

FLUGHANDBUCH

für

**Beechcraft
BONANZA**

F33A

Nutzflugzeug

CE-674 und weitere

ACROBATIC F33C

Kunstflugzeug

GJ-129 und weitere

Kennzeichen:

Werknummer:

CE-1145

Baujahr:

1987

Flugzeugbaureihe:

Beech F33 A

Hersteller:

Beech Aircraft Corporation

Wichita-Kansas-USA

Lufttüchtigkeitsgruppe:

Nutz- bzw. Kunstflugzeug

Flugzeugkennblatt: 627a

Dieses Handbuch ist eine Übersetzung des Original POH P/N 33-590009-13A9 Revision November 1988

Musterbetreuer in Deutschland
Beechcraft Vertrieb und Service GmbH

The Beechcraft Organization
for Central Europe

Für den technischen Inhalt verantwortlich


Johann Obermeier

Als Betriebsanweisung gemäß § 12(1)2 LuftVerPO anerkannt



May
27.7.89

Dieses Handbuch enthält alle Informationen, die für den sicheren Betrieb
des Flugzeuges notwendig sind.

P/N33-590009-13
Original: Oktober 1976

P/N33-590009-13A9
Revision: November 1988

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

EINFÜHRUNG

Der Inhalt dieses Flughandbuches entspricht der GAMA-Handbuch-Spezifikation Nr. 1 (GAMA = General Aviation Manufacturers Association). Die Anwendung dieser Spezifikation durch alle Hersteller erlaubt es dem Piloten, die gleichen Daten an den gleichen Stellen in allen Flughandbüchern zu finden.

ANMERKUNG

Dieses Flughandbuch hat nur für das Flugzeug Beech F33A Gültigkeit.

Die hierin festgelegten Angaben sind folgenden Unterlagen entnommen.

Flughandbuch Beechcraft Bonanza F33A.

BONANZA F33A
BETRIEBSHANDBUCH UND ANERKANNTES FLUGHANDBUCH

INHALTSÜBERSICHT

Abschnitt 1.....	Allgemeines
Abschnitt 2.....	Betriebsgrenzen
Abschnitt 3.....	Notverfahren
Abschnitt 4.....	Normalverfahren
Abschnitt 5.....	Betriebs- und Leistungsdaten
Abschnitt 6.....	Massen- und Schwerpunktangaben
Abschnitt 7.....	Systembeschreibung
Abschnitt 8.....	Betreuung und Wartung
Abschnitt 9.....	Ergänzende Anhänge

ABSCHNITT 1

ALLGEMEINES

INHALTSVERZEICHNIS

Einführung.....	1-3
Wichtige Hinweise.....	1-3
Benutzung des Handbuches.....	1-4
Revision des Handbuches.....	1-6
Nachtragsrevisions-Aufstellung.....	1-6A
Vom Hersteller herausgegebene STC-Nachtragsergänzungen....	1-6A
Drei-Seiten-Ansicht des Flugzeuges.....	1-7
Min. Wendekreis.....	1-8
Kenndaten.....	1-9
Triebwerk.....	1-9
Propeller.....	1-9
Kraftstoff.....	1-9
Standard-System.....	1-10
Sonderausführungs-System.....	1-10
Schmieröl.....	1-10
Öl-Fassungsvermögen.....	1-10
Zugelassene Schmierölartern.....	1-10
Zugelassene Höchstmassen.....	1-10
Kabinen- und Eingangsabmessungen.....	1-10
Gepäckraum und Zugangsöffnungen.....	1-10A
Spezifische Belastungen.....	1-10A
Abkürzungen und Begriffsbestimmungen.....	1-11
Fluggeschwindigkeitsbegriffe.....	1-11
Meteorologische Begriffe.....	1-13
Leistungs-Begriffe.....	1-14
Triebwerk-Regelorgane und Instrumente.....	1-14
Flugzeugleistung und Flugplanung.....	1-15
Massen- und Schwerpunktsangaben.....	1-15

Abschnitt 1
Allgemeines

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

Wir danken Ihnen für das in uns gesetzte Vertrauen, das Sie mit der Wahl eines BEECHCRAFT Flugzeuges zum Ausdruck brachten. Unsere Entwurfsingenieure, Montagehandwerker und Inspektoren haben unter Einsatz ihrer handwerklichen Fähigkeiten und Erfahrung sichergestellt, daß die neue BEECHCRAFT BONANZA F33A den hohen Qualitäts- und Leistungsansprüchen gerecht wird, für welche BEECHCRAFT Flugzeuge in der ganzen Welt bekannt geworden sind.

WICHTIGE HINWEISE

Dieses Handbuch muß vom Halter bzw. dem Piloten sorgfältig gelesen werden, um mit dem Betrieb des Flugzeuges vertraut zu werden. Die gemachten Anregungen und Empfehlungen sollen helfen, ein Höchstmaß an Leistung zu erzielen, ohne dabei die Wirtschaftlichkeit zu opfern.

Eine Vertrautheit mit dem Handbuch ist nötig, weil das Flugzeug in Übereinstimmung mit den hierin niedergelegten Angaben einerseits sowie mit den im Flugzeug angeordneten Hinweisschildern andererseits zu betreiben ist.

Es wird darauf hingewiesen, daß sowohl Halter als auch der Pilot mit den zutreffenden LBA-Bestimmungen bezüglich Betrieb und Wartung des Flugzeuges als auch mit den allgemeinen Einsatz- und Flugregeln vertraut sein müssen. Weiter wird darauf hingewiesen, daß das Flugzeug entsprechend den Lufttüchtigkeits-Bestimmungen zu betreiben und zu warten ist.

Die LBA-Bestimmungen legen weiterhin eindeutig fest, daß die Verantwortung für die Wartung des Flugzeuges Sache des Halters und des Piloten ist, die sicherstellen müssen, daß die gesamten Wartungsarbeiten von qualifizierten Mechanikern in Übereinstimmung mit den für dieses Flugzeug gültigen Lufttüchtigkeitsbestimmungen durchgeführt werden.

Alle in diesem Handbuch genannten Begrenzungen, Verfahren, Sicherheitsanwendungen, Zeitbegrenzungen, Retreuungs- und Wartungsforderungen sind "Zwingend durchzuführen", um eine fortwährende Lufttüchtigkeit zu gewährleisten und das Flug-

zeug in einem Zustand zu erhalten, der seinem Originalzustand gleichwertig ist.

Autorisierte BEECHCRAFT Service Stationen, Vertragswerkstätten, internationale Auslieferungslager und Händler verfügen bzw. beschaffen die von BEECHCRAFT empfohlenen Änderungen und verbesserten Service- und Betriebsverfahren, deren verbesserte Gestaltung ein Höchstmaß an Wirtschaftlichkeit, verbunden mit einem gleichen Maß an Sicherheit seitens des Flugzeuges, ermöglicht.

BENUTZUNG DES HANDBUCHES

Bei der Gestaltung des Handbuches wurde darauf geachtet, eine Aufrechterhaltung der für den Betrieb des Flugzeuges notwendigen Dokumente und Unterlagen zu erleichtern. Es wurde daher in Form einer LOSE-BLATT-Fassung gestaltet und eine für die Unterbringung günstige Abmessung gewählt. Der besseren Überschaubarkeit wegen erhielt es eine Abschnittskennzeichnung, die ein schnelles Auffinden der 9 Grundabschnitte gestattet.

Abschnitt 1	Allgemeines
Abschnitt 2	Betriebsgrenzen
Abschnitt 3	Notverfahren
Abschnitt 4	Normalverfahren
Abschnitt 5	Betriebs- und Leistungsdaten
Abschnitt 6	Massen- und Schwerpunktangaben/Ausrüst.-Liste
Abschnitt 7	Systembeschreibungen
Abschnitt 8	Handhabung, Pflege und Wartung
Abschnitt 9	Ergänzende Angaben

ANMERKUNG

Wenn nicht anders vermerkt, handelt es sich bei allen in diesem Handbuch zitierten Flugeschwindigkeiten um "angezeigte Flugeschwindigkeiten" (IAS) bei einer angenommenen Null-Fehler-Instrumentenanzeige.

ANMERKUNG

Aufgrund der Vielzahl der lieferbaren Rüstsätze und der dadurch bedingten unterschiedlichen Flugzeugkonfigurationen muß darauf aufmerksam gemacht werden, daß in den Beschreibungen und Abbildungen des Handbuches Sonderausrüstungen nicht als solche gekennzeichnet sein müssen. Durch Kundenwünsche können Änderungen auftreten, so daß die Abbildungen in diesem Handbuch im Einzelfall vom Flugzeug abweichen können, weil sie nur einen für die Baureihe typischen Bauzustand wiedergeben.

Beech Aircraft Corporation behält sich ausdrücklich das Recht auf Streichung, Außerkraftsetzung, Ungültigkeitserklärung bezüglich irgend eines Teiles, Teilnummer, Austauschsatzes oder Veröffentlichung vor, auf das in diesem Handbuch Bezug genommen wird, und dies ohne vorherige Ankündigung.

Der Besitzer/Pilot soll stets auf alle Ergänzungen Bezug nehmen, ob STC-Ergänzungen oder BEECH-Ergänzungen, und diese auf mögliche Hinweise, Grenzwerte, Normal- und Notbetriebsverfahren durchsehen zwecks richtiger Betriebsführung des Flugzeuges bei einer Sonderausrüstungs-Installation.

ANMERKUNG

Folgende Veröffentlichungen werden dem Flugzeughalter automatisch zugestellt:

1. Originalausgaben und Revisionen der Service Instructions Class I und II.
2. Originalausgaben und Revisionen der Flughandbuchergänzungen.
3. Neuausgaben und Revisionen von Flight Manuals, Flight Handbooks, Owner's Manuals, Pilot's Operating Manuals and Pilot's Operating Handbooks.

Dieser Kundendienst ist frei und wird nur denjenigen Flugzeughaltern zugestellt, die in der Aircraft Registration Branch List oder der Beechcraft International Owners Motification Service List registriert sind, und nur dann, wenn die Flugzeugseriennummer des Modells, für das dieses Handbuch gilt, registriert ist. Bezüglich Informationen über einen Bezugsnachweis der "Revision Service" für dieses Handbuch oder andere Beechcraft-Veröffentlichungen ist eine Beechcraft-Vertragswerkstätte oder der Musterbetreuer zu konsultieren.

REVISION DES HANDBUCHES

Die Rückseite des Titelblattes enthält das Verzeichnis der gültigen Seiten, einschließlich der Revisionen. In der unteren rechten Ecke des umrandeten Teils des Verzeichnisses befindet sich ein Kästchen mit einem Hauptbuchstaben, der als Kennzeichen für eine Ausgabe oder Neuausgabe dient. Dem Buchstaben kann eine Ziffer angehängt sein, welche die zahlenmäßige Revision bezeichnet. Wenn eine Revision zu irgendeiner Information in bezug auf dieses Handbuch erfolgt, wird ein neues Revisionsverzeichnis herausgegeben. Alle Seiten dieser Revisionsverzeichnisse müssen im Handbuch verbleiben, damit eine laufende Aufzeichnung des Materialstatus vorhanden ist, bis eine Neuausgabe zur Verfügung steht.

ACHTUNG

Wird dieses Handbuch als Betriebsanweisung gemäß §12 (i) 2 LuftVerPO verwandt, ist der Flugzeughalter verpflichtet, es auf dem jeweiligen gültigen Stand zu halten.

FLUGZEUG-FLUGHANDBUCH-NACHTRAGSREVISIONS-AUFSTELLUNG

Abschnitt 9 enthält die Flughandbuch-Ergänzungen, angeführt durch eine "Nachtragsverzeichnis-Seite". Werden neue Nachtrags-ergänzungen herausgegeben oder existierende revidiert, wird ein neues Nachtragverzeichnisblatt das vorhergehende ersetzen, da es einschließlich des neuen alle vorhergehenden Anerkennungen enthält.

VOM HERSTELLER HERAUSGEGEBENE STC-NACHTRAGSERGÄNZUNGEN

Zu jedem neuen vom Werk ausgelieferten Flugzeug wird ein Handbuch mitgeliefert, welches entweder eine "STC" (SUPPLEMENT TYPE CERTIFICATE) Ergänzungs-Musterzulassung oder eine BEECH-FLUG-HANDBUCH-ERGÄNZUNG für jeden installierten Gegenstand, der eine Ergänzungsprüfung erfordert, enthält. Falls ein neues Handbuch für den Betrieb eines Flugzeuges zu einem späteren Zeitpunkt erworben wird, gehört es in die Verantwortlichkeit des Halters bzw. Piloten, dafür zu sorgen, daß alle erforderlichen "STC"-Ergänzungen (ebenso wie Gewichts- und Schwerpunktangaben einschl. weiterer dazu gehörender Kennwerte) in das neue Handbuch übertragen werden.

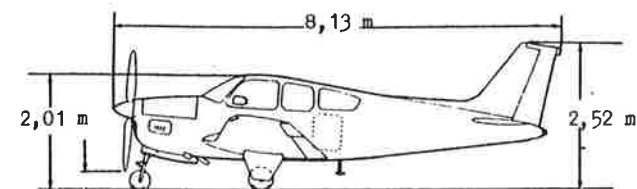
Abschnitt 1
Allgemeines

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

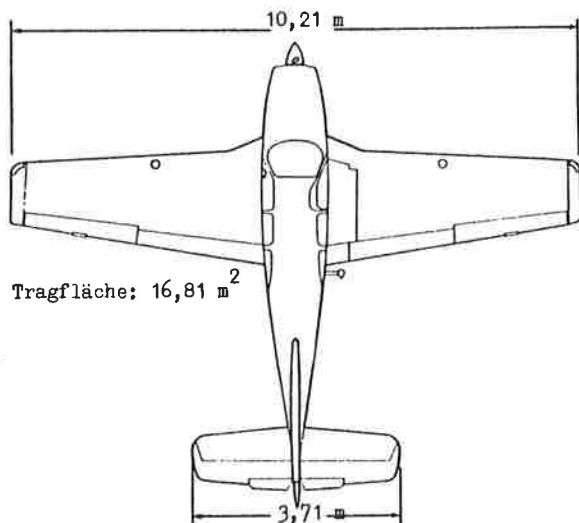
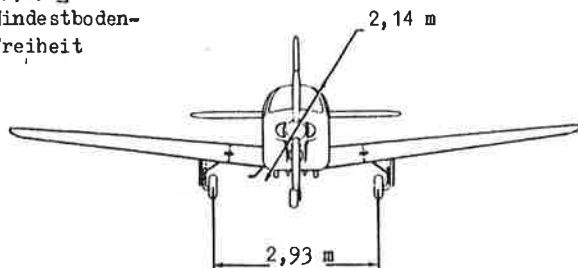
VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

1-6B

September 1978

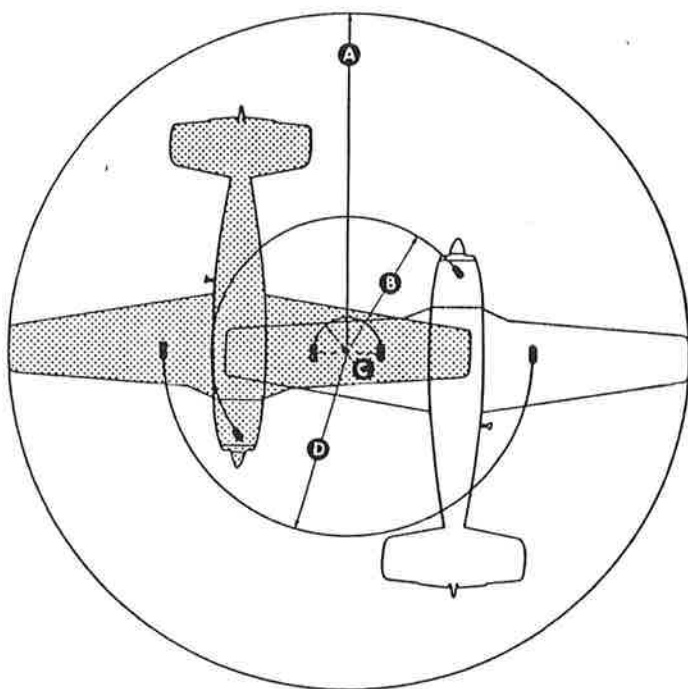


19,05 cm
Mindestboden-
freiheit



Tragfläche: 16,81 m²

Drei-Seiten-Ansicht



WENDEKREISE AM BODEN

A-	- Radius des Flächenspitzenkreises.....	8026 mm
B-	- Radius des Bugfahrwerkskreises.....	3708 mm
C-	- Radius des Innenfahrwerkskreises.....	1549 mm
D-	- Radius des Außenfahrwerkskreises.....	4470 mm

Die Wendekreise gelten für vollen Lenkungseinschlag, Anwendung einer Bremse und Triebwerkteillast.

KENNDATEN

TRIEBWERK

Ein Triebwerk der Teledyne Continental Motors Corporation Modell IO-520-BA oder IO-520-BB. Ein luftgekühlter Sechszylinder-Boxermotor mit einem Inhalt von 8,52 Liter bei einer Leistung von 212 kW (285 HP). Er ist ausgerüstet mit Kraftstoffeinspritzung und Direktantrieb.

Start und maximale

Dauerleistung..... (Vollgas) 2700 1/min.

Maximale Normalbetriebsleistung

Werknummer CE-891 und weiter
mit 2-Blatt-Propeller-Installation, und

Werknummer CJ-156 und weiter
mit 2-Blatt-Propeller-Installation..... (Vollgas) 2550 1/min.

PROPELLER

Bei Triebwerken IO-520-BA und IO-520-BB:

Ein McCauley Zweiblattverstellpropeller mit konstanter Drehzahl und einer 2A36C23 Nabe mit 84B-O-Blättern, oder ein McCauley Dreiblattverstellpropeller mit konstanter Drehzahl und einer 3A32C76-Nabe mit 82NB-2-Blättern.

KRAFTSTOFF

Flugkraftstoff 100 LL (blau) oder 100 (grün) Mindestleistungszahl.

STANDARDSYSTEM (CE-674 bis CE-883) (CJ-129 bis CJ-155)

Gesamtkraftstoffmenge.....189 Liter (50 Gal)

Ausfliegbare Gesamtmenge.....166 Liter (44 Gal)

STANDARDSYSTEM (CE-884 und weiter) (CJ-156 und weiter)
SONDERAUSFÜHRUNGSSYSTEM (CE-674 bis CE-883) (CJ-129 bis CJ-155)

Gesamtkraftstoffmenge.....302 Liter (80 Gal)
Ausfliegbare Gesamtmenge.....280 Liter (74 Gal)

SCHMIERÖL

ÖLFASSUNGSVERMÖGEN

Gesamtmenge.....11,35 Liter

ZUGELASSENE SCHMIERÖLARTEN

Aschefreie Dispersionsöle, welche den Anforderungen der Teledyne
Continental Motors Corporation Spezifikation MHS-24B oder der
letzten Revision von MHS-24 entsprechen. Zugelassene Öle siehe
Abschnitt 8.

ZUGELASSENE HÖCHSTMASSEN

Maximale Rollmasse.....3412 lbs/1548 kg
Maximale Startmasse.....3400 lbs/1542 kg
Maximale Landemasse.....3400 lbs/1542 kg
Maximale Leertankmasse.....Keine strukturelle Begrenzung
Maximale Gepäckraummasse.....270 lbs/ 122 kg

KABINEN- UND EINGANGSABMESSUNGEN

Kabinenbreite (max.).....1,06 m
Kabinenlänge (max.).....3,07 m
Kabinenhöhe (max.).....1,27 m
Vordere Kabinentür.....0,940 m breit x 0,914 m hoch

GEPÄCKRAUM UND ZUGANGSÖFFNUNGEN

Rauminhalt.....	991 Liter
Türbreite (min.).....	0,47 m
Türhöhe (min.).....	0,57 m
Raum über Hutablage.....	48 Liter

SPEZIFISCHE BELASTUNGEN

Flächenbelastung bei max. Startmasse $91,78 \text{ kg/m}^2$ (18,8 lbs/sqft)
Leistungsmasse bei max. Startmasse..... $7,22 \text{ kg/kW}$ (11,9 lbs/hp)

Abschnitt 1
Allgemeines

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

ABKÜRZUNGEN UND BEGRIFFSBESTIMMUNGEN

Die folgenden Abkürzungen und Begriffsbestimmungen sind, soweit sie in diesem Handbuch zur Anwendung kommen, aus Gründen einer einfachen und schnellen Begriffsauslegung zu einer Liste zusammengefaßt. Wenn immer möglich, wurden sie der einfacheren Bezugnahme wegen in Kategorien zusammengefaßt.

FLUGGESCHWINDIGKEITSBEGRIFFE

CAS	=	Berichtigte Fluggeschwindigkeit. Die berichtigte Fluggeschwindigkeit ist gleich der angezeigten Fluggeschwindigkeit, berichtigt um Einbau- und Instrumentenfehler. Sie entspricht der wahren Fluggeschwindigkeit in der Normalatmosphäre in Meereshöhe.
KCAS	=	CAS in Knoten
GS	=	Geschwindigkeit über Grund
IAS	=	Angezeigte Fluggeschwindigkeit auf einem Staudruckfahrmesser, der auf die Geschwindigkeit der adiabatischen, kompressiblen Luft bei Normalatmosphäre in Meereshöhe geeicht ist.
KIAS	=	IAS in Knoten
TAS	=	Wahre Eigengeschwindigkeit relativ zur ungestörten Luft, CAS unter Berücksichtigung von Flughöhe, Außentemperatur und Kompressibilität.
V_A	=	Manövergeschwindigkeit. Maximale Geschwindigkeit, bei der volle Ruderausschläge das Flugzeug nicht überlasten.
V_{FE}	=	Maximale Geschwindigkeit mit ausgefahrenen Landeklappen ist die höchstzulässige Geschwindigkeit mit Landeklappen in einer vorgeschriebenen Stellung ausgefahren.

V_{LE}	=	Maximale Fluggeschwindigkeit bei ausgefahrenem Fahrwerk.
V_{LO}	=	Maximale Geschwindigkeit, zum sicheren Aus- und Einfahren des Fahrwerks.
V_{NE}	=	Höchstzulässige Geschwindigkeit, darf unter keinen Umständen zu keiner Zeit überschritten werden.
V_{NO} oder V_C	=	Maximale Reisegeschwindigkeit, die nur bei ruhiger Luft und mit Vorsicht überschritten werden sollte.
V_S	=	Überziehgeschwindigkeit oder Mindestgeschwindigkeit, bei der das Flugzeug noch steuerbar ist.
V_{SO}	=	Überziehgeschwindigkeit oder Mindestgeschwindigkeit, bei der das Flugzeug in der Landekonfiguration noch steuerbar ist.
V_X	=	Geschwindigkeit für den besten Steigwinkel (max. Höhe in min. horizontaler Entfernung)
V_Y	=	Beste Steiggeschwindigkeit (max. Höhe in kürzester Zeit).

METEOROLOGISCHE BEGRIFFE

ISA	=	Internationale Standard-Atmosphäre, festgelegt wie folgt: 1. Die Luft ist ein trockenes, vollkommenes Gas. 2. Temperatur in Meereshöhe (NN) 15°C (59 °F) 3. Luftdruck in NN 1013,2 HPa (29,92 in.Hg) 4. Der Temperaturgradient, von NN bis zu einer Höhe, bei der die Temperatur -56,5°C ist, beträgt -0,65°C/100 m (2°C/1000 ft), darüber ist er Null.
OAT	=	Außenlufttemperatur, angezeigte Lufttemperatur im Flug oder am Boden unter Berücksichtigung des Instrumentenfehlers und der Kompressibilität.
Angezeigte Druckhöhe	=	Der wirkliche Ableswert eines Höhenmessers bei einer Einstellung von 1013,2 mb (29,92 in.Hg)
Druckhöhe	=	Höhe, die ein barometrischer Höhenmesser bei Einstellung von 1013,2 mb (29,92 in.Hg) anzeigt, unter Berücksichtigung der Instrumentenfehler oder Fehler für den statischen Druck. In diesem Handbuch wird von einer Null-Fehler-Instrumentenanzeige ausgegangen. Positionsfehler können der Höhenmesser-Berichtigungsgrafik entnommen werden.

Stations- Druck	=	Der tatsächliche atmosphärische Druck auf Platzhöhe.
Wind	=	Soweit in diesem Handbuch verwendet, zu verstehen als Gegenwind- oder Rückenwind- komponente des gemeldeten Windes.

LEISTUNGS-BEGRIFFE

Startlei- stung und höchste Dauerlei- stung	=	Höchste Triebwerk-Nennleistung ohne zeit- liche Begrenzung.
■ Maximale Normalbe- triebs- leistung (MNOP)	=	Höchste Triebwerk-Nennleistung innerhalb des normalen Betriebsbereiches. Lärmver- halten entsprechend der Forderungen nach FAR 36 wurde bei dieser Nennleistung de- monstriert.
Reise- Steigflug- leistung	=	Die für Reisesteigflug empfohlene Steiglei- stung

TRIEBWERK-REGELORGANE UND INSTRUMENTE

Leistungs- hebel	=	Regelorgan zur Leistungskontrolle, das den Eintritt des Kraftstoff-Luftgemisches in die Triebwerk-Eintrittskanäle steuert. Die Ein- stellungen werden auf dem Ladedruckanzeiger angegeben.
Propeller- verstellung	=	Zur Einstellung der Drehzahl des Propeller- reglers, Verstellung der Steuerung bewirkt ein Zunehmen oder Abnehmen der Propellerdreh- zahl durch Verstellung des Propellerblatt- winkels.
Gemisch- hebel	=	Dieses Regelorgan dient zur Einstellung des Kraftstoff-Flusses bei allen Betriebsarten und sorgt beim Triebwerk-Abstellen für eine vollkommene Kraftstoff-Absperrung.
■ EGT-Abgas- tempera- turanzeige	=	Dieses Anzeigegerät dient der Erkennung des magersten und des besten Leistungs-Kraft- stoff-Durchflußgemisches für verschiedene Leistungseinstellungen während des Reise- fluges.

Drehzahl- messer	=	Zeigt die Umdrehung pro Minute des Propellers
Propeller- regler	=	Erfasst die Drehzahländerungen und verstellt hydraulisch die Propellersteigung, um die Drehzahländerung auszugleichen. Konstante Propellerdrehzahl wird gemäß der gewählten Drehzahl gehalten.

FLUGZEUGLEISTUNG UND FLUGPLANUNG

Steig- Gradient	=	Das Verhältnis von Höhenänderung zur Änderung der horizontalen Entfernung in der gleichen Zeit während des Steigfluges.
Demonstrierte Seitenwind- komponente	=	Die Komponente des direkten Seitenwindes, bei der Musterprüfung geflogen wurde und Start und Landung noch ausreichend steuerbar war. Der angegebene Wert ist kein limitierender Faktor.
MEA	=	Die Mindestflughöhe während eines IFR-Streckenfluges.
Strecken- Teilstück	=	Teilstück einer Flugstrecke. Ein jedes Ende dieses Teilstückes wird identifiziert durch: (1) einen geographischen Punkt; oder (2) einen Punkt, an welchem eine genau abgegrenzte feste Funkstelle aufgestellt ist.
gph	=	U.S. GALLONS per Stunde
l/h	=	Liter pro Stunde

MASSEN- UND SCHWERPUNKTSANGABEN

Bezugsebene=	Eine imaginäre senkrechte Ebene, von der alle horizontalen Entfernungen bei der Schwerpunktsfestlegung und -berechnung gemessen werden.
--------------	---

Abschnitt 1
Allgemeines

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

Station	=	Ein Punkt längs des Flugzeugrumpfes, gemessen von der Bezugsebene.
Hebelarm	=	Die waagerechte Entfernung von der Bezugsebene zum Schwerpunkt eines Ausrüstungsteiles.
Moment	=	Das Produkt der Multiplikation von Masse und Hebelarm eines Ausrüstungsteiles oder des Flugzeuges. Die Division eines Momentes durch eine Konstante wird zur Vereinfachung von Schwerpunktberechnungen benutzt.
Schwerpunkt (CG)	=	Ein Punkt, auf den bezogen die Summe aller Momente gleich Null ist. Würde man das Flugzeug an diesem Punkt aufhängen, so wäre es im Gleichgewicht. Die Entfernung von der Bezugsebene erhält man durch Dividieren des Gesamt moments und der Gesamtmasse.
Schwerpunkt-arm	=	Der Hebelarm, der durch Addieren der einzelnen Flugzeugmomente und Division der Summe durch die Gesamtmasse erhalten wird.
Schwerpunkt-grenzwerte	=	Die spezifischen vorderen und hinteren Grenzpunkte, innerhalb deren Werten sich der Schwerpunkt während des Startens, des Fluges und der Landung befinden muß.
Ausfliegbarer Kraftstoff	=	Die Kraftstoffmenge, die zur Flugplanung und -durchführung zur Verfügung steht.
Nicht ausfliegbarer Kraftstoff	=	Kraftstoff, der nach einer Endverbrauchsprüfung gemäß behördlicher Anordnung übrigbleibt.
Standard-Leermasse	=	Masse eines Standardflugzeuges einschl. nicht ausfliegbarem Kraftstoff, zum Betrieb erforderlichen Flüssigkeiten und Schmieröl.

Grundleermasse	=	Standardmasse plus Sonderausrüstung
Zahlende Nutzlast	=	Masse von Fracht, Passagieren und Gepäck
Nutzlast	=	Differenz zwischen Roll- (oder Startmasse) und Grundleermasse.
Höchstzulässige Rollmasse	=	Maximale Masse zugelassen für Bodenbewegungen (schließt die Kraftstoffmasse für Anlassen, Rollen und Standleistungsprobe ein).
Höchstzulässige Startmasse	=	Höchstzugelassene Startmasse
Höchstzulässige Landemasse	=	Höchstzugelassene Masse für das Aufsetzen auf der Landebahn
Leertankmasse	=	Höchstmasse ohne ausfliegbaren Kraftstoff
Tara	=	Die Masse von Radvorlegklötzen und ähnlichen Hilfsmitteln, wenn sich das Flugzeug zum Zwecke des Wiegens auf den Waageplattformen befindet.
Ausricht-Meßpunkte	=	Das sind Auflage oder Meßpunkte, die zum Auflegen einer Wasserwaage oder für Messungen geeignet sind, um das Flugzeug vor dem Auswiegen in eine waagerechte Stellung zu bringen.
Aufbockpunkte	=	Vom Hersteller festgelegte Punkte am Flugzeug zum Aufbocken des Flugzeugs zum Wiegen oder für andere Zwecke.

ABSCHNITT 2
BETRIEBSGRENZEN
INHALTSVERZEICHNIS

Fluggeschwindigkeits-Grenzwerte.....	2-3
Fluggeschwindigkeits-Anzeigemarkierungen.....	2-4
Triebwerk - Grenzwerte.....	2-4
Triebwerk.....	2-4
Betriebsgrenzen.....	2-4
Kraftstoff-Leistungszahl.....	2-5
Öl-Spezifikation.....	2-5
Propeller-Spezifikationen.....	2-5
Triebwerk-Instrumente-Markierungen.....	2-6
Diverse Instrumentenmarkierungen.....	2-7
Massengrenzwerte.....	2-7
Schwerpunkts-Grenzwerte (Fahrwerk ausgefahren).....	2-7
Bezugslinie.....	2-7
Flugmanöver-Grenzwerte.....	2-8
Zugelassene Flugmanöver (1542 kg).....	2-8
Zulässige Lastvielfache (1542 kg).....	2-8
Mindest-Besatzung.....	2-8
Flugbetriebsgrenzen.....	2-8
Erforderliche Ausrüstung für unterschiedliche Flugbe- dingungen.....	2-9
Kraftstoff	
Gesamtkraftstoff.....	2-18
Standardkraftstoffanlage.....	2-18
Sonderkraftstoffanlage.....	2-18
Kraftstoffrestmenge.....	2-18
Sitze.....	2-18
Hinweisschilder.....	2-19

Abschnitt 2
Betriebsgrenzen

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

Die in diesem Abschnitt erfaßten Grenzwerte sind seitens des
Luftfahrt-Bundesamtes anerkannt und müssen beim Betrieb dieses
Flugzeuges eingehalten werden.

FLUGGESCHWINDIGKEITS-GRENZWERTE

GESCHWINDIGKEIT	KCAS	KIAS	BEMERKUNGEN
Zulässige Höchstgeschwindigkeit V_{NE} (niemals überschreiten)	195	196	Darf nicht überschritten werden
Maximale strukturell bedingte Reisegeschwindigkeit V_{NO} oder V_C	165	167	Darf nur bei ruhiger Luft und mit Vorsicht überschritten werden
Manövergeschwindigkeit V_A	132	134	Keine abrupten oder vollen Steuerausschläge oberhalb dieser Geschwindigkeit
Maximale Geschwindigkeit mit ausgefahrenen Landeklappen Ausgefahren V_{FE} (vor CE-816 und CJ-150)	122	123	Darf mit ausgefahrenen Landeklappen nicht überschritten werden oder Klappen dürfen nicht gefahren werden oberhalb
CE-816 und folgende: CJ-150 und folgende: Landeanflug (15°) Voll ausgefahren (30°)	152 122	154 123	
Maximale Fluggeschwindigkeit zum Ausfahren oder mit ausgefahrenem Fahrwerk V_{LO}/V_{LE}	152	154	Höchstgeschwindigkeit zum Ein- und Ausfahren des Fahrwerks. Höchstgeschwindigkeit, bei der das Flugzeug mit ausgefahrenem Fahrwerk geflogen werden darf (im Notfall angenommen)

Abschnitt 2
Betriebsgrenzen

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

***FAHRTMESSE-ANZEIGEMARKIERUNGEN**

MARKIERUNG	KCAS-WERT ODER BEREICH	KIAS-WERT ODER BEREICH	BEDEUTUNG
Weißer Bogen	53 - 122	52 - 123	Volle Lande- klappen Betriebsbereich
Weißes Dreieck **	152	154	Maximale Klappen- position 15° bei Landeanflug
Grüner Bogen	64 - 165	64 - 167	Normaler Betriebs- bereich
Gelber Bogen	165 - 195	167 - 196	Vorsichtsbereich. Nur in ruhiger Luft
Rote Linie	195	196	Höchstgeschwindig- keit für den gesam- ten Betriebsbereich bzw. alle Betriebs- arten

*Der Fahrtmesser ist in KIAS markiert.

**Baureihe CE-884 und danach, und CJ-156 und weitere

TRIEBWERK-GRENZWERTE

TRIEBWERK

Ein Triebwerk Teledyne Continental Motors Corporation, Modell
IO-520-BA oder IO-520-BB.

BETRIEBSGRENZEN

Start- und max. Dauerleistung.....Vollgas, 2700 1/min.

■ **Höchste Normalbetriebsleistung**

Baureihe CE-891 und danach mit installiertem Zweiblatt-

Propeller und Baureihe CJ-156 und danach mit installier-

tem Zweiblatt-Propeller.....Vollgas, 2550 1/min.

Zylinderkopftemperatur..... 238°C
Schmieröltemperatur..... 116°C

Schmieröldruck

Minimum (Leerlauf)..... 30 psi (2,06 bar)
Maximum..... 100 psi (6,89 bar)

Kraftstoffdruck

Baureihe CE-674 bis CE-928; CJ-129 bis CJ-155:

Minimum..... 1,5 psi (0,10 bar)
Maximum..... 17,5 psi (1,20 bar)

Kraftstoff-Durchfluß

Baureihe CE-929 und danach; CJ-156 und danach:

Maximum..... 24,3 gph (91,85 l/h)

KRAFTSTOFF-LEISTUNGSZAHL

Flugkraftstoff-Leistungszahl 100LL (blau) oder Leistungszahl
100 (grün) als Minimum.

ÖLANFORDERUNGEN

Aschefreie Dispersionsöle, welche den Anforderungen der Teledyne
Continental Motors Corporation Spezifikation MHS-24B oder der
letzten Revision von MHS-24 entsprechen, (siehe Kapitel 8 "BE-
TREUUNG UND WARTUNG").

PROPELLER-SPEZIFIKATIONEN

Bei Triebwerken IO-520-BA und IO-520-BB ein McCauley-Zweiblatt-
Verstellpropeller mit konstanter Drehzahl und einer 2A36C23-Nabe
mit 84B-0-Blättern.

Propellersteigungseinstellung bei 762 mm Radius:

Kleine Steigung..... 13,3°

Große Steigung..... 29,2°

Durchmesser maximal 2134 mm, minimal 2083 mm.

Oder bei Triebwerken IO-520-BA und IO-520-BB ein McCauley-Drei-
blatt-Verstellpropeller mit konstanter Drehzahl und einer
3A32C76-Nabe mit 82NB-2-Blättern.

Propellersteigungseinstellung bei 762 mm Radius:

Kleine Steigung..... 13,3° ± 0,2°

Große Steigung..... 29,0° ± 0,5°

Durchmesser maximal 2032 mm, minimal 1993 mm.

TRIEBWERK-INSTRUMENTEN-MARKIERUNG

SCHMIERÖLTEMPERATUR

Vorsichtsbereich (gelber Bogen).....38°C
Normalbetriebsbereich (grüner Bogen).....38° - 116°C
Höchstzulässige Temperatur (roter Strich).....116°C

SCHMIERÖLDRUCK

Minimaldruck (roter Strich)..... 30 psi
Betriebsbereich (grüner Bogen)..... 30 bis 60 psi
Maximaldruck (roter Strich)..... 100 psi

DREHZAHLMESSER

Betriebsbereich (grüner Bogen)

(Baureihe CE-674 bis CE-890 mit Zwei- oder Dreiblatt-Propeller
installiert und CE-891 und danach mit installiertem Dreiblatt-
Propeller, McCauley)

(Baureihen CJ-129 bis CJ-155)..... 1800 bis 2700 1/min
(Baureihe CE-891 und danach mit installiertem Zweiblatt-
Propeller)

(Baureihe CJ-156 und danach)..... 1800 bis 2550 1/min

Maximale Drehzahl (roter Strich)..... 2700 1/min

ZYLINDERKOPFTEMPERATUR

Betriebsbereich (grüner Bogen)..... 93° bis 238°C
Maximale Temperatur (roter Strich).....238°C

LADEDRUCK

Betriebsbereich (grüner Bogen).....15 bis 29,6 in.Hg
Maximum (roter Strich).....29,6 in.Hg

KRAFTSTOFF-DURCHFLUSS

Baureihe CE-674 bis CE-928; CJ-129 bis CJ-155:

Minimum (roter Strich)..... 1,5 psi

Betriebsbereich (grüner Bogen)..... 6,9 bis 24,3 gph
Maximum (roter Strich)..... 17,5 psi

Baureihe CE-929 und danach; CJ-156 und danach:

Betriebsbereich (grüner Bogen)..... 6,9 bis 24,3 gph
Maximum (roter Strich)..... 24,3 gph

DIVERSE INSTRUMENTENMARKIERUNGEN

INSTRUMENTENDRUCK

Betriebsbereich (grüner Bogen)..... 4,3 bis 5,9 in.Hg

KRAFTSTOFF-MENGENANZEIGE

Gelber Bereich..... leer bis 1/2 voll (166 Ltr.-System)

Gelber Bereich..... leer bis 3/8 voll (280 Ltr.-System)

MASSENGRENZWERTE

Höchstzulässige Rollmasse..... 3412 lbs/1548 kg

Höchstzulässige Startmasse..... 3400 lbs/1542 kg

Höchstzulässige Landemasse..... 3400 lbs/1542 kg

Leertankmasse..... keine strukturelle Begrenzung

Maximale Gepäckraummasse..... 270 lbs/ 122 kg

SCHWERPUNKTS-GRENZWERTE (Fahrwerk ausgefahren)

VORDERER GRENZWERT

195,6 cm hinter der Bezugsebene bis 1270 kg mit gradliniger Veränderung bis 208,5 cm bei 1542 kg.

HINTERER GRENZWERT

220,2 cm hinter der Bezugsebene bei allen Gewichten.

BEZUGSLINIE

Meßwertgröße 211,1 cm vor der Mittellinie der vorderen Aufbockpunkte.

MAC-Vorderkante 169,4 cm hinter der Schwerpunktsbezugsebene.

MAC-Länge 165,9 cm.

FLUGMANÖVER-GRENZWERTE

Dieses Flugzeug gehört in die Klasse der Nutzflugzeuge. Trudeln ist verboten. Außer den unten nachstehend aufgeführten zugelassenen Flugmanövern sind keine weiteren Kunstflugmanöver erlaubt.

Höchstzulässige Slipdauer..... 30 Sekunden

ZUGELASSENE FLUGMANÖVER (1542 kg)

Flugmanöver	Eintrittsge- schwindigkeit	
	KCAS	KIAS
Chandelle	132	134
Lazy Eight	132	134
Steilkurve	132	134
Überziehen (außer gerissen)	Bei Anwendung langsamer Fahrt- herabsetzung	

Kraftstoff-Mindestmenge für die obengenannten Manöver 38 Liter (10 US.Gal) in jedem Hauptbehälter.

ZULÄSSIGE LASTVIELFACHE (1542 kg)

Flugmanöver-Belastungsfaktoren

Landeklappen eingefahren..... 4,4 g
 Landeklappen ausgefahren..... 2,0 g

MINDESTBESATZUNG

Ein (1) Pilot

FLUGBETRIEBSGRENZEN

Das Flugzeug ist für die folgenden Betriebsarten zugelassen, wenn die erforderliche Ausrüstung eingebaut ist und den geltenden gesetzlichen Vorschriften entspricht:

1. VFR Tag und Nacht
2. IFR Tag und Nacht

ERFORDERLICHE AUSTRÜSTUNG FÜR UNTERSCHIEDLICHE FLUGBEDINGUNGEN

Die Luftfahrtvorschriften spezifizieren Mindestzahl und Typen der Flugzeuginstrumente und der Ausrüstung, welche für verschiedene Flugbedingungen eingebaut und betriebsfähig sein müssen. Darin eingeschlossen sind VFR Tag, VFR Nacht, IFR Tag und IFR Nacht.

Die Vorschriften fordern auch, daß alle Flugzeuge eine Bescheinigung des Herstellers für Flüge unter verschiedenen Bedingungen haben müssen. Bei der Bescheinigung muß die gesamte erforderliche Ausrüstung in lufttüchtigem Zustand sein und muß so gehalten werden, um eine dauernde Lufttüchtigkeit zu gewährleisten. Wenn Abweichungen von der eingebauten Ausrüstung nicht erlaubt wurden oder wenn die Bedienungsvorschriften nicht für verschiedene Flugzustände vorgesehen wurden, kann das Flugzeug nicht geflogen werden, bis die gesamte Ausrüstung lufttüchtig ist. Mit zugelassenen Einschränkungen ist die Funktionstüchtigkeit jeder im Flugzeug eingebauten Anlage oder eines Teils nicht erforderlich, wenn die verbleibenden wirksamen Instrumente und die Ausrüstung eine dauernde sichere Bedienung erlauben. Bedienung in Übereinstimmung mit den die Lufttüchtigkeit erhaltenden Einschränkungen erlaubt vorübergehend eine ständige oder ununterbrochene Bedienung des Flugzeugs.

Der Kürze wegen enthält die Liste der erforderlichen Ausrüstung keine unverkennbar erforderlichen Teile, wie Tragflächen, Ruder, Klappen, Triebwerk, Fahrwerk usw. Ebenso enthält die Liste keine Teile, die die Lufttüchtigkeit des Flugzeugs nicht beeinflussen, wie Unterhaltungsanlagen und der Bequemlichkeit der Passagiere dienende Teile usw. Jedoch ist es wichtig, das ALLE TEILE, DIE DER LUFTTÜCHTIGKEIT DES FLUGZEUGS DIENEN UND NICHT IN DER LISTE ENTHALTEN SIND, AUTOMATISCH LUFTTÜCHTIG SEIN MÜSSEN.

Um den Piloten in die Lage zu versetzen, schnell die für einen Flug unter besonderen Betriebsbedingungen gemäß FAA erforderliche Ausrüstung ausfindig zu machen, werden nachfolgend die erforderliche Ausrüstung und die Ausnahmen angegeben. Es liegt in der Verantwortlichkeit des Piloten, zu entscheiden, ob das Fehlen oder die Unwirksamkeit einer Ausrüstung seines Flugzeugs die Betriebsbedingungen eingrenzen kann, unter denen er das Flugzeug fliegen kann.

ACHTUNG

Flüge unter Vereisungsbedingungen sind verboten.

ZEICHENERKLÄRUNG

Die Zahlen geben die für eine bestimmte Bedingung erforderliche Anzahl an.

- (-) Gibt an, daß das Teil für die bestimmte Betriebsbedingung unwirksam sein kann.
- (*) Verweist auf die Spalte "Bemerkungen und/oder Ausnahmen" für nähere Erklärung.

Die benötigten Ausrüstungslisten erscheinen auf den folgenden Seiten.

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

16
Abschnitt 2
Betriebsgrenzen

Seiten 2-11 bis 2-17 gemäß Schreiben Luftfahrt-
bundesamt I 25 vom 28. Nov. 1980 gestrichen.

KRAFTSTOFFANLAGE

Gesamtkraftstoff bei vollen linken und rechten Flügel tanks:

Standard-Kraftstoffanlage (CE-674 bis CE-883)
(CJ-129 bis CJ-156)

Fassungsvermögen.....	50 GAL./189 Liter
Ausfliegbare Menge.....	44 GAL./166 Liter

Standard-Kraftstoffanlage (CE-884 und weiter, und CJ-156 und weiter)

Sonder-Kraftstoffanlage (CE-674 bis CE-883,
und CJ-129 bis CJ-156)

Fassungsvermögen.....	80 GAL./302 Liter
Ausfliegbare Menge.....	74 GAL./280 Liter

KRAFTSTOFF-RESTMENGE

Nicht starten, wenn sich einer der beiden Kraftstoffmengen-Anzeiger im gelben Bereich befindet oder wenn sich weniger als 13 GAL. (49 Liter) in jedem der beiden Kraftstoffbehälter befinden.

Die maximale Slip-Dauer beträgt 30 Sekunden.

SITZE

Alle besetzten Sitze müssen sich während des Start- und Landevorganges in aufgerichteter Stellung befinden.

HINWEISSCHILDER

Am linken Seitenpaneel (Fluggeschwindigkeitswerte sind IAS Werte) (vor CE-816 und CJ-150)

	FLUGGESCHWINDIGKEITSBEGRENZUNG	
Höchstgeschwindigkeit bei ausgefahrenem Fahrwerk 154 kt. Höchste Manövergeschwindigkeit 134 kt.		
NUTZFLUGZEUG Betrieb in Übereinstimmung mit dem Flughandbuch.		
VORSÄTZLICHES TRUDELN VERBOTEN Kunstflugmanöver sind mit Ausnahme der im Flughandbuch verzeichneten Manöver nicht erlaubt.		
		

Am linken Seitenpaneel (Fluggeschwindigkeitswerte sind IAS Werte) (CE-816 und weiter, CJ-150 und weiter)

	FLUGGESCHWINDIGKEITSBEGRENZUNG	
Höchstgeschwindigkeit bei ausgefahrenem Fahrwerk... 154 kt Höchste Anfluggeschwindigkeit (Klappen 15°)..... 154 kt Höchstgeschwindigkeit bei ausgefahrenen Klappen (30°)..... 123 kt Höchste Manövergeschwindigkeit..... 134 kt		
NUTZFLUGZEUG Betrieb in Übereinstimmung mit dem Flughandbuch		
VORSÄTZLICHES TRUDELN VERBOTEN Kunstflugmanöver sind mit Ausnahme der im Flughandbuch verzeichneten Manöver nicht erlaubt.		
		

Am linken Seitenpaneel in der Nähe der Brandschott-Luftregel-
organe:

IM FALLE EINES TRIEBWERKBRANDES
⊕ DIE LUFTREGELUNG AM BRANDSCHOTT ⊕
DURCH ZIEHEN ABSPERREN.

Auf der Oberseite der Durchgangholm-Konstruktion zwischen den
Vordersitzen:

INSTRUKTIONEN FÜR DAS
AUSFAHREN DES FAHRWERKES
IN EINER NOTFALL
SITUATION

⊕
BETÄTIGUNGSKURBEL HINTER DER RÜCKSEITE DER
VORDERSITZE EINRASTEN UND SOWEIT WIE MÖG-
LICH ENTGEGENGESETZT ZUM UHRZEIGERSINN
DREHEN (50 UMDREHUNGEN).
⊕

Auf der Handkurbel-Zugangsabdeckung für die Fahrwerk-Notbetäti-
gung:

FAHRWERK
KURBEL FÜR NOTBETÄTIGUNG

HERAUSZIEHEN
ANHEBEN

An Bedienkonsole:

GASHEBEL DRÜCKEN/ÖFFNEN 	AN  AUS	PROPELLER DRÜCKEN/DREHZAH- ANSTIEG 
KRAFTSTOFF - ZUSATZPUMPE Start und Landung bei ausgeschalteter Kraft- stoffzusatzpumpe, außer abgesunkenem Kraft- stoffdruck.		

KRAFTSTOFFGEMISCH DRÜCKEN/REICH	NOTLUFT ZIEHEN UND LOSLASSEN 
------------------------------------	---

An der Kraftstoffwahltafel:

Standard-Kraftstoffsystem 44 GAL./166 Liter (CE-674 bis CE-883)
(CJ-129 bis CJ-155)

Nicht starten, wenn sich die Kraftstoff-
 mengenanzeiger im gelben Bereich befinden
 oder mit weniger als 13 GAL (49 Liter) 
 in jedem der beiden Hauptbehälter.

AUF 

 Linker Tank
22 GAL (83 l) 

+


 Rechter Tank
22 GAL (83 l)

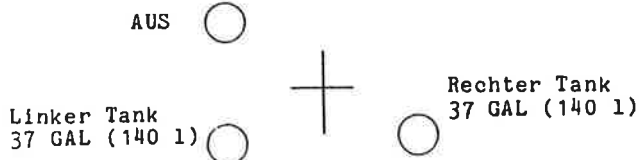
Abschnitt 2
Betriebsgrenzen

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

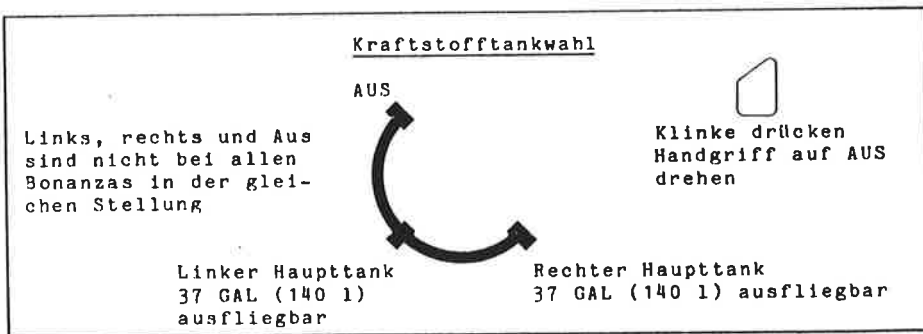
Sonder-Kraftstoffsystem 74 GAL./280 Liter (CE-674 bis CE-883)
(CJ-129 bis CJ-155)
Standard-Kraftstoffsystem 74 GAL./280 Liter (CE-884 bis CE-1013)

[Nicht starten, wenn sich die Kraftstoff-
mengenanzeiger im gelben Bereich befinden
oder mit weniger als 13 GAL (49 Liter) in
jedem der beiden Hauptbehälter.]

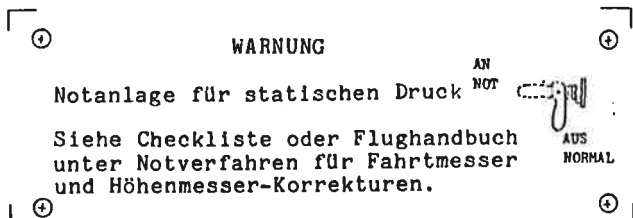


Standard-Kraftstoffsystem 74 GAL./280 Liter (CE-1014 und weiter)
(CJ-156 und weiter)

[Nicht starten, wenn sich die Kraftstoff-
mengenanzeiger im gelben Bereich befinden
oder mit weniger als 13 GAL (49 Liter) in
jedem der beiden Hauptbehälter.]



Am linken Seitenpaneel unter dem Hilfsinstrumentenbrett, wenn ein statisches Notluftsystem eingebaut ist:



Am Instrumentenbrett, wenn ein Anti-Kollisionslicht nicht installiert ist:

DIESES FLUGZEUG BESITZT KEINE VOLLSTÄNDIGE AUSRÜSTUNG FÜR NACHTFLÜGE.

Unterhalb der Bedienorgane auf der Bedienkonsole, wenn die Winter-Luftleitbleche eingebaut sind:

⊕
HINWEIS
WINTER-LUFTLEITBLECHE ENTFERNEN
WENN OAT 70°F ÜBERSTEIGT.
⊕

Auf der Sauerstoff-Konsole (Sonderwunsch):

W A R N U N G

NICHT RAUCHEN WÄHREND DES GEBRAUCHS VON SAUER-
STOFF. WENN SAUERSTOFFZUFUHR GESTOPPT WERDEN SOLL,
SIND DIE SCHLAUCHSTECKVERBINDUNGEN HERAUSZUZIEHEN.

In der Nähe des fünften Sitzes, wenn dieser eingebaut ist:

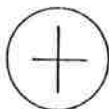
MASKE UNTER DEM RÜCKSITZ VERSTAUT

Auf jedem Aufbewahrungsbehälter der Sauerstoffmasken:

SAUERSTOFFMASKEN

An jedem für einen Fluggast bestimmten Sauerstoffaustritt: (Vor CE-929, mit Ausnahme von CE-919, CE-923, CE-925, und CE-927; vor CJ-156) und an allen Piloten- und Co-Piloten-Anschluß-Austritten (alle Baureihen):

SAUERSTOFF



RAUCHEN EINSTELLEN BEI SAUERSTOFF-BENUTZUNG

Auf der Sauerstoff-Sammelleitung (Baureihen CE-919, CE-923, CE-925, CE-927, CE-929 und danach; CJ-156 und danach):

SAUERSTOFF - NICHT RAUCHEN WÄHREND DES GEBRAUCHES
ANSCHLUSS-STECKER ZIEHEN, UM ZUFUHR ZU UNTERBRECHEN



SAUERSTOFF - NICHT RAUCHEN WÄHREND DES GEBRAUCHES
ANSCHLUSS-STECKER ZIEHEN, UM ZUFUHR ZU UNTERBRECHEN

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

25
Abschnitt 2
Betriebsgrenzen

Unter linkem, mittlerem Fenster, wenn der fünfte Klappsitz eingebaut ist (CE-674 bis CE-928, außer CE-919, CE-923, CE-925; CJ-129 bis CJ-155) in Übereinstimmung mit Beechcraft Service Instruction 1241:

NOTAUSGANG
KLINKE ANHEBEN - STIFT HERAUSZIEHEN
FENSTER NACH AUSSEN STOSSEN

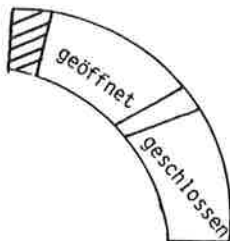
Auf der Vorderseite der Abdeckung der Notausstieg-Klinke (Baureihe CE-919, CE-923, CE-925, CE-927, CE-929 und danach; CJ-156 und danach):

NOTAUSGANG
ABDECKUNG ABZIEHEN
HANDGRIFF NACH OBEN DREHEN
SICHERHEITSDRAHT ABREISSEN
FENSTER NACH AUSSEN STOSSEN

Auf dem Griff des Notausstieggriffes (Baureihe CE-919, CE-923, CE-925, CE-927, CE-929 und danach; CJ-156 und danach):

GRIFF NACH OBEN DREHEN
SICHERHEITSDRAHT ABREISSEN
FENSTER NACH AUSSEN STOSSEN

Auf der Innenseite der Kabinentür neben dem Kabinentürhandgriff
(Baureihen CE-1301, CE-1307 und nachfolgende; CJ-180 und weitere)

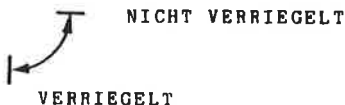


An den mittleren Fenstern (Fenster lassen sich öffnen):

NICHT WÄHREND DES
FLUGES ÖFFNEN

FENSTER VOR DEM START
VERRIEGELN

Über den Handgriffen der mittleren Fenster (CE-984 und weiter;
CJ-156 und weitere):



Über dem Kabinentür-Griff:

DREHEN DES HANDGRIFFES BIS IN
DIE VOLLE VERRIEGELUNGSSTELLUNG



Auf der Hutablage:

HUTABLAGE
Nicht für schwere Gegenstände

Auf der Innenseite der Gepäckraumtür:

⊕ Gepäckraum und/oder fünfter Sitz ⊕
Beladung gemäß Flughandbuch
Höchstlast 270 lbs/122 kg

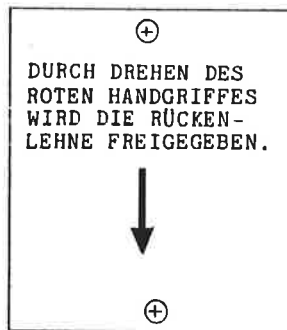
Am Fenster in der Nähe des Piloten und des Co-Piloten-Sitzes:

BEIM EINNEHMEN VON PILOTENPOSITIONEN SIND
SCHULTERGURTE ANZULEGEN.

An den Fenstern in der Nähe des dritten, vierten und fünften
Sitzes:

BEI START- UND LANDEVORGÄNGEN MÜSSEN
SCHULTERGURTE ANGELEGT UND DIE SITZ-
LEHNEN AUFGERICHTET WERDEN.

Auf der Innenseite der Rückenlehnen für den 3. und 4. Sitz.



ABSCHNITT 3
NOTVERFAHREN
INHALTSVERZEICHNIS

Fluggeschwindigkeiten im Notfall.....	3-3
Triebwerkausfall.....	3-4
Während des Startes beim Rollen.....	3-4
Nach dem Abheben und im Flug.....	3-4
Triebwerkstörungen.....	3-5
Rauher Triebwerklauf.....	3-5
Leistungsverlust.....	3-5
Anlassen in der Luft.....	3-5
Triebwerkbrand (während des Fluges).....	3-6
Triebwerkbrand (am Boden).....	3-6
Notsinkflug.....	3-6
Gleitflug.....	3-7
Notlandung.....	3-7
Landung ohne Triebwerkleistung.....	3-7
Landung mit eingefahrenem Fahrwerk - mit Triebwerk- leistung.....	3-8
System-Notverfahren	
Propeller-Überdrehzahl.....	3-8
Warnleuchte-Anlasser unter Spannung.....	3-8A
Generatorsausfall.....	3-8A
Unplanmäßige elektrische Höhenrudertrimmung.....	3-9
Manuelles Ausfahren des Landefahrwerks.....	3-10
Einfahren des Fahrwerks nach dem Not-Ausfahren.....	3-11

INHALTSVERZEICHNIS (Forts.)

Vereisung des Lufteintrittsystems.....	3-11
Statische Notluftversorgung.....	3-11
Notausstieg.....	3-12
Entriegelte Tür im Flug.....	3-13
Trudeln.....	3-13
Geschwindigkeitsreduzierung im Notfall.....	3-14

Alle in diesem Abschnitt angegebenen Fluggeschwindigkeiten sind angezeigte Geschwindigkeiten (IAS).

FLUGGESCHWINDIGKEITEN IM NOTFALL (3400 lbs/1542 kg)

Not-Sinkflug.....	154 kt
Gleitflug für max. Distanz.....	105 kt
Landeanflug, ohne Triebwerkleistung.....	83 kt

Die nachstehend aufgeführten Informationen sollen es Ihnen ermöglichen, sich im Notfall mit den notwendigen Maßnahmen vertraut zu machen. Wo es sinnvoll war, wurde für die Notfälle, die unverzüglich Gegenmaßnahmen erfordern, eine Checkliste erstellt, die ein schnelles Auffinden und leichtes Merken ermöglicht. In den anderen Fällen, in denen normalerweise mehr Zeit für Gegenmaßnahmen zur Verfügung steht, wurden die Informationen ausführlicher gehalten.

TRIEBWERKAUSFALL

Während des Startes beim Rollen

- 1) Gashebel - LEERLAUF
- 2) Bremswirkung - MAXIMAL
- 3) Tankwahlschalter - AUS
- 4) Batterie- und Generatorschalter - AUS

Unmittelbar nach dem Abheben und im Flug

Eine Landung geradeaus ist ratsam. Bei ausreichender Höhe folgendes durchführen:

- 1) Tankwahlschalter - ANDEREN BEHÄLTER WÄHLEN (Sperre abtasten)
- 2) Kraftstoffzusatzpumpe - EIN
- 3) Gemischregulierung- VOLL REICH, danach ABMAGERN
- 4) Zündmagnete - PRÜFEN LINKS UND RECHTS, DANN BEIDE

ANMERKUNG

Die Hauptursache eines Triebwerkversagens liegt meistens im Abriß des Kraftstoffflusses oder im Ausfall des Zündsystems.

Wenn dann das Triebwerk nicht anspringt

- 1) Wählen Sie den günstigsten Platz zur Notlandung.
- 2) Die Benutzung des Fahrwerkes richtet sich nach der Beschaffenheit des Geländes

TRIEBWERKSTÖRUNGEN

Rauher Triebwerklauf

- 1) Gemischhebel - auf VOLL REICH, dann auf ARM, wie benötigt
- 2) Magnete - ÜBERPRÜFT, AUF "BEIDE"

Leistungsverlust

- 1) Kraftstoffflußanzeige - ÜBERPRÜFT

Wenn Kraftstofffluß zu niedrig:

- a) Gemischhebel - auf REICH
- b) Kraftstoffzusatzpumpe - EIN (dann AUS, wenn die Leistung nicht sofort zunimmt)

- 2) Kraftstofftankanzeige - ÜBERPRÜFT (auf Kraftstoff im benutzten Tank)

Wenn benutzter Tank leer:

- a) Schalten Sie auf den anderen Tank.

ANLASSEN IN DER LUFT

- 1) Kraftstofftankschalter - auf VOLLSTEN TANK
- 2) Gashebel - ZURÜCKNEHMEN
- 3) Gemischhebel - VOLL REICH
- 4) Kraftstoffzusatzpumpe - EIN, bis Motor läuft, dann AUS (auf EIN lassen, wenn motorgetriebene Kraftstoffpumpe ausgefallen ist)
- 5) Gashebel - VORSCHIEBEN, bis gewünschte Leistung erreicht ist
- 6) Gemischhebel - ARM, wie benötigt

TRIEBWERKBRAND

WÄHREND DES FLUGES

Die rote Brandschott-Luftregulierung an der Außenseite des linken unteren Hilfspaneels ziehen, um damit alle Heizungs-Austritte abzusperren, so daß Rauch und Dunst nicht in die Kabine eintreten können. Im Fall eines Triebwerkbrandes das Triebwerk wie folgt beschrieben abstellen und Landung durchführen.

- 1) Brandschott-Luftregulierung - ZIEHEN (ABSPERREN)
- 2) Gemischhebel - ZIEHEN/ABSTELLEN
- 3) Tankwahlschalter - AUS
- 4) Batterie, Generator und Magnet/Anlasser-Schalter - AUS
(Das Fahrwerk kann, falls gewünscht, manuell ausgefahren werden)
- 5) Nicht versuchen, das Triebwerk erneut zu starten.
(Siehe "Gleitflug" und "Landung ohne Triebwerkleistung")

TRIEBWERKBRAND (AM BODEN)

- 1) Kraftstoff-Wahlschalter - AUS
- 2) Gemischhebel - LEERLAUF/ABSTELLEN
- 3) Batterie- und Generatorschalter und Magnet/Anlasser - AUS
- 4) Brand mit Feuerlöscher bekämpfen

NOTSINKFLUG

- 1) Triebwerk - LEERLAUF
- 2) Propeller - HOHE DREHZAHLEINSTELLUNG
- 3) Fahrwerk - AUSGEFAHREN
- 4) Fluggeschwindigkeit - EINSTELLEN AUF 154 kt

GLEITFLUG

1) Fahrwerk - EINGEFAHREN

ANMERKUNG

Bei den Baureihen S/N CE-1301, CE-1307 und nachfolgende, und CJ-180 und weitere kann das Fahrwerk nur eingefahren werden, wenn sich der Gashebel in einer Stellung befindet, die einem ungefähren Ladedruck von 17 in.Hg oder darüber entspricht.

- 2) Landeklappen - EINGEFAHREN
- 3) Kühlklappen - GESCHLOSSEN
- 4) Propeller - KNOPF GANZ HERAUSZIEHEN (niedrige Drehzahl)
- 5) Fluggeschwindigkeit - 105 kt

Die Gleitflugdistanz beträgt annähernd 3,6 km (1,7 nautische/ 2,0 Landmeilen) per 1000 ft Über Grund.

NOTLANDUNG

LANDUNG OHNE TRIEBWERKLEISTUNG

Wenn Sie sicher sind, daß Sie das Notlandefeld erreichen und sich im Endanflug befinden:

- 1) Geschwindigkeit - 78 bis 83 KTS aufrechterhalten
- 2) Tankwahlschalter - AUS
- 3) Gemischhebel - Leerlauf/Abstellen
- 4) Magnet/Anlasser-Schalter - AUS
- 5) Landeklappen - Nach Bedarf
- 6) Fahrwerk - AUSGEFAHREN ODER EINGEFAHREN (ist abhängig von der Geländebeschaffenheit)

ANMERKUNG

Bei den Baureihen S/N CE-1301, CE-1307 und nachfolgende, und CJ-180 und weitere kann das Fahrwerk nur eingefahren werden, wenn sich der Gashebel in einer Stellung befindet, die einem ungefähren Ladedruck von 17 in.Hg oder darüber entspricht.

- 7) Batterie- und Generatorschalter - AUS

LANDUNG MIT EINGEFAHRENEM FAHRWERK MIT TRIEBWERKLEISTUNG

Falls es möglich ist, sollte eine Graspiste oder eine mit Schaumteppich versehene Landebahn gewählt werden. Es ist ein normaler Landeanflug durchzuführen, Landeklappenstellung je nach Erfordernis. Sobald sicher ist, daß der gewählte Landeplatz erreicht wird:

ANMERKUNG

Bei den Baureihen S/N CE-1301, CE-1307 und nachfolgende, und CJ-180 und weitere kann das Fahrwerk nur eingefahren werden, wenn sich der Gashebel in einer Stellung befindet, die einem ungefähren Ladedruck von 17 in.Hg oder darüber entspricht.

- 1) Gashebel - LEERLAUF
- 2) Gemischhebel - ZIEHEN/ABSTELLEN
- 3) Batterie, Generator- und Magnet/Anlasser-Schalter - AUS
- 4) Tankwahlschalter - AUS
- 5) Tragflächen beim Aufsetzen waagerecht halten.
- 6) Ist das Flugzeug zum Stillstand gekommen, entfernen Sie sich so schnell wie möglich

SYSTEM-NOTVERFAHREN

PROPELLER - ÜBERDREHZAHL

- 1) Gashebel - Auf rote Linie zurücknehmen

ANMERKUNG

Bei den Baureihen S/N CE-1301, CE-1307 und nachfolgende, und CJ-180 und weitere kann das Fahrwerk nur eingefahren werden, wenn sich der Gashebel in einer Stellung befindet, die einem ungefähren Ladedruck von 17 in.Hg oder darüber entspricht.

- 2) Geschwindigkeit - Verringern
- 3) Öldruck - prüfen

ACHTUNG

Wenn der Öldruck die Ursache für die Überdrehzahl war, dann wird das Triebwerk nach einer kurzen Betriebsspanne gewaltsam blockiert und zum Stillstand kommen.

- 4) LANDEN - Den nächstgelegenden Landeplatz suchen und Notlandeverfahren befolgen.

ANLASSER UNTER SPANNUNG - WARNLICHT LEUCHTET (falls eingebaut)

Wenn nach einem Anlassen des Triebwerkes das Anlaßrelais unter Spannung verbleibt, dann wird auch der Anlasser weiter unter Spannung bleiben, und das Warnlicht bleibt erleuchtet. Eine Fortsetzung der Stromzuführung zum Anlasser führt zu einem evtl. Verlust der elektrischen Leistung bzw. zu Schäden.

AM BODEN

1. Batterie- und Generator-Schalter - AUS
2. Nicht starten.

IM FLUG NACH EINEM ANLASSEN IN DER LUFT

1. Batterie- und Generator-Schalter - AUS
2. Landen, sobald dies durchführbar ist.

GENERATORAUSFALL

Ein funktionsunfähiger Generator verlagert die gesamte elektrische Stromversorgung des Flugzeuges, mit Ausnahme der Triebwerkzündung, auf die Batterie. Ein Generatorausfall wird durch

VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

Aufleuchten des Warnlichtes, angeordnet am Instrumentenpaneel unter den Fluginstrumenten, angezeigt.

Das Warnlicht wird nicht eher aufleuchten, als bis die Generator-Ausgangsleistung auf beinahe ZERO abgesunken ist. Eine Bestätigung eines Generator-Fehlverhaltens würde bereits ein auf ENTLADEN weisendes Amperemeter sein. Es gibt keine Anzeige auf Überspannung, außer daß das Warnlicht aufleuchtet, als ob der Generator aus ist.

Generator Warnlicht AN:

1. Generatorausfall durch Amperemeteranzeige feststellen.
- Wird auf "ENTLADEN" weisen.

ANMERKUNG

Falls das Amperemeter nicht auf "ENTLADEN" weist, dann wird damit eine Störung im Warnlichtsystem angezeigt, und der Generatorschalter sollte eingeschaltet bleiben.

2. Zeigt das Amperemeter "ENTLADEN" an, ist der Generatorschalter kurz auszuschalten und sofort wieder einzuschalten (dies bewirkt ein Umschalten des Überspannungsrelais).

Wenn das Warnlicht jetzt nicht mehr aufleuchtet, dann kann der Generator weiter in Betrieb bleiben.

3. Leuchtet das Warnlicht dagegen auf, ist der Generatorschalter auf "AUS" zu schalten.
4. Alle nicht unbedingt betriebswichtige elektrische Ausrüstung - "AUS", um die Leistungsfähigkeit der Batterie aufzusparen.

UNPLANMÄSSIGE ELEKTRISCHE HÖHENRUDERTRIMMUNG

1. Flugzeug-Fluglage - Halten, mit Höhenruder
2. Höhenrudertrimmschalter (am Steuerrad) - IN RICHTUNG GEGEN DIE UNPLANMÄSSIGE HÖHENSTEIGUNGSTRIMMUNG SCHIEBEN, um den Schutzschalter zum Öffnen zu bringen.
3. Höhenruder "ON-OFF" Trimmschalter (am Instrumentenpaneel) - "AUS"
4. Höhenruder - Handtrimmrad - Nachtrimmen wie erforderlich.

ANMERKUNG

Jeder Versuch, das elektrische Trimmsystem in Betrieb zu nehmen, muß unterbleiben, bis die Ursache der Störung festgestellt und beseitigt ist.

MANUELLES AUSFAHREN DES LANDEFABRWERKS

Das manuelle Ausfahren des Fahrwerkes wird erleichtert, wenn als erstes die Geschwindigkeit verringert wird. Danach wie folgt verfahren:

1. LDG-GR-FAHRWERK MOTORSICHERUNG (Rechtes Hilfspaneel) - "AUS" (herausziehen)
2. Landefahrwerk Schaltergriff - In Ausfahrstellung
3. Handkurbelabdeckung (auf Rückseite der Vordersitze) - Abnehmen
4. HANDKURBEL - EINKLINKEN und GEGEN UHRZEIGERDREHSINN SOWEIT WIE MÖGLICH KURBELN (ca. 50 Umdrehungen sind notwendig)

ACHTUNG

Das manuelle Ausfahrssystem dient ausschließlich allein dem Ausfahren des Fahrwerkes.
JEDER VERSUCH, DAS FAHRWERK MANUELL EINZUFAHREN, MUSS UNTERBLEIBEN.

5. Wenn das elektrische System funktionsfähig ist, dann sind die Fahrwerk-Positionsanzeigelichter und das Warnhorn zu überprüfen. (Es ist zu prüfen, ob der Stromkreisunterbrecher für das Landefahrwerk-Relais eingeschaltet ist).
6. Handkurbel - Ausklinken. (Wenn nicht in Gebrauch, ist die Handkurbel stets in ausgeklinkter Position zu verstauen).

VORSICHT

Mit eingeklinkter Handkurbel darf das Fahrwerk elektrisch nicht betätigt werden, dies würde den Mechanismus beschädigen.
Nach dem Notausfahren des Landefahrwerkes dürfen keine Fahrwerk-Betätigungsorgane betätigt werden, ebenso wenig sind Schalter oder Stromkreisunterbrecher und Sicherungen dieses Systems zu betätigen, bis das Flugzeug aufgebockt ist, da bei einer Störung im Einfahrstromkreis es dazu führen könnte, daß das Fahrwerk am Boden einfährt.

EINFAHREN DES FAHRWERKES NACH DEM NOT-AUSFAHREN

Nach dem manuellen Ausfahren kann das Fahrwerk nur elektrisch wie folgt eingefahren werden:

- 1) Handkurbel - PRÜFEN, VERSTAUEN
- 2) Stromkreisunterbrecher für Fahrwerksmotor - EIN
- 3) Fahrwerk-Betätigungsgriff - AUF EINFAHREN

ANMERKUNG

Bei den Baureihen S/N CE-1301, CE-1307 und nachfolgende, und CJ-180 und weitere kann das Fahrwerk nur eingefahren werden, wenn sich der Gashebel in einer Stellung befindet, die einem ungefähren Ladedruck von 17 in.Hg oder darüber entspricht.

VEREISUNG DES LUFTEINTRITTSYSTEMS

Wenn die Nebenluftklappe des Eintrittsluftsystems in geschlossener Stellung vereist, dann ist der Nebenluft-ZUG-UND-FREIGABE-T-Handgriff mehrere Male zu ziehen und dann freizugeben, um ein Öffnen der Klappe zu erzwingen.

STATISCHE NOTLUFTVERSORGUNG

DIE STATISCHE NOTLUFTVERSORGUNG WIRD BENUTZT, WENN DIE NORMALE STATISCHE LUFTVERSORGUNG VERSPERRT BZW. VERSTOPFT IST. Wenn das Flugzeug feuchten oder Vereisungswetterlagen (besonders am Boden) ausgesetzt ist, besteht die Möglichkeit einer Verstopfung der Normalanlage. Dies zeigt sich in einer trägen Anzeige beim Steig- oder Sinkflug. Die Prüfung einer vermuteten Verstopfung kann durch Umschalten auf die Notanlage und Beobachtung einer plötzlichen ungehemmten Änderung der Steigungsanzeige erfolgen. Dieses kann begleitet werden durch Änderungen jenseits der normalen Korrekturdifferenzen bei anormal angezeigter Geschwindigkeit und Höhe.

Dies kann von unnormaler Geschwindigkeits- und Höhenanzeigen-
änderung begleitet werden. In diesem Fall:

- 1) Pilotenseitige statische Notluftversorgung - Umschalten auf
Stellung ON EMERGENCY/EIN im Notfall
- 2) Für Fahrtmesser- und Höhenanzeigerkorrektur siehe Abschnitt
"Betriebs- und Leistungsdaten".

ANMERKUNG

Das Ventil zur statischen Notluftversorgung
soll sich in der "OFF-NORMAL"-Stellung befin-
den, wenn die Notanlage nicht benötigt wird.

NOTAUSSTIEG

Notausstiege durch bewegliche Fenster an jeder Seite können
zusätzlich zur Kabinentür und zur Frachtraumtür (Sonderaus-
rüstung) benutzt werden.

ANMERKUNG

Um am 3. und/oder 4. Sitz vorbei zum Notaus-
stieg zu gelangen, roten Handgriff unten an
der Innenseite der Rückenlehne drehen und
Rückenlehne des Sitzes umklappen.

Zum Öffnen der Notausstiege:

Baureihe CE-674 bis CE-928, außer CE-919, CE-923, CE-925 und
CE-927; CJ-129 bis CJ-155:

Ein Notausstieg-Hinweisschild befindet sich unter dem linken
und rechten beweglichen Fenster.

1. Entriegeln des Fensters
2. Stift herausziehen und Fenster nach außen stoßen.

Baureihe CE-919, CE-923, CE-925, CE-927, CE-929 und danach;
CJ-156 und danach:

1. Abdeckung entsprechend dem Hinweisschild in der Mitte der Belüftungs-/Notausstieg-Verriegelung entfernen.
2. Handgriff entsprechend dem Hinweisschild hochdrehen und dabei Sicherungsdraht zerstören; dann Fenster nach außen stoßen.

ANMERKUNG

Ist das Fenster nach Bruch des Sicherungsdrahtes an der roten Notverriegelung geöffnet worden, muß das Fenster von einem qualifizierten Mechaniker neu befestigt und mit Sicherungsdraht QQ-W-343, Typ S, Ø 0,5 mm, gesichert werden, bevor das Flugzeug wieder eingesetzt werden darf.

ENTRIEGELTE TÜR IM FLUG

Ist die Kabinentür nicht abgeschlossen worden, kann sie sich während des Fluges öffnen. Dies kann während oder direkt nach dem Start geschehen. Die Tür steht dabei ca. 3 in. (7 cm) offen, ohne daß die Flugeigenschaften des Flugzeugs dadurch beeinträchtigt werden; lediglich die Steigrate verringert sich. Kehren Sie auf normale Art und Weise zum Flugplatz zurück. Während der Landung sollte möglichst ein Passagier die Tür festhalten, um ein Aufschwingen der Tür zu vermeiden.

TRUDELN

Trudeln ist verboten. Bei einem unbeabsichtigten Eintritt ins Trudeln:

Höhenruder sofort voll nach vorn betätigen und gleichzeitig volle Seitenruderbetätigung entgegengesetzt zur Trudeldrehrichtung; Steuerorgane in dieser Position halten, bis die Drehung aufhört, und danach alle Steuerorgane in ihre neutrale Stellung bringen und ein sanftes Herausführen durchführen. Die Querruder müssen während dieser Zeit bis zu einer normalen Fluglage in neutraler Position gehalten werden, der Gashebel verbleibt in dieser Position in der Leerlaufstellung.

GESCHWINDIGKEITSREDUZIERUNG IM NOTFALL

Im Notfall kann das Fahrwerk als zusätzlicher Luftwiderstand benutzt werden. Im Fall eines Orientierungsverlustes unter Instrumenten-Bedienungen wird das Ausfahren bzw. das ausgefahrene Fahrwerk einen unmäßigen Geschwindigkeitsaufbau reduzieren. Diese Maßnahme ist ebenso für einen nicht für Instrumentenflug zugelassenen Piloten anwendbar, der unter Instrumentenflug-Bedingungen fliegen muß oder sich anderen Not-situationen, wie schweren Luftturbulenzen, ausgesetzt sieht.

Wird das Fahrwerk bei höheren als der maximalen Ausfahrge-schwindigkeit benutzt, muß eine Sonderinspektion und ggf. In-standsetzung der Fahrwerksklappen in Übereinstimmung mit dem Wartungshandbuch durchgeführt werden.

