców należy zwracać uwagę na to, aby nie następowało ich nadmierne nagrzewanie oraz aby nie zamarzały w niskich temperaturach wskutek skraplania wilgoci.

- (3) Sterownice sterujące lotkami oraz sterami, należy zabezpieczyć pasami siedzeniowymi przedniego fotela, podwozie zabezpieczyć podstawkami pod koła.
- (d) Kotwiczenie

Kotwiczenie samolotu podczas jego parkowania ze względu na konieczności unieruchomienia oraz zabezpieczenia należy przeprowadzić w następujący sposób:

- (1) W miarę możliwości ustawić samolot przodem pod wiatr.
- (2) Schować kłapy skrzydłowe.
- (3) Unieruchomić sterownice lotek i sterów przy użyciu pasów siedzeniowych przedniego fotela, które należy przełożyć przez wolant i zapiąć.
- (4) Zablokować koła.
- (5) Liny kotwiczące zapiąć na uchach kotwiczenia skrzydeł oraz na płozie pod kątem około 45 stopni do podłoża. W przypadku zastosowania lin z materiałów naturalnych należy je w wystarczającym stopniu poluzować, aby uniknąć uszkodzeń samolotu w przypadku skurczenia się lin.

PRZESTROGA

Używać węzłów cumowniczych, węzłów kwadratowych lub zabezpieczonego węzła zaciskającego(?). Nie stosować pojedynczego węzła zaciskającego(?).

UWAGA

Dodatkowe zabezpieczenie przed silnym wiatrem polega na zabezpieczeniu linami widelców podwozia oraz zablokowanie steru kierunku.

- (6) Nałożyć osłonę rurki Pitota, o ile jest dostępna. Należy pamiętać o jej zdjęciu przed lotem.
- (7) Zamknąć drzwi kabiny i przedziału bagażowego, jeżeli samolot ma być pozostawiony bez dozoru.

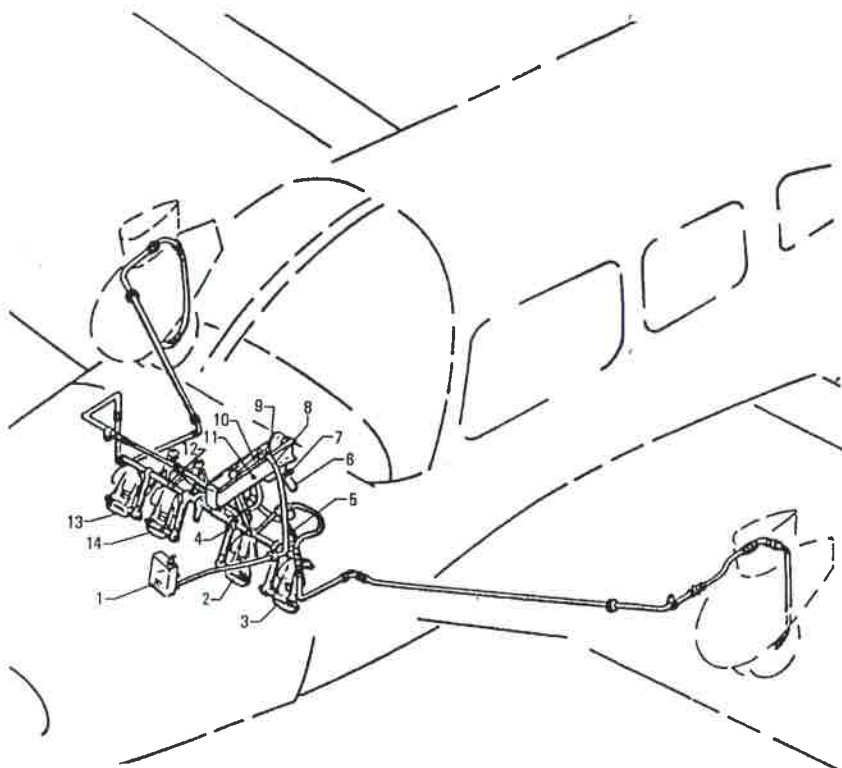
8.11 SILNIKOWY FILTR POWIETRZA

Dokonaj przeglądu wlotu na obecność ciał obcych i zatorów. Silnikowy filtr powietrza powinien być wyjęty i sprawdzony lub wymieniony po upływie określonego czasu podanego w Instrukcji Obsługi Samolotu. W przypadku niektórych warunków otoczenia, czynności te należy wykonywać znacznie częściej.

8.13 OBSŁUGA UKŁADU HAMULCOWEGO

Układ hamulcowy jest napełniony płynem hamulcowym MIL-H-5606 (na bazie oleju mineralnego). Poziom płynu należy sprawdzać w regularnych odstępach czasu, albo prz. wykonywaniu każdych czynności 50-godzinnych; w razie konieczności należy dolać płynu. Zbiornik płynu hamulcowego znajduje się na wrędze ogniowej w przedziale silnika. Jeżeli istnieje konieczność ponownego napełnienia całego układu, należy wlewać płyn pod ciśnieniem od strony hamulców. Pozwoli to zapobiec dostaniu się powietrza do wnętrza układu.

Regulacja hamulców nie jest konieczna. Jeżeli nastąpi intensywne zużycie klocków hamulcowych w wyniku długotrwałego użytkowania, należy dokonać ich wymiany.



1. Zbiornik płynu hamulcowego
2. Prawy pedał hamulca i steru kierunku
3. Lewy pedał hamulca i steru kierunku
4. Prawy cylinder hamulcowy
5. Lewy cylinder hamulcowy
6. Dźwignia hamulca
7. przycisk zwalniania dźwigni hamulca
8. Przewód hamulcowy, przewód wlotowy
9. Sworzeń łącznika kabłąkowego
10. Główny cylinder hamulcowy
11. Zespół sworznia
12. Rura skrętna
13. Prawy pedał hamulca i steru kierunku II-go pilota
14. Lewy pedał hamulca i steru kierunku II-go pilota

UKŁAD HAMULCOWY

Rysunek 8-1

8.15 OBSŁUGA PODWOZIA

Podwozie trójpodporowe wyposażone jest w opony Cxleveland Aircraft Products 6.00 x 6, 4 PR typu III z dętkami firmy (patrz paragraf 8.23).

W celu demontażu kół należy zdemontować kołpak koła, zawleczkę, nakrętkę piasty i obie śruby ustalające zespół hamulca. Oznakować opony i koła w celu łatwiejszego ponownego założenia; następnie obniżyć ciśnienie w oponach, wyjąć trzy śruby przelotowe z felgi (obręczy) i rozdzielić połowy felgi (obręczy).

Obsługę techniczną goleni podwozia z amortyzatorami powietrzno-olejowymi samolotu Archer III należy przeprowadzić wg wskazówek podanych na obudowie goleni. Tłok amortyzatora powinien być widoczny na długości $4,50 \pm 0,25$ cala (114 ± 6 mm); dla goleni podwozia przedniego długość ta wynosi $3,25 \pm 0,25$ cala (82 ± 6 mm). Jeżeli ugięcie amortyzatorów goleni będzie mniejsze od podanych wartości, może to być spowodowane warunkami pogodowymi albo koniecznością uzupełnienia ilości płynu lub ciśnienia powietrza i wymaga podniesienia samolotu na podnośnikach. W tym celu należy spuścić powietrze z amortyzatorów goleni przez wyciśnięcie zaworu na obudowie amortyzatora. Okręcić korek i powoli ścisnąć amortyzator do pełnego sprężu. Jeżeli ilość płynu hydraulicznego w amortyzatorze goleni jest wystarczająca, to poziom płynu powinien sięgać do dolnego brzegu otworu wlewowego, co wymaga jedynie uzupełnienia ilości powietrza.

Jeżeli zaś poziom płynu nie sięga do dolnego brzegu otworu wlewowego, należy uzupełnić ilość płynu. W tym celu należy wkręcić korek wlewowy bez wkładki zaworu; jeden koniec przezroczystego węża z tworzywa sztucznego podłączyć do rdzenia zaworu korka wlewowego, a drugi koniec węża zanurzyć w zbiorniku z płynem. Amortyzator goleni kilkakrotnie ścisnąć i rozciągnąć w celu zassania płynu ze zbiornika i wypchnięcia powietrza. Aby nastąpiło przedostanie się płynu aż do dolnej komory amortyzatora goleni podwozia głównego, należy odłączyć połączenie nożycowe i rozciągnąć amortyzator na co najmniej 10 cali (250 mm) (dla amortyzatora goleni podwozia przedniego nie jest wymagane odłączanie połączenia nożycowego). Należy pozwolić amortyzatorowi wysunąć się na maksimum 12 cali (300 mm). Jeżeli w węży z tworzywa sztucznego nie będą widoczne pęcherze powietrza, należy całkowicie ścisnąć amortyzator goleni i sprawdzić poziom płynu. Ponownie zainstalować wkładkę zaworu i ponownie podłączyć połączenie nożycowe amortyzatora goleni podwozia głównego.

W przypadku właściwego poziomu płynu, amortyzator goleni podwozia podłączyć pompę amortyzatora do zaworu powietrza i napełniać amortyzator goleni samolotu stojącego na ziemi do uzyskania wymaganej wartości ugięcia.

Aby podeprzeć samolot w celu przeprowadzenia obsługi technicznej podwozia lub innych prac w zakresie obsługi technicznej potrzebne są dwa podnośniki hydrauliczne i jedna podpora belki ogonowej. Przed podparciem samolotu należy podpórę tylną obciążyć w dolnej części balastem co najmniej 250 funtów (113 kg). Podnośniki hydrauliczne umieścić w odpowiednich punktach pod skrzydłami i podnieść samolot, aż płoza ogonowa osiągnie właściwą wysokość, tak aby można było postawić podpórę. Po umieszczeniu podpory i obciążeniu jej balastem można podnieść samolot na wymaganą wysokość.

Popychacze od pedałów steru kierunku do koła podwozia przedniego są regulowane od strony koła podwozia przedniego przez wkręcenie lub wykręcenie główek popychaczy. Normalnie regulację wykonuje się na przednich główkach popychaczy w taki sposób, aby koło podwozia przedniego znajdowało się w osi podłużnej samolotu, kiedy pedały steru kierunku oraz ster kierunku znajdują się w położeniu środkowym. Ustawienie koła podwozia przedniego można sprawdzić, kiedy pedały steru kierunku oraz ster kierunku znajdują się w położeniu środkowym, a samolot jest przesuwany do przodu i do tyłu i samolot posuwa się dokładnie po linii prostej. Kąt skrócenia koła podwozia przedniego w obydwu kierunkach wynosi $30,0 \pm 2^\circ$; jest on ograniczony zderzakami na dolnej części okucia.

Zderzaki dla popychaczy sterowania pedałów steru kierunku należy ustawić dokładnie w taki sposób, aby popychacze sterowania przylegały do zderzaków nieco później niż steru kierunku, co zapewnia możliwość skrócenia steru kierunku przy pełnym skróceniu kół.

8.17 OBSŁUGA TECHNICZNA ŚMIGŁA

Kołpak śmigła oraz jego tylna płytką wymagają częstego czyszczenia i sprawdzenia na nieobecność pęknięć. Przed każdym lotem należy przeprowadzić oględziny śmigła pod kątem występowania wgnieceń, pęknięć oraz korozji. Należy zlecić mechanikowi niezwłoczne usunięcie takich uszkodzeń, ponieważ wgniecenia lub pęknięcia powodują spiętrzenie naprężeń, co może doprowadzić do niebezpiecznych pęknięć lub ubytków na końcówkach łopat śmigła. W razie konieczności należy pomalować czarną matową farbą tylną powierzchnię łopat śmigła w celu uniknięcia refleksów światła. W celu zabezpieczenia przed korozją powierzchnia musi być regularnie czyszczona i woskowana.

8.19 WYMAGANIA DLA OLEJU

Ilość oleju w silniku wynosi 8 kwart ($7,6 \text{ dm}^3$), przy czym minimalna ilość niezbędna do bezpiecznej eksploatacji wynosi 2 kwarty ($1,9 \text{ dm}^3$). Zalecana jest wymiana oleju co 25 godzin z jednoczesnym oczyszczeniem filtra siatkowego. W silnikach z wkładami filtracyjnymi w przewodzie głównym oleju wymagana jest wymiana oleju i filtra po każdych 50 godzinach eksploatacji. Okres pomiędzy wymianami oleju nie powinien przekraczać czterech (4) miesięcy. Dla podanych poniżej temperatur zalecane są następujące gatunki oleju.

Przeciętna temperatura zewnętrzna	MIL-L-6082B Oleje mineralne Gatunki SAE	MIL-L-22851 Olej HD be osadu Gatunki SAE
<u>W całym zakresie temp.</u>	<u>---</u>	<u>15W-50 lub 20W-50</u>
powyżej 80°F (+27°C)	60	60
powyżej 60°F (+16°C)	50	40 lub 50
30°F (-1°C) do 90°F (+32°C)	40	40
0°F (-18°C) do 70°F (+21°C)	30	30,40 lub 20W-40
poniżej 10°F (-12°C)	20	30 lub 20W-30

Jeżeli temperatury eksploatacji znajdują się w kilku podanych zakresach należy stosować lepsze gatunki oleju.

UWAGA

Dalsze informacje zamieszczono w najnowszym wydaniu Instrukcji Obsługi Technicznej LYCOMING 1014 (Zalecenia na temat oleju).

8.21 INSTALACJA PALIWOWA

(a) Obsługa instalacji paliwowej

Podczas każdego przeglądu 50-godzinnego należy oczyścić filtr siatkowy paliwa w pompie elektrycznej paliwa oraz wlot do gaźnika.

(b) Wymagany gatunek paliwa (TYLKO PALIWO LOTNICZE (AVGAS))

Do samolotu PA-28-181 można stosować tylko paliwo lotnicze o minimalnej liczbie oktanowej 100. Ponieważ zastosowanie paliwa o niższej liczbie oktanowej może spowodować w krótkim czasie poważne uszkodzenia zespołu napędowego, w przypadku zastosowania takiego paliwa nastąpi utrata gwarancji.

Jeżeli paliwo o liczbie oktanowej 100 lub 100LL jest niedostępne, to należy używać paliwa gatunku 100/130 dostępnego w handlu (patrz Tabela zawierająca porównanie gatunków paliwa). Porównaj z najnowszym wydaniem Instrukcji Obsługi Technicznej Nr 1070 (Zalecane Gatunki Paliwa i Oleju) w celu uzyskania dodatkowych informacji.

Poniższa Tabela zawiera zestawienie aktualnie stosowanych oraz wcześniejszych oznaczeń paliwa:

TABELA PORÓWNAWCZA GATUNKÓW PALIWA

Wcześnie używane gatunki paliwa dostępne w handlu (ASTM-D910)			Obecnie używane gatunki paliwa dostępne w handlu (ASTM-D910-75)			Obecnie używane gatunki paliwa wg norm wojskowych (MIL-G-5572F)		
Gatunek	Kolor	Max.zaw. tetraetylo- ołowiu ml/gal.USA (cm^3/dm^3)	Gatunek	Kolor	Max.zaw. tetraetylo- ołowiu ml/gal.USA (cm^3/dm^3)	Gatunek	Kolor	Max.zaw. tetraetylo- ołowiu ml/gal.USA (cm^3/dm^3)
80/87	czerwony	0,5 (0,132)	80	czerwony	0,5 (0,132)	80/87	czerwony	0,5 (0,132)
91/96	niebieski	2,0 (0,528)	*100LL	niebieski	2,0 (0,528)	brak	brak	brak
100/130	zielony	3,0 (0,793)	100	zielony	**3,0 (0,793)	100/130	zielony	**2,00 (0,528)
115/145	purpura	4,6 (1,215)	brak	brak	brak	115/145	purpura	4,6 (1,215)

- * W niektórych państwach aktualnie używany gatunek paliwa 100LL jest zielony i posiada symbol „100L”
 ** Dostępne w handlu gatunki paliwa 100 oraz 100/130 (zielone) o zawartości tetraetylołowiu do 4ml/galon USA ($1,057 cm^3/dm^3$) są dopuszczone dla wszystkich zespołów napędowych, które są dopuszczone do eksploatacji przy użyciu gatunku paliwa 100/130.

Samolot jest dopuszczony do eksploatacji z dodatkiem zapobiegającym zamarzaniu paliwa. W przypadku zastosowania dodatku zapobiegającego zamarzaniu paliwa, musi on być zgodny z normą MIL-I-27686; podczas tankowania dodatek należy równomiernie wymieszać z paliwem, zawartość nie może przekraczać 0,15% objętości ilości tankowanego paliwa. W celu zagwarantowania skuteczności, zawartość dodatku musi wynosić co najmniej 0,10%. W przypadku stosunku mieszanki w tym zakresie ilość ta wynosiłaby 1,5 uncji (42,5 g), co stanowi ilość dodawaną do 10 galonów USA ($38 dm^3$) paliwa. Należy stosować mieszalnik dostarczony przez producenta dodatku zapobiegającego zamarzaniu paliwa. Oprócz danych zawartych w tym Rozdziale należy dokładnie przestrzegać wskazówek producenta na temat mieszania.

PRZESTROGA

Dodatek zapobiegający zamarzaniu paliwa należy dodawać do płynącego strumienia paliwa. Przepływ dodatku zapobiegającego zamarzaniu paliwa może rozpocząć się dopiero po rozpoczęciu przepływu paliwa, a musi zakończyć się przed jego ustaniem. Nie dopuść do bezpośredniego zetknięcia skoncentrowanego środka zapobiegającego zamarzaniu paliwa z lakierowanymi powierzchniami samolotu oraz powierzchniami wewnętrznymi zbiornika paliwa.

PRZESTROGA

Dodatki zapobiegające zamarzaniu paliwa są dodawane do niektórych paliw już w rafinerii, w związku z czym niepotrzebny jest dodatkowy środek zapobiegający zamarzaniu paliwa.

Użycie dodatków zapobiegających zamarzaniu do paliwa nie zwalnia od obowiązku spuszczenia paliwa z zaworów drenażowych (w celu sprawdzenia paliwa) przed lotem.

