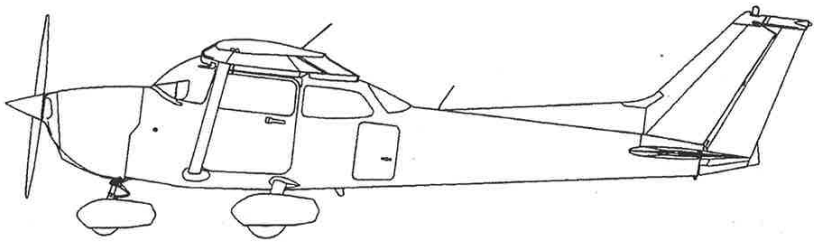
Cessna
A Textron Company

Flughandbuch



Dieses Handbuch muß sich ständig im Flugzeug befinden.

The Cessna Aircraft Company

Modell 172S

Seriennr.: 172S8810

Kennzeichen : D-EUTC

Die Angaben dieses Handbuches sind dem von der FAA mit Datum vom 19. Oktober 1998 anerkannten Flight Manual für Cessna Model 172S entnommen.

LBA-anerkannt

Datum: 25.02.1999

COPYRIGHT © 1998
The Cessna Aircraft Company
Wichita, Kansas USA

Mitglied von GAMA

Originalausgabe - 19. Oktober 1998

DIESES HANBUCH IST GÜLTIG FÜR DAS AUF DER TITELSEITE ANGEGEBENE FLUGZEUG.
SPÄTERE ÄNDERUNGEN, DIE VON DER CESSNA AIRCRAFT COMPANY GELIEFERT WERDEN, MÜSSEN ORDNUNGSGEMÄß EINGEORDNET WERDEN.

THE CESSNA AIRCRAFT COMPANY, AIRCRAFT DIVISION

WEIGHT & BALANCE AND INSTALLED EQUIPMENT DATA

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
SINGLE ENGINE DIVISION

Cessna
A Textron Company

MODEL	SERIAL & REGISTRATION		WEIGHT	ARM	MOMENT
172S	17288810	N2726X	(lbs)	(in)	(lb-in)
(weighed)	STANDARD EMPTY WEIGHT		1,655.1	39.690	65,692
INSTALLED EQUIPMENT			*Net Change from Standard Aircraft*		
Altimeter, Sensitive, mbar, FK182-01B			+0.0	+15.300	+0
Audio Panel, Bendix/King, KMA 28			-	-	-
Engine, Textron Lycoming, IO-360-L2A			-	-	-
Gyros, Attitude, Directional & Turn Coordinator			-	-	-
NAV/COM #1, Bendix/King, KX 155A			-	-	-
Propeller, McCauley, 1A170E/JHA7660			-	-	-
Transponder, Bendix/King, Mode C, KT 76C			-	-	-
Vacuum Pump, Dual, Engine Driven			-	-	-
Wheel Fairings			16.5	46.100	761
GPS, Bendix/King, KLN 94			4.8	15.000	72
NAV/COM #2, Bendix/King, KX 155A			6.6	17.400	115
Vinyl/Leather Seats			-	-	-
-			-	-	-
-			-	-	-
M.F.D. Installation			6.1	12.700	77
Circuit Breaker Panel Exchange			0.2	16.500	3
Autopilot, Bendix King, Dual-Axis, KAP 140			19.7	91.200	1797
Directional Gyro Exchange			0.5	14.000	7
Pilot Control Wheel Exchange			0.2	26.000	5
GPS/NAV Selector			0.2	16.500	3
ADF KR 87			6.2	17.200	107
DME KN 62			4.4	17.200	75
2nd Altimeter			0.9	16.500	15
				Weighed: 03/27/01	
				Printed: 04/18/01	
	BASIC EMPTY WEIGHT		780,8 kg	101,8 cm	79487 kgcm
	USEFUL LOAD		376,2 kg		
	MAXIMUM RAMP WEIGHT		1160 kg		
	MAXIMUM TAKE-OFF WEIGHT		1157 kg		

This list contains all installed optional equipment and avionics. All weights and arms are the installed difference from a standard equipped aircraft. For a detailed list of aircraft equipment weight and balance data please refer to the comprehensive equipment list in the pilots operating handbook.

Revised 23 Feb. 1999

geändert am
15.05.01

Luftfahrtgerät - LBA - Ausweis-Nr. 4918 Klasse 1 Luftfahrzeugmechaniker

VERZEICHNIS DES REVISIONSSTANDES

Änderungsstand und Datum	Geänderte Seiten	Beschreibung

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

Flughandbuch

Modell 172S
Seriennummer 172S8001 und folgende

ORIGINALAUSGABE - 19. Oktober 1998

TEILENR: 172SPHGR00

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

HERZLICHEN GLÜCKWUNSCH !!

Wir beglückwünschen Sie zum Kauf Ihres Flugzeuges und heißen Sie willkommen in der Cessna-Eigentümer-Familie. Ihre Cessna wurde entworfen und hergestellt, um Ihnen das beste an Leistung, Nutzen und Bequemlichkeit zu bieten.

Dieses Handbuch wurde zusammengestellt, um Ihnen zu zeigen, wie Sie den größten Nutzen aus Ihrem Flugzeug ziehen können. Es enthält Informationen über die Ausrüstung, Betriebsverfahren, Leistungen und empfohlene Wartung und Pflege Ihres Flugzeuges. Lesen Sie es sorgfältig und benutzen Sie es als Nachschlagwerk.

Die weltumfassende Cessna Organisation und ihr Kundendienst sind da, um Ihnen zu helfen. Die folgenden Dienste werden von jedem Cessna Wartungsbetrieb angeboten:

- *Die Cessna Flugzeuggarantien* auf Teile und Arbeitskraft werden von allen Cessna Wartungsbetrieben in der Welt aufrechterhalten. Garantiebedingungen und sonstige wichtige Informationen sind im Kundendienstprogramm-Handbuch enthalten, das mit Ihrem Flugzeug geliefert wurde. Ihre persönliche Kundendienstkarte, die Sie auch mit dem Flugzeug bekommen haben, weist Sie als garantieberechtigt aus und sollte im Garantiefall Ihrem Cessna Wartungsbetrieb vorgelegt werden.

- *Von Cessna ausgebildetes Personal*, das Sie höflich und fachgerecht bedient.

- *Von Cessna genehmigte Wartungseinrichtungen*, die leistungsfähiges und genaues Arbeiten versichern.

- *Ein Lager mit Originalersatzteilen* vor Ort, wenn Sie sie brauchen

- Die aktuellen technischen Mitteilungen und Wartungsinformationen. Sämtliche Cessna Wartungsbetriebe verfügen über die aktuellen Wartungshandbücher, illustrierte Ersatzteilkataloge und verschiedene andere Kundendienstveröffentlichungen der Cessna Aircraft Company.

Ein aktuelles Verzeichnis der Cessna Wartungsbetriebe wird mit dem Flugzeug geliefert. Es wird regelmäßig überarbeitet und ein aktuelles Exemplar können Sie von Ihrem nächsten Cessna Wartungsbetrieb bekommen.

Wir bitten alle Cessna Eigentümer bzw. Halter eindringlich, die Vorteile der Cessna Organisation voll auszunutzen.

LEISTUNGSDATEN

Geschwindigkeit
- Höchstgeschwindigkeit in Meereshöhe ..... 126 kts
- Reisegeschwindigkeit, 75% Leistung in 8500 ft .... 124 kts

Reiseflug: Empfohlen abgemagertes Gemisch einschließlich Kraftstoff für Anlassen, Rollen, Start, Steigflug nach dem Start und 45 Minuten Reserve
- 75% Leistung in 8500 ft ..... Reichweite 518 NM
- 201 Liter ausfliegbarer Kraftstoff ..... Flugdauer 4,26 h
- Maximale Reichweite in 10.000 ft, 45% Leistung ..... Reichweite 638 NM
- 201 Liter ausfliegbarer Kraftstoff ..... Flugdauer 6,72 h

Steigrate in Meereshöhe ..... 730 ft/min

Dienstgipfelhöhe ..... 14.000 ft

Startleistung
- Startrollstrecke ..... 293 m
- Startstrecke über 15 m Hindernis ..... 497 m

Landeleistung
- Landerollstrecke ..... 175 m
- Landestrecke über 15 m Hindernis ..... 407 m

Überziehgeschwindigkeit
- Landeklappen eingefahren, Leerlauf ..... 53 KCAS
- Landeklappen ausgefahren, Leerlauf ..... 48 KCAS

Höchstzulässige Massen
- Höchstzulässige Rollmasse ..... 1161 kg
- Höchstzulässige Abflugmasse ..... 1158 kg
- Höchstzulässige Landemasse ..... 1158 kg

Standardleermasse ..... 756 kg

Maximale Zuladung ..... 405 kg

Maximale Zuladung im Gepäckraum ..... 54 kg

LEISTUNGSDATEN

(Fortsetzung)

Flächenbelastung	71,8 kg/m^2
Leistungsbelastung	6,4 kg/ PS
Gesamtkraftstoffmenge	212 Liter
Gesamtölmenge	7,6 Liter
Triebwerk: Textron Lycoming IO-360-L2A 180 PS bei.	2700 1/min
Propeller, nicht verstellbar, Durchmesser	1,93 m

ANMERKUNG

Die angegebenen Geschwindigkeiten beziehen sich auf ein Flugzeug mit optionalen Radverkleidungen, die die Geschwindigkeiten um 2 kts gegenüber einem Flugzeug ohne Radverkleidungen erhöhen. Eine entsprechende Differenz ergibt sich auch bei der Reichweite. Alle anderen Leistungsdaten sind hiervon nicht betroffen.

Die oben angegebenen Leistungsdaten basieren auf einer Flugzeugmasse von 1158 kg, Standardatmosphärenbedingungen und ebenen, trockenen Hartbelagbahnen sowie keinem Wind. Es sind rechnerische Werte, die aus sorgfältig dokumentierten Testflügen der Cessna Aircraft Company abgeleitet wurden. Sie werden von Flugzeug zu Flugzeug ebenso variieren wie durch zahlreiche andere Faktoren, die die Flugleistungen beeinflussen.

GÜLTIGKEIT DES HANDBUCHES

Das Flughandbuch, das mit dem Flugzeug von der Cessna Aircraft Company geliefert wurde, enthält Informationen über den Typ 172S und ist nur gültig für das Flugzeug, dessen Seriennummer und Kennzeichen auf dem Titelblatt eingetragen ist. Dieses Handbuch ist gültig für Flugzeuge mit Seriennummer 172S8001ff. Alle Angaben basieren auf den zur Zeit des Fertigstellens des Handbuches zur Verfügung stehenden Daten.

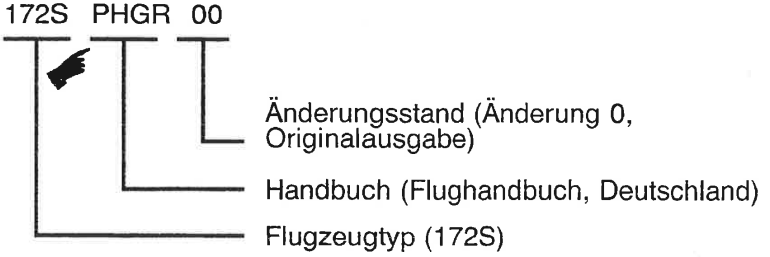
Das Handbuch besteht aus 8 Kapiteln, die sich mit den Betriebsverfahren eines standardausgerüsteten Flugzeuges befassen. Kapitel 9, Ergänzungen, beinhaltet erweiterte Betriebsverfahren der Avionikgeräte (sowohl Standard- als auch optionale Ausrüstung), Besonderheiten für ausländische Zulassungen und gibt Informationen für besonderen Betrieb an.

Die Ergänzungen in Kapitel 9 sind als selbständige Dokumente zu betrachten. Die einzelnen Abschnitte dieses Kapitels können unabhängig vom Handbuch herausgegeben und revidiert werden. Sie haben eine eigene Liste der gültigen Seiten, aus denen der Status des einzelnen Abschnittes ersichtlich wird.

ORIGINALAUSGABE UND ÄNDERUNGEN

Die Originalausgabe dieses Handbuches ist mit Datum 19. Oktober 1998 erschienen. Um sicher zu sein, daß die Informationen im Handbuch aktuell sind, müssen die Änderungen so bald wie möglich nach Erhalt eingefügt werden. Der Änderungsstand des Handbuches ist auf Seite i dieses Abschnittes und in der Liste der gültigen Seiten festgehalten.

Die Teilenummer dieses Handbuches wurde so gestaltet, daß sie dem Eigentümer/Betreiber bei der Feststellung des Änderungsstandes hilft. Mit der Ausgabe von Handbuchänderungen wird sich die Teilenummer ebenfalls ändern, um sich dem Änderungsstand anzupassen. Ein Beispiel ist nachfolgend aufgeführt.



Der Eigentümer bzw. Halter des Flugzeuges ist dafür verantwortlich, daß das Handbuch auf dem neuesten Stand gehalten wird, so lange das Flugzeug in Betrieb ist. Eigentümer sollten sich mit Ihrem Cessna Händler in Verbindung setzen, wenn sie über den Änderungsstand ihres Handbuches Zweifel haben.

Änderungen werden an die Anschriften der Eigentümer von US-zugelassenen Flugzeugen gesandt, wie sie bei der FAA zum Zeitpunkt der Änderungsausgabe registriert sind. Die Anschriften der Eigentümer von nicht US-zugelassenen Flugzeugen werden aus der Cessna Eigentümerkartei entnommen. Änderungen sollten sofort nach Erhalt sorgfältig gelesen und in dieses Handbuch eingefügt werden.

ANWEISUNGEN IM UMGANG MIT ÄNDERUNGEN

NORMALE ÄNDERUNGEN

Seiten, die aus dem Handbuch entfernt bzw. in das Handbuch eingefügt werden sollen, werden in der Liste der gültigen Seiten festgehalten. Dieses Verzeichnis ist eine Liste aller Seiten des Handbuches mit Nummer und Ausgabedatum. In der Originalausgabe haben alle Seiten das gleiche Ausgabedatum. Mit jeder Änderung zum Handbuch ändert sich das Datum auf den betroffenen Seiten. Falls zwei Seiten die gleiche Seitennummer haben, ist die Seite mit dem neuesten Datum gültig und sollte in das Handbuch eingefügt werden. Das Datum auf der Liste der gültigen Seiten muß mit dem Datum auf der fraglichen Seite übereinstimmen.

PROVISORISCHE ÄNDERUNGEN

In einzelnen Fällen können Seiten des Handbuches provisorisch geändert werden. In diesem Fall sind die Seiten der provisorischen Änderung in die entsprechenden Abschnitte nach den Anweisungen auf der ersten Seite der provisorischen Änderung einzufügen.

Die Rücknahme der provisorischen Änderung erfolgt entweder durch die endgültige Übernahme der Änderung in das Handbuch oder durch die Ausgabe einer weiteren provisorischen Änderung. Um den Stand dieser Änderungen genau festzustellen, wird, wenn nötig, eine Liste der provisorischen Änderungen vor diesen Abschnitt eingeheftet. Diese Liste wird das Datum angeben, wann die provisorische Änderungen in das Handbuch übernommen wurde und so die Rücknahme der provisorischen Änderungen ermöglichen.

KENNZEICHNUNG GEÄNDERTER PASSAGEN

Ergänzungen bzw. Änderungen im bestehenden Text werden durch eine vertikale Linie (Änderungsbalken) neben der betroffenen Passage am äußeren Seitenrand gekennzeichnet.

Falls redaktionelle Änderungen dazu führen, daß eine ungeänderte Passage auf einer anderen Seite erscheinen muß, wird ein Änderungsbalken am unteren äußeren Seitenrand gegenüber von der Seitennummer und Ausgabedatum angebracht, wenn sonst kein anderer Änderungsbalken auf der Seite ist. Diese Seiten werden das aktuelle Ausgabedatum des Änderungsstandes aufweisen, wie im Abschnitt „Originalausgabe und Änderungen" dargestellt.

Wenn umfangreiche redaktionelle Änderungen an einer bestehenden Passage notwendig werden, die auch stark überarbeitet werden muß, werden Änderungsbalken am Seitenrand des gesamten Textes erscheinen.

Eine neue Abbildung, die einem bestehenden Abschnitt hinzugefügt wird, wird durch eine zeigende Hand neben dem Abbildungstitel und der Abbildungsnummer gekennzeichnet. Überarbeitete Graphiken werden eine zeigende Hand neben der geänderten Stelle aufweisen.

WARNUNG, VORSICHT UND ANMERKUNG

Im gesamten Handbuch werden Warnungen, Aufrufe zur Vorsicht und Anmerkungen im Zusammenhang mit der Handhabung und dem Betrieb des Flugzeuges gegeben. Diese Zusätze zum Text werden eingesetzt, um wichtige Punkte hervorzuheben oder zu verdeutlichen.

⚠ WARNUNG — wird benutzt, wenn die Nichteinhaltung eines Verfahrens oder einer Betriebsgrenze zum Tod oder zu schwerer Verletzung von Personen führen kann

⚠ VORSICHT — wird benutzt, wenn die Nichteinhaltung eines Verfahrens oder einer Betriebsgrenze zu Ausrüstungsschäden führen kann

ANMERKUNG — wird benutzt, um auf zusätzliche Verfahren oder Informationen aufmerksam zu machen.

VERZEICHNIS DER GÜLTIGEN SEITEN

Das folgende Verzeichnis der gültigen Seiten gibt Ausgabedatum von originalen und geänderten Seiten an und stellt gleichzeitig ein Verzeichnis aller Seiten dieses Handbuches dar. Die von der aktuellen Änderung betroffenen Seiten weisen das Datum dieser Änderung auf.

Änderungsstand	Ausgabedatum
0 (Originalausgabe)	19. Oktober 1998

SEITE	DATUM
Deckblatt	19. Okt/98
Zuordnungsblatt	19. Okt/98
A	19. Okt/98
B(absichtlich freigelassen)	19. Okt/98
i	19. Okt/98
ii (absichtlich freigelassen)	19. Okt/98
iii	19. Okt/98
iv	19. Okt/98
v	19. Okt/98
vi	19. Okt/98
vii	19. Okt/98
viii	19. Okt/98
ix	19. Okt/98
x	19. Okt/98
xi	19. Okt/98
xii	19. Okt/98
xiii	19. Okt/98
xiv (absichtlich freigelassen)	19. Okt/98
1-1	19. Okt/98
1-2	19. Okt/98
1-3	19. Okt/98
1-4	19. Okt/98
1-5	19. Okt/98
1-6	19. Okt/98
1-7	19. Okt/98
1-8	19. Okt/98
1-9	19. Okt/98
1-10	19. Okt/98
1-11	19. Okt/98
1-12	19. Okt/98
1-13	19. Okt/98
1-14	19. Okt/98
1-15	19. Okt/98
1-16	19. Okt/98
1-17	19. Okt/98
1-18	19. Okt/98
1-19	19. Okt/98
1-20	19. Okt/98
1-21	19. Okt/98
1-22	19. Okt/98
1-23	19. Okt/98
1-24	19. Okt/98
1-25	19. Okt/98
1-26	19. Okt/98
2-1	19. Okt/98
2-2 (absichtlich freigelassen)	19. Okt/98
2-3	19. Okt/98
2-4	19. Okt/98
2-5	19. Okt/98
2-6	19. Okt/98
2-7	19. Okt/98
2-8	19. Okt/98
2-9	19. Okt/98
2-10	19. Okt/98
2-11	19. Okt/98
2-12	19. Okt/98
2-13	19. Okt/98
2-14	19. Okt/98
2-15	19. Okt/98
2-16	19. Okt/98
3-1	19. Okt/98
3-2	19. Okt/98
3-3	19. Okt/98
3-4	19. Okt/98
3-5	19. Okt/98
3-6	19. Okt/98
3-7	19. Okt/98
3-8	19. Okt/98
3-9	19. Okt/98
3-10	19. Okt/98

VERZEICHNIS DER GÜLTIGEN SEITEN
(Fortsetzung)

SEITE	DATUM
3-11	19. Okt/98
3-12	19. Okt/98
3-13	19. Okt/98
3-14	19. Okt/98
3-15	19. Okt/98
3-16	19. Okt/98
3-17	19. Okt/98
3-18	19. Okt/98
3-19	19. Okt/98
3-20	19. Okt/98
3-21	19. Okt/98
3-22	19. Okt/98
4-1	19. Okt/98
4-2	19. Okt/98
4-3	19. Okt/98
4-4 (absichtlich freigelassen)	19. Okt/98
4-5	19. Okt/98
4-6	19. Okt/98
4-7	19. Okt/98
4-8	19. Okt/98
4-9	19. Okt/98
4-10	19. Okt/98
4-11	19. Okt/98
4-12	19. Okt/98
4-13	19. Okt/98
4-14	19. Okt/98
4-15	19. Okt/98
4-16	19. Okt/98
4-17	19. Okt/98
4-18	19. Okt/98
4-19	19. Okt/98
4-20	19. Okt/98
4-21	19. Okt/98
4-22	19. Okt/98
4-23	19. Okt/98
4-24	19. Okt/98
4-25	19. Okt/98
4-26	19. Okt/98
4-27	19. Okt/98
4-28	19. Okt/98
4-29	19. Okt/98
4-30	19. Okt/98
4-31	19. Okt/98
4-32 (absichtlich freigelassen)	19. Okt/98

SEITE	DATUM
5-1	19. Okt/98
5-2 (absichtlich freigelassen)	19. Okt/98
5-3	19. Okt/98
5-4	19. Okt/98
5-5	19. Okt/98
5-6	19. Okt/98
5-7	19. Okt/98
5-8	19. Okt/98
5-9	19. Okt/98
5-10	19. Okt/98
5-11	19. Okt/98
5-12	19. Okt/98
5-13	19. Okt/98
5-14	19. Okt/98
5-15	19. Okt/98
5-16	19. Okt/98
5-17	19. Okt/98
5-18	19. Okt/98
5-19	19. Okt/98
5-20	19. Okt/98
5-21	19. Okt/98
5-22	19. Okt/98
5-23	19. Okt/98
5-24 (absichtlich freigelassen)	19. Okt/98
6-1	19. Okt/98
6-2 (absichtlich freigelassen)	19. Okt/98
6-3	19. Okt/98
6-4	19. Okt/98
6-5	20 Mai/98
6-6	19. Okt/98
6-7	19. Okt/98
6-8	19. Okt/98
6-9	19. Okt/98
6-10	19. Okt/98
6-11	19. Okt/98
6-12	19. Okt/98
6-13	19. Okt/98
6-14	19. Okt/98
6-15	19. Okt/98
6-16	19. Okt/98
6-17	19. Okt/98
6-18	19. Okt/98
6-19	19. Okt/98
6-20	19. Okt/98

VERZEICHNIS DER GÜLTIGEN SEITEN
(Fortsetzung)

SEITE	DATUM	SEITE	DATUM
6-21	19. Okt/98	7-35	19. Okt/98
6-22	19. Okt/98	7-36	19. Okt/98
6-23	19. Okt/98	7-37	19. Okt/98
6-24	19. Okt/98	7-38	19. Okt/98
7-1	19. Okt/98	7-39	19. Okt/98
7-2	19. Okt/98	7-40	19. Okt/98
7-3	19. Okt/98	7-41	19. Okt/98
7-4 (absichtlich freigelassen)	19. Okt/98	7-42	19. Okt/98
7-5	19. Okt/98	7-43	19. Okt/98
7-6	19. Okt/98	7-44	19. Okt/98
7-7	19. Okt/98	7-45	19. Okt/98
7-8	19. Okt/98	7-46	19. Okt/98
7-9	19. Okt/98	7-47	19. Okt/98
7-10	19. Okt/98	7-48	19. Okt/98
7-11	19. Okt/98	7-49	19. Okt/98
7-12	19. Okt/98	7-50	19. Okt/98
7-13	19. Okt/98	7-51	19. Okt/98
7-14	19. Okt/98	7-52(absichtlich freigelassen)	19. Okt/98
7-15	19. Okt/98	8-1	19. Okt/98
7-16	19. Okt/98	8-2	19. Okt/98
7-17	19. Okt/98	8-3	19. Okt/98
7-18	19. Okt/98	8-4	19. Okt/98
7-19	19. Okt/98	8-5	19. Okt/98
7-20	19. Okt/98	8-6	19. Okt/98
7-21	19. Okt/98	8-7	19. Okt/98
7-22	19. Okt/98	8-8	19. Okt/98
7-23	19. Okt/98	8-9	19. Okt/98
7-24	19. Okt/98	8-10	19. Okt/98
7-25	19. Okt/98	8-11	19. Okt/98
7-26	19. Okt/98	8-12	19. Okt/98
7-27	19. Okt/98	8-13	19. Okt/98
7-28	19. Okt/98	8-14	19. Okt/98
7-29	19. Okt/98	8-15	19. Okt/98
7-30	19. Okt/98	8-16	19. Okt/98
7-31	19. Okt/98	8-17	19. Okt/98
7-32	19. Okt/98	8-18	19. Okt/98
7-33	19. Okt/98		
7-34	19. Okt/98		

VERZEICHNIS DER GÜLTIGEN SEITEN
(Fortsetzung)

SEITE	DATUM
8-19	19. Okt/98
8-20	19. Okt/98
8-21	19. Okt/98
8-22	19. Okt/98
9-1	19. Okt/98
9-2 (absichtlich freigelassen)	19. Okt/98

INHALTSVERZEICHNIS

Kapitel

Allgemeines 1
Betriebsgrenzen 2
Notverfahren 3
Normalverfahren 4
Leistungen 5
Masse und Schwerpunkt, Ausrüstungsliste 6
Flugzeug- und Systembeschreibung 7
Handhabung und Wartung 8
Ergänzungen 9

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

KAPITEL 1
ALLGEMEINES

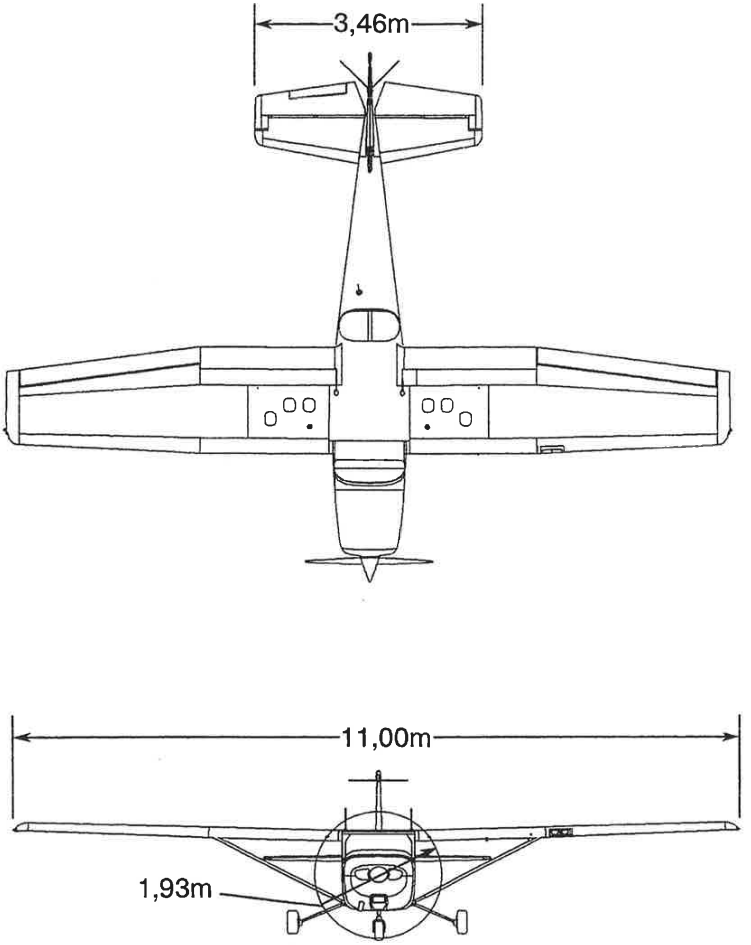
INHALTSVERZEICHNIS

Seite

Dreiseitenansicht - Normale Bodenlage 1-2
Einleitung 1-4
Technische Daten 1-4
- Triebwerk 1-4
- Propeller 1-4
- Kraftstoff 1-4
- Öl 1-5
- Höchstzulässige Massen 1-6
- Standardmassen 1-7
- Abmessungen der Kabine und Türe 1-7
- Abmessungen des Gepäckraumes und der Türe 1-7
- Spezifische Belastungen 1-7

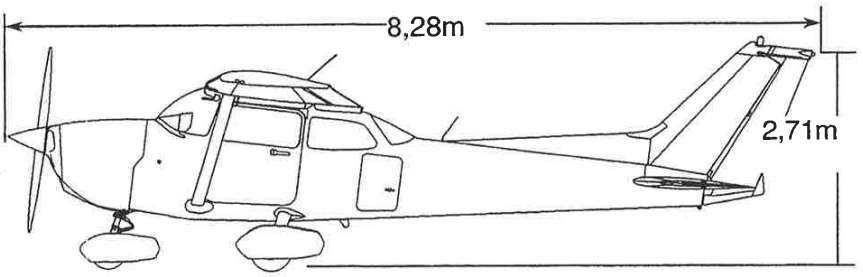
Symbole, Abkürzungen und Bezeichnungen 1-8
- Allgemeine Geschwindigkeitsbezeichnungen und -symbole . 1-8
- Meteorologische Bezeichnungen 1-9
- Triebwerksleistungsbezeichnungen 1-9
- Flugleistungs - und Flugplanungsbezeichnungen 1-10
- Massen- und Schwerpunktbezeichnungen 1-11

Metrische / Englische / U.S.-Umrechnungstabellen 1-13
- Umrechnung von Massen 1-14
- Umrechnung von Längen 1-16
- Umrechnung von Entfernungen 1-20
- Umrechnung von Volumen 1-21
- Umrechnung vonTemperaturen 1-24
- Umrechnung von Volumen in Massen 1-25
- Schnellumrechnungen 1-26



0510T1005
0510T1005

Abb. 1-1 Dreiseitenansicht - Normale Bodenlage
(Blatt 1 von 2)



ANMERKUNG 1: SPANNWEITE MIT EINGEBAUTEN BLITZLAMPEN

ANMERKUNG 2: RADSTAND 1,65 m

ANMERKUNG 3: PROPELLERBODENABSTAND 28,6 cm

ANMERKUNG 4: FLÜGELFLÄCHE 16,16 m^2

ANMERKUNG 5: KLEINSTER KURVENRADIUS (VOM DREHPUNKT* BIS ZUR ÄUßEREN FLÜGELSPITZE) 8,37 m

ANMERKUNG 6: NORMALE BODENLAGE IST SO DARGESTELLT, DAß DAS BUGRADFEDERBEIN CA. 5,1 cm AUSGEFEDERT IST UND DIE FLÜGEL GERADE SIND

0510T1005

Abb. 1-1 Dreiseitenansicht - Normale Bodenlage
(Blatt 2 von 2)

EINLEITUNG

Dieses Handbuch besteht aus 8 Kapiteln und enthält sämtliche Informationen, die nach der Bauvorschrift FAR 23 dem Piloten zur Verfügung gestellt werden muß. Es enthält außerdem Informationen vom Hersteller The Cessna Aircraft Company.

In diesem Kapitel sind die allgemeinen Daten und Informationen sowie Definitionen und Erklärungen der angewandten Symbole, Abkürzungen und Bezeichnungen enthalten.

TECHNISCHE DATEN

TRIEBWERK

Anzahl der Triebwerke	: 1
Hersteller	: Textron Lycoming
Modellbezeichnung	: IO-360-L2A
Typ	: Luftgekühlter, nicht aufgeladener, direktantreibender Vierzylinder Boxermotor mit Einspritzanlage und 5,9 Liter Hubraum
Nennleistung	: 180 PS bei 2700 1/min

PROPELLER

Hersteller	: McCauley Propeller Systems
Modellbezeichnung	: 1A170E/JHA7660
Anzahl der Blätter	: 2
Durchmesser	: 1,93 m
Typ	: Nicht verstellbar

KRAFTSTOFF

⚠ WARNUNG

DAS VERWENDEN VON NICHT ZUGELASSENEN KRAFTSTOFFARTEN KANN DAS TRIEBWERK UND TEILE DER KRAFTSTOFFANLAGE BESCHÄDIGEN UND ZUM TRIEBWERKSAUSFALL FÜHREN.

Zulässige Kraftstoffarten (und -farben):
AVGAS 100LL Luftfahrtkraftstoff (blau)
AVGAS 100 Luftfahrtkraftstoff (grün).

ANMERKUNG

Isopropylalkohol oder Diäthylglykolmonomethyläther (DiEGME) dürfen dem Kraftstoff zugefügt werden. Das Mischverhältnis darf 1% für Isopropyalkohol und 0,10% bis 0,15% für DiEGME nicht überschreiten. Siehe Kapitel 8 für weitere Informationen.

Kraftstoffmenge:

Gesamtmenge	:	212 Liter
Gesamtmenge des ausfliegbaren Kraftstoffes	:	201 Liter
Gesamtmenge pro Tank	:	106 Liter
Gesamtmenge des ausfliegbaren Kraftstoffes pro Tank	:	100,5 Liter

ANMERKUNG

Um beim Betanken das Fassungsvermögen voll auszunutzen und ein Überlaufen des Kraftstoffes von einem in den anderen Tank gering zu halten, stellen Sie das Flugzeug immer mit den Flügeln horizontal in der normalen Bodenlage ab und stellen Sie den Tankwahlschalter entweder auf LINKS oder auf RECHTS. Siehe Abb. 1-1 für die Definition der normalen Bodenlage.

ÖL

Ölspezifikationen:

MIL-L-6082 Luftfahrt-Einbereichsmineralöl: Das Flugzeug wird ab Werk mit dieser Ölsorte geliefert. Wenn Öl während der ersten 25 Stunden nachgefüllt werden muß, darf nur diese Sorte verwendet werden. Dieses Öl muß nach den ersten 25 Betriebsstunden abgelassen und der Ölfilter ausgetauscht werden. Triebwerksöl wieder auffüllen und bis zu einer Gesamtbetriebszeit von 50 h, bzw. bis sich der Ölverbrauch stabilisitert hat, weiter verwenden.

MIL-L-2285 1 aschefreies Dispersionsöl: Nach den ersten 50 Betriebsstunden bzw. nachdem sich der Ölverbrauch stabilisiert hat, **muß** das Öl wie in der Textron Lycoming Technischen Mitteilung Nr. 1014 und allen ihrer Änderungen und Ergänzungen **verwendet werden**.

Empfohlene Viskosität für bestimmte Temperaturbereiche

Temperatur	MIL-L-6082 SAE Kennung	MIL-L-22851 aschefreies Dispersionsöl SAE-Kennung
Über 27°C (80°F)	60	15W-50, 20W-50 oder 60
Über 16°C (60°F)	50	40 oder 50
- 1°C (30°F) bis 32°C (90°F)	40	40
- 18°C (0°F) bis 21°C (70°F)	30	30, 40 oder 20W-40
Unter - 12°C (10°F)	20	30 oder 20W-30
- 18°C (0°F) bis 32°C (90°F)	20W-50	20W-50 oder 15W-50
Alle Temperaturen	---	15W-50 oder 20W-50

ANMERKUNG

Wenn die Temperaturbereiche sich überschneiden, die Ölsorte für den niedrigeren Temperaturbereich verwenden.

Ölmenge:
Sumpf : 7,6 Liter

HÖCHSTZULÄSSIGE MASSEN

Rampenmasse
Normalflugzeug :1161 kg
Nutzflugzeug :1002 kg

Abflugmasse
Normalflugzeug :1158 kg
Nutzflugzeug :999 kg

Landemasse
Normalflugzeug :1158 kg
Nutzflugzeug :999 kg

Höchstzulässige Masse im Gepäckraum, Normalflugzeug
Gepäckraum 1 (STA 82-108) : 54 kg, siehe Anmerkung
Gepäckraum 2 (STA 108-142) : 23 kg, siehe Anmerkung

ANMERKUNG

Die höchstzulässige Gesamtmasse für Gepäckraum 1 und Gepäckraum 2 beträgt zusammen 54 kg

Höchstzulässige Masse im Gepäckraum, Nutzflugzeug
In dieser Kategorie darf der Rücksitz nicht benutzt werden und der Gepäckraum muß leer bleiben.

STANDARDMASSEN

Standardleermasse	:	756 kg
Max. Zuladung, Normalflugzeug	:	405 kg
Max. Zuladung, Nutzflugzeug	:	246 kg

ABMESSUNGEN DER KABINE UND DER TÜRE

Detaillierte Informationen über Kabinen- und Kabinentürabmessungen sind in Kapitel 6 enthalten.

ABMESSUNGEN DES GEPÄCKRAUMES UND DER TÜRE

Detaillierte Informationen über Gepäckraum- und Gepäckraumtürabmessungen sind in Kapitel 6 enthalten.

SPEZIFISCHE BELASTUNGEN

Flächenbelastung	:	71,8 kg/m^2
Leistungsbelastung	:	6,4 kg/ PS

Symbole, Abkürzungen und Bezeichnungen

ALLGEMEINE GESCHWINDIGKEITSBEZEICHNUNGEN UND -SYMBOLE

KCAS : Knots Calibrated Airspeed = berichtigte Fluggeschwindigkeit in Knoten. Die berichtigte Geschwindigkeit ist gleich der angezeigten Geschwindigkeit, berichtigt um Einbau- und Instrumentenfehler. KCAS ist gleich KTAS bei Standardatmosphärenbedingungen in NN.

KIAS : Knots Indicated Airspeed = angezeigte Geschwindigkeit. Geschwindigkeit des Flugzeuges in Knoten

KTAS : Knots True Airspeed = wahre Fluggeschwindigkeit. Die Geschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber ruhender Luft in Knoten. KTAS = KCAS berichtigt um Höhen- und Temperaturfehler.

V_A : Manoeuvring Speed = Manövergeschwindigkeit. Die maximale Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug bei vollen Ruderausschlägen nicht überlastet wird

V_{FE} : Maximum Flap Extended Speed = Höchstzulässige Geschwindigkeit bei ausgefahrenen Landeklappen

V_{NO} : Maximum Structural Cruising Speed = Maximale festigkeitsmäßig bedingte Reisegeschwindigkeit, die nicht überschritten werden darf außer in ruhiger Luft und auch dann nur mit Vorsicht

V_{NE} : Never Exceed Speed = Zulässige Höchstgeschwindigkeit, die nie überschritten werden darf.

V_S : Stalling Speed or the minimum steady flight speed = Überziehgeschwindigkeit oder kleinste stetige Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug steuerbar ist.

V_{so} : Stalling Speed or the minimum steady flight speed = Überziehgeschwindigkeit oder geringste stetige Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug in Landekonfiguration noch steuerbar ist

V_X : Best Angle-of-Climb Speed = Geschwindigkeit für den besten Steigwinkel

V_Y : Best Rate-of-Climb Speed = Geschwindigkeit für bestes Steigen

METEOROLOGISCHE BEZEICHNUNGEN

OAT : Outside Air Temperatur = Außenlufttemperatur. Sie wird sowohl in °F als auch in °C angegeben.

Standard-temperatur : Standardtemperatur = 15°C in NN. Sie nimmt mit 2°C/1000 ft Höhe ab.

Druckhöhe : Druckhöhe = Höhe, gemessen vom Standard-Meereshöhen-Druck (1013,2 hPa) mit einem barometrischen Höhenmesser.

TRIEBWERKSLEISTUNGSBEZEICHNUNGEN

PS : die Leistung des Triebwerkes in PS

1/min : Umdrehung pro Minute, Triebwerksdrehzahl

Stand-drehzahl : Triebwerksdrehzahl bei Vollgas im Stand am Boden

FLUGLEISTUNGS- UND FLUGPLANUNGSBEZEICHNUNGEN

Demonstrierte Seitenwind-geschwindigkeit	:Geschwindigkeit der Seitenwind-komponente für die ausreichende Steuer-barkeit des Flugzeuges bei Start und Landung während der Zulassungstestflüge demonstriert wurde. Der Wert ist kein Betriebsgrenzwert.
Ausfliegbarer Kraftstoff	:Kraftstoffmenge, die für die Flug-planung zur Verfügung steht
Nicht ausfliegbarer Kraft-stoff	:Kraftstoffmenge, die nicht mit Sicher-heit im Flug verwendet werden kann
l/h	:Liter pro Stunde, Kraftstoffverbrauchseinheit
NM/l	:Nautische Meilen pro Liter. Die Entfernung, die pro Liter Kraftstoff bei einer bestimmten Triebwerksleistung und/oder bestimmten Konfiguration zurückgelegt werden kann
g	:Erdbeschleunigung
Kursmarke	:Kursmarke ist der Kompaßbezug, den der Autopilot zusammen mit der Kursablage benutzt, um Richtungssignale zu erhalten, wenn er einem Navigationssignal folgt.

MASSEN- UND SCHWERPUNKTBEZEICHNUNGEN

Bezugsebene	: Eine gedachte vertikale Ebene, von der aus alle horizontalen Entfernungen für Schwerpunktsberechnungen gemessen werden
Station	: Die Positionen entlang des Rumpfes in Bezug auf die Bezugsebene
Hebelarm	: Die horizontale Entfernung von der Bezugsebene zum Schwerpunkt eines Teiles
Moment	: Das Produkt aus der Masse eines Teiles und seinem Hebelarm (Moment / 1000 wird in diesem Handbuch verwendet, um die Berechnungen durch Verwendung von kleineren Zahlen zu vereinfachen.)
Schwerpunkt	: Der Punkt, an dem man ein Flugzeug bzw. ein Ausrüstungsteil unterstützen muß, damit es sich im Gleichgewicht befindet. Sein Abstand von der Bezugsebene wird ermittelt, indem man das Gesamtmoment durch die Gesamtmasse des Flugzeuges dividiert
Schwerpunkthebelarm	:Der Hebelarm, den man erhält, wenn man die Summe der Einzelmomente des Flugzeuges durch die Gesamtmasse dividiert
Schwerpunktgrenzen	: Die Schwerpunktlagen, zwischen denen das Flugzeug bei einer bestimmten Masse betrieben werden muß
Standardleermasse	: Die Masse des Standardflugzeuges einschließlich nicht ausfliegbarem Kraftstoff, allen Betriebsmitteln und maximalem Ölstand
Basisleermasse	: Die Standardleermasse + die Massen der Zusatzausrüstung
Zuladung	: Differenz zwischen Rampenmasse und Basisleermasse

MAC	:MAC (Mean Aerodynamic Chord) ist die Tiefe eines gedachten rechteckigen Ersatzflugels, der dasselbe Nickmoment im Flug erzeugt, wie der tatsächliche Flügel.
Maximale Rampenmasse	:Höchstzulässige Masse für den Betrieb am Boden. Sie schließt die Masse des für den Start, das Rollen und Warmlaufen erforderlichen Kraftstoffes ein
Maximale Abflugmasse	:Höchstzulässige Masse für die Durchführung des Starts
Maximale Landemasse	:Höchstzulässige Masse bei der Landung
Tara	:Die Masse von Bremsklötzen, Stützen und ähnlichen Hilfsmitteln, die beim Wiegen des Flugzeuges verwendet werden und im Waagenwert enthalten sind. Tara wird von dem angezeigten Waagenwert abgezogen, um die aktuelle Nettomasse des Flugzeuges zu ermitteln.

METRISCHE / ENGLISCHE / U.S. UMRECHNUNGSTABELLEN

Die folgenden Tabellen helfen nicht US-amerikanischen Piloten bei der Umrechnung der im Flughandbuch verwendeten Angaben in metrische und englische Einheiten.

(Kilogramm × 2,205 = Pfund) - (Pfund × 0,454 = Kilogramm)

KILOGRAMM IN PFUND

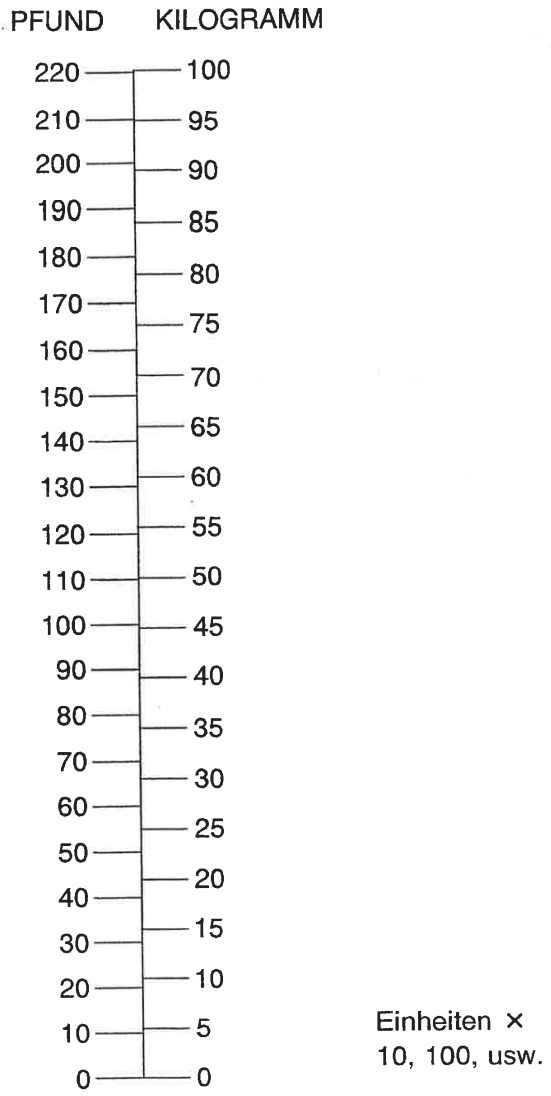
kg	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	lb.	lb.	lb.	lb.	lb.	lb.	lb.	lb.	lb.	lb.
0		2.205	4.409	6.614	8.819	11.023	13.228	15.432	17.637	19.842
10	22.046	24.251	26.456	28.660	30.865	33.069	35.274	37.479	39.683	41.888
20	44.093	46.297	48.502	50.706	52.911	55.116	57.320	59.525	61.729	63.934
30	66.139	68.343	70.548	72.753	74.957	77.162	79.366	81.571	83.776	85.980
40	88.185	90.390	92.594	94.799	97.003	99.208	101.41	103.62	105.82	108.03
50	110.23	112.44	114.64	116.85	119.05	121.25	123.46	125.66	127.87	130.07
60	132.28	134.48	136.69	138.89	141.10	143.30	145.51	147.71	149.91	152.12
70	154.32	156.53	158.73	160.94	163.14	165.35	167.55	169.76	171.96	174.17
80	176.37	178.57	180.78	182.98	185.19	187.39	189.60	191.80	194.01	196.21
90	198.42	200.62	202.83	205.03	207.24	209.44	211.64	213.85	216.05	218.26
100	220.46	222.67	224.87	227.08	229.28	231.49	233.69	235.90	238.10	240.30

PFUND IN KILOGRAMM

lb.	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	kg	kg	kg	kg	kg	kg	kg	kg	kg	kg
0		0.454	0.907	1.361	1.814	2.268	2.722	3.175	3.629	4.082
10	4.536	4.990	5.443	5.897	6.350	6.804	7.257	7.711	8.165	8.618
20	9.072	9.525	9.979	10.433	10.886	11.340	11.793	12.247	12.701	13.154
30	13.608	14.061	14.515	14.969	15.422	15.876	16.329	16.783	17.237	17.690
40	18.144	18.597	19.051	19.504	19.958	20.412	20.865	21.319	21.772	22.226
50	22.680	23.133	23.587	24.040	24.494	24.948	25.401	25.855	26.303	26.762
60	27.216	27.669	28.123	28.576	29.030	29.484	29.937	30.391	30.844	31.298
70	31.752	32.205	32.659	33.112	33.566	34.019	34.473	34.927	35.380	35.834
80	36.287	36.741	37.195	37.648	38.102	38.555	39.009	39.463	39.916	40.370
90	40.823	41.277	41.731	42.184	42.638	43.091	43.545	43.999	44.452	44.906
100	45.359	45.813	46.266	46.720	47.174	47.627	48.081	48.534	48.988	49.442

Abb 1-2. Umrechnung von Massen (Blatt 1 von 2)

(Kilogramm × 2,205 = Pfund) - (Pfund × 0,454 = Kilogramm)



0585T1027

Abb 1-2 . Umrechnung von Massen (Blatt 2 von 2)

(Meter × 3,281 = FUSS) (FUSS × 0,305 = Meter)

METER IN FUSS

m	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	feet	feet	feet	feet	feet	feet	feet	feet	feet	feet
0	- - -	3.281	6.562	9.842	13.123	16.404	19.685	22.956	26.247	29.528
10	32.808	36.089	39.370	42.651	45.932	49.212	52.493	55.774	59.055	62.336
20	65.617	68.897	72.178	75.459	78.740	82.021	85.302	88.582	91.863	95.144
30	98.425	101.71	104.99	108.27	111.55	114.83	118.11	121.39	124.67	127.95
40	131.23	134.51	137.79	141.08	144.36	147.64	150.92	154.20	157.48	160.76
50	164.04	167.32	170.60	173.86	177.16	180.45	183.73	187.01	190.29	193.57
60	195.85	200.13	203.41	206.69	209.97	213.25	216.53	219.82	223.10	226.38
70	229.66	232.94	236.22	239.50	242.78	246.06	249.34	252.62	255.90	259.19
80	262.47	265.75	269.03	272.31	275.59	278.87	282.15	285.43	288.71	291.58
90	295.27	298.56	301.84	305.12	308.40	311.68	314.96	318.24	321.52	324.80
100	328.08	331.36	334.64	337.93	341.21	344.49	347.77	351.05	354.33	357.61

FUSS IN METER

ft	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	m	m	m	m	m	m	m	m	m	m
0	- - -	0.305	0.610	0.914	1.219	1.524	1.829	2.134	2.438	2.743
10	3.048	3.353	3.658	3.962	4.267	4.572	4.877	5.182	5.486	5.791
20	6.096	6.401	6.706	7.010	7.315	7.620	7.925	8.230	8.534	8.839
30	9.144	9.449	9.754	10.058	10.363	10.668	10.973	11.278	11.582	11.887
40	12.192	12.497	12.802	13.106	13.411	13.716	14.021	14.326	14.630	14.935
50	15.240	15.545	15.850	16.154	16.459	16.754	17.069	17.374	17.678	17.983
60	18.288	18.593	18.898	19.202	19.507	19.812	20.117	20.422	20.726	21.031
70	21.336	21.641	21.946	22.250	22.555	22.860	23.165	23.470	23.774	24.079
80	24.384	24.689	24.994	25.298	25.603	25.908	26.213	26.518	26.822	27.127
90	27.432	27.737	28.042	28.346	28.651	28.956	29.261	29.566	29.870	30.175
100	30.480	30.785	31.090	31.394	31.699	32.004	32.309	32.614	32.918	33.223

Abb. 1-3. Umrechnung von Längen (Blatt 1 von 2)

(Meter × 3,281 = FUSS) - (FUSS × 0,305 = Meter)

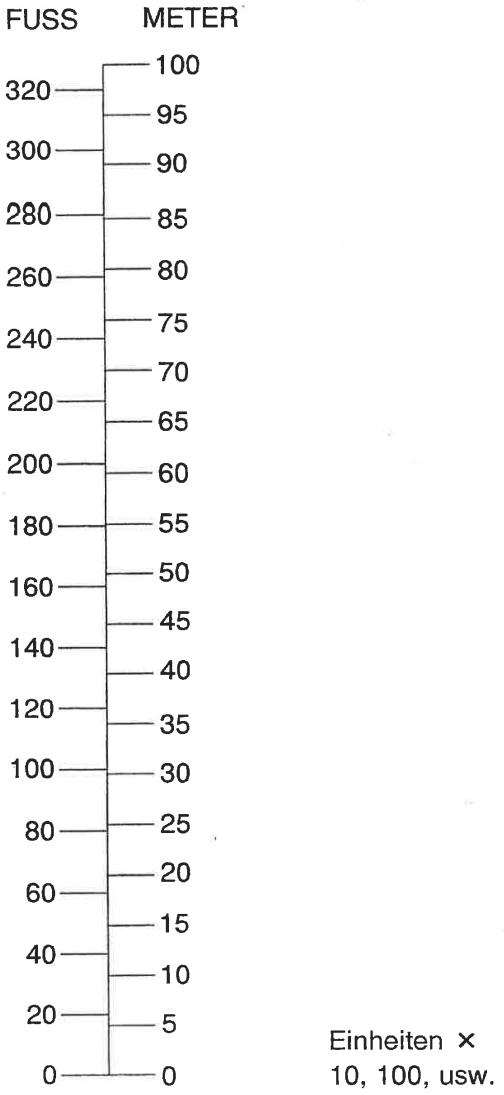


Abb 1-3 . Umrechnung von Längen (Blatt 2 von 2)

(Zentimeter × 0,394 = Zoll) (Zoll × 2,54 = Zentimeter)

ZENTIMETER IN ZOLL

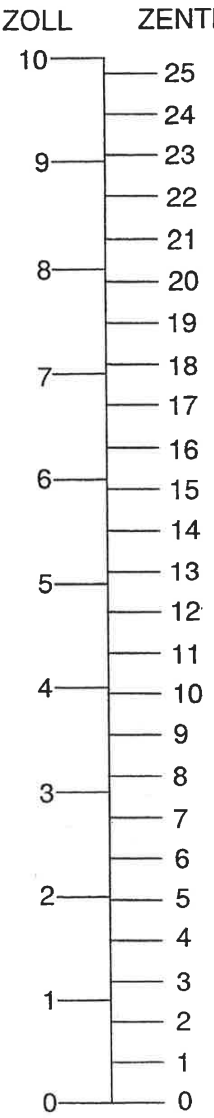
cm	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	in.	in.	in.	in.	in.	in.	in.	in.	in.	in.
0	---	0.394	0.787	1.181	1.575	1.969	2.362	2.756	3.150	3.543
10	3.937	4.331	4.724	5.118	5.512	5.906	6.299	6.693	7.087	7.480
20	7.874	8.268	8.661	9.055	9.449	9.843	10.236	10.630	11.024	11.417
30	11.811	12.205	12.598	12.992	13.386	13.780	14.173	14.567	14.961	15.354
40	15.748	16.142	16.535	16.929	17.323	17.717	18.110	18.504	18.898	19.291
50	19.685	20.079	20.472	20.866	21.260	21.654	22.047	22.441	22.835	23.228
60	23.622	24.016	24.409	24.803	25.197	25.591	25.984	26.378	26.772	27.164
70	27.559	27.953	28.346	28.740	29.134	29.528	29.921	30.315	30.709	31.102
80	31.496	31.890	32.283	32.677	33.071	33.465	33.858	34.252	34.646	35.039
90	35.433	35.827	36.220	36.614	37.008	37.402	37.795	38.189	38.583	38.976
100	39.370	39.764	40.157	40.551	40.945	41.339	41.732	42.126	42.520	42.913

ZOLL IN ZENTIMETER

in.	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	cm	cm	cm	cm	cm	cm	cm	cm	cm	cm
0	---	2.54	5.08	7.62	10.16	12.70	15.24	17.78	20.32	22.96
10	25.40	27.94	30.48	33.02	35.56	38.10	40.64	43.18	45.72	48.26
20	50.80	53.34	55.88	58.42	60.96	63.50	66.04	68.58	71.12	73.66
30	76.20	78.74	81.28	83.82	86.36	88.90	91.44	93.98	96.52	99.06
40	101.60	104.14	106.68	109.22	111.76	114.30	116.84	119.38	121.92	124.46
50	127.00	129.54	132.08	134.62	137.16	139.70	142.24	144.78	147.32	149.86
60	152.40	154.94	157.48	160.02	162.56	165.10	167.64	170.18	172.72	175.26
70	177.80	180.34	182.88	185.42	187.96	190.50	193.04	195.58	198.12	200.66
80	203.20	205.74	208.28	210.82	213.36	215.90	218.44	220.98	223.52	226.06
90	228.60	231.14	233.68	236.22	238.76	241.30	243.84	246.38	248.92	251.46
100	254.00	256.54	259.08	261.62	264.16	266.70	269.24	271.78	274.32	276.86

Abb 1-4 . Umrechnung von Längen (Blatt 1 von 2)

(Zentimeter × 0,394 = Zoll) - (Zoll × 2,54 = Zentimeter)



Einheiten ×
10, 100, usw.

0585T1028

Abb 1-4 . Umrechnung von Längen (Blatt 2 von 2)

(Meilen × 1,609 = Kilometer) - (Kilometer × 0,622 = Meilen)

(Meilen × 0,869 = Nautische Meilen) - (Nautische Meilen × 1,15 = Meilen)

(Nautische Meilen × 1,852 = Kilometer) -
(Kilometer × 0,54 = Nautische Meilen)

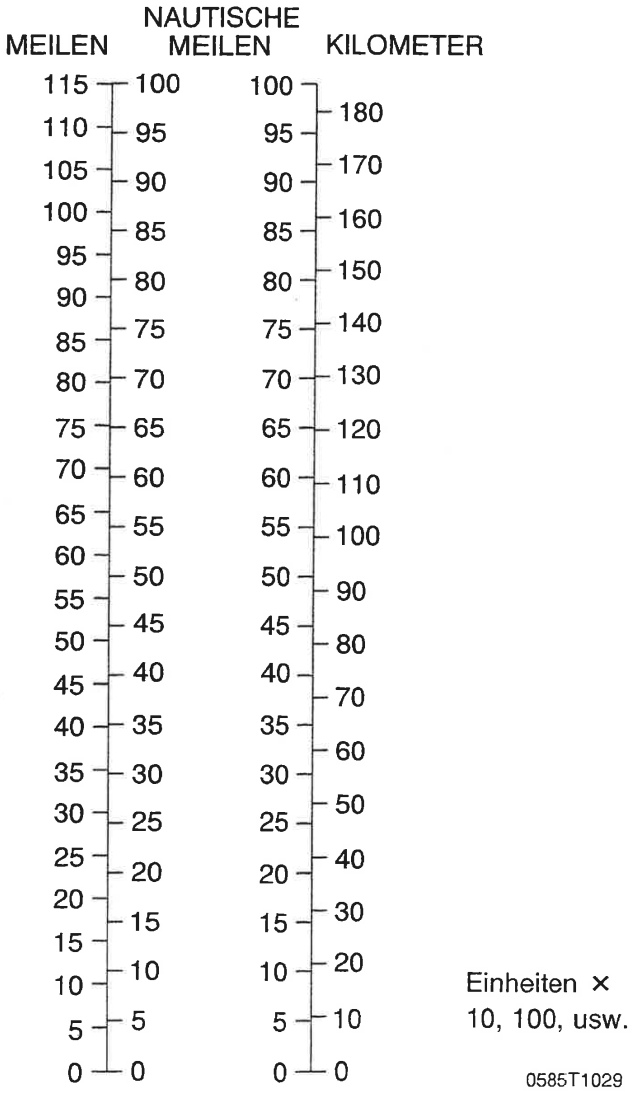


Abb. 1-5. Umrechnung von Entfernungen

(Englische Gallonen × 4,546 = Liter) - (Liter × 0,22 = Englische Gallonen)

LITER IN ENGLISCHE GALLONEN

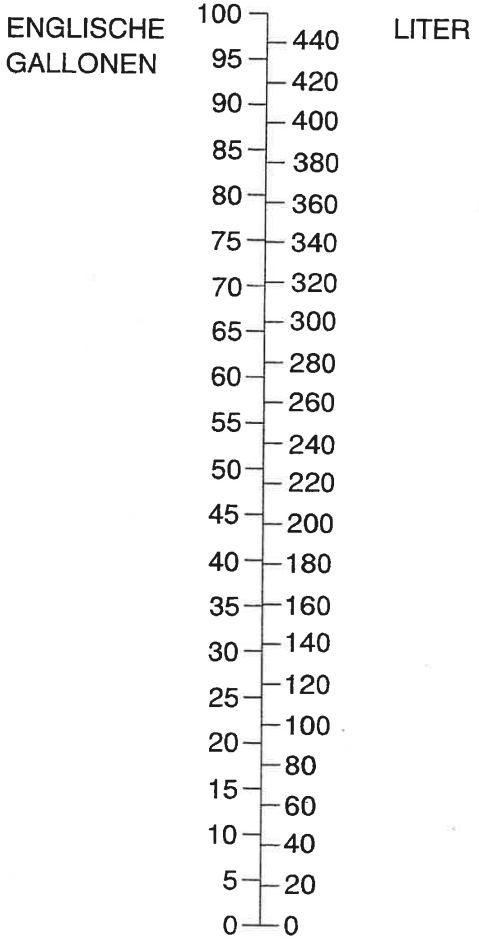
Lt	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	IG	IG	IG	IG	IG	IG	IG	IG	IG	IG
0	- - -	0.220	0.440	0.660	0.880	1.100	1.320	1.540	1.760	1.980
10	2.200	2.420	2.640	2.860	3.080	3.300	3.520	3.740	3.960	4.180
20	4.400	4.620	4.840	5.059	5.279	5.499	5.719	5.939	6.159	6.379
30	6.599	6.819	7.039	7.259	7.479	7.699	7.919	8.139	8.359	8.579
40	8.799	9.019	9.239	9.459	9.679	9.899	10.119	10.339	10.559	10.779
50	10.999	11.219	11.439	11.659	11.879	12.099	12.319	12.539	12.759	12.979
60	13.199	13.419	13.639	13.859	14.078	14.298	14.518	14.738	14.958	15.178
70	15.398	15.618	15.838	16.058	16.278	16.498	16.718	16.938	17.158	17.378
80	17.598	17.818	18.038	18.258	18.478	18.698	18.918	19.138	19.358	19.578
90	19.798	20.018	20.238	20.458	20.678	20.898	21.118	21.338	21.558	21.778
100	21.998	22.218	22.438	22.658	22.878	23.098	23.318	23.537	23.757	23.977

ENGLISCHE GALLONEN IN LITER

IG	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	Lt	Lt	Lt	Lt	Lt	Lt	Lt	Lt	Lt	Lt
0	- - -	4.546	9.092	13.638	18.184	22.730	27.276	31.822	36.368	40.914
10	45.460	50.006	54.552	59.097	63.643	68.189	72.735	77.281	81.827	86.373
20	90.919	95.465	100.01	104.56	109.10	113.65	118.20	122.74	127.29	131.83
30	136.38	140.93	145.47	150.02	154.56	159.11	163.66	168.20	172.75	177.29
40	181.84	186.38	190.93	195.48	200.02	204.57	209.11	213.66	218.21	222.75
50	227.30	231.84	236.39	240.94	245.48	250.03	254.57	259.12	263.67	268.21
60	272.76	277.30	281.85	286.40	290.94	295.49	300.03	304.58	309.13	313.67
70	318.22	322.76	327.31	331.86	336.40	340.95	345.49	350.04	354.59	359.13
80	363.68	368.22	372.77	377.32	381.86	386.41	390.95	395.50	400.04	404.59
90	409.14	413.68	418.23	422.77	427.32	431.87	436.41	440.96	445.50	450.05
100	454.60	459.14	463.69	468.23	472.78	477.33	481.87	486.42	490.96	495.51

Abb 1-6. Umrechnung von Volumen (Blatt 1 von 3)

(Englische Gallonen × 4,4546 = Liter)
(Liter × 0,22 = Englische Gallonen)

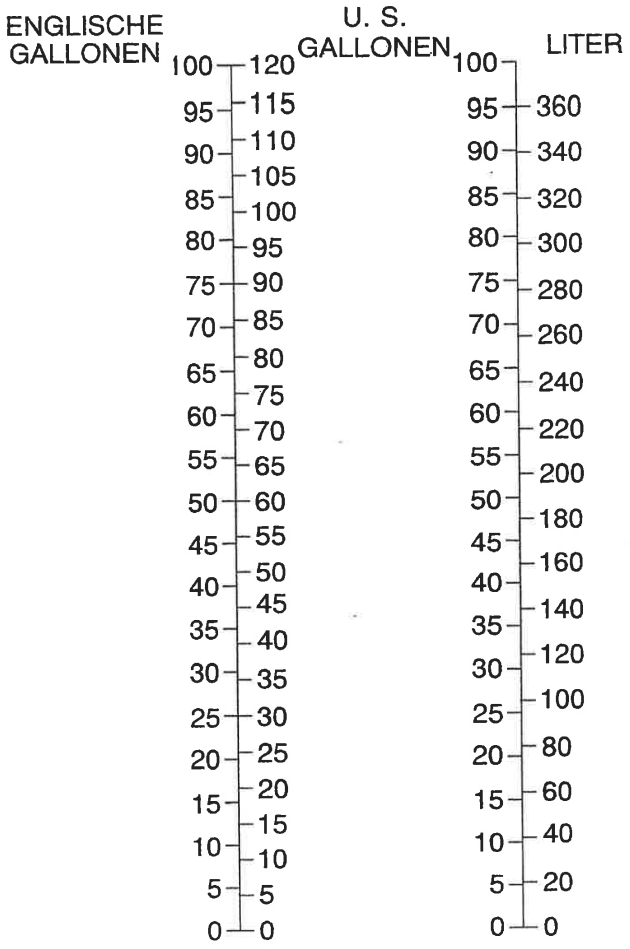


Einheiten × 10, 100, usw.

0585T1032

Abb 1-6. Umrechnung von Volumen (Blatt 2 von 3)

(Englische Gallonen × 1,2 = U.S. Gallonen)
(U.S. Gallonen × 0,833 = Englische Gallonen)
(U.S. Gallonen × 3,785 = Liters)
(Liter × 0,264 = U.S. Gallonen)



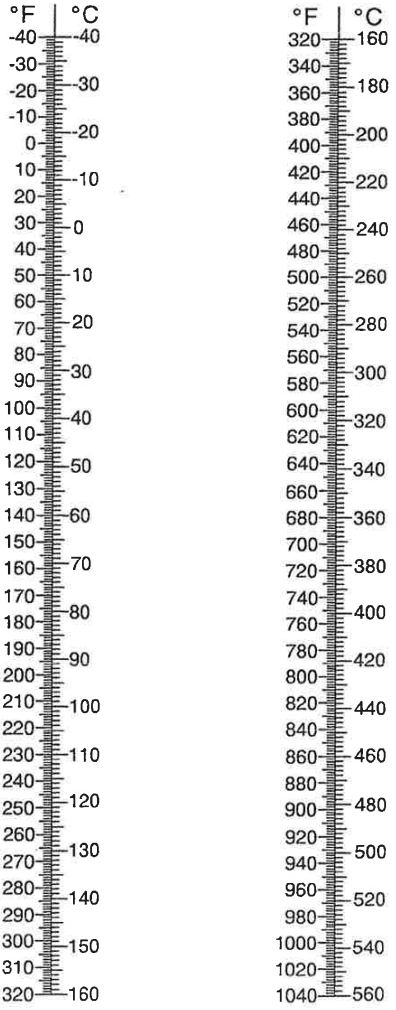
Einheiten × 10, 100, usw.

0585T1033

Abb. 1-6. Umrechnung von Volumen (Blatt 3 von 3)

TEMPERATUR KONVERTIEREN

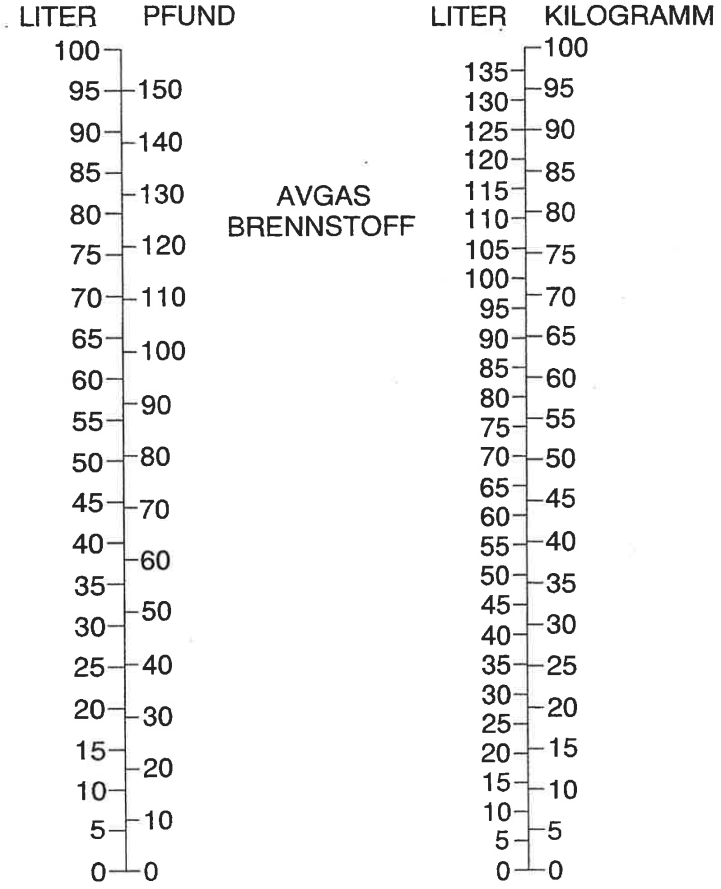
(°F - 32) × 5/9 = °C × 9/5 + 32 = °F



0585T1033

Abb. 1-7. Umrechnung von Temperaturen

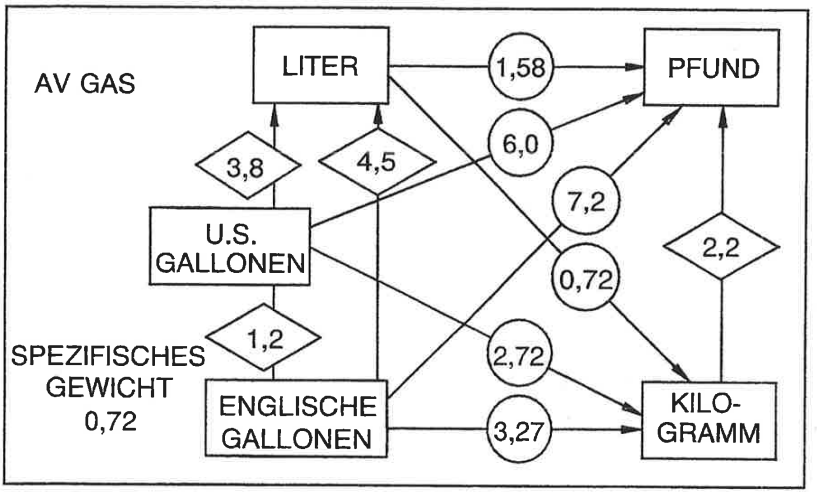
AVGAS Spezifisches Gewicht = 0,72
(Liter × 0,72 = Kilogramm) - (Kilogramm × 1,389 = Liter)
(Liter × 1,58 = Pfund) - (Pfund × 0,633 = Liter)



Einheiten × 10, 100, usw.

0585T1033

Abb. 1-8. Umrechnung von Volumen in Massen



0585T1033

Abb. 1-9. Schnellumrechnungen

KAPITEL 2

BETRIEBSGRENZEN

INHALTSVERZEICHNIS

Seite

Einleitung 2-3
Zulässige Geschwindigkeiten 2-4
Fahrtmessermarkierungen 2-5
Triebwerksgrenzwerte 2-5
Markierungen der Triebwerksinstrumente 2-6
Massengrenzen 2-7
  Normalflugzeug 2-7
  Nutzflugzeug 2-7
Schwerpunktsgrenzen 2-7
  Normalflugzeug 2-7
  Nutzflugzeug 2-8
Manövergrenzen 2-8
  Normalflugzeug 2-8
  Nutzflugzeug 2-9
Maximale Lastvielfache 2-10
  Normalflugzeug 2-10
  Nutzflugzeug 2-10
Betriebsarten 2-10
Kraftstoffbedingte Betriebsgrenzen 2-11
Zusätzliche kraftstoffbedingte Betriebsgrenzen 2-11
Sonstige Grenzwerte 2-11
  Klappengrenzwerte 2-11
Hinweisschilder 2-12

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

EINLEITUNG

In diesem Kapitel sind die Betriebsgrenzen, Instrumentenmarkierungen und alle Hinweisschilder enthalten, die für den sicheren Betrieb des Flugzeuges und seiner Antriebsanlage sowie der Systeme und Geräte der Standardausrüstung erforderlich sind. Die in diesem Abschnitt und in Kapitel 9 enthaltenen Betriebsgrenzen wurden von der Federal Aviation Administration und dem Luftfahrt-Bundesamt anerkannt.

ANMERKUNG

Siehe Kapitel 9 dieses Flughandbuches für die Betriebsgrenzen, Verfahren und Leistungsdaten sowie sonstige notwendige Informationen für Flugzeuge mit Zusatzausrüstungen.

ANMERKUNG

Die in der Liste der zulässigen Geschwindigkeiten angegebenen Werte (Abb. 2-1) und die Werte in der Fahrtmessermarkierungs-Tabelle (Abb. 2-2) basieren auf den in Kapitel 5 enthaltenen und für die Normalstatikdruckentnahme kalibrierten Daten. Falls das Notventil für den statischen Druck benutzt wird, sollten ausreichende Sicherheitsmargen verwendet werden, da sich die Fahrtmesserkalibrierung zwischen normaler und alternativer Statikdruckentnahme ändert (siehe Kapitel 5).

Dieses Flugzeug ist mit dem Kennblatt Nr.: 539b beim Luftfahrt-Bundesamt unter der Modellbezeichnung Cessna 172S zugelassen.

ZULÄSSIGE GESCHWINDIGKEITEN

Die zulässigen Geschwindigkeiten und ihre Bedeutungen beim Betrieb des Flugzeuges sind in Abb. 2-1 wiedergegeben. Die angegebenen Manövergeschwindigkeiten gelten für den Betrieb als Normalflugzeug. Die Manövergeschwindigkeit für den Betrieb als Nutzflugzeug beträgt 98 KIAS bei einer maximalen Flugmasse von 999 kg.

SYMBOL	GESCHWIN-DIGKEIT	KCAS	KIAS	BEMERKUNGEN
V_{NE}	Zulässige Höchst-geschwindigkeit	160	163	Diese Geschwindigkeit darf unter keinen Umständen überschritten werden
V_{NO}	Maximal festigkeits-mäßig bedingte Reise-geschwindigkeit	126	129	Diese Geschwindigkeit sollte nur bei ruhiger Luft und nur mit Vorsicht überschritten werden.
V_A	Manövergeschwindigkeit 1158 kg 999 kg 863 kg	 102 95 88	 105 98 90	Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug bei vollen Ruderausschlägen nicht überlastet wird.
V_{FE}	Zulässige Höchstgeschwindigkeit bei: ausgefahrenen Klappen bis 10° 10° bis 30°	 107 85	 110 85	Diese Geschwindigkeit darf bei der jeweiligen Klappenstellung nicht überschritten werden.
—	Zulässige Höchst-geschwindigkeit bei geöffneten Fenstern	160	163	Diese Geschwindigkeit darf bei geöffneten Fenstern nicht überschritten werden.

Abb. 2-1 Zulässige Geschwindigkeiten

FAHRTMESSERMARKIERUNGEN

Die Fahrtmessermarkierungen und die Bedeutung der einzelnen Farben sind in der nachstehenden Abb. 2-2 wiedergegeben.

Markierung	KIAS Wert oder Bereich	Bedeutung
Weißer Bogen	40 - 85	Betriebsbereich „Landeklappen voll ausgefahren"
Grüner Bogen	48 -129	Normaler Betriebsbereich.
Gelber Bogen	129-163	Vorsichtsbereich. Nur bei ruhiger Luft, Ruderausschläge mit Vorsicht ausführen
Roter Strich	163	Zulässige Höchstgeschwindigkeit für alle Betriebsbereiche

Abb. 2-2. Fahrtmessermarkierungen

TRIEBWERKSGRENZWERTE

Triebwerkhersteller : Textron Lycoming
Modellbezeichnung : IO-360-L2A
Maximale Leistung : 180 PS
Betriebsgrenzen für Start und Dauerbetrieb:
Maximale Dauerdrehzahl : 2700 min 1/min

ANMERKUNG

Standdrehzahl beim Vollgas 2300 - 2400 1/min

Höchstzulässige Öltemperatur : 118°C
Öldruck
Minimum : 1,4 bar
Maximum : 7,9 bar

Kraftstoffsorten : siehe zulässige Kraftstoffsorten
Ölsorten (Spezifikation)
MIL-L-6082 Luftfahrt-Mineralöl oder MIL-L-22851 aschefreies Dispersionsöl
Propellerhersteller : McCauley Propeller Systems
Modellbezeichnung : 1A170E/JHA7660
Propellerdurchmesser, Maximum: 1,93 m
Minimum: 1,90 m

MARKIERUNGEN DER TRIEBWERKSINSTRUMENTE

Die Markierungen der Triebwerksinstrumente und die Bedeutung der einzelnen Farben sind in der nachstehenden Abb. 2-3 wiedergegeben.

INSTRUMENT	Roter Strich Mindestwert	Grüner Bogen Normalbetrieb	Roter Strich Höchstwert
Drehzahlmesser Meereshöhe 5.000 Fuß 10.000 Fuß	----	 2100 - 2500, 1/min 2100 - 2600, 1/min 2100 - 2700, 1/min	2700 1/min
Öltemperatur	----	38 - 118°C	118°C
Öldruck	1,4 bar	3,4 - 6,2 bar	7,9 bar
Kraftstoffmenge	0 (5,5 l nicht ausfliegbarer Kraftstoff in jedem Tank)	----	----
Kraftstoff-durchfluß	----	0 - 45,4 l/h	----
Vakuumanzeige	----	4,5 - 5,5 in.Hg.	----

Abb. 2-3. Markierungen der Triebwerksinstrumente

MASSENGRENZEN

NORMALFLUGZEUG

Maximale Rampenmasse : 1161 kg
Maximale Abflugmasse : 1158 kg
Maximale Landemasse : 1158 kg
Maximale Zuladung im Gepäckraum
Gepäckraum Bereich 1
Station 82 bis 108 : 54 kg
Gepäckraum Bereich 2
Station 108 bis 142 : 23 kg

ANMERKUNG

Die maximale Zuladung im gesamten Gepäckraum beträgt 54 kg

NUTZFLUGZEUG

Maximale Rampenmasse : 1002 kg
Maximale Abflugmasse : 999 kg
Maximale Landemasse : 999 kg
Maximale Zuladung im Gepäckraum:
Beim Einsatz als Nutzflugzeug dürfen weder Gepäckraum noch Rücksitz belegt sein.