ABSCHNITT 4
NORMALVERFAHREN
INHALTSVERZEICHNIS

Sichere Flugbetriebsgeschwindigkeiten.....	4-3
Vorflugkontrolle.....	4-4
Vor dem Anlassen des Triebwerkes.....	4-6
Außenbordstromversorgung.....	4-7
Anlassen des Triebwerks mit Außenbordstrom.....	4-8
Nach dem Anlassen und Rollen.....	4-9
Vor dem Start.....	4-10
Start.....	4-11
Steigflug.....	4-11
Reiseflug.....	4-12
Gemischabmagerung mittels Abgastemperaturanzeige (EGT) ..	4-12
Sinkflug.....	4-12
Vor der Landung.....	4-13
Durchstarten.....	4-13
Nach der Landung.....	4-13
Abstellen.....	4-14
Kabinenausüstungssysteme	
Sauerstoffsystem.....	4-14
Heizung und Belüftung.....	4-17
Kaltwetterbetrieb	
Vorflugkontrolle.....	4-17
Triebwerk.....	4-18
Vereisungsbedingungen.....	4-19
Lärm-Charakteristik.....	4-19

Abschnitt 4
Normalverfahren

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

Alle in diesem Abschnitt angegebenen Fluggeschwindigkeiten sind angezeigte Geschwindigkeiten (IAS).

SICHERE FLUGBETRIEBS-GESCHWINDIGKEITEN (3400 lbs/1543 kg)

Maximale demonstrierte Seitenwindkomponente..... 17 kt

Startgeschwindigkeiten

Start (Abheben)..... 71 kt

50 ft über Startbahn..... 77 kt

Bester Steigwinkel (V_x)..... 77 kt

Beste Steigrate (V_y)..... 96 kt

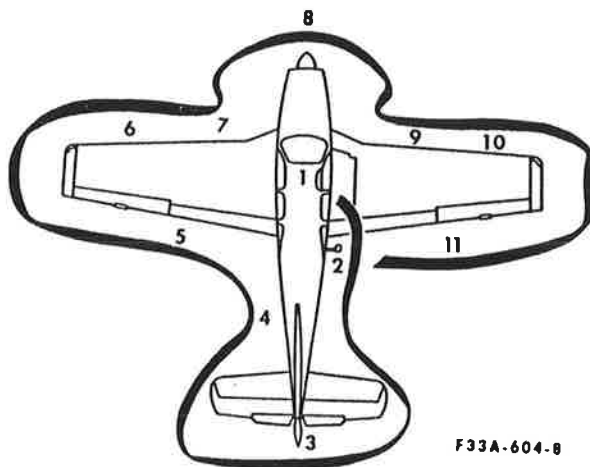
Reise-Steigflug..... 107 kt

Maximale Turbulenz-Einfluggeschwindigkeit..... 134 kt

Landeanflug (Klappen ausgefahren)..... 70 kt

Steigflug nach Durchstarten..... 70 kt

VORFLUGKONTROLLE



1. KABINE

- a) Parkbremse - SETZEN
- b) Steuersäulenverriegelung - ENTFERNEN
- c) Alle Schalter - AUS

2. RECHTE RUMPFSEITE

- a) Gepäckraumtür - SICHERN
- b) Statische Drucköffnungen - FREI
- c) Elt. Notrufsender - AUF BEREITSTELLUNG

3. LEITWERK

- a. Steuerflächen - ÜBERPRÜFEN
- b. Halteseile - ENTFERNEN
- c. Positionslicht und Rundumwarnleuchte - PRÜFEN
- d. Kabinen-Lufteintritt - ÜBERPRÜFEN

4. LINKE RUMPFSEITE

- a. Statische Drucköffnungen - ÜBERPRÜFEN
- b. Alle Antennen - ÜBERPRÜFEN

5. LINKE FLÄCHEN-HINTERSEITE

- a. Landeklappen - ÜBERPRÜFEN
- b. Querruder - ÜBERPRÜFEN
- c. Flügelspitze - ÜBERPRÜFEN
- d. Positionslicht - ÜBERPRÜFEN

6. LINKE FLÄCHEN-VORDERSEITE

- a. Überzieh-Warnung - PRÜFEN
- b. Staurohr (Pitot) - ÜBERPRÜFEN, Abdeckung entfernen
- c. Kraftstoffbehälter - MENGE PRÜFEN; Fullstutzen - SICHERN
- d. Kabinen-Lufteintritt - ÜBERPRÜFEN
- e. Halteseile und Bremsklötze - ENTFERNEN

7. LINKES FAHRWERK

- a. Fahrwerkklappen, Reifen u. Federbein - PRÜFEN
- b. Kraftstoff-Entlüftung - ÜBERPRÜFEN
- c. Kraftstoffsumpf - ENTWÄSSERN (benutze Spezialwerkzeug)
- d. Kraftstoffwahlventilsumpf - ENTWÄSSERN; (befindet sich unter Verschlussklappe an LH Rumpfseite)
Abdeckung - SICHERN

8. BUG

- a. Linke Kühlschlitze und Heizungs-Einlaßhutzen - ÜBERPRÜFEN
AUF VERSTOPFUNG
- b. Triebwerk-Schmieröl - ÜBERPRÜFEN, Verschluß - SICHERN
- c. Linke Triebwerkverkleidung - SICHERN
- d. Propeller - ÜBERPRÜFEN
- e. Radschachtotor, Reifen und Federbein - ÜBERPRÜFEN
- f. Lande- und Rollscheinwerferlichter - ÜBERPRÜFEN
- g. Ansaugluft-Eintritt - FREI
- h. Triebwerk - ALLGEMEIN ZUSTAND ÜBERPRÜFEN
- i. Rechte Triebwerkverkleidung - SICHERN
- j. Rechte Kühlschlitze - ÜBERPRÜFEN AUF VERSTOPFUNG
- k. Bremsklötze - ENTFERNEN

9. RECHTES FAHRWERK

- a. Kraftstoff-Entlüftung - ÜBERPRÜFEN
- b. Fahrwerksklappen - Reifen u. Federbein - PRÜFEN
- c. Kraftstoffsumpf - ENTWÄSSERN

10. RECHTE FLÄCHEN-VORDERSEITE

- a. Kabinen-Lufteintritt - ÜBERPRÜFEN
- b. Halteseile und Bremsklötze - ENTFERNEN
- c. Kraftstoffbehälter - MENGENPRÜFUNG; Kappe - SICHERN

11. RECHTE FLÄCHEN-HINTERSEITE

- a. Positionslicht - ÜBERPRÜFEN
- b. Flügelspitze - PRÜFEN
- c. Querruder - PRÜFEN
- d. Landeklappen - ÜBERPRÜFEN

VOR DEM ANLASSEN DES TRIEBWERKES

- 1. Sitze - EINSTELLEN UND VERRIEGELN; Sitzlehnen - AUFRICHTEN
- 2. Sitz- und Schultergurte - SCHLIESSEN UND EINSTELLEN
- 3. Parkbremse - SETZEN
- 4. Gesamte Elektronik - AUS (Elektronik-Hauptschalter "AUS",
falls vorhanden)
- 5. Sicherungen - EIN

6. Fahrwerk-Betätigungsgriff - AUF AUSFAHREN
7. Landeklappen - EINGEFAHREN
8. Kühlklappen - OFFEN
9. Alle Lichtschalter - AUS
10. Elekt. Höhenrudertrimmschalter - AUS
11. Kraftstofftankschalter - AUF FUNKTION, DANN AUF VOLLSTEN TANK
12. Batterie- und Generatorschalter - EIN (Falls Außenbord-Stromquelle benutzt wird, ist der Generatorschalter auf AUS zu schalten).
13. Kraftstoff-Mengenanzeiger - ÜBERPRÜFEN DER KRAFTSTOFF-MENGE

WARNUNG

Nicht starten, wenn sich einer der beiden Kraftstoffmengen-Anzeiger im gelben Bereich befindet oder mit weniger als 13 Gal.(49 Liter) in jedem Behälter.

AUSSENBORD-STROMVERSORGUNG

Die nachfolgenden Vorsichtsmaßnahmen sind bei Einsatz einer Außenbordstromquelle für einen Triebwerkstart zu beachten.

ACHTUNG

Keine Außenbord-Stromversorgung benutzen, wenn keine Batterie im Bordsystem eingebaut ist.

1. Batterieschalter einschalten und alle Schalter für Elektronik- und elektrische Geräte ausschalten. Dadurch werden die Spannungsregler und die zugehörige Ausrüstung geschützt.
2. Das Flugzeug hat negative Masse. Positive und negative Anschlüsse der Außenbord-Stromversorgung an die entsprechenden Anschlüsse der Flugzeug-Außenbordsteckdose anschließen.
3. Um Lichtbogenbildung auszuschließen, beim Anschluß der Kabel keinen Strom verbrauchen.

ANLASSEN DES TRIEBWERKS MIT AUSSENBORDSTROM

- 1) Generator, Funkgerät - AUS
- 2) Batterieschalter - EIN
- 3) Außenbordstromversorgung - ANSCHLIESSEN
- 4) Außenbordstromversorgung - 28 V-Anlage: auf 27,0 bis 28,5 V
EINSTELLEN (14 V-Anlage: auf 13,5 bis 14,25 V EINSTELLEN)
- 5) Außenbordstromversorgung - EIN
- 6) Triebwerk - ANLASSEN (wie normales Verfahren)
- 7) Außenbordstromversorgung - AUS (wenn Triebwerk läuft)
- 8) Außenbordstromversorgung - TRENNEN
- 9) Generatorschalter - EIN

TRIEBWERK ANLASSEN

ACHTUNG

Vernier-Typ-Triebwerk-Regulierorgane sollen, nachdem sie voll nach vorn geschoben wurden, nicht mehr im Uhrzeigersinn betätigt werden.

1. Gemischhebel - VOLL REICH
2. Propeller - HOHE DREHZAHL
3. Gashebel - VOLLGAS

ANMERKUNG

Beim Anlassen mit heißem Triebwerk und einer Umgebungstemperatur von 90°F und darüber, ist der Gemischhebel in die Abstellposition zu ziehen (IDLE CUT-OFF) und Kraftstoffdruck-Hilfspumpe für 30 bis 60 Sekunden einzuschalten und danach wieder abzustellen. Anschließend ist der Gemischhebel wieder auf VOLL REICH zu schieben.

4. Kraftstoffzusatzpumpe - EIN, bis Kraftstoffdruck ein Maximum erreicht, dann auf AUS
5. Gashebel - ca. 1 cm AUF
6. Anlasser - BETÄTIGEN (nach dem Anspringen des Triebwerks Anlasser loslassen; springt in die Stellung "BEIDE" zurück)

ACHTUNG

Die Anlasserbetätigung soll innerhalb einer Zeitspanne von 4 Minuten nicht länger als 30 Sekunden betragen.

7. Im Falle eines Überfluteten Triebwerks
 - a. Gemischhebel - auf ARM
 - b. Gashebel - VOLLGAS
 - c. Anlasser - BETÄTIGEN
 - d. Wenn Triebwerk anspringt, Gashebel auf LEERLAUF und Gemischhebel auf REICH stellen

ANMERKUNG

Beim Starten mit heißem Triebwerk wird die Kraftstoffzusatzpumpe nach dem Anspringen kurz eingeschaltet, um eventuelle Kraftstoffdämpfe aus dem System zu entfernen. Dann Pumpe wieder ausschalten.

8. Gashebel - 1000 bis 1200 1/min
9. Öldruck - GEPRÜFT
10. Außenbordanschluß - ENTFERNT
11. Generator - EIN, Ladung - PRÜFEN
12. Alle Triebwerkinstrumente - GEPRÜFT
13. "ANLASSER UNTER SPANNUNG" - WARNLICHT (falls installiert) - Überprüfen; soll während des Anlaßvorganges leuchten und muß nach vollzogenem Anlassen erlöschen.

ACHTUNG

Die Amperemeter-Anzeige soll bei einer Drehzahl von 1000 bis 1200 1/min und innerhalb eines Zeitraumes von 2 Minuten unter einer Belastung von 25% der vollen Leistung liegen, wobei keine zusätzliche Ausrüstung zugeschaltet sein soll. Ist das nicht der Fall, dann sind der Batterie- und Generatorschalter auf "AUS" zu stellen und ein Abflug muß unterbleiben.

NACH DEM ANLASSEN UND ROLLEN

ACHTUNG

Niemals mit einem drucklosen Federbein Rollmanöver vornehmen.

1. Bremsen - GELÖST UND GEPRÜFT
2. Elektronik - EIN
3. Beleuchtung - NACH BEDARF EIN

ANMERKUNG

Lassen Sie das Triebwerk nicht über 1200 1/min laufen, ehe eine Öltemperatur von mindestens 24°C erreicht ist.

VOR DEM START

1. Sitz- und Schultergurte - GEPRÜFT
2. Parkbremse - GESETZT
3. Radios - GEPRÜFT
4. Triebwerküberwachungsinstrumente - GEPRÜFT
5. Flugüberwachungsinstrumente - GEPRÜFT

ANMERKUNG

Um ausreichenden Druck bei zwei luftgetriebenen Kreisläufen zu erhalten, Triebwerk mit 700 bis 800 1/min laufen lassen, um eine Anzeige von 4,3 in.Hg auf dem Instrumentendruckanzeiger zu erhalten. Bei drei oder mehr luftgetriebenen Kreisläufen Triebwerkdrehzahl von 1200 1/min einhalten.

6. "ANLASSER UNTER SPANNUNG" - WARNLICHT (falls eingebaut) - Überprüfen (darf nicht leuchten). Falls dieses Warnlicht nicht installiert oder funktionsunfähig ist, dann ist das Amperemeter auf eine stabilisierte Anzeige zwischen 0 und 25% der vollen Leistung und bei einer Drehzahl von 1000 bis 1200 1/min zu überprüfen.
7. Gashebel - 1700 1/min
8. Propellerverstellung - BETÄTIGT (300 bis 400 1/min Abfall, dann hohe Drehzahl)
9. Magnete - GEPRÜFT bei 1700 1/min (Abfall zwischen links und rechts soll nicht mehr als 50 1/min sein, größter Abfall nicht über 150 1/min)
10. Trimmung
 - a. Querruder - NEUTRAL
 - b. Höhenruder - 0° (3° NOSE UP, wenn nur die vorderen Sitze belegt sind)

11. Landeklappen - EINGEFAHREN
12. Türen und Fenster - GESICHERT (bei den Baureihen CE-1301, CE-1307 und nachfolgende; CJ-180 und weitere - Kabinentürverriegelungsanzeige überprüfen - GESCHLOSSEN)
13. Steuerorgane - GEPRÜFT AUF FREIGÄNGIGKEIT
14. Gemischhebel - VOLL REICH (oder der Platzhöhe entsprechend)
15. Bremsen - FREI
16. Instrumente - GEPRÜFT (überprüfe Ladedruck, Drehzahl, Kraftstoffdurchfluß während des Anrollens)

START

Startleistung..... VOLLGAS 2700 1/min

1. Leistung - STARTLEISTUNG (Gemischhebel - GESETZT, der Platzhöhe entsprechend)
2. Bremsen - GELÖST, DANN BESCHLEUNIGEN auf empfohlene Geschwindigkeit
3. Fahrwerk - EINZIEHEN, wenn positive Steigrate erreicht ist
4. Geschwindigkeit - GEWÜNSCHTE STEIGGESCHWINDIGKEIT, wenn Hindernisfreiheit erreicht ist

STEIGFLUG

Maximale Dauerleistung:

(Baureihe CE-674 bis CE-890 mit installiertem Zwei- oder Dreiblatt-Propeller und CE-891 und danach mit installiertem Dreiblatt-Propeller)
(Baureihe CJ-129 bis CJ-155).....VOLLGAS 2700 1/min

Maximale Normalbetriebsleistung:

(Baureihe CE-891 und danach mit installiertem Zweiblatt-Propeller) (Baureihe CJ-156 und danach).....VOLLGAS 2550 1/min
Reisesteigflug.....25 in.Hg 2500 1/min

1. Triebwerkstemperaturen - ÜBERWACHEN
2. Leistung setzen
3. Gemisch - Kraftstofffluß einstellen

REISEFLUG

Siehe Reiseflugdiagramm in Abschnitt 5

1. Kühlklappen - GESCHLOSSEN
2. Leistung - EINGESTELLT
3. Gemischhebel - ARM, wie benötigt

GEMISCHABMAGERUNG MITTELS ABGASTEMPERATURANZEIGE (EGT)

Ein Abgastemperaturfühler ist rechts in der Abgasanlage eingebaut. Der Fühler ist mit einem in Grad Fahrenheit geeichten Anzeigegerät rechts im Instrumentenbrett verbunden. Im Reiseflug mit einer Leistung von 75% oder weniger soll die Abgastemperaturanzeige und -kontrolle folgendermaßen bedient werden:

1. Gemisch verarmen, bis die Temperatur den höchsten Punkt erreicht hat und wieder zu fallen beginnt.
 - a. Für normale Reiseleistung - Gemisch anreichern, bis die Temperatur 25°F oder mehr unter den Höchstwert sinkt.
 - b. Gemischstellung für beste Leistung - Das Gemisch anreichern, bis die Temperatur 100°F unter den Höchstwert sinkt.

ACHTUNG

Gemisch nicht unter das zur Einhaltung der Höchsttemperatur erforderliche Maß abmageren.

2. Dauerbetrieb wird nur an der reichen Seite des Temperaturhöchstwertes bei 25°F oder mehr unter diesem Höchstwert empfohlen.
3. Der Wechsel von Leistung und Höhe erfordert ein neuerliches Festsetzen des Höchstwertes und der Gemischregelung.

SINKFLUG

1. Höhenmesser - GESETZT
2. Kühlklappen - GESCHLOSSEN

3. Leistung- WIE BENÖTIGT (längeren Leerlauf und niedrige Zylinderkopftemperaturen vermeiden)
4. Gemischhebel - ANREICHERN wie benötigt

VOR DER LANDUNG

1. Anschnall- und Schultergurte - ANGESCHNALLT; Rückenlehnen - AUFGERICHTET
2. Kraftstofftankschalter - auf VOLLSTEN TANK
3. Kühlklappen - NACH BEDARF
4. Gemischhebel - VOLL REICH (oder der Platzhöhe entsprechend)
5. Fahrwerk - AUSGEFAHREN (Max. Geschwindigkeit beachten)
6. Landescheinwerfer - WIE BENÖTIGT
7. Landeklappen - VOLL AUSGEFAHREN (Max. Geschwindigkeit beachten) ■
8. Anfluggeschwindigkeit - 70 kt
9. Propeller - HOHE DREHZAHL (Ganz nach vorne)

DURCHSTARTEN

1. Leistung - VOLLGAS 2700 1/min
2. Geschwindigkeit - 70 kt, bis Hindernisfreiheit erreicht ist, dann normaler Steigflug
3. Landeklappen - EINFAHREN
4. Fahrwerk - EINFAHREN
5. Kühlklappen - OFFEN

NACH DER LANDUNG

1. Lande- und Rollbeleuchtung - WIE BENÖTIGT
2. Landeklappen - EINFAHREN
3. Trimmung - AUF 0° SETZEN
4. Kühlklappen - OFFEN

ABSTELLEN

1. Bremsen - GESETZT
2. Elektrische Geräte und Radios - AUS
3. Gashebel - LEERLAUF
4. Gemischhebel - VOLL ARM
5. Magnet-/Startschalter - AUS, nachdem Triebwerk steht
6. Batterie- und Generatorschalter - AUS
7. Rudersperre - FESTGEMACHT
8. Bremsklötze - VORGELEGT, Parkbremse - entriegelt

KABINENAUSRÜSTUNGSSYSTEME

SAUERSTOFF-SYSTEM

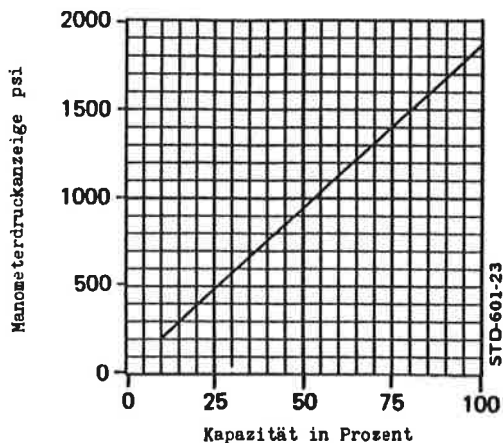
VOR DEM FLUG

- 1) Druckanzeige am Sauerstoffmanometer überprüfen
- 2) Feststellung des Prozentwertes vom vollen System.
- 3) Multiplikation der Sauerstoffverbrauchsdauer in Minuten mit dem Prozentwert der vollen Flasche.

BEISPIEL:

Anzahl der Personen.....	5
Manometerdruckanzeige.....	1500 psig
Kapazität in Prozent (aus Tabelle).....	80%
Zylinderkapazität (voll).....	49 cu.ft
Flughöhe (Flugplanung).....	15.000 ft
Verbrauchsdauer (90% voll).....	149 min
Verbrauchsdauer (80% voll).....	119 min

ZUR VERFÜGUNG STEHENDER SAUERSTOFF BEI EINER FLASCHEN-TEIL-
FÜLLUNG



SAUERSTOFF-VERBRAUCHSDAUER

Die empfohlenen Sauerstoffmasken werden zusammen mit dem System bereitgestellt. Sie sind so gestaltet, d.h. mit einer Einstellmöglichkeit versehen, die einen guten Sitz für eine Durchschnittsperson gestattet, bei einem Minimum an Sauerstoffleckage.

ACHTUNG

Die Leistungsfähigkeit des Systems hängt zu 90% von einem einwandfreien Sitz der Sauerstoffmaske ab, es ist daher auf einen guten Sitz sowie auf einen guten Zustand der Masken zu achten.

Die folgenden Angaben gelten für 90% Flaschenfüllung.

SAUERSTOFF-VERBRAUCHSTABELLE

Versorgungsdauer in Minuten bei folgenden Flughöhen.

ZYLINDER- VOLUMEN	PERSONEN	12.500 FT	15.000 FT	20.000 FT
49 cu.ft.	1	1014	746	507
	2	507	373	253
	3	338	248	169
	4	253	186	126
	5	202	149	101

WARNUNG

Rauchen ist einzustellen, wenn Sauerstoff
benutzt wird.

WÄHREND DES FLUGES

Es ist zu empfehlen, daß bei einer Benutzung von Sauerstoff auf
Übereinstimmung der Regelungen nach den LuftBO geachtet wird.

- 1) Sauerstoff-Regulierventil - LANGSAM ÖFFNEN
- 2) Maske - EINFÜHREN DER VERBINDUNG, MASKE ANLEGEN (auf ein-
wandfreien Sitz einstellen)
- 3) Sauerstoff - ÜBERPRÜFEN DER DURCHFLUSSANZEIGE

NACH DEM GEBRAUCH

- 1) Benutzungsunterbrechung erfolgt durch Herausziehen der Maskensteckverbindung aus den Zapfanschlüssen.

ANMERKUNG

Ein Absperren des Sauerstoff-Regulierventils während des Fluges ist nicht notwendig, da mit dem Herausziehen der Steckverbindung aus den Zapfstellen automatisch eine Abdichtung wirksam wird. Wenn jedoch das System nicht eingesetzt wird, ist es wünschenswert die Zufuhr abzusperren.

- 2) Sauerstoff-Regulierventil - GESCHLOSSEN (Diese Maßnahme kann auch während des Abstellens nach Flugbeendigung mit erledigt werden)

HEIZUNG UND BELÜFTUNG

Bezüglich der Bedienung von Heizungs- und Belüftungsanlage siehe Abschnitt 7 "SYSTEM-BESCHREIBUNG".

KALTWETTERBETRIEB

Vorflugkontrolle

Eis, Schnee und Reif müssen von Tragflächen, Leitwerk, Rudern, Propeller, Windschutzscheibe, Kraftstofffüllverschlüssen, Kurbelgehäuseentlüftungen und Kraftstoffbehälterentlüftungen entfernt werden. Werden die Ablagerungen nicht vollständig entfernt, darf das Flugzeug nicht geflogen werden. Sie werden beim Flug nicht abgeblasen. Während schwere Ablagerungen einen schädlichen Gewichtungsfaktor nach sich ziehen, ist es weniger offensichtlich, daß gerade leichte Ablagerungen die vorgesehenen aerodynamischen Eigenschaften der Tragflächen stören oder vollständig aufheben können.

Anschließend normale Vorflugkontrolle durchführen und besonders auf freie Beweglichkeit der Steueranlage achten.

TRIEBWERK

Verwende Triebwerköl gemäß Verbrauchsmaterialliste Abschnitt "Betreuung und Wartung".

Propeller mit der Hand mehrere Male gegen die Drehrichtung des Triebwerks durchdrehen, um das Triebwerk frei und das kalte, steife Schmieröl vor dem Anlassen geschmeidig zu machen.

Bei besonders tiefen Temperaturen kann es notwendig sein, das Triebwerk vor dem Start anzuwärmen. Besondere Vorsicht und Aufmerksamkeit verlangen dabei Schmierölkühler und Triebwerkölsumpf.

Das Anlassen des Triebwerkes mit erstarrtem Schmieröl im System verursacht danach eine Anzeige von normalem Schmieröldruck. Dann aber kann der Schmieröldruck sinken, wenn zurückgebliebenes Schmieröl im Triebwerk mit erstarrtem Schmieröl aus dem Sumpf zurückgepumpt wird. Wenn ein Heizgerät für die Erwärmung des Triebwerkschmierölsumpfes und des Schmierölkühlers nicht zur Verfügung steht, sollte das Schmieröl nach dem Flug bei noch warmem Triebwerk abgelassen und in einem warmen Raum bis zum nächsten Flug aufbewahrt werden.

Wenn in den ersten 30 Sekunden nach dem Anlassen kein Schmieröldruck angezeigt wird oder der Schmieröldruck nach einigen Minuten Bodenlauf abfällt, Triebwerk abstellen und auf gebrochene Schmierölleitungen, Schmierölkühlerlecks oder erstarrtes Schmieröl prüfen.

ANMERKUNG

Es ist ratsam, unter Kaltwetterbedingungen eine Außenbordstromquelle zum Anlassen zu benutzen.

Beim Warmlaufen Triebwerktemperatur genau überwachen, da die Möglichkeit besteht, die höchstzulässige Zylinderkopftemperatur beim Aufwärmen des Schmieröls zu überschreiten. Betätige den Propellerhebel mehrere Male, um das kalte Öl vom Propellerölsystem zu entfernen. Die Propellerdrehzahl sollte auch im Fluge zwischendurch verändert werden.

Beim Sink- und Landeanflug besonders Triebwerkstemperatur überwachen, da die Tendenz zur Unterkühlung besteht.

VEREISUNGSBEDINGUNGEN

Flüge unter bekannten Vereisungsbedingungen sind verboten.

LÄRM-CHARAKTERISTIK

Der Landeanflug als auch der Abflug von einem Flugplatz ist so durchzuführen, daß ein längeres Fliegen in niedriger Flughöhe in der Nähe lärmgefährdeter Gebiete vermieden wird. Ein Vermeiden derartiger Gebiete ist, falls durchführbar, einem Überfliegen in einer relativ niedrigen Flughöhe stets vorzuziehen.

Bei VFR-Flügen über im Freien befindlichen Personengruppen, Erholungs- und Grünflächen Gebieten sowie anderen lärmempfindlichen Gebieten sollten von seiten der Piloten alle Anstrengungen unternommen werden, um nicht unter eine Boden-Flughöhe von 2000 Ft zu kommen, wenn das Wetter es erlaubt, und selbst dann, wenn das Fliegen in einer niedrigen Flughöhe durchaus in Übereinstimmung mit den Flugverkehrsvorschriften wäre.

ANMERKUNG

Die vorstehend empfohlenen Verhaltensregeln sind nicht zutreffend und anwendbar, wenn sie zu Konfliktsituationen mit Flugverkehrsbestimmungen bzw. Fluginstruktionen führen würden oder dann, wo nach der Einschätzung des Piloten eine Flughöhe unter 2000 Ft notwendig ist, um in angemessener Wahrnehmung seiner Pflicht andere Flugzeuge zu erkennen und zu vermeiden.

Überflug-Geräuschpegel-Messungen, aufgestellt in Übereinstimmung mit den gültigen Lärmschutzforderungen:

Baureihe CE-891 und weiter und CJ-156 und weiter:

Zweiblatt-Propeller mit MNOP	76,6 dB(A)
Dreiblatt-Propeller	77,3 dB(A)

ANMERKUNG

Die angegebenen Überflug-Geräuschpegel gelten nicht für Baureihen CE-674 bis CE-890 und CJ-129 bis CJ-155.

Keine Entscheidung wurde seitens der FAA darüber herbeigeführt, ob der Geräuschpegel dieses Flugzeuges zulässig ist bzw. zulässig sein sollte oder als unzulässig für einen Flugbetrieb irgend eines Flughafens mit Start- und Landevorgängen gilt.

ALLGEMEINE HINWEISE BETREFFS FLUGPLANUNG UND FLUGLEISTUNGEN

Alle in diesem Abschnitt aufgeführten Fluggeschwindigkeitswerte sind, wenn nicht anders vermerkt, angezeigte Fluggeschwindigkeiten (IAS) und basieren auf einer angenommenen Null-Fehler-Instrumentenanzeige.

In den Tabellen und Diagrammen dieses Abschnittes sind die Betriebs- und Leistungsdaten für das Flugzeug unter Beachtung der unterschiedlichen Gewichts-, Leistungs-, Temperatur- und Druckverhältnisse aufgeführt.

Benutzungsbeispiele befinden sich bei jedem Diagramm.

Die nachfolgende Beschreibung einer Flugplanung gibt ein Beispiel für die Benutzung der Tabellen und Diagramme.

STARTFLUGPLATZ

Flugplatzhöhe	5330 ft
Außenlufttemperatur (OAT)	15°C
QNH	29,60 in.Hg. (1002,37 mb)
Wind	270° bei 10kt
Startbahn - 26-Länge	3050 m (10.010 ft)

Flugstrecke (VFR in FL 115) (Druckhöhe 11500 ft)

Streckenabschnitt	Magnetkurs	Entfernung NM	Wind in FL 115	OAT in FL 115	Höhenmesser Einstellung in.HG
DEN-COS	161°	55	010/30	-5°C	29,60
COS-PUB	153°	40	010/30	-5°C	29,60
PUB-TBE	134°	74	100/20	0°C	29,56
TBE-DHT	132°	87	200/20	9°C	29,56
DHT-AMA	125°	65	200/20	10°C	29,56

LANDEFLUGPLATZ

Flugplatzhöhe	3605 ft
OAT	25°C
QNH	1001 mb
Wind	180°10 kt
Landebahn 21-Länge	4000 m (13.500 ft)

Zur Ermittlung der Druckhöhe am Start- und Landeflugplatz
100 ft Höhenänderung je 3,4 mb Abweichung vom Standarddruck
berücksichtigen. Bei einem Luftdruck über 1013,2 mb subtra-
hieren, bei einem Luftdruck unter 1013,2 mb addieren.

Druckhöhe am Startflugplatz DEN:

$$1013,2 - 1002,3 = 10,9 \text{ mb} = 320 \text{ ft}$$

Die Druckhöhe beträgt somit $5330 + 320 = 5650 \text{ ft}$

Die Druckhöhe liegt 320 ft über der Flugplatzhöhe.

Druckhöhe am Landeplatz AMA:

$$1013,2 - 1001 = 12,2 \text{ mb} = 360 \text{ ft}$$

Die Druckhöhe beträgt somit $3605 + 360 = 3965 \text{ ft}$

Die Druckhöhe liegt 360 ft über der Flugplatzhöhe.

ANMERKUNG

In bezug auf eine Flugplanung wurde die Diffe-
renz zwischen Reise Flughöhe und Reiseflugdruck-
höhe nicht berücksichtigt.

BERECHNUNG FÜR FLUGZEIT, GESCHWINDIGKEIT UND KRAFTSTOFFBEDARF

STEIGFLUG: bei 34,0 in.Hg und 2600 1/min.

Ansetzen im Diagramm für Zeit, Kraftstoff und Steigflugstrecke bei 15°C, von da auf 5650 ft und weiter auf 3400 lbs. Ansetzen bei -5°C auf 11.500 ft und weiter auf 3400 lbs. Ableswert:

Zeit für Steigflug = 21,0 - 8,0 = 13 Min.

Kraftstoffverbrauch für Steigflug = 6,3 - 2,7 = 3,6 gal

Zurückgelegte Strecke = 42,0 - 15,0 = 27,0 NM (50,0 km)

Die Reiseflugleistung ist für 2500 1/min angenommen. Wenn der Reiseflug in 11.500 ft Vollgas erfordert, werden Ladedruck und Kraftstofffluß im Diagramm bei 75% größter Dauerleistung abgelesen.

REISEFLUG

Die Temperaturen für Reiseflugplanung sind hier dargeboten für einen Standardtag (ISA); 20°C (36°F) oberhalb eines Standardtages (ISA + 20°C); und 20°C (36°F) unterhalb eines Standardtages (ISA - 20°C). Diese Werte sind für eine Flugplanung zu benutzen. Die IOAT-Werte sind echte Temperaturenwerte, bei denen ein Kompressibilitätseffekt anpassend berücksichtigt wurde. IOAT ist zu nutzen im Reiseflug für Cruise Power Setting.

Ansetzen im Diagramm ISA-Umwandlung bei 11.500 ft (3505 m) und der Temperatur für diesen Teilstreckenabschnitt.

DRN-PUB	OAT	= -5°C
	ISA-Bedingung	= ISA + 3°C
PUB-TBE	OAT	= 0°C
	ISA-Bedingung	= ISA + 8°C
TBE-DHT	OAT	= 9°C
	ISA-Bedingung	= ISA + 17°C
DHT-AMA	OAT	= 10°C
	ISA-Bedingung	= ISA + 18°C

Aufnahmen der Werte aus der Tabelle für Reiseflug-Leistungs-Einstellung unter 2300 1/min. bei 28,0 in.Hg Sammelleistungsdruck-Ladedruck bei 11.000 ft (3400 m), 12.000 ft (3657 m) ISA und ISA + 20°C.

HÖHE ft	TEMPERATUR					
	ISA			ISA + 20°C.		
	LADE- DRUCK in.Hg	KRAFT- STOFF- FLUSS gph/lph	TAS - kt	LADE- DRUCK in.Hg	KRAFT- STOFF- FLUSS gph/lph	TAS - kt
11.000	19,2	13,1/49,6	167	19,2	12,6/47,7	167
12.000	18,3	12,6/47,7	165	18,3	12,2/46,2	165

Interpolation von 11.500 ft und der Temperatur für den angemessenen Teilstreckenabschnitt. Die Ergebnisse der Interpolation sind:

TEILSTRECKEN- ABSCHNITT	LADE- DRUCK in.Hg	KRAFT- STOFF gph/lph	TAS KNOTS
DEN-PUB	18,8	12,8/48,4	166
PUB-TBE	18,8	12,7/48,1	166
TBE-DHT	18,8	12,5/47,3	166
DHT-AMA	18,8	12,5/47,3	166

ANMERKUNG

Angezeigte Ziffern sind die genauen Werte für die angenommenen Bedingungen.

Zeit- und Kraftstoffverbrauch wurden wie folgt berechnet:

$$\text{Zeit} = \frac{\text{Strecke}}{\text{Geschwindigkeit über Grund}}$$

$$\text{Kraftstoffverbrauch} = (\text{Zeit}) \times (\text{Kraftstofffluß})$$

$$\text{Kraftstoffverbrauch} = \frac{\text{Strecke}}{\text{Geschwindigkeit über Grund}} \times \text{Kraftstoffdurchfluß}$$

Die Ergebnisse sind:

TEILSTRECKEN- ABSCHNITT	STRECKE - NM	VORAUSSICHT- LICHE GE- SCHWINDIG- KEIT kt	ZEIT IN REISEFLUG HÖHE STD:MIN	KRAFT- STOFF VERBRAUCH REISEFLUG gal
DEN-COS	*28	195	:09	1,9
COS-PUB	40	192	:13	2,8
PUB-TBE	74	153	:29	6,1
TBE-DHT	87	154	:34	7,1
DHT-AMA	65	156	:25	5,2

* Die für Steigflug erforderliche Strecke wurde von der Teilstrecke abgezogen.

ZEIT - KRAFTSTOFF - ENTFERNUNG

VORGANG	ZEIT STD:MIN	KRAFTSTOFF gal	STRECKE NM/km
Anlassen Standlauf Rollen u. Startbe- schleunigung	0:00	2,0	0/ 0
Steigflug	0:13	3,6	27/ 50,0
Reiseflug	1:50	23,1	294/544,5
Total	2:03	28,7	321/594,5

Gesamtzeit: 2 Stunden, 3 Minuten

Streckendurchschnitt: 321 NM ./ 2 Stunden, 3 Min. = 157 kt

Kraftstoffreserve (45 Min. bei 2200 1/min bei 23 in.Hg Lade-
druck) (45% max. cont. power)

Ansetzen in der Reiseflug-Leistungseinstellungs-Tabelle für
45% MCP. Der Kraftstofffluß beträgt 9,6 gal. pro Stunde.

Kraftstoffreserve = (45 Min) x (9,6 gph) = 7,2 gal (27,2 l)

Gesamtkraftstoffmenge = 28,7 + 7,2 = 35,9 gal (136 l)

Die voraussichtliche Landemasse wird durch Subtraktion der für
den Flug erforderlichen Kraftstoffmasse von der Rollmasse
ermittelt.

Angenommene Rollmasse = 3412 lbs (1547 kg)

Voraussichtlicher Kraftstoffverbrauch von DEN nach AMA =
(28,7 gal) x (6 lbs/gal) = 172 lbs (78 kg)

Voraussichtliche Landemasse = $3412 - 172 = 3240$ lbs .
 $1755 - 90,3 = 1664,7$ kg

Die Beispiele sind den Betriebs- und Leistungsdiagrammen entnommen, wobei die oben genannten Bedingungen zu Grunde lagen. Die Steigflugrate wurde auf Grund der ursprünglichen Reiseflughöhenbedingung festgelegt.

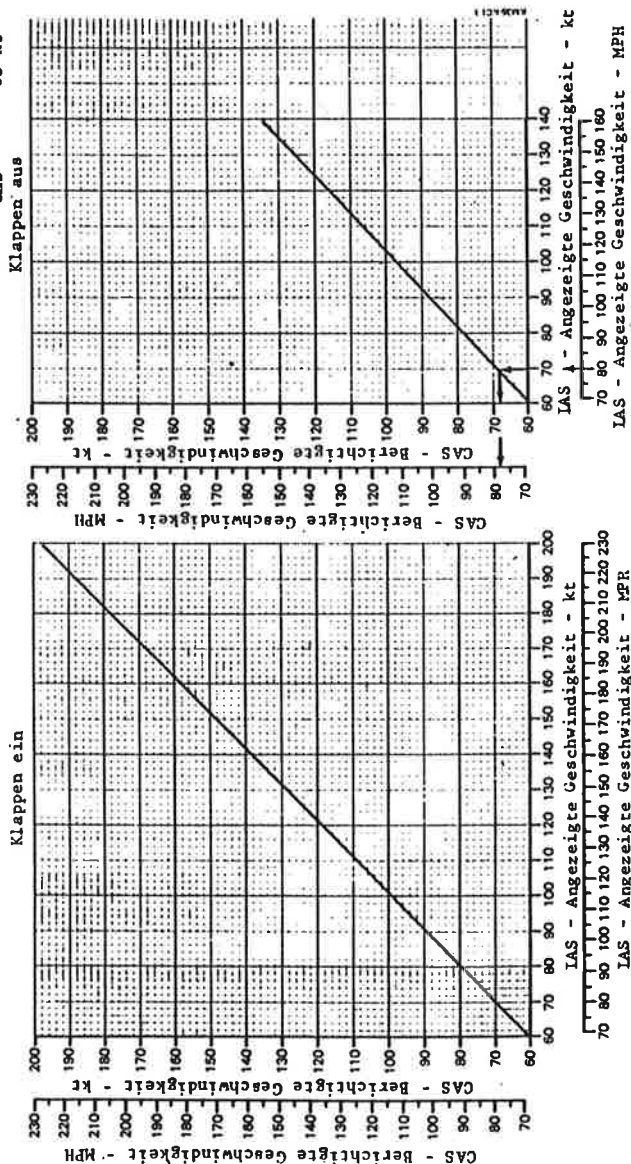
GEBRAUCH DER LEISTUNGSDIAGRAMME

1. Das angegebene Beispiel zeigt die Reihenfolge, in der die Angaben aufgesucht werden. Bezieht sich der erste Punkt in dem Beispiel auf einen OAT-Wert, ist an diesem bekannten OAT-Wert der graphischen Darstellung auch zu beginnen.
2. Die Bezugslinien zeigen an, wo die nächste Führungslinie beginnt. Zuerst zur Bezugslinie gehen, dann der Führungslinie bis zur bekannten Einzelheit folgen.
3. Die angezeigte Geschwindigkeit (IAS) wird aus dem Diagramm "Geschwindigkeitskorrektur-Normalsystem" abgelesen.
4. Die angegebenen Bedingungen waren Voraussetzung für die Bestimmung der Diagrammwerte. Sie dienen nicht zur Instruktion. Leistungswerte aufgrund von Diagrammablesung sind nur dann korrekt, wenn die spezifische Bedingung existiert.
5. Die Gesamt-Kraftstoffmenge des ausfliegbaren Kraftstoffes steht bei allen zugelassenen Flugbedingungen zur Verfügung.

GESCHWINDIGKEITS KORREKTUR - NORMALSYSTEM

Beispiel
IAS 70 kt
Klappen aus
CAS 68 kt

ANMERKUNG: IAS bei Instrumentenfehler Null

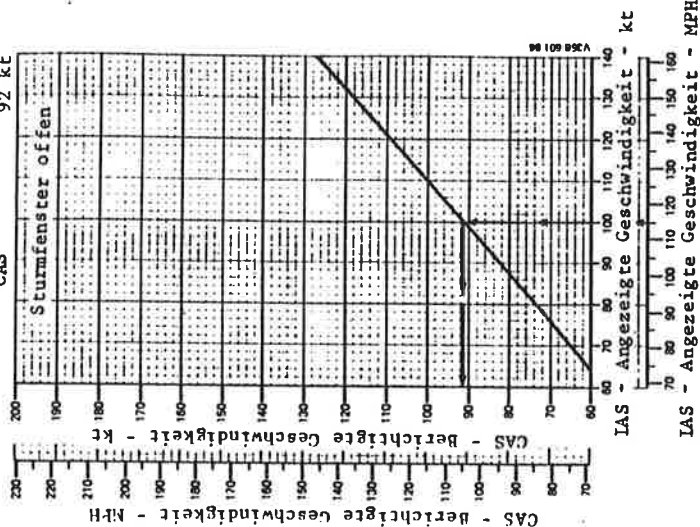
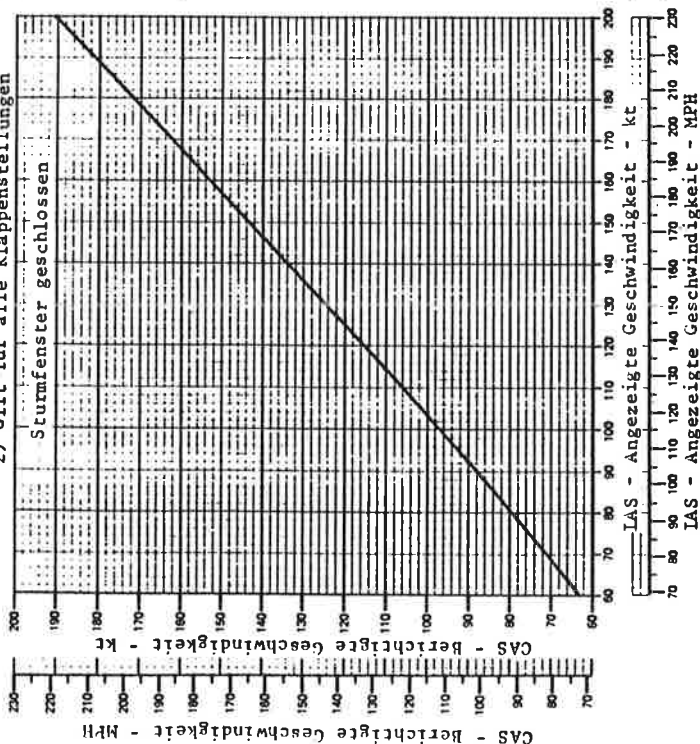


GESCHWINDIGKEITSKORREKTUR - NOTSYSTEM

Beispiel

IAS 100 kt
Sturmfenster offen
CAS 92 kt

- ANMERKUNG: 1) IAS bei Instrumentenfehler Null
2) Gilt für alle Klappenstellungen

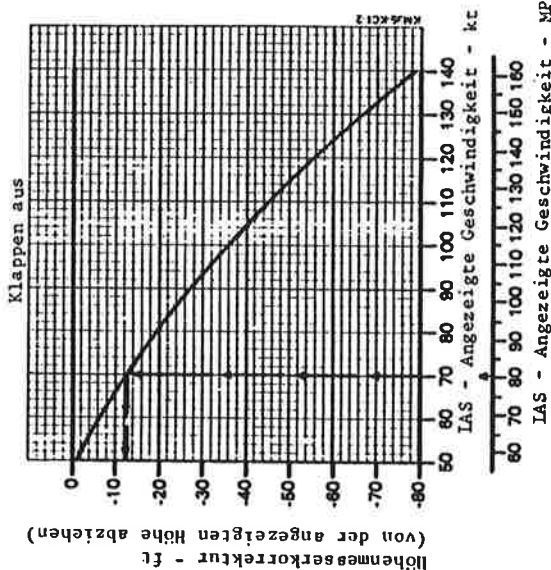
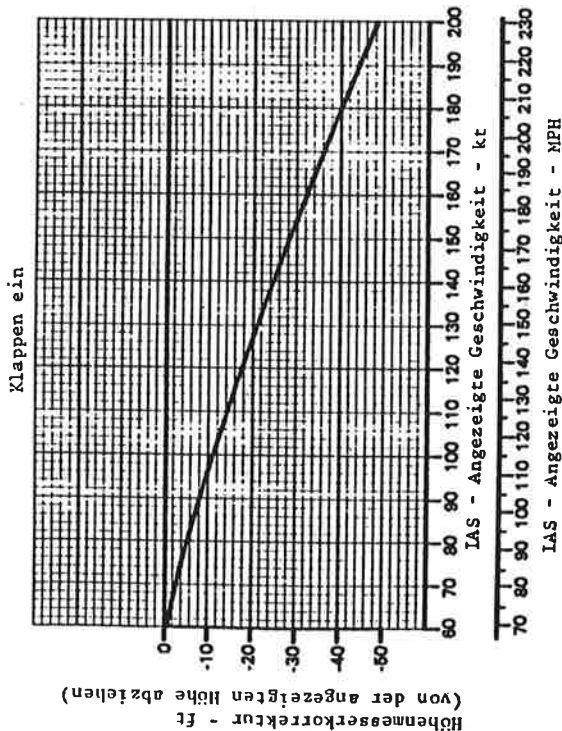


HÖHENMESSERKORREKTUR - NORMALSYSTEM

ANMERKUNG: Angezeigte Geschwindigkeit und angezeigte Höhe bei
Instrumentenfehler Null

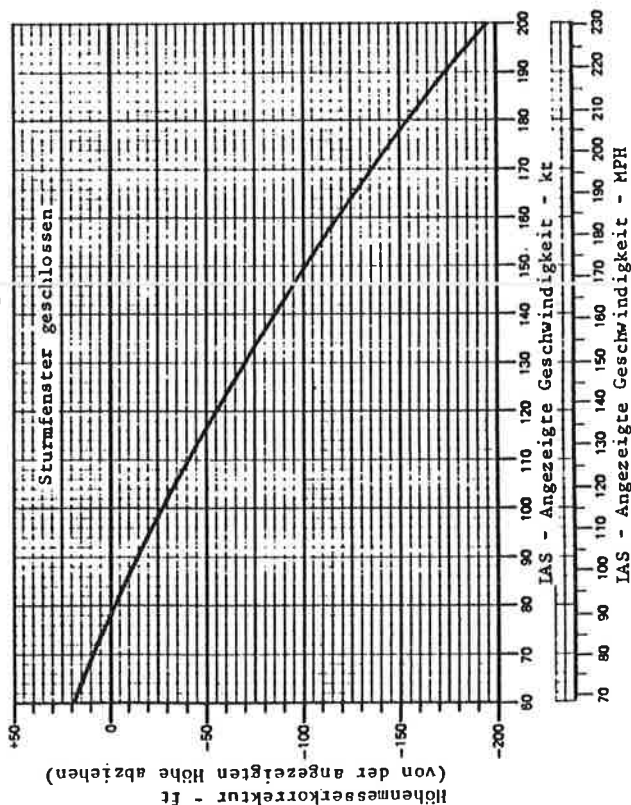
Beispiel:

IAS 70 kt
Klappen aus
Angezeigte Druckhöhe 4500 ft
Höhenmesserkorrektur -12 ft
Berichtigte Druckhöhe
4500 - 12 = 4488 ft



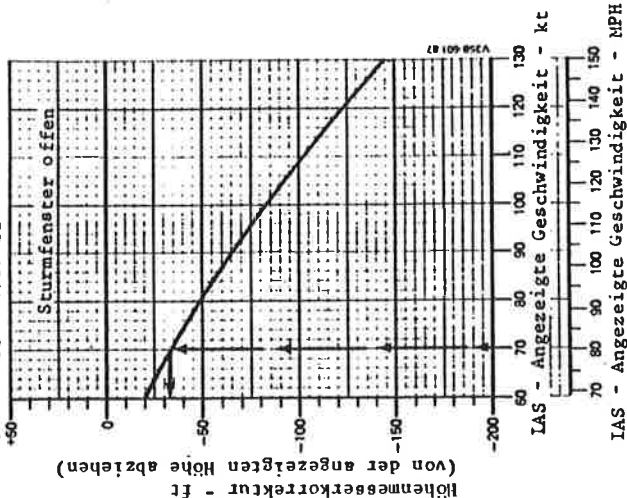
HÖHENMESSERKORREKTUR - NOTSYSTEM

- ANMERKUNG: 1) Angezeigte Geschwindigkeit und angezeigte Höhe bei Instrumentenfehler Null
2) Gilt für alle Klappenstellungen

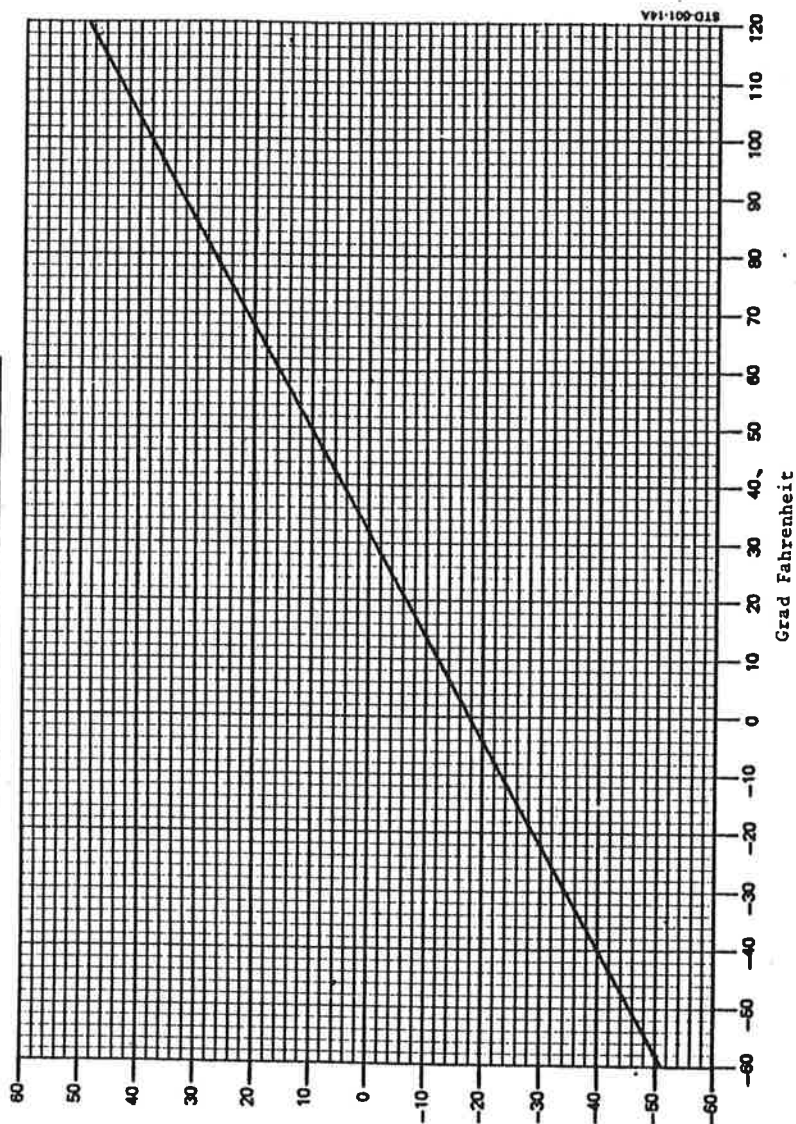


Beispiel:

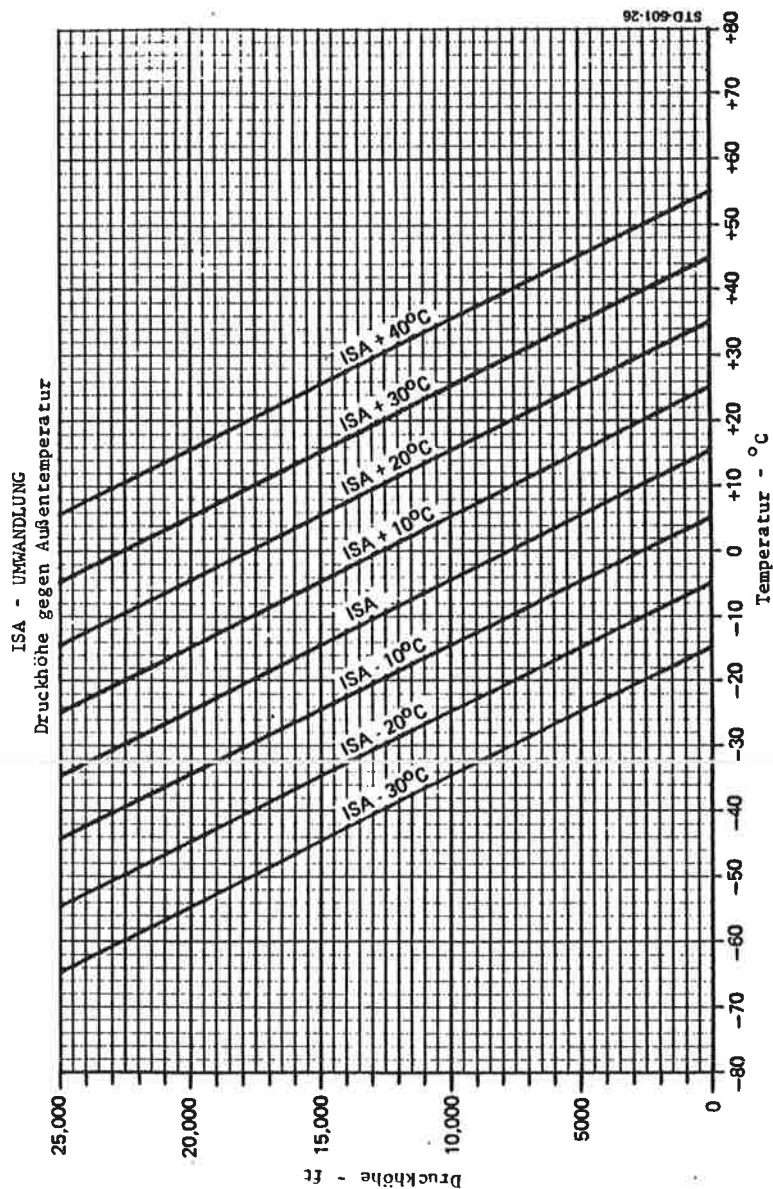
IAS 70 kt
Sturmfenster offen
Angezeigte Druckhöhe 5000 ft
Höhenmesserkorrektur -33 ft
Berichtigte Druckhöhe
5000 - 33 = 4967 ft



TEMPERATURUMWANDLUNG CELSIUS/FAHRENHEIT



5 PR17



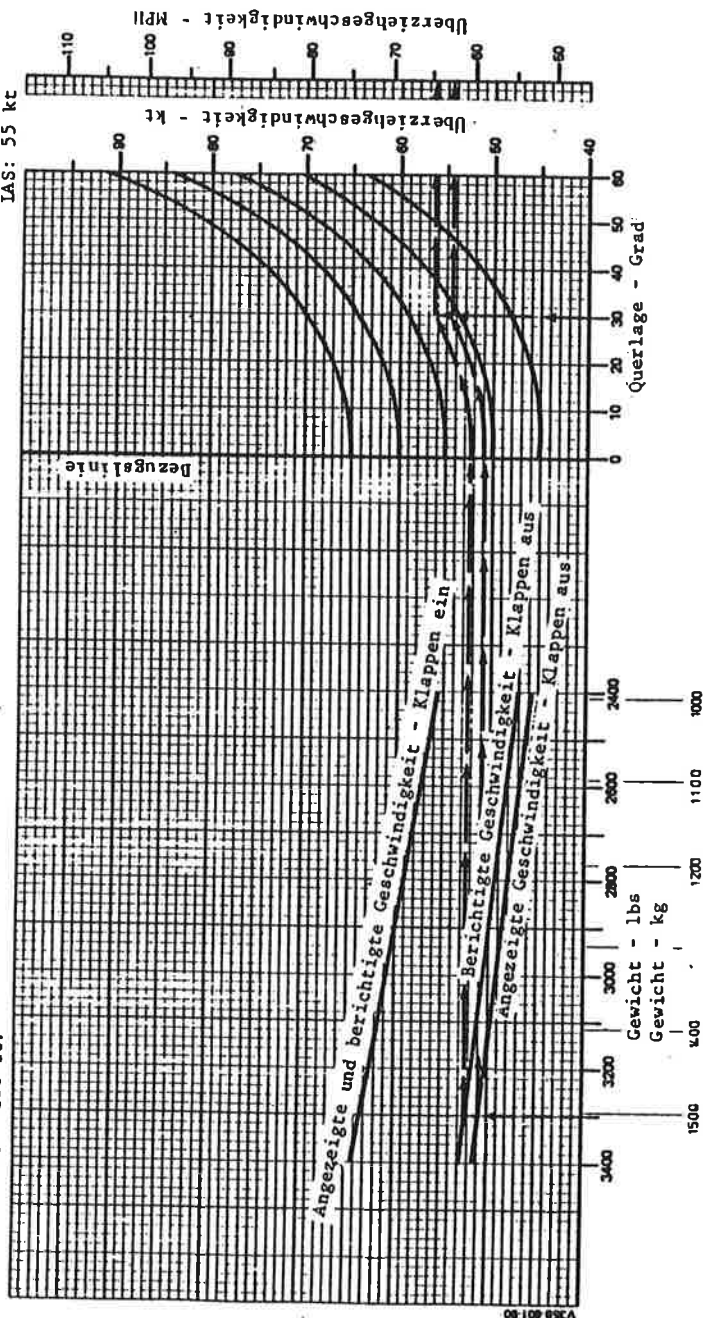
ÜBERZIEHGESCHWINDIGKEIT - LEERLAUFLEISTUNG

Beispiel:

Masse 3300 lbs (1495 kg)
Klappen aus
Querlage 30°

Überziehgeschwindigkeit CAS: 56 kt
IAS: 55 kt

ANMERKUNG: Maximaler Höhenverlust während
des normalen Überziehens beträgt
etwa 300 ft.



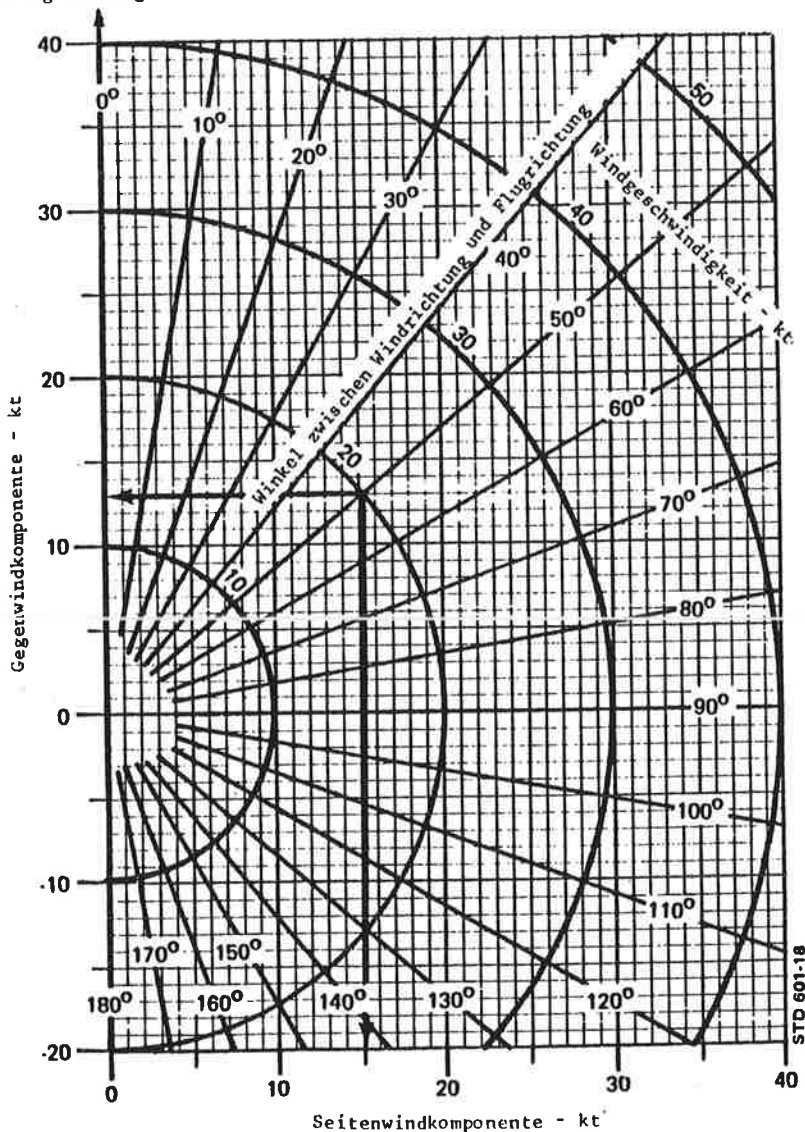
WINDKOMponentEN

Demonstrierte Seitenwindkomponente 17 kt

Beispiel:

Windgeschwindigkeit	20 kt
Winkel zwischen Windrichtung und Flugrichtung	50°
Gegenwindkomponente	13 kt
Seitenwindkomponente	15 kt

Flugrichtung



(Zugrundegelegte Bedingungen)

Randbedingungen:

Leistung

Gemisch
Vollgas bei 2700 1/min
abwagern gemäß Diagramm

Seite 5-27.

Klappen

ein

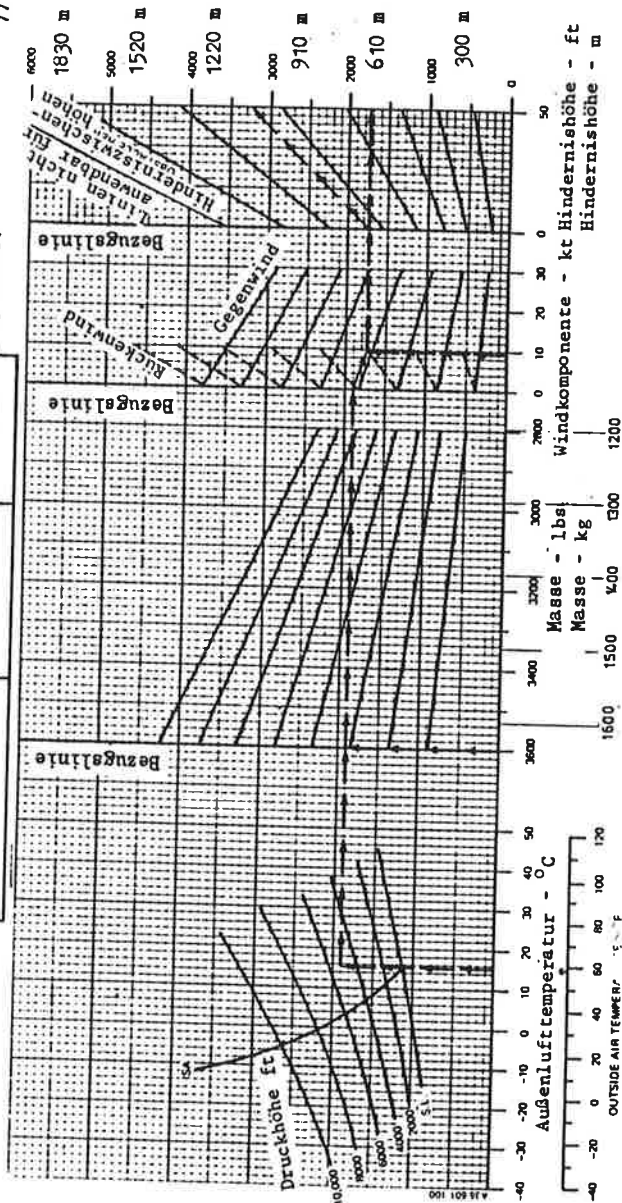
Fahrgestell

Kühlklappen
einziehen nach Abheben
offen (Pos. Steigrate)STARTSTRECKE

Startgeschwindigkeit		in 15 m HND
Masse	kg (lbs)	
1540 kg (3400 lbs)	71 kt	77 kt
1450 kg (3200 lbs)	69 kt	75 kt
1350 kg (3000 lbs)	66 kt	73 kt
1270 kg (2800 lbs)	64 kt	70 kt
1178 kg (2600 lbs)	61 kt	67 kt
1087 kg (2400 lbs)	59 kt	64 kt

Beispiel:

Außenlufttemperatur: 15 °C
 Druckhöhe: 5650 ft
 Startmasse: 3400 lbs/1540 kg
 Gegenwindkomponente: 9,5 kt
 Startrollstrecke: 1600 ft/480 m
 Startstrecke über 15 m
 Hindernis: 3000 ft/910 m
 Geschwindigkeit beim Abheben: 71 kt
 Geschwindigkeit in 15 m GND: 77 kt



VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

Randbedingungen:

Leistung
GemischVollgas bei 2700 1/min
abwagern gemäß DiagrammKlappen
Fahrwerk
Kühlklappen
ein
nach Bedarf(CE 674 bis CE-890 mit 2- oder
3-Blattpropeller und CE-891 und
weitere mit McCauley-3-Blattpro-
peller) (CJ-129 bis CJ-155)Steiggeschwindigkeit 96 kt IAS
bei allen Massen

Beispiel:

Außenlufttemperatur

Druckhöhe

Masse

Steigrate

Steiggradient

Steiggeschwindigkeit

-5°C

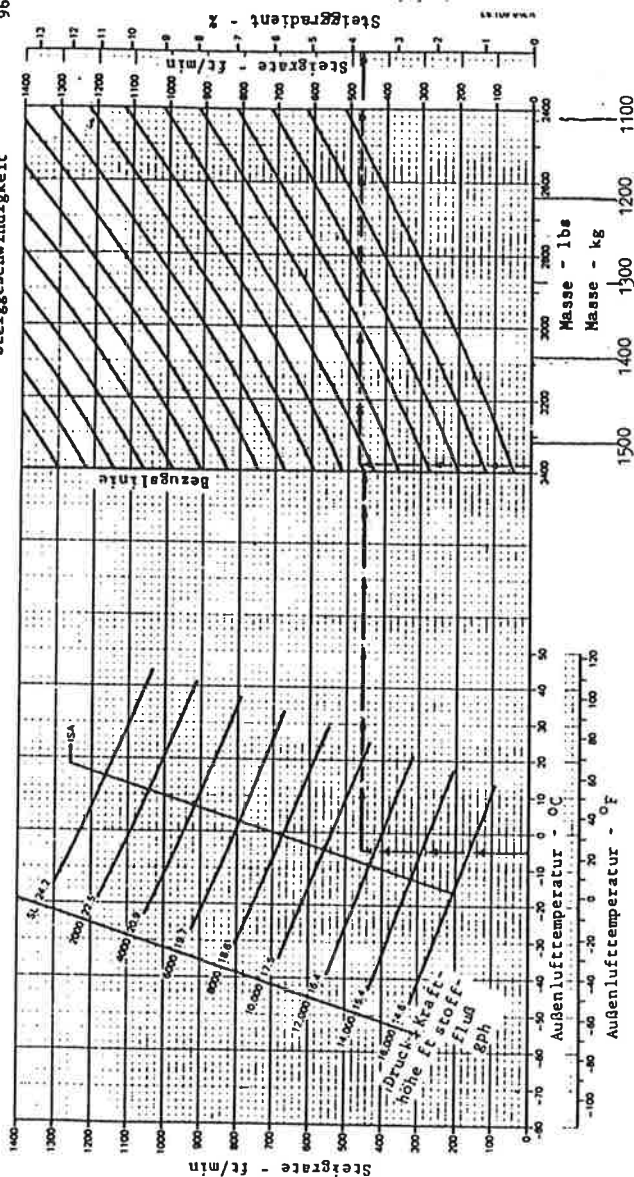
11500 ft

3380 lbs/1530 kg

470 ft/min

3,8 %

96 kt



Randbedingungen:

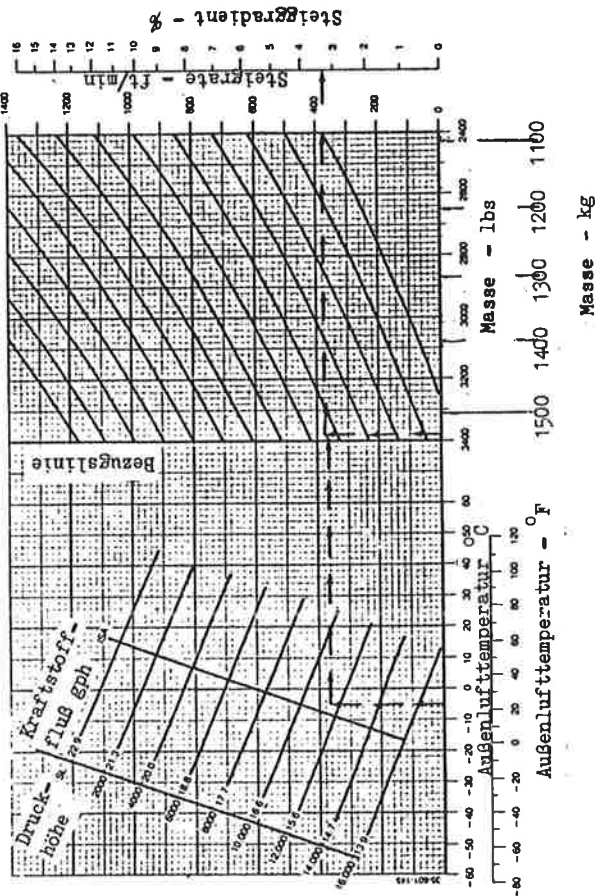
Leistung Vollgas bei 2550 1/min
Gemisch Abmagerm gemäß Diagramm
Seite 5-27
Klappen Ein
Fahrwerk Ein
Kühlklappen Nach Bedarf

STIEGFLUG

Steiggeschwindigkeit 96 kt bei allen
Gewichten
(CE-891 und danach mit Zweiblattpro-
peller) (CI-156 und danach)

Beispiel:

Außenlufttemperatur -5°C
Druckhöhe 11500 ft
Masse 3380 lbs/1530 kg
Steigrate 375 ft/min
Steiggradient 3,3%



Abschnitt 5
Betriebs- und Leistungsdaten

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

ZEIT, KRAFTSTOFF UND ENTFERNUNG FÜR DEN STEIGFLUG

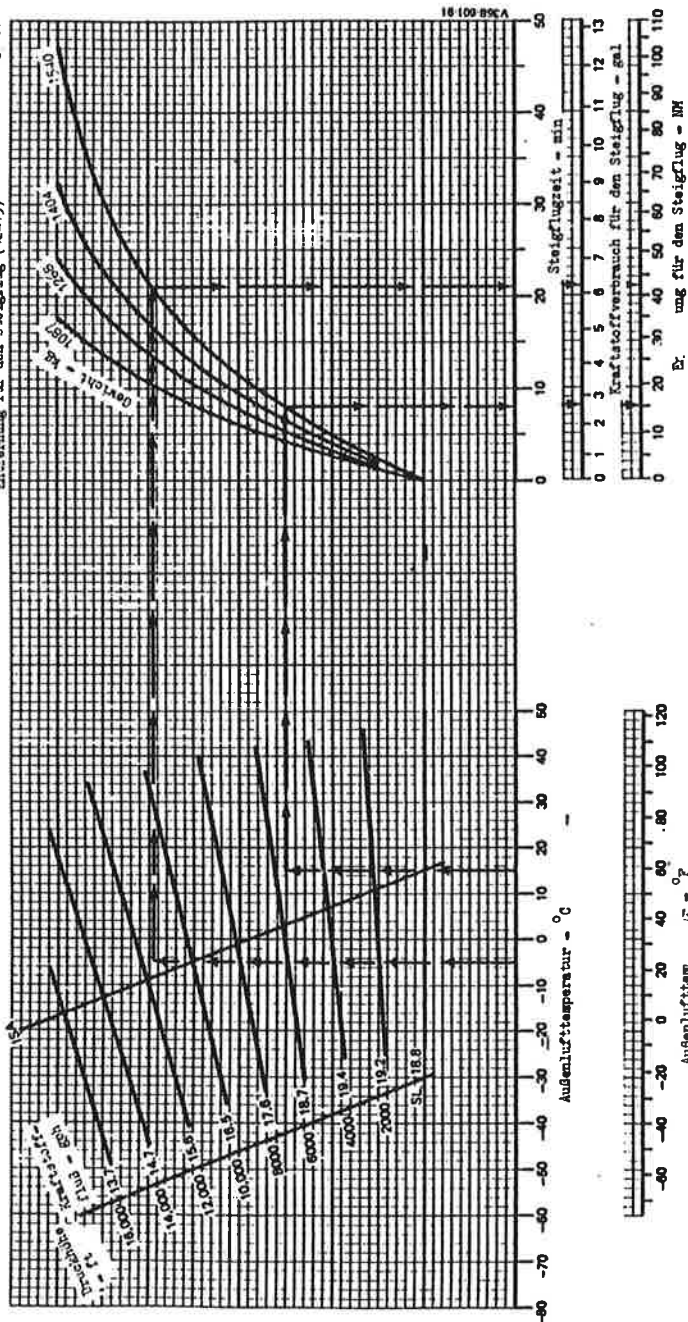
Steiggeschwindigkeit 107 kt

Randbedingungen:

Leistung 25 in/uz oder Vollast, 2500 U/min
Kraftstoffdichte 0,72 kg/l / 6,0 lbs/gal
Gemisch abgemessen gemäß Diagramm
Seite 5-27.
Kühllappen geschlossen

Beispiel:

Außenlufttemperatur beim Start 15°C
Außenlufttemperatur im Reiseflug -5°C
Flughöhe 5650 ft
Druckhöhe im Reiseflug 11500 ft
Masse beim Steigflugesinn 3400 lbs/1540 kg
Steigflugzeit (21-8) 13 min
Kraftstoffverbrauch für den Steigflug (6,25-2,65) 3,6 gal
Entfernung für den Steigflug (42-15) 27 NM



LEISTUNGSEINSTELLUNG

75% MCP, 2500 1/min, 1450 kg/3200 lbs

		ISA -36°F (-20°C)						Standard Tag (ISA)						ISA +36°F (+20°C)										
Druck- höhe	IOAT	Trieb- werk- dreh- zahl	Lade- druck	Kraftstoff- fluß	TAS	CAS	IOAT	Trieb- werk- dreh- zahl	Lade- druck	Kraftstoff- fluß	TAS	CAS	IOAT	Trieb- werk- dreh- zahl	Lade- druck	Kraftstoff- fluß	TAS	CAS						
°F	°C	1/min	in Hg	pph	l/h	kt	°F	°C	1/min	in Hg	pph	l/h	kt	°C	1/min	in Hg	pph	l/h	kt					
SL	27	-3	2500	23,9	91,4	57,5	159	165	63	17	2500	24,6	91,4	57,5	163	183	100	38	2500	25,1	91,4	57,5	166	161
1000	24	-5	2500	23,8	91,4	57,5	161	164	60	16	2500	24,3	91,4	57,5	164	182	96	36	2500	24,8	91,4	57,5	168	160
2000	20	-7	2500	23,4	91,4	57,5	162	163	56	14	2500	24,1	91,4	57,5	166	181	93	34	2500	24,6	91,4	57,5	169	159
3000	17	-8	2500	23,1	91,4	57,5	164	163	53	12	2500	23,8	91,4	57,5	167	180	89	32	2500	24,3	91,4	57,5	171	158
4000	13	-10	2500	22,8	91,4	57,5	165	162	49	10	2500	23,5	91,4	57,5	169	179	86	30	2500	24,0	91,4	57,5	172	157
5000	10	-12	2500	22,5	91,4	57,5	167	161	46	8	2500	23,2	91,4	57,5	170	178	82	28	2500	23,7	91,4	57,5	173	156
6000	6	-14	2500	22,2	91,4	57,5	168	160	43	6	2500	23,0	91,4	57,5	172	177	79	26	2500	23,5	89,7	56,8	174	153
7000	3	-16	2500	22,0	91,4	57,5	169	159	39	4	2500	22,8	88,7	56,8	172	166	75	24	2500	22,8	88,7	54,9	172	150
8000	-1	-18	2500	21,7	88,4	56,4	169	156	35	2	2500	21,7	86,5	54,5	170	151	71	22	2500	21,7	83,6	52,6	171	147
9000	-4	-20	2500	20,8	86,5	54,5	168	153	32	0	2500	20,8	83,7	53,0	168	148	68	20	2500	20,8	81,0	51,1	170	143
10000	-8	-22	2500	20,0	83,7	53,0	167	150	28	-2	2500	20,0	81,0	51,1	168	146	64	18	2500	20,0	78,3	49,6	168	140
11000	-12	-24	2500	19,2	80,9	51,1	166	148	24	-4	2500	19,2	78,3	49,6	167	142	60	16	2500	19,2	75,7	47,7	167	137
12000	-15	-26	2500	18,3	78,2	49,2	166	143	21	-6	2500	18,3	75,7	47,7	163	136	57	14	2500	18,3	73,1	46,2	165	133
13000	-19	-28	2500	17,8	76,4	47,7	163	139	17	-8	2500	17,8	73,0	46,2	164	135	53	12	2500	17,8	70,6	44,6	163	129
14000	-23	-30	2500	16,8	72,9	46,2	162	136	13	-10	2500	16,8	70,6	44,6	162	131	49	10	2500	16,8	68,3	43,1	162	126
15000	-26	-32	2500	16,1	70,4	44,3	160	133	10	-12	2500	16,1	68,2	43,1	160	127	46	8	2500	16,1	66,0	41,6	159	122
16000	-30	-34	2500	15,4	68,1	43,1	158	128	8	-14	2500	15,4	65,9	41,6	158	124	42	6	2500	15,4	63,7	40,1	156	118