(c) Napełnianie zbiorników paliwa

Podczas czynności związanych z paliwem należy przestrzegać wszelkich koniecznych środków ostrożności. Paliwo jest tankowane do dwu zbiorników o pojemności 25 galonów USA (95 dm^3) każdy. (ilość paliwa zużywalnego 24 galony USA (91 dm^3)). Jeżeli poziom wlanego paliwa mnie przekracza łącznie 50 galonów (190 dm^3), paliwo samoczynnie rozleje się równomiernie do obu zbiorników. Dla poziomu paliwa sięgającego do dolnego końca wskaźnika w króćcu wlewowym ilość paliwa zużywalnego wynosi 17 galonów USA (64 dm^3)

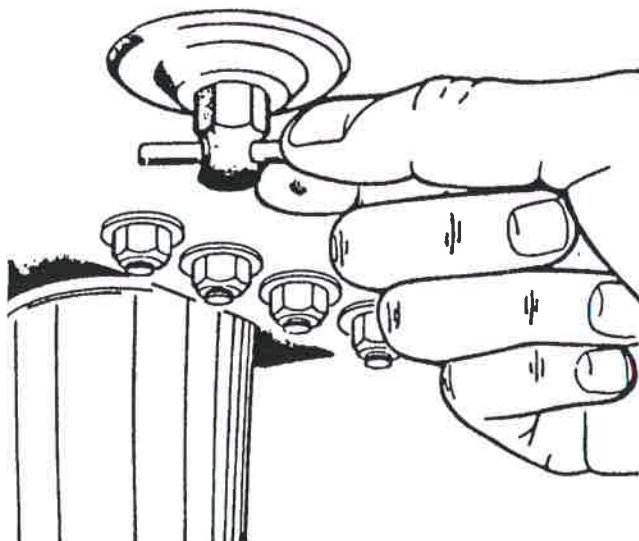
(d) Spuszczanie paliwa z filtra siatkowego paliwa, odstojników oraz przewodów

W celu uniknięcia nagromadzenia zanieczyszczeń takich jak woda lub substancje tworzące osady, należy spuścić paliwo z odstojników zbiorników paliwa oraz filtra siatkowego przed pierwszym lotem danego dnia oraz po zatankowaniu paliwa. Obydwa zbiorniki paliwa posiadają w dolnym wewnętrznym tylnym rogu własny szybko działający zawór drenażowy. Filtr siatkowy paliwa posiada szybko działający zawór drenażowy, który znajduje się na dole po lewej stronie z przodu wręgi ogniowej. Najpierw należy spuścić paliwo z obydwu odstojników zbiorników. Następnie dwukrotnie pobrać paliwo z filtra siatkowego, przy czym zawór wyboru zbiornika paliwa należy ustawić kolejno na każdy zbiornik. Należy spuścić taką ilość paliwa z odstojników zbiorników oraz z filtra siatkowego, aby zagwarantować usunięcie wszystkich zanieczyszczeń. Spuszczone paliwo należy zebrać do odpowiedniego naczynia, sprawdzić pod kątem występowania wody i zanieczyszczeń, a następnie wylać.

PRZESTROGA

Po spuszczeniu paliwa, a przed uruchomieniem silnika należy sprawdzić, czy nie istnieje niebezpieczeństwo pożaru.

Po zamknięciu szybko działających zaworów drenażowych należy za każdym razem sprawdzić, czy zostały one całkowicie zamknięte i czy są szczelne.

**DRENAŻ PALIWA**

Rysunek 8-3

(c) Opróżnianie instalacji paliwowej

Otwierając zawór po wewnętrznej stronie każdego zbiornika paliwa można spuścić większą część paliwa z instalacji. Podnieść dźwignię zaworu drenażowego i w celu dokonania blokady w położeniu otwartym obrócić o 1/4 obrotu w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara. Pozostałe paliwo w instalacji paliwowej można spuścić przez czaszę filtru paliwa. Przez zamknięcie zaworu wyboru zbiornika oraz otwarcie odpowiedniego zaworu drenażowego zbiornika można opróżnić każdy zbiornik oddzielnie.

PRZESTROGA

Kiedy instalacja paliwowa jest całkowicie opróżniona i ponownie napełniona, może być konieczne uruchomienie silnika na minimum trzy minuty na 1000 obr/min, zasilany kolejno z każdego zbiornika, aby upewnić się, że w przewodach paliwowych nie ma powietrza.

8.23 CIŚNIENIE W Oponach

Aby opony osiągnęły maksymalny okres eksploatacji, ciśnienie panujące wewnątrz nich musi być zawsze właściwe - 18 psi (0,12 MPa) dla koła podwozia przedniego oraz 24 psi (0,16 MPa) dla podwozia głównego. Wszystkie koła zostały wyważone przed pierwszym montażem; wolno wzajemnie zamieniać opon, dętek oraz felg (obróczy) przy ponownej zabudowie. Koła niewyważone mogą powodować duże drgania podwozia; w związku z tym przy wymianie opon, dętek lub obróczy konieczne jest ponowne wyważenie kół wraz z założonymi oponami. Przy kontroli ciśnienia w oponach należy sprawdzić opony po kątem zużycia, przecięć, obicia lub ślizganie się na obręczach.

8.25 OBSŁUGA TECHNICZNA AKUMULATORA

Akumulator o napięciu 12 V jest dostępny po otwarciu pokrywy dostępu z tyłu z prawej strony przedziału bagażowego. Komora akumulatora posiada pojemnik zbiorczy zbierający kwas oraz plastikową rurkę odpowietrzającą, która odprowadza gazy. Rurka ta nie powinna być nigdy zamknięta. Należy sprawdzać, czy poziom płynu w akumulatorze jest prawidłowy. NIE MOŻE on sięgać powyżej płyty. NIE WOLNO napełniać akumulatora kwasem, lecz jedynie wodą destylowaną. Procentowy poziom naładowania akumulatora można sprawdzać przy użyciu aerometru.

Jeżeli akumulator nie jest w pełni naładowany, wymaga on ponownego ładowania. Ładowanie należy rozpocząć od prądu ładowania 3 A i zakończyć przy użyciu prądu 1,5 A. Nie zaleca się szybkiego ładowania.

UWAGA

Kiedy następuje wydzielenie się gazu ze wszystkich cel, należy zmniejszyć początkowy prąd ładowania do 0,5 A i obciąż akumulator napięciem oraz sprawdzić czy gęstość elektrolitu jest stała, dokonując trzech pomiarów w odstępach jednej godziny.

8.27 CZYSZCZENIE

(a) Czyszczenie przedziału silnikowego

Przed czyszczeniem przedziału silnikowego należy zakleić taśmą otwory odpowietrzające iskrowników, aby zabezpieczyć je przed przedostaniem się rozpuszczalnika do iskrowników.

- (1) Podstaw dużą miskę pod zespół napędowy w celu chwywania ścieków.
- (2) Po zdjęciu osłony silnika należy oczyścić silnik przy użyciu roztworu myjącego lub mieszaniny roztworu i środka odtłuszczającego przy użyciu rozpylacza lub pędzla. W celu usunięcia szczególnie dużej ilości nagromadzonych zanieczyszczeń lub smaru, może okazać się konieczne dodatkowe użycie pędzla.

PRZESTROGA

Rozpuszczalnika nie należy rozpylać na alternator, pompę próżniową, rozrusznik lub otwory zasysania powietrza.

- (3) Pozostaw rozpuszczalnik na powierzchni silnika na pięć do dziesięciu minut. Następnie sflucz silnik rozpuszczalnikiem i pozostaw do wyschnięcia.

PRZESTROGA

Nie uruchamiać zespołu napędowego, dopóki nie nastąpi wyparowanie nadmiernej ilości rozpuszczalnika lub zostanie usunięty w inny sposób.

- (4) Usunąć taśmę klejącą z otworów odpowietrzających iskrowników.
- (5) Przeprowadzić smarowanie układu sterowania, powierzchni łożysk itd. Zgodnie ze schematem smarowania.

(b) Czyszczenie podwozia

Przed czyszczeniem podwozia należy okryć koła oraz hamulce folią z tworzywa sztucznego lub podobnego materiału.

- (1) Podstaw dużą kuwetę pod podwozie w celu chwywania spływającego ścieków.
- (2) Oczyszczyć podwozie przy użyciu roztworu myjącego lub mieszaniny roztworu i środka odtłuszczającego stosując rozpylacz lub pędzel. W celu usunięcia szczególnie dużej ilości nagromadzonych zanieczyszczeń lub smaru, może okazać się konieczne dodatkowe użycie pędzla.
- (3) Pozostawić rozpuszczalnik na powierzchni podwozia na pięć do dziesięciu minut. Następnie spłucz z goleni podwozia rozpuszczalnikiem i pozostaw do wyschnięcia.
- (4) Zdejmij folię z tworzywa sztucznego z kół i odstaw kuwetę
- (5) Przeprowadzić smarowanie podwozia wg schematu smarowania.

(c) Czyszczenie powierzchni zewnętrznych

Samolot można myć tylko przy użyciu łagodnego mydła i wody. Ostre środki do mycia, alkaliczne mydła oraz środki do mycia mogą spowodować zadrapania powierzchni lakierowanych i powierzchni z tworzywa sztucznego, a także korozję części metalowych. Powierzchnie, na których roztwór myjący może powodować uszkodzenia, należy zakryć. Mycie przeprowadz zgodnie z poniższą procedurą:

- (1) Luźne zanieczyszczenia spłukać wodą.
- (2) Nanieść roztwór mydła przy użyciu miękkiej tkaniny, gąbki lub miękkiej szczotki
- (3) W celu usunięcia plam spalin należy pozostawić roztwór na powierzchni na dłuższą chwilę.
- (4) Zapieczony olej i plamy smaru usunąć szmatą umoczoną w nafcie.
- (5) Wszystkie powierzchnie dokładnie spłukać.
- (6) W celu konserwacji powierzchni polakierowanych można użyć dobrej jakości wosku samochodowego. Przy czyszczeniu i polerowaniu należy używać miękkich szmatek lub skóry w celu uniknięcia zadrapań. Grubsza warstwa wosku na krawędziach natarcia skrzydeł i usterzenia ogranicza zużycie w tych miejsc.

(d) Czyszczenie wiatrochronu i okien

- (1) Brud oraz inne luźne cząstki po zewnętrznej stronie szyb należy spłukać czystą wodą.
- (2) Użyj ciepłej wody i łagodnego mydła, albo środka do mycia szyb z tworzywa sztucznego. Myj wykonując ruchy w dwu kierunkach używając miękkiej szmatki lub gąbki lekko pocierając. Nie wolno trzeć mocno.
- (3) Olej i smar usunąć szmatą umoczoną w nafcie.
- (4)

PRZESTROGA

Nie wolno stosować następujących środków do mycia: benzyny, alkoholu, benzolu, czterochlorku węgla, rozcieńczalnika, acetonu lub sprayu do mycia okien.

- (4) Po umyciu szyb z tworzywa sztucznego nanieś cienką warstwę twardego wosku lekko przetrzyj miękką szmatką. Nie wykonuj ruchów okrężnych.
- (5) Większe zadrapania lub uszkodzenia powierzchni szyb z tworzywa sztucznego można usuwać przy użyciu pasty polerskiej. Obie strony wygładź i pokryj woskiem.

(f) Czyszczenie pulpitu, tapicerki oraz foteli

- (1) W razie konieczności oczyścić tapicerkę oraz fotele przy użyciu miękkiej szczotki i odkurzacza.
- (2) Zanieczyszczoną tapicerkę, z wyjątkiem skory, można myć przy użyciu dobrego środka do czyszczenia tapicerki. Należy dokładnie "przestrzegać wskazówek podanych przez producenta środka do mycia Tapicerki nie należy moczyć ani zbyt mocno trzeć.

PRZESTROGA

Stosując roztwory do mycia należy zapewnić wystarczającą wentylację.

- (3) Skórę czyścić przy użyciu pasty lub łagodnego mydła toaletowego i wod

(f) Czyszczenie wykładziny podłogowej

W celu oczyszczenia wykładziny podłogowej najpierw usunąć brud pozostający luzem, przy użyciu miotły lub odkurzacza. Miejsca zabrudzone i plamy usuwać przy użyciu niepalnego roztworu do czyszczenia. Wykładziny podłogowe można czyścić w taki sam sposób jak każdą wykładzinę podłogową w domu.

8.29 EKSPLOATACJA ZIMOWA

Podczas eksploatacji w niskich temperaturach otoczenia należy używać pokrywy otworu wlotowego powietrza chłodnicy oleju przy lewej tylnej owiewce kierującej silnika, dostarczoną wraz z samolotem. Pokrywa ta musi zostać zainstalowana jeżeli temperatura powietrza na zewnątrz wynosi 50°F (10°C) lub mniej. Po przekroczeniu temperatury ponad 50°F (10°C) płytę należy zdemontować i umieścić w kabinie samolotu.

Dla eksploatacji zimowej zalecane jest zabudowa zestawu wyposażenia zimowego (wyposażenie opcjonalne) dla rurki odpowietrzającej kadłuba silnika. Zestaw ten jest dostępny u lokalnego agenta handlowego lub dostawcy firmy Piper

SPIS TREŚCI

ROZDZIAŁ 9 UZUPEŁNIENIA

Paragraf	Strona
9.1 Wstęp	9-1
1 Instalacja klimatyzacji	9-3
2 Bendix/King KAP100 układ automatycznego sterowania	9-7
3 Pomocnicza instalacja podciśnienia	9-9
4 Bendix/King KLN 89 (B) układ nawigacyjny GPS (12 stron)	9-15
5 Bendix/King KX 155A Nav/Com (12 Stron)	9-27
6 Bendix/King KAP140 układ automatycznego sterowania.	9-39
7 Germin GNS 430 Nav/Com (8 Stron)	9-41
8 S-TEC System 55 pilot automatyczny.	9-49

STRONA CELOWO POZOSTAWIONO NA ZAPISANA

**ROZDZIAŁ 9
UZUPEŁNIENIA****9.1 WPROWADZENIE**

Niniejszy Rozdział zawiera informację w formie uzupełnienia, które są niezbędne do awidłowej eksploatacji samolotu, jeżeli jest on wyposażony w jedną albo więcej instalacji wyposażenia opcjonalnego, które nie zostało zatwierdzone razem ze standardowo wyposażonym samolotem.

Wszystkie uzupełnienia zawarte w niniejszym Rozdziale zostały zatwierdzone przez FAA (Federal Aviation Administration (Agency)) i ponumerowane jako nieodłączna część składowa niniejszej Instrukcji Użytkowania w Locie. Informacje zawarte w poszczególnych Uzupełnieniach należy uwzględniać tylko wtedy, kiedy przynależne wyposażenie jest zamontowane w samolocie.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIE ZAPISANA

UZUPEŁNIENIE 1
INSTALACJA KLIMATYZACJI

Niniejsze uzupełnienie musi być dołączone do Instrukcji Użytkowania Samolotu i do Instrukcji Użytkowania w Locie zatwierdzonej przez FAA, jeżeli w samolocie jest zamontowana zgodnie z rysunkiem Piper Drawing 99575-10 opcjonalna instalacja klimatyzacji. Informacje zawarte w niniejszych uzupełnieniach lub supersedes(?) do Instrukcji Użytkowania Samolotu i Instrukcji Użytkowania w Locie zatwierdzonej przez FAA powinny się znajdować jedynie w wymienionym miejscu. Po informacje o ograniczeniach, procedurach obsługi oraz parametrach, nie zawartych w niniejszym uzupełnieniu, patrz Instrukcja Użytkowania Samolotu i Instrukcja Użytkowania w Locie zatwierdzona przez FAA

Niniejsze uzupełnienie zostało „Zatwierdzone przez FAA” jako stała część niniejszej Instrukcji i musi zawsze znajdować się w niniejszej Instrukcji samolotu przez cały czas, kiedy opcjonalna instalacja klimatyzacji jest zamontowana w samolocie

ZATWIERDZONE PRZEZ FAA: _____

PETER E. PECK
D.O.A. NO.SO-1
NEW PIPER AIRCRAFT, INC.
VERO BEACH, FLORYDA

ZATWIERDZONO DNIA: 12 LIPCA 1995

ROZDZIAŁ 1 – WSTĘP

Niniejsza informacja uzupełniająca zawiera informacje niezbędne do właściwej eksploatacji samolotu kiedy jest w nim zamontowana opcjonalna instalacja klimatyzacji. Informacje zamieszczone w niniejszym uzupełnieniu powinny być wykorzystywane „jak to zapisano” łącznie z całą Instrukcją (Użytkowania w Locie).

ROZDZIAŁ 2 - OGRANICZENIA EKSPLOATACYJNE

- (a) Aby zapewnić maksymalne wznoszenie, instalację klimatyzacji należy przed startem wyłączyć przestawiając włącznik klimatyzacji w położenie OFF (*WYŁĄCZONA*), aby wyłączyć sprężarkę i zamknąć pokrywę wlotu powietrza do skraplacza. Instalację klimatyzacji należy wyłączyć przestawiając włącznik klimatyzacji w położenie OFF (*WYŁĄCZONA*), również przed rozpoczęciem podejściem do lądowania, aby przygotować się do ewentualnego przejścia na drugi krąg.

- (b) Tabliczki

W polu widzenia pilota, w rejonie pokręteł sterowania instalacji klimatyzacji znajduje się tabliczka:

„OSTRZEŻENIE – ABY ZAPEWNIĆ NORMALNE WZNOSZENIE PODCZAS
STARTU INSTALACJA KLIMATYZACJI MUSI BYĆ WYŁĄCZONA.”

W grupie wskaźników ostrzegawczych (lampa ostrzegawcza pokrywę wlotu skraplacza):

WLOT POWIETRZA KLIMATYZACJI

ROZDZIAŁ 3 - PROCEDURY AWARYJNE

ROZDZIAŁ 3 niniejszej Instrukcji Użytkowania Samolotu nie wprowadza zmian do Procedur Awaryjnych, których zawarcie w niniejszym uzupełnieniu (dodatku) byłoby konieczne.