SCHWERPUNKTSGRENZEN

NORMALFLUGZEUG

Schwerpunktbereich:

vorderste Schwerpunktlage: 88,9 cm hinter der Bezugsebene bei einer Abflugmasse von 885 kg oder weniger, mit linearer Veränderung bis 104,1 cm hinter der Bezugsebene bei 1158 kg.

hinterste Schwerpunktlage : 120,1 cm hinter der Bezugsebene für alle Abflugmassen

Schwerpunktbezugsebene : Unterteil der Vorderseite des Brandschottes

NUTZFLUGZEUG

Schwerpunktbereich:

vorderste Schwerpunktlage:	88,9 cm hinter der Bezugsebene bei einer Abflugmasse von 885 kg oder weniger, mit linearer Veränderung bis 95,2 cm hinter der Bezugsebene bei 999 kg.
hinterste Schwerpunktlage:	102,9 cm hinter der Bezugsebene für alle Abflugmassen
Schwerpunktbezugsebene:	Unterteil der Vorderseite des Brandschottes

MANÖVERGRENZEN

NORMALFLUGZEUG

Dieses Flugzeug ist als Normal- und Nutzflugzeug zugelassen. In die Kategorie Normalflugzeug fallen Luftfahrzeuge, die für normale Flugmanöver (kein Kunstflug) ausgelegt sind. Dazu gehören alle bei normalen Flügen auftretenden Manöver, Überziehen (ausgenommen Hochreißen), Lazy Eights, Chandelle und Kurven mit einem Querneigungswinkel unter 60°.

Zulässige Flugmanöver in der Normalkategorie und die empfohlenen Einleitungsgeschwindigkeiten*

Chandelles	105 Kts
Lazy Eight	105 Kts
Steilkurve	95 Kts

Überziehen (ausgenommen Hochreißen) langsam Fahrt wegnehmen

***Abruptes Betätigen der Ruder ist bei Geschwindigkeiten über 105 KIAS verboten.**

NUTZFLUGZEUG

Dieses Flugzeug ist nicht für den Kunstflug ausgelegt.

Beim Einsatz als Nutzflugzeug dürfen weder der Gepäckraum noch der Rücksitz belegt sein.

ZULÄSSIGE FLUGMANÖVER IN DER NUTZFLUGZEUG-KATEGORIE UND DIE EMPFOHLENEN EINLEITUNGSGE-SCHWINDIGKEITEN*

Chandelle ..... 105 Kts
Lazy Eight ..... 105 Kts
Steilkurve ..... 95 Kts
Überziehen (ausgenommen Hochreißen) langsam Fahrt wegnehmen

***Abruptes Betätigen der Ruder ist bei Geschwindigkeiten über 98 kts verboten.**

Kunstflugmanöver, die mit hohen Belastungen verbunden sind, dürfen nicht ausgeführt werden. Bei der Ausführung von Flugmanövern muß man sich stets vor Augen halten, daß das Flugzeug stromlinienförmig gebaut ist und bei abwärts gerichteten Fluglagen rasch Fahrt aufnimmt. Eine entsprechende Kontrolle der Geschwindigkeit ist daher bei allen Flugmanövern unerläßlich, und eine zu hohe Geschwindigkeit, die wiederum überhöhte Belastungen mit sich bringen kann, ist unter allen Umständen sorgfältig zu vermeiden. Außerdem dürfen bei allen Flugmanövern keine abrupten Betätigungen der Ruder vorgenommen werden.

MAXIMALE LASTVIELFACHE

NORMALFLUGZEUG

Maximale Lastvielfache (maximale Abflugmasse - 1158 kg)

*Klappen eingefahren	+ 3,8 bis -1,52 g
*Klappen ausgefahren	+ 3,0 g

*Die Entwurfslastvielfache sind 150% über den obengenannten Werten und die Struktur erfüllt oder übertrifft diese Entwurfslastvielfache in allen Fällen.

NUTZFLUGZEUG

Maximale Lastvielfache (maximale Abflugmasse - 999 kg)

*Klappen eingefahren	+ 4,4 bis -1,76 g
*Klappen ausgefahren	+ 3,0 g

*Die Entwurfslastvielfache sind 150% über den obengenannten Werten und die Struktur erfüllt oder übertrifft diese Entwurfslastvielfache in allen Fällen.

BETRIEBSARTEN

Das Flugzeug ist für VFR/Tag ausgerüstet, kann aber auch für VFR/Nacht bzw. IFR-Flüge ausgerüstet werden. Die Mindestausrüstung an Instrumenten und Geräten für diese Flüge ist den einschlägigen Vorschriften zu entnehmen. Die Eintragung der zugelassenen Betriebsarten auf dem Hinweisschild für die Betriebsgrenzen läßt erkennen, welche Ausrüstung zum Zeitpunkt der Erteilung des Lufttüchtigkeitszeugnisses im Flugzeug eingebaut war.

Flüge in bekannten Vereisungsbedingungen sind verboten.

KRAFTSTOFFBEDINGTE BETRIEBSGRENZEN

Gesamtkraftstoffmenge	:	212 l (2 Tanks mit je 106 l)
Ausfliegbare Menge (alle Flugbedingungen)	:	201 l
Nicht ausfliegbare Menge	:	11 l (5,5 l in jedem Tank)

ANMERKUNG

Um beim Betanken das Fassungsvermögen voll auszunutzen und ein Überlaufen des Kraftstoffes von einem in den anderen Tank gering zu halten, stellen Sie das Flugzeug immer mit den Flügeln horizontal in der normalen Bodenlage ab und stellen Sie den Tankwahlschalter entweder auf LINKS oder auf RECHTS. Siehe Abb. 1-1 für die Definition der normalen Bodenlage.

ZUSÄTZLICHE KRAFTSTOFFBEDINGTE BETRIEBSGRENZEN

Bei Start und Landung Tankwahlschalter auf BEIDE stellen.

Maximale Dauer des Seitengleitfluges bzw. des Schiebefluges mit einem Tank leer : 30 Sekunden

Betrieb mit dem Tankwahlschalter auf LINKS oder RECHTS nur im Horizontalflug erlaubt.

Mit 1/4-Tankanzeige oder weniger sind längere unkoordinierte Fluglagen verboten, wenn der Tankwahlschalter auf LINKS oder RECHTS gestellt ist.

Die nach Anzeige eines leeren Tankes (roter Strich auf dem Kraftstoffvorratanzeiger) im Tank verbleibende Kraftstoffrestmenge kann nicht mit Sicherheit ausgeflogen werden.

Zulässige Kraftstoffsorten (und -farben):

AVGAS 100LL Luftfahrtkraftstoff (blau)
AVGAS 100 Luftfahrtkraftstoff (grün)

SONSTIGE GRENZWERTE

KLAPPENGRENZWERTE

Zulässiger Startbereich: . . . . . 0° bis 10°
Zulässiger Landebereich: . . . . . 0° bis 30°

HINWEISSCHILDER

Folgende Informationen müssen aus zusammengefaßten oder einzelnen Hinweisschildern ersichtlich sein.

1. Im vollen Blickfeld des Piloten (Die Eintragung „Tag-Nacht-VFR-IFR", die im unten stehenden Beispiel gezeigt wird, ändert sich entsprechend der Ausrüstung des Flugzeuges):

Die in diesem Flugzeug angebrachten Markierungen und Hinweisschilder enthalten Betriebsgrenzen, die eingehalten werden müssen, wenn das Flugzeug in der Kategorie Normalflugzeug betrieben wird. Weitere Betriebsgrenzen, die beim Betrieb als Normal- oder Nutzflugzeug eingehalten werden müssen, sind dem vom LBA genehmigten Flughandbuch zu entnehmen.

Normalflugzeug	Kunstflug einschließlich Trudeln verboten.
Nutzflugzeug	Nur die im Flughandbuch genannten Manöver sind zulässig
	Gepäckraum und Rücksitz dürfen nicht belegt sein
Ausleiten aus dem Trudeln	Seitenruder gegen Drehrichtung ausschlagen, Höhenruder drücken, Alle Ruder in Neutralstellung bringen

Flüge in bekannten Vereisungsbedingungen verboten

Dieses Flugzeug ist zum Zeitpunkt der Erstellung des ursprünglichen Lufttüchtigkeitszeugnisses für folgende Betriebsarten zugelassen:

TAG - NACHT - VFR - IFR

2. Auf dem Tankwahlschalter:

TAKEOFF/START
LANDING/LANDUNG

ALL FLIGHT ATTITUDES | SÄMTLICHE FLUGLAGEN

BOTH/BEIDE
53.0 gal (200 l)

FUEL SELECTOR | TANKWAHL-SCHALTER

LEFT
26.5 gal
LEVEL FLIGHT
ONLY

LINKS
100 l
HORIZONTAL-
FLUGLAGE

RIGHT
26.5 gal
LEVEL FLIGHT
ONLY

RECHTS
100 l
HORIZONTAL-
FLUGLAGE

3. In der Nähe der Tankeinfüllöffnung:

KRAFTSTOFF

AVGAS 100 LL /AVGAS 100 LUFTFAHRTKRAFTSTOFF
AUSFLIEGBARE MENGE - 100 LITER (26,5 US GAL.)
AUSFLIEGBARE MENGEN BIS UNTERE LINIE
DES KRAFTSTOFFMENGENGEBERSS 66 LITER

4.. Auf der Landeklappenanzeige:

0° bis 10° 110 KIAS	(BEREICH FÜR TEILWEISE AUSGE-FAHRENE LANDEKLAPPEN MIT BLAUER FARBMARKIERUNG; MECHANISCHE RASTE BEI 10°)
10° bis 30° 85 KIAS	(WEIßE FARBMARKIERUNG; MECHANISCHE RASTE BEI 20°)

5. Im Gepäckraum:

MAXIMUM 54 KG GEPÄCK IN FLUGRICHTUNG VOR DEM GEPÄCKRAUMTÜRSCHLOSS MAXIMUM 22 KG GEPÄCK HINTER DEM GEPÄCKRAUMTÜRSCHLOSS HÖCHSTZULÄSSIGE GESAMTGEPÄCKMASSE 54 KG SIEHE MASSEN-UND SCHWERPUNKTSDATEN FÜR ZUSÄTZLICHE BELADUNGSANWEISUNGEN

6. Es muß eine Deviationstabelle vorhanden sein, die die Genauigkeit des Magnetkompasses in 30°-Schritten angibt.

7. An der Öl-Einfüllklappe:

ÖL 7,6 l

8. An der Ruderverriegelung:

VORSICHT !! RUDERVERRIEGELUNG VOR DEM ANLASSEN DES TRIEBWERKES ENTFERNEN

9. In der Nähe des Fahrtmessers:

MANÖVERGESCHWINDIGKEIT = 90 KIAS (862 KG)

10. An der oberen rechten Seite des hinteren Kabinenteiles:

ELT BEFINDET SICH HINTER DIESEM ABSCHNITT ER MUß ENTSPRECHEND DEN GÜLTIGEN VORSCHRIFTEN GEWARTET WERDEN

11. Auf der Motorseite des Brandschottes in der Nähe der Batterie:

VORSICHT 24 V DC
DIESES FLUGZEUG IST MIT EINEM GENERATOR AUSGERÜSTET
DER MINUSPOL LIEGT AM MASSE.
AUF RICHTIGE POLARITÄT ACHTEN
VERKEHRTE POLARITÄT WIRD ELEKTRISCHE KOMPONENTEN BESCHÄDIGEN

12. Auf dem Instrumentenbrett:

WARNUNG

STELLEN SIE SICHER, DASS DER SITZ VOR DEM ROLLEN, DEM START UND DER LANDUNG IN SEINER LAGE VERRIEGELT IST. EIN NICHTBEACHTEN DER SICHERHEITSANWEISUNGEN UND DES SITZVERRIEGELNS KANN ZU KÖRPERLICHER GEFAHR ODER ZUM TOD FÜHREN.

13. Auf dem Instrumentenbrett:

WARNUNG

STELLEN SIE SICHER, DASS ALLE VERUNREINIGUNGEN EINSCHLIESSLICH WASSER AUS DEM KRAFTSTOFF UND DEM KRAFTSTOFFSYSTEM VOR DEM FLUG ENTFERNT WURDEN. VERUNREINIGUNGEN IM KRAFTSTOFF UND EIN NICHTBEACHTEN DER SICHERHEITSANWEISUNGEN UND BETRIEBSANWEISUNGEN VOR DEM FLUG KANN ZU KÖRPERLICHER GEFAHR ODER ZUM TOD FÜHREN.

14. Auf dem Instrumentenbrett:

WARNUNG

PITOTHEIZUNG MUSS AN SEIN, WENN FLUGZEUG IN IMC UNTER 4° C BETRIEBEN WIRD

15. Auf dem Instrumentenbrett:

RAUCHEN VERBOTEN

KAPITEL 3
NOTVERFAHREN

INHALTSVERZEICHNIS

Seite

Einleitung 3-3

GESCHWINDIGKEITEN

Geschwindigkeiten für Notverfahren 3-3

NOTVERFAHREN-KLARLISTEN

Triebwerkstörungen 3-4
- Während des Startlaufes 3-4
- Unmittelbar nach dem Abheben 3-4
- Während des Fluges (Wiederanlassverfahren) 3-4

Notlandungen 3-5
- Notlandung mit stehendem Triebwerk 3-5
- Vorsorgliche Landung mit Motorleistung 3-5
- Notwasserung 3-5

Feuer 3-6
- Während des Anlassens am Boden 3-6
- Triebwerkbrand im Flug 3-7
- Kabelbrand im Flug 3-7
- Kabinenbrand 3-8
- Flügelbrand 3-9

Vereisung 3-9
- Unabsichtliches Einfliegen in Vereisungsbedingungen 3-9
- Blockierte Statikdruckentnahme 3-10

Landen mit einem platten Hauptfahrwerksreifen 3-10

Landung mit einem platten Bugfahrwerksreifen 3-10

INHALTSVERZEICHNIS (Fortsetzung)

Seite

Störungen in der Stromversorgungsanlage 3-11
Starke Entladeanzeige des Amperemeters (voller Zeigerausschlag) 3-11
Aufleuchten der Unterspannungswarnlampe während des Fluges (Entladeanzeige des Amperemeters) 3-11
Störungen im Vakuumsystem 3-12

AUSFÜHRLICHE NOTVERFAHREN

Triebwerkstörungen 3-13
Notlandungen 3-15
Landung ohne Höhensteuerung 3-15
Feuer 3-16
Notverfahren im Wolkenflug (Vakuumsystemfehler) 3-16
Ausführen einer 180°-Kurve in den Wolken 3-16
Notabstieg durch Wolken 3-17
Ausleitung aus einem Spiralsturz in den Wolken 3-18
Unabsichtliches Einfliegen in Vereisungsbedingungen 3-18
Blockierte Statikdruckentnahme 3-18
Trudeln 3-19
Rauher Triebwerklauf oder Leistungsverlust 3-20
Verschmutzte Zündkerzen 3-20
Zündmagnetstörung 3-20
Niedriger Öldruck 3-20
Störungen in der Stromversorgungsanlage 3-21
Hoher Ladestrom 3-21
Unzureichender Ladestrom 3-22
Sonstige Notverfahren 3-22
Beschädigte Windschutzscheibe 3-22

EINLEITUNG

In diesem Kapitel sind die Notverfahren-Klarlisten und die ausführlichen Notverfahren zur Behandlung verschiedener Notfälle enthalten. Notfälle, die durch Flugzeugsystem- oder Triebwerkstörungen entstehen, sind sehr selten, wenn die Vorflugkontrollen und Flugzeugwartung korrekt durchgeführt wurden. Kritische Situationen, die durch Wetterbedingungen im Flug hervorgerufen werden, können minimiert bzw. ganz vermieden werden, wenn die Flugplanung gewissenhaft gemacht wird und der Pilot die Lage korrekt einschätzt, wenn unerwartete Wetterbedingungen angetroffen werden. Sollte sich trotzdem ein Notfall ereignen, so sollte man die hier beschriebenen Verfahren anwenden, um das aufgetretene Problem zu lösen. Notverfahren in Verbindung mit Standardavionik, ELT und Zusatzsystemen sind in Kapitel 9 aufgeführt.

GESCHWINDIGKEITEN

GESCHWINDIGKEITEN FÜR NOTVERFAHREN

Triebwerkstörung nach dem Abheben:	
Landeklappen eingefahren	70 KIAS
Landeklappen ausgefahren	65 KIAS
Manövergeschwindigkeit:	
1158 kg	105 KIAS
999 kg	98 KIAS
863 kg	90 KIAS
Geschwindigkeit für bestes Gleiten	68 KIAS
Vorsorgliche Landung mit Motorleistung	65 KIAS
Notlandung ohne Motorleistung:	
Landeklappen eingefahren	70 KIAS
Landeklappen ausgefahren	65 KIAS

NOTVERFAHREN-KLARLISTEN

Die Verfahren in den Notverfahren-Klarlisten, die **fett** gedruckt sind, sind solche, die sofort ausgeführt werden müssen, und sollten deshalb auswendig gelernt werden.

TRIEBWERKSTÖRUNGEN

WÄHREND DES STARTLAUFES

1. **Gashebel -- Leerlauf**
2. **Bremsen -- betätigen**
3. Landeklappen -- einfahren
4. Gemischhebel -- ganz herausziehen (Schnellstop)
5. Zündschalter -- AUS
6. Hauptschalter -- AUS

UNMITTELBAR NACH DEM ABHEBEN

1. **Geschwindigkeit -- 70 KIAS (Klappen eingefahren)**
   65 KIAS (Klappen ausgefahren)
2. Gemischhebel -- ganz herausziehen (Schnellstop)
3. Brandhahn -- ZU (ganz herausziehen)
4. Zündschalter -- AUS
5. Klappen -- nach Bedarf
6. Hauptschalter -- AUS
7. Kabinentür -- entriegeln
8. Landung -- geradeaus durchführen

WÄHREND DES FLUGES (WIEDERANLASSVERFAHREN)

1. **Geschwindigkeit -- 68 KIAS**
2. **Brandhahn -- AUF (ganz einschieben)**
3. **Tankwahlschalter -- BEIDE**
4. **Hilfskraftstoffpumpe -- AN**
5. **Gemischhebel -- REICH (wenn der Motor nicht wieder angesprungen ist)**
6. Zündschalter -- BEIDE (oder START, wenn der Propeller stillsteht)

NOTLANDUNGEN

NOTLANDUNGEN MIT STEHENDEM TRIEBWERK

1. Passagiersitze -- aufrecht
2. Sitze und Gurte -- anpassen und sichern
3. Geschwindigkeit -- 70 KIAS (Klappen eingefahren)
   65 KIAS (Klappen ausgefahren)
4. Gemischhebel -- ganz herausziehen (Schnellstop)
5. Brandhahn -- ZU (ganz herausziehen)
6. Zündschalter -- AUS
7. Landeklappen -- nach Bedarf (30° empfohlen)
8. Hauptschalter -- AUS (nachdem die Landung gesichert ist)
9. Türen -- entriegeln vor dem Aufsetzen
10. Aufsetzen - in leicht gezogener Fluglage
11. Bremsen-- stark betätigen

VORSORGLICHE LANDUNG MIT MOTORLEISTUNG

1. Passagiersitze -- aufrecht
2. Sitze und Gurte -- anpassen und sichern
3. Geschwindigkeit -- 65 KIAS
4. Landeklappen -- 20°
5. Notlandegelände auswählen und Notlandeplatz überfliegen, um sich über das Gelände und Hindernisse zu informieren. Klappen einfahren nach Erreichen einer sicheren Höhe und Geschwindigkeit
6. Avionikhauptschalter und sämtliche elektrische Verbraucher -- AUS
7. Landeklappen -- 30° (im Endteil)
8. Geschwindigkeit -- 65 KIAS
9. Hauptschalter -- AUS
10. Türen -- entriegeln vor dem Aufsetzen
11. Aufsetzen -- in leicht gezogener Fluglage
12. Zündschalter -- AUS
13. Bremsen -- stark betätigen

NOTWASSERUNG

1. Funk -- MAYDAY-Notruf auf 121.5 Mhz mit Angaben über Position und Absichten, XPDR „Squawk 7700“
2. Schwere Gegenstände (im Gepäckraum) -- festbinden oder hinauswerfen (wenn möglich)

3. Passagiersitze -- aufrecht
4. Sitze und Gurte -- anpassen und sichern
5. Landeklappen -- 20° bis 30°
6. Leistung -- sinken mit 300 ft/min bei 55 KIAS

ANMERKUNG

Falls keine Motorleistung vorhanden ist, Anfluggeschwindigkeit 70 KIAS mit Landeklappen eingefahren bzw. 65 KIAS mit Landeklappen auf 10°

7. Anflug -- bei starkem Wind und schwerer See --- gegen dem Wind
   bei leichtem Wind und schwerer See --- parallel zur Dünung
8. Türen -- entriegeln
9. Aufsetzen -- Horizontalfluglage bei stabilisierter Sinkgeschwindigkeit
10. Gesicht -- beim Aufsetzen mit gefalteten Mänteln, o.ä. schützen
11. ELT -- einschalten
12. Flugzeug -- durch die Türen verlassen. Wenn nötig, Fenster öffnen, um die Kabine zu fluten, so daß sich der Druck ausgleicht und die Türen geöffnet werden können
13. Schwimmwesten und Schlauchboot -- in sicherem Abstand zum Flugzeug aufblasen

FEUER

WÄHREND DES ANLASSENS AM BODEN

1. **Durchdrehen mit Anlasser -- fortsetzen**, um zu versuchen, daß der Motor anspringt und die Flammen und der Restkraftstoff hineingesaugt wird

Falls der Motor anspringt:

2. Leistung -- 1800 1/min für mehrere Minuten
3. Triebwerk -- abschalten und auf Schäden untersuchen

Falls der Motor nicht anspringt

4. **Gashebel -- Vollgas**
5. **Gemischhebel -- ganz herausziehen (Schnellstop)**
6. **Durchdrehen mit Anlasser -- fortsetzen**
7. **Brandhahn -- ZU (ganz herausziehen)**
8. **Hilfskraftstoffpumpe -- AUS**

9. Feuerlöscher -- ergreifen
10. Triebwerk -- gesichert
    a. Hauptschalter -- AUS
    b. Zündschalter -- AUS
11. Parkbremse -- lösen
12. Flugzeug -- verlassen
13. Feuer -- löschen mit Hilfe des Feuerlöschers oder mit anderen Hilfsmitteln wie Wolldecken oder Erde
14. Feuerschäden -- überprüfen, beschädigte Teile oder Kabel vor dem nächsten Flug reparieren oder ersetzen

TRIEBWERKBRAND IM FLUG

1. **Gemischhebel -- ganz herausziehen (Schnellstop)**
2. **Brandhahn -- ZU (ganz herausziehen)**
3. **Hilfskraftstoffpumpe-Schalter -- AUS**
4. **Hauptschalter -- AUS**
5. Kabinenheizung und -belüftung -- ZU (außer Frischluftschlitze an der Decke)
6. Geschwindigkeit -- 100 KIAS (Falls der Brand nicht ausgeht, Gleitgeschwindigkeit erhöhen, bis eine Geschwindigkeit erreicht wird - innerhalb der Geschwindigkeitsgrenzen -, bei der ein nicht brennbares Gemisch entsteht.)
7. Notlandung -- durchführen (nach dem Verfahren für Notlandungen mit stehendem Triebwerk)

KABELBRAND IM FLUG

1. **Hauptschalter -- AUS**
2. **Frischluftschlitze, Kabinenheizung und -belüftung -- ZU**
3. **Feuerlöscher -- betätigen**
4. Avionikhauptschalter -- AUS
5. Sämtliche elektrische Verbraucher (außer Zündschalter) -- AUS

⚠ WARNUNG

NACH BENUTZUNG DES FEUERLÖSCHERS UND NACH LÖSCHEN DES BRANDES, KABINE GUT BELÜFTEN BZW. ENTLÜFTEN

6. Frischluftschlitze, Kabinenheizung und -belüftung -- AUF, nachdem feststeht, daß der Brand ganz gelöscht worden ist

Wenn der Brand gelöscht worden ist und Strom für die Weiterführung des Fluges zum nächsten Flugplatz bzw. Landeplatz nötig ist

7. Hauptschalter -- AN
8. Sicherungen -- auf schadenhaften Stromkreis prüfen, nicht wieder einschalten
9. Funk -- AUS
10. Avionikhauptschalter -- AN
11. Funk / Elektrische Verbraucher -- AN, eins nach dem anderen mit Verzögerung, bis der Kurzschluß identifiziert worden ist

KABINENBRAND

1. **Hauptschalter -- AUS**
2. **Frischluftschlitze, Kabinenheizung und -belüftung -- ZU** (um Luftzug zu vermeiden)
3. **Feuerlöscher -- betätigen**

⚠ WARNUNG

NACH BENUTZUNG DES FEUERLÖSCHERS UND NACH LÖSCHEN DES BRANDES, KABINE GUT BELÜFTEN BZW. ENTLÜFTEN

4. Frischluftschlitze, Kabinenheizung und -belüftung -- AUF, nachdem feststeht, daß der Brand ganz gelöscht worden ist
5. Das Flugzeug so bald wie möglich landen, um eventuelle Schäden zu untersuchen

FLÜGELBRAND

1. **Landeschweinwerfer und Rollscheinwerfer – AUS**
2. **Navigationslichter -- AUS**
3. **Blitzlichter – AUS**
4. **Pitotrohrheizung – AUS**

ANMERKUNG

Einen Schiebeflug durchführen, um die Flammen vom Tank und von der Kabine fernzuhalten. So bald wie möglich landen, dabei die Landeklappen nur im kurzen Endteil und beim Aufsetzen soweit erforderlich verwenden

VEREISUNG

UNABSICHTLICHES EINFLIEGEN IN VEREISUNGSBEDINGUNGEN

1. **Pitotrohrheizung einschalten**
2. **Umkehren oder Flughöhe ändern**, um in Temperaturen zu gelangen, bei denen die Vereisungsgefahr geringer ist
3. **Kabinenheizungsknopf ganz herausziehen und Enteisungsschlitze öffnen**, um maximale Warmluftmenge für die Windschutzscheibe zu erhalten. Kabinenbelüftung entsprechend einstellen, um maximale Warmluftzufuhr für Enteisungszwecke zu bekommen.
4. Auf Zeichen einer Vereisung von Teilen des Motors achten. Ein unerwarteter Drehzahlverlust kann auf das Blockieren des Lufteinlaßfilters mit Eis zurückzuführen sein oder, in extrem seltenen Fällen, auf das totale Blockieren der Luftmengenmeßröhren der Einspritzanlage durch Eis. Gashebel für maximale Drehzahl einstellen. Dies kann entweder Hineinschieben oder Herausziehen des Hebels bedeuten, dies hängt von der Stelle im System ab, wo sich das Eis gebildet hat. Gemischhebel nach Bedarf für maximale Drehzahl einstellen.
5. Landung auf dem nächstgelegenen Flugplatz durchführen. Bei äußerst schneller Eisbildung ein geeignetes Gelände für eine Außenlandung suchen.
6. Bei einem Eisansatz an der Flügelvorderkante von mehr als 6 mm erhöht sich die Überziehgeschwindigkeit erheblich.
7. Landeklappen eingefahren lassen. Bei starkem Eisansatz am Höhenleitwerk könnte die Richtungsänderung der Tragflügel-Nachlaufströmung durch die ausgefahrenen Klappen zu einem Verlust der Höhenruderwirksamkeit führen.
8. Linkes Fenster öffnen und, wenn möglich, das Eis von einem Teil der Windschutzscheibe abkratzen, um die Sicht für den Landeanflug zu verbessern.
9. Wenn nötig und um die Sichtbedingungen zu verbessern, Landeanflug mit einem Seitengleitflug durchführen

10. Anflug je nach Eisansatz mit 65 bis 75 KIAS durchführen
11. Landung in Horizontalfluglage durchführen.

BLOCKIERTE STATIKDRUCKENTNAHME
(Bei Vermutung einer fehlerhaften Instrumentenanzeige)

1. **Notventil für den statischen Druck – AUF, ziehen**
2. Geschwindigkeit -- siehe entsprechende Kalibriertabelle in Kapitel 5

LANDEN MIT EINEM PLATTEN HAUPTFAHRWERKSREIFEN

1. Anflug -- normal
2. Landeklappen -- 30°.
3. Aufsetzen -- mit dem guten Reifen zuerst, platten Reifen möglichst lange mit Hilfe der Querruder vom Boden abhalten
4. Richtunghalten -- nach Bedarf durch Abbremsen des guten Reifens

LANDUNG MIT EINEM PLATTEN BUGFAHRWERKSREIFEN

1. Anflug -- normal
2. Landeklappen -- nach Bedarf
3. Aufsetzen -- auf dem Hauptfahrwerk, Bugfahrwerksreifen möglichst lange vom Boden abhalten
4. Wenn das Bugfahrwerksreifen aufsetzt, Höhenruder ziehen bis das Flugzeug zum Stillstand kommt

STÖRUNGEN IN DER STROMVERSORGUNGSANLAGE

STARKE ENTLADEANZEIGE DES AMPEREMETERS

(Voller Zeigerausschlag)

1. Generator -- AUS.

⚠ VORSICHT

WENN DER GENERATORTEIL DES HAUPTSCHALTERS AUSGESCHALTET IST, KÖNNEN KOMPAßABWEICHUNGEN BIS ZU 25° AUFTRETEN

2. Nicht notwendige elektrische Verbraucher -- AUS
3. Flug -- so bald wie möglich beenden

AUFLEUCHTEN DER UNTERSPANNUNGSWARNLAMPE (VOLTS) WÄHREND DES FLUGES (Entladeanzeige des Amperemeters)

ANMERKUNG

Ein Aufleuchten der Unterspannungswarnlampe (VOLTS) kann auch bei Betrieb mit niedrigen Drehzahlen und gleichzeitiger Belastung des Bordneztes vorkommen (z.B. bei Rollen mit niedriger Drehzahl). In einem solchen Fall erlischt die Warnlampe bei Erhöhung der Drehzahl. Der Hauptschalter muß dann nicht aus- und wieder eingeschaltet werden, da der Drehstromgenerator nicht infolge der Überspannung ausgeschaltet wurde.

1. Avionikschalter -- AUS
2. Generatorsicherung -- auf EIN prüfen
3. Hauptschalter -- AUS (beide Hälften)
4. Hauptschalter -- AN
5. Unterspannungsanzeige -- auf AUS prüfen
6. Avionikschalter -- AN

Falls die Unterspannungswarnlampe wieder aufleuchtet:

7. Generator-- AUS.

⚠ VORSICHT

WENN DER GENERATORTEIL DES HAUPTSCHALTERS AUSGESCHALTET IST, KÖNNEN KOMPAßABWEICHUNGEN BIS ZU 25° AUFTRETEN

8. Nicht notwendige Funkgeräte und elektrische Verbraucher -- AUS
9. Flug -- Landung so bald wie möglich

STÖRUNGEN IM VAKUUMSYSTEM

Linke oder rechte Vakuumsystemanzeigelampe (L VAC R) leuchtet auf

⚠ VORSICHT

WENN DAS VAKUUMSYSTEM AUßERHALB SEINER BETRIEBSGRENZEN ARBEITET, IST EIN FEHLER IM VAKUUMSYSTEM AUFGETRETEN. MÖGLICHERWEISE MÜSSEN ZUR FORTSETZUNG DES FLUGES VERFAHREN FÜR TEILWEISEN INSTRUMENTENAUSFALL („PARTIAL PANEL“) ANGEWANDT WERDEN.

1. **Vakuumpumpe** -- **prüfen**, ob die Anzeige innerhalb der normalen Betriebsgrenzen liegt

AUSFÜHRLICHE NOTVERFAHREN

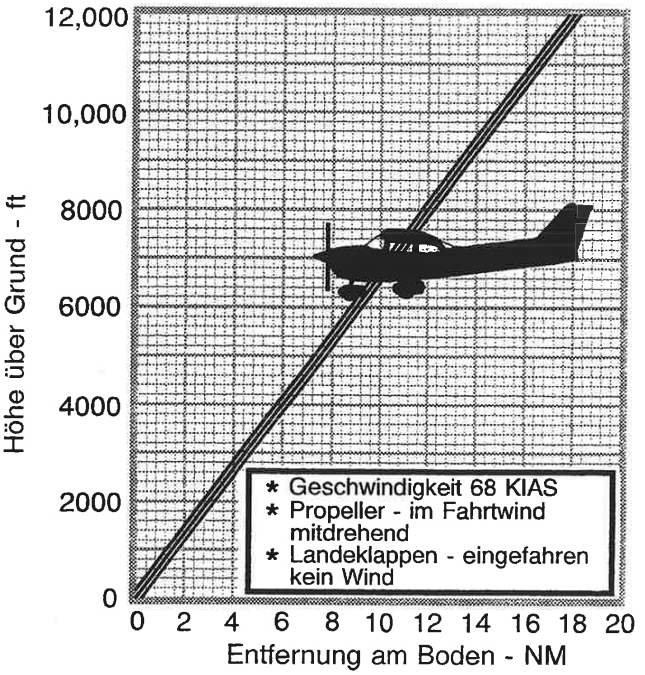
Die folgenden ausführlichen Notverfahren ergänzen die in den Notverfahren-Klarlisten dieses Kapitels angegebenen Verfahren. Sie beinhalten auch Informationen, die sich nicht für die Klarlistenform eignen sowie solche, bei denen man nicht davon ausgehen würde, daß ein Pilot sie dort suchen würde, um ein bestimmtes Problem zu lösen. Diese Informationen sollten vom Piloten genau gelesen werden, bevor er das Flugzeug das erste Mal in Betrieb nimmt und danach in regelmäßigen Abständen, um Verfahrenskenntnisse aufzufrischen.

TRIEBWERKSTÖRUNGEN

Bei einer Triebwerkstörung während der Startrollphase ist es am wichtigsten, das Flugzeug auf der verbleibenden Piste zum Stillstand zu bringen. Die zusätzlichen Informationen in den Klarlisten bringen zusätzliche Sicherheit nach einer solchen Störung.

Abhängig von der Höhe und der verbleibenden Pistenlänge ist ein entsprechendes Senken der Flugzeugnase, um die Geschwindigkeit zu halten und in eine Gleitfluglage überzugehen, die beste Antwort auf eine Triebwerkstörung unmittelbar nach dem Abheben. In den meisten Fallen ist die Landung geradeaus durchzuführen, wobei nur kleine Richtungsänderungen zum Ausweichen von Hindernissen unternommen werden sollten. Höhe und Geschwindigkeit reichen selten aus, um eine 180°-Kurve zurück zur Piste durchzuführen. Die Klarlisten-Verfahren gehen davon aus, daß genügend Zeit zur Verfügung steht, um die Kraftstoff- und Zündsysteme vor dem Aufsetzen auszuschalten.

Nach einer Triebwerkstörung während eines Fluges ist es am wichtigsten, das Flugzeug weiterhin zu fliegen. Die Geschwindigkeit für bestes Gleiten (68 KIAS) sollte so bald wie möglich eingenommen werden. Während des Gleitfluges zu einem geeigneten Landeplatz sollte der Pilot versuchen, den Grund der Störung ausfindig zu machen. Falls die Zeit reicht, sollte ein Wiederanlassen nach dem in den Klarlisten beschriebenen Verfahren versucht werden. Wenn der Motor nicht wieder anspringt, muß eine Landung mit stehendem Triebwerk durchgeführt werden.



0585C1011

Abb. 3-1. Bestes Gleiten

NOTLANDUNGEN

Wenn alle Versuche, den Motor wieder anzulassen, fehlgeschlagen haben und eine Notlandung kurz bevorsteht, halten Sie Ausschau nach einem geeigneten Landeplatz und führen Sie eine Notlandung nach dem in der „Notlandung mit stehendem Triebwerk"-Klarliste beschriebenen Verfahren durch. Senden Sie einen MAYDAY-Ruf auf 121.5 Mhz mit genauen Angaben über Position und Vorhaben. XPDR „squawk 7700".

Vor einer vorsorglichen Außenlandung mit Motorleistung sollten Sie das Gelände in einer sicheren aber niedrigen Höhe überfliegen, um die Bodenbeschaffenheit und eventuelle Hindernisse zu untersuchen. Verfahren Sie nach der „Vorsorgliche Landung mit Triebwerkleistung"-Klarliste.

Bereiten Sie sich auf eine Notwasserung vor, indem Sie alle schweren Gegenstände im Gepäckraum festbinden oder herauswerfen und richten Sie Mäntel u.ä. als Gesichtsschutz beim Aufsetzen her. Senden Sie einen MAYDAY-Ruf auf 121.5 Mhz mit genauen Angaben über Position und Vorhaben. XPDR „squawk 7700". Vermeiden Sie das Abfangen beim Aufsetzen, da es schwierig ist, die Höhe über Wasser einzuschätzen. Die Klarliste nimmt an, daß Motorleistung vorhanden ist, um die Notwasserung durchzuführen. Falls keine Motorleistung vorhanden ist, erreichen Sie mit den angegebenen Geschwindigkeiten und minimal ausgefahrenen Landeklappen die beste Fluglage für eine Notwasserung ohne Triebwerkleistung.

Bei einer Notlandung schalten Sie den Avionikschalter und den Hauptschalter erst ab, wenn die Landung gesichert ist. Ein zu frühes Abschalten deaktivert die elektrischen Systeme des Flugzeuges.

Vor einer Notlandung, vor allem in abgelegenen Gebieten und Gebirgsregionen, aktivieren Sie den ELT durch EINschalten des am Instrumentenbrett befindlichen Schalters. Siehe Kapitel 9 „Ergänzungen" für genaue Anweisungen bezüglich ELT-Betrieb.

LANDUNG OHNE HÖHENSTEUERUNG

Bei Ausfall der Höhensteuerung trimmen Sie das Flugzeug für den Horizontalflug (Geschwindigkeit ca. 65 KIAS und Landeklappen 20°) mit Hilfe des Gashebels und der Höhenrudertrimmung. Ändern Sie danach nicht die Höhenrudertrimmung; korrigieren Sie den Gleitwinkel nur mit Hilfe des Gashebels.

Beim Ausschweben ist das kopflastige Moment, das durch die Leistungsreduzierung entsteht, vom Nachteil und das Flugzeug könnte mit dem Bugfahrwerk aufsetzen. Deshalb sollte beim Ausschweben die Höhenrudertrimmung auf ganz schwanzlastig gesetzt werden und die Leistung so eingestellt werden, daß das Flugzeug beim Aufsetzen in die Horizontalfluglage kommt. Gashebel schließen beim Aufsetzen.

FEUER

Obwohl Motorbrände im Flug sehr selten sind, sollte nach der entsprechenden Klarliste verfahren werden, falls ein solcher Brand entsteht. Machen Sie eine Notlandung nach Durchführung dieses Verfahrens. Versuchen Sie nicht, das Triebwerk anzulassen.

Das erste Zeichen eines Kabelbrandes ist normalerweise der Geruch von brennendem Isolationsmaterial. Das in der Klarliste beschriebene Verfahren sollte zum Löschen des Brandes führen.

NOTVERFAHREN IM WOLKENFLUG (Totaler Ausfall des Vakuumsystemes)

Falls beide Vakuumpumpen während des Fluges ausfallen sollten, wird weder der Kurskreisel noch der künstliche Horizont richtig anzeigen. Der Pilot muß das Flugzeug mit Hilfe des Wendezeigers fliegen, falls er ungewollt in die Wolken gerät. Falls einen Autopilot eingebaut ist, könnte er auch beeinflußt sein. Siehe Kapitel 9 „Ergänzungen" für zusätzliche Informationen bezüglich dem Betrieb des Autopiloten. Die folgenden Anweisungen gehen davon aus, daß nur der elektrische Wendezeiger funktioniert und daß der Pilot keine IFR-Ausbildung hat.

AUSFÜHREN EINER 180°-KURVE IN DEN WOLKEN

Nach dem ungewollten Einflug in die Wolken sollte sofort wie folgt umgekehrt werden:

1. Merken Sie sich den Kompaßkurs
2. Mit Hilfe der Uhr führen Sie eine Standardlinkskurve ein. Halten Sie dabei den Flügel des Flugzeugsymboles des Wendezeigers gegenüber der unteren linken Markierung 60 Sekunden lang. Bringen Sie das Flugzeug wieder in die Horizontalfluglage, indem Sie das Flugzeugsymbol geradestellen.

3. Überprüfen Sie die Genauigkeit der Kurve mit Hilfe des Kompaßkurses. Der Kurs muß jetzt den Umkehrkurs des vorherigen Kompaßkurses sein.
4. Falls nötig passen Sie den Kurs vornehmlich durch Gieren und nicht durch Rollen an, um eine bessere Kompaßanzeige zu haben.
5. Halten Sie die Höhe und Geschwindigkeit durch vorsichtigen Einsatz des Höhenruders. Vermeiden Sie das Überkorrigieren, indem Sie die Hände so oft wie möglich vom Steuer nehmen. Richten Sie das Flugzeug nur mit Hilfe des Seitenruders aus.

NOTABSTIEG DURCH WOLKEN

Wenn die Wetterbedingungen die Wiederaufnahme des VFR-Fluges durch eine 180°-Umkehrkurve nicht zulassen, muß ein Abstieg durch die Wolken durchgeführt werden. Wenn möglich, bitten Sie über Funk um eine Genehmigung für einen solchen Notabstieg. Um einen Spiralsturz zu vermeiden, wählen Sie einen Ost- oder Westkurs, um Kompaßfehler durch wechselnde Rollwinkel zu vermeiden. Lassen Sie außerdem die Hände vom Steuerhorn fern und fliegen Sie geradeaus mit Hilfe des Seitenruders und des Wendezeigers. Überprüfen Sie regelmäßig den Kompaßkurs und führen Sie notwendige Korrekturen durch, um einigermaßen den Kurs beizuhalten. Bevor Sie in die Wolken einsinken, stabilisieren Sie Ihren Sinkflug wie folgt:

1. Stellen Sie Gemischhebel auf voll reich
2. Leistung für 500 bis 800 f/min Sinkflug einstellen
3. Höhenruder- und Seitenrudertrimmung für stabilisierten Sinkflug mit 70 - 80 KIAS stellen
4. Hände weg vom Steuerhorn!!
5. Wendezeiger beobachten und notwendige Korrekturen nur mit Hilfe des Seitenruders durchführen
6. Kompaßanzeige beobachten und vorsichtig Korrekturen mit dem Seitenruder durchführen, um eine Drehung zu beenden.
7. Nach dem Austritt aus den Wolken, normalen Reiseflug fortsetzen

AUSLEITUNG AUS EINEM SPIRALSTURZ IN DEN WOLKEN

Sollte das Flugzeug in den Wolken in einem Spiralsturz geraten, verfahren Sie wie folgt:

1. Gashebel in Leerlauf stellen
2. Durch koordinierte Anwendung des Quer- und Seitenruders das Flugzeugsymbol des Wendezeigers in die Horizontallage bringen
3. Höhenruder vorsichtig ziehen, um die Geschwindigkeit langsam auf 80 KIAS zu reduzieren
4. Höhenrudertrimmung auf 80 KIAS Gleitfluggeschwindigkeit stellen
5. Hände weg vom Steuerhorn !! Benutzen Sie nur das Seitenruder, um die Richtung zu halten
6. Gelegentlich Zwischengas geben, jedoch nicht so viel, daß der getrimmte Gleitflug beeinträchtigt wird
7. Nach dem Austritt aus den Wolken, normalen Reiseflug fortsetzen

UNABSICHTLICHES EINFLIEGEN IN VEREISUNGSBEDINGUNGEN

Das Fliegen unter Vereisungsbedingungen ist verboten und sehr gefährlich. Ein unabsichtliches Einfliegen in solche Vereisungsbedingungen kann am besten durch Anwendung der Klarliste behandelt werden. Das beste Verfahren ist natürlich die Umkehr oder die Reduzierung der Höhe, um den Vereisungsbedingungen zu entgehen.

Während des Fliegens unter solchen Bedingungen kann ein unerwarteter Leistungsverlust durch das Blockieren der Lufteinlaßfilter durch Eis entstehen oder in sehr seltenen Fällen kann das Eis die gesamten Luftmengenmeßröhren der Einspritzanlage blockieren. In beiden Fällen muß der Gashebel für maximale Drehzahl eingestellt werden (in manchen Fällen muß der Gashebel zurückgezogen werden, um die maximale Drehzahl zu erreichen). Der Gemischhebel sollte anschließend nach Bedarf für maximale Drehzahl eingestellt werden.

BLOCKIERTE STATIKDRUCKENTNAHME

Wenn fehlerhafte Anzeigen bei den am statischen Drucksystem angeschlossenen Instrumenten (Fahrtmesser, Höhenmesser, Variometer, usw.) vermutet werden, ziehen Sie an dem Notventil für den statischen Druck. Dadurch werden diese Instrumente mit statischem Druck aus der Kabine versorgt.

Wenn das Notventil für statischen Druck in Betrieb, die Heizung an und die Belüftung zu ist, ist beim Steigflug mit einer angezeigten Geschwindigkeit zu fliegen, die 1 bis 2 Knoten über der normalen Steiggeschwindigkeit liegt. Während des Landeanfluges ist mit einer angezeigten Geschwindigkeit zu fliegen, die 1 bis 2 Knoten unter der normalen leigt. Höhenmesserabweichungen unter solchen Bedingungen liegen unter 50 ft.

Bei geschlossenen Fenstern beträgt die Abweichung zur Normalanzeige 4 kts bzw. 30 ft im normalen Betriebsbereich. Wenn die Fenster offen sind, können größere Abweichungen im Bereich der Überziehgeschwindigkeit auftreten. Maximale Höhenmesserabweichung beträgt jedoch nie mehr als 50 Fuß.

TRUDELN

Sollte das Flugzeug unabsichtlich ins Trudeln geraten, sollte folgendes Ausleitverfahren angewandt werden:

1. GASHEBEL IN LEERLAUF
2. QUERRUDER IN NEUTRALSTELLUNG BRINGEN
3. SEITENRUDER VOLL ENTGEGEN DER DREHRICHTUNG AUSSCHLAGEN UND IN DIESER STELLUNG **HALTEN**
4. SOFORT **NACHDEM** DAS SEITENRUDER DEN ANSCHLAG ERREICHT HAT, STEUERHORN **SCHNELL** SO WEIT NACH VORN DRÜCKEN, BIS DER ÜBERZOGENE ZUSTAND BEENDET IST. Es kann sein, daß bei einer hintersten Schwerpunktlage das Höhenruder voll nach vorn gedrückt werden muß, um das Ausleiten erfolgreich durchzuführen.
5. DIESE RUDERSTELLUNGEN **HALTEN**, BIS DIE DREHUNG AUFHÖRT. Vorzeitiges Nachlassen kann das Ausleiten aus dem Trudeln verzögern.
6. SOBALD DAS DREHEN AUFHÖRT, SEITENRUDER IN DIE NEUTRALSTELLUNG BRINGEN UND DAS FLUGZEUG WEICH AUS DEN ANSCHLIEßENDEN STURZFLUG ABFANGEN.

ANMERKUNG

Falls infolge einer Desorientierung die Drehrichtung nicht durch Sicht nach außen bestimmt werden kann, kann man sie anhand des Flugzeugsymbols des Wendezeigers feststellen.

RAUHER TRIEBWERKLAUF ODER LEISTUNGSVERLUST

VERSCHMUTZTE ZÜNDKERZEN

Rauher Triebwerklauf im Flug kann durch eine oder mehrere verkohlte oder verbleite Zündkerzen verursacht werden. Dies kann durch folgendes Verfahren festgestellt werden: Zündschalter kurz von der Stellung BEIDE entweder auf L oder R schalten. Ein offensichtlicher Leistungsabfall bei Betrieb auf einem Zündmagneten ist ein Anzeichen für eine Kerzen- oder Magnetstörung. Da eine Kerzenstörung als wahrscheinlichere Ursache angenommen werden kann, sollte das Gemisch auf den für Reiseflug normalen armen Wert eingestellt werden. Schafft dies innerhalb weniger Minuten keine Abhilfe, so sollte man versuchen, ob ein etwas reicheres Gemisch einen ruhigeren Triebwerklauf bringt. Wenn nicht, nächstliegenden Flugplatz zur Instandsetzung anfliegen und dabei Zündschalterstellung BEIDE verwenden, sofern nicht äußerst rauher Lauf zur Verwendung nur eines Zündmagneten zwingt.

ZÜNDMAGNETSTÖRUNG

Plötzlicher rauher Triebwerklauf oder Fehlzündung ist gewöhnlich ein Anzeichen für Zündmagnetstörung. Umschalten des Zündschalters von BEIDE auf entweder L oder R wird erkennen lassen, welcher der beiden Zündmagnete nicht in Ordnung ist. Wählen Sie unterschiedliche Leistungseinstellungen und reichern Sie das Gemisch an, um festzustellen, ob Dauerbetrieb mit beiden Zündmagneten (Stellung BEIDE) möglich ist. Ist dies nicht der Fall, auf den einwandfreien Zündmagneten umschalten und nächstliegenden Flugplatz zur Instandsetzung anfliegen.

NIEDRIGER ÖLDRUCK

Wenn die Niedrigöldruckanzeige (OIL PRESS) aufleuchtet und die Öltemperatur im normalen Bereich bleibt, ist es möglich, daß der Öldruckgeber oder das Überdruckventil fehlerhaft sind. Landen Sie trotzdem beim nächstliegenden Flugplatz und stellen Sie die Ursache der Störung fest.

Wenn ein totaler Öldruckverlust zusammen mit einer Erhöhung der Öltemperatur auftritt, ist dies ein sicheres Anzeichen dafür, daß ein baldiger Triebwerksausfall bevorsteht. Sofort die Triebwerkleistung reduzieren und nach einem geeigneten Notlandeplatz Ausschau halten. Nur die zum Erreichen der gewählten Notlandestelle erforderliche Mindestleistung verwenden.

STÖRUNGEN IN DER STROMVERSORGUNGSANLAGE

Störungen in der Stromversorgungsanlage können durch regelmäßiges Überwachen des Amperemeters und der Unterspannungsanzeige (VOLTS) festgestellt werden. Die Ursache solcher Störungen ist jedoch für gewöhnlich schwer zu bestimmen. Die wahrscheinlichste Ursache für einen Generatorausfall sind ein kaputter Generatorantriebsriemen oder gebrochene Leitungen. Ein defekter Generatorregler kann auch zu Störungen führen. Störungen dieser Art verursachen einen „elektrischen Notfall" und sollten sofort behoben werden. Stromversorgungsstörungen fallen gewöhnlich in zwei Kategorien: zu hoher Ladestrom oder nicht ausreichender Ladestrom. Die nachfolgenden Absätze beschreiben die empfohlenen Abhilfsmaßnahmen für beide Störungsfälle.

HOHER LADESTROM

Nach dem Anlassen des Triebwerkes und starker elektrischer Belastung bei niedriger Triebwerksdrehzahl (z.B. bei längerem Rollen) wird die Batterie so weit entladen sein, daß sie im ersten Teil des Fluges einen höheren als den normalen Ladestrom aufnimmt. Nach 30 Minuten Reiseflug sollte jedoch das Amperemeter weniger als zwei Zeigerbreiten Ladestrom anzeigen. Wenn die Anzeige auf einem langen Flug über diesem Wert bliebe, würde sich die Batterie überhitzen und das Elektrolyt übermäßig schnell verdampfen.

Elektronische Bauteile in der elektrischen Anlage können durch eine über dem Normalwert liegende Spannung in Mitleidenschaft gezogen werden. Der Generatorregler beinhaltet einen Überspannungssensor, der normalerweise automatisch den Generator abschaltet, wenn die Ladespannung ca. 31,5 Volt erreicht. Zeigt das Amperemeter infolge eines fehlerhaften Überspannungssensors einen zu hohen Ladestrom an, sollten sofort der Generator und unnötige elektrische Verbraucher ausgeschaltet und der Flug so bald wie möglich beendet werden.

UNZUREICHENDER LADESTROM

ANMERKUNG

Ein Aufleuchten der Unterspannungswarnlampe (VOLTS) sowie eine Entladeanzeige am Amperemeter kann auch bei Betrieb mit niedrigen Drehzahlen und gleichzeitiger Belastung des Bordnetzes erfolgen (z.B. beim Rollen mit niedriger Drehzahl). In einem solchen Fall wird die Warnlampe bei höherer Drehzahl erlöschen.

Sollte der Überspannungssensor den Generator abschalten und die ALT FLD-Sicherung herausspringen oder sollte die Generatorausgangsleistung gering sein, zeigt das Amperemeter einen Entladestrom an und anschließend leuchtet die Unterspannungswarnlampe (VOLTS) auf. Da dies eine „Fehlfunktion" sein kann, sollte man versuchen, den Generator wieder einzuschalten. Hierzu ist zunächst der Avionikhauptschalter auszuschalten und die ALT FLD-Sicherung auf EIN zu überprüfen, danach sind beide Hälften des Hauptschalters aus- und dann wieder einzuschalten. Besteht die Störung nicht mehr, lädt der Generator wieder normal und die Unterspannungswarnlampe (VOLTS) erlischt. Der Avionikhauptschalter kann wieder eingeschaltet werden.

Leuchtet hingegen die Warnlampe wieder auf, so ist dies eine Bestätigung für die Störung. In diesem Fall sollte der Flug beendet werden bzw. die Stromentnahme aus der Batterie auf ein Minimum verringert werden, da die Batterie die elektrische Anlage nur eine begrenzte Zeit versorgen kann. Die Batterie muß für spätere Bedarfsfälle, wie z. B. das Ausfahren der Landeklappen, oder falls dieser Notfall während eines Nachtfluges eintritt, für den Einsatz des Landescheinwerfers bei der Landung geschont werden.

SONSTIGE NOTVERFAHREN

BESCHÄDIGTE WINDSCHUTZSCHEIBE

Sollte die Windschutzscheibe durch einen Vogelschlag oder ein sonstiges Ereignis im Flug so beschädigt werden, daß ein Loch entsteht, muß man mit einem erheblichen Leistungsverlust rechnen. In manchen Fällen (abhängig von dem Ausmaß der Beschädigung, der Höhe, usw.) kann dieser Verlust durch Öffnung der Seitenfenster reduziert werden, während das Flugzeug auf einer Landung am nächstliegenden Flugplatz vorbereitet wird. Wenn Flugleistungen oder sonstige Bedingungen eine Landung am nächstliegenden Flugplatz nicht zulassen, bereiten Sie eine Außenlandung nach den Klarlisten für eine „vorsorgliche Notlandung mit Motorleistung" oder „Notwasserung" vor.

KAPITEL 4
NORMALVERFAHREN

INHALTSVERZEICHNIS

Seite

Einleitung 4-5

GESCHWINDIGKEITEN

Geschwindigkeiten für den sicheren Betrieb 4-5

KLARLISTEN - NORMALVERFAHREN

Vorflugkontrolle 4-7
- Kabine 4-7
- Leitwerk 4-8
- Rechter Flügel, Hinterkante 4-8
- Rechter Flügel 4-8
- Nase 4-9
- Linker Flügel 4-10
- Linker Flügel, Vorderkante 4-11
- Linker Flügel, Hinterkante 4-11

Vor dem Anlassen des Triebwerkes 4-11
Anlassen des Triebwerkes (mit Batterie) 4-12
Anlassen des Triebwerkes (mit externem Stromanschluß) .. 4-13
Vor dem Start 4-13
Start 4-14
- Normaler Start 4-14
- Kurzstartverfahren 4-15

Reisesteigflug 4-15
- Normaler Steigflug 4-15

Reiseflug 4-15
Sinkflug 4-15
Vor der Landung 4-16

INHALTSVERZEICHNIS (Fortsetzung)

Seite

Landung 4-16
Normale Landung 4-16
Kurzlandung 4-16
Durchstarten 4-16
Nach der Landung 4-17
Sichern des Flugzeuges 4-17

AUSFÜHRLICHE VERFAHREN

Vorflugkontrolle 4-18
Anlassen des Triebwerkes 4-19
Rollen 4-20
Vor dem Start 4-22
Warmlaufen 4-22
Zündmagnetkontrolle 4-22
Generatorkontrolle 4-22
Landescheinwerfer 4-23
Start 4-23
Leistungskontrolle 4-23
Landeklappenstellung 4-24
Start bei Seitenwind 4-24
Reisesteigflug 4-24
Reiseflug 4-25
Leanen mit Hilfe der EGT-Anzeige 4-26
Überziehen 4-27

INHALTSVERZEICHNIS (Fortsetzung)

Seite

Landung 4-27
Normale Landung 4-27
Kurzlandung 4-28
Landung bei Seitenwind 4-28
Durchstarten 4-28
Kaltwetterbetrieb 4-29
Anlassen (Allgemeines) 4-29
Kaltwetterausrüstung 4-30
Warmwetterbetrieb 4-31
Lärmeigenschaften und Lärmreduzierungsmaßnahmen 4-31

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

EINLEITUNG

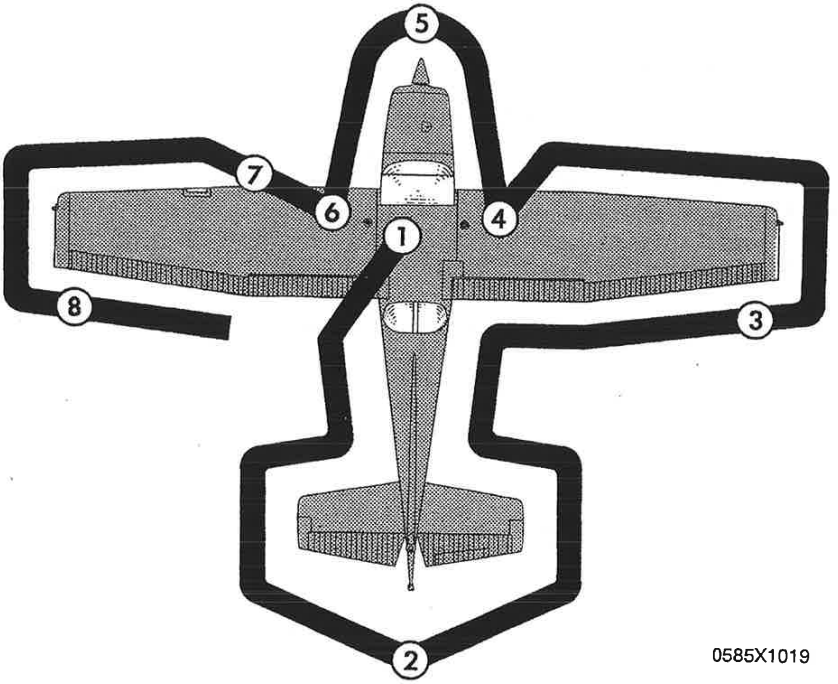
In diesem Kapitel sind die Klarlisten und die ausführlichen Verfahren für den Normalbetrieb enthalten. Normalverfahren in Verbindung mit Zusatzsystemen und Ausrüstungen sind in Kapitel 9, „Ergänzungen" aufgeführt.

GESCHWINDIGKEITEN

Geschwindigkeiten für den sicheren Betrieb

Falls nicht anders vermerkt, gelten die folgenden Geschwindigkeiten für eine maximale Flugmasse von 1158 kg und können auch bei niedrigeren Flugmassen angewandt werden:

Start:	
Normaler Start und Steigflug	75-85 KIAS
Kurzstart, Klappen 10°, Geschwindigkeit bei 15 m Hindernis	56KIAS
Reisesteigflug, Klappen eingefahren	
Normal, Meereshöhe	75-85 KIAS
Normal, 10 000 MSL	70-80 KIAS
Beste Steigrate in Meereshöhe	74 KIAS
Beste Steigrate, 10 000 ft MSL	72 KIAS
Bester Steigwinkel in Meereshöhe	62 KIAS
Bester Steigwinkel, 10 000 ft MSL	67 KIAS
Landeanflug	
Normaler Anflug, Klappen eingefahren	65-75 KIAS
Normaler Anflug, Klappen 30°	60-70 KIAS
Kurzlandung, Klappen 30°	61 KIAS
Durchstarten	
Maximale Leistung, Klappen 20°	55 KIAS
Maximale empfohlene Geschwindigkeit bei turbulenter Luft	
1158 kg	105 KIAS
999 kg	98 KIAS
863 kg	90 KIAS
Maximale demonstrierte Seitenwindkomponente	
Beim Start oder bei der Landung	15 KTS



ANMERKUNG

Während der Außenkontrolle das Flugzeug nach Sicht auf seinen allgemeinen Zustand prüfen. Das Flugzeug sollte in der normalen Bodenlage abgestellt sein (siehe Abb. 1-1), um eine korrekte Entnahme von Kraftstoffproben aus den Drainventilen zu ermöglichen. Die Benützung der Hilfstritte und -griffe vereinfacht den Zugang zu den Flügeloberseiten, um Sichtkontrollen und Tankvorgänge durchzuführen. Bei kaltem Wetter selbst kleinere Ansammlungen von Schnee, Eis oder Rauheis an den Flügeln, Leitwerk und Rudern entfernen. Stellen Sie außerdem sicher, daß die Ruder innen weder Eis noch Fremdkörper enthalten. Vor dem Flug prüfen Sie, daß sich die Pitotrohrheizung innerhalb von 30 Sekunden warm anfüllt. Falls ein Nachtflug durchgeführt werden soll, überprüfen Sie die Funktion der gesamten Beleuchtung und vergewissern Sie sich, daß eine Taschenlampe am Bord ist.

Abb 4-1. Vorflugkontrolle

KLARLISTEN-NORMALVERFAHREN

VORFLUGKONTROLLE

(1) KABINE

1. Pitotrohrabdeckung -- entfernen und nach Fremdkörpern prüfen
2. Flughandbuch -- am Bord
3. Masse und Schwerpunkt -- innerhalb der zulässigen Grenzen
4. Parkbremse -- gezogen
5. Ruderverriegelung -- entfernt
6. Zündschalter -- AUS
7. Avionikhauptschalter -- AUS

⚠ WARNUNG

BEIM EINSCHALTEN DES HAUPTSCHALTERS ODER BEI VERWENDUNG EINER FREMDSTROM-QUELLE SOWIE BEIM DURCHDREHEN DES PROPELLERS VON HAND IST SO VORZUGEHEN, ALS OB DER ZÜNDSCHALTER EINGESCHALTET SEI. PROPELLERKREISFLÄCHE FREIHALTEN, DA EINE LOSE ODER GEBROCHENE LEITUNG ODER EIN FEHLERHAFTES BAUTEIL EIN DREHEN DES PROPELLERS VERURSACHEN KÖNNTE !!

8. Hauptschalter -- AN
9. Kraftstoffvorratsanzeige -- prüfen und sicherstellen, daß die Anzeigen für niederen Kraftstoffstand (L Low Fuel R) erloschen sind
10. Avionikhauptschalter -- AN
11. Avionikbelüftungsgebläse -- AN, vergewissern, daß das Gebläse hörbar ist
12. Avionikhauptschalter -- AUS
13. Notventil für den statischen Druck -- ZU
14. Anzeigenpanelschalter -- in TST-Stellung stellen und halten, prüfen, daß alle roten und gelben Anzeigen aufleuchten

15. Anzeigenpanel-TST-Schalter -- loslassen. Überprüfen, daß die entsprechenden Anzeigen weiter an bleiben

ANMERKUNG

Wenn der Hauptschalter eingeschaltet wird, werden manche Anzeigen für ca. 10 Sekunden blinken, bevor sie dauernd aufleuchten. Wenn der TST-Schalter eingestellt und gehalten wird, wird die restliche Beleuchtung für ca. 10 Sekunden blinken, bevor sie dauernd aufleuchtet.

16. Tankwahlschalter -- BEIDE
17. Brandhahn -- AUF (ganz einschieben)
18. Landeklappen -- ausfahren
19. Pitotrohrheizung -- AN (Überprüfen, daß sich das Pitotrohr nach 30 Sekunden mit Batterie und Pitotschalter an warm anfüllt
20. Pitotrohrheizung -- AUS
21. Hauptschalter -- AUS
22. Gepäckraumtür -- überprüfen und verriegeln

(2) LEITWERK

1. Ruderverriegelung -- entfernen
2. Heckverankerung -- lösen
3. Steuerflächen -- auf Leichtgängigkeit und festen Sitz prüfen
4. Trimmruder -- auf festen Sitz prüfen
5. Antennen -- auf allgemeinen Zustand und festen Sitz prüfen

(3) RECHTER FLÜGEL, HINTERKANTE

1. Querruder -- auf Leichtgängigkeit und festen Sitz prüfen
2. Landeklappe -- auf Zustand und festen Sitz prüfen

(4) RECHTER FLÜGEL

1. Flügelverankerung -- lösen

2. Hauptfahrwerksreifen -- Luftdruck und allgemeiner Zustand (ausreichend Profil, Rutschmarkierung, usw.)
3. Kraftstoffsumpfschnellablaßventile (5) -- Vor jedem Flug und nach jedem Auftanken mindestens einen Meßbecher Kraftstoff aus jedem Kraftstoffsumpf ablassen und auf Wasser, Verunreinigungen und korrekte Kraftstoffart prüfen. Falls Wasser vorhanden ist, weitere Proben entnehmen, bis kein Wasser mehr feststellbar ist. Flügel und Leitwerk leicht schaukeln, um sonstige Verunreinigungen um das Ablaßventil zu sammeln. Mehrere Kraftstoffproben von sämtlichen Ablaßventilen entnehmen, bis keine Verunreinigung mehr festellbar ist. Falls die Proben noch unrein sind, siehe unten gegebene Warnung und fliegen Sie das Flugzeug nicht.

⚠ WARNUNG

WENN NACH MEHREREN KRAFTSTOFFPROBEN DER KRAFTSTOFF IMMER NOCH VERUNREINIGT IST, DARF NICHT GEFLOGEN WERDEN. DIE TANKS MÜSSEN GELEERT UND DIE KRAFTSTOFFANLAGE VON QUALIFIZIERTEM WARTUNGSPERSONAL GEREINIGT WERDEN. SÄMTLICHE VERUNREINIGUNGEN MÜSSEN VOR DEM NÄCHSTEN FLUG ENTFERNT WERDEN.

4. Kraftstoffmenge -- Sichtkontrolle durchführen
5. Tankdeckel -- geschlossen, Belüftungsöffnung frei

(5) NASE

1. Kraftstoffschnellablaßventil (an der unteren Seite des Rumpfes) -- Vor jedem Flug und nach jedem Auftanken mindestens einen Meßbecher Kraftstoff aus dem Tank ablassen und auf Wasser, Verunreinigungen und korrekte Kraftstoffart prüfen. Falls Wasser vorhanden ist, weitere Proben entnehmen, bis kein Wasser mehr feststellbar ist. Flügel und Leitwerk leicht schaukeln, um sonstige Verunreinigungen um das Ablaßventil zu sammeln. Mehrere Kraftstoffproben von sämtlichen Ablaßventilen entnehmen, bis keine Verunreinigung mehr feststellbar ist.

2. Sammeltank- und Tankwahlschnellablaßventile -- Vor jedem Flug und nach jedem Auftanken mindestens einen Meßbecher Kraftstoff aus den Ventilen ablassen und auf Wasser, Verunreinigungen und korrekte Kraftstoffart prüfen. Falls Wasser vorhanden ist, weitere Proben entnehmen, bis kein Wasser mehr feststellbar ist. Flügel und Leitwerk leicht schaukeln, um sonstige Verunreinigungen um die Ventile zu sammeln. Mehrere Kraftstoffproben von sämtlichen Ablaßventilen entnehmen, bis keine Verunreinigung mehr feststellbar ist
3. Motorölmeßstab/Füllerdeckel -- Ölmenge prüfen, Meßstab/Deckel festgeschraubt. Nicht unter 4,7 l betreiben. Auf 7,6 l auffüllen, wenn ein längerer Flug geplant ist
4. Lufteinlässe, Motorraum -- frei
5. Propeller und Nabe-- prüfen auf Beschädigungen und festen Sitz
6. Luftfilter -- prüfen auf Blockierung durch Staub oder andere Fremdkörper
7. Bugfahrwerksfederbein und -reifen -- Druck des Federbeines und allgemeiner Zustand ausreichend (Profil, Rutschmarkierungen, usw.)
8. Linke Statikdrucköffnung -- frei

(6) LINKER FLÜGEL

1. Kraftstoffmenge -- Sichtkontrolle durchführen
2. Tankdeckel -- geschlossen, Belüftungsöffnung frei
3. Kraftstoffsumpfschnellablaßventile (5) -- Vor jedem Flug und nach jedem Auftanken mindestens einen Meßbecher Kraftstoff aus jedem Kraftstoffsumpf ablassen und auf Wasser, Verunreinigungen und korrekte Kraftstoffart prüfen. Falls Wasser vorhanden ist, weitere Proben entnehmen, bis kein Wasser mehr feststellbar ist. Flügel und Leitwerk leicht schaukeln, um sonstige Verunreinigungen um das Ablaßventil zu sammeln. Mehrere Kraftstoffproben von sämtlichen Ablaßventilen entnehmen, bis keine Verunreinigung mehr festellbar ist. Falls die Proben noch unrein sind, siehe Warnung auf Seite 4-9 und fliegen Sie das Flugzeug nicht.
4. Hauptfahrwerksreifen -- Luftdruck und allgemeiner Zustand ausreichend (Profil, Rutschmarkierung, usw.)

(7) LINKER FLÜGEL, VORDERKANTE

1. Tankbelüftungsöffnung -- frei
2. Überziehwarnungsöffnung -- frei. Um das Warnsystem zu kontrollieren, sauberes Taschentuch über die Öffnung legen und durch Saugen Unterdruck erzeugen. Das Hupen der Warnhupe zeigt an, daß das System funktioniert.
3. Flügelverankerung -- lösen
4. Lande-/Rollscheinwerfer -- Zustand und Sauberkeit prüfen

(8) LINKER FLÜGEL, HINTERKANTE

1. Querruder -- prüfen auf Leichtgängigkeit und festen Sitz
2. Landeklappe -- prüfen auf Zustand und festen Sitz

VOR DEM ANLASSEN DES TRIEBWERKES

1. Vorflugkontrolle -- durchgeführt
2. Passagiereinweisung -- durchgeführt
3. Sitze und Sicherheitsgurte -- angepaßt und verriegelt. Spanntrommeln prüfen
4. Bremsen -- prüfen und betätigen
5. Sicherungen -- auf EIN prüfen
6. Elektrische Geräte, Autopilot (falls eingebaut) -- AUS

⚠ VORSICHT

DER AVIONIKHAUPTSCHALTER MUß WÄHREND DES ANLASSVERFAHRENS AUSGESCHALTET SEIN, DA ES SONST ZU BESCHÄDIGUNGEN DER GERÄTE FÜHREN KANN

7. Avionikhauptschalter -- AUS
8. Tankwahlschalter -- BEIDE
9. Brandhahn -- AUF (voll hineingedrückt)
10. Avioniksicherungen -- auf EIN prüfen

ANLASSEN DES TRIEBWERKES (mit der Batterie)

1. Gashebel -- ca. 6 mm öffnen
2. Gemischhebel -- ganz herausziehen (Schnellstop)
3. Propellerbereich -- frei
4. Hauptschalter -- AN
5. Hilfskraftstoffpumpe -- AN
6. Gemischhebel -- einstellen für 11,5 - 19 l/h Kraftstoffdurchfluß, dann wieder ganz herausziehen (Schnellstop)

ANMERKUNG

Wenn das Triebwerk warm ist, übergehen Sie den Einspritzvorgang von Schritt 6 der oben angebenen Anweisungen

7. Zündschalter -- anlassen (loslassen, wenn der Motor anspringt)
8. Gemisch -- langsam auf voll reich bringen, wenn der Motor zündet

ANMERKUNG

Falls zuviel Kraftstoff eingespritzt wurde, schalten Sie die Hilfskraftstoffpumpe aus, ziehen Sie den Gemischhebel heraus (Schnellstop), Gashebel halb offen und Motor anlassen. Nachdem der Motor anspringt, Gemischhebel auf voll reich und Gashebel schnell zurückziehen.

9. Öldruck -- prüfen
10. Hilfskraftstoffpumpe -- AUS
11. Zusammenstoßwarnlampe und Navigationslichter -- AN (nach Bedarf)
12. Avionikhauptschalter -- AN
13. Funkgeräte -- AN
14. Landeklappen -- einfahren

ANLASSEN DES TRIEBWERKES (mit externem Stromanschluß)

1. Gashebel -- ca. 6 mm öffnen
2. Gemischhebel -- ganz herausziehen (Schnellstop)
3. Propellerbereich -- frei
4. Externer Stromanschluß -- mit dem Flugzeuganschluß verbinden
5. Hauptschalter -- AN
6. Hilfskraftstoffpumpe -- AN
7. Gemisch -- einstellen für 11,5 - 19 l/h Kraftstoffdurchfluß, dann wieder ganz herausziehen (Schnellstop)
8. Zündschalter -- anlassen (loslassen, wenn der Motor anspringt)
9. Gemisch -- langsam auf voll reich stellen, wenn der Motor zündet

ANMERKUNG

Falls zuviel Kraftstoff eingespritzt wurde, schalten Sie die Hilfskraftstoffpumpe aus, ziehen Sie den Gemischhebel heraus (Schnellstop), Gashebel halb offen und Motor anlassen. Nachdem der Motor anspringt, Gemischhebel auf voll reich und Gashebel schnell zurückziehen.

10. Öldruck -- prüfen
11. Hilfskraftstoffpumpe -- AN
12. Externer Stromanschluß -- von dem Flugzeuganschluß trennen
13. Zusammenstoßwarnlampe und Navigationslicher -- AN (nach Bedarf)
14. Avionikhauptschalter -- AN
15. Funkgeräte -- AN
16. Landeklappen -- einfahren

VOR DEM START

1. Parkbremse -- betätigen
2. Passagiersitze -- aufrecht
3. Sitze und Gurte -- fest und verriegelt
4. Kabinentüre -- geschlossen und verriegelt
5. Steuerflächen -- frei und sinnrichtig

Gashebel: Sicherstellen eines einwandfreien Triebwerkslaufes

1. bei Leerlaufdrehzahlen zwischen 575 bis 625 Umdrehungen pro Minute
2. im Drehzahlbereich bis 1000 Umdrehungen pro Minute.

6. Fluginstrumente -- prüfen und einstellen
7. Kraftstoffmenge -- prüfen
8. Gemischhebel -- voll reich
9. Tankwahlschalter -- prüfen BEIDE
10. Höhenrudertrimmung -- einstellen für den Start
11. Drehzahl -- 1800 1/min
    a. Zündmagnete -- prüfen (Drehzahlabfall darf nicht mehr als 150 1/min für jeden Magnet betragen, der Drehzahlunterschied zwischen beiden Magneten darf nicht mehr als 50 1/min sein)
    b. Vakuumanzeige -- prüfen
    c. Triebwerksüberwachungsinstrumente und Amperemeter -- prüfen
12. Anzeigenpanel -- sicherstellen, daß keine Anzeigelampe aufleuchten
13. Drehzahl -- 1000 1/min oder weniger
14. Reibungssperre des Gashebels -- einstellen
15. Blitzlichter -- nach Bedarf
16. Funkgeräte und Avionik -- einstellen
17. Autopilot (falls eingebaut) -- AUS
18. Landeklappen -- einstellen für den Start (0°-10°)
19. Bremsen -- lösen

START

NORMALER START

1. Landeklappen -- 0° - 10°
2. Gashebel -- Vollgas
3. Gemisch -- voll reich (oberhalb von 3000 ft auf maximale Drehzahl abmagern)
4. Höhenruder -- Bugrad entlasten (ab 55 KIAS)
5. Steiggeschwindigkeit -- 70 - 80 KIAS

KURZSTARTVERFAHREN

1. Landeklappen -- 10°
2. Bremsen -- betätigen
3. Gashebel -- Vollgas
4. Gemisch -- voll reich (oberhalb 3000 ft auf maximale Drehzahl abmagern)
5. Bremsen -- lösen
6. Höhenruder -- etwas schwanzlastig
7. Steiggeschwindigkeit -- 57 KIAS (bis sämtliche Hindernisse überflogen sind)

REISESTEIGFLUG

NORMALER STEIGFLUG

1. Geschwindigkeit -- 70 - 85 KIAS
2. Gashebel -- Vollgas
3. Gemisch -- voll reich (oberhalb 3000 ft auf maximale Drehzahl abmagern)

REISEFLUG

1. Drehzahl -- 2100 - 2700 1/min (es wird empfohlen, nicht mit mehr als 75% Leistung zu fliegen)
2. Höhenrudertrimmung -- einstellen
3. Gemischhebel -- Leanen

SINKFLUG

1. Gashebel -- nach Bedarf
2. Gemisch -- einstellen für runden Motorlauf (vollreich für Leerlauf)
3. Tankwahlschalter -- BEIDE

VOR DER LANDUNG

1. Piloten- und Passagiersitze -- aufrecht
2. Sitze und Gurte -- fest und verriegelt
3. Tankwahlschalter -- BEIDE
4. Gemisch -- voll reich
5. Lande-/Rollscheinwerfer -- AN
6. Autopilot (falls eingebaut) -- AUS

LANDUNG

NORMALE LANDUNG

1. Geschwindigkeit -- 65 - 75 KIAS (Klappen eingefahren)
2. Landeklappen -- nach Bedarf (0°-10° unter 110 KIAS, 10°-30° unter 85 KIAS)
3. Geschwindigkeit -- 60 - 70 KIAS (Klappen ausgefahren)
4. Aufsetzen-- auf dem Hauptfahrwerk
5. Ausrollen -- Bugfahrwerk langsam aufsetzen
6. Bremsen-- so wenig wie nötig

KURZLANDUNG

1. Geschwindigkeit -- 65 - 75 KIAS (Klappen eingefahren)
2. Landeklappen -- voll ausgefahren (30°)
3. Geschwindigkeit -- 61 KIAS (bis zum Aufsetzen)
4. Leistung -- wenn die Landung gesichert ist, zurücknehmen auf Leerlauf
5. Aufsetzen -- auf dem Hauptfahrwerk
6. Bremsen -- Vollbremsung
7. Landeklappen -- einfahren

DURCHSTARTEN

1. Gashebel -- Vollgas
2. Landeklappen -- einfahren auf 20°
3. Steiggeschwindigkeit -- 60 KIAS
4. Landeklappen -- 10° (bis zur Hindernisfreiheit) einfahren (nach Erreichen einer sicheren Höhe und 65 KIAS)

NACH DER LANDUNG

1. Landeklappen -- einfahren

SICHERN DES FLUGZEUGES

1. Parkbremse -- betätigen
2. Avionikhauptschalter, elektrische Geräte, Autopilot (falls eingebaut)-- AUS
3. Gemisch -- ganz herausziehen (Schnellstop)
4. Zündschalter -- AUS
5. Hauptschalter -- AUS
6. Ruderverriegelung -- anbringen
7. Tankwahlschalter -- LINKS oder RECHTS, um Überfließen vom Kraftstoff von einem Tank in den anderen zu vermeiden

AUSFÜHRLICHE VERFAHREN

VORFLUGKONTROLLE

Die Vorflugkontrolle, die in Abb 4-1 und den dazugehörigen Klarlisten dargestellt wurde, muß vor jedem Flug durchgeführt werden. Wenn das Flugzeug länger nicht bewegt worden ist, in letzter Zeit eine große Reparatur durchgeführt wurde oder von Grasplätzen aus betrieben wurde, muß eine ausführlichere Vorflugkontrolle unternommen werden.