Anmerkung: 1) Angenäherte Ladedruckwerte bei Vollgas

2) Vollgas im schattierten Bereich

LEISTUNGSEINSTELLUNG

65% MCP, 2300 l/min, 1450 kg/3200 lbs

ISA -36°F (-20°C)										Standard Tag (ISA)										ISA +36°F (+20°C)									
Druck- höhe	IOAT	Trieb- werk- dreh- zahl	Lade- druck	Kraftstoff- fluss	p/h	l/h	kt	CAS	IOAT	Trieb- werk- dreh- zahl	Lade- druck	Kraftstoff- fluss	p/h	l/h	kt	CAS	IOAT	Trieb- werk- dreh- zahl	Lade- druck	Kraftstoff- fluss	p/h	l/h	kt	CAS					
																									°F	°C	°F	°C	°F
SL	27	-3	2300	23,5	80,0	50,3	150	156	63	17	2300	23,9	80,0	50,3	154	153	99	37	2300	24,5	80,0	50,3	156	151					
1000	23	-5	2300	23,1	80,0	50,3	152	155	58	15	2300	23,6	80,0	50,3	155	153	96	35	2300	24,2	80,0	50,3	156	150					
2000	20	-7	2300	22,8	80,0	50,3	153	154	56	13	2300	23,4	80,0	50,3	156	152	92	33	2300	24,0	80,0	50,3	156	149					
3000	16	-9	2300	22,5	80,0	50,3	154	153	52	11	2300	23,1	80,0	50,3	157	151	88	31	2300	23,7	80,0	50,3	160	148					
4000	13	-11	2300	22,3	80,0	50,3	155	152	49	9	2300	22,9	80,0	50,3	159	150	85	29	2300	23,5	80,0	50,3	161	147					
5000	9	-13	2300	22,0	80,0	50,3	157	151	45	7	2300	22,6	80,0	50,3	160	149	82	26	2300	23,2	80,0	50,3	163	146					
6000	6	-16	2300	21,8	80,0	50,3	158	150	42	6	2300	22,4	80,0	50,3	161	147	78	26	2300	23,0	80,0	50,3	164	145					
7000	2	-17	2300	21,5	80,0	50,3	159	149	38	4	2300	22,1	80,0	50,3	162	146	75	24	2300	22,8	78,0	49,8	164	143					
8000	-1	-18	2300	21,3	80,0	50,3	160	148	35	2	2300	21,7	80,0	50,3	163	144	71	22	2300	21,7	78,2	49,0	163	139					
9000	-5	-20	2300	20,9	78,3	49,2	160	148	31	0	2300	20,9	78,4	48,0	161	141	67	20	2300	20,9	73,9	46,6	161	136					
10000	-9	-22	2300	20,6	78,2	48,0	158	143	28	-2	2300	20,6	78,6	45,6	160	138	64	18	2300	20,6	71,4	45,0	159	132					
11000	-12	-24	2300	19,2	73,6	46,6	156	139	24	-4	2300	19,2	71,4	45,0	161	134	60	16	2300	19,2	68,1	43,5	156	129					
12000	-16	-27	2300	18,4	71,3	45,0	157	136	20	-7	2300	18,4	68,0	43,5	157	131	56	13	2300	18,4	64,8	42,0	156	125					
13000	-19	-29	2300	17,8	68,8	42,8	155	132	17	-9	2300	17,8	66,6	42,0	165	127	53	11	2300	17,8	61,5	40,9	153	121					
14000	-23	-31	2300	16,9	66,4	42,0	165	129	13	-11	2300	16,9	64,4	40,5	162	123	49	9	2300	16,9	58,4	39,4	151	117					
15000	-27	-33	2300	16,1	64,0	40,5	161	126	9	-13	2300	16,1	62,1	39,4	160	119	45	7	2300	16,1	56,2	37,8	147	113					
16000	-30	-36	2300	15,3	61,9	39,0	148	121	6	-15	2300	15,5	60,0	37,8	147	116													

Anmerkung: 1) Angehängte Ladedruckanzeige bei Vollgas

2) Vollgas im schattierten Bereich

LEISTUNGSEINSTELLUNG

55% MCP, 2100 1/min, 1450 kg/3200 lbs

		ISA -36°F (-20°C)										Standard Tag (ISA)										ISA +36°F (+20°C)													
Druck- höhe	IOAT	Trieb- werk- dreh- zahl		Lade- druck		Kraftstoff- fluß		TAS		CAS		IOAT		Trieb- werk- dreh- zahl		Lade- druck		Kraftstoff- fluß		TAS		CAS		IOAT		Trieb- werk- dreh- zahl		Lade- druck		Kraftstoff- fluß		TAS		CAS	
		°F	°C	1/min	in Hg	pph	l/h	kt	°F	°C	1/min	in Hg	pph	l/h	kt	°F	°C	1/min	in Hg	pph	l/h	kt	°F	°C	1/min	in Hg	pph	l/h	kt	°F	°C	1/min	in Hg	pph	l/h
SL	26	-3	2100	23,0	68,8	43,5	140	145	62	17	2100	23,6	68,8	43,5	143	143	99	37	2100	24,2	68,8	43,5	145	140	99	37	2100	24,2	68,8	43,5	145	140	99	37	
1000	23	-5	2100	22,8	68,8	43,5	141	144	59	15	2100	23,3	68,8	43,5	144	142	95	35	2100	24,0	68,8	43,5	146	139	95	35	2100	24,0	68,8	43,5	146	139	95	35	
2000	19	-7	2100	22,5	68,8	43,5	142	143	55	13	2100	23,1	68,8	43,5	145	141	91	33	2100	23,7	68,8	43,5	147	138	91	33	2100	23,7	68,8	43,5	147	138	91	33	
3000	16	-9	2100	22,3	68,8	43,5	143	142	52	11	2100	22,9	68,8	43,5	146	140	88	31	2100	23,5	68,8	43,5	148	137	88	31	2100	23,5	68,8	43,5	148	137	88	31	
4000	12	-11	2100	22,1	68,8	43,5	144	141	48	9	2100	22,6	68,8	43,5	147	138	84	29	2100	23,2	68,8	43,5	149	135	84	29	2100	23,2	68,8	43,5	149	135	84	29	
5000	9	-13	2100	21,8	68,8	43,5	145	140	45	7	2100	22,4	68,8	43,5	148	137	81	27	2100	23,0	68,8	43,5	150	134	81	27	2100	23,0	68,8	43,5	150	134	81	27	
6000	5	-15	2100	21,6	68,8	43,5	146	139	41	5	2100	22,1	68,8	43,5	149	136	77	25	2100	22,7	68,8	43,5	151	133	77	25	2100	22,7	68,8	43,5	151	133	77	25	
7000	2	-17	2100	21,3	68,8	43,5	147	138	38	3	2100	21,9	68,8	43,5	149	135	74	23	2100	22,5	68,8	43,5	153	132	74	23	2100	22,5	68,8	43,5	153	132	74	23	
8000	-2	-19	2100	21,1	68,8	43,5	148	137	34	1	2100	21,6	68,8	43,5	150	133	70	21	2100	22,1	68,8	43,5	155	129	70	21	2100	22,1	68,8	43,5	155	129	70	21	
9000	-5	-21	2100	20,9	68,8	43,1	149	136	31	-1	2100	21,3	68,8	43,5	151	133	67	19	2100	21,6	68,8	43,5	157	126	67	19	2100	21,6	68,8	43,5	157	126	67	19	
10000	-8	-23	2100	20,7	68,8	42,7	149	135	27	-3	2100	21,0	68,8	43,5	152	131	63	17	2100	21,9	68,8	43,5	160	123	63	17	2100	21,9	68,8	43,5	160	123	63	17	
11000	-13	-25	2100	19,3	66,0	41,6	147	130	23	-5	2100	19,3	64,0	40,5	147	124	59	15	2100	19,3	62,0	40,1	147	122	59	15	2100	19,3	62,0	39,0	145	119	59	15	
12000	-16	-27	2100	18,5	64,0	40,5	146	126	20	-7	2100	18,5	62,1	39,5	146	121	56	13	2100	18,5	60,2	37,8	142	117	56	13	2100	18,5	60,2	37,8	142	119	56	13	
13000	-20	-28	2100	17,7	62,0	39,0	144	123	16	-9	2100	17,7	60,2	37,8	142	117	52	11	2100	17,7	58,4	36,7	138	110	52	11	2100	17,7	58,4	36,7	138	110	52	11	
14000	-24	-31	2100	16,9	59,8	37,8	141	118	12	-11	2100	16,9	57,8	36,7	139	112																			
15000	-27	-33	2100	16,2	57,8	36,3	138	114																											
16000	-31	-35	2100	15,6	55,8	35,2	135	110																											

Anmerkung: 1) Angenäherte Ladedruckanzeige bei Vollgas

2) Vollgas im schattierten Bereich

LEISTUNGSEINSTELLUNG

45% MCP, 2100 1/min, 1450 kg/3200 lbs

		ISA -36°F (-20°C)						Standard Tag (ISA)						ISA +36°F (+20°C)										
Druck- höhe	IOAT	Trieb- werke- dreh- zahl		Lade- druck		Kraftstoff- fluss		TAS		CAS		IOAT		Trieb- werke- dreh- zahl		Lade- druck		Kraftstoff- fluss		TAS		CAS		
		°F	°C	1/min	in Hg	pph	l/h	kt	kt	°F	°C	1/min	in Hg	pph	l/h	kt	kt	°F	°C	1/min	in Hg	pph	l/h	kt
SL	28	-4	2100	20.4	57.8	36.6	127	132	62	17	2100	20.8	57.8	36.6	130	130	98	37	2100	21.2	57.8	36.6	132	127
1000	22	-5	2100	20.1	57.8	36.6	128	131	58	15	2100	20.5	57.8	36.6	131	129	94	35	2100	20.9	57.8	36.6	133	128
2000	19	-7	2100	19.8	57.8	36.6	129	130	55	13	2100	20.2	57.8	36.6	131	128	91	33	2100	20.6	57.8	36.6	133	125
3000	15	-9	2100	19.4	57.8	36.6	130	129	51	11	2100	19.9	57.8	36.6	132	127	87	31	2100	20.3	57.8	36.6	134	124
4000	12	-11	2100	19.1	57.8	36.6	131	128	48	9	2100	19.6	57.8	36.6	133	126	84	29	2100	20.0	57.8	36.6	135	123
5000	8	-13	2100	18.8	57.8	36.6	132	127	44	7	2100	19.3	57.8	36.6	134	124	80	27	2100	19.7	57.8	36.6	136	122
6000	5	-15	2100	18.5	57.8	36.6	133	126	41	5	2100	19.0	57.8	36.6	135	123	77	25	2100	19.4	57.8	36.6	138	120
7000	1	-17	2100	18.2	57.8	36.6	134	125	37	3	2100	18.7	57.8	36.6	135	122	73	23	2100	19.1	57.8	36.6	137	119
8000	-3	-19	2100	17.9	57.8	36.6	134	124	34	1	2100	18.4	57.8	36.6	136	121	70	21	2100	18.8	57.8	36.6	137	118
9000	-6	-21	2100	17.6	57.8	36.6	135	123	30	-1	2100	18.1	57.8	36.6	137	120	66	19	2100	18.5	57.8	36.6	138	116
10000	-10	-23	2100	17.3	57.8	36.6	136	122	26	-3	2100	17.8	57.8	36.6	137	118	63	17	2100	18.2	57.8	36.6	138	115
11000	-13	-25	2100	17.0	57.8	36.6	136	120	23	-5	2100	17.5	57.8	36.6	138	117	59	15	2100	17.9	57.8	36.6	138	113
12000	-17	-27	2100	16.7	57.8	36.6	137	119	19	-7	2100	17.1	57.8	36.6	138	115	55	13	2100	17.6	57.8	36.6	138	111
13000	-20	-29	2100	16.4	57.8	36.6	137	117	16	-9	2100	16.8	57.8	36.6	138	113								
14000	-24	-31	2100	16.0	57.8	36.6	138	116	12	-11	2100	16.5	58.8	36.6	138	110								
15000	-27	-33	2100	15.7	57.8	36.6	138	114																
16000	-31	-35	2100	16.4	58.8	35.2	138	110																

Anmerkung: 1) Angenäherte Ladedruckanzeige bei Vollgas
2) Vollgas im schattierten Bereich

REISEFLUG-GESCHWINDIGKEIT

Randbedingungen:

Durchschnittliche

Masse 1450 kg/3200 lbs

Temperatur Standardtag (ISA)

Beispiel:

Druckhöhe

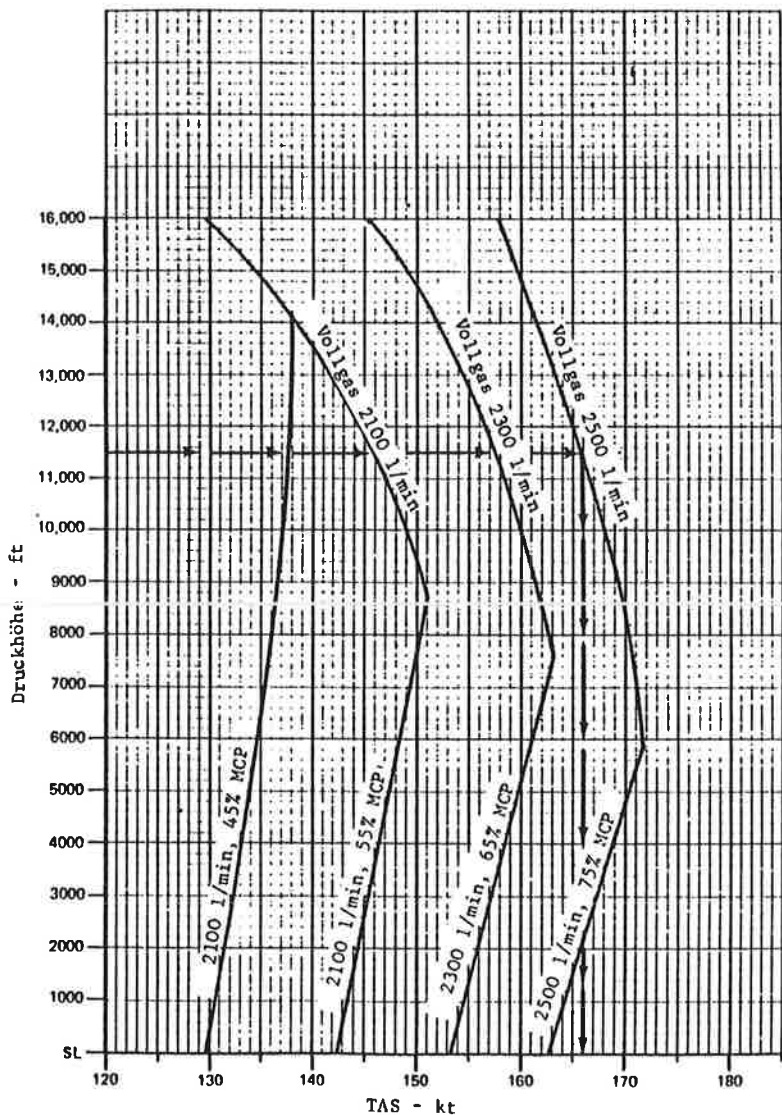
11500 ft

Leistungseinstellung

Vollgas 2500 1/min

TAS

166 kt



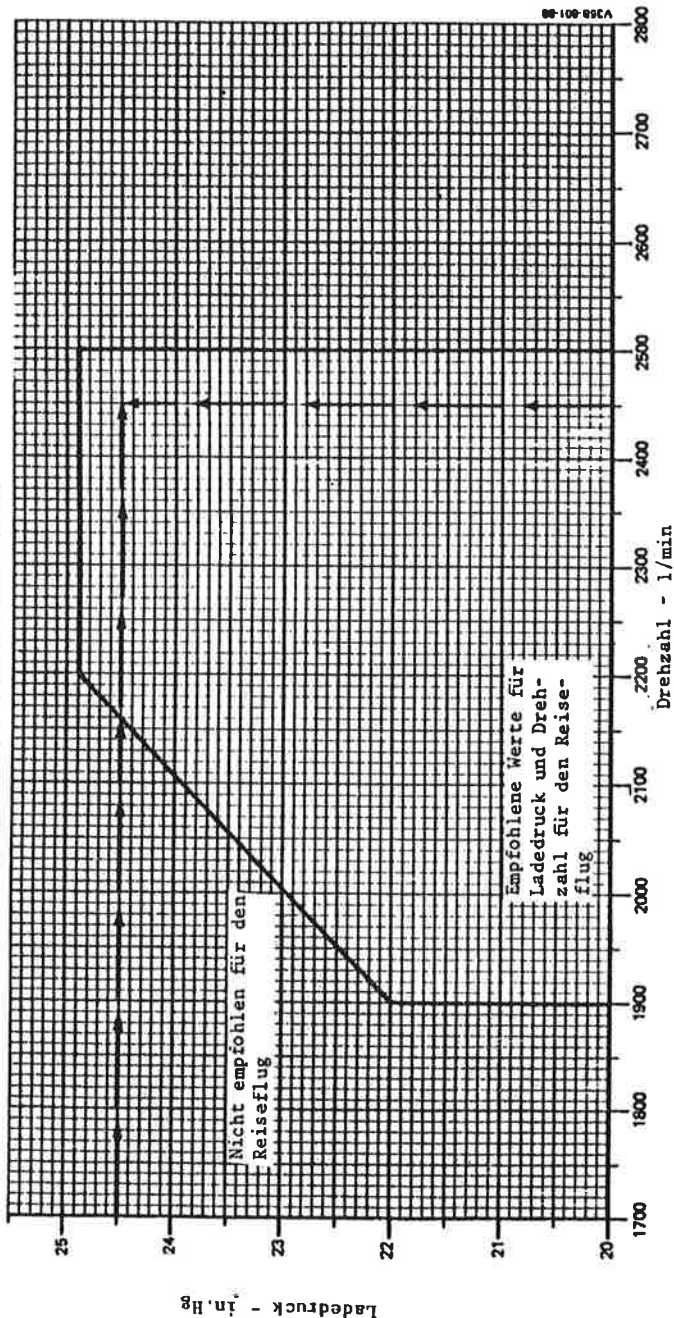
LADEDRUCK/DREHZAHL

Beispiel:

Drehzahl 2450 1/min

Ladedruck 24,5 in.Hg

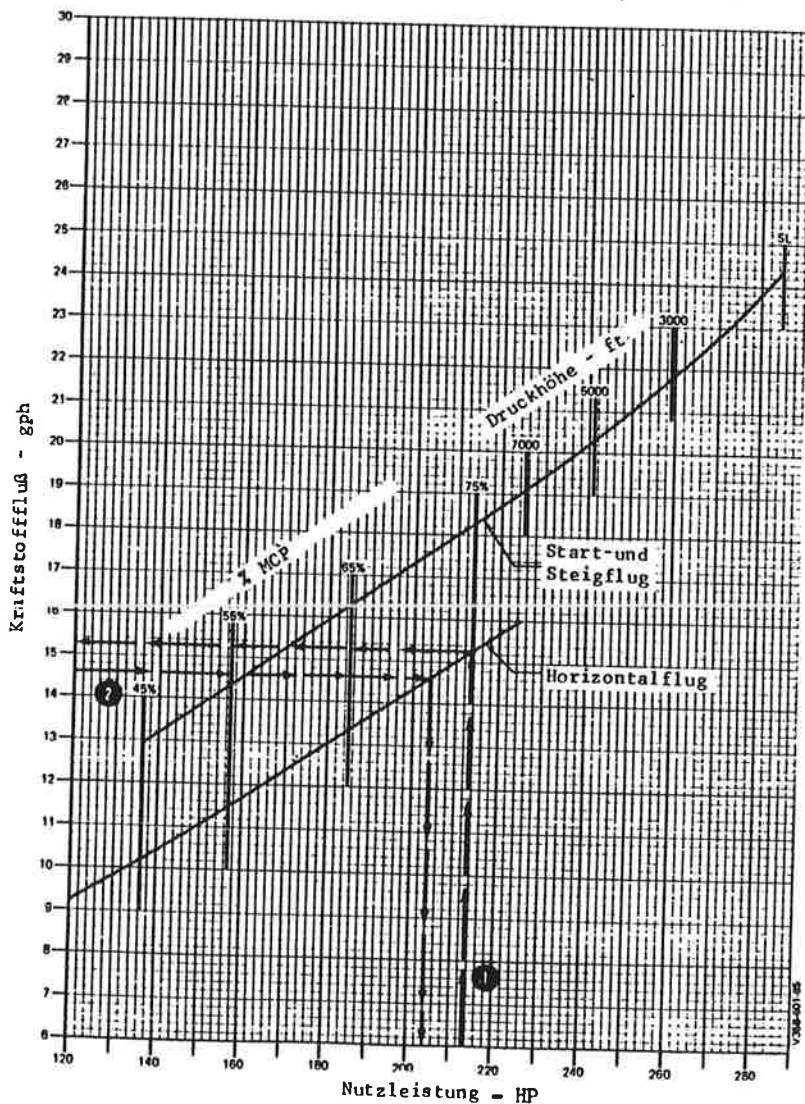
Innerhalb des zulässigen Bereichs



KRAFTSTOFFFLUSS/NUTZLEISTUNG

Beispiel:

① Nutzleistung	213,75 PS, 75% MCP
Horizontalflug	
Kraftstofffluß	15,25 gph
② Kraftstofffluß	14,6 gph
Horizontalflug	
Nutzleistung	204 HP



LANDESTRECKE

Randbedingungen:

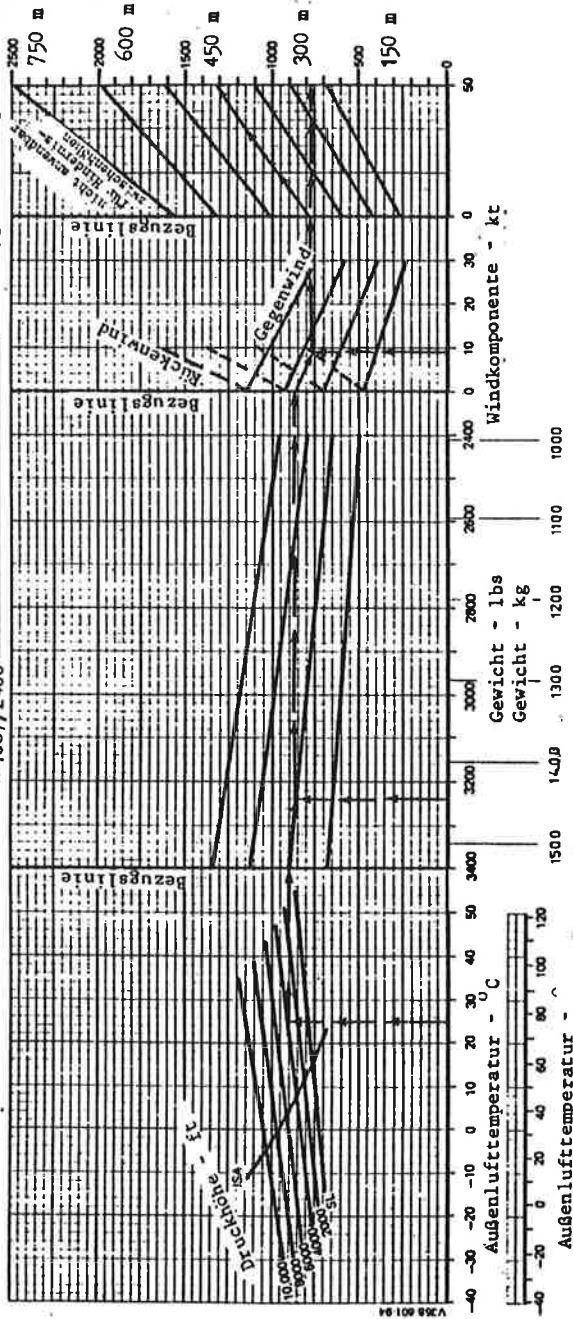
Leistungseinstellung
 Klappen
 Fahrgestell
 Landebahn
 Anfluggeschwindigkeit
 Bremsen

Zurückgenommen für 900 ft/min
 im Endanflug
 aus
 aus
 befestigt, eben, trocken
 IAS wie angegeben (Tabelle)
 Maximum

Masse kg/lbs	Geschwindigkeit bei 50 ft kt
1540/3400	70
1450/3200	68
1350/3000	66
1270/2800	63
1178/2600	61
1087/2400	59

Beispiel:
 Außenlufttemperatur 25°C
 Druckhöhe 3965 ft
 Masse 1469 kg
 Gegenwindkomponente 9 kt

Landerollstrecke 229 m (763 ft)
 Landestrecke über 15m
 Hindernis 397 m (1324 ft)
 Anfluggeschwindigkeit 69 kt



Beechcraft BONANZA

GRUNDLEERMASSE UND SCHWERPUNKT

DATUM 17. Okt. 1990 VERKRUNMER CE-1405

TYP F33A REG.-NR. D-ECKE

FEDERBEIN	BUG	HAUPT	AUFBOCKPUNKT	
AUSGEZOGEN	<u>29,97</u>	<u>243,8</u>	VORN	<u>211,0</u>
EINGEFAHREN	<u>33,27</u>	<u>246,4</u>	HINTEN	<u>688,3</u>

AUFBOCKPUNKTE	ABLESWERT KG	TARA	NETTOMASSE	HEBELARM M	MOMENT MKG
VORN LINKS		0		-	
VORN RECHTS		0		-	
SUMME		0		2,45	
HINTEN		0		0,30	
GESAMT		0			
MINUS:					
Triebwerköl			- 11,8	-	- 7,3
nicht ablaßbarer Kraftstoff			- 0,9	1,93	- 1,7
PLUS:					
Notsender			+ 1,4	5,87	+ 8,2
LEERMASSE					
TRIEBWERKÖL			11,8	-	7,4
NICHT AUSFLIEGBAREN KRAFTSTOFF			16,3	2,00	32,6
GRUNDLEERMASSE errechnet			1051 KG	2,09	2196,0

Abschnitt 5
Betriebs- und Leistungsdaten

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

REICHWEITE - 280 LITER/74 GAL

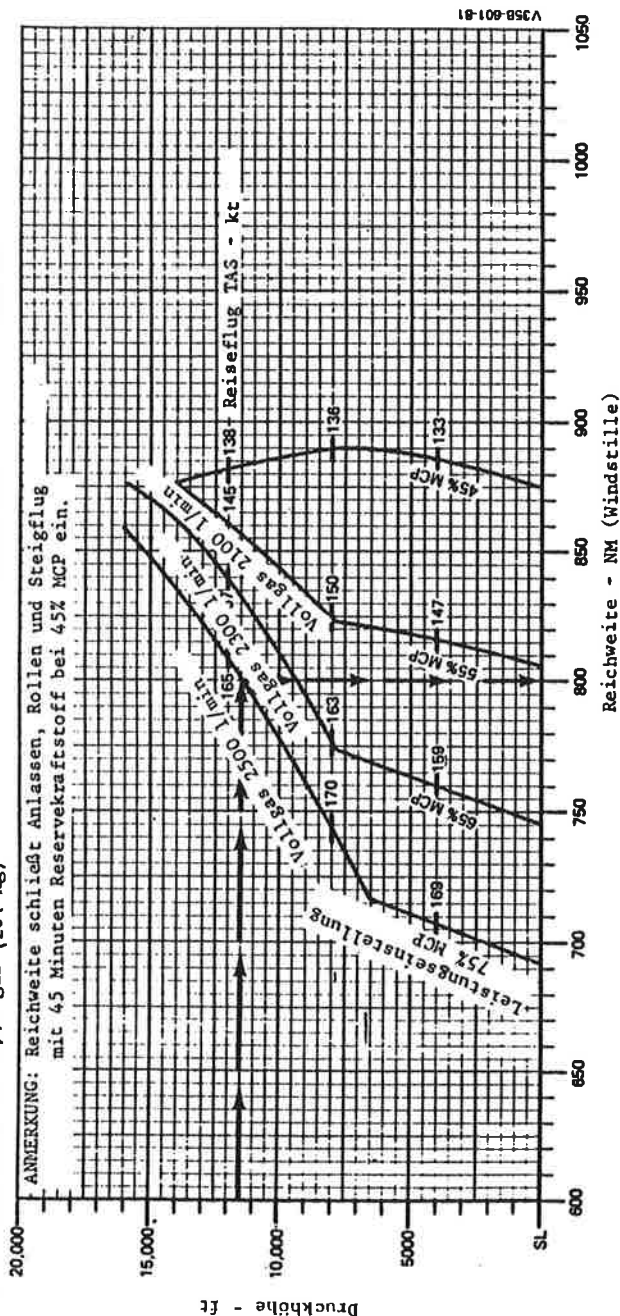
Standardtag (ISA)

Randbedingungen:

Masse 1545 kg/3412 lbs vor Anlassen
Kraftstoff Flugkraftstoff
Kraftstoffdichte 0,72 kg/l / 6,0 lbs/gal
Kraftstoffvorrat 280 l/74 gal (201 kg)

Beispiel:

Druckhöhe 11500 ft
Leistungseinstellung Vollgas 2500 l/min
Reichweite 800 NM



REICHWEITE - 166 LITER/44 GAL

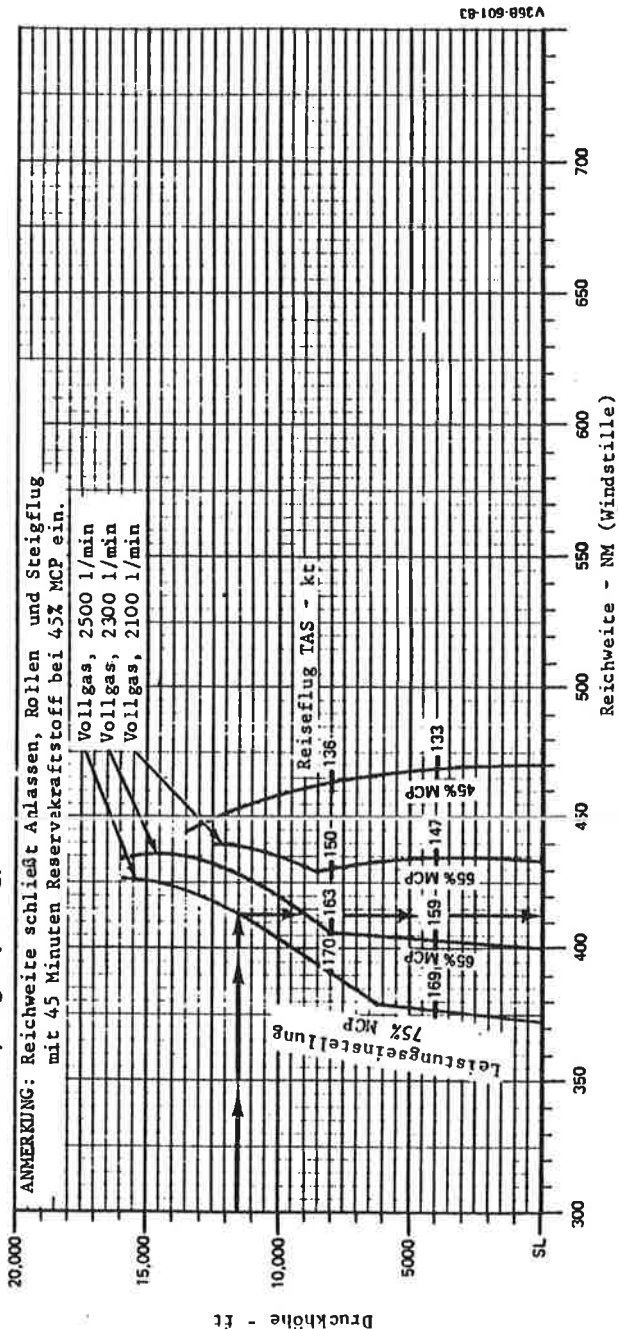
Standardtag (ISA)

Randbedingungen:

Masse : 1545 kg/3412 lbs vor Anlassen
Kraftstoff : Flugkraftstoff
Kraftstoffdichte : 0,72 kg/l / 6,0 lbs/gal
Kraftstoffvorrat : 166 l/44 gal (120 kg)

Beispiel:

Druckhöhe : 11500 ft
Leistungseinstellung : Vollgas 2500 1/min
Reichweite : 413 NM



HÖCHSTFLUGDAUER - 280 LITER/74 GAL

Standardtag (ISA)

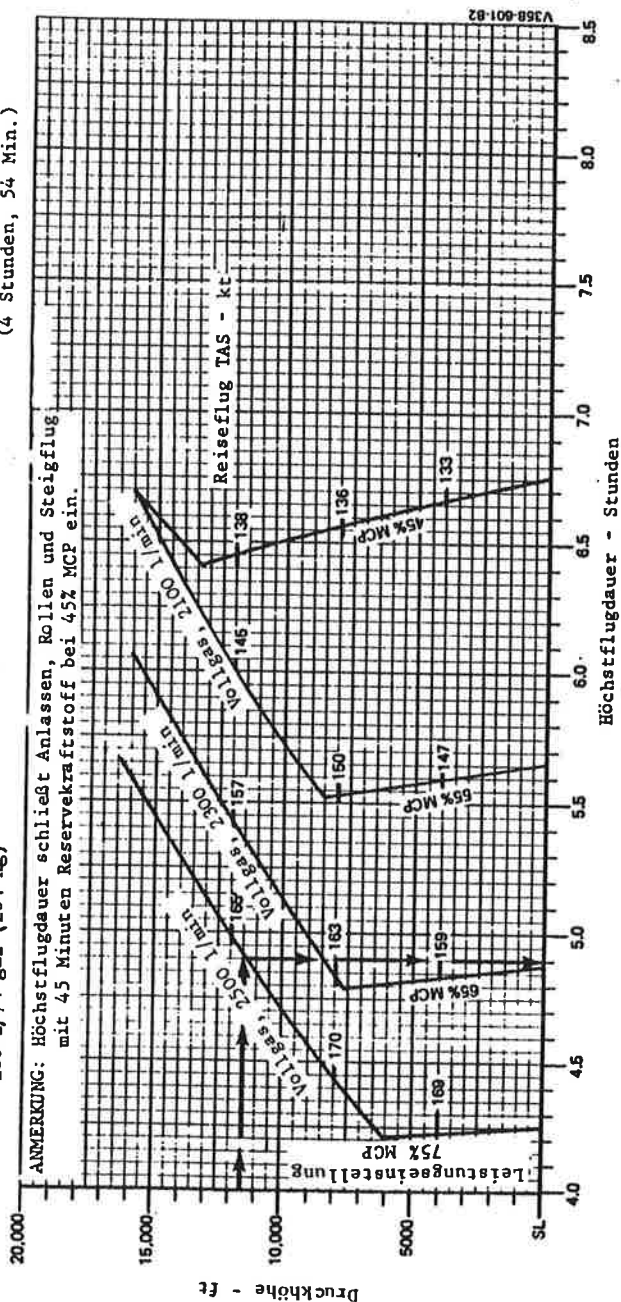
Randbedingungen:

Masse 1545 kg/3412 lbs vor Anlassen
Kraftstoff Flugkraftstoff
Kraftstoffdichte 0,72 kg/l / 6,0 lbs/gal
Kraftstoffvorrat 280 l/74 gal (201 kg)

Beispiel:

Druckhöhe 11500 ft
Leistungseinstellung Vollgas, 2500 l/min
Höchstflugdauer 4,9 Stunden
(4 Stunden, 54 Min.)

ANMERKUNG: Höchstflugdauer schließt Anlassen, Rollen und Steigflug mit 45 Minuten Reservekraftstoff bei 45% MCP ein.



HÖCHSTFLUGDAUER - 166 LITER/44 GAL

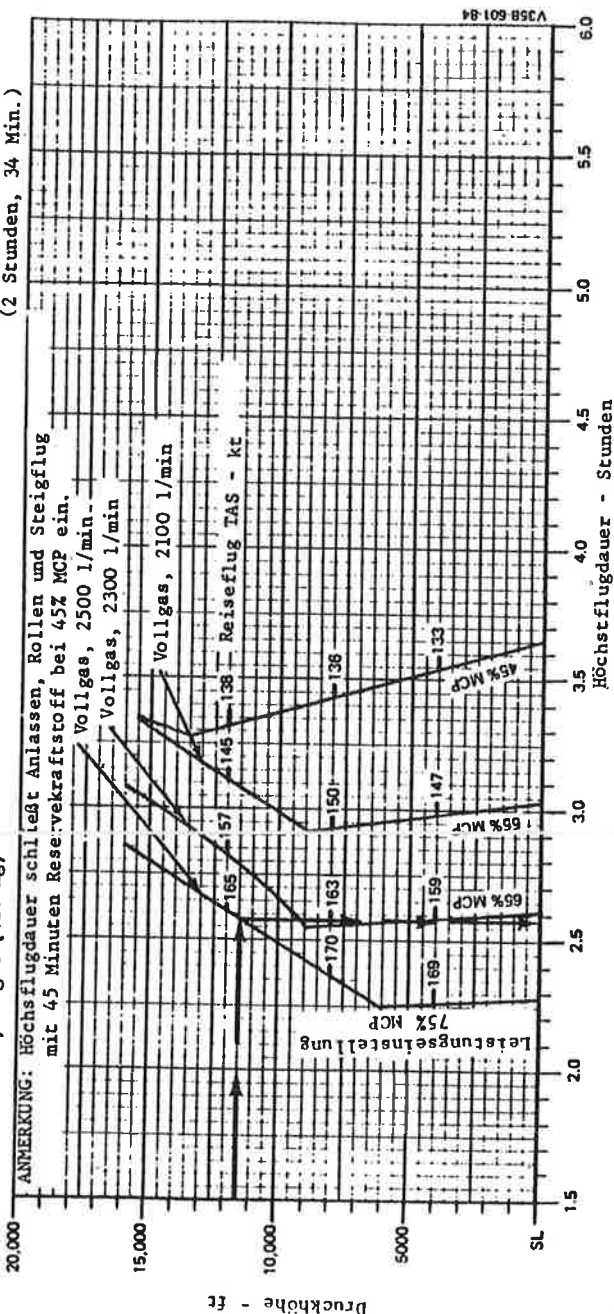
Standardtag (ISA)

Randbedingungen:

Masse 1545 kg/3412 lbs vor Anlassen
Kraftstoff Flugkraftstoff
Kraftstoffdichte 0,72 kg/l / 6,0 lbs/gal.
Kraftstoffvorrat 166 l/44 gal (120 kg)

Beispiel:

Druckhöhe 11500 ft
Leistungseinstellung Vollgas, 2500 1/min
Höchstflugdauer 2,57 Stunden
(2 Stunden, 34 Min.)



Beechcraft BONANZA

MASSE UND SCHWERPUNKTAUSLASTUNG

TYP P33A VERKNÜPFER REG.-NR. DATUM

BEZEICHNUNG	MASSE KG	MOMENT MKO		MASSE KG	MOMENT MKO
GRUNDLEERMASSE					
BESATZUNG VORDERSITZE	154	331,1			
Dritter und vierter SITZ BESETZT	154	472,8			
Fünfter SITZ BESETZT	-	-			
GEPÄCK	1,4	5,9			
GEPÄCK	-	-			
ZWISCHENSUMME NULLKRAFT- STOFFMASSE					
KRAFTSTOFF-ZULADUNG (280 l)	201,3	381,9			
ZWISCHENSUMME ROLLZUSTAND					
*Abzüglich Kraftstoff für An- lassen, Rollen u. Standlauf	- 5,4	- 10,3			
ZWISCHENSUMME STARTABFLUG- MASSE					
Abzüglich Kraftstoff bis Be- stimmungsort (220 l)	-158,0	-300,2			
LANDEMASSE					

* Der Kraftstoffverbrauch für Anlaßstart, Rollen und Standleistungsprobe beträgt normalerweise 5,4 kg bei einem Durchschnittsmoment von 10,3 mkg.

Beechcraft BONANZA

AUSRÜSTUNGSLISTE

TYP P33A VERBUNDNUMMER _____ REG.-NR. _____ DATUM _____

Ausrüstungsstand: x = eingebaut

o = nicht eingebaut

	Bezeichnung	Masse	Hebelarm
		kg	cm
o	11. McCauley 2-Blatt-Verstellpropeller	28	2,5
o	a) McCauley-Nabe 2A36C2J mit Blättern 84B-0	2,3	2,5
x	d) McCauley-Propellerhaube D3396	1,4	25
x	e) Woodward-Regler D210680 oder	1,4	25
	g) McCauley-Regler C290D3-X/T23		
x	18. McCauley 3-Blatt-Verstellpropeller	28,6	2,5
x	a) McCauley-Nabe 3A32C406 mit Blättern 82WDB	2,3	2,5
	c) McCauley-Propellerhaube D5259 oder D5541		
x	102. Ölkühler	3,6	91
	d) Modine 1E1502D (TCM 635996)		
x	103. Luftfilter	0,5	25
	115. Druckpumpe		
o	d) Airborne 442CW	1,4	104
x	f) Airborne 212CW	0,9	104
x	117. Kraftstoffpumpe		
x	a) Dukes 1296-00-1	1,4	188
x	d) Triebwerkantrieb - TCM 638154-16A2	0,9	99
x	118. Anlasser		
	b) Continental P/N 646275	6,4	99
x	119. Anlaßbremse		
	a) Cutler-Hammer 6041R190	vernach- lässigbar	-

* Ergänzung zum Flughandbuch erforderlich

Beechcraft BONANZA

AUSRÜSTUNGSLISTE

TYP F33A VERBUNDNUMMER _____ REG.-NR. _____ DATUM _____

Ausrüstungszustand: x = eingebaut

o = nicht eingebaut

	Bezeichnung	Masse	Hebelarm
		kg	cm
x	201. Zwei Hauptfahrwerkradbremsen k) Cleveland 6,00-6, Nr. 20-69; Radbaugruppe Nr. 40-83B; Bremsbaugruppe Nr. 30-54A	8,6	246
x	202. Hauptfahrwerkreifen f) Zwei 7,00-6, 6-PR Reifen mit Schläuchen	11	246
x	205. Ein Bugfahrwerk 5,00-5 f) Radbaugruppen Cleveland Nr. 40-77E	1,4	30
x	206. Bugfahrwerkreifen a) Ein 5,00-5, 4-PR Reifen mit Schlauch	3,2	30
o	211. Copilotbremsen	1,8	137
o	309. Wechselstromgenerator		
x	d) 60 Ampere TCM P/N 642055 oder 646490	5,4	28
	c) 100 Ampere TCM P/N 642056 oder 646491 oder 646844	8,6	28
x	310. Batterie a) 24-Volt, 17 Ah	11,3	122
x	311. Landescheinwerfer a) Zwei General Electric 4596	0,9	23
x	312. Spannungsregler b) Beech P/N 36-380056 oder 36-380096	0,5	127

* Ergänzung zum Flughandbuch erforderlich

Beechcraft BONANZA

AUSRÜSTUNGSLISTE

TYP F33A VERKNUMMER _____ REV.-NR. _____ DATUM _____

Ausrüstungsstand: x = eingebaut

o = nicht eingebaut

Bezeichnung		Masse	Hebelarm
		kg	cm
x	313. Antikollisionslicht oben a) Grimes D7080A-1-24 oder b) Whelen WRML-24-CW	0,9	462
o	314. Antikollisionslicht unten c) Grimes 40-0100-30	0,9	259
o	402. Steuersäule (Typ 7) c) Beech 36-524021	+ 1,8	185
x	403. Flughandbuch und FAA Approved Airplane Flight Manual, bd) P/N 33-590009-13, Issued 11-77 (letzte Revision)	-	-
x	503. McCauley Elektrische Propellerentstimmung, Beech-Zeichnung 36-360012, AFMS P/N 36-590002-29, Datum 12-78 oder später	2,3	66
x	601. Übersichtvarnanzzeige a) Beech-Zeichnung 58-361013	vernach- lässigbar	
x	602. Geheißtes Staurohr c) Beech-Zeichnung 35-361159	0,4	188
x	603. Querrudertrimmung	0,4	185
o	607. Zusätzliche Sitzgelegenheit d) Fünfter Sitz	6,4	394

* Ergänzung zum Flughandbuch erforderlich

Beechcraft BONANZA

AUSRÜSTUNGSLISTE

TYP F33A VERBUNDNUMMER _____ REG.-NR. _____ DATUM _____

Ausrüstungsstand: x = eingebaut

o = nicht eingebaut

Bezeichnung		Masse kg	Hebelarm cm
o	608. Sauerstoffanlage f) 1380 L, gemäß Beech-Zeichnung 36-56 000 und 35-560010-39	15	208
x	609. Notstatikluft a) Beech-Zeichnung 35-324428	vernachlässigbar	-
o	610. Sicherheitsfahrwerk b) Beech-Zeichnung 35-364170 AFMS P/N 35-590110-13 Datum 12-78 oder später	1,4	264
o	612. Elektrische Höhenrudertrimmung c) gemäß Beech-Zeichnung 96-524031	1,4	508
o	617. Navigationsausrüstung gemäß entsprechenden Beech Zeichnungen c) AFMS P/N 33-590009-19 für Collins ANS-351 Datum 12-78 oder später	-	-
o	d) AFMS P/N 35-590118-43 für King KMS-80 Datum 12-78 oder später	-	-
o	e) AFMS P/N 36-590003-11 für King KMS-81 Datum 10-83 oder später	-	-
o	619. Klimaanlage AFMS P/N 35-590118-35 Datum 11-77 oder später	32	170
o	620. Standby-Generator a) AFMS P/N 33-590009-25 Datum 10-78 oder später	5	114
x	Notsender	1,4	587

* Ergänzung zum Flughandbuch erforderlich

Beechcraft BONANZA

AUSRÜSTUNGSLISTE

TYP F33A VERKNUMMER REG.-NR. DATUM

Ausrüstungsstand: x = eingebaut

o = nicht eingebaut

	Bezeichnung	Masse	Hebelarm
		kg	cm
x	621. Standby-Instrumentenluftanlage (35-324490) AFMS P/N 36-590006-23 Datum 11-84 oder später	4,5	69

* Ergänzung zum Flughandbuch erforderlich

Beechcraft BONANZA

AUSRÜSTUNGSLISTE

TYP F33A VERKÜPFER REG.-NR. DATUM

Ausrüstungsstand: x = eingebaut

o = nicht eingebaut

	Bezeichnung	Masse	Hebelarm
		kg	cm
	<u>Sonderausrüstung</u>		
x	Abgas-temperaturanzeige	0,5	160
x	Breite Gepäckraumtür	3,6	386
x	Kartenlicht, Steuerhorn	0,5	195
x	Dreifache Blitzabfeuerung	4,1	383
o	Zweiter Höhenmesser	0,5	167
o	Feuerlöschschalter (Kabine)	2,3	277
x	Frischlufteingänge (Kabine)	2,3	516
o	Kartenhalter	vernach- lässigbar	-
o	Triebwerksbetriebsstundenzähler	0,5	173
o	Flugstundenzähler	0,5	173
o	Liegesitzverstellung	5	269
x	King KFC-150 2-Achsen-Flugsteuerung mit Kreisel (STC SA1789CE-D) AFMS P/N 006-0431-01 Datum 01.03.85	15	323

* Ergänzung zum Flughandbuch erforderlich

Beechcraft BONANZA

AUSRÜSTUNGSLISTE

TYP F33A VERKNÜMNER _____ REG.-NR. _____ DATUM _____

Ausrüstungsstand: x = eingebaut

o = nicht eingebaut

	Bezeichnung	Masse	Hebelarm
		kg	cm
	<u>King KX-155 Comm/Nav/OS</u>		
x	KX-155-05 Sender/Empfänger mit Gestell	2,3	160
x	KI-525A-00 Anzeiger	1,8	168
x	KN-72 Unformer	0,5	490
x	58-380112 Comm/Antenne	0,5	366
x	Comm/Koaxialkabel	0,5	241
x	58-380114 Nav/Antenne	0,5	703
x	Nav/Koaxialkabel	0,5	427
x	Lautsprecher	0,5	249
x	Mikrophon und Kopfhörer	0,5	203
x	Kabel, Stecker usw.	1,4	203
	<u>King KX-155 Comm/Nav</u>		
x	KX-155-04 Sender/Empfänger mit Gestell	2,3	160
x	KI-203 Nav/Anzeiger	0,5	165
x	36-380090 Comm/Antenne	0,9	157
x	Koaxialkabel	vernachlässigbar	-
x	Kabel, Stecker usw.	0,5	152
	<u>King KN-63 DME</u>		
x	KN-63 Sender/Empfänger mit Gestell	1,4	490
x	KDI-572 Anzeiger	0,5	163
x	Hinteres Gerütagestell	0,9	490
x	100-384129 Antenne	0,5	290
x	Koaxialkabel	0,5	406
x	Kabel, Stecker usw.	1,8	254

Beechcraft BONANZA

AUSRÜSTUNGSLISTE

TYP F33A VERKNÜPFER REG.-NR. DATUM

Ausrüstungsstand: x = eingebaut

o = nicht eingebaut

	Bezeichnung	Masse	Hebelarm
		kg	cm
	<u>King KMA-24 Audio Panel/Marker Beacon</u>		
x	KMA-24 Audio Panel/Empfänger	0,9	165
x	101-384179 Marker Beacon Antenne	0,5	500
x	Koaxialkabel	0,5	305
x	Kabel, Stecker usw.	0,5	152
	<u>King KR-87 ADF</u>		
x	KR-87 Empfänger und Gestell	1,4	160
x	KI-227 Anzeiger	0,5	170
x	KA-44B Antenne (Loop/Sense)	0,5	254
x	Kabel, Stecker usw.	0,5	162
	<u>King KT-76A Transponder</u>		
x	KT-76A Transponder mit Gestell	1,4	165
x	100-384129 Antenne	0,5	236
x	Koaxialkabel, Kabel, Stecker usw.	0,5	152
x	Avionikhauptschalter	0,5	140
x	King KRA-130-01 Höhenmesser	0,9	165

Beedcraft BONANZA® EQUIPMENT LIST

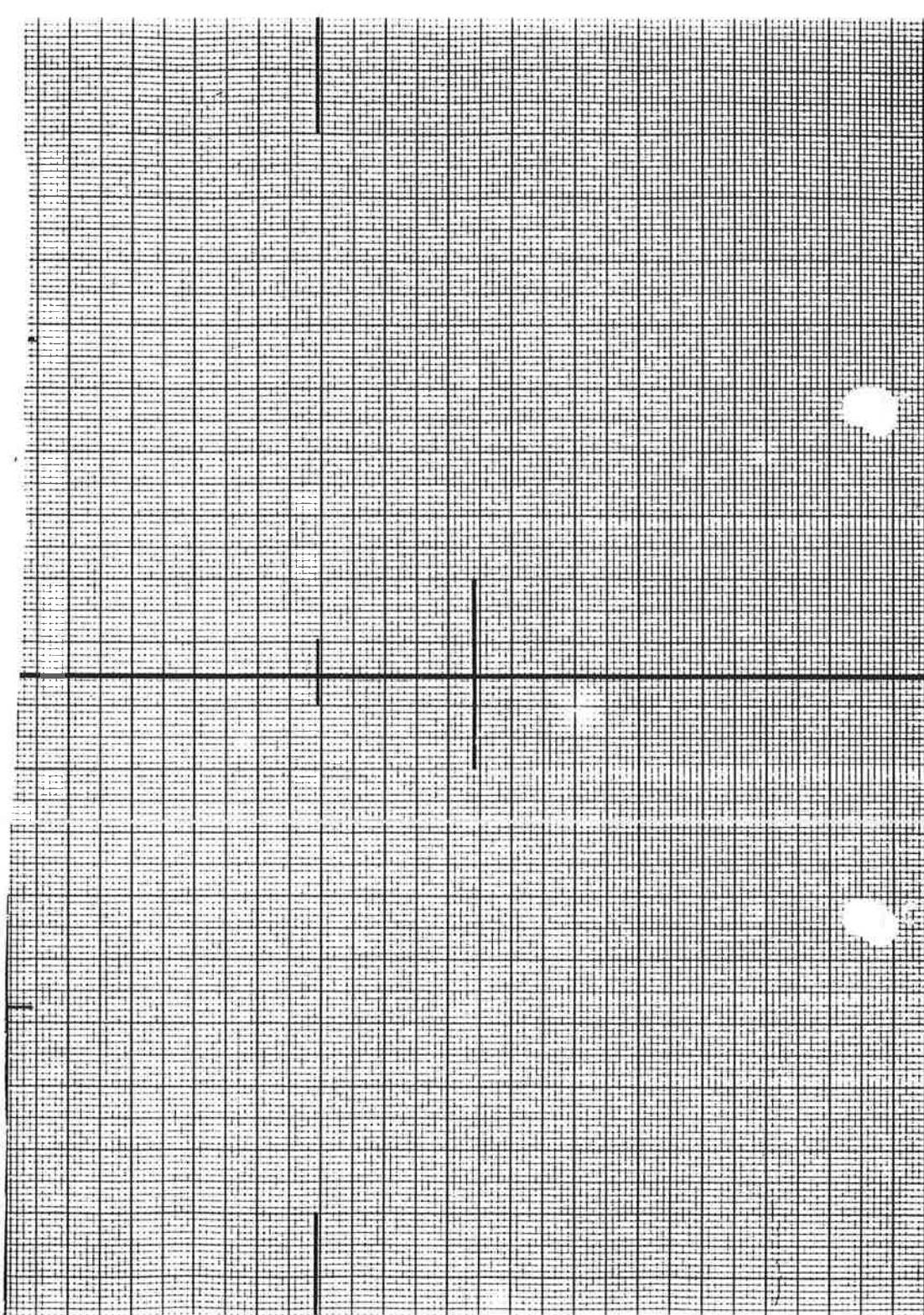
MODEL F33A SERIAL NO. CE-1145 REG. NO. J-EEKE DATE 6/11/87

STATUS OF EQUIPMENT: X = Installed in Airplane 0 = Not Installed in Airplane

ITEM		WEIGHT	ARM
11.	Propeller Governor (e) Woodward D210680 or (g) McCauley C290D3-X/T23	3 3	10 10
18.	McCauley Constant Speed 3-Bladed Propeller (a) McCauley 3A32C406 Hub with 82NDB-2 Blades (b) McCauley D5259 or D5541 Spinner	63 5	1 1
102.	Oil Radiator (d) Modine IE1502D (TCH 635996)	8	36
103.	Induction Air Cleaner	1	10
115.	Pressure Pump (F) Airborne 212CW	2	41
117.	Fuel Pumps (a) Dukes 1296-00-1 (d) Engine Driven - TCH 638154-16A2	3 2	74 39
118.	Starter (b) TCH 646275	14	39
119.	Starter Solenoid (a) Cutler-Hammer 60411190	Negl.	-

903587
ISSUED 4-87

Page 1





EQUIPMENT LIST

MODEL F33A SERIAL NO. CE-1145 REG. NO. D-EEKE DATE 6/11/87

STATUS OF EQUIPMENT: X = Installed in Airplane 0 = Not Installed in Airplane

ITEM	WEIGHT	ARM
11. Propeller Governor (e) Woodward D210680 or (g) McCauley C29003-X/T23	3 3	10 10
18. McCauley Constant Speed 3-Bladed Propeller (a) McCauley JA32C406 Hub with 82NDB-2 Blades (b) McCauley D5259 or D5541 Spinner	63 5	1 1
102. Oil Radiator (d) Modine IE1502D (TCM 635996)	8	36
103. Induction Air Cleaner	1	10
115. Pressure Pump (F) Airborne 212CW	2	41
117. Fuel Pumps (a) Dukes 1296-00-1 (d) Engine Driven - TCM 638154-16A2	3 2	74 39
118. Starter (b) TCM 646275	14	39
119. Starter Solenoid (a) Cutler-Hammer 6041H190	Neg.L.	-

Page 1

90-3587
ISSUED 4-87



EQUIPMENT LIST

MODEL F33A SERIAL NO. CE-1145 REG. NO. 0-EEKE DATE 6/11/87

STATUS OF EQUIPMENT: X = Installed in Airplane 0 = Not Installed in Airplane

ITEM	WEIGHT	ARM
313. Anti-Collision Light (Upper) (a) Grimes D7080A-1-24 or (b) Whelen WRHL-28	2	182
314. Anti-Collision Light (Lower) (c) Grimes 40-0100-3C	2	102
402. Dual Control Column (T-Type) (c) Beech 36-524021	+4	73
403. Pilot's Operating Handbook and FAA Approved (bd) Airplane Flight Manual P/N 33-590009-13, issued 11-77 (latest revision)	-	-
503. McCauley Electro Thermal Propeller Deicing System per Beech Drawing 36-960012, AFMS P/N 36-590002-29, dated 12-78 or Later	5	26
601. Stall Warning Indicator Installation (a) Safe-Flight (Beech Drawing 58-361013)	Negl.	-
602. Heated Pitot Head Installation (c) Beech Drawing 35-361159	1	74
603. Aileron Trimmer Control	1	73
*FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT REQUIRED		

90-3587
ISSUED 4-87

Beechcraft BONANZA® EQUIPMENT LIST

MODEL F33A SERIAL NO. CE-1145 REG. NO. J-BEEDE DATE 6/11/87

STATUS OF EQUIPMENT: X = Installed in Airplane 0 = Not Installed in Airplane

ITEM	WEIGHT	ARM
X 607. Optional Seating (d) Fifth Seat	14	155
X 609. Emergency Static Air Source (a) Beech Drawing 35-324428	Negl.	-
* O 619. Air Conditioning System (Refrigeration Type) AFMS P/N 35-590118-35, dated 11-77 or later required	70	67
X 621. Standby Instrument Air Pressure System (35-324490) AFMS P/N 36-590006-23 dated 11-84 or later reqd.	10	27
* Emergency Locator Transmitter	3	231
X Alcor Exhaust Temperature Gauge	1	63
X Large Baggage Door	8	152
X Map Light-Control Wheel	1	77
X Three-Light Strobe System	9	151
X Cabin Fresh Air Blower	5	203
* X King KFC-150 2-Axis Flight Control System w/Cyros (STC SA1789CE-D) AFMS P/N 006-0431-01. Dated 1-3-85	34	127

*FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT REQUIRED

9035887
ISSUED 4-87

Beechcraft BONANZA®

EQUIPMENT LIST

MODEL F33A SERIAL NO. CE-1145 REG. NO. A-11145 DATE 6/11/87

STATUS OF EQUIPMENT: X = Installed in Airplane 0 = Not Installed in Airplane		WEIGHT	ARM
ITEM			
King KX-155 Comm/Nav/GS			
KX-155-05 Transceiver and Rack		5	63
KI-209 Nav/GS Indicator		1	66
KI-525A Indicator		4	66
58-380112 Comm Antenna		1	144
Comm Antenna Coax		1	95
58-380114 Nav Antenna		1	277
Nav Antenna Coax		1	168
Speaker		1	98
Microphone and Headset		1	80
Wiring, Plugs, etc.		2	60
King KX-135 Comm/Nav			
KX-155-04 Transceiver and Rack		5	63
KI-208 Nav Indicator		1	65
KI-203 Nav Indicator		2	65
36-380090 Comm Antenna		2	62
Antenna Coax		Neg L.	-
Wiring, Plugs, etc.		1	60
King KN-63 DME			
KN-63 Transceiver and Rack		3	193
RDI-572 Indicator		1	64
Air Avionics Shelf		2	193
100-384129 Antenna		1	114
Antenna Coax		1	160
Wiring, Plugs, etc.		4	100

Page 5

ISSUED 4-87

Beechcraft BONANZA® EQUIPMENT LIST

MODEL F33A SERIAL NO. CE-1145 REG. NO. N-EGKE DATE 6/11/87

STATUS OF EQUIPMENT: X = Installed in Airplane 0 = Not Installed in Airplane

ITEM	WEIGHT	ARM
X King KMA-24 Audio Panel/Marker Beacon	2	65
X KMA-24 Audio Panel/Receiver	1	197
X 101-384179 Marker Beacon Antenna	1	120
X Antenna Coax	1	60
X Wiring, Plugs, etc.		
X King KR-87 ADF	3	63
X KR-87 Receiver and Rack	1	67
X KI-227 Indicator	3	159
X KA-448 Loop/Sense Antenna	1	100
X Antenna Coax	1	60
X Wiring, Plugs, etc.		
X King KT-76A Transponder	3	65
X KT-76A Transponder and Rack	1	93
X 100-384129 Antenna	1	60
X Antenna Coax, Wiring, Plugs, etc.	1	55
X Avionics Master Switch		
X King KEA-130-01 Encoding Altimeter	2	65
X King KN-72 Converter	1	193

Der Halter hat ein Ausrüstungsverzeichnis zu führen, es ist laufend zu ergänzen und bei den Betriebsaufzeichnungen (L-Akte) abzulegen.

AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS für sonstige Geräte		D-EEKE
Art des Luftfahrtgerätes: Flugzeug	Muster: Beech F33A	Werk Nr.: CE-1145
Datum der Ausstellung : 07.05.2021	Blattzahl: 2	Seite 1 von 2

1	2	3	4
	M oder Z gem. Erläuterung	Gegenstand und Musterbezeichnung	Bestätigung des Einbaues
1	M	Fahrtmesser	
		Fahrtmesser	
1	M	Höhenmesser	
1	M	Höhenmesser	
1	M	Variometer	
1	M	Wendezeiger	
1	M	Künstl. Horizont	
1	M	Kurskreisel	
1	M	Magnetkompaß	
1	M	Borduhr	
		Beschleun. Messer	
1	M	Außenthermometer	
4	M	Fahrw. Anzeige	
1	M	Landekl. Anzeige	
		Hydr. Druckanzeige	
1	Z	EGT	
1	M	Drehz. Anzeige	
1	M	Ladedruck/Kraftstoffdurchflussanzeige	
1	M	Ampere Meter	
		Ansaugluftemp. Anzeige	
1	M	Öldruckmesser Doppelinstrument	
1	M	Ölthermometer	
1	M	Ölvorratsmesser - Peilstab	
1	M	Zyl. Kopf Anzeige	
2	M	Kraftst. Vorratsmesser	
1	Z	Prop. Amperemeter	

Der Halter hat ein Ausrüstungsverzeichnis zu führen, es ist laufend zu ergänzen und bei den Betriebsaufzeichnungen (L-Akte) abzulegen.

AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS für sonstige Geräte	D-EEKE
--	--------

AUSRÜSTUNGSVERZEICHNIS für sonstige Geräte	D-EEKE
--	--------

Art des Luftfahrtgerätes: Flugzeug	Muster: Beech F33A	Werk Nr.: CE-1145
---	---------------------------	--------------------------

Art des Luftfahrtgerätes: Flugzeug	Muster: Beech F33A	Werk Nr.: CE-1145
---	---------------------------	--------------------------

Art des Luftfahrtgerätes: Flugzeug	Muster: Beech F33A	Werk Nr.: CE-1145
---	---------------------------	--------------------------

Datum der Ausstellung : 07.05.2021	Blattzahl: 2	Seite 2 von 2
------------------------------------	--------------	---------------

Datum der Ausstellung : 07.05.2021	Blattzahl: 2	Seite 2 von 2
------------------------------------	--------------	---------------

Datum der Ausstellung : 07.05.2021	Blattzahl: 2	Seite 2 von 2
------------------------------------	--------------	---------------

[illegible]

85
BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

ABSCHNITT 6
MASSEN- UND SCHWERPUNKTANGABEN
INHALTSVERZEICHNIS

Wägeinstruktionen.....	6-3
Grundleermasse und Schwerpunkt.....	6-5
Masse- und Schwerpunkt-Aufstellung.....	6-7
Beladeinstruktionen.....	6-9
Momentgrenzwerte-Massetabelle.....	6-11
Rechenvorgang.....	6-12
Beladeplanformblatt.....	6-13
Musterblatt für Masse und Schwerpunktauslastung.....	6-14
Gebräuchliche Nutzlastmasse und Momente.....	6-15
Insassen.....	6-15
Gepäck.....	6-16
Ausfliegbarer Kraftstoff.....	6-17
Ausrüstungsliste (jedem Flugzeug beigelegt)	

VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

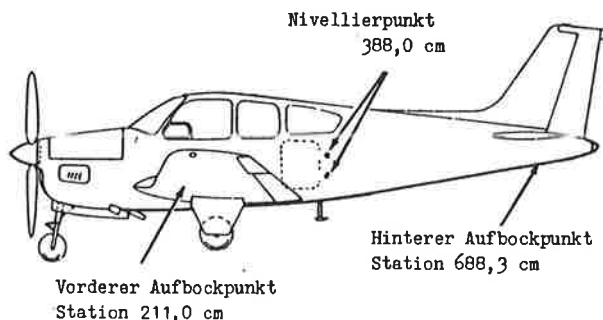
WÄGEINSTRUKTIONEN (In diesem Abschnitt werden nur SI-Einheiten angegeben)

Ein periodisches Wiegen des Flugzeuges Bonanza F33A kann erforderlich sein, um die Grundleermasse auf dem laufenden zu halten. Alle Änderungen am Flugzeug, die Masse und Schwerpunkt betreffen, liegen in der Verantwortlichkeit des Flugzeugführers.

- 1) Drei Aufbockpunkte für das Wiegen sind vorhanden: zwei am vorderen Tragflächenholm bei Station 211,0 und einer am hinteren Rumpf bei Station 688,3.
- 2) Kraftstoff vor dem Wiegen ablassen. Dazu Flugzeug auf festen Boden stellen und Tanks an den Entleerungsstutzen entleeren. Hierbei bleiben 1,36 kg nicht ablaßbarer Kraftstoff bei Station 193,0 im Flugzeug. Der zurückbleibende nicht ablaßbare Kraftstoff hat eine Masse von 15,6 kg bei Station 201,0, die bei der Grundleermasse berücksichtigt werden muß.
- 3) Triebwerkschmieröl muß voll aufgefüllt sein. Bei voll aufgefülltem Schmierölstand beträgt die Masse 11,8 kg bei Station 62,2 (einschl. 1,36 kg nicht ablaßbarem Schmieröl).
- 4) Um die Flugzeugkonfiguration zum Zeitpunkt des Wiegens zu bestimmen, muß die eingebaute Ausrüstung anhand der Flugzeugausrüstungsliste oder Ersatzlisten geprüft werden. Die eingebaute Ausrüstung muß beim Wiegen an ihrem vorgesehenen Platz sein.
- 5) Beim Wiegen muß das Flugzeug längs und quer waagerecht stehen; das Fahrwerk muß voll ausgefahren sein. Nivellierschrauben befinden sich an der linken Rumpfseite bei Station 386,7. Die waagerechte Längsrichtung wird mit einem Senklot bestimmt. Die waagerechte Querrichtung ist erreicht, wenn der senkrechte Abstand von jeder Flügelspitze zum Boden gleich ist.
- 6) Das Messen der Hebelarme beim Wiegen auf den Rädern wird

mit einem Stahlmeßband durchgeführt. Bei waagrechtem Stand des Flugzeugs auf den Waagen wird die Messung von der Bezugslinie (ein Senklot von der Mitte jedes vorderen Aufbockpunktes) zur Achsenmittellinie der Haupträder und dann zur Achsenmittellinie des Bugrades durchgeführt. Die Achsenmittellinie der Haupträder wird am besten durch Spannen einer Schnur von einem Hauptrad zum anderen festgelegt. Alle Messungen müssen mit einem zum Hangarboden und zur Rumpfmittellinie parallelen Meßband durchgeführt werden. Der Radauflagepunkt liegt etwa bei Station 245,6 für die Haupträder und der Station 32,3 für das Bugrad.

- 7) Beim Wiegen auf dem Aufbockpunkt werden Waagen unter die in Punkt 1 aufgeführten Aufbockpunkte gesetzt. Wenn sich der Schwerpunkt des Flugzeugs vor Station 211,0 befindet, geht das Heck des Flugzeugs nach oben. Dies kann mit der Waage gemessen werden, indem eine Ballastmasse von etwa 91 kg auf der Waage angebracht und der hintere Aufbockpunkt mit einem verstellbaren Seil an der Ballastmasse befestigt wird. Die Aufwärtsbewegung des Hecks ergibt sich aus der Ballastmasse abzüglich der von der Waage angezeigten Masse und wird als negativer Betrag in das Masseblatt eingetragen.
- 8) Das Wiegen muß stets in einem geschlossenen Raum frei von Luftbewegungen ausgeführt werden. Die benutzten Waagen müssen geeicht und die Eichung bestätigt sein.



GRUNDLEERMASSE UND SCHWERPUNKT

Bonanza F33A SER.NO. _____ REG.NO. _____ DATUM _____
 Federbeinposition Bugfahrwerk Hauptfahrwerk vorbereitet durch:
 Ausgedehnt 300 mm 2438 mm Firma: _____
 Gedrückt 332 mm 2463 mm Unterschrift: _____

Aufbockpunkte	Waage- Anzeige	kg Tara	kg Netto	m Arm	mkgl Moment
Links					
Rechts					
Bug oder Heck					
Gesamt					
Raum für Ausrechnungen					
Leermasse					
Triebwerkschmieröl					
Nicht ausfliegender Kraftstoff					
Grundleermasse					
		12	16	2,00	7,34 32

ANMERKUNG

Jedes Flugzeug wird mit Formblättern für Beladung, Grundleermasse und Schwerpunkt sowie Ausrüstung geliefert. Es liegt in der Verantwortlichkeit des Flugzeughalters, daß Änderungen der Ausrüstung ihre Niederschrift in den Formblättern für Masse und Schwerpunkt sowie Ausrüstung finden. Eine laufende Registrierung der Ausrüstungsänderungen und ihrer Auswirkungen auf Grundleermasse und Schwerpunkt wird empfohlen.

Die laufende Ausrüstungsliste und die Liste für Grundleermasse und Schwerpunkt müssen beim Halterwechsel beim Flugzeug bleiben. Beim Verlust dieser Formblätter muß das Flugzeug erneut zur Bestimmung der Grundleermasse und des Schwerpunkts gewogen und eine Aufstellung der eingebauten Ausrüstung angefertigt werden.

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

Abschnitt 6

Massen- und Schwerpunktangaben

MASSEN- UND SCHWERPUNKT-AUFSTELLUNG

SEITEN NR.

REGISTRIR NR.

SERIEN NR.

[illegible]

Oktober 1976

6-7

BELADEINSTRUKTIONEN

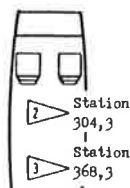
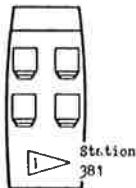
Es liegt in der Verantwortlichkeit des Piloten, eine ordnungsgemäße Beladung des Flugzeugs sicherzustellen. Zum Zeitpunkt der Auslieferung wird von Beech ein Wägebericht erstellt. Für alle danach folgenden Änderungen in Masse- und Schwerpunktlage des Flugzeugs ist der Flugzeughalter verantwortlich.

Die Grundleermasse und Moment des Flugzeugs zum Zeitpunkt der Auslieferung ist im Formblatt "Grundleermasse und Schwerpunkt" angegeben. Übliche Zuladungsteile sind in der Tabelle für Massen und Momente angegeben. Die Minimum- und Maximummomente sind durch die fett ausgezogene Linie im Diagramm, Seite 6-10, für die Schwerpunktlage angegeben. Diese Momente entsprechen den vorderen und hinteren Begrenzungen der Schwerpunktlage für eine bestimmte Masse.

BESTUHLUNG, GEPÄCK UND AUSTRÜSTUNGS-
ANORDNUNG

Pilot und Copilot
Vordere Stellung
Hintere Stellung
3. und 4. Sitz
Vordere Stellung
Hintere Stellung
5. Sitz

Station
215,9
226
307,3
332,5
391,1



ANMERKUNG

Die Grenze der Bodenbelastbarkeit liegt bei 488 kg/m^2 , mit Ausnahme der Fläche zwischen vorderem und hinterem Holm, wo die Bodenbelastbarkeit bei 244 kg/m^2 liegt.

ANMERKUNG

Das gesamte Gepäck und das Frachtgut müssen mit einem zugelassenen Gepäcknetz gesichert sein.

- 1 Höchstmasse 122 kg einschl. Ausstattung und Gepäck bei entferntem 5. Sitz
- 2 Höchstmasse 91 kg vor dem Holm einschl. Ausstattung und Fracht bei entferntem 3. und 4. Sitz
- 3 Höchstmasse 122 kg hinter dem hinteren Holm einschl. Ausstattung und Frachtgut bei entferntem 3., 4. und 5. Sitz.

Muster: **Beech F33A**

Werk-Nr.: **CE-1145**

Daten nach Kennblatt bzw. Flughandbuch

Grund der Wägung: **Flächenreparatur**

Bezugspunkt	BP			
Bezugsebene	BE	211,07 cm vor dem vorderen Aufbockpunkt		
Bezugslinie horiz.	BL	2 Nivelierschrauben am LH Rumpf hinter dem Gepäckraum		
Lufttüchtigk. Gruppe		Höchstmasse	Schwerpunktslagen bei Flugmasse	
Dimension		kg	x vorn	x hinten
Normalflugzeug (N)				
Nutzflugzeug (U)		1542	208,8	220,2
			195,6	220,2
				1270 od. weniger

Lineare Veränderung zwischen den Punkten !

Ausrüstungsliste Stand vom: **07.05.2021**

Wägung und Schwerpunktslage bei Leermasse

Wägung	Auflage	Dim.	Brutto-Masse	Tara-Masse	Netto-Masse kg	Hebelarm cm	Moment kgcm
	Links	G1l			434	246	106764
	rechts	G1r			437	X1 246	107502
	vorn/hinten	G2			186	X2 0,33	61,38
Abzüge	Ausfliegbarer Kraftstoff			Summe A	1057		214327

	Dichte	0,72	Dim.			
Rumpfbehälter 1						
Rumpfbehälter 2						
Flügelbehälter 1				leer		
Flügelbehälter 2				leer		
Flügelbehälter 3						
Flügelbehälter 4						
Nicht ausfliegbarer Kraftstoff 22l				15,84	193	3057,12

(Dimensionen siehe Flughandbuch)

Summe B	--	--
Wägung (Summe A)	1057	214327
Abzüge (Summe B)	--	--
Leermasse	1057	202,77 214327

Kraftstoff	Dichte	Dim.	masse	Hebelarm	Moment
Rumpfbehälter 1			siehe FHB		
Rumpfbehälter 2					
Flügelbehälter 1					
Flügelbehälter 2					
Flügelbehälter 3					
Flügelbehälter 4					
Sitzplätze: Flugzeugführer					
Gepäck:					
Einsatzrüstung					

[illegible]

Höchstzulässige Zuladung		Lufttüchtig.-Gruppe	Normalflugzeug	Nutzflugzeug
	Höchstmasse	kg		1542
	Leermasse	kg		1057
	höchstzul. Zuladung	kg		485
		Dim.		

Leermasse	Leermasse-Moment
1057kg	214327cmkg
Dim.	Dim.

zusätzliche Angaben für Flughandbuch und Hinweisschilder:

gesehen: Prüfleiter

Vilshofen, 17.04.2023

Ort und Datum

Stempel

Unterschrift C8

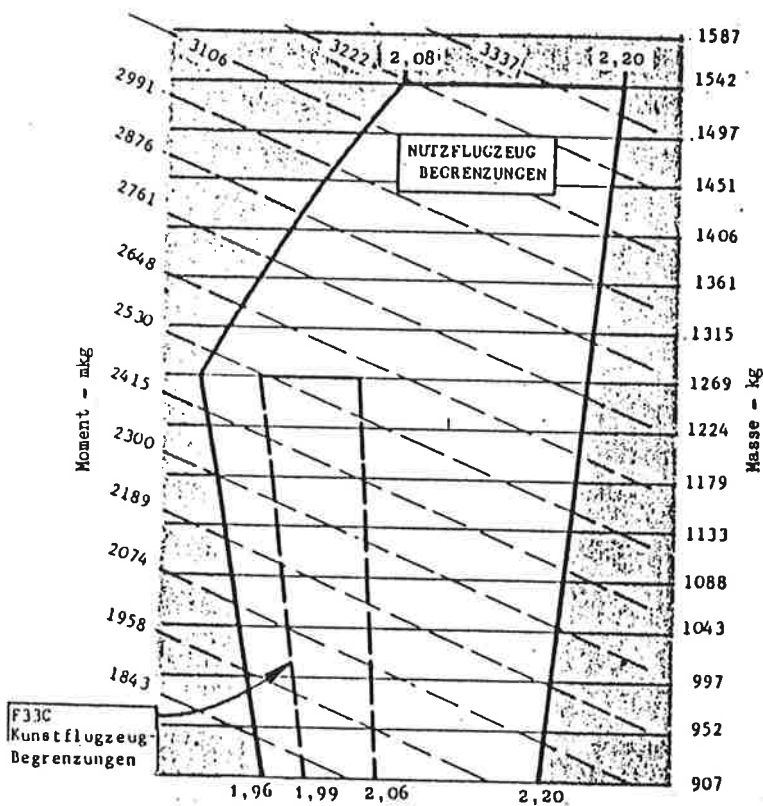
Teil CAO-006

Ausgabe 1

erstellt: 21.02.2022/DS
Seite 2 von 2



GEGENÜBERSTELLUNG
MOMENTGRENZWERTE ZUR MASSE



Schwerpunkt - a hinter der Bezugslinie

Das Diagramm beruht auf folgenden Masse- und Schwerpunktbegrenzungen (Fahrwerk ausgefahren):

	Masse - kg	Vordere Schwerpunktbegrenzung - m	Hintere Schwerpunktbegrenzung - m
F33A und F33C Nutzflugzeug	1542 (höchste Start- oder Landemasse)	2,08	2,20
	1269 oder weniger	1,56	2,20
F33C Kunstflugzeug	1269 oder weniger	1,99	2,06

RECHENVORGANG

- 1) Grundleermasse und Moment aus dem letzten Wägebericht entnehmen.
- 2) Masse und entsprechendes Moment aus der zugehörigen Tabelle für die im Flugzeug mitgeführte Zuladung (außer Kraftstoff) entnehmen.
- 3) Masse und Momente addieren, um den Nullkraftstoffzustand zu erhalten.
- 4) Masse und entsprechendes Moment für die erforderliche Kraftstoffzuladung bestimmen. Dieser Kraftstoff schließt die für Flug, Bodenlauf, Rollen und Start notwendige Menge ein. Kraftstoffmasse und -moment zum Nullkraftstoffzustand addieren, um den Rollzustand zu erhalten.
- 5) Masse und Moment des für Bodenlauf, Rollen und Start benötigten Kraftstoffs abziehen, um den Startzustand (Abflugmasse) zu erhalten.
- 6) Masse und Moment des verbrauchten Kraftstoffes von Masse und Moment des Startzustandes abziehen. Der Nullkraftstoffzustand, der Start- und Landezustand müssen mit ihren Momenten innerhalb des Bereichs der Minimum- und Maximummomente des Diagramms für die zulässige Schwerpunktlage liegen. Wenn das Gesamtmoment kleiner als das Minimalmoment ist, muß die Beladung nach hinten verlagert oder die vordere Beladung vermindert werden. Wenn das Gesamtmoment größer als das Maximummoment ist, muß die Beladung nach vorn verlagert oder die hintere Beladung verringert werden. Wenn Menge oder Ort der Beladung geändert werden, müssen Rechnung und Moment überprüft werden.