ROZDZIAŁ 4 - NORMALNE PROCEDURY EKSPLOATACYJNE

Przed startem należy sprawdzić czy instalacja klimatyzacji działa prawidłowo:

- (a) Sprawdzić, czy wyłącznik główny znajduje się w położeniu ON (*ZAŁĄCZONY*)
- (b) Przetaw włącznik klimatyzacji w położenie ON (*ZAŁĄCZONA*) i przetaw włącznik dmuchawy do jednego z położen roboczych – zaświeci się lampka sygnalizacyjna AIR COND DOOR OPEN (*OTWARTY WLOT POWIETRZA KLIMATYZACJI*), która sygnalizuje, że pokrywa wlotu powietrza do skraplacza otworzyła się.
- (c) Przetaw włącznik klimatyzacji w położenie OFF (*WYŁĄCZONA*) – lampka sygnalizacyjna AIR COND DOOR OPEN (*OTWARTY WLOT POWIETRZA KLIMATYZACJI*) przestanie świecić, co sygnalizuje zamknięcie pokrywy skraplacza instalacji klimatyzacji.
- (d) Jeżeli lampka sygnalizacyjna AIR COND DOOR OPEN (*OTWARTY WLOT POWIETRZA KLIMATYZACJI*) nie działa tak jak to opisano powyżej, oznacza to wystąpienie niesprawności instalacji klimatyzacji lub lampki sygnalizacyjnej, przed lotem należy dokonać przeglądu w celu określenia przyczyny niesprawności.

W przypadku wystąpienia awarii instalacji klimatyzacji podczas lotu, powyższą procedurę kontroli działania instalacji klimatyzacji można przeprowadzić w czasie lotu.

Lampka sygnalizacyjna pokrywy skraplacza znajduje się po prawej stronie przyrządów kontroli pracy silnika przed pilotem. Lampka pokrywy skraplacza świeci kiedy pokrywa jest otwarta a gaśnie jeżeli pokrywa jest zamknięta.

ROZDZIAŁ 5 – PARAMETRY

Pracująca instalacja klimatyzacji instalacji klimatyzacji powoduje niewielkie zmniejszenie prędkości przelotowej i zasięgu samolotu. Moc silnika jest częściowo wykorzystywana do napędu sprężarki, a pokrywy wlotu powietrza do skraplacza, kiedy jest otwarta, powoduje nieznaczny wzrost oporu. Po wyłączeniu instalacji klimatyzacji, w normalnym wypadku nie da się odczuć zauważalnego pogorszenia wznoszenia oraz parametrów przelotowych lub zasięgu samolotu.

UWAGA

Aby zapewnić maksymalne osiągi podczas wznoszenia, przed startem należy wyłączyć instalację klimatyzacji, w celu wyłączenia sprężarki i zamknięcia pokrywy wlotu skraplacza. Również przed lądowaniem należy instalację klimatyzacji wyłączyć, aby zapewnić możliwość ewentualnego przejścia na drugi krąg.

Chociaż włączenie instalacji klimatyzacji ma tylko niewielki wpływ na prędkość przelotową i na zasięg samolotu, należy uwzględnić te zmiany przy planowaniu lotu. Aby zwiększyć bezpieczeństwo, w poniższych danych zakładamy, że sprężarka pracuje podczas całego lotu. Może to mieć miejsce tylko przy bardzo ciepłej pogodzie.

- (a) Zmniejszenie prędkości lotu wynosi 4 węzły ($7,4 \text{ km/h}$) dla wszystkich położań dźwigni przepustnicy.
- (b) Zmniejszenie zasięgu może wynosić 32 mile nautyczne ($59,3 \text{ km}$) przy objętości paliwa 48 galonów ($181,7 \text{ dm}^3$).

Wpływ na osiągi podczas wznoszenia nie jest istotny, ponieważ w położeniu przepustnicy odpowiadającym mocy maksymalnemu ładowaniu nastąpi automatyczne wysprężenie sprężarki i zamknięcie pokrywy wlotu skraplacza. Jeżeli lot nie przebiega przy maksymalnym otwarciu przepustnicy lub w przypadku niesprawności, której przyczyną następuje wyłączenie sprężarki i wycofanie tunelu nawiewnego skraplacza, należy liczyć się z ograniczeniem prędkości wznoszenia około 100 stóp/min. W razie awarii, przy której nadal pracuje sprężarka, a pokrywa wlotu skraplacza jest otwarta należy oczekiwać spadku prędkości wznoszenia o 100 stóp/min ($0,5 \text{ m/s}$).

ROZDZIAŁ 6 - CIĘŻAR I ŚRODEK CIĘŻKOŚCI

Wyposażenie specjalne zabudowane przez producenta uwzględniono w Tabeli Ciężaru i Położenia Środka Ciężkości podanym w Rozdziale 6 Instrukcji Użytkowania Samolotu

ROZDZIAŁ 7 - OPIS TECHNICZNY I EKSPLOATACJA

Bez zmian.

**INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA SAMOŁOTU
ORAZ
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE ZATWIERDZONA PRZEZ FAA**

UZUPEŁNIENIE NR 2

KING KAP 100 UKŁAD AUTOMATYCZNEGO STEROWANIA

Uzupełnienie do Instrukcji zatwierdzone przez FAA, dotyczące obsługi układu automatycznego sterowania Bendix/King 100, jeżeli jest on zamontowany w samolocie zgodnie z STC SA1565CCE-D, dostarcza producent układu. Firma Bendix/King jest odpowiedzialna za dostarczenie i wprowadzanie zmian tego uzupełnienia. Dopuszczalne jest umieszczenie uzupełnienia wydanego przez firmę Bendix/King w tym miejscu Instrukcji Obsługi Samolotu chyba, że firma Bendix/King zaleca inaczej. Informacje zawarte w uzupełnieniu firmy Bendix/King mogą stanowić uzupełnienie i supersede(?) informacji zawartych w Instrukcji Użytkowania Samolotu i Instrukcji Użytkowania w Locie zatwierdzonej przez FAA w zakresie dotyczącym działania pilota automatycznego. Ograniczenia eksploatacyjne, procedury oraz informacje na temat osiągnięć, które nie są zawarte w uzupełnieniu firmy Bendix/King, znajdują się w Instrukcji Użytkowania Samolotu i Instrukcji Użytkowania w Locie zatwierdzonej przez FAA.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIE ZAPISANA

INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA SAMOLOTU
ORAZ
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE ZATWIERDZONA PRZEZ FAA

UZUPEŁNIENIE NR 3

POMOCNICZA INSTALACJA PODCIŚNIENIA

Niniejsze uzupełnienie musi być dołączone do Instrukcji Użytkowania Samolotu i do Instrukcji Użytkowania w Locie zatwierdzonej przez FAA, jeżeli w samolocie jest zamontowana zgodnie z rysunkiem Piper Drawing 85387-2 pomocnicza instalacja podciśnienia. Informacje zawarte w niniejszych uzupełnieniach lub supersedes(?) do Instrukcji Użytkowania Samolotu i Instrukcji Użytkowania w Locie zatwierdzonej przez FAA powinny się znajdować jedynie w wymienionym miejscu. Po informacje o ograniczeniach, procedurach obsługi oraz parametrach, nie zawartych w niniejszym uzupełnieniu, patrz Instrukcja Użytkowania Samolotu i Instrukcja Użytkowania w Locie zatwierdzona przez FAA

ZATWIERDZONE PRZEZ FAA:

PETER E. PECK
D.O.A. NO.SO-1
NEW PIPER AIRCRAFT, INC.
VERO BEACH, FLORYDA

ZATWIERDZONO DNIA: 12 LIPCA 1995

ROZDZIAŁ 1 - WSTĘP

Uzupełnienie zawiera informacje, które są konieczne do prawidłowej eksploatacji samolotu, jeżeli zamontowana jest opcjonalna, pomocnicza instalacja podciśnienia. Z informacji zawartych w niniejszym uzupełnieniu należy korzystać łącznie z kompletną Instrukcją Użytkowania Samolotu i Instrukcją Użytkowania w Locie.

ROZDZIAŁ 2 - OGRANICZENIA EKSPLOATACYJNE

1. Użytkowanie pomocniczej instalacji podciśnienia jest ograniczone tylko do stanu pogotowia. Nie należy startować jeżeli nie działa sucha pompa próżniowa napędzanej przez silnik.
2. W warunkach meteorologicznych dla lotów wg przyrządów (IMC – *Instrument Meteorological Conditions*), należy przerwać lot jeżeli podciśnienie spadnie poniżej 4,8 cala Hg (120 mmHg).
3. Zespół pomocniczy pompa/silnik oraz licznik czasu pracy muszą zostać zdjęte w celu przeprowadzenia czynności obsługowych po 500 godzinach, jednakże najpóźniej po 10 latach, zależnie od tego, który warunek będzie spełniony wcześniej.

ROZDZIAŁ 3 - PROCEDURY AWARYJNE

- (a) VAC OFF (*PODCIŚNIENIE WYŁĄCZONE*) lub Ostrzeżenie Vacuum Inop. (*Nie Działa Instalacja Podciśnienia*) – włącznik Pomocniczej Instalacji Podciśnienia w położeniu VAC ON (*PODCIŚNIENIE WŁĄCZONE*)
- (b) Sprawdź wielkość podciśnienia, czy znajduje się w zakresie 4,8 do 5,2 cala Hg (120 do 130 mmHg)

PRZESTROGA

Podczas pracy pompy próżniowej mogą wystąpić błędy wskazań busoli o ponad 10^0 .

- (c) Sprawdź obciążenie instalacji elektrycznej - sprawdzić czy generator nie jest przeciążony, co pokazuje amperomierz. W razie potrzeby odłączyć odbiorniki energii, których praca nie jest konieczna.

ROZDZIAŁ 4 – NORMALNE DZIAŁANIE

A. Sprawdzenie przed lotem

1. Włączyć wyłącznik główny akumulatora i sprawdzić, czy świeci się lampka VAC OFF (*PODCIŚNIENIE WYŁĄCZONE*).

UWAGA

Na podstawie zapotrzebowania na energię elektryczną pomocniczej pompy próżniowej, zaleca się przeprowadzenie poniższej procedury podczas pracy silnika.

2. Włączyć pomocniczą pompę próżniową i sprawdzić, czy świeci się lampka AUX ON (*POMOCNICZA INSTALACJA PODCIŚNIENIA WŁĄCZONA*) oraz, czy pobór prądu wynosi w przybliżeniu 15 A.
3. Wyłączyć pomocniczą pompę podciśnienia i sprawdzić, czy lampka AUX ON (*POMOCNICZA INSTALACJA PODCIŚNIENIA WŁĄCZONA*) zgaśnie.

B. Sprawdzenie podczas lotu - przed rozpoczęciem lotu według przyrządów

1. Wyłączyć odbiorniki prądu, które nie są niezbędne.
2. Włączyć pomocniczą pompę podciśnienia i sprawdzić, czy świeci się lampka AUX ON (*POMOCNICZA INSTALACJA PODCIŚNIENIA WŁĄCZONA*), a pobór prądu wskazywany przez amperomierz wynosi około 15 A.
3. Wyłączyć pomocniczą pompę podciśnienia i sprawdzić, czy lampka AUX ON (*POMOCNICZA INSTALACJA PODCIŚNIENIA WŁĄCZONA*) zgaśnie.

UWAGA

Aby umożliwić długotrwałe użytkowanie pomocniczej pompy podciśnienia, nie należy jej uruchamiać w sytuacjach innych niż awaryjne.

ROZDZIAŁ 5 - OSIĄGI

Bez zmian.

ROZDZIAŁ 6 - OKREŚLENIE CIĘŻARU I ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

Wypożalenie specjalne zamontowane przez producenta zostało uwzględnione w Tabeli Ciężaru i Położenia Środka Ciężkości znajdującej się w Rozdziale 6 Instrukcji Obsługi Samolotu.

ROZDZIAŁ 7 - OPIS I DZIAŁANIE

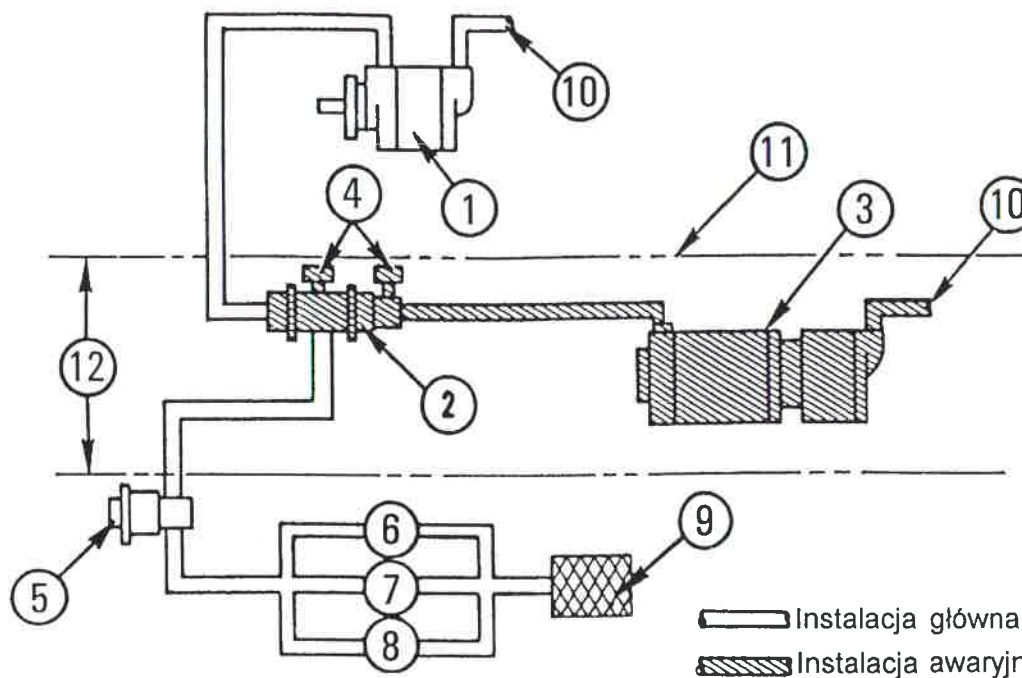
Pomocnicza instalacja podciśnienia z suchą pompą podciśnienia o napędzie elektrycznym stanowi niezależne źródło rezerwowe zasilania pneumatycznego niezbędnego do pracy nawigacyjnych przyrządów giroskopowych w razie awarii pompy podciśnienia napędzanej przez silnik.

Pompa awaryjna jest przymocowana do przedniej części wręgi ogniowej i połączona jest z instalacją główną przy pomocy rozgałęziacza za regulatorem podciśnienia (patrząc w kierunku przepływu). Instalacja główna i awaryjna są od siebie oddzielone za pomocą zaworów zwrotnych, które znajdują się po obu stronach rozgałęziacza. Wyłącznik podciśnieniowy instalacji głównej został zainstalowany na regulatorze podciśnienia; jest on odbiornikiem podciśnienia zasysanego powietrza zasilającego przyrządy giroskopowe.

Wyłącznik sterujący (oznaczony jako AUX VAC (*POMOCNICZA INSTALACJA PODCIŚNIENIA*)) uruchamiający pomocniczą pompę podciśnienia znajduje się po prawej stronie tablicy przyrządów w pobliżu miernika podciśnienia.

Wyłącznik zawiera dwie lampki z opisem VAC OFF (*PODCIŚNIENIE WYŁĄCZONE*) oraz AUX ON (*PODCIŚNIENIE WŁĄCZONE*). Część VAC OFF (*PODCIŚNIENIE WYŁĄCZONE*) jest sterowana przy użyciu wyłącznika podciśnienia w głównej instalacji podciśnienia i świeci bursztynowym światłem, kiedy nie działa pompa podciśnienia napędzana przez silnik lub kiedy dochodzi do spadku ciśnienia w instalacji. Część AUX ON (*PODCIŚNIENIE WŁĄCZONE*) jest sterowana za pomocą wyłącznika podciśnieniowego zainstalowanego na rozdzielaczu i świeci niebieskim światłem, kiedy pompa pomocnicza wytwarza podciśnienie w instalacji. Kiedy pompa pomocnicza jest włączona na dużej wysokości lub występują nieszczelności instalacji podciśnienia, może się zdarzyć, że nie nastąpi zaświecenie lampki AUX ON (*PODCIŚNIENIE WYŁĄCZONE*). Wskazuje to, że podciśnienie w instalacji ma cały czas wartość poniżej poziomu wyłączenia wyłącznika AUX ON (*PODCIŚNIENIE WŁĄCZONE*), chociaż pracuje pompa pomocnicza. Lampki nie posiadają funkcji „wciśnij aby sprawdzić”, jeżeli więc lampki nie nastąpi oczekiwane zaświecenie, należy sprawdzić, czy nie nastąpiło przepalenie żarówki MS25237-330, wymień wówczas żarówkę i ponownie uruchom instalację.

Część elektryczna instalacji jest zabezpieczona bezpiecznikiem automatycznym 20 A w obwodzie pompy napędzanej przez silnik oraz bezpiecznikiem automatycznym 5 A w obwodzie lampek. Bezpieczniki znajdują się na pulpicie bezpieczników.



1. Pompa sucha powietrza napędzana przez silnik
2. Zespół rozgałęziacza i zaworu zwrotnego
3. Elektryczna pomocnicza pompa próżniowa
4. Wyłącznik ciśnieniowy
5. Regulator podciśnienia z wyłącznikiem ciśnieniowym
6. Miernik podciśnienia
7. Sztuczny horyzont
8. Girokopowy wskaźnik kursu
9. Filtr
10. Odpowietrzanie zewnętrzne
11. Wręga ogniowa

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIE ZAPISANA

**INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA SAMOLOTU
ORAZ
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE ZATWIERDZONA PRZEZ FAA**

UZUPEŁNIENIE NR 4

BENDIX/KING KLN 89 (B) UKŁAD NAWIGACYJNY GPS

Uzupełnienie musi być dołączone do Instrukcji Użytkowania Samolotu i Instrukcji Użytkowania w Locie, kiedy układ nawigacyjny GPS Bendix/King KLN 89 (B) jest zamontowany w samolocie zgodnie z Listą Wyposażenia. Informacje zawarte w niniejszym uzupełnieniu powinny być włączone do Instrukcji Użytkowania Samolotu i Instrukcji Użytkowania w Locie zatwierdzonej przez FAA jedynie w tym miejscu. Ograniczenia eksploatacyjne, procedury oraz informacje na temat osiągnięć, które nie są zawarte w uzupełnieniu, znajdują się w Instrukcji Użytkowania Samolotu i Instrukcji Użytkowania w Locie zatwierdzonej przez FAA.