Nach großen Reparaturen sollten die Steuer- und Trimmflächen genauestens untersucht werden, um sicher zu sein, daß sie freigängig sind, sinnrichtig funktionieren und festsitzen. Nach einer periodischen Kontrolle sollten alle Inspektionsdeckel auf festen Sitz untersucht werden. Wenn das Flugzeug gewaschen oder poliert worden ist, prüfen Sie die Statikdruckentnahme auf Fremdkörper.

Wenn das Flugzeug in einer vollen Halle rangiert wurde, prüfen Sie die Flügel, den Rumpf und die Leitwerke auf Beulen und Kratzer, Beschädigung der Navigations- und Zusammenstoßwarnlichter, Beschädigung des Bugrades durch Überschreiten von Schleppbegrenzungen und die Antennen.

Wenn das Flugzeug längere Zeit draußen abgestellt wurde, können sich Staub und Dreck in den Luftfiltern, Fremdkörper in den Staudruckleitungen, Wasser in den Kraftstofftanks und Nester von Insekten, Vögeln oder Nagetieren in sämtlichen Öffnungen befinden. Falls Wasser im Kraftstoffsystem festgestellt wird, müssen die Kraftstoffsumpfschnellablaßventile, das Kraftstoffsammelbehälterschnellablaßventil und das Kraftstoffsiebschnellablaßventil ausgiebig drainiert werden. Danach sollten die Flügel und der Leitwerk leicht geschaukelt werden, um weitere Verunreinigungen an den Ventilen zu sammeln. Proben sollten wiederholt von **allen** Ablaßventilen genommen werden, bis **alle** Verunreinigungen entfernt worden sind. Wenn nach wiederholter Probeentnahme Verunreinigungen immer noch feststellbar sind, müssen die Kraftstofftanks ganz entleert und das Kraftstoffsystem gründlich gereinigt werden.

Falls das Flugzeug im Freien starkem Wind oder starken Böen ausgesetzt war oder neben rollenden Flugzeugen abgestellt wurde, sollten die Anschläge der Steuerflächen, die Scharniere und die Lager mit besonderer Aufmerksamkeit untersucht werden, um eventuelle Beschädigung durch den Wind festzustellen.

Falls das Flugzeug aus mit Schlamm oder Schnee bedeckten Plätzen betrieben wurde, überprüfen Sie die Haupt- und Bugfahrwerksverkleidung nach Fremdkörpern und auf Sauberkeit. Betrieb aus Schotter- oder Aschbahnplätze verlangt besondere Überprüfung der Propellerblattspitzen und der Vorderkanten des Höhenleitwerkes auf Abscheuerung. Steinschlag am Propeller kann die Lebensdauer der Propellerblätter drastisch reduzieren.

Die Fahrwerke von Flugzeugen, die aus Grasplätzen in großen Höhen betrieben werden, sind extremen Belastungen ausgesetzt. Sämtliche Teile des Fahrwerkes, die Federbeine, Reifen und Bremsen sollten regelmäßig überprüft werden. Wenn das Federbein nicht ausreichend ausgefedert ist, wird die Flugzeugstruktur unzulässigen Belastungen während der Landung und des Rollens ausgesetzt.

Um Kraftstoffverlust während eines Fluges zu vermeiden, vergewissern Sie sich, daß die Tankdeckel nach jeder Kraftstoff- bzw. Wartungskontrolle verriegelt sind. Die Tankbelüftungsöffnungen sollten auch regelmäßig auf Fremdkörper, Eis und Wasser untersucht werden, vor allem unter kalten, nassen Wetterbedingungen.

ANLASSEN DES TRIEBWERKES

Bei kaltem Wetter fällt die Motorraumtemperatur nach Abschalten des Triebwerkes rasch ab, die Einspritzleitungen bleiben dabei fast voll mit Kraftstoff.

Bei warmem Wetter kann die Motorraumtemperatur nach Abschalten des Triebwerkes rasch ansteigen und der Kraftstoff in den Leitungen wird verdampfen und in die Ansaugkrümmer gelangen. Das Anlaßverfahren unter Warmwetterbedingungen hängt sehr davon ab, wie bald nach dem Abschalten des Triebwerkes der nächste Anlaßversuch stattfindet. Innerhalb von 20 bis 30 Minuten nach dem Abschalten sind die Ansaugkrümmer ausreichend mit Kraftstoff versorgt und die leeren Kraftstoffleitungen werden sich mit Kraftstoff füllen, bevor der Motor absterben kann. Nach ca. 30 Minuten jedoch wird der verdampfte Kraftstoff in den Ansaugkrümmern fast verschwunden sein und etwas Kraftstoff muß eingespritzt werden, um die Leitungen zu füllen und der Triebwerk nach dem Anlaßverfahren am Laufen zu halten. Das Anlassen eines warmen Triebwerkes kann dadurch vereinfacht werden, daß der Gemischhebel, nachdem der Motor anspringt, auf ca. 1/3 seines Weges eingeschoben und dann langsam auf voll reich eingestellt wird, wenn der Motor läuft.

Sollte das Triebwerk nach dem Anlassen zum erneuten Absterben neigen, schalten Sie kurzfristig die Hilfskraftstoffpumpe ein und stellen Sie den Gas- bzw. Gemischhebel so ein, daß der Motor am Laufen bleibt. Falls zu viel Kraftstoff eingespritzt wurde oder der Motor abgesoffen ist, schalten Sie die Hilfskraftstoffpumpe aus und setzen Sie das Anlaßverfahren mit dem Gashebel halb bis ganz offen und dem Gemischhebel auf voll arm fort. Nachdem der Motor anspringt, stellen Sie den Gemischhebel langsam auf voll reich und den Gashebel auf die gewünschte Leerlaufdrehzahl.

Falls zu wenig Kraftstoff eingespritzt wird (höchstwahrscheinlich bei kaltem Wetter mit einem kalten Motor), wird er nicht anspringen und zusätzliches Einspritzen wird notwendig sein.

Wenn sich die Öldruckanzeige nach dem Anspringen des Motors nicht innerhalb von 30 Sekunden im Sommer und innerhalb einer Minute bei sehr kaltem Wetter bewegt, schalten Sie den Motor sofort ab und untersuchen Sie das Triebwerk.

ANMERKUNG

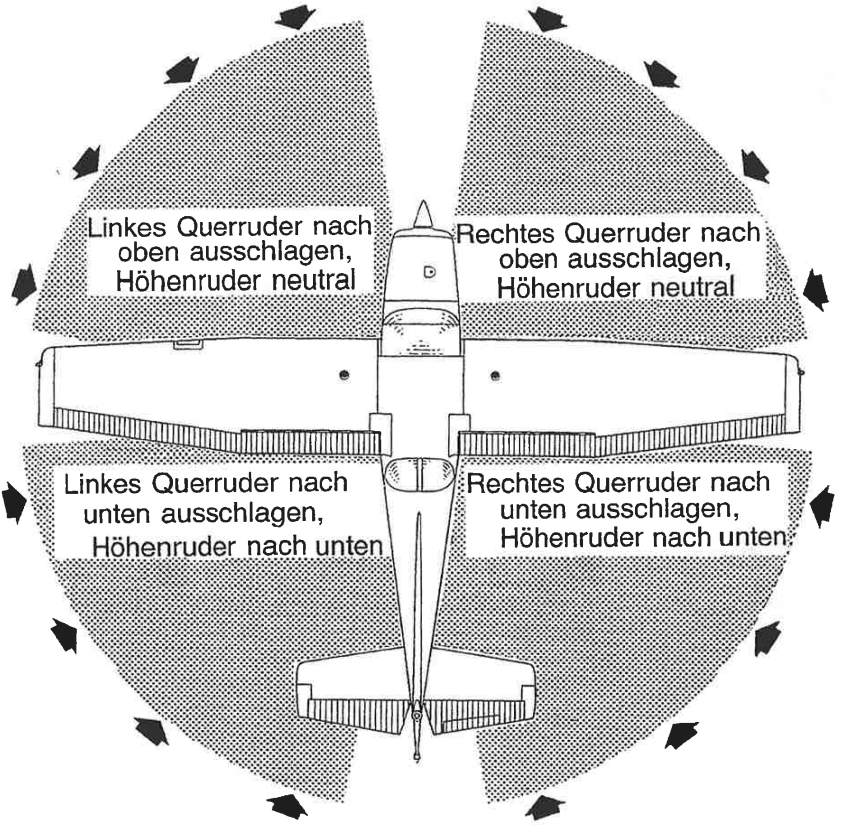
Zusätzliche Informationen über das Anlaßverfahren und den Betrieb bei kaltem Wetter sind dem Abschnitt „Kaltwetterbetrieb" dieses Kapitels zu entnehmen.

Empfohlener Anlasserbetriebszyklus: Den Starter 10 Sekunden lang betätigen, anschließend 20 Sekunden abkühlen lassen. Dieser Zyklus kann zweimal zusätzlich wiederholt werden, anschließend muß der Starter 10 Minuten abkühlen, bevor ein erneuter Anlassversuch unternommen werden kann. Nach dieser Abkühlphase können weitere drei Startzyklen mit je 10 Sekunden gefolgt von je 20 Sekunden Abkühlphase unternommen werden. Falls der Motor immer noch nicht anspringt, sollte eine Untersuchung zur Klärung der Ursache durchgeführt werden.

ROLLEN

Beim Rollen ist es wichtig, daß die Rollgeschwindigkeit und die Betätigung der Bremsen auf ein Minimum beschränkt wird und alle Ruder zur Beibehaltung der Richtung und des Gleichgewichtes verwendet werden (siehe Abb. 4-2, Rolldiagramm).

Rollen über lockeren Schotter oder über Asche sollte mit geringer Drehzahl erfolgen, um Abscheuerung und Steinschlagschäden an den Propellerblattspitzen zu vermeiden.



ANMERKUNG

Starke seitliche Rückenwinde erfordern Vorsicht. Unter solchen Umständen plötzliches Gasgeben und scharfes Bremsen vermeiden. Lenkbares Bugrad und Seitenruder zur Beibehaltung der Richtung benutzen.

0585X1020

Abb. 4-2. Rolldiagramm

VOR DEM START

WARMLAUFEN

Wenn das Triebwerk rund läuft, ist das Flugzeug fertig zum Start. Vermeiden Sie eine Überhitzung des Motors bei längerem Bodenbetrieb. Ein langer Leerlaufbetrieb kann zu verschmutzten Zündkerzen führen.

ZÜNDMAGNETKONTROLLE

Die Zündmagnetprüfung sollte bei 1800 1/min wie folgt durchgeführt werden: Zündschalter zuerst auf Stellung „R" schalten und Drehzahl ablesen. Dann Schalter auf Stellung „BEIDE" zurückschalten, um den anderen Zündkerzensatz freizubrennen. Danach auf Stellung „L" schalten, Drehzahl ablesen und den Schalter wieder auf BEIDE zurückstellen. Der Drehzahlabfall sollte bei keinem der beiden Magnete mehr als 150 1/min und der Drehzahlunterschied zwischen den beiden Magneten nicht mehr als 50 1/min betragen. Falls Zweifel hinsichtlich der Funktion der Zündanlage bestehen, werden gewöhnlich Drehzahlprüfungen bei höheren Drehzahlen bestätigen, ob eine Störung vorliegt.

Das Fehlen eines Drehzahlabfalles kann ein Zeichen für mangelhaften Masseschluß einer Seite der Zündanlage sein oder Grund für den Verdacht geben, daß die Magneteinstellung nicht dem vorgeschriebenen Wert entspricht.

GENERATORKONTROLLE

Vor Flügen, bei denen Gewißheit über die einwandfreie Funktion des Generators und dessen Regler herrschen muß (z.B. bei Nacht- und Instrumentenflügen), kann man sich Gewißheit verschaffen, indem man die elektrische Anlage kurzzeitig (3 bis 5 Sekunden) mit dem Einschalten des Landescheinwerfers oder dem Fahren der Landeklappen während des Warmlaufens des Motors (1800 1/min) belastet. Das Amperemeter wird innerhalb einer Zeigerbreite von seiner Nullstellung bleiben, wenn der Generator und der Regler richtig funktionieren.

LANDESCHEINWERFER

Wenn der Landescheinwerfer verwendet wird, um die Sichtbarkeit des Flugzeuges in der Platzrunde oder während des Überlandfluges zu verbessern, wird empfohlen, nur den Rollscheinwerfer einzuschalten, um die Lebensdauer des Landescheinwerfers zu verlängern.

START

LEISTUNGSKONTROLLE

Es ist wichtig, das Verhalten des Triebwerkes bei Vollgasbedingungen bereits im Anfangsstadium der Startrollstrecke zu überprüfen. Jegliche Anzeichen von unruhigem Lauf oder träger Beschleunigung sollten zu einem Abbruch des Startes führen. Falls dies vorkommen sollte, sollten Sie vor dem nächsten Startversuch einen gründlichen Vollgas-Standlauf durchführen. Das Triebwerk sollte dabei ruhig bei einer Drehzahl zwischen 2300 und 2400 1/min laufen, wobei das Gemisch für maximale Drehzahl verarmt sein sollte.

Vollgas-Standläufe auf lockerem Schotter sind für die Propellerblattspitzen besonders schädlich. Wenn jedoch Starts von solchen Flugplätzen durchgeführt werden müssen, ist es sehr wichtig, daß langsam Gas gegeben wird. Dadurch fängt das Flugzeug langsam zu rollen an, bevor hohe Drehzahlen erreicht werden, und der Schotter wird mehr hinter den Propeller geblasen, als daß er in ihn hineingesaugt wird. Bei Auftreten kleiner Einschläge in den Propellerblättern sollten diese so bald wie möglich nach dem in Kapitel 8, Abschnitt „Propellerpflege“ beschriebenen Verfahren behandelt werden.

Vor dem Start von Flugplätzen in Höhen über 3000 ft MSL sollte das Gemisch während eines Vollgas-Standlaufes auf maximale Drehzahl verarmt werden.

Nachdem Vollgas gegeben wurde, ist die Reibungssperre des Gashebels im Uhrzeigersinn festzusetzen, um ein Zurückwandern des Hebels aus der Vollgasstellung zu verhindern. Ebenso sollte die Reibsperre bei Bedarf in anderen Flugzuständen benutzt werden, um eine bestimmte Gashebeleinstellung beizubehalten.

LANDEKLAPPENSTELLUNG

Normale Starts werden mit einer Landeklappenstellung von 0° bis 10° durchgeführt. Auf 10° ausgefahrene Klappen verkürzen die Startrollstrecke und die Gesamtstartstrecke über 15 m Hindernis um etwa 10%. Landeklappenstellungen größer als 10° sind beim Start nicht zulässig. Wenn eine 10°-Klappenstellung für den Start benutzt wird, sollten die Klappen erst nach Überfliegen aller Hindernisse und nach Erreichen der sicheren Geschwindigkeit für das Einfahren der Klappen von 60 KIAS eingefahren werden. Beim Kurzstart beträgt diese Geschwindigkeit 56 KIAS und die Klappenstellung 10°.

Starts von weichen oder unebenen Plätzen sind mit 10°-Klappenstellung auszuführen, wobei das Flugzeug so bald wie möglich in leicht gezogener Lage vom Boden abgehoben werden sollte. Wenn kein Hindernis vorausliegt, ist das Flugzeug sofort in die Horizontallage zurückzuführen, damit es auf eine sichere Steiggeschwindigkeit beschleunigt werden kann. Beim Start mit hinterster Schwerpunktlage von einem weichen Flugplatz sollte die Höhenrudertrimmung kopflastig gestellt werden, um während des Anfangsteigfluges angenehmere Steuerkräfte zu erhalten.

START BEI SEITENWIND

Starts beim starken Seitenwind werden normalerweise mit der der Bahnlänge entsprechenden kleinsten Klappenstellung durchgeführt, um den Abdriftwinkel unmittelbar nach dem Start zu minimieren. Die Querruder werden teilweise zur Seitenwindrichtung ausgeschlagen, das Flugzeug wird auf eine etwas über normal liegende Geschwindigkeit beschleunigt und dann definiert abgehoben, um ein Wiederaufsetzen beim Abdriften zu verhindern. Nach dem Abheben eine koordinierte Kurve in den Wind fliegen, um die Abdrift zu korrigieren.

REISESTEIGFLUG

Ein Reisesteigflug wird normalerweise mit eingefahrenen Landeklappen, Vollgas und bei Geschwindigkeiten ca. 5 bis 10 kts über der Geschwindigkeit für bestes Steigen durchgeführt, um die beste Kombination von Leistung, Sicht und Triebwerkskühlung zu erzielen. Bei Höhen unter 3000 ft MSL sollte das Gemisch voll reich sein, es kann bei Höhen über 3000 ft MSL für runden Lauf oder für maximale Drehzahl verarmt werden.

Wenn ein Hindernis ein steiles Steigen verlangt, sollte mit der Geschwindigkeit für steilstes Steigen mit eingefahrenen Landeklappen und maximaler Leistungen geflogen werden. Es sollte nur über kurze Zeit mit Geschwindigkeiten unterhalb denen für das beste Steigen gestiegen werden, um die Triebwerkskühlung zu verbessern.

REISEFLUG

Normale Reiseflüge werden mit Triebwerksleistungen zwischen 45% und 75% durchgeführt. Die entsprechenden Leistungseinstellungen und der Kraftstoffverbrauch für die verschiedenen Flughöhen können anhand der Daten in Kapitel 5 ermittelt werden.

ANMERKUNG

Reiseflüge sind mit einer Triebwerksleistung von 75% durchzuführen, bis insgesamt 50 Betriebsstunden erreicht sind oder sich der Ölverbrauch stabilisiert hat. Dadurch ist ordnungsgemäßes Einlaufen der Kolbenringe gewährleistet. Dies gilt sowohl für neue Triebwerke als auch für gebrauchte Triebwerke, bei denen ein oder mehrere Zylinder ausgewechselt oder überholt wurden.

Abb. 4-3 Reiseflugleistung gibt die im Reiseflug bei verschiedenen Höhen und Leistungen (in %) erzielbaren wahren Fluggeschwindigkeiten und den Verbrauch (NM/l), basierend auf Standardbedingungen und ohne Wind an. Diese Tabelle ist zusammen mit den vorliegenden Höhenwindinformationen als Anleitung zu benutzen, um die günstigste Höhe und Leistungseinstellung für einen bestimmten Flug zu errechnen. Die Auswahl einer auf günstigen Windbedingungen basierenden Reiseflughöhe und die Anwendung geringer Leistungseinstellungen sind wichtige Faktoren, die bei jedem Flug berücksichtigt werden sollten, um den Kraftstoffverbrauch zu minimieren.

Zusätzlich zu den Leistungseinstellungen trägt korrekte Verarmung des Gemisches dazu bei, die Reichweite zu erhöhen, sie ist daher in der Reiseflugleistungstabelle mitberücksichtigt. Um die in Kapitel 5 empfohlenen und auf Verarmung des Gemisches basierenden Verbrauchswerte zu erreichen, muß das Gemisch verarmt werden, bis die Drehzahl maximal wird, und dann weiter, bis ein Drehzahlabfall von 15 - 40 1/min einsetzt.

ANMERKUNG

Bei geringeren Leistungseinstellungen wird es möglicherweise notwendig sein, das Gemisch etwas anzureichern, um einen runden Motorlauf zu erzielen.

HÖHE	75% LEISTUNG		65% LEISTUNG		55% LEISTUNG	
	KTAS	NM/l	KTAS	NM/l	KTAS	NM/l
Meereshöhe	114	2,96	108	3,17	101	3,38
4000 ft	119	3,09	112	3,28	104	3,49
8000 ft	124	3,22	117	3,41	107	3,59

Standardatmosphere, Kein Wind

Abb. 4-3 Reiseflugleistungstabelle

LEANEN MIT HILFE DER EGT-ANZEIGE

Die Abgastemperatur (EGT) kann als Hilfe beim Leanen bei Reiseflügen bei 75% Leistung oder weniger eingesetzt werden. Um das Gemisch mit Hilfe dieser Anzeige einzustellen, leanen Sie, um Peak-EGT als Bezugspunkt bestimmen zu können. Reichern Sie dann das Gemisch etwas an, bis der gewünschte Abfall gemäß Abb. 4-4 EGT-Tabelle erreicht ist.

GEMISCHART	EGT
EMPFOHLENES ARMES GEMISCH (Flughandbuch)	50°F/28°C reicher als PEAK-EGT
SPARSAMSTER KRAFTSTOFF-VERBRAUCH	PEAK-EGT

Abb. 4-4 EGT-Tabelle

Wie aus dieser Tabelle ersichtlich, resultiert der sparsamste Kraftstoffverbrauch aus dem Betrieb bei PEAK-EGT. Dadurch werden Reichweiten erzielt, die um 4% größer sind als die in diesem Handbuch angegebenen, allerdings bei einer um 3 Knoten geringeren Geschwindigkeit.

Unter manchen Bedingungen kann ein rauher Motorlauf bei PEAK-EGT entstehen. In diesem Fall betreiben Sie das Flugzeug mit dem empfohlenen armen Gemisch. Bei einer Änderung der Höhe oder der Gashebelstellung prüfen Sie die EGT-Anzeige.

ÜBERZIEHEN

Die Überzieheigenschaften des Flugzeuges sind konventionell und eine akustische Warnung erfolgt bei Geschwindigkeiten zwischen 5 und 10 kts über der tatsächlichen Überziehgeschwindigkeit in allen Konfigurationen durch eine Warnhupe.

Die Überziehgeschwindigkeiten ohne Triebwerksleistung bei vorderster und hinterster Schwerpunktlage sind in Kapitel 5 enthalten.

LANDUNG

NORMALE LANDUNG

Normale Landeanflüge können mit oder ohne Triebwerksleistung und mit jeder gewünschten Landeklappeneinstellung durchgeführt werden. Die maßgebenden Faktoren für die Bestimmung der günstigsten Anfluggeschwindigkeit sind gewöhnlich Bodenwinde und Turbulenz. Bei Klappenstellung über 20° sind steile Seitengleitflüge zu vermeiden, da bei bestimmten Kombinationen von Geschwindigkeit, Schiebewinkel und Schwerpunktlage das Höhenruder zu Schwingen neigt.

Das Aufsetzen selbst sollte bei ganz zurückgenommenem Gas und mit dem Hauptfahrwerk zuerst erfolgen, um die Landegeschwindigkeit zu vermindern und den anschließenden Gebrauch der Bremsen während der Landerollstrecke gering zu halten. Das Bugrad soll vorsichtig auf die Bahn abgesenkt werden, nachdem sich die Geschwindigkeit vermindert hat, um eine unnötige Belastung des Bugfahrwerkes zu verhindern. Das Einhalten dieses Verfahrens ist besonders wichtig bei Landungen auf unebenen oder weichen Grasplätzen.

KURZLANDUNG

Für Kurzlandungen in ruhiger Luft wird der Anflug mit 61 KIAS, 30° Klappen und genügend Leistung, um den Gleitpfad zu kontrollieren, durchgeführt. (Etwas höhere Anfluggeschwindigkeiten sollten in turbulenter Luft angewandt werden.) Nachdem alle Anflughindernisse überflogen worden sind, Leistung etwas zurücknehmen und Anfluggeschwindigkeit durch Drücken der Nase nach unten beibehalten. Aufsetzen ohne Leistung und mit den Haupträdern zuerst. Sofort nach dem Aufsetzen, Bugrad langsam nach unten bringen und nach Bedarf bremsen. Um maximale Bremswirksamkeit zu erreichen, Klappen einfahren, Steuerhorn voll nach hinten ziehen und voll bremsen, ohne daß die Räder blockieren.

LANDUNG BEI SEITENWIND

Bei Landungen mit starkem Seitenwind die für die Bahnlänge erforderliche Minimalklappenstellung wählen. Bei Klappenstellungen über 20°. bei Seitengleitflug mit vollem Seitenruderausschlag kann sich bei normalen Anfluggeschwindigkeiten leichtes Höhenruderschütteln bemerkbar machen. Dies beeinträchtigt jedoch nicht die Steuerbarkeit des Flugzeuges. Die Abtrift kann zwar durch Schieben oder eine kombinierte Methode ausgeglichen werden, doch ergibt die Methode mit hängendem Flügel die beste Kontrolle. Nach dem Aufsetzen ist eine gerade Richtung mit dem lenkbaren Bugrad und, wenn nötig, durch gelegentliches leichtes Bremsen einzuhalten.

Die höchstzulässige Seitenwindkomponente hängt sowohl von der Fähigkeit des Piloten als auch von den Betriebsgrenzen des Flugzeuges ab. Betrieb bei einer Seitenwindkomponente von 15 kts wurde demonstriert.

DURCHSTARTEN

Beim Steigen nach dem Durchstarten ist die Klappenstellung sofort nach dem Vollgasgeben auf 20° zu verringern. Falls Hindernisse während des Durchstartens überflogen werden müssen, Klappen auf 10° stellen und eine sichere Geschwindigkeit beibehalten, bis alle Hindernisse überflogen sind. Oberhalb von 3000 ft Gemisch verarmen, um maximale Drehzahl zu bekommen. Nach dem Überfliegen der Hindernisse können die Klappen eingefahren werden, während das Flugzeug auf die normale Steigfluggeschwindigkeit bei eingefahrenen Klappen beschleunigt.

KALTWETTERBETRIEB

Besondere Aufmerksamkeit ist beim Betrieb des Flugzeuges und des Kraftstoffsystemes im Winter oder vor jedem Flug bei kalten Temperaturen gefragt. Korrektes Vorflug-Drainieren des Kraftstoffsystemes ist besonders wichtig und wird Wasseransammlung verhindern. Die Anwendung von Zusätzen wie z.B. Isopropylalkohol oder Diäthylenglykolmonomethyläther könnte von Vorteil sein. Wenden Sie sich an Kapitel 8 für Anweisungen bezüglich der korrekten Anwendung solcher Zusätze.

Kaltes Wetter kann Bedingungen mit sich bringen, die besondere Vorsicht beim Betreiben des Flugzeuges verlangen. Schon die kleinsten Ansammlungen von Reif, Eis oder Schnee müssen entfernt werden, vor allem vom Flügel, Höhenleitwerk und allen Steuerflächen, um ausreichend Leistung und Flugeigenschaften sicherzustellen. Die Steuerflächen müssen auch frei von internen Ansammlungen von Eis oder Schnee sein.

Falls die Startbahn mit Schnee oder Schneematsch bedeckt ist, muß dies bei der Berechnung der Startstrecke berücksichtigt werden. Die Startstrecke erhöht sich mit Tiefe der Schnee- oder Schneematschdecke. Die Tiefe und Konsistenz der Decke kann sogar einen Start unmöglich machen.

ANLASSEN (ALLGEMEINES)

⚠ WARNUNG

BEIM DURCHDREHEN DES PROPELLERS VON HAND IST SO VORZUGEHEN, ALS OB DER ZÜNDSCHALTER EINGESCHALTET WÄRE. EINE LOCKERE ODER GEBROCHENE MASSELEITUNG AN EINEM DER BEIDEN ZÜNDMAGNETE KÖNNTE EIN ZÜNDEN DES TRIEBWERKES VERURSACHEN.

Vor dem Anlassen des Triebwerkes an einem kalten Morgen ist es ratsam, den Propeller mehrere Male von Hand durchzudrehen, um das Öl „loszubrechen“ oder zu verteilen und damit Batteriestrom zu sparen.

Bei extrem kaltem Wetter (-6°C und darunter) wird empfohlen, nach Möglichkeit ein externes Vorwärmgerät und eine Fremdstromquelle zu benutzen, um das Anspringen zu erleichtern und um Triebwerk und elektrische Anlagen zu schonen. Durch die Vorwärmung wird das im Ölkühler enthaltene Öl, das bei sehr niedrigen Temperaturen wahrscheinlich zähflüssig geworden ist, wieder dünnflüssig.

Bei Benutzung einer Fremdstromquelle muß der Hauptschalter AUS sein, bevor das Flugzeug an die Fremdstromquelle angeschlossen wird.

Das Anlaßverfahren in kaltem Wetter ist genau das gleiche wie das normale Anlaßverfahren. Seien Sie vorsichtig beim Anlassen, wenn das Flugzeug auf einer verschneiten oder vereisten Fläche abgestellt worden ist, um eine versehentliche Vorwärtsbewegung des Flugzeuges zu verhindern.

ANMERKUNG

Falls das Triebwerk während der ersten paar Anlaßversuche nicht anspringt oder die Zündungen an Stärke nachlassen, sind die Zündkerzen wahrscheinlich mit Reif überzogen. Das Triebwerk ist vorzuwärmen, bevor ein weiterer Anlaßversuch unternommen wird.

Während des Betriebes in kaltem Wetter wird die Öltemperaturanzeige vor dem Start nicht reagieren, wenn die Außentemperatur sehr niedrig ist. Nach einer ausreichend langen Aufwärmphase (2 bis 5 Minuten bei 1000 1/min), den Motor mehrmals auf höhere Drehzahl beschleunigen. Wenn das Triebwerk gleichmäßig beschleunigt und der Öldruck im grünen Bereich und konstant bleibt, kann mit dem Flugzeug gestartet werden.

KALTWETTERAUSRÜSTUNG

Eine Kaltwetterausrüstung ist vorhanden und kann beim Kaltwetterbetrieb benutzt werden.

WARMWETTERBETRIEB

Näheres ist aus den allgemeinen Anweisungen für das Anlassen bei warmem Wetter im Abschnitt „Anlassen des Triebwerkes" dieses Kapitel zu entnehmen. Längeres Laufenlassen des Motors am Boden ist zu vermeiden.

LÄRMEIGENSCHAFTEN UND LÄRMREDUZIERUNGSMAßNAHMEN

Der gemessene zugelassene Lärmwert für das Muster 172S bei einer maximalen Abflugmasse von 1158 kg ist 75,1 dB(A). Das Luftfahrt-Bundesamt stellt damit nicht fest, ob die gemessenen Lärmwerte dieses Flugzeuges für den Betrieb an, zu oder aus irgendeinem Flugplatz zulässig oder nicht zulässig sind.

Folgende Verfahren werden vorgeschlagen, um den subjektiven Lärm zu vermindern:

1. Piloten, die Flugzeuge über Ansammlungen von Menschen, Freizeitzentren, Parkanlagen und sonstige lärmempfindliche Areale fliegen, sollten in Höhen über 2000 ft AGL fliegen, falls dies die Wetterbedingungen zulassen, obwohl die gesetzlichen Bestimmungen eher eine niedrigere Flughöhe zulassen.
2. Während des Abfluges bzw. Anfluges sollte man längeres Steigen bzw. Sinken in niedrigen Höhen über lärmempfindliche Stellen vermeiden.

ANMERKUNG

Die oben empfohlenen Vorgehensweisen sind nicht gültig, wenn sie zu den Anweisungen bzw. den Freigaben der Flugsicherung im Widerspruch stehen oder wenn, nach Ansicht des Piloten, eine Höhe unter 2000 ft geflogen werden muß, um andere Flugzeuge zu sehen bzw. zu vermeiden.

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

KAPITEL 5
LEISTUNGEN

INHALTSVERZEICHNIS

Seite

Einleitung 5-3
Anwendung der Leistungstabellen und -diagramme 5-3
Flugplanungsbeispiel 5-3
Startstrecke 5-4
Reiseflug 5-5
Erforderliche Kraftstoffmenge 5-6
Landung 5-8
Nachgewiesene Betriebstemperatur 5-8
Abb. 5-1, Geschwindigkeitskorrektur - normale Statikdruckentnahme 5-9
Geschwindigkeitskorrektur - Notventil für den statischen Druck 5-10
Abb. 5-2, Temperaturumrechnungsdiagramm 5-11
Abb. 5-3, Überziehgeschwindigkeiten 5-12
Abb. 5-4, Seitenwindkomponente 5-13
Abb. 5-5, Startstrecke für Kurzstarts 5-14
Abb. 5-6, Maximale Steigrate 5-17
Abb. 5-7, Für den Steigflug erforderliche Zeit, Kraftstoffverbrauch und Strecke 5-18
Abb. 5-8, Reiseleistung 5-19
Abb. 5-9, Reichweite 5-21
Abb. 5-10, Flugdauer 5-22
Abb. 5-11, Landestrecke für Kurzlandungen 5-23

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

EINLEITUNG

Auf den folgenden Seiten sind Leistungstabellen und -diagramme dargestellt, so daß Sie erfahren können, welche Leistungen Sie von Ihrem Flugzeug unter verschiedenen Bedingungen erwarten können und so daß Sie andererseits eine eingehende und hinreichend genaue Flugplanung durchführen können. Die Werte in den Tabellen und Diagrammen wurden aus den Ergebnissen von Erprobungsflügen mit einem in gutem Betriebszustand befindlichen Flugzeug und Triebwerk errechnet, wobei durchschnittliche Pilotenfähigkeiten zugrundegelegt wurden.

Es ist zu beachten, daß die Leistungsangaben in den Diagrammen für Reichweite und Flugdauer eine Kraftstoffreserve für 45 Minuten bei der entsprechenden Triebwerksleistung einschließen. Die Werte für den Kraftstoffdurchfluß im Reiseflug basieren auf der Einstellung für empfohlenes armes Gemisch. Einige unbestimmbare Variablen, wie z.B. die Art der Verarmung des Gemisches, die Eigenschaften der Kraftstoffmessung, der Betriebszustand des Triebwerkes und des Propellers sowie Turbulenz können Änderungen der Reichweite und Flugdauer von 10% und mehr bewirken. Deshalb ist es wichtig, bei der Berechnung der für den jeweiligen Flug erforderliche Kraftstoffmenge alle verfügbaren Informationen auszuwerten und eine konservative Flugplanung durchzuführen.

ANWENDUNG DER LEISTUNGSTABELLEN UND -DIAGRAMME

Leistungsdaten sind entweder in Tabellen oder Diagrammen dargestellt, um der Einfluß der unterschiedlichen Variablen darzustellen. Ausreichend detaillierte Informationen sind in den Tabellen vorhanden, so daß auf der sicheren Seite liegende Werte ausgewählt und benutzt werden können, um eine bestimmte Leistung mit einer hinreichenden Genauigkeit zu berechnen.

FLUGPLANUNGSBEISPIEL

Das folgende Flugplanungsbeispiel benötigt Informationen aus verschiedenen Tabellen und Diagrammen, um die Leistungsdaten für einen typischen Flug zu berechnen. Folgende Daten sind schon bekannt:

Flugzeugkonfiguration:

Abflugmasse	1158 kg
Ausfliegbare Kraftstoffmenge	200l

Startbedingungen:

Platzdruckhöhe	1500 ft
Temperatur	28°C (16°C über Standard)
Windkomponente entlang der Startbahn	12 kts Gegenwind
Bahnlänge	1070 m

Reiseflugbedingungen:

Gesamtflugstrecke	360 NM
Druckhöhe	7500 ft
Temperatur	16°C (16°C über Standard)
Voraussichtlicher Streckenwind	10 kts Gegenwind

Landebedingungen

Platzdruckhöhe	2000 ft
Temperatur	25°C
Bahnlänge	915 m

STARTSTRECKE

Für die Ermittlung der Startstrecke ist Abb. 5-5 zu verwenden, wobei zu berücksichtigen ist, daß die angegebenen Werte für das Kurzstartverfahren gelten. Auf der sicheren Seite liegende Werte erhält man, in dem in der Spalte bzw. Zeile mit dem nächsthöheren Massen-, Höhen- und Temperaturwert abgelesen wird. So sind z.B. beim vorliegenden Flugplanungsbeispiel die Startstreckenangaben für eine Abflugmasse von 1158 kg, eine Druckhöhe von 2000 ft und eine Temperatur von 30°C anzuwenden. Man erhält folgendes Ergebnis:

Startrollstrecke	392 m
Startstrecke über 15 m Hindernis	668 m

Diese Werte liegen eindeutig innerhalb der verfügbaren Startbahnlänge. Es kann jedoch zur Berücksichtigung des Windeinflusses noch eine Korrektur gemäß Anmerkung 3 der Startstreckentabelle durchgeführt werden. Bei einem Gegenwind von 12 kts ist die Startstrecke um einen Korrekturwert von:

$$\frac{12 \text{ kts}}{9 \text{ kts}} \times 10\% = 13\%$$

zu verringern.

Das ergibt folgende unter Berücksichtigung des Windes berichtigte Werte:

Startrollstrecke, kein Wind	392 m
Verringerung der Startrollstrecke (392 m x 13%)	- 51 m
Berichtigte Startrollstrecke	341 m

Startstrecke über 15 m Hindernis, kein Wind	668 m
Verringerung der Startstrecke	- 87 m
(668 m x 13%)	
Berichtigte Startstrecke über 15 m Hindernis	581 m

REISEFLUG

Die Reiseflughöhe ist unter Berücksichtigung der Flugdauer, der Höhenwinde und der Flugleistungen zu wählen. Für das vorliegende Flugplanungsbeispiel wurden typische Werte für Reiseflughöhe und voraussichtlichen Streckenwind verwendet. Bei der Wahl der Triebwerksleistungseinstellungen für den Reiseflug müssen jedoch mehrere Punkte berücksichtigt werden. Dazu gehören die in Abb. 5-8 dargestellten Reiseleistungsdaten, das Reichweitendiagramm in Abb. 5-9 und das Flugdauerdiagramm in Abb. 5-10.

Das Reichweitendiagramm gibt die Beziehung zwischen Triebwerksleistung und Reichweite wieder. Niedrigere Leistungseinstellungen ergeben beträchtliche Kraftstoffeinsparungen und eine größere Reichweite. Für dieses Flugplanungsbeispiel wurde eine Reiseleistung von ca. 65% verwendet.

Eine Höhe von 8000 ft und eine Temperatur von 20°C über Standardtemperatur werden für Abb. 5-8, Reiseleistungsdiagramm, angenommen, da diese Werte der geplanten Höhen und der zu erwartenden Temperatur am nächsten liegen. Die ausgewählte Motordrehzahl beträgt 2600 1/min. Folgende Werte werden dann ermittelt:

Leistung	64%
Wahre Geschwindigkeit	117 kts
Kraftstoffdurchfluß im Reiseflug	33,7 l/h

ERFORDERLICHE KRAFTSTOFFMENGE

Die gesamte für den Flug erforderliche Kraftstoffmenge kann anhand der Leistungsangaben in den Abbildungen 5-7 und 5-8 berechnet werden. Für das vorliegende Flugplanungsbeispiel ist aus Abb. 5-7 ersichtlich, daß für einen normalen Steigflug von 2000 ft auf 8000 ft 8,4 l Kraftstoff erforderlich sind. Die während des Steigfluges zurückgelegte Strecke beträgt 15 NM. Diese Werte gelten für Standardtemperatur und sind für die meisten Flugplanungszwecke ausreichend genau. Es kann jedoch zur Berücksichtigung der Temperatur eine Korrektur gemäß der Anmerkung in der Steigflugtabelle durchgeführt werden. Eine Abweichung von der Standardtemperatur wirkt sich ungefähr so aus, daß infolge der geringen Steiggeschwindigkeit die Steigzeit, Kraftstoffmenge und Steigstrecke für je 10°C Erhöhung gegenüber Standardtemperatur um 10% vergrößert werden. Wenn man beim vorliegenden Beispiel von 16°C über der Standardtemperatur (16°C - 0°C) ausgeht, ergibt sich folgende Korrektur:

$$\frac{16°C}{10°C} \times 10\% = 16\% \text{ Erhöhung}$$

Unter Einbeziehung dieses Faktors läßt sich der voraussichtliche Kraftstoffbedarf wie folgt berechnen:

Kraftstoffverbrauch für den Steigflug	8,4 l
Erhöhung wegen Abweichung von der Standard-temperatur (8,4 x 16%)	1,4 l
Berichtigter Kraftstoffbedarf für den Steigflug	9,8 l

Bei Anwendung des gleichen Verfahrens für die Korrektur der Steigflugstrecke ergeben sich 18 NM. (15 NM aus dem Diagramm + 2,4 NM Korrektur wegen Abweichung von der Standardtemperatur = 17,4 NM. Aufgerundet auf 18 NM.)

Die resultierende Reiseflugstrecke ist:

Gesamtstrecke	360 NM
Steigflugstrecke	-18 NM
Reiseflugstrecke	342 NM

Bei dem zu erwartenden Gegenwind von 10 kts läßt sich die Geschwindigkeit über Grund für den Reiseflug wie folgt berechnen:

117 kts
-10 kts

107 kts

Folglich beläuft sich die für den Reiseflugteil der Flugstrecke erforderliche Zeit auf:

$$\frac{342 \text{ NM}}{107 \text{ kts}} = 3{,}2 \text{ Stunden}$$

Die für den Reiseflug erforderliche Kraftstoffmenge beträgt:

3,2 Stunden x 33,7 l/h = 107,9 l

Die Kraftstoffmenge für eine Reserve von 45 Minuten beträgt:

$$\frac{45}{60} \text{ X } 33{,}7 \text{ l/h} = 25{,}3 \text{ l}$$

Der gesamte errechnete Kraftstoffbedarf ergibt sich wie folgt:

Anlassen, Rollen und Startlauf	5,3 l
Steigflug	9,8 l
Reiseflug	107,9 l
Reserve	25,3 l
Gesamt Kraftstoffbedarf	148,3 l

Während des Fluges kann dann anhand von Überprüfungen der Geschwindigkeit über Grund eine genauere Berechnungsgrundlage zur Ermittlung der für den Reiseflug erforderlichen Zeit und der zugehörigen Kraftstoffmenge gewonnen werden, so daß der Flug mit ausreichender Kraftstoffreserve beendet werden kann.

LANDUNG

Für die Ermittlung der Landestrecke am Zielflugplatz ist das gleiche Verfahren anzuwenden wie bei der Berechnung der Startstrecke. Abb. 5-11 gibt die Landestreckeninformationen für Kurzlandungen wieder. Die entsprechende Landestrecke bzw. Landerollstrecke für eine Platzdruckhöhe von 2000 ft und eine Temperatur von 30°C sind folgende:

Landerollstrecke	199 m
Landestrecke über 15 m Hindernis .	444 m

Bei Wind kann eine Korrektur gemäß Anmerkung 2 des Landestreckendiagrammes durchgeführt werden, wobei das für die Startstrecke angegebene Verfahren anzuwenden ist.

NACHGEWIESENE BETRIEBSTEMPERATUR

Für dieses Flugzeug wurde eine ausreichende Triebwerkskühlung bei Außentemperaturen von 23°C über Standardtemperatur nachgewiesen. Dies ist jedoch keine Betriebsgrenze. Siehe Kapitel 2 für Informationen über Triebwerksbetriebsgrenzen.

GESCHWINDIGKEITSKORREKTUR

NORMALE STATIKDRUCKENTNAHME

Bedingungen:

Motorleistung für normalen Horizontalflug oder einen Sinkflüg mit maximal zulässiger Drehzahl

KLAPPEN EIN-GEFAHREN												
KIAS	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160
KCAS	56	62	70	78	87	97	107	117	127	137	147	157
KLAPPEN 10°												
KIAS	40	50	60	70	80	90	100	110	- - -	- - -	- - -	- - -
KCAS	51	57	63	71	80	89	99	109	- - -	- - -	- - -	- - -
KLAPPEN 30°												
KIAS	40	50	60	70	80	85	- - -	- - -	- - -	- - -	- - -	- - -
KCAS	50	56	63	72	81	86	- - -	- - -	- - -	- - -	- - -	- - -

Abb. 5-1 Geschwindigkeitskorrektur (1 Blatt von 2)

GESCHWINDIGKEITSKORREKTUR

NOTVENTIL FÜR STATISCHEN DRUCK

BEDINGUNGEN:

Motorleistung für normalen Horizontalflug oder einen Sinkflug mit maximal zulässiger Drehzahl.

Klappen eingefahren												
KIAS	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160
KCAS	56	62	68	76	85	95	105	115	125	134	144	154
Klappen 10°												
KIAS	40	50	60	70	80	90	100	110	---	---	---	---
KCAS	51	55	60	68	77	86	96	105	---	---	---	---
Klappen 30°												
KIAS	40	50	60	70	80	85	---	---	---	---	---	---
KCAS	49	54	61	69	78	83	---	---	---	---	---	---

Anmerkung:

Fenster geschlossen, Belüftungsöffnungen zu, Kabinenheizung, Kabinenlüftung und Windschutzscheibengebläse auf Maximum

Abb. 5-1. Geschwindigkeitskorrecktur (2 Blatt von 2)

TEMPERATURUMRECHNUNGSDIAGRAMM

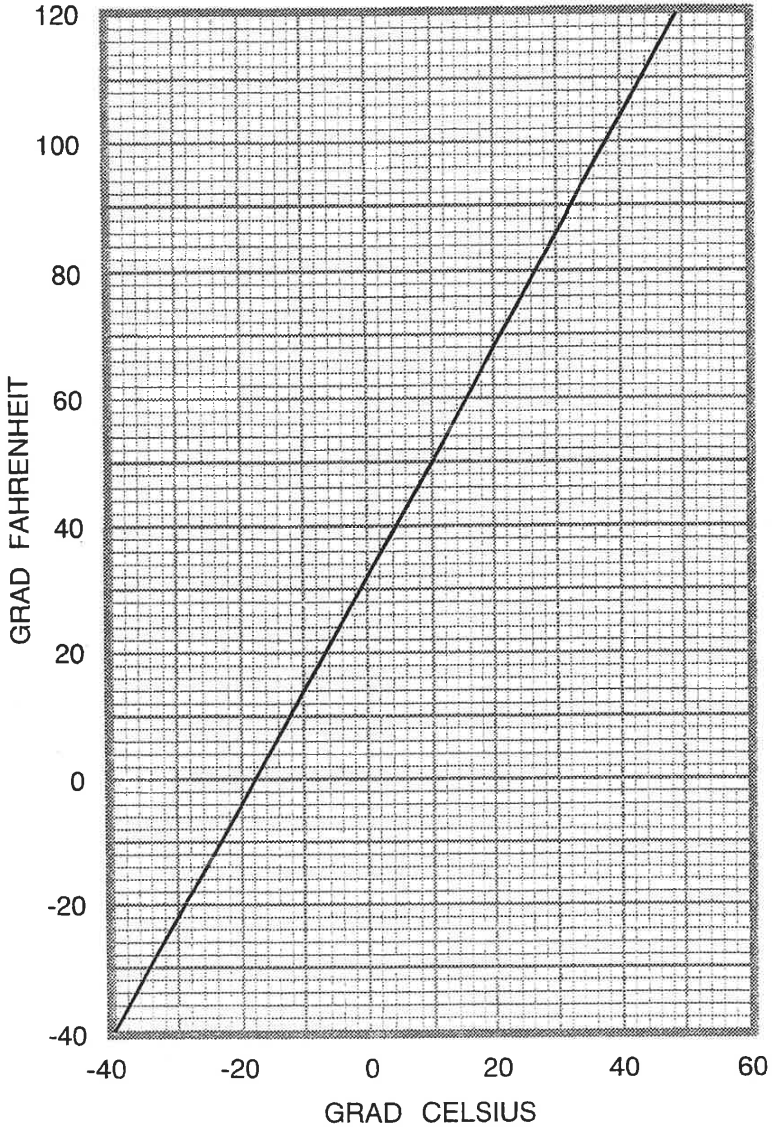


Abb. 5-2 . Temperaturumrechnungsdiagramm

ÜBERZIEHGESCHWINDIGKEITEN MIT EINER ABFLUGMASSE VON 1158 KG

Bedingungen:
Triebwerk in Leerlauf

HINTERSTE SCHWERPUNKTLAGE

KLAPPEN-STELLUNG	QUERNEIGUNGSWINKEL							
	0°		30°		45°		60°	
	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
eingefahren	48	53	52	57	57	63	63	75
10°	42	50	45	54	50	59	50	71
30°	40	48	43	52	48	57	47	68

VORDERSTE SCHWERPUNKTLAGE

KLAPPEN-STELLUNG	QUERNEIGUNGSWINKEL							
	0°		30°		45°		60°	
	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
eingefahren	48	53	52	57	57	63	68	75
10°	43	51	46	55	51	61	61	72
30°	40	48	43	52	48	57	57	68

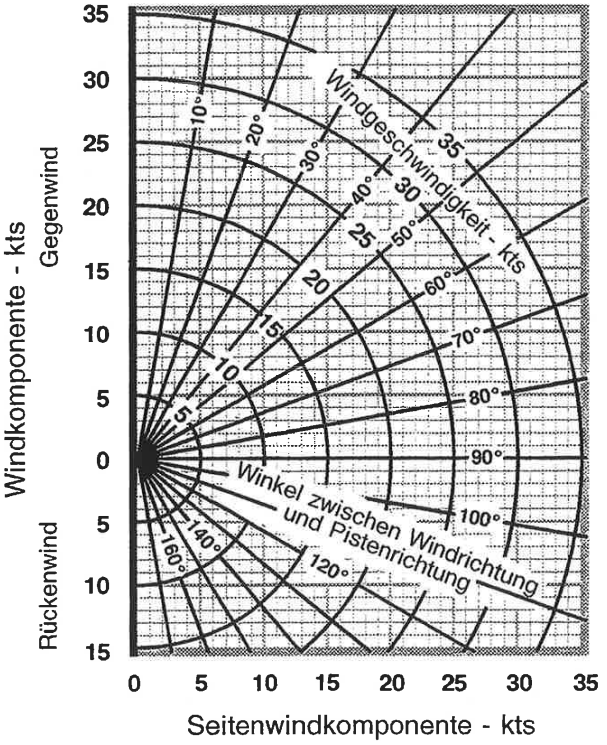
ANMERKUNGEN:

1. Der Höhenverlust während des Ausleitens aus dem überzogenen Zustand kann bis zu 230 ft betragen
2. KIAS-Angaben sind Näherungswerte

Abb. 5-3 Überziehgeschwindigkeiten

SEITENWINDKOMPONENTE

Anmerkung:
Maximale demonstrierte Seitenwindkomponente beträgt 15 kts (keine Betriebsgrenze).



0585C1003

Abb. 5-4. Seitenwindkomponente

STARTSTRECKE FÜR KURZSTARTS MIT EINER ABFLUGMASSE VON 1158 KG

Bedingungen:
Klappen 10°
Vollgas vor Lösen der Bremsen
Asphaltbahn, trocken, eben
Kein Wind
Abhebegeschwindigkeit 51 KIAS
Geschwindigkeit über 15 m Hindernis 56 KIAS

Druck höhe ft	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)
MSL	263	447	283	481	304	516	327	553	351	594
1000	287	488	309	525	333	565	357	607	385	652
2000	313	536	339	577	365	621	392	668	421	719
3000	344	588	371	635	400	684	431	739	463	795
4000	377	647	408	700	440	757	473	819	507	879
5000	434	716	447	777	484	841	521	908	557	978
6000	456	795	493	864	533	938	572	1013	615	1094
7000	502	888	545	967	586	1050	630	1138	676	1234
8000	556	996	601	1091	647	1184	696	1289	748	1408

ANMERKUNGEN:

1. Kurzstartverfahren wie in Kapitel 4 beschrieben.
2. Vor einem Start von einem Platz in einer Höhe über 3000 ft MSL, Gemisch verarmen, so daß maximale Drehzahl bei Vollgas während eines Bodenstandlaufes erzielt wird.
3. Für je 9 kts Gegenwind sind die Strecken um 10% zu verringern. Für einen Start bei Rückenwind bis zu 10 kts, Startstrecke um 10% für je 2 kts Rückenwind vergrößern.
4. Für den Start auf trockener Grasbahn, Strecke um 15% der Startrollstrecke erhöhen

Abb. 5-5 Startstrecken für Kurzstarts (1 Blatt von 3)

STARTSTRECKE FÜR KURZSTARTS MIT EINER ABFLUGMASSE VON 1090 KG

Bedingungen:
Klappen 10°
Vollgas vor Lösen der Bremsen
Asphaltbahn, trocken, eben
Kein Wind
Abhebegeschwindigkeit 48 KIAS
Geschwindigkeit über 15 m Hindernis 54 KIAS

Druck höhe ft	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)
MSL	228	389	244	418	263	449	283	479	304	514
1000	248	424	267	456	287	490	309	525	331	563
2000	270	464	292	499	315	537	339	577	363	620
3000	296	508	321	548	345	589	371	635	399	681
4000	325	559	351	603	379	650	408	700	437	749
5000	357	615	386	665	415	719	447	772	479	829
6000	392	681	424	736	458	797	492	856	527	920
7000	432	754	467	819	504	885	540	954	580	1028
8000	476	841	516	915	554	989	595	1068	639	1156

ANMERKUNGEN:

1. Kurzstartverfahren wie in Kapitel 4 beschrieben.
2. Vor einem Start von einem Platz in einer Höhe über 3000 ft MSL, Gemisch verarmen, so daß maximale Drehzahl bei Vollgas während eines Bodenstandlaufes erzielt wird.
3. Für je 9 kts Gegenwind sind die Strecken um 10% zu verringern. Für einen Start bei Rückenwind bis zu 10 kts, Startstrecke um 10% für je 2 kts Rückenwind vergrößern.
4. Für den Start auf trockener Grasbahn, Strecke um 15% der Startrollstrecke erhöhen

Abb. 5-5 Startstrecken für Kurzstarts (2 Blatt von 3)

STARTSTRECKE FÜR KURZSTARTS MIT EINER ABFLUGMASSE VON 999 KG

Bedingungen:
Klappen 10°
Vollgas vor Lösen der Bremsen
Asphaltbahn, trocken, eben
Kein Wind
Abhebegeschwindigkeit 44 KIAS
Geschwindigkeit über 15 m Hindernis 50 KIAS

Druck höhe ft	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)	Start-rollstr. (m)	Start-strecke (m)
MSL	187	322	200	345	216	348	232	394	249	421
1000	203	350	220	376	235	402	254	431	272	460
2000	222	382	240	409	258	438	277	470	298	504
3000	243	417	263	447	283	479	304	514	325	551
4000	266	455	287	490	309	527	333	566	356	603
5000	292	499	315	539	339	580	365	621	389	664
6000	321	549	345	592	373	638	400	684	427	731
7000	351	606	380	655	409	704	438	755	470	809
8000	388	670	418	725	450	780	482	838	517	900

ANMERKUNGEN:

1. Kurzstartverfahren wie in Kapitel 4 beschrieben.
2. Vor einem Start von einem Platz in einer Höhe über 3000 ft MSL, Gemisch verarmen, so daß maximale Drehzahl bei Vollgas während eines Bodenstandlaufes erzielt wird.
3. Für je 9 kts Gegenwind sind die Strecken um 10% zu verringern. Für einen Start bei Rückenwind bis zu 10 kts, Startstrecke um 10% für je 2 kts Rückenwind vergrößern.
4. Für den Start auf trockener Grasbahn, Strecke um 15% der Startrollstrecke erhöhen

Abb. 5-5 Startstrecken für Kurzstarts (3 Blatt von 3)

MAXIMALE STEIGGESCHWINDIGKEIT BEI EINER ABFLUGMASSE VON 1158 KG

Bedingungen:

Klappen eingefahren
Vollgas

Druck-höhe ft	Steig-geschwind. KIAS	Steigrate ft/min			
		-20°C	0°C	20°C	40°C
MSL	74	855	785	710	645
2000	73	760	695	625	560
4000	73	685	620	555	495
6000	73	575	515	450	390
8000	72	465	405	345	285
10.000	72	360	300	240	180
12.000	72	255	195	135	---

ANMERKUNG:

1. Gemisch über 3000 ft verarmen, um maximale Drehzahl zu erzielen

Abb. 5-6 Maximale Steigrate

FÜR DEN STEIGFLUG ERFORDERLICHE ZEIT, KRAFTSTOFFVERBRAUCH UND STRECKE ABFLUGMASSE VON 1158 KG

Bedingungen:
Klappen eingefahren
Vollgas
Standardtemperatur

Druckhöhe ft	Steig-geschwind. KIAS	Steigrate ft/min	Vom MSL aus		
			ZEIT MIN	Kraftst. l	Entfern. NM
MSL	74	730	0	0,0	0
1000	73	695	1	1,5	2
2000	73	655	4	3,0	4
3000	73	620	5	4,6	6
4000	73	600	6	5,7	8
5000	73	550	8	7,2	10
6000	73	505	10	8,4	13
7000	73	455	12	9,9	16
8000	72	410	14	11,4	19
9000	72	360	17	12,9	22
10.000	72	315	20	14,8	27
11.000	72	265	24	16,7	32
12.000	72	220	28	19,0	38

Anmerkungen:

1. Für Anlassen, Rollen und Start ist eine Kraftstoffmenge von 5,3 l hinzuzurechnen
2. Gemisch verarmt für Steigflug für ruhigen Motorlauf und erhöhte Leistung
3. Für je 10°C über der Standardtemperatur sind die Werte für Zeit, Kraftstoffverbrauch und Steigstrecke um 10% zu vergrößern
4. Die angegebenen Strecken gelten bei Windstille

Abb. 5-7 Für den Steigflug erforderliche Zeit, Kraftstoffverbrauch und Strecke

REISELEISTUNG

Bedingungen:
Abflugmasse 1158 kg
Empfohlenes armes Gemisch bei allen Höhen (siehe Kapitel 4, Reiseflug)

Druck-höhe ft	1/min	20°C ÜNTER STANDARDTEMP			STANDARD-TEMPERATUR			20°C ÜBER STANDARDTEMP		
		%	KTAS	1/h	%	KTAS	1/h	%	KTAS	1/h
2000	2550	83	117	42,1	77	118	39,8	72	117	37,5
	2500	78	115	40,2	73	115	37,5	68	115	35,6
	2400	69	111	36,4	64	110	34,1	60	109	32,2
	2300	61	105	32,6	57	104	30,7	53	102	29,2
	2200	53	99	29,2	50	97	27,7	47	95	26,2
	2100	47	92	26,2	44	90	25,0	42	89	23,9
4000	2600	83	120	42,1	77	120	39,4	72	119	37,1
	2550	79	118	40,2	73	117	37,5	68	117	35,6
	2500	74	115	38,3	69	115	36,0	64	114	33,7
	2400	65	110	34,5	61	109	32,2	57	107	30,7
	2300	58	104	31,1	54	102	29,2	51	101	27,7
	2200	51	98	28,1	48	96	26,5	45	94	25,4
	2100	45	91	25,0	42	89	24,3	40	87	23,1
6000	2650	83	122	42,1	77	122	39,4	72	121	37,1
	2600	78	120	40,2	73	119	37,5	68	118	35,6
	2500	70	115	36,4	65	114	34,1	60	112	32,2
	2400	62	109	32,6	57	108	31,1	54	106	29,2
	2300	54	103	29,6	51	101	28,1	48	99	26,5
	2200	48	96	26,9	45	94	25,4	43	92	24,3

Abb. 5-8 Reiseleistung (1 Blatt von 2)

REISELEISTUNG

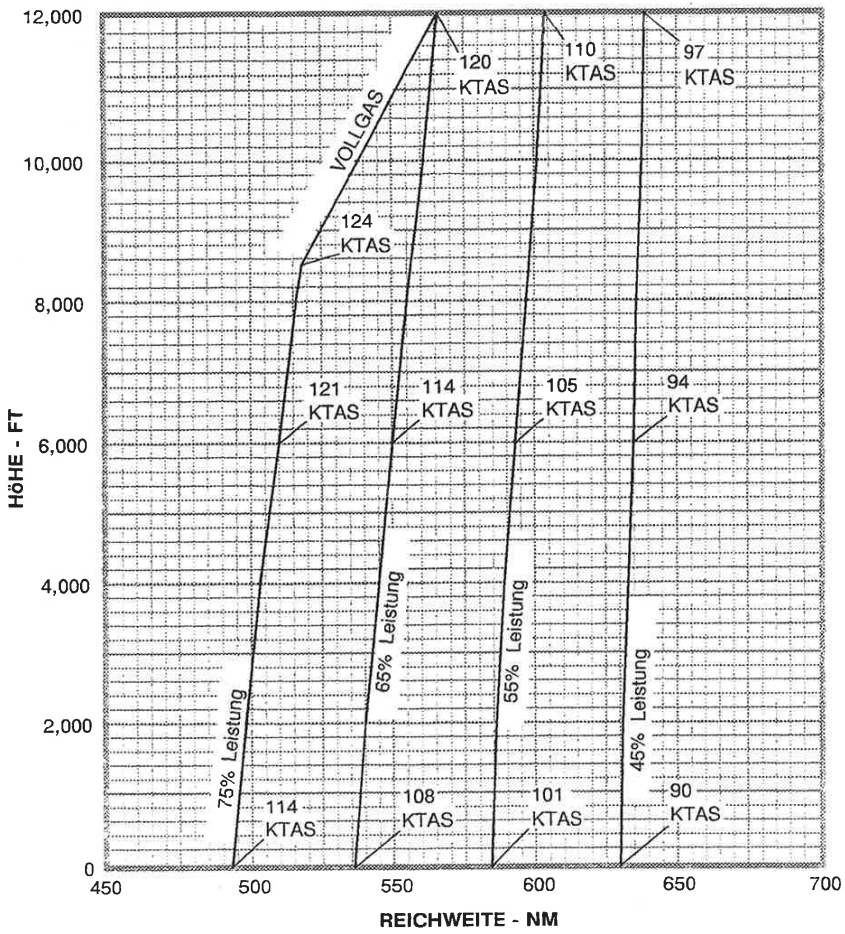
Bedingungen:
Abflugmasse 1158 kg
Empfohlenes armes Gemisch bei allen Höhen (siehe Kapitel 4, Reiseflug)

Druck-höhe ft	1/min	20°C ÜNTER STANDARDTEMP			STANDARD-TEMPERATUR			20°C ÜBER STANDARDTEMP		
		%	KTAS	1/h	%	KTAS	1/h	%	KTAS	1/h
8000	2700	83	125	42,1	77	124	39,4	71	123	36,8
	2650	78	122	39,8	72	122	37,5	67	120	35,3
	2600	74	120	37,9	68	119	35,6	64	117	33,7
	2500	65	114	34,5	61	112	32,6	57	111	30,7
	2400	58	108	31,1	54	106	29,6	51	104	28,1
	2300	52	101	28,4	48	99	26,9	46	97	25,8
	2200	46	94	25,8	43	92	24,7	41	90	23,5
10,000	2700	78	124	39,8	72	123	37,1	67	122	35,3
	2650	73	122	37,9	68	120	35,6	63	119	33,7
	2600	69	119	36,0	64	117	34,1	60	115	32,2
	2500	62	113	33,0	57	111	31,1	54	109	29,6
	2400	55	106	30,0	51	104	28,4	49	102	26,9
	2300	49	100	27,3	46	97	25,8	44	95	24,7
12,000	2650	69	121	36,0	64	119	33,7	60	117	32,2
	2600	65	118	34,5	61	116	32,2	57	114	30,7
	2500	58	111	31,5	54	109	29,6	51	107	28,1
	2400	52	105	28,4	49	102	26,9	46	100	25,8
	2300	47	98	26,2	44	95	25,0	41	92	23,9

Abb. 5-8 Reiseleistung (2 Blatt von 2)

REICHWEITE
45 MINUTEN RESERVE
201 L AUSFLIEGBARER KRAFTSTOFF

Bedingungen:
Abflugmasse 1158 kg
Empfohlenes armes Gemisch für den Reiseflug in allen Höhen
Standardtemperatur
Ohne Wind

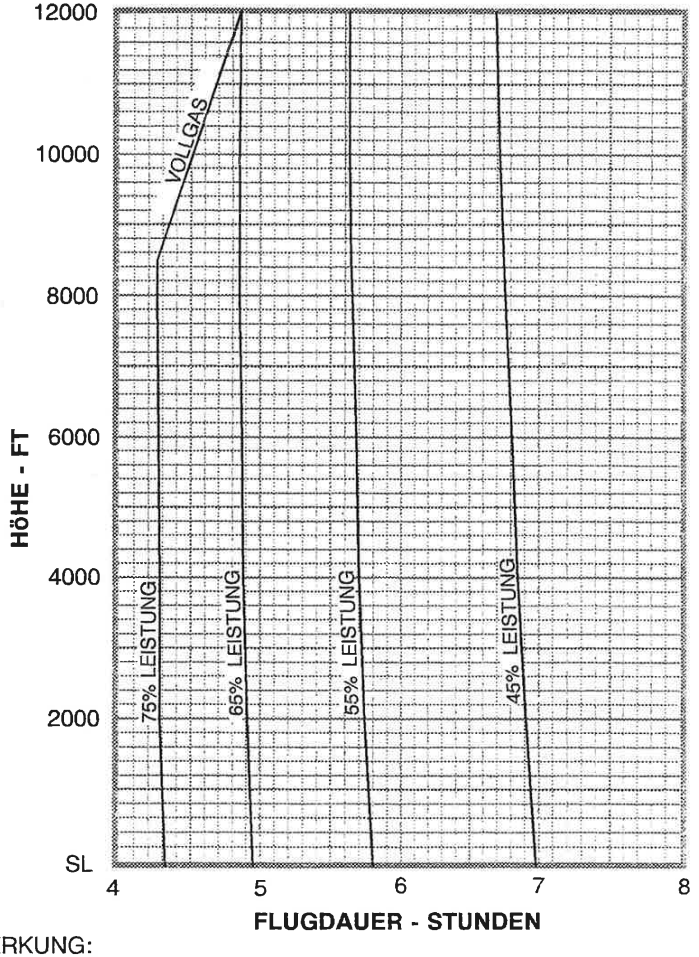


ANMERKUNG:
1. In diesem Diagramm sind die für Anlassen, Rollen, Start und Steigflug benötigte Kraftstoffmenge sowie die Steigstrecke berücksichtigt

Abb. 5-9. Reichweite

FLUGDAUER
45 MINUTEN RESERVE
201L AUSFLIEGBARER KRAFTSTOFF

Bedingungen:
Abflugmasse 1158 kg
Empfohlenes armes Gemisch für den Reiseflug in allen Höhen
Standardtemperatur



ANMERKUNG:

1. In diesem Diagramm sind die für Anlassen, Rollen, Start und Steigflug benötigte Kraftstoffmenge sowie die Steigzeit berücksichtigt.

Abb. 5-10. Flugdauer

LANDESTRECKE FÜR KURZLANDUNGEN MIT EINER ABFLUGMASSE VON 1158 KG

Bedingungen:

Klappen 30°
Leerlauf
Maximales Bremsen
Asphaltbahn, trocken, eben
Ohne Wind
Geschwindigkeit über 15 m Hindernis 61 KIAS

Druck-höhe ft	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Lande-roll (m)	Lande-strecke (m)	Lande-roll (m)	Lande-strecke (m)	Lande-roll (m)	Lande-strecke (m)	Lande-roll (m)	Lande-strecke (m)	Lande-roll (m)	Lande-strecke (m)
MSL	167	394	173	403	179	412	185	421	191	432
1000	173	403	179	412	185	423	191	434	199	443
2000	179	414	187	423	193	434	199	444	205	455
3000	187	423	193	435	200	446	206	456	212	467
4000	193	435	200	446	206	456	214	479	222	479
5000	200	446	208	458	206	479	222	481	229	493
6000	208	458	216	470	216	482	231	495	238	507
7000	216	472	223	484	223	496	240	508	248	521
8000	225	484	232	498	241	510	249	524	257	536

ANMERKUNG:

1. Kurzlandeverfahren wie in Kapitel 4 beschrieben.
2. Für je 9 kts Gegenwind sind die Strecken um 10% zu verringern. Für eine Landung bei Rückenwind bis zu 10 kts, Landestrecke um 10% für je 2 kts Rückenwind vergrößern.
3. Für eine Landung auf trockener Grasbahn, Strecke um 45% der Landerollstrecke erhöhen
4. Wenn die Landung mit eingefahrenen Klappen durchgeführt wird, Anfluggeschwindigkeit um 9 KIAS erhöhen und von um 35% längeren Landestrecken ausgehen.

Abb. 5-11 Landestrecke für Kurzlandungen

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

KAPITEL 6
MASSE UND SCHWERPUNKT, AUSRÜSTUNGSLISTE

INHALTSVERZEICHNIS

Seite

Einleitung 6-3
Wägung des Flugzeuges 6-3
Masse und Schwerpunkt 6-6
Sicherung von Gepäck 6-9
Ausführliche Ausrüstungslisten 6-18

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

EINLEITUNG

In diesem Kapitel wird das Verfahren zur Bestimmung der Basisleermasse und des Leermassenmomentes des Flugzeuges dargestellt. Es sind auch Beispielformulare zur Information vorhanden. Weiterhin sind Verfahren zur Berechnung von Masse und Moment für verschiedene Beladungszustände angegeben.

Es ist zu beachten, daß die speziell für dieses Flugzeug geltenden Angaben bezüglich Masse, Hebelarm und Moment sowie das Verzeichnis der bei der Auslieferung eingebauten Ausrüstungsteile nur in dem hinten in diesem Handbuch sich befindlichen Plastikumschlag enthalten sind.

⚠ WARNUNG

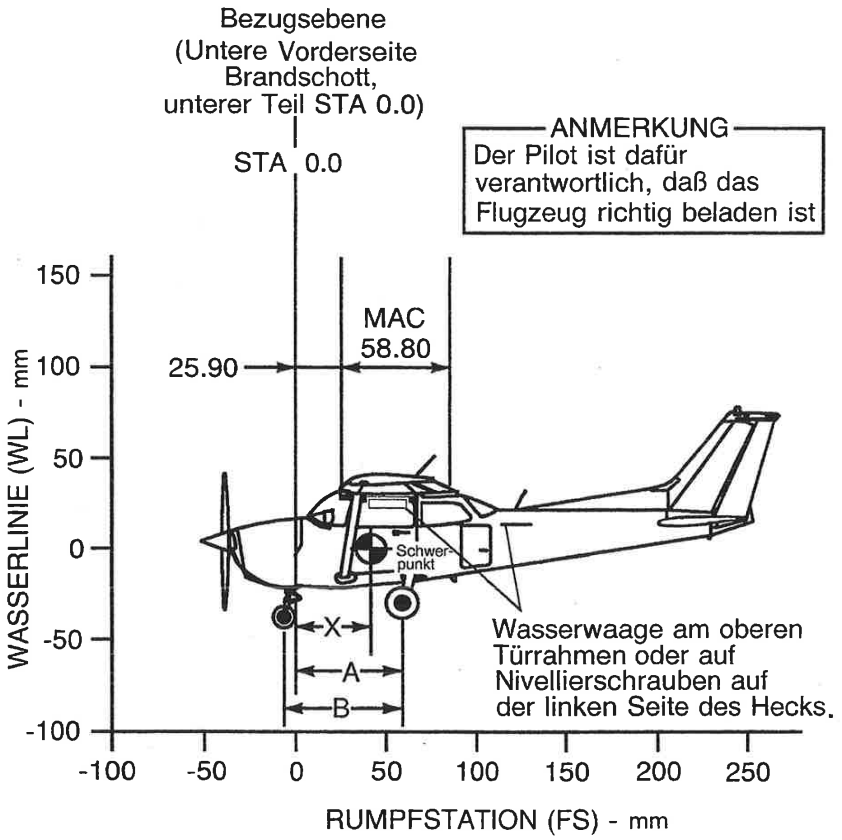
JEDER PILOT IST DAFÜR VERANTWORTLICH, DAß DAS FLUGZEUG RICHTIG BELADEN IST. BETRIEB AUSSERHALB DER ZULÄSSIGEN MASSEN- UND SCHWERPUNKTBEREICHE KÖNNEN MIT SCHWEREN VERLETZUNGEN ODER SOGAR DEM TOD ENDEN.

WÄGUNG DES FLUGZEUGES

1. Vorbereitungen
   a. Reifen auf die empfohlenen Fülldrücke aufpumpen
   b. Flugzeug enttanken. Siehe Maintenance Manual (Wartungshandbuch) des Types 172,1996, ff
   c. Motoröl nach Bedarf auffüllen, um eine volle Anzeige zu bekommen (7,6 l auf dem Ölmeßstab)
   d. Verstellbare Sitze in die vorderste Stellung schieben
   e. Landeklappen voll einfahren
   f. Alle Steuerflächen in Neutralstellung
   g. Alle nicht notwendige Gegenstände vom Flugzeug entfernen.

2. Nivellieren
   a. Eine Waage unter jedes Rad stellen (Mindestkapazität der Waage für das Bugrad 250 kg, für die Haupträder je 500 kg).
   b. Luft aus dem Bugradreifen ablassen bzw. Bugfahrwerkfederbein ent- oder belasten, um die Libelle der Wasserwaage genau in die Mittelstellung zu bringen (siehe Abb. 6-1).

Wägeformular



0585C1010

Abb. 6-1. Wägeformular (Blatt 1 von 2)

Bestimmung des Schwerpunktes mit Flugzeug auf Fahrwerk stehend

Formel für Längsschwerpunkt

$$(X) = (A) - \frac{\text{(BUGFAHRWERKSNETTOMASSE)(\ \ ) X (B)}}{\text{SUMME DER BUGFAHRWERKS- UND DER HAUPTFAHRWERKSMASSE (\ \ )}} = \text{(\ \ ) MM HINTER DER BEZUGSEBENE}$$

MESSEN VON A UND B

A und B nach Anweisungen im Flughandbuch messen, damit der Schwerpunkt des Flugzeuges auf dem Fahrwerk stehend bestimmt werden kann.

Bestimmung MAC %

Formel für MAC %

$$\text{SCHWERPUNKT MAC\%} \quad \frac{\text{(FLUGZEUGHEBELARM) - 658}}{14.94}$$

NIVELLIERUNGSANGABEN

Horizontal - linke Seite des Heckes bei Station 108,00 und 142,00

FLUGZEUG WIE GEWOGEN

POSITION	WAAGEABLESE-WERT	SKALEN-ABWEICHUNG	TARA	NETTOMASSE
LINKE SEITE				
RECHTE SEITE				
BUGFAHRWERK				
GESAMTMASSE DES GEWOGENEN FLUGZEUGES				

LEERMASSEN- UND SCHWERPUNKTTABELLE

BENENNUNG	MASSE (kg)	HEBELARM (mm)	MOMENT (kg/mm)/1000
FLUGZEUG (WIE GE-WOGEN, EINSCHLIEßLICH ALLER NICHT ABLASSBAREN FLüßIGKEITEN UND VOLLER ÖLMENGE)			
ABLASSBARER, NICHT AUSFLIEGBARER KRAFSTOFF - 0,72 KG/L (11,4 L)	8,2	1168	9,578
LEERMASSE			

Abb. 6-1. Wägeformular (Blatt 2 von 2)

3. Wägung
   a. Flugzeug in einer geschlossenen Halle wiegen, um Fehler durch Luftböen zu vermeiden.
   b. Bei nivelliertem Flugzeug und gelösten Bremsen die von jeder Waage angezeigte Masse notieren. Gegebenenfalls Tara von jedem Ablesewert abziehen.

4. Messung
   a. Maß A bestimmen, indem die Strecke von einer Verbindungslinie zwischen den Mittelpunkten der beiden Haupträder bis zu einem vom Brandschott gefällten Lot horizontal zur Flugzeugmittellinie gemessen wird.
   b. Maß B bestimmen, indem die Strecke von der Mitte der linken Seite der Bugradachse bis zu einem von der Verbindungslinie zwischen den Mittelpunkten der beiden Haupträder gefällten Lot horizontal und parallel zur Flugzeugmittellinie gemessen wird. Die gleiche Messung an der rechten Seite der Bugradachse wiederholen und den Mittelwert beider Messungen verwenden.

5. Mit Hilfe der Massen aus 3. und der Maße aus 4. können Masse und Schwerpunktlage des Flugzeuges bestimmt werden.

6. Durch Ausfüllen der Tabelle in Abb. 6-1 kann dann die Leermasse ermittelt werden.

MASSE UND SCHWERPUNKT

Die folgenden Angaben ermöglichen es Ihnen, Ihre Cessna innerhalb der vorgeschriebenen Massen- und Schwerpunktgrenzen zu betreiben. Zur Berechnung der Masse und der Schwerpunktlage verwenden Sie das Berechnungsbeispiel, das Beladungsdiagramm und den Schwerpunktmomentenbereich wie folgt:

Die Leermasse und das Leermassenmoment dem in Ihrem Flugzeug mitgeführten Massen- und Schwerpunktbericht entnehmen und in die Spalte des Berechnungsbeispieles mit der Überschrift „Ihr Flugzeug" eintragen.

ANMERKUNG

Im Massen- und Schwerpunktbericht ist zusätzlich zu den Angaben bezüglich Leermasse und Leermassenmoment auch der Hebelarm (Rumpfstation) angegeben, der jedoch beim Berechnungsbeispiel nicht berücksichtigt werden muß. Das angegebene Moment muß durch 1000 geteilt und als den Moment/1000-Wert im Berechnungsbeispiel verwenden werden.

Mit Hilfe des Beladungsdiagrammes das Moment für jedes Zuladungsteil bestimmen und diese Werte dann in das Berechnungsbeispiel eintragen.

ANMERKUNG

Die Angaben im Beladungsdiagramm bezüglich Pilot, Passagiere und Gepäck gelten unter der Voraussetzung, daß die Sitze für Personen durchschnittlicher Größe und durchschnittlicher Masse eingestellt sind und das Gepäck in der Mitte der Gepäckräume verstaut ist, so wie im Diagramm „Beladungsanordnung" gezeigt. Für Beladungszustände, die von dieser Anordnung abweichen, sind im Berechnungsbeispiel hierfür Rumpfstationen aufgelistet, die die vorderen und hinteren Schwerpunktgrenzen darstellen (Sitzverstellbereichs- und Gepäckraumgrenzen). Zusätzliche Momentenberechnungen, die auf den aktuellen Massen und Rumpfstationen der geladenen Gegenstände basieren, müssen durchgeführt werden, wenn die Lage der Zuladung von der im Beladungsdiagramm abweicht.

Die Massen und Momente/1000 addieren und beide Summen in das Diagramm „Zulässiger Schwerpunktmomentenbereich" auftragen, um zu prüfen, ob ihr Schnittpunkt im zulässigen Bereich liegt und damit der Beladungszustand zulässig ist.