Die nachstehende Musterdarstellung schildert anhand des Beispiels die Berechnungsmethode eines Ladevorganges. Die eingesetzten Massewerte reflektieren nicht die Werte einer tatsächlichen Flugzeugbeladung.

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

Abschnitt 6
Massen- und Schwerpunktangaben

BELADEPLAN-FORMBLATT ZUR ERMITTLUNG DES BELADEZUSTANDES
(Beispiel)

BONANZA F33A DATUM 00/00/00
SERIEN-NR. CE-XXX REG.-Nr. NXXXX

BEZEICHNUNG	MASSE kg	MOMENT mkg
1. GRUNDLEERMASSE	1103	2139
2. BESATZUNG VORDERSITZE	154	333
3. Dritter und vierter SITZ BESETZT	154	473
4. Fünfter SITZ BESETZT	75	293
5. GEPÄCK	32	122
6. FRACHTGUT	-	-
7. ZWISCHENSUMME LEERTANKMASSE	1518	3360
8. KRAFTSTOFF (280 l)	203	386
9. ZWISCHENSUMME ROLLZUSTAND	1721	3746
10. *Abzüglich Kraftstoff für An- lassen, Rollen und Warmlauf	- 7	- 11
11. ZWISCHENSUMME STARTABFLUG- MASSE	1714	3735
12. Abzüglich Kraftstoff bis Be- stimmungsort (261 l)	-188	-357
13. LANDEMASSE	1526	3378

* Der Kraftstoffverbrauch für Anlaßstart, Rollen und Warmlaufen beträgt normalerweise 5,45 kg bei einem Durchschnittsmoment von 11 mkg.

BELADEPLAN-FORMBLATT ZUR ERMITTLUNG DES BELADEZUSTANDES

BONANZA _____
SERIEN-Nr. _____

DATUM _____
REG.-NR. _____

BEZEICHNUNG	MASSE kg	MOMENT mkg
1. GRUNDLEERMASSE		
2. BESATZUNG VORDERSITZE		
3. Dritter und vierter SITZ BESETZT		
4. Fünfter SITZ BESETZT		
5. GEPÄCK		
6. FRACHTGUT		
7. ZWISCHENSUMME NULLKRAFTSTOFF- MASSE		
8. KRAFTSTOFF		
9. ZWISCHENSUMME ROLLZUSTAND		
10. *Abzüglich Kraftstoff für An- lassen, Rollen und Warmlaufen		
11. ZWISCHENSUMME STARTABFLUG- MASSE		
12. Abzüglich Kraftstoff bis Be- stimmungsort		
13. LANDEMASSE		

* Der Kraftstoffverbrauch für Anlaßstart, Rollen und Warmlaufen beträgt normalerweise 5,45 kg bei einem Durchschnittsmoment von 11 mkg.

Nutzlast Masse und Momente

		Passagiere			
		Vordersitze		3. und 4. Sitz	
Masse kg		Vordere Stel- lung Hebelarm 216	Hinterer Stel- lung Hebelarm 226	Vordere Stel- lung Hebelarm 307	Hinterer Stel- lung Hebelarm 323
		Moment kgm			
50	108	113	154	161	39
60	130	135	184	194	78
65	140	147	200	210	117
70	152	158	215	226	156
75	162	170	230	242	195
80	172	181	245	258	235
85	184	192	261	275	273
90	195	203	276	290	313

ANMERKUNG: Die Sitzstellungen für die verstellbaren Sitze sind in den äußeren Stellungen angegeben. Zwischenstellungen erfordern eine Interpolation der Momente.

Massen und Momente

GEPÄCK

FRACHT

Hebelarm 381 (cm)		Vor dem Haupt- holm, Hebel- arm 274	Hinter dem Haupt- holm, Hebelarm 368
Masse kg	Moment mkg	Moment mkg	Moment mkg
5	19	13,7	18,4
10	38	27,4	36,8
14	57	38,3	51,5
18	69	49,3	66,2
23	88	63	84,6
27	114	74	99,3
32	122	87,6	117,7
36	137	98,6	132,4
41	156	112,3	150,8
45	171	123,3	165,6
50	191	137	184
54	206	148	198,7
59	225	161,6	217,1
63	240	172,6	231,8
68	259	186,3	250,2
73	279	200	268,6
77	293	211	283,3
82	312	224,6	301,7
86	328	235,6	316,4
91	347	249,3	334,8
95	362		349,6
100	381		368
104	396		382,7
109	415		401,1
114	434		419,5
118	450		434,2
123	469		452,6

NUTZLASTMASSE UND MOMENTE
AUSFLIEGBARE KRAFTSTOFFMENGE

VORDERE TRAGFLÜGELTANKS ARM 1,9 m									
Gal	l tr.	lb	kg	Moment kgm	Gal	l tr.	lb	kg	Moment kgm
5	19	30	14	27	44	166	264	120	228
10	38	60	27	51	50	189	300	136	259
15	57	90	40	78	55	208	330	149	284
20	75	120	55	105	60	227	360	163	310
25	95	150	68	130	65	246	390	176	335
30	114	180	82	156	70	265	420	180	362
35	133	210	95	181	74	280	444	201	383
40	151	240	109	208					

ABSCHNITT 7
SYSTEMBESCHREIBUNG
INHALTSVERZEICHNIS

Zelle.....	7-5
Sitzanordnung.....	7-5
Flugsteuerung.....	7-5
Steuerflächen.....	7-5
Steuersäule.....	7-5
Seitenruderpedale.....	7-6
Höhenrudertrimmung.....	7-6
Elektrische Höhenrudertrimmung.....	7-6
Instrumentenbrett.....	7-6
Instrumentenbrett (Bild Darstellung).....	7-7
Flugüberwachungsinstrumente.....	7-8
Triebwerkinstrumentenbrett.....	7-8
Zusammengefaßte Triebwerkinstrumente.....	7-8
Gruppeninstrumente (Bild Darstellung).....	7-9
Sammelleitungsdruck und Kraftstoffflußanzeiger.....	7-9
Avioniks-Paneel.....	7-12
Schalter.....	7-12
Warn-Anzeigesystem.....	7-12
Warnleuchten.....	7-12
Warnleuchten-Testschalter.....	7-12A
Bodenlenkung.....	7-12B
Landeklappen.....	7-12B

INHALTSVERZEICHNIS (Fortsetzung)

Fahrwerk.....	7-12C
Bedienschalte.....	7-12C
Stellungsanzeiger.....	7-12D
Sicherheitsschalte.....	7-12D
Sicherung.....	7-13
Bremsen.....	7-13
Manuelles Ausfahren.....	7-14
Fahrwerkwarhorn (Baureihen CE-674 bis CE-1306 außer CE-1301; CJ-129 bis CJ-179).....	7-14
Fahrwerkwarhorn und Fahrwerkzeigeneuchten (Fahrwerk eingefahren) (Baureihen CE-1301, CE-1307 und nach- folgende; CJ-180 und weitere).....	7-14
Gepäck/Fracht-Raum.....	7-15
Sitze, Sitz- und Schultergurte.....	7-16
Sitze.....	7-16
Schultergurte.....	7-16
Türen, Fenster und Ausgänge	
Vordere Kabinentüren.....	7-17
Kabinenfenster mit Öffnungsmöglichkeit.....	7-18
Notaustieg.....	7-18B
Steuerverriegelung.....	7-18C
Triebwerk.....	7-18C
Triebwerk-Bedienhebel.....	7-19
Triebwerk-Verkleidung.....	7-19
Kühlluftklappen.....	7-20
Vereisung des Ansaugsystems.....	7-20
Schmiersystem.....	7-20
Anlasser.....	7-21
Propeller.....	7-21
Kraftstoffsystem.....	7-22
Kraftstoffbehälter.....	7-22
Kraftstoff-Mengenanzeiger.....	7-22
Schema.....	7-23
Kraftstoffzusatzpumpe.....	7-24
Kraftstofftankschaltung.....	7-24
Erforderlicher Kraftstoff für Flugeinsatz.....	7-24A

INHALTSVERZEICHNIS (Fortsetzung)

Elektrisches System.....	7-25
Batterie.....	7-25
Generator-Wechselstromerzeuger.....	7-25
Außenbordstromanschluß.....	7-26
Beleuchtungssystem.....	7-27
Innenbeleuchtung.....	7-27
Außenbeleuchtung.....	7-27
Kabinausrüstung und deren Systeme.....	7-28
Kabinenheizung.....	7-28
Heizung und Entfroster-Betrieb.....	7-28
Kabinenbelüftung.....	7-30
Kabinen-Frischluftaustritte.....	7-30
Kabinengebläse.....	7-30
Individuelle Überkopf-Frischluftaustritte.....	7-31
Entlüftungsstutzen.....	7-31
Sauerstoffsystm.....	7-31
Systeme für den statischen und Staudruck.....	7-32
Staurohr-Heizung.....	7-32
Statischer Druck - Normalsystem.....	7-32
Statischer Druck - Notsystem.....	7-32
Instrumenten-Drucksystem.....	7-32
Überziehwarnhorn.....	7-33
Triebwerk-Einlaufbetrieb-Informationen.....	7-33

VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

ZELLE

Die Beechcraft F33A Bonanza ist ein einmotoriger 4-5sitziger Tiefdecker mit Einziehfahrwerk in Ganzmetallbauweise. Sie ist mit einem Teledyne Continental Motors Corporation IO-520-BA oder IO-520-BB Sechszylinder-Einspritzmotor von 212 kW Leistung bei 2700 1/min ausgerüstet. Das Triebwerk treibt einen Zwei- oder Dreiblatt-Verstellpropeller mit einem Durchmesser von 213 bzw. 203 cm an.

SITZANORDNUNG

Die Bonanza F33A ist ein vier- bis fünfsitziges Flugzeug. Zu der Standardausführung gehören vier nach vorn gerichtete Sitze. Der fünfte Sitz wird als Sonderausstattung geliefert.

FLUGSTEUERUNG

STEUERFLÄCHEN

Die Betätigung der Steuerflächen erfolgt mittels eines Zug-Schubgestänges und eines konventionellen Seilzugsystems, das mit Winkel bzw. Kniehebel verbunden ist.

STEUERSÄULE

Das Steuerhorn für Quer- und Höhenruder kann wahlweise vom linken oder rechten Sitz aus bedient werden. Um den Wechsel vorzunehmen, ziehen Sie am T-Stück hinter der Steuersäule und schwenken das Steuerhorn auf die andere Seite. Der Querrudertrimmkopf soll dabei so lange festgehalten werden, bis sich die gesamte Steuersäule in der neuen Position befindet.

SEITENRUDERPEDALE

Durch Drücken des federbelasteten Einstellhebels am Seitenruderpedalarm läßt sich das Seitenruderpedal einstellen. Mit diesem Hebel können die rechten Pedale bei Nichtgebrauch ganz nach vorne verstellt werden.

HÖHENRUDERTRIMMUNG

Das manuelle Einstellen der Höhenrudertrimmung geschieht durch ein links vom Gashebel angeordnetes Handrad. Eine Drehung des Handrades nach vorn trimmt das Flugzeug kopflastig, während eine Drehung des Handrades nach hinten das Flugzeug schwanzlastig trimmt.

Der Höhenrudertrimmklappen-Stellungsanzeiger befindet sich in der Nähe des Trimmhandrades.

Die Querrudertrimmung am Steuerhorn verändert die Querruder durch Seilzug.

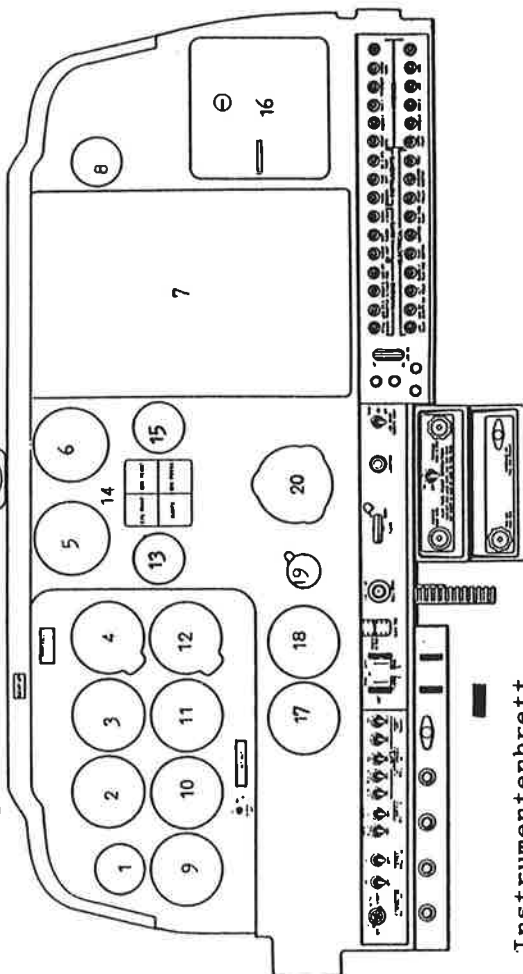
ELEKTRISCHE HÖHENRUDERTRIMMUNG

Die elektrische Trimmung als Sonderausstattung besteht aus dem Hauptschalter am Instrumentenbrett, einem Schalter am Steuerhorn und einem Schutzschalter am rechten unteren Hilfspaneel. Der Hauptschalter muß eingeschaltet sein. Der Steuerhornschalter wird nach vorn für die kopflastige Trimmung und nach hinten für die schwanzlastige Trimmung geschoben. Nach dem Loslassen kehrt er in die Mittelstellung (AUS) zurück. Bei ausgeschalteter elektrischer Trimmung kann die manuelle Trimmung angewendet werden.

INSTRUMENTENBRETT

Das Instrumentenbrett enthält die Flug-, Navigations- und Triebwerkinstrumente, die im Mittelteil und der linken Seite untergebracht sind, während die rechte Instrumentenbrettseite der Avionikausrüstung vorbehalten ist.

- | | |
|---|--------------------------------------|
| 1 Uhr | 11 Kurskreisel |
| 2 Fahrtmesser | 12 Variometer |
| 3 Künstlicher Horizont | 13 Kraftstoffmengenanzeiger (links) |
| 4 Höhenmesser | 14 Triebwerkinstrumente |
| 5 Ladedruck- und Kraftstoffflußanzeiger | 15 Kraftstoffmengenanzeiger (rechts) |
| 6 Drehzahlmesser (Triebwerk) | 16 Handschuhfach |
| 7 Funkgerätebrett | 17 Anzeiger OMNI 1 |
| 8 Druckmesser | 18 Anzeiger OMNI 2 |
| 9 ADF-Anzeiger | 19 Landeklappen-Stellungsanzeiger |
| 10 Wendanzeiger | 20 Steuerhorn |



November 1988

Das linke untere Instrumentenbrett enthält die Schalter für Magnet/Start und Voreinspritzung, die Schalter für den Generator, die Batterie und Beleuchtung (Navigation, Instrumentenflutlicht, Blitzwarnleuchte und Landelichter) Schutzschalter, Kraftstoffpumpenschalter, die Belüftungseinstellung für Pilot und weitere Sonderausstattung.

FLUGÜBERWACHUNGSTRUMENTE

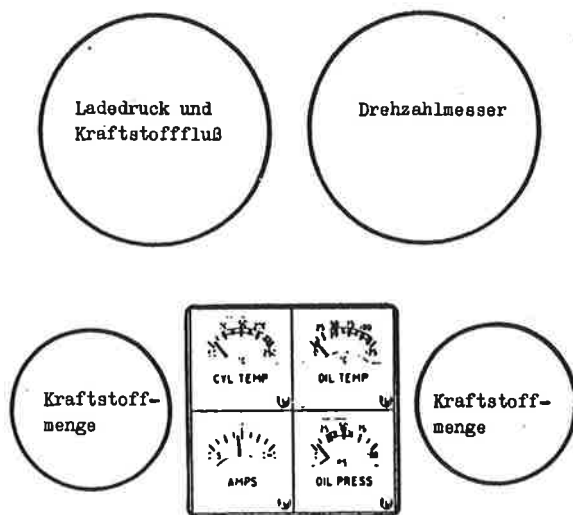
Die Flugüberwachungsinstrumente (mit Ausnahme Kompaß) sind auf der linken Seite des Instrumentenbrettes, direkt vor dem Pilotensitz angeordnet. Auf diesem Instrumentenbrett befinden sich: Künstlicher Horizont, Fahrtmesser, Höhenmesser, Turnkoordinator, Variometer und Kurskreisel. Vorkehrungen sind für die Aufnahme eines ADF Anzeigers sowie einer Zeituhr getroffen. Zusätzliche Navigationsgeräte wie etwa Dual Omni Anzeiger können direkt unterhalb der Fluginstrumenten-Gruppe auf dem Instrumentenbrett noch Aufnahme finden.

TRIEBWERKSTRUMENTENBRETT

Das Triebwerkinstrumentenbrett (Mittelpanel) enthält einen kombinierten Ladedruck/Kraftstoffdurchfluß-Anzeiger, einen Triebwerkdrehzahlmesser, eine Kraftstoffmengenanzeige für jeden Tragflächentank, Zylinderkopf- und Schmieröltemperaturanzeiger, einen Schmieröldruckmesser und ein Amperemeter.

ZUSAMMENGEFASSTE TRIEBWERKSTRUMENTE

Die zusammengefaßten Instrumente sind, wie gezeigt, in der Mitte des Instrumentenbrettes unter dem Anzeiger für Kraftstofffluß und Ladedruck und dem Tachometer angebracht. In dem Rechteck befinden sich die Anzeiger für Zylinderkopftemperatur und Öltemperatur (beide in °C), Amperemeter und Öldruck. Ein Kraftstoffvorratsanzeiger befindet sich in jeder Seite des Rechtecks; der linke Anzeiger für den Kraftstoff in der linken Tragfläche und der rechte Anzeiger für den Kraftstoff in der rechten Tragfläche.



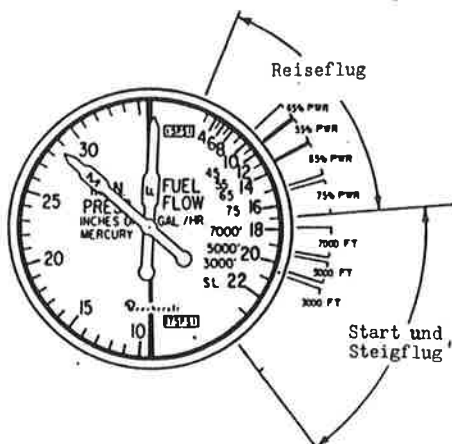
Gruppeninstrumente

LADEDRUCK- UND KRAFTSTOFFFLUSSANZEIGER

Der Ladedruckanzeiger gibt den absoluten Druck im Laderohr in inch/Hg. an. Es ist direkt an eine Öffnung im Laderohr angeschlossen. Durch Beobachten des Ladedrucks und Einstellen des Propellers und des Gashebels kann die Triebwerkleistung eingestellt werden. Um übermäßige Zylinderdrücke beim Reiseflug zu vermeiden, die höchste empfohlene Drehzahl und Ladedruckgrenzen, wie in der graphischen Darstellung des Ladedrucks und der Drehzahl im Abschnitt "Leistungsangaben" angegeben, beachten.

Für Flugzeuge mit Kraftstoffdruck-Anzeigesystemen (Baureihe CE-674 bis CE-928; CJ-129 bis CJ-155).

Der dem Kraftstoffdurchfluß zugeordnete Teil des Anzeigegerätes erfaßt den Kraftstoffdruck am Kraftstoffverteiler und ist geeicht auf eine Kraftstoffdurchfluß-Anzeige in Gallonen per Stunde. Der grüne Bogen steht für den normalen Kraftstoffdurchfluß-Betriebsbereich während der rote Radialstrich die zulässige Minimum- bzw. Maximum-Kraftstoff-Druckbegrenzung anzeigt.



SAMMELLEITUNGSDRUCK UND KRAFTSTOFFFLUSSANZEIGE (Baureihe CE-674 bis CE-928 und CJ-129 bis CJ-155)

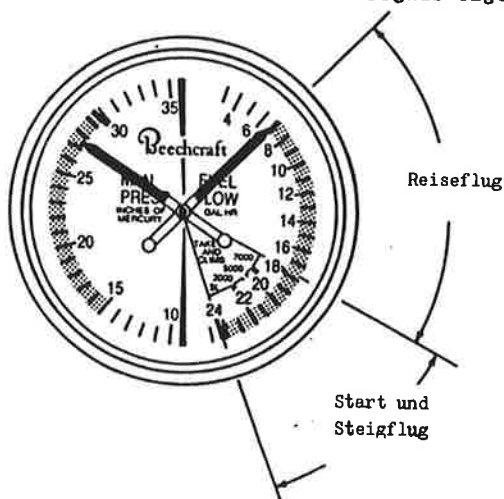
Das höhere Ende des grünen Bogens umfaßt ein Segment mit einer "Sägezahnmarkierung" die den ungefähren, erforderlichen Kraftstoffdurchfluß für einen Ab- und Steigflug in Meereshöhe 3000, 5000 und 7000 Fuß anzeigt. Für eine genaue Festlegung des Kraftstoffdurchflusses ist die Betriebs- und Leistungsdatentabelle zu benutzen.

Das untere Ende des grünen Bogens umfaßt ein Segment mit "Sägezahnmarkierung" mit der Bezeichnung "% REISEFLUGLEISTUNG" welches den ungefähren Kraftstoffdurchfluß für den Leistungsbe-

reich von 45% bis 75% bei einer maximalen Dauerleistung anzeigt. Der untere Kraftstoffdurchflußwert einer jeden Sägezahnmarkierung entspricht einer mageren Reiseflug-Kraftstoffdurchfluß-Einstellung, während die höhere Sägezahnmarkierung dem besten Leistungskraftstoffdurchfluß entspricht. Bei einer Leistungseinstellung in Übereinstimmung mit den Reiseflug-Leistungstabellen, entnommen aus den Leistungstabellenabschnitt, bieten diese Sägezahnmarkierungen eine ungefähre Information bezüglich Leistung in Prozentwerten.

Für Flugzeuge mit Kraftstoffdurchfluß-Anzeigesystem (Baureihe CE-929 und danach; CJ-156 und danach)

Der dem Kraftstoffdurchfluß zugeordnete Teil des Anzeigers wird elektrisch kontrolliert und zeigt den Kraftstofffluß in Gallonen pro Stunde an. Eine in der Kraftstoffleitung installierte Meßturbine rotiert proportional zum Kraftstoffdurchfluß. Die Drehgeschwindigkeit wird in ein elektrisches Signal umgewandelt,



LADEDRUCK UND KRAFTSTOFFFLUSS-ANZEIGER
(CE-929 und danach und CJ-156 und danach)

welches danach durch den Kraftstoffdurchfluß-Anzeiger auf den Ableswert umgesetzt wird. Der grüne Bogen bezeichnet den Normalbetriebsbereich, während der rote Radialstrich den maximal zulässigen Kraftstofffluß anzeigt. Kraftstoffdurchflußwerte am höheren Ende des grünen Bogens sind mit "TAKE OFF AND CLIMB" etikettiert und zeigen den erforderlichen ungefähren Kraftstoffdurchfluß für Start und Steigflug bei Meereshöhe, 3000, 5000 und 7000 Fuß an. Diese Markierungen sind jedoch nur als Richtwerte zu betrachten, der erforderliche genaue Kraftstoffdurchflußwert ist unter Zuhilfenahme der Tabellen des Abschnittes "BETRIEBS- UND LEISTUNGSDATEN" zu ermitteln.

AVIONIKS-PANEEL

Die der Radioanlage dienende Abstimmungs- und Aufschaltanlage, angeordnet in der Nähe der Triebwerk-Instrumentengruppe, ist in Blockform zusammengefaßt mit den Schaltern in der linken Ecke und an der Oberseite sowie der Abstimmung auf der rechten Seite.

SCHALTER

Der Magnet/Anlaß-Schalter sowie die Schalter für die Batterie, Generator, Staurohrheizung, Propellerenteisung und Leuchten sind am linken Ende des Hilfspaneels angeordnet. Landeklappen und Trimmungs-Stellungsanzeiger, die Kühlluftklappenbedienung und der Landeklappenschalter befinden sich in der Mitte des Hilfspaneels. An dem rechten Ende des Hilfspaneels befinden sich die Schutzschalter als auch der Fahrwerkschalter und die Fahrwerk-Stellungsanzeigeleuchten. Am unteren Mittelteil des Hilfspaneels sind die Triebwerk-Regulierorgane und der Schalter für die Hilfskraftstoffpumpe befestigt.

WARNANZEIGESYSTEM

WARNLEUCHTEN (CE-674 bis CE-928 außer CE-919, CE-923, CE-925 und CE-927; CJ-129 bis CJ-155)

Eine Warnleuchte mit der Beschriftung "ALT OUT" (Generator aus) ist am elastisch angebrachten Piloteninstrumentenbrett unterhalb der Fluginstrumente untergebracht

Die Warnleuchte für den Generator wird aufleuchten, wenn die Ausgangsleistung vom Generator auf fast NULL abgesunken ist oder wenn eine Generator-Überspannung eintritt.

WARNLEUCHTEN (CE-919, CE-923, CE-925, CE-927, CE-929 und danach; CJ-156 und danach)

Zwei Warnleuchten, beschriftet mit "ALT" und "STARTER ENERGIZED" (Generator und Anlasser unter Spannung) befinden sich am elastisch gelagerten Instrumentenbrett des Piloten.

Die Warnleuchte für den Generator wird aufleuchten, wenn die Generatorausgangsleistung auf fast "NULL" abgesunken ist oder im Fall einer Generatorüberspannung.

Die "STARTER ENERGIZED" Warnleuchte wird nach vollzogenem Anlassen weiterhin erleuchtet bleiben, wenn das Anlaßrelais nach vollzogenem Anlassen weiter unter Spannung bleibt.

Bei den Baureihen CE-1301, CE-1307 und weitere, und CJ-180 und weitere ist eine rote Fahrwerk-Stellungsanzeigeleuchte "GEAR UP - FAHRWERK EINGEFAHREN" im Blendschutz eingebaut. Die Fahrwerk-Stellungsanzeigeleuchte "GEAR UP - FAHRWERK EINGEFAHREN" leuchtet auf, wenn das Fahrwerkwarnhorn ertönt (jede Gashebelleistung von weniger als 12 in.Hg mit eingefahrenem Fahrwerk oder voll ausgefahrenen Landeklappen mit eingefahrenem Fahrwerk).

WARNLEUCHTEN-TESTSCHALTER

Am Instrumentenbrett in der Nähe der Generator- und Gepäckraumtür-Warnleuchten ist ein Schalter, der mit der Beschriftung "TEST-BRT-DIM-WARNLEUCHTEN" angeordnet. Wird dieser Schalter nach oben in die Testposition gebracht und festgehalten, müssen die Warnleuchten und die vier Fahrwerk-Stellungsanzeigeleuchten aufleuchten, wenn keine der Lampen eine Auswechselung erfordern. Nach Freigabe des Schalters kehrt dieser in die BRT-Stellung zurück.

Befindet sich der Schalter in der BRT-Position, leuchten die Warnleuchten und die Fahrwerk-Stellungsanzeigeleuchten, wann immer sie in Aktion treten, mit intensiver Leuchtstärke auf. Diese Einstellung ist immer dann zu wählen, wenn während der Tagesstunden, aber auch zu anderen Zeiten, ein hoher Umgebungslichtpegel in der Kabine vorherrschend ist.

Die DIM-Einstellung dagegen ermöglicht ein nicht so intensives Aufleuchten der Warnleuchten. Diese Einstellung bleibt im allgemeinen etwaigen Nachteilsätzen vorbehalten.

Die DIM-Einstellung ermöglicht eine schwächere Leuchtstärke der Warnleuchten. Diese Einstellung bleibt im allgemeinen dem Nachtflugbetrieb vorbehalten. Die Fahrwerk-Stellungsanzeigeleuchte "GEAR UP - FAHRWERK EINGEFAHREN" und die Anzeigenleuchte "STARTER ENERGIZED - ANLASSER UNTER SPANNUNG" (falls eingebaut) sind die einzigen Warnleuchten, deren Lichtstärke sich nicht verringern läßt.

BODENKONTROLLE

Die Lenkung wird durch Betätigung der Seitenruderpedale über ein Gestänge durchgeführt, das das Bugfahrwerk mit der Seitenruderpedalwelle verbindet. Die Ausrichtung des Bugrades erfolgt durch eine Rolle mit Führung, wenn das Bugrad eingefahren ist. Das Lenkgestänge ist am Lenkmechanismus des Bugfahrwerks durch eine Drehverbindung befestigt, die ein Trennen des Mechanismus ermöglicht, wenn das Bugfahrwerk eingefahren wird, so daß ein Betätigen der Seitenruderpedale das eingefahrene Bugrad nicht dreht.

Der Mindest-Drehradius beträgt über die Tragflächenenden gemessen, bei vollem Lenkungseinschlag, Betätigung einer Bremse und Unterstützung durch Triebwerkleistung 9,14 m (26 ft 4 in).

LANDEKLAPPEN

Bei Flugzeugen vor der Baureihe CE-816 und CJ-150 werden die Landeklappen durch einen Dreistellungsschalter in die "UP" (einfahren), "OFF" (aus) und "DOWN" (ausfahren) Positionen gebracht. Dieser Schalter ist im Hilfspaneel unter dem Leistungsquadrant angeordnet. Der Schalter muß aus seiner Einrastung herausgezogen werden, bevor er in eine neue Stellung gesetzt werden kann. Ein Zifferblattstellungsanzeiger besitzt Markierungen für die UP, 10°, 20° und DN-Stellungen. Dieser Stellungsanzeiger befindet sich links von der Steuersäule.

Begrenzungsschalter schalten automatisch den elektrischen Verstellmotor ab, wenn die Landeklappen das äußerste Ende ihres Verstellweges erreichen. Zwischenstellungen der Landeklappen lassen sich herstellen und zwar durch "AUS" Stellen des Schalters, wenn die gewünschte Landeklappen-Position während eines Ein- oder Ausfahrvorgangs erreicht ist.

Bei Flugzeugen CE-816 und danach und CJ-150 und danach gibt es drei Landeklappen-Stellungen: UP (0°), ANFLUG (15°) und DOWN (30°) mit keinen Zwischeneinstellungen. Ein Klappen-Stellungsanzeiger und ein Kontrollschalter sind am Hilfspaneel über dem Leistungsquadrant untergebracht. Auch hier muß der Schalter aus seiner Einrastung herausgezogen werden, um die Klappenstellung zu wechseln.

FAHRWERK

Die Betätigung des Fahrwerks erfolgt durch eine verstellbare Gestängeverbindung, die mit dem Verstellteil verbunden ist und sich unter den Vordersitzen befindet. Das Verstellteil wird durch einen Elektromotor angetrieben. Das Fahrwerk wird elektrisch aus- und eingefahren, es kann auch von Hand (manuell) ausgefahren werden.

BEDIENSCHALTER

Das Fahrwerk wird durch einen Zwei-Stellungshebel gesteuert, der an der rechten Seite des Hilfspaneels angeordnet ist. Der Hebel muß, bevor er in seine gegenüberliegende Stellung gebracht werden kann, aus seiner Sicherheitsraste herausgezogen werden.

ANMERKUNG

Bei den Baureihen S/N CE-1301, CE-1307 und nachfolgende, und CJ-180 und weitere kann das Fahrwerk nur eingefahren werden, wenn sich der Gashebel in einer Stellung befindet, die einem ungefähren Ladedruck von 17 in.Hg oder darüber entspricht.

STELLUNGSANZEIGER

Die Fahrwerk-Stellungsanzeigeleuchten befinden sich in der Nähe des Fahrwerk-Betätigungshebels. Drei grüne Leuchten, je eines für jedes Fahrwerkfederbein, sind immer dann erleuchtet, wenn das Fahrwerk ausgefahren und verriegelt ist. Die rote Leuchte ist stets dann erleuchtet, wenn eines oder alle Fahrwerk-Federbeine sich in Durchgangsbewegung oder in irgendeiner Zwischenstellung befinden. Ist das Fahrwerk eingefahren, erlöschen die Leuchten.

Die Prüfung auf Funktionsfähigkeit der Glühbirnen der Fahrwerksanzeige kann ebenso wie die Schaltung auf helle und dunkle Beleuchtung mit dem Warnleuchten-Testschalter am Instrumentenbrett durchgeführt werden.

SICHERHEITSSCHALTER

Ein unbeabsichtigtes Einfahren des Fahrwerks am Boden wird durch zwei Sicherheitsschalter an den eingefederten Hauptfahrwerk-Federbeinen (oder durch Zurücknehmen des Gashebels auf einen Ladedruck unter ca. 17 in.Hg bei den Baureihen CE-1301, CE-1307 und nachfolgende, und CJ-180 und weitere) verhindert.

+ACHTUNG+

Man sollte sich jedoch niemals darauf verlassen, daß die Sicherheitsschalter das Fahrwerk während der Rollvorgänge am Boden, beim Start, bei der Landung oder beim Stillstand mit absoluter Sicherheit in der Ausfahrstellung halten. Es ist stets darauf zu achten, daß sich der Fahrwerkhebel während der genannten Betriebsarten in der "DOWN - AUSGEFAHREN - Stellung" befindet.

ANMERKUNG

Bei den Baureihen CE-1301, CE-1307 und nachfolgende, und CJ-180 und weitere unterbricht der Gashebelschalter den Fahrwerksteuerungsstromkreis und schließt diesen ständig in derselben Gashebeleinstellung. Der daraus resultierende absolute Ladedruck hängt von der Flughöhe und der Drehzahl ab.

SICHERUNG

Die Fahrwerksmotorsicherung befindet sich am rechten unteren Instrumentenbrett. Durch Ziehen der Sicherung wird der Stromkreis ausgeschaltet und durch Drücken geschlossen. Die Sicherung springt bei Überlastung automatisch heraus.

BREMSEN

Die Bremsen der Hauptfahrwerkkräder werden durch das Niederdrücken der Fußspitzen auf die Seitenruderpedale betätigt. Das Betätigungsgestänge der Parkbremse befindet sich auf der linken Seite des unteren Instrumentenbrettes. Um die Parkbremse zu setzen, das Betätigungsgestänge ziehen und dabei beide Bremspedale niederdrücken, bis ein solider Widerstand gefühlt wird. Durch Hineinschieben des Betätigungsgestänges erfolgt die Freigabe der Bremsen.

ANMERKUNG

Falls das Flugzeug unbeaufsichtigt abgestellt wird, Räder durch Bremsklötze blockieren, Parkbremse lösen. Temperaturunterschiede können ein Lösen der Bremse oder eine überaus große Druckzunahme im Bremssystem hervorrufen.

Bei den Serien CE-674 bis CE-838 und CJ-129 bis CJ-149 mit eingebauten Wechselventilen können nur die Bremspedale des Piloten in Verbindung mit der Parkbremsanlage zum Stellen der Bremse benutzt werden.

ACHTUNG

Bei den Serien CE-674 bis CE-838 und CJ-129 bis CJ-149 mit eingebauten Wechselventilen kann dauerndes Betätigen der Bremse des Piloten oder des Copiloten in Verbindung mit einer Übersteuerungspumpe den gegenüberliegenden Bremspedal zu einem Verlust an Bremskraft an der Seite des dauernden Bremsens führen.

MANUELLES AUSFAHREN

Das Fahrwerk kann manuell durch Betätigung einer hinter den Frontsitzrückseiten befindlichen Handkurbel ausgefahren werden. Die genaue Beschreibung dieses Verfahrens ist in dem Abschnitt "NOTVERFAHREN" zu finden.

FAHRWERKWARNHORN (BAUREIHEN CE-674 BIS CE-1306 AUSSER CE-1301; CJ-129 BIS CJ-179)

Wenn bei eingefahrenem Fahrwerk der Gashebel auf einen Ladedruck von etwa 12 in.Hg zurückgenommen wird, ertönt das Warnhorn mit regelmäßigen Unterbrechungen.

ANMERKUNG

Der Schalter, der das Warnhorn aktiviert, wird durch den Gashebel betätigt; dadurch wird das Warnhorn für das eingefahrene Fahrwerk ständig in derselben Gashebelstellung aktiviert. Der daraus resultierende absolute Ladedruck hängt von der Flughöhe und der Drehzahl ab.

FAHRWERKWARNHORN UND FAHRWERKANZEIGENLEUCHTE (FAHRWERK EINGEFAHREN) (BAUREIHEN CE-1301, CE-1307 UND NACHFOLGENDE; CJ-180 UND WEITERE)

Mit eingefahrenem Fahrwerk ertönt in Abständen ein Warnhorn und die Fahrwerkanzeigenleuchte für das eingefahrene Fahrwerk erleuchtet, falls die Stellung des Gashebels auf einen Ladedruck von unter ca. 12 in.Hg vermindert wird oder falls die Landeklappen voll ausgefahren sind.

ANMERKUNG

Der Schalter, der das Warnhorn/die Fahrwerk-anzeigenleuchte für das eingefahrene Fahrwerk aktiviert, wird durch den Gashebel betätigt; dadurch werden das Warnhorn und die Fahrwerkanzeigenleuchte für das eingefahrene Fahrwerk ständig in derselben Gashebelstellung aktiviert. Der daraus resultierende absolute Ladedruck hängt von der Flughöhe und der Drehzahl ab.

GEPÄCK/FRACHT-RAUM

Der Gepäck/Fracht-Raum ist durch die Gepäckraumtür auf der rechten Rumpffseite zu erreichen. Dieser Bereich erstreckt sich ab Rückseite vom Piloten- und Copilotensitz bis hin zur hinteren Schottwand. Auf Grund der strukturellen Begrenzungen ist dieser Bereich in Zwischenräume aufgeteilt, wobei jedem eine unterschiedliche Massebegrenzung zugeordnet ist. Eine Beladung innerhalb dieses Gepäck/Fracht-Raumes muß deshalb in Übereinstimmung mit den Werten des Abschnittes "Masse und Schwerpunkt" vorgenommen werden. Sowohl Gepäck als auch Frachtgut sind mit einem zugelassenen Verzurrsystem abzusichern.

ACHTUNG

Falls nicht durch entsprechende Bestimmungen genehmigt, darf kein gefährliches Material an irgendeiner Stelle des Flugzeugs mitgeführt werden.

Keine Kinder im Gepäckraum befördern, wenn sie nicht durch einen Sitz gesichert sind.

SITZE, SITZ- UND SCHULTERGURTE

SITZE

Um irgendeinen der vier Standardsitze nach vorn oder hinten zu verschieben, ist es nötig, die unterhalb der Sitze befindliche Auslösestange zu ziehen, um danach den Sitz in die gewünschte Position zu verschieben. Die Sitz-Rückenlehnen aller Standardsitze lassen sich durch Betätigung des Freigabehebels an der Innenseite eines jeden Sitzes in irgendeine der vier Positionen bringen. Eine Sonderausführung steht zur Verfügung, bei der es möglich ist, die Rückenlehnen des Copiloten, dritten und vierten Sitzes beliebig in jede Position von vertikal bis voll zurückgelegt einzustellen. Äußere Armstützen sind für alle Standardsitze an der Kabinenseitenwand angebracht. Die mittig vorhandenen Armstützen lassen sich aufrichten als auch bündig mit dem Sitzkissen absenken. Die dritten und vierten Sitze sind mit einer Feststellvorrichtung versehen, um die Schultergurte aufzunehmen, außerdem läßt sich die Rückenlehne umlegen, um auf diese Weise Zugang zu verschaffen. Das Umlegen erfolgt durch Drehen des roten Handgriffes, der sich an der unteren inneren Seite der Rückenlehne befindet. Der auf Wunsch erhältliche fünfte Sitz kann gefaltet werden, um zusätzlich Fußbodenraum zu beschaffen.

SCHULTERGURTE

Der Schultergurt gehört zur Standard-Ausrüstung eines jeden Sitzes und sollte immer angelegt sein, wenn sich die Sitzlehne in senkrechter Stellung befindet. Die federbelastete Trägheitsrolle hält den Gurt unter Spannung, erlaubt dabei jedoch eine normale Bewegungsmöglichkeit. Zur Trägheitsrolle gehört eine Blockiervorrichtung, die den Gurt bei Auftreten einer starken Stoeinwirkung blockiert.

Der Schultergurt wird über die Schulter und abwärts quer über den Körper gezogen und mit einer Metallöse im Schloß des Sitzgurtes befestigt. Für die Pilotensitze ist der Gurt in einer Trägheitsrolle am seitlichen Kabinendachaufbau enthalten. Die Trägheitsrolle ist mit einer Abdeckung versehen; der Gurt läuft von der Rolle nach oben zu einer Halterung am Fensterahmen hinter den Pilotensitzen. Für den 3ten und 4ten Flug-

gastsitz ist die Trägheitsrolle an der Sitzlehnen-Konstruktion befestigt und ist durch die Polsterung der Rückenlehne abgedeckt. Der Gurt läuft an der Lehne aufwärts und über die äußere Ecke des Sitzes. Für den 5ten Fluggastsitz befindet sich der Gurt in der Trägheitsrolle, die an der oberen Rumpfseiten-Konstruktion befestigt ist, unmittelbar hinter der Rückenlehne und ist ebenfalls mit einer Abdeckung versehen.

ACHTUNG

Der Sitzgurt ist unabhängig vom Schultergurt; jedoch sollen der Schultergurt und der Sitzgurt verbunden werden, wenn der Sitz nicht besetzt ist.

TÜREN, FENSTER UND AUSGÄNGE

VORDERE KABINENTÜREN

Der Kabinentür-Außengriff ist federbelastet, damit er passend in eine vorgesehene Türvertiefung, der Aerodynamik wegen, hineingleiten kann. Um die Tür von außen zu öffnen ist der Handgriff aus seiner Vertiefung herauszuheben und zu ziehen, bis die Tür öffnet.

Beim Schließen der Kabinentür von innen darauf achten, daß sich der Kabinentürhandgriff in der entriegelten Stellung befindet. In dieser Stellung kann der Schnappergriff für ungefähr ein Inch (25,4 mm) frei nach vorn oder hinten bewegt werden, ohne daß der Verschlußmechanismus einrastet. Die Tür fassen und mit Nachdruck schließen. Den Türgriff danach entgegengesetzt zum Uhrzeigersinn voll in die Verriegelungsstellung drehen. Darauf achten, daß sich die Kabinentürverriegelungsanzeige in der Verriegelungsstellung befindet (Baureihen CE-1301, CE-1307 und nachfolgende; CJ-180 und weitere). Ist die Tür einwandfrei verriegelt, läßt sich der Schnappergriff frei für etwa ein Inch (25,4 mm) in jede der beiden Drehrichtungen bewegen.

ANMERKUNG

Bei der Überprüfung des Türgriffes darauf achten, daß der Griff nicht zu weit betätigt wird, weil dies den Verriegelungsmechanismus zum Eingriff und damit zum Auslösen bringen kann.

Zwecks Türgriffüberprüfung die Tür fest an der oberen, hinteren Türecke nach außen drücken. Wird dabei irgendeine Bewegung der Tür festgestellt, die Tür öffnen und gemäß der oben genannten Instruktionen erneut schließen.

Um die Tür von der Kabinenseite zu öffnen, den Verriegelungsknopf niederdrücken und danach den Griff im Uhrzeigersinn drehen.

KABINENFENSTER MIT ÖFFNUNGSMÖGLICHKEIT

ANMERKUNG

Fenster vor Beginn und während des Fluges geschlossen halten.

Vor der Werknummer CE-929 außer CE-919, CE-923, CE-925 und CE-927; Vor der Werknummer CJ-156:

Öffnen der Fenster zur Lüftung (ausschließlich am Boden):

Den Schnapper an der Vorderseite der Stange auslösen und Stange von Fensterunterseite heraus und nach oben ziehen. Das Fenster wird ungefähr zwei Inches (5 cm) öffnen.

Schließen des Fensters:

Stange an Fensterunterseite nach innen und abwärts ziehen. Widerstand wird bei der Abwärtsbewegung der Stange spürbar. Abwärtsbewegung der Stange fortsetzen bis zur tiefsten Stellung. Prüfen, daß die Stange durch den Schnapper verriegelt ist.

ANMERKUNG

Während des Schließens des Fensters muß man sich vergewissern, daß der Scharnierstift (der ein volles Öffnen des Fensters in einem Notfall erlaubt) sicher an seinem Platz ist.

Werknummern CE-919, CE-923, CE-925, CE-927, CE-929 bis CE-983:

Ein mit einer Plastik-Abdeckung versehener Mehrzweckdrücker an jedem mit Öffnungseinrichtung versehenen Fenster wird benutzt, um ein teilweises Öffnen des Fensters zum Zwecke einer Ventilation während der Durchführung von Bodenbetriebsvorgängen möglich zu machen, als auch für ein schnelles Ausklinken zur Schaffung eines Ausganges im Notfall.

ÖFFNEN DES FENSTERS ZWECKS BELÜFTUNG (nur am Boden):

ANMERKUNG

Der rote Handgriff ist ausschl. zur Schaffung eines Notausganges im Notfall bestimmt.

1. Anliften des Daumenschnappers (Fenster ist freigegeben).
2. Hochschieben und nach außen drücken bis zum Einklinken des Mechanismus in die Halterastung.

SCHLIESSEN EINES BELÜFTUNGSFENSTERS

1. Nach innen ziehen und abwärts drücken bis zur Verriegelung (auf Einrastgeräusch achten).

Serien CE-984 und weitere; CJ-156 und weitere:

ÖFFNEN DES FENSTERS ZUR BELÜFTUNG (nur am Boden):

ANMERKUNG

Der rote Handgriff ist nur für den Notfall bestimmt.

1. Verriegelungsgriff in die Freigabestellung drehen.
2. Daumenschnapper anheben (Fenster wird freigegeben).
3. Schnapper nach oben und außen über die Mittelstellung schieben.

SCHLIESSEN EINES FENSTERS

1. Schnapper nach innen ziehen und nach unten drücken, bis er verriegelt ist (auf Einrastgeräusch achten).
2. Verriegelungsgriff in die Verriegelungsstellung drehen.

NOTAUSGANGS-FENSTER

Öffnen der Notausgänge durch die beweglichen Fenster an jeder Kabinenseite:

Vor CE-929, außer CE-919, CE-923, CE-925 und CE-927, vor CJ-156:

1. Klinke anheben.
2. Notverriegelungsstift herausziehen und Fenster nach außen drücken.

Dieses Verfahren ist auf einem Hinweisschild unter dem linken und rechten beweglichen Fenster beschrieben.

Serien CE-919, CE923, CE-925, CE-927, CE-929 und weitere; CJ-156 und weitere:

1. Abdeckung gemäß Aufkleberhinweis, in der Mitte des Belüftungs/Notfall-Ausgangsdruckers angebracht, entfernen.
2. Drehen des Handgriffes aufwärts, gemäß Aufkleberhinweis, dabei Sicherungsdraht brechen und Fenster nach außen stoßen.

ANMERKUNG

Jedes Öffnen des Fensters, das ein Zerstören des Sicherungsdrahtes an dem roten Verriegelungsgriff notwendig macht, erfordert eine Neubefestigung des Fensters einschl. der neu anzubringenden Sicherung mit Kupferdraht QQ-W-343, Typ S, 0,020 in. Durchmesser, eine Arbeit, die durch einen qualifizierten Mechaniker vor jedem weiteren Betriebseinsatz des Flugzeuges auszuführen ist.

STEUERVERRIEGLUNG

Einsetzen der Ruderverriegelung

1. Durch Drehen des Steuerhorns und gleichzeitiges Bewegen der Steuersäule sind die in der Steuersäule und die in der Säulenaufhängung vorgesehenen Bohrungen so auf Deckung zu bringen, daß sie den Verriegelungsstift aufnehmen können.
2. Einführen des Steuersäulen-Verriegelungsstiftes in die Bohrungen der Säulenaufhängung und der Steuersäule.
3. Sichern des Verriegelungsstiftes durch Placierung der roten Platte an die Oberseite des Gashebels und Propellerhebels.

ACHTUNG

Bevor das Triebwerk angelassen wird, ist die Steuersäulenverriegelung in umgekehrter Reihenfolge zum vorab geschilderten Verriegelungsverfahren zu entfernen.

TRIEBWERK

Das Flugzeug BEECHCRAFT F33A Bonanza ist mit einem Sechszylinder-Boxermotor Modell IO-520-RA oder IO-520-BB, mit Kraftstoff-Einspritzung und einer Triebwerk-Nennleistung von 285 HP ausgerüstet.

VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

TRIEBWERK-BEDIENHEBEL

Gashebel (schwarz), Propellerverstellung (blau) und Gemischregler (rot) befinden sich auf der Bedienkonsole unter der Steuersäule und dem unteren Instrumentenbrett. Diese Bedienelemente werden durch Drücken eines Knopfes am Bedienelement freigegeben. Bei nicht gedrücktem Knopf können kleine Änderungen durch Drehen des Knopfes vorgenommen werden, und zwar im Uhrzeigersinn zum Erhöhen, gegen den Uhrzeigersinn zum Verringern.

TRIEBWERK-VERKLEIDUNG

Die Bonanza F33A ist mit "Hartwell"-Verschlüssen für die rechte und linke obere Triebwerkverkleidung ausgerüstet, um einen schnellen und leichten Zugang zum Triebwerk ohne besondere Werkzeuge zu ermöglichen. Jeder einzelne Verschluss wird durch einen eingelassenen Griff im unteren Verkleidungsblech, beidseitig des Triebwerkes, verriegelt oder freigegeben. Um die Verkleidung zu schließen, diese in die Schließstellung bringen, wobei die Griffe sich in der Vorverriegelungsposition befinden müssen. Jeder Griff hat drei Stellmöglichkeiten: Bündig mit dem Rumpf - verriegelt; voll nach vorn gehalten - entriegelt (geöffnete Verkleidung und etwa 90° zum Rumpf - Verriegelungsstellung (bereit um die Verkleidung zu schließen). Ein hörbares Klickgeräusch deutet darauf hin, daß sich der Bajonett-schließeteil in der Verriegelungssperre befindet. Das Verriegeln der Verkleidung wird durch Umlegen des Riegelgriffes in die Aussparung abgeschlossen. Der sichere Abschluss der vorderen Riegel läßt sich durch ein Ziehen an der Prüflasche überprüfen. Falls die Verkleidung nach dem Verriegeln noch bewegt werden kann, Verkleidung öffnen, die Ausrichtung prüfen und erneut verriegeln.

KÜHLLUFTKLAPPEN

Der Bedienungshebel der Kühlluftklappen befindet sich links oberhalb der Bedienungskonsole am unteren Instrumentenbrett und wird zum Öffnen gezogen und zum Schließen eingeschoben. Außer bei extrem niedrigen Temperaturen bleiben die Kühlluftklappen am Boden, beim Start und, falls erforderlich, beim Flug geöffnet.

VEREISUNG DES ANSAUGSYSTEMS

Die Möglichkeit der Vereisung des Ansaugsystems ist durch die Nichtvereisungscharakteristik des Einspritztriebwerks der Bonanza und durch die automatische Umstellung auf Nebenluft eingeschränkt. Jedoch kann sich unter gewissen Bedingungen an verschiedenen Stellen des Ansaugsystems Eis bilden. Wenn der Lufteintritt oder das Filter durch Eis verstopft sind, öffnet eine federbelastete Klappe im Lufteintrittskanal automatisch, und das Ansaugsystem arbeitet mit Nebenluft. Wenn die Klappe in geschlossener Stellung festgefroren ist, kann sie mit einem T-Griff mit Kraft aufgezogen und wieder freigegeben werden.

SCHMIERSYSTEM

Das Triebwerkschmiersystem arbeitet mit Druck, hat einen nassen Sumpf und eine Kapazität von 11,34 Liter (12 quart). Die Schmieröltemperatur wird beim Betrieb automatisch durch einen Thermostaten mit Bypass überwacht. Der Bypass begrenzt den Ölfluß durch den Ölkühler, wenn die Schmieröltemperatur zu niedrig ist, und erlaubt die Umgehung des Kühlers, wenn dieser verstopft ist.

ANLASSER

Der Starter ist relaisgesteuert, seine Starter-Aktivierung erfolgt durch einen Drehtyp-Momentschalter, er bildet mit dem Magnet/Starterschalter eine Einheit. Um den Anlasser-Stromkreis unter Strom zu setzen, ist der Magnet/Starterschalter über die "BEIDE"-Stellung hinaus in die Anlaßposition zu bringen. Nach dem Anlassen Freigabe des Schalters für die "BEIDE"-Position.

Die Starterwarnleuchte (CE-919, CE-923, CE-925, CE-927, CE-929 und danach; CJ-156 und danach) brennt, wenn Spannung am Starter liegt. Wenn die Leuchte nach dem Anlassen weiterbrennt, ist das Starterrelais nicht zurückgegangen, was einen Verlust an elektrischer Leistung bedeutet. In diesem Fall Batterie- und Generatorschalter ausschalten. Brennt die Leuchte beim Anlassen nicht, ist die Anlage nicht in Ordnung, und das Amperemeter muß beobachtet werden, um sich zu vergewissern, daß der Starter nach dem Anlassen spannungslos ist. Die Warnleuchte kann mit dem Warnleuchtenschalter geprüft werden.

PROPELLER

Als Standard-Ausführung verfügt die Bonanza F33A über einen Zweiblatt-Propeller mit gleichbleibender Drehzahl und einer Blattverstellung. Der Durchmesser beträgt 84 in/213,4 cm. Die Steigungseinstellung bei einer Bezugs-Station von 30 in. ist $13,3^\circ$ für die kleine und $29,2^\circ$ für die große Steigung.

Zur Sonder-Ausführung der Bonanza F33A gehört ein McCauley Dreiblatt-Propeller mit einem Durchmesser von 80 in/203,2 cm. Die Steigungseinstellung bei einer Bezugs-Station von 30 in. ist $13,3^\circ \pm 0,2^\circ$ für die kleine und $29,0^\circ \pm 0,5^\circ$ für die große Steigung.

Die Propellerdrehzahl wird durch einen Regler geregelt, der den Steueröldruck zur Propellernabe regelt. Ein blauer Schub/Zug-Ver-

stellknopf gibt dem Piloten die Möglichkeit, den Drehzahlreglerbereich des Reglers zu wählen.

Bei Abfall des Öldruckes geht der Propeller in die Stellung "KLEINE STEIGUNG" (maximale Drehzahl), weil nur durch den im Drehzahlregler verstärkten Triebwerköldruck das zentrifugale Verdrehungsmoment der Propellerblätter überkompensiert werden kann, um den Propeller in Richtung "GROSSE STEIGUNG" (kleine Drehzahl) zu bringen.

KRAFTSTOFFSYSTEM

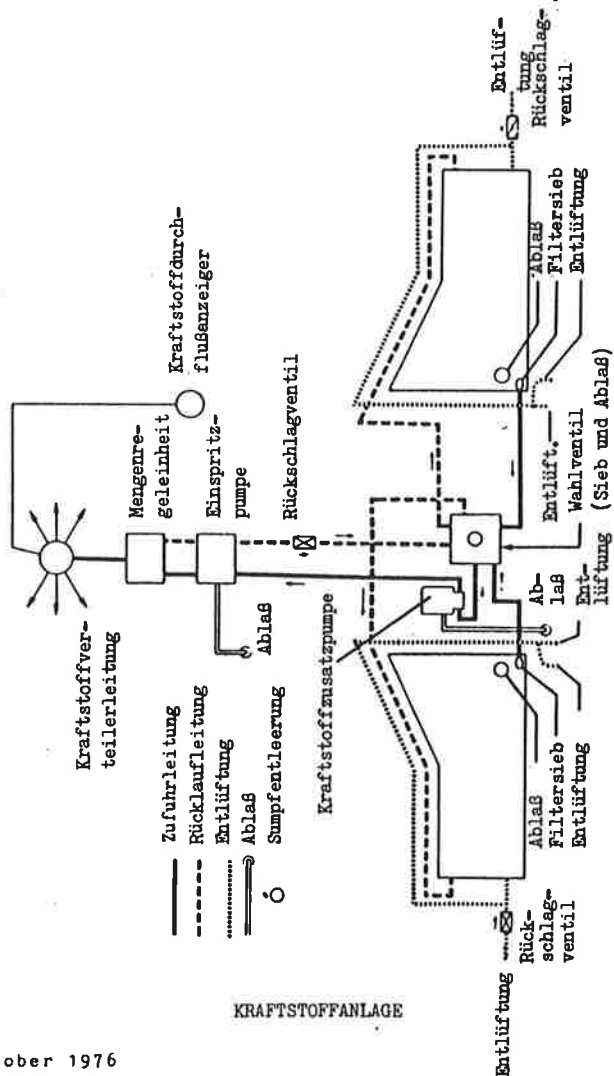
Das Triebwerk ist ausgelegt für einen Betrieb mit dem Flugkraftstoff 100/130 (grün). Der Flugkraftstoff mit der Leistungszahl 100 LL (blau) ist zu bevorzugen.

KRAFTSTOFFBEHÄLTER

Für die Baureihen CE-674 bis CE-883 und CJ-129 bis CJ-155 steht eine Kraftstoffanlage entweder mit 50 Gal/189 Ltr., davon sind 44 Gal/166 Ltr. ausfliegbar, oder eine mit 80 Gal/302 Ltr., davon sind 74 Gal/280 Ltr. ausfliegbar, Inhalt zur Verfügung. Die Kraftstoffanlage mit 80 Gal/302 Ltr. ist ausschließlich für die Baureihe CE-884 und danach und CJ-156 und danach verfügbar. In jeder Fläche befindet sich ein Gummitank mit je einem bündigen Füllstutzenverschluß und ein Kraftstoffschauglas, das den Teilbereich von 27 bis 32 Gal/102 bis 121 Ltr. ausfliegbaren Kraftstoffs anzeigt. Die triebwerkgetriebene Kraftstoffeinspritzpumpe hat einen Förderüberschuß von ca. 10 Gal/38 Ltr. Kraftstoff pro Stunde, diese zuviel geförderte Menge umgeht die Kraftstoffkontrolle und fließt dem in Betrieb befindlichen Tank wieder zu. Drei Kraftstoffablaßventile, je eins in jedem Kraftstoffsumpf an der Unterseite jeder Tragfläche und eines im Kraftstoff-Wahlschalterventil an der Innenseite der linken Tragflächenwurzel sind vorgesehen. Diese Stellen sind täglich vor dem ersten Flug zu entwässern.

KRAFTSTOFF-MENGENANZEIGER

Die Kraftstoffmenge wird durch Schwimmer-Geber angezeigt, die ein elektrisches Signal an die Kraftstoffanzeige liefern. In jedem Behälter ist ein Geber eingebaut, der die noch im Behälter befindliche Kraftstoffmenge anzeigt.



KRAFTSTOFFZUSATZPUMPE

Die elektrische Kraftstoffzusatzpumpe wird mittels eines Schalters (EIN-AUS) auf der Triebwerkbedienkonsole bedient und liefert Kraftstoffdruck zum Anlassen und beim Ausfall der triebwerksseitigen Kraftstoffpumpe. Unmittelbar nach dem Anlassen kann mit der Zusatzpumpe der verdampfte Kraftstoff aus dem System entfernt werden, der durch hohe Außentemperatur oder Anlassen eines heißen Triebwerks verursacht sein kann. Die Kraftstoffzusatzpumpe liefert beim Ausfall der triebwerkseitigen Kraftstoffpumpe nahezu die größte erforderliche Kraftstoffmenge.

KRAFTSTOFFTANKSCHALTUNG

Der Kraftstofftankschalter befindet sich vorn links vor dem Pilotensitz. Während des Starts und der Landung soll immer der Haupttank mit dem größten Inhalt benutzt werden.

Bei Flugzeugen CE-1014 und weitere muß der Pilot beachten, daß das kurze Ende des Handgriffs mit der gewünschten Kraftstofftankstellung übereinstimmt. Die Tankstellungen sind an der hinteren Seite des Ventils angebracht. Die OFF-Stellung liegt vorn links. Eine Vorrichtung verhindert eine unbeabsichtigte Wahl der OFF-Stellung. Um die OFF-Stellung zu wählen, Vorrichtung drücken und Handgriff voll im Uhrzeigersinn drehen. Die Vorrichtung braucht nicht gedrückt zu werden, wenn der Handgriff entgegen dem Uhrzeigersinn von OFF nach LEFT MAIN oder RIGHT MAIN gedreht wird. Beim Wählen von LEFT MAIN oder RIGHT MAIN Handgriff durch Sicht und Gefühl für das Einrasten verstellen.

Fällt das Triebwerk aufgrund zu geringer Kraftstoffzuführung aus, dann richten Sie sich nach dem in Abschnitt "NOTVERFAHREN" festgelegten "Anlassen des Triebwerks im Fluge".

ERFORDERLICHER KRAFTSTOFF FÜR FLUGEINSATZ

Es liegt in der Verantwortlichkeit des Piloten, sich über die Funktionsfähigkeit der Kraftstoffmengenanzeiger bzw. deren angemessener Anzeigegenauigkeit zu vergewissern, um sicher zu sein, daß eine ausreichende Kraftstoffmenge für den Flug vorhanden ist. Ein Start ist verboten, wenn sich die Kraftstoffmengenanzeiger im gelben Bereich befinden.

Ein ungenaues Anzeigegerät könnte eine fehlerhafte Anzeige bezüglich der Kraftstoffmenge verursachen. Eine Mindestmenge von 13 Gal/49 Ltr. Kraftstoff ist vor einem Start in jedem Behälter erforderlich. Ein Start ist verboten, wenn die Kraftstoff-Mengenanzeigen nicht über dem gelben Bereich anzeigen. Die Füllstutzenkappen sind zu entfernen und die Kraftstoffmenge zu überprüfen, um sich als Pilot zu überzeugen, wieviel Kraftstoff sich an Bord befindet. Das Flugzeug muß sich dabei in einer annähernd waagerechten Lage befinden, um eine solche Sichtinspektion der Behälter vorzunehmen. Falls Zweifel darüber bestehen, daß sich nicht mindestens 13 Gallonen in jedem Behälter befinden, ist soviel Kraftstoff nachzufüllen, daß eine Kraftstoff-Mindestmenge von 13 Gallonen beim Abflug in jedem Behälter vorhanden ist. Für jeden Flug ist ein reichlicher Kraftstoff-Mehrbetrag mit einzuplanen.

Abschnitt 7
Systembeschreibung

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

ELEKTRISCHES SYSTEM

Das elektrische System ist als 1-Leiter-System mit Masse an der Flugzeugzelle ausgeführt. Die Schalter für Generator, Batterie, Magnet/Start sind am linken unteren Instrumentenbrett angeordnet. Die Schutzschalter für die verschiedenen elektrischen Systeme sind am rechten unteren Instrumentenbrett angeordnet. Einige Schutzschalter befinden sich am linken unteren Instrumentenbrett.

BATTERIE

28-VOLT-SYSTEM (CE-748, CE-772 und danach, CJ-149 und danach)

Eine 24-Volt 15,5-Ampere-Std-Batterie befindet sich rechts an der Vorderseite des Brandschotts. Die Wartungsmaßnahmen sind im Abschnitt 8 "Betrieuung und Wartung" ausführlich beschrieben.

14-VOLT-SYSTEM (CJ-129 bis CJ-148, CE-674 bis CE-771 außer CE-748)

Eine 12-Volt 35-Ampere-Std-Batterie befindet sich rechts an der Vorderseite des Brandschotts. Die Wartungsmaßnahmen sind im Abschnitt 8 "Betrieuung und Wartung" ausführlich beschrieben.

GENERATOR-WECHSELSTROMERZEUGER

28-VOLT-SYSTEM (CE-748, CE-772 und anschließend, CJ-149 und danach)

Das Flugzeug ist mit einem zahnradgetriebenen Generator ausgerüstet. Dieser Wechselstromerzeuger ist für eine Leistung von 50, 60 oder 100 Ampere ausgelegt, bei einer Drehzahl von 1700 1/min, und versorgt damit den elektrischen Leistungsbedarf des Flugzeuges.

14-VOLT-SYSTEM (CJ-129 bis CJ-148, CE-674 bis CE-771, außer CE-748)

Zur Standard-Ausrüstung ist das Flugzeug mit einem zahnradgetriebenen 70-Ampere-12-Volt-Generator ausgerüstet. Dieser Wechselstromerzeuger ist für die Aufrechterhaltung einer 70-Ampere-Ausgangsleistung bei einer Drehzahl von 1700 1/min ausgelegt und versorgt damit den elektrischen Leistungsbedarf des Flugzeuges.

Ein transistorisierter, elektronischer Spannungsregler regelt die Leistungsabgabe entsprechend der erforderlichen Belastung einschl. der Batterieaufladung. Der Batterielade- und Entladezustand wird durch ein Amperemeter angezeigt. Ein Null-Ablesewert, ein normaler Wert bei einem Reiseflug, zeigt an, daß die Batterie voll aufgeladen ist und daß die Leistungsabgabe des Generators durch den Spannungsregler so eingeregelt ist, daß die Belastung der in Benutzung befindlichen elektrischen Ausrüstung in bezug zur Generatorleistung ausgeglichen ist.

Die Generator-AUS-Warnleuchte, die am Instrumentenbrett angeordnet ist, kann mit dem Testwarnleuchtenschalter, der sich in der Nähe dieser Warnleuchte befindet, überprüft werden.

AUSSENBORDSTROMANSCHLUSS

Der Stromanschluß befindet sich an der rechten Triebwerkverkleidung und ist zur Aufnahme eines Standard-AN-Typsteckers ausgelegt. Bevor eine Fremdstromquelle angelegt wird, muß mit Sicherheit feststehen, daß eine Batterie im Flugzeug installiert ist. Der Batterieschalter muß ein- und Generator und Avionik-ausrüstung ausgeschaltet sein.

ANMERKUNG

Die Fremdstromquelle muß ein negatives Massesystem besitzen.

Falls die Fremdstromquelle keinen Standard AN-Typschanter besitzt, ist die Polarität zu überprüfen und danach das positive Stromkabel von der Fremdstromquelle mit der positiven Endklemme der Batterie und das negative Kabel mit der negativen Batterieendklemme zu verbinden.

BELEUCHTUNGSSYSTEM

INNENBELEUCHTUNG

Die Beleuchtung für das Instrumentenpaneel wird durch einen mit dem Daumen betätigten Widerstand, der sich am Instrumentenbrett des Piloten links von der Steuersäule befindet, eingestellt. Der erste Widerstand trägt die Beschriftung RADIO und ENG und steuert die Beleuchtung für das Avionikpaneel und die Mehrfach-Triebwerk-Instrumente. Der zweite Widerstand mit der Beschriftung INST fällt unter Sonderausstattung und ist für die Beleuchtung der Fluginstrumente und des Instrumentendruckmanometers vorgesehen.

Auf dem unteren Instrumentenbrett gibt es zwei weitere Beleuchtungsregler. Der erste mit der Beschriftung SUB regelt die Lichtstärke der gesamten Instrumentenbrettbeleuchtung. Der zweite Widerstand trägt die Bezeichnung FLOOD und dient zur Regelung der Blendschutzbeleuchtung, welche voll das obere Instrumentenbrett illuminiert.

Das Kabinendeckenlicht wird durch einen in der Nähe des Lichtes angebrachten EIN-AUS-Schalter betätigt. Die Sonderwunsch-Leselampen oberhalb der rückwärtigen Sitze sind mit individuellen Schaltern bei den Leuchten ausgerüstet. Die OAT-, Karten- und Kompaßleuchten werden durch einen Druckkontaktschalter betätigt, welcher sich am Steuerhorn oder neben der Außentemperatur-Anzeige befindet.

AUSSENBELEUCHTUNG

Die Schalter für die Außenbeleuchtung befinden sich am linken unteren Instrumentenbrett. Jeder Stromkreis ist durch einen Schutzschalter abgesichert.

Die Außenbeleuchtung setzt sich zusammen aus: Landescheinwerfer, Rollscheinwerfer, den Navigationslichtern an den Tragflächenenden und am Leitwerk. Landescheinwerfer für Anflug und Landung und Rollscheinwerfer für Rollen am Boden benutzen. Mit Rücksicht auf eine lange Lebensdauer von Batterie und Birnen, Landescheinwerfer und Rollscheinwerfer sparsam einsetzen; einen länger dauernden Gebrauch bei Boden-

manövern vermeiden, weil dies eine Überhitzung verursachen könnte.

ANMERKUNG

Besonders während der Nacht können durch Reflexionen von Anti-Kollisionsleuchten an Wolken, Dunst oder Staub optische Täuschungen und Schwindelgefühle hervorgerufen werden. Derartige Leuchten sind, falls installiert, vor Eintritt in eine Wolkendecke auszuschalten; Ihr Einsatz ist bei Flügen unter Instrumenten- oder begrenzten VFR-Bedingungen nicht ratsam.

KABINENAUSRÜSTUNG UND DEREN SYSTEME

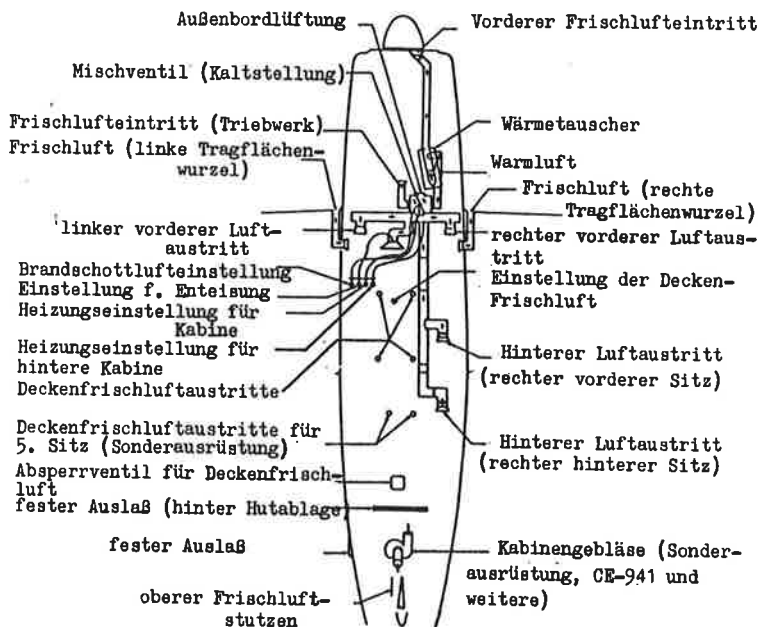
KABINENHEIZUNG

Ein Wärmetauscher hinter dem Triebwerk an der Abgassammelleitung der rechten Zylinderreihe liefert Warmluft zu den 5 Austrittsöffnungen im vorderen und hinteren Kabinenteil. Die zwei vorderen Austrittsöffnungen befinden sich in Front über jedem der Ruderpedalsätze. Die zwei hinteren Warmluftaustritte sind hinter dem rechten Vordersitz und dem rechten Rücksitz installiert. Der fünfte Austritt liefert Warmluft für die Windschutzscheiben-Entfrostung.

Während des Fluges tritt anströmende Fahrtluft durch eine auf der rechten Seite des Bugs befindliche Eintrittshutze ein, passiert den Wärmetauscher und tritt in das Mischventilgehäuse ein, welches sich an der Brandschottvorderseite befindet. Im Mischventil wird die erhitzte Luft mit einer geregelten kalten Anströmluftmenge, die durch eine an der hinteren Triebwerkverkleidung angebrachte Eintrittsöffnung aufgenommen wird, gemischt. Warmluft mit der gewünschten Temperatur wird dann vom Mischventil über Kanäle den Austritten in der Kabine zugeleitet.

HEIZUNG UND ENTFROSTER-BETRIEB

Die Einstellung der Heizung befindet sich am unteren linken Instrumentenbrett des Piloten. Um Warmluft den Kabinenaustrittsöffnungen zuzuführen, ist die Kabinenheizung-Betäti-



Heizungs- und Lüftungsanlage

gung zu ziehen. Dieses Kontrollorgan reguliert die Kaltluftmenge, die mit warmer Luft gemischt wird. Wird diese Kontrolle voll herausgezogen, dann ist ein Kaltluftzutritt vollkommen abgeschlossen und es tritt ausschl. erhitzte Luft in die Kabine ein. Die vorderen Warmluft-Austrittsstutzen, die am Brandschott oberhalb der Ruderpedale vorhanden sind, liefern Warmluft zum vorderen Kabinenteil, wenn die Kabinenheizungs-Betätigung gezogen wird. Zwecks Warmluftversorgung für die hinteren Sitz-Austritte ist die hintere Kabinenheizungs-Betätigung zu ziehen. Wird eine maximale Erwärmung gewünscht, ist diese Kontrolle voll herauszuziehen. Um Warmluft für ein Entfrosten der Windschutzscheibe zu erhalten, ist die Defrost-Regelung zu ziehen. Es kann notwendig sein, dabei mit der hinteren Kabinenheizungs-Regulierung zu variieren oder diese zu schließen, um ein Höchstmaß an Warmluft für die Windschutzscheiben-Entfrosten zu erhalten. Ein Absperren der gesamten Warmluftzufuhr vom Heizungssystem ist vorgesehen, dazu ist es nötig, die rote Brandschott-Luft-Regulierung zu ziehen, welche sich an der äußersten linken Seite des Instrumentenbrettes pilotenseitig befindet.

KABINENBELÜFTUNG

Bei gemäßigten Temperaturen erfolgt die Frischluftzufuhr über die gleichen Austrittsöffnungen, die ansonsten für die Heizung benutzt werden, durch ein volles Nachvornschieben der Kabinenheizungs-Regulierung. Es kann jedoch bei außergewöhnlich hohen Temperaturen wünschenswert sein, die rote Brandschott-Luft-Regulierung zu ziehen, um ausschl. die Frischluftaustritte zu benutzen, wie es in den folgenden Paragraphen beschrieben ist.

KABINEN-FRISCHLUFTAUSTRITTE

Ein in jeder Flächenwurzel vorgesehener Kanal ist direkt mit einem verstellbaren Austritt in dem ausgepolsterten Instrumentenbrett in Front von jedem Vordersitz verbunden. Der Luftdurchsatz eines jeden Austrittes wird durch einen zentralen Verstellknopf geregelt. Die Luftausströmrichtung läßt sich durch Drehen der Jalousieabdeckung mit dem kleinen Knopf am Rande bewerkstelligen.

KABINENGEBLÄSE

Auf Wunsch ist ein Kabinengebläse ab Werknummer CE-941 und danach verfügbar, das mit einem Schalter am unteren Instrumentenbrett betätigt wird. Die Belüftung durch die Luftaustritte kann am Boden und im Flug erfolgen.

INDIVIDUELLE ÜBERKOPF-FRISCHLUFTAustritte

Anströmende Frischluft vom Lufteintritt auf der linken Seite der Hilfsflossenabdeckung am Rumpfeinde wird durch das Kabinengebläse den individuellen Austritten oberhalb eines jeden Sitzes zugeleitet. Die Luftausströmrichtung eines jeden Austrittes läßt sich wunschgemäß einstellen. Die Luftaustrittsmenge kann durch Drehen des Austrittes bestimmt werden. Ein System-Absperrventil ist im Frischluftkanal zwischen der Überkopf-Frischlufthutze und den individuellen Austritten angeordnet. Dieses Ventil kann durch Drehen eines Knopfes am Überkopfpaneel betätigt werden.

ENTLÜFTUNGSSTUTZEN

Eine fest installierte Kabinenbelüftung ist im hinteren Kabinenteil vorhanden.

SAUERSTOFFSYSTEM

Das Sauerstoffsystm besteht aus einem Sauerstoff-Versorgungszylinder, zwei Sauerstoff-Absperrventilen (eines davon am Versorgungszylinder und eines an der Kontrollkonsole), einem Druckmanometer (Kontrollkonsole), einem Sauerstoffregler, der an der Kontrollkonsole montiert ist, sowie einem System von Verteilleitungen, Sauerstoffaustritten und Sauerstoffmasken. Sauerstoff-Versorgungszylinder stehen mit einem Fassungsvermögen von 49 cu ft zur Verfügung. Der Zylinder ist unter der Holmabdeckung, die sich unter den Vordersitzen befindet, untergebracht. Die Sauerstoffzufuhr zum System kann durch das Absperrventil an der Sauerstoffkonsole kontrolliert werden. Das Ventil am Sauerstoffzylinder ist normalerweise geöffnet. Ein Druckmanometer an der Konsole zeigt die dem System zur Verfügung stehende Sauerstoffmenge an. 1850 psig ist der Nennwert einer Flaschenfüllung.

Der Systemregler ist mit einer Höhenkompensiervorrichtung versehen, um einen variierenden Sauerstofffluß entsprechend der Flughöhe zu ermöglichen. Diese Durchflußquote verändert sich automatisch von 0,5 Liter pro Minute bei 5.000 Fuß bis auf 2,8 Liter pro Minute bei 25.000 Fuß. Die Benutzung von Sauerstoff wird empfohlen und steht in Übereinstimmung mit den derzeitigen LBA-Betriebsvorschriften.

SYSTEME FÜR DEN STATISCHEN UND STAUDRUCK

STAUROHR

Das Staurohr liefert den Staudruck für die Anzeige des Fahrtmessers. Das Staurohr befindet sich an der linken Tragflächen-nase.

STAUROHR-HEIZUNG

Die Staurohrheizung besteht aus einem elektrischen Heizelement mit dazu gehörendem Schalter, der am linken Instrumentenbrett angebracht ist. Der Schalter soll auf "EIN" stehen, wenn bei sichtbarer Feuchtigkeit (Wolken, Nebel) geflogen wird. Es ist nicht ratsam, die Staurohrheizung am Boden in Betrieb zu nehmen, es sei denn, daß aus Gründen einer Überprüfung oder um Schnee oder Eis zu entfernen ein kurzes Einschalten nötig ist.

STATISCHER DRUCK - NORMALSYSTEM

Die normale statische Luftzufuhr für die Fluginstrumente erfolgt über eine Eintrittsöffnung an jeder Seite des Flugzeugrumpfes. Hinter der hinteren Abschlußwand (hinterer Sitz) befindet sich an der tiefsten Stelle des statischen Luftsystems ein Ablassstopfen, um Kondensat ablassen zu können. Die Abschlußwand kann durch Ziehen nach vorn abgenommen werden. Ablassstopfen entfernen und Kondensat aus dem Plastikschauch alle 100 Stunden und nach dem Auftreten sichtbarer Feuchtigkeit entweder in der Luft oder am Boden ablassen.

STATISCHER DRUCK - NOTSYSTEM

Ein Druck-Notversorgungsventil ist installiert, um im Fall einer Verstopfung der statischen Lufteintrittsöffnung die Luftversorgung für den Betrieb der Instrumente zu übernehmen. In dem Abschnitt "Notverfahren" sind die Maßnahmen beschrieben, wie und wann dieses Notsystem benutzt werden soll. Es ist darauf Bezug zu nehmen.