ZATWIERDZONE PRZEZ FAA: _____
PETER E. PECK
D.O.A. NO.SO-1
NEW PIPER AIRCRAFT, INC.
VERO BEACH, FLORYDA

ZATWIERDZONO DNIA: 3 KWIETNIA 1997

ROZDZIAŁ 1. INFORMACJE OGÓLNE.

UWAGA

Dodatek ten zawiera obejmuje dwa przypadki: tylko KLN 89 (VFR) oraz KLN 89B (zatwierdzone dla faz lotu IFR: przelot, faza końcowa i podejście nieprecyzyjne). W tym Dodatku znajduje się wiele miejsc w których omawiane są cechy i właściwości użytkowe, które stosują się tylko do KLN 89B i nie stosują się do KLN 89. Te części tego Dodatku, które stosują się do obu KLN 89 i KLN 89B pokazane są jako odniesione przede wszystkim do KLN 89 (B).

Urządzenie GPS KLN 89(B) montowane na tablicy przyrządów zawiera odbiornik GPS, komputer nawigacyjny, wyświetlacz katodowy i wszystkie sterowniki potrzebne do obsługi urządzenia. Znajduje się też w nim karta bazy danych włączana bezpośrednio do przedniej części urządzenia.

UWAGA

SID (Standard Instrument Departure – Standardowe Odejście Przyrządowe), STAR (Standard terminal Arrival Route – Standardowa Trasa Dolotowa) i podejście przyrządowe odnoszą się do KLN 89B.

Karta bazy danych jest pamięcią elektroniczną zawierającą informacje o lotniskach, pomocach nawigacyjnych, przecięciach dróg lotniczych, SID-ach (standardowych odejściach przyrządowych), STAR-ach (standardowych trasach dolotowych), podejściach przyrządowych, specjalnych sposobach wykorzystania przestrzeni powietrznej i innych szczegółach ważnych dla pilota.

Co 28 dni Bendix/King otrzymuje od Jeppesen Sanderson nowe informacje dla bazy danych dla regionu Ameryki Północnej. Te informacje są przetwarzane i ładowane na karty bazy danych. Bendix/King udostępnia te zaktualizowane karty baz danych użytkownikom GPS KLN 89(B).

Zakładając, że system GPS KLN 89(B) otrzymuje sygnały wystarczające do jego działania, wykazano, że system może spełnić i wykazał spełnienie wymagań dotyczących dokładności dla:

ROZDZIAŁ 1. INFORMACJE OGÓLNE. (Ciąg dalszy)

VFR/IFR dla lotów oceanicznych i w rejonach odległych, na trasach krajowych, w końcowej fazie lotu i podczas podejścia przyrządowego (GPS, VOR, VOR-DME, TACAN, NDB, NDB-DME, RNAV), podczas działania wewnątrz systemu przestrzeni powietrznej USA, w przestrzeni powietrznej Północnego Atlantyku spełnienie Minimalnych Wymagań Działania Układów Nawigacyjnych (MNPS) i w szerokościach geograficznych ograniczonych przez 70°N i 60°S, używając układu odniesienia WGS 44 błąd powinno być 84(lub NAD 83) zgodnie z kryteriami AC20-138, AC 91-49 i AC 120-33. Dane nawigacyjne oparte są na wykorzystaniu tylko globalnego układu pozycyjnego GPS obsługiwanego przez USA.

UWAGA

Samoloty korzystające z GPS podczas działania w warunkach IFR w lotach oceanicznych mogą wykorzystywać KLN 89B dla zastąpienia tylko jednego z innych zatwierdzonych urządzeń nawigacji dalekiego zasięgu. Pojedynczy odbiornik GPS KLN 89B może być także wykorzystywany na krótkich trasach oceanicznych, które wymagają tylko jednego urządzenia nawigacji dalekiego zasięgu.

UWAGA

Zatwierdzenie urządzenia KLN 89(B) przez FAA niekoniecznie oznacza jego zatwierdzenie do użytkowania w obcej przestrzeni powietrznej.

ROZDZIAŁ 2. OGRANICZENIA

- A. Instrukcja Obsługi dla Pilota odbiornika GPS KLN 89 (B) P/N 006-08786-000, datowana maj 1995 (lub późniejsza dozwolona wersja) musi być dostępna dla załogi samolotu w sposób natychmiastowy, kiedykolwiek tylko przewiduje się prowadzenie nawigacji przy wykorzystaniu systemu. Stan Sprawdzenia Działania (ORS – Operational Revision Status) Instrukcji Pilota musi odpowiadać poziomowi ORS podanemu na stronie samosprawdzenia.
- B. Prowadzenie nawigacji w warunkach IFR jest ograniczone jak następuje (tylko KLN 89B):
1. Układ musi być przystosowany do poziomu OPS równego 01 lub zgodnego z późniejszymi zmianami FAA.
 2. Dane na stronie samosprawdzenia muszą być zweryfikowane przed ich wykorzystaniem.
 3. Zabroniona jest nawigacja IFR przelotowa i w końcowej fazie lotu, jeżeli pilot nie zweryfikuje aktualności bazy danych lub dokładności każdego punktu trasowego przez odniesienie do zatwierdzonych danych bieżących.
 4. Podejścia przyrządowe muszą być wykonywane zgodnie z zatwierdzonymi procedurami podejścia przyrządowego, które są dostępne w bazie danych KLN 89B. Baza danych KLN 89B musi obejmować bieżący uaktualniony okres.
 - (a) Instrukcja Szybkiego Dostępu KLN89 B, P/N 006-08787-0000 datowana 5/95 (lub późniejsza dozwolona wersja) musi być dostępna w sposób natychmiastowy dla załogi samolotu podczas wykonywania podejścia przyrządowego.
 - (b) Podejście przyrządowe musi być wykonywane w trybie pracy podejście i RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring - autonomiczne sprawdzenie poprawności działania odbiornika) musi być możliwe na pozycji końcowej podejścia.
 - (c) Na pozycji końcowej podejścia musi być wskazywany tryb APR ACTV.
 - (d) Nie jest dozwolone wykonywanie podejść ILS, LOC, LOC-BC, LDA, SDF i MLS.
 - (e) Gdy obowiązujące przepisy wykonywania lotu wymagają lotniska zapasowego, przy podejściu musi ono być obsługiwane przez inne urządzenia nawigacyjne niż GPS i Loran-C.
 - (f) KLN 89B może być wykorzystywany dla prowadzenia samolotu podczas podejścia tylko wtedy, gdy układem współrzędnych odniesienia dla podejścia przyrządowego jest WGS-84 lub NAD-83. (Wszystkie podejścia w bazie danych KLN 89(B) korzystają z układów odniesienia WGS-84 lub NAD-83).
 5. Samolot musi mieć zainstalowane i działające także inne zatwierdzone urządzenia nawigacyjne właściwe dla trasy lotu.

ROZDZIAŁ 3. PROCEDURY AWARYJNE. PROCEDURY NIESTANDARDOWE.

- A. Jeżeli nie jest dostępna informacja z odbiornika GPS KLN 89B lub jest ona nieważna, należy korzystać z pozostałego wyposażenia nawigacyjnego tak, jak jest to niezbędne.
- B. Jeżeli podczas wykonywania podejścia przyrządowego jest wyświetlana informacja „RAIM NOT AVAILABLE”, należy zaniechać podejścia. Wykonać manewr nieudanego podejścia, jeżeli jest to konieczne.
- C. Jeżeli informacja „RAIM NOT AVAILABLE” jest wyświetlana podczas lotu na trasie lub w końcowej fazie lotu, należy kontynuować prowadzenie nawigacji korzystając z KLN 89B lub przestawić się na inne urządzenia nawigacyjne odpowiednie dla trasy i fazy lotu. Jeżeli korzysta się z układu nawigacji GPS, należy sprawdzać pozycję co każde 15 minut, korzystając z innych zatwierdzonych dla IFR urządzeń nawigacyjnych.
- D. Dla odpowiednich działań pilota, które mają być wykonywane w odpowiedzi na wyświetlane wiadomości należy skorzystać z Instrukcji Pilota KLN 89 (B), Dodatki B i C.

ROZDZIAŁ 4. PROCEDURY NORMALNE**OSTRZEŻENIE**

Zaznajomienie się z obsługą KLN 89 (B) w warunkach przelotowych nie daje biegłości w obsłudze podczas podejścia. Nie należy próbować wykonywać podejścia w IMC przed uzyskaniem biegłości w obsłudze KLN 89B.

A. OBSŁUGA

Procedury normalnej obsługi są podane w Instrukcji Obsługi dla Pilota odbiornika GPS KLN 89 (B) P/N 006-08786-000, datowanej maj 1995 (lub późniejsza dozwolona wersja). Instrukcja Szybkiego Dostępu KLN89B, P/N 006-08787-0000 datowana 5/95 (lub późniejsza dozwolona wersja) zawierająca kolejność działań podczas podejścia, wskazówki dotyczące obsługi i odpowiadające im informacje nawigacyjne jest przewidziana do stosowania w kabinie przez pilota zaznajomionego z KLN 89B, podczas wykonywania podejścia przyrządowego.

B. WSKAŹNIKI/PRZELĄCZNIKI I STEROWNIKI UKŁADU

1. Wskaźnik przełącznika przestawiania HSI NAV (NAV/GPS) – Może być stosowany do wyboru danych prezentowanych na HSI pilota - albo dane odbiornika nawigacyjnego numer jeden albo dane GPS z KLN 89 B. Przedstawienie HSI jest także wymagane dla sprzężenia z autopilotem. Wskaźnik NAV jest zielony, wskaźnik GPS jest niebieski.

PROCEDURY NORMALNE

2. Wskaźnik **MSG** wiadomość – Będzie migał, aby zwrócić uwagę pilota w sytuacji, która takiej uwagi wymaga. Wcisnąć przycisk MSG na KLN 89 B GPS aby zobaczyć wiadomość. (Dodatek B do Instrukcji Obsługi dla Pilota zawiera listę wszystkich wiadomości na stronie wiadomości i ich znaczeń). Wskaźnik **MSG** jest bursztynowy.
3. Wskaźnik punktu trasowego (**WPT**) – Przed osiągnięciem punktu trasowego aktywnego planu lotu, odbiornik KLN 89 B GPS zapewni nawigację wzdłuż odcinka zakrzywionego, aby powodując łagodne przejście między dwoma przylegającymi odcinkami planu lotu. Ta cecha nazywa się przewidywaniem zakrętu. Około 20 sekund przed rozpoczęciem przewidywania zakrętu, wskaźnik **WPT** rozpocznie migać, ustalając świecenie po zainicjowaniu zakrętu i gasnąc po zakończeniu zakrętu. Wskaźnik **WPT** jest pomarańczowy.

OSTRZEŻENIE

Przewidywanie zakrętu wyłącza się automatycznie dla punktów trasowych FAF (Final Approach Fix – ostatniej pozycji przed podejściem) i tych pozycji, które występują w SID-ach (standardowych odejściach przyrządowych) i STAR-ach (standardowych trasach dolotowych) nad którymi przelot jest wymagany. Dla punktów trasowych dzielonych między SID/STAR i zawartych w segmentach trasy przelotowej (wymagających przelotu nad w SID/STAR) niezbędny jest właściwy wybór wyświetlanej strony punktów trasowych aby zapewnić odpowiednie zachowanie trasy w SID/STAR.

4. Pokrętło sterowania HSI (1) – Zapewnia analogowe wprowadzanie kursu do KLN 89 (B) w trybie **OBS**, gdy wskaźnik / przełącznik NAV/GPS jest nastawiony na **GPS**. Gdy przełącznik / wskaźnik NAV/GPS jest nastawiony na **NAV**, wybór kursu w trybie **OBS** odbywa się cyfrowo przy wykorzystaniu sterowników i wyświetlaczy na KLN 89 (B). Pokrętło sterowania kursu HSI musi także być ustawione tak, aby dostarczać do autopilota właściwego kursu odniesienia, gdy jest on sprzężony z KLN 89 (B) w trybie LEG lub OBS.

UWAGA

Ręczne centrowanie kursu HSI w trybie OBS pokrętłem sterowania może być trudne, szczególnie na długich dystansach. Centrowanie kreski dbar można uzyskać najskuteczniej wciskając (tu rysunek klawisza) i następnie ustawienie ręczne wskaźnika HSI na wartość kursu określoną przez informację wyświetlaną na KLN 89 (B).

PROCEDURY NORMALNE

5. Podejście GPS (**GPS APR ARM/ACTV**) wskaźnik / przełącznik (tylko KLN 89B) używany do (a) ręcznego wyboru lub wyłączenia trybu podejścia **ARM** (lub wyłączenia trybu podejścia **ACTV**) i do (b) informowania o stadium operacji podejścia zarówno włączony (**ARM**) jak też aktywny (**ACTV**). Kolejne wciskanie przycisków, w trybie **ACTV** najpierw spowoduje włączenie trybu **ARM** podejścia a następnie wyłączenie uruchomienia podejścia. Następne wciśnięcia przycisków spowodują cykliczne przechodzenia między stanem włączony (jeżeli podejście jest w planie lotu) i wyłączenie trybu podejścia. Tryb **ACTV** podejścia nie może być wybrany ręcznie. Wskaźniki **GPS APR** i **ARM** są białe. Wskaźnik **ACTV** jest zielony.
6. Włącznik prezentacji **RMI NAV** – Może być używany do wyboru danych prezentowanych na **RMI**; albo dane **NAV 1** z odbiornika nawigacyjnego numer jeden, albo dane **NAV 2** z odbiornika nawigacyjnego numer dwa lub dane z **GPS** z KLN 89 (B) **GPS**.

A. WYŚWIETLACZ PILOTA

Informacja o sterowaniu lewo/prawo prezentowana jest na **HSI** pilota jako funkcja położenia przełącznika **NAV/GPS**.

B. DZIAŁANIE SPRZĘŻONEGO AUTOPILOTA

Odbiornik KLN 89 (B) może być sprzężony z autopilotem przez wybranie najpierw przełącznikiem **NAV/GPS** trybu **GPS**. Wymagane jest wybranie ręczne wymaganego kursu na kresce kursowej **HSI** pilota, aby zapewnić kurs odniesienia dla autopilota (mogą być potrzebne częste ręczne zmiany wskaźnika kursu, tak jak w przypadku lotu po łuku **DME**). Przy wykonywaniu podejścia ze sprzężeniem **GPS**, należy stosować tryb podejścia (**APR**) autopilota.

UWAGA

Należy wybrać tryb **HDG** dla przechwycenia łuku **DME**. Przechwycenie łuku **DME** przy sprzężeniu w trybie **NAV** lub **APR** może wywołać nadmierne przesterowania (wzmocnione przez duże prędkość względem ziemi i/lub przechwycenia ze strony wewnętrznej łuku).

PROCEDURY NORMALNE

E. SYGNAŁY DŹWIĘKOWE OSTRZEŻENIA WYSOKOŚCI

- 1000 stóp przed osiągnięciem wybranej wysokości – trzy krótkie dźwięki.
- Po osiągnięciu wybranej wysokości – dwa krótkie dźwięki.
- Odejście w górę lub w dół wybranej wysokości na więcej niż wysokość ostrzegawcza – cztery krótkie dźwięki.

F. KOLEJNOŚĆ TRYBÓW PRACY PRZY PODEJŚCIU I PRZEWIDYWANIE RAIM (tylko KLN 89B)

UWAGA

Ostrzeżenie o specjalnym wykorzystaniu przestrzeni powietrznej zostanie automatycznie wyłączone przed wykonaniem podejścia przyrządowego, aby zredukować potencjalne zagęszczenie informacji.

1. Przed przybyciem wybrać STAR, jeżeli występuje ze strony **APT**. Wybrać podejście i początkowy punkt podejścia (IAF) ze strony **APT 8**.

UWAGI

- Pokrętle zewnętrzne wybrać stronę **ACT** (punkty trasowe aktywnego planu lotu). Wyciągnąć pokrętło wewnętrzne na zewnątrz i przewinąć do lotniska przeznaczenia, następnie wcisnąć pokrętło wewnętrzne do środka i wybrać stronę **ACT 7** lub **ACT 8**.
 - Aby pominąć lub skasować SID, STAR lub podejście, wybrać stronę **FPL 0**. Umieścić kursor na nazwie procedury, wcisnąć **ENT** aby ją zmienić, lub **CTR** a następnie **ENT**, aby ją skasować.
2. Na trasie sprawdzić dostępność funkcji RAIM na lotnisku przeznaczenia na stronie **OTH 3**.

UWAGA

Aby wykonać podejście przyrządowe na lotnisku przeznaczenia musi być dostępne RAIM. Należy być przygotowanym na przerwanie podejścia, jeżeli nastąpi utrata RAIM.

PROCEDURY NORMALNE

3. W odległości 30 mil od lotniska

- Sprawdzić, czy automatyczny wskaźnik APR wskazuje **ARM**.
- Sprawdzić, czy nastąpiła automatyczna zmiana dbar z ± 5.0 nm na ± 1.0 nm w ciągu następnych 30 sekund.
- Zaktualizować wysokościomierz KLN 89B na właściwe wskazania wysokości barometrycznej.
- Wewnętrznie KLN 89B przestawi się z monitorowania poprawności działania trybu trasowego na końcowy.

4. Wybrać stronę **NAV 4**, aby wykonać procedurę podejścia

- Jeżeli otrzymywane są wskazania radarowe albo trzeba wykonać procedurę zakrętu lub odejścia na drugi krąg, należy wykonywać lot w trybie **OBS** do momentu znalezienia się po wewnętrznej stronie FAF (ostatniej pozycji podejścia).

UWAGA

Nawigacja w trybie OBS jest typu DO-OD (tak jak VOR) bez rozróżniania kolejności punktów trasowych.

- Trasy **NoPT** włączając łuki DME są wykonywane w trybie **LEG**. Tryb LEG jest obowiązkowy od FAF do trybu **MAP**.