BEISPIEL EINES MASSEN- UND SCHWERPUNKTBERICHTES

(Laufende Eintragung von Änderungen an Zelle und Ausrüstung mit Auswirkungen auf Masse und Schwerpunkt)

FLUGZEUGMUSTER	SERIENNUMMER	SEITE

DATUM	LFD. NR. EINGEBAUT	LFD. NR. AUSGEBAUT	Beschreibung des Teiles oder der Änderung	Änderung in der Masse: hinzuzurechnen (+) Masse (kg)	Hebelarm (m)	MOMENT (kgm)	abzuziehen (-) Masse (kg)	Hebelarm (m)	MOMENT (kgm)	Neue Leermasse Masse (kg)	MOMENT (kgm)
3.5.01			Auslieferungszustand	775	0,1018	78,9			775,0		78,9
15.5.	X		ADF / KR 87	2,8	0,43	1,204					
15.5	X		DME / KN	2,0	0,43	0,86					
15.5.	X		2nd. Altimeter	0,4	0,42	0,168			780,2	81,13	
01.06.05			Wägung durchgeführt							771	78,6
23.1.06	X		WX 500	1,5	2,9	4,35			772,5	790,3	
25.1.11			WIEGUNG dgl.								
23.2.17			WIEGUNG n. Umbau	siehe Protokoll						771,7	789,4

Outdated

Abb. 6-2 Beispiel eines Massen- und Schwerpunktberichtes

0585C1009

Austrian Aircraft Corporation

Wägebericht und Massenübersicht

Auftrags-Nr.: V20318/19

Muster: Cessna 172S	Werk-Nr.: 172S8810	Kennzeichen: **D-EUTC**

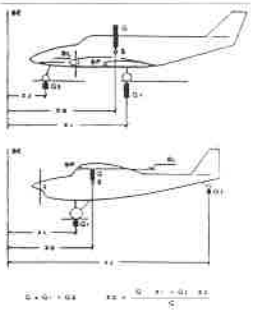
nach Kennblatt bzw. Flughandbuch Grund der Wägung: Zeitablauf

Bezugspunkt BP

Bezugsebene BE Brandschott

Bezugslinie horiz. BL Nivellierschrauben L/H Side tailcone

Lufttüchtigk.-Gruppe Einheiten	Höchstmasse kg	Schwerpunktslage bei Flugmasse X vom m	m X hinten	bei Flugmasse kg
Normalflugzeug (N)	1156,660			
Nutzflugzeug (U)				



Ausrüstungsliste Stand vom

ung und Schwerpunktslage bei Leermasse Plan der Fluggastraumgestaltung vom

Wägung	Auflage	Einheiten	Brutto-Masse kg	Tara-Masse kg	Netto-Masse kg	Hebelarm m	Moment kgm
	links	G1 l	278,500		278,500	X1 1,450	403,825
	rechts	G1 r	280,000		280,000	1,450	406,000
	vorn/hinten	G2	216,000		216,000	X2 -0,180	-38,880
				Summe A	774,500		770,945

Abzüge	Ausfliegbarer Kraftstoff Dichte kg /l	Einheit			
	Rumpfbehälter 1	l			0,000
	Rumpfbehälter 2	l			0,000
	Flügelbehälter 1	l			0,000
	Flügelbehälter 2	l			0,000
	Flügelbehälter 3	l			0,000
	Flügelbehälter 4	l			0,000
		l			0,000
		l			0,000
		l			0,000
	(Dimension siehe Flughandbuch)	Summe B	0,000		0,000
		Wägung (Summe A)	774,500		770,945
		Abzüge (Summe B)	0,000		0,000
		Leermasse	**774,500**	**0,995**	**770,945**

In der Leermasse sind enthalten:
Schmierstoffe, Hydraulik- und Enteisungsflüssigkeit bei jeweils maximal zulässiger Füllung.

LOAV Ort

02.08.2019 Datum

SICHERUNG VON GEPÄCK

Ein Nylongepäcknetz mit Verzurrseilen zur Sicherung des Gepäckes am Kabinenboden hinter den Rücksitzen (Gepäckraum 1) und hinter diesem Gepäckraum (Gepäckraum 2) ist Teil der Standardausrüstung. Es gibt 6 Verzurrösen zum Festbinden des Netzes. 2 Ösen für die vorderen Seilen sind am Kabinenboden in der Nähe der Seitenwände vor der Gepäckraumtür (ca. Station 90) angebracht; 2 sind am Kabinenboden mit etwas Abstand von den Seitenwänden (ca. Station 107) zu finden; und 2 sind unter dem hinteren Fenster in der Nähe der Seitenwände (ca. Station 107) untergebracht. Auf einem Hinweisschild am Boden des Gepäckraumes sind die Zuladungsgrenzwerte für die Gepäckräume angegeben.

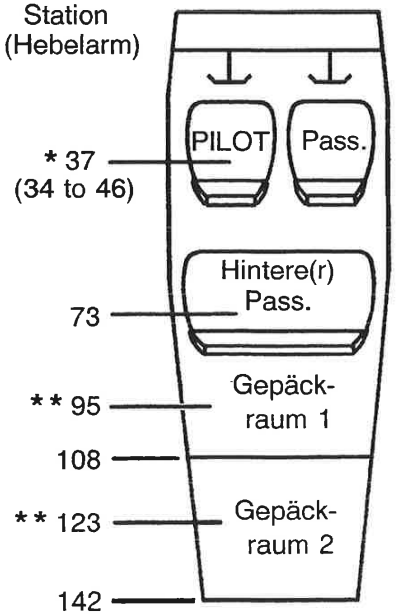
Wenn nur Gepäckraum 1 für das Gepäck benutzt wird, kann man das Netz an den zwei am vorderen und den zwei am hinteren Teil des Bodens angebrachten Ösen festmachen oder an den beiden Ösen unter dem hinteren Fenster, abhängig von der Höhe des Gepäckstückes. Wenn nur Gepäckraum 2 verwendet wird, sollte das Netz an den am vorderen Teil des Bodens und an den unter dem Fenster vorhandenen Ösen festgemacht sein. Wenn Gepäck in beiden Gepäckräumen transportiert wird, sollten alle 6 Ösen benutzt werden.

BELADUNGSANORDNUNG

* Schwerpunkt für Pilot und Passagier in den verstellbaren Sitzen ermittelt für durchschnittliche Körpergröße. Zahlen in Klammern sind die vordersten und hintersten Grenzwerte des Schwerpunktbereiches (in Zoll)

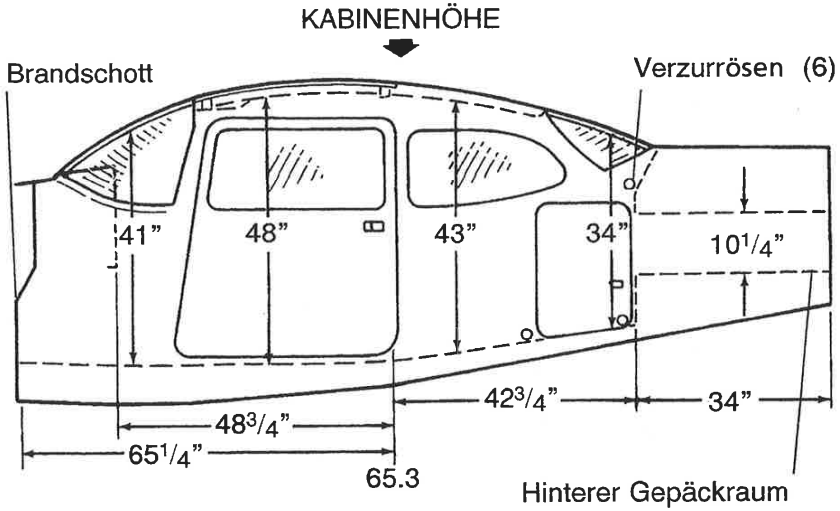
** Hebelarm, gemessen bis zur Mitte der dargestellten Bereiche (in Zoll).

ANMERKUNG:
1. Der Hebelarm für den ausfliegbaren Kraftstoff in den Integraltanks ist bei Station 48,0.
2. Die hintere Kabinenwand (ca. Station 108) oder die hintere Gepäckraumwand (ca. Station 142) können als innenliegende Bezugspunkte verwendet werden, um die Lage der Gepäckraum-Rumpfstation zu bestimmen.



0585X1016

Abb. 6-3. Beladungsanordnung

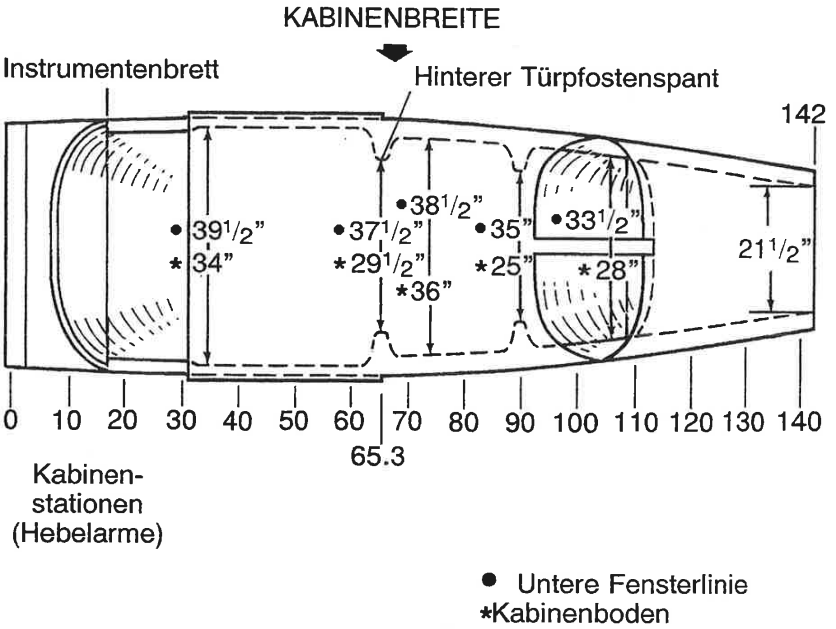


Abmessung der Türöffnungen

	Breite (mm) (oben)	Breite (mm) (unten)	Höhe (mm) (vorn)	Höhe (mm) (hinten)
Kabinentür	826	940	1029	991
Gepäcktür	387	387	559	533

0585X1023

Abb. 6-4. Kabineninnenabmessungen (Blatt 1 von 2)



0585X1023

Abb. 6-4. Kabineninnenabmessungen (Blatt 2 von 2)

BESCHREIBUNG DES BELADUNGSZUSTANDES	MASSEN- UND MOMENTENTABELLE			
	Beispielflugzeug		Ihr Flugzeug	
	Masse (kg)	Moment (kgmm) /1000	Masse (kg)	Moment (kgmm) /1000
1. Leermasse (Verwenden Sie die aktuellen Daten für Ihr Flugzeug - einschließlich aktueller Ausrüstung, nicht ausfliegbarem Kraftstoff, voller Ölmenge)	749	721,1		
2. Ausfliegbarer Kraftstoff (bei 0,72 kg/l)				
Max. 200,6 l				
113,5 l (Beispiel)	82	99,1		
3. Pilot und vorderer Passagier (Station 34 bis 46)	154	145,2		
4. Hintere Passagiere	154	285,7		
5. *Gepäckraum 1 (Station 82 bis 108; Max. 54 kg)	22	53,0		
6.* *Gepäckraum 2 (Station 108 bis 142; Max. 23 kg)				
7. **RAMPENMASSE UND - MOMENT** (Spalten zusammenaddieren)	**1161**	**1304,1**		
8. Kraftstoffmenge für Anlassen, Rollen und Start	-4	-3,5		
9. **ABFLUGMASSE** (Punkt 7 von Punkt 8 abziehen)	**1157**	**1300,6**		

10. Diesen Punkt (1157 bei 1300,6) auf dem Diagramm für zulässigen Schwerpunktmomentenbereich suchen. Da er innerhalb des zulässigen Bereichs liegt, ist diese Zuladung erlaubt.

* Die maximal zulässige Gesamtgepäckzuladung für Gepäckraum 1 und 2 beträgt 54 kg

Abb. 6-5 . Beladebeispiel (Blatt 1 von 2)

IHR FLUGZEUG	
MASSE (kg)	MOMENT (kgmm /1000)

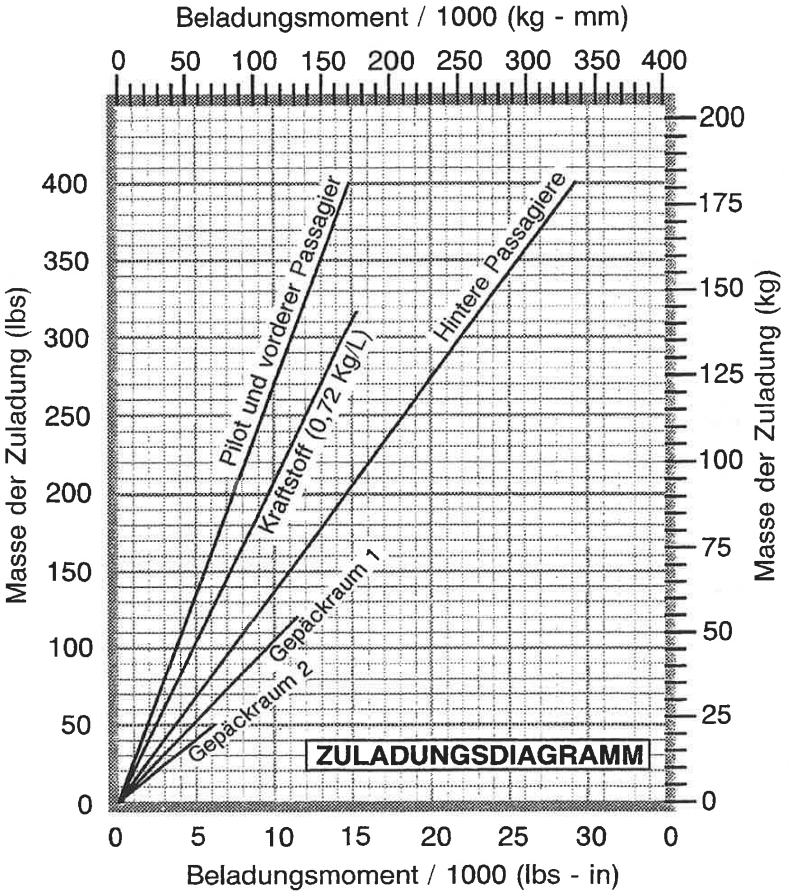
IHR FLUGZEUG	
MASSE (kg)	MOMENT (kgmm /1000)

IHR FLUGZEUG	
MASSE (kg)	MOMENT (kgmm /1000)

ANMERKUNG

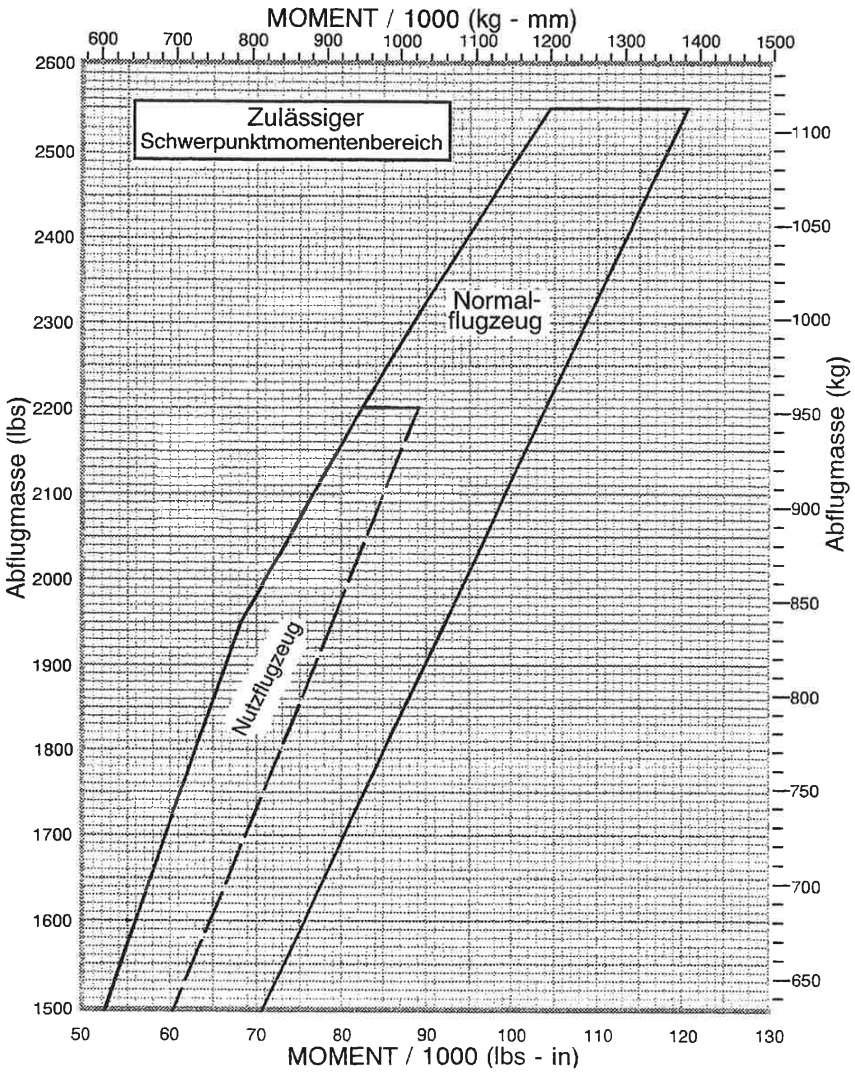
Wenn Sie bestimmte Beladungszustände regelmäßig verwenden, ist es sinnvoll, eine oder mehrere der obigen Spalten auszufüllen, um bestimmte Beladungen gleich zur Verfügung zu haben.

Abb. 6-5. Beladebeispiel (Blatt 2 von 2)



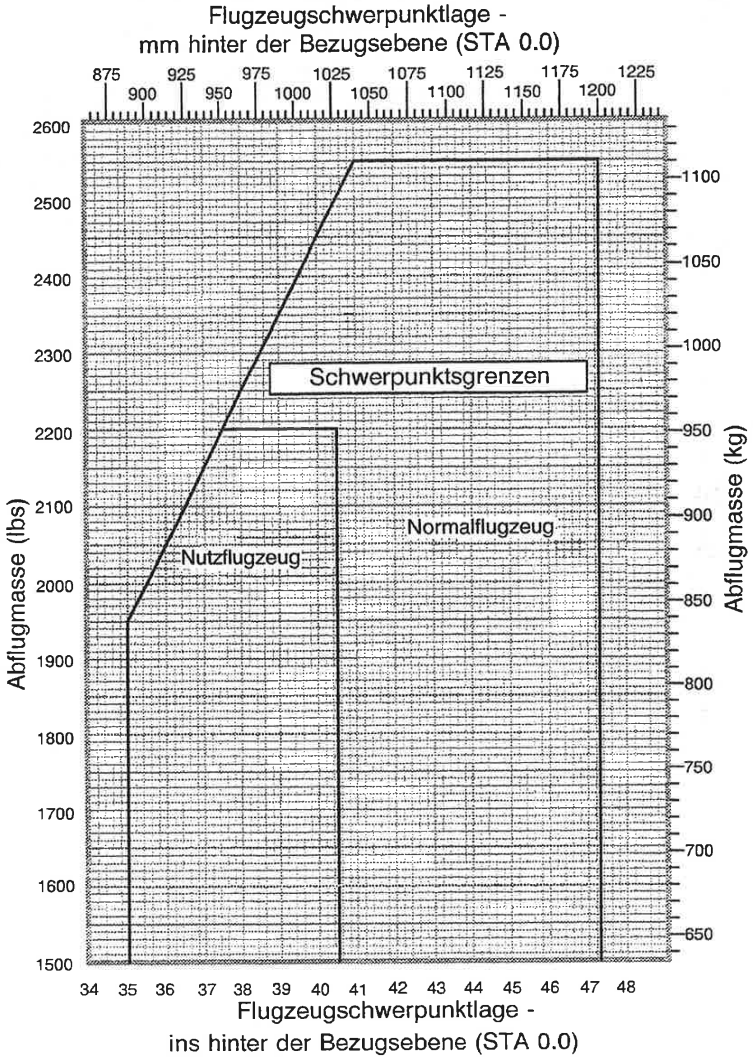
0585C1006

Abb. 6-6. Zuladungsdiagramm



0585C1007

Abb. 6-7. Zulässiger Schwerpunktmomentenbereich



0585C1008

Abb. 6-8. Schwerpunktbereich

AUSFÜHRLICHE AUSRÜSTUNGSLISTE

Im folgenden Verzeichnis (Abb. 6-9) sind sämtliche für das Muster 172S von Cessna erhältlichen Ausrüstungsteile aufgeführt. Das vorliegende Ausrüstungsverzeichnis enthält folgende Angaben in tabellarischer Form:

In der Spalte ‚Lfd.-Nr." ist eine Kennummer für das Ausrüstungsteil angegeben. Die ersten zwei Zahlen stehen für die Unterteilung nach ATA Specification 100 (z.B. 11 für Hinweisschilder, 24 für Spannungsversorgung Heizung/Lüftung, 77 für Motoranzeigen, usw.). Diese Unterteilung stimmt mit der Unterteilung im Maintenance Manual (Wartungshandbuch) des Flugzeuges überein. Nach den ersten 2 Zahlen (und dem Bindestrich) bekommt jedes Teil eine eigene, fortlaufende Zahl (01, 02, 03, usw.). Nach dieser Zahl (und dem Bindestrich) befindet sich ein Schlußbuchstabe, um das Teil als geforderte Ausrüstung, Standardausrüstung oder Sonderausrüstung zu kennzeichnen. Folgende Schlußbuchstaben sind möglich:

-R = Ausrüstung von der Luftfahrtbehörde als Mindestausrüstung gefordert
-S = Standardausrüstung
-O = Sonderausrüstung anstelle von geforderter oder Standardausrüstug
-A = Sonderausrüstung zusätzlich zu geforderter oder Standardausrüstung

In der Spalte „Beschreibung" bekommt jedes Ausrüstungsteil einen beschreibenden Namen, durch den die Funktion des Teiles zu erkennen ist.

In der Spalte „Bezugszeichnung" ist die Cessna-Zeichnungsnummer des Teiles angegeben.

ANMERKUNG

Wenn Zusatzausrüstung eingebaut werden sollte, muß dies in Übereinstimmung mit der Bezugszeichnung, einer Technischen Mitteilung oder einer speziellen Genehmigung der Luftfahrtbehörde geschehen.

In den Spalten „Masse (kg)" und „Hebelarm (mm)" sind Angaben bezüglich Masse (in kg) und Hebelarm (in mm) des Ausrüstungsteiles enthalten.

ANMERKUNG

Sofern nicht anders angegeben, handelt es sich um echte Massen und Hebelarme (keine Netto-Differenzwerte). Positive Hebelarme sind Entfernungen hinter der Flugzeugbezugsebene; negative Hebelarme sind Entfernungen vor der Flugzeugbezugsbene.

Sternchen (*) in den Massen- und Hebelarmenspalten kennzeichnen den Einbau vollständiger Baugruppen. Einige Hauptbauteile sind in den unmittelbar folgenden Zeilen aufgelistet. Die Summe dieser Hauptbauteile entspricht nicht unbedingt die Masse der vollständigen Baugruppe.

	Lfd. Nr.	BESCHREIBUNG	Bezugs-zeichnung	Masse (kg)	Hebel-arm (mm)
		11 - HINWEISSCHILDER & MARKIERUNGEN			
X	11-01-R	HINWEISSCHILD, BETRIEBSGRENZEN	0505087-1	0,0	457
		21 - KLIMAANLAGE			
X	21-01-S	BELÜFTUNGSÖFFNUNGEN, HINTERER SITZ	0513575-28	0,77	1524
X	21-02-S	KABINENHEIZUNG (AUSPUFFUMMANTELUNG, HEIZER & SCHLÄUCHE)	9954100-1	1,14	-29
		22 - AUTOPILOTENSYSTEM			
	22-01-S	~~FLUGSTABILISATOR, VORRICHTUNGEN~~		1,14	991
		~~- KABELSATZ~~	~~3924109-1~~		
		~~- FLÜGELKABELSATZ~~	~~3924110-1~~		
	22-02-A	~~EINACHS-AUTOPILOT~~		~~4,90*~~	~~1209*~~
		~~- AUTOPILOTCOMPUTER~~	~~065-00176-2501~~	~~1,41~~	~~356~~
		~~- ROLLSERVO MIT BEFESTIGUNG~~	~~3940400-1~~	~~2,04~~	~~1626~~
		~~- KONFIGURATIONSMODUL~~	~~071-00073-5000~~	~~0,09~~	~~406~~
		~~- KABELSATZ~~		~~1,36~~	~~1524~~
X	22-03-A	ZWEIACHS-AUTOPILOT		7,31*	1926*
		- AUTOPILOTCOMPUTER	065-00176-5201	1,41	356
		- ROLLSERVO MIT BEFESTIGUNG	3940400-1	2,04	1626
		- HÖHENRUDERTRIMMSERVO MIT BEFESTIGUNG	0501145-1	2,36	3506
		- KABELSÄTZE		1,36	1524
		23 - KOMMUNIKATION			
X	23-01-S	STATIKABLEITER (10 STÜCK)	0501048-1	0,18	3637
X	23-02-S	NAV/COM #1	3930407-1	4,54*	556*
		-KX-155A Bendix/King NAV/COM ohne GS	069-01032-0102	2,50	305
		-KI-209 ANZEIGE	066-03056-0002	2,50	305
		-VHF COM ANTENNE	3960119-1	0,23	1608
		-OMNI ANTENNE	3960142-7	0,36	5893
		-EINBAUSATZ UND KABELSATZ	3921100-1	1,27	1351*
X	23-03-A	NAV/COM #2	3930408-1	3,72*	424*
		-KX-155A Bendix/King NAV/COM o. GS	069-01032-0101	2,50	305
		-KI-209 ANZEIGE	066-03056-0003	0,54	427
		-ANTENNENWEICHE	3930403-1	0,09	254
		-VHF COM ANTENNE	3960113-8	0,23	1608
		-EINBAUSATZ UND KABELSATZ	3921111-1	1,27	1351
X	23-04-S	AUFSCHALTANLAGE / INTERCOM / MARKEREMPFÄNGER	3930407-1	1,63*	1041*
		-AUFSCHALTANLAGE / INTERCOM/ MARKEREMPFÄNGER	066-01155-0101	0,91	353
		-MARKERANTENNE	3960188-1	0,36	3338
		-EINBAUSATZ UND KABELSATZ	3921109-1	0,36	569

REMOVED

Abb. 6-9. Ausrüstungsverzeichnis (Blatt 1 von 6)

Lfd. Nr.	BESCHREIBUNG	Bezugs-zeichnung	Masse (kg)	Hebel-arm (mm)
	24 - SPANNUNGSVERSORGUNG			
24-01-R	GENERATOR, 28 VOLT, 60 AMP.	9910591-11	4,54	-737
24-02-R	BATTERIE, 24 VOLT, 12.75 AH MIT BELÜFTUNG	C614002-0101	10,52	-127
24-03-R	GENERATORREGLER, POWER "J" BOX	MC01-2	0,18	-13
24-03-S	BASISAVIONIKEINBAUSATZ	3900003-1	1,59*	333*
	-HALTEBÜGEL	1270101-1	0,05	218
	-AVIONIKKÜHLGEBLÄSE	3930400-1	0,73	168
	-SICHERUNGSANLAGE	3930417-2	0,64	432
	-ERDUNG, AVIONIK	3940357-1	0,05	1234
	25 - AUSRÜSTUNG / AUSSTATTUNG			
25-01-R	PILOTENSITZ	0514211-1	16,16	1054
25-02-S	COPILOTENSITZ	0514211-1	16,16	1054
25-03-S	HINTERER SITZ	0514219-1	19,80	2019
25-04-R	AUTOMATISCHE SICHERHEITS- UND SCHULTERGURTE, PILOT & COPILOT	2000031-9,-10	2,36	1372
25-05-S	AUTOMATISCHE SICHERHEITS- UND SCHULTERGURTE, HINTERER SITZ (2 STÜCK)	2000031-11,-12	2,36	2286
25-06-S	GEPOLSTERTE BLENDE	0514230-1	0,54	533
25-07-S	SONNENBLENDEN	0514166-2	0,50	833
25-08-S	GEPÄCKNETZ	2015009-7	0,23	2413
25-09-S	GEPÄCKNETZVERZURRÖSEN	0515055-6	0,09	2413
25-10-S	BETRIEBSKONTROLLISTE (IM KARTENFACH IM INSTRUMENTENBRETT)	0500835-1	0,14	363
25-11-R	ANERKANNTES FLUGHANDBUCH (IM FACH IM RÜCKEN DES PILOTENSITZES)	0500835-1	0,54	1270
25-12-S	KRAFTSTOFFPROBENBECHER	S2107-1	0,05	363
25-13-S	SCHLEPPSTANGE, BUGFAHRWERK	0501019-1	0,77	3150
25-14-S	ELT	3940401-1	0,95*	2921*
	-ELT-SENDER 3000-11	3000-11	0,77	2878
	-ANTENNE UND KABELSATZ, 3003-45	3003-45	0,18	3099
	26 - BRANDSCHUTZ			
26-01-S	FEUERLÖSCHER	0501011-2	2,50*	1113*
	-FEUERLÖSCHER	C421001-0201	2,18	1118
	-EINBAUHALTER	1290010-1	0,50	1072
	27 - STEUERUNG			
27-01-S	STEUERUNG, RECHTER SITZ	0506009-1	2,50*	315*
	-STEUERHORN, COPILOT	0513576-4	0,91	660
	-SEITENRUDER UND BREMSPEDAL, COPILOT	0510402-16	0,50	173

Abb. 6-9 Ausrüstungsverzeichnis (Blatt 2 von 6)

	Lfd. Nr.	BESCHREIBUNG	Bezugs-zeichnung	Masse (kg)	Hebel-arm (mm)
X	27-02-S	STEUERHORN MIT KARTENLAMPE UND FUNKTASTE (EINSCHLIEßLICH AM INSTRUMENTENBRETT INSTALLIERTER ZUSATZMIKROPHONBUCHSE)	0513576-5	0,09	559
		28 - KRAFTSTOFF			
X	28-01-R	KRAFTSTOFFMENGENANZEIGER, LINKS UND RECHTS	S3281-2	0,18	419
		31 - ANZEIGE- / AUFNAHMESYSTEME			
X	31-01-S	DIGITALE ELEKTRONISCHE UHR/OAT	M803B-2-0/28-V-B	0,32	419
X	31-02-S	FLUGSTUNDENZÄHLER	C664503-0103	0,23	231
X	31-03-R	ANZEIGENSYSTEM	CSEWCA-01	0,23	406
X	31-04-R	PNEUMATISCHES ÜBERZIEHWARNSYSTEM	0523112-2	0,18	724
		32 - FAHRWERK			
X	32-01-R	RAD, BREMSE UND REIFEN, HAUPTRAD 6.00X6	0541200-9,-10	16,43*	1468*
		-RAD, CLEVELAND (JEDES)	C163001-0104	2,81	1478
		-BREMSEN, CLEVELAND (JEDE)	C163030-0111	0,82	1384
		-REIFEN, 6-PLY, 6.00 X 6 BLACKWALL	C262003-0204	3,63	1478
		-SCHLAUCH (JEDER)	C262023-0102	0,95	716
X	32-02-O	RAD UND REIFEN, 5.00 X 5, BUGRAD	0543062-17	4,59*	-173*
		-RAD, CLEVELAND	1241156-12	1,59	-173
		-REIFEN, 6-PLY, 5.00 X 5 BLACKWALL	C262003-0202	2,36	-173
		-SCHLAUCH	C262023-0101	0,64	-173
X	32-03-O	RADVERKLEIDUNG	0541225-1	7,49*	1171*
		-BUGRADVERKLEIDUNG	0543079-3	1,59	-89
		-HAUPTRADVERKLEIDUNG (2 STÜCK)	0541223-16, -17	4,59	1552
		-BREMSVERKLEIDUNG (2 STÜCK)	0541224-1, -2	0,50	1412
		-BEFESTIGUNGSPLATTE (2 STÜCK)	0541220-1,-2	0,36	1511
		33 - LICHTER			
X	33-01-S	KARTENLAMPE AM STEUERHORN (TEILE VON 27-02-S)		0,09	546
X	33-02-S	EINSTIEGSLEUCHTEN UNTER DEN FLÜGELN (2 STÜCK)	0521101-8	0,23	1549
X	33-03-S	NAVIGATIONSLICHTDETEKTOREN	1221201-3, -4	0	1036
X	33-04-S	ZUSAMMENSTOßWARNLICHTER, SPITZE DES SEITENLEITWERKES	0506003-6	0,64	5199
X	33-05-S	BLITZLICHTER AN DEN FLÜGELSPITZEN	0501027-6	1,54	1100
X	33-06-S	LANDE- UND ROLLSCHEINWERFER, IN DEN FLÜGELN INSTALLIERT	0523029-7	1,00	643

Abb. 6-9 Ausrüstungsverzeichnis (Blatt 3 von 6)

	Lfd. Nr.	BESCHREIBUNG	Bezugs-zeichnung	Masse (kg)	Hebel-arm (mm)
		34 - NAVIGATION			
X	34-01-R	FAHRTMESSER	S3225-6	0,27	411
X	34-02-S	NOTVENTIL FÜR DEN STATISCHEN DRUCK	0501017-2	0,09	394
X	34-03-R	FEIN-HÖHENMESSER	S3288-1	0,41	356
X	34-04-S	BLIND ENCODER	3930402-1	0,41	279
X	34-05-R	MAGNETKOMPAß	0513262-3	0,23	356
X	34-06-S	KREISEL	0501135-1	2,72*	330*
		-KURSKREISEL	S3330-1	1,13	356
		-KÜNSTLICHER HORIZONT	S3226-1	0,91	356
		-LEITUNGEN UND SONSTIGES EINBAUMATERIAL	0501135-1	0,68	254
X	34-07-S	TURN COORDINATOR	S3291-1	0,45	401
X	34-08-S	VARIOMETER	S3327-1	0,36	399
X	34-09-A	ADF	3930408-1	3,49*	622*
		-KR-87 ADF-EMPFÄNGER	066-01072-0014	1,45	356
		-KI-227 -ANZEIGER	066-03063-0000	0,32	356
		-ADF-ANTENNE	3960187-1	0,68	1143
		-ADF-KABELSATZ	3922102-1	1,04	737
	34-10-A	GPS KLN 94	3930408-1	2,00*	447*
		-KING GPS-VER. KLN 89 REMOVED	066-01148-1111	1,23	356
		-GPS-ANTENNE	3960190-1	0,27	1102
		-GPS-KABELSATZ	3928102-1	0,14	279
X	34-11-S	MODE C TRANSPONDER	3930407-1	2,04*	386*
		-KT-76C BENDIX/KING MODE C XPONDER	066-01156-0101	1,41	312
		-KT-76A TRANSPONDER REMOVED	066-01156-0101	1,41	312
		-TRANSPONDER-ANTENNE	3960191-1	0,09	2200
		-EINBAUSATZ UND KABELSATZ	3923102-1	0,18	284
		37 - VAKUUMANLAGE			
X	37-01-S	DOPPELVAKUUMANLAGE, MOTORGETRIEBEN		2,45*	-46*
		-VAKUUMPUMPE, AIRBORNE 211CC	E211CC	0,86	-165
		-VAKUUMPUMPE, AIRBORNE 212CW	E212CW	0,86	-99
		-KÜHLMANTEL	1201998-1	0,50	-165
		-KÜHLMANTEL	1201998-1	0,50	-99
		-FILTER	1201075-2	0,14	135
		-KOMBI UNTERDRUCKMESSER/ AMMETER	S3280-1	0,14	363
		-UNTERDRUCKVENTIL	2H3-48	0,14	121
		-ANSCHLUßSTUTZEN	1H5-25	0,23	-5

Abb. 6-9 Ausrüstungsverzeichnis (Blatt 4 von 6)

	Lfd. Nr.	BESCHREIBUNG	Bezugs-zeichnung	Masse (kg)	Hebel-arm (mm)
X	37-02-R	KOMBI UNTERDRUCKMESSER / AMMETER	S3280-1	0,14	363
X	37-03-S	UNTERDRUCKWARNLAMPE	0506009-1	0	406
		53 - RUMPF			
X	53-01-S	HILFSTRITTE UND GRIFFE, BETANKEN	0513415-2	0,77	414
		56 - FENSTER			
X	56-01-S	FENSTER- RECHTE TÜR	0517001-40	2,63*	1232*
X	56-02-S	FENSTER- LINKE TÜR	0517001-39	2,63*	1232*
		61 - PROPELLER			
X	61-01-R	NICHTVERSTELLBARER PROPELLER	0550320-11	17,62*	-970*
		-PROPELLER, 193 CM MCCAULEY	1A170E/JHA7660	15,89	-975
		-PROPELLERSPACER, 89 MM MCCAULEY	C5464	1,63	-914
X	61-02-R	PROPELLERHAUBE	0550320-11	0,82*	-1041*
		-HAUBE	0550236-14	0,45	-1082
		-VORDERE SPINNERPLATTE	0552231-1	0,14	-1036
		-HINTERE SPINNERPLATTE	0550321-10	0,18	-947
		71 - ANTRIEBSANLAGE			
X	71-01-R	LUFTEINLAßFILTER, DONALDSON	P198281	0,14	-699
X	71-02-S	WINTERKIT (EINGEBAUT)	0501128-3	0,36*	-516*
		-BELÜFTUNGSLEITUNG	0552011	0,18	-351
		-LUFTEINLAßABDECKUNG (EINGEBAUT)	0552229-3,-4	0,14	-813
		-LUFTEINLAßABDECKUNG (VERSTAUT)	0552229-3,-4	0,14	2413
X	71-03-R	TRIEBWERK, LYCOMING IO-360-L2A	0550365-1	135,08 *	-472*
		-KRAFTSTOFFEINSPRITZANLAGE, PAC RSA-5AD1		3,45	-353
		-MAGNETE UND KABELSATZ, SLICK 4371 (2 STÜCK)		4,08	-127
		-ÖLFILTER UND ADAPTER		1,13	-470
		-ZÜNDKERZEN		0,86	-353
		-ANLASSER, LAMAR 31B22207		5,08	-584
		73 - TRIEBWERK, KRAFTSTOFF, ÜBERWACHUNG			
X	73-01-S	EGT / KRAFTSTOFFDURCHFLUßANZEIGE	S2277-4	0,27	198
		77 - TRIEBWERK, ANZEIGEN			
X	77-01-R	DREHZAHLMESSER MIT BETRIEBSSTUNDENZÄHLER	S3329-5	0,45	307

Abb. 6-9. Ausrüstungsverzeichnis (Blatt 5 von 6)

	Lfd. Nr.	BESCHREIBUNG	Bezugszeichnung	Masse (kg)	Hebelarm (mm)
		78 - ABGASANLAGE			
X	78-01-R	AUSPUFFANLAGE	9954100-1	7,39*	-508*
		-SCHALLDÄMPFER UND ENDROHRSCHWEIßTEIL	9954000-2	2,09	-577
		-SCHALLDÄMPFERUMMANTELUNG, HEIZUNGSWÄRMETAUSCHER	9954100-3	0,36	-577
		79 - ÖL			
X	79-01-R	ÖLKÜHLER	0550365-1	1,50*	-279*
		-ÖLKÜHLER, STEWART WARNER	10877A	1,04	-279
X	79-02-R	ÖLDRUCK- UND -TEMPERATURANZEIGE	S3279-1	0,18	419
		OPTIONALE AVIONIKPAKETE			
		BASIS-AVIONIKPAKET		10,93*	566*
		-BASISAVIONIK-EINBAU	3900003-1	1,59	333
	24-04-S	-AUFSCHALTANLAGE / INTERCOM / MARKER	3930407-1	1,63	1041
	23-02-S	-NAV/COM #1	3930407-1	4,54	556
	34-11-S	-MODE C TRANSPONDER	3930407-1	2,04	386
	22-01-S	-FLUGSTABILISATOR, VORRICHTUNGEN		1,13	991
		TRAINER-AVIONIKPAKET		20,14*	561*
		-BASISAVIONIK-EINBAU	3900004-1	1,59	333
	23-04-S	-AUFSCHALTANLAGE / INTERCOM / MARKER	3930408-1	1,63	1041
		-GPS	3930408-1	2,00	447
	23-02-S	-NAV/COM #1	3930408-1	4,54	556
	23-03-A	-NAV/COM #2	3930408-1	3,72	424
	34-09-A	-ADF	3930408-1	3,49	622
	34-10-A	-MODE C TRANSPONDER	3930408-1	20,4	386
		-FLUGSTABILISATOR, VORRICHTUNGEN		1,13	991
X		IFR-AVIONIKPAKET		24,77*	663*
		-BASISAVIONIK-EINBAU	3900005-1	1,59	333
	23-04-S	-AUFSCHALTANLAGE / INTERCOM / MARKER	3930428-1	1,63	1041
	34-10-A	-GPS	3930428-1	2,00	447
	23-02-A	-NAV/COM #1	3930428-1	4,54	556
	23-03-A	-NAV/COM #2	3930428-1	3,72	424
	34-09-A	-ADF	3930428-1	3,49	622
	34-11-A	-MODE C TRANSPONDER	3930428-1	20,4	386
	22-02-A	~~EINACHS~~ AUTOPILOT		5,76	1082

Zweiachs

WX 500

Abb. 6-9. Ausrüstungsverzeichnis (Blatt 6 von 6)

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

KAPITEL 7
FLUGZEUG -UND SYSTEMBESCHREIBUNG

INHALTSVERZEICHNIS

Seite

Einleitung 7-5
Zelle 7-5
Steuerung 7-6
  Trimmung 7-6
Instrumentenbrett 7-9
  Anordnung des pilotenseitigen Instrumentenbrettes 7-9
  Anordnung des mittleren Instrumentenbrettes 7-9
  Anordnung des copilotenseitigen Instrumentenbrettes ... 7-12
  Anordnung der mittleren Konsole 7-12
Handhabung am Boden 7-12
Landeklappensystem 7-13
Fahrwerk 7-14
Gepäckraum 7-14
Sitze 7-14
Kombinierte Sicherheits- und Schultergurte 7-15
Einstiegstüren und Kabinenfenster 7-18
Ruderverriegelung 7-19

INHALTSVERZEICHNIS (Fortsetzung)

Seite

Triebwerk 7-20
Triebwerksbedienungshebel 7-20
Triebwerksüberwachungsinstrumente 7-20
Einlaufen und Betrieb eines neuen Triebwerkes 7-22
Triebwerkschmierung 7-22
Zünd- und Anlaßsystem 7-23
Luftansaugsystem 7-23
Abgasanlage 7-24
Kühlsystem 7-24
Propeller 7-24
Kraftstoffanlage 7-24
Kraftstoffverteilung 7-25
Kraftstoffanzeige 7-25
Tankbelüftung 7-27
Reduzierte Tankkapazität 7-27
Tankwahlschalter 7-27
Kraftstoffablaßventile 7-29
Bremssystem 7-29
Elektrische Anlage 7-32
Anzeigepanel 7-33
Hauptschalter 7-34
Avionikhauptschalter 7-34
Amperemeter 7-35
Niedrigspannungsanzeige 7-35
Sicherungsschalter und Sicherungen 7-36
Externer Stromanschluß 7-36

INHALTSVERZEICHNIS (Fortsetzung)

Seite

Beleuchtung 7-38
Außenbeleuchtung 7-38
Innenbeleuchtung 7-38
Kabinenheizungs, -belüftungs- und -enteisungsanlage 7-40
Pitot-Statikanlage und -instrumente 7-42
Fahrtmesser 7-43
Variometer 7-43
Höhenmesser 7-44
Vakuumanlage und -instrumente 7-44
Künstlicher Horizont 7-44
Kurskreisel 7-44
Unterdruckmesser 7-46
Unterdruckwarnanzeige 7-46
Uhr / Außenlufttemperaturanzeige (OAT) 7-47
Überziehwarnanlage 7-47
Standardavionik 7-47
Avionikhilfsausrüstung 7-48
Avionikkühlgebläse 7-48
Mikrophon und Kopfhörer 7-48
Statikableiter 7-49
Kabinenausstattung 7-50
Notsender (ELT) 7-50
Kabinenfeuerlöscher 7-50

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

EINLEITUNG

In diesem Kapitel wird das Flugzeug und seine Systeme beschrieben. Manche der hier beschriebenen Ausrüstung ist eine Sonderausrüstung, die vielleicht in Ihrem Flugzeug nicht eingebaut ist. Siehe Kapitel 9 „Ergänzungen" für Angaben hinsichtlich sonstiger Sonderausrüstungen und -systeme.

ZELLE

Das Flugzeug ist ein viersitziger, einmotoriger Hochdecker aus Metall mit einem Dreibeinfahrwerk. Es ist als allgemeines Nutzflugzeug konzipiert.

Der Rumpf ist in Halbschalenbauweise gebaut, d.h. er ist aufgebaut aus konventionell geformten Blechspanten, Stringern und Blechaußenhaut. Die Hauptkomponenten der Struktur sind die vordere und hintere Holmbrücke, an denen die Flügel befestigt sind, ein Spant und Schmiedeteile, über die das Hauptfahrwerk am Fuß des hinteren Türpfostens befestigt ist, und ein Spant mit Befestigungsbeschlägen am Fuß des vorderen Türpfostens für die untere Befestigung der Flügelstreben. Vier Motorträgerstringer sind ebenfalls an den vorderen Türpfosten befestigt und gehen vor bis zum Brandschott.

Die abgestrebten Flügel mit Integraltanks sind aus einem vorderen und einem hinteren Holm mit Blechrippen, Dopplern und Stringern aufgebaut. Die gesamte Struktur ist mit einer Aluminiumblechhaut bedeckt. Die vorderen Holme haben Flügel-Rumpf- und Flügel-Streben-Befestigungsbeschläge. Die hinteren Holme haben Flügel-Rumpf-Befestigungsbeschläge und gehen nur über einen Teil der Spannweite. Konventionelle Querruder und Einfachspaltklappen sind an der Hinterkante der Flügel untergebracht. Die Querruder bestehen aus einem Vorderholm mit Ausgleichsgewichten, Blechrippen und einer V-gewellten, an der Hinterkante miteinander verbundenen Aluminiumhaut. Die Landeklappen sind in ähnlicher Weise aufgebaut, haben aber keine Ausgleichsgewichte, dafür aber eine geformte Blechvorderkante.

Das Leitwerk besteht aus einer konventionellen Seitenflosse, einem Seitenruder, einer Höhenflosse und Höhenruder. Die Seitenflosse besteht aus einem Holm, Blechrippen und Verstärkungen, einem abwickelbaren Hautblech, einem geformten Vorderkantenblech und einer Rückenfinne. Das Seitenruder besteht aus einem geformten Vorderkantenblech und Holm mit Scharnierbeschlägen und Rippen, einem Zentralholm, einer abwickelbaren Haut und einer am Boden verstellbaren Trimmbügelkante am unteren Ende der Hinterkante. Im oberen Teil des Seitenruders ist ein Ausgleichsgewicht in einem Horn eingebaut.

Die Höhenflosse besteht aus einem Vorder- und einem Hinterholm, Rippen und Verstärkungen, zentralem, linkem und rechtem abwickelbarem Hautblech und geformten Vorderkantenblechen. Der Höhenrudertrimmverstellantrieb ist ebenfalls in der Höhenflosse untergebracht.

Die Höhenruder bestehen aus geformten Vorderkantenblechen, einem Vorderholm, Hintersteg, Rippen, einer Torsionswelle und einem Antriebshebel, linken oberen und unteren V-gewellten Blechen und rechten oberen und unteren V-gewellten Blechen mit einer Aussparung an der Hinterkante für das Trimmruder. In den Höhenruderhörnern sind Ausgleichsgewichte untergebracht. Das Höhenrudertrimmruder ist aus einem Holm, einer Rippe und oberen und unteren V-gewellten Blechen gebaut.

STEUERUNG

Die Flugsteuerung des Flugzeuges (siehe Abb. 7-1) besteht aus konventionellen Quer-, Seiten- und Höhenrudern. Die Ruder werden manuell mit Hilfe von Seilen und mechanischen Verbindungen betätigt. Die Quer- und Höhenruder werden über das Steuerhorn, das Seitenruder durch kombinierte Seitenruder-Brems-Pedale angesteuert.

TRIMMUNG

Das Flugzeug ist mit einer manuell zu betätigenden Höhenrudertrimmung ausgestattet (siehe Abb. 7-1). Die Höhenrudertrimmung erfolgt durch das Höhenrudertrimmruder, das durch das in der Kabine vertikal angebrachte Trimmrad bedient wird. Durch Vorwärtsdrehen des Trimmrades wird das Flugzeug kopflastig getrimmt, durch Rückwärtsdrehen schwanzlastig.

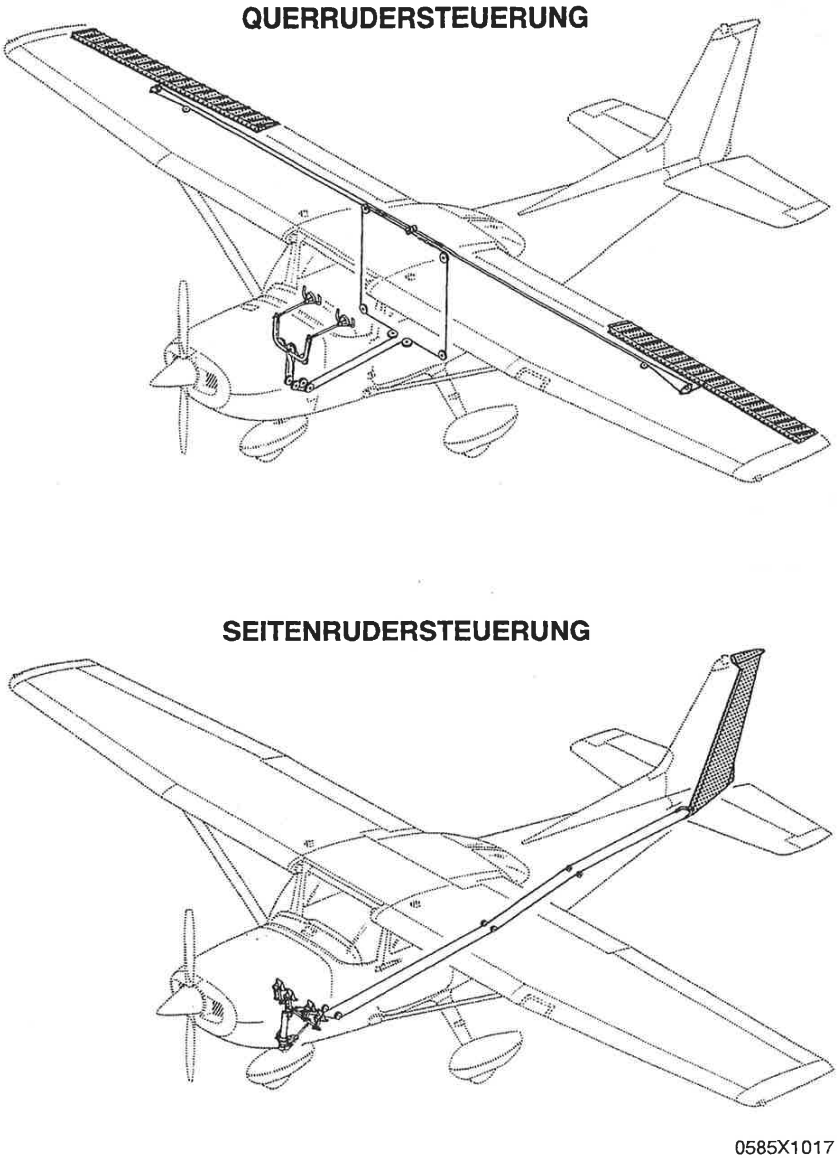


Abb. 7-1 Flugsteuerungs- und Trimmsysteme (Blatt 1 von 2)

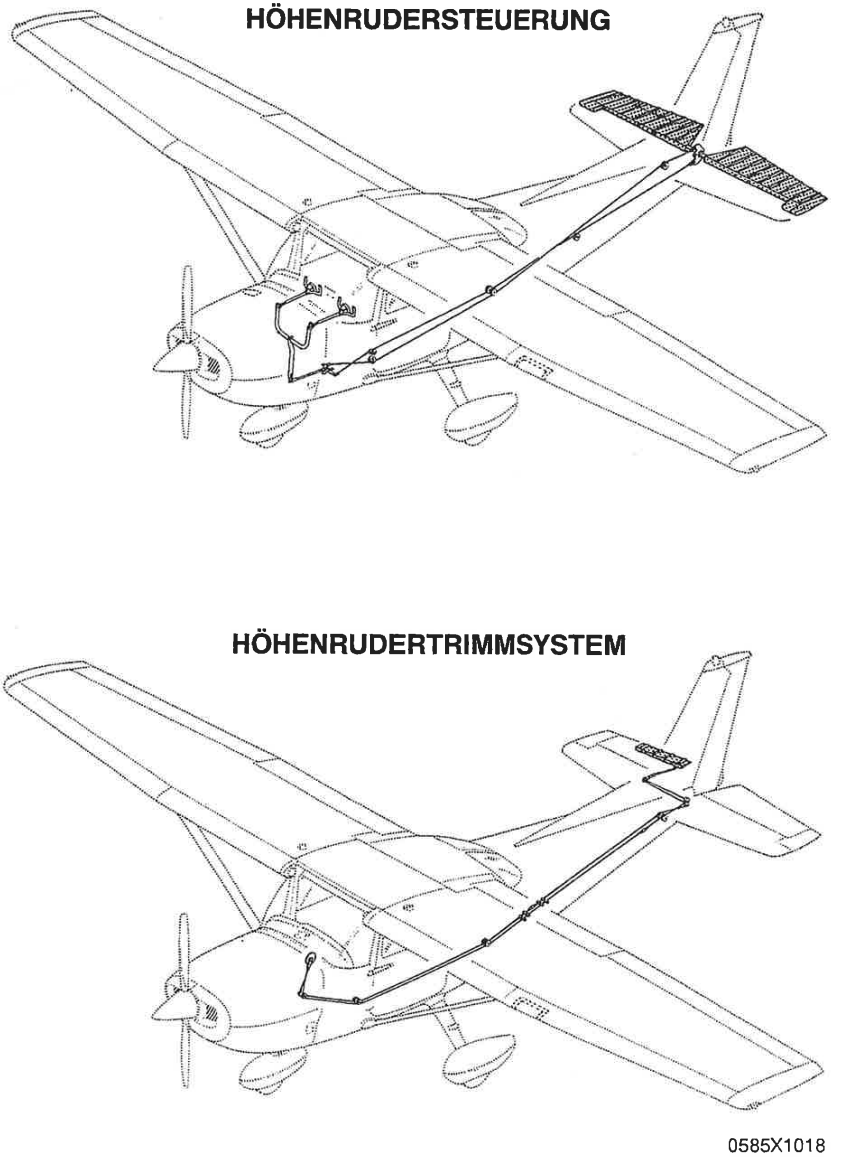


Abb. 7-1 Flugsteuerungs- und Trimmsysteme (Blatt 2 von 2)

INSTRUMENTENBRETT

Das Instrumentenbrett ist eine Ganzmetallkonstruktion (siehe Abb. 7-2) und besteht aus mehreren Teilen, um das Ausbauen von zusammengehörenden Gruppen von Instrumenten, Schaltern und Bediengeräten zu ermöglichen, ohne daß das gesamte Brett ausgebaut werden muß. Detaillierte Angaben über Instrumente, Schalter, Sicherungsautomaten und Bediengeräte am Instrumentenbrett sind den entsprechenden Abschnitten dieses Kapitels zu entnehmen.

ANORDNUNG DES PILOTENSEITIGEN INSTRUMENTENBRETTES

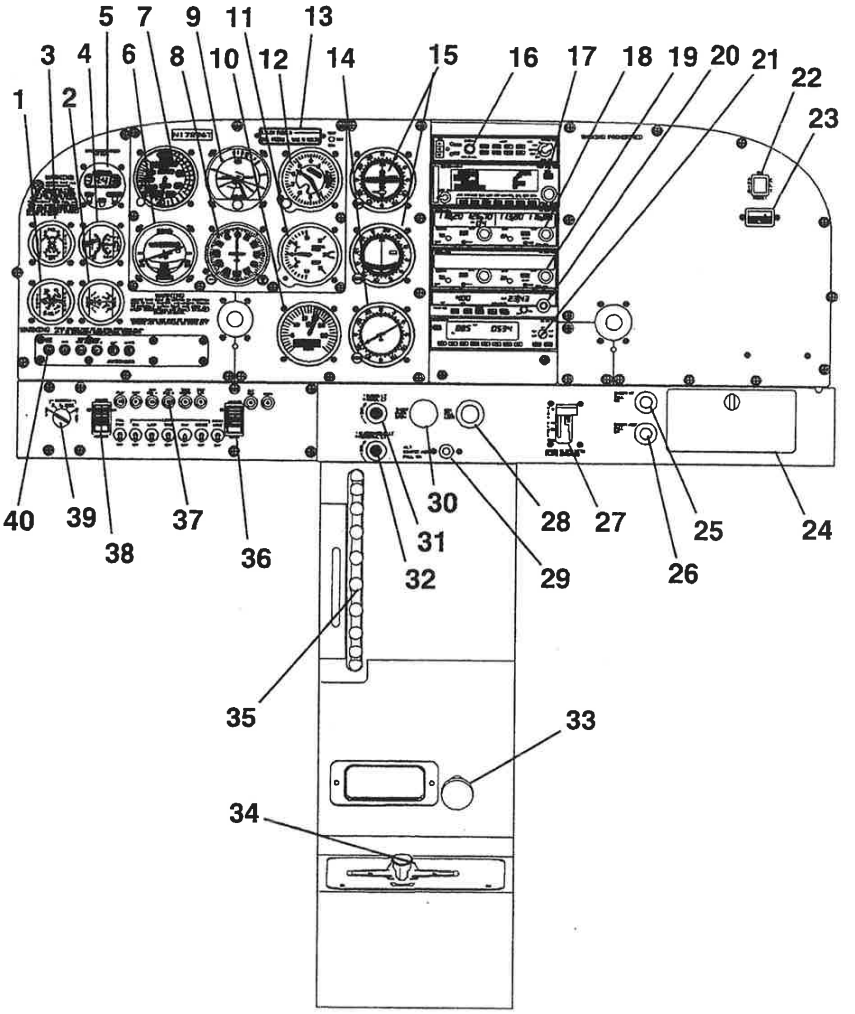
Die Flugüberwachungsinstrumente sind in einem einzelnen Instrumentenbrett vor dem Piloten untergebracht. Diese Instrumente sind T-förmig angeordnet. Die Kreisel sind direkt vor dem Piloten senkrecht über dem Steuerhorn angeordnet. Der Fahrtmesser und der Höhenmesser sind links bzw. rechts von den Kreiseln untergebracht. Die restlichen Flugüberwachungsinstrumente sind um die Basis-T-Anordnung eingebaut. Eine Multifunktionsanzeige ist über dem Höhenmesser zu finden und gibt Vorsichts- und Warnanzeigen für Kraftstoffmenge, Öldruck, geringen Unterdruck und Niederspannung.

Rechts von den Flugüberwachungsinstrumenten ist ein Teilpanel mit dem Drehzahlmesser und verschiedenen Navigationsanzeigen. Links von den Flugüberwachungsinstrumenten ist ein Teilpanel mit einer Kraftstoffmengenanzeige, einer Öltemperatur/-druckanzeige, einem Vakuum-/Amperemeter, einer EGT/Zylinderkopftemperaturanzeige, einer Uhr und dem Avioniksicherungsschalterpanel.

Die Sicherungen und Schalter des Flugzeuges sind unter den Triebwerks- und Flugüberwachungsinstrumenten zu finden. Der Hauptschalter, der Avionikhauptschalter, der Zündschalter und die Beleuchtungsschalter sind auch in diesem Bereich untergebracht.

ANORDNUNG DES MITTLEREN INSTRUMENTENBRETTES

Das mittlere Instrumentenbrett enthält verschiedene Avionikgeräte, die vertikal angeordnet sind. Diese Anordnung ermöglicht es, daß jedes Gerät ohne Zugang zur Hinterseite des Brettes entfernt werden kann. Unter dem Brett sind Gashebel, Gemischhebel, Notventil für den statischen Druck und Lichtschalter zu finden.



0585C1040

Abb. 7-2 Instrumentenbrett (Blatt 1 von 2)

1. Öltemperatur- und -druckanzeige
2. Vakuumanzeige und Amperemeter
3. Kraftstoffmengenanzeigen
4. EGT-und Kraftstoffdurchflußanzeige
5. Digitaluhr/Außentemperatur-anzeige
6. Wendezeiger
7. Fahrtmesser
8. Kurskreisel
9. Künstlicher Horizont
10. Drehzahlmesser
11. Variometer
12. Höhenmesser
13. Anzeigenpanel
14. ADF-Anzeige
15. Kursablage- und Gleitweganzeige
16. Audiokontrollpanel
17. GPS-Empfänger
18. NAV/COM
19. NAV/COM
20. ADF-Empfänger
21. Transponder
22. ELT -Fernsteuer-Testknopf
23. Stundenzähler
24. Handschuhfach
25. Kabinenheizungsbedienung
26. Kabinenbelüftungsbedienung
27. Klappenverstell- und -positionsanzeige
28. Gemischhebel
29. Notventil für statischen Druck
30. Gashebel
31. Funkgeräte- und Paneldimmerbedienung
32. Blenden- und Mittelkonsole-dimmerbedienung
33. Brandhahn
34. Tankwahlschalter
35. Höhenrudertrimmrad und -positionsanzeige
36. Avionikhauptschalter
37. Sicherungsschalter und Sicherungen
38. Hauptschalter
39. Zündschalter
40. Avioniksicherungs-schalterpanel

Abb. 7-2 Instrumentenbrett (Blatt 2 von 2)

ANORDNUNG DES COPILOTENSEITIGEN INSTRUMENTENBRETTES

Das copilotenseitige Instrumentenbrett beinhaltet den Stundenzähler, den ELT-Schalter und Platz für zusätzliche Avionikgeräte und Anzeigen. Das Handschuhfach und die Bedienknöpfe für Kabinenheizung und -belüftung sowie der Landeklappenschalter sind unter diesem Segment untergebracht.

ANORDNUNG DER MITTLEREN KONSOLE

Die mittlere Konsole ist unter dem zentralen Instrumentenbrett zu finden und enthält das Höhenrudertrimmrad, die Trimmstellungsanzeige, die Halterung für das Handmikrophon und den Brandhahn. Der Tankwahlschalter befindet sich am Fuß dieser Konsole. Die Parkbremse ist unter der Schalter- und Anzeigetafel vor dem Piloten zu finden.

HANDHABUNG AM BODEN

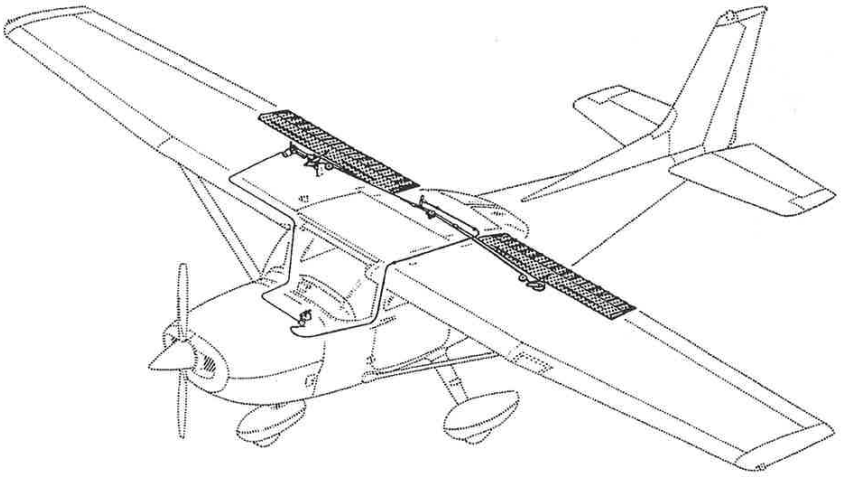
Über das Bugrad, das über die Seitenruderpedale lenkbar ist, ist eine wirksame Steuerung des Flugzeuges beim Rollen am Boden möglich; die Betätigung des linken Pedales lenkt das Flugzeug nach links, Betätigung des rechten Pedales dementsprechend nach rechts. Durch Drücken eines Seitenruderpedales dreht ein mit Federn versehenes Lenkbungee (es ist zwischen dem Bugfahrwerk und den Seitenruderpedalverbindungsstangen eingebaut) das Bugrad um 10° nach links bzw. rechts von der Mittelstellung. Durch das Betätigen der linken bzw. rechten Bremse kann der Drehwinkel auf bis 30° von der Mittelstellung erhöht werden.

Von Hand wird das Flugzeug am einfachsten mit einer Bugradschleppgabel bewegt. Falls keine Schleppgabel zur Hand ist oder das Flugzeug geschoben werden muß, schieben Sie an den Flügelstreben. Verwenden Sie nie die Leitwerke, um das Flugzeug zu bewegen. Falls das Flugzeug von einem Fahrzeug geschleppt werden soll, drehen Sie das Bugrad nie weiter als 30° um die Mittelstellung, da sonst Schäden an der Struktur die Folge sein könnten.

Der kleinste Wendekreis des Flugzeuges beim Rollen unter Anwendung von differenziellem Bremsen und Bugradlenkung beträgt 8,37 m. Beim Rangieren kann der kleinste Radius erreicht werden, indem das Flugzeug um eines der Haupträder gedreht wird. Dazu soll das Flugzeug an einem Heckspant direkt vor der Höhenflosse niedergedrückt werden, so daß das Bugrad gerade abgehoben ist. Es ist darauf zu achten, daß im Bereich eines Spantes und nicht im Hautfeld dazwischen gedrückt wird.

LANDEKLAPPENSYSTEM

Die Einfachspaltlandeklappen (siehe Abb. 7-3) werden durch den Landeklappenschalter am Instrumentenbrett aus- bzw. eingefahren. Der Schalter wird in einem geschlitzten Panel nach oben und nach unten bewegt, mit mechanischer Arretierung bei der Stellung 10°, 20° und VOLL (30°). Zum Ändern der Klappenstellung wird der Landeklappenschalter leicht nach rechts gedrückt, so daß er über die Arretierung bei 10° und 20° hinweggeht. Eine Skale und ein Zeiger links vom Schalter zeigt die Klappenstellung in Grad an. Das Landeklappensystem wird von einem 10-Amperesicherungsschalter abgesichert, der mit FLAP gekennzeichnet ist und auf der linken Seite des Bedienpanels zu finden ist.



0585X1021

Abb. 7-3 . Landeklappensystem

FAHRWERK

Das Fahrwerk ist ein Dreibeinfahrwerk mit einem lenkbaren Bugrad und zwei Haupträdern. Radverkleidungen sind wahlweise möglich sowohl für das Bugrad als auch für die beiden Haupträder. Zur Dämpfung des Landestoßes dienen die aus Federstahlrohr gebauten Hauptfahrwerksstreben und das Öl/Luftfederbein des Bugfahrwerkes. Die Haupträder sind mit hydraulischen Scheibenbremsen an ihrer Innenseite ausgestattet.

GEPÄCKRAUM

Der Gepäckraum besteht aus 2 Bereichen, der eine geht von hinter den Rücksitzen bis zum hinteren Kabinenspant, ein zweiter Bereich ist hinter diesem Spant ausgewiesen. Der Zugang zu beiden Gepäckräumen erfolgt durch die abschließbare Gepäckraumtür an der linken Seite des Flugzeuges oder durch die Kabine. Ein Gepäcknetz mit Verzurrschnüren ist zur Sicherung des Gepäcks vorhanden, es wird durch die Schnüre an Verzurrösen im Flugzeug festgemacht. Siehe Kapitel 6 für Angaben über die Gepäckraum- und Gepäckraumtürabmessungen.

SITZE

Das Flugzeug ist mit 2 vertikal verstellbaren Sitzen für den Piloten und den vorderen Passagier und einer hinteren Sitzbank ausgestattet.

Die Piloten- und vorderen Passagiersitze können sowohl nach vorne bzw. nach hinten als auch in der Sitzhöhe verstellt werden. Zusätzlich kann der Winkel der Rückenlehne unbegrenzt verstellt werden.

Das Verstellen der Sitze nach vorne bzw. nach hinten erfolgt über einen Kunststoffgriff unter der Mitte des Sitzrahmens. Um den Sitz zu verstellen, heben Sie den Griff, schieben Sie den Sitz in die gewünschte Stellung, lassen Sie den Griff los und vergewissern Sie sich, daß der Sitz verriegelt ist. Um die Sitzhöhe zu verstellen, drehen Sie die große Kurbel unter der rechten Sitzecke, bis eine bequeme Sitzhöhe erreicht wird. Um den Winkel der Rückenlehne zu ändern, ziehen Sie an dem Auslöseknopf unter dem Sitz in der Mitte des Rahmens, stellen Sie die Rückenlehne in den gewünschten Winkel und lassen Sie dann den Auslöseknopf los. Wenn der Sitz nicht belegt ist, wird die Rückenlehne automatisch nach vorn kippen, wenn der Auslöseknopf betätigt wird.

Die Rückensitzbank besteht aus einem festen einteiligen Sitzkissen und einer in drei Stellungen verstellbaren Rückenlehne. Die verstellbare Rückenlehne wird durch einen Hebel unter der Mitte des Sitzrahmens verstellt. Um die Rückenlehne zu verstellen, ziehen Sie den Hebel nach oben, stellen Sie die gewünschte Rückenstellung ein, lassen Sie den Hebel los und vergewissern Sie sich, daß die Lehne verriegelt ist.

Kopfstützen sind sowohl an den vorderen als auch an den hinteren Sitzen vorhanden. Um die Kopfstützen zu verstellen, ziehen Sie bzw. drücken Sie mit ausreichender Kraft daran, um sie höher bzw. niedriger zu stellen.

KOMBINIERTE SICHERHEITS- UND SCHULTERGURTE

Sämtliche Sitze sind mit kombinierten Sicherheits- und Schultergurten ausgestattet (siehe Abb. 7-4). Sie beinhalten eine Spanntrommel an der Kabinendecke für den Schultergurt und einen Einziehmechanismus für den Bauchgurt. Diese Ausführung erlaubt freie Bewegung des Oberkörpers bei sicherem Festhalten des Bauchbereiches. Bei plötzlicher Verzögerung verriegeln die Spanntrommeln automatisch, um so dem Sitzenden Rückhalt zu bieten.

Bei den vorderen Sitzen sind die Spanntrommeln in der Mitte der Kabinendecke eingebaut. Die Spanntrommeln für den Rücksitz sind jeweils seitlich im oberen Kabinenbereich.

Zur Benützung des kombinierten Sicherheits- und Schultergurtes nehmen Sie das Schloß mit einer Hand, ziehen Sie den Gurt vor und schieben Sie ihn in das Gegenstück. Der Gurt ist verriegelt, wenn ein deutliches Einschappgeräusch zu hören ist.

Das einwandfreie Verriegeln des Bauchgurtes kann dadurch überprüft werden, daß er in den Einziehmechanismus zurückgelassen wird, bis er passend und niedrig am Bauch anliegt, wie er im Flug normalerweise getragen wird. Es sollte nicht möglich sein, mehr als zweieinhalb Zentimeter Gurt aus dem Einziehmechanismus herauszuziehen, wenn er angelegt ist. Wenn mehr als zweieinhalb Zentimeter Gurt aus dem Einziehmechanismus herausgezogen werden kann, ist die anzuschnallende Person zu klein für das installierte Gurtsystem und das Flugzeug darf nicht betrieben werden, bis die Person richtig festgeschnallt ist.

Um den Gurt zu entriegeln, ziehen Sie am Lösemechanismus am Gegenstück und ziehen Sie den Gurt nach oben heraus. Die Feder in der Spanntrommel wird den Gurt automatisch verstauen.

KOMBINIERTE SICHERHEITS- UND SCHULTERGURTE

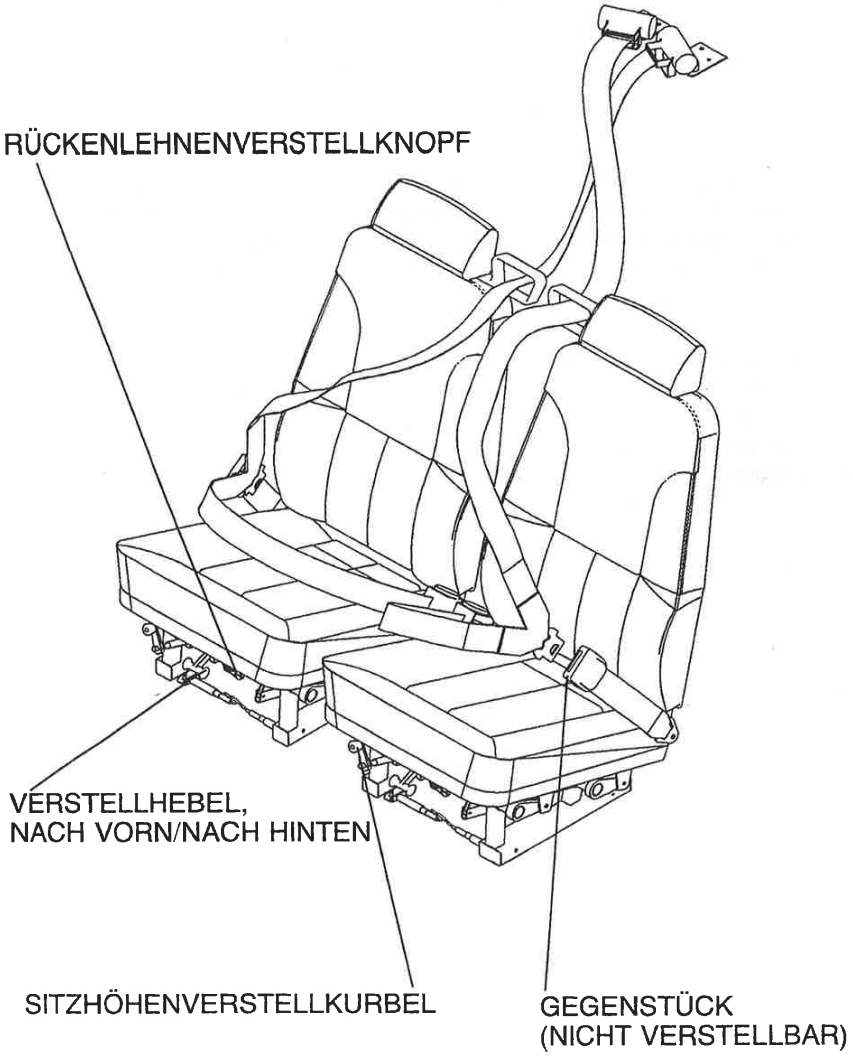


Abb. 7-4. Sicherheits- und Schultergurte

EINSTIEGSTÜREN UND KABINENFENSTER

Das Einsteigen in bzw. Aussteigen aus dem Flugzeug erfolgt durch eine der beiden an der Seite der Kabine in Höhe der vorderen Sitze befindlichen Einstiegstüren (siehe Kapitel 6 für Kabinen- und Kabinentürabmessungen). Die Türen haben einen versenkten Außentürgriff, einen konventionellen Innentürgriff, ein mit Schlüssel zu verriegelndes Schloß (nur linke Tür), eine Arretierung und zu öffnende Fenster in der linken und rechten Tür.

ANMERKUNG

Bei dem Türschließmechanismus dieser Türausführung muß der Außentürgriff der Piloten- und der Copilotentür herausragen, wenn die Türe offen sind. Versuchen Sie beim Schließen der Türen nicht, den Griff einzudrücken, bevor die Tür nicht richtig zu ist.

Um die Türen von außen zu öffnen, benutzen Sie den versenkten Griff im hinteren Teil der Tür. Halten Sie den vorderen Teil des Griffes fest und ziehen Sie ihn nach außen. Um die Türen von innen zu schließen bzw. öffnen, verwenden Sie den kombinierten Türgriff und Armstütze. Der Innentürgriff hat drei Stellungen und ein Hinweisschild am Ende des Griffes mit der Aufschrift: AUF, ZU, VERRIEGELT. Der Griff wird durch Federn in der ZU-Stellung (oben) gehalten. Wenn die Tür zugezogen worden ist, verriegeln Sie sie durch das Drehen des Griffes nach vorne hin zu der VERRIEGELT-Stellung (bündig mit der Armstütze). Nachdem der Griff in die VERRIEGELT-Stellung gedreht wurde, wird er in dieser Stelle durch Überknien gehalten. Beide Kabinentüren müssen vor dem Start verriegelt werden und sollten nicht absichtlich im Flug geöffnet werden.

ANMERKUNG

Versehentliches Öffnen einer Kabinentür im Flug, weil sie nicht richtig verschlossen war, ist kein Grund für eine sofortige Landung. Die beste Vorgehensweise ist wie folgt: Flugzeug für 75 KIAS trimmen, die Tür kurz nach außen drücken und mit aller Kraft schließen und verriegeln.

Um das Flugzeug zu verlassen, drehen Sie den Türgriff von der VERRIEGELT-Stellung, an der ZU-Stellung vorbei in die AUF-Stellung und drücken Sie die Tür auf. Um das Flugzeug abzuschließen, verriegeln Sie die rechte Kabinentür von innen, machen Sie die linke Tür zu und schließen Sie die Tür von außen mit Hilfe des Zündschlüssels.

In der linken und rechten Kabinentür sind zu öffnende Fenster vorhanden, die durch eine Arretierung am unteren Rand des Fensterrahmens geschlossen gehalten werden. Um das Fenster zu öffnen, drehen Sie die Arretierung nach oben. Jedes Fenster hat eine federbelastete Haltestange, die das Fenster nach außen drückt und im geöffneten Zustand hält. Bei Bedarf kann jedes Fenster bei jeder Geschwindigkeit bis 163 KIAS im Flug aufgemacht werden. Die hinteren Seitenfenster und die hinteren Fenster sind fest und können nicht geöffnet werden.

RUDERVERRIEGELUNG

Eine Ruderverriegelung ist für Quer- und Höhenruder vorhanden, um Schäden durch Bodenböen zu verhindern, wenn das Flugzeug abgestellt ist. Die Verriegelung besteht aus einem gebogenen Stahlrohr und einer Flagge. Die Flagge kennzeichnet die Ruderverriegelung und warnt, daß die Verriegelung vor Anlassen des Triebwerkes entfernt werden muß. Um die Ruderverriegelung anzubringen, richten Sie das Loch oben in der linken Steuerhornwelle auf das Loch oben im Wellenbund im Instrumentenbrett aus und schieben Sie die Stange durch die ausgerichteten Löcher. Die Querruder werden in Neutralstellung, die Höhenruder in einer leichten Abwärtsstellung verriegelt. Bei richtigem Anbringen der Verriegelung wird die Flagge über den Zündschloß liegen. In Gebieten, wo mit starken oder böigen Windverhältnissen zu rechnen ist, sollte auch über Seitenflosse und -ruder eine Verriegelung angebracht werden. Die Ruderverriegelung und sämtliche andere Verriegelungsmechanismen müssen vor dem Anlassen des Triebwerkes entfernt werden.