INSTRUMENTEN-DRUCKSYSTEM

Druckluft für Instrumente wird durch eine triebwerkgetriebene Druckpumpe geliefert. Der Druck wird durch einen einstellbaren Druckregler kontrolliert, der sich an der Brandschottvorderseite befindet.

Ein Manometer, angeordnet in der obersten rechten Ecke am Instrumentenbrett, zeigt den Systemdruck in Inches/Quecksilber an. Der Druck muß sich, um einen einwandfreien Betrieb der mit Druck arbeitenden Instrumente zu gewährleisten, stets innerhalb des grünen Kreisbogens bewegen.

ÜBERZIEHWARNHORN

Ein Überzieh-Warnhorn, angebracht an der Vorderseite des Instrumentenbrettes, gibt Warnsignale ab (der Batterieschalter muß eingeschaltet sein für Baureihe CE-748, CE-772 und danach), sobald das Flugzeug sich einem Überziehzustand nähert. Das Warnhorn wird durch eine an der linken Flächenvorderkante angeordnete hochempfindliche Kontaktplatte ausgelöst und ist bei allen Fluglagen wirksam. Das Warnsignal geht in einen Dauerton über, sobald sich das Flugzeug einem kompletten Überziehzustand nähert.

TRIEBWERK-EINLAUFBETRIEB-INFORMATIONEN

Während der Einlaufzeit ein vom Hersteller empfohlenes unlegiertes Mineralöl verwenden. Erste Ölfüllung nach 20 bis 30 Stunden ablassen. Neues Öl auffüllen, bis sich der Ölverbrauch stabilisiert hat (etwa nach 50 Betriebsstunden).

Die Entleerung und Neufüllung des Triebwerköles ist entsprechend den Empfehlungen des Abschnittes "Betriebsbedingungen und Wartung" vorzunehmen. Sind die Betriebsbedingungen ungewöhnlich staubig und schmutzig, können häufigere Ölwechsel durchaus notwendig sein. Dem Ölwechsel innerhalb der Einlaufperiode kommt entscheidende Bedeutung zu, er ist kritischer als zu jedem anderen Zeitpunkt.

Volle Gasdrosseleinstellung bei empfohlener Drehzahl ist für jeden Start zu benutzen und bis mindestens 400 Fuß AGL aufrecht zu erhalten, danach vermindern entsprechend der Erfordernisse für einen Reise-Steigflug oder Reiseflug. Einhaltung der empfohlenen Höchstleistung für Reiseflugbetrieb innerhalb der Triebwerk-Einlaufperiode. Höhen über 8.000 Fuß vermeiden. Reiseflugleistung alle 30 Minuten langsam für 30 Sekunden auf Startleistung erhöhen, dann auf Reiseflugleistung zurückgehen. Zu vermeiden sind länger dauernde Sinkflüge bei Leerlaufleistung. Stets ausreichende Leistungsabgabe bei Sinkflügen beibehalten, damit die Zylinderkopf-Temperaturen innerhalb des grünen Kreisbogens bleiben.

Vermeide längere Standläufe bei warmem Wetter. Während der Einlaufzeit des Triebwerks sollte eine Leerlaufzeit länger als 15 Minuten besonders bei hohen Außentemperaturen vermieden werden.

ABSCHNITT 8
BETREUUNG UND WARTUNG
INHALTSVERZEICHNIS

Einführung.....	8-5
Veröffentlichungen.....	8-6
Flugzeug-Inspektions-Zeitabschnitte.....	8-6
Vorbeugende Wartungsarbeiten, die von einem sachkundigen Piloten ausgeführt werden können.....	8-7
Änderungen oder Reparaturen am Flugzeug.....	8-7
Handhabung am Boden.....	8-8
Schleppen.....	8-8
Abstellen zum Parken.....	8-9
Bodenbefestigung.....	8-9
Aufbocken der Hauptfahrwerkkräder.....	8-10
Wartung während längerer Außerdienststellung.....	8-10
Flugbereites Abstellen - 7 bis 30 Tage.....	8-11
Abstellplatz.....	8-11
Triebwerk-Konservierung-Vorbereitung.....	8-11
Kraftstoffbehälter.....	8-11
Flugsteuerung.....	8-11
Erdung.....	8-12
Staurohr.....	8-12
Windschutzscheibe und Fenster.....	8-12
Abstellen eines flugbereiten Flugzeuges.....	8-12
Wiederinbetriebnahme.....	8-13

INHALTSVERZEICHNIS (Fortsetzung)

Außenbordstromanschluß.....	8-13
Überprüfung der elektrischen Ausrüstung.....	8-14
Betreuung.....	8-14
Kraftstoffsystem.....	8-14
Kraftstoffbehälter.....	8-14
Kraftstoff-Ablässe.....	8-15
Kraftstoff-Filtersiebe.....	8-15
Schmierölsystem.....	8-16
Batterie.....	8-17
Bereifung.....	8-18
Stoßdämpfer-Federbein.....	8-18
Aufpumpen der Federbeine.....	8-18
Flutterdämpfer.....	8-20
Bremsen.....	8-20
Eintritt-Luftfilter.....	8-21
Instrumenten-Druckluftsystem.....	8-21
Propeller.....	8-21
Sauerstoffsystem.....	8-22
Sauerstoffzylinder-Nachprüfungen.....	8-23
Kleinere Wartungsarbeiten.....	8-24
Gummidichtungen.....	8-24
Generator-Wechselstromerzeuger.....	8-24
Zündmagnete.....	8-25
Reinigung.....	8-25
Lackierte Außenflächen.....	8-25
Windschutzscheibe und Fenster.....	8-26B
Triebwerk.....	8-27
Innenraum.....	8-27

112

BEEHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

Abschnitt 8
Betreuung und Wartung

INHALTSVERZEICHNIS (Fortsetzung)

Verbrauchsmaterialien.....	8-40
Anerkannte Triebwerk-Schmieröle.....	8-42
Leitfaden für Glühbirnen-Auswechslung.....	8-44
Überholungs- und Auswechslungs-Zeitplan.....	8-45
Vorsichtshinweis für Sonderbedingungen.....	8-45

Abschnitt 8
Betreuung und Wartung

BEEHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

EINFÜHRUNG

Der Zweck dieses Abschnittes ist es, die Maßnahmen aufzuzeigen, deren Durchführungen erforderlich sind, damit das Flugzeug in einem Zustand gehalten wird, der dem zum Zeitpunkt seiner Herstellung gleichwertig ist. Darüber hinaus legt diese Information die Zeitabschnitte fest, an welchen das Flugzeug zwecks Durchführung von Wartungs- und Betreuungsarbeiten einem anerkannten BEEHCRAFT-Service-Center, Vertragswerkstätte oder internationalen Vertriebsunternehmen zur Verfügung zu stellen ist.

Laut LBA-Bestimmungen liegt die Wartungsverantwortlichkeit bei dem Halter und Betriebführenden. Sie müssen dafür sorgen, daß alle Wartungsaufgaben durch qualifiziertes Personal in Übereinstimmung mit den für dieses Flugzeug gültigen Lufttüchtigkeits-Bestimmungen ausgeführt werden.

Falls in diesem Zusammenhang bezüglich Flugzeugpflege weitere Fragen auftauchen, sollten diese an Beech Aircraft-Musterbetreuer gerichtet werden. Bei einem Briefwechsel ist stets die Flugzeug-Werknummer, wie auf dem Firmenschild vermerkt, anzugeben, das sich rechts am Rumpf befindet. Das Firmenschild wird bei einem Ausfahren der Landeklappen sichtbar.

Die in diesem Handbuch angegebenen Limitierungen, Verfahren, Sicherheitsvorschriften, Zeitbegrenzungen und Wartungsarbeiten sind zwingend vorgeschrieben.

Sollten sich irgendwelche Fragen bezüglich der Pflege der Bonanza F33A stellen, so ist es wichtig, daß bei Briefwechsel die Baureihennummer des betreffenden Flugzeugs stets angegeben ist. Diese Nummer erscheint auf dem Typschild, welches rechts am Rumpf genau unter der Gepäckraumtür angeordnet ist.

VERÖFFENTLICHUNGEN

Die folgenden Veröffentlichungen sind durch BEEHCRAFT-Service-Center, Vertragswerkstätten und internationale Auslieferungsgesellschaften zu beziehen.

1. Wartungshandbuch
2. Teilekatalog
3. Service Instruktionen
4. Diverse Inspektions-Formblätter
5. Schaltplan-Handbuch

ANMERKUNG

Folgende Veröffentlichungen werden dem Flugzeughalter automatisch zugestellt:

1. Originalangaben und Revisionen der Service Instructions Class I und II.
2. Originalangaben und Revisionen der Flughandbuchergänzungen.
3. Neuauflagen und Revisionen von Flight Manuals, Flight Handbooks, Owner's Manuals, Pilot's Operating Manuals und Pilot's Operating Handbooks.

Dieser Kundendienst ist frei und wird nur denjenigen Flugzeughaltern zugestellt, die in der Aircraft Registration Branch List oder der Beechcraft International Owners Notification Service List registriert sind, und nur dann, wenn die Flugzeugseriennummer des Modells, für das dieses Handbuch gilt, registriert ist. Bezüglich Informationen über einen Bezugsnachweis der "Revision Service" für dieses Handbuch oder andere Beechcraft-Veröffentlichungen ist eine Beechcraft-Vertragswerkstätte oder der Musterbetreuer zu konsultieren.

Betreff Bezugsinformationen zutreffend für dieses Handbuch kann jede BEEHCRAFT-Vertragswerkstätte oder Service-Center oder internationales Auslieferungslager konsultiert werden oder es ist auf die letzte BEEHCRAFT Service Instruktion No. 0250-010 Bezug zu nehmen.

FLUGZEUG-INSPEKTIONS-ZEITABSCHNITTE

1. Die vom LBA/FAA geforderte 100 Stunden Inspektion und/oder die Jahresnachprüfung.
2. Von BEECHCRAFT empfohlener Inspektions-Leitfaden.
3. Leitfaden für eine "Laufende Wartungspflege"
4. Siehe "Wartungsempfehlungen" und "Überholungs- oder Auswechselungs-Zeitplan" für weitere Inspektionszeiten.

ANMERKUNG

Im Falle eines Notausfahrens des Fahrwerkes oder eines Ausfahrens der Landeklappen bei Fluggeschwindigkeiten, die über den entsprechenden normalen Ausfahrgeschwindigkeiten liegen, sind das Fahrwerk-Einfahrgestänge, die Fahrwerkttore und die Landeklappen auf Beschädigungen oder Verspannungen noch vor dem nächsten Flugeinsatz zu überprüfen.

Abschnitt 8
Betreuung und Wartung

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

VORBEUGENDE WARTUNGSARBEITEN, DIE VON EINEM SACHKUNDIGEN
PILOTEN AUSGEFÜHRT WERDEN KÖNNEN

1. Wartungsarbeiten durch den Piloten dürfen nur in Übereinstimmung mit Luft BO § 9 durchgeführt werden.

Um sicherzustellen, daß nach den richtigen Verfahren gearbeitet wird, besorgen Sie sich bitte ein BEECHCRAFT Wartungshandbuch, bevor Sie mit der vorbeugenden Wartung beginnen.

2. Alle weiteren Wartungsarbeiten müssen von anerkanntem qualifiziertem Personal vorgenommen werden.

ÄNDERUNGEN ODER REPARATUREN AM FLUGZEUG

Das LBA/FAA muß vor Beginn irgendwelcher Änderungsmaßnahmen am Flugzeug unterrichtet werden, um sicherzustellen, daß die Lufttüchtigkeit des Flugzeuges nicht beeinträchtigt wird.

ANMERKUNG

Änderungsarbeiten und Reparaturen müssen durch LBA anerkannte luftfahrttechnische Betriebe oder LBA anerkannte Prüfer durchgeführt werden.

HANDHABUNG AM BODEN

Die Dreiseitenansicht (siehe 1-8) zeigt die Hangar-Mindest-Abmessungen für ein Standard-Flugzeug. Weitere Zugaben sind notwendig, wenn irgendwelche Spezialantennen installiert wurden.

ACHTUNG

Um den angemessenen Propeller-Spielraum einzuhalten, ist auf die empfohlene Federbewahrung und einen richtigen Reifendruck zu achten.

SCHLEPPEN

Eine Person ist in der Lage, das Flugzeug auf einer ebenen und glatten Oberfläche mittels Handschleppstange zu bewegen. Die Handschleppstange ist sinngemäß in die Aufnahmevorrichtung am Bugfahrwerk einzuhängen.

Bei begrenzter Bewegungsmöglichkeit können zwei Personen das Flugzeug am Hauptfahrwerk drehen. Eine Person kann an der Flügelvorderkante drücken oder die Flügelspitze halten, während die andere die Schleppstange zieht.

ACHTUNG

Gewaltanwendung am Propeller oder an den Flugsteuerflächen hat auf jeden Fall zu unterbleiben. Ebenso hat ein Auflegen von Gewichten auf das Leitwerk, mit dem Ziel das Bugrad anzuheben, zu unterbleiben. Es sollte auch nicht versucht werden, das Flugzeug unter Benutzung der Heckverzurröse nach rückwärts abzuschleppen. Schließlich sei noch darauf hingewiesen, daß bei einer Fahrwerkbehinderung durch Schnee und Schlamm vom Schleppen Abstand genommen wird.

Das Aufhängen der Schleppgabel ist mit der nötigen Vorsicht vorzunehmen, um eine Beschädigung der Schmiernippel am Bugfahrwerk zu vermeiden.

ABSTELLEN ZUM PARKEN

Der Zug/Schubbowdenzug für die Parkbremse befindet sich an der linken Seite des Instrumentenbrettes. Um die Parkbremse zu setzen, ist der Bowdenzug zu ziehen und dabei mit den Fußspitzen zu pumpen, bis ein solider Widerstand spürbar wird. Ein Hineinschieben des Bowdenzuges bewirkt die Freigabe der Parkbremse.

ANMERKUNG

Wird das Flugzeug unbeaufsichtigt abgestellt, soll die Parkbremse nicht gesetzt werden, statt dessen sind die Räder mit Bremsklötzen zu blockieren. Ein Wechsel in den Umgebungstemperaturen könnte die Ursache dafür sein, daß die Bremsen freigegeben werden oder unter einem übermäßig hohen Druck stehen.

BODENBEFESTIGUNG

Es ist ratsam, die Bugnase des Flugzeuges in den Wind zu drehen. Drei Zurrösen sind vorhanden; je eine an jeder Tragflächenunterseite und die dritte am Rumpfheck.

1. Steuersäulenverriegelung einsetzen.
2. Vor und hinter den Rädern Bremsklötze vorlegen.
3. Mit Nylonseilen oder Ketten ausreichender Stärke ist das Flugzeug an den drei vorgesehenen Zurrösen festzuzurren. Keinesfalls darf die Heckverzurrung zu fest angezogen werden. Die Bugnase kann dadurch angehoben werden und führt dazu, daß der Wind einen nicht gewünschten, größeren Angriffswinkel in bezug auf die Flächen erhält.
4. Parkbremse lösen.

Falls mit hohen Windgeschwindigkeiten zu rechnen ist, kann eine Heckabstützung an der Heckzurröse und zusätzliche Verzurrung am Bugfahrwerk angebracht werden.

AUFBOCKEN DER HAUPTFAHRWERKRÄDER

1. Um eine Beschädigung der Fahrwerksklappen zu vermeiden und um das Einführen der Hebevorrichtung zu erleichtern, ist das Federbein auf seinen richtigen Druck zu überprüfen.

ACHTUNG

Solange das Flugzeug durch einen Radheber aufgebockt ist, dürfen sich keine Personen in oder auf dem Flugzeug aufhalten.

2. Einsetzen der Radhebevorrichtung in die Hauptradachse.
3. Zum Anheben bzw. Ablassen des Rades wird ein Scherenheber empfohlen.
4. Beim Ablassen des Rades muß, um ein Zusammendrücken des Federbeines zu verhindern, mit großer Umsichtigkeit vorgegangen werden, da bei einem starken Durchfedern das Fahrgestelltor gegen den Aufnehmer der Hebevorrichtung gepreßt werden könnte.

WARTUNG WÄHREND LÄNGERER AUSSERDIENSTSTELLUNG

Die Lagerungsmaßnahmen haben zum Ziel, das Flugzeug während einer zeitlichen Außerdienststellung in Einsatzbereitschaft zu erhalten. Hauptziel der Maßnahmen ist die Verhütung von Korrosion und Schäden durch Einwirkung der Elemente.

Das flugbereite Abstellen - 7 bis 30 Tage - wird nachstehend beschrieben. Für längere Zeiträume einer Außerdienststellung ist gemäß Beech Airplane-Wartungshandbuch und Continental Service Bulletin M74-9 oder einer späteren Ausgabe davon zu verfahren.

FLUGBEREITES ABSTELLEN - 7 BIS 30 TAGE

ABSTELLPLATZ

Das Flugzeug sollte in einem Hangar abgestellt werden. Wird das Flugzeug im Freien abgestellt, ist es mittels der drei am Flugzeug vorgesehenen Zurrösen und Seile am Boden festzuzurren. Hanf- und Manilaseile nicht verwenden. Zu empfehlen ist eine leichte Heckabstützung, die so beschaffen sein muß, daß dadurch ein leichtes Zusammenpressen des Bugfederbeins ermöglicht wird, wodurch wiederum der Windangriffswinkel vermindert wird. Eine Verzurrung ist am Bugfahrwerk anzubringen.

TRIEBWERKKONSERVIERUNG-VORBEREITUNG

Flugzeugtriebwerke, die nur gelegentlich zum Einsatz kommen, neigen in weit größerem Maße zu einer Korrosionsbildung an den Zylinderlaufflächen, als Triebwerke, die sich in einem häufigen Einsatz befinden.

Schmierölstand überprüfen und, falls notwendig, Schmieröl bis zur Höchststandmarkierung auffüllen.

Triebwerk mindestens fünf Minuten laufen lassen bei einer Drehzahl von 1200 bis 1500 1/min, Zylinderkopf- und Schmieröltemperaturen in normalem Betriebsbereich.

KRAFTSTOFFBEHÄLTER

Auffüllen der Kraftstoffbehälter bis zum Höchststand, um das Entstehen von Kraftstoffdämpfen zu vermindern.

FLUGSTEUERUNG

Blockieren mit den inneren und äußeren Blockiermöglichkeiten.

ERDUNG

Anbringen eines sicheren und wirksamen statischen Erdungskabels am Flugzeug.

STAUROHR

Aufbringen der Staurohrabdeckung.

WINDSCHUTZSCHEIBE UND FENSTER

Alle Fenster und Fensterentlüftungen schließen. Die Anlegung von Schutzabdeckungen über Windschutzscheibe und Fenster wird empfohlen.

ABSTELLEN EINES FLUGBEREITEN FLUGZEUGES

Alle sieben Tage während einer Abstellperiode den Propeller mit der Hand drehen. Nach sechs Umdrehungen der Propellerwelle den Propeller 60° bis 120° von der Ausgangsstellung entfernt stoppen.

WARNUNG

Bevor der Propeller von Hand gedreht wird, muß sichergestellt sein, daß der Magnet/Start-Schalter auf "AUS" steht, der Gashebel geschlossen ist und die Gemisch-Einstellung sich in der "LEERLAUF/ABSTELLEN"-Position befindet. Im übrigen ist immer darauf zu achten, daß ein Sicherheitsabstand zum Propeller-Drehkreis eingehalten wird.

Nach einer Abstellung über 30 Tage sollte das Flugzeug für 30 Minuten geflogen werden, oder es ist ein Bodenstandlauf durchzuführen, der jedoch zeitlich lang genug sein muß, um die Schmieröltemperatur innerhalb des grünen Bereiches zu bringen. Bodenstandläufe von übermäßiger Dauer sind zu vermeiden.

WIEDERINBETRIEBNAHME

Alle Abdeckungen, Klebebänder und Steuersäulenverriegelung entfernen. Nach der Flugzeugreinigung Durchführung einer umfassenden Inspektion, insbesondere des Triebwerkes, des Landefahrwerkes, der Flugsteuerung und aller Öffnungen.

Gründliche Vorflugkontrolle des Flugzeuges.

AUSSENBORDSTROMANSCHLUSS

Wenn ein Außenbordstromanschluß benutzt wird, ist es sehr wichtig, die nachstehenden Vorsichtsmaßnahmen zu beachten:

1. Das Flugzeug hat ein negatives Massesystem. Es ist sorgfältig darauf zu achten, daß eine Polaritätsumkehrung vermieden wird. Es muß sicher sein, daß das positive Anschlußkabel des Außenbordstromanschlusses mit der positiven Endklemme des Kabelaufnehmers am Flugzeug sowie das negative Kabel des Außenbordanschlusses mit der negativen Endklemme des Aufnehmers verbunden wird. Der kleine Führungsstecker am Aufnehmer muß auch eine positive Spannung führen.
2. Um Lichtbogenbildung zu vermeiden, ist darauf zu achten, daß keine Stromzuführung entsteht, wenn Verbindungen hergestellt werden.
3. Vor dem Anschließen eines Außenbordstromanschlusses muß Gewißheit darüber bestehen, daß die Batterie eingebaut und der Batterieschalter eingeschaltet ist, daß alle Avionik- und elektrischen Schalter sich in ihren "AUS"-Stellungen befinden. Diese Maßnahme schützt die elektronischen Spannungsgregler nebst dazugehöriger Ausrüstung vor Spannungsspitzen (Stromschwankungen).

ÜBERPRÜFUNG DER ELEKTRISCHEN AUSRÜSTUNG

Anschließen einer Fremdstromquelleneinheit nach den Instruktionen des Abschnittes "Außenbordstromanschluß". Vor der Durchführung irgendwelcher Überprüfungen an der elektrischen Ausrüstung oder am Avionik-System ist dafür Sorge zu tragen bzw. muß sicher sein, daß der Stromfluß sich stabilisiert hat.

VORSICHT

Falls der Außenbordstromanschluß eine mangelhafte Spannungsregulierung hat oder Spannungsschwankungen produziert, kann das an eine solche Einheit angeschlossene elektrische Ausrüstungssystem Schaden nehmen.

BETREUUNG

KRAFTSTOFFSYSTEM

KRAFTSTOFFBEHÄLTER

VORSICHT

Die Kraftstoffbehälter dürfen niemals für mehrere Tage in einem vollkommen entleerten Zustand belassen werden, da durch die Behälterwand Innenbeschichtung austrocknet und reißen kann. Dies könnte dazu führen, daß Kraftstoff bei einem späteren Auftanken die Behälterwände durchdringt. Falls die Behälter für eine Woche oder länger leer bleiben müssen, ist ein dünner Überzug von leichtem Triebwerksöl auf die Innenwände aufzusprühen oder aufzutragen.

Die Standard-Kraftstofftankausrüstung für die Serien CE-884 und danach und CJ-156 und danach besteht aus einem Kraftstofftank mit 151 Liter (40 Gal) Inhalt (davon 139 Liter (37 Gal) ausfliegbar) und Einfüllstutzen in jeder Tragflächenvorderkante. Bei den Serien CE-674 bis CE-883 und CJ-129 bis CJ-155 waren die Kraftstofftanks mit 95 Liter (25 Gal) Inhalt (davon 83 Liter (22 Gal) ausfliegbar) die Standardausrüstung und die Kraftstofftanks mit 151 Liter (40 Gal) Inhalt (davon 139 Liter (37 Gal) ausfliegbar) Sonderausrüstung. Das Füllrohr dieser

Ausrüstung enthält eine Meßeinrichtung, das Teilfüllungen des Tanks erlaubt. Steht der Kraftstoff an der Unterkante der Meßeinrichtung, sind 102 Liter (27 Gal) ausfliegbarer Kraftstoff vorhanden; eine Füllung bis zur Kerbe zeigt 120 Liter (32 Gal) ausfliegbaren Kraftstoff an. Zur genauen Anzeige muß das Flugzeug waagerecht stehen.

KRAFTSTOFF-ABLÄSSE

Täglich die drei Kraftstoffablässe bei der Vorflugkontrolle öffnen, um Wasser aus der Kraftstoffanlage abzulassen. Je ein Ablass befindet sich am Boden der Tragfläche neben der Zelle. Der unterste Ablass befindet sich am Boden des Kraftstoffwahlventils. Er ist durch eine Klappe in der Zelle neben der linken Tragfläche zugänglich.

KRAFTSTOFF-FILTERSIEBE

Bei jeder 50-Stunden-Inspektion ist der Filter-Verschlußstopfen am Kraftstoffeinspritz-Kontrollventil zu entfernen und das Filtersieb dieser Reguliereinheit in einer sauberen Reinigungslösung auszuwaschen. Nach Wiedereinbau von Filter und Filterverschlußstopfen und Absicherung des Stopfens ist eine Dichthalte-Druckprobe vorzunehmen. Der Filter an der Unterseite des Kraftstoffwahlventils ist ebenfalls alle 100 Stunden zu entfernen und in einer sauberen Reinigungslösung auszuwaschen. Um die Möglichkeit einer Kraftstoff-Verschmutzung auszuschließen, sind abgeschraubte Kraftstoffleitungen stets mit Schutzkappen zu verschließen.

Gewöhnlich erfordern die Siebe in den Kraftstofftankablässen keine Reinigung, außer wenn Fremdkörper im Tank festgestellt werden oder das Flugzeug längere Zeit abgestellt war.

SCHMIERÖLSYSTEM

ACHTUNG

Erfahrungsgemäß neigen neue Triebwerke während der Einlaufzeit dazu, etwas mehr Schmieröl zu verbrauchen. Langstreckenflüge sollten während dieser Periode vermieden werden. Außerdem ist innerhalb der Einlaufperiode der Schmierölstand nach jedem Flug auf den Höchststand zu ergänzen.

Der Schmieröleinfüllstutzen mit Abdeckkappe und Peilstab ist nach Anheben der linken Triebwerkverkleidung zugänglich. Das Fassungsvermögen des Schmierölsumpfes beträgt 12 Quarts/11,3 Liter.

Das Schmieröl und der Schmierölfilter sind unter normalen Betriebsbedingungen nach jeweils 100 Betriebsstunden zu wechseln. Um eine gründliche Entleerung zu erreichen, ist das Schmieröl bei noch betriebswarmem Triebwerk abzulassen. Schmierölwechsel ist wie folgt vorzunehmen.

1. Entfernen der Zugangsabdeckung an der rechten, unteren Triebwerkverkleidung.
2. Der Schmierölablaßstopfen befindet sich am tiefsten Punkt der Schmierölwanne.
3. Abdeckung des Ablaßstopfens entfernen und Ölablaßleitung anbringen.
4. Ablaßstopfen entfernen.
5. Schmierölfilter ausbauen und durch einen neuen ersetzen. Anzugsmoment des Filtergehäuses 18 bis 20 ft lbs, anzusetzen an der Mutter des Filtergehäuses.
6. Ablaßstopfen wieder anbringen. Schmieröl auffüllen. Siehe Verbrauchsmaterialtabelle bezüglich zugelassener, spezifischer Schmieröle.

Der Triebwerkhersteller bezieht sich ausschließlich auf asche-
freie legierte Öle. Jedoch wird für die ersten 20 bis 30 Be-

triebsstunden oder bis zur Stabilisierung des Ölverbrauches ein unlegiertes Mineralöl verwendet. Die Öle müssen der Spezifikation MHS-24A der Continental Motors Corporation entsprechen. Siehe zugelassene Motoröle.

BATTERIE

Zugang zur Batterie gewährt die Zugangsöffnung an der rechten Seite der Triebwerkverkleidung. Die Batteriefülligkeit alle 25 Betriebsstunden kontrollieren und, falls nötig, nur mit destilliertem Wasser ergänzen. Der Flüssigkeitsstand soll den Boden des geschlitzten Ringes nicht übersteigen.

ACHTUNG

Eine übermäßige Überlastung/Überladung kann Erhitzung und Kochen verursachen.

Ein außergewöhnlich hoher Wasserverbrauch kann ein Anzeichen dafür sein, daß der Spannungsregler einer Neueinstellung bedarf. Das spezifische Gewicht der Batteriesäure ist in regelmäßigen Zeitabständen zu kontrollieren (siehe Wartungshandbuch).

Eine Entlüftung des Batteriekastens nach außenbords ist vorhanden und ermöglicht das Entweichen von Dämpfen, welche während eines normalen Ladevorganges entstehen. Um eine einwandfreie Entlüftung bzw. Abführung entstandener Säuredämpfe zu gewährleisten, ist die Entlüftungsleitung öfter auf eventuelle Behinderungen zu überprüfen.

BEREIFUNG

Der Luftdruck der Hauptreifen (7.00 x 6) soll stets 33 bis 40 psi (2,2 bis 2,7 bar) betragen, der Luftdruck des Bugradreifens (5.00 x 5) stets 40 psi/2,7 bar. Die Einhaltung des richtigen Reifenluftdruckes verringert die Abnutzung der Reifen und verhindert eine Beschädigung der Reifendecke beim Rollen. Beim Auffüllen der Reifen eine Sichtkontrolle auf Vorhandensein von Rissen oder Bruchstellen durchführen.

ANMERKUNG

Beech Aircraft Corporation kann die Benutzung von runderneuerten Reifen nicht empfehlen. Runderneuerte Reifen neigen zu einem Anschwellen auf Grund der während des Startvorganges erzeugten Temperatursteigerung. Eine Zunahme des Reifendurchmessers kann das korrekte Funktionieren des Landefahrwerk-Einfahrsystems gefährden, d.h. es besteht die Möglichkeit einer Beschädigung der Fahrwerkture und der Einfahrmechanik.

STOSSDÄMPFER-FEDERBEIN

Die folgenden Verfahrensvorgänge können bei der Wartung der Hauptfahrwerk- und des Bugfahrwerk-Federbeins Anwendung finden.

AUFPUMPEN DER FEDERBEINE

1. Prüfen, daß das Flugzeug mit Ausnahme von voller Kraftstoff- und Schmierölmenge sich im unbeladenen Zustand befindet.
2. Während des Aufpumpvorganges des jeweiligen Federbeines ist das Flugzeug vorsichtig mit leicht ruckartigen Stößen zu bewegen, um ein etwaiges Klemmen des Fahrgestellkolbens in seiner Führung zu verhindern. Das Aufpumpen ist zu beenden, wenn der Kolben beim Hauptfahrgestell 3,0 inch (76,0 mm) (Bugradfederbein 3,5 inch/89,0 mm) herausgefahren ist.

VORSICHT

Falls zum Aufpumpen Hochdruck-Luftflaschen Verwendung finden, deren Luftinhalt unter extrem hohem Druck stehen, ist mit großer Sorgfalt vorzugehen, um eine übermäßige Druckbeaufschlagung des Federbeins zu vermeiden.

VORSICHT

NIEMALS DARF ZUM FÜLLEN DER FEDERBEINE
SAUERSTOFF VERWENDET WERDEN.

3. Das ausgefahrene Federbein sorgfältig mit einem mit Hydrauliköl getränkten Tuch abwischen und von Fremdkörpern reinigen.

Nachfüllen von Hydrauliköl für Federbeine

1. Abstützen des Flugzeuges mittels Hebeböcken an den Aufbockpunkten der Tragflächen.
2. Die Ventilkappe am Federbein entfernen und durch Drücken des Ventilkegels die Luft aus dem Federbein vollständig entweichen lassen.
3. Das Federbein einfahren und in einem Abstand von 7 mm, bezogen auf die Einfahrendlage, festsetzen.

VORSICHT

Das Ventilkörpergehäuse einschl. Einsatz darf auf keinen Fall herausgeschraubt werden, bevor nicht unter Druck stehende Luft aus dem Federbein vollständig entwichen ist. Eine Nichtbeachtung dieser Maßnahme kann zu Körper- und Sachschäden führen.

4. Vorsichtiges Entfernen des Ventilkörpergehäuses.
5. Auffüllen des Federbeins mit Hydrauliköl, bis der Flüssigkeitsstand in gleicher Höhe zum Ventilkörpergehäuse ist. (Siehe Verbrauchsmaterialtabelle)
6. Langsames Ausfahren des Federbeins aus der bis dahin blockierten Position und Wiedereinbau des Ventilkörpergehäuses.
7. Federbein vollkommen einfahren, um Überschuß-Dämpferflüssigkeit als auch Luft entweichen zu lassen, dann Wiedereinbau des Ventilkegels.
8. Aufpumpen des Federbeins, wie im vorangegangenen Abschnitt unter "Aufpumpen der Federbeine" erläutert.

FLATTERDÄMPFER

Der Flutterdämpfer kann eine kleine Menge Dämpferflüssigkeit in der hohlen Kolbenstange speichern. Zwei in der Kolbenstange vorhandene Schraubenfedern halten die Flüssigkeit im Dämpfer unter Druck. Wenn jetzt Flüssigkeit durch etwaige Undichtigkeit verloren geht, wird es automatisch über diese Speichermenge ergänzt, bis dieser kleine Vorrat erschöpft ist.

Um den Flüssigkeitsstand im Flutterdämpfer zu prüfen, ist ein Draht mit einer Stärke von annähernd $1/32$ inch/0,8 mm durch eine vorhandene Bohrung der Abdeckplatte am hinteren Ende der Kolbenstange einzuführen, bis dieser Draht den inneren Boden des in der Kolbenstange befindlichen schwimmenden Kolbens berührt. Die Einführtiefe markieren, dann herausziehen und Einführtiefe messen. Dieses Maß beträgt bei einem voll gefüllten Dämpfer 2-3/16 inches/55,5 mm, bei einem leeren Dämpfer 3-1/16 inches/77,8 mm.

ANMERKUNG

Um eine genaue Einführtiefenmessung zu erhalten, ist der Meßdraht in den hohlgebohrten Kolben zu schieben und nicht etwa gegen den Kolbenrand. Der Unterschied würde etwa $1/4$ inch betragen. Der Meßdraht ist mehrere Male einzuschieben und jedes Mal das Ergebnis zu vergleichen. Wird als Ergebnis der Messung festgestellt, daß der Dämpfer leer oder beinahe leer ist, dann muß ein Nachfüllen erfolgen. (Siehe Verbrauchsmaterialliste).

BREMSEN

Der Bremsflüssigkeitsbehälter ist am Brandschott im Triebwerkraum untergebracht. Ein Peilstab ist mit der Verschlusskappe verbunden. Bezüglich der Flüssigkeitsspezifikation ist auf die Verbrauchsmaterialliste Bezug zu nehmen.

Die Bremsen erfordern kein Nachstellen, da die Bremskolben die Bremsbelagabnutzung durch automatisches Nachstellen ausgleichen.

EINTRITT-LUFTFILTER

Dieser Filter ist mindestens einmal innerhalb von 50 Betriebsstunden auf Fremdkörper zu überprüfen. Unter widrigen Wetterbedingungen oder bei einem längeren Abstellen des Flugzeuges ist eine Vorfluginspektion zu empfehlen.

Filterausbau:

1. Entfernen des Filtergitters an der Rumpfnase.
2. Entfernen der Schraubverbindungshalterung des Filters und Filter herausnehmen.

INSTRUMENTEN-DRUCKLUFTSYSTEM

Dieses Drucksystem besitzt zwei Filter, einen Einlaßfilter zur Pumpe und einen weiteren in der Leitung vor den Instrumenten. Der Einlaßfilter zur Pumpe befindet sich am hinteren Kühlluftleitblech des Triebwerkes. Eine Auswechslung dieses Filters soll alle 500 Betriebsstunden - bei staubigen Bedingungen öfter - erfolgen. Der im Leitungssystem eingebaute Filter befindet sich zwischen dem Druckregler und den Instrumenten. Dieser Filter ist alle 300 Betriebsstunden auszuwechseln, wie dies in der Wartungsempfehlungs-Aufstellung vermerkt ist.

PROPELLER

Alle Fragen, die sich auf Propellerbetriebsdaten, Betreuung und Wartung beziehen, sind im Propeller-Handbuch, welches zum Lieferumfang des Flugzeuges gehört, gesondert behandelt.

VORSICHT

Bei Durchführung von Wartungsarbeiten am Propeller ist immer sicherzustellen, daß der Zündschalter auf "AUS" steht und daß das Triebwerk vollkommen abgekühlt ist. MUSS DER PROPELLER BEWEGT WERDEN, IST STETS EIN SICHERHEITSABSTAND ZUM PROPELLER-DREHKREIS EINZUHALTEN. ES BESTeht IMMER EINE LATENTE GEFahr EINER ZÜNDUNG, WENN DER PROPELLER BEWEGT WIRD.

Schmierung des Propellerblattlagers

1. Propellerhaube entfernen.
2. Sicherungsdraht und Deckel von den Schmierstellen entfernen.
3. Eine Schmierstelle an jedem Blatt öffnen.
4. Fettpresse an einer Schmierstelle jedes Blattes ansetzen und Fett einfüllen, bis das Fett an der gegenüberliegenden geöffneten Schmierstelle austritt.
5. Überschüssiges Fett vom Propeller entfernen, Schmierstellen schließen, Deckel und Sicherungsdraht an jedem Blatt wieder anbringen.
6. Propellerhaube wieder anbringen.

SAUERSTOFFSYSTEM

Zur Wartung des Sauerstoffsystems ist, wie nachstehend beschrieben, vorzugehen.

ACHTUNG

Beim Umgang mit Sauerstoff müssen Hände, Werkzeuge, Kleider und die Sauerstoffausrüstung frei von Öl und Fett sein. Feuer und Funkenbildung sind in der Nähe einer Sauerstoffanlage unbedingt zu vermeiden.

1. Ablesen des Druckanzeigemanometers am Sauerstoff-Konsolbrett (vom Pilotensitz aus gesehen vorn links).
2. Das Anzeigegerät zeigt keinen Druck an, solange das Absperrventil am Sauerstoffzylinder geschlossen ist. Das Absperrventil ist unter dem Pilotensitz angeordnet.

ACHTUNG

Das Absperrventil am Sauerstoffzylinder ist behutsam und langsam zu öffnen, um eine Beschädigung des Systems zu vermeiden.

3. Bevor der Zylinder mit Sauerstoff gefüllt wird, müssen das Zylinderabsperrrventil und das Ventil am Konsolbrett geschlossen werden.
4. Piloten oder Co-Pilotensitz nach hinten schieben, daß das Füllventil freiliegt, anschließend die Füllventilkappe entfernen und Befestigen des Anschlusses an die Fülleitung. Das Ventil an der Nachfüllflasche langsam öffnen.
5. Öffnen des Absperrventils an der Bordflasche und langsames Auffüllen des Zylinders bis auf einen Druck von 1850 $\pm$ 50 psi bezogen auf eine Temperatur von 70°F = 21 °C. Der angegebene Druck darf sich um je 3,5 psi pro 0,5°C Temperaturanstieg erhöhen. Umgekehrt bedeutet ein Temperaturabfall von 0,5°C ein Absinken des Druckes um je 3,5 psi.
6. Das Bordzylinder-Absperrventil schließen, danach Ventil der Nachfüllflasche schließen, Fülleitungsanschluß abnehmen und Füllventilkappe aufsetzen.
7. Das Bordzylinderventil langsam öffnen, um das System auf den Einsatz vorzubereiten.
8. Wiedereinsetzen der Zugangsabdeckung und den Pilotensitz in die ursprüngliche Position bringen.
9. Das Absperrventil am Konsolbrett bleibt geschlossen, bis das System gebraucht wird.

SAUERSTOFFZYLINDER-NACHPRÜFUNGEN

Die Sauerstoffzylinder (Leichtgewicht-Zylinder mit auf einer an der Seite befindlichen Platte eingestempelter Bezeichnung "3HT") müssen alle drei Jahre hydrostatisch getestet werden, und die Testdaten sind am Zylinder einzuschlagen.

Dieser Zylinder hat eine Arbeitslebensdauer von 4380 Druckbeaufschlagungen oder 24 Jahren und ist je nach dem zuerst eintretenden Grenzfall als unbrauchbar auszusondern.

KLEINERE WARTUNGSARBEITEN

Gummiabdichtungen. Um ein Hängenbleiben der Gummiabdichtungen an den Anpreßkanten der Fenster, Türen und der Triebwerkverkleidung zu verhindern, sind die Abdichtflächen mit dem Oakite 6 Compound zu überziehen. Oakite 6 Compound greift Farbe nicht an und kann durch normale Reinigungsmethoden wieder entfernt werden.

GENERATOR-WECHSELSTROMERZEUGER

Der Wechselstromerzeuger sowie der elektronische Spannungsregler arbeiten nach dem Einpolaritätssystem. Die nachstehend aufgeführten Hinweise sind unbedingt bei allen Arbeiten an dem Stromkreislauf zu beachten, weil eine Nichtbeachtung ernsthafte Schäden an der elektrischen Ausrüstung zur Folge haben würde.

1. Beim Einbau einer Batterie ist sicherzustellen, daß die Massepolarität der Batterie und die Massepolarität des Wechselstromerzeugers gleich sind.
2. Falls eine Verstärkerbatterie angeschlossen wird, muß sicher sein, daß die Minus-Anschlußklemmen an Minus und die Positiv-Anschlußklemmen an die Positiv-Batterieklemmen angeschlossen werden.
3. Bei der Benutzung eines Batterie-Ladegerätes gilt sinngemäß, daß die positive Leitung des Ladegerätes an die Positiv-Anschlußklemme der Batterie angelegt wird und die Minusleitung des Ladegerätes mit der Minus-Anschlußklemme der Batterie zu verbinden ist.
4. Bei einem nicht geschlossenen Stromkreislauf ist die Inbetriebnahme des Generators nicht zulässig. Es ist stets

darauf zu achten, daß alle Stromkreislaufverbindungen intakt sind.

5. Kurzschlußverbindungen oder das Anlegen von Masse an die Endklemmen des Wechselstromerzeugers oder des elektronischen Spannungsreglers sind nicht statthaft.
6. Jeder Versuch der Polarisierung einer Wechselstrommaschine ist zu unterlassen.

ZÜNDMAGNETE

Normalerweise benötigen die Zündmagnete nur gelegentlich ein Nachjustieren der Zündzeitpunkt-Einstellung. Diese Arbeit sollte einer BEECHCRAFT-Vertragswerkstätte vorbehalten bleiben.

ACHTUNG

Aus Sicherheitsgründen sind die Magnete als "Scharf" zu betrachten, wann immer ein Schalterkabel an irgendeiner Stelle unterbrochen wurde; da die Magnete keine innere automatisch wirkende Erdungsvorrichtung besitzen. Die Magnete können durch Auswechselung des Schalterkabels am Geräuschfilterkondensator gegen eine mit dem Triebwerkgehäuse verbundene Kabelverbindung geerdet werden. Andererseits ist ein Abnehmen aller Zündkerzenkabel oder der Ausbau der Zündkerzen-Kabelaustrittsplatte am rückwärtigen Magnetteil eine weitere Sicherheitsmaßnahme.

REINIGUNG

LACKIERTE AUSSENFLÄCHEN

ACHTUNG

Scharniere und Gestänge der Trimmklappen nicht direkt dem Strahl von Hochdruckwaschanlagen aussetzen, da hierdurch die Schmiermittel beseitigt werden können, wodurch Wasser bei starkem oder langanhaltendem Regen eindringen und dann bei tiefen Temperaturen gefrieren kann. Nach Hochdruck- oder Handwäsche sowie bei jeder periodischen Inspektion Scharniere und Gestänge der

Alkydlack, Lack und Spannlack müssen periodisch poliert und gewachst werden, um den Glanz zu erhalten und Wetterschutz zu gewährleisten. Acryllack wird gewachst und nach Wunsch poliert. Acrylurethan wird zum Schutz gewachst, aber nicht poliert, außer zur Wiederherstellung einer beschädigten Fläche. Das Wachsen von Polyesterurethanlack ist zulässig, jedoch nicht erforderlich. Keine schleifenden Wachse oder Polituren verwenden, da dies den charakteristischen Urethanglanz beeinträchtigen kann. Kunstharzlacke sollen regelmäßig gewachst und können poliert werden, um den Glanz wiederherzustellen. Zum Wachsen ein Luftfahrtwachs hoher Qualität benutzen. Kein Wachs verwenden, das Silikon enthält, da dieses schwierig wieder zu entfernen ist. Wachs auf Außenanstrichen wird mit der Zeit gelb, deshalb Wachs regelmäßig entfernen. Zu diesem Zweck ist allgemein Waschbenzin geeignet.

ANMERKUNG

Bevor das Flugzeug wieder benutzt wird,
alle Abdeckungen, Stopfen usw. entfernen
und wie erforderlich abschmieren.

WINDSCHUTZSCHEIBE UND FENSTER

Die Windschutzscheibe und die Plexiglasfenster sind sauber

zu halten und sollen stets gewachst sein. Um Kratzer zu vermeiden, sind die Fenster sorgfältig unter Verwendung von viel Seife und Wasser zu waschen, wobei mit der Handfläche der Schmutz gefühlt und beseitigt wird. Ein weiches Tuch, Wildleder oder Schwamm können auch benutzt werden, aber nur um damit Wasser auf die Fensteroberflächen zu bringen. Kräftiges Nachspülen und Nachtrocknen mit einem sauberen feuchten Wildleder. Ein Abreiben mit einem trockenen Tuch führt bei dem Plexiglasmaterial des Fensters zu einer elektrostatischen Aufladung, welche ihrerseits Staubpartikel in der Luft anzieht.

Öl- und Fettreste mit einem weichen, in Isopropyl-Alkohol getränkten Tuch entfernen. Nicht zu gebrauchen sind Benzin, Benzol, Azeton, Tetrachlorkohlenstoff (TRI), Feuerlöschflüssigkeit, Enteiserflüssigkeit, Lackverdünner oder Glasreiniger. Diese Stoffe haben die Tendenz, Plexiglas aufzuweichen, und verursachen eine Trübung.

Nach gründlicher Reinigung ist die Fensterfläche mit einem guten handelsüblichen Wachs zu behandeln. Wachs füllt die kleinen Schrammen und verhindert weitere Kratzer. Aufbringen einer dünnen gleichmäßigen Wachsschicht und anschließendes Hochglanzpolieren mit einem weichen, sauberen, trockenen Flanelltuch. Nicht maschinell polieren; die dabei erzeugte Erwärmung durch die Polierscheibe könnte zu einer Erweichung des Plexiglasmaterials führen.

TRIEBWERK

Die Reinigung des Triebwerkes erfolgt mit Varsol oder irgend einem Motoren-Reinigungsmittel. Das Reinigungsmittel aufsprühen oder mit einem Pinsel auftragen. Einwirken lassen und danach mit klarem Wasser abspülen und trocknen lassen. Lösemittel, die Gummi oder Kunststoff angreifen, nicht verwenden.

INNENRAUM

Die Sitze, Teppiche, die stoffbespannte Abdeckung und die Kopfleisten in kurzen Zeitabständen mit einem Staubsauger reinigen.

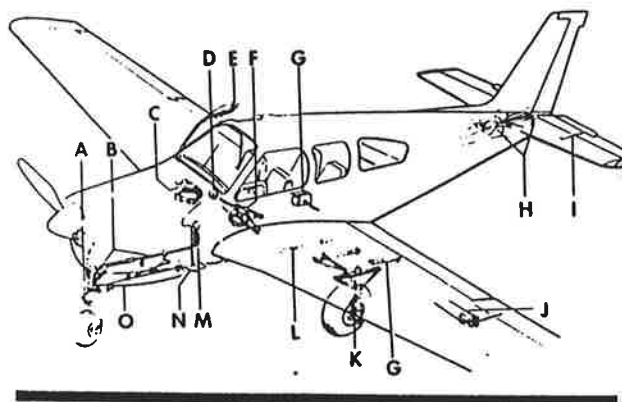
Vergossene Flüssigkeiten sind umgehend mittels eines saugfähigen Tuches aufzusaugen. Die betreffende Stelle nicht klopfen, lediglich das Löschmaterial fest gegedrücken und für mehrere Sekunden saugen lassen, bis keine weitere Flüssigkeit aufgenommen wird. Festhaftende Rückstände mit einem stumpfen Messer abschaben, danach Fleckenreinigung der Umgebung.

Ölflecken sind mit einem der im Haushalt üblichen Fleckenwasser bei sparsamer Anwendung zu beseitigen. Vor der Benutzung dieser Lösungen ist die Gebrauchsanweisung auf dem Gefäß zu lesen und ein Vergleichstest an einer etwas versteckten Stelle des zu reinigenden Materials auszuführen. Niemals darf der Bespannstoff mit verdunstenden Lösungen getränkt werden; es könnte die Auspolsterung und die Stützunterlage in Mitleidenschaft ziehen.

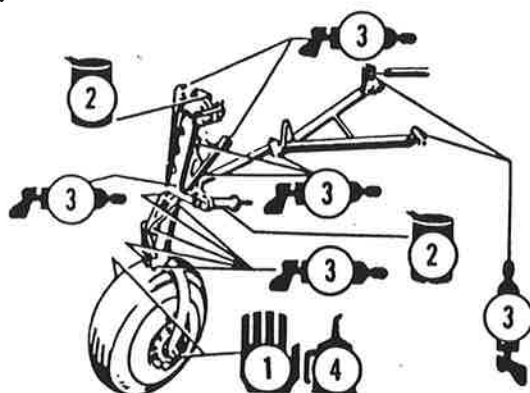
Verschmutzte Polsterungen und Teppiche sind mit Schaumstoffreinigern zu behandeln, jedoch ist auch hier geboten, die Anweisungen des Herstellers dieser Reiniger zu lesen und entsprechend anzuwenden. Der Schaum ist auf jeden Fall so trocken wie nur irgend möglich zu halten und ein Anfeuchten des Bespannstoffes auf ein Minimum zu beschränken, der Schaum ist mit einem Staubsauger abzusaugen.

Die Plastikausstattung, Instrumentenbrett, Regulierknöpfe brauchen nur mit einem feuchten Tuch abgewischt zu werden. Öl- und Fettspuren auf diesen Flächen lassen sich durch ein in Isopropyl-Alkohol getränkten Tuch entfernen. Schnellverdampfende Lösemittel wie Flugkraftstoff, Benzin, Azeton, Tetrachlorkohlenstoff (Tri), Feuerlöschflüssigkeit, Enteisungsflüssigkeit und Lackverdünner oder Glasreiniger sind nicht zu benutzen. Diese Substanzen haben die Tendenz, das Plastikmaterial aufzuweichen.

SCHMIERSTELLEN (DIAGRAMM)

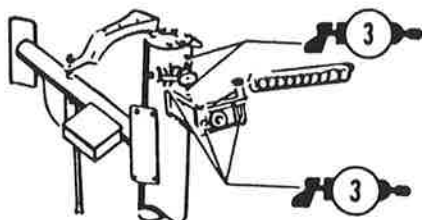


A



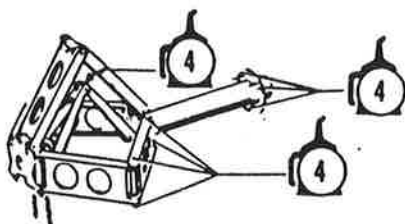
BUGFAHRWERK-EINFAHRGESTÄNGE

B



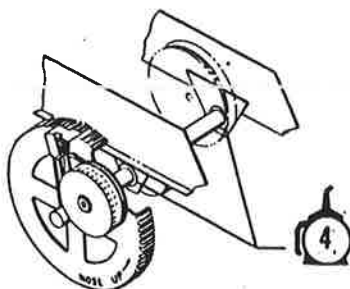
BUGRAD - STEUERUNG

C



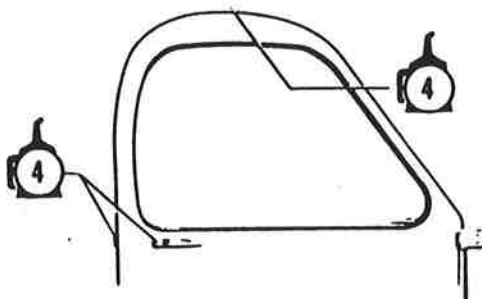
STEUERSÄULEN-VERBINDUNGSGESTÄNGE

D



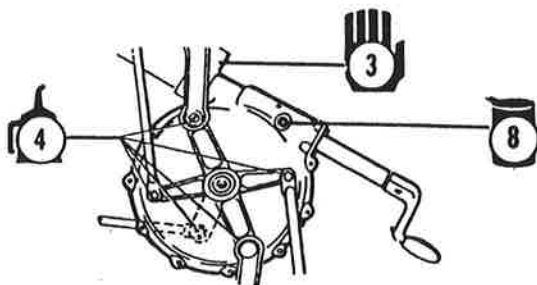
HÖHENRUDER-TRIMMEINSTELLUNG

E



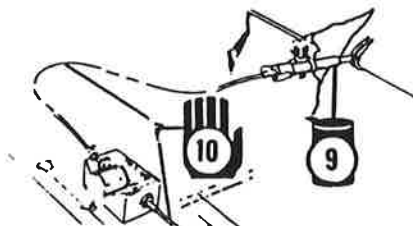
KABINENTÜR

F



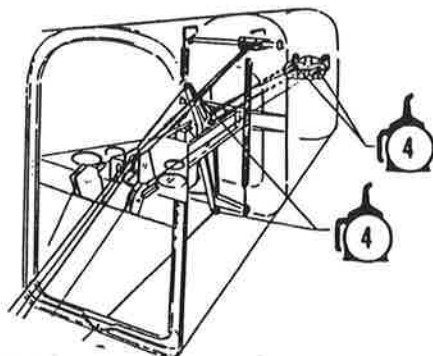
FAHRWERK-GETRIEBEGEHÄUSE ZUM BETÄTIGER

G



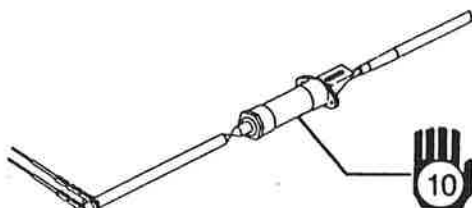
LANDEKLAPPENMOTOR UND BETÄTIGER

H



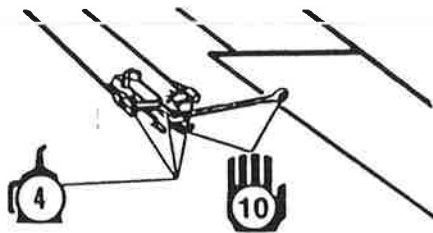
HÖHENRUDER UND RUDERSTEUER-MECHANIK

I



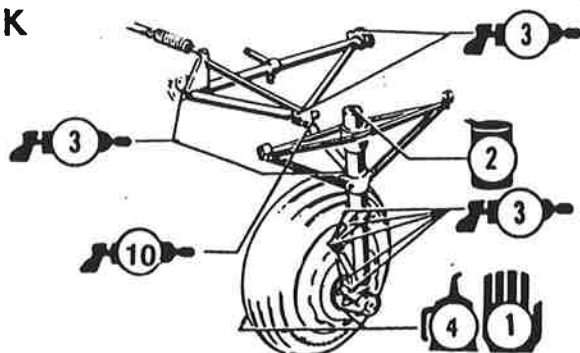
HÖHENRUDER-TRIMMKLAPPENBETÄTIGER

J



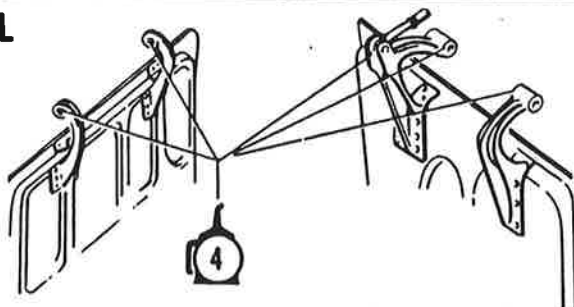
QUERRUDER-WINKELHEBEL

K



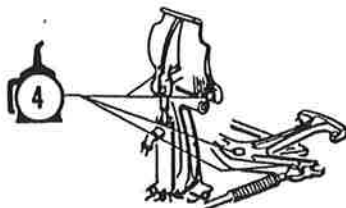
HAUPTFAHRWERK-EINFABRGESTÄNGE

L



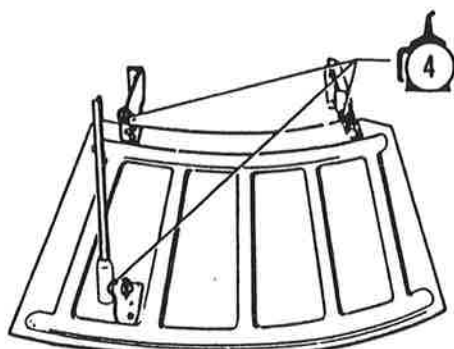
SCHARNIERE ZU DEN HAUPTFAHRWERKKLAPPEN

M



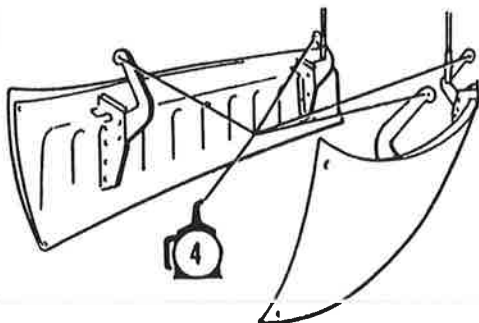
RUDERPEDALE

N



SCHARNIERE DER KÜHLLUFTKLAPPEN

O



SCHARNIERE FÜR BUGFAHRWERKKLAPPEN



Schmieren von Hand
 bzw. Füllen



Fettpresse



Flüssigkeitsbehälter



Ölkanne

ANMERKUNG

Buchstaben dienen als Hinweis im Wartungs-
 zeitplan; Zahlen verweisen auf die diesbe-
 züglichen Punkte der Materialverbrauchs-
 liste.

130
Abschnitt 8
Betreuung und Wartung

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

Oktober 1976

8-35

WARTUNGSPLAN

ZEIT- ABSTAND	MASSNAHMEN	EINBAUORT (Buchstaben siehe Schmierplan)	MATERIAL (Pos. Verbrauchs- materialliste)
Vor dem Flug	Triebwerkölstand prüfen Kraftstoffzellen entwässern Tiefsten Punkt des Kraft- stoffsystems entwässern Tankservice für Kraftstoff- behälter	Triebwerk links oben Flächenunterseite nahe Flächenwurzel Rumpfunterseite links Flächenoberseite Vorderkante	5 - - 6
25 Std.	Batterieflüssigkeit über- prüfen	Unter rechter Triebwerk- verkleidung	Siehe Wartungshandbuch
50 Std.	Sieb zur Kraftstofffein- spritzregulierung reinigen Lufteintrittsfilter reinigen Statikluftleitungen ent- wässern	Unterer Triebwerkraum Hinter Bugeintritts- gitter Hinter hinterem Kabinen- spant und an Notlufterein- tritt	7 - -

100 Std.		Vor dem linken Vordersitz	
+	Filter am Verdampfer der Klimaanlage reinigen; falls erforderlich, austauschen Triebwerköl wechseln Ölfilter einbauen Sieb im Kraftstoffwahlventil reinigen Querrueder-Steuergestänge und Stangenende fetten Kabinentürmechanik fetten Steuersäulengestänge fetten Scharniere der Kühlluftklappen fetten Höhen- und Seitenruedersteuermechanismus fetten Scharniere für Landefahrwerkklappen fetten Landefahrwerk-Einziehmecanismus und Verriegelungsrollen fetten Bugradsteuerung fetten Ruderpedale fetten Radlager fetten Radlager und Filzdichtung fetten	Untere Triebwerkseite Obere linke Triebwerkseite Linke Rumpfunterseite In jeder Tragfläche (J) Kabinentüren (E) Hinterkante der Kabinentür (E) Am Boden der Kühlluftklappen (N) Vor dem Heckschott (H) Fahrwerkschachtkanten (L) (O) Fahrwerkschacht (A) (K) Bugradschacht (B) Cockpit (M) Bugrad und Hauptträger (A) (K) Bugrad und Hauptträger (A) (K)	5 7 4 und 10 4 4 4 4 4 3 und 10 3 4 1 4 und 1
++			

WARTUNGSPLAN (Fortsetzung)

ZEIT- ABSTÄNDE	MASSNAHMEN	EINBAUORT (Buchstaben siehe Schmierplan)	MATERIAL (Pos. Verbrauchs- materialliste)
300 Std.	Klappenmotor (Bürsten) (vor CE-683 und CJ-129) Landefahrwerk-Getriebe- gehäuse warten Instrumentenluftfilter in Leitung wechseln	Unter Kabinenboden (G) Unter Vordersitz (F) Triebwerkraum	8 Airborne Mfg. 1J4-7
500 Std.	Einlaßfilter für Druck- pumpe wechseln	Triebwerkraum	Airborne Mfg. 1J2-1
600 Std.	Untersetzungsgetriebe 2. Landefahrwerkmotor warten Getriebegehäuse für Klappenmotor (vor CE-683 und CJ-129)	Unter Vordersitz (F) Unter Kabinenboden (G)	3 10
900 Std.	Klappenantriebswellen Klappenbetätiger	Unter Kabinenboden (G) Flächeninnenseite hinter Radschacht (G)	10 9

182

Je nach Erfordernis	Höhenruder-Trimmkappen-betätiger Zustand im Verdichter der Kühlmittel der Klimaanlage Batterie des Notsenders austauschen	Höhenruder (I) Siehe Wartungshandbuch Rechte Rumpfseite	10 Suniso Nr. 5 oder Texaco Capella E Viskosität 500 Refrigerant Nr. 12
Anmerkung 3			

Anmerkungen:

1. Nach jeder Änderung, Instandsetzung oder nach einem Neuanstrich müssen Flächen und Ruder gemäß Werkstatthandbuch neu ausbalanciert werden.
 2. Tragflügelerschrauben nach der ersten 100-Stunden-Inspektion sowie 100 Stunden nach ihrem Austausch auf richtiges Anzugsmoment prüfen.
 3. Aufladbare Batterien: Nach einer Gesamtbetriebsstunde oder 50% der Ladelebensdauer aufladen.
Nicht aufladbare Batterien: Nach einer Gesamtbetriebsstunde oder 50% der Lebensdauer austauschen.
- + Enden der eingebauten Querrudersteuerstangen mit Öl SAE 20 oder SAE 10W30 ölen; oder Steuerstangen abbauen, reinigen und Enden mit Fett MIL-G-23827 fetten. Endlager drehen und Fett verteilen. Nach dem Einbau der Steuerstangen Querruderüberspannung prüfen.
- ++ Flitzdichtungen leicht mit Öl 10W30 tränken (überschüssiges Öl durch leichtes Ausdrücken entfernen), ebenso Seiten und Außendurchmesser mit dem gleichen Fett wie in den Radlagern bestreichen.

VERBRAUCHSMATERIAL

In der Verbrauchsmaterialliste ist nur die Basisnummer jeder Militärspezifikation angegeben. Der die laufende Ausgabe der Spezifikation angegebende Anhangbuchstabe ist nicht aufgeführt.

Neben den Behörden- und Militärspezifikationen aufgeführte Lieferfirmen dienen nur zur Information und sind nicht von Beech Aircraft Corporation besonders empfohlen; daher kann jedes Produkt verwendet werden, das der angeführten Spezifikation entspricht. Die nachstehend aufgeführten Verbrauchsmaterialien wurden von Beech Aircraft Corporation, der Lieferfirma oder gemäß der zutreffenden Spezifikation geprüft und zugelassen. Andere Materialien, die örtlich beschafft werden können, die der zutreffenden Militärspezifikation entsprechen, können verwendet werden, auch wenn sie nicht ausdrücklich aufgeführt sind.

Es liegt in der Verantwortung des Bedieners/Benutzers, sich die laufenden Revisionen der zutreffenden Militärspezifikation vor der Benutzung des Materials zu beschaffen. Dies kann über die Lieferfirma des betreffenden Materials erfolgen.

VERBRAUCHSMATERIAL

NR.	MATERIAL	SPEZIFIKATION
****	1. Schmierfett, Radlager	Aeroshell Nr. 5 oder MIL-G-81322 (nicht mit- einander mischen)
	2. Hydrauliköl	MIL-H-5606
*	3. Schmierfett Allgemein anwendbar Großer Temperatur- bereich	MIL-G-81322
	4. Schmieröl	SAE Nr. 20 oder 10W30
**	5. Triebwerk-Schmieröl	SAE Nr. 30 (unter 40°F) SAE Nr. 50 (über 40°F) Zugelassene Mehrbereichs- öle
***	6. Triebwerk-Kraftstoff	100 LL (blau)
	7. Lösungsmittel	Federal Specification PD680
	8. Schmierstoff	Mobil Compound GG oder Mobil 636
	9. Getriebeöl	MIL-L-10324 oder MIL-L-2105C, Grad 75W
	10. Fett, Flugzeug und In- strumente, Schalträder und Schraubenspindeln der Betätiger	MIL-G-23827
+	11. Schmierstoff, Gummi- abdichtungen	Oakite 6 Compound

Abchnitt 8
Betreuung und Wartung

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

NR.	MATERIAL	SPEZIFIKATION
12.	Naphta, Aliphatic	Federal Specification TT-N-95
++13.	Abdichtband, gegen Ge- windefressen, Tetra- fluoräthylen	MIL-T-27730
14.	Leckagetestflüssigkeit für Sauerstoffsyste	MIL-L-25567
15.	Atemsauerstoff für Luftfahrer	MIL-O-27210
16.	Schmieröl für allge- meine Zwecke, konser- vierend (wasserver- drängend, tiefe Tem- peraturen)	• Brayco 300 gemäß Spezifikation VV-L-800 (vorzugsweise)
Ausweichmittel für Brayco 300		
Schmiermittel		
		•• CRC 3-36
		••• LPS Nr. 1
		•••• WD-40

- * Bei außergewöhnlich kalten Wetterbedingungen Schmierfett MIL-G-23827 an Stelle von MIL-G-81322 verwenden. (Diese Fette greifen Farbe an).
- ** Aschefreies, legiertes Öl (Teledyne Continental Motors Corp. Specification MHS-24) empfohlen; unlegiertes Mineralöl während der Einlaufperiode. Siehe Wartungsdaten.
- *** 100 LL (blau) ist zu bevorzugen oder 100 (grün)
 - + Erzeugnis von Oakite Products, Inc., 50 Valley Road, Berkley Heights, N.J. 07922.
 - ++ Zum Abdichten konischer Rohrgewinde an Hochdruck-Sauerstoffleitungen
 - Produkt von Bray Oil Co.
1925 North Marianna
Los Angeles, Calif. 90032
 - Produkt von CRC Chemicals, Inc.
Warminster, Pa. 18974
 - Produkt von LPS Research Laboratories, Inc.
2050 Cotner Ave,
W. Los Angeles, Calif. 90025
 - Produkt von WD-40 Company,
1061 Cudahy Place,
San Diego, Calif. 92110

ANERKANNTE TRIEBWERK-SCHMIERÖLE

HERSTELLER	MARKENZEICHEN
BP Oil Corporation	BP Aero Oil D65/80
Castrol Limited (Australia)	Grade 40, Castrolaero AD, Type III Grade 50, Castrolaero AD, Type II
Continental Oil Co.	Conoco Aero S (SAE 10W30)
Delta Petroleum Co.	Delta Avoil - Grades 30, 40 & 50
Gulf Oil Corporation	Gulfpride Aviation AD
Humble Oil & Refining Co.	Esso Aviation Oil Enco Aviation Oil
Pennzoil Company	Pennzoil Aircraft Engine Oil Heavy Duty Dispersant Grades 30, 40, & 50
Phillips Petroleum Co.	Phillips 66 Aviation Oil Type A
Quaker State Oil & Ref. Corp.	Quaker State AD Aviation Engine Oil Grades 20W/30, 40 & 50
Sinclair Refining Co.	Sinclair Avoil 20W40
Shell Oil Co.	Aeroshell Oil W (in 4 grades) Grade 120 (Nominal SAE 60) Military Grade 1120 Grade 100 (Nominal SAE 50) Military Grade 1100 Grade 80 (Nominal SAE 40) Military Grade 1080

HERSTELLER

MARKEN BEZEICHNUNG

Socony-Mobil

Mobil Aero Oil 65
Mobil Aero Oil 80
Mobil Aero Oil 100
Mobil Aero Oil 120

Texaco, Inc.

Texaco Aircraft Engine Oil
Premium AD, Grades 65, 80, 100

Union Oil Co. of
California

Union Engine Oil HD Grades
80 & 100

Allen auf dieser Tafel aufgeführten Öle wurde zum Zeitpunkt der Veröffentlichung dieses Handbuches bestätigt, daß sie den Anforderungen der Teledyne Continental Motors Corporation Spezifikation MHS-24B entsprechen und zugelassen sind. Jedes andere Schmieröl, welches dieser Spezifikation gerecht wird, kann Verwendung finden.

LEITFADEN FÜR GLÜHBIRNEN AUSWECHSELUNG

ORT DES EINSATZES	NUMMER	
	14 V	28 V
Kompaßlicht	330	327
Deckenlicht, Kabine	89	1864
Höhenruddertrimmanzeigeleuchte	53R	1819
Kraftstoffwahlanzeigeleuchte	53	327
Instrumentenflutlicht-Überkopf	1813 (GE)	313
Instrumentenleuchten	330	327
Instrumenteninnenbeleuchtung	58-380022-9	58-380022-11
Landefahrwerkstellungsleuchte	330	327
Landescheinwerfer	4313	4596
Rollscheinwerfer	4313	4596
Positionsleuchte, Heckkonus	1073	A-2064-1683
Kombination Blitzwarnleuchte/Positionsleuchte	633	-
Positionsleuchte, Flächen	1512	A-7512-24
Überspannungswarnlicht	330	327
Runddreh-Warnlicht (Grimes)	A-7079B-12	A-7079B-24
Runddreh-Warnlicht (Whelen)	-	WRM-1939
Blitzwarnleuchte (Grimes)	-	-
Tragflächen	-	-
Heck/Position	-	-

Siehe Wartungshandbuch
Siehe Wartungshandbuch

ÜBERHOLUNGS- UND AUSWECHSELUNGS-ZEITPLAN

Die erste Überholung oder Auswechsellung sollte nicht später als zum geforderten Termin erfolgen. Der Zustand des Gegenstandes am Ende der ersten Periode kann als Beurteilungsmerkmal zur Festlegung nachfolgender Perioden dienen, die zutreffend für ein individuelles Flugzeug oder Gruppenbetrieb sind, vorausgesetzt, der Betriebsführende verfügt über ein anerkanntes Meldesystem.

Die in diesem Handbuch angeführten Inspektions-Zeitabstände basieren auf einem Durchschnittsgebrauch und Durchschnittsumgebungsbedingungen.

VORSICHTSHINWEIS FÜR SONDERBEDINGUNGEN

Flugzeuge, welche als Lufttaxi oder unter nicht normalen Einsatzbedingungen betrieben werden, und Flugzeugen, welche in außergewöhnlich feucht-tropischen oder extrem naßkalten Klimazonen operieren, erfordern möglicherweise häufigere Inspektionen bezüglich Verschleiß, Korrosion und Schmierstellenwartung. In solchen Gebieten sind die periodischen Inspektionen durchzuführen, bis der Betriebsführende auf Grund seiner gewonnenen Erfahrungen seine eigenen Inspektionsperioden festlegen kann.

ANMERKUNG

Die verlangten Zeitabstände stellen keine Garantie dafür dar, daß der Gegenstand dieser Zeitabstände ohne Störung durchsteht, da die zuvor angeführten Faktoren vom Hersteller unkontrollierbar sind.

BAUTEIL

ÜBERHOLEN ODER AUSWECHSELN

FAHRWERK

Hauptfahrwerk	nach je 2000 Stunden
Bugfahrwerk	nach je 2000 Stunden
Betätigergruppe	nach je 4000 Stunden
Einfahrmotor	nach je 1000 Stunden
Einfahrmotorbürsten	nach je 500 Stunden oder je nach Zustand
Flatterdämpfer	nach je 1000 Stunden
Räder und Bereifung	je nach Zustand
Bremsgruppe	je nach Zustand
Bremsbeläge	je nach Zustand
Wechselventilgruppe (CE-674 bis CE-838	je nach Zustand
Parkbremsen-Ventil und CJ-129 bis	je nach Zustand
Alle Schläuche CJ-149)	je nach Zustand
Hauptzylinder	je nach Zustand

TRIEBWERK-ANLAGE

ANMERKUNG

Wenn ein Triebwerk überholt oder ein neues Triebwerk eingebaut wurde, ist der Gebrauch einer niedrigen Leistungseinstellung nicht zu empfehlen, bis sich der Schmierölverbrauch stabilisiert hat. Die Durchschnitts-Einlaufzeit zur Erzielung eines guten Kolbenringsitzes beträgt ungefähr 50 Betriebsstunden.

BAUTEIL

ÜBERHOLEN ODER AUSWECHSELN

Triebwerk	* je nach 1500 Stunden
Triebwerk-Regelorgane	je nach Zustand
Triebwerk-Schwingmetall- Aufhängung	mit Triebwerk austauschen
Auspuff-Anlage	je nach Zustand

BAUTEIL

ÜBERHOLEN ODER AUSWECHSELN

Anlasser

bei Triebwerküberholung
prüfen; Überholung oder
Austausch

Wechselstromgenerator
Schmierölkühler

je nach Zustand
je nach Zustand
je nach Zustand
(Auswechseln bei Ver-
schmutzung)

Propeller

bei Triebwerküberholung.
1500 Stunden oder 5 Jahre
nicht überschreiten

Propeller-Reglerorgane
Propellerregler

je nach Zustand
bei Triebwerküberholung,
jedoch 1500 Stunden oder
3 Jahre nicht überschrei-
ten

Kraftstoffpumpe
Abgas-Heizer

alle 1500 Stunden
Druckprobe nach je 100
Stunden

KRAFTSTOFFSYSTEM

Kraftstoffbehälter
Kraftstoffmengengeber
in den Flächen
Kraftstoffbehälter-Ent-
wässerungsventile
Kraftstoffsystem-Rückschlag-
ventile
Kraftstoffwahlventil

je nach Zustand
je nach Zustand

je nach Zustand

je nach Zustand

alle 600 Stunden prüfen;
Überholung nach je 10
Jahren (siehe Wartungs-
handbuch)

Hilfs-Kraftstoffpumpe
Schläuche für brennbare
Flüssigkeiten
Alle übrigen Schläuche für
nicht brennbare Flüssigkeiten

nach je 1200 Stunden
bei Triebwerk-Überholung
oder nach je 5 Jahren
je nach Zustand

BAUTEILE

ÜBERHOLEN ODER AUSWECHSELN

INSTRUMENTE

Wendekoordinator	je nach Zustand
Höhenmesser	nach je 24 Monaten per FAA
Kurskreisel	je nach Zustand
Künstlicher Horizont	je nach Zustand
Kreiseldruck	je nach Zustand
Triebwerk-Anzeigeeinheiten	je nach Zustand
Fahrtmesseranzeige-Gerät	je nach Zustand
Variometer	je nach Zustand
Kraftstoffmengenanzeiger	je nach Zustand
Ladedruck/Kraftstoff-	
Durchflußanzeige	je nach Zustand
Tachometer	je nach Zustand
Landeklappen-Stellungsanzeiger	je nach Zustand
Aussenluft-Thermometer	je nach Zustand
Alle Schläuche	je nach Zustand
Instrumenten-Drucksystem	
Luftdruckregler-Ventil	je nach Zustand

ELEKTRISCHES SYSTEM

Batterie-Hauptrelais	je nach Zustand
Alle anderen Relais	je nach Zustand
Spannungsregler	je nach Zustand
Anlasser-Relais	je nach Zustand
Standbygenerator	alle 100 Stunden prüfen; Überholung oder Austausch nach je 1500 Stunden

BAUTEIL

ÜBERHOLEN ODER AUSWECHSELN

LANDEKLAPPEN UND FLUGSTEUERUNG

Flugsteuerung	je nach Zustand
Höhenruder-Trimmklappen	je nach Zustand
Flügelklappenmotor und Antrieb (vor CE-683 und CJ-129)	je nach Zustand oder alle 2000 Stunden
Flügelklappenmotorbürsten (vor CE-683 und CJ-129)	je nach Zustand
Flügelklappenmotor (CE-683 und weitere; CJ-129 und weitere)	alle 5000 Stunden oder 10000 Betätigungen
Landeklappen-Betätiger	nach je 2000 Stunden
Landeklappen-Gelenkwellen	nach je 2000 Stunden

VERSCHIEDENES

Sitz- und Schultergurte	nach je 12 Monaten ins- pizieren oder je nach Zustand
Handfeuerlöscher	nach je 12 Monaten in- spizieren oder nachfül- len, wenn nötig
Heizungs- und Belüftungs- kanäle in der Kabine	je nach Zustand; nach je 12 Monaten inspizieren
Sauerstoffregler	nach je 48 Monaten oder 2000 Stunden
Sauerstoffzylinder	3HT-Zylinder: Hydrosta- tischer Test nach je 3 Jahren, auswechseln nach 4380 Druckbeaufschlagun- gen oder nach 24 Jahren.

- * Der empfohlene Triebwerküberholungszeitraum gilt nur für Triebwerke mit vernickelten Auslaßventilen oder Nimonic-Auslaßventilen unter der Voraussetzung, daß die normalen Inspektionen genau ausgeführt werden. Triebwerke mit kürzeren Überholungszeiträumen sind im Service-Bulletin M74-20, Rev. I vom 07. November 1974 oder später der Teledyne Continental Motors Corporation aufgeführt. Continental empfiehlt höchstens 1200 Betriebsstunden zwischen den Überholungen bei Flugzeugen, die Stäube- und Spritzarbeiten ausführen.

Ein qualifizierter Mechaniker muß unter besonderer Beachtung von Gasansprechbarkeit gleichmäßiger Leistungsabgabe und Ölverbrauch entscheiden, ob das Triebwerk zum Zeitpunkt der Inspektion normal arbeitet.

ABSCHNITT 9

ERGÄNZUNGEN

ANMERKUNG

Die Nachtrag-Ergänzungsdaten, die in diesem Abschnitt enthalten sind, beziehen sich auf die mit dem Flugzeug gelieferte Ausrüstung einschl. weiterer zur Verfügung stehender Sonderausrüstung, gleichgültig ob diese eingebaut oder nicht eingebaut wurde.

Ausrüstungsergänzungen, für welche der Hersteller eine Ergänzungs-Musterzulassung erhielt, wurden zum Zeitpunkt der Flugzeug-Auslieferung diesem als lose Ausrüstung beigegeben. Sowohl diese als auch weitere Ausrüstungsergänzungen, die nach der Werksauslieferung des neuen Flugzeuges zum Einbau kamen, sind in diesem Abschnitt 9 "Ergänzungs-ausrüstung" dieses Flughandbuches aufzunehmen.

Die Ausrüstung des Flugzeuges hat in Übereinstimmung mit dem Geräte-Kennblatt Nr. 627a zu erfolgen.

VORSÄTZLICH FREIGELASSEN

FLUGHANDBUCH

AUFSTELLUNG DER ERGÄNZUNGEN

Die zutreffenden Ergänzungen müssen sich an Bord des Flugzeuges bei Flugeinsatz befinden, wenn die dieser Ergänzung unterliegende Ausrüstung installiert ist.