UWAGA

Należy wybrać tryb HDG dla przechwycenia łuków DME. Przechwycenie łuku DME przy sprzężeniu w trybie NAV lub APR może wywołać nadmierne przesterowania (wzmocnione przez duże prędkość względem ziemi i/lub przechwycenia ze strony wewnętrznej łuku).

OSTRZEŻENIE

Przy podejściu z dwoma działającymi układami VORTAC i GPS (overlay approach) od ostatniego lotniskowego VORTAC-a; należy pamiętać, że przy końcowym podejściu odległość DME zwiększa się a odległość GPS do punktu trasowego zmniejsza się i nie odpowiadają liczbom w tablicy podejścia.

5. Na 2 mile wewnątrz od FAF:

- Wybrać FAF jako aktywny punkt trasowy, jeżeli do tej chwili nie zostało to zrobione
- Wybrać działanie w trybie LEG.

PROCEDURY NORMALNE

6. Zbliżając się do FAF od środka (wewnątrz 2 mil)
 - a. Sprawdzić tryb APR ACTV
 - b. Sprawdzić, czy nastąpiła automatyczna zmiana dbar z ± 1.0 nm na ± 0.3 nm wewnątrz odległości 2 mil od FAF.
 - c. Wewnętrznie KLN 89B przestawi się z monitorowania poprawności działania trybu końcowego na podejściowy.
7. Podczas przekraczania FAF i gdy tryb APR ACTV nie jest wskazywany:
 - a. Nie schodzić w dół.
 - b. Wykonać nieudane podejście
8. Nieudane podejście
 - a. Wykonać wznoszenie
 - b. Nawigować według trybu MAP (w APR ARM, jeżeli APR ACTV nie jest dostępny)

UWAGA

W trybie **MAP** nie ma automatycznego przestawiania **LEG**.

- c. Po wykonaniu wznoszenia zgodnie z publikowaną procedurą nieudanego podejścia, wcisnąć (tu symbol przycisku) sprawdzić lub zmienić wymaganą pozycję holdingu i wcisnąć **ENT**.

UWAGI OGÓLNE

- Przy podejściu w trybie przyrządowym baza danych musi być aktualna.
- Tylko jedno podejście może być w planie lotu w danym czasie.
- Jeżeli lotnisko przeznaczenia jest aktywnym punktem trasowym, w momencie wyboru podejścia przyrządowego, aktywny punkt trasowy przesunie się automatycznie do wybranego IAF.
- Zalecane jest sprawdzanie w czasie lotu na trasie wskazań RAIM dla planowanego podejścia korzystając ze strony **OTH 3**. Samosprawdzenie następuje automatycznie wewnątrz 2 mil do FAF. Bez RAIM zabroniony jest tryb APR ACTV.
- W procedurach podejścia zawartych w bazie danych dane nie mogą być zmienione, dodane lub wykasowane. (Punkty przechwycenia łuku DME mogą być przemieszczane wzdłuż łuku na stronach NAV 4 i FLP 0).
- Niektóre punkty trasowe podejścia nie pojawiają się na tablicach podejść (dotyczy to także FAF w niektórych chwilach).

PROCEDURY NORMALNE

- Przyrostki punktów trasowych w planie lotu
 - i – IAF
 - f- FAF
 - m – MAP
 - h – pozycja holdingu po nieudanym podejściu
- Pierwszy punkt przechwycenia łuku DME (punkt trasowy przechwycenia łuku będzie:
 - a) występował na obecnej pozycji na radialu od łuku VOR, gdy do planu lotu wczytana zostanie IAF (Initial Approach Fix - Pierwsza pozycja podejścia) lub
 - b) początkiem łuku, jeżeli znajduje się w danej chwili na radialu poza ograniczeniem łuku. Aby dopasować zgodność punktu przechwycenia łuku do aktualnego wektora radialu, należy przeglądając obszar przywołać punkt trasowy IAF łuku na stronie **NAV 4** lub na stronie **FPL 0** kursorem, wciskając **CLR** a następnie **ENT**. Wykonywać lot wzdłuż łuku w trybie **LEG**, uzgodnić wskaźnik kursu **HSI** lub **CDI** między kursem odniesienia i wymaganym torem lotu na stronie **NAV 4** (będzie on migać dla przypomnienia). Informacja dbar lewo/prawo jest podawana względem łuku. Wyświetlana odległość nie jest mierzona wzdłuż łuku ale bezpośrednio do aktywnego punktu trasowego. (Radial **ARC** także jest wyświetlany w lewym dolnym rogu strony **NAV 4**).
- Identyfikator IAF na łuku DME może odbiegać od znanych oznaczeń. Na przykład: D098G, gdzie 098 oznacza radial 98⁰ od VOR odniesienia, a G jako siódma litera alfabetu oznacza 7 łuk DME.

PROCEDURY NORMALNE

- Automatycznie zapewnione jest przejście APR **ARM** do APR **ACTV**.
 - a. Znajdujesz się w APR **ARM** (zazwyczaj automatycznie).
 - b. Znajdujesz się w trybie **LEG** !
 - c. **FAF** jest aktywnym punktem trasowym !
 - d. Wewnątrz 2 mil od FAF
 - e. Na zewnątrz FAF.
 - f. Wewnątrz do FAF.
 - g. RAIM jest dostępne.
- Operacja Bezpośrednio –Do między FAF i MAP kasuje APR **ACTV**. Wykonać nieudane podejście w trybie APR **ARM**.
- Zazwyczaj nawigacja ze znacznikami wewnątrz FAF może być przywrócona (nie jest to gwarantowane) przez wciśnięcie przycisku GPS APR przedstawiającego z **ACTV** na **ARM**. Wykonać nieudane podejście.
- Podejście przyrządowe przy wykorzystaniu KLN 89 (B) może być w zasadzie automatyczne poczynając od 30 mil na zewnątrz (z ręczną aktualizacją ustawienia barometrycznego) lub może wymagać starannego wyboru trybów OBS lub LEG.
- Tryb APR **ARM** może być skasowany w dowolnym czasie przez wciśnięcie przycisku GPS APR. (kolejne wciśnięcie spowoduje ponowny wybór).

ROZDZIAŁ 5. OSIĄGI

Bez zmian

ROZDZIAŁ 6. CIĘŻAR I WYWAŻENIE.

Montowane fabrycznie wyposażenie dodatkowe jest włączone w dane dotyczące dopuszczalnego ciężaru i wyważenia w Rozdziale 6 Podstawowej Instrukcji Eksploatacji dla Pilota.

INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA SAMOLOTU
ORAZ
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE ZATWIERDZONA PRZEZ FAA

UZUPEŁNIENIE NR 5
DLA
BENDIX/KING KX 155A UKŁADU NAV/COM

Uzupełnienie musi być dołączone do Instrukcji Użytkowania Samolotu i Instrukcji Użytkowania w Locie, kiedy układ nav/com Bendix/King KX 155A jest zamontowany w samolocie zgodnie ze Schematami Piper Drawing. Informacje zawarte w niniejszym uzupełnieniu powinny być włączone do Instrukcji Użytkowania Samolotu i Instrukcji Użytkowania w Locie zatwierdzonej przez FAA jedynie w tym miejscu. Ograniczenia eksploatacyjne, procedury oraz informacje na temat osiągnięć, które nie są zawarte w uzupełnieniu, znajdują się w Instrukcji Użytkowania Samolotu i Instrukcji Użytkowania w Locie zatwierdzonej przez FAA.

ZATWIERDZONE PRZEZ FAA: _____
PETER E. PECK
D.O.A. NO.SO-1
NEW PIPER AIRCRAFT, INC.
VERO BEACH, FLORYDA

ZATWIERDZONO DNIA: 3 KWIETNIA 1997

ROZDZIAŁ 1 - INFORMACJE OGÓLNE

Niniejszy dodatek zawiera informacje potrzebne dla użytkownika samolotu, gdy opcjonalnie zainstalowany jest system komunikacyjno / nawigacyjny Bendix/King KX 155A zgodnie z zatwierdzonymi przez FAA danymi samolotu Piper.

ROZDZIAŁ 2 - OGRANICZENIA

Bez zmian.

ROZDZIAŁ 3 - PROCEDURY AWARYJNE

Bez zmian.

ROZDZIAŁ 4 - PROCEDURY NORMALNE

ODBIORNIK KOMUNIKACYJNY

- (a) Obróć pokrętkę siły głosu (VOL) od położenia WYŁĄCZONY (OFF) zgodnie z ruchem wskazówek zegara.
- (b) Wyciągnij pokrętkę siły głosu VOL na zewnątrz i dopasuj poziom słyszalności.
- (c) Wciśnij w poprzednie położenie pokrętkę siły głosu VOL, aby uruchomić automatyczne tłumienie szumów.
- (d) Wybierz na wyświetlaczu oczekiwania pożądaną częstotliwość pracy przez przekraczanie pokrętką wyboru częstotliwości zgodnie lub przeciwnie do ruchu wskazówek zegara.
- (e) Wciśnij przycisk przekazania częstotliwości transmisji z wyświetlania oczekiwania do aktywnego.

ODBIORNIK NAWIGACYJNY

- (a) Prawa część wyświetlacza jest przeznaczona na informacje odbiornika nawigacyjnego NAV. Podział kanałów częstotliwości podobny jest do odbiornika komunikacyjnego COMM w czasie pracy w trybie częstotliwości. Pokrętła zwiększania / zmniejszania częstotliwości NAV położone są z prawej strony przedniego panelu.

ROZDZIAŁ 5 - OSIĄGI

Bez zmian

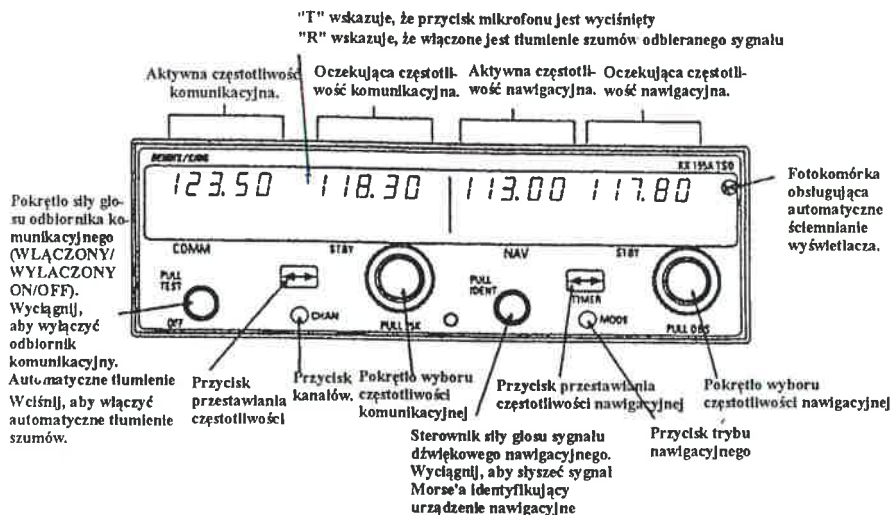
ROZDZIAŁ 6 - CIĘŻAR I RÓWNOWAGA

Patrz Rozdział 6 podstawowej Instrukcji Operacyjnej Pilota.

ROZDZIAŁ 7 - OPIS I UŻYTKOWANIE

INFORMACJE OGÓLNE

Wszystkie sterowniki potrzebne do obsługi KX 155A/165 A znajdują się na paneli przedniej jednostki (patrz Rys3-1)



RYSUNEK 3-1.
FUNKCJE STEROWNIKÓW KX 155A

ODBIORNIK KOMUNIKACYJNY

Obróć pokrętko siły głosu (VOL) od położenia WYŁĄCZONY (OFF) zgodnie z ruchem wskazówek zegara. Wyciągnij pokrętko siły głosu VOL na zewnątrz i dopasuj poziom słyszalności. Wciśnij w poprzednie położenie pokrętko siły głosu VOL, aby uruchomić automatyczne tłumienie szumów.

Lewa część wyświetlacza cyfrowego jest przeznaczona dla częstotliwości komunikacyjnych aktywnej i oczekującej z literami pomiędzy nimi wskazującymi tryb działania: literą "T" wskazującą NADAWANIE (TRANSMIT) lub literą "R" wskazującą ODBIÓR (RECEIVE)

Wybierz na wyświetlaczu oczekiwania pożądaną częstotliwość pracy przez przekręcanie pokręteł wyboru częstotliwości zgodnie lub przeciwnie do ruchu wskazówek zegara. Obrót zgodnie z ruchem wskazówek zegara zwiększy poprzednią częstotliwość, a obrót przeciwnie do ruchu wskazówek zegara zmniejszy poprzednią częstotliwość.

ODBIORNIK KOMUNIKACYJNY (cd)

Pokrętko zewnętrzne służy do zmiany zakresu częstotliwości MHz wyświetlacza oczekiwania. Na każdym z brzegów zakresu (118 lub 136 MHz) następna zmiana o 1 MHz przesunie częstotliwość do drugiego brzegu zakresu. Pokrętko wewnętrzne służy do zmiany części kHz częstotliwości wyświetlacza oczekiwania. Zmiany częstotliwości następują w krokach 50 kHz, gdy pokrętko jest wciśnięte i w krokach 25 kHz, gdy pokrętko jest wyciągnięte. Dla wariantu z przedziałem 8.33 kHz, kanały mają odstęp 25 kHz, gdy pokrętko jest wciśnięte i 8.33 kHz, gdy pokrętko jest wyciągnięte na zewnątrz (obie częstotliwości 8.33 i 25 kHz są w zakresach kanałów, gdy pokrętko jest wyciągnięte). Także w częściach kHz wyświetlacza oczekiwania zastosowano przestawianie częstotliwości do drugiego brzegu zakresu przy zwiększaniu lub zmniejszaniu częstotliwości.

Aby dostroić odbiornik do wymaganej częstotliwości działania, należy wprowadzić na wyświetlacz oczekiwania wymaganą częstotliwość działania, a następnie należy wcisnąć przycisk przestawiania częstotliwości. W wyniku tego częstotliwości oczekiwania i aktywna zostaną zamienione miejscami. Częstotliwość działania może także być wprowadzona przez uruchomienie trybu aktywnego wprowadzania (ACTIVE ENTRY) (strojenie bezpośrednie), co uzyskuje się wciskając i przytrzymując przez 2 lub więcej sekund przycisk przestawiania częstotliwości komunikacyjnej (COMM TRANSFER). W trybie strojenia bezpośredniego widoczna jest tylko aktywna część wyświetlacza. Wymagana częstotliwość może być wprowadzona bezpośrednio na wyświetlacz. Należy ponownie wcisnąć przycisk przestawiania częstotliwości komunikacyjnej (COMM TRANSFER), aby powrócić do konfiguracji wyświetlacza: aktywny / oczekujący.

Urządzenie zawsze jest dostrojone do częstotliwości pojawiającej się na wyświetlaczu AKTYWNYM. Można, więc mieć dwie częstotliwości zachowane w wyświetlaczach AKTYWNYM i OCZEKIWANIA i przełączać się między nimi tylko przez przyciśnięcie przycisku przełączania częstotliwości.

Podczas pracy w trybie nadawania, między wyświetlaczami AKTYWNYM i OCZEKIWANIA pojawi się litera "T", jeżeli sygnał jest silny na tyle, aby przewyższyć bramkę tłumienia, wskazując, że urządzenie działa w trybie odbioru.

Po wyłączeniu zasilania urządzenia częstotliwości AKTYWNA i OCZEKIWANIA nadajnika komunikacyjnego są pamiętane w pamięci trwalej. Gdy urządzenie zostanie włączone ponownie, okna częstotliwości komunikacyjnych AKTYWNEJ i OCZEKUJĄCEJ wyświetlą te same częstotliwości AKTYWNA i OCZEKUJĄCA, jakie były wyświetlane przed wyłączeniem zasilania.

Urządzenie KX 155A ma także możliwość programowania 32 kanałów. Wciśnięcie przycisku CHAN przez dwie lub więcej sekund spowoduje przestawienie urządzenia w tryb działania programowanie kanałów, obok numeru kanału wyświetlone zostaną litery "PG" i numer kanału zacznie migać wskazując, że może on być zaprogramowany. Wymagany kanał może być wybrany przez obrót pokrętkiem przestawiania częstotliwości w kHz. Częstotliwość kanału może być wprowadzona przez wciśnięcie przycisku przestawiania kanałów COMM TRANSFER, co spowoduje miganie częstotliwości oczekującej. Wybraną częstotliwość można wtedy wprowadzić pokrętkami częstotliwości komunikacyjnych. Jeżeli zamiast częstotliwości wprowadzone zostaną kreski (wyświetlane, gdy zewnętrzne pokrętło obracane jest między 136 MHz i 118 MHz), w trybie wyboru częstotliwości odpowiadający im kanał jest pomijany. Dodatkowe kanały mogą być zaprogramowane przez wciśnięcie przycisku przestawiania częstotliwości komunikacyjnej COMM TRANSFER i wykonanie takiej samej procedury. Aby wyjść z trybu programowania i zachować informacje o kanale, należy na chwilę wcisnąć przycisk CHAN. Spowoduje to powrót jednostki do poprzedniego trybu wprowadzania częstotliwości. Urządzenie wyjdzie także z trybu programowania kanałów, jeżeli przez 20 sekund nie są używane pokrętła lub przyciski.

Tryb wyboru kanału może być następnie uruchomiony przez chwilowe wciśnięcie przycisku CHAN. Obok numeru ostatnio wykorzystywanego kanału wyświetlone zostaną litery "CH". Do wyboru wymaganego kanału mogą być używane pokrętła częstotliwości komunikacyjnej. Jednostka samodzielnie powróci do ostatniego trybu pracy, jeżeli żaden kanał nie zostanie wybrany przez 2 sekundy po uruchomieniu trybu wyboru kanału.

Jednostka jest przestawiana do trybu nadawania przez wciśnięcie przycisku MIC KEY. Jednostka jest wyposażona w funkcję sygnalizacji uszkodzenia przycisku mikrofonu. Jeżeli przycisk mikrofonu jest wciskany nieprzerwanie przez dłużej niż 33 sekundy, nadajnik przestaje nadawać i zaczyna migać aktywna częstotliwość komunikacyjna ostrzegając pilota o zablokowaniu mikrofonu.