TRIEBWERK

Das Flugzeug hat einen luftgekühlten Vierzylinder-Boxermotor mit hängenden Ventilen, einer Einspritzanlage und Naßsumpfschmierung als Antrieb. Das Triebwerk ist ein Lycoming IO-360-L2A mit einer Nennleistung von 180 PS bei 2700 1/min. Hauptzubehörteile sind ein Anlasser und ein riemengetriebener Generator, der vorn am Motor befestigt ist, zwei Magnete, zwei Vakuumpumpen und ein hinten am Hilfsgerätegehäuse befestigter Ölfilter.

TRIEBWERKSBEDIENUNGSHEBEL

Motorleistung wird durch den Gashebel an der Schalt- und Bedientafel über der Bedienkonsole reguliert. Der Gashebel ist voll auf, wenn er ganz nach vorn geschoben wird, und ganz zu, wenn er voll herausgezogen ist. Eine Reibungssperre in Form eines runden gerändelten Knopfes befindet sich am vorderen Ende des Gashebels. Wenn er im Uhrzeigersinn gedreht wird, wird die Reibung erhöht und umgekehrt.

Der Gemischhebel ist neben den Gashebel untergebracht und ist ein roter Knopf mit Zacken am Umfang. Er hat einen Verriegelungsknopf am Ende des Knopfes. Das Gemisch ist voll reich, wenn der Hebel ganz nach vorn geschoben wird. Die Schnellstopposition ist bei voll herausgezogenem Hebel. Um kleine Änderungen vorzunehmen, kann der Hebel nach vorn durch Drehen im Uhrzeigersinn bzw. nach hinten durch Drehen gegen den Uhrzeigersinn bewegt werden. Um schnelle oder große Änderungen vorzunehmen, kann der Hebel in die gewünschte Stellung nach vorn bzw. nach hinten gebracht werden durch Eindrücken des Verriegelungsknopfes am Hebelende.

TRIEBWERKSÜBERWACHUNGSINSTRUMENTE

Das Triebwerk wird durch folgende Instrumente überwacht: Öldruckanzeige, Öltemperaturanzeige, Drehzahlmesser und Abgastemperaturanzeige (EGT). Zusätzlich ist eine rote OIL PRESS-Warnlampe im Anzeigenpanel untergebracht, die vor niedrigem Öldruck warnt.

Die Öldruck-/Öltemperaturanzeige ist an der unteren linken Seite des Instrumentenbrettes zu finden und wird durch elektrische Drucksensoren im Motorraum angesteuert. Die Markierungen der Druckanzeige stellen den Minimalöldruck im Leerlauf von 1,38 bar (rote Linie), den Normalbetriebsbereich zwischen 3,45 und 6,20 bar (grüner Bogen) und den Maximalöldruck von 7,93 bar (rote Linie) dar.

Die Markierungen an der Öltemperaturanzeige haben folgende Bedeutung: Normalbetriebsbereich zwischen 38°C bis 118°C (grüner Bogen) und Maximaltemperatur 118°C (rote Linie).

Das Öldrucksignal kommt aus einer Öldruckleitung-Sensor-Kombination. Eine Öldruckleitung läuft vom oberen Vorderteil des Motorgehäuses hin zu der hinteren Motorverblechung. An der Motorverblechung wird die Leitung mit einem Sensor verbunden, der ein elektrisches Signal erzeugt, das dann in den Öldruckwert an der Anzeige umgesetzt wird.

Das Öltemperatursignal wird von einem Widerstandsgeber im Hilfsgerätegehäuse entnommen. Wenn die Öltemperatur sich ändert, ändert sich der Widerstand des Gebers. Dieser Widerstand wird in den Öltemperaturwert an der Kabinenanzeige umgesetzt.

Zusätzlich gibt es eine „Öldruck-Niedrig"-Anzeige in der Anzeigenpanel. Diese Anzeige ist mit einem Druckschalter im hinteren Teil des Hilfsgerätegehäuses verbunden. Wenn der Öldruck unter 1,38 bar fällt, geht der Schalter auf Masse. Dadurch wird der Anzeigekreis geschlossen und die rote OIL PRESS-Lampe leuchtet auf. Wenn der Druck über 1,38 bar steigt, geht der Schalter von Masse weg und die OIL PRESS-Lampe erlischt.

Der motorgetriebene mechanische Drehzahlmesser ist im Instrumentenbrett rechts vom Pilotensteuerhorn zu finden. Das Instrument ist in Schritten von 100 1/min kalibriert und zeigt sowohl Triebwerk- als auch Propellerdrehzahl an. Ein Stundenzähler im unteren Teil der Anzeige mißt die Betriebsstunden des Triebwerkes in Stunden und Zehntelstunden. Der Normalbetriebsbereich zwischen 2100 und 2700 1/min ist durch einen grünen Bogen von variierender Breite und die maximale Drehzahl von 2700 1/min ist durch eine rote Linie am Instrument markiert. Die Briete des grünen Bogens nimmt bei 2500, 2600, und 2700 1/min zu und zeigt die maximal empfohlene Leistung für Meereshöhe, 5,000 ft MSL bzw. 10,000 ft MSL an.

Eine Abgastemperaturanzeige (EGT) ist im unteren linken Teil des Instrumentenbrettes als Teil der EGT/Kraftstoffdurchflußanzeige untergebracht. Ein thermoelektrischer Geber im Abgasrohr mißt die Abgastemperatur und sendet sie an die Anzeige. Die Anzeige dient dem Piloten als visuelle Hilfe bei der Einstellung des Gemisches durch die Überwachung der Abgastemperatur. Abgastemperatur variiert mit dem Luft-Kraftstoff-Verhältnis, der Leistung und der Drehzahl. Der Unterschied zwischen Peak-EGT und der Abgastemperatur eines für Reiseflug eingestellten Gemisches ist jedoch überwiegend konstant und kann somit als Leanhilfe benutzt werden.

EINLAUFEN UND BETRIEB EINES NEUEN TRIEBWERKES

Mit jedem Triebwerk wird beim Hersteller ein Probelauf durchgeführt und es ist voll einsatzfähig bei der Auslieferung. Es wird jedoch empfohlen, daß, wenn möglich, im Reiseflug mit 75%-Leistung geflogen wird, bis 50 Betriebsstunden erreicht worden sind bzw. bis sich der Ölverbrauch stabilisiert hat. Dadruch wird ein richtiger Sitz der Kolbenringe erreicht.

TRIEBWERKSCHMIERUNG

Das Triebwerk verwendet eine Druck-, Naßsumpfschmierung mit Luftfahrtölen als Schmiermittel. Der Triebwerksumpf (an der unteren Seite des Motors) hat eine Kapazität von 7,6 l. Das Öl wird aus dem Sumpf durch einen Ölsaugsiebeinsatz in die motorgetriebene Ölpumpe gezogen. Von der Pumpe wird das Öl zu einem Bypassventil geleitet. Wenn das Öl kalt ist, leitet das Bypassventil das Öl am Ölkühler vorbei und es geht direkt von der Pumpe zum Vollfluß-Ölfilter. Wenn das Öl heiß ist, leitet das Bypassventil das Öl aus dem Hilfsgerätegehäuse in die flexible Leitung zum Ölkühler an der rechten hinteren Motorverblechung. Das Öl wird vom Kühler zurück zu dem Hilfsgerätegehäuse und dem Vollfluß-Ölfilter geleitet. Das gefilterte Öl fließt dann in ein Druckverminderungsventil, das den Triebwerksöldruck reguliert, indem es überschüssiges Öl zurück in den Sumpf und das restliche Öl an die verschiedenen Triebwerksteile als Schmiermittel leitet. Das restliche Öl wird durch die Schwerkraft zum Sumpf zurückgebracht. Siehe Kapitel 8 dieses Handbuches für detaillierte Angaben über Öltyp und -spezifikationen.

Ein Ölfülldeckel/Meßstab ist hinten rechts am Triebwerk untergebracht. Zugang zum Fülldeckel/Meßstab erfolgt über ein Handloch auf der oberen rechten Seite der Motorverkleidung. Das Triebwerk sollte mit weniger als 4,7 l Öl nicht betrieben werden. Vor längeren Flügen füllen Sie auf 7,6 l auf (nur Meßstabanzeige).

ZÜND- UND ANLAßSYSTEM

Triebwerkszündung erfolgt mit Hilfe von 2 motorgetriebenen Magneten und zwei Zündkerzen pro Zylinder. Der rechte Magnet zündet die unteren rechten und die oberen linken Zündkerzen, der linke Magnet die unteren linken und die oberen rechten Zündkerzen. Beide Magnete werden für den normalen Betrieb des Triebwerkes benutzt, da das Kraftstoff/Luftgemisch mit der Doppelzündanlage besser verbrennt.

Das Zünd- und Anlaßsystem wird durch einen Drehschalter im linken Schalt- und Kontrollpanel bedient. Der Schalter ist im Uhrzeigersinn mit folgender Aufschrift versehen: AUS, R, L, BEIDE und START. Außer bei Magnetkontrollen sollte das Triebwerk auf beiden Magneten (BEIDE-Stellung) betrieben werden. Die R- und L-Stellung sind nur bei der Kontrolle bzw. in Notfällen einzustellen. Wenn der Schalter auf die gefederte START-Stellung gedreht wird, (mit dem Hauptschalter in der AN-Stellung) wird das Anlasserrelais erregt und der Anlasser dreht den Motor durch. Nachdem der Schalter losgelassen wird, kehrt er automatisch in die BEIDE-Stellung zurück.

LUFTANSAUGSYSTEM

Das Triebwerksluftansaugsystem bekommt Stauluft durch einen Lufteinlaß am unteren Vorderteil der Motorverkleidung. Der Einlaß ist mit einem Luftfilter versehen, der die Ansaugluft von Schmutz und sonstigen Fremdkörpern reinigt. Die durch den Filter gereinigte Luft strömt in einen Luftkasten. Der Luftkasten hat eine federbelastete Alternativluftklappe. Falls der Ansaugluftfilter blockiert wird, wird der Unterdruck des Motors diese Klappe öffnen und ungefiltere Luft aus dem unteren Motorraum holen. Eine geöffnete Alternativluftklappe wird zu einem Leistungsverlust von ca. 10% beim Vollgas führen. Nachdem die Ansaugluft durch den Luftkasten geströmt ist, gelangt sie in ein Kraftstoff/Luftsteuergerät unter dem Triebwerk und wird dann durch Ansaugrohre in die Zylinder geführt.

ABGASANLAGE

Die Abgase von jedem Zylinder strömen durch Krümmer hin zu einem Auspufftopf und einem Abgasrohr. Außenluft wird in Ummantelungen angesaugt, die außen um die Auspufftöpfe herumgebaut sind, um Heizluft für die Kabinenheizung zu haben.

KÜHLSYSTEM

Stauluft zur Kühlung des Triebwerkes strömt in den Motorraum ein durch zwei Lufteinlässe im vorderen Teil der Motorverkleidung. Die Kühlluft wird um die Zylinder und zu anderen Bereichen durch Verblechungen geführt und dann durch eine Öffnung am unteren hinteren Rand der Motorverkleidung wieder ausgeführt. Es ist keine manuelle Kühlluftklappenregelung notwendig.

PROPELLER

Das Flugzeug ist mit einem nicht verstellbaren Zweiblattpropeller aus einer einteilig geschmiedeten Aluminiumlegierung ausgerüstet. Der Propeller ist eloxiert, um Korrosion zu vermindern. Der Propeller hat einen Durchmesser von 1,93 m.

KRAFTSTOFFANLAGE

Die Kraftstoffanlage des Flugzeuges (siehe Abb. 7-6) besteht aus 2 belüfteten Integraltanks (ein Tank in jedem Flügel), einem Tankwahlschalter mit 3 Stellungen, einem Brandhahn, einer Hilfskraftstoffpumpe, einem Kraftstoffsieb, einer motorgetriebenen Kraftstoffpumpe, einem Kraftstoff/Luftsteuergerät, einem Kraftstoffverteiler und Kraftstoffeinspritzdüsen.

⚠ WARNUNG

FÜR DIESES FLUGZEUG WURDE DIE NICHT AUSFLIEGBARE KRAFTSTOFFMENGE NACH DER BAUVORSCHRIFT FAR 23 ERMITTELT. WENN DAS FLUGZEUG NICHT IN ÜBEREINSTIMMUNG MIT DEN IN KAPITEL 2 ANGEGEBENEN KRAFTSTOFFBETRIEBS-GRENZEN BETRIEBEN WIRD, KANN DIE IM FLUG ZUR VERFÜGUNG STEHENDE AUSFLIEGBARE KRAFTSTOFFMENGE GERINGER SEIN.

ANZAHL DER TANKS	KRAFTSTOFF-MENGE (Menge pro Tank)	GESAMT-KRAFT-STOFF-MENGE	GESAMT-NICHT AUSFLIEG-BARER KRAFTSTOFF	GESAMT AUSFLIEG-BARER KRAFTSTOFF (für allen Fluglagen)
Zwei	Voll (106)	212	11	201

Abb. 7-5 Angaben zu Kraftstoffmengen in Liter

KRAFTSTOFFVERTEILUNG

Der Kraftstoff fließt mit Hilfe der Schwerkraft von den beiden Tanks zu einem Tankwahlschalter mit 3 Stellungen, die mit BEIDE, RECHTS und LINKS beschriftet sind. Von dort fließt er weiter zu einem Sammeltank. Vom Sammeltank fließt der Kraftstoff durch die Hilfskraftstoffpumpe, am Brandhahn vorbei, durch den Kraftstoffilter zu einer motorgetriebenen Kraftstoffpumpe.

Der Kraftstoff wird von der Kraftstoffpumpe an das Kraftstoff/Luftsteuergerät gepumpt, wo der Kraftstoffffluß geregelt wird. Das Steuergerät leitet den Kraftstoff an den Kraftstoffverteiler weiter, der ihn an die Zylinder abgibt. Der Kraftstoffffluß zu den Zylindern ist kontinuierlich und die Menge wird durch die Luftmenge, die durch das Kraftstoff/Luftsteuergerät strömt, bestimmt.

KRAFTSTOFFANZEIGE

Die Kraftstoffmenge wird durch zwei Schwimmer-Kraftstoffmengengeber (einen in jedem Tank) gemessen und durch eine elektrische Kraftstoffmengenanzeige an der rechten Seite des Instrumentenbrettes angezeigt. Die Anzeige erfolgt in Liter. Ein leerer Tank wird durch eine rote Linie und die Zahl 0 angezeigt. Wenn die Anzeige einen leeren Tank anzeigt, sind ca. 5,5 l nicht ausfliegbarer Kraftstoff in Tank vorhanden. Beim Schieben, Slippen oder bei ungewöhnlichen Fluglagen kann die Anzeige ungenau sein.

Jeder Tank enthält auch eine Warnanlage, die einen niedrigen Kraftstoffstand und fehlerhafte Signale erkennen kann. Wenn die Kraftstoffmenge in einem Tank unter ca. 19 l fällt (und dieses Niveau für länger als 60 Sekunden beibehält), blinkt die gelbe LOW FUEL-Lampe in der Anzeigetafel für ca. 10 Sekunden, bevor sie dauernd aufleuchtet. Diese Anzeige kann vom Piloten nicht abgestellt werden. Wenn die Kraftstoffmenge im linken Tank gering ist, wird die Anzeige L LOW FUEL zu sehen sein. Falls der rechte Tank betroffen ist, leuchtet LOW FUEL R auf. Wenn die Kraftstoffmenge in beiden Tanks dieses Niveau erreicht, wird L LOW FUEL R zu sehen sein.

Zusätzlich zur Anzeige von niedrigem Kraftstoffstand ist die Warnanlage auch entworfen worden, um Fehlfunktionen der einzelnen Mengengeber, etwa durch Kurzschluß, Kabelbruch oder schleichende Widerstandszunahme, anzuzeigen. Falls so ein Fehler entdeckt wird, wird die Anzeigenadel in die „OFF"-Position (unterhalb der Nullmarke an der Anzeige) gehen und nach 60 Sekunden wird die gelbe Anzeigenlampe aufleuchten. Wenn der linke Tankgeber einen Fehler aufweist, wird L LOW FUEL angezeigt. Wenn der rechte Tankgeber einen Fehler aufweist, wird LOW FUEL R angzeigt. Haben beide einen Fehler, wird L LOW FUEL R angezeigt.

Kraftstoffdruck wird durch einen in der Nähe des Kraftstoffverteilers angebrachten Geber gemessen. Dieser Geber sendet ein elektrisches Signal, das in der in der Kabine eingebauten Anzeige in l/h umgesetzt wird.

TANKBELÜFTUNG

Die Belüftung der Kraftstoffanlage ist lebenswichtig für diese Anlage. Ein Blockieren des Systems wird den Kraftstoffdurchfluß verringern und kann zu Motorstillstand führen. Das System wird über eine Verbindungsleitung zwischen dem rechten und dem linken Tank belüftet. Die Belüftung des linken Tankes erfolgt über eine Belüftungsleitung, die mit einem Rückschlagventil ausgerüstet ist und aus der unteren Seite des linken Flügels in der Nähe der Flügelstrebe herausragt. Beide Tankdeckel haben ebenfalls Belüftungsöffnungen.

REDUZIERTE TANKKAPAZITÄT

Das Flugzeug kann mit weniger Kraftstoffkapazität betrieben werden, um eine höherer Kabinenzuladung zu ermöglichen. Reduzierte Tankkapazität wird erreicht, wenn man jeden Tank nur bis zum unteren Rand des Einfüllstützen auffüllt. Die ausfliegbare Menge in jedem Tank beträgt 66 l.

TANKWAHLSCHALTER

Der Tankwahlschalter sollte beim Start, Steigflug, Landeanflug und bei Manövern, die ausgiebiges Slippen oder Schieben von mehr als 30 Sekunden Dauer enthalten, in Stellung BEIDE stehen. Nur im Reiseflug sollte die Stellung LINKS oder RECHTS verwendet werden.

ANMERKUNG

Wenn der Tankwahlschalter im Reiseflug auf Stellung BEIDE steht, kann die Kraftstoffentnahme aus den Tanks ungleichmäßig sein, wenn die Flügel nicht immer genau waagerecht gehalten werden. Die daraus resultierende Querlastigkeit kann allmählich beseitigt werden, indem man den Tankwahlschalter auf den Tank im „hängenden" Flügel stellt. Es ist nicht angebracht, die Zeit zu messen, die gebraucht wird, um einen Tank leer zu fliegen, um dann beim Umschalten auf den anderen Tank zu erwarten, daß die gleiche Zeit gebraucht wird, um diesen leer zu fliegen. Die Hohlräume der Tanks sind über die Belüftungsleitung miteinander verbunden und es ist zu erwarten, daß, wenn die Tanks voll sind und die Flügel nicht gerade gehalten werden, etwas Kraftstoff von dem einen Tank in den anderen hinüberschwappt.

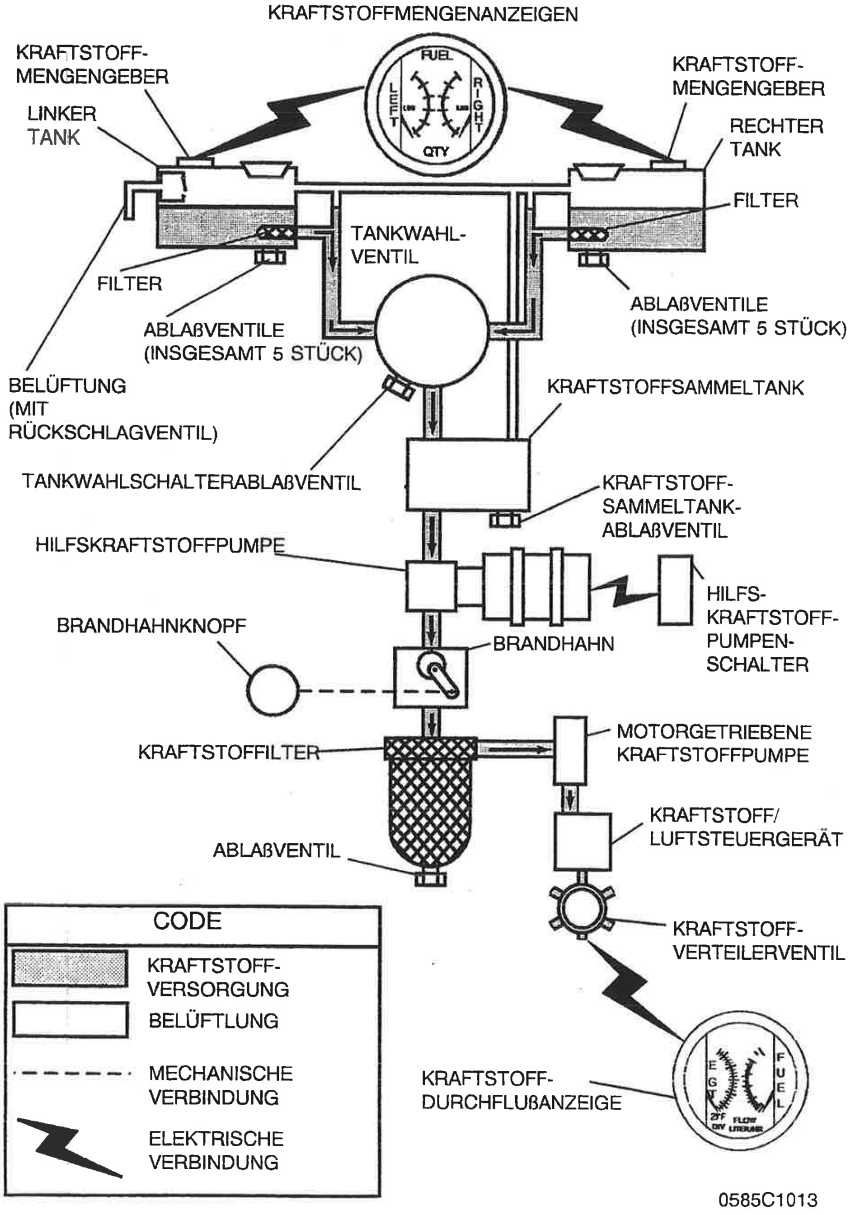


Abb. 7-6. Schema der Kraftstoffanlage

ANMERKUNG

Wenn die Tanks ein Viertel oder weniger Kraftstoff enthalten, können ausgiebige unkoordinierte Flugzustände wie z.B. Slippen oder Schieben, die Tankauslässe trockenlegen. Wenn Sie einen Flug mit einem leeren Tank oder mit dem Tankwahlschalter auf LINKS oder RECHTS durchführen, wobei der ausgewählte Tank weniger als viertelvoll ist, vermeiden Sie unkoordinierte Fluglagen für länger als 30 Sekunden.

KRAFTSTOFFABLAßVENTILE

Die Kraftstoffanlage ist mit Ablaßventilen ausgestattet, um eine Überprüfung der Kraftstoffsorte und des Kraftstoffes nach Verunreinigungen zu ermöglichen. Das System muß vor jedem Flug und nach dem Tanken überprüft werden. Der Kraftstoffprobenbecher wird verwendet, um Proben aus jedem Flügeltanksumpf, dem Sammelbehälter, dem Tankwahlschalterventil und dem Kraftstoffiltersumpf zu entnehmen. Falls Zeichen für Kraftstoffverunreinigung gefunden werden, müssen diese nach den Angaben in der Vorflugkontrolliste und in Kapitel 8 dieses Handbuches entfernt werden. Falls die Abflugmasse für den nächsten Flug es zuläßt, sollten die Tanks nach jedem Flug aufgefüllt werden, um Kondensation zu verhindern.

BREMSSYSTEM

Das Flugzeug ist mit einer hydraulischen Scheibenbremse an jedem Hauptrad ausgestattet. Jede Bremse ist durch eine Hydraulikleitung mit dem Hauptbremszylinder verbunden, der mit den Seitenruderpedalen des Piloten verbunden ist. Die Bremsen werden durch das Drücken des oberen Teiles der linken (Piloten) oder der rechten (Copiloten) Seitenruderpedale betätigt. Die Seitenruderpedale sind miteinander verbunden. Wenn das Flugzeug abgestellt ist, können beide Hauptradbremsen durch die Parkbremse betätigt werden. Die Parkbremse wird durch einen Hebel unter der linken Seite des Instrumentenbrettes betätigt. Um die Parkbremse zu setzen, betätigen Sie die Bremsen mit Hilfe der Seitenruderpedale, ziehen Sie den Hebel nach hinten und drehen Sie den Hebel um 90°.

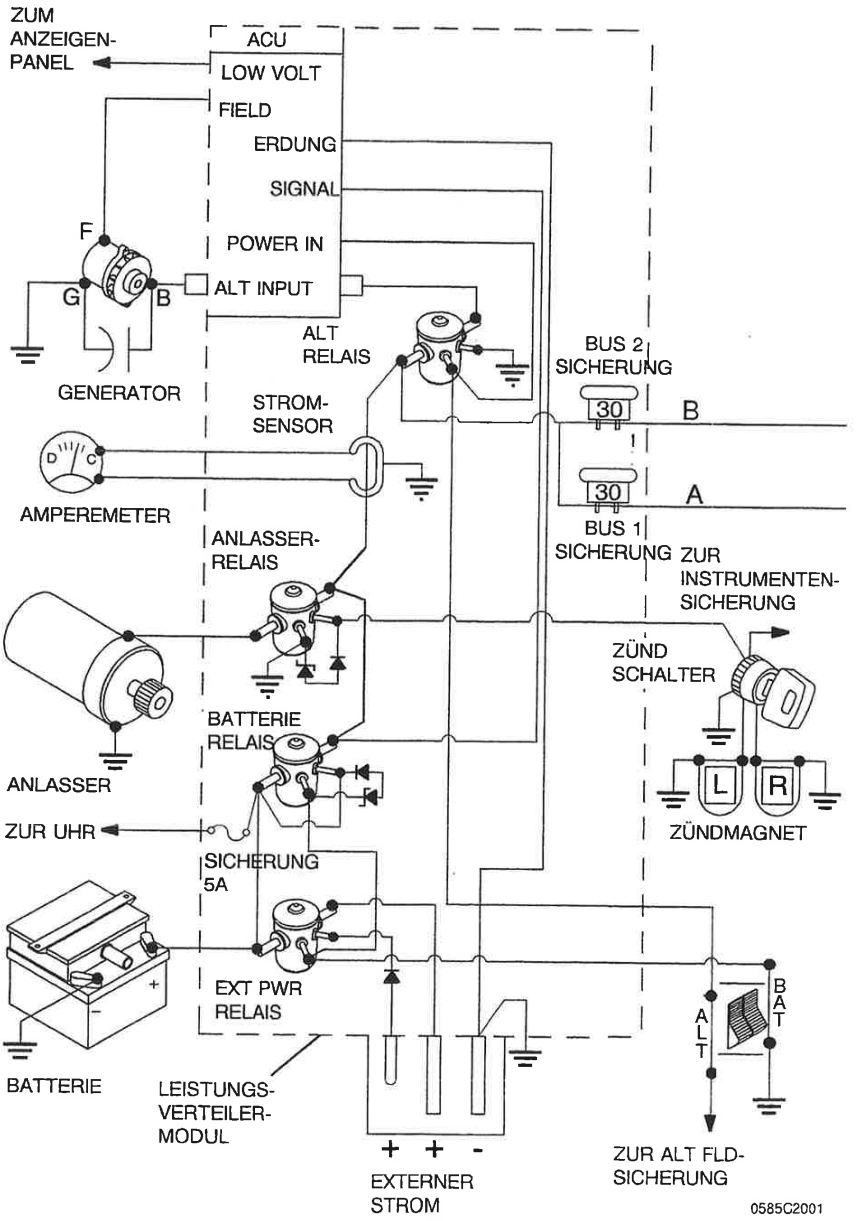


Abb. 7-7. Schema der elektrischen Anlage (Blatt 1 von 2)

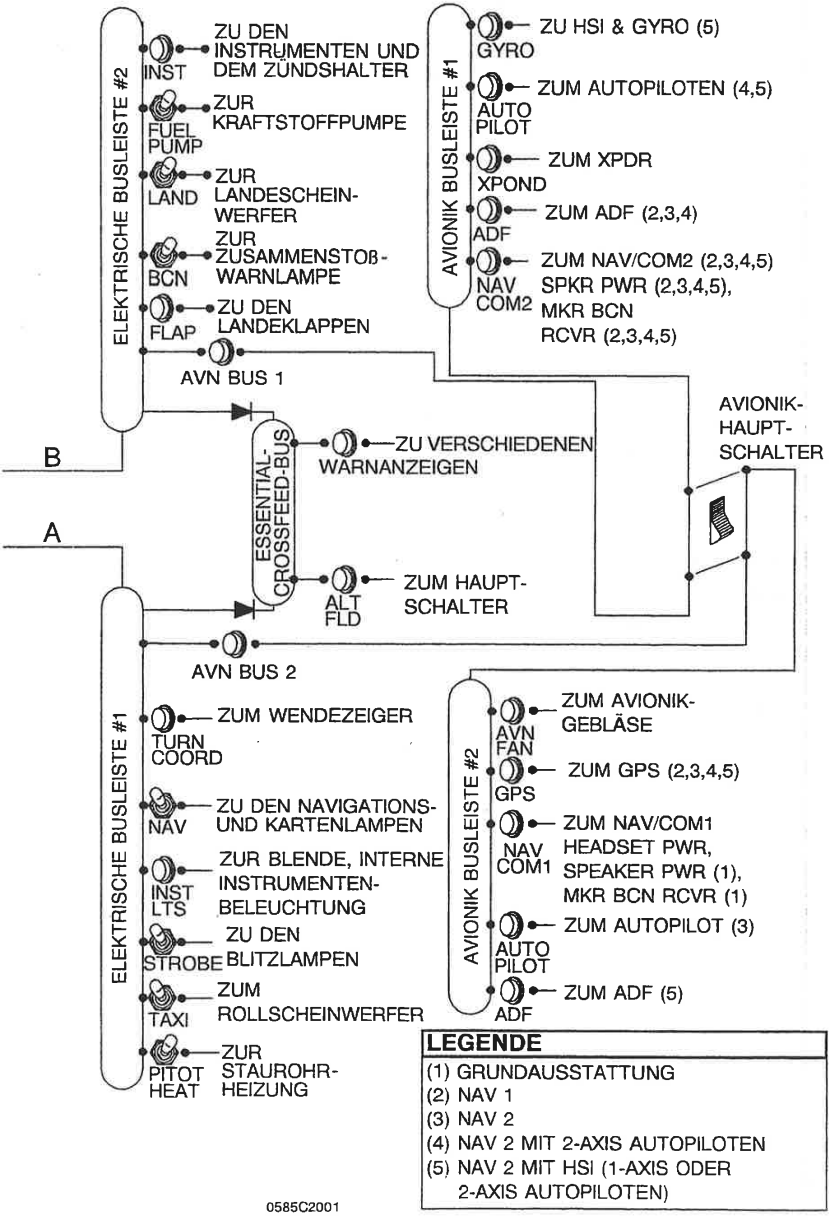


Abb. 7-7. Schema der elektrischen Anlage (Blatt 2 von 2)

Um die Lebensdauer der Bremsen zu maximieren, warten Sie das Bremssystem richtig und verwenden Sie die Bremsen während des Rollens und der Landung so selten wie möglich.

Einige Anzeichen von bevorstehendem Bremsversagen sind: allmähliche Verringerung der Bremswirksamkeit nach Betätigung der Bremsen, geräuschvolle oder schleifende Bremsen, weiche oder schwammige Bremsen und überlanger Bremsweg sowie schwache Bremswirkung. Falls eines dieser Anzeichen auftritt, muß das Bremssystem sofort untersucht werden. Falls die Bremswirksamkeit während des Rollens oder der Landerollstrecke nachläßt, nehmen Sie die Füße von den Pedalen und bremsen Sie dann noch einmal sehr kräftig. Falls die Bremsen schwammig werden oder den Pedalweg zunimmt, kann ein Pumpen mit den Pedalen den Bremsdruck erhöhen. Falls eine Bremse weich wird oder versagt, verwenden Sie die andere Bremse nur sehr sparsam bei gleichzeitiger Betätigung von entsprechendem, entgegengesetztem Seitenruder, um gegen die gute Bremse anzusteuern.

ELEKTRISCHE ANLAGE

Das Flugzeug ist mit einer 28 V-Gleichstromanlage ausgestattet (siehe Abb. 7-7). Die Anlage wird durch einen riemengetriebenen 60 Ampere-Generator und eine 24 V-Batterie an der linken Motorseite des Brandschottes betrieben. Die Stromversorgung der meisten allgemeinen elektrischen Stromkreise erfolgt über eine geteilte Primärbusleiste mit einem Essential-Bus zwischen den beiden Primärbusleisten, um den Hauptschalter und die Anzeigenstromkreise mit Strom zu versorgen.

Jede Primärbusleiste ist auch mit einer Avionikbusleiste über einen einzelnen Avionikhauptschalter verbunden. Die Primärbusleisten stehen unter Spannung, sobald der Hauptschalter eingeschaltet wird und werden weder beim Einschalten des Anlassers noch bei Verwendung einer externen Stromquelle beeinflußt. Die Avionikbusleisten stehen unter Spannung, wenn der Hauptschalter und der Avionikhauptschalter eingeschaltet sind.

Das Flugzeug besitzt ein Leistungsverteilermodul, das an der linken Motorseite des Brandschottes untergebracht ist, in dem alle Relais untergebracht sind, die von der elektrischen Anlage des Flugzeuges benutzt werden. Zusätzlich sind der Generatorregler und der externe Stromanschluß Teile des Modules.

ANZEIGENPANEL

Ein Anzeigenpanel (mit integriertem Kippschalter) ist auf der linken Seite des Instrumentenbrettes untergebracht und gibt Vorsichts- (gelb) und Warnanzeigen (rot) für bestimmte Teile der Flugzeugsysteme. Die Anzeigen blinken 10 Sekunden lang, um die Aufmerksamkeit des Piloten zu erregen, bevor sie dann dauernd leuchten. Die Anzeigetafel kann vom Piloten nicht abgestellt werden.

Eingaben an das Anzeigenpanel kommen von jedem Kraftstoffgeber, vom „Öldruck-niedrig"-Schalter und von den Vakuumdrucksensoren sowie vom Generatorregler. Einzelne LED-Lämpchen leuchten als Anzeige auf. Sie können ausgetauscht werden, indem man die Rückwand des Anzeigenpanels entfernt. Die Leuchtkraft kann durch Umschalten des Kippschalter auf DIM oder DAY gesteuert werden.

Die Funktion des Anzeigenpanels kann wie folgt überprüft werden: Hauptschalter AN und Anzeigenpanelschalter in TST-Stellung. Sämtliche gelben und roten Anzeigen müssen aufleuchten.

ANMERKUNG

Mit dem Hauptschalter AN werden einige Anzeigen ca. 10 Sekunden lang blinken, bevor sie dauernd leuchten. Wenn der Anzeigenpanel-Kippschalter betätigt und in TST-Stellung gehalten wird, werden die restlichen Anzeigen blinken, bis der Schalter losgelassen wird.

HAUPTSCHALTER

Der Hauptschalter ist ein zweiteilger, mit dem Wort „MASTER" gekennzeichneter Wippschalter, den man nach oben schaltet, um einzuschalten und nach unten um auszuschalten. Die rechte, mit dem Wort „BATT" gekennzeichnete Schalterhälfte dient zum Ein- und Ausschalten der gesamten Stromversorgung des Bordnetzes, die linke, mit dem Wort „ALT" gekennzeichnete Hälfte zum Ein- und Ausschalten des Generators.

⚠ VORSICHT

VOR DEM EIN- BZW. AUSSCHALTEN DES HAUPTSCHALTERS, VOR DEM ANLASSEN DES TRIEBWERKES ODER VOR DEM ANSCHLUSS EINER EXTERNEN STROMQUELLE MUSS DER MIT „AVIONICS POWER" BESCHRIFTETE AVIONIKHAUPTSCHALTER AUSGESCHALTET SEIN, UM SCHÄDEN AN DEN AVIONIKINSTRUMENTEN DURCH SPANNUNGSSPITZEN ZU VERMEIDEN

Normalerweise sollten beide Schalterhälften gemeinsam betätigt werden: bei Geräteprüfungen am Boden kann jedoch die mit „BAT" beschriftete Hälfte auch allein eingeschaltet werden. Um Instrumente oder Funkgeräte am Boden zu überprüfen, muß der Avionikhauptschalter ebenfalls eingeschaltet sein. Mit der ALT-Schalterhälfte ausgeschaltet, ist der Generator von der elektrischen Anlage getrennt. In diesem Fall ruht die gesamte elektrische Belastung auf der Batterie. Bei andauerndem Betrieb mit dem Generatorschalter in der AUS-Stellung wird die Batteriespannung so weit absinken, daß das Batterierelais abfällt und somit die Spannung von der Generatorfeldwicklung wegnimmt, wodurch ein Wiedereinschalten des Generators unmöglich wird.

AVIONIKHAUPTSCHALTER

Die Stromversorgung der Avionikbusleiste #1 und #2 erfolgt über die Primärbusleiste #1 bzw. #2. Ein Wippschalter zwischen den Primär- und den Avionikbusleisten schaltet den Strom an die Avionikbusleisten. Mit dem Wippschalter nach oben (AN) wird Strom gleichzeitig an beide Busleisten geliefert. Wenn der Schalter nach unten (AUS) geschaltet wird, wird die Stromversorgung für beide

Busleisten unterbrochen. Der Wippschalter befindet sich an der unteren linken Seite des Instrumentenbrettes, direkt unterhalb des Pilotensteuerhorns.

ANMERKUNG

In manchen ausländischen Flugzeugen ist der Avionikhauptschalter zweiteilig, um einen unabhängigen Betrieb der Busleisten zu ermöglichen.

Mit diesem Schalter in der AUS-Stellung werden die Avionikgeräte nicht mit Strom versorgt, unabhängig von der Stellung des Hauptschalters bzw. der einzelnen Geräteschalter. Der Avionikhauptschalter sollte ausgeschaltet werden, bevor der Hauptschalter ein- oder ausgeschaltet, der Triebwerk angelassen oder eine externe Stromquelle angeschlossen wird.

Jede Avionikbusleiste hat eine separate Sicherung, die zwischen der Primärbusleiste und dem Avionikhauptschalter zu finden ist. Im Falle eines Fehlers in der elektrischen Anlage wird die Sicherung herausspringen und die betroffene Avionikbusleiste wird vom Netz genommen.

AMPEREMETER

Die Amperemeter/Vakuumanzeige ist an der unteren linken Seite des Instrumentenbrettes untergebracht. Sie zeigt den Stromfluß zwischen dem Generator und der Batterie bzw. zwischen der Batterie und der elektrischen Anlage des Flugzeuges in Ampere an. Bei laufendem Triebwerk und eingeschaltetem Hauptschalter zeigt das Amperemeter die Größe des Ladestromes für die Batterie an. Falls der Generator ausgefallen ist oder die elektrische Belastung der Ausgangsleistung des Generators übersteigt, zeigt das Amperemeter die Stromentnahme aus der Batterie an.

NIEDRIGSPANNUNGSANZEIGE

Die Niedrigspannungwarnlampe ist im Anzeigenpanel untergebracht und leuchtet auf, wenn die Spannung unter 24,5 V fällt. Wenn Niedrigspannung festgestellt wird, blinkt die rote Anzeige „VOLTS“ ca. 10 Sekunden, bevor sie dauernd aufleuchtet. Der Pilot kann die Anzeige nicht abschalten.

Im Falle einer Überspannung wird der Generatorregler die ALT FLD-Sicherung auslösen. Die Spannung zum Generatorfeld wird unterbrochen und der Generator wird abgeschaltet. Die Batterie wird die Stromversorgung übernehmen, was sich durch eine entsprechende Entladeanzeige am Amperemeter bemerkbar machen wird. Unter diesen Umständen und abhängig von der elektrischen Belastung wird die Niedrigspannungwarnanzeige aufleuchten, wenn die Systemspannung unter den Normalwert fällt. Der Generatorregler kann durch Eindrücken der Sicherung zurückgesetzt werden. Das Erlöschen der Warnlampe zeigt an, daß der Generator wieder normal lädt. Sollte die Warnlampe weiter leuchten, so ist ein Fehler aufgetreten und der Flug soll so bald wie möglich beendet werden.

ANMERKUNG

Das Aufleuchten der Niedrigspannungwarnlampe sowie eine Entladeanzeige am Amperemeter kann während des Betriebes mit niedrigen Drehzahlen auftreten, wenn das System einer elektrischen Last ausgesetzt wird, wie z.B. beim Rollen mit niedrigen Drehzahlen. Die Lampe wird jedoch bei höheren Drehzahlen ausgehen.

SICHERUNGSSCHALTER UND SICHERUNGEN

Sämtliche Sicherungsschalter im Flugzeug sind entweder Druckschutzschalter oder Kippschalter. Das Leistungsverteilungsmodul verwendet Flachsicherung (aus dem KFZ-Bereich) und eine Glassicherung (für die Uhr).

Ersatzsicherungen für das Leistungsverteilungsmodul sind im Modul zu finden. Wenn eine der Ersatzsicherungen verwendet werden muß, sollte ein Ersatz vor dem nächsten Flug besorgt und installiert werden.

EXTERNER STROMANSCHLUß

Der externe Stromanschluß ist Teil des Leistungsverteilungsmoduls und erlaubt die Verwendung von einer externen Stromquelle für einen Kaltwetterstart und während ausgiebiger Wartungsarbeiten an elektrischen Geräten und Instrumenten. Der Anschluß ist an der linken Seite des Flugzeuges in der Nähe des Brandschottes installiert. Zugang zum Anschluß erfolgt durch das Entfernen des entsprechenden Handlochdeckels.

Der externe Stromschluß ist mit einem besonderen, abgesicherten Anschluß versehen, der das Batterierelais schließt, wenn bei eingeschaltetem Hauptschalter eine externe Stromquelle angeschlossen wird. Dieser Stromkreis ist ein Wartungshilfsmittel, falls die Batteriespannung zu klein ist, um das Batterierelais zu schließen. Er sollte nicht als Ersatz für korrekte Wartungsarbeiten an einer schwachen Batterie verwendet werden.

ANMERKUNG

Wenn keine Avionikgeräte eingeschaltet oder gewartet werden sollen, sollte der Avionikhauptschalter ausgeschaltet sein. Falls Wartungsarbeiten an Avionikgeräten durchgeführt werden sollten, ist es empfehlenswert, einen Batteriewagen als externe Stromquelle zu verwenden, um Schäden an Avionikgeräten durch Spannungsspitzen zu vermeiden. Drehen Sie das Triebwerk nie durch bzw. lassen Sie den Motor nie an, wenn der Avionikhauptschalter eingeschaltet ist.

ANMERKUNG

Kurz vor dem Anschließen einer externen Stromquelle (Generator oder Batteriewagen) vergewissern Sie sich, daß der Avionik- und der Hauptschalter ausgeschaltet sind.

Falls der Zustand der Batterie zweifelhaft ist, sollte folgende Überprüfung durchgeführt werden, nachdem das Triebwerk angelassen und die externe Stromquelle entfernt wurde:

1. Hauptschalter -- AUS
2. Roll- und Landescheinwerfer -- AN
3. Leistung -- Leerlauf
4. Hauptschalter -- AN (mit Roll- und Landescheinwerfer an)
5. Leistung -- auf ca. 1500 1/min erhöhen
6. Amperemeter und Niedrigspannungsanzeige -- überprüfen

BELEUCHTUNG

AUßENBELEUCHTUNG

Die Außenbeleuchtung besteht aus den Navigationslichtern an den Flügelenden und an der Spitze des Seitenruders, einer Roll-/Landescheinwerferkombination in der Vorderkante des linken Flügels, einer Zusammenstoßwarnlampe an der Spitze des Leitwerkes und einem Blitzlicht am Ende jeden Flügels. Zusätzlich sind zwei Einstiegslampen in der Unterseite der Flügel eingelassen, die die Kabinentüren beleuchten.

Die Einstiegslampen (und die Deckenleuchte der hinteren Kabine) werden durch Drücken des hinteren Kabinenlichtschalters eingeschaltet. Ein wiederholtes Drücken des Schalters schaltet alle drei Lampen wieder aus. Die restliche Außenbeleuchtung wird durch Schalter an der unteren linken Seite des Instrumentenbrettes betätigt. Um diese Lichter einzuschalten, Schalter nach oben setzen. Um die Lichter wieder auszuschalten, Schalter nach unten stellen.

ANMERKUNG

Die Blitzlichter und das Zusammenstoßwarnlicht sollten beim Flug in bewölkten Bedingungen oder durch Wolken nicht verwendet werden; das Blitzlicht wird von den Wassertropfen oder Staubpartikeln in der Luft vor allem bei Nacht reflektiert. Das kann zu Vertigo und zu Orientierungsverlust führen.

INNENBELEUCHTUNG

Die Innenbeleuchtung erfolgt durch eine Kombination von Flut-, Blenden-, Konsolen-, Instrumentenbrett-, Funkgerätbeleuchtung und der Beleuchtung des Pilotensteuerhorns.

Die Flutbeleuchtung besteht aus 2 Lampen im vorderen und einer Deckenleuchte im hinteren Kabinenraum. Sämtliche Flutlichter sind in der Deckenkonsole zu finden und werden durch Druckschalter in der Nähe jeder Lampe ein- bzw. ausgeschaltet. Die beiden vorderen Lichter sind drehbar und können vom Piloten bzw. Copiloten gerichtet werden. Die hintere Deckenleuchte ist fest und dient zur Beleuchtung des gesamten hinteren Kabinenraumes.

Die Blende wird von einer in der Blende eingesetzten Leuchtstofflampe beleuchtet. Dieses Licht wird durch das Drehen des GLARESHIELD LT-Dimmers verstellt, der unter den NAV-Anzeigen zu finden ist. Das Drehen im Uhrzeigersinn des Dimmers erhöht die Helligkeit der Lampe und umgekehrt.

Die Konsolenbeleuchtung besteht aus einem einzelnen über dem Tankwahlschalter eingebauten Haubenlicht. Dieses Licht wird durch das Drehen des PEDESTAL LT-Dimmers verstellt, der unter den NAV-Anzeigen zu finden ist. Das Drehen im Uhrzeigersinn des Dimmers erhöht die Helligkeit der Lampe und umgekehrt.

Das Instrumentenbrett wird durch einzelne in jedem Instrument und in jeder Anzeige befindliche Lampen beleuchtet. Diese Lampen sind parallel geschaltet und werden durch den PANEL LT-Dimmer verstellt, der unter den NAV-Anzeigen zu finden ist. Das Drehen im Uhrzeigersinn des Dimmers erhöht die Helligkeit der Lampen und umgekehrt.

Das Pilotensteuerhorn wird durch eine Drehwiderstand-Lampen-Kombination beleuchtet, die unter dem Pilotensteuerhorn zu finden ist. Die Lampe bietet Licht von oben von Fuß des Steuerhornes zum Schoß des Piloten. Um das Licht einzuschalten, NAV-Lichtschalter zuerst einschalten, dann Helligkeit der Kartenlampen mit Hilfe des geriffelten Drehwiderstandknopfes einstellen. Das Drehen im Uhrzeigersinn des Dimmers erhöht die Helligkeit und umgekehrt.

Unabhängig von der Art der Beleuchtung ist eine durchgebrannte Glühbirne die wahrscheinlichste Ursache eines Systemausfalles. Sollte jedoch beim Einschalten irgendeines der Beleuchtungssysteme nicht funktionieren, überprüfen Sie die entsprechende Sicherung. Wenn die Sicherung offen ist und wenn es kein eindeutiges Anzeichen für einen Kurzschluß gibt (Rauch oder Geruch), schalten Sie das betroffene Licht aus, drücken Sie die Sicherung ein und schalten Sie das Licht wieder ein. Falls die Sicherung sich wieder öffnet, darf sie nicht wieder eingedrückt werden.

KABINENHEIZUNG, -BELÜFTUNG UND -ENTEISUNGSANLAGE

Die Kabinentemperatur und der Zufluß frischer Luft wird durch das Herausziehen bzw. Hereindrücken des CABIN HT-bzw. des CABIN AIR-Hebels (siehe Abb. 7-8) geregelt. Beide Hebel sind Doppelknopfschließhebel, die Zwischenstellungen zulassen.

Zur Kabinenbelüftung wird der CABIN AIR-Hebel herausgezogen. Um die Kabinentemperatur leicht zu erhöhen, wird der CABIN HT-Hebel um ca. 6 bis 12 mm herausgezogen. Weiteres Herausziehen des Hebels erhöht die Heizleistung, die bei voll herausgezogenem CABIN HT-Hebel und voll eingeschobenem CABIN AIR-Hebel am größten ist. Wenn keine Kabinenheizung benötigt wird, sollte der CABIN HT-Hebel voll eingeschoben werden.

Die Versorgung des vorderen Teiles der Kabine mit Warm- und Frischluft erfolgt durch Auslässe aus einem Kabinenluftverteiler unmittelbar vor den Füßen des Piloten und Copiloten. Der hintere Teil der Kabine wird durch zwei vom Verteiler ausgehende Leitungen versorgt, wobei auf jeder Kabinenseite je eine zu einem Auslaß am vorderen Türpfosten in der Nähe des Fußbodens führt. Warmluft zur Enteisung der Windschutzscheibe wird auch über zwei vom Kabinenluftverteiler ausgehende Leitungen zu Auslässen unter der Windschutzscheibe geführt. Die Zufuhr von Warmluft zu den Windschutzscheibenschlitzen wird durch zwei Schiebeventile in jedem Schlitz gesteuert.

Getrennt einstellbare Luftdüsen liefern zusätzlich Frischluft; je eine Luftdüse in jeder oberen Ecke der Windschutzscheibe versorgt den Piloten und den Copiloten, während zwei weitere Luftdüsen in der hinteren Kabinen die Passagiere auf dem Rücksitz mit Frischluft versorgen. Zusätzliche Luftdüsen sind in der vorderen Kabinenseitenwand unterhalb des Windschutzscheibenablagenbereiches.

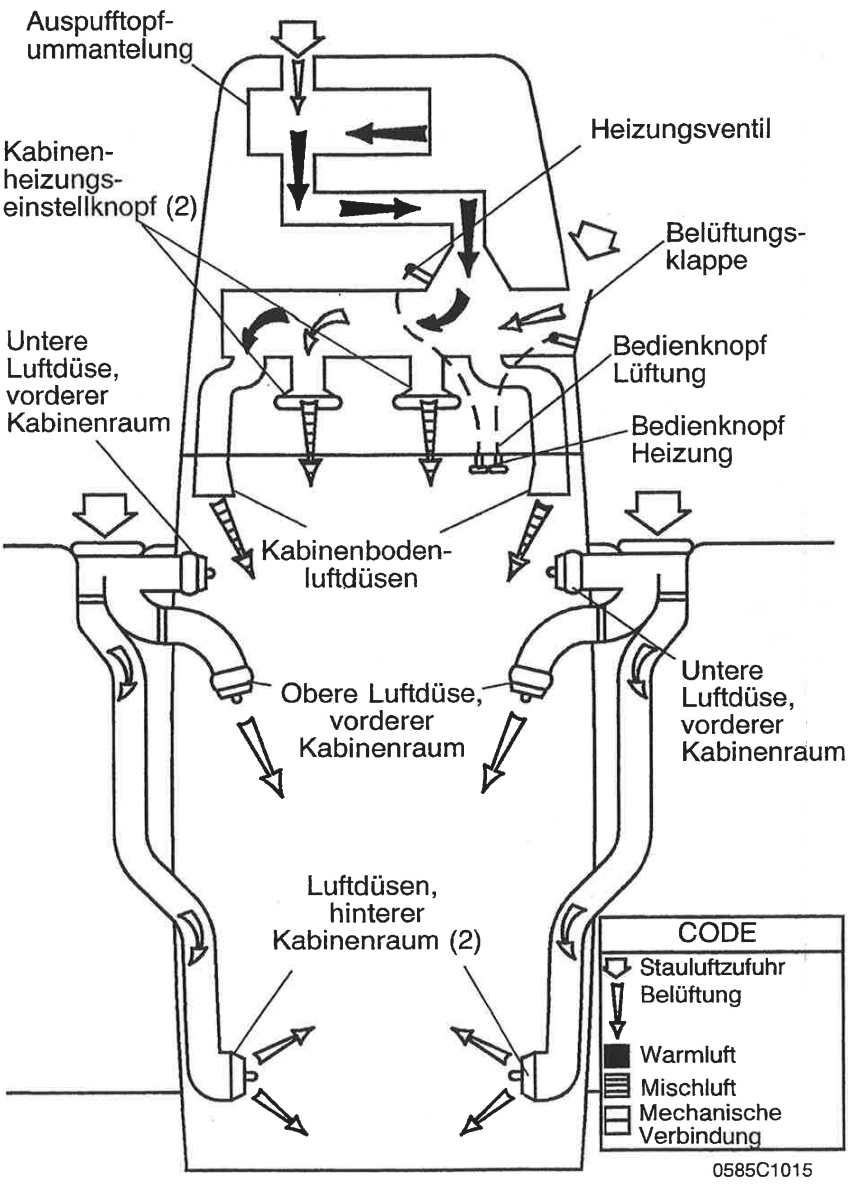


Figure 7-8. Kabinenheizungs-, Belüftungs- und Enteisungsanlage

PITOT-STATIKANLAGE UND -INSTRUMENTE

Die Pitot-Statikanlage liefert Gesamtdruck an den Fahrtmesser und statischen Druck an Fahrtmesser, Variometer und Höhenmesser. Die Anlage besteht aus einem beheizten an der Unterseite des linken Flügels untergebrachten Staurohr, einer externen, an der unteren linken Seite des vorderen Rumpes angebrachten statischen Druckentnahme und den entsprechenden notwendigen Leitungen, um die Instrumente mit den Druckquellen zu verbinden.

Das beheizte Staurohrsystem besteht aus einem Heizelement im Staurohr, einem mit PITOT HEAT beschrifteten 5 Ampere Schutzschalter und der notwendigen Verkabelung. Der Schutzschalter ist an der unteren linken Seite des Instrumentenbrettes zu finden. Wenn die Staurohrheizung eingeschaltet ist, wird das Thermoelement im Staurohr elektrisch beheizt, um den korrekten Betrieb in Vereisungsbedingungen sicherzustellen.

Ein Notventil für den statischen Druck ist unter dem Gashebel zu finden und kann verwendet werden, falls die externe statische Druckabnahme blockiert und fehlerhaft ist. Dieses Ventil versorgt das System mit Kabinendruck

Sollte fehlerhafte Instrumentenanzeigen durch die Ansammlung von Wasser oder Eis in der Druckleitung zu der externen statischen Druckentnahme vermutet werden, schalten Sie auf Kabinendruck um.

Kabinendruck wird von der Kabinenheizung bzw. -belüftung und von den Fenstern beeinflußt. Siehe Kapitel 5 für Angaben über den Einfluß verschiedenen Kabinendruckes auf die Fahrtmesseranzeige.

FAHRTMESSER

Die Skala des Fahrtmesser zeigt Knoten. Das Instrument hat ein „TAS"- Fenster (wahre Fluggeschwindigkeit), das es erlaubt, daß die wahre Fluggeschwindigkeit direkt von der Anzeige abgelesen werden kann. Zusätzlich hat die Anzeige ein Fenster in der 12-Uhr-Position, das die mit einer Temperaturskala überlagerte Druckhöhe anzeigt.

Betriebsgrenzen und Grenzbereichsmarkierungen (in KIAS) bestehen aus dem weißen Bogen (40 - 85 KIAS), dem grünen Bogen (48 bis 129 KIAS), dem gelben Bogen (129 - 163 KIAS) und einer roten Linie (163 KIAS).

Um die wahre Fluggeschwindigkeit zu ermitteln, stellen Sie zuerst die Druckhöhe und die Außenlufttemperatur fest. Mit Hilfe dieser Angaben drehen Sie den unteren linken Knopf, bis die Druckhöhe gegenüber der Außenlufttemperatur im 12-Uhr-Fenster steht. Die wahre Fluggeschwindigkeit (korrigiert für Druck und Temperatur) kann jetzt im unteren Fenster abgelesen werden.

VARIOMETER

Der Variometer zeigt die Steig- bzw. Sinkrate des Flugzeuges an. Der Zeiger bewegt sich durch Änderung des statischen Druckes an der statischen Druckentnahme.

HÖHENMESSER

Die Höhe des Flugzeuges wird von einem barometrischen Höhenmesser angezeigt. Ein Knopf in der unteren linken Hälfte der Anzeige dient zum Verstellen der barometrischen Skala des Instrumentes, um die aktuelle Höhenmessereinstellung vorzunehmen.

VAKUUMANLAGE UND -INSTRUMENTE

Die Vakuumanlage (siehe Abb. 7-9) liefert den notwendigen Unterdruck, um den künstlichen Horizont und den Kurskreisel zu betreiben. Das System besteht aus zwei motorgetriebenen Vakuumpumpen, zwei Druckschaltern zum Messen des in den Pumpen erzeugten Vakuums, einem Sicherheitsventil, einem Luftfilter, den durch Unterdruck angetriebenen Instrumenten, einem Unterdruckmesser, einer Unterdruckwarnanzeige in der Anzeigetafel und einem Verteiler mit Rückschlagventilen, um den normalen Betrieb der Vakuumanlage zu sichern, falls eine der Vakuumpumpen ausfällt.

KÜNSTLICHER HORIZONT

Der künstliche Horizont zeigt die Fluglage an. Der Querneigungswinkel wird durch einen Zeiger oben in der Anzeige und eine Neigungswinkelskala dargestellt, die mit 10°, 20°, 30°, 60° und 90° auf beiden Seiten der Mittelmarke markiert ist. Nick- und Rollwinkel werden durch ein kleines Flugzeugsymbol dargestellt, das vor einem symbolischen, durch eine weiße Linie in zwei Teile geteilten Horizont angebracht ist. Die obere „blaue Himmel"-Hälfte und die untere „Boden"-Hälfte haben Nickbezugslinien, die bei der Nickwinkelkontrolle behilflich sind. Über einen Knopf am Fuß des Instrumentes kann das kleine Flugzeugsymbol im Flug justiert werden, um eine genauere Fluglagenanzeige zu bekommen.

KURSKREISEL

Der Kurskreisel zeigt den Flugzeugkurs auf einer Kompaßrose im Bezug auf ein festes Flugzeugsymbol und -skala. Die Anzeige wird mit der Zeit etwas präzedieren. Daher sollte die Kompaßrose nach dem Magnetkompaß kurz vor dem Start eingestellt und während längerer Flüge regelmäßig nachgestellt werden. Die Kompaßrose wird durch einen Knopf am unteren linken Rand des Instrumentes eingestellt. Der Kurswahlanzeiger wird durch einen Knopf am unteren rechten Rand des Instrumentes eingestellt.

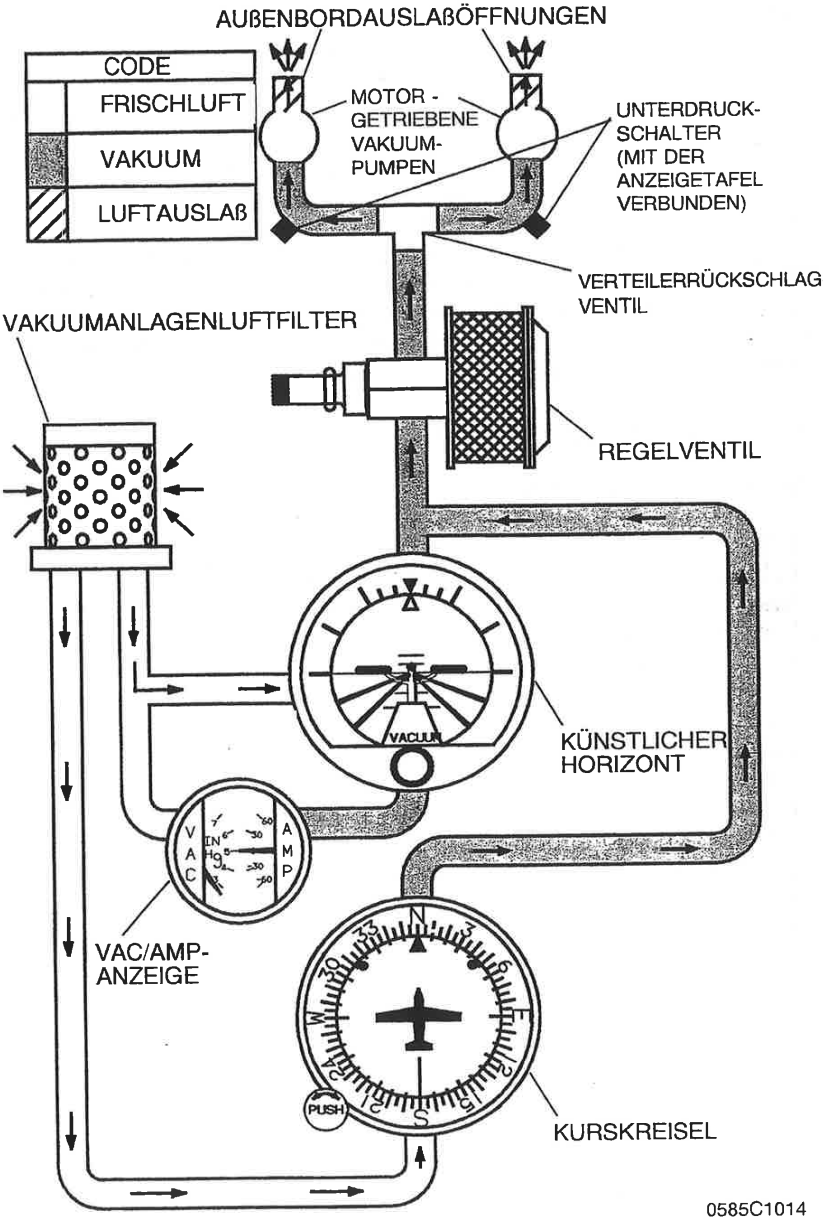


Abb. 7-9. Vakuumanlage

UNTERDRUCKMESSER

Die Unterdruckanzeige ist Teil der Vakuum/Ampereanzeige, die in der unteren linken Ecke des Instrumentenbrettes angebracht ist. Es hat eine inHg-Skala und zeigt den für den Betrieb des künstlichen Horizontes und des Kurskreisels zur Verfügung stehenden Unterdruck an. Während des normalen Betriebes zeigt die Unterdruckanzeige zwischen 4,5 und 5,5 inHg an. Normalerweise weist eine Anzeige außerhalb dieses Bereiches auf einen Systemfehler oder eine falsche Einstellung hin. In diesem Fall sollte man sich nicht auf die Anzeige der Instrumente verlassen. Wegen niedrigen Luftdruckes in größeren Höhen kann jedoch das Saugmesser Werte von bis zu 4,0 inHg in 20.000 ft MSL anzeigen. Dieser Wert reicht trotzdem für den normalen Betrieb aus.

UNTERDRUCKWARNANZEIGE

Beide motorgetriebenen Vakuumpumpen sind mit dem gemeinsamen Verteiler verbunden, der vor dem Brandschott zu finden ist. Vom T-Stück aus läuft eine einzige Leitung für die verschiedenen Instrumente in die Kabine. Das T-Stück enthält Rückschlagventile, um einen Rückfluß in eine Pumpe beim Pumpenversagen zu verhindern. Drucksensoren sind stromaufwärts vom T-Stück angebracht und messen den Vakuumdruck jeder Pumpe.

Wenn die Leistung der linken Pumpe unter 3,0 inHg fällt, blinkt die gelbe L VAC-Anzeige in dem Anzeigenpanel für ca. 10 Sekunden, bevor sie dauernd aufleuchtet. Wenn die Leistung der rechten Pumpe unter 3,0 inHg fällt, blinkt die gelbe VAC R-Anzeige im Anzeigenpanel für ca. 10 Sekunden, bevor sie dauernd aufleuchtet. Wenn die Leistung beider Pumpen unter 3,0 inHg fällt, blinkt die gelbe L VAC R-Anzeige im Anzeigenpanel für ca. 10 Sekunden, bevor sie dauernd aufleuchtet.

UHR / AUßENLUFTTEMPERATURANZEIGE (OAT)

Ein Kombiinstrument, das eine Uhr, eine Außenlufttemperaturanzeige und ein Voltmeter beinhaltet, ist als Teil der Standardausrüstung auf der oberen linken Seite des Instrumentenbrettes untergebracht. Für eine genaue Beschreibung des Instrumentes und die Betriebsanleitung, siehe Kapitel 9, Ergänzungen.

ÜBERZIEHWARNANLAGE

Das Flugzeug ist mit einer pneumatischen Überziehwarnanlage ausgestattet, die aus einem Lufteinlaß in der Vorderkante des linken Flügels, einer luftbetriebenen Hupe in der Nähe der oberen rechten Ecke der Windschutzscheibe und den entsprechenden Leitungen besteht. Wenn sich das Flugzeug dem überzogenen Zustand nähert, wandert das Niederdruckgebiet auf der oberen Seite des Flügel nach vorn um die Vorderkante des Flügels. Dieser Niederdruck bildet einen Differenzdruck in der Überziehwarnanlage, wodurch Luft durch die Warnhupe gezogen wird. Die daraus resultierende hörbare Warnung erfolgt bei Geschwindigkeiten zwischen 5 und 10 Knoten über der Überziehgeschwindigkeit in allen Fluglagen.

STANDARDAVIONIK

Die Standardavionikausrüstung für das Modell 172S besteht aus folgenden Instrumenten:

KX-155A	NAV/COM Funkgerät mit KI 208 oder KI 209A Anzeige
KT-76C	Transponder
KMA-26	Aufschaltanlage
3000-11	Notsender (ELT)

Siehe Kapitel 9 „Ergänzungen“ für detaillierte Anweisungen bezüglich der Standard- und Zusatzinstrumente.

AVIONIKHILFSAUSRÜSTUNG

Der Betrieb der Avionikausrüstung wird durch das Avionikkühlgebläse, das Mikrophon und Kopfhörer sowie durch die Statikableiter unterstützt.

AVIONIKKÜHLGEBLÄSE

Ein Avionikkühlgebläse ist auf der linken Seite des kabinenseitigen Brandschottes eingebaut. Das System besteht aus einem einzelnen Gebläse und Leitungen, um das GPS und NAV/COM-Geräte zwangszukühlen.

Die Stromversorgung des Gebläses erfolgt über den AVN FAN-Schutzschalter. Das Gebläse ist eingeschaltet, sobald der Hauptschalter und der Avionikhauptschalter eingeschaltet sind.

MIKROPHON UND KOPFHÖRER

Die Standardausrüstung des Flugzeuges beinhaltet ein Handmikrophon, einen Deckenlautsprecher, zwei Mikrophontasten an den Steuerhörnern und den Steckplätzen für die Kopfhörer für den Piloten und alle Passagiere.

Das Handmikrophon hat eine PTT-Taste, ist an der Mittelkonsole angeschlossen und zugänglich für den Piloten und Copiloten. Das Drücken der PTT-Taste erlaubt das Senden auf den COM-Funkgeräten.

Der Deckenlautsprecher ist in der Mitteldeckenkonsole untergebracht. Die Lautstärke wird an der Aufschaltanlage eingestellt.

Jedes Steuerhorn hat eine Mini-PTT-Taste. Diese Taste erlaubt dem Piloten und dem Copiloten das Senden auf den COM-Funkgeräten mit den Kopfhörermikrophonen.

Jeder Sitzplatz im Flugzeug ist für Kopfhörer verkabelt. Mikrophon- und Kopfhörerbuchsen sind in den Armstützen eingebaut und erlauben somit Kommunikation zwischen Piloten und Passagieren. Das System ist so verkabelt, daß die Mikrophone alle sprachgesteuert sind (hot Mikros). Zusätzliche Verkabelung in der Aufschaltanlage sichern ab, daß nur der Pilot oder der Copilot auf den COM-Funkgeräten senden können.

ANMERKUNG

Um Lautstärke und Klarheit beim Senden mit dem Handmikrophon sicher zu stellen, halten Sie das Mikrophon so nahe wie möglich an die Lippen, drücken Sie die Taste und sprechen Sie direkt in das Mikrophon. Vermeiden Sie das Abdecken der Öffnung auf der Rückseite des Mikrophones, um die Lärmdämpfung zu optimieren.

STATIKABLEITER

Statikableiter sind an verschiedenen Stellen der Flugzeugzelle angebracht, um statische Störung zu vermindern. Bei starken statischen Aufladungsbedingungen kann trotz der Statikableiter der Funkkontakt verloren gehen. Wenn möglich, vermeiden Sie Gebiete mit bekannt starken statischen Aufladungsbedingungen, um den Verlust von Funkkontakt zu verhindern. Wenn es nicht möglich ist, solche Gebiete zu vermeiden, reduzieren Sie ihre Geschwindigkeit und stellen Sie sich auf einen zeitweisen Verlust des Funkkontaktes ein, so lange Sie sich in dem Gebiet aufhalten.

Statikableiter verlieren mit dem Alter an Wirksamkeit und sollten deshalb regelmäßig von qualifizierten Avioniktechnikern geprüft werden (mindestens bei jeder Avionikjahresnachprüfung).

KABINENAUSSTATTUNG

NOTSENDER (ELT)

Zum Bedienen des ELTs durch das Flugpersonal ist ein Fernschalter/Anzeige oben in der Mitte des copilotenseitigen Instrumentenbrettes angebracht. Die Anzeige, die in der Mitte des Wippschalter ist, leuchtet auf, wenn der ELT-Sender aktiv ist. Der ELT sendet ein ungerichtetes Signal auf den internationalen Notfrequenzen von 121,5 MHz und 243,0 MHz aus. Die allgemeine Luftfahrt, kommerzielle Flugzeuge, die Luftfahrtbehörde und die Flugsicherung hören 121,5 MHz ab, 243,0 MHz wird vom Militär abgehört. Siehe Kapitel 9 „Ergänzungen" für eine allgemeine Beschreibung des ELT.

KABINENFEUERLÖSCHER

Ein tragbarer Halon 1211 (Bromochlorodifluoromethan) Feuerlöscher gehört zur Standardausrüstung des Flugzeuges und ist am Boden in der Nähe des Pilotensitzes installiert, wo er im Falle eines Feuers leicht zugänglich ist. Der Feuerlöscher ist zugelassen. Wenn er installiert ist, sollte er vor jedem Flug überprüft werden, um sicherzustellen, daß der von der Flaschenanzeige ablesbare Druck im grünen Bereich (ca. 8,6 bar) ist und der Sperrstift fest sitzt.

Um den Feuerlöscher zu betätigen:

1. Lösen Sie die Halterung und entnehmen Sie den Feuerlöscher aus der Halterung
2. Halten Sie den Feuerlöscher aufrecht, ziehen Sie den Sperrstift heraus und drücken Sie den Hebel. Richten Sie den Feuerlöscher auf den vorderen Feuergrund. Arbeiten Sie sich nach hinten vor und bewegen Sie die Düse schnell hin und her.

⚠ WARNUNG

NACH DEM ERFOLGREICHEN LÖSCHEN EINES FEUERS LÜFTEN SIE DIE KABINE GRÜNDLICH, UM DIE DURCH THERMISCHE ZERSETZUNG ENTSTANDENEN GASE ZU ENTFERNEN

3. Stellen Sie sich auf eine Löschdauer von ca. 8 Sekunden ein.

Feuerlöscher dürfen nur von qualifiziertem Personal aufgefüllt werden. Nach dem Auffüllen verstauen Sie den Feuerlöscher in seiner Halterung; er darf nicht lose auf den Sitzen herumliegen.

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

KAPITEL 8
HANDHABUNG UND WARTUNG

INHALTSVERZEICHNIS

Seite

Einleitung 8-3
Typenschild 8-3
Rundschreiben für Cessna-Besitzer 8-3
US-Amerikanische Besitzer 8-4
Internationale Besitzer 8-4
Veröffentlichungen 8-4
Lebenslaufakte 8-5
Wartungsintervalle 8-6
Vorgeschriebene Kontrollen 8-6
Cessna Customer Care Program (Kundendienstprogramm) . 8-7
Vom Besitzer durchzuführende vorbeugende Wartungsarbeiten 8-7
Änderungen und Reparaturen 8-8
Handhabung am Boden 8-8
Schleppen 8-8
Abstellen 8-9
Verzurren 8-9
Aufbocken 8-9
Nivellieren 8-10
Stillgelegt in flugfähigem Zustand 8-10
Wartung 8-11
Öl 8-12
Ölspezifikationen 8-12
Empfohlene Viskosität für bestimmte Temperaturbereiche 8-12

INHALTSVERZEICHNIS (Fortsetzung)

Seite

Fassungsvermögen des Triebwerksumpfes 8-13
Öl- und Ölfilterwechsel 8-13
Kraftstoff 8-14
Zulässige Kraftstoffsorten (und -farben) 8-14
Kraftstoffmenge 8-14
Kraftstoffzusatzstoffe 8-14
Verunreinigung des Kraftstoffes 8-18
Fahrwerk 8-19
Reinigung und Pflege 8-19
Windschutzscheibe und Fenster 8-19
Lackierung 8-20
Pflege des Propellers 8-21
Pflege des Triebwerkes 8-21
Pflege der Kabine 8-22

EINLEITUNG

Dieses Kapitel enthält die vom Hersteller empfohlenen Verfahren für die richtige Handhabung am Boden und die regelmäßige Pflege und Wartung Ihres Flugzeuges. Es beschreibt auch bestimmte Kontroll- und Wartungsarbeiten, die ausgeführt werden müssen, wenn Ihr Flugzeug seine Leistungen und Zuverlässigkeit behalten soll. Es ist empfehlenswert, einen Zeitplan für die Durchführung von Abschmierarbeiten und vorbeugenden Wartungsarbeiten zu erstellen, der die lokalen Klima- und Betriebsbedingungen berücksichtigt.

Bleiben Sie in Kontakt mit Ihrem Cessna-Vertreter, um seine Erfahrungen und Fachkenntnisse voll ausnutzen zu können. Ihr Cessna-Vertreter kennt Ihr Flugzeug und wie es am besten gewartet werden sollte. Er wird Sie an Termine für Schmierdienst und Ölwechsel sowie für andere saisonale und periodische Kontrollen erinnern.

TYPENSCHILD

Bei sämtlichem Schriftverkehr in Verbindung mit Ihrem Flugzeug geben Sie bitte immer die Seriennummer an. Die Seriennummer, Modellnummer, Herstellernummer (PC) und Datumblattnummer (TC) sind auf dem Typenschild angegeben, das am hinteren linken Heckteil angebracht ist. Ein zweites Typenschild ist am unteren Teil des linken vorderen Türpfostens zu finden. In der Nähe des zweiten Typenschildes befindet sich das Finish- und Ausstattungsschild, das kodierte Informationen über die Flugzeuglackierung enthält. Falls Ausbesserungsarbeiten am Lack notwendig werden, kann der Code mit Hilfe des illustrierten Ersatzteilkataloges entziffert werden.

RUNDSCHREIBEN FÜR CESSNA-BESITZER

Rundschreiben an Cessna-Besitzer werden kostenlos an alle registrieten Besitzer von Cessna-Flugzeugen verschickt, um sie über obligatorische bzw. empfehlenswerte Wartungsarbeiten und Produktänderungen zu informieren. Kopien der gültigen Technischen Mitteilungen sind von Cessna-Luftfahrttechnischen Betrieben und Cessna-Kundendienstbüros erhältlich.

US-AMERIKANISCHE BESITZER

Wenn Ihr Flugzeug in den Vereinigten Staaten zugelassen ist, werden die relevanten Rundschreiben automatisch per Post an die Anschrift verschickt, die Sie der FAA mitgeteilt haben. Es ist also wichtig, daß Sie die FAA über Adressenänderungen so schnell wie möglich informieren.

Falls Sie eine Zweitkopie des Rundschreibens an eine andere Anschrift als die, die bei der FAA registriert ist, benötigen, so füllen Sie ein Besitzer-Rundschreiben-Formular aus und schicken Sie es an uns zurück (Sie brauchen sonst nichts zu tun).

INTERNATIONALE BESITZER

Um die Cessna-Rundschreiben zu beziehen, füllen Sie bitte das Besitzer-Rundschreiben-Formular aus und senden Sie es an uns zurück.

Der Eingang des gültigen Besitzer-Rundschreiben-Formulares sichert Ihnen ein Jahresabo für den Cessna-Rundschreiben-Dienst (Zweitkopie-Rundschreiben-Dienst für US-Besitzer). Nach Ablauf des Jahres werden Sie einen Verlängerungsantrag erhalten. Es ist wichtig, daß Sie uns Adressenänderungen so bald wie möglich mitteilen, um den Empfang dieser wichtigen Mitteilungen sicherzustellen.

VERÖFFENTLICHUNGEN

Verschiedene Veröffentlichungen und Flugbetriebshilfen werden mit dem Flugzeug vom Hersteller geliefert. Eine Liste dieser Gegenstände ist unten aufgeführt:

- Customer Care Program Handbook (Kundendiensthandbuch)
- Flughandbuch
- Checkliste für den Piloten
- Briefingkarte für Passagiere
- Cessna Sales and Service Directory (Kundendienstbuch)

Für zusätzliche Informationen oder Rundschreiben setzen Sie sich mit der Technischen Kundendienst-Abteilung [Tel.: (001316) 5175800, Fax: (001316) 5179006] in Verbindung oder schreiben Sie an:
The Cessna Aircraft Company, P.O. Box 7706, Wichita, KS 67206, Dept. 751C

Folgende zusätzliche Veröffentlichungen sowie verschiedene für Ihr Flugzeug relevante Informationen sind von Ihrem Cessna Vertreter erhältlich:

- Informationshandbuch (enthält Flughandbuchinformationen)
- Maintenance Manual (Wartungshandbuch), Schaltungsdiagrammhandbuch und illustrierter Ersatzteilkatalog

Ihr Cessna-Wartungsbetrieb verfügt über einen Kundendienst-Ersatzteil- und -Veröffentlichungskatalog, der alle erhältlichen Ersatzteile und Veröffentlichungen enthält. Viele dieser Artikel hat der Betrieb vorrätig und er wird gerne Bestellungen für die Artikel, die er nicht auf Lager hat, annehmen.