Teil Nummer	Gegenstand	Rev.Nr.	Datum
33-590006-13	Kunstflugzeug F33C	3	12/82
35-590110-13	Landefahrwerk-Sicherheitssystem	4	12/78
35-590118-13	Flächennavigations-system King KN-74	3	12/78
35-590118-19	Notstrom-Generator (14-Volt-Anlage)	5	09/78
35-590118-25	Elektrische Propeller-enteisung (2- und 3-Blatt) (14-Volt-Anlage)	2	11/77
35-590118-35	Klimaanlage	1	11/77
33-590009-19	Flächennavigations-system Collins ANS-351	1	12/78
36-590002-29	28-Volt Elektrische Propellerenteisung	1	12/78
35-590118-43	Navigationssystem King KNS-80	1	12/78
33-590009-25	Notstrom-Generator (28-Volt-Anlage)		10/78
36-590002-31	Navigationsrechner Bendix NP-2041A	1	01/80
36-590002-33	Navigationssystem Air Data AD-511/AD-511G		03/80
36-590002-35	Hartzell-Dreiblattpropeller mit konstanter Drehzahl		04/80
SA785CE	Hartzell-Propeller	2	02/26/80
36-590003-11	Navigationsanlage King KNS-81	2	10/83
36-590002-39	Einbau Anschlag Kraftstoffwahlventil		03/83
36-590006-23	Notinstrumentenluftanlage	8	02/86

Am Seitenfach der Kabinentür:

NOTAUSGANG

HANDGRIFF ZIEHEN
TÜR NACH AUSSEN STOSSEN

STANGE ZUM OFFENHALTEN DER TÜR
VOR DEM KUNSTFLUG ENTFERNEN.

An der Gepäckraumtür, innen:

GEPÄCKRAUM

⊙ BELADUNG IN ÜBEREINSTIMMUNG MIT ⊙
MASSE- UND SCHWERPUNKTANGABEN
HÖCHSTLAST 122 KG

NOTVERFAHREN

TRUDELN

Beginnt sich das Flugzeug bei Durchführung eines Trudelversuchs spiralförmig zu drehen oder überschreitet die Geschwindigkeit 115 kt IAS, sofort durch gleichzeitiges Umkehren von Höhen- und Seitenruder bei neutralem Querruder abfangen. Nach Aufhören der Drehung alle Ruder neutralisieren.

NOTAUSSTIEG

Um das Flugzeug zu verlassen, Handgriff am Notausstieg ziehen und Tür hinausstoßen.

NORMALVERFAHREN

Eine konstante Leistungseinstellung von 2500 1/min und 25 in.Hg oder Vollgas ist die beste Einstellung für alle Kunstflugmanöver. Die Kraftstoffzusatzpumpe muß auf Kunstflugdruck (ACROBATIC BOOST) stehen.

ACHTUNG

Rückenflug ist verboten. Ausgedehnter Rückenflug (mehr als 5 Sekunden) bewirkt einen Abfall des Öldruckes mit der Folge eines überdrehenden Propellers mit möglichem Blattabriß. Bei Übertretung dieser Anweisung erlöschen alle Garantieansprüche. Flüge mit negativen Lastvielfachen sind auf 5 Sekunden oder weniger begrenzt, um ein zugelassenes Manöver auszuführen.

BETRIEBS- UND LEISTUNGSDATEN

Keine Änderung.

MASSE- UND SCHWERPUNKTSANGABEN

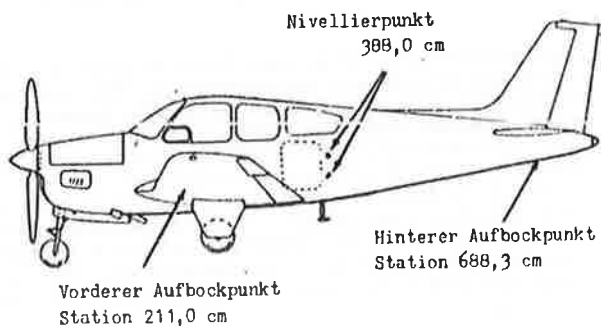
WIEGEINSTRUKTIONEN

Ein periodisches Wiegen der Bonanza F33C kann erforderlich sein, um die Grundleermasse auf dem laufenden zu halten. Alle Änderungen am Flugzeug, die Masse und Schwerpunkt betreffen, liegen in der Verantwortlichkeit des Flugzeugführers.

- 1) Drei Aufbookpunkte für das Wiegen sind vorhanden: zwei am vorderen Tragflächenholm bei Station 211 und einer am hinteren Rumpf bei Station 688,3.

- 2) Kraftstoff vor dem Wiegen ablassen. Dazu Flugzeug auf festen Boden stellen und Tanks an den Entleerungsstutzen entleeren. Hierbei bleiben 680 g nicht ablaßbarer Kraftstoff bei Station 193 im Flugzeug. Der zurückbleibende nicht ausfliegbare Kraftstoff hat eine Masse von 15,65 kg bei Station 200,9, die zur Grundleermasse hinzugezogen werden muß.
- 3) Triebwerkschmieröl muß voll aufgefüllt oder vollständig abgelassen sein. Bei voll aufgefülltem Schmierölstand beträgt die Masse 11,79 kg bei Station 62,2 (einschließlich 1,36 kg nicht ablaßbarem Schmieröl).
- 4) Um die Flugzeugkonfiguration zum Zeitpunkt des Wiegens zu bestimmen, muß die eingebaute Ausrüstung anhand der Flugzeug-ausrüstungsliste oder Ersatzliste geprüft werden. Die eingebaute Ausrüstung muß beim Wiegen an ihrem vorgesehenen Platz sein.
- 5) Beim Wiegen muß das Flugzeug längs und quer waagerecht stehen; das Fahrwerk muß voll ausgefahren sein. Nivellierschrauben befinden sich an der linken Rumpfsseite bei Station 388. Die waagerechte Längsrichtung wird mit einem Bleilot bestimmt. Die waagerechte Querrichtung ist erreicht, wenn der senkrechte Abstand von jeder Flügelspitze zum Boden gleich ist.
- 6) Das Messen der Hebelarme beim Wiegen auf den Rädern wird mit einem Stahlmeßband durchgeführt. Bei waagerechtem Stand des Flugzeugs auf den Waagen wird die Messung von der Bezugslinie (ein Bleilot von der Mitte jedes vorderen Aufbockpunktes) zur Achsenmittellinie der Haupträder und dann zur Achsenmittellinie des Bugrades durchgeführt. Die Achsenmittellinie wird am besten durch Spannen einer Schnur von einem Hauptrad zum anderen festgelegt. Alle Messungen müssen mit einem zum Hangarboden und zur Rumpfmittellinie parallelen Meßband durchgeführt werden. Der Radauflagepunkt liegt etwa bei Station 245,6 für die Haupträder und bei Station 32,3 für das Bugrad.

- 7) Beim Wiegen auf den Aufbockpunkten werden Waagen unter die im Punkt 1 aufgeführten Aufbockpunkte gesetzt. Wenn sich der Schwerpunkt des Flugzeugs vor Station 211 befindet, geht das Heck des Flugzeugs nach oben. Dies kann mit der Waage gemessen werden, indem eine Ballastmasse von etwa 90 kg auf der Waage angebracht und der hintere Aufbockpunkt mit einem verstellbaren Seil an der Ballastmasse befestigt wird. Die Aufwärtsbewegung des Hecks ergibt sich aus der Ballastmasse abzüglich der von der Waage angezeigten Masse und wird als negativer Betrag in das Massenblatt eingetragen.
- 8) Das Wiegen muß stets in einem geschlossenen Raum, frei von Luftbewegungen, ausgeführt werden. Die benutzten Waagen müssen geeicht und die Eichung bestätigt sein.



GRUNDLEERMASSE UND SCHWERPUNKT

Bonanza F33A SER.NO. _____ REG.NO. _____ DATUM _____
Federbeinposition Bugfahrwerk Hauptfahrwerk vorbereitet durch:
Ausgedehnt 300 mm 2438 mm Firma: _____
Gedrückt 332 mm 2463 mm Unterschrift: _____

Aufbockpunkte	Waage- Anzeige	kg Tara	kg Netto	m Arm	mkg Moment
Links					
Rechts					
Bug oder Heck					
Gesamt					
Raum für Ausrechnungen					
Leermasse					
Triebwerkschmieröl					
Nicht ausfliegender Kraftstoff					
Grundleermasse					

ANMERKUNG

Jedes neue Flugzeug wird mit Formblättern für Beladung, Grundleermasse und Schwerpunkt sowie Ausrüstung geliefert. Es liegt in der Verantwortlichkeit des Flugzeughalters, daß Änderungen der Ausrüstung ihren Niederschlag in neuen Listen für Masse und Schwerpunkt sowie Ausrüstung finden. Eine laufende Registrierung der Ausrüstungsänderungen und ihrer Auswirkungen auf Grundleermasse und Schwerpunkt wird empfohlen.

Diese laufende Ausrüstungsliste und die Liste für Grundleermasse und Schwerpunkt müssen beim Flugzeug bleiben. Beim Verlust dieser Papiere muß das Flugzeug erneut zur Bestimmung des Grundleermasse und des Schwerpunkts gewogen und eine Aufstellung der eingebauten Ausrüstung angefertigt werden.

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

Abschnitt 9

Ergänzungen

MASSEN- UND SCHWERPUNKT-AUFSTELLUNG

SERIEN NR. _____ REGISTER NR. _____ SEITEN NR. _____

[illegible]

Dezember 1982
33-590006-13

MASSEN- UND SCHWERPUNKT-AUFSTELLUNG

SERIEN NR. _____
REGISTRIER NR. _____
SEITEN NR. _____

[illegible]

BELADEINSTRUKTION

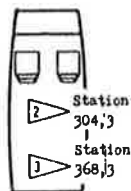
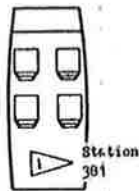
Es liegt in der Verantwortlichkeit des Piloten, eine ordnungsgemäße Beladung des Flugzeugs sicherzustellen. Zum Zeitpunkt der Auslieferung wird von Beech ein Wägebericht erstellt. Für alle danach folgenden Änderungen in Masse und Schwerpunktlage des Flugzeugs ist der Flugzeughalter verantwortlich.

Die Grundleermasse und Moment des Flugzeugs zum Zeitpunkt der Auslieferung sind im Formblatt "Grundleermasse und Schwerpunkt" angegeben. Übliche Zuladungsteile sind in der Tabelle für Masse und Momente angegeben. Die Minimum- und Maximummomente sind durch die fette Linie im Diagramm für die Schwerpunktlage angegeben. Diese Momente entsprechen den vorderen und hinteren Begrenzungen der Schwerpunktlage für eine bestimmte Masse.

ANORDNUNG VON SITZEN, GEPÄCK UND AUSTRÜSTUNG

Pilot und Copilot
Vordere Stellung
Hintere Stellung
3. und 4. Sitz
Vordere Stellung
Hintere Stellung

Station
215,9
226
307,3
332,5



Höchstmasse 122 kg einschl. Ausrüstung und Gepäck.



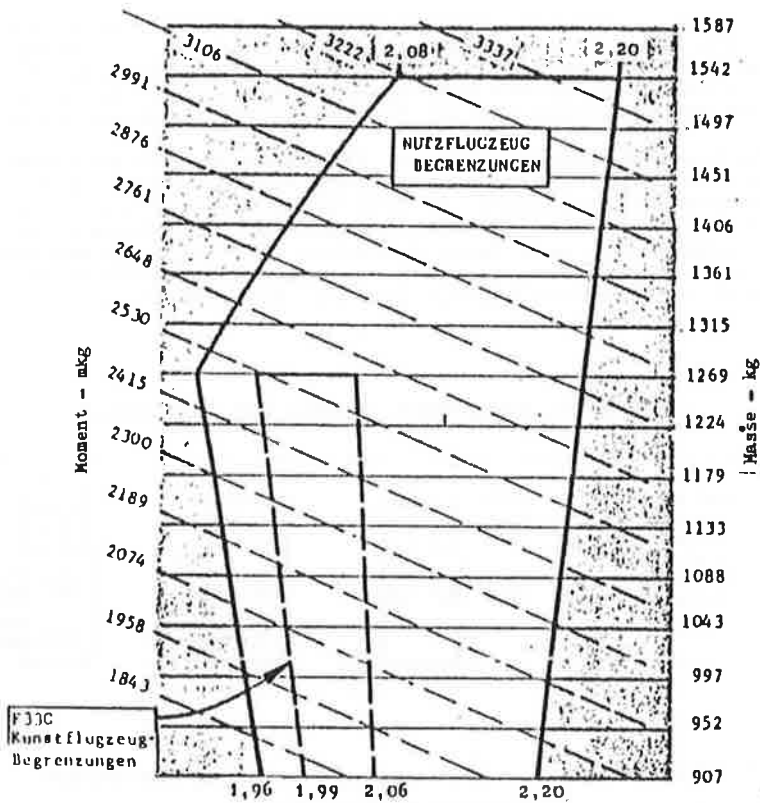
Höchstmasse 90 kg vor dem hinteren Holm einschl. Ausrüstung und Fracht bei entferntem 3. und 4. Sitz.



Höchstmasse 122 kg hinter dem hinteren Holm einschl. Ausrüstung und Fracht bei entferntem 3. und 4. Sitz.

GEPÄCK UND FRACHT MÜSSEN GESICHERT SEIN.

GEGENÜBERSTELLUNG
MOMENTGRENZWERTE ZUR MASSE



Das Diagramm beruht auf folgenden Masse- und Schwerpunktbe-
grenzungen (Fahrwerk ausgefahren):

	Masse - kg	Vordere Schwerpunkt- begrenzung - m	Hintere Schwerpunkt- begrenzung - m
F33A und F33C Nutzflugzeug	1542 (höchste Start- oder Landemasse)	2,08	2,20
	1269 oder weniger	1,96	2,20
F33C Kunstflugzeug	1269 oder weniger	1,99	2,06

RECHENVORGANG

- 1) Grundleermasse und Moment aus dem letzten Wägebericht entnehmen.
- 2) Masse und entsprechendes Moment aus der zugehörigen Tabelle für die im Flugzeug mitgeführte Zuladung (außer Kraftstoff) entnehmen.
- 3) Massen und Momente addieren, um den Nullkraftstoffzustand zu erhalten.
- 4) Masse und entsprechendes Moment für die erforderliche Kraftstoffzuladung bestimmen. Dieser Kraftstoff schließt die für Flug, Bodenlauf, Rollen und Start notwendige Menge ein. Kraftstoffmasse und -moment zum Nullkraftstoffzustand addieren, um den Rollzustand zu erhalten.
- 5) Masse und Moment des für Bodenlauf, Rollen und Start benötigten Kraftstoffs abziehen, um den Startzustand zu erhalten.
- 6) Masse und Moment des verbrauchten Kraftstoffes von Masse und Moment des Startzustandes abziehen. Der Nullkraftstoffzustand, der Startzustand und der Landezustand müssen mit ihren Momenten innerhalb des Bereichs der Minimum- und Maximummomente des Diagramms für die zulässige Schwerpunktlage liegen. Wenn das Gesamtmoment kleiner als das Minimalmoment ist, muß die Beladung nach hinten verlagert oder die vordere Beladung verringert werden. Wenn das Gesamtmoment größer als das Maximalmoment ist, muß die Beladung nach vorn verlagert oder die hintere Beladung verringert werden. Wenn Menge oder Ort der Beladung geändert werden, müssen Rechnung und Momente überprüft werden.

MUSTERBLATT FÜR MASSE UND SCHWERPUNKTAUSLASTUNG (BEISPIEL)
(Nutz- und Normalflugzeuge)

BONANZA F33C
SERIEN-NR. CJ-XXX

DATUM 00/00/00
REG.-NR. NXXXX

BEZEICHNUNG	MASSE kg	MOMENT mkg
1. GRUNDLEERMASSE	1021	2012
2. BESATZUNG VORDERSITZE	154	331
3. Dritter und vierter SITZ BESETZT	154	474
4. GEPÄCK	25	88
5. FRACHTGUT	---	---
6. FRACHGUT	---	---
7. ZWISCHENSUMME NULLKRAFTSTOFF- MASSE	1354	2985
8. KRAFTSTOFF-ZULADUNG (266 Liter)	191	364
9. ZWISCHENSUMME ROLLZUSTAND	1545	3349
10. *Abzüglich Kraftstoff für An- lassen, Rollen und Start	-5	-10
11. ZWISCHENSUMME STARTABFLUG- MASSE	1540	3339
12. Abzüglich Kraftstoff bis Be- stimmungsort	-152	-290
13. LANDEMASSE	1388	3049

* Der Kraftstoffverbrauch für Anlassen, Rollen und Start be-
trägt normalerweise 5 kg bei einem Durchschnittsmoment von
10 mkg.

BELADEPLAN (Nutz- und Normalflugzeug)

BONANZA
SERIEN-NR. _____

DATUM
REG.-NR. _____

BEZEICHNUNG	MASSE kg	MOMENT mkg
1. GRUNDLEERMASSE		
2. BESATZUNG VORDERSITZE		
3. Dritter und vierter SITZ BESETZT		
4. GEPÄCK		
5. FRACHTGUT		
6. FRACHGUT		
7. ZWISCHENSUMME NULLKRAFTSTOFF- MASSE		
8. KRAFTSTOFF-ZULADUNG		
9. ZWISCHENSUMME ROLLZUSTAND		
10. *Abzüglich Kraftstoff für An- lassen, Rollen und Start		
11. ZWISCHENSUMME STARTABFLUG- MASSE		
12. Abzüglich Kraftstoff bis Be- stimmungsort		
13. LANDEMASSE		

- * Der Kraftstoffverbrauch für Anlassen, Rollen und Start be-
trägt normalerweise 5 kg bei einem Durchschnittsmoment von
10 mkg.

BEISPIEL EINES BELADEPLANES

(Kunstflugzeug)

BONANZA F33C
SERIEN-NR. CJ-XXX

DATUM 00/00/00
REG.-NR. NXXXX

BEZEICHNUNG	MASSE kg	MOMENT mkg
1. GRUNDLEERMASSE	1021	2092
2. 3. und 4. Sitz ausgebaut (falls erforderlich)	-23	-72
3. BERICHTIGTE GRUNDLEERMASSE	998	2020
4. PILOT	86	186
5. FLUGSCHÜLER	86	186
6. ZWISCHENSUMME NULLKRAFTSTOFF- MASSE	1170	2392
7. KRAFTSTOFF-ZULADUNG (143 Liter)	102	195
8. ZWISCHENSUMME ROLLZUSTAND	1272	2587
9. *Abzüglich Kraftstoff für An- lassen, Rollen und Start	-5	-10
10. ZWISCHENSUMME STARTABFLUG- MASSE	1267	2577
11. Abzüglich Kraftstoff bis Be- stimmungsort (83 Liter)	-60	-114
12. LANDEMASSE	1207	2463

* Der Kraftstoffverbrauch für Anlassen, Rollen und Start be-
trägt normalerweise 5 kg bei einem Durchschnittsmoment von
10 mkg.

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

41
Abschnitt 9
Ergänzungen

BELADEPLAN (Kunstflugzeug)

BONANZA
SERIEN-NR. _____

DATUM _____
REG.-NR. _____

BEZEICHNUNG	MASSE kg	MOMENT mkg
1. GRUNDLEERMASSE		
2. 3. und 4. Sitz ausgebaut (falls erforderlich)		
3. BERICHTIGTE GRUNDLEERMASSE		
4. PILOT		
5. FLUGSCHÜLER		
6. ZWISCHENSUMME NULLKRAFTSTOFF- MASSE		
7. KRAFTSTOFF-ZULADUNG		
8. ZWISCHENSUMME ROLLZUSTAND		
9. *Abzüglich Kraftstoff für An- lassen, Rollen und Start		
10. ZWISCHENSUMME STARTABFLUG- MASSE		
11. Abzüglich Kraftstoff bis Be- stimmungsort		
12. LANDEMASSE		

* Der Kraftstoffverbrauch für Anlassen, Rollen und Start be-
trägt normalerweise 5 kg bei einem Durchschnittsmoment von
10 mkg.

MASSEN UND MOMENTE

INSASSEN

Passagiere				
Gewicht kg	Vordersitze		3. und 4. Sitz	
	Vordere Stellung	Hintere Stellung	Vordere Stellung	Hintere Stellung
	Hebelarm 216	Hebelarm 226	Hebelarm 307	Hebelarm 323
Moment kgm				
55	119	124	169	178
60	130	135	184	194
65	140	147	200	210
68	147	154	209	219
72	156	163	221	232
77	166	174	236	249
82	177	185	252	265
86	186	194	264	278
91	197	206	279	294

ANMERKUNG: Verstellbare Sitze sind in ihren äußersten Stellungen angegeben. Zwischenstellungen erfordern eine Neuberechnung der Momente.

NUTZLASTMASSE UND MOMENTE
AUSFLIEGBARE KRAFTSTOFFMENGE

VORDERE TRAGFLÜGELTANKS ARM 1,9 m									
Gal	l tr.	lb	kg	Moment kgm	Gal	l tr.	lb	kg	Moment kgm
5	19	30	14	27	44	166	264	120	228
10	38	60	27	51	50	189	300	136	259
15	57	90	40	78	55	208	330	149	284
20	75	120	55	105	60	227	360	163	310
25	95	150	68	130	65	246	390	176	335
30	114	180	82	156	70	265	420	180	362
35	133	210	95	181	74	280	444	201	383
40	151	240	109	208					

FRACHTGUT (bei abgebautem 3. und 4. Sitz)			
VOR DEM HOLM ARM 2,74		HINTER DEM HOLM ARM 3,43	
GEWICHT kg	MOMENT mkg	GEWICHT kg	MOMENT mkg
9	24	9	30
18	49	18	61
27	73	27	92
36	98	36	123
45	123	45	154
54	147	54	185
63	172	63	216
72	197	72	246
81	221	81	277
90	246	90	308
		99	339
		108	370
		117	401
		126	432

GEPÄCK ARM 3,55			
GEWICHT kg	MOMENT mkg	GEWICHT kg	MOMENT mkg
9	32	117	415
18	63	126	447
27	95	135	479
36	127	144	511
45	159	153	543
54	191	162	575
63	223	171	607
72	255	180	639
81	287	189	670
90	319	198	702
99	351	207	734
108	383	216	766
		225	798
		234	830
		243	862

ANLAGEN

SITZE, SITZGURTE UND SCHULTERGURTE (CJ-149 und weitere und Flugzeuge mit eingebautem Bausatz Nr. 33-5004-1)

SITZVERSTELLUNG

Um einen der vier Sitze nach vorn oder hinten zu verstellen, Hebel unter dem Sitz ziehen und Sitz in die gewünschte Stellung schieben. Alle Rückenlehnen können in vier Stellungen mit einem Hebel an der Sitzinnenseite verstellt werden. Alle Sitze sind mit einer Lehnverriegelung für die Schultergurte ausgerüstet. Die Rückenlehnen können durch Drehen der roten Kurbel an der unteren Innenseite der Sitze nach vorn geklappt werden. Mit einem Hebel an der oberen rechten Kante hinter dem Copilotensitz kann dieser Sitz umgelegt werden, um Zugang zu den hinteren Sitzen zu erhalten. Als Sonderausrüstung können der Copiloten- und der dritte und vierte Sitz voll umgelegt werden. An allen Sitzen befinden sich verstellbare Kopfstützen. Die Außenarmlehnen sind für alle Sitze in der Rumpfwand angebracht. Die Innenarmlehnen können angehoben oder in gleicher Höhe mit den Sitzkissen eingestellt werden.

SCHULTERGURTE

Schultergurte sind an allen vier Sitzen angebracht und werden bei Start und Landung in aufrechter Sitzstellung benutzt. Die Schultergurte sind in einer Trägheitsrolle unten hinten an der Rückenlehne angebracht, die durch die Sitzpolsterung abgedeckt ist. Die Piloten- und Copiloten-Schultergurte haben Y-Form, wobei der Einzelgurt in der Trägheitsrolle angebracht ist. Die beiden Gurte laufen über die linke und rechte Schulter nach unten zum Sitzgurt. Die Sitzgurtverbindung ist in beiden Schultergurtösen und in das Gurtschloß eingesetzt.

Der Schultergurt für die Passagiere läuft von der Trägheitsrolle über die Außenkante des Sitzes, über Schulter und Brust zu einem Druckknopfverschluß am Sitzgurt.

Die Schultergurträgheitsrollen am Piloten- und Copilotensitz können mit einem innen liegenden Betätigungshebel verriegelt und entriegelt werden. Der Federbelastete Hebel liegt entweder in der Verriegelungs- oder der Automatikstellung. In der automatischen (hinteren) Stellung hält die Trägheitsrolle den Gurt unter leichter Spannung, die dem Piloten normale Bewegungen während des Fluges erlaubt. Wenn die Trägheitsrolle in Automatikstellung blockiert, muß der Hebel nach vorn und wieder zurückgelegt werden. Wird der Hebel in die Verriegelungsstellung (nach vorn) gelegt, verriegelt die Trägheitsrolle den Gurt nach und nach, wie sich der Pilot zurücklehnt. Bevor die Verriegelung aufgehoben werden kann, muß die Spannung vom Gurt durch volles Zurücklehnen genommen werden. Federbelastung an der Trägheitsrolle des dritten und vierten Sitzes hält den Gurt eng, erlaubt aber normale Bewegungen im Fluge. Die Trägheitsrollen aller Sitze enthalten eine Verriegelungseinrichtung, die den Gurt bei plötzlichen Vorwärtsbewegungen oder bei einem Aufprall verriegelt.

Wenn beim Kunstflug Fallschirme getragen werden, müssen die Kopfstützen für Pilot und Copilot abgenommen, die Rückenlehnenklappen über die Rückenlehnen gedreht und unten an den Rückenlehnen erneut befestigt und die Kopfstützen wieder angebracht werden.

ERGÄNZUNG FÜR DAS
LANDEFAHRWERK-SICHERHEITSSYSTEM

ALLGEMEIN

Die Anweisungen in dieser Ergänzung müssen im Flughandbuch mitgeführt werden, wenn das Flugzeug mit dem Landefahrwerk-Sicherheitssystem ausgestattet und nachdem es in Übereinstimmung mit den anerkannten Daten installiert wurde.

Diese Ergänzung ersetzt oder erweitert das Flughandbuch nur in den folgenden Abschnitten:

BEGRENZUNGEN

Das Landefahrwerk-Sicherheitssystem hat die Aufgabe "Bauchlandungen" (Gear up) und eine vorzeitige oder unbeabsichtigte Betätigung der Landefahrwerkmechanik zu verhindern. Das System ist ausschl. als eine Sicherheitsmaßnahme zu betrachten, die normale Betätigung des Landefahrwerk-Stellungsschalters ist zwingend vorgeschrieben.

NOTVERFAHREN

Bei Eintritt einer Notsituation, läßt sich ein automatisches Ausfahren des Landefahrwerkes durch das Umlegen des Sicherheits-Systemschalters in die "Aus"-Stellung verhindern; damit wird das Sicherheitssystem unwirksam.

NORMALVERFAHREN

VORFLUG-KONTROLLE

1. Gashebel - GESCHLOSSEN ODER ZURÜCKGENOMMEN
2. Batterieauptschalter - EIN
3. Landefahrwerk-Stromkreisunterbrecher - Entweder EIN oder AUS
4. (Flugzeuge bei denen die Ein-Aus- und Test-Funktion in einem Schalter verkörpert ist)
Der EIN-AUS-TEST-Schalter ist in die TEST-Stellung zu legen. Das einwandfreie Funktionieren des automatischen Landefahrwerk-Ausfahrteils des Systems wird durch das Geräusch oder Bewegung der Magnetspule im Landefahrwerk-Stellungsschalter angezeigt. Der EIN-AUS-TEST-Schalter kehrt normalerweise in die EIN-Stellung zurück, es sei denn, der Pilot legt den, Schalter in die AUS-Stellung.
5. (Flugzeuge die mit EIN-AUS und "Druckknopftest"-Schalter ausgestattet sind).
Der EIN-AUS-Schalter wird in die EIN-Stellung gebracht und der Druckknopftestschalter gedrückt. Das einwandfreie Funktionieren des automatischen Landefahrwerk-Ausfahrteils des Systems wird durch das Geräusch oder Bewegung der Magnetspule im Landefahrwerk-Stellungsschalter angezeigt. Der Druckknopftestschalter wird die Magnetspule nicht in Betrieb setzen können, wenn nicht der EIN-AUS-Schalter ebenfalls in der EIN-Stellung liegt.
6. Landefahrwerk-Schutzschalter - EIN vor dem Start.

BETRIEBSWEISE

1. Landefahrwerk ausfahren - Befindet sich der Landefahrwerk-Sicherheitssystem-Schalter in der EIN-Stellung, dann wird das Landefahrwerk automatisch ausfahren, wenn:
 - (1) die Fluggeschwindigkeit unter ungefähr 104 kts/120 mph IAS liegt und
 - (2) das Triebwerk arbeitet bei einer Gaseinstellung die annähernd einem Ladedruck von 18 bis 20 inches oder weniger entspricht, in Abhängigkeit von der Einstellung.

2. Landefahrwerk einfahren - Befindet sich der Landefahrwerk-Sicherheitssystem-Schalter in der EIN-Stellung wird das Landefahrwerk nicht einfahren, es sei denn:
- (1) der Landefahrwerk-Stellungsschalter befindet sich in der "EINFAHR"-Stellung
 - (2) die Fluggeschwindigkeit liegt etwas höher als ungefähr 78 kts/90 mph IAS und
 - (3) das Triebwerk arbeitet bei einer Gashebeleinstellung die in etwa einem Ladedruck von 18 bis 20 inches oder mehr entspricht, in Abhängigkeit von der Einstellung.

ANMERKUNG

Wird ein Einfahren des Landefahrwerkes gewünscht, bevor die angezeigte Fluggeschwindigkeit ungefähr 78 kts/90 mph erreicht wird, dann muß das Landefahrwerk-Sicherheitssystem außer Tätigkeit gesetzt werden, indem der Schalter in die AUS-Stellung gelegt wird. Diese Maßnahme sollte vorzugsweise zuerst erfolgen bevor der Landefahrwerk-Stellungsschalter in die "EINFAHR"-Stellung gelegt wird.

LEISTUNG

Keine Änderung.

ERGÄNZUNG

für das

FLÄCHEN-NAVIGATIONS-SYSTEM KING KN-74

ALLGEMEINES

Die Anweisungen in dieser Ergänzung müssen im Flughandbuch mitgeführt werden, wenn das Flugzeug mit einer Flächennavigations-Anlage King KN-74 ausgerüstet ist, welche in Übereinstimmung mit genehmigten Daten eingebaut wurde.

Diese Ergänzung ersetzt oder erweitert das Flughandbuch nur in den folgenden Abschnitten:

BESCHRÄNKUNGEN

1. Diese Anlage darf bei IFR-Bedingungen nicht als Hauptsystem benutzt werden; Ausnahmen hiervon sind genehmigte Anflugverfahren, genehmigte Flächennavigations-Flugstrecken und Zufallsstrecken der Flächennavigation, soweit von der Flugsicherung genehmigt.
2. Diese Anlage soll nur mit gleichgelegenen (gleich-angeordneten) Anlagen benutzt werden (VOR- und DME-Signale entstammen dabei demselben geographischen Standort).

NOTVERFAHREN

ACHTUNG

Das DME kann sich aufgrund eines Signalausfalls bei bestimmten Kombinationen von Entfernung zur Station, Höhe und Rollwinkel entriegeln.

1. In der Betriebsart RNAV erscheint das VOR- oder Entfernungsfähnchen:
 - a. Gewählte Frequenz: AUF RICHTIGE FREQUENZ ÜBERPRÜFEN
 - b. VOR- oder Entfernungsfähnchen unterbrochen oder verloren: NACH BEDARF ANDERE NAVIGATIONS-AUSRÜSTUNGEN BENÜTZEN
2. In der Betriebsart APPR erscheint das VOR- oder Entfernungsfähnchen:

Falls bei einem Anflug das Fähnchen erscheint, dann einen Fehlanflug durchführen und andere genehmigte Anlage benutzen.

NORMALVERFAHREN

1. VHF NAV: ON (EIN)
2. DME: ON (EIN)
3. MODE-Wahlknopf: VOR/DME 1der RNAV 1der APPR WÄHLEN
4. NAV-Frequenz: EINGESTELLT (SET)
5. DME-Frequenz: SET (EINGESTELLT)
6. Wegpunkt-Peilung: WEGPUNKT-RADIALWINKEL ANHAND DES "VORTAC" EINSTELLEN
7. Wegpunkt-Entfernung: WEGPUNKT-ENTFERNUNG ANHAND DES "VORTAC" EINSTELLEN
8. OBS-Stellung: GEWÜNSCHTER MISSWEISENDER KURS
9. Eigenprüfung: BETÄTIGEN (muß über VOR-Empfang verfügen)

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

1
Abschnitt 9
Ergänzungen

LEISTUNGSANGABEN

Keine Änderungen.

Oktober 1976
P/N 35-590118-13

3 von 3

ERGÄNZUNG

für

NOTSTROMGENERATOR (14-VOLT-ANLAGE)

ALLGEMEINES

Die Anweisungen in dieser Ergänzung müssen im Flughandbuch mitgeführt werden, wenn das Flugzeug vom Werk oder durch Einbausatz BEECH 35-3012 mit dem Notstromgenerator ausgerüstet ist.

Diese Ergänzung ersetzt oder erweitert das Flughandbuch nur in den folgenden Abschnitten:

BESCHRÄNKUNGEN

1. Der Notstromgenerator ist nur dann zu benutzen, wenn der Wechselstromgenerator ausfällt.
2. Bei Betrieb des Notstromgenerators eine Triebwerk-Mindestdrehzahl von 2300 1/min als Dauerleistung einhalten.

NOTVERFAHREN

1. Bei Energieausfall Batterieschalter und Generatorschalter ausschalten.
2. Notstromgenerator einschalten.
3. Wenn RNAV installiert ist, Stellung NAV/COMM II wählen.
4. Der vom Werk eingebaute Notstromgenerator versorgt nur folgende Anlagen:
 - a. Triebwerküberwachungsinstrumente und Kraftstoffvorratsanzeiger,
 - b. Elektrischen Wegzeiger,
 - c. Transponder (falls eingebaut),
 - d. Niederfrequenzverstärker (falls eingebaut),
 - e. Wenn RNAV nicht eingebaut ist: NAV/COMM I oder NAV/COMM II (jeweils nur eins),
 - f. Wenn RNAV eingebaut ist: COMM I oder NAV/COMM II (jeweils nur eins),

ANMERKUNG

Wenn ein elektrischer Kompaß eingebaut und der Notstromgenerator in Betrieb ist, ist keine Kurskreiselanzeige vorhanden, außer bei eingebautem zweitem, mit Luft angetriebenem Kurskreisel.

5. Der durch Bausatz eingebaute Notstromgenerator versorgt nur die folgenden mit X gekennzeichneten Anlagen:

- ☐ Triebwerküberwachungsinstrumente und Kraftstoffvorratsan-
zeiger
- ☐ Elektrischer Wendezeiger
- ☐ Transponder (falls eingebaut)
- ☐ Niederfrequenzverstärker (falls eingebaut)
- ☐ Wenn RNAV nicht eingebaut ist: NAV/COMM I oder NAV/COMM II
(jeweils nur eins)
- ☐ Wenn RNAV eingebaut ist: COMM I oder NAV/COMM II (jeweils
nur eins)

ANMERKUNG

Wenn ein elektrischer Kompaß eingebaut und der
Notstromgenerator in Betrieb ist, ist keine
Kurskreiselanzeige vorhanden, außer bei einge-
bautem zweitem, mit Luft angetriebenem Kurs-
kreisel.

☐ -----

6. Wenn eine Leuchte im Notstromgeneratorsystem bei eingeschalteter Anlage aufleuchtet, wird eine Störung angezeigt. Betrieb unterbrechen (Schalter ON-OFF-TEST in OFF-Stellung bringen).
7. Ausfall von NAV/COMM, alle anderen Instrumente bleiben in Betrieb:
 - a. Wenn RNAV nicht eingebaut ist: Anderes NAV/COMM wählen (wenn eingebaut),
 - b. Wenn RNAV eingebaut ist: COMM I wählen.
8. Ausfall eines Instruments zeigt eine Störung nur in dieser Anlage an.

9. Ausfall aller Instrumente zeigt eine Störung in der Notstromgeneratoranlage an.
 - a. Notstromgeneratorschalter ausschalten.
 - b. Elektrische Belastung vermindern.
 - c. Batterieschalter einschalten (wenn verfügbar).
10. Wenn die Notstromgeneratoranlage benutzt wird, muß das Landefahrwerk manuell ausgefahren werden.

NORMALVERFAHREN

In der Vorflug-Checkliste schließt sich das Verfahren für die Prüfung des Notstromgenerators an die Magnetzüberprüfung an.

1. Regler 1700 1/min
2. Batterie- und Generatorschalter auf OFF
3. Schalter ON-OFF-TEST des Notstromgenerators auf TEST (kurzfristig in TEST-Stellung halten, Leuchte BAT-GEN leuchtet auf)
4. Schalter ON-OFF-TEST des Notstromgenerators auf OFF
5. Batterie- und Generatorschalter auf ON

RETRIEVERS- und LEISTUNGS DATEN

Keine Änderungen

ERGÄNZUNG
für
ELEKTRISCHE PROPELLERENTEISUNG
(2- und 3-Blatt-Propeller)
(14-VOLT-ANLAGE)

ALLGEMEINES

Die Anweisungen in dieser Ergänzung müssen im Flughandbuch mitgeführt werden, wenn das Flugzeug mit dem 14-Volt-Propeller-Enteisungssystem ausgerüstet oder die Anlage durch einen Bau-satz (Beech-Kit 35-9001, 35-9003 oder 35-9005) eingebaut worden ist.

Diese Ergänzung ersetzt oder erweitert das Flughandbuch nur in den folgenden Abschnitten:

BEGRENZUNGEN

Das System darf nicht in Betrieb genommen werden, wenn nicht gleichfalls das Triebwerk in Betrieb ist.

HINWEISSCHILDER

Am Instrumentenbrett:

UM ELEKTRISCHE ÜBERLASTUNG ZU VERMEIDEN, ELEKTRISCHE PROPELLERENTEISUNGSANLAGE NUR DANN IN BETRIEB NEHMEN, WENN DIE ELEKTRISCHE BELASTUNG ANHAND DER AUSRÜSTUNGSLISTE FÜR ELEKTRISCHE GERÄTE IN DER FLUGHANDBUCHERGÄNZUNG GEPRÜFT WORDEN IST.

AUSRÜSTUNGSLISTE FÜR ELEKTRISCHE GERÄTE (solange die Enteisungs-
anlage in Betrieb ist)

Die folgende Liste gibt die Teile der elektrischen Ausrüstung an, die bei eingeschalteter elektrischer Propellerenteisungsanlage unter verschiedenen Flugzuständen betriebsbereit sein können. Elektrische Standardausrüstung (wie Navigations- und Instrumentenbrettbeleuchtung) und Ausrüstungsteile, die normalerweise nur kurze Zeit in Betrieb sind (wie Roll- und Landescheinwerfer und Fahrtwerkmotor), sind nicht aufgeführt und können bei Bedarf eingeschaltet werden.

ANMERKUNG

Die Teile sind gemäß Herstellerausrüstung aufgeführt. Jede Änderung der Ausrüstung erfordert eine Änderung dieser Liste.

Ausrüstungsliste	VFR		IFR	
	Tag	Nacht	Tag	Nacht

ACHTUNG

Das Flugzeug darf bei eingeschalteter Propellerenteisungsanlage in einer Flughafenkontrollzone nicht unter VFR- oder IFR-Nach-Bedingungen geflogen werden. Eingeschaltete Teile der elektrischen Ausrüstung, die nicht in der Ausrüstungsliste aufgeführt sind, überlasten die elektrische Anlage mit möglichem Generatorausfall.

NOTVERFAHREN

1. Ausfall des Generators

a. Schalter der Propellerenteisungsanlage - AUS

2. Unnormale Anzeige am Amperemeter der Propellerenteisungsanlage

a. Keine Anzeige

Schalter der Anlage prüfen. Wenn die Sicherung im Schalter ausgeschaltet hat, muß etwa 30 Sekunden bis zum Wiedereinschalten gewartet werden. Wenn das Amperemeter nicht anzeigt, obwohl der Schalter nicht ausgeschaltet hat, oder wenn das Amperemeter auch nach dem Wiedereinschalten nicht anzeigt, muß die Anlage als ausgefallen betrachtet werden.

b. Null bis 20A (2 Blätter)

Null bis 30A (3 Blätter)

Wenn das Amperemeter gelegentlich oder regelmäßig weniger als 20A (2 Blätter) bzw. 30A (3 Blätter) anzeigt, kann die Anlage weiter in Betrieb bleiben, wenn nicht gefährliche Propellerunwucht durch unregelmäßig abgeschleudertes Eis auftritt.

c. Mehr als 24A (2 Blätter)

Mehr als 34A (3 Blätter)

Wenn das Amperemeter gelegentlich oder regelmäßig mehr als 24A (2 Blätter) bzw. 34A (3 Blätter) anzeigt, soll die Anlage nicht in Betrieb bleiben, wenn nicht eine dringende Notwendigkeit zur Propellerenteisung besteht.

NORMALVERFAHREN

VOR DEM FLUG

1. Bei laufendem Triebwerk Schalter der Propellerenteisungsanlage einschalten.
2. Prüfen, daß das Amperemeter der Anlage 20 bis 24A (2 Blätter) bzw. 30 bis 34A (3 Blätter) anzeigt.

WÄHREND DES FLUGES

1. Hinweisschild zur Prüfung der elektrischen Belastung beachten.
2. Schalter der Anlage einschalten. Die Anlage arbeitet automatisch, bis der Schalter wieder ausgeschaltet wird.

ACHTUNG

Wegen der elektrischen Belastung Anlage nicht dauernd eingeschaltet lassen.

3. Propellerunwucht kann durch Ändern der Drehzahl verbessert werden. Drehzahl kurz erhöhen und wieder zur gewünschten Einstellung zurückkehren; gegebenenfalls Verfahren wiederholen.

BETRIEBS- UND LEISTUNGSDATEN

Keine Änderungen

ERGÄNZUNG
für
KLIMAAANLAGE

ALLGEMEINES

Die Anweisungen in dieser Ergänzung müssen im Flughandbuch mitgeführt werden, wenn das Flugzeug vom Hersteller mit einer Klimaanlage ausgerüstet worden ist.

Diese Ergänzung ersetzt oder erweitert das Flughandbuch nur in den folgenden Abschnitten.

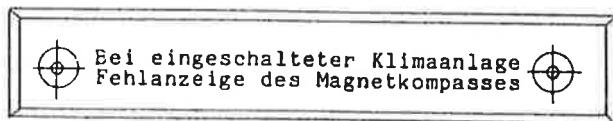
BETRIEBSGRENZEN

Die Klimaanlage muß beim Start ausgeschaltet sein. Die Warnleuchte für ausgefahrenen Verdichter muß vor dem Start erloschen sein (Verdichter eingefahren).

Bei Benutzung des Magnetkompaß muß die Klimaanlage ausgeschaltet sein.

HINWEISSCHILDER

Am Blendschutz:

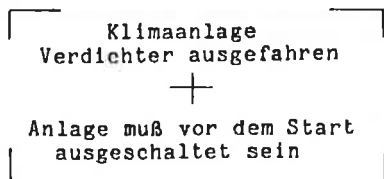


An Bedienkonsole:



* Am Copiloten-Hilfspaneel in Flugzeugen mit 28-V-Anlage

An der unteren Kante des oberen Instrumentenbrettes:



NOTVERFAHREN

ANLASSEN IM FLUG

Die Klimaanlage muß vor einem Anlassen im Flug ausgeschaltet werden.

AUSFALL DER KLIMAAANLAGE

Klimaanlage ausschalten. Wenn die Sicherung der Anlage ausgeschaltet hat, nicht einschalten, bevor die Ursache der Ausschaltung erkannt und beseitigt ist.

NORMALVERFAHREN

VOR DEM FLUG (im Bugbereich)

Verdichter der Klimaanlage - AUF SICHERE BEFESTIGUNG PRÜFEN

ANLASSEN

Nach dem Anlassen des Triebwerks kann bis zum Start die Klimaanlage zur Kühlung der Kabine eingeschaltet werden.

VOR DEM START

ACHTUNG

Die Warnleuchte für ausgefahrenen Verdichter der Klimaanlage an der unteren Kante des oberen Instrumentenbrettes muß vor dem Start erloschen sein.

Die Klimaanlage muß vor dem Start ausgeschaltet werden. Nach dem Einziehen des Fahrwerks und nach Erreichen der Hindernisfreiheit kann die Klimaanlage wieder eingeschaltet werden.

ABSTELLEN

Die Klimaanlage muß vor dem Abstellen des Triebwerks ausgeschaltet werden.

BETRIEBS- UND LEISTUNGSDATEN

REISELEISTUNG

ANMERKUNG

Bei Benutzung der Leistungsangaben im Abschnitt "Betriebs- und Leistungsdaten" nehmen Reichweite und Geschwindigkeit bei eingeschalteter Klimaanlage etwa um 5% wegen des ausgefahrenen Verdichters ab. Dies muß bei der Flugplanung berücksichtigt werden.

SYSTEMBESCHREIBUNG

Die Kühlung der Kabine wird durch eine Klimaanlage mit einer Leistung von 3,5 kWh und einem Durchsatz von 850 l/min erreicht. Die Hauptteile der Anlage bestehen aus dem Kompressor mit Kuppelung, der durch einen Keilriemen vom Triebwerk angetrieben wird, dem einziehbaren Verdichter in der Mitte unter dem Rumpf, dem Entwässerer unter dem rechten Vordersitz, dem Verdampfer unter dem linken Vordersitz, den Bedienungsorganen und der Sicherung auf der Bedienkonsole, der Warnleuchte für ausgefahrenen Verdichter an der unteren Kante des oberen Instrumentenbrettes und den verschiedenen Begrenzungsschaltern zum Einziehen des Verdichters. Die Sicherung befindet sich bei Flugzeugen mit 14-V-Anlage an der Bedienkonsole und bei Flugzeugen mit 28-V-Anlage am rechten Hilfspaneel.

Der einziehbare Verdichter wird in drei Stellungen durch einen Elektromotor und eine Schraubspindel betätigt und durch zwei innere Anschläge im Motor, zwei Begrenzungsschalter am Verdichter, den Fahrwerksicherheitsschalter und den Gashebelbegrenzungsschalter gesteuert. Die drei Stellungen des Verdichters sind die Bodenstellung, die Flugstellung und die eingezogene Stellung.

Befindet sich das Flugzeug mit eingeschalteter Klimaanlage am Boden, wird der Verdichter zu der Bodenstellung (tiefsten Stellung) unter dem Rumpf ausgefahren, um die Kühlung durch den Luftstrom des Propellers zu erleichtern. Eine wirksame Kühlung kann durch eine Propellerdrehzahl von mindestens 1200 1/min und Drehen des Flugzeugs gegen den Wind erreicht werden. In der Bodenstellung des Verdichters brennt die Warnleuchte an der unteren Kante des oberen Instrumentenbretts.

Verändert sich das Flugzeug mit eingezogenem Fahrwerk und eingeschalteter Klimaanlage im Flug, wird der Verdichter nur bis zur Flugstellung ausgefahren. Die Flugstellung bietet weniger Luftwiderstand als die Bodenstellung, reicht jedoch zur Kühlung

des Verdichters durch den Luftstrom aus. Die Warnleuchte brennt in der Flugstellung nicht.

Wird die Klimaanlage abgeschaltet, wird der Verdichter eingefahren und bietet dann den geringsten Luftwiderstand.

Zur Kühlung wird die Luft der Kabine in das Verdampfergehäuse unter der Vorderkante des linken Vordersitzes geführt. Wenn Kabinenluft mit einer Temperatur von etwa 32°C über die Schlangen des Verdampfers geleitet wird, kühlt sie sich auf etwa 13°C ab. Das elektrische Gebläse des Verdampfers führt die gekühlte Luft über Auslaßkanäle zu verstellbaren Luftschlitzen unter der Bedienungskonsole. Die Kabinenluft zirkuliert in dieser Weise bis zum Abschalten der Klimaanlage.

Nach dem Anlassen kann die Klimaanlage durch Betätigen eines Dreistellungsskippschalters auf der Bedienungskonsole des unteren Instrumentenbrettes eingeschaltet werden. Es kann eine hohe oder eine niedrige Gebläsedrehzahl eingestellt werden. Der Luftstrom kann durch die verstellbaren Auslaßschlitze nach oben, unten oder zur Seite gelenkt werden.

Vor dem Start sicherstellen, daß die Klimaanlage ausgeschaltet und die Warnleuchte erloschen ist. Durch Drücken des Warnleuchtenprüfschalters am Instrumentenbrett kann die einwandfreie Funktion der Leuchte geprüft werden.

Nach dem Start, dem Einziehen des Fahrwerks und Erreichen der Hindernisfreiheit kann die Klimaanlage eingeschaltet werden.

Vor dem Abstellen des Triebwerks muß die Klimaanlage ausgeschaltet werden.

Der Gashebelbegrenzungsschalter ist eine Sicherheitsvorrichtung und ist nur wirksam bei Vollgasstellung und ausgefahrenem Fahrwerk. Wenn die Klimaanlage beim Landeanflug mit ausgefahrenem Fahrwerk und Halbgas eingefahren ist, befindet sich der Verdichter in der Flugstellung. Wenn jedoch ein Durchstarten erforderlich wird, bewirkt die Vollgasstellung, daß der Kompressor ausgeschaltet und der Verdichter eingezogen wird, um größte Triebwerkleistung und geringsten Luftwiderstand zu erhalten. Wenn das Fahrwerk eingezogen und/oder der Gashebel zurückgenommen wird, nimmt der Kompressor seine Arbeit wieder auf und der Verdichter kehrt zu der Flugstellung zurück.

ERGÄNZUNG FÜR DAS FLÄCHEN-NAVIGATIONS-
SYSTEM COLLINS ANS-351

ALLGEMEINES

Die Anweisungen in dieser Ergänzung müssen im Flughandbuch mitgeführt werden, wenn das Flugzeug aufgrund des Einbaus der Flächennavigations-Anlage Collins ANS-351 in Übereinstimmung mit genehmigten Daten verändert worden ist.

Diese Ergänzung ersetzt oder erweitert das Flughandbuch nur in den folgenden Abschnitten:

BESCHRÄNKUNGEN

1. Die Betriebsart "Flächennavigation" darf bei IFR-Bedingungen nicht als Hauptsystem benutzt werden; Ausnahmen hiervon sind genehmigte Anflugverfahren, genehmigte Flächennavigations-Flugstrecken und Zufallstrecken der Flächennavigation, soweit von der Flugsicherung genehmigt.
2. Die Betriebsart "Flächennavigation" kann nur mit gleichgelegenen (gleich-angeordneten) Bodenanlagen benutzt werden (VOR- und DME-Signale entstammen demselben geographischen Standort).

3. Die größtmögliche Entfernung für die Festlegung des Wegpunktes beträgt 199 Seemeilen (368 km) von der VOR-/DME-Anlage.
4. Die Betriebsart "Anflug" sollte auf Entfernungen von nicht mehr als 50 Seemeilen (92 km) vom jeweils benutzten Wegpunkt beschränkt bleiben.

NOTVERFAHREN

ACHTUNG

Das DME kann sich aufgrund eines Signalausfalls bei bestimmten Kombinationen von Entfernung zur Station, Höhe und Rollwinkel entriegeln.

1. Falls in der Betriebsart "Streckenflug" die NAV-Flagge erscheint, richtige Frequenz prüfen.
2. Falls der VOR- oder DME-Empfänger unterbrochen oder verloren ist, dann nach Bedarf andere Navigationsausrüstungen benutzen.
3. Falls bei einem Anflug die NAV-Flagge erscheint, dann angegebenen Fehlanflug durchführen und andere genehmigte Anlage benutzen.

NORMALVERFAHREN

1. NAV-Empfänger: ON (EIN)
2. Voreinstellen der Wegpunkte am Boden:

ANMERKUNG

Beim ersten Einschalten der ANS-351 und bei Betriebsart RNAV ist der WPT 1 aktiv und die Anzeigen für Peilung und Entfernung stehen auf Null.

- a. Die WPT 1 Koordinaten werden mit den Rundköpfen unter den Anzeigefenstern für Peilung und Entfernung in das Gerät ANS-351 eingegeben.

- b. Sodann den Wegpunkt-Wahlknopf drehen und WPT 2 anwählen. Darauf achten, daß die Wegpunkt-Nummer blinkt und damit angibt, daß der Wegpunkt an dieser Stelle inaktiv ist. Die Werte für Peilung und Entfernung des WPT 2 werden sodann in das ANS-351 eingegeben.
 - c. Auch die übrigen gewünschten Wegpunkte entsprechend obiger Darstellung eingeben. Das ANS-351 hat eine Speicherkapazität von acht Wegpunkten.
 - d. Den RTN-Tastenschalter ("Rückkehr") drücken und damit den aktiven Wegpunkt anzeigen.
3. Veränderung der Wegpunkte im Flug:
- a. Steuerkurs-Betriebsart am Autopilot anwählen, soweit eingeschaltet.
 - b. Wegpunkt-Wähler drehen, bis die gewünschten Wegpunkt-Nummer und -Koordinaten angezeigt werden.
 - c. Überprüfen, daß die neue Wegpunkt-Definition stimmt; dazu die Anzeige mit dem Flugplan vergleichen.
 - d. Am zugehörigen Navigationsempfänger sodann die gewünschte Bezugsfrequenz anwählen und durch Abhören des "Erkennungstones" eindeutig identifizieren.
 - e. Den gewünschten Kurs am Azimutwähler (OBS) einstellen.

- f. Den USE-Schalter am ANS-351 betätigen und darauf achten, daß die Wegpunkt-Erkennungsnummer nicht mehr blinkt.
 - g. Betriebsart NAV am Autopilot anwählen, sobald sich die Anzeigen für Abweichung und Entfernung-zum-Wegpunkt stabilisiert haben.
4. Voreinstellen der Wegpunkte im Fluge (Betriebsart RNAV):
Wegpunkte können auch im Fluge voreingestellt werden, ohne daß dadurch die navigatorischen Ausgangssignale beeinträchtigt würden.
- a. Wegpunkt-Wähler drehen, bis die voreinzustellende Wegpunkt-Nummer erscheint. Die Nummer muß blinken.
 - b. Gewünschte Peilung und Entfernung des Wegpunktes in das ANS-351 eingeben.
 - c. RTN-Schalter ("Rückkehr") drücken und darauf achten, daß der bisher benutzte Wegpunkt angezeigt ist.
5. Voreinstellen der Wegpunkte im Flug (Betriebsarten VOR/LOC):
Befindet sich die Anlage in der Betriebsart VOR oder LOC, weist das ANS-351 mit der Anzeige auf diese Betriebsarten hin.
- a. Wegpunkt-Wähler drehen und darauf achten, daß der VOR- bzw. LOC-Hinweis durch die Nummer, Peilung und Entfernung des Wegpunktes ersetzt wird. Die Wegpunkt-Nummer muß immer blinken und der USE-Tastschalter inaktiv bleiben.
 - b. Peilung und Entfernungen des Wegpunktes voreinstellen.

- c. RTN-Schalter ("Rückkehr") drücken und darauf achten, daß am ANS-351-Pult der Hinweis auf VOR bzw. LOC erscheint.

LEISTUNGSANGABEN

Keine Änderungen

SYSTEMBESCHREIBUNG

1. Betriebsartensteuerung des Navigationssystems: ein vierstufiger Schalter, der am Instrumentenbrett oder am DME-Bediengerät sitzt, wird für die Einstellung der navigatorischen Betriebsart - entweder RNAV oder VOR - benutzt.
2. Der DME-Anzeiger COLLINS, der in der Betriebsart RNAV zusammen mit dem Computer benutzt wird, gibt die Entfernung zum aktiven Wegpunkt in Seemeilen, die Zeit bis zum Wegpunkt in Minuten sowie eine All-Winkel-Grundgeschwindigkeit in Knoten an (d.h. das Flugzeug muß sich nicht auf einem direkten Kurs zu einem Wegpunkt befinden, damit eine gültige Geschwindigkeit über Grund angezeigt werden kann). Ein grünes Hinweislicht am Anzeiger leuchtet immer dann auf, wenn sich die Anlage in Betriebsart RNAV befindet und der NAV-Empfänger mit Strom versorgt wird.

Nach dem Übergang auf die Betriebsart RNAV in jedem Falle die Geschwindigkeit über Grund (zunächst) mindestens zwei Minuten lang beobachten, bis die Anzeige mit Sicherheit einen stabilisierten Wert erreicht hat.

3. Flächennavigations-Computer ANS-351

- a. COLLINS-Betriebsartensteuerung (ENR/APPR): mit dieser Steuerung lassen sich die Betriebsarten ENR (Streckenflug) oder APPR (Anflug) anwählen. In der Betriebsart "Streckenflug" beträgt die Kursabweichung 5 Seemeilen

im Vollausschlag. In der Betriebsart "Anflug" beträgt die Kursabweichung 1,25 Seemeilen im Vollausschlag der Abweichung des Leitkursanzeigers (CDI).

- b. Wegpunktwähler (WPT): hiermit werden die Wegpunkte 1 bis 8 am Anzeiger eingestellt. Blinkt die betreffende Nummer, handelt es sich um einen inaktiven Wegpunkt; stetiges Leuchten zeigt den aktiven Wegpunkt an.
- c. Radialwähler: Zwei Rundknöpfe sind für die Eingabe von Radialwinkel-Angaben in die Anzeige vorgesehen. Die Knöpfe regeln diese Informationen wie folgt:

Großer Knopf: verändert die Anzeige in Teilschritten von 10 Grad.

Kleiner Knopf, eingedrückt: verändert die Anzeige in Teilschritten von 1 Grad.

Kleiner Knopf, ausgezogen: verändert die Anzeige in Teilschritten von 0,1 Grad.

- d. Entfernungswähler: Zwei Rundknöpfe sind für die Eingabe von Entfernungs-Angaben (in Seemeilen) in der Anzeige vorgesehen. Die Knöpfe regeln diese Informationen wie folgt:

Großer Knopf: verändert die Anzeige in Teilschritten von 10 Seemeilen.

Kleiner Knopf, eingedrückt: Verändert die Anzeige in Stufen von 1 Seemeile.

Kleiner Knopf, ausgezogen: verändert die Anzeige in Stufen von 0,1 Seemeile im Bereich von 00,0 bis 100 Meilen. Oberhalb von 100 Seemeilen ist die Anzeige in vollen Meilen abgestuft.

- e. Rückkehr-Tastschalter (RTN): Drückt man diesen Schalter, geht die Anzeige auf den aktiven Wegpunkt zurück, soweit momentan ein inaktiver Wegpunkt angezeigt ist.
- f. USE-Tastschalter (Einsatz): Drückt man diesen Schalter, verwandelt sich der jeweils angezeigte Wegpunkt in den aktiven Wegpunkt.
- g. CHK-Tastschalter (Kontrolle): Drückt man diesen Schalter, erscheint auf dem DME-Anzeiger (sofort) die normale DME-Schrägentfernung zur VOR-/DME-Station. Der WPT-Hinweis am DME-Anzeiger erlischt während dieser Zeit. Wählt man TO (AN) oder FROM (AB) am NAV-Empfänger COLLINS an, so wird die mißweisende Peilung zu oder von der VOR-/DME-Station angezeigt. Die WPT-Hinweisleuchte am NAV-Empfänger erlischt solange, wie der CHK-Taster eingedrückt bleibt. Ist ein Funkkompaßanzeiger (RMI) eingebaut und mit dem ANS-351 verträglich, so wird bei Eindrücken des Kontrollschalters der Peilanzeiger veranlaßt, die Peilung gegenüber der aktiven VOR-Station anzuzeigen. Unberührt davon bleiben die RNAV-Berechnung, die CDI-Abweichung, die TO/FROM (AN/AB)-Anzeige und die Autopilot-Vorgabe der RNAV-Bahn. Dieser Schalter ist federbelastet, um eine längere Betätigungsdauer auszuschließen.

- h. Meßfühler für Umgebungslicht: hiermit wird die Lichtintensität der Anzeige automatisch auf das Umgebungslicht in der Kabine angepaßt.

4. Navigationsempfänger (NAV) COLLINS

- a. OFF/AUS: regelt die Stromversorgung des NAV-Empfängers und des Flächennavigations-Computers.
- b. FREQ: regelt die Einstellung der Frequenzen für VOR und Landekurssender.
- c. TO/AN: zeigt in der normalen Betriebsart die mißweisende Peilung vom Flugzeug zur der VOR-Station und in der RNAV-Betriebsart die mißweisende Peilung des Flugzeugs zum Wegpunkt an.
- d. FROM/AB: zeigt in der normalen Betriebsart die mißweisende Peilung des Flugzeugs von der VOR-Station und in der Betriebsart RNAV die mißweisende Peilung des Flugzeugs vom Wegpunkt an.
- e. WPT-Hinweisleuchte: diese leuchtet immer dann auf, wenn der NAV-Empfänger eingeschaltet, die Betriebsart RNAV eingestellt und der CHK-Tastschalter nicht gedrückt ist.
- f. Meßfühler für Umgebungslicht: hiermit wird die Lichtintensität der Anzeige automatisch an das Umgebungslicht in der Kabine angepaßt.

5. Leitkursanzeiger (CDI)

- a. Der Betrieb des Leitkursanzeigers in der Betriebsart RNAV unterscheidet sich vom Betrieb in der Betriebsart VOR wie folgt:

1. Die Bewegung des Anzeigers stellt eine lineare Abweichung von dem angewählten Kurs dar.
2. In der Betriebsart "Streckenflug" beträgt die Abweichung im Vollausschlag 5 Seemeilen (Nm). In der Betriebsart "Anflug" beträgt die Abweichung im Vollausschlag 1,25 Seemeilen.
3. Eine Hinweisleuchte am Instrumentenbrett leuchtet immer dann auf, wenn die NAV-Empfänger mit Strom versorgt sind und die Anlage sich in der Betriebsart RNAV befindet.

6. Peilung des Funkkompaßanzeigers (RMI)

Das ANS-351 gibt ein Ausgangssignal ab, mit dem ein Funkkompaßanzeiger mit eingebautem NAV-Umwandler bei Betriebsart RNAV die Peilung zu oder ab dem Wegpunkt anzeigen kann. (ANMERKUNG: ein Funkkompaßanzeiger kann oder kann nicht so eingebaut sein, daß ein Zusammenwirken mit dem RNAV-Computer möglich oder nicht möglich ist).

ERGÄNZUNG

für das

28 Volt Elektrische Propeller-Enteisung
(2- und 3-Blatt-System)

ALLGEMEINES

Die Anweisungen in dieser Ergänzung müssen im Flughandbuch mitgeführt werden, wenn das Flugzeug mit dem 28-Volt-Propeller-Enteisungssystem ausgestattet wurde und nachdem es entsprechend der anerkannten Unterlagen zum Einbau gelangt.

Diese Ergänzung ersetzt oder erweitert das Flughandbuch nur in den folgenden Abschnitten.

BEGRENZUNGEN

Das System darf nicht in Betrieb genommen werden, wenn nicht gleichfalls das Triebwerk in Betrieb ist.

Dieses System muß ausgeschaltet sein, wenn der Magnetkompaß benutzt wird.

HINWEISSCHILD

Auf der Blendschutzabdeckung unter dem Magnetkompaß:

"MAG KOMPASS MISSWEISUNG, WENN PROP ENTEISUNG EINGESCHALTET IST"

NOTVERFAHREN

GENERATORAUSFALL

Schalter für Propeller-Enteisung - "AUS".

ABNORMALE ABLESWERTE AM PROPELLER-ENTEISUNGS-AMPEREMETER

1. Null Ampere

Prüfen des Propeller-Enteisungs-Schalters. Ist der Stromkreisunterbrecher in diesem Schalter ausgefallen, 30 Sekunden warten bevor wieder aufs neue eingeschaltet wird. Zeigt das Amperemeter einen Null-Ableswert an, Schalter auf "AUS" legen und sofort wieder auf "EIN". Zeigt das Amperemeter erneut einen "Null-Ableswert" an, ist der Schalter in die Aus-Stellung zu legen und das System ist als nicht einsatzfähig zu betrachten.

2. Null bis 8 Ampere (2 Blatt) Null bis 14 Ampere (3 Blatt)

Wenn das Amperemeter des Propeller-Enteisungssystems gelegentlich oder mit Regelmäßigkeit weniger als 8 Ampere (2 Blatt) oder 14 Ampere (3 Blatt) anzeigt, kann ein Betrieb des Propeller-Enteisungssystems fortgesetzt werden, es sei denn, daß eine ernsthafte Propeller-Unwucht, verursacht durch unregelmäßigen Eisabwurf, auftritt.

3. Mehr als 12 Ampere (2 Blatt) Mehr als 18 Ampere (3 Blatt)

Zeigt das Amperemeter des Propeller-Enteisungssystems gelegentlich oder bei Regelmäßigkeit mehr als 12 Ampere (2 Blatt)

oder 18 Ampere (3 Blatt) an, sollte das System nicht betrieben werden, es sei denn, daß die Notwendigkeit einer Propellerenteisung dringend geboten ist.

NORMALVERFAHREN

VORFLUGKONTROLLE

1. Bei laufendem Triebwerk ist der Propeller-Enteisungsschalter in die "EIN"-Stellung zu legen.
2. Überprüfung des Propeller-Enteiser Amperemeters auf die Ableswerte von 8 bis 12 Ampere (2 Blatt) oder 14 bis 18 Ampere (3 Blatt). Beträgt der Ableswert am Amperemeter Null ist der Schalter auf "AUS" und danach sofort wieder auf "EIN" zu legen. Eine Ablesung im grünen Bogenbereich deutet darauf hin, daß das System arbeitet.

ANMERKUNG

Das System arbeitet auf Grund seines Aufbaues in einem EIN-AUS-90 Sekunden-Zeittakt. Nach einer Aufheizung von 90 Sekunden Dauer (bei einer Amperemeter-Anzeige im grünen Bogenbereich) folgt der Abschalttakt mit ebenfalls 90 Sekunden Dauer und einer Null-Lastanzeige am Amperemeter.

WÄHREND DES FLUGES

1. Um das System in Betrieb zu setzen, ist der Schalter des Propeller-Enteisungssystems in die "EIN"-Stellung zu legen. Das System funktioniert automatisch, bis der Schalter wieder in die "AUS"-Stellung gebracht wird.
2. Eine Propellerunwucht kann durch einen Drehzahlwechsel vermindert werden. Die Drehzahl kurzzeitig erhöhen und wieder auf die gewünschte Einstellung zurücknehmen. Dieses Verfahren, falls notwendig, wiederholen.

LEISTUNG - Keine Änderung.

SYSTEMBESCHREIBUNG

Das 28-Volt Elektrothermische Propeller-Enteisungssystem ist eine Sonder-Ausrüstung, die für den Fall von unvermutet auftretenden Vereisungsbedingungen gedacht ist. Dieses Flugzeug ist nicht für Flüge unter Vereisungsbedingungen zugelassen, auch dann nicht, wenn ein Anti-Eis oder ein Enteisungssystem eingebaut ist.

Elektrothermische Enteisungsgummis die auf die Propellerblätter aufgeklebt sind, werden durch die 28-Volt-Bordversorgung aufgeheizt. Zwei Schleifringe am Propellerspinner und die den Kontakt herstellenden Kohlebürstenblöcke schließen den Stromkreis. Ein Stromkreisunterbrecher am Hilfspaneel steuert das System über einen elektronischen Zeitnehmer, der den 90-Sekunden-EIN-AUS-Arbeitstakt des Systems herbeiführt. Ein grüner Kreisbogen am Amperemeter der Propeller-Enteisung verweist auf den verfügbaren normalen Betriebsbereich während der Aufheizung der Blätter durch das System. Zwischen den Aufheiztakten zeigt das Amperemeter Null an. Falls Verdacht auf eine Vereisung besteht, ist das System einzuschalten und solange im eingeschalteten Zustand zu belassen, bis mit Gewißheit feststeht, daß das Vereisungsgebiet umgangen bzw. verlassen wurde. Am Boden ist das System nicht einzuschalten, es sei denn, daß das Triebwerk läuft.

ERGÄNZUNG FÜR DAS
INTEGRIERTE NAVIGATIONS-SYSTEM
KING KNS-80

ALLGEMEINES

Die Anweisungen in dieser Ergänzung müssen im Flughandbuch mitgeführt werden, wenn das Flugzeug aufgrund des Einbaus der Navigationsanlage King KNS-80 in Übereinstimmung mit Beech-genehmigten Daten verändert worden ist.

Diese Ergänzung ersetzt oder erweitert das Flughandbuch nur in den folgenden Abschnitten:

BESCHRÄNKUNGEN

1. Die Betriebsart "Flächennavigation" darf bei IFR-Bedingungen nicht als Hauptsystem benutzt werden. Ausnahmen hiervon sind genehmigte Anflugverfahren, genehmigte Flugstrecken und Zufallsstrecken der Flächennavigation, soweit von der Flugsicherung genehmigt.
2. Die Betriebsart "Flächennavigation" kann nur mit gleichgelegenen (gleich-angeordneten) Anlagen benutzt werden (VOR- und DME-Signale entstammen demselben geographischen Standort).
3. Die Betriebsart VOR oder VOR-PAR muß gewählt werden, wenn man sich im direkten An- oder Abflug zu oder von einer VORTAC-Anlage befindet.

NOTVERFAHREN

ACHTUNG

Das DME kann sich aufgrund eines Signal-
ausfalls bei bestimmten Kombinationen
von Entfernung zur Station, Höhe und
Rollwinkel entriegeln.

1. Falls in der Betriebsart "Flächennavigation" die NAV-
Flagge erscheint, dann auf richtige Frequenz überprüfen.
2. Falls VOR oder DME Ausrüstung mit Unterbrechungen arbeitet
oder verloren geht, ist entsprechend der Erfordernisse eine
andere Navigations-Ausrüstung zu benutzen.
3. Falls die NAV-Flagge erscheint und/oder DME Information
während eines Anfluges verloren geht, ist ein veröffent-
lichter Fehlanflug durchzuführen und eine andere zugelas-
sene Einrichtung zu benutzen.

NORMALVERFAHREN

VORFLUG

FLÄCHEN-NAVIGATIONS FUNKTIONSTEST

Das nachfolgende Verfahren ist nur anwendbar bei Flughäfen, die
mit einer gleichgelegenen VOR/DME-Station ausgerüstet oder in
Reichweite einer solchen gelegen sind.

1. Die Anlage KNS-80 auf Betriebsart VOR schalten.
2. Den Winkel zur VOR-Station ermitteln und festhalten; dazu
den D-Balken mit TO/FROM (AN/ABFLUG-) Flagge zentrieren.
3. Einen Wegpunkt-Radialwinkel programmieren, der um 120°
größer ist als der angezeigte VOR-Radialwinkel.

4. Eine Wegpunkt-Entfernung programmieren, die dem angegebenen DME-Wert entspricht.
5. Die Anlage KNS-80 auf RNAV ENR schalten.
6. Den Azimutwähler (OBS) drehen, bis der D-Balken mit TO-Flagge zentriert ist.

Das KNS-80 muß als Entfernung-zur-Station nun einen Wert anzeigen, der der DME-Entfernung (+ 0,5 Seemeilen/Nm) entspricht; und der angezeigte Wahlkurs soll um 60° größer sein als der aufgezeichnete VOR Winkel-zur-Station.

PROGRAMMIEREN

In die Speichereinheit können vom Steuergerät aus entsprechende Angaben (Wegpunkt-Nummer, Funkstellenfrequenz, Wegpunkt-Teilung und Wegpunkt-Entfernung) für bis zu vier Wegpunkte eingegeben werden. Das Programmieren kann vor dem Start oder auch während des Fluges abgeschlossen werden. In den Computer kann jede Kombination von Navigationsmöglichkeiten (RNAV-Wegpunkt, VOR/DME, ILS) eingegeben werden. Es ist allerdings ratsam, jedes Verfahren in der Reihenfolge zu numerieren und einzugeben, in der es benutzt werden soll.

RNAV-WEGPUNKTE

1. Anlage durch Drehen des ON/OFF (EIN/AUS)-Schalters im Uhrzeigersinn einschalten.
2. Wegpunkt 1 durch Drücken des DSP-Tastenschalters in das DSP-Fenster bringen. Schalter so oft wie nötig drücken, um durch die Abfolge 1-2-3-4-1 zur "1" zu gelangen.
3. Frequenz für Wegpunkt 1 mit Hilfe der Dateneingabesteuerungen anwählen; es handelt sich hierbei um die beiden Rundknöpfe rechts.
4. Radialwinkel für Wegpunkt 1 durch Druck auf den DATA-Tastenschalter wählen. Dadurch erscheint der Radialwinkel für den vorhergehenden Wegpunkt 1 über dem Hinweis RAD. Den neuen Radialwinkel mit den Dateneingabesteuerungen anwählen.

5. Entfernung für Wegpunkt 1 durch erneute Betätigung des DATA-Tastschalters anwählen; dadurch erscheint die Entfernung für den vorhergehenden Wegpunkt 1 über dem Hinweis DST. Die neue Entfernung mit den Dateneingabesteuerungen anwählen.
6. Damit ist die Programmierung des ersten Wegpunktes abgeschlossen. Dasselbe Verfahren ist für alle angewählten Wegpunkte bis zu höchstens vier Punkten einzuhalten.

KONVENTIONELLE VOR

Die Programmiermethode für die konventionelle Navigation im direkten An- bzw. Abflug zu bzw. von einer VOR-Anlage ohne gleichgelegene DME ähnelt der für RNAV-Wegpunkte. Die Eingabe der Nummer und Frequenz des Wegpunktes in die Speichereinheit erfolgt in derselben Weise. Da die Station keine DME besitzt, kann sie auch nicht elektronisch auf einen neuen Standort (Wegpunkt) "verlagert" werden. Daher werden in den RAD- oder DST-Anzeigen keine Werte programmiert.

ILS-ANFLUG (front- und rückseitiger Kurs)

Das Programmieren für einen ILS-Anflug erfolgt in gleicher Weise wie das Programmieren für die konventionelle VOR.

FEHLANFLUG

Wird für den angegebenen ("veröffentlichten") Fehlanflug ein RNAV-Wegpunkt oder eine VOR-Anlage benutzt, kann dies zu jedem Zeitpunkt vor dem Anflug in den Speicher eingegeben werden. Dies wird in gleicher Weise durchgeführt, wie bereits für KONVENTIONELLE VOR und RNAV-WEGPUNKTE in diesem Abschnitt dargelegt.

WÄHREND DES FLUGES

Voreingestellte Wegpunkte können nach Bedarf aus dem Speicher abgerufen und nach Erfordernis zum Einsatz gebracht werden.

1. DSP-Tastschalter nach Bedarf drücken, um den gewünschten Wegpunkt anzuwählen. Die voreingestellte Wegpunkt-Frequenz erscheint nun anstelle der aktiven Wegpunkt-Frequenz in der Anzeige. Die angewählte Wegpunkt-Nummer erscheint (blinkend) über dem DSP-Hinweis. Die blinkende Anzeige besagt, daß die angezeigte Frequenz nicht der aktive Wegpunkt ist. Radialwinkel und Entfernung des Wegpunktes können zu diesem Zeitpunkt ebenfalls kontrolliert werden, indem man dafür jeweils den DSP-Tastschalter drückt.
2. Überprüfen, daß die Daten stimmen.

ANMERKUNG

Korrekturen an den Wegpunkt-Daten lassen sich zu diesem Zeitpunkt vornehmen; dazu die neuen Wegpunkt-Parameter eingeben.

3. Wird die Navigation nach dem angezeigten Wegpunkt gewünscht, drückt man den USE-Tastschalter. Die Wegpunkt-Nummer erscheint über dem USE-Hinweis auf der Anzeigetafel und die Nummer über dem DSP-Hinweis blinkt nicht mehr. Die neue Wegpunkt-Frequenz erscheint automatisch.

ANMERKUNG

Wird als "Zeit bis zur Station" ein Wert von "0" angezeigt, kann die effektive Zeitdauer zwischen 0 und 59 Sekunden betragen.

RNAV-BETRIEB

Empfängt das Gerät gültige Signale von einer gleichgelegenen VOR/LOC-Anlage, dann liefert sie Angaben zur linearen Abweichung an den Leitkursanzeiger. Die Streckenempfindlichkeit (RNV ENR), die durch Drücken des RNAV-Tastschalters abgerufen werden kann, sichert eine konstante Kursbreite von ± 5 Seemeilen (Nm).

Die Anflugempfindlichkeit (RNAV-APR), die durch erneutes Drücken des RNAV-Schalters abgerufen wird, sichert eine konstante Kursbreite von $\pm 1 \frac{1}{4}$ Nm. Die Anflugempfindlichkeit sollte man benutzen, wenn man sich innerhalb von 10 Meilen vom Terminal-Wegpunkt befindet. Zeitdauer und Entfernung zum Wegpunkt sowie errechnete Geschwindigkeit über Grund erscheinen im oberen Teil der Anzeigetafel.

KONVENTIONELLER VOR-BETRIEB

Die Betriebsarten VOR bzw. VOR-PAR wählt man durch Drücken des VOR-Tastschalters; einmal für VOR und zweimal für VOR-PAR. In der Betriebsart VOR wird das DME automatisch abgestimmt; und die Entfernung, die Geschwindigkeit über Grund und die Zeit-zur-Station bis zur VORTAC-Station werden mit dem Aufschalten angezeigt. Der Leitkursanzeiger zeigt die konventionelle Querablagen-Winkelabweichung gegenüber dem gewählten Kurs an ($\pm 10^\circ$ im Vollausschlag). In der Betriebsart VOR-PAR ist die Arbeitsweise identisch mit dem VOR; die einzige Ausnahme ist die, daß der Leitkursanzeiger die Querablagen-Abweichung mit ± 5 Nm im Vollausschlag gegenüber dem gewählten Kurs anzeigt. Unabhängig von der jeweiligen Entfernung zum VORTAC bleibt die Kursbreite konstant.

ILS-BETRIEB

Die Betriebsart ILS wird immer dann angezeigt, wenn eine ILS-Frequenz "auf Betrieb" (IN USE) geschaltet ist. Die Funktionen LOC/GS werden durch die LOC- und GS-Flagge am CDI-Leitkursanzeiger angezeigt. In der Betriebsart ILS ist nur die Winkelabweichung vorgesehen.

DME-WARTEVERFAHREN

Die DME-Wartefunktion (HLD) verhindert eine Veränderung der DME-Empfängerfrequenz.

Drückt man den HOLD/Warte-Schalter und wählt man gleichzeitig einen neuen Wegpunkt, so geht das KNS-80 Gerät zwangsläufig auf eine Betriebsart "konventionelles VOR oder ILS" - je nach der gewählten neuen Frequenz - über.