ODBIORNIK NAWIGACYJNY

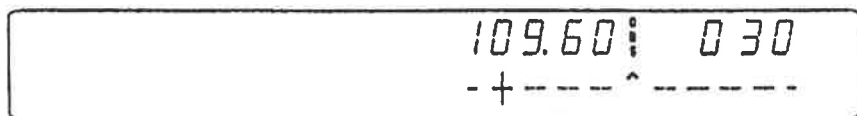
Prawa strona wyświetlacza zawiera informacje odbiornika nawigacyjnego. Wybór częstotliwości kanałów jest podobny do odbiornika komunikacyjnego w trybie częstotliwości (Rys.3-1). Pokrętła zwiększania / zmniejszania częstotliwości nawigacyjnej znajdują się z prawej strony paneli przedniej. Pokrętło zewnętrzne zmienia częstotliwość w odstępach 1 MHz i zwiększa/zmniejsza wyświetlaną częstotliwość oczekiwania.

ODBIORNIK NAWIGACYJNY (CD)

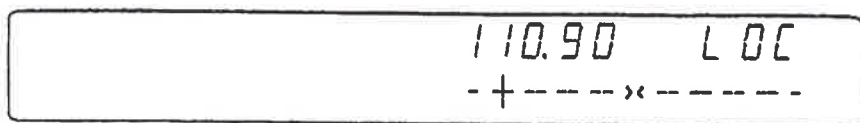
Pokrętło wewnętrzne działa w odstępach 50 kHz. Dolna i górna granica częstotliwości odbiornika nawigacyjnego to 108.00 MHz i 117.95 MHz. Przekroczenie górnego ograniczenia zakresu częstotliwości spowoduje automatyczny powrót do ograniczenia dolnego i odwrotnie.

Wciśnięcie przycisku przestawiania częstotliwości nawigacyjnej przez dwie lub więcej sekund spowoduje przestawienie wyświetlacza do trybu AKTYWNEGO wprowadzania częstotliwości. Wyświetlana będzie tylko częstotliwość AKTYWNA i może być ona bezpośrednio zmieniana pokrętkami zwiększania / zmniejszania częstotliwości nawigacyjnej. Wyświetlacz powróci do trybu AKTYWNA / OCZEKUJĄCA, gdy zostanie wciśnięty przycisk przestawiania częstotliwości nawigacyjnej.

Wyciśnięcie przycisku trybu pracy spowoduje przestawienie wyświetlacza częstotliwości nawigacyjnej z formatu AKTYWNA / OCZEKUJĄCA do formatu AKTYWNA / CDI (WSKAZANIE ODCYLENIA KURSU), tak jak pokazano to na Rys.3-2. W trybie CDI (WSKAZANIE ODCHYLENIA KURSU), pokrętło zwiększania / zmniejszania częstotliwości (wciśnięte) zmienia kanały w oknie częstotliwości AKTYWNEJ i wyciśnięcie przycisku przestawiania częstotliwości spowoduje umieszczenie częstotliwości AKTYWNEJ w niewidocznej pamięci, a na wyświetlaczu AKTYWNYM zostanie wyświetlona częstotliwość OCZEKUJĄCA (znajdująca się w niewidocznej pamięci). Gdy okno częstotliwości aktywnej dostrojone jest do częstotliwości VOR, pole częstotliwości oczekiwania zastąpione jest przez trzycyfrowy wyświetlacz wyboru namiaru ogólnokierunkowego OBS (Omni Bearing Selector). Wymagany kurs OBS może być wybrany przez wyciśnięcie wewnętrznego pokrętła częstotliwości nawigacyjnej i jego obrót. Ten wyświetlacz OBS jest niezależny od jakiegokolwiek kursu OBS wybranego na zewnętrznym wskaźniku kursu lub wskaźniku sytuacji poziomej. Litery "OBS" w środku wyświetlacza nawigacyjnego zaczynają migać, gdy wewnętrzne pokrętło wyboru częstotliwości nawigacyjnej zostanie wyciągnięte. Odchylenie od kursu (CDI) wyświetlane jest w linii znajdującej się poniżej linii częstotliwość / OBS. Gdy okno AKTYWNE jest dostrojone do częstotliwości radiolatarni kierunku, pole częstotliwości oczekującej jest zastąpione przez litery "LOC" Rys.3-3. Na następnej stronie pokazany jest wygląd wyświetlacza dla różnych opcji działania.



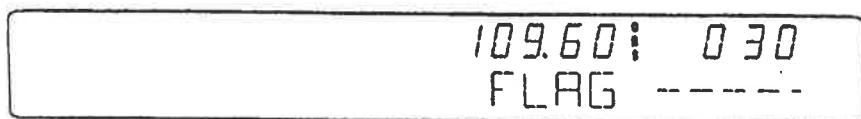
RYSUNEK 3-2.
WYŚWIELACZ NAWIGACYJNY;
AKTYWNA CZĘSTOTLIWOŚĆ VOR / FORMAT ODCHYLENIA KURSU (CDI)



RYSUNEK 3-3.

WYŚWIETLACZ NAWIGACYJNY; AKTYWNA CZĘSTOTLIWOŚĆ RADIOLATARNI
KIERUNKU / FORMAT ODCHYLENIA KURSU (CDI)

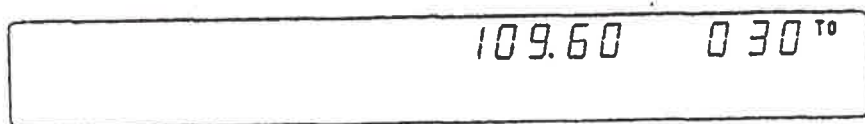
Gdy odbierany sygnał jest za słaby, aby zapewnić odpowiednią dokładność, na wyświetlaczu pojawi się słowo "FLAG". Patrz rysunek 3-4.



RYSUNEK 3-4. WYŚWIETLANIE FLAGI VOR

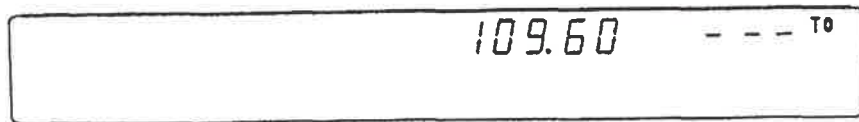
ODBIORNIK NAWIGACYJNY (CD)

Wyciśnięcie przycisku trybu pracy spowoduje przejście wyświetlacza nawigacyjnego z formatu AKTYWNA /CDI do formatu AKTYWNA / NAMIAR. W trybie NAMIAR pokrętko zwiększania / zmniejszania częstotliwości zmienia kanały w oknie częstotliwości AKTYWNEJ i wyciśnięcie przycisku przestawiania częstotliwości spowoduje umieszczenie częstotliwości AKTYWNEJ w niewidocznej pamięci, a na wyświetlaczu AKTYWNYM zostanie wyświetlona częstotliwość OCZEKUJĄCA (znajdująca się w niewidocznej pamięci). W trybie działania namiar prawe okno wyświetlacza nawigacyjnego pokazuje namiar DO stacji. Rysunek 3-5 poniżej pokazuje stronę nawigacyjną wyświetlacza w tym trybie działania.



RYSUNEK 3-5.
TRYB VOR. FUNKCJA "NAMIAR DO".

Jeżeli odbierany sygnał VOR jest za słaby lub nieważny, wyświetlacz pokazuje ostrzeżenie (flagę) i wygląda tak, jak pokazano to na Rys.3-6.



RYSUNEK 3-6.
TRYB VOR. CZĘSTOTLIWOŚĆ AKTYWNA / NAMIAR, WYŚWIELANIE
OSTRZEŻENIA (FLAGI).

Kolejne wciśnięcie przycisku trybu pracy spowoduje przestawienie wyświetlacza nawigacyjnego z formatu CZĘSTOTLIWOŚĆ AKTYWNA / NAMIAR do formatu CZĘSTOTLIWOŚĆ AKTYWNA / NAMIAR RADIOWY, tak jak pokazano to na Rysunku 3-7. W trybie pracy NAMIAR RADIOWY pokrętko zwiększania / zmniejszania częstotliwości zmienia kanały w oknie częstotliwości AKTYWNEJ i wyciśnięcie przycisku przestawiania częstotliwości spowoduje umieszczenie częstotliwości AKTYWNEJ w niewidocznej pamięci, a na wyświetlaczu AKTYWNYM zostanie wyświetlona częstotliwość OCZEKUJĄCA (znajdująca się w niewidocznej pamięci). W trybie działania namiar radiowy prawe okno wyświetlacza nawigacyjnego pokazuje namiar radiowy OD stacji. Rysunek poniżej pokazuje nawigacyjną stronę wyświetlacza w tym trybie działania.



RYSUNEK 3-7. TRYB VOR. FUNKCJA OD NAMIARU RADIOWEGO.

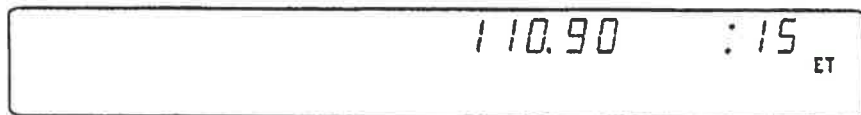
Jeżeli odbierany sygnał VOR jest za słaby lub nieważny, wyświetlacz pokazuje ostrzeżenie (flagę) i wygląda tak, jak pokazano to na Rysunku 3-8.



RYSUNEK 3-8. TRYB VOR. CZĘSTOTLIWOŚĆ AKTYWNA / NAMIAR, WYŚWIELANIE OSTRZEŻENIA (FLAGI).

ODBIORNIK NAWIGACYJNY (CD)

Kolejne wciśnięcie przycisku trybu pracy spowoduje przestawienie urządzenia do trybu pracy STOPER (TIMER), patrz Rysunek 3-9. Gdy urządzenie jest włączone, mierzony jest czas upływający od zera wzwyż. Stoper może być zatrzymany i resetowany do zera przez wciśnięcie przycisku przestawiania częstotliwości nawigacyjnej przez dwie sekundy lub dłużej, co spowoduje miganie na wyświetlaczu liter ET. W tym stanie pracy, stoper może być ustawiony jako stoper odliczający (do dołu) lub można ponownie uruchomić pomiar czasu upływającego. Dla ustawienia wymaganego czasu stoper odliczający ustawia się pokrętkami zwiększania / zmniejszania częstotliwości nawigacyjnej i następnie wciśnięciem przycisku przestawiania częstotliwości nawigacyjnej uruchamia się stoper. Pokrętkiem zewnętrznym wybierane są minuty, pokrętki wewnętrzne w położeniu włączony (in) służy do wyboru przedziałów dziesiątek sekund, a w położeniu wyłączony (out) pokrętło wewnętrzne służy do wyboru pojedynczych sekund. Gdy odliczający stoper osiągnie zero, licznik rozpocznie odliczanie do góry w czasie nieokreślonym podczas, a wskaźnik będzie migać przez 15 sekund. Stoper liczący czas upływający może także być resetowany do zera i uruchomiony ponownie, po tym jak został zatrzymany i resetowany do zera przez wciśnięcie przycisku przestawiania częstotliwości nawigacyjnej.



RYСУNEK 3-9. TRYB PRACY STOPER

Częstotliwości nawigacyjne AKTYWNA I OCZEKUJĄCA są zapisywane w pamięci, gdy wyłączane jest zasilanie i przywracane po włączeniu zasilania.

Gdy zostanie wciśnięte mniejsze pokrętło zwiększania / zmniejszania częstotliwości, wyciśnięcie przycisku przestawiania częstotliwości nawigacyjnej zamieni miejscami częstotliwość AKTYWNA i OCZEKUJĄCĄ. Pokrętło częstotliwości nawigacyjnej IDENT jest aktywne w położeniu wyciągniętym, w którym mogą być słyszalne sygnał identyfikacyjny i dźwiękowy. Gdy pokrętło to zostanie wciśnięte, sygnał identyfikacyjny jest słumiony. Przez przekręcanie tego pokrętła może być dostrojony poziom siły głosu sygnałów identyfikacyjnego i dźwiękowego.

KONFIGUROWANIE PRZEZ PILOTA

Tryb ten dostępny jest przez wciśnięcie i przytrzymanie przycisku trybu pracy części nawigacyjnej urządzenia przez dłużej niż dwie sekundy i następnie wciśnięcie przycisku przestawiania częstotliwości nawigacyjnej przez dodatkowe dwie sekundy, przy dalszym trzymaniu przycisku trybu pracy części nawigacyjnej. Gdy tryb pracy konfiguracja przez pilota zostanie uruchomiony urządzenie pokaże oznaczenie mnemotechniczne SWRV, co oznacza poziom sprawdzania oprogramowania urządzenia (unit software revision level). Strony do konfigurowania są udostępniane przez wciskanie przycisku MODE trybu pracy.

W trybie pracy konfigurowanie przez pilota, pilot może dopasować dwa parametry: minimalną jasność wyświetlacza i poziom dźwięku w tle, patrz Tablica 3-1.

Minimalna jasność (BRIM) może zawierać się w zakresie 0-255. Najciemniejsza jest 0 i najjaśniejsza jest 255.

Gdy wyświetlony jest napis SIDE dopasowuje się poziom dźwięku w tle. Mogą być wybrane wartości od 0 do 255; dla 0 jest poziom najniższy a dla 255 poziom najwyższy.

Dopasowanie	Oznaczenie mnemotechniczne	Poziom minimalny	Poziom maksymalny
Poziom sprawdzania oprogramowania urządzenia	SWRV	--	--
Minimalna jasność wyświetlacza	BRIM	0	255
Poziom dźwięku tła	SIDE	0	255

Tabela 3-1. Konfigurowanie przez pilota.

Kolejne wciskanie przycisku trybu pracy MODE przestawia urządzenie kolejno przez SWRV, BRIM, SIDE i znowu SWRV.

Chwilowe wciśnięcie przycisku przestawiania częstotliwości nawigacyjnej powoduje wyjście z trybu p[ra]cy konfigurowania przez pilota. Odbiornik nawigacyjny powraca do stanu sprzed trybu konfigurowania przez pilota z nową jasnością i poziomem dźwięku zapisanymi w niekasowalnej pamięci.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIE ZAPISANA

**INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA SAMOLOTU
ORAZ
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE ZATWIERDZONA PRZEZ FAA**

**UZUPEŁNIENIE NR 6
DLA
KING KAP 140 UKŁADU AUTOMATYCZNEGO STEROWANIA**

Uzupełnienie do Instrukcji zatwierdzone przez FAA, dotyczące obsługi układu automatycznego sterowania Bendix/King 140, jeżeli jest on zamontowany w samolocie zgodnie z STC SA00444W1-D, dostarcza producent układu. Firma Bendix/King jest odpowiedzialna za dostarczenie i wprowadzanie zmian tego uzupełnienia. Dopuszczalne jest umieszczenie uzupełnienia wydanego przez firmę Bendix/King w tym miejscu Instrukcji Obsługi Samolotu chyba, że firma Bendix/King zaleca inaczej. Informacje zawarte w uzupełnieniu firmy Bendix/King mogą stanowić uzupełnienie i supersede(?) informacji zawartych w Instrukcji Użytkowania Samolotu i Instrukcji Użytkowania w Locie zatwierdzonej przez FAA w zakresie dotyczącym działania pilota automatycznego. Ograniczenia eksploatacyjne, procedury oraz informacje na temat osiągnięć, które nie są zawarte w uzupełnieniu firmy Bendix/King, znajdują się w Instrukcji Użytkowania Samolotu i Instrukcji Użytkowania w Locie zatwierdzonej przez FAA.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIE ZAPISANA

**INSTRUKCJA OPERACYJNA PILOTA
I
ZATWIERDZONA PRZEZ FAA
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE**

**DODATEK NR 10
DLA
ODBIORNIKA KOMUNIKACYJNEGO VHF / ODBIORNIKA VOR/ILS/
ODBIORNIKA GPS GARMIN GNS 430**

Dodatek ten musi być dołączony do Instrukcji Operacyjnej Pilota i Zatwierdzonej przez FAA Instrukcji Użytkowania w Locie, jeśli odbiornik komunikacyjny VHF / odbiornik VOR/ILS/ odbiornik GPS typu Garmin GNS 430 jest włączony w listę wyposażenia. Informacje zawarte w tym dodatku zastępują lub uzupełniają informacje w podstawowej Instrukcji Operacyjnej Pilota i Zatwierdzonej przez FAA Instrukcji Użytkowania w Locie tylko w zakresie wyszczególnionym w tym miejscu. Dla tych informacji o ograniczeniach, procedurach i osiągnięciach, które nie są zawarte w tym dodatku, zobacz podstawową Instrukcję Operacyjną Pilota i Zatwierdzoną przez FAA Instrukcję Użytkowania w Locie.

**ZATWIERDZONE
PRZEZ FAA**

PETER E. PECK
D.O.A NO. SO-1
THE NEW PIPER AIRCRAFT, INC.
VERO BEACH, FLORIDA

DATA ZATWIERDZENIA: 06 LISTOPADA 1998 R

ROZDZIAŁ 1 - INFORMACJE OGÓLNE

Urządzenie GNS 430 jest przyrządem całkowicie zintegrowanym, montowanym na tablicy przyrządów, zawierającym Odbiornik Komunikacyjny VHF, Odbiornik VOR/ILS i komputer nawigacyjny Globalnego Układu Pozycyjnego (GPS). Urządzenie składa się z anteny GPS, odbiornika GPS, anteny VHF VOR/LOC/GS, odbiornika VOR/ILS, anteny częstotliwości komunikacyjnych VHF i odbiornika / nadajnika komunikacyjnego VHF. Podstawową funkcją części komunikacyjnej VHF urządzenia jest ułatwienie łączności z nadzorem ruchu lotniczego. Podstawową funkcją części urządzenia stanowiącej odbiornik VOR/ILS jest odbiór i demodulacja sygnałów VOR, radiolatarni kierunku i ścieżki schodzenia. Podstawową funkcją części GPS urządzenia jest odbiór sygnałów z satelitów GPS, uzyskanie z nich danych orbitalnych, dokonanie pomiarów odległości i przesunięcia Dopplera i przetworzenie tych informacji w czasie rzeczywistym w celu uzyskania pozycji, prędkości i czasu użytkownika.