ANMERKUNG

Ein verlorengegangenes oder zerstörtes Flughandbuch kann durch Ihren Cessna-Wartungsbetrieb wieder beschafft werden. Eine eidesstattliche Erklärung mit Angaben über Besitzernamen, Flugzeugseriennummer und Kennzeichen muß mit dem Antrag auf Ausstellung eines Ersatzflughandbuches abgegeben werden, da das Handbuch flugzeugspezifisch ist.

LEBENSLAUFAKTE

Die Lebenslaufakte besteht aus verschiedenen Daten, Informationen und Lizenzen. Eine Checkliste für die Akte ist unten aufgeführt. Zusätzlich sollten regelmäßig die gültigen Luftfahrt-Gesetze und Verordnungen überprüft werden, um die Gültigkeit bzw. Vollständigkeit der Akte sicherzustellen.

Immer im Flugzeug mitzuführen:

1. Lufttüchtigkeitszeugnis
2. Eintragungsschein
3. Genehmigungsurkunde für Luftfunkstelle
4. Versicherungsnachweis
5. Nachprüfschein

6. Lärmzeugnis
7. Flughandbuch
8. Aktueller Wägebericht
9. Aktuelle Ausrüstungsliste

Auf Anforderungen vorzulegen:

1. Bordbuch
2. Triebwerksakte

Die meisten aufgelisteten Gegenstände sind von der FAA vorgeschrieben. Da die verschiedenen Länder verschiedene Vorschriften haben, müssen die Besitzer von Flugzeugen, die nicht in den Vereinigten Staaten zugelassen sind, sich über die für Sie relevanten Vorschriften bei Ihrer Luftfahrtbehörde informieren.

Cessna empfiehlt, die oben aufgelisteten Gegenständen sowie die Checklisten, das Kundendiensthandbuch und die Kundendienstkarte immer im Flugzeug mitzuführen.

WARTUNGSINTERVALLE

VORGESCHRIEBENE KONTROLLEN

An sämtlichen, vom LBA zugelassenen Flugzeugen muß eine ausführliche Jahresnachprüfung alle 12 Monate durchgeführt werden. Zusätzlich zu dieser obligatorischen Jahresnachprüfung müssen gewerblich genutzte Flugzeuge alle 100 Stunden nachgeprüft werden.

Das LBA kann andere Kontrollen durch den Erlaß einer Lufttüchtigkeitsanweisung vorschreiben. Der Halter des Flugzeuges ist für die Durchführung von Lufttüchtigkeitsanweisungen und, bei sich periodisch wiederholenden Überprüfungen oder Arbeiten, für die termingerechte Erledigung verantwortlich.

ABSTELLEN

Stellen Sie das Flugzeug in den Wind und mit angezogener Parkbremse ab. Setzen Sie die Parkbremse bei kaltem Wetter nicht, wenn die Gefahr besteht, daß angesammeltes Wasser die Bremsen festfrieren lassen könnte, oder wenn die Bremsen überhitzt sind. Verriegeln Sie die Ruder und blockieren Sie die Räder mit Bremsklötzen. Bei extremen Wetterbedingungen und starkem Wind, verzurren Sie das Flugzeug nach dem im nächsten Abschnitt beschriebenen Verfahren.

VERZURREN

Die richtige Vorgehensweise beim Verzurren des Flugzeuges ist die beste Sicherheitsvorkehrung, um Schäden bei böigem oder starkem Wind zu vermeiden. Um das Flugzeug sicher zu verzurren, sind folgende Schritte durchzuführen:

1. Parkbremse und Ruderverriegelung setzen.
2. Ruderverriegelung über die Flosse und Seitenruder anbringen.
3. Befestigen Sie starke Seile oder Ketten (3100 N Bruchfestigkeit) an den Verzurrösen am Flügel, Heck und am Bug. Mit Hilfe von Halterringen am Boden das Flugzeug verankern.
4. Pitotrohrabdeckung anbringen.

AUFBOCKEN

Siehe Maintainence Manual (Wartungshandbuch) für die korrekte Vorgehensweise und Einrichtungen, wenn das ganze Flugzeug aufgebockt werden soll bzw. wenn die Flügelaufbockpunkte benutzt werden sollen.

Jedes Hauptfahrwerksbein kann mit Hilfe des Aufbockstützpunktes, das Teil der Hauptfederbeinhalterung ist, einzeln angehoben werden. Bei Verwendung des Aufbockstützpunktes wird das Hauptrad durch die Flexibilität des Federbeines während des Hochhebens des Rades nach innen rutschen und die Hebevorrichtung wird sich neigen. Die Hebevorrichtung muß nun noch einmal abgelassen und erneut angesetzt werden. Bocken Sie nie beide Haupträder gleichzeitig über die einzelnen Aufbockstützpunkte auf.

⚠ VORSICHT

BEIM SCHIEBEN AM HECK NIE AUF DIE HÖHENFLOSSE ODER DAS HÖHENRUDER DRÜCKEN. DRUCK IMMER AN EINEM SPANT AUFBRINGEN, UM BEULEN DES BEPLANKUNGSBLECHES ZU VERMEIDEN.

Wenn Wartungsarbeiten am Bugfahrwerk durchgeführt werden müssen, kann das Bugrad vom Boden dadurch abgehoben werden, daß das Flugzeug an einen Heckspant kurz vor der Höhenflosse nach unten gedrückt wird und man das Heck auf der Heckverzurröse aufsitzen läßt.

Um das Bugrad in der abgehobenen Stelle zu halten, kann eine Bodenverankerung an der Heckverzurröse angebracht werden.

ANMERKUNG

Stellen Sie sicher, daß die Nase des Flugzeuges unter allen Umständen vom Boden frei bleibt, indem Sie geeignete Stützen oder Lager unter tragende Spante in Bugnähe anbringen.

NIVELLIEREN

Das Flugzeug wird unter Verwendung einer auf Nivellierschrauben an der linken Seite des Heckes aufgelegten Wasserwaage nivelliert. Lassen Sie Luft aus dem Bugradreifen bzw. bewegen Sie das Federbein herunter oder herauf, um die Wasserwaage richtig zu zentrieren. Entsprechende Punkte an den oberen Rändern der Türe werden zur seitlichen Nivellierung des Flugzeuges verwendet.

STILLGELEGT IN FLUGFÄHIGEM ZUSTAND

Flugzeuge, die für höchstens 30 Tage stillgelegt werden, oder die, die nur sporadisch während der ersten 25 Stunden betrieben werden, werden als „stillgelegt in flugfähigem Zustand" bezeichnet. Alle 7 Tage während dieser Zeit sollte der Propeller per Hand 5 mal durchgedreht werden. Dies hält das Öl flüssig und verhindert die Korrosion der Motorzylinderwände.

⚠ WARNUNG

AUS SICHERHEITSGRÜNDEN SOLLTE ÜBERPRÜFT WERDEN, DASS DER ZÜNDSCHALTER AUS, DER GASHEBEL ZU, DER GEMISCHHEBEL GANZ HERAUSGEZOGEN UND DAS FLUGZEUG GESICHERT IST, BEVOR DER PROPELLER MIT DER HAND DURCHGEDREHT WIRD. HALTEN SIE GENÜGENDEN ABSTAND VON DEN PROPELLERBLÄTTERN, SOLANGE SIE DEN PROPELLER DURCHDREHEN.

Nach 30 Tagen sollte das Flugzeug 30 Minuten lang geflogen oder ein Standlauf durchgeführt werden, der lang genug andauert, um die Öltemperatur in den grünen Bereich zu bringen. Sehr lang andauernde Standläufe sollten vermieden werden.

Das Warmlaufen des Triebwerkes verhindert auch die Ansammlung von Wasser im Kraftstoffsystem und in anderen Stellen im Motor. Tanken Sie immer voll, um Kondenswasser im Tank zu minimieren. Laden Sie die Batterie immer voll, um zu verhindern, daß das Elektrolyt bei kaltem Wetter einfriert. Falls das Flugzeug vorübergehend oder auf unbestimmte Zeit stillgelegt wird, siehe Maintenance Manual (Wartungshandbuch) für Lageranweisungen.

WARTUNG

Zusätzlich zu der in Kapitel 4 dieses Handbuches beschriebenen Vorflugkontrolle sind die für Ihr Flugzeug notwendigen Kontroll-, Wartungs- und Überprüfungsmaßnahmen im Maintenance Manual (Wartungshandbuch) ausführlich dargestellt. Das Maintenance Manual (Wartungshandbuch) enthält alle Punkte, die bei bestimmten Intervallen beachtet werden müssen und all die Teile, die Kontroll-, Wartungs- und Überprüfungsintervallen unterstehen.

Da die Cessna Wartungsbetriebe alle solchen Kontroll-, Wartungs- und Überprüfungsarbeiten anhand der entsprechenden Wartungshandbücher ausführen, wird es empfohlen, sich mit dem Wartungsbetrieb diesbezüglich in Verbindung zu setzen, und Ihr Flugzeug nach den empfohlenen Intervallen warten zu lassen.

Das Kundendienstprogramm stellt die Durchführung der Wartungsarbeiten in den vorgeschriebenen Intervallen sicher, die für die 100-Stunden-Kontrollen oder Jahresnachprüfungen notwendig sind.

Abhängig vom Flugbetrieb kann Ihre Luftfahrt-Behörde zusätzliche Kontroll-, Wartungs- oder Überprüfungsarbeiten vorschreiben. Besitzer sollten sich in Bezug auf solche Vorschriften mit der für das Einsatzgebiet des Flugzeuges zuständigen Luftfahrtbehörde in Verbindung setzen.

Mengen, Materialien und Spezifikationen der häufig verwendeten Wartungsmittel sind unten nachfolgend aufgeführt.

ÖL

ÖLSPEZIFIKATIONEN

MIL-L-6082 Luftfahrt-Einbereichsmineralöl: Das Flugzeug wird ab Werk mit dieser Ölsorte geliefert. Wenn Öl während der ersten 25 Stunden nachgefüllt werden muß, darf nur diese Sorte verwendet werden. Dieses Öl muß nach den ersten 25 Betriebsstunden abgelassen und der Ölfilter ausgetauscht werden. Triebwerksöl wieder auffüllen und bis zu einer Gesamtbetriebszeit von 50 h, bzw. bis sich der Ölverbrauch stabilisiert hat, weiter verwenden.

MIL-L-2285 1 aschefreies Dispersionsöl: Nach den ersten 50 Betriebsstunden bzw. nachdem sich der Ölverbrauch stabilisiert hat, muß das Öl wie in der Textron Lycoming Technischen Mitteilung Nr. 1014 und allen ihrer Änderungen und Ergänzungen verwendet werden.

EMPFOHLENE VISKOSITÄT FÜR BESTIMMTE TEMPERATURBEREICHE

Mehrbereichs- oder Einbereichsöle können das ganze Jahr über verwendet werden. Siehe unten angebenene Tabelle für Viskosität und Temperaturbereich.

Temperatur	MIL-L-6082 SAE Kennung	MIL-L-22851 aschefreies Dispersionsöl SAE-Kennung
Über 27°C (80°F)	60	60
Über 16°C (60°F)	50	40 oder 50
-1°C (30°F) bis 32°C (90°F)	40	40
-18°C (0°F) bis 27°C (80°F)	30	30, 40 oder 20W-40
Unter - 12°C (10°F)	20	30 oder 20W-30
- 18°C (0°F) bis 32°C (90°F)	20W-50	20W-50 oder 15W-50
Alle Temperaturen	---	15W-50 oder 20W-50

FASSUNGSVERMÖGEN DES TRIEBWERKSUMPFES

Das Triebwerk hat ein Fassungsvermögen von 7,6 l, davon sind 0,9 l im Ölfilter. Das Triebwerk darf nicht mit einer Ölmenge unter 4,7 l betrieben werden (gemessen mit dem Ölstab). Vor längeren Flügen sollte auf 7,6 l aufgefüllt werden.

ÖL- UND ÖLFILTERWECHSEL

Nach den ersten 25 Betriebsstunden ist das Öl aus der Ölwanne abzulassen und der Ölfilter auszutauschen. Die Ölwanne wieder mit Einbereichsmineralöl auffüllen. Nach insgesamt 50 Betriebsstunden oder wenn sich der Ölverbrauch stabilisiert hat, ist das Öl durch aschefreies Dispersionsöl zu ersetzen. Das aschefreie Dispersionsöl und der Ölfilter sollten dann nach dem Zeitplan des Triebwerkherstellers gewechselt werden.

ANMERKUNG

Beim ersten 25-Stunden-Öl- und Ölfilterwechsel ist der gesamte Motorraum einer allgemeinen Sichtprüfung zu unterziehen. Teile, die normalerweise während der Vorflugkontrolle nicht geprüft werden, müssen besonders sorgfältig untersucht werden. Schläuche, Metalleitungen und Beschläge auf Anzeichen von Undichtigkeit (Öl- oder Kraftstoffspuren), Abrieb, Scheuerstellen, sichere Befestigung, vorschriftsmäßige Verlegung und Abstützung sowie auf Alterung prüfen. Lufteinlaß- und Auspuffanlage auf Risse, Undichtigkeit und sichere Befestigung prüfen. Triebwerksbedienorgane und -bedienzüge auf Freigängigkeit über den gesamten Arbeitsbereich, auf sichere Befestigung und Verschleiß prüfen. Verkabelung auf sichere Befestigung, Scheuer- und Brandstellen, schadhafte Isolierung, lockere, gebrochene oder korrodierte Anschlußklemmen und Beschädigung durch Hitze prüfen. Generatorriemen nach den Angaben des Maintenance Manual (Wartungshandbuches) prüfen und, wenn nötig, nachspannen. Es empfiehlt sich, diese Bauteile bei späteren Wartungsarbeiten regelmäßig zu überprüfen.

KRAFTSTOFF

ZULÄSSIGE KRAFTSTOFFSORTEN (UND -FARBEN)

AVGAS 100LL Luftfahrtkraftstoff (blau)
AVGAS 100 Luftfahrtkraftstoff (grün)

ANMERKUNG

Isopropylalkohol oder Diäthylenglykolmonomethyläther (DiEGME) dürfen in Mengen unter 1% (Alkohol) bzw. 0,15% (DiEGME) Volumen der gesamten Kraftstoffmenge beigefügt werden. Für weitere Informationen, siehe nachfolgenden Abschnitt „Kraftstoffzusätze".

KRAFTSTOFFMENGE

212 l Gesamtmenge 106 l pro Tank

ANMERKUNG

Um maximale Menge und minimaler Überlauf beim Tanken sicherzustellen, sollte der Tankwahlschalter entweder in der RECHTS- oder der LINKS-Position sein und das Flugzeug in der normalen Bodenlage abgestellt sein. Siehe Abb. 1-1 für eine Definition der normalen Bodenlage.

Überprüfen Sie die Kraftstoffanlage nach jedem Flug und tanken Sie voll, um die Ansammlung von Kondenswasser zu minimieren.

KRAFTSTOFFZUSATZSTOFFE

Das genaue Einhalten der Ablaßverfahren während der Vorflugkontrolle, wie in Kapitel 4 beschrieben, wird die Kraftstoffsümpfe frei von Wasser halten. Kleine Wassermengen sind immer im Kraftstoff enthalten, sie werden aber normalerweise mitverbraucht und fallen beim normalen Betrieb des Motors nicht auf.

Eine Ausnahme bildet den Betrieb unter folgenden Bedingungen:

1. Der Verbrauch von bestimmten Kraftstoffen und
2. hohe Luftfeuchtigkeit am Boden
3. gefolgt von einem Flug in großer Höhe und bei niedrigen Temperaturen.

Unter diesen abnormalen Bedingungen können kleine Wassermengen abgesetzt werden und in genügenden Mengen gefrieren und eine teilweise Vereisung des Kraftstoffsystemes verursachen.

Obwohl solche Bedingungen sehr selten sind und normalerweise keine Probleme für Besitzer und Betreiber darstellen, sind sie in bestimmten Regionen der Welt anzutreffen und müssen richtig angegangen werden.

Um die Möglichkeit der Vereisung unter solchen Bedingungen zu vermindern, ist es erlaubt, Isoproplyalkohl, oder Diäthylenglykol-monomethyläther (DiEGME) dem Kraftstoff beizufügen.

Das Beifügen des Alkohols, oder DiEGME hat zwei Effekte:
1. Es absorbiert das Wasser aus dem Kraftstoff und
2. Alkohol senkt den Gefrierpunkt des Gemisches

ANMERKUNG

Bei der Verwendung von Kraftstoffzusätzen soll daran gedacht werden, daß das richtige Kraftstoff:Zusatz-Verhältnis im Tank wichtig ist. Zum Beispiel wenn 60 Liter des korrekten Gemisches in einen Tank eingefüllt werden, in dem sich schon 80 Liter Kraftstoff ohne Zusatz befinden, ist die Zusatzstoffkonzentration bei den 140 Litern inakzeptabel zu niedrig.

Wenn Alkohol beigefügt werden sollte, dann in einem Volumenverhältnis von 1 : 100. Größere Verhältnisse werden nicht empfohlen, da dann das Tankmaterial angegriffen werden kann.

Die Art und Weise, wie der Alkohol beigefügt wird, ist wichtig, da der Alkohol dann am besten wirkt, wenn er im Kraftstoff ganz aufgelöst wurde. Um korrekte Mischung zu erreichen wird folgende Vorgehensweise empfohlen:

1. Die besten Ergebnisse werden erreicht, wenn der Alkohol während des Tankvorganges direkt mit dem Kraftstoff eingefüllt wird.

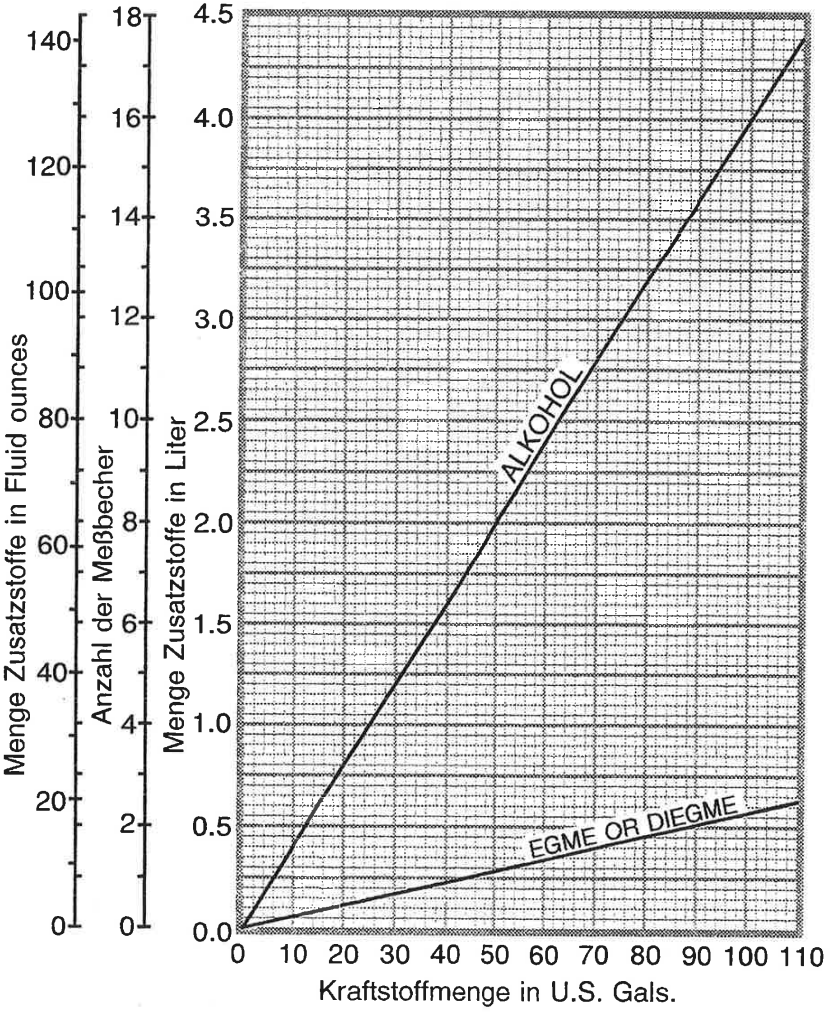


Abb. 8-1. Kraftstoffmischverhältnis

2. Eine andere Methode, die angewandt werden kann, ist das Vormischen der gesamten Alkoholmenge mit einem Teil des Kraftstoffes (ca. 7,6 - 11,5 l) in einem separaten sauberen Behälter. Die Mischung wird dann vor dem Auftanken in den Tank eingefüllt.

Diäthylenglykolmonomethylenäther (DiEGME) muß sehr sorgfältig mit dem Kraftstoff vermischt werden. Das Mischverhältnis darf 0,10 Volumen-% nicht unterschreiten bzw. 0.15 Volumen-% nicht uberschreiten. Siehe Abb. 8-1 für Informationen über das DiEGME-Kraftstoff-Mischverhältnis.

⚠ VORSICHT

GEFRIERSCHUTZMITTEL VERURSACHT GESUNDHEITSSCHÄDEN, WENN ES EINGEATMET ODER VON DER HAUT ABSORBIERT WIRD.

⚠ VORSICHT

DAS MISCHEN DES DIEGME MIT DEM KRAFTSTOFF IST SEHR WICHTIG, DA EIN MISCHVERHÄLTNIS ÜBER DEM EMPFOHLENEN (0,15 VOLUMEN-%) DIE KRAFTSTOFFTANKS BESCHÄDIGEN WIRD, WIE Z.B. DAS ANGREIFEN VON SCHUTZANSTRICHEN ODER SCHÄDEN AN DEN O-RINGEN UND DICHTUNGEN, DIE IM KRAFTSTOFFSYSTEM ODER IM MOTOR VERWENDET WERDEN. EIN MISCHVERHÄLTNIS UNTER DEM EMPFOHLENEN (0,10 VOLUMEN-%) IST UNWIRKSAM. VERWENDEN SIE NUR DIE VOM HERSTELLER EMPFOHLENEN MISCHEINRICHTUNGEN, UM DAS RICHTIGE MISCHEN ZU ERZIELEN.

Längeres Abstellen des Flugzeuges wird zu Wasseransammlung führen, die den Zusatzstoff auslaugt. Ein Zeichen hierfür ist eine abnormal große Ansammlung vom Wasser in den Tanksümpfen. Das Mischverhältnis kann durch Einsatz eines Brechungsmessers (Refrakometer) nachgeprüft werden. Es ist aber unbedingt erforderlich, daß das technische Handbuch des Brechungsmessers bei der Überprüfung des Mischverhältnisses genauestens befolgt wird.

VERUNREINIGUNG DES KRAFTSTOFFES

Kraftstoffverunreinigung wird normalerweise durch Fremdkörper in der Kraftstoffanlage wie z.B. Wasser, Rost, Sand, Dreck, Mikroben und Bakterien, verursacht. Zusätzlich können nicht kompatible Kraftstoffzusatzstoffe den Kraftstoff verunreinigen.

Vor jedem Flug und nach jedem Auftanken einen sauberen Meßbecher verwenden und mindestens 1 Becher Kraftstoff von jedem Tankablaßventil, dem Kraftstoffsiebschnellablaßventil und dem Kraftstoffsammelbehälterablaßventil ablassen, um festzustellen, ob Verunreinigungen vorhanden sind, und um sicherzustellen, daß das Flugzeug mit der richtigen Kraftstoffsorte aufgetankt wurde.

Wenn Verunreinigungen entdeckt werden, aus allen Ablaßventilen Kraftstoff noch einmal ablassen und die Flügel leicht schaukeln sowie den Heck nach unten drücken, um sonstige Verunreinigungen an den Ventilen zu sammeln. Mehrere Kraftstoffproben von allen Ablaßventilen entnehmen, bis keine Verunreinigungen mehr feststellbar sind. Falls die Proben noch unrein sind, darf nicht geflogen werden. Die Tanks müssen geleert werden und die Kraftstoffanlage von qualifiziertem Wartungspersonal gereinigt werden. Sämtliche Spuren von Kontamination müssen vor dem nächsten Flug entfernt werden. Wenn das Flugzeug mit falschem Kraftstoff betankt wurde, die Tanks entleeren und mit dem richten Kraftstoff auffüllen. Das Flugzeug darf mit unreinem oder falschem Kraftstoff nicht geflogen werden.

Zusätzlich sollten Besitzer/Betreiber, die mit einem Servicebetrieb an einem Flugplatz nicht vertraut sind, sich vergewissern, daß der Kraftstoffvorrat auf Verunreinigungen geprüft und richtig gefiltert worden ist, bevor das Flugzeug aufgetankt wird. Die Kraftstofftanks sollten zwischen jedem Flug, vorausgesetzt daß die Masse- und Schwerpunktberechnung dies erlaubt, aufgefüllt werden, um die Ansammlung von Kondenswasser an den Wänden von teilweise gefüllten Tanks zu verhindern.

Um die Möglichkeit von verunreinigtem Kraftstoff weiter zu verringern, sollten regelmäßige Wartungsarbeiten an der Kraftstoffanlage nach dem Maintenance Manual (Wartungshandbuch) ausgeführt werden. Nur den richtigen, in diesem Handbuch empfohlenen Kraftstoff verwenden. Kraftstoffzusatzstoffe sollten nur mit Genehmigung von Cessna und der FAA benutzt werden.

FAHRWERK

Folgende Tabelle enthält Informationen bezüglich der Wartung des Fahrwerkes.

BAUTEIL	WARTUNGSANWEISUNG
Bugrad (5.00-5, 6-Ply Reifen)	3,1 bar /45 psi
Hauptrad (6.00-6, 6-Ply Reifen)	~~2,6 bar~~ 2,9 bar/42 psi *)
Bremsen	MIL-H-5606
Bugradfederbein	MIL-H-5606; 3,1 bar*

* Federbein mit MIL-H-5606 Hydrauliköl nach den Anweisungen des Füll-Hinweisschildes füllen. Ohne Last auf dem Federbein auf 3,1 bar auffüllen. Nicht überfüllen.

REINIGUNG UND PFLEGE

WINDSCHUTZSCHEIBE UND FENSTER

Die Windschutzscheibe und Fenster aus Kunststoff sind mit einem Flugzeugfenster-Reinigungsmittel zu reinigen. Das Reinigungsmittel sparsam auftragen und mit einem weichen Lappen und mäßigem Druck so lange auf der Scheibe verreiben, bis aller Schmutz sowie Öl- und Insektenflecken entfernt sind. Danach Reinigungsmittel trocknen lassen und mit einem weichen Flanellappen abreiben.

⚠ VORSICHT

NIEMALS KRAFTSTOFF, BENZOL, ALKOHOL, AZETON, FEUERLÖSCHER- ODER ENTEISUNGSFLÜSSIGKEIT, LACKVERDÜNNUNG ODER GLASREINIGER VERWENDEN, DA ALLE DIESE MITTEL DAS KUNSTSTOFFMATERIAL DER SCHEIBEN ANGREIFEN UND ZU HAARRISSEN FÜHREN.

Falls ein Scheibenreinigungsmittel nicht vorhanden ist, können die Kunststoffscheiben mit einem mit Stoddard Lösungsmittel angefeuchteten weichen Lappen behandelt werden, um Öl und Fett zu entfernen.

*) lt. Abstimmung mit CAMO Maint. Manual C172S - 1.10.2026

Danach die Scheiben mit einem milden Reinigungsmittel und viel Wasser vorsichtig waschen, gründlich abspülen und mit einem sauberen feuchten Lederlappen trocknen. Die Kunststoffscheiben niemals mit einem trockenen Tuch abreiben, da dadurch eine elektrostatische Aufladung erfolgt, die Staub anzieht. Zum Schluß die Scheiben mit einem guten handelsüblichen Wachs einwachsen. Eine dünne, gleichmäßige Wachsschicht, die mit einem sauberen weichen Flanellappen von Hand poliert wird, füllt kleine Kratzer und hilft, weiteres Zerkratzen zu vermeiden.

Keine Abdeckplane für die Windschutzscheibe verwenden, es sei denn, es ist Eis- oder Schneeregen zu erwarten, da die Plane die Scheibe zerkratzen kann.

LACKIERUNG

Die Außenlackierung gibt Ihrer neuen Cessna einen dauernhaften Oberflächenschutz.

Im allgemeinen kann die Lackierung durch Waschen mit milder Seife und Wasser, gefolgt von Abspülen mit Wasser und Trocknen mit Tüchern oder Lederlappen, glänzend gehalten werden. Scharfe oder scheuernde Seifen oder Reinigungsmittel, die Korrosion und Kratzer hervorrufen, dürfen niemals verwendet werden. Hartnäckige Öl- und Fettflecken können mit einem Tuch beseitigt werden, das mit Stoddard Lösungsmittel angefeuchtet ist. Außenverzierungen sollten nie in Kontakt mit dem Lösungsmittel kommen. Für Anweisungen bezüglich der Pflege von Außenverzierungen siehe Kapitel 11 des Maintenance Manual (Wartungshandbuches).

Um kleine Kratzer im Lack zu versiegeln und um das Flugzeug gegen Korrosion zu schützen, das Flugzeug regelmäßig mit einem guten Autowachs nach den Herstelleranweisungen einwachsen. Wenn das Flugzeug an der Küste oder in sonstigen Salzwassergebieten betrieben wird, muß es öfters gewaschen und gewachst werden, um den Korrosionsschutz aufrechtzuhalten. Die Dichtungen um die Nietenköpfe und die Oberflächenüberlappungen sollten besondere Pflege genießen, da sie am anfälligsten für Korrosion sind. Eine dickere Wachsschicht an den Flügel- und Leitwerkvorderkanten sowie an der vorderen Motorraumverkleidung und dem Propellerspinner wird helfen, die in solchen Gebieten häufiger anzutreffenden Abtragungen zu verringern. Nach dem Reinigen mit Seifen oder nach chemischen Enteisungsverfahren muß das Flugzeug wieder eingewachst werden.

Ist das Flugzeug bei kaltem Wetter im Freien abgestellt und muß es vor dem Flug enteist werden, so ist dafür zu sorgen, daß beim Enteisen mit chemischen Flüssigkeiten der Lack geschützt wird. Isopropylalkohol beseitigt das Eis zufriedenstellend und ohne den Lack zu beschädigen. Es ist jedoch sorgfältig darauf zu achten, daß die Lösung nicht auf die Fensterscheiben kommt, da der Alkohol das Kunststoffmaterial angreift und Risse verursachen kann.

PFLEGE DES PROPELLERS

Prüfen der Propellerblätter vor dem Flug auf Kerben und gelegentliches Abwischen der Blätter mit einem öligen Lappen, um Gras und Insektenflecken zu entfernen, gewährleisten eine lange störungsfreie Betriebszeit. Kleine Kerben in den Blättern, besonders in der Nähe der Blattspitzen und an den Blattvorderkanten, sollten so bald wie möglich ausgeebnet werden, da sie Spannungskonzentrationen bewirken, die, wenn sie ignoriert werden, zu Rissen führen. Zum Reinigen der Blätter niemals ein alkalisches Reinigungsmittel verwenden. Fett und Schmutz kann mit Stoddard Lösungsmittel entfernt werden.

PFLEGE DES TRIEBWERKES

Das Triebwerk kann mit einem geeigneten Reinigungsmittel nach den Anweisungen des Maintenance Manual (Wartungshandbuches) gereinigt werden. Die effektivste Reinigung wird durch Anwendung eines Sprühreinigungsmittels erzielt. Vor der Sprühreinigung Schutz der Bauteile, die vom Lösungsmittel angegriffen werden könnten, überprüfen. Siehe Maintenance Manual (Wartungshandbuch) für Angaben über die richtige Schmierung der Bedienorgane und der Komponente nach der Motorreinigung. Der Luftfilter muß alle 100 Stunden, oder wenn er schmutzig ist, ausgetauscht werden.

PFLEGE DER KABINE

Um Staub und losen Schmutz von den Polstern und vom Teppich zu entfernen, sollte die Kabine regemäßig mit einem Staubsauger gereinigt werden.

Vergossene Flüssigkeiten sofort mit Papiertaschentüchern oder Lappen aufsaugen, aber dabei nicht tupfen, sondern das saugfähige Material fest aufdrücken und mehrere Sekunden lang aufgedrückt lassen. Diesen Vorgang wiederholen, bis keine Flüssigkeit mehr aufgesaugt wird. Klebrige Rückstände mit einem stumpfen Messer abkratzen, dann die Stelle reinigen.

Ölflecken können mit sparsam angewendetem Haushalts-fleckenentferner beseitigt werden. Vor Anwendung irgendwelcher Lösungsmittel sollte man aber erst die Gebrauchsanweisung auf dem Behälter lesen und an einer versteckten Stelle des zu reinigenden Gewebes eine Probe machen. Auf keinen Fall sollte man das zu reinigende Gewebe mit einem flüchtigen Lösungsmittel tränken, da dieses das Polster- und Auflagematerial beschädigen könnte.

Verschmutzte Polster und der Teppich können mit einem Schaumreinigungsmittel gemäß den Anweisungen des Herstellers gereinigt werden. Um das Gewebe nicht zu naß zu machen, sollten man den Schaum so trocken wie möglich halten und ihn dann mit einem Staubsauger entfernen.

Für ausführliche Informationen bezüglich der Reinigung der Kabine siehe Kapitel 12 des 172S Maintenance Manual (Wartungshandbuches) für das Modell 172 1996 ff.

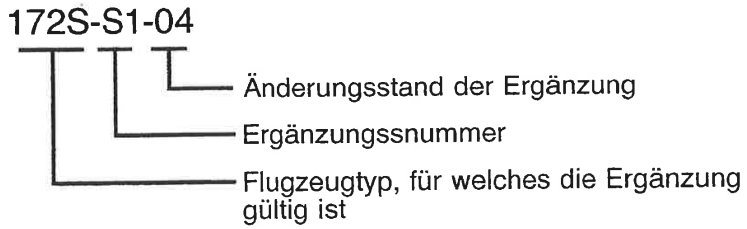
ERGÄNZUNGEN

EINLEITUNG

Die Ergänzungen, die in diesem Kapitel enthalten sind, beinhalten ausführliche Betriebsanweisungen für die im Flugzeug eingebaute Standard- und Zusatzausrüstung. Der Halter des Flugzeuges sollte alle Ergänzungen lesen, um sicher zu sein, daß sämtliche für sein Flugzeug zutreffenden Betriebsgrenzen und Verfahren eingehalten werden.

Ein Verzeichnis der gültigen Ergänzungen ist auf Seite 9-3 zu finden. Alle für dieses Flugzeug relevanten Ergänzungen sind nach Namen, Nummer und Änderungsstand aufgelistet. Dieses Verzeichnis soll als Checkliste dienen, um sicherzustellen, daß alle entsprechenden Ergänzungen in das Flughandbuch einsortiert worden sind. Ergänzungen dürfen aus dem Flughandbuch entfernt werden, wenn die betroffene Ausrüstung nicht im Flugzeug eingebaut ist. Falls die Ausrüstung eingebaut ist, muß die entsprechende Ergänzung vorhanden sein und revidiert werden, wenn Ergänzungsänderungen vom Hersteller durchgeführt werden.

Jede einzelne Ergänzung hat ihr eigenes Verzeichnis der gültigen Seiten. Dieses Verzeichnis listet alle Seitennummern mit Ausgabedatum auf. Es listet auch die Daten aller Ergänzungsänderungen auf. Zusätzlich gibt die Teilenummer der Ergänzung Auskunft über den Änderungstand. Siehe hierzu nachstehendes Beispiel:



Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

VERZEICHNIS DER ZUGELASSENEN ERGÄNZUNGEN

ANMERKUNG

DER FLUGZEUGHALTER IST DAFÜR VERANTWORTLICH, DASS DIE NEUESTE AUSGABE JEDER ERGÄNZUNG IN DAS FLUGHANDBUCH EINSORTIERT UND DAS VERZEICHNIS DER ZUGELASSENEN ERGÄNZUNGEN AUF DEM NEUESTEN STAND IST. DIESES VERZEICHNIS DER ZUGELASSENEN ERGÄNZUNGEN WAR AUF DEM NEUESTEN STAND, ALS DAS FLUGZEUG VON DER FIRMA CESSNA AUSGELIEFERT WURDE. ES KANN JEDOCH SEIN, DASS INZWISCHEN EINZELNE ÄNDERUNGEN ERFOLGTEN, SO DASS DER HALTER DEN AKTUELLEN STAND DES VERZEICHNISSES BEI CESSNA CUSTOMER SUPPORT (001 316 517 5800) ANFRAGEN SOLLTE.

ERG. NR.	BEZEICHNUNG	ÄND. STAND	EINGEBAUT
1	Bendix/King KX 155A VHF Nav/Com mit KI 208 oder KI 209A Anzeige	0	X
2	Bendix/King KT 76C Transponder mit Blind Encoder	0	___
3	Bendix/King KMA 26 Aufschaltanlage	0	___
4	Pointer Model 3000-11 Notsender (ELT)	1	___
5	Bendix/King KLN 89B Satellitengestütztes Navigationssystem (GPS)	1	___
6	Bendix/King KR 87 ADF Radiokompaß	0	X
7	Bendix/King KAP 140 Autopilot	1	___
8	Winterkit	0	___
9	Davtron Modell 803 Uhr/OAT	0	X
10	Bendix/King KLN 89 Satellitengestütztes Navigationssystem (GPS)	1	___

VERZEICHNIS DER ZUGELASSENEN ERGÄNZUNGEN

ERG. NR.	BEZEICHNUNG	ÄND. STAND	EINGEBAUT
11	Reserviert	0	___
12	Ergänzung für Kanada	0	___
13	Bendix/King KCS-55A Gestütztes Kreiselkompaßsystem mit KI-525A Horizontalsituationanzeiger (HSI)	1	___
14	Reserviert	0	___
15	Bendix/King KAP 140 2-Achs-Autopilot mit Höhenvorwahl	1	X
16	reserviert	0	___
17	reserviert	0	___
18	reserviert	0	___
19	Bendix/King KLN 94 GPS Satellitengestütztes Navigationssystem (IFR)	0	___
20	Bendix/King KMA 28 Aufschaltanlage	0	X
21	Bendix/King KMD 550 Multifunktionanzeige	0	___
22	12 V-Kabinenspannungsversorgung	0	___
23	reserviert	0	___
24	Astrotech Modell TC-2 Uhr/Außentemperaturanzeige (OAT)/Voltmeter	0	___
25	Bendix/King KX 165A VHF NAV/COM	0	___
26	**Mode S Transponder Trig TT31**	**0**	**X**
27	**Garmin GNS 530W**	**0**	**X**
28	**Charterware Logger**	**0**	**X**

Cessna
A Textron Company

Flughandbuch

CESSNA 172S

SERIENNUMMER 172S8001 FF

ERGÄNZUNG 1

BENDIX/KING KX 155A
VHF NAV/COM
mit KI 208 oder KI 209A ANZEIGE

SERIENNUMMER:	172 S 8840
KENNZEICHEN:	D-EUTC

Diese Ergänzung ist Teil des Flughandbuches und muß unter Kapitel 9 abgeheftet sein.

LBA-anerkannt

Datum: 25. 02. 1999

GAMA-Mitglied

19. Oktober 1998

COPYRIGHT © 1998
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

ERGÄNZUNG 1

BENDIX/KING KX 155A VHF NAV/COM mit KI 208 oder KI 209A ANZEIGE

Das nachstehende Verzeichnis der gültigen Seiten gibt Informationen über Ausgabedatum der Originalausgabe und der geänderten Seiten sowie eine Auflistung sämtlicher Seiten der Ergänzung wieder. Seiten, die von der neuesten Änderung betroffen sind, werden das Datum dieser Änderung aufweisen.

Änderungsstand	Ausgabedatum
0 (Originalausgabe)	19. Oktober 1998

ÄNDERUNGSSTAND

SEITE	DATUM	SEITE	DATUM
Deckblatt (S1-1)	19. Okt/98	S1-9	19. Okt/98
S1-2	19. Okt/98	S1-10	19. Okt/98
S1-3	19. Okt/98	S1-11	19. Okt/98
S1-4	19. Okt/98	S1-12	19. Okt/98
S1-5	19. Okt/98	S1-13	19. Okt/98
S1-6	19. Okt/98	S1-14	19. Okt/98
S1-7	19. Okt/98	S1-15	19. Okt/98
S1-8	19. Okt/98	S1-16 (absichtlich friegelasseng)	19. Okt/98

LISTE DER TECHNISCHEN MITTEILUNGEN

Nachfolgend ist eine Liste der für den Betrieb des Flugzeuges gültigen Technischen Mitteilungen, die in diese Ergänzung eingearbeitet wurden. Die Liste enthält nur die Technischen Mitteilungen, die zur Zeit gültig sind.

Nummer	Titel	Gültigkeit	Revision eingeordnet	Ins Flugzeug eingearbeitet

ERGÄNZUNG

BENDIX/KING KX 155A NAV/COMM mit KI 208 oder KI 209A ANZEIGE

ABSCHNITT 1
ALLGEMEINES

Das Bendix/King KX 155A NAV/COM, das in Abb. 1 dargestellt ist, besteht aus einem im Instrumentenbrett eingebauten Sende/Empfangsgerät und einer KI 208 bzw. KI 209A Anzeige.

Das Instrument besteht aus einem VHF-Funkgerät mit 760 Kanälen und einem VHF Navigationsempfänger mit 200 Kanälen. Ein Gleitpfadempfänger mit 40 Kanälen ist auch vorhanden, wenn die KI 209A Anzeige eingebaut ist. Das Funkgerät empfängt und sendet Signale zwischen 118.00 und 136.975 MHz in 25 kHz-Schritten. Zusätzlich ist ein 8.33 kHz (2280 Kanal) COM erhältlich. Der Navigationsempfänger empfängt VOR und Localiser-Signale zwischen 108.00 und 117.95 MHz in 50-kHz-Schritten. Wenn eine Localiser-Frequenz gewählt wird, wird der Gleitpfadempfänger automatisch eingestellt. Die für die Übersetzung der VOR- und Localiser-Signale notwendigen Schaltungen sind Teil des NAV-Empfängers.

Sowohl die aktiven Funk- als auch die aktiven Navigationsfrequenzen werden von großen selbstdimmenden Gasentladungsdisplays angezeigt. Der Vorwahlschalter des KX 155A erlaubt die Wahl einer Frequenz im STBY-Anzeigefenster während des Betriebes auf einer anderen Frequenz und das sofortige Umschalten durch Betätigung eines Knopfes. Sowohl die aktive (COM) als auch die vorgewählte (STBY) Frequenz sind jeder Zeit sichtbar und sind im Dauerspeicher gespeichert, ohne daß die Batterie in Anspruch genommen wird. KX 155A hat 32 programmierbare Kanäle, eine „Klemmende Mikrofon-Taste"-Warnung und einen Senderabschalter sowie einen TO/FROM-Radialanzeiger, einen VOR/LOC-Ablagezeiger und eine „abgelaufene Zeit"-Anzeige.

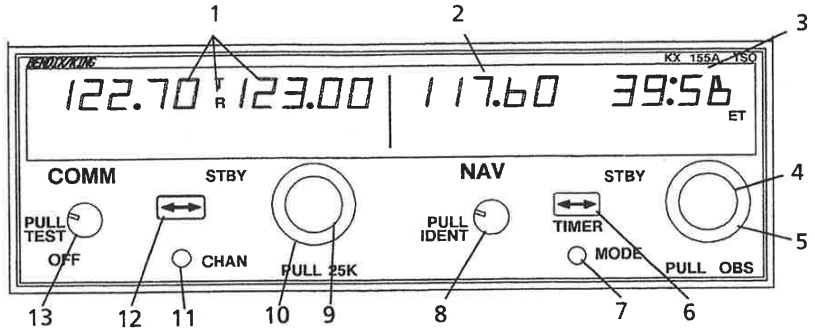
Der COM-Teil beinhaltet eine automatische Rauschsperre. Um diese zu übergehen, muß der COM-Lautstärke-Verstellknopf herausgezogen werden. Um die Rauschsperre wieder zu aktivieren, muß der Knopf wieder hineingedrückt werden. Ein „T" wird angezeigt während des Sendens und ein „R" während des Empfanges eines gültigen Signales.

Der NAV-Teil benutzt die Möglichkeit des Herausziehens des NAV-Lautstärke-Verstellknopfes, um die NAV-Signalkennung zu empfangen. Um die Signalkennung und die Textansagen zu hören, muß der Knopf herausgezogen werden. Um die Signalkennung abzuschalten aber die Textansage noch zu hören, ist der Knopf wieder hineinzudrücken.

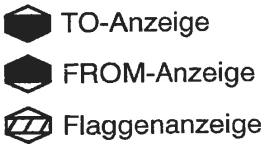
Sämtliche Bedienorgane des NAV/COM-Gerätes außer dem der Navigationskursauswahl, sind in der Anzeigetafel des Funkgerätes untergebracht. Die Beleuchtung erfolgt von der Innenbeleuchtung des NAV/COM-Gerätes und des Beleuchtungssystemes des Instrumentenbrettes. Betriebsanweisungen und Beschreibung der Aufschaltanlage, die mit diesem Funkgerät benutzt wird, sind in Ergänzung 3 dieses Kapitels enthalten.

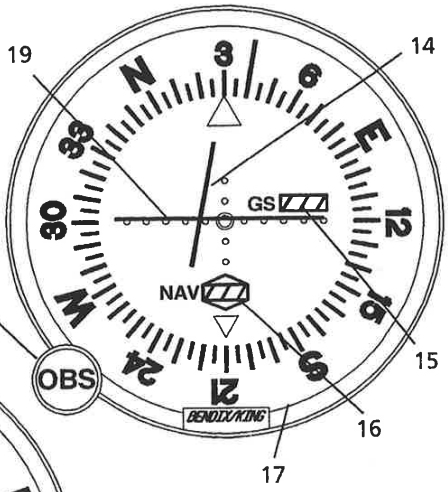
ANMERKUNG

Das Gerät besitzt eine „klemmende Mikrofon-Taste"-Warnung. Wenn die Mikrofontaste länger als 33 Sekunden gedrückt wird, hört der Sender auf zu senden und die aktive COM-Frequenz blinkt, um den Piloten auf eine klemmende Mikrofon-Taste aufmerksam zu machen.

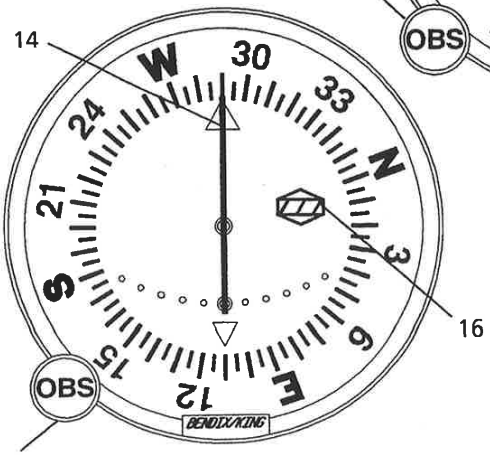


KX 155A VHF NAV/COMM





KI 209A ANZEIGE

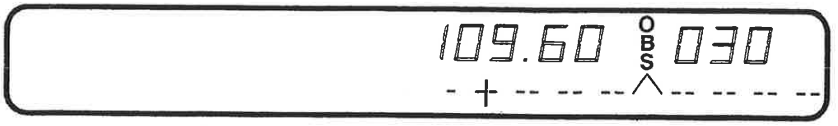


KI 208 ANZEIGE

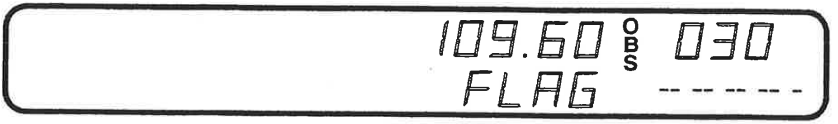
0585C1045
0585C1046
0585C1047

Abb. 1 Bendix/King KX 155A VHF NAV/COM mit KI 208 oder KI 209A Anzeige (Blatt 1 von 7)

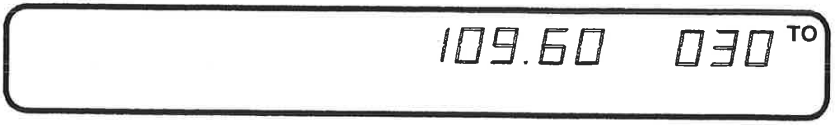
NAV-Betrieb, Anzeigen



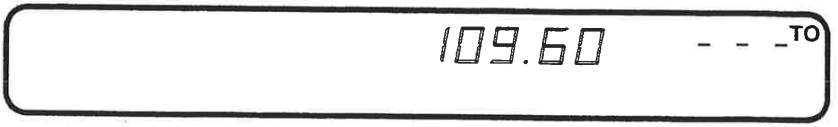
VOR-Betriebsart: Aktiv / Kurs, CDI-Format



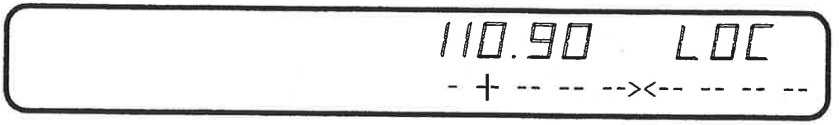
VOR-Betriebsart: Aktiv / Kurs, Flaggenanzeige



VOR-Betriebsart: Aktiv QDM-Anzeige



VOR-Betriebsart: Aktiv / Kurs, Flaggenanzeige



LOC-Betriebsart: Frequenz / CDI-Format

Abb. 1. Bendix/King KX 155A VHF NAV/COM mit KI 208 oder KI 209A Anzeige (Blatt 2 von 7)

1. BETRIEB DER COM-FREQUENZ-ANZEIGE : Aktive COM und „vorgewählte" COM-Frequenzen werden durch ein „T" bzw. ein „R" zwischen den Frequenzen gekennzeichnet, um das Senden bzw. das Empfangen anzuzeigen.

2. BETRIEB DER NAV-FREQUENZ-ANZEIGE : Der rechte Teil der Anzeige gibt Informationen über den AKTIV- bzw. VORGEWÄHLT-Status des NAV-Empfängers wieder. Die Kanalwahl erfolgt wie beim COM-Teil, wenn er in der Frequenz-Betriebsart betrieben wird. Die aktiven und vorgewählten NAV-Frequenzen werden beim Ausschalten gespeichert und sind nach dem Einschalten wieder verfügbar.

3. NAV-STBY / OBS- / KURS- / RADIAL- / ZEIT-ANZEIGE : Die rechte Seite der NAV-Anzeige wird durch den Betriebsart-Wahlschalter bedient (siehe Punkt 7). Bei einer aktiven VOR-Frequenz zeigt dieser Teil der Anzeige die vorgewählte Frequenz, die OBS-Stellung für den internen CDI, den Kurs zum VOR hin (QDM), das Radial vom VOR weg oder auf- bzw. abzählende Zeitangaben an. Bei einer aktiven LOC-Frequenz zeigt dieser Teil der Anzeige die vorgewählte Frequenz, die Buchstaben LOC oder auf- bzw. abszählende Zeitangaben an.

4. NAV FREQUENZWAHLKNOPF (KLEIN) : Mit diesem Knopf kann man die Frequenz um 50 kHz-Schritte verstellen. Die untere bzw. obere Grenze des NAV-Empfängers ist 108.00 MHz bzw. 117.95 MHz. Wenn man über die obere Grenze hinaus verstellt, kehrt die Anzeige automatisch zur unteren Grenze zurück und umgekehrt. Das Drehen des Knopfes im Uhrzeigersinn (inc) führt zu höheren Frequenzen, Drehen entgegen dem Uhrzeigersinn (dec) zu niedrigeren Frequenzen.

5. NAV FREQUENZWAHLKNOPF (GROSS) : Mit diesem Knopf kann man die Frequenz um 1 MHz-Schritte verstellen. Mit dem Frequenzverstellknopf wird die STBY-Anzeige verstellt. Das Drehen des Knopfes im Uhrzeigersinn führt zu höheren Frequenzen, Drehen entgegen dem Uhrzeigersinn zu niedrigeren Frequenzen. Dreht man über die obere Grenze der Anzeige hinaus, so kehrt die Anzeige automatisch zur unteren Grenze zurück und umgekehrt.

Abb. 1. Bendix/King KX 155A VHF NAV/COM mit KI 208 oder KI 209A Anzeige (Blatt 3 von 7)

6. NAV / FREQUENZ-UMSCHALTKNOPF (⟷) -- Wechselt von der aktiven zu der vorgewählten Frequenz. Das Drücken des NAV-Knopfes für 2 Sekunden oder länger wird veranlassen, daß die Anzeige in die aktive Eingabe-Betriebsart wechseln wird. Nur die aktive Frequenz wird angezeigt und kann mit Hilfe der NAV-Frequenzverstellknöpfe direkt geändert werden. Die Anzeige wird zur AKTIV/STBY-Betriebsart zurückkehren, wenn der NAV-Frequenzumschaltknopf wieder gedrückt wird.

7. MODE-WAHLKNOPF : Mit dem Drücken des MODE-Knopfes wechselt die NAV-Anzeige vom AKTIV/STBY-Format in den AKTIV/CDI-Format (Kursablageanzeige). In der CDI-Betriebsart wird die aktive Frequenz durch den Frequenzverstellknopf (eingedrückt) verstellt. Wenn das AKTIV-Fenster mit einer VOR-Frequenz belegt ist, wird die Anzeige im STBY-Fenster durch eine dreistellige OBS-Anzeige (OMNI BEARING SELECTOR) ersetzt. Der gewünschte OBS-Kurs wird durch das Herausziehen und Drehen des inneren NAV-Frequenzknopfes gewählt. Diese OBS-Anzeige ist unabhängig von irgendeinem OBS-Kurs, der auf einer externen CDI gewählt wurde. „OBS“ wird in der Mitte der NAV-Anzeige blinken, solange der inneren NAV-Frequenzknopf herausgezogen ist. Die CDI wird auf einer Linie unterhalb des Frequenz/OBS angezeigt. Wenn das AKTIV-Fenster eine LOC-Frequenz anzeigt, wird die STBY-Frequenzanzeige durch LOC ersetzt. Wenn das empfangene Signal zu schwach ist, um eine genaue Anzeige zu geben, erscheint FLAG im Anzeigefenster.

   Durch das Wiedereindrücken des MODE-Knopfes wird die NAV-Anzeige aus dem AKTIV/CDI-Format in den AKTIV/KURS-Format umgeschaltet. In der KURS-Betriebsart wird das AKTIV-Frequenzfenster durch den Frequenzverstellknopf verstellt. Durch das Eindrücken des Frequenzumschaltknopfes wird die AKTIV-Frequenz im Dauerspeicher gespeichert und die STBY-Frequenz aus dem Dauerspeicher geholt und im AKTIV-Fenster sichtbar gemacht. In der KURS-Betriebsart zeigt das rechte Fenster der NAV-Anzeige den Kurs hin zu der Station (QDM). Wenn das VOR-Signal zu schwach oder ungültig ist, werden Striche auf der Anzeige sichtbar.

Abb. 1. Bendix/King KX 155A VHF NAV/COM mit KI 208 oder KI 209A Anzeige (Blatt 4 von 7)

Durch ein weiteres Drücken des MODE-Knopfes wird die NAV-Anzeige aus dem AKTIV/KURS-Format in die AKTIV/RADIAL-Betriebsart wechseln. In der RADIAL-Betriebsart wird das AKTIV-Frequenzfenster durch die Frequenzverstellknöpfe verstellt. Durch das Eindrücken des Frequenzumschaltknopfes wird die AKTIV-Frequenz im Dauerspeicher gespeichert und die STBY-Frequenz aus dem Dauerspeicher geholt und im AKTIV-Fenster sichtbar gemacht. In der RADIAL-Betriebsart zeigt das rechte Fenster der NAV-Anzeige das Radial weg von der Station. Wenn das VOR-Signal zu schwach oder ungültig ist, werden Striche auf der Anzeige sichtbar.

Durch ein weiteres Drücken des MODE-Knopfes wird das Gerät in die TIMER-Betriebsart wechseln. Wenn das Gerät eingeschaltet ist, fängt die „abgelaufene Zeit"-Uhr von Null aufwärts zu zählen an. Die Uhr kann durch Drücken des NAV-Frequenzumschaltknopfes für 2 Sekunden oder länger angehalten und neugestellt werden. Dabei blinkt „ET" in der Anzeige. In diesem Zustand kann die Uhr als abwärtszählende Uhr umgestellt werden oder sie kann neugestartet werden. Die gewünschte Zeit wird an der abwärtszählenden Uhr durch die NAV-Frequenzverstellknöpfe eingestellt. Die Stoppuhr wird durch das Drücken des NAV-Frequenzumschaltknopfes gestartet. Der große Knopf wählt die Minuten, der kleine Knopf in der EIN-Stellung die Sekunden in 10er-Schritten und der kleine Knopf in der AUS-Stellung einzelne Sekunden. Wenn die abwärtszählende Uhr die Null erreicht, wird sie anfangen, aufwärts zu zählen. Dabei wird sie 15 Sekunden lang blinken. Wenn die abgelaufene Zeit-Uhr auf Null gestellt wird, kann sie sofort durch das Drücken des NAV-Frequenzumschaltknopfes wieder gestartet werden.

8. NAV/LAUTSTÄRKE (PULL IDENT) : Mit diesem Knopf kann man die Lautstärke des NAV-Empfängers verstellen. Wenn der Knopf herausgezogen wird, werden die Signalerkennung und Textansagen hörbar. Die Lautstärke der Textansagen-kennung kann durch Drehen dieses Knopfes eingestellt werden.

Abb. 1. Bendix/King KX 155A VHF NAV/COM mit KI 208 oder KI 209A Anzeige (Blatt 5 von 7)

9. COM-FREQUENZWAHLKNOPF (INNEN) : Mit diesem kleinen Knopf kann man die angezeigte Frequenz in 50-kHz-Schritten (wenn der Knopf eingedrückt ist) und in 25-kHz-Schritten (wenn der Knopf herausgezogen ist) verstellen. Bei 8.33 kHz-Modellen werden die Frequenzen mit eingedrücktem Knopf in 25-kHz-Schritten, mit herausgezogenem Knopf 8.33 kHz verstellt.

10. COM-FREQUENZWAHLKNOPF (AUSSEN) : Der äußere größere Knopf wird benutzt, um den MHz-Teil der Frequenzanzeige zu verstellen. An beiden Enden der 118 - 136 MHz-Bandbreite wird eine Drehung über die Anzeigeskala hinaus dazu führen, daß die Anzeige am anderen Ende anfängt (d.h. nach 136 MHz kommt 118 MHz).

11. KANAL-KNOPF : Durch das Drücken des CHAN-Knopfes für 2 Sekunden oder länger wird das Gerät in die Kanalprogramm-Betriebsart (PG-Betriebsart) versetzt. Beim Umschalten in die PG-Betriebsart wird die Kanalnummer blinken, um anzuzeigen, daß sie programmiert werden kann. Der gewünschte Kanal kann durch Drehen des COM-kHz-Knopfes gewählt werden. Die Kanalfrequenz kann durch Drücken des COM-Umschaltknopfes eingegeben werden. Hierbei wird die STBY-Frequenz blinken. Die gewünschte Frequenz wird durch die COM-Frequenzknöpfe eingegeben. Wenn Striche (zwischen 136 MHz und 118 MHz zu finden) statt einer Frequenz eingegeben werden, wird der entsprechende Kanal in der Kanalwahl-Betriebsart übersprungen. Zusätzliche Kanäle können durch Drücken des COM-Umschaltknopfes und unter Anwendung des gleichen Verfahrens programmiert werden. Die Kanalinformationen werden durch Drücken des CHAN-Knopfes gespeichert. Dabei wird das Gerät in die vorige Frequenzeingabe-Betriebsart zurückkehren

    Die Kanalwahl-Betriebsart (CH-Betriebsart) kann sofort durch Drücken des CHAN-Knopfes eingestellt werden. Die COM-Frequenzknöpfe werden benutzt, um den gewünschten Kanal zu wählen. Das Gerät wird automatisch zu der vorigen Betriebsart zurückkehren, wenn innerhalb von 2 Sekunden nach Einstellen der Kanalwahlbetriebsart kein Kanal gewählt wird. Das Gerät ist durch Drücken einer Mikrofontaste in die Sende-Betriebsart zu vesetzen.

Abb. 1. Bendix/King KX 155A VHF NAV/COM mit KI 208 oder KI 209A Anzeige (Blatt 6 von 7)

12. COM-FREQUENZUMSCHALTKNOPF (⟷) : Wechselt die Frequenzen in den USE- und STBY-Anzeigefenstern. Um das Funkgerät auf die gewünschte Betriebsfrequenz einzustellen, muß die gewünschte Frequenz in die STBY-Anzeige eingegeben und der Umschaltknopf gedrückt werden. Dadurch werden die Inhalte der aktiven und der vorgewählten Anzeigen vertauscht. Die Betriebsfrequenz kann auch über AKTIV-EINGABE-Betriebsart (Direkteinstellen) eingegeben werden. Hierbei muß der COM-Umschaltknopf für 2 Sekunden oder länger gedrückt werden. In der Direkteinstell-Betriebsart ist nur der aktive Teil der Anzeige sichtbar. Die gewünschte Frequenz kann direkt in die Anzeige eingegeben werden. Den COM-Umschaltknopf wieder drücken, um in die AKTIV/STBY-Anzeige zurückzukehren.

    Das Funkgerät ist immer auf die in der AKTIV-Anzeige sichtbare Frequenz eingestellt. Es ist also möglich, zwei verschiedene Frequenzen in den AKTIV- und STBY-Anzeigen zu speichern und durch Drücken des Umschaltknopfes einfach zwischen den beiden hin- und herzuschalten.

13. COM-LAUTSTÄRKE (AUS/ZIEHEN/TEST) : Den VOL-Knopf im Uhrzeigersinn drehen, um das Gerät auszusschalten. Den VOL-Knopf herausziehen und auf die gewünschte Lautstärke einstellen. Den VOL-Knopf wieder hineindrücken, um die automatische Rauschsperre zu aktivieren. Der VOL-Knopf kann auch herausgezogen werden, um sehr schwache Signale zu hören.

14. VOR-Localiser-Anzeiger oder CDI-Anzeiger

15. Gleitpfad-Flagge

16. TO-FROM-NAV - Flagge

17. Kompaßrose

18. OBS-Knopf

19. Gleitpfad-Anzeiger

Abb. 1. Bendix/King KX 155A VHF NAV/COM mit KI 208 oder KI 209A Anzeige (Blatt 7 von 7)

ABSCHNITT 2
BETRIEBSGRENZEN

Die Betriebsgrenzen des Flugzeuges werden durch den Einbau dieses Instrumentes nicht beeinflußt.

ABSCHNITT 3
NOTVERFAHREN

Die Notverfahren für das Flugzeug werden durch den Einbau dieses Instrumentes nicht beeinflußt. Falls die Frequenzanzeige ausfällt, ist das Funkgerät noch auf der zuletzt gewählten Frequenz betriebsbereit. Wenn einer der beiden Frequenzumschaltknöpfe gedrückt und gehalten wird, solange Strom dem Gerät zur Verfügung steht, wird das Gerät mit eingestellten 120.00 Mhz in der COM AKTIV-Frequenz und 110.00 Mhz in der NAV AKTIV-Frequenz und mit COM und NAV in der aktiven Eingabe-Betriebsart „aufwachen". Dies wird dem Pilot beim Blindeinstellen des Gerätes helfen.

ABSCHNITT 4
NORMALVERFAHREN

COM-FUNKGERÄT-BETRIEB

1. AUS/ZIEHEN/TEST-Lautstärke - Im Uhrzeigersinn drehen; herausziehen und gewünschte Lautstärke einstellen; hineindrücken, um die automatische Rauschsperre zu aktivieren
2. MIC-Wahlschalter (in der Aufschaltanlage) - COM 1 einstellen
3. SPEAKER-Wahlschalter (in der Aufschaltanlage) - gewünschte Betriebsart einstellen
4. COM-Frequenzwahlknöpfe - gewünschte Betriebsfrequenz einstellen
5. COM-Umschaltknopf - Drücken, um die gewünschte Frequenz aus der STBY-Anzeige in die COM-Anzeige umzuschalten

6. Mikrofontaste
   a. Um zu senden, Taste drücken und in das Mikrofon sprechen

ANMERKUNG

Während des COM-Sendens leuchtet ein „T" zwischen den COM- und STBY-Anzeigen auf, um zu zeigen, daß das Funkgerät in der Sende-Betriebsart arbeitet.

   b. Um zu empfangen, Mikrofontaste loslassen

NAV-EMPFANG-BETRIEB

1. NAV-Frequenzwahlknöpfe - Gewünschte Betriebsfrequenz in der STBY-Anzeige auswählen
2. NAV-Umschaltknopf - Drücken, um die gewünschte Frequenz aus der STBY-Anzeige in die NAV-Anzeige umzuschalten
3. SPEAKER-Wahlschalter (in der Aufschaltanlage) - Gewünschte Betriebsart einstellen
4. NAV-Lautstärke
   a. Gewünschte Lautstärke einstellen
   b. Herausziehen, um die Station zu identifizieren

VOR-BETRIEB

Die gewünschte VOR-Station in den NAV-Empfänger einstellen und Signalerkennung abhören, um die Station zu identifizieren. Um einen OBS-Kurs auszuwählen, OBS-Knopf zum gewünschten Kurs unter den Steuerstrich drehen. Wenn ein Signal empfangen wird, wird die NAV-Flagge verschwinden und, abhängig vom gewählten Kurs, wird entweder eine TO- oder eine FROM-Flagge erscheinen.

LOC-BETRIEB

Der Localiser wird aktiviert, wenn der NAV-Empfänger auf eine ILS-Frequenz eingestellt ist. LOC-Signalerkennung abhören und die Station identifizieren. Die NAV-Flagge wird verschwinden, wenn das Signal stark genug ist, um brauchbar zu sein.

GLEITPFAD-BETRIEB

Der Gleitpfad-Empfänger wird automatisch eingestellt, wenn eine LOC-Frequenz gewählt wurde. Eine separate Warnflagge ist vorhanden, um brauchbare Signalbedingungen anzuzeigen.

PILOTENKONFIGURATION

Diese Betriebsart wird durch Drücken und Halten des NAV-Betriebsart-Knopfes für länger als 2 Sekunden und dann Drücken des NAV-Frequenzumschaltknopfes für weitere 2 Sekunden beim gleichzeitigen Halten des NAV-Betriebsart-Knopfes zugänglich gemacht. Beim Einschalten der Pilotenkonfigurations-Betriebsart wird das Gerät „SWRV" anzeigen, die den Änderungsstand der Gerätesoftware angibt. Änderungsseiten können durch Drücken des MODE-Knopfes gelesen werden.

Der Pilot kann zwei Parameter in der Pilotenkonfiguration einstellen, nämlich die minimale Anzeigehelligkeit und die Lautstärke der Nebengeräusche. Die minimale Anzeigehelligkeit (BRIM) hat eine Skala von 0 bis 255. Die schwächste Anzeige ist 0, die hellste 255. Die Nebengeräuschlautstärke kann eingestellt werden, wenn SIDE angezeigt ist. Die Werte variieren von 0 bis 255, mit 0 für die leiseste und 255 für die lauteste Einstellung.

Einstellung	Anzeige	Mindestwert	Höchstwert
Software-Änderungsstand	SWRV	- - -	- - -
Minimale Anzeigehelligkeit	BRIM	0	255
Nebengeräuschlautstärke	SIDE	0	255

Durch das wiederholte Drücken des MODE-Knopfes kann man von der SWRV-, über die BRIM- und SIDE- zurück zu der SWRV-Einstellung wechseln.

Durch das Drücken des NAV-Umschaltknopfes wird die Pilotenkonfiguration sofort verlassen. Das NAV-Gerät kehrt zu der Betriebsart zurück, in der es vor dem Umschalten in die Pilotenkonfiguration betrieben wurde. Die neue Helligkeits- und Geräuschlautstärkewerte sind im Dauerspeicher gespeichert.

ABSCHNITT 5
FLUGLEISTUNGEN

Die Flugleistungen des Flugzeuges werden durch den Einbau dieses Instrumentes nicht beeinflußt. Die Installation einer oder mehrerer extern angebrachten Antennen kann jedoch zu einer minimalen Verringerung der Reiseleistung führen.

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

Cessna
A Textron Company

Flughandbuch

CESSNA 172S

SERIENNUMMER 172S8001 FF

ERGÄNZUNG 6

BENDIX/KING KR87
RADIOKOMPAß (ADF)

SERIENNUMMER: 172 S 8810

KENNZEICHEN :. D-EUTG

Diese Ergänzung ist Teil des Flughandbuches und muß unter Kapitel 9 abgeheftet sein, wenn der ADF im Flugzeug eingebaut ist.

LBA-anerkannt

Datum: 25. 02. 1999

GAMA-Mitglied

19. Oktober 1998

COPYRIGHT © 1998
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

ERGÄNZUNG 6

BENDIX/KING KR 87 ADF RADIOKOMPAß (ADF)

Das nachstehende Verzeichnis der gültigen Seiten gibt Informationen über Ausgabedatum der Originalausgabe und der geänderten Seiten sowie eine Auflistung sämtlicher Seiten der Ergänzung wieder. Seiten, die von der neuesten Änderung betroffen sind, werden das Datum dieser Änderung aufweisen.

Änderungsstand	Ausgabedatum
0 (Originalausgabe)	19. Oktober 1998

ÄNDERUNGSSTAND

SEITE	DATUM	SEITE	DATUM
Deckblatt (S6-1)	19. Okt/98	S6-7	19. Okt/98
S6-2	19. Okt/98	S6-8	19. Okt/98
S6-3	19. Okt/98	S6-9	19. Okt/98
S6-4	19. Okt/98	S6-10	19. Okt/98
S6-5	19. Okt/98	S6-11	19. Okt/98
S6-6	19. Okt/98	S6-12	19. Okt/98

LISTE DER TECHNISCHEN MITTEILUNGEN

Nachfolgend ist eine Liste der für den Betrieb des Flugzeuges gültigen Technischen Mitteilungen, die in diese Ergänzung eingearbeitet wurden. Die Liste enthält nur die Technischen Mitteilungen, die zur Zeit gültig sind.

Nummer	Titel	Gültigkeit	Revision eingeordnet	Ins Flugzeug eingearbeitet

ERGÄNZUNG

BENDIX/KING KR 87 RADIOKOMPAß (ADF)

ABSCHNITT 1
ALLGEMEINES

Der Bendix/King Digital-ADF ist ein im Instrumentenbrett eingebauter digitaler Radiokompaß. Er bietet eine durchgehende digitale 1-kHz-Abstimmung in einem Band von 200 kHz bis 1799 kHz und macht mechanischen Bandwechsel überflüssig. Das System besteht aus einem Empfänger, einer eingebauten Elektronikstoppuhr, einer Peilanzeige und einer KA-44B kombinierten Rahmenantenne. Bedienorgane und Anzeigen des Bendix/King Digital-ADF sind in Abb.1 dargestellt und beschrieben. Die Aufschaltanlage, die im Zusammenhang mit SPEAKER-PHONE-Wahl mit diesem Radiokompaß verwendet wird, wird in Ergänzung 3 dieses Handbuches beschrieben und dargestellt.

Der Bendix/King Digital-ADF kann für Positionsberechnung und Peilverfahren sowie für den hörbaren Empfang von amplitudenmodulierten Signalen verwendet werden.

Die Umschalt-Frequenzanzeige bietet die Möglichkeit zwischen vorgewählter „STANDBY“ und „ACTIVE“-Frequenz durch Drücken des Frequenzumschaltknopfes hin und her zu schalten. Beide vorgewählten Frequenzen sind in einem Dauerspeicher (kein Strom von einer Batterie notwendig) gespeichert und werden in großen, selbstdimmenden Gasentladungsdisplays gezeigt, die einfach zu lesen sind. Die aktive Frequenz ist immer im linken Fenster lesbar. Im rechten Fenster wird entweder die vorgewählte „STBY“-Frequenz oder eine ausgewählte Information von der Elektronikstoppuhr angezeigt.

Die eingebaute Elektronikstoppuhr hat zwei separate, unabhängige Funktionen. Eine automatische Stoppuhr läuft, sobald das Gerät eingeschaltet wird. Die Skala dieser Uhr reicht bis 59 Stunden und 59 Minuten. Ferner ein Zeitmesser, der entweder bis 59 Stunden und 59 Minuten aufwärts zählt oder von dieser Zeit nach unten zählt. Nachdem ein vorgewählter, gespeicherter Zeitpunkt erreicht wird, zeigt die Uhr :00 an und die Anzeige blinkt 15 Sekunden lang. Da die Stoppuhr und der Zeitmesser unabhängig voneinander funktionieren, ist es möglich, die eine zu überwachen, ohne den anderen zu beeinflußen. Die Druckknöpfe und die Peilanzeigen haben interne Beleuchtung. Die Helligkeit wird durch den RADIO-Lichtdrehwiderstand eingestellt.

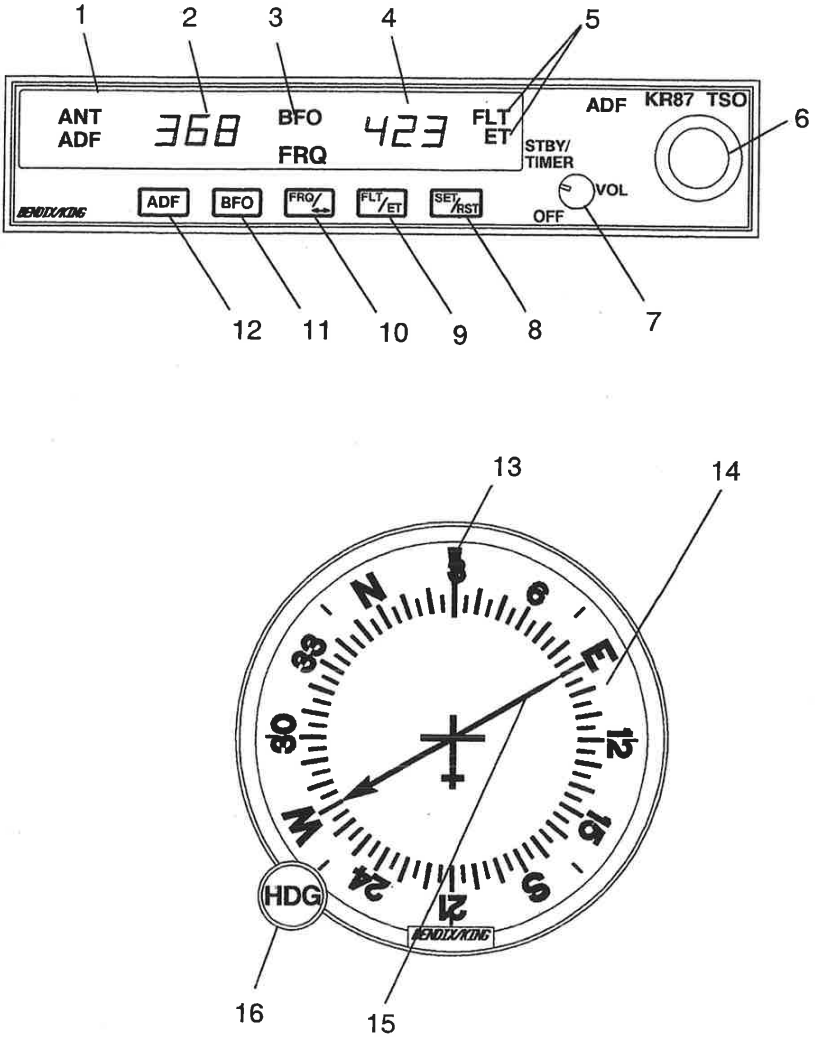


Abb. 1. KR 87 Radiokompaß (ADF) (Blatt 1 von 4)

1. ANT/ADF-BETRIEBSARTENANZEIGE -- Antenne (ANT) ist gewählt, wenn der ADF-Knopf in der „AUS"-Stellung ist. Diese Betriebsart verbessert den Empfang der Kennung und wird zur Identifikation der Station benutzt. Der Peilanzeiger ist ausgeschaltet und wird in der relativen 90°-Position parken. Radiokompaß-(ADF)-Betriebsart ist gewählt, wenn der ADF-Knopf eingedrückt ist. In dieser Betriebsart ist der Peilanzeiger aktiv und wird in die Richtung der Station relativ zum Steuerkurs des Flugzeuges zeigen.

2. IN-USE-FREQUENZANZEIGE -- Die Frequenz, auf die das ADF geschaltet ist, wird hier angezeigt. Die aktive ADF-Frequenz kann direkt geändert werden, wenn einer der beiden Zeitmeßfunktionen gewählt ist.

3. BFO (Beat Frequency Oscillator)-ANZEIGE -- Die BFO-Betriebsart wird aktiviert und angezeigt, wenn der BFO-Knopf gedrückt wird. Dadurch werden Trägerwelle und die auf der Trägerwelle gesendete Morsekennung hörbar.

ANMERKUNG

Morsesignale (CW) sind unmoduliert und können ohne Verwendung von BFO nicht gehört werden. Diese Art von Signal wird in Luftfahrtnavigation in Deutschland nicht verwendet. Es wird jedoch in manchen Ländern und für Marine-Beakons benutzt.

4. STANDBY-FREQUENZ/FLUGZEIT- ODER ZEITMESSANZEIGE -- Wenn FRQ angezeigt wird, wird die vorgewählte Frequenz im rechten Anzeigefenster angezeigt. Die vorgewählte Frequenz wird mit den Frequenzwahlknöpfen eingestellt und wird durch Drücken des Frequenzumschaltknopfes in das aktive Frequenzfenster übertragen. Entweder die vorgewählte Frequenz, die Stoppuhr oder der Zeitmesser wird hier angezeigt. Die Stoppuhr und der Zeitmesser werden anstelle der vorgewählten Frequenz angezeigt. Diese wird gespeichert und kann jederzeit durch Drücken des FRQ-Knopfes aus dem Speicher in die Anzeige geholt werden. Die Stoppuhr und der Zeitmesser werden abwechselnd durch Drücken des FLT/ET-Knopfes angezeigt.

Abb. 1. KR 87 Radiokompaß (ADF) (Blatt 2 von 4)

5. STOPPUHR- UND ZEITMESSERANZEIGE -- Hier wird entweder der Zeitmesser (ET) oder die Stoppuhr (FLT) angezeigt.

6. FREQUENZWAHLKNÖPFE -- Wählt die vorgewählte Frequenz bei einer FRQ-Anzeige und die aktive Frequenz, wenn eine der Zeitfunktionen eingestellt ist. Die Frequenzwahlknöpfe können entweder im Uhrzeigersinn oder gegen den Uhrzeigersinn gedreht werden. Mit dem herausgezogenen, kleinen, inneren Knopf können die „EINER" („1er") gewählt werden. Wird der kleinen Knopf hineingedrückt, können die „ZEHNER" („10er") gewählt werden. Mit dem großen, äußeren Knopf lassen sie die „HUNDERTER" („100er") und die „TAUSENDER" („1000er") bis zu 1799 rasten. Diese Knöpfe werden auch verwenden, um die gewünschte Zeit einzustellen, wenn der Zeitmesser in der „Countdown"-Betriebsart benutzt wird.