Die DME-WARTE-Funktion wird wie folgt betätigt:

1. Den HOLD/WARTE-Schalter eindrücken.
2. Die neugewählte Frequenz mit den Dateneingabesteuerungen auswählen. Nun wird der Hinweis HLD angezeigt. Die Entfernung wird weiterhin zur VORTAC angegeben und die Informationen für den CDI-Leitkursanzeiger kommen von der neugewählten Station.

RNAV-ANFLUG

Die Betriebsart RNAV-Anflug (RNAV-APR) kann beim Anflug auf einen Flugplatz für die Pistenortung benutzt werden (indem ein Wegpunkt auf der Anflugseite der Landebahn gesetzt wird). Dazu den RNAV-Schalter drücken und die RNV-APR auswählen. In Betriebsart RNAV-APR zeigt die Kursnadel am Leitkursanzeiger eine Querablagen-Abweichung von $\pm 1 \frac{1}{4}$ Nm im Vollausschlag an. In jeder anderen Hinsicht ist die Betriebsart RNV-APR identisch mit der Betriebsart RNV-ENR.

LEISTUNGSANGABEN - Keine Änderungen.

MASSE UND SCHWERPUNKT - Keine Änderungen.

SYSTEMBESCHREIBUNG

Beim King KNS-80 handelt es sich um ein integriertes Navigationssystem, in welchem ein VOR/Landekurs-Empfänger mit 200 Kanälen, ein Gleitweg-Empfänger mit 40 Kanälen, ein DME-Entfernungsmeßgerät mit 200 Kanälen und eine RNAV-Digitalrechenanlage mit einer Vorwahl- und Speicherkapazität von vier (4)

VOR/LOC-Frequenzen und RNAV-Wegpunkt-Parametern enthalten sind.

Mit dem KNS-80 sind drei grundlegende Betriebsarten möglich: VOR, RNAV oder ILS. Zum Wechsel von einer Betriebsart zur anderen wird der jeweils entsprechende Tastschalter gedrückt; abweichend hiervon gilt, daß die Betriebsart ILS immer dann automatisch eingegeben wird, wenn eine ILS-Frequenz in den USE/BETRIEB-Wegpunkt eingegeben wird. Die Anzeige weist dadurch auf die jeweilige Betriebsart hin, daß über dem Tastschalter eine Botschaft erscheint. Neben den normalen Betriebsarten VOR und RNAV-Streckenflug (RNV ENR) verfügt das KNS-80 noch über eine Betriebsart "konstanter Kurs" oder Parallel-VOR (VOR-PAR) und eine Betriebsart "RNAV-Anflug" (RNAV-APR). Zur Schaltung des Gerätes auf eine dieser beiden Neben-Betriebsarten wird der VOR-Tastschalter oder der RNAV-Tastschalter jeweils ein zweites Mal gedrückt. Bei wiederholtem Drücken des VOR-Schalters arbeitet das Gerät abwechselnd in den Betriebsarten VOR und VOR-PAR, bei wiederholtem Drücken des RNAV-Schalters abwechselnd in den Betriebsarten RNV ENR und RNV APR.

Alle Wegpunkt-Informationen (Stationsfrequenz, Wegpunkt-Entfernung und Wegpunkt-Radialwinkel) werden mit dem Inkrement-/Dekrement-Drehschalter auf der rechten Seite der Instrumententafel eingegeben und in dem rechtsseitigen Fenster angezeigt. Mit dem kleinen Knopf werden die niedrigwertigen Stellen, mit dem großen Knopf die höchstwertigen Stellen eingestellt. Die zehnte Stellung von Wegpunkt-Radialwinkel und -Entfernung läßt sich einstellen, indem der kleine Knopf in die äußere Stellung gezogen wird. Welche Informationen ausgewählt werden, ist aus den beleuchteten Botschaften (FRQ, RAD, DST) ersichtlich, die direkt unter den angezeigten Daten erscheinen. Frequenz-, Radialwinkel- oder Entfernungsangaben für einen bestimmten Wegpunkt lassen sich durch Druck auf den DATA-Tastschalter hintereinander anzeigen. Mit dem Inkrement-/Dekrement-Schalter werden nur die jeweils angezeigten Informationen geändert.

Mit dem KNS-80 können Angaben über Frequenzen, Radialwinkel und Entfernungen für bis zu vier (4) Wegpunkte gespeichert werden.

Die Wegpunkt-Nr. der angezeigten Informationen erscheint über der Botschaft DSP. Verändert wird die Wegpunkt-Nr. (DSP) durch Drücken des DSP-Tastschalters. Die Nummer des jeweils für die Navigation benutzten Wegpunktes wird durch die Nummer über der Botschaft USE (EINSATZ/BETRIEB) angezeigt. Ist der auf Betrieb geschaltete Wegpunkt ein anderer als der angezeigte Wegpunkt, dann blinkt die DSP-Wegpunkt-Nummer. Drückt man nun den USE-Tastschalter, dann fällt der auf Betrieb geschaltete Wegpunkt mit dem angezeigten Wegpunkt zusammen.

Normalerweise ist das DME-Entfernungsmeßgerät auf die Station abgestimmt, die mit der VOR-Frequenz gepaart ist. Die Abstimmung des DMEs kann man dadurch "einfrieren", daß man den HOLD-Tastschalter drückt. Bei späterer Kanaländerung des NAV-Empfängers leuchtet die HLD-Leuchte auf. Das DME-Meßgerät "hält" weiterhin die Frequenz, auf die es zum Zeitpunkt der Betätigung des Tastschalters abgestimmt war.

ANZEIGEN

1. Nm Anzeige (Seemeilen-Anzeige)

a. Betriebsarten VOR und VOR-PAR

Hier erscheint die DME-Entfernung in Teilschritten von 0,1 Nm für Entfernungen von 0 bis 99,9 Nm und in Teilschritten von 1 Nm für Entfernungen von 100 bis 200 Nm. Striche werden immer dann angezeigt, wenn das DME-Gerät auf Suche ist.

b. Betriebsarten RNAV APR und RNAV ENR

Hier erscheint die RNAV-Entfernung zum Wegpunkt in Teilschritten von 0,1 Nm für Entfernungen von 0 bis 99,9 Nm und von 1 Nm für 100 bis 400 Nm. Striche werden immer dann angezeigt, wenn das DME-Gerät auf Suche ist, wenn die VOR-Flagge erscheint oder wenn das VOR bei eingedrücktem HOLD-Schalter kanalmäßig umgeschaltet wird.

2. Kt Anzeige (Knoten-Anzeige)

a. Betriebsarten VOR und VOR-PAR

Hier erscheint die Geschwindigkeit über Grund zur DME-Bodenstation in Stufen von 1 Knoten für Geschwindigkeiten von 0 bis 999 Knoten. Striche werden immer dann angezeigt, wenn das DME-Gerät auf Suche ist.

b. Betriebsarten RNV APR und RNV ENR

Hier erscheint die Geschwindigkeit über Grund zum aktiven Wegpunkt in Stufen von 1 Knoten für Geschwindigkeiten von 0 bis 999 Knoten. Striche werden immer dann gezeigt, wenn das DME auf Suche ist, wenn die VOR-Flagge erscheint oder wenn das VOR bei eingedrücktem HOLD-Schalter kanalmäßig umgeschaltet wird.

3. Min-Anzeige

a. Betriebsarten VOR und VOR-PAR

Hier erscheint die Zeit bis zur DME-Bodenstation in Teilschritten von 1 Minute für Zeiträume von 0 bis 99 Minuten. Striche erscheinen immer dann, wenn das DME auf Suche ist oder wenn die errechnete Zeit mehr als 99 Minuten beträgt.

b. Betriebsarten RNV APR und RNV ENR

Hier erscheint die Zeit bis zum aktiven Wegpunkt in Stufen von 1 Minute für Zeiträume von 0 bis 99 Minuten. Striche erscheinen immer dann, wenn das DME auf Suche ist, wenn die VOR-Flagge erscheint, wenn das VOR bei eingedrücktem HOLD-Schalter kanalmäßig umgeschaltet wird oder wenn die errechnete Zeit mehr als 99 Minuten beträgt.

4. FRQ-, RAD- und DST-Anzeige

a. Betriebsart FRQ

Hier erscheinen Frequenzen von 108,00 bis 117,95 MHz

in Teilschritten von 0,05 MHz. Die niedrigstwertige Stelle zeigt zur Null oder Fünf an.

b. Betriebsart RAD

Hier erscheint der Radialwinkel der Bodenstation, auf dem der Wegpunkt gelegen ist, in einem Bereich von 0,0 bis 359,9 Grad.

c. Betriebsart DST

Hier erscheint die versetzte Entfernung des Wegpunktes von der Bodenstation in einem Bereich von 0,0 bis 199,9 Nm.

5. USE-Anzeige ("BETRIEB")

Hier erscheint die Wegpunkt-Nr. der Daten (1 bis 4), die jeweils von dem Gerät benutzt werden. Bei den VOR-Betriebsarten hat nur die Frequenz eine Bedeutung. Bei Änderung geht sie immer auf den DSP-Wert über.

6. DSP-Anzeige

Hier erscheint die Wegpunkt-Nr. (1 bis 4) der jeweils angezeigten Informationen.

7. PAR-, VOR-, ENR-, APR- und RNV-Anzeigen

Leuchten für den jeweiligen Betriebszustand der Anlage.

8. HLD-Anzeige (HALTEN)

Zeigt an, wenn die Station, auf die das DME jeweils abgestimmt ist, nicht mit der Station übereinstimmt, auf die das VOR abgestimmt ist.

9. DATA-Anzeige

Hier erscheinen die Wegpunkt-Informationen. Die Angaben

FRQ, DST und RAD erklären, was zum jeweiligen Zeitpunkt angezeigt wird.

10. ILS-Anzeige

Zeigt an, daß es sich bei der auf Betrieb geschalteten Frequenz um eine ILS-Frequenz handelt.

BEDIENUNGSEINRICHTUNGEN

1. VOR-Tastschalter

Dies ist ein Moment-Tastschalter; wird er gedrückt, wenn das Gerät in einer der RNV-Betriebsarten arbeitet, so geht die Anlage zur Betriebsart VOR über. Andernfalls bewirkt dieser Schalter, daß das Gerät zwischen den Betriebsarten VOR und VOR-PAR hin und her pendelt.

2. RNAV-Tastschalter

Dies ist ein Moment-Tastschalter; wird er gedrückt, wenn das Gerät in einer der VOR-Betriebsarten arbeitet, so geht die Anlage zur Betriebsart RNV ENR über. Andernfalls bewirkt dieser Schalter, daß das Gerät zwischen den Betriebsarten RNV ENR und RNV APR hin und her pendelt.

3. HOLD-Tastschalter (HALTEN)

Es handelt sich um einen Tastschalter mit zwei Stellungen; in der eingedrückten Stellung verhindert er, daß das DME-Meßgerät kanalmäßig auf eine neue Station umschaltet, wenn die VOR-Frequenz sich ändert. Drückt man nun den Schalter erneut, so kommt er frei und schaltet das DME kanalmäßig auf diejenige Station, die mit der VOR-Station gepaart ist.

4. USE-Tastschalter (BETRIEB)

Dies ist ein Moment-Tastschalter; wird er gedrückt, nimmt der aktive Wegpunkt den selben Wert an wie der angezeigte Wegpunkt und die DATA-Anzeige wechselt auf die Betriebsart FRQ über.

5. DSP-Tastschalter (ANZEIGE)

Dies ist ein nichtrastender Druckschalter; wird er gedrückt, geht der angezeigte Wegpunkt um eine Nummer weiter und die DATA-Anzeige wechselt auf die Betriebsart FREQUENZ über.

6. DATA-Tastschalter (INFO)

Dies ist ein nichtrastender Druckschalter; wird er gedrückt, geht die Wegpunkt-DATA-Anzeige von FRQ über RAD auf DST und wieder zurück auf FRQ über.

7. OFF/PULL (AUS/ZUG) Identifizierungs-Regulierung

Dies ist ein Drehschalter/Potentiometer, der bei Drehung im Uhrzeigersinn das KNS-80 mit Strom versorgt und die Tonfrequenz erhöht. Bei Drehung entgegen dem Uhrzeigersinn wird die Tonfrequenz vermindert und der Strom abgeschaltet. Durch Herausziehen des Schalters kann man die VOR-Kennung (Identifizierung) hören.

8. DATA INPUT-Regulierung (DATENEINGABE)

Es handelt sich um Doppel-Rundknöpfe, wobei der innere Knopf über eine "Ein"- und eine "AUS"-Stellung verfügt.

a. Frequenz-Angaben

Der äußere Knopf steuert die 1 MHz-Stelle und der innere Knopf steuert die Frequenz in 0,05 MHz Stufen; unabhängig davon, ob sich der Schalter in seiner EIN- oder seiner AUS-Stellung befindet.

b. Radialwinkel-Angaben

Der äußere Knopf steuert die 10-Grad-Stelle, wobei ein Übertrag von der Zehner- auf die Hunderter-Stelle erfolgt. Der innere Knopf steuert in der EIN-Stellung die 1-Grad-Stelle und in der AUS-Stellung die 0,1-Grad-Stelle.

c. Entfernungs-Angaben

Der äußere Knopf steuert die 10-Nm-Stelle, wobei ein Übertrag von der Zehner- auf die Hunderter-Stelle erfolgt. Der innere Knopf steuert in der EIN-Stellung die 1-Nm-Stelle und in der AUS-Stellung die 0,1-Nm-Stelle.

BETREUUNG UND WARTUNG

BATTERIE-AUSTAUSCH

Die Stromversorgung des Wegpunkt-Speichers erfolgt über zwei Silberoxid-Uhrenzellen, die in der unteren linken Ecke der Frontplatte sitzen. Die durchschnittliche Lebensdauer der Zellen beträgt zwei Jahre; hohe Temperaturen und Feuchtigkeitswerte können diesen Zeitraum allerdings verkürzen. Falls die Batterien schwächer werden, geht die Speicherung des Wegpunktes verloren und das Funkgerät "wacht auf" mit einer Abstimmung auf 110,00 MHz in der Betriebsart VOR. Man kann die Zellen austauschen, indem man die Batteriemulde mit einem feinen Schraubenzieher öffnet. Der Halter ist so gestaltet, daß die Zellen nur mit der richtigen Polarität eingesetzt werden können.

ERGÄNZUNGEN

für den NOTSTROMGENERATOR (28-Volt-System)

ALLGEMEINES

Die Anweisungen in dieser Ergänzung müssen im Flughandbuch mitgeführt werden, wenn das Flugzeug mit dem Notstromgenerator ausgerüstet ist.

Diese Ergänzung ersetzt oder erweitert das Flughandbuch nur in den folgenden Abschnitten:

BESCHRÄNKUNGEN

Der Notstromgenerator ist nur dann zu benutzen, wenn der Wechselstromgenerator ausfällt.

Bei Betrieb des Notstromgenerators eine Triebwerk-Mindestdrehzahl von 2300 1/min als Dauerleistung einhalten.

NOTVERFAHREN

1. Bei Energieausfall des Wechselstromgenerators Batterieschalter und Generatorschalter AUS schalten.
2. Notstromschalter kurz auf RESET-STELLUNG halten und wieder auf ON schalten.

3. NAV/COMM I bzw. NAV/COMM II wählen.
4. Durch den Notstromgenerator werden LEDIGLICH die folgenden Anlagen betrieben:
 - a. Triebwerküberwachungsinstrumente und Kraftstoffvorrats-anzeiger
 - b. Elektrischer Wendezeiger
 - c. Transponder (falls eingebaut)
 - d. Lautsprecher-Verstärker (falls eingebaut)
 - e. NAV/COMM I bzw. NAV/COMM II
 - f. Spannungsmesser für Notstrom-Sammelschiene
 - g. Lampe am Blendschutz und Notstrompaneelbeleuchtung

VORSICHT

Die Schalter für Not- und Hilfskraftstoffpumpe funktionieren nicht, wenn der Notstromgenerator in Betrieb ist. Fällt der Kraftstoffdurchfluß unter die erforderlichen Werte ab, auf eine Flughöhe heruntergehen, in der sich der Kraftstoffdurchfluß innerhalb der vorgeschriebenen Werte stabilisiert.

ANMERKUNG

Wenn ein elektrischer Kompaß eingebaut und der Notstromgenerator in Betrieb ist, ist keine Kurskreiselanzeige vorhanden außer bei eingebautem zweitem, mit Luft angetriebenen Kurskreisel.

5. Der Ausfall eines der Instrumente weist lediglich auf eine Störung innerhalb dieses Systems hin.
6. Zeigt der Spannungsmesser für die Notstrom-Sammelschiene einen Wert von 24 Volt oder weniger an, so ist der Notstrom-generator nicht betriebsfähig.
 - a. Schalter des Notstromgenerators in RESET-STELLUNG bringen und dann wieder auf EIN schalten. Der Spannungsmesser für die Notstrom-Sammelschiene muß 28 Volt anzeigen.

- b. Zeigt der Spannungsmesser für die Notstrom-Sammelschiene weiterhin einen Wert von 24 Volt oder weniger an, Schalter des Notstromgenerators in Stellung EIN lassen. Auf diese Weise werden die Instrumente und die Notstrom-Sammelschiene mit Batteriestrom versorgt. Die Strombelastung muß so weit wie möglich reduziert werden, um die Batterieleistung aufrecht zu erhalten.
7. Ist der Notstromgenerator in Betrieb, muß das Fahrwerk von Hand ausgefahren werden.

NORMALVERFAHREN

In der VORFLUG-Checkliste schließt sich das Verfahren für die PRÜFUNG des Notstromgenerators an die Magnetzündler-Prüfung an:

1. Regler - 2300 1/min.
2. Batterieschalter und Generatorschalter - OFF
3. Schalter für Notstromgenerator - ON (Der Spannungsmesser für die Notstrom-Sammelschiene muß 24 Volt anzeigen).
4. Schalter für Notstromgenerator - KURZFRISTIG IN RESET-STELLUNG BRINGEN, DANN WIEDER AUF ON SCHALTEN (Der Spannungsmesser für die Notstrom-Sammelschiene muß 28 Volt anzeigen).
5. Schalter für Notstromgenerator - OFF
6. Batterieschalter und Generatorschalter - ON

BETRIEBS- UND LEISTUNGSDATEN - Keine Änderungen.

SYSTEMBESCHREIBUNG

Vom Notstromgenerator wird Strom an die Notstrom-Sammelschiene abgegeben, falls der Wechselstromgenerator ausfällt. Die Notstrom-Sammelschiene gibt diese Energie an die vorgewählten Instrumente und Beleuchtungen weiter, die für eine Fortsetzung des Flugs erforderlich sind.

Der 28 V selbststartende Notstromgenerator mit Zahnradantrieb ist hinter dem Triebwerk auf der Hilfsgeräte-Konsole befestigt.

Dieser Generator wird mit einem federbelasteten Dreistufen-Kippschalter mit den Bezeichnungen OFF - ON - RESET geschaltet; dieser Schalter ist auf dem Instrumentenbrett angeordnet.

Befindet sich der Notstromschalter in Stellung ON, wird nur Batteriestrom (kein Strom vom Notstromgenerator) an die Notstrom-Sammelschiene abgegeben.

Wird der Schalter für den Notstromgenerator vorübergehend in die Stellung RESET gebracht und dann wieder auf Stellung ON umgeschaltet, wird der Stromkreis des Notstromgenerators eingeschaltet und die Notstrom-Sammelschiene wird sowohl mit Strom vom Notstromgenerator als auch mit Batteriestrom versorgt.

Die Anlagenspannung wird mit einem Spannungsmesser für die Notstrom-Sammelschiene neben dem Schalter für den Notstromgenerator überwacht.

ANMERKUNG

Es ist nicht vorgesehen, die Flugzeugbatterie mit dem Notstromgenerator wieder zu laden.

BEDIENUNG, PFLEGE UND WARTUNG - Keine Änderungen.

HARTZELL-DREIBLATTPROPELLER MIT
KONSTANTER DREHZAH

ALLGEMEINES

Die Anweisungen in dieser Ergänzung müssen im Flughandbuch mitgeführt werden, wenn das Flugzeug mit einem Hartzell-Dreiblattpropeller mit konstanter Drehzahl ausgerüstet ist, der in Übereinstimmung mit Hartzell STC SA785CE und Hartzell-Flughandbuchergänzung vom 26. Februar 1980 oder später eingebaut wurde.

Diese Ergänzung ersetzt oder erweitert das Flughandbuch nur in den folgenden Abschnitten. Benutzer des Handbuchs müssen stets auch diese Ergänzung auf mögliche Änderungen, Streichungen und Zusätze bei der Bedienung des Flugzeugs beachten.

SYMBOLE, ABKÜRZUNGEN UND BEZEICHNUNGEN

Leistung

Größte Normalleistung

Größte Leistung innerhalb des normalen Bedienungsbereichs. Die Forderungen für die Geräuschmerkmale wurden bei dieser Leistung erfüllt.

BEGRENZUNGEN

Bedienungsbegrenzungen

Start und größte Dauerleistung	Vollgas, 2700 1/min
Größte Normalleistung	Vollgas, 2550 1/min

Drehzahlmesser

Bedienbereich (grüner Bogen)	1800 bis 2550 1/min
Größte Drehzahl (roter Strich)	2700 1/min

Propellerangaben

Hartzell-Dreiblattpropeller mit konstanter Drehzahl mit Nabe PHC-C3YF-1RF und Blättern F8468A-6R. Steigungseinstellung bei Station 76: niedrig $12^{\circ} \pm 0,2^{\circ}$, hoch $33^{\circ} \pm 1^{\circ}$.
Durchmesser: 2032 mm max., 1982 mm min.

NOTVERFAHREN

Keine Änderung

NORMALVERFAHREN

Steigflug

Größte Normalleistung	Vollgas, 2550 1/min
Reisesteigflug	25 in.Hg, 2500 1/min

1. Triebwerktemperatur - beobachten
2. Leistung - einstellen
3. Gemisch - Kraftstoffdurchfluß einstellen

Geräuschmerkmale

Beim An- und Abflug von einem Flugplatz längeren Flug in niedriger Höhe in der Nähe von geräuschempfindlichen Gebieten vermeiden. Vermeidung geräuschempfindlicher Gebiete ist dem Überflug in verhältnismäßig geringer Höhe vorzuziehen.

Bei Sichtflügen über Personen, Erholungs- und Parkgebieten und anderen geräuschempfindlichen Gebieten sollte, wenn irgend möglich, nicht unter 2000 ft über Grund geflogen werden, vorausgesetzt, daß es die Wetterbedingungen erlauben, obwohl auch niedrigere Flüge nicht gegen die Vorschriften verstoßen.

ANMERKUNG

Die vorstehenden Empfehlungen sollten nicht durchgeführt werden, wenn dadurch Vorschriften der Luftüberwachung betroffen werden oder wenn nach Ansicht des Piloten eine Höhe unter 2000 ft nötig ist, um andere Flugzeuge zu erkennen und ihnen auszuweichen.

Der Geräuschpegel bei größter Normalleistung beträgt 76,9 dB (A)

Von der Luftfahrtbehörde wurde keine Entscheidung getroffen, ob der Geräuschpegel zulässig oder unzulässig innerhalb oder außerhalb eines Flugplatzes ist.

BETRIEBS- UND LEISTUNGSDATEN

Siehe graphische Darstellung auf Seite 5-19.

MASSE UND SCHWERPUNKT

Keine Änderung

SYSTEMBESCHREIBUNG

Keine Änderung

BETREUUNG UND WARTUNG

Keine Änderung

HARTZELL-PROPELLER

Reg.-Nr. _____

Ser.-Nr. _____

Wenn Hartzell-Propeller gemäß STC SA785CE eingebaut sind, muß dieses Blatt jederzeit im Flugzeug mitgeführt werden. Die Angaben in diesem Blatt ergänzen oder streichen Angaben auf Hinweisschildern, in Flugzeug-Spezifikationen oder im Flughandbuch.

I. BETRIEBSGRENZEN

A. PROPELLER

1. Hartzell-Dreiblattpropeller mit konstanter Drehzahl
(40 kg bei Station +2,5; Modelle 36 und A36 bei
Station -22,5)
Nabe: PHC-C3YF-1R oder PHC-C3YF-1RF
Blätter: 8468-6R, 8468A-6R oder F8468A-6R
Haube: A-2295-1 (2,3 kg bei Station +2,5; Modelle
36 und A36 bei Station -22,5)
Regler: C120452 oder D210680
Steigungseinstellung bei Station 76: niedrig 12,0°,
hoch 32,0° min.
Durchmesser: Nicht über 2032 mm, nicht unter 1982 mm
Triebwerk: Continental IO-520-B, IO-520-BA und
IO-520-BB

oder

2. Hartzell-Zweiblattpropeller mit konstanter Drehzahl
(23 kg bei Station +2,5; Modelle 36 und A36 bei
Station -22,5)
Naben: BHC-C2YF-1B oder BHC-C2YF-1BF
Blätter: 8468AR oder F8468AR
Haube: A-2295 (2,3 kg bei Station +2,5; Modelle 36
und A36 bei Station -22,5)
Regler: C120452 oder D210680
Steigungseinstellung bei Station 76: niedrig 13,0°,
hoch 20,0° min.
Durchmesser: Nicht über 2133 mm, nicht unter 2083 mm
Triebwerk: Continental IO-520-BA und IO-520-BB

II. BETRIEBS- UND LEISTUNGSDATEN

Keine Änderung

ERGÄNZUNG FÜR DAS
INTEGRIERTE NAVIGATIONSSYSTEM KING KNS-81

ALLGEMEINES

Die Anweisungen in dieser Ergänzung müssen im Flughandbuch mitgeführt werden, wenn das Flugzeug aufgrund des Einbaues der Navigationsanlage King KNS-81 in Übereinstimmung mit Beech--genehmigten Daten verändert worden ist.

Diese Ergänzung ersetzt oder erweitert das Flughandbuch nur in den folgenden Abschnitten:

BESCHRÄNKUNGEN

1. Die Betriebsart "Flächennavigation" darf bei IFR-Bedingungen nicht als Hauptsystem benutzt werden; Ausnahmen hiervon sind genehmigte Anflugverfahren, genehmigte Flugstrecken und Zufallsstrecken der Flächennavigation, soweit von der Flugsicherung genehmigt.
2. Die Betriebsarten "Flächennavigation" und VOR-PAR können nur mit gleich-angeordneten (gleichgelegenen) Anlagen benutzt werden (VOR- und DME-Signale entstammen demselben geographischen Standort).

3. Die Betriebsart VOR oder VOR-PAR muß gewählt werden, wenn man sich im direkten An- oder Abflug zu oder von einer VORTAC-Anlage befindet.

NOTVERFAHREN

ACHTUNG

Das DME kann sich aufgrund eines Signalausfalls bei bestimmten Kombinationen von Entfernung zur Station, Höhe und Rollwinkel entriegeln.

1. Falls in der Betriebsart "Flächennavigation" die NAV-Flagge erscheint, dann CHK-Tastschalter betätigen, um die Gültigkeit der ungefähren DME- und VOR-Daten zu überprüfen.
2. Falls VOR- oder DME-Empfang unterbrochen arbeitet oder verloren geht, ist entsprechend den Erfordernissen eine andere Navigations-Ausrüstung zu benutzen.
3. Falls die NAV-Flagge erscheint und/oder DME-Information während eines Anfluges verloren geht, ist ein veröffentlichter Fehlanflug durchzuführen und eine andere zugelassene Einrichtung zu benutzen.

NORMALVERFAHREN

FLÄCHENNAVIGATIONS-FUNKTIONSTEST

Das nachfolgende Verfahren ist nur anwendbar bei Flughäfen, die mit einer gleichgelegenen VOR/DME-Station ausgerüstet oder in Reichweite einer solchen gelegen sind.

1. Die Anlage KNS-81 auf Betriebsart VOR schalten.
2. Den Winkel zur VOR-Station ermitteln und festhalten: dazu die Leitkursnadel mit der TO/FROM (AN/ABFLUG-) Flagge zentrieren, so daß eine FROM-(ABFLUG-)Anzeige erscheint.

3. Einen Wegpunkt-Radialwinkel programmieren, der dem in Teilschritt 2 ermittelten OBS-Wert entspricht.
4. Eine Wegpunkt-Entfernung programmieren, die dem angegebenen DME-Wert entspricht.
5. Die Anlage KNS-81 auf RNAV schalten.
Die KNS-81 arbeitet ordnungsgemäß, wenn die Entfernung zum Wegpunkt 0 + 1,0 Nm beträgt und die Leitkursnadel auf einen Punkt genau zentriert ist.

PROGRAMMIEREN

In die Speichereinheit können entsprechende Angaben (Wegpunkt-Nummer, Stationsfrequenz Wegpunkt-Radialwinkel und Wegpunkt-Entfernung) für bis zu neun Wegpunkte eingegeben werden. Das Programmieren kann vor dem Start oder auch während des Fluges abgeschlossen werden. In den Computer kann jede Kombination von Navigationsmöglichkeiten (RNAV-Wegpunkt, VOR/DME, ILS) eingegeben werden. Es ist allerdings ratsam, jedes Verfahren in der Reihenfolge zu numerieren und einzugeben, in der es benutzt werden soll.

RNAV-WEGPUNKTE

1. Anlage durch Drehen des ON/OFF (EIN/AUS) Schalters im Uhrzeigersinn einschalten.
2. Wegpunkt 1 durch Drehen des WPT-Knopfes in das WPT-Fenster bringen. Knopf in beliebiger Richtung drehen, um die "1" zu erhalten.
3. Frequenz für Wegpunkt 1 mit Hilfe der Dateneingabesteuerungen wählen; es handelt sich hierbei um die beiden Rundknöpfe rechts
4. Radialwinkel für Wegpunkt 1 durch Druck auf den DATA-Tastschalter wählen. Damit bewegt sich das Einführungszeichen > < von FRQ auf RAD. Den neuen Radialwinkel mit Hilfe der Dateneingabesteuerungen wählen.

5. Entfernung zwischen Wegpunkt 1 durch erneute Betätigung des DATA-Tastenschalters wählen; damit bewegt sich das Zeichen > < von RAD auf DST. Die neue Entfernung mit Hilfe der Dateneingabesteuerungen wählen.
6. Damit ist die Programmierung des ersten Wegpunktes abgeschlossen. Dasselbe Verfahren ist für alle ausgewählten Wegpunkte bis zu einer Höchstzahl von neun einzuhalten.

KONVENTIONELLE VOR

1. Die Programmiermethode für die konventionelle Navigation im direkten An- oder Abflug zu bzw. von einer VOR-Anlage ohne gleichgelegene DME ähnelt der für RNAV-Wegpunkte. Die Eingabe der Nummer und Frequenz des Wegpunktes in die Speichereinheit erfolgt in derselben Weise. Die RAD- und DST-Anzeigen zeigen bei VOR- und VOR-PAR-Betrieb in Strichen an.

ILS-ANFLUG (frontseitiger und rückseitiger Kurs)

1. Das Programmieren für einen ILS-Anflug erfolgt in gleicher Weise wie das Programmieren für die konventionelle VOR.

FEHLANFLUG

1. Wird für den veröffentlichten Fehlanflug ein RNAV-Wegpunkt oder eine VOR-Anlage benutzt, kann dies zu jedem Zeitpunkt vor dem Anflug in den Speicher eingegeben werden. Dies wird in gleicher Weise durchgeführt, wie bereits für KONVENTIONELLE VOR und RNAV-WEGPUNKTE in diesem Abschnitt dargelegt.

WÄHREND DES FLUGES

1. Voreingestellte Wegpunkte können nach Bedarf aus dem Speicher abgerufen werden und nach Erfordernis in Tätigkeit treten. WPT-Knopf nach Bedarf drehen, um den gewünschten Wegpunkt zu wählen. An den jeweiligen Anzeigen erscheinen

nun die voreingestellte Wegpunkt-Nummer, -Frequenz, -Radialwinkel und -Entfernung. Die WPT-Anzeige blinkt und zeigt damit an, daß der angezeigte Wegpunkt nicht der aktive Wegpunkt ist.

2. Überprüfen, daß die Daten stimmen.

ANMERKUNG

Korrekturen an den Wegpunkt-Daten können zu diesem Zeitpunkt vorgenommen werden; dazu die neuen Wegpunkt-Parameter eingeben.

3. Wird die Rückkehr zum aktiven Wegpunkt gewünscht, dann den RTN-Tastschalter drücken. Es wird nun der aktive Wegpunkt zusammen mit seinen Daten angezeigt.
4. Wird die Navigation nach dem angezeigten (blinkenden WPT) Wegpunkt gewünscht, dann den USE-Tastschalter drücken. Das Blinken der WPT-Anzeige hört auf, und der angezeigte Wegpunkt wird zum aktiven Wegpunkt.
5. Die unaufbereiteten VOR- und DME-Daten lassen sich jederzeit durch Drücken des CHK-Tastschalters überprüfen. Der Radialwinkel vom VOR erscheint als Anzeige über dem RAD, und die DME-Entfernung erscheint über dem DST.

RNAV-BETRIEB

Empfängt die Anlage gültige Signale von einer gleich-gelegenen VOR-DME-Anlage, dann liefert sie Angaben zur linearen Abweichung an den Leitkursanzeiger (oder Kursabweichungsanzeige). Die Empfindlichkeit in Stellung Streckenflug (RNAV), die durch Drehen des MODE-Wahlknopfes bis zum Erscheinen von "RNAV" abgerufen werden kann, ergibt eine konstante Kursbreite von ± 5 NM im Vollausschlag.

Die Anflugempfindlichkeit (RNAV-APR), die durch Drehen des MODE-Wahlknopfes bis zum Erscheinen von RNAV-APR abgerufen werden kann, ergibt eine konstante Kursbreite von $\pm 1 \frac{1}{4}$ Nm im Vollausschlag. Die Anflugempfindlichkeit sollte erst direkt vor der endgültigen Erfassung des Anflugkurses angewählt werden. Zeitdauer und Entfernung zum Wegpunkt sowie errechnete Geschwindigkeit über Grund erscheinen auf der DME-Anzeige.

KONVENTIONELLER VOR-BETRIEB

Die Betriebsarten VOR bzw. VOR-PAR wählt man durch Drehen des MODE-Wahlknopfes, bis das VOR bzw. VOR-PAR angezeigt wird. In Betriebsart VOR wird das fernbediente DME automatisch abgestimmt, wenn man die KNS-81-Anlage als Abstimmquelle einsetzt. Nach Synchronisieren mit der Bodenstation erscheinen auf der DME-Anzeige sofort die Entfernung, Geschwindigkeit über Grund sowie Entfernung zur VORTAC-Station. Der Leitkursanzeiger zeigt die konventionelle Querablagen-Winkelabweichung gegenüber dem gewählten Kurs an ($\pm 10^\circ$ im Vollausschlag). In der Betriebsart VOR-PAR ist die Arbeitsweise identisch mit dem VOR; die einzige Ausnahme ist, daß der Leitkursanzeiger die Querablagen-Abweichung mit ± 5 Nm im Vollausschlag gegenüber dem gewählten Kurs anzeigt. Unabhängig von der jeweiligen Entfernung zum VORTAC bleibt die Kursbreite konstant.

Bei jeder Betätigung des RAD-Tastschalters erscheint der Radialwinkel von Wegpunkt/Station auf der DME-Knotenanzeige sowie ein "F" auf der DME-Anzeige für "Zeit bis zur Station".

ANMERKUNG

Der RAD Schalter ist kein Momentenschalter und muß daher für die Anzeige der normalen DME-Informationen erneut gedrückt werden.

ILS-BETRIEB

Immer, wenn eine ILS-Frequenz auf Betrieb ("IN USE") geschaltet wird, bleibt die Betriebsart-Anzeige die gleiche (ob VOR, VOR-PAR, RNAV oder RNAV-APR); aber die Anzeigen für RAD und DST werden gelöscht. Das Fehlen der LOC/GS-Funktionen wird durch die NAV- und GS-Flagge in der Leitkursanzeige (CDI) belegt. Nur die Winkelabweichung ist in der Betriebsart ILS vorgesehen.

RNAV-ANFLUG

Die Betriebsart RNAV-Anflug (RNAV-APR) kann beim Anflug auf einen Flugplatz für die Pistenortung benutzt werden (indem ein Wegpunkt auf der Anflugseite der Landebahn gesetzt wird). Den MODE-Wahlknopf drehen und RNAV-APR anwählen. In Betriebsart RNAV-APR zeigt die Kursnadel am Leitkursanzeiger eine Querablagen-Abweichung von $+ 1 \frac{1}{4}$ Nm im Vollausschlag an. In jeder anderen Hinsicht ist die Betriebsart RNAV-APR identisch mit der Betriebsart RNAV.

LEISTUNGSANGABEN - Keine Änderungen.

MASSE UND SCHWERPUNKT - Keine Änderungen.

SYSTEMBESCHREIBUNG

Beim KING KNS-81 handelt es sich um ein integriertes Navigationssystem, in welchem ein VOR/Landekurs-Empfänger mit 200 Kanälen, ein Gleitweg-Empfänger mit 40 Kanälen und eine RNAV-Digitalrechenanlage mit einer Vorwahl- und Speicherkapazität von 9 VOR/LOC-Frequenzen und 9 Sätzen RNAV-Wegpunkt-Parametern enthalten sind. Zusammen mit der KNS-81-Anlage ist der Einsatz eines DME-Systems erforderlich.

Für die KNS-81 sind drei grundlegende Betriebsarten möglich: VOR, RNAV oder ILS. Zum Wechsel von einer Betriebsart zu einer anderen wird der MODE-Drehwahlnopf auf der linken Seite der Instrumententafel betätigt; abweichend hiervon gilt, daß die Betriebsart ILS immer dann automatisch eingegeben wird, wenn eine ILS-Frequenz als AKTIVE Frequenz gewählt wird. Die Anzeige weist dadurch auf die jeweilige Betriebsart hin, daß neben der WPT-Anzeige eine Botschaft erscheint; nur in der Betriebsart ILS werden die RAD- und DST-Anzeigen gelöscht, um die ILS anzuzeigen. Neben den normalen Streckenbetriebsarten VOR und RNAV verfügt die KNS-81-Anlage noch über eine Betriebsart "konstante Kursbreite" oder Parallel-VOR (VOR-PAR) und eine Betriebsart RNAV-Anflug (RNAV-APR). Derselbe MODE-Drehwahlnopf wie oben wird auch zur Schaltung der Anlage auf einer dieser beiden Neben-Betriebsarten benutzt.

Alle Wegpunkt-Informationen (Stationsfrequenz, Wegpunkt-Entfernung und Wegpunkt-Radialwinkel) werden mit dem Inkrement/Dekrement-Drehschalter auf der rechten Seite der Instrumententafel eingegeben und in ihren jeweiligen Anzeigefeldern dargestellt. Mit dem kleinen Knopf werden die niedrigstwertigen Stellen, mit dem großen Knopf die höchstwertigen Stellen eingestellt. Die zehntel Stelle von Wegpunkt-Radialwinkel und -Entfernung läßt sich einstellen, indem der kleine Knopf herausgezogen wird. Welche Informationen ausgewählt werden, ist aus den beleuchteten Eingabezeichen (> <) ersichtlich, das je nachdem neben FRQ, RAD oder DST steht. Frequenz-, Radialwinkel- oder Entfernungsangaben für einen bestimmten Wegpunkt lassen sich durch Druck auf den DATA-Tastschalter hintereinander abrufen. Mit dem Inkrement/Dekrement-Schalter werden nur die Informationen geändert, die zusammen mit den Eingabezeichen angezeigt werden.

Mit der KNS-81 können Angaben über Frequenzen, Radialwinkel und Entfernung für bis zu neun (9) Wegpunkte gespeichert werden. Die Wegpunkt-Nr. der angezeigten Informationen erscheint über dem Spruch WPT. Verändert wird diese Wegpunkt-Nr. durch Drehen des WPT-Wahlschalters (kleiner innerer Knopf) auf der linken Seite der Instrumententafel. Ist der auf Betrieb geschaltete Wegpunkt ein anderer als der angezeigte Wegpunkt (und die WPT blinkt), dann drückt man den USE-Tastschalter und der angezeigte Wegpunkt wird zum im Betrieb befindlichen Wegpunkt.

ANZEIGEN

1. FRQ-, RAD-, DST-Anzeige

a. FRQ-Anzeige

Hier erscheinen Frequenzen von 108,00 bis 117,95 MHz in Teilschritten von 0,05 MHz. Die niedrigstwertige Stelle zeigt nur Null oder Fünf an.

b. RAD-Anzeige

Hier erscheint der Radialwinkel der Bodenstation, auf dem der Wegpunkt gelegen ist, in einem Bereich von 0,0 bis 359,9 Grad.

c. DST-Anzeige

Hier erscheint die versetzte Entfernung des Wegpunktes von der Bodenstation in einem Bereich von 0,0 bis 199,9 Nm.

2. VOR-, PAR-, RNAV-, RNAV-APR-Anzeigen

Leuchten für die Betriebsarten der Anlage.

3. WPT-Anzeige

Hier erscheint die Wegpunkt-Nr. (1 bis 9) der jeweils angezeigten Informationen.

4. Einführungszeichen (> <)-Anzeige

Hier wird angezeigt, welche Wegpunktdaten (FRQ, RAD oder DST) mit dem Inkrement (Zunahme)/Dekrement (Minderung)-Dreh-schalter verändert werden können.

5. DME-Anzeiger (Fernbetrieb)

Hier erscheinen Nm bis/ab Wegpunkt/Station, KT Geschwindigkeit Über Grund und Min/Zeit bis Wegpunkt/Station.

Außerdem erscheint jedesmal der Wegpunkt-Radialwinkel, wenn der RAD-Tastschalter der KNS-81 betätigt wird.

6. RMI-Anzeige (Sonderwunsch)

Hier erscheint die Peilrichtung zum Wegpunkt/Station.

BEDIENUNGSEINRICHTUNGEN

1. WPT/MODE-Verfahrensteuerung

Doppel-Rundknöpfe:

- a. Der äußere Knopf steuert die Betriebsart der Anlage. Bei Drehung im Uhrzeigersinn erscheinen nacheinander die Betriebsarten VOR, VOR-PAR, RNAV, RNAV-APR und erneut VOR.
- b. Der innere Knopf betätigt den anzuzeigenden Wegpunkt. Durch Drehen des Knopfes wird der angezeigte Wegpunkt um jeweils eine Stelle in der Wegpunktfolge 1, 2, ... 8, 9, 1 angehoben.

2. USE-Tastschalter

Dies ist ein Moment-Tastschalter; wird er gedrückt, nimmt der aktive Wegpunkt denselben Wert an wie der angezeigte Wegpunkt.

3. RTN-Tastschalter

Dies ist ein Moment-Tastschalter; wird er gedrückt, erscheint der aktive Wegpunkt erneut in der Anzeige.

4. RAD-Tastschalter

Eintast-Austastschalter, der bei Eintastung bewirkt, daß

der Radialwinkel vom Wegpunkt und "F" auf der Fern-DME-Anzeige erscheint.

5. CHK-Tastschalter

Dies ist ein Moment-Tastschalter; wird er gedrückt, erscheinen die unaufbereiteten Daten aus dem NAV-Empfänger und dem DME. Der Radialwinkel von der VOR-Bodenstation erscheint auf der RAD-Anzeige, die Entfernung von der Funkstelle erscheint auf der DST-Anzeige. Auswirkungen auf andere Datenausgaben treten nicht ein.

6. DATA-Tastschalter

Dies ist ein Moment-Tastschalter; wird er gedrückt, geht die Eingabezeichen-Anzeige ($\Rightarrow \Leftarrow$) von FRQ auf RAD und dann auf DST und erneut auf FRQ über.

7. EIN/AUS/ZUG-Identifizierungs-Regulierung

Dies ist ein Schalter, der bei Drehung im Uhrzeigersinn die KNS-81 mit Strom versorgt und die Hörlautstärke erhöht. Durch Herausziehen des Schalters kann man die VOR-Kennung (Identifizierung) hören.

8. DATENEINGABEN - Regulierung

Es handelt sich um Doppel-Rundknöpfe, wobei der innere Knopf über eine "gedrückt"- und eine "gezogen"-Stellung verfügt.

a. Frequenz-Angaben

Der äußere Knopf steuert die 1-MHz- und die 10-MHz-Stellen und der innere Knopf steuert die Frequenz in 0,05-MHz-Teilschritten; dabei erfolgt ein Übertrag von/zu der 0,1-MHz-Stelle unabhängig davon, ob sich der Schalter in seiner gedrückt- oder gezogen-Stellung befindet.

b. Radialwinkel-Angaben

Der äußere Knopf steuert die 10-Grad-Stelle, wobei ein Übertrag von der Zehner- auf die Hunderter-Stelle erfolgt. Der innere Knopf steuert in der gedrückt-Stellung die 1-Grad-Stelle und in der gezogen-Stellung die 0,1-Grad-Stelle.

- c. Der äußere Knopf steuert die 10-Nm-Stelle, wobei ein Übertrag von der Zehner- auf die Hunderter-Stelle erfolgt. Der innere Knopf steuert in der gedrückt-Stellung die 1-Nm-Stellung und in der gezogen-Stellung die 0,1-Nm-Stelle.

BETREUUNG UND WARTUNG - Keine Änderung.

**F33A (CE-1 bis CE-1013), F33C (CJ-1 bis CJ-155),
V35B (D-6874 bis D-10403)**

**ERGÄNZUNG FÜR KRAFTSTOFFWÄHLHEBELVERRIEGELUNG
(BEECHCRAFT SERVICE INSTRUCTION NR. 1248)**

ALLGEMEINES

Diese Ergänzung muß in das Flughandbuch eingefügt werden, wenn das Flugzeug mit der Kraftstoffwählhebelverriegelung ausgerüstet ist, die gemäß Beechcraft Service Instruction Nr. 1248 eingebaut wurde.

Diese Ergänzung ändert das Flughandbuch nur in den darin beschriebenen Teilen.

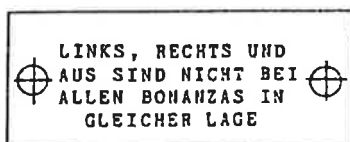
ANMERKUNG

Der Einbau ist bei Flugzeugen mit Brittain-
Flügelspitzentanks nicht möglich.

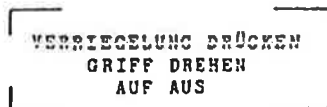
BETRIEBSGRENZEN

HINWEISSCHILDER

An der Kraftstoffwähltafel:



und



NOTVERFAHREN

Keine Änderung

NORMALVERFAHREN

Keine Änderung

BETRIEBS- UND LEISTUNGSDATEN

Keine Änderung

MASSE- UND SCHWERPUNKTSANGABEN

Keine Änderung

SYSTEMBESCHREIBUNG

KRAFTSTOFFANLAGE

WAHL DES KRAFTSTOFFTANKS

Der Kraftstoffwählhebel liegt links vor dem Pilotensitz. Starts und Landungen mit dem volleren Tank durchführen.

Bei Flugzeugen mit der Kraftstoffwählhebelverriegelung (Beechcraft Service Instruction Nr. 1248) muß der Pilot beachten, daß das kurze, spitze Ende des Handgriffs mit dem gewählten Tank eine Linie bildet. Die Tankbezeichnungen befinden sich hinter dem Ventil. Die AUS-Stellung befindet sich vorn links. Ein Verriegelungsmechanismus verhindert unbeabsichtigtes Wählen der AUS-Stellung. Um AUS zu wählen, Verriegelung drücken

und Griff im Uhrzeigersinn drehen. Beim Drehen des Griffs gegen den Uhrzeigersinn auf LINKS oder RECHTS braucht die Verriegelung nicht gedrückt zu werden. In diesem Fall Griff bis zum Einrasten in der betreffenden Tankstellung drehen.

Bleibt das Triebwerk wegen Kraftstoffmangels stehen, siehe Abschnitt NOTVERFAHREN, Anlassen im Flug.

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

Abschnitt 9
Ergänzungen

BEECHCRAFT BONANZA F33A (CE-748, CE-772
und weitere), F33C (CJ-149 und weitere),
V35B (D-10097, D-10120 und weitere), A36
(E-1111, E-1241 und weitere), A36TC
(EA-1 bis EA-272 außer EA-242), und B36TC
(EA-242, EA-273 und weitere)

ERGÄNZUNG

für

NOTINSTRUMENTENLUFTANLAGE

ALLGEMEINES

Die Anweisungen in dieser Ergänzung müssen im Flughandbuch mitgeführt werden, wenn das Flugzeug vom Hersteller mit einer Notinstrumentenluftanlage ausgerüstet worden ist oder nach Ausrüstung mit dem Beech-Einbausatz P/N 36-5009, P/N 36-5011, P/N 36-5014 oder P/N 36-5015.

Diese Ergänzung ersetzt oder erweitert das Flughandbuch nur in den folgenden Abschnitten.

BETRIEBSGRENZEN

1. Die Anlage wird nur beim Ausfall der Instrumentenluftanlage benutzt.

Februar 1986
P/N 36-590006-23

1 von 5

Anerkannt durch
Luftfahrt-Bundesamt



2. Anlage nur bei laufendem Triebwerk betreiben (außer vor dem Anlassen).

NOTVERFAHREN

AUSFALL DER INSTRUMENTENLUFTANLAGE

Ausfall der Instrumentenluftanlage wird durch Aufleuchten der roten Warnleuchte GYRO WARN im Blendschutz oder im Instrumentenbrett, durch Ausfall der Anzeige am Instrumentendruckluftanzeiger und durch Ausfall aller luftbetriebenen Kreiselinstrumente angezeigt. Wenn ein Ausfall der Instrumentenluftanlage eintritt:

1. Schalter STBY GYRO P (am unteren Instrumentenbrett) auf ON. Folgendes wird bewirkt:
 - a. Die bernsteinfarbene Warnleuchte STBY GYRO P leuchtet auf.
 - b. Die rote Warnleuchte GYRO WARN verlischt.
 - c. Der Instrumentendruckluftanzeiger zeigt im grünen Bereich an.
 - d. Die beiden vorzugsweise mit Luft betriebenen Kreiselinstrumente zeigen normale Funktion.

ACHTUNG

Wenn ein Ausfall der Instrumentenluftanlage unter IFR-Bedingungen auftritt, sobald wie möglich landen. Kann der Flug unter VFR-Bedingungen weitergeführt werden, kann bis zum Bestimmungsflugplatz weitergeflogen werden. Vor dem nächsten Flug Ausfallursache bestimmen und beheben.

ANMERKUNG

Wenn mehr als zwei luftbetriebene Kreiselinstrumente, Radar oder luftbetriebene Autopilotkreisel eingebaut sind, trennt die Notinstrumentenluftanlage die zusätzlichen Instrumente und Radar ab und leitet die Luft nur zu den beiden luftbetriebenen Hauptinstrumenten.

NORMALVERFAHREN

VOR DEM ANLASSEN

1. Prüfen der Notinstrumentenluftanlage

- a. Batterieschalter - ON
- b. Warnleuchte GYRO WARN - PRÜFEN (muß aufleuchten)
- c. Schalter STBY GYRO P - ON
- d. Warnleuchte STBY GYRO P - PRÜFEN (muß aufleuchten).
Warnleuchte GYRO WARN muß verlöschen.
- e. Instrumentendruckluftanzeiger - PRÜFEN (muß innerhalb
des grünen Bereichs anzeigen)
- f. Schalter STBY GYRO P - OFF
- g. Batterieschalter - OFF

ACHTUNG

Um die Batterie zu schonen, dieses Verfahren nicht länger als 10 bis 15 Sekunden lang durchführen.

LEISTUNGSDATEN

Keine Änderung

MASSE UND SCHWERPUNKT

Keine Änderung

SYSTEMBESCHREIBUNG

NOTINSTRUMENTENLUFTANLAGE

Die Notinstrumentenluftanlage erzeugt genügend Luftdruck, um beim Ausfall der Instrumentenluftdruckanlage die beiden luftbetriebenen Kreiselinstrumente zu betreiben.

ANMERKUNG

Wenn mehr als zwei luftbetriebene Kreiselinstrumente, Radar oder luftbetriebene Autopilotkreisel eingebaut sind, trennt die Notinstrumentenluftanlage die zusätzlichen Instrumente und Radar ab und leitet die Luft nur zu den beiden luftbetriebenen Hauptinstrumenten.

Die Notinstrumentenluftanlage wird durch eine elektrisch angetriebene Druckpumpe versorgt und besitzt ein Pumpeneinlaßfilter und ein Leitungsfiter. Die Anlage befindet sich im Triebwerkraum.

Die Anlage wird durch einen mit STBY GYRO P bezeichneten Ein-Aus-Schalter am unteren Instrumentenbrett betätigt. Eine rote Warnleuchte GYRO WARN im Blendschutz oder im Instrumentenbrett leuchtet beim Ausfall der Instrumentenluftanlage auf. Beim Betrieb der Notinstrumentenluftanlage leuchtet eine bernsteinfarbene Warnleuchte STBY GYRO P im Blendschutz oder im Instru-

mentenbrett auf. Normale Funktion der Notinstrumentenluftanlage wird am Instrumentendruckluftanzeiger im grünen Bereich angezeigt.

ANMERKUNG

Die Notinstrumentenluftanlage darf nicht als Hauptdruckluftversorgung für luftbetriebene Instrumente benutzt werden.

HANDHABUNG, BETREUUNG UND WARTUNG

Die Notinstrumentenluftanlage besitzt zwei Filter: ein Pumpeneinlaßfilter und ein LeitungsfILTER. Das Pumpeneinlaßfilter befindet sich an dem kielförmigen Aufbau unter dem Triebwerk und das LeitungsfILTER zwischen Druckregulator und Instrumenten. Das Pumpeneinlaßfilter und das LeitungsfILTER werden nach Zustand oder alle 300 Betriebsstunden ausgetauscht. Beide Filter austauschen, wenn eine neue Druckpumpe eingebaut wird. Die Druckpumpe muß alle 600 Betriebsstunden ausgetauscht werden.

BEECHCRAFT Bonanza F33A
CE-674 und weitere

16
Abschnitt 9
Ergänzungen

ERGÄNZUNGEN FÜR DAS
AUTOMATISCHE FLUG-REGLER-SYSTEM
KING KFC 200

ALLGEMEINES

Die Anweisungen in dieser Ergänzung müssen im Flughandbuch mitgeführt werden, wenn das Flugzeug mit dem automatischen Flug-Regler-System KING KFC 200 gemäß STC SA1164CE installiert ist.

Diese Ergänzung ersetzt oder erweitert das Flughandbuch nur in den nachfolgenden Abschnitten:

Abschnitt	Seite
Allgemeines	3
I. Betriebsgrenzen	4
II. Verfahren	5
A. Notverfahren	5
B. Normalverfahren	6
III. Leistungsangaben	12
Abkürzungen	13

ALLGEMEINES

Dieses Handbuch soll den Piloten mit der Bedienung des KFC 200 automatischen Flugreglers (Autopilot) mit zusätzlichen Flugkommandoanzeiger KFC 200 vertraut machen. Das Flugzeug muß gemäß der hier angegebenen Betriebsgrenzen betrieben werden.

Der KFC 200 in diesem Flugzeug ist zugelassen als zwei Achsen-Flugregler der die Quer- und die Längsachse steuert.

Das Flugzeug ist ausgerüstet mit einem elektrischen Trimmsystem das der Pilot über einen Trimm-Schalter steuern und bedienen kann. Wenn der Flugregler eingekuppelt ist, wird über das elektrische Trimm-System durch automatische Nachtrimmung der Höhenruder-Stellmotor (Servo) entlastet, so daß beim Auskuppeln des Flugreglers keine Übergangsbewegungen des Flugzeuges stattfinden. Der Flugregler enthält eine Überwachungseinheit für die automatische und elektrische Höhenrudertrimmung. Fehler in der automatischen und/oder in der elektrischen Höhenrudertrimmung werden optisch in einem Betriebsarten-Anzeigegerät und durch einen akustischen Warnton angezeigt.

ABSCHNITT I - BETRIEBSGRENZEN

- A. Der Flugzeugführer muß angeschnallt auf seinem Führersitz sein, wenn der Flugregler betrieben wird. Die Bedienung darf nur von der linken Seite erfolgen.
- B. Höchstgeschwindigkeit für den Betrieb des Flugreglers beträgt 175 Knoten CAS.
- C. Der Flugregler und Hochachsendämpfer müssen während Start und Landung ausgeschaltet sein.

Benötigte Hinweisschilder:

Anbringungsort:

A/P - DISC
TRIM - INTERRUPT

Pilotensteuerhorn
linker Griff

CWS

Pilotensteuerhorn
rechter Griff

TRIM TRIM
UP DN

Pilotensteuerhorn
linker Griff

- D. Das System ist nur für Kategorie I zugelassen (APPR oder BC gewählt).
- E. Flugregler-Lage Begrenzungen:

Querachse + 15°
Längsachse - 25°

ABSCHNITT II - VERFAHREN

A. NOTVERFAHREN

1. Auskuppeln des Flugreglers und/oder verhindern des Einkuppelns durch:
 - a) Schnelltrennschalter des Flugreglers (DISC/TRIM INTERRUPT).
 - b) Autopilot Einkuppelschalter am Bediengerät.
 - c) Ziehen des Autopilot Sicherungsautomaten.
 - d) Ausschalten des Batterieschalters.
 - e) Ausschalten des Avionic-Hauptschalters.
2. Folgende Zustände bewirken automatisches Auskuppeln des Flugreglers:
 - a) Stromausfall
 - b) Manuelles Betätigen der elektrischen Trimmung.
 - c) Interner Fehler des Flugregler-Systems
 - d) Wenn Kompaßinformation auf KCS 55A-System ungültig ist (Kompaßwarnflagge sichtbar) wird der Flugregler und die Flugkommandoanlage ausgekuppelt, sofern eine Betriebsart gewählt ist, welche die Kompaßinformation auswertet. Ist die Kompaßwarnflagge sichtbar, können nur vertikale Betriebsarten gewählt werden.
3. Die elektrische Höhentrimmung kann ausgekuppelt werden durch:
Drücken und Halten des Flugregler Schnelltrenn-/Trimmungs-Unterbrechungsschalters bis Normalfluglage erreicht ist, dann Avionic-Hauptschalter ausschalten und Höhenrudertrimmung mit Handrad austrimmen. Nach erfolgter Austrimmung Sicherungsautomat für elektr. Trimmung ziehen und Avionic-Hauptschalter einschalten.
4. Maximale Höhenverluste durch Flugreglerstörverhalten:

<u>Flugbetriebsart</u>	<u>Höhenverlust</u>
Reiseflug, Steigflug, Sinkflug	400' (Fuß)
Manöver	50' (Fuß)
Landeanflug	70' (Fuß)

ACHTUNG

Wird, bei eingekuppeltem Autopilot, manuell Kraft auf das Höhensteuer ausgeübt, mit einer Zeitdauer von 3 Sekunden oder länger, so hat dieses ein Anlauf der automatischen Trimmung zur Folge und erzeugt eine Kraft entgegengesetzt der des Piloten. Die entgegengesetzte Trimmkraft wird umso höher, je länger der Pilot diese Kraft auf das Höhensteuer ausübt. Wird der Autopilot unter diesen Bedingungen ausgekuppelt, kann für den Piloten eine erhöhte Steuerkraft erforderlich sein.

B. NORMALVERFAHREN

1. Die Batterie- und Generator-Schalterfunktion ist unverändert und kann im Notfall das Bordnetz komplett ausschalten, bis die Störung eingegrenzt ist.
2. Der Avionic-Hauptschalter versorgt den Flugregler und die elektrische Trimmung.
3. Das KFC 200 wird versorgt von folgenden Sicherungsautomaten:
Autopilot: Dieser Sicherungsautomat versorgt den Computer FCS KC 295, das Betriebsarten-Bediengerät KC 292, die Anzeigetafel KA 285 und die Querruder- und Höhenruder-Servos.

Avionic-

Master: Dieser Sicherungsautomat versorgt in Verbindung mit dem Avionic-Hauptschalter die Avionic-Strom-schiene.

Comp.Sys.: Dieser Sicherungsautomat versorgt das Compass System KCS 55A/55.

Trim: Mit diesem Sicherungsautomat wird das Trimm-system und die manuelle elektrische Trimmung versorgt.

4. Pilotensteuerhorn-Schalterfunktionen:

A/P - DISC
TRIM-INTERRUPT

Dieser Not-Schnelltrennschalter kuppelt den Autopiloten aus, unterbricht die Stromzuführung zum elektrischen Trimmsystem. Zum Wiedereinschalten des Autopiloten muß der Autopilothebel am Betriebsartenwähler wieder betätigt werden. Im Falle eines Fehlers in der elektrischen Trimmung oder in der automatischen Trimmung, kann der Schalter gedrückt gehalten bleiben, wodurch die Stromzufuhr zum Trimmsystem unterbrochen wird, so daß dem Piloten Zeit bleibt, den Sicherungs-automaten TRIM zu ziehen und den Avionic-Master-Schalter auszuschalten.

CWS

Dieser Schalter, wenn er gedrückt und gehalten wird, erlaubt dem Piloten das Flugzeug manuell zu steuern, ohne daß der Autopilot ganz ausgeschaltet wird. Wird der Schalter losgelassen, so übernimmt wieder der Autopilot (innerhalb der Lagerbegrenzungen Querachse/Längsachse). Der CWS-Schalter synchronisiert den FD (Flugkommandosystem) in PAH (Querachsen-Lagehalterung), oder ALT HOLD (Höhenhaltung). Der CWS-Schalter in gedrückter Position gehalten, ermöglicht auch die elektrische Trimmung manuell zu betätigen, ohne daß der Autopilot ausgeschaltet wird.

Manual Pitch Trim

Die Betätigung des Handschalters für elektrische Trimmung am Pilotensteuerhorn, kuppelt den AP-Einschalter am Betriebsarten-Bedienwähler aus (ausgenommen der CWS-Schalter wird gehalten wie vorstehend beschrieben).

5. FCS-Warnflaggen und Anzeigen-Bezeichnung und Bedienung.

HDG/PWR*

Diese Warnflagge befindet sich im Navigations-Anzeigege-
rät und ist sichtbar wenn die Information des Kurskreisel-
ungültig wird. Ist dieses der Fall und sind entweder NAV-,
APPR-, oder HDG-Betriebsarten gewählt wird der Autopilot
ausgekuppelt. Die Basis-FD-Betriebsart kann dann wieder
mit jeder vertikalen Betriebsart eingeschaltet werden.

* HDG-Flagge bei KCS 55A; PWR-Flagge bei KCS 55.

Alle Betriebsarten in der Kompaßanlage können mit oder
ohne PWR-Flagge gewählt werden und sind betriebsbereit.

TRIM

Das Trimm-Warnlicht in der Anzeigetafel in der rechten
unteren Ecke blinkt, und es ertönt ein akustischer Warn-
ton, wenn folgende Fehler im automatischen Trimmsystem
auftreten: Trimmservomotor läuft, ohne daß ein Kommando-
signal erfolgt ist; Trimmservomotor läuft in falsche Rich-
tung; Trimmservomotor läuft nicht wenn ein Kommandosignal
anlegt, TRIM-Sicherungsschalter ist gezogen. Trimmwarn-
licht muß mindestens viermal blinken und der Warnton ist
hörbar, wenn der Testknopf am Betriebsarten-Bediengerät
gedrückt wird.

GS

Die gültige GS (Gleitweg)-Anzeige (Der Gleitwegzeiger ist
im Navigationsanzeigegerät sichtbar) muß vorhanden sein,
bevor der Gleitweg gekoppelt werden kann. Wird nach
GS CPLD das GS-Signal ungültig, so beginnt die Anzeige
zu blinken und schaltet in die PAH-Betriebsart. Wird das
GS-Signal erneut gültig, so kehrt das System in GS-CPLD-
Betriebsart zurück.

NAV

Die NAV- oder APPR-Betriebsarten (ARM oder CPLD) können
gewählt werden und sind funktionsfähig, gleichgültig ob
die NAV-Warnflagge sichtbar ist oder nicht. Der Autopilot
gibt mit oder ohne gültiges NAV-Signal Steuerinformationen.

6. Vor Einkuppeln des Flugregler-Systems:

- Prüfen, daß alle zum System gehörenden Sicherungsauto-
maten gedrückt sind
- Hinreichend lange Zeit zum Anlaufen und Warmlaufen der
Kreiselgeräte lassen (ca. 3 - 4 Min.)

7. Vorflug Kontrolle: Schritte a) bis d) müssen vor jedem Flug durchgeführt werden.
- a) Alle Systeme mit Strom versorgt, aber keine Betriebsart geschaltet; Testknopf am Betriebsarten-Bediengerät drücken. Alle Betriebsarten-Anzeigen müssen aufleuchten in der Anzeigetafel und das rote Auto Trimmwarnlicht blinkt. Mindestens 4 höchstens 6 Blinkintervalle müssen beobachtet werden, um die richtige Funktion des Auto-trim/Manual-elekt. Trim Monitors festzustellen und der Warnton muß ertönen. Die drei Marker-Lampen müssen ebenso aufleuchten während dieses Tests.
 - b) Autopilot einkuppeln, CWS-Schalter drücken und Steuerhorn in Neutralstellung bringen, dann CWS-Schalter los lassen. Prüfen, ob der Autopilot in jeder Richtung übersteuert werden kann.
 - c) Prüfen, ob AP-Nottrennschalter am Pilotensteuerhorn den Autopilot auskuppelt.
 - d) Autopilot ausschalten und folgende Tests an der manuellen elektr. Trimmung durchführen:
 - aa. Trimmschutzschalter einschalten.
 - bb. Trimmung nach oben und unten bewegen und normale Trimmung in beiden Richtungen prüfen.
 - cc. Trimmung von Anschlag zu Anschlag durchlaufen lassen. Die benötigte Zeit muß 75 ± 10 Sekunden betragen.
 - dd. Trimmung mit dem Trimmhandrad nach oben und unten durchführen und Übersteuerung prüfen (Trimmanzeige muß sich mit dem Rad bewegen).
 - ee. Autopilot-Schnelltrennschalter drücken und halten. Die manuelle elektrische Trimmung darf sich weder nach oben noch nach unten bewegen.
 - e) Autopilot einkuppeln und mit dem vertikalen Trimmschalter an der Betriebsarten-Steuerung des KC 292 einen Steigbefehl eingeben. Die Steuer säule festhalten und den Autotrimm-Lauf in der Steigrichtung nach ca. 3 Sekunden Wartezeit beobachten. Vertikalen Trimmschalter erneut betätigen und Sinkbefehl eingeben. Die Steuer säule festhalten und den Autotrimm-Lauf in der Sinkrichtung nach ca. 3 Sekunden Wartezeit beobachten.
 - f) Die Betriebsart HDG (Kurswahl) und den Autopilot (AP) einkuppeln. HDG-Marke auf Durchführung einer Rechtskurve einstellen. Das Steuerhorn dreht sich nun im Uhrzeigersinn. Die Marke HDG auf Durchführung einer Linkskurve einstellen: das Steuerhorn dreht sich nun entgegen dem Uhrzeigersinn.

8. Betrieb im Flug

a) Einschalt-Verfahren

Nach dem Start Steigflug festlegen. Autopilot einkuppeln. Die Querachsenlage verriegelt sich bei jeder Lage bis zu einer Querlage von 15 Grad. Bei eingerücktem CWS-Schalter kann der Pilot bei Beibehaltung seiner bisherigen Betriebsarten jederzeit schnell auf manuelle Steuerung umschalten und nach Belieben auf jenes Profil ohne Schwierigkeiten zurückschalten.

b) Ausschalt-Verfahren

Unter Beobachtung der Flugsteuerung das System mit einer der folgenden Möglichkeiten auskuppeln: A/P DISC-Schalter des Piloten eindrücken oder den manuellen Trimmschalter oder den AP-Einrückhebel am Betriebsarten-Betriebsgerät betätigen.

Zur Anzeige, daß der Autopilot ausgeschaltet ist, blinkt die AP-Leuchte an der Anzeigetafel mindestens viermal und erlischt dann.

ANMERKUNG

Der vertikale Trimmschalter am Bediengerät KC 292 kann zum Trimmen der Querachsenlage von einem Grad je Sekunde benutzt werden.

c) Betriebsart AP

Der Autopilot muß eingeschaltet sein, bevor sich eine andere Betriebsart einschalten läßt. AP allein zeigt die PAH (Querachsenlagehaltung bzw. Nicklagehaltung) und die Horizontallage an. AP folgt automatisch jeder anderen gewählten Betriebsart. Ausschalten von AP schaltet alle anderen Betriebsarten ab.

d) Betriebsart ALT (Höhenhaltung)

Wird bei eingeschaltetem Autopiloten der ALT-Schalter am Betriebsarten-Bediengerät gedrückt, so hält das Flugzeug die Druckhöhe ein, die bei Drücken des Schalters gegeben ist. Um ein sauberes Arbeiten zu ermöglichen, die ALT bei nicht mehr als 500 ft/min Steig/Sinkgeschwindigkeit einschalten. Die ALT schaltet sich ab, wenn der Gleitweg automatisch gekoppelt oder der Schalter für GA (Durchstartkommando) gedrückt wird. Die Höhenhalterung läßt sich durch Drücken des ALT-Schalters jederzeit abschalten. Die Einschaltung der ALT wird an der Anzeigetafel angezeigt.

ANMERKUNG

Der vertikale Trimmschalter (der am Betriebsartenbrett des KC 292 sitzt) kann dazu benutzt werden, die Höhe von 500 bis 700 FPM zu verändern oder auf- oder abzutrimmen, ohne dabei die Betriebsart abzuschalten.

- e) Betriebsart HDG (Kurswahl)
Kurswahl-Drehknopf am PNI-Navigationsanzeiger auf den gewünschten Kurs einstellen, Autopilot einschalten und HDG-Schalter am Betriebsarten-Bediengerät eindrücken: HDG wird am Anzeigebrett angezeigt. Das Flugzeug dreht auf den gewählten Kurs und hält diesen ein. Der Pilot kann nun jeden beliebigen neuen Kurs wählen, indem er lediglich die Handtaste auf einen anderen Kurs einstellt. Das Flugzeug dreht sich automatisch in die Richtung, auf die die Kurswahl-Handtaste ausgerichtet worden ist. Zur Ausschaltung der Betriebsart HDG den HDG-Schalter am Betriebsarten-Bediengerät eindrücken und beobachten, wie die HDG-Leuchte an der Anzeigetafel ausgeht. Die Betriebsart HDG schaltet sich automatisch ab, sobald APPR oder NAV CPLD erreicht ist.
- f) Betriebsart NAV (Navigation)
Die Betriebsart NAV wird gewählt, indem man den NAV-Empfänger auf die gewünschte Frequenz und das CDI-Kursanzeigergerät auf den gewünschten Radialwinkel einstellt bei eingeschaltetem Autopilot den Schalter NAV am Betriebsarten-Bediengerät drücken. Die Anzeigetafel zeigt NAV ARM an, bis der gewählte Kurs erflogen ist, außer der NAV-Schalter ist bei zentrierter Nadel am CDI eingedrückt, wodurch die Betriebsart direkt auf NAV CPLD geht, was auf der Anzeigetafel angegeben wird. Das System kann jeden Winkel bis 90° erfliegen und dreht immer gegen den Kurszeiger. Ist bei Eindrücken der Betriebsart ein Zustand gegeben, der ein Einfangen (ÜBERNEHMEN) erforderlich macht, muß der Pilot unter Einsatz der Betriebsart HDG oder AP einen Anflugwinkel aufbauen. Die NAV wird abgeschaltet, indem der NAV-Schalter niedergedrückt oder die HDG bzw. APPR eingeschaltet wird, wenn man sich in NAV CPLD bzw. NAV CPLD/ARM befindet.

ACHTUNG

DIE BETRIEBSART "NAV" SICHERT WEITERHIN
DIE KONTROLLE DES FLUGZEUGS, AUCH OHNE
EIN GÜLTIGES VOR/LOC-SIGNAL (NAV-FLAGGE
IM BLICKFELD).

g. Betriebsart APPR (Anflug)

Zur Übernahme der Anflug-Betriebsart am NAV-Empfänger die entsprechende VOR- oder LOC-Frequenz abstimmen den CDI auf den gewünschten Radialwinkel oder Kurs einstellen und bei eingeschaltetem Autopilot den APPR-Schalter am Betriebsarten-Bediengerät niederdrücken. Das Anzeigegerät zeigt solange APPR ARM an, bis der betreffende Kurs erflogen worden ist, außer der APPR-Schalter ist bei zentrierter Nadel am CDI eingedrückt, wodurch die Betriebsart direkt auf APPR CPLD geht, was an der Anzeigetafel angegeben wird. Das System kann einen Kurs in jedem Winkel bis 90° erfliegen und dreht sich immer auf den Kursanzeiger. Weitere Einzelheiten siehe aus dem Anflug-Verfahren ersichtlich. Die Betriebsart "Anflug" läßt sich wie folgt abschalten: durch Eindrücken des APPR-Schalters am Betriebsarten-Bediengerät oder durch Einschalten der HDG oder NAV, wenn man sich in APPR CPLD befindet. Die Anzeigetafel gibt den Stand der Betriebsart "Anflug" an.

ACHTUNG

DIE BETRIEBSART "APPR" SICHERT WEITERHIN DIE KONTROLLE DES FLUGZEUGS, AUCH OHNE EIN GÜLTIGES VOR/LOC-SIGNAL (NAV-FLAGGE IM BLICKFELD).

h. Betriebsart BC (Rückseitiger Kurs)

Für Betrieb im rückseitigen Kurs (BC) ist wie bei der normalen Betriebsart "Anflug" vorzugehen, aber die BC ist erst nach dem Anwählen von APPR einzuschalten. Der BC-Schalter kehrt die Signale im Computer um und läßt sich nicht einschalten, ohne daß eine LOC-Frequenz angewählt worden ist. Der BC-Status wird an der Anzeigetafel angezeigt. Die Abschaltung der Betriebsart BC kann wie folgt vorgenommen werden: durch Eindrücken des BC- oder APPR-Schalters oder aber durch Einstellen einer anderen Frequenz als der LOC-Frequenz am NAV-Empfänger.

i. Trimmung Auf/Ab (Trim Up/Down)

Die Betätigung des vertikalen Trimmschalters bietet eine zweckdienliche Möglichkeit, die Winkelfunktion "A" HOLD" (Höhenhaltung) oder "PAH" (Querachsenlagehaltung bzw. Nicklage-Haltung) ohne Ausrücken der Betriebsart zu korrigieren.

9. VOR-Verfahren

- a. NAV-Empfänger auf eine entsprechende Frequenz einstellen.
- b. Gewünschten Kurs mit HDG-Knopf einstellen, um Radialwinkel aufzufangen, und HDG und AP einschalten. (Der empfohlene Abfangwinkel beträgt maximal 90° Grad).

- c. Gewünschten Radialwinkel anwählen und AP und NAV einschalten. Das Flugzeug bleibt auf HDG, wie auf der Anzeigetafel angezeigt, und ARM in der NAV-Betriebsart. Wenn das Flugzeug den Leitstrahl auffängt, koppelt und verfolgt das System automatisch in NAV-Betriebsart und zeigt auf der Anzeigetafel CPLD an.
 - d. Bei Betrieb in Betriebsart NAV kann dadurch ein neuer Kurs über der VOR-Station gewählt werden, daß ein neuer Radialwinkel gewählt wird, wenn sich die TO/FROM (An/Ab) Anzeige ändert.
 - e. Für VOR-Anflug, siehe Anflug-Verfahren.
10. Anflugverfahren
- a. ILS- oder VOR-Frequenz einstellen.
 - b. CDI auf frontseitigen Kurs einstellen.
 - c. Kurs-Markie (HDG) einstellen und AP und HDG einschalten, um Kursstrahl in jedem beliebigen Winkel aufzufangen. (Größter empfohlener Winkel ist 90°).
 - d. APPR einschalten und auf APPR ARM an der Anzeigetafel achten.
 - e. Wenn sich das Flugzeug dem Leitstrahl nähert, koppelt APPR ein, koppelt HDG aus, das Flugzeug verfolgt LOC oder VOR und auf der Anzeigetafel leuchtet CPLD auf.
 - f. Wird der Gleitweg-Strahl aufgefangen, koppelt die Gleitweg-Betriebsart (GS) automatisch ein und zeigt an der Anzeigetafel "GS" an. War vor dem Auffangen des Gleitweges die Betriebsart ALT (Höhe) eingeschaltet, so schaltet diese sich beim Einkoppeln des GS automatisch aus. Das Flugzeug verfolgt nun LOC und GS. Gashebel auf Sinkflug einstellen. Die HDG-Markie auf den Fehlanflugkurs einstellen, aber HDG nicht einschalten.
 - g. Wird das Haupteinflugsignal empfangen, schaltet das System automatisch auf eine Betriebsart mit stabilerem Kurs (Verfolgung) um.
 - h. Bei Landung oder Fehlanflug Autopilot (AP) ausschalten.
11. Verfahren für rückseitigen Kurs (BC)
- Ebenso wie beim frontseitigen Kurs; abgesehen davon, daß der BC nach Einschalten des APPR eingeschaltet wird und daß das Flugzeug manuell auf Sinkflug gestellt sein muß; dazu den vertikalen Trimmschalter am Betriebsarten-Bediengerät auf DN stellen, falls man sich in Betriebsart ALT befindet; oder aber die gewünschte PAH (Querachsenlagehaltung bzw. Nicklagenhaltung) mit Hilfe des CWS-Schalters festlegen.

ABSCHNITT III - LEISTUNGSANGABEN

Keine Änderungen

ABKÜRZUNGEN

ALT	Höhe oder Höhenhaltung
AP	Flugregler
APPR	Anflug
ARM	System bereit zur Übernahme
BC	Rückseitiger Kurs
CDI	Kursablagen-Anzeigegerät
CPLD	gekoppelt
DISC	getrennt, ausgekuppelt
FCS	Flugregler-System
FD	Flugkommando-System
HDC	Kurswahl
LOC	Landekurs
NAV	Navigation
PAH	Querachsenlagehaltung
PNI	Sinnbildliches Navigations-Anzeigegerät

TABLE OF CONTENTS

SECTION 9

SUPPLEMENTS

NUMBER	NAME	REVISION NUMBER	SUPPLEMENT NUMBER	EQUIPMENT INSTALLED
1	<i>Garmin GI275 EASA Airplane Flight Manual Supplement</i>	01	190-02246-15	X
2	<i>Garmin GI275 FAA Airplane Flight Manual Supplement</i>	12	190-02246-12	X
3	<i>Garmin GTN650Xi EASA Airplane Flight Manual Supplement</i>	03	190-01007-E3	X
4	<i>Garmin GTN650Xi FAA Airplane Flight Manual Supplement</i>	03	190-01007-C2	X
5	<i>Charterware OBU Flight Logger AFMS</i>	01	CS23var-010715- 01-ASM-01	X
6	<i>Garmin GNS530W Airplane Flight Manual Supplement</i>	07	AFMS-1259-01	X
7	<i>P2 Inc. Audio Advisory System</i>	A	<i>Audio Advisory System per STC SA01114CH</i>	X
8	<i>King KFC 150 AP System</i>	00	006-0431-01	X

**GARMIN Ltd. or its subsidiaries
c/o GARMIN International, Inc.
1200 E. 151st Street
Olathe, Kansas 66062 U.S.A.**

**EASA Approved AIRPLANE FLIGHT MANUAL
SUPPLEMENT**

GI 275 Multi-Function Indicator

Dwg. Number: 190-02246-15 Rev. 1

This Supplement is Applicable to the Following Manuals:

190-02246-12

This Supplement must be attached to the FAA Approved STC Airplane Flight Manual Supplement when the GARMIN GI 275 Multi-Function Indicator is installed in accordance with STC 10075142. The information contained herein supplements the information of the STC Airplane Flight Manual Supplement. For Limitations, Procedures, and Performance information not contained in this Supplement consult the basic Pilot's Operating Handbook, FAA Approved Airplane Flight Manual and the FAA Approved STC Airplane Flight Manual Supplement.