Zakładając, że odbiornik GARMIN GNS 430 odbiera sygnały o wystarczających własnościach użytkowych, wykazano, że ma on możliwość i wykazał spełnienie wymagań dotyczących dokładności dla:

Działania w trybie VFR/IFR w czasie przelotu, końcowego i nieprecyzyjnego podejścia do lądowania według przyrządów (GPSS, Loran-C, VOR-DME, TACAN, NDB, NDB-DME, RNAV) w obszarze krajowej przestrzeni powietrznej USA zgodnie z AC 20-138.

Wymagań dotyczących minimalnych osiągnięć w przestrzeni powietrznej Północnego Atlantyku zgodnie z AC-91-49 i AC-120-33.

Nawigacja jest prowadzona w układzie odniesienia WGS-84 (NAD-83). Informacje nawigacyjne uzyskiwane są tylko w wyniku wykorzystania Globalnego Układu Pozycyjnego GPS obsługiwanego przez Stany Zjednoczone Ameryki Północnej.

ROZDZIAŁ 2 - OGRANICZENIA

- A. Instrukcja Pilota dla GARMIN GNS 430 p/n 190-00140-00, Wykaz zmian A (Rev.A) datowana na październik 1998 (lub odpowiednia wersja późniejsza) musi być w każdej chwili dostępna dla załogi, gdy prowadzona jest nawigacja przy wykorzystaniu tego urządzenia.
- B. W układzie GNS 430 musi być stosowania następująca lub późniejsza wersja zatwierdzonego przez FAA oprogramowania:

Część urządzenia	Wersja oprogramowania
Główna	2.00
GPS	2.00
Komunikacyjna	2.00
VOR/LOC	2.00
G/S	2.00

Wersja głównego oprogramowania jest wyświetlana przez 5 sekund na stronie testu własnego GNS 430 natychmiast po włączeniu urządzenia. Wersje pozostałych części oprogramowania systemu mogą być sprawdzone na stronie podrzędnej 2 w grupie AUX, "SOFTWARE/DATABASE VER".

- C. Nawigacja IFR trasowa i w terminalu oparta na odbiorniku GPS urządzenia GNS 430 jest zabroniona, jeśli pilot nie sprawdził aktualności bazy danych lub nie zweryfikował dokładności każdego wybranego punktu trasowego przez odniesienie do aktualnych zatwierdzonych danych.
- D. Podejścia przyrządowe z wykorzystaniem odbiornika GPS urządzenia GNS 430 muszą być wykonywane zgodnie z zatwierdzonymi procedurami podejścia przyrządowego, odczytanymi z bazy danych urządzenia GPS. Baza danych GPS musi zawierać informacje uaktualnione dla danego okresu.
- E. Podejścia przyrządowe z wykorzystaniem odbiornika GPS muszą być prowadzone w trybie podejścia i sprawdzanie autonomiczne poprawności działania odbiornika (Receiver Autonomous Integrity Monitoring) (RAIM) musi być dostępne dla końcowej pozycji podejścia.

ROZDZIAŁ 2 - OGRANICZENIA (CD)

2. Wykonanie podejść ILS, LOC, LOC-BC, LDA, SDF i MLS lub innego rodzaju podejścia nie zatwierdzonego dla wykonania z odbiornikiem GPS urządzenia GNS 430 nie jest dozwolone
3. Korzystanie z odbiornika VOR/ILS urządzenia GNS 430 w czasie wykonywania podejścia nie zatwierdzonego dla GPS wymaga wyświetlania danych nawigacyjnych VOR/ILS na zewnętrznym wskaźniku.
4. Gdy aktualne przepisy wykonawcze wymagają lotniska zapasowego, musi ono być obsługiwane przez inne niż GPS lub Loran-C urządzenia nawigacyjne podejścia, a samolot musi mieć działające wyposażenie zdolne do wykorzystania tego układu nawigacyjnego i wymagany układ nawigacyjny musi działać.
5. Informacja VNAV może być wykorzystywana tylko jako pomocnicza informacja nawigacyjna. Korzystanie z informacji VNAV w czasie procedur podejścia przyrządowego nie gwarantuje zabezpieczenia określenia wysokości w poszczególnych krokach schodzenia lub uzyskania w czasie podejścia potrzebnych do lądowania minimów pozycji normalnej.

E. Jeżeli nie zostało to uprzednio określone, następujące ustawienia standardowe muszą być wprowadzone w menu "SETUP 1" urządzenia GNS 430 przed jego wykorzystaniem (zobacz Instrukcję Użytkowania dla Pilota w razie potrzeby):

1. dis, spd..... Nm, kt (ustawia jednostki urządzenia nawigacyjnego w milach morskich" i "węzłach")
2. alt., vs..... ft, fpm (ustawia jednostki wysokości na "stopy" i "stopy na minutę")
3. map.datum WGS-84 (ustawia układ odniesienia mapy na WGS-84, patrz uwaga niżej)
4. posn.....deg-min (ustawia jednostki siatki nawigacyjnej na pozycji dziesiątej minuty)

UWAGA

W niektórych obszarach poza USA, mogą być stosowane inne układy odniesienia niż WGS-84 lub NAD-83. Jeżeli urządzenie GNS 430 jest zatwierdzone do użytkowania przez odpowiedni organ nadzoru, odpowiedni geodezyjny układ odniesienia musi być wprowadzony do GNS 430 przed jego stosowaniem w nawigacji.

ROZDZIAŁ 3 - PROCEDURY AWARYJNE

PROCEDURY ODMIENNE OD NORMALNYCH

- A. Jeżeli informacje z GARMIN GNS 430 są niedostępne lub nieważne, należy stosownie do potrzeb korzystać z pozostałego działającego wyposażenie nawigacyjnego.
- B. Jeśli jest wyświetlana informacja „RAIM POSITION WARNING” urządzenie pokaże informację ostrzegawczą (flagę) i nie będzie możliwe dalsze prowadzenie nawigacyjne oparte na GPS. Załoga powinna powrócić do korzystania z odbiornika VOR/ILS urządzenia GNS 430 lub innych środków nawigacyjnych innych niż odbiornik GPS urządzenia GNS 430.
- C. Jeśli informacja „RAIM IS NOT AVAILABLE” jest wyświetlana na trasie lub w końcowej fazie lotu, należy nadal prowadzić nawigację przy wykorzystaniu układu GPS lub przestawić się na wykorzystanie innych środków nawigacyjnych niż odbiornik GPS urządzenia GNS 430, odpowiednich do trasy i fazy lotu. Gdy nadal stosowana jest nawigacja GPS, pozycja musi być weryfikowana co 15 min przy wykorzystaniu odbiornika VOR/ILS urządzenia GNS 430 lub innych zatwierdzonych dla IFR układów nawigacyjnych.
- D. Jeśli informacja „RAIM IS NOT AVAILABLE” jest wyświetlana w końcowej fazie podejścia do lądowania, nawigacja oparta o GPS będzie kontynuowana przez około 5 minut z rozdzielczością CDI (wyświetlacza) (0.3 mili morskiej). Po 5 minutach lotu urządzenie wyświetli informację ostrzegawczą (flagę) i nie będzie dostarczać informacji nawigacyjnych do prowadzenia po kursie z rozdzielczością podejścia. Może być nadal dostępne prowadzenie z rozdzielczością 1 mili morskiej CDI w trakcie nieudanego podejścia dla wykonywania manewrów nieudanego podejścia.
- E. W razie niebezpieczeństwa w czasie lotu, wyciśnięcie i przytrzymanie przycisku przestawiania częstości komunikacyjnej przez dwie sekundy spowoduje wybranie częstotliwości niebezpieczeństwa 121.500 MHz w oknie częstotliwości "aktywnej"

ROZDZIAŁ 4 - PROCEDURY NORMALNE

OSTRZEŻENIE

Znajomość trasowego działania układu KLN 90B nie oznacza biegłości w operacjach podejścia. Nie należy próbować operacji podejścia w IMC przed uzyskaniem biegłości w korzystaniu ze wspomagania podejścia przez GNS 430

A. DOKŁADNE PROCEDURY DZIAŁANIA

Procedury normalnego działania podane są w Instrukcji Pilota GARMIN GNS 430, p/n 190-00140-00, Wykaz zmian A (Rev.A) datowanej październik 1998 lub w odpowiedniej wersji późniejszej.

B. WYŚWIETLACZ PILOTA

Informacje urządzenia GNS 430 będą pojawiać się na wskaźniku sytuacji poziomej HSI. Źródłem tych informacji jest albo GPS albo VLOC, tak jak jest to pokazywane na wyświetlaczu powyżej klucza CDI.

C. DZIAŁANIE Z AUTOPILOTEM / UKŁADEM ZARZĄDZANIA LOTEM

Sprzężenie sterującej informacji z urządzenia GNS 430 z autopilotem / układem zarządzania lotem można uzyskać przez włączenie autopilota / układu zarządzania lotem w trybie NAV lub APR.

Gdy autopilot / układ zarządzania lotem wykorzystuje informację o kursie dostarczaną przez urządzenie GNS 430 i kreska kursowa nie jest automatycznie przedstawiana na wymagany tor lotu, kreska kursowa HSI musi być przedstawiona ręcznie na wymagany kurs (DTK desired track) wskazany przez GNS 430. Dla dokładnej instrukcji korzystania z autopilota / układu zarządzania lotem skorzystaj z zatwierdzonego przez FAA Dodatku do instrukcji użytkowania w locie dla autopilota / układu zarządzania lotem.

ROZDZIAŁ 5 - OSIĄGI

bez zmian

ROZDZIAŁ 6 - CIĘŻAR I WYWAŻENIE

Zamontowane fabrycznie opcjonalne wyposażenie włączone jest w dane dopuszczalnego ciężaru i wyważenia w Rozdziale 6 podstawowej Instrukcji Operacyjnej Pilota.

ROZDZIAŁ 7. OPIS I UŻYTKOWANIE

Patrz Instrukcję Użytkowania dla Pilota urządzenia GNS 430 dla pełnego opisu urządzenia GNS 430.

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIE ZAPISANA

**INSTRUKCJA OPERACYJNA PILOTA
I
ZATWIERDZONA PRZEZ FAA
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA W LOCIE**

**DODATEK NR 11
DLA
UKŁADU S-TEC SYSTEM 55 DWUOSIOWEGO AUTOMATYCZNEGO
UKŁADU PROWADZENIA W LOCIE Z MONITOROWANIEM WYWAŻENIA**

(numery seryjne 3449105, 3449125 i następne)

Do korzystania z systemu autopilota S-TEC System 55, zabudowanego zgodnie z STC SA 09385AAC-D wymagany jest dodatek operacyjny zatwierdzony przez FAA. S-TEC będzie odpowiedzialna za dostarczanie i uaktualnianie dodatku operacyjnego. Dopuszcza się włączenie dodatku S-TEC w tym miejscu Instrukcji Operacyjnej Pilota, jeżeli nie jest to inaczej ustalone przez S-TEC. W odniesieniu do działania systemu autopilota S-TEC System 55 informacje zawarte w dodatku S-TEC mogą zastępować lub uzupełniać informacje w Podstawowej Instrukcji Operacyjnej Pilota i zatwierdzonej przez FAA Instrukcji Użytkowania w Locie.

Aby uzyskać informacje o ograniczeniach, procedurach i osiąгах, które nie są zamieszczone w dodatku S-TEC, należy skorzystać z podstawowej Instrukcji Operacyjnej Pilota i Zatwierdzonej przez FAA Instrukcji Użytkowania w Locie.

**ZATWIERDZONE
PRZEZ FAA**

**PETER E. PECK
D.O.A NO. SO-1
THE NEW PIPER AIRCRAFT, INC.
VERO BEACH, FLORIDA**

DATA ZATWIERDZENIA: 18 GRUDNIA 1998 R

STRONA CELOWO POZOSTAWIONA NIE ZAPISANA

**S-TEC CORPORATION
MINERAL WELLS, TEXAS 76067**

**ZATWIERDZONA PRZEZ FAA/DAS
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA LUB
DODATEK DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE
DLA
SAMOŁOTU PIPER MODEL PA-28-181**

**UKŁADU DWUOSIOWEGO AUTOMATYCZNEGO UKŁADU
PROWADZENIA W LOCIE Z MONITOROWANIEM
WYWAŻENIA S-TEC SYSTEM 55
(UKŁAD 28V)**

NUMER REJESTRACYJNY SP-FFR

NUMER SERYJNY 2843231

Niniejszy Dodatek musi być dołączony do stosowanej zatwierdzonej przez FAA Instrukcji Użytkowania w Locie z dnia 18 października 1984 roku, gdy samolot zostaje zmodyfikowanej w związku z zabudową dwuosiowego autopilota S-TEC System 55 Two Axis Autopilot Model ST-548 zabudowany zgodnie z rysunkami Maule Drawing No STC SA8402SW-D. Informacje zawarte w niniejszym dodatku uzupełniają podstawową Instrukcję. W zakresie ograniczeń, procedur oraz osiągnięć nie uwzględnionych w tym dodatku należy odwołać się do Instrukcji Użytkowania w Locie.

ROZDZIAŁ I

WSTĘP

Niniejsza Instrukcja ma zapoznać pilota z własnościami i funkcjami Dwuosiowego Autopilota System 55 i zawiera instrukcje użytkowania układu, gdy jest on zainstalowany na samolocie. Jeśli autopilot działa, samolot musi być użytkowany w zakresie podanych poniżej ograniczeń.

ZATWIERDZONE PRZEZ FAA/DAS

Walter F. Davis

**S-TEC CORPORATION
DAS 5 SW
P/N: 891752
DATA 18.06.1998**

**ZATWIERDZONA PRZEZ FAA/DAS
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA LUB
DODATEK DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE
DLA
SAMOŁOTU PIPER MODEL PA-28-181**

WYKAZ ZMIAN				
Nr zmiany	Dotyczy stron	Opis zmiany	Zatwierdzenie	Data
1.	Strona 5	Do Procedur normalnych dodano uwagę dotyczącą utrzymania pozycji poziomej.	VFD	10.05.1998

Strona 2 z 12

**S-TEC CORPORATION
' MINERAL WELLS, TEXAS 76067**

**ZATWIERDZONA PRZEZ FAA/DAS
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA LUB
DODATEK DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE
DLA
SAMOLOTU PIPER MODEL PA-28-181**

ROZDZIAŁ II

OGRANICZENIA UŻYTKOWANIA

1. Korzystanie z autopilota jest zabronione powyżej prędkości 140 KIAS.
2. Niedozwolone są manewry zaniechanego lądowania lub nieudanego podejścia z autopilotem.
3. Autopilot musi być WYŁĄCZONY w czasie startu i lądowania.
4. Ograniczenia dla klap: Wypuszczenie lub chowanie klap jest ograniczone do 10⁰, podczas działania autopilota
5. Dopuszczalne jest tylko użytkowanie w kategorii I.
6. Podczas operacji podejścia do lądowania poniżej 200 sto (60 m) nad terenu użycie autopilota jest niedozwolone.

ROZDZIAŁ III

PROCEDURY AWARYJNE

W przypadku niesprawności autopilota, lub w każdym innym przypadku, gdy autopilot nie działa tak, jak się tego oczekuje lub jak wynika to ze sterowania jego działaniem, nie należy usiłować badać przyczyny niesprawności. Natychmiast należy przejąć sterowanie samolotem przewyżając w takim stopniu, w jakim jest to niezbędne działanie autopilota i następnie odłączyć autopilota. Nie należy włączać autopilota dopóki problem nie zostanie zidentyfikowany i usunięty.

**S-TEC CORPORATION
MINERAL WELLS, TEXAS 76067**

**ZATWIERDZONA PRZEZ FAA/DAS
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA LUB
DODATEK DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE
DLA
SAMOLOTU PIPER MODEL PA-28-181**

1. Autopilot może być odłączony przez
 - a. Wyciśnięcie włącznika "AP Disconnect" (ODŁĄCZANIE AUTOPILOTA) na lewym rogu wolanta pilota, (jeżeli jest on zainstalowany).
 - b. Wyciśnięcie przełącznika ON-OFF na jednostce programowania autopilota.
 - c. Przekształcenie głównego włącznika autopilota w położenie OFF (wyłączony).
 - d. Wyciągnięcie bezpiecznika obwodu autopilota.
2. Wyważenie
 - a. W przypadku uszkodzenia kanału wyważenia samolotu, ręcznie sterować samolotem oraz nacisnąć i przytrzymać włącznik wyłączający „Trim Interupr/AP Disconnect” znajdujący się na pokrętle wyważenia.
 - b. Ustawić główny włącznik zasilania elektrycznego w pozycji WYŁĄCZONY (OFF) i wcisnąć bezpiecznik automatyczny i zwolnić przycisk autopilota.
 - c. Ponownie wyważyć samolot, Pozostawić kanał wyważający WYŁĄCZONY (OFF) aż do naprawienia.
3. Utrata wysokości podczas niesprawnego działania i naprawiania.
 - a. Poniższe wartości utraty wysokości i kąta przechylenia były obserwowane po wystąpieniu niesprawności z 3 sekundami opóźnienia naprawy:

Konfiguracja

Wznoszenie

Przelot

Zniżanie

Kąt przechylenia / Utrata wysokości

50°/-180 stóp

55°/-160 stóp

55°/-320 stóp

**S-TEC CORPORATION
MINERAL WELLS, TEXAS 76067**

**ZATWIERDZONA PRZEZ FAA/DAS
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA LUB
DODATEK DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE
DLA
SAMOLOTU PIPER MODEL PA-28-181**

Konfiguracja

Manewrowanie

Podejście do lądowania

Kąt przechylenia / Utrata wysokości

18°/-60 stóp

20°/-80 stóp

Podane powyżej dane są najgorszymi wartościami dla wszystkich modeli opisywanych w tym dokumencie.

ROZDZIAŁ IV

PROCEDURY NORMALNE

W celu zapoznania się ze szczegółowymi procedurami normalnymi oraz opisem układu, procedurami przedlotowymi i procedurami w locie należy się odwołać do Instrukcji S-TEC System 55 Pilot's Operating Handbook, oznaczonej jako P/N 8747 ze stycznia 1997 roku.