7. EIN/AUS/LAUTSTÄRKEEINSTELLKNOPF (ON/OFF/VOL) -- Schaltet das Gerät ein und regelt die Lautstärke. Das Drehen im Uhrzeigersinn von der OFF-Stellung aus schaltet den Empfänger ein; das Weiterdrehen im Uhrzeigersinn erhöht die Lautstärke. Durch die Stummfunktion wird das Gerät stummgeschaltet, solange es nicht auf eine gültige Station eingestellt ist.

8. SET/RESET-ZEITMESSERKNOPF (SET/RST) -- Durch Drücken des Einstellknopfes wird der Zeitmesser auf Null gestellt, gleichgültig ob er angezeigt wird oder nicht.

9. STOPPUHR-/ZEITMESSERBETRIEBSARTENWAHLKNOPF (FLT/ET) -- Durch das Drücken des Stoppuhr-/Zeitmesser-Betriebsartenwahlknopfes wird abwechselnd zwischen Stoppuhr- und Zeitmesser-Betriebsart hin und her geschaltet.

10. FREQUENZUMSCHALTKNOPF (FRQ) -- Durch Drücken des FRQ-Umschaltknopfes wird die aktive und vorgewählte Frequenz ausgetauscht. Die neue Frequenz wird aktiv und die frühere aktive Frequenz geht in STANDBY.

11. BFO (BEAT FREQUENCY OSCILLATOR)-KNOPF -- Der BFO-Knopf stellt die BFO-Betriebsart ein, wenn er eingedrückt wird. (Siehe Anmerkung unter Punkt 3.)

12. ADF-KNOPF -- Mit dem ADF-Knopf wird zwischen der ANT- und der ADF-Betriebsart gewählt. Wenn der ADF-Knopf herausgezogen ist, ist die ANT-Betriebsart aktiv. Wenn der Knopf eingedrückt ist, ist das Gerät in der ADF-Betriebsart.

Abb. 1. KR 87 Radiokompaß (ADF) (Blatt 3 von 4)

13. STEUERSTRICH: Zeigt den relativen oder Kompaßkurs des Flugzeuges an. Der Steuerkurs muß vom Piloten mit Hilfe des Steuerkurs- (HDG) Knopfes manuell eingegeben werden.

14. KOMPASSROSE: Manuell drehbare Kompaßrose, die den relativen oder Kompaßsteuerkurs des Flugzeuges, wie durch den HDG-Knopf eingestellt, darstellt

15. PEILZEIGER: Zeigt die relative oder mißweisende Peilung zur Station an, je nach Einstellung am HDG-Knopf. Wenn der relative Kurs N manuell unter dem Steuerstrich durch den Piloten gewählt wird, zeigt der Peilzeiger die relative mißweisende Peilung zur Station an. Wenn der Kompaßkurs unter dem Steuerstrich durch den Piloten gewählt wird, zeigt der Peilzeiger die mißweisende Peilung zur Station an.

16. STEUERKURSKNOPF (HDG): Dreht die Kompaßrose, um den relativen oder magnetischen Steuerkurs des Flugzeuges einzustellen.

Abb. 1. KR 87 Radiokompaß (ADF) (Blatt 4 von 4)

ABSCHNITT 2
BETRIEBSGRENZEN

Die Betriebsgrenzen des Flugzeuges werden durch den Einbau des KR 87 ADF nicht beeinflußt.

ABSCHNITT 3
NOTVERFAHREN

Die allgemeinen Notverfahren des Flugzeuges werden durch den Einbau des KR 87 ADF nicht beeinflußt.

ABSCHNITT 4
NORMALVERFAHREN

EINSATZ ALS RADIOKOMPAß

1. OFF/VOL-Knopf -- ON
2. Frequenzwahlknöpfe -- gewünschte Frequenz in der Standby-Anzeige einstellen
3. FRQ-Knopf -- drücken, um die gewünschte Frequenz aus der Standby- in die aktive Stellung zu wechseln
4. ADF-Wahlschalter (in der Aufschaltanlage) -- wie gewünscht einstellen
5. OFF/VOL-Knopf -- gewünschte Lautstärke einstellen und sicherstellen, daß die gewünschte Station empfangen wird
6. ADF-Knopf -- ADF-Betriebsart wählen und relative Peilung auf der Anzeige ablesen

ADF-ÜBERPRÜFUNG (VORFLUG- ODER „IM FLUG"-KONTROLLE)

1. ADF-Knopf -- ANT-Betriebsart einstellen und kontrollieren, daß der Anzeiger in die 90°-Stellung geht
2. ADF-Knopf -- ADF-Betriebsart einstellen und kontrollieren, daß der Anzeiger ohne Verzögerung in die Peilposition geht. Ein zu träger oder ein zögernder Zeiger sowie die Anzeigenumkehr zeigt, daß ein Signal zu schwach oder ein Systemfehler vorhanden ist

BFO-BETRIEB

1. OFF/VOL-Knopf --ON
2. BFO-Knopf -- eindrücken
3. ADF-Wahlknopf (in der Aufschaltanlage) -- gewünschte Betriebsart einstellen
4. VOL-Knopf -- gewünschte Lautstärke einstellen

ANMERKUNG

Wenn ein CW-Signal empfangen wird, ist ein 1000 Hz-Ton und die Morsekennung zu hören.

STOPPUHR-BETRIEB

1. OFF/VOL-Knopf -- ON
2. FLT/ET-Betriebsartenknopf -- drücken (ein- oder zweimal), bis FLT angezeigt wird. Die Uhr zählt schon, da sie durch Einschalten des Gerätes aktiviert wird
3. OFF/VOL-Knopf -- OFF und dann ON, falls die Uhr zurückgesetzt werden soll

REINER EMPFÄNGER-BETRIEB

1. OFF/VOL-Knopf -- ON
2. ADF-Knopf -- ANT-Betriebsart einstellen
3. Frequenzwahlknöpfe -- gewünschte Frequenz in der Standby-Anzeige einstellen
4. FRQ-Knopf -- drücken, um die gewünschte Frequenz aus der Standby- in die aktive Anzeige umzuschalten
5. ADF-Wahlknöpf (in der Aufschaltanlage) -- gewünschte Betriebsart wählen
6. VOL-Knopf -- gewünschte Lautstärke einstellen

ZEITMESSER IN DER „COUNT-UP"-BETRIEBSART

1. OFF/VOL-Knopf -- ON
2. FLT/ET-Betriebsartenknopf -- drücken (ein- oder zweimal), bis ET angezeigt wird
3. SET/RST-Knopf -- kurzzeitig drücken, um den Zeitmesser auf Null zu stellen

ANMERKUNG

Die Standby-Frequenz, die im Hintergrund gespeichert wird, solange die Flugzeit oder der Zeitmesser aktiv sind, kann durch Drücken des FRQ-Knopfes zurückgeholt werden. Durch weiteres Drücken des FRQ-Knopfes wird die Frequenz in die aktive Anzeige umgeschaltet.

ZEITMESSER IN DER „COUNT-DOWN"-BETRIEBSART

1. OFF/VOL-Knopf -- ON
2. FLT/ET-Betriebsartenknopf -- drücken (ein- oder zweimal), bis ET angezeigt wird
3. SET/RST-Knopf -- drücken, bis ET-Anzeige zum Blinken anfängt
4. FREQUENZWAHLKNÖPFE -- gewünschte Zeit in der Zeitmesser-Anzeige einstellen. Bei herausgezogenem kleinem Knopf werden die „EINER", bei eingedrücktem kleinem Knopf werden die „ZEHNER" gestellt. Der äußere Knopf stellt die Minuten bis 59 ein

ANMERKUNG

Die Wahlknöpfe bleiben in der Zeiteinstellbetriebsart für 15 Sekunden nach der letzten Eingabe bei oder bis der SET/RST, FLT/ET oder FRQ-Knopf gedrückt wird.

5. SET/RST-Knopf -- Drücken, um das Zählwerk zu aktivieren. Wenn der Zähler 0 erreicht, wird er anfangen, aufwärts zu zählen. Dabei blinkt die Anzeige 15 Sekunden lang.

ANMERKUNG

Solange FLT oder ET angezeigt wird, kann die aktive Frequenz in der linken Hälfte des Fensters durch die Frequenzwahlknöpfe verstellt werden, ohne daß die gespeicherte Standby-Frequenz oder andere Betriebsarten beeinflußt werden.

BEMERKUNG ZUM ADF-BETRIEB

FEHLERHAFTE ADF-PEILUNGEN AUF GRUND VON RADIO-FREQUENZ-PHÄNOMENEN

Bei der Benutzung von Radiosendern kann es bei Wetterlagen, die Überreichweiten begünstigen, zu Überlagerungen von Sendern mit gleicher Frequenz kommen. Bei der Benutzung von Radiostationen für die Navigation muß dieser Tatsache Rechnung getragen werden.

Sonnenflecken und atmosphärische Phänomene können ebenfalls zu Doppelempfang führen. Es ist in jedem Fall sinnvoll, immer die Kennung durch Schalten des Betriebsartenwahlknopfes auf ANT abzuhören, um die empfangende Station eindeutig zu identifizieren.

GEWITTER

In der Nähe von Gewittern tendiert der ADF-Zeiger dazu, von der gewählten Station in Richtung des Gewitters zu schwingen.

NACHTEFFEKT

Es handlet sich um eine starke Störung nach Sonnuntergang und endender Dämmerung. Der ADF-Zeiger kann durch diesen Effekt hin- und herschwanken. Wenn möglich auf eine starke Station schalten und niedrige Frequenzen wählen. Wenn das nicht möglich ist, den Mittelwert der Zeigerbewegung für die Peilung verwenden.

GEBIRGSEFFEKT

Reflexionen der Radiowellen an Bergen kann den Zeiger zu Schwankungen oder fehlerhaften Peilangaben veranlassen. Über bergigem Gelände müssen Fehlanzeigen berücksichtigt werden.

KÜSTENEFFEKT

Radiowellen könne gebeugt werden, wenn sie von Land auf See und umgekehrt wechseln oder parallel zur Küste verlaufen. Dieser Effekt muß berücksichtigt werden.

ABSCHNITT 5
FLUGLEISTUNGEN

Die Flugleistungen des Flugzeuges werden durch den Einbau dieses Instrumentes nicht beeinflußt. Die Installation einer oder mehrerer extern angebrachten Antennen kann jedoch zu einer minimalen Verringerung der Reiseleistung führen.

Cessna
A Textron Company

Flughandbuch

CESSNA 172S

SERIENNUMMER 172S8001 FF

ERGÄNZUNG 9

DAVTRON MODEL 803
UHR / AUßENTEMPERATURANZEIGE (OAT)

SERIENNUMMER:	172S 8810
KENNZEICHEN :.	D-EUTC

Diese Ergänzung ist Teil des Flughandbuches und muß unter Kapitel 9 abgeheftet sein, wenn die Davtron Uhr/OAT eingebaut ist.

LBA-anerkannt

Datum: 25.02.1999

GAMA-Mitglied

19. Oktober 1998

COPYRIGHT © 1998
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

ERGÄNZUNG 9

DIGITALE UHR / AUßENTEMPERATURANZEIGE (OAT)

Das nachstehende Verzeichnis der gültigen Seiten gibt Informationen über Ausgabedatum der Originalausgabe und der geänderten Seiten sowie eine Auflistung sämtlicher Seiten der Ergänzung wieder. Seiten, die von der neuesten Änderung betroffen sind, werden das Datum dieser Änderung aufweisen.

Änderungsstand	Ausgabedatum
0 (Originalausgabe)	19. Okt. 1998

LOG OF EFFECTIVITY

PAGE	DATE	PAGE	DATE
Deckblatt (S9-1)	19. Okt/98	S9-5	19. Okt/98
S9-2	19. Okt/98	S9-6	19. Okt/98
S9-3	19. Okt/98	S9-7	19. Okt/98
S9-4	19. Okt/98	S9-8(absichtlich freigelassen)	19. Okt/98

LISTE DER TECHNISCHEN MITTEILUNGEN

Nachfolgend ist eine Liste der für den Betrieb des Flugzeuges gültigen Technischen Mitteilungen, die in diese Ergänzung eingearbeitet wurden. Die Liste enthält nur die Technischen Mitteilungen, die zur Zeit gültig sind.

Nummer	Titel	Gültigkeit	Revision eingeordnet	Ins Flugzeug eingearbeitet

ERGÄNZUNG

DIGITALE UHR / AUßENTEMPERATURANZEIGE (OAT)

ABSCHNITT 1
ALLGEMEINES

Die Davtron Model 803 Digitaluhr verbindet die Eigenschaften einer Uhr, einer Außentemperaturanzeige (OAT) und eines Voltmeters in einem einzelnen Instrument. Die drei Bedienknöpfe des Gerätes erlauben einfache Bedienung. Der obere Knopf dient zum Hin- und Herschalten zwischen Temperatur und Spannung. Die unteren beiden Knöpfe steuern die Ablese- und Meßfunktionen der Digitaluhr. Temperatur und Spannung sind in der oberen Hälfte, die Uhr- und Meßfunktionen in der unteren Hälfte des LED-Fensters dargestellt.

Die digitale Anzeige hat eine interne Beleuchtung (Backlight), um Lesbarkeit bei schlechten Kabinenlichtverhältnissen und bei Nacht zu gewährleisten. Die Helligkeit des Backlight wird durch den PANEL LT-Regelwiderstand verstellt. Zusätzlich hat die Anzeige eine Testsequenz, die die Überprüfung der Funktionsfähigkeit aller Anzeigeelemente erlaubt.

ABSCHNITT 2
BETRIEBSGRENZEN

Die Betriebsgrenzen des Flugzeuges werden durch den Einbau der digitalen Uhr/OAT-Anzeige nicht beeinflußt.

ABSCHNITT 3
NOTVERFAHREN

Die Notverfahren für das Flugzeug werden durch den Einbau der digitalen Uhr/OAT-Anzeige nicht beeinflußt.

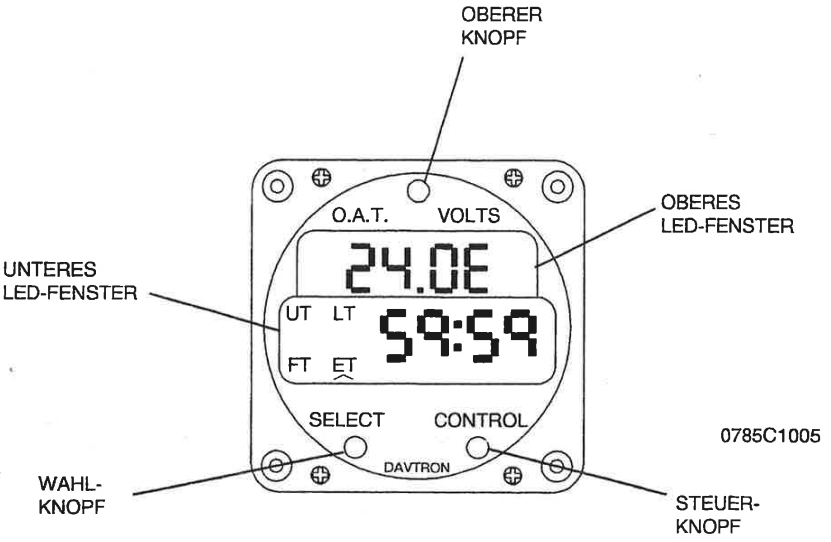


Abb. 1. Uhr / OAT-Anzeige

ABSCHNITT 4
NORMALVERFAHREN

TESTMODUS

Die Funktionsfähigkeit des Gerätes wird durch das Eindrücken des SELECT-Knopfes für 3 Sekunden überprüft. Funktionsfähigkeit wird durch die Anzeige 88:88 und die Aktivierung aller 4 Anzeigen bestätigt.

OAT / VOLTMETER-FUNKTION

Die obere Hälfte des LED-Fensters zeigt OAT bzw. Spannung an. Die Voltmeter-Anzeige ist beim Einschalten vorprogrammiert und wird durch einen "E" nach dem Anzeigewert gekennzeichnet. Durch das Drücken des Steuerknopfes schaltet die Anzeige auf Fahrenheit ("F") über Celsius ("C") und zurück zur Spannung um.

UHRBETRIEB

Die untere Hälfte des LED-Fensters zeigt Uhrzeit bzw. Stoppuhrwerte an. Durch das Drücken des Wahlknopfes schaltet die Anzeige vom UTC (UT) über Ortszeit (LT), Flugzeit (FT) und Stoppuhrzeit (ET) zurück zu UTC. Die Stoppuhrfunktion wird durch das Drücken des Steuerknopfes für alle 4 Wahlprogramme aktiviert. Das Gerät wird wie folgt eingestellt:

EINSTELLUNG VON UTC

UTC (UT) mit dem Wahlknopf einstellen. Den Wahl- und den Steuerknopf gleichzeitig drücken, um in den Einstellmodus zu gelangen. Die Zehnerposition der Uhranzeige fängt an zu blinken. Die blinkende Anzeige kann jetzt durch den Steuerknopf verstellt werden. Das Drücken des Knopfes erhöht die Zahl. Nachdem die Zehnerposition gestellt wurde, wird die nächste Position durch den Wahlknopf gewählt. Nachdem die letzte Zahl gestellt und durch den Steuerknopf gespeichert wurde, wird der Einstellmodus durch Drücken des Wahlknopfes verlassen. Die aufgeleuchtete Anzeigetafel wird normal blinken als Bestätigung dafür, daß die Uhr im UTC-Modus läuft.

EINSTELLUNG VON ORTSZEIT

Ortszeit mit dem Wahlknopf einstellen. Den Wahl- und den Steuerknopf gleichzeitig drücken, um in den Einstellmodus zu gelangen. Die Zehnerposition der Uhranzeige fängt an zu blinken. Das Einstellverfahren ist das gleiche wie bei UTC, außer daß die Minuten schon mit der UTC-Uhr synchronisiert sind und nicht im Ortszeit-Modus verstellt werden können.

FLUGZEIT-RESET

Flugzeit mit dem Wahlknopf einstellen. Steuerknopf 3 Sekunden lang gedrückt halten oder bis 99:59 angezeigt wird. Die Flugzeit wird beim Loslassen des Steuerknopfes auf Null gestellt.

EINSTELLUNG DER FLUGZEIT-BLINKWARNUNG

Flugzeit (FT) mit dem Wahlknopf einstellen. Den Wahl- und den Steuerknopf gleichzeitig drücken, um in den Einstellmodus zu gelangen. Die Zehnerposition der Uhranzeige fängt an zu blinken. Das Einstellverfahren ist das gleiche wie bei UTC. Wenn tatsächliche Flugzeit mit der Warnzeit übereinstimmt, fängt die Anzeige an zu blinken. Durch Drücken des Wahl- oder des Steuerknopfes das Blinken ausschalten und die Warnzeit auf Null stellen. Die Flugzeit wird hiervon nicht betroffen und zählt weiter.

EINSTELLUNG DER "COUNT-UP"-FUNKTION DER STOPPUHR

Stoppuhr (ET) mit dem Wahlknopf einstellen. Den Steuerknopf drücken, um die Stoppuhr zu aktivieren. Die Uhr zählt bis 59 Minuten 59 Sekunden und schaltet dann automatisch auf Stunden und Minuten um. Sie zählt weiter bis 99 Stunden und 59 Minuten. Durch das Drücken des Steuerknopfes wird die Stoppuhr wieder auf Null gestellt.

EINSTELLUNG DER "COUNT-DOWN"-FUNKTION DER STOPPUHR

Stoppuhr (ET) mit dem Wahlknopf einstellen. Den Wahl- und den Steuerknopf gleichzeitig drücken, um in den Einstellmodus zu gelangen. Die Zehnerposition der Uhranzeige fängt an zu blinken. Das Einstellverfahren ist das gleiche wie bei UTC. Eine "Count-down"-Zeit von maximal 59 Minuten und 59 Sekunden kann gewählt werden. Nachdem die letzte Ziffer eingestellt wurde, den Einstellmodus durch Drücken des Wahlknopfes verlassen. Die Stoppuhr ist betriebsbereit. Durch Drücken des Steuerknopfes wird die "Count-down"-Funktion aktiviert. Wenn die Stoppuhr Null erreicht, blinkt die Anzeige. Durch Drücken des Wahl- oder des Steuerknopfes wird die Warnung neu eingestellt. Nach Erreichen des Nulls fängt die Stoppuhr an, aufwärts zu zählen.

VERSTELLSCHUTZ

Wenn das Gerät ohne Strom ist, funktioniert weder der Wahl- noch der Steuerknopf.

ABSCHNITT 5
FLUGLEISTUNGEN

Die Flugleistungen des Flugzeuges werden durch den Einbau dieses Instrumentes nicht beeinflußt. Die Installation dieses Außentemperatursensors (OAT) wird zu einer minimalen Verringerung der Reiseleistung führen.

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

Cessna
A Textron Company

Flughandbuch

CESSNA 172S

SERIENNUMMER 172S8001 FF

ERGÄNZUNG 15

BENDIX/KING KAP 140
2-ACHS-AUTOPILOT MIT HÖHENVORWAHL

SERIENNUMMER:.	172S8810
KENNZEICHEN :.	D-EUTC

Diese Ergänzung ist Teil des Flughandbuches und muß unter Kapitel 9 abgeheftet sein, wenn der KAP 140 2-Achs-Autopilot im Flugzeug eingebaut ist.

LBA-anerkannt

Datum: 26. Nov. 02

GAMA-Mitglied

31. August 2000

1. Änderung - 24. Februar 2001

COPYRIGHT © 2000
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

ERGÄNZUNG 15

BENDIX/KING KAP140 2-ACHS-AUTOPILOT MIT HÖHENVORWAHL

Das nachstehende Verzeichnis der gültigen Seiten gibt Informationen über Ausgabedatum der Originalausgabe und der geänderten Seiten sowie eine Auflistung sämtlicher Seiten der Ergänzung wieder. Seiten, die von der neuesten Änderung betroffen sind, werden das Datum dieser Änderung aufweisen.

Änderungsstand	Ausgabedatum
0 (Originalausgabe)	31. August 2000
1	24. Februar 2001

ÄNDERUNGSSTAND

Seite	Datum	Seite	Datum
Deckblatt (S15-1)	24. Feb/01	S15-18	31. Aug/00
S15-2	24. Feb/01	S15-19	31. Aug/00
S15-3	31. Aug/00	S15-20	31. Aug/00
S15-4 absichtlich		S15-21	31. Aug/00
freigelassen	31. Aug/00	S15-22	31. Aug/00
S15-5	31. Aug/00	S15-23	31. Aug/00
S15-6	31. Aug/00	S15-24	31. Aug/00
S15-7	31. Aug/00	S15-25	31. Aug/00
S15-8	31. Aug/00	S15-26	31. Aug/00
S15-9	31. Aug/00	S15-27	31. Aug/00
S15-10	31. Aug/00	S15-28	31. Aug/00
S15-11	31. Aug/00	S15-29	31. Aug/00
S15-12	31. Aug/00	S15-30	31. Aug/00
S15-13	31. Aug/00	S15-31	31. Aug/00
S15-14	24. Feb/01	S15-32	31. Aug/00
S15-15	31. Aug/00	S15-33	31. Aug/00
S15-16	31. Aug/00	S15-34	31.Aug/00
S15-17	31. Aug/00		

ERGÄNZUNG 15

BENDIX/KING KAP 140 2-ACHS-AUTOPILOT MIT HÖHENVORWAHL

LISTE DER TECHNISCHEN MITTEILUNGEN

Nachfolgend ist eine Liste der für den Betrieb des Flugzeuges gültigen Technischen Mitteilungen, die in diese Ergänzung eingearbeitet wurden. Die Liste enthält nur die Technischen Mitteilungen, die zur Zeit gültig sind.

Nummer	Titel	Gültigkeit	Revision eingeordnet	Ins Flugzeug eingearbeitet

Diese Seite wurde absichtlich freigelassen

ERGÄNZUNG

BENDIX/KING KAP 140 2-ACHS-AUTOPILOT MIT HÖHENVORWAHL

ABSCHNITT 1
ALLGEMEINES

Der KAP 140 2-Achs-Autopilot bietet dem Piloten folgende Eigenschaften: Vertikalgeschwindigkeitsmodus (VS); Höhenhaltungsmodus (ALT); Fluglagereglermodus (ROL); Steuerkursmodus (HDG); Anflugmodus (APR); ILS-Kopplung mit Localiser (LOC) und Gleitpfad (GS); und Back-Course-Modus (REV). Der optionale KAP 140 2-Achs-Autopilot mit Höhenvorwahl (falls eingebaut) hat zusätzlich Höhenwarn- und Höhenvorwahleigenschaften.

Der KAP 140 2-Achs-Autopilot besitzt ein elektrisches Trimmsystem, das automatisches Trimmen beim Autopilotenbetrieb und manuelles elektrisches Trimmen (MET) bei Steuerung durch den Piloten ermöglicht. Das elektrische Trimmsystem ist ausfallsicher gegen jede Einzelfehlfunktion im Fluge. Fehler im Trimmsystem werden visuell und akustisch angezeigt.

Eine Sperre verhindert das Aktivieren des Autopiloten oder der ET, bevor eine erfolgreiche Vorflugüberprüfung durchgeführt wurde. Die automatische Vorflugselbstüberprüfung beginnt mit dem Einschalten des Autopiloten.

Unter folgende Bedingungen wird sich der Autopilot automatisch abschalten:

A. Fehler bei der Stromversorgung

B. Interner Autopilotensystemfehler

C. Bei Beschleunigungen über 1,4 g oder unter 0,6 g wird sich der Autopilot nur automatisch abkoppeln, wenn der Fehler einen Servo-Runaway verursacht. Der Pilot kann weder das Flugzeug stueren noch der Monitor löschen.

D. Erscheinung der Flagge des Turn-and-Bank-Kreisels

E. Der Computer-Autopilot-Monitor erkennt entweder die R- (Rollachse) oder P- (Nickachse) Anzeige.

Betätigung des AP DISC/TRIMM INT-Schalters am Steuerhorn wird ebenfalls den Autopiloten abkoppeln.

Der AVIONIKHAUPTSCHALTER versorgt die Avionik-sicherungsschalter und den Autopilotensicherungsschalter auf der Avionikbusschiene mit Spannung. Der AVIONIKHAUPTSCHALTER dient auch als Not-AP/MET-Ausschalter.

Folgende Sicherungsschalter schützen die aufgelisteten Komponenten des Autopiloten.

BEZEICHNUNG	**FUNKTION**
AUTO PILOT	Versorgt den KC 140 Computer und die Autopilotennick-, Roll- und Nicktrimm-servos mit Spannung.
WARN	Versorgt separat die Autopilotenwarnung am Anzeigenpanel des Flugzeuges mit Spannung

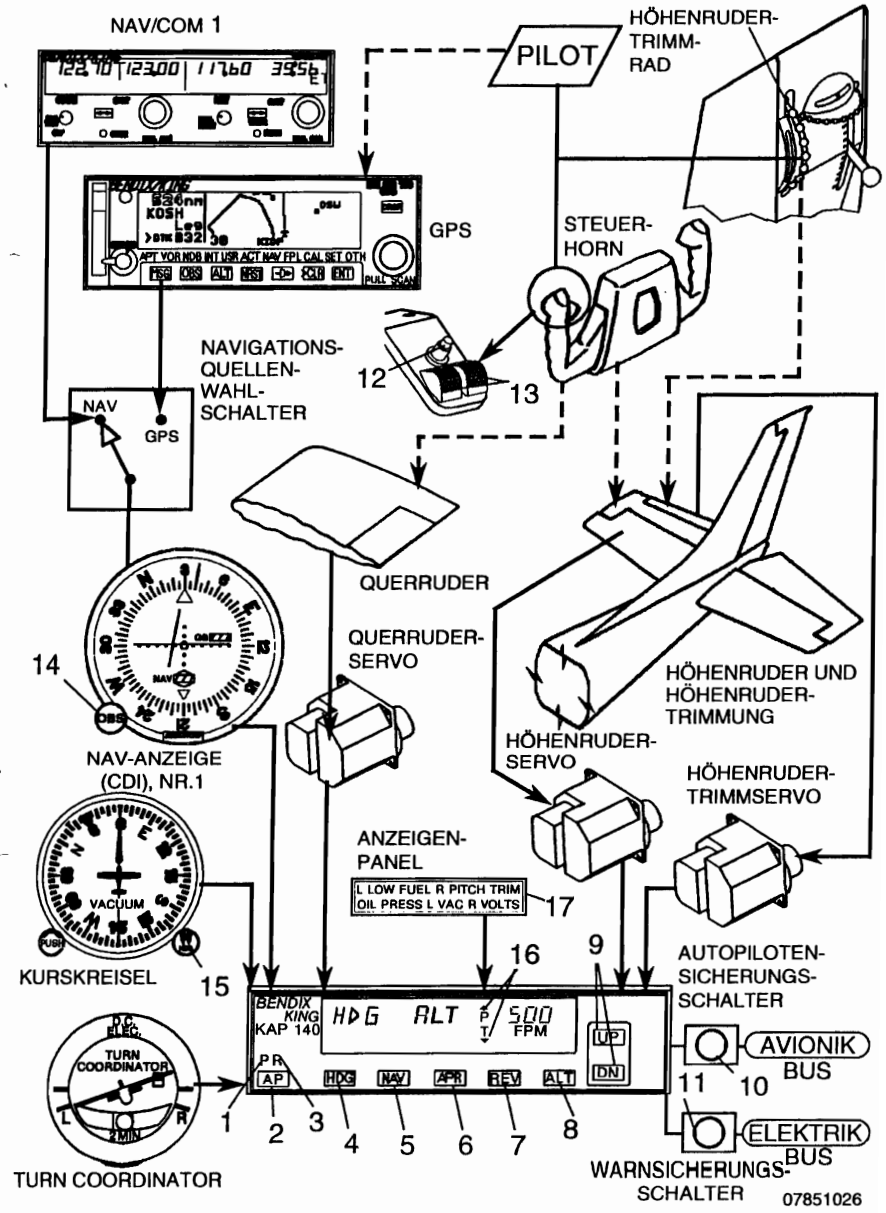
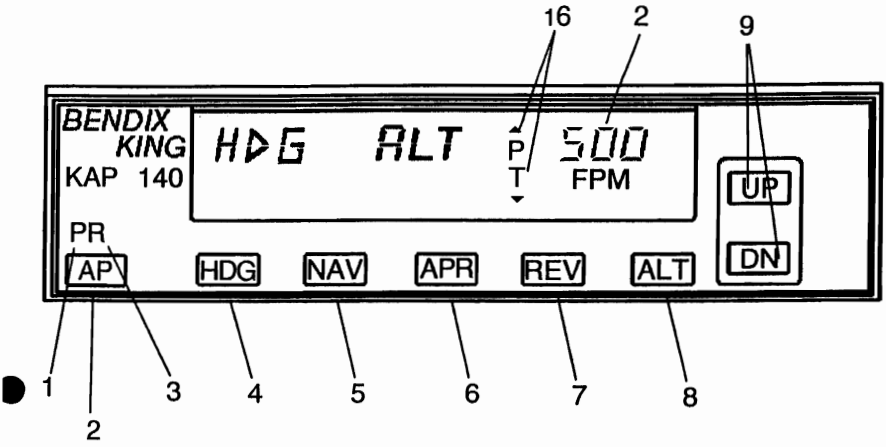


Abb. 1. Bendix/King KAP 140 2-Achs-Autopilot Bedienorgane und Anzeigen (Blatt 1 von 5)



1. NICKACHSENANZEIGE (P) -- Leuchtet auf bei einem Fehler in der Nickachse. Der Autopilot wird entweder abgeschaltet oder es wird das Einschalten der Nickachse verhindert. In unruhiger Luft wird sie während abnormaler Vertikalbeschleunigungen aufleuchten.

2. AUTOPILOT-EIN-/ABKOPPELKNOPF (AP) -- Wenn eingedrückt, wird der Autopilot eingekoppelt, falls alle logischen Vorbedingungen erfüllt sind. Der Autopilot schaltet sich automatisch in der Basis-ROL-Betriebsart (Fluglageregler) und in der Vertikalgeschwindigkeits-Betriebsart (VS) der Nickachse ein. Die gewählte Vertikalgeschwindigkeit wird in der oberen rechten Ecke der Autopiloten-Anzeige erscheinen. Die beim Betätigen des AP-Knopfes vorhandene Vertikalgeschwindigkeit wird vom Autopiloten übernommen. Der Knopf kann zum Ausschalten des Autopiloten verwendet werden.

3. ROLLANZEIGE (R) -- Leuchtet auf bei einem Fehler in der Rollachse. Der Autopilot wird automatisch abgeschaltet.

Abb. 1. Bendix/King KAP 140 2-Achs-Autopilot, Bedienorgane und Anzeigen (Blatt 2 von 5)

4. STEUERKURS-(HDG)BETRIEBSARTENWAHLKNOPF -- Wenn eingedrückt, wird die Steuerkursbetriebsart gewählt, die dem Flugzeug befiehlt, einem mit der Steuerkursmarke des Kurskreisels vorgegebenen Steuerkurs einzuschlagen und zu halten. Ein neuer Steuerkurs kann zu jedem Zeitpunkt gewählt werden. Das Flugzeug wird auf den neuen Kurs eindrehen. Der Knopf kann auch verwendet werden, um zwischen den HDG- und ROL-Betriebsarten hin und her zu schalten. Er kann auch zum Einkoppeln des Autopiloten in der HDG-Betriebsart benutzt werden.

5. NAVIGATIONS-(NAV)BETRIEBSARTENWAHLKNOPF -- Wenn eingedrückt, wird die Navigationsbetriebsart gewählt. Diese Betriebsart gestattet automatisches Erfassen und Nachfolgen von VOR-, LOC- und GPS-Signalen, die im CDI Nr. 1 angezeigt werden. Die Navigationsbetriebsart wird für Reiseflugnavigation empfohlen.

6. ANFLUG-(APR)BETRIEBSARTENWAHLKNOPF -- Wenn eingedrückt, wird die Anflug-Betriebsart gewählt. Diese Betriebsart gestattet automatisches Erfassen und Nachfolgen von VOR-, GPS-, LOC- and Gleitpfadsignalen des ILS, die im CDI Nr. 1 angezeigt werden. Bei Instrumentenanflügen wird empfohlen, die empfindlichere APR-Betriebsart zu wählen.

7. BACK-COURSE-ANFLUG-(REV)BETRIEBSARTENWAHL-KNOPF -- Dieser Knopf ist nur aktiv, wenn der gekoppelte Navigationsempfänger auf eine LOC/ILS-Frequenz eingestellt ist. Wenn eingedrückt, wird die Back-Course-Anflugbetriebsart gewählt. Diese Betriebsart funktioniert in gleicher Weise wie die Anflug-Betriebsart, nur daß der Autopilot umgekehrt auf LOC-Signale reagiert. Der Gleitpfad ist in der REV-Betriebsart ausgeschlossen.

Abb. 1. Bendix/King KAP 140 2-Achs-Autopilot, Bedienorgane und Anzeigen (Blatt 3 von 5)

8. HÖHENHALTUNGS-(ALT)BETRIEBSARTENWAHLKNOPF -- Wenn eingedrückt, wird die Höhenhaltungs-Betriebsart gewählt. Diese Betriebsart ermöglicht das Einfangen und das Halten einer gewählten Höhe. Die gewählte Höhe ist die Höhe des Flugzeuges zur Zeit des Eindrückens des ALT-Knopfes. Wenn der ALT-Knopf bei vorhandener Vertikalgeschwindigkeit gedrückt wird, erfolgt zu erst ein Überschießen der Höhe dem Betrage nach von ca. 10% der Vertikalgeschwindigkeit, bis schließlich das Flugzeug zur gewählten Geschwindigkeit zurückkehrt. Der Knopf kann zum Einkoppeln des Autopiloten in der ALT-Betriebsart verwendet werden.

9. VERTIKALGESCHWINDIGKEITS-(UP/DN)BETRIEBSARTEN-KNÖPFE -- Die Funktion dieser Knöpfe hängt von der Art der Vertikalbetriebsart zur Zeit des Eindrückens der Knöpfe ab. Wenn die VS-Betriebsart aktiv ist (AP und beliebige laterale Betriebsart) und der UP-Knopf eingedrückt wird, wird der Autopilot den angezeigten VS-Befehl (FPM) in Richtung Steigen ändern. Einmaliges Drücken des UP-bzw. DN-Knopfes wird den VS-Befehl um 100 ft/min pro Zyklus erhöhen. Wenn der Knopf gedrückt gehalten wird, ändert sich der Vertikalgeschwindigkeitsbefehl um 300 ft/min pro Sekunde.

   Wenn die ALT-Betriebsart aktiv ist, wird das Eindrüken des UP- bzw. DN-Knopfes die eingefangene Höhe um 20 Fuß pro Zyklus ändern. Wenn der Knopf gedrückt gehalten wird, wird eine Steig- oder Sinkrate von 500 ft/min befohlen. Nach Loslassen des Knopfes wird die momentane Höhe als ALT-Referenzhöhe übernommen.

10. AUTOPILOTENSICHERUNGSSCHALTER -- Ein 5A-Sicherungsschalter versorgt das KAP 140-System mit 28VDC.

11. WARNSICHERUNGSSCHALTER -- Versorgt die Autopiloten-abschaltwarnhupe und das Anzeigenpanel (PITCH TRIM) mit Spannung.

12. AUTOPILOT-TRENN(AP-DISC TRIM INT)-SCHALTER -- Wenn eingedrückt, wird der Autopilot abgekoppelt und die Spannungsversorgung für das manuelle elektrische Trimmsystem (MET) unterbrochen. Das Abschalten des Autopiloten wird durch einen 2 Sekunden andauernden Ton und das Blinken des "AP" am Autopilotenanzeigepanel angezeigt.

Abb. 1. Bendix/King KAP 140 2-Achs-Autopilot, Bedienorgane und Anzeigen (Blatt 4 von 5)

13. SCHALTER FÜR MANUELLE ELEKTRISCHE TRIMMUNG (MET) -- Wenn beide Schalter in die gleiche Richtung gedrückt werden, wird die Höhenrudertrimmung in die entsprechende Richtung betätigt. Wenn nur ein Schalter gedrückt wird, wird die Trimmung nicht betätigt. Wenn nur die rechte Hälfte des MET-Schalters für 3 Sekunden gedrückt wird (Simulierung eines festsitzenden Schalters), wird das Trimmüberwachungssystem einen Schalterfehler melden und PT wird im Anzeigenpanel aufleuchten. Das elektrische Trimmsystem wird automatisch abgeschaltet. Nachdem das Problem des festsitzenden Schalters gelöst worden ist, wird die Fehlermeldung gelöscht. Die Betätigung der manuellen elektrischen Trimmung bei eingeschaltetem Autopiloten wird automatisch zum Abkoppeln des Autopiloten führen.

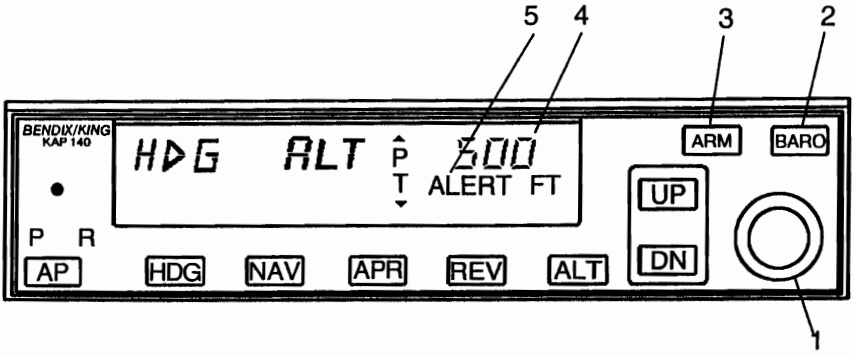
14. KURSWAHLKNOPF (OBS) -- Wählt den gewünschten Kurs, der vom Autopiloten nachgeflogen werden soll. (Anmerkung: Die HDG-Marke muß auch auf dem richtigen Steuerkurs eingestellt sein, um den ausgewählten Radial bzw, gewünschten Kurs anzuschneiden und nachzufliegen.)

15. STEUERKURSWAHLKNOPF (HDG) -- Mit dem Knopf wird die Steuerkursmarke auf der Kompaßrose eingestellt. Zusätzlich gibt die Steuerkursmarke Kursdaten an den Autopiloten in den NAV-, APR- und REV(BC)-Betriebsarten. Dies ist zusätzlich zu der gefühlsmäßig richtigen Anwendung in der HDG-Betriebsart zu beachten.

16. HÖHENRUDERTRIMM-(PT)ANZEIGE -- Gibt die Richtung der notwendigen Höhenrudertrimmkorrektur an. Die Anzeige wird blinken, wenn über einen Zeitraum von 10 Sekunden die Aufforderung des Autopiloten nach Autotrimm nicht erfüllt worden ist. Eine dauernd aufleuchtende PT-Anzeige ohne Pfeil zeigt einen Höhenrudertrimmfehler an. Siehe NOTVERFAHREN für das anzuwendende Verfahren bei Höhenrudertrimmfehler.

17. HÖHENRUDERTRIMMANZEIGE -- Leuchtet auf, wenn bei der Vorflugüberprüfung des Autopiloten oder vom Überwachungssytem im Flug ein Höhenrudertrimmfehler festgestellt wird. Siehe NOTVERFAHREN für das anzuwendende Verfahren bei Höhenrudertrimmfehler.

Abb. 1. Bendix/King KAP 140 2-Achs-Autopilot, Bedienorgane und Anzeigen (Blatt 5 von 5)



1. DREHKNÖPFE - Stellen die Referenzhöhe für die Höhenforwahl/-warnung ein Können auch sofort nach dem Drücken des BARO-Knopfes verwendet werden, um die Baro-Einstellung des Autopiloten mit der des Flugzeug-höhenmessers im Einklang zu bringen, wenn manuelle Einstellung nötig ist. (Bei manchen Systemen wird die Baro-Einstellung automatisch an die des Höhenmessers angeglichen.)

2. LUFTDRUCK-EINSTELLKNOPF (BARO) -- Nach dem Drücken und wieder Loslassen wird von der Anzeige der gewählten Höhe der Höhenvorwahl/-warnung für 3 Sekunden auf die Anzeige der Baro-Einstellung geweschelt. Wenn gedrückt und für 2 Sekunden gehalten wird die Baro-Anzeige von inHg auf hPa oder umgekehrt wechseln. Wenn die Baro-Einstellung sichtbar ist, kann sie mit den Drehknöpfen geändert werden.

Abb. 1. Bendix/King KAP 140 2-Achs-Autopilot mit Höhenforwahl, Bedienorgane und Anzeigen (Blatt 1 von 2)

3. HÖHENVORWAHLAKTIVIERUNGS-(ARM)KNOPF -- Durch Drücken wird zwischen Höhenvorwahl aktiv bzw. inaktiv hin- und hergeschaltet. Wenn ALT ARM angezeigt wird, wird der Autopilot das Flugzeug auf die Höhe bringen, die auf der Höhenvorwahl/-warnung angezeigt ist (vorausgesetzt, das Flugzeug steigt bzw. sinkt mit VS auf die angezeigte Höhe). Wenn der Autopilot eingeschaltet ist, wird die Höhenhaltung automatisch durch die Vorwahl einer Höhe in der Höhenvorwahl-/warnung durch die Drehknöpfe aktiviert. Es ist zu beachten, daß die Warnfunktionen unabhängig von der Aktivierung der Höhenvorwahl sind, so daß eine Warnung permanent auch ohne eingekoppelten Autopiloten gegeben ist.

4. HÖHENWARNUNG-/VERTIKALE GESCHWINDIGKEITS-/ LUFTDRUCKEINSTELLUNGSANZEIGE -- Zeigt normalerweise die mit der Höhenvorwahl/-warnung ausgewählte Höhe an. Wenn im VS-Haltungmodus der UP- bzw. DN-Knopf gedrückt wird, wechselt die Anzeige für 3 Sekunden auf die im VS-Modus kommandierte Vertikalgeschwindigkeit in ft/min. Wenn der BARO-Knopf gedrückt wird, wechselt die Anzeige der Luftdruckeinstellung des Autopiloten für 3 Sekunden auf inHg bzw. hPa.

ANMERKUNG

Falls ein Blind Encoder installiert ist, der eine Aufwärmphase benötigt, können bis 3 Minuten nach dem Einschalten Striche auf der Anzeige erscheinen.

5. HÖHENWARN-(ALERT)ANZEIGE -- Leuchtet zwischen 200 und 1000 Fuß über bzw. unter der vorgewählten Höhe dauernd auf, wenn das Flugzeug vorher außerhalb dieses Bereiches war. Blinkt (1) für 2 Sekunden, wenn das Flugzeug die gewählte Höhe zum ersten Mal kreuzt und (2) dauernd im 200 bis 1000 Fuß-Beriech, wenn das Flugzeug vorher innerhalb dieses Bereiches (d.h. auf vorgewählter Höhe) war. Zusammen mit einer visuellen Warnung tönt eine Warnhupe (5 kurze Töne) 1000 Fuß unter bzw. über der gewählten Höhe bei Annäherung der vorgewählten Höhe bzw. 200 Fuß unter bzw. über der vorgewählten Höhe beim Verlassen der Höhe.

Abb. 1. Bendix/King KAP 140 2-Achs-Autopilot mit Höhenforwahl, Bedienorgane und Anzeigen (Blatt 2 von 2)

ABSCHNITT 2
BETRIEBSGRENZEN

Folgende Betriebsgrenzen müssen beim Autopilotenbetrieb beachtet werden:

1. Das gesamte Vorflugüberprüfungsprogramm, das in Abschnitt 4, Absatz A dieser Ergänzung, einschließlich Schritte 1 bis 7 beschrieben wird, muß vor jedem Flug erfolgreich durchgeführt werden. Das Betreiben des Autopiloten und des manuellen elektrischen Trimmsystem ist vor Durchführung dieser Kontrolle verboten.

2. Wenn der Autopilot im Betrieb ist, muß der Pilot mit ordnungsgemäß geschlossenem Sicherheitsgurt auf dem vorderen linken Sitz sein.

3. Der Autopilot muß während Start und Landung AUSgeschaltet sein

4. PUSH OFF/EMG-Betrieb des Verstärkers der KMA 28 Aufschaltanlage ist während des normalen Betreibes verboten.

ANMERKUNG

Während des Notbetriebes des Verstärkers wird die PUSH OFF/EMG- Stellung der KMA 28 verhindern, daß Warnungen des Flugsteuerungssystem gehört werden.

5. Das System ist nur für CAT 1- Betrieb zugelassen (im Anflugmodus).

6. Max. Geschwindigkeit mit eingeschaltetem Autopiloten -- 140 KIAS.
   Min. Geschwindigkeit mit eingeschaltetem Autopiloten -- 70 KIAS.
   Min. Anfluggeschwindigkeit mit eingeschaltetem Autopiloten -- 80 KIAS.

7. Maximale Landeklappenstellung - 10°

8. Der Autopilot muß unter einer Höhe von 200 ft über Grund während des Anfluges und unter einer Höhe von 800 ft über Grund während sämtlicher anderer Phasen des Fluges ausgeschaltet sein.

9. Das Überdrücken des Autopiloten, um Nick- oder Rollage zu ändern, ist verboten. (Den Autopiloten mit Hilfe des AP/DISC/TRIM INT- oder AP-Wahlschalters abschalten.)

10. Der Autopilotensicherungsschalter muß nach Aufleuchten der roten "PITCH TRIM" - Warnlampe im Flug gezogen werden. Zuerst müssen jedoch die Notverfahren (Abschnitt 3, Absatz 1) durchgeführt werden. Das manuelle elektrische Trimmsystem und das automatische Trimmsystem des Autopiloten werden abgeschaltet, wenn der AP/TRIM-Sicherungsschalter gezogen wird.

ABSCHNITT 3
NOTVERFAHREN

Das 4-Schritt-Verfahren, das im Absatz 1 beschrieben wird, ist eines der allgemeinen Notverfahren, die auswendig gelernt werden sollen. Es ist sehr wichtig, daß der Pilot alle 4 Schritte durchführen kann, ohne im Handbuch nachlesen zu müssen.

1. Im Falle einer Autopilotenstörung oder einer Störung im Autotrimmsystem des Autopiloten oder des manuellen elektrischen Trimmsystemes (Punkte a. und b. gleichzeitig ausführen):
   a. Flugzeugsteuerhorn -- Festhalten und Kontrolle über das Flugzeug wieder übernehmen
   b. A/P-DISC/TRIM INT-Schalter -- Drücken und halten während des Übernahmeverfahrens.
   c. Flugzeug -- nach Bedarf manuell trimmen.
   d. Autopilotensicherungsschalter -- ziehen.

ANMERKUNG

Der Avionikhauptschalter kann ebenfalls benutzt werden, um den Autopiloten bzw. die elektrischen Trimmsysteme abzuschalten. Wenn nötig, Schritte 1a. bis 1c. ausführen und anschließend Avionikhauptschalter ausschalten, bevor der Autopilotensicherungsschalter gesucht und gezogen wird. Avionikhauptschalter so schnell wie möglich wieder einschalten, um die restliche Avionik mit Spannung zu versorgen. Primäre Höhen-, Geschwindigkeits- und Fluglageninstrumente sowie der Kurskreisel werden hierdurch nicht beeinflußt.

⚠ WARNUNG

VERSUCHEN SIE NICHT, DEN AUTOPILOTEN NACH EINER STÖRUNG DES AUTOPILOTEN, DES AUTOTRIMMS ODER DES MANUELLEN ELEKTRISCHEN TRIMMSYSTEMES WIEDER EINZUSCHALTEN, BEVOR DER FEHLER BEHOBEN WURDE.

Maximaler Höhenverlust durch Autopilotenstörung:

KONFIGURATION	HÖHENVERLUST
Reise-, Steig-, Sinkflug	350 ft.
Manöver	100 ft.
Anflug	90 ft.

AÜSFUHRLICHE NOTVERFAHREN

Die nachfolgenden Seiten enthalten zusätzliche Informationen, um dem Piloten besseres Verständnis für die empfohlenen Verfahren in einer Notsituation zu geben.

1. Eine Autopiloten- oder Autotrimmstörung ist vorhanden, wenn eine ungewollte Lageabweichung auftritt oder das Steuerhorn bzw. das Trimmrad eine abnormale Bewegung macht. In manchen Fällen, vor allem beim Autotrimm, gibt es kaum wahrnehmbare Bewegungen des Flugzeuges trotz Aufleuchten der roten PITCH TRIM-Anzeige und Ertönen der Warnhupe.

   Bei einer Autopilotenstörung, einer Störung des Autotrimms oder einem automatischen Abschalten des Autopiloten ist es wichtig, das Flugzeug unter Kontrolle zu halten. Das Steuerhorn sofort fest in die Hände nehmen und den A/P-DISC/TRIM INT-Schalter während des ganzen Vorganges drücken und gedrückt halten. Die Ruder so bewegen, daß das Flugzeug innerhalb seiner Betriebsgrenzen sicher weiter fliegt. Der Höhenrudertrimm sollte manuell eingesetzt werden, um die Steuerkräfte zu reduzieren. Autopilotensicherungs-schalter in der rechten Sicherungskonsole ziehen, um das Autopilotensystem komplett abzuschalten.

2. Eine Störung im manuellen elektrischen Trimmsystem kann durch das Aufleuchten einer roten PITCH TRIM-Anzeige und das Ertönen eines Warnsignals oder durch abnormale Bewegungen des Trimmrades bei ausgeschaltetem Autopiloten und ohne Betätigung der manuellen elektrischen Trimmschalter durch den Piloten angezeigt werden. Wie im Falle einer Autopilotenstörung ist es nach einer Störung im manuellen elektrischen Trimmsystem wichtig, das Flugzeug unter Kontrolle zu halten. Das Steuerhorn festhalten, A/P DISC/TRIM INT-Schalter drücken und gedrückt halten. Autopilotenschutzschalter in der rechten Sicherungskonsole ziehen.

3. Das Notverfahren für jede Störung ist fast das gleiche; Sofort das Steuerhorn festhalten und Kontrolle über das Flugzeug übernehmen. Gleichzeitig A/P DISC/TRIM INT-Schalter drücken und gedrückt halten. Das Flugzeug nach Bedarf austrimmen. Nachdem diese Schritte alle erfolgreich durchgeführt wurden, elektrisches Trimmsystem des Autopiloten durch Ziehen des Autopilotensicherungsschalters abschalten. Wie bei anderen Flugzeugnotverfahren ist es sehr wichtig, daß diese 4 Schritte des Autopiloten-/elektrischen Trimmsystem-Notverfahrens auf Seite 13 dieser Ergänzung auswendig gelernt werden.

4. Nach Bedarf kann der Avionikhauptschalter verwendet werden, um den Autopiloten bzw. das elektrische Trimmsystem vom Bordnetz zu trennen, bis der Schutzschalter gezogen wurde. Der Avionikhauptschalter sollte so bald wie möglich in die EIN-Stellung zurückgeschaltet werden. Wenn der Avionikhauptschalter ausgeschaltet ist, werden sämtliche Ausrüstung und Autopiloten-Instrumente nicht funktionieren.

5. Es ist wichtig, daß alle Teile des Autopiloten bzw. des elektrischen Trimmsystemes vor jedem Flug einer Vorflug-Kontrolle nach den Anweisungen in diesem Handbuch unterzogen werden, um die Funktionsfähigkeit und den sicheren Betrieb im Flug zu sichern.

⚠ WARNUNG

VERSUCHEN SIE NICHT, DEN AUTOPILOTEN NACH EINER STÖRUNG DES AUTOPILOTEN, DES AUTOTRIMMS ODER DES MANUELLEN ELEKTRISCHEN TRIMMSYSTEMES WIEDER EINZUSCHALTEN, BEVOR DER FEHLER BEHOBEN WURDE.

Eine blinkende PT-Anzeige am Anzeigenpanel zeigt an, daß Autotrimm eine Nickservo-Last nicht rechtzeitig wegnehmen konnte. Dieser Zustand sollte nur kurzfristig vorhanden sein.

1. Blinkende PT-Anzeige -- Nickverhalten des Flugzeuges beobachten. Wenn in Ordnung, 5-10 Sekunden abwarten, bis die Anzeige verschwindet.

2. Wenn die Anzeige andauert, Steuerhorn festhalten, Autopiloten ausschalten und das Flugzeug auf Vertrimmung überprüfen. Bei Bedarf manuell austrimmen.

3. Autopilotenbetrieb -- Fortsetzen, wenn Sie sicher sind, daß die Vertrimmung vorübergehend war. Abschalten, wenn Zeichen einer Autotrimmstörung vorliegen.

Ein rotes P bzw. R leuchtet am Autopilotenpanel auf.

1. Ein rotes P zeigt an, daß die Nickachsen-Betriebsart des Autopiloten verloren wurde und nicht wieder in Betrieb genommen werden kann. **Schalten Sie ein alleiniges Rollachsensystem nicht ein.**

ANMERKUNG

Wenn das Aufleuchten der roten P-Lampe durch abnormale Beschleunigung des Flugzeuges verursacht wurde, wird die Anzeige nach ca. einer Minute erlöschen und normaler Autopilotenbetrieb wird wieder hergestellt.

2. Ein rotes R zeigt an, daß die Rollachsen-Betriebsart des Autopiloten verloren wurde und nicht wieder in Betrieb genommen werden kann. Der Autopiloten kann nicht wieder eingeschaltet werden.

Eine blinkende Betriebsartenanzeige am Autopilotenanzeigenpanel.

1. Blinkendes HDG - Zeigt einen Fehler in der Betriebsart Steuerkurs an. HDG-Knopf drücken, um das Blinken abzustellen. ROL wird angezeigt.

2. Blinkendes NAV, APR oder REV - Zeigt normalerweise eine nicht verwertbare Navigationsquelle an. NAV, APR oder REV drücken, um das Blinken abzuschalten. ROL wird angezeigt (Eine verwertbare Navigationsquelle wählen.)

ANMERKUNG

Eine blinkende NAV-, APR- oder REV-Anzeige kann auch durch ein fehlerhaftes Steuerkurssignal entstehen.

3. Blinkendes GS - Zeigt ein nicht verwertbares Gleitpfadsignal an. (GS wird automatisch wieder scharf, wenn ein gültiges GS-Signal empfangen wird.)

ANMERKUNG

Bei Fortsetzung des Localiser-Anfluges sind die entsprechenden Minima für Non-Precision-Approach zu beachten. (ALT kurz hintereinander zweimal drücken, um das Blinken zu beenden. Die Nickachse in der Grundeinstellung der Vertikalgeschwindigkeits-Betriebsart betreiben).

ANMERKUNG

Wenn die Betriebsartenanzeige anfängt zu blinken, ist der Autopilot schon in eine Basisbetriebsart zurückgekehrt, d.h. ROL- oder VS-Modus. Wenn das gestörte Navigations-, Gleitpfad- oder Kurssignal wieder sicher ist, kann unmittelbar versucht werden, die verlorengegangene Betreibsart wieder einzustellen.

AUSNAHME

Die HDG-Anzeige wird nach Einstellung der NAV-, APR- oder REV- Betriebsart 5 Sekunden lang blinken, um den Piloten daran zu erinnern, daß er die HDG-Marke einstellen muß.

Einfluß von verlorengegangen Instrumentenanzeigen auf den Autopilotenbetrieb:

1. Verlust des künstlichen Horizontes -- Keinen Einfluß auf dem Autopiloten

2. Verlust des Turn-Coordinator -- Das Autopilot ist nicht funktionsfähig

3. Verlust des Kurskreisels (DG) -- Der Kurskreisel besitzt keine Systemflagge. Wenn er fehlerhaft funktioniert, funktionieren die Autopiloten-HDG- und NAV-Betriebsarten fehlerhaft. Unter solchen Bedingungen ist die ROL-Betriebsart die einzige verwendbare Lateralbetriebsart.

4. Verlust des HSI (falls eingebaut) -- Wenn der HSI nicht richtig funktioniert, werden die HDG- and NAV-Betriebsarten des Autopiloten auch nicht korrekt funktionieren. Unter diesen Bedingungen ist die ROL-Betriebsart die einzige laterale Betriebsart, die funktionsfähig bleibt.

5. Verlust des Blind Höhen-Encoder -- Die Höhenwarn- und Höhenvorwahlfunktionen werden nicht funktionieren.

ABSCHNITT 4
NORMALVERFAHREN

VORFLUGKONTROLLE (vor jedem Flug durchführen):

1. Avionikhauptschalter -- AN

2. Einschalten und Selbsttest -- eine Selbsttest-Sequenz läuft ab, wenn der Computer eingeschaltet wird. Diese Sequenz umfaßt interne Prüfungen, die die Funktionsfähigkeit des Gerätes vor der Freigabe für den normalen Betrieb überprüft. PFT und eine zunehmende Zahl, die die Anzahl der Schritte der Sequenz darstellt, werden angezeigt. Die erfolgreiche Durchführung der Testsequenz wird durch das Aufleuchten aller Teile des Anzeigenpanels (Anzeige-Test), der externen PITCH TRIMM-Anzeige (am Flugzeug-Anzeigepanel) und das Hupen der Disconnect-Warnung angezeigt.

ANMERKUNG

Beim Einschalten des Autopiloten kann die rote P-Warnlampe am Autopiloten aufleuchten. Dies zeigt an, daß die Nickachsen-Betriebsart nicht eingeschaltet werden kann. Dieser Zustand sollte vorübergehend sein und höchsten 30 Sekunden andauern. Das P wird erlöschen und normaler Betrieb kann aufgenommen werden.

⚠ WARNUNG

WENN DIE ROTE P-LAMPE NICHT ERLÖSCHT, HAT DAS AUTOTRIMM DIE VORFLUG-ÜBERPRÜFING NICHT BESTANDEN. DER AUTOPILOTENSICHERUNGSSCHALTER MUSS GEZOGEN WERDEN. SOWOHL DAS MANUELLE ELEKTRISCHE TRIMMSYSTEM ALS AUCH DER AUTOPILOT SIND NICHT FUNTIONSFÄHIG.

3. Manuelles elektrisches Trimmsystem -- Überprüfen wie folgt: Beide Hälften des manuellen elektrischen Trimm-(MET)schalters in die kopflastige Stellung schalten. Überprüfen, daß sich das Trimmrad und die Trimmklappenstellungsanzeige in Richtung kopflastig bewegen. Test für schwanzlastige Stellung wiederholen.

   MET-Schalter für schwanzlastig drücken, A/P DISC/TRIMM INT-Schalter drücken und gedrückt halten. Überprüfen, daß sowohl das Trimmrad als auch die Anzeige sich nicht bewegen. A/P DISC/TRIM-Schalter mit MET-Schalter noch in der schwanzlastige Stellung loslassen, Das Trimmrad und die Anzeige müssen sich in Richtung schwanzlastig bewegen.

4. Blinkende Baro-Einstellung (falls eingebaut) -- richtige Baro-Einstellung manuell eingeben (oder BARO drücken, um gegenwärtigen Wert zu übernehmen)

5. AUTOPILOT -- einschalten durch Drücken des AP-Knopfes

6. Steuerung -- nach vorn, hinten, links und rechts bewegen, um sicher zu sein, daß der Autopilot überdrückt werden kann

7. A/P- Disc-Schalter -- drücken. Überprüfen, daß der Autopilot abschaltet.

8. Trimmung -- Startstellung manuell einstellen.

⚠ WARNUNG

DER VERANTWORTLICHE PILOT MUSS STÄNDIG DEN AUTOPILOTEN ÜBERWACHEN, WENN ER IN BETRIEB IST, UND DARAUF VORBEREITET SEIN, IHN AUSZUSCHALTEN UND SOFORTIGE KORREKTURMASSNAHMEN EINZULEITEN - EINSCHLIESSLICH DER ÜBERNAHME DER STEURUNG UND DER DURCHFÜHRUNG VON NOTVERFAHREN -, WENN DER AUTOPILOT NICHT KORREKT FUNKTIONIERT ODER DIE KONTROLLE ÜBER DAS FLUGZEUG VERLIERT.

⚠ WARNUNG

WÄHREND DES AUTOPILOTENBETRIEBES MUSS DER VERANTWORTLICHE PILOT DEM AUTOPILOTEN KORREKTE KOMMANDOS ERTEILEN UND DIE RICHTIGE MOTORLEISTUNG EINSTELLEN, UM EINE FLUGGESCHWINDIGKEIT ZWISCHEN 70 UND 140 KIAS BEIZUBEHALTEN, ES DÜRFEN AUCH ANDERE BETRIEBSGRENZEN DES FLUGZEUGES NICHT ÜBERSCHRITTEN WERDEN.

ANMERKUNG

In turbulenter Luft kann der Steuerkurs beim eingeschalteten Autopiloten wandern.

1. VOR DEM START:

   a. A/P DISC/TRIM INT-Schalter -- Drücken
   b. BARO-Einstellung (falls eingebaut) -- Uberprufen

⚠ VORSICHT

BEI BEDARF DIE BARO-EINSTELLUNG WÄHREND DES FLUGES MANUELL ÄNDERN. ES ERFOLGT KEIN WEITERER HINWEIS DARAUF DURCH BLINKEN DER ANZEIGE.

   c. Höhenvorwahl-Knopf (falls eingebaut) -- Drehen, bis gewünschte Höhen angezeigt wird.

ANMERKUNG

Eine Höhenwarnung erscheint 1000 Fuß vor Erreichen der gewählten Höhe. Abweichungen von mehr als 200 Fuß oberhalb bzw. unterhalb der gewählten Höhe erzeugen eine Höhenwarnung. Die Warnanzeige wird von einer Serie von kurzen Tönen begleitet.

2. NACH DEM START:

   a. Höhenrudertrimmung -- Überprüfen oder einstellen, so daß das Flugzeug in einer ausgetrimmten Fluglage ist, bevor der Autopilot in Betrieb genommen wird.

ANMERKUNG

Das Einschalten des Autopiloten in einer nichtausgetrimmten Fluglage kann zu ungewollten Fluglageänderungen und einer "TRIM FAIL" - Anzeige führen.

b. Geschwindigkeit und Steigrate -- stabilisiert

ANMERKUNG

Das Einschalten des Autopiloten in einer nichtzuhaltenden Steiglage oder in einer Lage, die die Leistungsgrenzen des Flugzeuges hinsichtlich Leistung oder Masse überschreiten, vermeiden.

c. A/P Knopf -- drücken. ROL und VS leuchten auf. Wenn keine andere Betriebsart gewählt wird, arbeitet der Autopilot in den ROL- und VS-Betriebsarten.

⚠ WARNUNG

WENN DER AUTOPILOT BEI DER GESCHWINDIGKEIT FÜR BESTES STEIGEN, BEI STEIGMOTORLEISTUNG UND IN DER VS-BETRIEBSART BETRIEBEN WIRD, KANN LÄNGERES BETREIBEN IN DER VS-BETRIEBSART ZUM ÜBERZIEHEN DES FLUGZEUGES FÜHREN. FALLS NOTWENDIG, AUTOPILOT ABSCHALTEN UND FLUGZEUG IN EINEN STABILISIERTEN STEIGFLUG ZURÜCK-FÜHREN, BEVOR DER AUTOPILOT WIEDER EINGESCHALTET WIRD.

⚠ WARNUNG

WENN DER AUTOPILOT BEI MAXIMAL ZULÄSSIGER GESCHWINDIGKEIT FÜR DEN AUTOPILOTEN BETRIEBEN WIRD, IST ES NOTWENDIG, DIE LEISTUNG ZURÜCK-ZUNEHMEN, UM DIE GEWÜNSCHTE SINKRATE OHNE ÜBERSCHREITUNG DER MAXIMALEN AUTOPILOTENGESCHWINDIGKEIT ZU ER-REICHEN.

⚠ WARNUNG

HELFEN SIE DEM AUTOPILOTEN NICHT UND VERSUCHEN SIE NICHT, DAS FLUGZEUG MANUELL ZU FLIEGEN, WENN DER AUTOPILOT EINGESCHALTET IST, DA DER AUTOPILOT DIE HÖHENRUDERTRIMMUNG IN ENTGEGENGESETZTER RICHTUNG ZUR STEUERHORNBEWEGUNG EINSETZEN WIRD. EIN NICHTAUSGETRIMMTES FLUGZEUG MIT HOHEN HÖHENRUDERKRÄFTEN KANN ENTSTEHEN, WENN DER PILOT DAS STEUERHORN BEI EINGESCHALTETEM AUTOPILOTEN BETÄTIGT.

3. STEIGEN ODER SINKEN:

   a. BARO-Einstellung (falls eingebaut) -- Überpruüfen

   b. Mit Hilfe der Vertikalgeschwindigkeitsmodus:

      1) Vertikalgeschwindigkeitsregelung -- UP- oder DN-Knopf drücken, um eine Vertikalgeschwindigkeit zwischen +1500 und -2000 ft/min zu wählen.
      2) Vertikalgeschwindigkeitsregelung -- Knopf beim Anzeigen der gewünschten Geschwindigkeit loslassen. Der Autopilot wird die angezeigte Vertikalgeschwindigkeit halten.

ANMERKUNG

Das Einschalten des Autopiloten in einer nicht zu haltenden Steiglage oder in einer Lage, die die Leistungsgrenzen des Flugzeuges hinsichtlich Leistung oder Masse überschreiten, vermeiden.

4. HÖHENHALTUNG:

   a. Vorgewählte Höhen anfliegen (falls installiert):

      1) Höhenwahlknopf -- Drehen, bis die gewunschte Höhe angezeigt wird. ARM-Anzeige erscheint automatisch bei der Höhenwahl, wenn der Autopilot eingeschaltet ist.

2) Höhenwahlmodus-(ARM) Knopf -- Drücken, um die Höhenvorwahl zu aktivieren bzw. zu deaktivieren.
3) Flugzeug -- Benötigte Vertikalgeschwindigkeit ermitteln, um die gewählte Höhe zu erreichen.

ANMERKUNG

Nach dem Anfliegen einer vorgewählten Höhe kann ein kleiner Unterschied zwichen der gewählten Höhe des Autopiloten und der am Höhenmesser angezeigten Höhe vorhanden sein. Dieser Unterschied resultiert daher, daß Höhenmesser und Autopilot unterschiedliche Quellen für den statischen Druck verwenden und von Toleranzen des Autopiloten. Auch ein Nicht-Eingeben der richtigen barometrischen Einstellung in den Autopiloten-Computer wird zu Fehlern führen.

ANMERKUNG

Es wird nicht empfohlen, bei Non-Precision-Anflügen die Minimum Descent Altitude (MDA) mit der Höhenvorwahl anzufliegen. Das Koppeln des Gleitpfades wird bei ILS-Anflügen das Anfliegen einer vorgewählten Höhe verhindern.

b. HÖHEN-(ALT)HALTUNGSKNOPF:

1) ALT-Haltungswahlknopf -- Drücken. ALT-Haltungsanzeige leuchtet auf. Der Autopilot wird die ausgewählte Höhe halten.

ANMERKUNG

Es wird von der Zulassungsbehörde empfohlen, in stark turbulenter Luft eine Basis-Nicklagenhaltungsbetriebsart zu benutzen. Da jedoch dieser Autopilot den künstlichen Horizont **nicht** als Nicklagenquelle verwendet, wird es empfohlen, in stark turbulenter Luft den Autopiloten auszuschalten und das Flugzeug manuell weiterzufliegen.

c. Höhenänderungen:

1) Mit Hilfe der Vertikalgeschwindigkeit (empfohlen für Höhenänderungen von weniger als 100 ft)

a) Vertikalgeschwindigkeitsregelung -- UP- oder DN-Knopf drücken und gedrückt halten. Die Vertikalgeschwindigkeit wird ca. 500 ft/min betragen.
b) Vertikalgeschwindigkeitsregelung -- Loslassen, wenn die gewünschte Höhe erreicht wurde. Der Autopilot wird die gewünschte Höhe halten.

ANMERKUNG

Alternativ kann kurz hintereinanderfolgendes Drücken des UP- oder DN- Knopfes verwendet werden. Bei jedem Drücken wird die Bezugshöhe um 20 ft erhöht oder erniedrigt.

5. STEUERKURS HALTEN:

a. Steuerkurswahlknopf -- Kursmarke auf gewünschten Steuerkurs stellen

b. HDG-Betriebsartenwahlknopf -- drücken. HDG-Anzeige leuchtet auf. Autopilot wird auf den gewählten Steuerkurs automatisch eindrehen

ANMERKUNG

In turbulenter Luft kann der Steuerkurs bei eingeschaltetem Autopiloten in Betriebsart ROL wandern.

c. Steuerkurswahlknopf -- Kursmarke auf gewünschten Steuerkurs stellen. Autopilot wird auf den neu gewählten Steuerkurs automatisch eindrehen

6. NAV-Aufschalten:

   a. Wenn mit einem Kurskreisel ausgestattet:

      1) OBS-Knopf -- gewünschten Kurs einstellen

      2) NAV-Betreibsartenwahlknopf -- drücken. NAV ARM leuchtet auf

      3) Steuerkurswahlknopf -- Marke drehen, bis sie mit dem OBS-Kurs übereinstimmt

ANMERKUNG

Wenn NAV eingeschaltet wird, wird die HDG-Anzeige 5 Sekunden lang blinken, um den Piloten daran zu erinnern, daß die HDG-Marke mit dem OBS-Kurs übereinstimmen muß. Wenn die HDG-Betriebsart bei Betätigung des NAV-Knopfes eingeschaltet war, wird ein 45°-Anschnittwinkel (bezogen auf die Stellung der Steuerkursmarke) automatisch festgelegt.

ANMERKUNG

Ein beliebiges, mit Radarvektoren kompatibles Anschneiden kann durch Einschalten der ROL-Betriebsart **vor** dem Drücken des NAV-Knopfes erreicht werden. Die HDG-Marke muß dennoch mit dem OBS-Kurs übereinstimmen, um sichere Kursinformationen an den Autopiloten [bei Verwendung eines Kurskreisels (DG)] weiterzuleiten.

      4) Wenn die Kursablage größer als 2 bis 3 Punkte ist: Der Autopilot wird NAVARM anzeigen. Wenn der programmierte Erfassungspunkt erreicht wird, wird die ARM-Anzeige erlöschen und der gewählte Kurs wird automatisch angeschnitten und nachgeflogen.

      5) Wenn die Kursablage kleiner als 2 bis 3 Punkte ist: Die HDG-Betriebsart wird nach Wahl der NAV-Betriebsart abgeschaltet. Die NAV-Anzeige wird aufleuchten und die Anschneid-/Nachfliegsequenz wird automatisch eingeleitet.

b. Wenn ein HSI eingebaut ist:

1) Steuerkursmarke -- gewünschten Kurs einstellen

2) Steuerkurswahlknopf -- auf gewünschter Anschneidewinkenel einstellen und HDG-Betriebsart wählen

3) NAV-Betriebsartenwahlknopf -- drücken

a) Wenn die Ablage größer als 2 bis 3 Punkte ist, wird der Autopilot NAVARM anzeigen. Wenn der programmierte Erfassungspunkt erreicht wird, wird die ARM-Anzeige erlöschen und er gewählte Kurs wird automatische angeschnitten und nachgeflogen.
b) Wenn die Ablage kleiner als 2 bis 3 Punkte ist, wird die HDG-Betriebsart nach Wahl der NAV-Betriebsart abgeschaltet. Die NAV-Anzeige wird dann aufleuchten und die Anschneid-/Nachfliegsequenz wird automatisch eingeleitet.

7. Anflug-(APR) Aufschalten:
(Um Gleitpfadkopplung bei ILS und präzisere Kurshaltung bei Instrumentenanflügen zu erlauben).

a. Wenn mit einem Kurskreisel ausgestattet:

1) BARO-Einstellung -- Überprüfen (falls vorhanden)

2) OBS-Knopf -- gewünschten Anflugkurs einstellen. (Localiserkurs als Merkhilfe einstellen)

3) APR-Betriebsartenwahlknopf -- drücken. APRARM wird aufleuchten

4) HDG-Wahlknopf -- Steuerkursmarke auf gewünschten Anflugkurs einstellen

ANMERKUNG

Wenn APR gewählt ist, blinkt die HDG-Anzeige für 5 Sekunden, um den Piloten daran zu erinnern, daß die HDG-Marke mit dem gewünschten Anflugkurs übereinstimmen muß. Wenn die HDG-Betreibsart bei Betätigung der APR-Knopf eingeschaltet war, wird ein 45°-Anschnittwinkel (bezogen auf die Stellung der Steuerkursmarke) automatisch festgelegt.

ANMERKUNG

Ein beliebiges, mit Radarvektoren kompatibles Anschneiden kann durch Einschalten der ROL-Betriebsart kurz vor dem Drücken des APR-Knopfes erreicht werden. Die HDG-Marke muß dennoch mit dem gewünschten Anflugkurs abgestimmt werden, um sichere Kursinformationen an den Autopiloten [bei Verwendung des Kurskreisels (DG)] weiterzuleiten.

a) Wenn die Kursablage größer als 2 bis 3 Punkte ist: Der Autopilot wird APRARM anzeigen. Wenn der programmierte Erfassungspunkt erreicht wird, wird die ARM-Anzeige erlöschen und der gewählte Kurs wird automatisch angeschnitten und nachgeflogen.
b) Wenn die Kursablage kleiner als 2 bis 3 Punkte ist: Die HDG-Betriebsart wird nach Wahl der APR-Betriebsart abgeschaltet. Die APR-Anzeige wird aufleuchten und die Anschneid-/Nachfliegsequenz wird automatisch eingeleitet.

b. Wenn ein HSI eingebuat ist:

1) BARO-Einstellung (falls vorhanden) -- Überprüfen

2) Steuerkursmarke -- gewünschten Kurs einstellen

3) HDG-Wahlknopf -- auf gewünschten Anschneidewinkel einstellen

4) APR-Betriebsartenwahlknopf -- drücken

a) Wenn die Ablage größer als 2 bis 3 Punkte, ist, wird der Autopilot APRARM anzeigen. Wenn der programmierte Erfassungspunkte erreicht wird, wird die ARM-Anzeige erlöschen und der gewählte Kurs wird automatisch angeschnitten und nachgeflogen.
b) Wenn die Ablage kleiner als 2 bis 3 Punkte ist, wird die HDG-Betriebsart nach Wahl der APR-Betriebsart abgeschaltet. Die APR-Anzeige wird aufleuchten und die Anschneid-/Nachfliegsequenz wird automatisch eingeleitet.

5) Geschwindigkeit -- 90 KIAS beim Anflügen mit Autopiloten (empfohlen).

8. BACK-COURSE-ANFLUG AUFSCHALTEN (d.h. umgekehrter Localiser)

a. Wenn mit einem Kurskreisel ausgestattet:

1) BARO-Einstellung (falls vorhanden) -- Überprüfen

2) OBS-Knopf -- gewünschten Localiseranflugkurs des Front-Course-Inbound einstellen (als Merkhilfe)

3) REV-Betriebsartenwahlknopf -- drücken

4) HDG-Wahlknopf -- Steuerkursmarke auf gewünschten Anflugkurs einstellen (Front Course Inbound).

ANMERKUNG

Wenn REV gewählt ist, blinkt die HDG-Anzeige für 5 Sekunden, um den Piloten daran zu erinnern, daß er die HDG-Marke auf den Localiser Front-Course-Inbound-Kurs einstellen muß. Wenn die HDG-Betreibsart bei Betätigung des REV-Knopfes eingeschaltet war, wird ein 45°-Anschnittwinkel (bezogen auf die Stellung der Steuerkursmarke) automatisch festgelegt.

ANMERKUNG

Ein beliebiges, mit Radarvektoren kompatibles Anschneiden kann durch Einschalten der ROL-Betreibsart kurs **vor** dem Drücken des REV-Knopfes erreicht werden. Die HDG-Marke muß dennoch mit dem Front-Course-Inbound-Kurs übereinstimmen, um sichere Kursinformationen an den Autopiloten bei Verwendung des Kurskreisels weiterzuleiten.

a) Wenn die Kursablage größer als 2 bis 3 Punkte ist: Der Autopilot wird REVARM anzeigen. Wenn der programmierte Erfassungspunkt erreicht wird, wird die ARM-Anzeige erlöschen und der gewählte Kurs wird automatisch angeschnitten und nachgeflogen.
b) Wenn die Kursablage kleiner als 2 bis 3 Punkte ist: Die HDG-Betriebsart wird nach Wahl der REV-Betriebsart abgeschaltet. Die REV-Anzeige wird aufleuchten und die Anschneid-/Nachfliegsequenz wird automatisch eingeleitet.

b. Wenn ein HSI eingebaut ist:

1) BARO-Einstellung (falls vorhanden) -- Überprüfen

2) Steuerkursmarke -- gewünschten Localiseranflugkurs einstellen (als Merhilfe)

3) HDG-Wahlknopf -- auf gewünschten Anschneidewinkel einstellen und HDG-Betriebsart wählen

4) REV-Betriebsartenwahlknopf -- drücken

9. GLEITPFADAUFSCHALTEN:

a. APR-Betriebsart -- eingeschaltet. GS ARM wird angezeigt.

ANMERKUNG

Das Aufschalten des Gleitpfades ist weder im NAV-Modus noch im REV-Modus möglich. Wenn NAV 1 auf ein gültiges ILS gestellt ist, werden Gleitpfad ARM und Aufschalten automatisch in der APR-Betriebsart stattfinden, wenn einem Localiser nachgeflogen wird.

b. Beim Gleitpfadzentrieren -- ARM-Anzeige erlöscht.

ANMERKUNG

Der Autopilot kann den Gleitpfad oberhalb oder unterhalb des Strahles einfangen.

c. Geschwindigkeit -- Während Anflüge mit eingeschaltetem Autopiloten eine Fluggeschwindigkeit von mindestens 100 KIAS beibehalten (empfohlen).

10. DURCHSTARTEN (Missed Approach)

a. A/P-DISC/TRIM INTER-Schalter -- drücken, um den Autopiloten auszuschalten

b. Durchstarten -- durchführen

c. Wenn Autopilot gebraucht wird:

1. Höhenrudertrimmung -- überprüfen oder einstellen
2. Geschwindigkeit und Steigrate -- stabilisiert

ANMERKUNG

Das Einschalten des Autopiloten in einer nicht zu haltenden Steiglage oder in einer Lage, die die Leistungsgrenzen des Flugzeuges hinsichtlich Leistung oder Masse überschreiten, vermeiden.

3. A/P-Knopf -- drücken. ROL und VS leuchten auf. Wenn keine andere Betriebsart gewählt wird, arbeitet der Autopilot in den ROL- und VS-Betriebsarten. Überprüfen, daß die Vertikalgeschwindigkeitanzeige (VSI) und die Vertikalgeschwindigkeit am Autopiloten übereinstimmen

ANMERKUNG

Wenn das Erfliegen des ILS-Abflugkurses Teil des Durchstartverfahren ist, NAV-Betriebsart verwenden, um unabsichtliches GS-Aufschalten zu vermeiden.

11. VOR DER LANDUNG

a. A/P-DISC/TRIM INT-Schalter -- drücken, um den Autopiloten auszuschalten

ABSCHNITT 5
FLUGLEISTUNGEN

Die Flugleistungen des Flugzeuges werden durch den Einbau des KAP 140 2-Achs-Autopiloten nicht beeinflußt.

Cessna
A Textron Company

Flughandbuch

CESSNA 172S

SERIENNUMMER 172S8704 FF

ERGÄNZUNG 20

BENDIX/KING KMA 28 AUFSCHALTANLAGE

SERIENNUMMER: .. 172S8810

KENNZEICHEN :.. D-EUTC

Diese Ergänzung ist Teil des Flughandbuches und muß unter Kapitel 9 abgeheftet sein, wenn die Aufschaltanlage im Flugzeug eingebaut ist.

LBA-anerkannt

Datum: 26. Nov. 02

GAMA- Mitglied

24 Februar 2001

COPYRIGHT © 2001
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

ERGÄNZUNG 20

BENDIX/KING KMA 28 AUFSCHALTANLAGE

Das nachstehende Verzeichnis der gültigen Seiten gibt Informationen über Ausgabedatum der Originalausgabe und der geänderten Seiten sowie eine Auflistung sämtlicher Seiten der Ergänzung wieder. Seiten, die von der neuesten Änderung betroffen sind, werden das Datum dieser Änderung aufweisen.

Änderungsstand	Ausgabedatum
0 (Originalausgabe)	24. Februar 2001

ÄNDERUNGSSTAND

SEITE	DATUM	SEITE	DATUM
Deckblatt (S20-1)	24. Feb/01	S20-7	24. Feb/01
S20-2	24. Feb/01	S20-8	24. Feb/01
S20-3	24. Feb/01	S20-9	24. Feb/01
S20-4	24. Feb/01	S20-10	24. Feb/01
S20-5	24. Feb/01	S20-11	24. Feb/01
S20-6	24. Feb/01	S20-12	24. Feb/01

LISTE DER TECHNISCHEN MITTEILUNGEN

Nachfolgend ist eine Liste der für den Betrieb des Flugzeuges gültigen Technischen Mitteilungen, die in diese Ergänzung eingearbeitet wurden. Die Liste enthält nur die Technischer Mitteilungen, die zur Zeit gültig sind.

Nummer	Titel	Gültigkeit	Revision eingeordnet	Ins Flugzeug eingearbeitet

ERGÄNZUNG

BENDIX/KING KMA 28 AUFSCHALTANLAGE

ABSCHNITT 1
ALLGEMEINES

Die Bendix/King KMA 28 Aufschaltanlage ist eine kombinierte .ufschaltanlage bestehend aus einem Kabinen-Intercom, einem Verstärker und einem Marker-Beakon-Empfänger. Der Verstärker verstärkt die Signale für das Lautsprechersystem in der Kabinendecke.

Die Aufschaltfunktionen werden durch zehn von hinten beleuchtete Druckknöpfe ausgewählt. Die ausgewählten Empfänger werden durch die grün aufleuchtende LED des entsprechenden Druckknopes angezeigt. Der drehbare Mikrophonwahlschalter schaltet das ausgewählte Funkgerät auf. Mit den COM 1- und COM 2-Schaltern kann der Nutzer das Audiosignal des anderen Funkgerätes mithören bzw. "abblocken".

Ein unverstärkter und nicht geschalteter Stereogeräteeingang ist für eine Unterhaltungsquelle vorhanden (Walkman oder ein ähnliches tragbares elektronisches Gerät (PED - Portable Electronic Device). Dieser Unterhaltungsaudioeingang ist in der unteren Hälfte der Mittelkonsole untergebracht; die 3,5 mm Stereobuchse ist mit "AUX AUDIO IN" gekennzeichnet. Die KMA 28 besitzt eine "Stumm"-Schaltfunktion, die die Lautstärke des Unterhaltungs- ignales absenkt, wenn ein Audio-Signal des Funkgerätes oder des Intercoms vorhanden ist. Siehe 14 CFR Part 91.21 und Advisory Circular Nr. 91.21-1() "Use of Portable Electronic Devices Aboard Aircraft" für detailliertere Informationen und Vorschriften hinsichtlich der Verwendung von tragbaren elektronischen Geräten am Bord eines Flugzeuges.

Das Kabinen-Intercom verwendet die automatische Rauschsperre Intellivox™, um nichtsprachliche Signale zu unterdrücken. Die Lautstärke des Intercoms wird durch den Intercom-Lautstärkekontrollknopf an der Frontseite des Gerätes eingestellt; die Lautstärke der Empfänger und des Unterhaltungsgerätes werden am Gerät selbst eingestellt.

ANMERKUNG

Bei diesem Stereoeinbau sind alle Kopfhörer parallel geschaltet. Wenn ein Mono-Kopfhörer eingesetzt wird, wird ein Intercom-Kanal kurzgeschlossen. Obwohl keine Schäden durch diesen Vorgang entstehen, werden sämtliche Stereokopfhörer einen Kanal verlieren. Der Mono-Kopfhörer wird normal funktionieren.

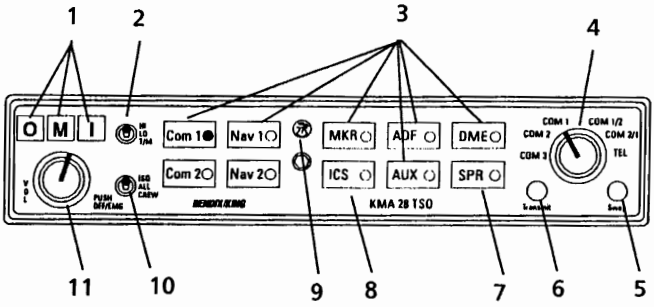
Ein quarzgesteuerter Superhet-Marker-Beakon-Empfänger mit 3 Lampen ist Bestandteil des Gerätes. Der Dimmerstromkreis für die Markerlampen verstellt automatisch die Helligkeit passend zu den herrschenden Lichtverhältnissen im Cockpit. Hohe und geringe Empfindlichkeitseinstellung und Prüffunktionen für die Lampen/Stummschaltfunktion (T/M) sind ebenfalls vorhanden.

Das Dimmen der Beleuchtung der Anschaltanlage wird manuell durch den RADIO-Lichtdrehwiderstandsknopf geregelt.

MARKER-EIGENSCHAFTEN

MARKER	KENNTON	LICHT*
Innen-, Airways und Fanmarker	Dauerton, 6 Punkte/sec (3000 Hz)	weiß
Mittel-marker	Abwechselnd Punkte und Striche (13 Hz)	gelb
Außen-marker	2 Striche/sec (400 Hz)	blau

*Wenn der Kennton empfangen wird, blinkt die entsprechende Lampe



1. MARKER-BEAKON-ANZEIGELAMPEN -- Der 3-Lampen-Marker-Beakon-Empfänger in dem KMA 28 liefert ein visuelles und akustisches Signal, wenn die Antenne über ein 75 MHz-Beakon fliegt. Die blaue, gelbe und weiße Lampe und das zugehörige akustische Signal identifizieren die Art des Beakons.

   AUSSEN (O) -- Die Lampe leuchtet blau auf, um den Überflug vom Außenmarker-Beakon zu bestatigen

   MITTEL (M) -- Die Lampe leuchtet gelb auf, um den Uberflug vom Mittelmarker-Beakon zu bestätigen.

   INNEN, AIRWAYs und FAN (I) -- Die Lampe leuchtet weiß auf, um den Überflug von ILS Innen-, Airway- oder Fan-Marker-Beakons zu bestätigen.

2. MARKER-BEAKON-EMPFINDLICHKEITS- UND PRÜF-/ STUMM-SCHALTWAHLSCHALTER -- Der 3-Stellungsschalter wird verwendet, um die Empfängerempfindlichkeit einzustellen und die Anzeigelampen zu überprüfen. Wenn der Schalter in der HI- (obere) Stellung ist, ist das Gerät auf hohe Empfindlichkeit eingestellt, und das Außenmarkersignal kann ca. 1 NM vom Beakon entfernt gehört werden. Der Schlater kann auf LO- (mittlere) Stellung umgeschaltet werden, um eine exaktere Markerortung zu erreichen. Viele Piloten lassen den Schalter ständig in der LO-Stellung, wenn sie nur Anflugmarker verwenden. Eine kurze Betätigung des Schalters in der T/M (unteren) Stellung verursacht das gleichzeitige Aufleuchten aller drei Lampen, um ihre Funktionsfähigkeit zu überprüfen. Diese Stellung funktioniert auch als "Sperre" für das Markerbeakon-Signal. Wenn der Schalter in der T/M-Stellung während des Empfanges eines Markerbeakon-Signales gedrückt wird, wird das akustische Signal abgeschaltet. Das akustische Signal wird rechtzeitig für den Empfang des nächsten Beackons automatisch wieder angeschaltet.

Abb. 1. Bendix/King KMA 28 Aufschaltanlage (Blatt 1 von 5)

3. AUFSCHALT-WAHLKNÖPFE -- Druckknöpfe erlauben die Wahl zwischen 2 verschiedenen COM-Empfängern (COM 1 und COM 2), 2 NAV-Empfängern (NAV 1 und NAV 2), dem internen Marker-Beakon-Empfänger (MKR), einem DME, einem ADF, einem Hilfseingang (AUX) und einem Lautsprecherverstärker (SPR). Die AUX-Stellung kann z. B. für ein zweites DME oder ADF verwendet werden. Wenn ein Empfänger ausgewählt worden ist, wird die grüne Anzeigelampe neben dem Knopf aufleuchten. Den Knopf noch einmal drücken, macht die Wahl wieder rückgängig. Diese Knöpfe sind "Halte"-Knöpfe. Wenn einer der Knöpfe gedrückt wird, bleibt er in der "EIN"-Stellung, bis der Knopf wieder gedrückt wird. Er geht dann in die "AUS"-Stellung und schaltet den Empfänger von der Aufschaltanlage ab. Um zusätzliches Feedback für Knopfbetätigung zu bekommen, aktivieren Sie den Tastatur-"Klick" dadurch, in dem Sie die COM 1- und COM 2-Empfängerknöpfe drücken, fünf Sekunden lang halten und dann loslassen. Diese Schritte wiederholen, um den "Klick" wieder abzustellen.

4. MIKROPHON-WAHLSCHALTER (MIC) -- Dieser Schalter wird benutzt, um den gewünschten Sender für die Cockpit-Mikrophone auszuwählen. Die COM 1-, COM 2- bzw. COM 3-Stellung wird beim Senden auf COM 1-, COM 2 bzw. COM 3 eingestellt. Mit dem Mikrophon-Wahlschalter in der COM 1-Stellung sind Pilot and Kopilot mit dem COM 1-Funkgerät verbunden. Nur die Person, die die Sende (PPT)-Taste drückt, wird über das Funkgerät gehört. Die Einstellung des Drehknopfes auf COM 2 verbindet Pilot and Kopilot mit dem COM 2-Gerät. Das KMA 28 gibt der PPT-Taste des Piloten vorrang. Wenn der Kopilot sendet und der Pilot seine PPT-Taste drückt, wird das Mikrophon des Piloten über das eingestellte Funkgerät gehört. Wenn der MIC-Schalter gegen den Uhrzeigersinn in die COM 3-Stellung gedreht wird, sind Pilot und Kopilot mit dem COM 3-Gerät verbunden. Das Audiosignal vom COM 3 wird automatisch zu den Kopfhörern geleitet (und zum Lautsprecher, wenn eingeschaltet). COM 1 bzw. COM 2- Audio kann gewählt werden, um diese Geräte zu überwachen. Das Audiosignal des ausgewählten Gerätes wird automatisch zu den Kopfhörern geleitet. Diese Funktion kann überprüft werden, in dem man vom COM 1 auf COM 2 schaltet und die gewählte Audiolampe beim Wechsel vom COM 1 auf COM 2 beobachten. Dies stellt sicher, daß der Pilot immer das Audiosignal des Gerätes hört, von dem er sendet. Während des Sendens blinkt die COM 1 bzw. COM 2-Wahlschalter-LED als weiteren Hinweis auf das eingestellte Gerät. Beim Schalten des MIC-Schalters vom COM 1 auf COM 2 wird COM 1 weiterhin gehört, wenn COM 1-Audio eingestellt wurde. Beim Schalten vom COM 1 auf COM 2 wird COM 1-Audio ausgeschaltet sein, wenn COM 1-Audio nicht eingestellt wurde.

Abb. 1. Bendix/King KMA 28 Aufschaltanlage (Blatt 2 von 5)

TELEPHON-MODUS (TEL) - Der Telephon-Modus ist bei diesem Einbau nicht vorhanden.

SPLIT-MODUS (COM 1/2 ODER COM 2/1) -- Das Schalten des MIC-Wahlschalters auf COM 1/2 schaltet das KMA 28 in den "Split"-Modus. Der Pilot ist mit COM 1 verbunden, der Kopilot mit COM 2. Das Schalten auf COM 2/1 dreht die "Split-Modus"-Wahl um. Für detailliertere Informationen hinsichtlich des Split-Modus siehe Bendix/King Sliver Crown Plus Avionics Systems Pilot's Guide, P/N 006-18110-0000 (Bedienungsanleitung).

5. SWAP-ANZEIGE -- Die Swap-Funktion ist bei diesem Einbau nicht vorhanden.

6. SENDE-ANZEIGE -- Diese Anzeige leuchtet auf, wenn eine der PPT-Tasten gedrückt wird.

7. LAUTSPRECHER-WAHLSCHALTER (SPR) -- Wenn eingestellt, schaltet dieser Schalter alle ausgewählten Geräte auf Cockpit-Lautsprecher

8. BESATZUNG-ICS/MUSIK 1-STUMMSCHALTWAHLKNOPF (ICS) -- Mit dem ICS-Knopf kann die Stummschaltfunktion für die Unterhaltungsquelle gesteuert werden. Durch das Drücken des Knopfes wird die ICS in den Karaoke (Mitsing)-Modus gestellt. In diesem Modus ist die Stummschaltfunktion nicht vorhanden. Die Stummschalteigenschaft stellt sicher, daß Informationen von den Funkgeräten nicht wegen der Unterhaltungsquelle verpaßt werden. Bei Funkempfang oder wenn das Intercom benutzt wird, wird die Lautstärke der Musik auf Hintergrundniveau reduziert. Wenn das Funksignal aufhört, bzw. das Intercom nicht mehr verwendet wird, wird die Lautstärke der Unterhaltungsquelle langsam wieder lauter. Wenn das Gerät im Karaoke-Modus ist, wird die Musik nicht durch das Intercom oder durch Funknachrichten unterbrochen, wenn die Cockpitbelastung es zuläßt. Das erneute Drücken des Knopfes löscht die Stummsperrfunktion.

   Im Split-Modus sind Pilot und Kopilot voneinander auf dem Intercom getrennt und können gleichzeitig ihre zugeteilten Funkgeräte bedienen. Wenn der ICS-Knopf im Split-Modus gedrückt wird, wird VOX-Intercom zwischen Pilot und Kopilot aktiviert. So kann sich die Besatzung nach Bedarf miteinander unterhalten. Das erneute Drücken des ICS-Knopfes schaltet diese Besatzungsintercomfunktion aus.

9. PHOTOZELLE FÜR DAS AUTOMATISCHE DIMMEN DER MARKER-BEAKON- UND WAHLKNOPFLAMPEN -- Die Photozelle im Anzeigepanel dimmt automatisch die Markerlampen und die grünen Anzeigen in den Audioauswahlknöpfen bei Nachtflugbetrieb.

Abb. 1. Bendix/King KMA 28 Aufschaltanlage (Blatt 3 von 5)

10. INTERCOM-BETRIEBSARTENWAHLSCHALTER (ISO-ALL-CREW) -- Ein 3-Stellung-Schalter, der es dem Piloten erlaubt, die Intercomfunktion so einzustellen, daß sie der aktuellen Cockpitlage am besten nützt.

ISO -- (Oben-Stellung) Der Pilot ist vom Intercom getrennt und nur mit den Funkgeräten verbunden. Der Pilot hört alle empfangenen Funksignale (und den Nebenton während des Sendens). Der Kopilot hört das Passagierintercom und die Unterhaltungsquelle. Die Passagiere hören das Kopilotenintercom und die Unterhaltungsquelle. Weder Kopilot noch Passagiere hören die empfangenen oder gesendeten Funksignale.

ALL (Mittel-Stellung) -- Alle hören den Funk und das Intercom. Die Besatzung und die Passagiere hören auch die Unterhaltungsquelle. Während es gefunkt oder das Intercom benutzt wird, wird die Musiklautstärke automatisch reduziert. Die Musiklautstärke wird langsam wieder lauter, nachdem die Kommunikation beendet wurde.

CREW (Unten-Stellung) -- Pilot und Kopilot sind über einen Intercomkanal verbunden und haben alleinigen Zugang zu den Funkgeräten. Sie können die Unterhaltungsquelle hören. Passagiere können sich untereinander unterhalten, ohne daß sie die Besatzung unterbrechen. Sie können ebenfalls die Unterhaltungsquelle hören. Wenn die KMA 28 im COM 1/2 oder COM 2/1-Split-Modus ist, wird das Piloten-Kopiloten-Intercom durch den ICS-Knopf gesteuert. Das Passagier-Intercom bleibt aktiv, die Passagiere können den Funk nicht hören.

MODUS	PILOT HÖRT	KOPILOT HÖRT	PASSAGIER HÖRT	BEMERKUNGEN
ISO	Funkgeräte Piloten-Nebenton (während des Sendens) Unterhaltung ist stummgestellt	Kopiloten- und Passagierintercom Unterhaltung	Passagier- und Kopiloten-intercom Unterhaltung	Dieser Modus erlaubt es dem Piloten zu kommunizieren, ohne daß die restlichen Insassen gestört werden. Kopilot und Passagiere können sich weiter unterhalten und Musik hören
ALL	Pilot Kopilot Funkgeräte Passagiere Unterhaltung	Kopilot Pilot Funkgeräte Passagiere Unterhaltung	Passagiere Pilot Kopilot Funkgeräte Unterhaltung	Dieser Modus erlabut es allen, den Funk zu hören und sich miteinander zu unterhalten. Die Musik und das Intercom werden stumm gestellt, wenn gefunkt oder das Intercom benutzt wird.
CREW	Pilot Kopilot Funkgeräte Unterhaltung	Kopilot Pilot Funkgeräte Unterhaltung	Passagiere Unterhaltung	Dieser Modus erlaubt es dem Piloten und Kopiloten, sich auf das Fliegen zu konzentrieren. Die Passagiere können sich untereinander unterhalten.

Abb. 1. Bendix/King KMA 28 Aufschaltanlage (Blatt 4 von 5)

11. LAUTSTÄRKE/EINSCHALT/NOTBETRIEBS-KNOPF -- Das KMA 28-Gerät wird durch Drücken des Lautstärkeknopfes ein- bzw. ausgeschaltet. In der OFF- oder EMG (emergency, Notbetrieb)-Stellung ist der Pilot direkt mit COM 1 verbunden. Dies erlaubt Kommunikation unabhängig vom Zustand des Gerätes. Wenn der Strom ausfällt oder das Gerät ausgeschaltet wird, wird der Aufschalt-Wahlschalter in den Notbetrieb-Modus gestellt. Der Einschalt-Schalter steuert auch die Aufschaltanlagefunktionen, das Intercom und den Marker-Beakon-Empfänger. Mindestens eine der gewählten Audio-LED wird aufleuchten (COM 1 oder COM 2), es sei denn, daß der MIC-Wahlschalter im COM 3-Modus ist. Die Lautstärke des Intercoms für den Piloten und Kopiloten wird durch Drehen des äußeren Teils des Knopfes eingestellt. Die Lautstärken der eingestellten Funkgeräte, der Unterhaltungsquelle und des Passagier-Intercoms werden hierdurch nicht beeinflußt. Die Lautstärken an den Funkgeräten und am Intercom sind für den Piloten passend einzustellen. Die Lautstärke des Passagier-Intercoms kann am Kopfhörer eingestellt werden. Alle Passagierkopfhörer sind parallel geschaltet. Wenn ein Mono-Kopfhörer in eine Stereo-KMA 28-Anlage eingesteckt wird, wird ein Kanal kurzgeschlossen. Das Gerät wird nicht beschädigt, alle Passagiere werden aber einen Kanal verlieren.

ANMERKUNG

Wenn das KMA 28 in der OFF- oder EMG-Stellung betrieben wird, ist das Audio abgeschaltet. Eingebaute akustische Systemwarnungen (Autopilot-Disconnect-Hupe) werden nicht gehört. Marker-Beakon-Empfänger-Audio und die Anzeigelampen werden nicht funktionieren.

Abb. 1. Bendix/King KMA 28 Aufschaltanlage (Blatt 5 von 5)

ABSCHNITT 2
BETRIEBSGRENZEN

1. OFF/EMG-Betrieb ist während des normalen Betriebes verboten.

2. Es ist verboten, die Unterhaltungsquelle (und PED) während des Startes und der Landung zu benutzen.

3. Bei IFR-Flügen darf die Unterhaltungsquelle (und PED) nicht benutzt werden, es sei denn, der Pilot hat festgestellt, daß das Navigations- bzw. Kommunikationssystem des Flugzeuges durch die Verwendung der 12 V-Kabinenspannungsversorgung und die angeschlossenen tragbaren elektronischen Geräte nicht beeinträchtigt wird.

ANMERKUNG

Wenn das KMA 28 in der OFF- oder EMG-Stellung betrieben wird, ist das Audio abgeschaltet. Eingebaute akustische Systemwarnungen (Autopilot-Disconnect-Hupe) werden nicht gehört. Marker-Beakon-Empfänger-Audio und die Anzeigelampen werden nicht funtionieren.

ABSCHNITT 3
NOTVERFAHREN

Wenn ein Fehler in der KMA 28 auftritt, erkennbar daran, daß mit COM 1, COM 2 oder COM 3 nicht gesendet werden kann:

1. Lautstärke/Einschalt/Notbetriebsknopf -- AUS

ANMERKUNG

Diese Einstellung umgeht die KMA 28 und verbindet Mikrophon und Kopfhörer des Piloten direkt mit COM 1.

ABSCHNITT 4
NORMALVERFAHREN

AUFSCHALTANLAGEBETRIEB

1. MIC-Wahlschalter -- auf gewünschten Sender einstellen

2. Lautsprecher- und Audiowahlknöpfe -- auf gewünschte(n) Empfänger einstellen

ANMERKUNG

Durch Drehen des MIC-Wahlschalters wird COM-Audio automatisch eingestellt

MARKER-BEAKON-EMPFÄNGER:

1. TEST-Stellung -- Kippschalter unten drücken und halten, um Funktion der Lampen zu prüfen

2. SENS-Einstellungen -- HI-Empfindlichkeit auf Luftstraßen bzw. LO-Empfindlichkeit für ILS/LOC-Anflüge einstellen.

Der Unterhaltungseingang (AUX AUDIO IN) ist ohne Schalter. Es gibt also keine andere Möglichkeit die Unterhaltungsquelle abzuwählen als den Unterhaltungsquellenstecker zu ziehen. Im Fall eines Fehlers der "Stumm"-Schaltfunktion oder während hoher Arbeitsbelastung im Cockpit bzw. überdurchschnittlich viel Funkverkehr sollte die Unterhaltungsquelle als Ablenkungsquelle für die Besatzung abgeschaltet werden.

ANMERKUNG

Vorsicht mit den Audiokabeln in der Kabine. Achten Sie auf verheddern mit Insassen oder Ausrüstung und vermeiden Sie Beschädigung der Kabeln.

ANMERKUNG

Entfernen Sie das Audiokabel vom Unterhaltungs-audioeingang, wenn das PED nicht benutzt wird.

ANMERKUNG

Das Passagierbriefing sollte unterstreichen, daß die Unterhaltungsquelle (und PED) nur während des Reisefluges verwendet werden darf.

ABSCHNITT 5
FLUGLEISTUNGEN

Die Flugleistungen des Flugzeuges werden durch den Einbau dieses Instrumentes nicht beeinflußt. Die Installation einer oder mehrerer extern angebrachten Antennen kann jedoch zu einer minimalen Verringerung der Reiseleistung führen.

ERG NR. XX 26

Avionik Straubing GmbH
Flugplatz Wallmuehle
Flugplatzstraße 5
94348 Atting

AVIONIK STRAUBING
DOA EASA.21.J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: info@avionik.de
www.avionik.de

ENGINEERING O/N°:	ASR2007-035-00	AIRCRAFT SERIAL N°:	172S-8810
AIRCRAFT MANUFACTURER:	Cessna	AIRCRAFT MODEL:	172S

DOA-Center:	*AVIONIK STRAUBING GmbH*	***Installation Center:***	*AVIONIK STRAUBING GmbH*
DOA #:	*EASA.21J.046*	***Repair Station #:***	*EASA:DE.145.0010*
Address:	*Flugplatz Wallmuehle* *94348 Atting* *GERMANY*	***Address:***	*Flugplatz Wallmuehle* *94348 Atting* *GERMANY*

Operating Manual

Mode S Transponder

Trig TT31

Aircraft Manufacturer: *Cessna*
Aircraft Model: *172S*
Aircraft Serial N°: *172S-8810*

This document must be carried in the aircraft at all times. It describes the operating procedures for the Trig TT31 when it has been installed in accordance with Trig Installation Manual P/N 0045-00-AB and AVIONIK STRAUBING GmbH Engineering Order N° ASR2007-035-00.

For aircraft with an Approved Airplane Flight Manual, this document serves as the Operating Manual for the Trig TT31. For aircraft that do not have an approved Flight Manual, this document serves as the Approved Operating Manual for the Trig TT31.

The information contained herein supplements or supersedes the basic Airplane Flight Manual only in those areas listed herein. For limitations, procedures and performance information not contained in this document, consult the basic Airplane Flight Manual.

Avionik Straubing GmbH
Flugplatz Wallmuehle
Flugplatzstraße 5
94348 Atting

AVIONIK STRAUBING
DOA EASA.21.J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: info@avionik.de
www.avionik.de

ENGINEERING O/N°:	ASR2007-035-00	AIRCRAFT SERIAL N°:	172S-8810
AIRCRAFT MANUFACTURER:	Cessna	AIRCRAFT MODEL:	172S

List of revisions/amendments:

Revision:	Reason for revision/amendment:	Affected pages:	Date of issue:	Approval: by:	Approval: reference:
00	Initial Release	All pages	26/04/07	ASR Approved under the authority of DOA No. EASA.21J.046	

Table of Contents:

Section I: General ---- 3
Section II: Limitations ---- 3
Section III: Emergency Procedure ---- 4
Section IV: Procedures ---- 4
Section V: Performance ---- 4
Section VI: Weight and Balance ---- 4
Section VII: Airplane and System description ---- 4

Avionik Straubing GmbH
Flugplatz Wallmuehle
Flugplatzstraße 5
94348 Atting

AVIONIK STRAUBING
DOA EASA.21.J.046

Phone: +49 (0) 9429 9424-0
Fax: +49 (0) 9429 9424-24
eMail: info@avionik.de
www.avionik.de

ENGINEERING O/N°:	ASR2007-035-00	AIRCRAFT SERIAL N°:	172S-8810
AIRCRAFT MANUFACTURER:	Cessna	AIRCRAFT MODEL:	172S

Section I:
General

1. The Trig TT31 panel mounted Mode S Transponder is a radio transmitter and receiver that operates on radar frequencies, receiving ground radar interrogations at 1030 MHz and transmitting a coded response of pulses to ground-based radar on a frequency of 1090 MHz. The TT31 is equipped with IDENT capability that activates the Special Position Identification (SPI) pulse for 18 seconds. Mode S transmit/receive capability also requires 1090 MHz transmitting and1030 MHz receiving for Mode S functions. In addition, ground stations may interrogate a TT31 for its Transponder data capability and the aircraft's Flight ID, which may be the registration number or other call sign.

2. In addition to displaying the code, reply symbol and mode of operation, the TT31 screen will display pressure altitude and timer functions. The unit also features an altitude monitor.

3. The Trig TT31 supports the following list of Binary Data Selector (BDS) registers:

BDS	Parameter	Available/ Not Available
Elementary		
0,0	Air Initiated Comm-B (AICB)	Available
1,0	Data Link Capability Report	Available
1,7	Common Usage Ground Initiated Comm-B (GICB) Capability Report	Available
1,8	Mode S Specific Services GICB Capability Report	Available
1,9	Mode S Specific Services GICB Capability Report	Available
1,D	Mode S Specific Services Protocols (MSP) Capability Report	Available
2,0	Aircraft Identification	Available

Section II:
Limitations

1. If an additional transponder without mode S requirements is installed in the airplane, **the transponder without mode S is for back up only,** in case of loss of the TT31.
The transponder without mode S can only be used in non controlled airspace or with clearance from the ATC Controller.

ENGINEERING O/N°:	ASR2007-035-00	AIRCRAFT SERIAL N°:	172S-8810
AIRCRAFT MANUFACTURER:	Cessna	AIRCRAFT MODEL:	172S

Section III:
Emergency Procedure

No change.

Section IV:
Procedures

No change.
See Trig TT31 Operating Manual for a complete description of the TT31, P/N 00454-00-AA, or later appropriate revision.

Section V:
Performance

No change.

Section VI:
Weight and Balance

See current weight and balance data.

Section VII:
Airplane and System description

No change.
See Trig TT31 Operating Manual for a complete description of the TT31, P/N 00454-00-AA, or later appropriate revision.

Garmin International, Inc.
1200 E. 151st Street
Olathe, Kansas 66062 U.S.A.

FAA APPROVED

AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT
or
SUPPLEMENTAL AIRPLANE FLIGHT MANUAL
for the
Garmin GNS 500W, 500WT, 530W, 530AW, 530WT, or 530AWT
GPS/SBAS Navigation System
as installed in

Cessna C172S
Make and Model Airplane

Registration Number: D-ECTC Serial Number: 17258P10

This document serves as an Airplane Flight Manual Supplement or as a Supplemental Airplane Flight Manual when the aircraft is equipped with the Garmin GNS 500W, 500WT, 530W, 530AW, 530WT, or 530AWT GPS/SBAS Navigation System. This document must be carried in the airplane at all times when the Garmin GNS unit is installed in accordance with STC SA01933LA-D. This document must be incorporated into the FAA Approved Airplane Flight Manual or provided as an FAA Approved Supplemental Airplane Flight Manual.

The information contained herein supplements the information in the FAA Approved Airplane Flight Manual. For limitations, procedures, loading and performance information not contained in this document, refer to the FAA Approved Airplane Flight Manual, markings, or placards.

FAA Approved By:

Michael Warren
ODA STC Unit Administrator
Garmin International, Inc.
ODA-240087-CE

Date: 20-NOV-2014

LOG OF REVISIONS				
	Page			
Rev. No.	No.	Date	Description	FAA Approved
A Original	All	11-20-07	Complete Supplement	Seyed-Youssef Hashemi Mgr. Flt. Test Br., ANM-160L FAA, Los Angeles ACO Transport Airplane Directorate Date: Nov. 20, 2007
B	All	07/31/09	Added '-D' to STC number, added LP approach type	David G Armstrong ODA STC Unit Administrator ODA-240087-CE Garmin International, Inc.
C	All	03/21/13	Complete Rewrite	Michael Warren ODA STC Unit Administrator ODA-240087-CE Garmin International, Inc.
D	10, 14	01/27/14	Added LP +V approach type	Michael Warren ODA STC Unit Administrator ODA-240087-CE Garmin International, Inc.
E	8,9 11 14 15 22 23	11/20/14	Updated document revisions and added Flight Stream 210 Added note for Flight Stream 210 Added sections 2.14 and 2.15 Modified TAWS warning procedure Updated GTN Crossfill section Added Section 7.3	See Page 1

Table of Contents

SECTION		PAGE
Section 1. GENERAL		**4**
1.1	Garmin 5XXW Series GPS/WAAS Nav Com	4
1.2	GPS/SBAS TSO-C146a Class 3 Operation	5
Section 2. LIMITATIONS		**7**
2.1	Pilot's Guide	7
2.2	Kinds of Operation	7
2.3	System Software	8
2.4	Navigation database	8
2.5	Flight Planning	9
2.6	Approaches	10
2.7	Autopilot Coupling	11
2.8	Terrain Proximity Function (All Units)	11
2.9	TAWS Function (Equipped Units)	12
2.10	VNAV – Vertical Navigation Calculation Page	12
2.11	Weather Display (Optional)	12
2.12	Traffic Display (Optional)	12
2.13	Manual GTN Crossfill	12
2.14	Flight Stream 210 (Optional)	13
Section 3. EMERGENCY PROCEDURES		**14**
3.1	Emergency Procedures	14
3.2	Abnormal Procedures	14
Section 4. NORMAL PROCEDURES		**17**
4.1	Unit Power On	17
4.2	Before Takeoff	17
4.3	HSI and EHSI Operation	18
4.4	Autopilot Operation	18
4.5	Coupling the Autopilot during approaches	19
4.6	Traffic Mode Selection (Optional)	20
Section 5. PERFORMANCE		**20**
Section 6. WEIGHT AND BALANCE		**20**
Section 7. SYSTEM DESCRIPTIONS		**21**
7.1	Pilot's Guide	21
7.2	Manual GTN Crossfill	21
7.3	Flight Stream 210	22

Section 1. GENERAL

1.1 Garmin 5XXW Series GPS/WAAS Nav Com

The Garmin GNS Series GPS/WAAS Navigator is a panel-mounted product that contains a GPS/WAAS receiver for GPS approved primary navigation under TSO-C146a, (plus optional VHF Com and VHF Nav radios) in an integrated unit with a moving map and color display. The 5XXW Series unit features a graphical display which may also be used to depict traffic, weather, or terrain data. Optional TAWS annunciation and audio is available in some installations.

The navigation functions are operated by dedicated keys and graphical menus which are controlled by the buttons and the dual concentric rotary knob along the bottom and right side of the display.

Optional VHF Com and VHF Nav radio functions are controlled via dedicated buttons and knobs on the left side of the display and adjacent to frequencies they are controlling.

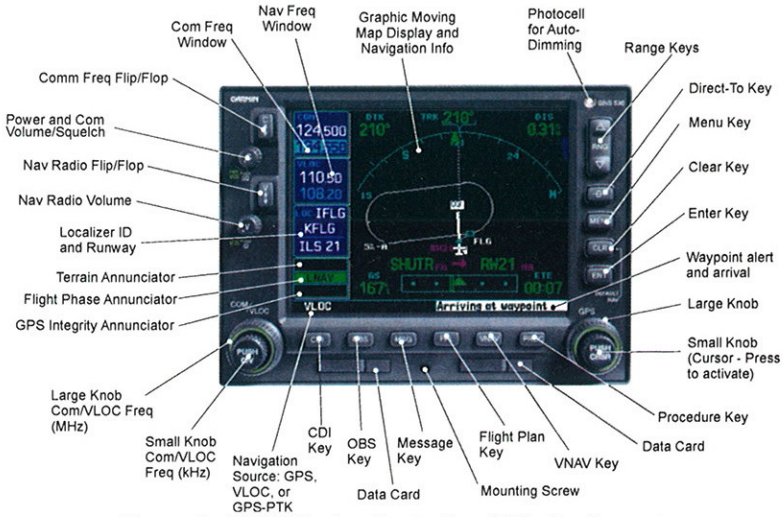


Figure 1 - 530W Series Control and Display Layout

1.2 GPS/SBAS TSO-C146a Class 3 Operation

The GNS complies with AC 20-138A and has airworthiness approval for navigation using GPS and SBAS (within the coverage of a Satellite Based Augmentation System complying with ICAO Annex 10) for IFR en route, terminal area, and non-precision approach operations (including those approaches titled "GPS", "or GPS", and "RNAV (GPS)" approaches). The Garmin GNSS navigation system is composed of the GNS navigator and antenna, and is approved for approach procedures with vertical guidance including "LPV" and "LNAV/VNAV" and without vertical guidance including "LP" and "LNAV," within the U.S. National Airspace System.

The Garmin GNSS navigation system complies with the equipment requirements of AC 90-105 and meets the equipment performance and functional requirements to conduct RNP terminal departure and arrival procedures and RNP approach procedures without RF (radius to fix) legs. Part 91 subpart K, 121, 125, 129, and 135 operators require operational approval from the FAA.

The Garmin GNSS navigation system complies with the equipment requirements of AC 90-100A for RNAV 2 and RNAV 1 operations. In accordance with AC 90-100A, Part 91 operators (except subpart K) following the aircraft and training guidance in AC 90-100A are authorized to fly RNAV 2 and RNAV 1 procedures. Part 91 subpart K, 121, 125, 129, and 135 operators require operational approval from the FAA.

Applicable to dual installations consisting of two Garmin GNSS units: The Garmin GNSS navigation system has been found to comply with the requirements for GPS Class II oceanic and remote navigation (RNP-10) without time limitations in accordance with AC 20-138A and FAA Order 8400.12A. The Garmin GNSS navigation system can be used without reliance on other long-range navigation systems. This does not constitute an operational approval.

The Garmin GNSS navigation system has been found to comply with the navigation requirements for GPS Class II oceanic and remote navigation (RNP-4) in accordance with AC 20-138A and FAA Order 8400.33. The Garmin GNSS navigation system can be used without reliance on other long-range navigation systems. Additional equipment may be required to obtain operational approval to utilize RNP-4 performance. This does not constitute an operational approval.

The Garmin GNSS navigation system complies with the accuracy, integrity, and continuity of function, and contains the minimum system functions required for P-RNAV operations in accordance with JAA Administrative & Guidance Material Section One: General Part 3: Temporary Guidance Leaflets, Leaflet No 10 (JAA TGL-10 Rev 1). The GNSS navigation system has one or more TSO-C146a Class 3 approved Garmin GNS Navigation Systems. The Garmin GNSS navigation system complies with the accuracy, integrity, and continuity of function, and contains the minimum system functions required for B-RNAV operations in accordance with EASA AMC 20-4. The Garmin GNSS navigation system complies with the equipment requirements for P-RNAV and B-RNAV/RNAV-5 operations in accordance with AC 90-96A CHG 1. This does not constitute an operational approval.

Garmin International holds an FAA Type 2 Letter of Acceptance (LOA) in accordance with AC 20-153 for database integrity, quality, and database management practices for the navigation database. Flight crew and operators can view the LOA status at FlyGarmin.com then select "Type 2 LOA Status."

Navigation information is referenced to the WGS-84 reference system.

Note that for some types of aircraft operation and for operation in non-U.S. airspace, separate operational approval(s) may be required in addition to equipment installation and airworthiness approval.

Section 2. LIMITATIONS

2.1 Pilot's Guide

The Quick Reference Guide, part number and revision listed below (or later applicable revisions), must be immediately available for the flight crew whenever navigation is predicated on the use of the 5XXW Series unit.

- 500W Series Quick Reference Guide P/N 190-00357-01 Rev H

The Pilot's Guide Addendum, part number and revision listed below (or later applicable revision), must be immediately available for the flight crew whenever one or more of the following units are installed and utilized with the 5XXW Series unit:

GDL 69/69A XM Satellite Data link
GDL 88 ADS-B Transceiver
GTX 330/330D TIS
Garmin TAWS (GPS 500WT & GNS 530WT)
GTS 8XX Series TAS
Flight Stream 210

- 400W/500W Series Optional Displays P/N 190-00356-30 Rev L

The Pilot's Guide Addendum, part number and revision listed below (or later applicable revision), must be immediately available for the flight crew whenever one or more of the following units are installed and utilized with the 5XXW Series unit:

Stormscope® Lightning Detection System
Skywatch® Traffic Advisory System
Bendix/King® Traffic Advisory System
Avidyne/Ryan TCAD Traffic System

- 400W/500W Series Display Interfaces P/N 190-00356-31 Rev D

2.2 Kinds of Operation

This AFM supplement does not grant approval for IFR operations to aircraft limited to VFR operations. Additional aircraft systems may be required for IFR operational approval. Systems limited to VFR shall be placarded in close proximity to the 5XXW Series unit: "**GPS LIMITED TO VFR USE ONLY**".

2.3 System Software

This AFMS/AFM is applicable to the software versions shown in Table 1.

The Main and GPS software versions are displayed on the start-up page immediately after power-on.

Software Item	**Approved Software Version** *(or later FAA approved versions for this STC)*	
	SW version	As displayed on unit
Main SW Version	5.20	5.20
GPS SW Version	5.0	5.0
Flight Stream 210	2.11	2.11 (Displayed on GNS)

Table 1 – Required Equipment

2.4 Navigation database

GPS/SBAS based IFR enroute, oceanic, and terminal navigation is prohibited unless the flight crew verifies and uses a valid, compatible, and current navigation database or verifies each waypoint for accuracy by reference to current approved data.

"GPS", "or GPS", and "RNAV (GPS)" instrument approaches using the Garmin navigation system are prohibited unless the flight crew verifies and uses the current navigation database. GPS based instrument approaches must be flown in accordance with an approved instrument approach procedure that is loaded from the navigation database.

Discrepancies that invalidate a procedure should be reported to Garmin International. The affected procedure is prohibited from being flown using data from the navigation database until a new navigation database is installed in the aircraft and verified that the discrepancy has been corrected. Navigation database discrepancies can be reported at FlyGarmin.com by selecting "Aviation Data Error Report." Flight crew and operators can view navigation database alerts at FlyGarmin.com then select "NavData Alerts."

If the navigation database cycle will change during flight, the flight crew must ensure the accuracy of navigation data, including suitability of navigation facilities used to define the routes and procedures for flight. If an amended chart affecting navigation data is published for the procedure, the database must not be used to conduct the procedure.

2.5 Flight Planning

For flight planning purposes, in areas where SBAS coverage is not available, the flight crew must check RAIM availability.

- Within the United States, RAIM availability can be determined using the Garmin WFDE Prediction program, Garmin part number 006-A0154-04 software version 3.00 or later approved version with Garmin approved antennas or the FAA's enroute and terminal RAIM prediction website: www.raimprediction.net, or by contacting a Flight Service Station.
- Within Europe, RAIM availability can be determined using the Garmin WFDE Prediction program or Europe's AUGER GPS RAIM Prediction Tool at http://augur.ecacnav.com/augur/app/home.
- For other areas, use the Garmin WFDE Prediction program.

This RAIM availability requirement is not necessary if SBAS coverage is confirmed to be available along the entire route of flight. The route planning and WFDE prediction program may be downloaded from the Garmin website on the internet. For information on using the WFDE Prediction Program, refer to Garmin WAAS FDE Prediction Program, part number 190-00643-01, 'WFDE Prediction Program Instructions'.

For flight planning purposes, for operations within the U.S. National Airspace System on RNP and RNAV procedures when SBAS signals are not available, the availability of GPS RAIM shall be confirmed for the intended route of flight. In the event of a predicted continuous loss of RAIM of more than five minutes for any part of the intended route of flight, the flight shall be delayed, canceled, or rerouted on a track where RAIM requirements can be met. The flight may also be re-planned using non-GPS based navigational capabilities.

For flight planning purposes for operations within European B-RNAV/RNAV-5 and P-RNAV airspace, if more than one satellite is scheduled to be out of service, then the availability of GPS RAIM shall be confirmed for the intended flight (route and time). In the event of a predicted continuous loss of RAIM of more than five minutes for any part of the intended flight, the flight shall be delayed, canceled, or rerouted on a track where RAIM requirements can be met.

Applicable to dual installations consisting of two Garmin GNSS units:

For flight planning purposes, for operations where the route requires Class II navigation the aircraft's operator or flight crew must use the Garmin WFDE Prediction program to demonstrate that there are no outages on the specified route that would prevent the Garmin GNSS navigation system to provide GPS Class II navigation in oceanic and remote areas of operation that requires RNP-10 or RNP-4 capability. If the Garmin WFDE Prediction program indicates fault exclusion (FDE) will be unavailable for more than 34 minutes in accordance with FAA Order 8400.12A for RNP-10 requirements, or 25 minutes in accordance with FAA Order 8400.33 for RNP-4 requirements, then the operation must be rescheduled when FDE is available.

Both Garmin GPS navigation receivers must be operating and providing GPS navigation guidance for operations requiring RNP-4 performance.

North Atlantic (NAT) Minimum Navigational Performance Specifications (MNPS) Airspace operations per AC 91-49 and AC 120-33 require both GPS/SBAS receivers to be operating and receiving usable signals except for routes requiring only one Long Range Navigation sensor. Each display computes an independent navigation solution based on its internal GPS receiver.

Whenever possible, RNP and RNAV routes including Standard Instrument Departures (SIDs), and Standard Terminal Arrival (STAR), routes should be loaded into the flight plan from the database in their entirety, rather than loading route waypoints from the database into the flight plan individually. Selecting and inserting individual named fixes from the database is permitted, provided all fixes along the published route to be flown are inserted. Manual entry of waypoints using latitude/longitude or place/bearing is prohibited.

It is not acceptable to flight plan a required alternate airport based on RNAV(GPS) LP/LPV or LNAV/VNAV approach minimums. The required alternate airport must be flight planned using an LNAV approach minimums or available ground-based approach aid.

Navigation information is referenced to the WGS-84 reference system, and should only be used where the Aeronautical Information Publication (including electronic data and aeronautical charts) conform to WGS-84 or equivalent.

NOTE

If flight plan information is imported from a portable electronic device utilizing the Flight Stream 210 Bluetooth® system, all waypoints and flight plan sequences must be verified by the crew.

2.6 Approaches

- Instrument approaches using GPS guidance may only be conducted when the GNS is operating in the approach mode. (LNAV, LNAV+V, L/VNAV, LPV, LP, or LP +V)

NOTE

Advisory vertical guidance deviation is provided when the GNS annunciates LNAV+V or LP +V. The controlling minimums remain LNAV or LP even when advisory vertical guidance is provided. Advisory vertical guidance information displayed on the VDI in this mode is only an aid to help flight crews comply with altitude restrictions. When using advisory vertical guidance, the flight crew must use the primary barometric altimeter to ensure compliance with all

altitude restrictions in accordance with the LNAV or LP approach procedure.

- When conducting instrument approaches referenced to true North, the NAV Angle on the AUX-Units/Position page must be set to **True**.
- The navigation equipment required to join and fly an instrument approach procedure is indicated by the title of the procedure and notes on the IAP chart. Navigating the final approach segment (that segment from the final approach fix to the missed approach point) of an ILS, LOC, LOC-BC, LDA, SDF, MLS, VOR, TACAN approach, or any other type of approach not approved for GPS, is not authorized with GPS navigation guidance. GPS guidance can only be used for approach procedures with GPS or RNAV in the procedure title. When using the Garmin VOR/LOC/GS receivers to fly the final approach segment, VOR/LOC/GS navigation data must be selected and presented on the CDI of the pilot flying.
- Not all published Instrument Approach Procedures (IAP) are in the navigation database. Flight crews planning to fly an RNAV instrument approach must ensure that the navigation database contains the planned RNAV Instrument Approach Procedure and that approach procedure must be loaded from the navigation database into the GNS system flight plan by its name. Users are prohibited from flying any approach path that contains manually entered waypoints.
- IFR approaches are prohibited whenever any physical or visual obstruction (such as a throw-over yoke) restricts pilot view or access to the GNS and/or the CDI.

2.7 Autopilot Coupling

IFR installations of a Garmin 5XXW Series unit allow the operator to fly all phases of flight based on the navigation information presented to the pilot; however, not all modes may be coupled to the autopilot. All autopilots may be coupled in Oceanic (OCN), Enroute (ENR), and Terminal (TERM) modes; however, the FAA requires that vertical coupling of an autopilot for approaches be demonstrated to meet their intended function and provide safe and proper operation to published minimums. This installation is limited to:

☐ Lateral coupling only for GPS approaches. Coupling to the vertical path for GPS approaches is not authorized.

2.8 Terrain Proximity Function (All Units)

Terrain and obstacle information appears on the map and terrain display pages as red and yellow tiles or towers, and is depicted for advisory use only. Aircraft maneuvers and navigation must not be predicated upon the use of the terrain display. Terrain and obstacle information is advisory only and is not equivalent to warnings provided by TAWS.

The terrain display is intended to serve as a situational awareness tool only. By itself, it may not provide either the accuracy or the fidelity on which to base decisions and plan maneuvers to avoid terrain or obstacles.

2.9 TAWS Function (Equipped Units)

Flight crews are authorized to deviate from their current ATC clearance to the extent necessary to comply with TAWS warnings. Navigation must not be predicated upon the use of TAWS.

If an external TAWS annunciator panel is installed in the aircraft, this annunciator panel must be fully functional in order to use the TAWS system.

2.10 VNAV – Vertical Navigation Calculation Page

VNAV information accessible by pressing the "VNAV" button may be utilized for advisory information only. Use of VNAV information for Instrument Approach Procedures does not guarantee Step-Down Fix altitude protection, or arrival at approach minimums in a normal position to land.

2.11 Weather Display (Optional)

This limitation applies to data linked weather products from SiriusXM via a GDL 69/69A or FIS-B via a GDL 88.

Do not use data link weather information for maneuvering in, near, or around areas of hazardous weather. Information provided by data link weather products may not accurately depict current weather conditions.

Do not use the indicated data link weather product age to determine the age of the weather information shown by the data link weather product. Due to time delays inherent in gathering and processing weather data for data link transmission, the weather information shown by the data link weather product may be significantly older than the indicated weather product age.

Do not rely solely upon data link services to provide Temporary Flight Restriction (TFR) or Notice to Airmen (NOTAM) information. Not all TFRs and NOTAMS can be depicted on the GNS.

2.12 Traffic Display (Optional)

Traffic may be displayed on the GNS when connected to an approved optional TCAS I, TAS, TIS, or ADS-B traffic device. These systems are capable of providing traffic monitoring and alerting to the flight crew. Traffic shown on the display may or may not have traffic alerting available. The display of traffic is an aid to visual acquisition and may not be utilized for aircraft maneuvering.

2.13 Manual GTN Crossfill

When Manual GTN Crossfill is in use, the crew must verify each flight plan leg prior to using the GNS to navigate. See section 7.2 for additional information.

2.14 Flight Stream 210 (Optional)

The Flight Stream 210 provides the ability for the crew to import flight plans from a portable electronic device to the GNS. The crew must verify all flight plan and waypoint information imported from a portable electronic device prior to use on the GNS. See section 7.3 for additional information.

2.15 Portable Electronic Devices

This STC does not relieve the operator from complying with the requirements of 91.23 or any other operational regulation regarding portable electronic devices.

Section 3. EMERGENCY PROCEDURES

3.1 Emergency Procedures

3.1.1 TAWS WARNING

Red annunciator and aural "PULL UP":
Autopilot ..... **DISCONNECT**
Aircraft Controls ..... **INITIATE MAXIMUM POWER CLIMB**
Airspeed ..... **BEST ANGLE OF CLIMB SPEED**

After Warning Ceases:
Altitude ..... **CLIMB AND MAINTAIN SAFE ALTITUDE**
Advise ATC of Altitude Deviation, if appropriate.

NOTE

Only vertical maneuvers are recommended, unless either operating in visual meteorological conditions (VMC), or the flight crew determines, based on all available information, that turning in addition to the vertical escape maneuver is the safest course of action, or both.

3.2 Abnormal Procedures

3.2.1 LOSS OF GPS/SBAS NAVIGATION DATA

When the GPS/SBAS receiver is inoperative or GPS navigation information is not available or invalid, the GNS will enter one of two modes: Dead Reckoning mode (DR) or Loss Of Integrity mode (LOI). The mode is indicated on the GNS by an amber "DR" or "INTEG".

If the Loss Of Integrity annunciation is displayed, revert to an alternate means of navigation appropriate to the route and phase of flight.

If the Dead Reckoning annunciation is displayed, the map will continue to be displayed with an amber ownship icon. Course guidance will be removed on the CDI. Aircraft position will be based upon the last valid GPS position, then estimated by Dead Reckoning methods. Changes in true airspeed, altitude, heading, or winds aloft can affect the estimated position substantially. Dead Reckoning is only available in Enroute and Oceanic modes. Terminal and Approach modes do not support Dead Reckoning.

If Alternate Navigation Sources (ILS, LOC, VOR, DME, ADF) Are Available:

Navigation ..... **USE ALTERNATE SOURCES**

If No Alternate Navigation Sources Are Available:

DEAD RECKONING (DR) MODE:

Navigation .....**USE GNS**

NOTE

All information normally derived from GPS will become less accurate over time.

LOSS OF INTEGRITY (LOI) MODE:

Navigation .....**FLY TOWARDS KNOWN VISUAL CONDITIONS**

NOTE

All information derived from GPS will be removed.

NOTE

The airplane symbol is removed from all maps. The map will remain centered at the last known position. "No GPS Position" will be annunciated in the center of the map.

3.2.2 GPS APPROACH DOWNGRADE

During a GPS LPV, LNAV/VNAV, LP +V, or LNAV+V approach, if GPS accuracy requirements cannot be met by the GPS receiver prior to the Final Approach Fix, the GNS will downgrade the approach. The downgrade will remove vertical deviation indication from the VDI and change the approach annunciation accordingly from LPV, L/VNAV, LP +V, or LNAV+V to LNAV. The approach may be continued using the LNAV only minimums. After the Final Approach Fix has been passed, the approach will be aborted using the indications described below.

During a GPS approach in which GPS accuracy requirements cannot be met by the GPS receiver for any GPS approach type, the GNS will flag all CDI guidance and display a system message "ABORT APPROACH - Loss of Navigation". Immediately upon viewing the message, the unit will revert to Terminal navigation mode alarm limits. If the position integrity is within these limits lateral guidance will be restored and the GPS may be used to execute the missed approach, otherwise alternate means of navigation must be utilized.

3.2.3 LOSS OF COM RADIO TUNING FUNCTIONS

If alternate COM is available:
Communications ..... **USE ALTERNATE COM**

If no alternate COM is available:
COM RMT XFR key (if installed).....**PRESS AND HOLD FOR 2 SECONDS**

NOTE

This procedure will tune the active COM radio the emergency frequency 121.5, regardless of what frequency is displayed on the GNS. Certain failures of the tuning system will automatically tune 121.5 without flight crew action.

3.2.4 TAWS CAUTION (Terrain or Obstacle Ahead, Sink Rate, Don't Sink)

When a TAWS CAUTION occurs, take corrective action until the alert ceases. Stop descending or initiate either a climb or a turn, or both as necessary, based on analysis of all available instruments and information.

3.2.5 TAWS INHIBIT

The TAWS Forward Looking Terrain Avoidance (FLTA) and Premature Descent Alerts (PDA) functions may be inhibited to prevent alerting, if desired. Refer to GNS 400W/500W Optional Displays Addendum for additional information.

To Inhibit TAWS:
Go to TERRAIN Page
Menu Button .....PRESS
"Inhibit Terrain?".....SELECT
Enter Button .....PRESS

3.2.6 TER N/A and TER FAIL

If the amber **TER N/A** or **TER FAIL** status annunciator is displayed, the system will no longer provide TAWS alerting or display relative terrain and obstacle elevations. The crew must maintain compliance with procedures that ensure minimum terrain and obstacle separation.

Section 4. NORMAL PROCEDURES

Refer to the 5XXW Series unit Quick Reference Guide defined in paragraph 2.1 on page 7 of this document for normal operating procedures. This includes all GPS operations, VHF COM and NAV, and Multi-Function Display information. For information on TIS traffic, data linked weather, or TAWS see the Pilot's Guide addendum for optional displays. For information on active traffic device or Stormscope operation and displays see the Pilot's Guide addendum for display interfaces.

The 5XXW Series unit requires a reasonable degree of familiarity to prevent operations without becoming too engrossed at the expense of basic instrument flying in IMC and basic see-and-avoid in VMC. Pilot workload will be higher for pilots with limited familiarity in using the unit in an IFR environment, particularly without the autopilot engaged. Garmin provides training tools with the Pilot's Guide and PC based simulator. Pilots should take full advantage of these training tools to enhance system familiarization.

4.1 Unit Power On

Database..... **REVIEW EFFECTIVE DATES**
Self Test..... **VERIFY OUTPUTS TO NAV INDICATORS**
Self Test - TAWS Remote Annunciator (If Installed):
- PULL UP..... **ILLUMINATED**
- TERR..... **ILLUMINATED**
- TERR N/A..... **ILLUMINATED**
- TERR INHB..... **ILLUMINATED**

Self Test - GPS Remote Annunciator (If Installed):
- VLOC..... **ILLUMINATED**
- GPS..... **ILLUMINATED**
- INTG..... **ILLUMINATED**
- TERM..... **ILLUMINATED**
- WPT..... **ILLUMINATED**
- APR..... **ILLUMINATED**
- MSG..... **ILLUMINATED**
- SUSP..... **ILLUMINATED**

4.2 Before Takeoff

System Messages and Annunciators..... **CONSIDERED**

4.3 HSI and EHSI Operation

If an HSI is used to display navigation data from the GNS the pilot should rotate the course pointer as prompted on the GNS.

If an EHSI is used to display navigation data from the GNS the course pointer may autoslew to the correct course when using GPS navigation. When using VLOC navigation the course pointer will not autoslew and must be rotated to the correct course by the pilot. For detailed information about the functionality of the EHSI system, refer to the FAA approved Flight Manual or Flight Manual Supplement for that system.

CAUTION

The pilot must verify the active course and waypoint for each flight plan leg. The pilot must verify proper course selection each time the CDI source is changed from GPS to VLOC.

4.4 Autopilot Operation

The GNS may be coupled to an optional autopilot, if installed in the aircraft, when operating as prescribed in the LIMITATIONS section of this manual.

Autopilots coupled to the GNS system in an analog (NAV) mode will follow GPS or VHF navigation guidance as they would with existing VOR receivers.

Autopilots that support GPSS or GPS Roll Steering in addition to the analog course guidance will lead course changes, fly arcing procedures, procedure turns, and holding patterns if coupled in GPSS mode.

For autopilot operating instructions, refer to the FAA approved Flight Manual or Flight Manual Supplement for the autopilot.

4.5 Coupling the Autopilot during approaches

CAUTION

When the CDI source is changed on the GNS, autopilot mode may change. Confirm autopilot mode selection after CDI source change on the GNS. Refer to the FAA approved Flight Manual or Flight Manual Supplement for the autopilot.

☒ This installation prompts the flight crew and requires the pilot to enable the approach outputs just prior to engaging the autopilot in APR mode.

To couple an approach:
Once established on the final approach course with the final approach fix as the active waypoint, the GNS will issue a flashing message indication with the following message "APR Guidance Available, Use PROC before A/P APR".

PROC Button..... **PRESS**
"Enable A/P APR Outputs?" .....**SELECT**
ENT Button ..... **PRESS**

If coupled, Autopilot will revert to ROL mode at this time.

Autopilot..... **ENGAGE APPROACH MODE**

☐ This installation supports coupling to the autopilot in approach mode once vertical guidance is available.

To couple an approach:
Once established on the final approach course with the final approach fix as the active waypoint, the GNS will enable vertical guidance.

Vertical Guidance.....**CONFIRM AVAILABLE**
Autopilot..... **ENGAGE APPROACH MODE**

☐ The autopilot does not support any vertical capture or tracking in this installation.

Analog only autopilots should use APR mode for coupling to LNAV approaches. Autopilots which support digital roll steering commands (GPSS) may utilize NAV mode and take advantage of the digital tracking during LNAV only approaches.

4.6 Traffic Mode Selection (Optional)

If the GNS is interfaced to a traffic device, the GNS can be used to control the mode of the traffic system. This is accomplished by pressing the cursor knob while on the dedicated traffic page to enter/exit the traffic device menu. It is important to note that while the traffic device menu is active, the current state of the traffic system is *not* displayed. The state of the traffic device is only displayed once the traffic device menu is exited.

Section 5. PERFORMANCE

No change.

Section 6. WEIGHT AND BALANCE

See current weight and balance data.

Section 7. SYSTEM DESCRIPTIONS

7.1 Pilot's Guide

See Garmin 5XXW Series unit Pilot's Guide for a complete description of the 5XXW Series unit.

7.2 Manual GTN Crossfill

Manual GTN Crossfill is a feature that will keep the GNS system in sync with a flight plan that is being used on the GTN system. The GTN *will not* automatically keep its flight plan in sync with changes made on the GNS system. Manual crossfill feature is "one way" – from the GTN to the GNS.

The GTN systems support a variety of procedure leg types that the GNS systems do not support. As such, it is normal and expected that the flight plan leg that is displayed on the GNS system will not always match the flight plan leg on the GTN system. Departure, arrival and approach procedures contain leg types that the GNS does not support. The GNS typically "skips" over these leg types and provides no guidance. Guidance may be available on the GTN but not on the GNS in these cases. The GNS will sequence the procedure as it normally would if Crossfill were not active. Once a leg type is reached that is supported on both the GTN and GNS systems, the systems will automatically sync to the same leg.

If the GNS is interfaced with a GTN and the GTN Crossfill feature is enabled on the GNS, then auto-switching from GPS to VLOC guidance on the CDI for ILS/LOC approaches will be disabled on the GNS.

If the flight plan on an interfaced GTN is altered while in a hold, the GNS will reinitiate guidance to the holding waypoint and sequence into the hold upon crossing the waypoint.

If the Missed Approach is activated on the GTN prior to reaching the Missed Approach Point, the GTN will automatically resume leg sequencing upon reaching the Missed Approach Point. The GNS will remain suspended upon reaching the Missed Approach Point and leg sequencing must be manually resumed.

7.3 Flight Stream 210

The Flight Stream 210 provides wireless communication of specific flight plan information and GPS sensor data to a PED (Personal Electronic Device) from the GNS.

For details on the operation and features of the Flight Stream 210, please refer to the GNS 400W/500W Series Optional Displays, P/N 190-00356-30 Rev J.

For additional details about the Garmin supported devices and apps for use with the Flight Stream 210, please visit:
http://garmin.com/connext/supported_devices

Aircraft Make:_____
Aircraft Model:_____
Aircraft Serial Number:_____

GARMIN GNS 530 VHF Communications
Transceiver / VOR/ILS Receiver / GPS Receiver

LBA APPROVED FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT
GARMIN GNS 530 VHF COMMUNICATIONS TRANSCEIVER
VOR/ILS RECEIVER / GPS RECEIVER

AIRCRAFT MAKE: Cessna Aircraft Company

AIRCRAFT MODEL: C172S

AIRCRAFT SERIAL NO.: 17258810

This document must be carried in the aircraft at all times. It describes the operating procedures for the GARMIN GNS 530 navigation system when it has been installed in accordance with GARMIN Installation Manual, 190-00181-02.

For aircraft with an FAA/LBA Approved Airplane Flight Manual. this document serves as the LBA Approved Flight Manual Supplement for the GARMIN GNS 530. For aircraft that do not have an approved flight manual. this document serves as the LBA Approved Supplemental Flight Manual for the GARMIN GNS 530.

The Information contained herein supplements or supersedes the basic Airplane Flight Manual only in those areas listed herein. For limitations, procedures, and performance information not contained in this document, consult the basic Airplane Flight Manual.

LUFTFAHRT-BUNDESAMT · BRAUNSCHWEIG ·

Date: 12. Juli 01

Aircraft Make: _____GARMIN GNS 530 VHF Communications
Aircraft Model: _____Transceiver / VOR/ILS Receiver / GPS Receiver
Aircraft Serial Number: _____

Table of Contents

SECTION	PAGE
GENERAL	5
LIMITATIONS	6
EMERGENCY PROCEDURES	7
NORMAL PROCEDURES	8
PERFORMANCE	11
WEIGHT AND BALANCE	11
AIRPLANE & SYSTEM DESCRIPTIONS	11

Aircraft Make: _____ GARMIN GNS 530 VHF Communications
Aircraft Model: _____ Transceiver / VOR/ILS Receiver / GPS Receiver
Aircraft Serial Number: _____

SECTION I
GENERAL

1. The GNS 530 System is a fully integrated, panel mounted instrument, which contains a VHF Communications Transceiver, a VOR/ILS receiver, and a Global Positioning System (GPS) Navigation computer. The system consists of a GPS antenna, GPS Receiver, VHF VOR/LOC/GS antenna, VOR/ILS receiver, VHF COMM antenna and a VHF Communications Transceiver. The primary function of the VHF Communication portion of the equipment is to facilitate communication with Air Traffic Control. The primary function of the VOR/ILS Receiver portion of the equipment is to receive and demodulate VOR, Localizer, and Glide Slope signals. The primary function of the GPS portion of the system is to acquire signals from the GPS system satellites, recover orbital data, make range and Doppler measurements, and process this information in real-time to obtain the user's position, velocity, and time.

2. Provided the GARMIN GNS 530's GPS receiver is receiving adequate usable signals, it has been demonstrated capable of and has been shown to meet the accuracy specifications for:

    - VFR/IFR enroute, terminal, and non-precision instrument approach (GPS, Loran-C, VOR, VOR-DME, TACAN, NDB, NDB-DME, RNAV) operation within the U.S. National Airspace System in accordance with AC 20-138.

    - One of the approved sensors, for a single or dual GNS 530 installation, for North Atlantic Minimum Navigation Performance Specification (MNPS) Airspace in accordance with AC 91-49 and AC 120-33.

    - The system meets RNP5 airspace (BRNAV) requirements of AC 90-96 and in accordance with AC 20-138, and JAA AMJ 20X2 Leaflet 2 Revision 1, provided it is receiving usable navigation information from the GPS receiver.

Navigation is accomplished using the WGS-84 (NAD-83) coordinate reference datum. Navigation data is based upon use of only the Global Positioning System (GPS) operated by the United States of America.

SECTION II
LIMITATIONS

1. The GARMIN GNS 530 Pilot's Guide, P/N 190-00181-00, Rev. A, dated April 2000 or later appropriate revision must be immediately available to the flight crew whenever navigation is predicated on the use of the system.

2. The GNS 530 must utilize the following or later FAA approved software versions:

Sub-System	Software Version
Main	2.00
GPS	2.00
COMM	1.22
VOR/LOC	1.25
G/S	2.00

   The Main software version is displayed on the GNS 530 self test page immediately after turn-on for 5 seconds. The remaining system software versions can be verified on the AUX group sub-page 2, „SOFTWARE/DATABASE VER".

3. IFR enroute and terminal navigation predicated upon the GNS 530's GPS Receiver is prohibited unless the pilot verifies the currency of the data base or verifies each selected waypoint for accuracy by reference to current approved data.

4. Instrument approach navigation predicated upon the GNS 530's GPS Receiver must be accomplished in accordance with approved instrument approach procedures that are retrieved from the GPS equipment data base. The GPS equipment database must incorporate the current update cycle.

   (a) Instrument approaches utilizing the GPS receiver must be conducted in the approach mode and Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) must be available at the Final Approach Fix.

   (b) Accomplishment of ILS, LOC, LOC-BC, LDA, SDF, MLS or any other type of approach not approved for GPS overlay with the GNS 530's GPS receiver is not authorized.

   (c) Use of the GNS 530 VOR/ILS receiver to fly approaches not approved for GPS requires VOR/ILS navigation data to be present on the external indicator.

(d) When an alternate airport is required by the applicable operating rules, it must be served by an approach based on other than GPS or Loran-C navigation, the aircraft must have the operational equipment capable of using that navigation aid, and the required navigation aid must be operational.

(e) VNAV information may be utilized for advisory information only. Use of VNAV information for Instrument Approach Procedures does not guarantee Step-Down Fix altitude protection, or arrival at approach minimums in normal position to land.

5. If not previously defined, the following default settings must be made in the „SETUP 1" menu of the GNS 530 prior to operation (refer to Pilot's Guide for procedure if necessary):

(a) **dis, spd** ..... $\frac{n}{m}$ ^{k}t (sets navigation units to „nautical miles" and „knots")
(b) **alt, vs** ..... ^{f}t fpm (sets altitude units to „feet" and „feet per minute")
(c) **map datum** .. WGS 84 (sets map datum to WGS-84, see note below)
(d) **posn** ..... deg-min (sets navigation grid units to decimal minutes)

NOTE: In some areas outside the United States, datums other than WGS-84 or NAD-83 may be used. If the GNS 530 is authorized for use by the appropriate Airworthiness authority, the required geodetic datum must be set in the GNS 530 prior to its use for navigation.

SECTION III
EMERGENCY PROCEDURES

ABNORMAL PROCEDURES

1. If GARMIN GNS 530 navigation information is not available or invalid, utilize remaining operational navigation equipment as required.

2. If "RAIM POSITION WARNING" message is displayed the system will flag and no longer provide GPS based navigational guidance. The crew should revert to the GNS 530 VOR/ILS receiver or an alternate means of navigation other than the GNS 530's GPS Receiver.

3. If "RAIM IS NOT AVAILABLE" message is displayed in the enroute, terminal, or initial approach phase of flight, continue to navigate using the GPS equipment or revert to an alternate means of navigation other than the GNS 530's GPS receiver appropriate to the route and phase of flight. When continuing to use GPS navigation, position must be verified every

15 minutes using the GNS 530's VOR/ILS receiver or another IFR-approved navigation system.

4. If "RAIM IS NOT AVAILABLE" message is displayed while on the final approach segment, GPS based navigation will continue for up to 5 minutes with approach CDI sensitivity (0.3 nautical mile). After 5 minutes the system will flag and no longer provide course guidance with approach sensitivity. Missed approach course guidance may still be available with 1 nautical mile CDI sensitivity by executing the missed approach.

5. In an in-flight emergency, depressing and holding the Comm transfer button for 2 seconds will select the emergency frequency of 121.500 Mhz into the "Active" frequency window.

SECTION IV
NORMAL PROCEDURES

1. DETAILED OPERATING PROCEDURES

Normal operating procedures are described in the GARMIN GNS 530 Pilot's Guide, P/N 190-00181-00, Rev. A, dated April 2000 or later appropriate revision.

2. PILOT'S DISPLAY

The GNS 530 System data will appear on the Pilot's CDI/HSI. The source of data is either GPS or VLOC as annunciated on the display above the CDI key.

NOTE: It is the pilot's responsibility to assure that published or assigned procedures are correctly complied with. Course guidance is not provided for all possible ARINC 424 leg types. See the GNS 530 Pilot's Guide for detailed operating procedures regarding navigation capabilities for specific ARINC 424 leg types.

3. AUTOPILOT / FLIGHT DIRECTOR OPERATION

Coupling of the GNS 530 System steering information to the autopilot/flight director can be accomplished by engaging the autopilot/flight director in the NAV or APR mode.

When the autopilot/flight director system is using course information supplied by the GNS 530 System and the course pointer is not automatically driven to the desired track, the course pointer on the HSI must be manually set to the desired track (DTK) indicated by the GNS 530. For detailed autopilot/flight director operational instructions, refer to the FAA/LBA Approved Flight Manual Supplement for the autopilot/flight director.

4. CROSSFILL OPERATIONS

For dual GNC 500 Product Series or GNC 500/GNC 400 Product Series installations, crossfill capabilities exist between the number one and number two Systems. Refer to the GARMIN GNS 530 Pilot's Guide for detailed crossfill operating instructions.

5. AUTOMATIC LOCALIZER COURSE CAPTURE

By default, the GNS 530 automatic localizer course capture feature is enabled. This feature provides a method for system navigation data present on the external indicators to be switched automatically from GPS guidance to localizer / glide slope guidance as the aircraft approaches the localizer course inbound to the final approach fix. If an offset from the final approach course is being flown, it is possible that the automatic switch from GPS course guidance to localizer / glide slope course guidance will not occur. It is the pilot's responsibility to ensure correct system navigation data is present on the external indicator before continuing a localizer based approach beyond the final approach fix. Refer to the GNS 530 Pilot's Guide for detailed operating instructions.

6. DISPLAY OF LIGHTNING STRIKE DATA (If installation is approved by LBA)

For installations that interface the BFGoodrich WX-500 Stormscope and the GNS 530, lightning strike data detected by the WX-500 will appear on the GNS 530. For detailed operating instructions regarding the interface of the GNS 530 with the WX-500, refer to the WX-500 Pilot's Guide and the GNS 530 Pilot's Guide Addendum for the WX-500 Stormscope interface.

7. DISPLAY OF TRAFFIC ADVISORY DATA (If installation is approved by LBA)

For installations that interface the BFGoodrich SKYWATCH Traffic Advisory System (TAS) and the GNS 530, traffic data detected by the SKYWATCH will appear on the GNS 530. For detailed operating instructions regarding the interface of the GNS 530 with the SKYWATCH, refer to the FAA/LBA Approved Flight Manual Supplement for the SKYWATCH, the Pilot's Guide for the SKYWATCH and the GNS 530 Pilot's Guide Addendum for the SKYWATCH Traffic Advisory System interface.

Aircraft Make: _____ GARMIN GNS 530 VHF Communications
Aircraft Model: _____ Transceiver / VOR/ILS Receiver / GPS Receiver
Aircraft Serial Number: _____

SECTION V
PERFORMANCE

No change.

SECTION VI
WEIGHT AND BALANCE

See current weight and balance data.

SECTION VII
AIRPLANE & SYSTEM DESCRIPTIONS

See GNS 530 Pilot's Guide for a complete description of the GNS 530 system.

Erg. Nr. 28.

CHARTERWARE
Flottenmanagement für die allgemeine Luftfahrt

charterware UG (haftungsbeschränkt)

Otmar Ripp, Tel: +49 6502 9385667

otmar.ripp@charterware.net

Doc No.: CS23var-010715-01-ASM-01, Rev.01

Aircraft
Flight Manual Supplement

Aircraft Interface for Flight Logger
Charterware OBU

in

Aircraft Type and Model: Cessna 172S

Serial No.: 172S8810

This Aircraft Flight Manual Supplement is approved by EASA under Approval No.: 10054165

List of effective Pages

Page	Title	Issue Date
1	Title Sheet	09.07.2015
2	List of effective Pages, Revision History	09.07.2015
3	Sections I to VIII	09.07.2015
4	Annex 1	09.07.2015

Revision History

Issue	Date	Revision Items
Initial	09.07.2015	n/a

Section I: General

This document describes an electrical interface (jack) mounted in the right half of the front panel. That jack is dedicated to connect a Charterware flight logger also called OBU (OnBoardUnit). The flight logger itself is not part of this installation. That device has to be handled as a PED. The pilot/operator must make sure that the applicable European respectively national operating rules (and the associated guidance material) are met.

Section II: Limitations

Do not use the interface jack for other purposes than connecting a Charterware flight logger OBU

Section III: Emergency Procedures

no change to basic flight manual

Section IV: Abnormal Procedures

In case of interference between the flight logger and aircraft instruments:

Pull the Sub-D connector out of the front panel mounted jack.

Section V: Normal Procedures

Additional items for pre-flight check:

Ensure that the flight logger and its associated wiring is properly stowed and fixed. Check the flight logger plug for proper connection to the jack. Tighten the screws of the Sub-D connector only by hand without gloves. Do not use screwdrivers or other tools! Ensure that the plug can be removed immediately if necessary (see IV).

Section VI: Performance

no change to basic flight manual

Section VII: Weight and Balance

no change to basic flight manual

Section VIII: Technical Description

For details concerning the flight logger see Charterware document User's Manual OBU..
For details concerning the installation see Charterware Installation and Continued Airworthiness Manual **CS23var-010715-01-INM-01Rev.01**.
For an installation example see annex 1.

Annex 1: Example Photographs of the mounted Flight Logger

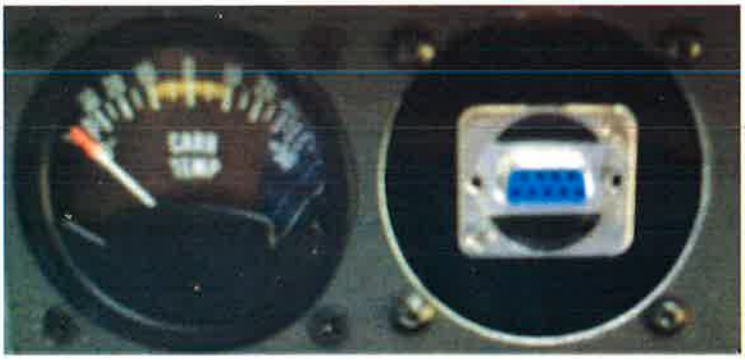


Figure 1.1.: Jack for OBU Logger mounted within metallic faceblade of an instrument slot



Figure 1.2.: OBU Logger during a flight in a typical Cockpit on Top Environment