PRZESTROGA: Po zabudowaniu i podczas użycia układu S-TEC należy wyłączyć układ autopilota kierunkowego tylko przy użyciu włącznika znajdującego się na wolancie. Jakiegolwiek inne próby wyłączania (bezpiecznikiem, włącznikiem WŁĄCZONY – WYŁĄCZONY (ON-OFF) itd.) mogą doprowadzić do unieruchomienia wolantu.

UWAGA: Dla zachowania położenia bez gwałtownych reakcji, a przed to zapewnienia komfortu pasażerom, należy włączać mod zachowania położenia przy prędkościach wznoszenia 1000 stóp/min lub niższych.

**S-TEC CORPORATION
DAS 5 SW
P/N: 891752
DATA 18.06.1998**

**S-TEC CORPORATION
MINERAL WELLS, TEXAS 76067**

**ZATWIERDZONA PRZEZ FAA/DAS
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA LUB
DODATEK DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE
DLA
SAMOLOTU PIPER MODEL PA-28-181**

WŁACZNIKI UMIESZCZONE NA WOLANCIE

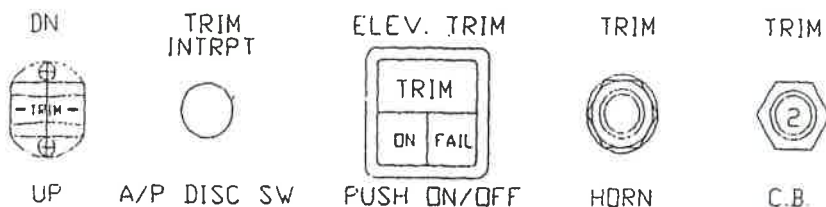
Lewy ramię wolantu będzie zazwyczaj wyposażone w następujące włączniki autopilota:

- Wyważanie elektryczne ze sterowaniem ręcznym
- Wyłączanie wyważenia/wyłączanie autopilota
- Control wheel steering

ELEKTRYCZNY UKŁAD WYWAŻANIA

Układ trymera elektrycznego S-TEC jest skonstruowany w ten sposób, aby w przypadku pracy w modzie trymera elektrycznego ze sterowaniem ręcznym był odporny na każde pojedyncze uszkodzenie typu elektrycznego lub mechanicznego bez niekontrolowanego sposobu działania. W przypadku pracy w trybie automatycznego wyważania układ został zaprojektowany tak, aby ograniczyć efekty jakiegokolwiek uszkodzenia wpływającego na wyważanie. W celu zapewnienia bezpiecznego działania takich zabezpieczeń konieczne jest przeprowadzenie przed lotem prostej próby układu. Poniżej przedstawiono krótki opis oraz procedurę próby przed lotem układu wyważającego.

UKŁAD WYWAŻAJĄCY ZE ŚLEDZENIEM



Rysunek 1

**S-TEC CORPORATION
MINERAL WELLS, TEXAS 76067**

**ZATWIERDZONA PRZEZ FAA/DAS
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA LUB
DODATEK DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE
DLA
SAMOŁOTU PIPER MODEL PA-28-181**

OPIS UKŁADU

Układ monitorowania wyważenia składa się z elementów pokazanych na Rysunku 1 i jest przeznaczony do ostrzegania pilota o utracie wyważenia lub wyważeniu w czasie lotu.

System jest aktywizowany przez wciśnięcie głównego włącznika wyważenia. Jako sprawdzenie działania we włączniku zaświeci się zielona lampka „włączony” (On), żółta lampka „wyważenie” (Trim) i czerwona lampka „awaria” (Fail) oraz na jedną sekundę zostanie uruchomiony sygnał dźwiękowy. Awaria układu wyważenia skutkuje zaświeceniem lampek „wyważenie” (Trim) i „awaria” (Fail) z ciągłym sygnałem dźwiękowym. Pilot powinien nacisnąć i przytrzymać czerwony przycisk „Przerwanie wyważenia” (Trim Interrupt) i przeprowadzić procedurę awaryjną wyszczególnioną w Rozdziale III tej Instrukcji Użytkowania w Locie.

SPRAWDZENIE WYWAŻENIA PRZED LOTEM (z monitorowaniem wyważenia)

UKŁAD WYWAŻENIA RECZNY I ELEKTRYCZNY – Sprawdzać przed każdym lotem

1. Sprawdzić bezpiecznik obwodu wyważenia – WŁĄCZONY (IN).
2. Włącznik główny układu wyważenia – wcisnąć WŁĄCZONY (ON) – upewnić się, że zielona lampka WŁĄCZONY (ON) świeci się po każdym cyklu sprawdzania.
3. Włącznik główny autopilota A/P – WŁĄCZONY (ON).
4. Przetawić przełączniki wyważenia (pokręta obu sekcji) na NOS DO DOŁU (NOSE DOWN). Sprawdzić, że wyważenie zmienia się na nos do dołu i podczas przestawiania w głównym włączniku wyważenia miga żółta lampka wyważenia. Wskaźnik wyważenia „w ruchu” („in motion”) w programatorze autopilota także powinien migać „WYWAŻENIE” (TRIM).

**S-TEC CORPORATION
DAS 5 SW
P/N: 891752
DATA 18.06.1998**

**S-TEC CORPORATION
MINERAL WELLS, TEXAS 76067**

**ZATWIERDZONA PRZEZ FAA/DAS
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA LUB
DODATEK DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE
DLA
SAMOŁOTU PIPER MODEL PA-28-181**

5. Gdy układ wyważający działa do góry lub do dołu na minimum trzy sekundy wycisnąć czerwony przełącznik przzerwania na wolancie. Takie działanie powinno także zainicjować sygnał dźwiękowy układu wyważającego i lampki na głównym włączniku wyważenia :lampka Wyważenie (Trim) zaświeci się na stałe, a lampka "Awaria" (Fail) będzie migać. Należy powtórnie uruchomić włącznik główny, aby zgasić sygnał dźwiękowy.
6. Sprawdzenie przeciążenia - Gdy układ wyważający napędzany jest elektrycznie, trzymając mocno dźwignię wyważania ręcznego przeciwdziałać wyważeniu elektrycznemu do zatrzymania ruchu układu wyważającego.
7. Działanie każdej z połówek włącznika wyważenia oddzielnie - Układ wyważenia nie powinien działać, jeżeli obie części pokrętła przełącznika nie są przestawiane razem.

AUTOWYWAŻANIE

1. Przetawić sterownik steru wysokości na połowę zakresu do tyłu od pełnego przesunięcia w przód.
2. Włączyć funkcje HDG i ALT autopilota.
3. Trzymając mocno sterownik wolno naciskać w kierunku do przodu dodatni (nos do dołu). W przybliżeniu po 3 sekundach układ automatycznego wyważenia powinien zacząć działać w kierunku NOS DO GÓRY. Żółty wskaźnik w głównym włączniku wyważenia powinien migać jednocześnie ze wskaźnikiem wyważenia w programatorze A/P.
4. Przeprowadzić tę samą próbę naciskając wolno w kierunku do tyłu dźwignię steru wysokości , upewniając się, że układ wyważenia automatycznego działa NOS DO DOŁU i wskaźniki wyważenia migają biało, gdy układ wyważający jest w ruchu.
5. Przesuwać przełącznik wyważania ręcznego góra lub dół - Autopilot powinien rozłączyć się i układ wyważający powinien działać w wymuszonym kierunku (Wyłącznik wyważenia odłączy autopilota tylko wtedy gdy wywołany zostanie ruch pochylający).
6. Ponownie uruchomić funkcje HDG i ALT autopilota - Wcisnąć włącznik rozłączenia przerwanie wyważenia/ AP (autopilota).
7. Wyważyć ponownie samolot do startu - Sprawdzić wszystkie sterowniki, czy poruszają się swobodnie i upewnić się, że autopilot i wyważenie są rozłączone.

**S-TEC CORPORATION
DAS 5 SW
P/N: 891752
DATA 18.06.1998**

**S-TEC CORPORATION
MINERAL WELLS, TEXAS 76067**

**ZATWIERDZONA PRZEZ FAA/DAS
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA LUB
DODATEK DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE
DLA
SAMOLOTU PIPER MODEL PA-28-181**

Jeżeli układ ręczny, elektryczny lub automatyczny nie spełni jakiejkolwiek części z powyższej procedury sprawdzania, wcisnąć włącznik główny wyważenia w położenie WYŁĄCZONY (OFF) i nie próbować korzystać z układu wyważenia, dopóki uszkodzenie nie zostanie usunięte. Gdy wyłącznik główny wyważenia jest w położeniu WYŁĄCZONY (OFF), wskaźniki wyważenia w autopilocie zaczną ponownie działać. Jeżeli w układzie wyważenia elektrycznego w czasie lotu nastąpiła awaria zasilania układ automatycznie powróci do świateł wskaźnika wyważenia na tablicy sygnalizacyjnej autopilota. Jeżeli to wystąpi, należy wcisnąć włącznik główny wyważenia w położenie WYŁĄCZONY (OFF) i wyważać ręcznie, korzystając ze wskaźników, dopóki uszkodzenie nie zostanie zlokalizowane i naprawione.

PROCEDURY ŚCIEŻKI SCHODZENIA

Podchodzić do punktu przechwycenia ścieżki schodzenia (zazwyczaj przy zewnętrznym markerze OM) z klapami przestawionymi na wychylenie przy podejściu, w przybliżeniu jedna zapadka do góry, tak jak to jest potrzebne (patrz rozdział Ograniczenia) i z samolotem ustawionym w trybie utrzymywania wysokości. W miejscu przechwycenia ścieżki schodzenia, dostosować moc do wymaganej prędkości schodzenia. Dla lepszego podążania za ścieżką należy moc dopasowywać w małych, łagodnych odcinkach, aby utrzymać wymaganą prędkość. W punkcie nieudanego podejścia lub na wysokości decyzyjnej, odłączyć autopilota do lądowania lub manewru odejścia na drugi krąg (patrz rozdział Ograniczenia). Jeżeli wymagany jest manewr nieudanego podejścia, autopilot może być ponownie uruchomiony po przestawieniu i ustabilizowaniu samolotu na ustalone wznoszenie.

**S-TEC CORPORATION
DAS 5 SW
P/N: 891752
DATA 18.06.1998**

**S-TEC CORPORATION
MINERAL WELLS, TEXAS 76067**

**ZATWIERDZONA PRZEZ FAA/DAS
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA LUB
DODATEK DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE
DLA
SAMOLOTU PIPER MODEL PA-28-181**

WYPOSAŻENIE DODATKOWE.

UKŁAD WYBORU WYSOKOŚCI / UKŁAD WYBORU PRĘDKOŚCI PIONOWEJ P/N 0114 (DODATKOWY)

Dodatkowy układ wyboru wysokości działa razem z wysokościomierzem kodowanym i transponderem. Dla procedur przed lotem i obsługi normalnej należy skorzystać z Instrukcji Operacyjnej Pilota w Układ Wyboru Wysokości i Układ Wyboru Wysokości i Prędkości Pionowej. Wyposażenie to nie wpływa na rozdziały w tym dodatku zawierające ograniczenia lub procedury awaryjne.

UKŁAD WYBORU WYSOKOŚCI/ UKŁAD OSTRZEGAJĄCY/ UKŁAD WYBORU PRĘDKOŚCI PIONOWEJ P/N 0140 (DODATKOWY)

Dodatkowy układ wyboru wysokości / układ ostrzegający jest urządzeniem cyfrowym zawierającym wyświetlacz ciekłokrystaliczny wskazujący wybraną wysokość, prędkość pionową i inne funkcje. Funkcje układu wyboru wysokości działają w powiązaniu z wysokościomierzem kodowanym i transponderem. Dla procedur przed lotem i obsługi normalnej należy skorzystać z Instrukcji Operacyjnej Pilota w Przełącznik Wyboru Wysokości / Układ ostrzegający, P/N 8716 datowanej październik 1993. Wyposażenie to nie wpływa na rozdziały w tym dodatku zawierające ograniczenia lub procedury awaryjne.

UWAGA: Przy korzystaniu z któregośkolwiek wyżej wymienionego układu wyboru wysokości z Układem 55 Autopilota, pilot powinien zawsze zaprogramować wymaganą wysokość i prędkość pionową do układu wyboru wysokości przed jednoczesnym wciśnięciem trybów ALT i VS na programatorze autopilota System 55. To działanie spowoduje odłączenie pokrętła VS autopilota i samolot będzie odpowiadał tylko na odpowiednie polecenia układu wyboru wysokości do momentu osiągnięcia wymaganej wysokości.

**S-TEC CORPORATION
DAS 5 SW
P/N: 891752
DATA 18.06.1998**

**S-TEC CORPORATION
MINERAL WELLS, TEXAS 76067**

**ZATWIERDZONA PRZEZ FAA/DAS
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA LUB
DODATEK DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE
DLA
SAMOLOTU PIPER MODEL PA-28-181**

ROZDZIAŁ V

OSIAGI

Tekst tego Rozdziału nie uległ zmianie po zainstalowaniu tego urządzenia.

ROZDZIAŁ VI

CIEŻAR I POŁOŻENIE ŚRODKA CIĘŻKOŚCI

Tekst tego Rozdziału nie uległ zmianie po zainstalowaniu tego urządzenia.

ROZDZIAŁ VII

OPIS I DZIAŁANIE SAMOLOTU I JEGO INSTALACJI

Tekst tego Rozdziału nie uległ zmianie po zainstalowaniu tego urządzenia.

ROZDZIAŁ VIII

UTRZYMANIE SAMOLOTU, NAPRAWY I CZYNN. OBSŁ.

Tekst tego Rozdziału nie uległ zmianie po zainstalowaniu tego urządzenia.

**S-TEC CORPORATION
DAS 5 SW
P/N: 891752
DATA 18.06.1998**

**S-TEC CORPORATION
MINERAL WELLS, TEXAS 76067**

**ZATWIERDZONA PRZEZ FAA/DAS
INSTRUKCJA UŻYTKOWANIA LUB
DODATEK DO INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA W LOCIE
DLA
SAMOLOTU PIPER MODEL PA-28-181**

ROZDZIAŁ IX

DODATKI

Tekst tego Rozdziału nie uległ zmianie po zainstalowaniu tego urządzenia.

ROZDZIAŁ X

UWAGI DOTYCZĄCE UŻYTKOWANIA

Tekst tego Rozdziału nie uległ zmianie po zainstalowaniu tego urządzenia.

SPIS TREŚCI
ROZDZIAŁ 10
UWAGI DOTYCZĄCE UŻYTKOWANIA

Paragraf		Strona
10.1	Wstęp	10-1
10.3	Wskazówki dotyczące użytkowania	10-1

00.11.1961

00.11.1961

STRONA CELOWO POZOSTAWIONO NIE ZAPISANA

Raport: VB-1611

10-ii

ROZDZIAŁ 10
UWAGI DOTYCZĄCE UŻYTKOWANIA

10.1 WSTĘP

Niniejszy Rozdział zawiera wskazówki przydatne podczas użytkowania samolotu Archer III.

10.3 UWAGI DOTYCZĄCE UŻYTKOWANIA

- (a) Należy opanować takie wyważenie samolotu do startu, aby drążek sterowy wymagał tylko lekkiego pociągnięcia, aby oderwać samolot od ziemi.
- (b) Najlepsza prędkość do startu w warunkach normalnych wynosi 57KIAS. Próba oderwania samolotu przy mniejszej prędkości ogranicza sterowność przy awarii zespołu napędowego.
- (c) Kłapy skrzydłowe można wychylać przy prędkości lotu do 102 KIAS; aby jednak ograniczyć obciążenia kłap, zalecamy wybranie niższej prędkości przed wychyleniem kłap. Po wychyleniu kłap nie można używać prawej kłapy skrzydła jako schodka. Kłapy skrzydłowe muszą się znajdować w położeniu SCHOWANA (UP), aby zostały zablokowane, a prawa kłapa mogła zostać użyta jako powierzchnia schodka.
- (d) Przed ponownym włączeniem dowolnego wyłącznika samoczynnego należy odczekać na ochłodzenie od 2 do 5 minut.
- (e) Przed rozruchem zespołu napędowego należy sprawdzić, czy wszystkie wyłączniki urządzeń radiowych, instalacji oświetleniowej oraz ogrzewania rurki Pilota są wyłączone, aby sieć pokładowa nie była przeciążona podczas uruchamiania rozrusznika.
- (f) Podczas lotów w chmurach, mgle lub silnych oparach należy wyłączyć światła antykolizyjne w celu uniknięcia zakłóceń zmysłu orientacji. Podczas kołowania, startu i lądowania migające światła ostrzegawcze powinny być zawsze wyłączone.

- (g) Pedale steru kierunku są zamocowane w pozycji podwieszanej na rurce skrętnej przechodzącej w poprzek kadłuba. Aby uniknąć kolizji stóp z rurą skrętną steru kierunku lub dźwigni hamulca, pilot powinien zachować właściwe położenie stóp.
- (h) W celu uniknięcia wypadków, pilot powinien zamówić oficjalne dokumenty na temat bezpieczeństwa lotu takie jak akty prawne i zarządzenia, okólniki informacyjne, informacje dla pilotów, podręczniki lotnicze oraz informacje pomocnicze dotyczące bezpieczeństwa lotów i zapoznać się z nimi.
- (i) Należy omijać długotrwałych ślizgów lub znoszenia, które powodują utratę 2000 stóp (660 m) wysokości, albo innych gwałtownych lub ekstremalnych manewrów, które mogłyby doprowadzić do odkrycia końcówek zasysających paliwo w zbiornikach, ponieważ może to doprowadzić do przerw do podawaniu paliwa, o ile używany zbiornik nie jest pełen.
- (j) Nie zaleca się ręcznego uruchamiania silnika, jednak w przypadku, jeśli jest to konieczne procedurę może wykonać tylko doświadczony personel. Aby zminimalizować możliwość odbicia podczas uruchamiania włącznik iskrowników powinien być ustawiony w położeniu LEWY (LEFT). Gdy silnik uruchomi się przestawić włącznik do położenia OBA (BOTH).