Airplane Serial Number: CE-1145

Airplane Registration Number: D-EEKE

Signed By: 

**Michael Warren
ODA STC Unit Administrator
Garmin International Inc.
ODA-240087-CE**

Date: 12/15/2020

EASA Approval No. 10075142

© Copyright 2020
GARMIN Ltd. or its subsidiaries
All Rights Reserved

Except as expressly provided herein, no part of this manual may be reproduced, copied, transmitted, disseminated, downloaded or stored in any storage medium, for any purpose without the express prior written consent of GARMIN. GARMIN hereby grants permission to download a single copy of this manual and of any revision to this manual onto a hard drive or other electronic storage medium to be viewed and to print one copy of this manual or of any revision hereto, provided that such electronic or printed copy of this manual or revision must contain the complete text of this copyright notice and provided further that any unauthorized commercial distribution of this manual or any revision hereto is strictly prohibited.

GARMIN International, Inc.
1200 E. 151st Street
Olathe, KS 66062 USA
Telephone: 913-397-8200
www.garmin.com

GARMIN International, Inc
Log of Revisions

**EASA Approved AIRPLANE FLIGHT MANUAL
SUPPLEMENT**

GI 275 Multi-Function Indicator

REV NO.	PAGE NO(S)	DESCRIPTION	DATE OF APPROVAL	EASA APPROVED
1	ALL	Original Issue	12.15.2020	See Cover

This page intentionally left blank.

Table of Contents

Section 1. - General	6
Section 2. - Limitations	6
Section 3. - Emergency Procedures	6
Section 4. - Normal Procedures	6
Section 5. - Performance	6
Section 6. - Weight and Balance	6
Section 7. - Systems Description	6

Section 1. - General

The information in this supplement is EASA-approved material and must be attached to the FAA Approved STC Airplane Flight Manual Supplement, (P/N: 190-02246-12) when the airplane has been modified by installation of the GARMIN GI 275 Multi-Function Indicator in accordance with STC SA02658SE.

This EASA approved Airplane Flight Manual Supplement is required in addition to the FAA approved Airplane Flight Manual Supplement, (P/N: 190-02246-12).

Section 2. - Limitations

No change except as shown below.

2.25 Portable Electronic Devices

Data Received by Personal Electronic Devices (PED)

The GI 275 wireless interface and data provided to a portable electronic device is not approved to replace any required or installed aircraft display equipment, including navigation or traffic/weather display equipment. The data presented on the PED may not have the required integrity to be used as the sole source of information to base tactical or strategic decision making.

Use of the GI 275 wireless interface for flight plan importing during critical phases of flight by the pilot flying is prohibited.

2.27 Kinds of Operation

FAA operational requirements (14 Code of Federal Regulations Part 91, Part 121, and Part 135) do not apply to aircraft operated under European Operational requirements.

Section 3. – Emergency Procedures

No Change

Section 4. – Normal Procedures

No Change

Section 5. - Performance

No Change

Section 6. – Weight and Balance

No Change

Section 7. – Systems Description

No Change

FAA APPROVED

AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT
or
SUPPLEMENTAL AIRPLANE FLIGHT MANUAL
for the
GARMIN GI 275 MULTIFUNCTION INSTRUMENT
as installed in

Beechcraft F33A Bonanza

Make and Model Airplane

Registration Number: D-EEKE
Serial Number: CE-1145

This document serves as an Airplane Flight Manual Supplement or as a Supplemental Airplane Flight Manual when the aircraft is equipped in accordance with Supplemental Type Certificate SA02658SE for the installation and operation of the Garmin GI 275 Multifunction Instrument. This document must be carried in the airplane at all times.

The information contained herein supplements or supersedes the information made available to the operator by the aircraft manufacturer in the form of clearly stated placards or markings, or in the form of an FAA approved Airplane Flight Manual, only in those areas listed herein. For limitations, procedures and performance information not contained in this document, consult the basic placards or markings, or the basic FAA approved Airplane Flight Manual. FAA approved sections of the AFMS are labeled "FAA APPROVED". Sections labeled "NOT FAA APPROVED" are for guidance only.

FAA APPROVED BY: _____

JR Brownell

JR Brownell
ODA STC Unit Administrator
GARMIN International, Inc
ODA-240087-CE

DATE: 5 / 16 / 2024

LOG OF REVISIONS			
Rev	Page	Description	FAA Approval
1	All	Initial issue.	<i>JR Brownell</i> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: 1/13/2020
2	7	Added hardware variant functionality information to Table 2	<i>Erik Frisk</i> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: 9/10/2020
	7	Added reference to -20 and -40 hardware variants	
	10	Updated software version number	
	11	Added clarification to Note.	
	12	Added missing installation option	
	14	Removed Section 2.19 "Type Ratings"	
	20	Changed "amber" to "yellow" for consistency throughout document	
	24	Changed "amber" to "yellow" for consistency throughout document	
	29	Corrected AHRS/ADC annunciation figures	
	31	Changed "amber" to "yellow" for consistency throughout document	
	32	Added Note to Section 4.2.1	
	33	Changed "amber" to "yellow" for consistency throughout document	
	33	Added reference to GFC 500	
	38	Changed "amber" to "yellow" for consistency throughout document	
	39	Added reference to -20 and -40 hardware variants	
	39	Changed "amber" to "yellow" for consistency throughout document	
	41	Removed text requiring pilot to verify units match across systems.	
	42	Added reference to -20 and -40 hardware variants	
	45	Corrected typos	
3	10	Updated software version number	<i>JR Brownell</i> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: 11/30/2020
	56	Updated the Engine and Airframe Timer descriptions to reflect new Hobbs and Tach Timer functionality	

4	8	Corrected table formatting	<i>JR Brownell</i> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: 12/23/2020
	10	Added clarification of Standby Reversionary capabilities	
	11	Added clarification of EIS configuration to include all EIS capabilities and display parameters	
	12	Included VFR GPS antenna and Backup Battery Pack as GI 275 system components	
	13	Added clarifications for Standby instrument configurations with the GI 275; Clarified reversionary function when configured as a Standby instrument; Added Battery Charge Inhibited system message description	
	14	Added ADI to the Definitions	
	15	Added a table to identify AFMS section applicability based on specific system installation	
	16	Added tickbox for GI 275 primary heading installations; Clarified magnetic variation limits for configurations with GI 275 as primary heading source	
	17	Added GPS aiding system message description; Clarified limitations of aerobatic maneuvers for primary and standby ADI configurations; Added clarifications for battery capacity required for aircraft above 25,000ft service ceiling	
	18	Added clarification that QFE altimeter setting is incompatible with GI 275 instrument; Added tickbox selections to define specific system installation and configuration; clarified loss of control warning for IMC flight	
	19	Clarified sensor selection applicability to Garmin cross-comparison AHRS and ADC sensors	
	21	Clarified VFR GPS functionality and limitations; Removed powerplant gauge markings section	
	22	Added original flight instrument requirements for GI 275 system when installed with non GI 275 standby instruments	
	23	Added External EIS Annunciator requirements for GI 275 EIS systems; Added requirement to test any installed annunciator; Added section for recording placards that are removed or modified	
	25	Added a note to clarify that not all emergency procedures may apply to a specific installation	

26	Clarified procedures for AHRS failure; Added a Caution Note to describe Garmin cross-comparison for AHRS/ADC sensors with specific sensor selections enabled
27	Clarified procedures for ADC failure; Added a Caution Note to describe Garmin cross-comparison for AHRS/ADC sensors with specific sensor selections enabled
28	Added underline font to Note
29	Added underline font to Note and Caution; Added battery temp viewed in system menu
32	Added underline font to Note; Added system message description for display overtemperature; Clarified selection of VFR GPS source with the CDI button; Clarified GPS failure procedure to seek VFR conditions
33	Added underline font to Note and Caution
38	Added descriptions and images for Battery Fault and GPSS Invalid failure conditions
39	Added images for ALT and IAS advisories
40	Added steps to test any installed external annunciators and verify the Magnetic angle units to match across interfaced systems; Added clarification of 60 minutes battery for aircraft with ceilings above 25,000ft; Added clarification for checking Battery status
42	Added reference for Autopilot system description section; Clarified that AP Disconnect Test is not needed for Garmin GFC 500 and GFC 600 autopilot interfaces; Added underline font to Notes and Cautions
43	Added underline font to Notes Clarified GPSS modes
44	Clarified that GTN VNAV interface requires barometric altitude; Added clarification for EIS alert functionality
46	Added tickbox selections to define installed unit configurations
49	Added underline font to Caution
52	Added tickboxes to define what audio alerts the GI 275 will provide given the system installation and configuration; Added note to clarify failure of audio system interface results in no audio alerts from GI 275
53	Clarified that Baro Sync is required and not recommended when interfaced with TXi
56	Clarified that barometric altitude is required when interfaced with GTN to provide VNAV functionality
60	Removed typo

	61	Added a note to clarify traffic data availability based on services provided by local region/country; Removed typo	
	67	Added underline font to Note	
	68	Added underline font to Caution	
5	9	Added Transponder page to list of configurable MFD pages	<i>JR Brownell</i> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: 6/14/2021
	16	Updated software version number	
	43	Added procedure detail for AP HDG DATUM switch; Added a checkbox for delineating on-screen button versus external switch for the AP HDG DATUM switching function.	
	59	Added system description details for the AP HDG DATUM external switch.	
	70	Added system description for the Transponder Control functions	
6	12	Updated EIS description and image to reflect new EIS User Interface and new gauges.	<i>JR Brownell</i> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: 7/22/2021
	13	Updated with new EIS percent power gauge.	
	14	Updated wording to clarify GI 275 usability and familiarization info.	
	17	Fixed an incorrect section reference.	
	22	Updated Fuel Computer use to clarify visual fuel inspection as means of determining fuel.	
	23	Updated Fuel Computer use to clarify visual fuel inspection as means of determining fuel; Added clarification about controlling the GI 275 via knob when using gloves.	
	27	Added a table of contents for section 3.	
	41	Added an image of GLIDE annunciation.	
	43	Added a table of contents for section 4.	
	47	Added clarification of new EIS alerting acknowledge.	
	49	Added EIS pilot alerts as a White annunciation.	
	68	Updated with new EIS gauge requirements and availability.	
	69	Updated EIS caution/warning location; updated CHT/EGT page description; Updated Primary EGT/TIT description.	
	70	Updated mixture leaning procedure with new feature description updates and clarifications.	
	71	Updated with details for new Fuel page user interface and layout.	
	72	Updated with reference to new EIS summary page	
7	19	Updated limitations on using the GI 275 ADI in aerobatic maneuvers.	<i>JR Brownell</i> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc.
	38	Updated Alert image and description with new EIS red warning triangle.	

	40	Updated Alert image and description with new EIS yellow caution triangle.	ODA-240087-CE Date: 10/7/2021	
	47	Updated language to align with new EIS alert triangle.		
8	14	Removed incorrect reference to tablet trainer app.	<u>JR Brownell</u> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: 5/26/2022	
	18	Updated software version number		
	31	Added a note about ALT miscompare with RVSM		
	56	Added clarification for airspeed trend bar behavior; added Mach number display to Primary ADI functions.		
	59	Added Mach number as part of airspeed display when configured.		
	63	Added normal mode flight director selection description.		
9	Changes made for GI 275 Software v2.60 project updates:		<u>JR Brownell</u> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: 1/18/2023	
	2	Updated GI 275 applicable Software version to v2.60.		
	12	Added STBY INST circuit breaker label option.		
	19	Added procedure for Blank Screen with GDL 60 interface.		
	36	Clarified wording for Standby ADI pre-flight check of reversionary switch.		
	Changes made for AFMS restructure based on recent FAA Guidance:			
	Various	Added statement to cover sheet regarding FAA approved markings.		
		Moved acronym definitions into beginning of Section 1.		
		Moved applicable Software information into Section 1 and removed applicable Note.		
		Moved all installation-specific selections and checkboxes into Section 1.		
		Moved descriptive information out of Section 2 into Section 7 and moved procedural information out of Section 2 into Sections 3 and 4.		
		Removed Sensor Selection Section.		
		Removed Synthetic Vision Section.		
		Removed Autopilot Disconnect Section.		
		Removed Terrain/TAWS Alerts Section.		
		Removed Portable Electronic Devices Section.		
		Moved Placarding information into Section 1.		
		Moved descriptive information from Section 3 into Section 7.		

		Moved Terrain Alerts table into Section 3.1 Emergency Procedures.	
		Moved descriptive information from Section 4 into Section 7.	
		Removed EIS Operation Section.	
		Moved installation-specific checkboxes out of Section 7 into Section 1, moved limitations out of Section 7 into Section 2, and moved procedural information into Sections 3 and 4.	
10	All	Updated document margin formatting.	<u>JR Brownell</u> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: 8/16/2023
	1	Added Electronic Stability Protection (ESP) to list of acronyms.	
	2	Updated the GI 275 software version to the new v3.01 version.	
	8	Updated with guidance that knob rotation or reversionary switch can be used to revert a Standby unit.	
	9	Fixed section 4.1 references; Updated to state that reversionary switch check is only required when the switch is installed.	
	11	Updated wording to state reversionary switch labelling is only required when the switch is installed.	
	16	Removed the reversionary switch as required equipment for the GI 275 Standby ADI.	
	19	Updated to state that the outer knob rotation can also be used for manually reverting the Standby ADI.	
	20	Updated to state that the outer knob rotation can also be used to manually force reversion of the Standby ADI unit.	
	33	Added the ESP Disabled annunciation to Advisories table.	
	35	Updated to state that the reversionary switch check is only required if the switch is installed.	
	42	Updated to state that reversion backup switch is optional and not required for the Standby ADI unit.	
	46	Updated to add description of new configurable chevron range values.	
	48	Updated to add option of GTN controlled CDI selection	
	51-52	Added miscellaneous field section and added g value.	
	57	Added note about CHT and EGT bars not disappearing below indicating range.	

11	2	Updated the GI 275 software version to the new v3.10 version.	<u>JR Brownell</u> ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE Date: 2/2/2024
	9	Improved format and organization of checkbox items for installed placards.	
	14	Clarified the Stormscope interface as a Datalink weather product.	
	19-20	Removed unnecessary and excessive content from ADC/AHRS notes.	
	21	Removed a note about white no-compare message from the ADI caution message section where the note was not applicable. Appropriate content is included in section 3.3.3.	
	22	Added note about viewing the battery fault icon on ground during before takeoff checks.	
	28-29	Added note about in a more than two sensor configuration, this annunciation will only be viewed on the unit that is mis-comparing.	
	30	Updated section to include comment on the battery rundown test.	
	31	Added a note to view advisory messages to inhibit annunciations and added STBY ADC/AHRS sensor designation.	
	33	Updated procedure to refer to section 3.1.9 for battery checks.	
	46	Added section describing the Standby and Side SYNC settings with TXi.	
	49	Clarified G-Meter verbiage.	
12	55	Updated CHT/EGT display descriptions for Single CHT/EGT configuration.	See cover page
	i	Updated NOT FAA APPROVED wording	
	2	Updated the GI 275 software version to the new v3.20 version.	
	12	Added option for gasket style CHT.	
	28	Removed CAUTION Annunciation that is not provided.	
	55	Added system description of gasket style CHT probes.	

TABLE OF CONTENTS

SECTION 1. GENERAL.....	1
1.1 DEFINITIONS	1
1.2 APPLICABLE SOFTWARE VERSION	2
1.3 SYSTEM DESCRIPTION	2
1.4 ADAHRS	7
1.5 STANDBY INSTRUMENTS AND THE GI 275 ADI	7
1.6 BACKUP BATTERY	7
1.7 FUNCTIONS INCLUDED IN THIS INSTALLATION.....	7
SECTION 2. LIMITATIONS	13
2.1 HEADING OPERATIONAL AREA.....	13
2.2 MAGNETIC VARIATION OPERATIONAL AREA	13
2.3 NAVIGATION ANGLE.....	13
2.4 ADAHRS NORMAL OPERATING MODE.....	13
2.5 AEROBATIC MANEUVERS	13
2.6 STANDBY AND/OR PRIMARY FLIGHT INSTRUMENTS	13
2.7 MOVING MAPS	13
2.8 TERRAIN DISPLAY	13
2.9 DATALINK PRODUCTS (SIRIUSXM, FIS-B, AND STORMSCOPE).....	14
2.10 SURFACE OPERATIONS.....	14
2.11 FUEL FLOW	14
2.12 FUEL COMPUTER	14
2.13 DATABASE UPDATES	14
2.14 VFR GPS.....	14
2.15 KINDS OF OPERATIONS	15
2.16 MINIMUM FLIGHT CREW	16
SECTION 3. EMERGENCY PROCEDURES.....	17
3.1 EMERGENCY PROCEDURES	18
3.2 ABNORMAL PROCEDURES.....	24
3.3 WARNINGS, CAUTIONS, AND ADVISORIES	27
SECTION 4. NORMAL PROCEDURES	32
4.1 BEFORE TAKEOFF	33
4.2 AUTOPILOT OPERATION.....	34
4.3 EIS OPERATION	35
SECTION 5. PERFORMANCE	36
SECTION 6. WEIGHT AND BALANCE	36
SECTION 7. SYSTEM DESCRIPTION.....	37
7.1 CONTROLS OVERVIEW	37
7.2 DISPLAY BRIGHTNESS	38

7.3	SYSTEM POWER SOURCES.....	38
7.4	SYSTEM STATUS	38
7.5	DATABASES	39
7.6	CREW PROFILES.....	39
7.7	INTEGRATED STANDBY SYSTEM	40
7.8	GPS APPROACH MODE ANNUNCIATIONS	41
7.9	VFR GPS.....	41
7.10	MESSAGES	42
7.11	SYSTEM SETTINGS	42
7.12	SYSTEM DATA LOGGING	42
7.13	PRIMARY ADI.....	42
7.14	MFD.....	50
7.15	TERRAIN AWARENESS AND ALERTING	51
7.16	ENGINE INDICATION SYSTEM.....	54
7.17	WIRELESS FUNCTIONS	58
7.18	TRANSPONDER CONTROL	59

Section 1. General

1.1 Definitions

ADAHRS:	Air Data and Attitude Heading Reference System
ADC:	Air Data Computer
ADI:	Attitude Direction Indicator
ADS:	Automatic Dependent Surveillance
AHRS:	Attitude Heading Reference System
AMMD:	Airport Moving Map Display
CDI:	Course Deviation Indicator
CRS:	Course
EIS:	Engine Indication System
ESP:	Electronic Stability Protection
FD:	Flight Director
FLTA:	Forward-looking Terrain Alerting
GPSS:	GPS Steering
HDG:	Heading
HSI:	Horizontal Situation Indicator
IFR:	Instrument Flight Rules
IMC:	Instrument Meteorological Conditions
LOI:	Loss of Integrity
MFD:	Multi-Function Display
MFI:	Multi-Function Instrument
PED:	Portable Electronic Device
SBAS:	Space-based Augmentation System
SVT:	Synthetic Vision Technology
TAWS:	Terrain Awareness and Warning System (a TSO-C151b function)
TIS-A:	Traffic Information Service (Addressed)
TIS-B:	Traffic Information Service (Broadcast)
VFR:	Visual Flight Rules
VMC:	Visual Meteorological Conditions
VNAV:	Vertical Navigation

VS: Vertical Speed

1.2 Applicable Software Version

The following or later software versions must be installed for this AFMS revision to be applicable to the installation:

Component	Software Version
GI 275	3.20

1.3 System Description

The GI 275 Multifunction Instrument (hereafter referred to as the “GI 275”) is a panel-mounted, multifunction instrument with a single touch display and virtual “Pages” within each instrument that may be configured as individual “instruments”. The GI 275 can be configured as an ADI, HSI, EIS or MFD with multiple hazard awareness pages, depending on the number and type of integrated navigation and hazard sensor sources. The GI 275 can be used as a primary Engine Indication System (EIS) for single and twin-engine aircraft. The ADI and HSI can be installed as stand-alone primary flight instruments as long as there are other equivalent source(s) of primary flight information that are independently powered. The ADI or HSI can also be installed as a backup instrument. Any GI 275 ADI, HSI, or MFD may be configured with an optional internal battery to provide an independent and automatic backup power source.

Individual GI 275s may be grouped or connected as follows to expand and enhance their capabilities and to provide redundancy. Groups of connected GI 275s are hereafter referred to as a “GI 275 system” in this document.

Attitude Direction Indicator (ADI) 	Units configured as an ADI will contain a single page that displays aircraft attitude. Altitude, airspeed, vertical speed and heading may also be displayed on the ADI page depending on the aircraft configuration.
---	--

Horizontal Situation Indicator (HSI)

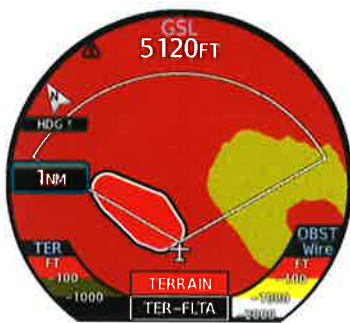


Units configured as an HSI will contain two pages; an HSI page and an HSI Map page.

The HSI Page is a conventional HSI with CDI, VDI, heading indication and compass card. There are navigation annunciations and distance/time fields.

The HSI MAP Page includes a top-down view, inset map, hazard awareness overlays (traffic, terrain, topo), along with traditional lateral and vertical navigation cues.

Multi-Function Display (MFD)



Units configured as an MFD contain multiple installer configurable pages that may include HSI, HSI Map, CDI, Map, Terrain, Traffic, Weather, Radar Altimeter, Stormscope, Transponder, and Engine Indication System (EIS)

Standby ADI



The HSI and MFD can be configured as a “Standby” instrument to preserve the display of primary flight data in the event the primary ADI fails or the pilot reverts the display either through the rotation of the outer knob counter-clockwise or engages the reversionary switch. An ADI page will be available during both normal operation and when reverted to preserve the display of primary flight data.

A stand-alone ADI may also be considered a Standby ADI since it provides full-time display of primary flight data.

Engine Indication System (EIS)



Units configured for EIS will always display Engine RPM, Main Tank Fuel Quantity, and Manifold Pressure (if applicable) on the screen.

Five configurable pages are available on the EIS unit:

- Gauges Main: Contains all gauges with red/yellow markings
- Auxiliary EIS: Contains any other engine gauges that have no markings, or pilot selectable data fields
- CHT/EGT: Includes three modes:
Monitor Mode
Lean Mode
Normalized Mode
- Fuel
- Summary: Includes three pages:
Timers
RPM and Temp Data
Fuel and Lean Data

Available gauges are as follows:

- Engine RPM
- Manifold Pressure
- Oil Pressure
- Oil Temperature
- EGT, Primary EGT
- CHT
- TIT (Single or Dual)
- CDT
- IAT
- CDT-IAT Diff
- Alternator Amps
- Battery Charge/Discharge
- Battery Volts
- Bus Volts
- Fuel Flow
- Fuel Pressure
- Fuel Quantity
- Carb Temp
- Outside Air Temp
- Engine Percent Power

Table 1- GI 275 System Function

Function	GI 275 Base (-00)	GI 275 ADAHRS (-10/-30)	GI 275 ADAHRS + AP (-20/-40)
Primary ADI		✓	✓
MFD/Standby ADI		✓	✓
MFD	✓	✓	✓
EIS	✓	✓	✓
HSI	✓*	✓	✓
HSI/Standby ADI		✓	✓
Autopilot Interface			✓

*Requires interface to another GI 275 with an internal ADAHRS configured.

Table 2- GI 275 Hardware Variant Functionality

GMU 11 and GMU 44B	Magnetometer Heading Sensors
GEA 24 or GEA 110	Engine Sensors
GTP 59	OAT temperature Probe
GSB 15	USB Port
Backup Battery (internal)	Battery Pack
VFR GPS Antenna	GPS Antenna

Table 3- GI 275 System Components

MFD functions are supported by GPS navigator interfaces and a variety of other optional interfaces such as traffic systems, Stormscope®, and satellite and ADS-B weather sources.

Although intuitive and user friendly, the system requires a reasonable degree of familiarity to become proficient in its use while flying. Pilot workload will be higher for pilots who are not familiar with the GI 275 system in an IFR environment, particularly without an autopilot. Garmin provides a detailed Pilot's Guide for the GI 275. Pilots should take full advantage of this guide to enhance their familiarity with the GI 275 system.

1.4 ADAHRS

The integral ADAHRS, included in the GI 275 -10, -20, -30, and -40 variants, senses aircraft attitude and air data for GI 275 display of primary flight data and can provide attitude and air data for use by other installed systems.

The ADAHRS requires GPS and airspeed inputs for aiding the system. GI 275 includes an optional GMU 11 or GMU 44B magnetometer interface to determine magnetic heading and an OAT probe for measuring outside air temperature.

1.5 Standby Instruments and the GI 275 ADI

GI 275 installations may provide standby attitude, altitude, and airspeed instruments. Several types of standby instruments might be installed, including a standby GI 275 ADI, other ADI, or individual analog instruments.

The GI 275 can be a standalone standby instrument without interfacing to other sensors and only using its internal sensors. In this configuration, the GI 275 is a full-time dedicated ADI.

GI 275 system has a configuration for redundancy which is satisfied by using a GI 275 MFD or HSI that is configured as a standby instrument. This configuration is only possible when the GI 275 is providing reversionary capabilities with multiple sensors interfaced to the GI 275. When configured as a standby instrument with reversionary capabilities, the GI 275 MFD and HSI include an ADI Page which is displayed automatically when faults are detected or when selected by the pilot through knob rotation or a reversionary switch.

Both the GI 275 primary and standby ADIs have their own integral ADAHRS and internal batteries for independence and redundancy.

1.6 Backup Battery

The GI 275 may be configured to include a backup battery to provide emergency power to a GI 275 ADI, HSI or MFD. The backup battery is mounted in an internal, partitioned aluminum chassis within the GI 275 to provide thermal security and automatic backup power when aircraft power is unavailable.

NOTE

Backup battery charging requires the battery temperature between 0°C and 60°C. A system message “Charge Inhibited – unable to charge the battery” will indicate that the battery is no longer charging.

1.7 Functions Included in this Installation

The following section identifies information relevant to this installation. This section is for the purpose of navigating the AFMS and to assist with identification of important system functions included with this installation.

The following units are installed in this aircraft:

- ☒ ADI
- ☐ Standby ADI
- ☐ HSI
- ☒ HSI Standby ADI
- ☐ MFD
- ☐ MFD Standby ADI
- ☐ EIS

1.7.1 Heading Operation

- ☒ This installation uses GI 275 as the primary heading source

1.7.2 Standby / Primary Instruments

- ☐ This installation does not have separate standby instruments or does not require standby instruments (aircraft limited to VFR).
- ☒ This installation uses the GI 275 as the primary flight display instrument and uses pneumatic instruments, the aircraft's original flight instruments, or a different electronic display as the standby flight display.
- ☐ This installation uses a connected GI 275 system with independent ADHARS and backup batteries for the primary and standby flight instruments. IFR flight must not be initiated unless the systems check in Section 4.1 is completed successfully to verify the following:
 - The backup battery is operational and sufficiently charged. Refer to Section 4.1.
 - Attitude, heading, altitude, and airspeed from AHRS/ADC 1 are operational on the pilot's primary GI 275 ADI with no warnings, cautions, or advisories present.
 - If installed, selecting the Reversion Backup Switch to the "ON" position causes the standby GI 275 to change and lock to the ADI page and displays primary flight information.
- ☐ This installation uses a GI 275 ADHARS and backup batteries for the standby flight instruments to a separate primary flight display. IFR flight must not be initiated unless the systems check in Section 4.1 is completed successfully to verify the following:
 - The GI 275 backup battery is operational and sufficiently charged. Refer to Section 4.1.

- Attitude, heading, altitude, and airspeed from AHRS/ADC 1 are operational on the pilot's primary GI 275 ADI with no warnings, cautions, or advisories present

WARNING

Failure to observe these limitations may result in the loss of all attitude or air data or both, resulting in loss of aircraft control during flight in IMC.

1.7.3 Placards

- ☐ This installation has the GI 275 Reversion Backup Switch and the following labels are required:

On



Auto

- ☐ This installation is limited to VFR and the following placard is required:

“AIRCRAFT LIMITED TO VFR”

- ☐ No placards have been removed or modified.
- ☒ The following placards have been removed or modified:

CB- PANEL

1.7.4 GPS Steering

- ☒ This installation provides GPSS capability to the autopilot through GPSS emulation. All GPSS/HDG mode switching is done via the GI275.
- ☐ This installation provides GPSS capability to the autopilot through GPSS emulation. GPSS/HDG mode switching is done via the external AP HDG DATUM switch.

1.7.5 VNAV

- ☐ This installation is equipped and configured to provide Enhanced Descent Only VNAV display and autopilot coupling.
- ☒ This installation is equipped and configured to provide Enhanced Descent Only VNAV *display only*.
- ☐ This installation *does not* support EDO VNAV display or coupling.

1.7.6 Autopilot Interfaces

The GI 275 installation in this aircraft provides the following autopilot functions (appropriate boxes will be checked):

- ☐ This installation *does not* interface with the autopilot.
- ☒ Course / NAV Selection coupling to the autopilot.
- ☒ Heading Bug steering to the autopilot.
- ☒ Roll Steering emulated via heading mode.
- ☐ Roll Steering capable autopilot.
- ☐ Altitude Pre-Selector integrated with the autopilot.
- ☒ Flight Director display driven from external autopilot or FD computer.
- ☐ GI 275 provides attitude / air data to autopilot.

1.7.7 Power Sources

The major components of the GI 275 are protected with resettable circuit breakers available to the pilot. These breakers are labeled as follows (appropriate boxes will be checked):

Installed	Circuit Breaker Label	Equipment
☒	PFD	Primary ADI
☐	EIS	GI 275 configured for Engine Monitoring – Single Engine
☐	EIS L and EIS R or EIS F and EIS R	GI 275 configured for Engine Monitoring – Multi Engine
☐	MFD	GI 275 configured as an MFD
☐	MFD/STBY ADI	GI 275 configured as an MFD with standby ADI
☐	ATT	GI 275 configured as an Attitude Indicator only
☐	HSI	GI 275 configured as an HSI
☒	HSI/STBY ADI	GI 275 configured as an HSI with standby ADI
☐	ENG SNSR	GEA (24 or 110) Engine/Airframe Unit
☐	STBY ADI or STBY INST	Standby ADI (Stand-alone)
☒	USB	GSB 15 USB Interface
☐	CNXT CNXT BATT	Wireless Access

1.7.8 Aircraft Audio Interface

The primary (pilot) ADI is interfaced to the aircraft audio system to provide aural alerts. If multiple ADIs are installed, only the primary ADI is interfaced to the audio system (to prevent duplicate aural alerts).

An MFD may be interfaced to the audio system for terrain alerts or touch clicks, but only if there is no primary ADI installed.

The following aural alerts are configured in this installation:

- ☐ Altitude Alerting
- ☐ Terrain Alerting
- ☐ Decision Height Aural
- ☐ Baro Minimums
- ☐ EIS alerting

NOTE

If the GI 275 interface to the aircraft audio system fails, no aural alerts will be issued from the GI 275 system.

1.7.9 Gasket-style CHT Probe(s) are Installed

- ☐ This installation uses gasket-style CHT probes that were not previously installed.

See section 7.16.3.1 for details of operation with gasket CHT probes.

Section 2. LIMITATIONS

2.1 Heading Operational Area

If the GI 275 is used as the primary heading source, IFR Operations are prohibited north of 72°N and south of 70°S latitudes. In addition, IFR operations are prohibited in the following four regions:

- 1) North of 65° North latitude between longitude 75° W and 120° W
- 2) North of 70° North latitude between longitude 70° W and 128° W
- 3) North of 70° North latitude between longitude 85° E and 114° E
- 4) South of 55° South latitude between longitude 120° E and 165° E

Loss of heading may occur near the poles.

2.2 Magnetic Variation Operational Area

If the GI 275 is used as the primary heading source, IFR operations are prohibited in areas where the magnetic variation is greater than 99.9 degrees East or West.

2.3 Navigation Angle

The Magnetic/True Navigation Angle (as selected in the MENU → SYSTEM → UNITS Page) must match the navigation angle selected on all interfaced GPS/SBAS navigators.

2.4 ADAHRS Normal Operating Mode

Dispatch into IFR flight is prohibited unless the Primary GI 275 ADAHRS is receiving valid GPS *and* air data.

2.5 Aerobatic Maneuvers

Aerobatic maneuvers are prohibited if the GI 275 is installed and being used as a primary or standby ADI.

2.6 Standby and/or Primary Flight Instruments

QFE altimeter operations are prohibited.

2.7 Moving Maps

The GI 275 Map page must not be used as the primary or sole means of navigation or course guidance.

2.8 Terrain Display

Maneuvers and navigation based solely on the display of terrain, obstacles, or wires on the moving map terrain displays is prohibited.

2.9 Datalink Products (SiriusXM, FIS-B, and Stormscope)

Use of datalink weather information as the sole means for maneuvering in, near, or around areas of hazardous weather is prohibited.

Use of datalink services as the primary means to provide Temporary Flight Restriction (TFR) or Notice to Airmen (NOTAM) information is prohibited.

The use of the Stormscope® lightning data on the display for hazardous weather (thunderstorm) penetration is prohibited.

2.10 Surface Operations

Use of the GI275 Map Page as the sole basis for ground maneuvering is prohibited.

2.11 Fuel Flow

Reliance on the fuel flow indication to determine fuel used, fuel remaining, or fuel reserves is prohibited.

2.12 Fuel Computer

The fuel computer functions must not be used as the primary means of determining the quantity of fuel in the tanks.

2.13 Database Updates

In-flight database transfers or updates are prohibited.

2.14 VFR GPS

Use of VFR GPS (VGPS) as primary means of navigation is prohibited in IMC.

2.15 Kinds of Operations

Unless placarded as limited to VFR only operations, equipment installed in a certified aircraft is approved for Day and Night / VFR and IFR operations in accordance with 14 Code of Federal Regulations Part 91, Part 121, and Part 135 when appropriately maintained.

The table below lists the minimum fully functional equipment required for operation of the GI 275.

Equipment	Number installed	VFR	IFR
GI 275 ADI	1	1	1
GI 275 HSI/MFD as Standby ADI	1	0	1
GMU 11 or 44B Magnetometer	1*	0	1*
GPS/SBAS Navigator or VFR GPS antenna	1**	1	1**
Non-stabilized Magnetic Compass	1	1	1

* Connected to GI 275 ADI

** Connected to GI 275 ADI or the GI 275 HSI/MFD as a Standby ADI

Figure 1- Minimum GI 275 Flight Instrument System when installed with a GI 275 Standby ADI

Equipment	Number installed	VFR	IFR
GI 275 ADI	1	1	1
GMU 11 or 44B Magnetometer	1	0	1
GPS/SBAS Navigator or VFR GPS antenna	1	1	1
Non-stabilized Magnetic Compass	1	1	1
Original flight instruments w/ turn rate indicator*	0 or 1	0	0 or 1
Original flight instruments w/ third attitude source*	0 or 1	0	0 or 1

* Either the original flight instruments with a turn rate indicator or the original flight instruments with a third attitude source must be installed as standbys for IFR flight.

Figure 2- Minimum GI 275 Instrument System when installed with non-GI 275, supporting Standby Instruments

Equipment	Number installed	Req'd
GI 275 EIS	1 or 2*	1 or 2*
Engine Adaptor Unit (GEA 24/110)	1 or 2*	1 or 2*
External EIS Annunciator	0, 1, 2, or 4**	0, 1, 2, or 4**

* One GI 275 EIS and GEA 24/110 are required per engine

** An external annunciator is installed when the GI 275 EIS is outside of the pilot's primary field of view.

Figure 3- Engine Indication System

2.16 Minimum Flight Crew

Installation of a GI 275 does not affect a Minimum Flight Crew determination.

Section 3. EMERGENCY PROCEDURES

3.1	EMERGENCY PROCEDURES	18
3.1.1	Loss of Primary Flight Information	18
3.1.2	Blank Screen	18
3.1.3	AHRS Failure	19
3.1.4	ADC Failure	20
3.1.5	ATTITUDE, ALT, or IAS monitor CAUTION	21
3.1.6	Aircraft Electrical System Failure	21
3.1.7	Operation on Backup Battery (if installed)	21
3.1.8	Display Backup Malfunction	22
3.1.9	Backup Battery Malfunction	22
3.1.10	EIS Failure	22
3.1.11	Terrain Alerts	23
3.2	ABNORMAL PROCEDURES	24
3.2.1	Heading Failure	24
3.2.2	Display Overtemperature	25
3.2.3	GPS Data Failure	25
3.2.4	Navigation Data Failure (VOR/LOC/GS)	26
3.2.5	Synthetic Vision Malfunction	26
3.2.6	Electrical Load Shedding	26
3.2.7	AHRS ALIGN	26
3.2.8	EIS Display Parameter Failure	26
3.3	WARNINGS, CAUTIONS, AND ADVISORIES	27
3.3.1	WARNING Annunciations – Red	27
3.3.2	CAUTION Annunciations – Yellow	28
3.3.3	Advisories – White	31

3.1 Emergency Procedures

3.1.1 Loss of Primary Flight Information

If the primary GI 275 ADI fails (loss of some or all primary flight information, display is blank, frozen, or unresponsive).

1. Use standby flight instruments for attitude, airspeed, altitude, and heading reference.
2. If GI 275 reversionary capability is available, the standby GI 275 should automatically change to the ADI page and promptly restore primary flight information. If manual reversion is required, rotate the outer knob left or move the Reversion Backup Switch to the "ON" position.
3. Refer directly to the navigation source for navigation information (such as GPS).
4. Seek VFR conditions or land as soon as practical.
If autopilot is engaged:
 5. Verify autopilot mode selections and cross check against standby flight and navigation data. Consider disengaging the autopilot.

3.1.2 Blank Screen

If the screen is the primary ADI refer to procedure 3.1.1.

1. Increase display lighting brightness with cockpit dimmer if installed.

If the installed equipment in the aircraft includes a GDL 60 Wireless Access unit:

2. Press the screen or rotate either knob at least one click.

If the display returns:

3. Open the CNXT and CNXT BATT circuit breakers.

If the screen is still blank or there is no GDL 60 Wireless Access unit in the aircraft, refer to procedure 3.1.1 for loss of primary flight information if applicable.

3.1.3 AHRS Failure

AHRS failure is indicated by the removal of the attitude/heading information and a red X on the GI 275 ADI. Standard rate turn indications will also be removed. A heading failure may also occur as described in Section 3.2.1.

1. Continue flight by reference to the standby ADI

or

Manually select "ON" on the GI 275 reversionary backup switch

or

Rotate the outer knob to the left to force reversion to ADI Page.

2. Seek VFR conditions or land as soon as practicable if there are no other reliable AHRS sensors capable of providing accurate data.

If multiple AHRS sources are installed:

3. Select the operative AHRS (i.e., AHRS 1, 2 or 3) using the ADI sensors menu (MENU → SENSORS)
4. Press and hold the back button to return to the ADI page.

NOTE

If airborne AHRS alignment is necessary, minimize maneuvering and turbulence during and after the restart process. If maneuvering or turbulence cannot be avoided, carefully cross-check the AHRS for accuracy against other flight instruments until the alignment has completed and becomes stable.

CAUTION

In installations with a Garmin cross-comparison for AHRS/ADC sensors, changing the AHRS/ADC sensor source when a white ATTITUDE/IAS/ALT annunciation is displayed on the primary GI 275 ADI will result in the selection of an inoperative sensor source and subsequent loss of information.

CAUTION

Manually selecting duplicate AHRS sources for multiple displays reduces the redundancy of the system.

3.1.4 ADC Failure

ADC failure is indicated by:

- Red X over the airspeed and altitude tapes
- Yellow X over the digital vertical speed value

If valid GPS data is available, the GI 275 will automatically revert to display GPS-calculated altitude relative to mean sea level. GPS altitude is displayed in magenta, in the same location as normal operation.

1. Use standby Airspeed Indicator and Altimeter
2. Seek VFR conditions or land as soon as practical if there are no other reliable ADC sensors capable of providing accurate data.

If multiple ADC sources are installed:

3. Select the operative ADC (i.e., ADC 1, 2, or 3) using the ADI Sensors menu (MENU → SENSORS)
4. Press and hold the back button to return to the ADI page.

CAUTION

In installations with a Garmin cross-comparison for AHRS/ADC sensors, changing the AHRS/ADC sensor source when a white ATTITUDE/IAS/ALT annunciation is displayed on the primary GI 275 ADI will result in the selection of an inoperative sensor source and subsequent loss of information.

3.1.5 ATTITUDE, ALT, or IAS monitor CAUTION

If an ATTITUDE, ALT, or IAS miscompare CAUTION is displayed in yellow on the attitude display or airspeed/altitude tape:



1. Cross check flight instruments against all available information to determine which indications are correct
2. Seek VFR conditions or land as soon as practical

NOTE

With loss of redundancy of primary altimetry systems, perform appropriate RVSM contingency procedures for the loss of primary altimetry systems.

3.1.6 Aircraft Electrical System Failure

In the event of a total loss of aircraft electrical power, the GI 275 will cease to operate, except for displays which are equipped with an internal backup battery. Refer to procedures for failure of affected equipment and operation on backup battery.

3.1.7 Operation on Backup Battery (if installed)

Displays equipped with a backup battery will continue to operate after a loss of aircraft electrical power. EIS displays will not be functional. Operation on battery power is indicated by the presence of a battery icon on the affected display. Green battery indication provides at least 60mins, yellow battery indication provides a range between 59mins and 15mins, and red battery indication provides less than 15mins of battery operation.



1. Seek VFR conditions and land as soon as practical.

NOTE

For protection, backup battery operation is inhibited if the battery temperature drops below -20° C or exceeds 80° C. Battery parameters such as the battery temperature can be viewed in the System Menu.

CAUTION

To conserve power and to preserve the display of primary flight data and direct-to navigation capabilities with the optional VGPS receiver, GI 275 backup battery operation internally load-sheds interfaces, which will disable the normal interface with certified navigators or other hazard awareness systems. Depending on how these were installed and configured to the GI 275, some information from these configured systems will not be available when the GI 275 is operating on its backup battery.

If a yellow icon is present during the Before Takeoff ADI system check, verify the battery's remaining capacity is more than 30 mins if the aircraft's service ceiling is below 25,000ft, or more than 60 mins if the aircraft's service ceiling is above 25,000ft.

1. Refer to the battery status and information found in the battery menu (Menu → Systems → Battery).

3.1.8 Display Backup Malfunction

Display backup malfunction is indicated by the unit locking on the ADI page. All other configured pages will not be accessible on the standby ADI or HSI.

3.1.9 Backup Battery Malfunction

A malfunction of the backup battery is indicated by the following indication in the upper left corner of the screen with a system advisory message.



1. Seek VFR conditions or land as soon as practicable.

If this icon is present during the Before Takeoff ADI system check, do not depart into IMC.

3.1.10 EIS Failure

EIS failure is indicated by the loss of displayed information on the EIS, including a blank, frozen, or unresponsive display of EIS parameters.

1. Position engine controls to ensure operation within engine limitations.

3.1.11 Terrain Alerts

Aural Alert	Annunciation All Pages	Annunciation Terrain Page	Action
“Terrain, Terrain Pull up, Pull up” -OR- “Obstacle, Obstacle Pull up, Pull up” -OR- “Wire, Wire Pull up, Pull up” -OR- “Warning, Terrain, Terrain” -OR- “Warning, Obstacle, Obstacle” -OR- “Warning, Wire, Wire” -OR- “Pull up”	TER	PULL UP -OR- TERRAIN -OR- OBSTACLE -OR- WIRE	Disconnect autopilot and initiate maximum performance climb (maximum takeoff power and best angle of climb airspeed) NOTE: Only the climb maneuver is recommended, unless operating in VMC or it is determined, based on all available information, that turning in addition climbing is the safest course of action.
“CAUTION, Terrain” -OR- “CAUTION, Obstacle” -OR- “CAUTION, Wire”	TER	TERRAIN -OR- OBSTACLE -OR- WIRE	Take corrective action until the alert ceases. Using all available information to determine the appropriate action, alter the flight path away from the threat by stopping descent, climbing, and/or turning.
“Too low, Terrain”		TERRAIN	Establish climb to the minimum altitude for

Aural Alert	Annunciation All Pages	Annunciation Terrain Page	Action
			present position/procedure
“Sink Rate”		TERRAIN	Decrease rate of descent
“Don’t sink”		TERRAIN	Establish a positive rate of climb

3.2 Abnormal Procedures

3.2.1 Heading Failure

If the GI 275 is configured with a VFR GPS or interfaced to a certified GPS source, the HDG indications will be replaced with track (TRK) indications in magenta in the event of a heading failure. The heading bug and course pointer will continue to function normally, using GPS ground track as a reference instead of magnetic heading.



Figure 4- Bottom of the ADI when HDG failed (with GPS)



Figure 5- Top of the HSI when HDG failed (with GPS)

If there is no GPS in the GI 275 system or if the GPS has failed, the heading failure will be indicated by a red “X” in place of the heading readout on the ADI or HSIs.



Figure 6- Bottom of the ADI when HDG failed (no GPS)



Figure 7- Top of the HSI when HDG failed (no GPS)

If GPS track is not available:

1. Use standby compass for heading reference.

NOTE

Without magnetic heading or GPS track, the CDI provides no directional information. Only course deviation information is presented, and the orientation of the CDI is based on the selected course, regardless of aircraft heading. Course deviation indications will behave like a traditional CDI. VOR deviations will be relative to the selected course with a TO/FROM indication. Localizer deviations will not be affected by the selected course, and reverse sensing will occur when tracking inbound on a localizer back course.

3.2.2 Display Overtemperature

If the display is in an overheating condition, the system will alert the pilot with a system message. The system message will read “Display Overtemperature”

1. Prepare for loss of the affected display.

3.2.3 GPS Data Failure

GPS data failure may be indicated by any or all of the following:

- Loss of GPS course deviation information on HSI
 - Yellow “LOI” text on the ADI
 - Yellow “DR” text on the moving map
 - Yellow “NO GPS POSITION” text on the moving map
 - Loss of waypoint bearing/distance information
1. Select alternate GPS source, if available, by pressing “CDI” button on ADI.
 - If the VFR GPS is configured in the system, while cycling the CDI button the VGPS will become a selectable source. This is limited to Direct-to capability, if configured.

If alternate GPS source is not available:

2. Select alternate navigation source (VOR or LOC, if available) or refer directly to external navigation data.
3. Seek VFR conditions as soon as practical.

3.2.4 Navigation Data Failure (VOR/LOC/GS)

Navigation data failure may be indicated by any or all of the following:

- Loss of course deviation information on ADI
 - Loss of glideslope/glidepath information on ADI
 - Loss of bearing pointer on HSI
1. Select alternate navigation source or refer directly to external navigation data.

3.2.5 Synthetic Vision Malfunction

If the synthetic vision depiction is known or suspected to be inaccurate or malfunctioning:

1. Turn off synthetic terrain using the Menu → Options → Terrain SVT menu on the ADI.

3.2.6 Electrical Load Shedding

The following equipment is considered non-essential. If it becomes necessary to reduce electrical load (for example, during loss of generators or alternators), power to these units may be removed in the order listed.

1. MFD circuit breaker(s) [if installed and not configured as standby ADI] – PULL

NOTE

Any non-required displays on the co-pilot side may also be powered off.

3.2.7 AHRS ALIGN

If an “AHRS ALIGN / Keep Wings Level” annunciation is displayed on the attitude indicator in flight, limit aircraft operation to:

- ±10° bank
- ±5° pitch
- 200 KTAS or less

CAUTION

Exceeding these values may delay or prevent AHRS alignment.

3.2.8 EIS Display Parameter Failure

Indicated by individual parameters having a red or yellow X drawn through the gauge and data removed (see EIS failure procedure for loss of entire EIS function).

1. Monitor remaining parameters and set engine controls to operate within limitations.

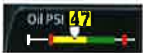
3.3 WARNINGS, CAUTIONS, and Advisories

The following tables show the color and significance of the warning, caution, and advisory messages which may appear on the GI 275 displays.

3.3.1 WARNING Annunciations – Red		
Annunciation	Pilot Action	Cause
HDG Fail 	Use Standby Magnetic Compass or GPS track information	Display system is not receiving valid heading input from the ADAHRS or AHRS; accompanied by a red X through the digital heading display.
Red X 	Reference the data source or alternate equipment.	A red X through any display field, indicates that display field is not receiving data or is corrupted.
Red EIS Alert Triangle 	Observe the warning indication on the EIS display and take appropriate action.	One or more engine parameters have exceeded a warning threshold.
Red Engine Parameter 	Take appropriate action to correct condition causing engine parameter exceedance	The engine parameter has exceeded the warning threshold.
Terrain warning 	Take appropriate action to maneuver the aircraft away from the conflicting terrain	Terrain warning due to aircraft proximity to surrounding terrain

3.3.2 CAUTION Annunciations – Yellow

<i>Annunciation</i>	<i>Pilot Action</i>	<i>Cause</i>
AHRS ALIGN – Keep Wings Level 	Limit aircraft attitude to $\pm 10^\circ$ bank and $\pm 5^\circ$ pitch as AHRS Aligns - OK to taxi.	Attitude and Heading Reference System is aligning. AHRS may not align with excessive pitch/bank angles.
LOI 	Loss of Integrity Monitoring	GPS integrity is insufficient for the current phase of flight.
No GPS Position 	Use alternate information for positional and situational awareness	GPS data is unavailable.
Yellow X 	Reference the data source or alternate equipment.	A yellow X through any display field, indicates that display field is not receiving data or is corrupted.
ATTITUDE 	Fly aircraft manually and crosscheck attitude indication with standby attitude indicator and other sources of attitude information (airspeed, heading, altitude, etc.)	The ADI attitude monitors have detected an AHRS malfunction or an error between AHRS sources (if multiple sources installed). Autopilot may disconnect if AHRS is being used to drive the autopilot. If more than two sensors are installed, only the sensor that miscompares from the others will annunciate. Autopilot may disconnect if AHRS is being used to drive the autopilot.
ALT and/or IAS (text on ADI) 	Cross-check the flagged information against other sources to identify erroneous information.	Differences detected between displayed airspeed and/or altitude (multiple ADC installations only). If more than two sensors are installed, only the sensor that miscompares from the others will annunciate.

AHRS 1/2/3 AHRS 1	Confirm intended AHRS source selection	The ADI is using the cross-side AHRS sensor and AHRS monitor is indicating a miscompare or no-compare (multiple ADI and AHRS installations only).
ADC 1/2/3 ADC 1	Confirm intended ADC source selection	The ADI is using the cross-side ADC sensor and ADC monitor is indicating a miscompare or no-compare (multiple ADI and ADC installations only).
Yellow EIS Alert Triangle 	Observe the caution indication on the EIS display and take appropriate action.	One or more engine parameters have exceeded a caution threshold.
Yellow EIS Parameter 	Take appropriate action to correct condition causing engine parameter exceedance.	The engine parameter has exceeded the caution threshold.
Traffic Caution TFC	Visually acquire the traffic to see and avoid.	The interfaced traffic system has determined that nearby traffic may be a threat to the aircraft.
Terrain Caution TER	Take appropriate action to maneuver the aircraft away from the conflicting terrain	Terrain caution due to aircraft proximity to surrounding terrain
TAWS N/A, TAWS FAIL TER	Use vigilance, terrain depiction and TAWS alerting are no longer provided.	External system that is providing TAWS alerting has failed, or the GI 275 cannot communicate with the system.
Battery Fault 	Observe the fault condition on the GI 275 by entering the system messages for further details. Seek VFR flight conditions or land as practical.	The Internal battery has detected an issue which may not allow the battery to charge or discharge properly. Such as "Charge Inhibited - unable to charge the battery" or the battery rundown test is out of date.

GPSS Invalid 	Set an active GPS leg to engage GPSS mode or select HDG as the function.	GPSS mode invalid, wings level command sent to autopilot, no active GPS leg, GPS not selected on HSI/ADI 1.
GLIDE 	Smart Glide is active on the GTN.	Reference the GTN Xi AFMS for Smart Glide details and pilot actions.

3.3.3 Advisories – White

<i>Annunciation</i>	<i>Pilot Action</i>	<i>Cause</i>
ATTITUDE, ALT, or IAS (text on ADI) 	View advisory messages to inhibit the annunciation. Be aware that the other (unselected) AHRS/ADC source is not available	Another (unselected) AHRS/ADC source is unavailable.
AHRS 1/2/3/STBY 	Confirm intended AHRS source selection	The ADI is using the cross-side AHRS sensor (multiple ADI and ADC installations only).
ADC 1/2/3/STBY 	Confirm intended ADC source selection	The ADI is using the cross-side ADC sensor (multiple ADI and ADC installations only).
Messages Icon 	View and consider advisory messages. Refer to the GI 275 Pilot Guide for appropriate pilot or service action.	Typically, these indicate system or database status, or data communication issues within the GI 275 System.
Terrain Inhibited 	Use vigilance, traffic system will not provide alerting.	Terrain is inhibited or a terrain test is in progress
External Navigator Message Icon 	View and consider advisory messages on interfaced navigator. Refer to Pilot Guide for the external navigator for appropriate pilot of service action.	Typically, these indicate system or database status.
Electronic Stability Protection Disabled (GFC 500 only) 	Be aware that ESP is disabled on the interfaced GFC 500 autopilot.	The GFC 500 ESP function has been disabled.

Section 4. NORMAL PROCEDURES

4.1.1 *ADI System Check* 33

4.2 AUTOPILOT OPERATION..... 34

4.2.1 *Autopilot Disconnect Test (Non-Garmin Autopilots)* 34

4.2.2 *Autopilot NAV / APR mode coupling* 34

4.2.3 *GPSS Emulation* 34

4.3 EIS OPERATION 35

4.1 Before Takeoff

1. Review displays for any abnormal warning, caution, or advisory indications.
2. Perform a visual inspection of the fuel tank or other method such as a dipstick, sight gauge, or drip gauge to verify that the fuel quantity indication provided by the GI 275 is accurate.
3. If equipped with a TAWS/Terrain warning system, ensure that the terrain alert audio test can be heard clearly (a system test audio clip is played during the startup self-test).
4. Push to test any installed external annunciators to ensure proper function.
5. Verify that the MAG/TRUE navigation angle selection on the GI 275 and any interfaced navigators match.
6. Verify all engine indications are functional on the EIS display and there are no red or yellow X's on any of the engine gauges.

4.1.1 ADI System Check

1. For IFR aircraft, verify that no yellow or red battery icon is displayed on the primary or standby ADI. If either of these icons are present, refer to section 3.1.7 and 3.1.9.
2. Verify that attitude, heading, altitude, and airspeed are displayed normally on the ADI (no warnings, cautions, or advisories related to these functions).
3. If installed, select the Reversion Backup Switch to the "ON" position
 - a. Verify that the ADI information is displayed on the backup display
 - b. Ensure that attitude, heading, altitude, and airspeed are displayed normally on the standby ADI (no warnings, cautions, or advisories related to these functions)
 - c. Select the Reversion Backup Switch to the "AUTO" position and verify that other configured pages are once again selectable.

4.2 Autopilot Operation

Refer to Section 1.7.6 for the applicable autopilot interface capability and installation details.

4.2.1 Autopilot Disconnect Test (Non-Garmin Autopilots)

1. While on the ground, engage the autopilot.
2. In the ADI Menu → Options, press the AP DISC button and verify that the autopilot disconnects.

CAUTION

Do not use the autopilot if the AP DISC button fails to disengage the autopilot normally.

4.2.2 Autopilot NAV / APR mode coupling

To couple the autopilot NAV / APR mode:

1. Select the desired navigation source on the Pilot's ADI (NAV Options Menu) or the CDI button.
2. Select the desired NAV / APR mode on the autopilot.

NOTE

The autopilot will use the source that is displayed on the Pilot's ADI or HSI.

4.2.3 GPSS Emulation

If enabled, to use GPSS:

1. Select the desired GPS navigation source on the Pilot's ADI.
2. Enable GPSS emulation on the ADI using the AP REF button in the Menu → Options → NAV Options → HDG Options menu (or with the optional AP HDG DATUM external switch).
3. Engage the autopilot in HDG mode.

NOTE

When GPSS emulation is enabled, the GI 275 ADI's heading bug function will be disabled. This is indicated by a hollowed-out heading bug, and the ADI/HSI heading button will display "GPSS" near the crossed-out heading bug. The "GPSS" text will be white when GPSS commands are available, and it will be yellow when there is no GPSS command available.

The following images show GPSS mode active, but no signals are sent.



The following images show GPSS mode active and sending signals.



NOTE

The GPSS commands to the autopilot are based on the GPS source displayed on the pilot's side ADI (typically the primary ADI or ADI #1).

4.3 EIS Operation

Periodically review the engine indications on the Main EIS page if the GI 275 is displaying any other EIS page.

Section 5. PERFORMANCE

No change.

Section 6. WEIGHT AND BALANCE

See current weight and balance data.

Section 7. SYSTEM DESCRIPTION

A detailed GI 275 Pilot's Guide is available through the Garmin website or your Garmin dealer.

If a GSB 15 is installed it provides a USB port for loading software and databases. This can also power portable electronic devices but does not provide any data connection to the GI 275 for those devices.

Wireless connectivity is provided for ground database updates. Database updates cannot be performed in-flight. Additionally, the GI 275 supports a Bluetooth connection to personal electronic devices running Garmin Pilot for the supplemental display of traffic, attitude and GPS position. This connection will work in-flight however the personal electronic device must be paired with GI 275 while on the ground.

The following colors are used consistently within the GI 275 system:

Color	Functions
Red	Warning conditions Operating Limits
Yellow	Caution conditions Conditional operating ranges
Green	Safe operating conditions Normal operating ranges VOR/Localizer Data
White	Scales and Markings Current data and values, status EIS pilot set alerts
Magenta	GPS Data Active flight plan legs
Cyan	Pilot-selectable references

7.1 Controls Overview

A dual concentric knob with a center push-button provides the primary means with which to navigate between screens and access menus and functions of the GI 275. The outer knob will always change from Page-to-Page on GI 275s that have multiple pages. A display touch is required in most cases to select the display field of a Page that will be changed by inner knob rotation or press. The inner knob changes the value of the selected field. For primary, stand-alone

ADIs the outer knob does not provide any control since there is no other page available for selection. When the outer knob is rotated, a momentary display of knob function is provided at the top of each page.

To access the Menu, press and hold the inner knob. To access the Menu via touchscreen, swipe up from the bottom of the GI 275 display.

7.2 Display Brightness

Display brightness is controlled automatically based on input to a bezel-mounted photocell. The brightness level can be manually adjusted using controls in the Menu → Backlight selection. Optionally, brightness can be controlled using the aircraft's cockpit lighting dimmer control.

7.3 System Power Sources

The GI 275 primarily depends on aircraft power to function. The GI 275 system is directly connected to the aircraft's main or essential bus and energized when the aircraft master switch is turned on. Other systems, like the navigation equipment, weather datalink, and autopilot are typically located on the avionics bus and may not be functional when this bus is powered off.

7.4 System Status

The GI 275 status can be viewed via the Menu → System → Info menu. This includes the serial number and system ID of the unit, the software version loaded on the unit, and the AHRS and ADC software versions.

An External LRUs list displays information and status of various units that are interfaced to the GI 275 system. This list only includes LRUs that can report status information, which is typically limited to other Garmin LRUs. Software versions, serial numbers, and LRU status is typically provided. A green checkmark indicates normal online status, and a red X indicates offline or failed status. Some LRUs, like the GDL 69, GSR 56, and GTX 345, provide a button to see more detailed information about the status of that unit.

7.5 Databases

The GI 275 utilizes databases to provide some system functions.

Database status information is available to the pilot at system startup on the MFD splash screen and during normal operations on the Menu → System → Databases (or DB) menu. Controls are provided for manually initiating a database update. EIS units only use a Nav database. System time (as received from an interfaced GPS navigator or the internal VFR GPS) is used to determine if a database is within its effective period. Databases are displayed in yellow if they are expired, not yet effective, or if the current date/time is unknown.

Databases are displayed in white if they are within their effective date range. All database status information is depicted in white on the System Status page.

Databases can be updated using the USB port, by syncing with other compatible units, or using database concierge through a PED. Databases are stored internally on the GI 275s.

The terrain and basemap databases are updated periodically and do not expire.

The Garmin or Jeppesen navigation database contains data associated with navigation including airports, navigation aids, airways, airspaces, and other data. This database is updated on a 28-day cycle.

The obstacle database contains data for obstacles and wires that pose a potential hazard to aircraft. Obstacles 200 feet and higher are included in the obstacle database. Wires which have been identified as a hazard to fixed wing aircraft are included in the database. Coverage of the obstacle database includes the United States and Europe. Wire coverage is limited to the United States. This database is updated on a 56-day cycle.

CAUTION

Not all obstacles or wires are included in the databases.

The Garmin SafeTaxi™ database contains airport diagrams for selected airports. This database is updated on a 56-day cycle.

The magnetic variation model contains data about variations in the earth's magnetic field based on location. This database is included with the navigation database and is updated on a five-year cycle.

7.6 Crew Profiles

The crew profile function is provided for all units to allow the retention of pilot-selectable configurations and settings. If the aircraft is operated by multiple pilots, each pilot can recall their individual settings for use. These profiles include settings from all displays in the system.

If an MFD is installed, the splash screen provides the option for the pilot to select a crew profile upon power up. Otherwise, the crew profile can be set in the System → Crew Profile Menu. If no selection is made, the GI 275 will

default to the last crew profile used. Only one profile may be selected as active at a time. New profiles are created with the settings currently in use.

7.7 Integrated Standby System

Standby instruments (attitude, altitude, airspeed) may be provided by a second GI 275 display. The GI 275 can be a standby to itself, consisting of two GI 275 displays installed adjacent to each other, with one display configured as the ADI and the second display configured as either an HSI or an MFD.

The standby ADI needs to be of the -10, -20, -30, or -40 type with its own integral ADAHRS. An optional Reversion Backup Switch may be installed which will force the standby ADI into the display backup mode of operation when moved to the “ON” position.

A backup battery will provide power to the ADI, MFD, HSI, or standby ADI in the event of aircraft power failure. This configuration will provide the following functionality:

- If the ADI fails or communication with the primary ADI is lost, the MFD with a standby ADI or standby HSI will automatically display its backup primary flight information (attitude, altitude, airspeed).
- Two GI 275 -10 variants monitor and compare their independent attitude, altitude, and airspeed data. If either GI 275 detects a difference between any of the parameters (attitude, altitude, or airspeed), the MFD or HSI will automatically revert to display the standby ADI to restore primary flight information. Yellow miscompare annunciations will appear to indicate the discrepancy.

7.8 GPS Approach Mode Annunciations

When interfaced with a certified GPS navigator and the GPS navigator is the selected source, the GI 275 HSI and HSI Map display the current GPS operational mode. The GI 275 abbreviates the approach modes as defined in the table below.

Description	Annunciation
Lateral Navigation	LNAV
Localizer Performance with Vertical Guidance	LPV
Localizer Performance without Vertical Guidance	LP
Localizer performance approach with advisory vertical guidance	LP+V
Lateral and vertical navigation approach	L/VNAV
Lateral navigation approach with advisory vertical guidance	LNAV+V

7.9 VFR GPS

A Garmin GI 275 may be interfaced with its own optional VFR GPS antenna. In the event that the certified GPS navigation information becomes unavailable, the GI 275 VFR GPS (VGPS) provides 2D GPS position information and Direct To navigation capability. Aside from selecting VGPS as the CDI source and then selecting a Direct To waypoint, airport, or navigational aid within the GI 275 Direct To Menu, there is no pilot action required to enable or use the VFR GPS. When VGPS data is in use, "VGPS" is annunciated as the selected navigation source.

Synthetic Vision and Terrain alerting functionality is available with the VGPS.

7.10 Messages

Messages are available on all installed GI 275s. A Message annunciation flashes in the upper left corner of each display to notify the pilot when a new advisory is available. The pilot may select Messages in the Menu to display a list of active Messages.

Not all Messages are common to all interfaced GI 275s, meaning unit specific issues will not be shown on all the other GI 275s.

7.11 System Settings

The Menu → System → Setup page provides pilot controls for click volume, time format, and local time offset. Controls are provided to set the nearest airport criteria so that airports not usable by the aircraft type do not appear in waypoint searches.

Units of Measure for temperature, barometric pressure, and nav angle are pilot controllable via the Menu → System → Units page. These units are propagated throughout the GI 275 system. Adjustments to temperature units will not affect EIS temperature gauges.

The units and markings on the ADI are not user configurable. They match the units as specified in the aircraft's FAA approved Airplane Flight Manual and standby instruments.

If pilot-selected navigation angle settings differ on the navigator and the GI 275, the display aspects will be inaccurate.

7.12 System Data Logging

The GI 275 system incorporates a data logging feature that can record parameters related to the aircraft's primary flight instruments, engine indications, and aircraft configuration. Recorded data is stored in internal memory and can be exported via a USB drive.

7.13 Primary ADI

ADI functions are selected by touching the desired adjustable field on the display. Once selected, the inner knob changes the value (Altitude, IAS, Baro, or Heading). An inner knob press will sync the altitude, IAS, or heading to the current value. Baro sync toggles the ADI in and out of standard altimeter setting (29.92"hg and labeled "STD"). The selectable field defaults to Baro when the knob is idle for a period of time. The default timeout is 10 seconds and may be changed in the Menu.

When interfaced to a Garmin G500/600 TXi, the GI 275 will sync barometer (if Baro Sync is enabled), selected heading, selected altitude, and selected airspeed bugs with the TXi. It is required that BARO SYNC be enabled when using VNAV functionality as the GTN will only use the pilot-side BARO unless there is a failure.

7.13.1 Primary Flight Data

The ADI can display the following parameters depending on the unit configuration; attitude, heading, airspeed, barometric altitude, Mach number, and vertical speed data. Airspeed and altitude displays include a six second trend indicator.

Airspeed trend indication bars are only visible when the speed trend is greater than 5 knots for over 6 seconds.

Pilot selectable bugs may be configured for airspeed, altitude, and heading.

The GI 275 requires at least one GPS source to ensure the integrity of the AHRS.

When dual GI 275 -10, -20, -30, and -40 variants are installed and configured, the pilot is provided with AHRS/ADC source selection controls via the ADI Menu → Options → Sensors menu.

The default ADC and AHRS source on power up is ADC 1 and AHRS 1 for the pilot side ADI and ADC 2 and AHRS 2 for the co-pilot or standby ADI and if a third sensor is installed, it is configured as the standby.

Selection of the non-default sensor source will cause a “ADC [Sensor Number]” or “AHRS [Sensor Number]”, respectively, to be displayed with black text on a white background. If there is an AHRS or ADC miscompare or no-compare while on the off-side sensor “ADC [Sensor Number]” or “AHRS [Sensor Number]” will be displayed with black text on a yellow background.

When dual GI 275 -10, -20, -30, and -40 variants are installed and configured, software monitors provide detection of sensor miscompares. If a monitor detects a difference between sources exceeding the allowable limit, a visual attitude, altitude, heading, or airspeed miscompare annunciation will be shown on the ADI.

Miscompares are annunciated using black text on a yellow background as follows: airspeed miscompare is “IAS” shown near the airspeed pointer, barometric altitude miscompare is “ALT” near the barometric altitude pointer, the near the digital heading readout, and attitude miscompare is “ATTITUDE” on the attitude indicator. The ADI inhibits the “IAS”, “ALT”, and “ATTITUDE” annunciations in dual GI 275 ADI installations when both ADIs are displaying the same sensor source.

A no compare monitor is used to determine when data between GI 275s cannot be compared. No compares are annunciated the same as miscompares, except for the black text on a white background.

7.13.2 Attitude

The attitude display has a blue over brown presentation and may be configured in either a Fixed or Sky Pointer orientation by the installer. The ADI can also display Synthetic Vision data (SVT), available as an option.

Standard rate turn marks are provided on the roll scale for bank angles less than 30 degrees when the GI 275 ADI is configured with an OAT sensor.

The Sky Pointer orientation will automatically declutter the IAS and Altitude selectable fields when bank angles exceed 45°. Red chevrons, which indicate the direction to level pitch to assist recovery, are displayed at a nose up angle of 40° or 50°, and nose down angle of 20° or 30°, depending on configuration.

Slip/skid information is shown using a white trapezoid below the roll angle indicator.

7.13.3 Synthetic Vision Technology

SVT may optionally be provided to assist the pilot in maintaining situational awareness with terrain, obstacles, and airborne traffic.

SVT controls are provided via Menu → Options → Terrain/SVT. Synthetic terrain, horizon headings, and airport signs can be enabled or disabled from this menu.

SVT provides additional information on the ADI:

- **Synthetic Terrain:** an artificial, database-derived, three-dimensional view of the terrain ahead of the aircraft within a field of view of approximately 25 degrees left and 25 degrees right of the aircraft heading.
- **Obstacles:** obstacles such as towers, including buildings over 200 AGL that are within the depicted synthetic terrain field of view. Powerlines are not depicted in synthetic vision.
- **Flight Path Marker (FPM):** an indication of the current lateral and vertical path of the aircraft. The FPM is always displayed when SVT is enabled. The FPM will be dashed when it hits the vertical or lateral display limit.
- **Traffic:** a display on the ADI indicating the position of other aircraft detected by an interfaced traffic system.
- **Horizon Line:** a white line indicating the true horizon is always displayed on the SVT display.
- **Horizon Headings:** Headings may be overlayed just above the horizon line on the ADI.
- **Airport Signs:** pilot-selectable “signposts” displayed on the synthetic terrain display indicating the position of nearby airports that are in the navigation database.
- **Runway Highlight:** a highlighted presentation of the location and orientation of the runway(s) at the destination airport.

The synthetic terrain display is intended to aid the pilot awareness of the terrain and obstacles ahead of the airplane. It may not provide either the accuracy or fidelity, or both, on which to solely base decisions and plan maneuvers to avoid terrain or obstacles. The synthetic vision elements are not intended to be used for primary aircraft control in place of the primary flight instruments.

7.13.4 Airspeed

If configured, the airspeed tape on the left side of the ADI displays red/white striping to indicate the maximum allowable airspeed (V_{NE}/V_{MO}). This maximum allowable airspeed display is configured to indicate the appropriate maximum allowable airspeed for the airplane.

The airspeed tape displays a red low-speed awareness band at the lower range of the airspeed tape. This low-speed awareness band is displayed at airspeed values below V_{SO} . It does not indicate an actual or calculated stall speed and does not adjust with variations in aircraft weight or other factors.

All other airspeed tape indications are configured to indicate the type design limitations. The airspeed tape does not adjust these additional markings for variations with aircraft weight, altitude, or other factors.

Airspeed references ("V speeds") are shown on the airspeed tape when enabled for display by the pilot via Menu → Options → Airspeeds.

When configured, Indicated Mach Number will be displayed adjacent to the airspeed tape.

7.13.5 Barometric Altitude and Vertical Speed

If configured, barometric altitude is displayed on a tape on the right side of the display. The vertical speed is displayed via an inset window adjacent to the altitude numerical value. The Baro setting may be adjusted by touching the field and rotating the inner knob or simply rotating the knob when the active field reverts to the Baro field home state. Altitude, airspeed, and heading bugs may be configured and synchronized across all GI 275 ADIs and configured G500 TXi displays. The Altitude bug may be removed by adjusting the value to -1,000 ft.

If a GTN is interfaced to provide Vertical Navigation (VNAV) functionality, then barometric altitude is required. Baro sync should be enabled on GI 275 units. VNAV uses the pilot-side baro setting unless that GI 275 fails, in which case the co-pilot side baro setting will be used (if installed).

7.13.6 Navigation

Navigation information is presented on the ADI using an optional lateral deviation indicator (LDI) above the heading display and a VDI to the left of the altitude readout. For MFD installations, the CDI/VDI are shown on CDI, HSI, and HSI map pages. Additionally, the CDI/VDI are displayed on the HSI and

HSI map page on HSI installations. Bearing Pointers may be displayed on the HSI Page.

Navigation information can be cycled through up to four independent sources in normal operation by pressing the “CDI” button at the bottom of the HSI, HSI Map, or CDI pages, or on a GTN Xi. The navigation source can also be changed using the NAV Option Menu on the ADI (Menu → Options) or a configured GTN 750/650 Xi. VGPS will be displayed as an additional navigation source if all certified navigators fail or will be the only navigation source in installations without a certified GPS source. The selected navigation source is shown on the left side of the HSI or LDI. CDI source selection can be synchronized across multiple GI 275 and G500 TXi’s if enabled by the pilot.

The GI 275 can sync both the baro setting and the CDI source selection to a TXi display (if the GI275 is acting as a standby) and to the co-pilot side displays on the aircraft.

If configured, these syncing options are available in a pilot-accessible menu. Turning off Standby SYNC will decouple the GI 275 from a primary TXi display, if the GI275 is configured as the standby.

7.13.7 HSI

The course pointer and deviation indicator are shown as a single, solid line for GPS 1 and VLOC 1, and as an outline with no fill for GPS 2 and VLOC 2. GPS and VLOC sources are further differentiated with color.

The selected course is displayed above and to the right of the HSI. The selected course is set via touchscreen keyboard entry or dual-concentric knob.

In addition, the HSI can display two simultaneous bearing pointers sourced from GPS or VHF NAV.

The bearing pointer display and navigation source are pilot controlled under the Menu → HSI Options → Bearing sub menus.

The HSI Map includes an integral moving map within the HSI depiction. HSI map data is a subset of the data on the MFD map page. Traffic, terrain, obstacle, topographic, and weather overlays are also available for the HSI map. Flight plan, runways, TAWS FLTAs, and TFRs are always displayed. Overlays are controlled on the Menu → HSI Options → HSI Map Options → Map Options menu.

7.13.8 Lateral Deviation Indicator (LDI)

A Lateral Deviation Indicator (LDI) is displayed on the ADI above the heading display when selected in the Menu. This LDI shows course deviation, navigation source, and VLOC station identifier or GPS phase of flight. The LDI uses the same color convention as the HSI .

The LDI incorporates automatic reverse sensing correction into the deviation display. When the difference between the heading and the selected course is greater than 107°, the LDI will enable reverse sensing correction. Reverse sensing correction inverts the course deviation needle and to/from indicator so that they correctly indicate the direction of the course and waypoint. The course deviation needle will be deflected in the direction of the desired course, and the to/from indicator will point in the direction of the waypoint (similar to how the HSI depiction inverts with heading changes).

Message, waypoint, phase of flight, LOI, and DR annunciations from a GTN or GNS interfaced to the GI 275 are annunciated on the LDI.

7.13.9 Vertical Deviation Indication (VDI)

Vertical guidance is shown by a vertical deviation indicator (VDI) adjacent to the altitude tape. The VDI displays glideslope (GS) information from an ILS source, glidepath (GP) information for a GPS approach, or barometric VNAV guidance from a GTN navigator.

7.13.10 Minimum Altitude Display and Alerting

When enabled by the pilot, an altitude minimums bug will be displayed in cyan on the altitude tape. If a radar altimeter is installed, the pilot can select between barometric or radar-altitude minimums. If installed with a G500 TXi, the minimums set on the TXi will crossfill to the GI 275.

Altitude minimums are accessed under the Menu → Options → Minimums sub menu.

Both visual and aural altitude minimums alerts are provided. During a descent to minimums, the minimums bug will change from cyan to white when the aircraft descends to within 100 ft of minimums. An aural “Minimums, Minimums” alert will be triggered when the aircraft’s altitude descends through minimums and the minimums bug will change to yellow. As the aircraft altitude climbs back above minimums, the minimums bug will change to white 50 ft above minimums and cyan 150 ft above minimums. Alerting is rearmed once the aircraft is 150 ft or more above the minimums altitude.

7.13.11 Navigation Data for Autopilots

The GI 275 can provide course and heading data to the autopilot based on the data selected for display on the HSI. For aircraft equipped with multiple GPS/NAV systems, the HSI can act as a selection hub for the autopilot’s NAV mode. Alternatively, the NAV mode can be selected using the NAV Options menu on the ADI. The GI 275 may also provide GPS Steering (GPSS) data.

Not all autopilot systems are approved for providing vertical guidance on GPS-based approaches; consult the AFMS for the autopilot and/or GPS system.

If the installation has pilot and copilot HSIs, control of navigation course, heading, or altitude data affecting the autopilot from the co-pilot side can only be made if the systems are synchronized with each other.

If the autopilot can receive GPSS Roll Steering, the data is transmitted via a digital communications bus from the GI 275 to the autopilot. The HSI receives this data from the GPS. In dual GPS installations, the HSI sends Roll Steering information from the selected GPS source.

When enabled by the installer for autopilots that do not support GPSS roll steering, GPSS allows a configured legacy autopilot to fly GPS curved plan legs (e.g., arcs, procedure turns, etc.) as well as straight legs.

For autopilots which are not GPSS Roll Steering capable, the GI 275 can convert GPSS turn commands into a heading error signal for the autopilot. When the autopilot is operated in HDG mode and GPSS is selected as the GI 275's heading source, the autopilot will fly the turn commands from the GPS navigator selected on the GI 275, allowing a configured legacy autopilot to fly GPS curved plan legs (e.g., arcs, procedure turns, etc.) as well as straight legs.

If an autopilot is interfaced to the GI 275 which supports GPS steering (GPSS), a menu selection is provided in the ADI (Menu → Options → NAV Options → HDG to change the autopilot heading reference between GPSS and selected heading. Additionally, an external AP HDG DATUM switch may be installed to allow external switching between HDG mode and GPSS mode. When GPSS is selected, the heading bug will become hollow and the selected heading display will annunciate "GPSS" with an icon of a crossed out heading bug. The heading bug may still be adjusted by the pilot as a visual reference without affecting GPSS or its steering commands to the autopilot.

If the GPSS data is invalid (for example, if there is no active GPS leg) or the selected HSI source on HSI / ADI 1 is not GPS, the annunciated GPSS text will be yellow and a wings level command will be sent to the autopilot.

GPSS commands are not available when the CDI source is a VOR or LOC.

7.13.12 Flight Director Display

If autopilot flight director commands are interfaced to the GI 275, they will be presented as a single cue flight director on the ADI. Control of the flight director is accomplished via the autopilot/flight director controller. The flight director type may be changed between Single and Dual Cue styles through the GI 275 Main menu. (Menu → ADI Options → FD Format)

The GI 275 limits the distance the flight director pitch commands may deviate from the Aircraft Reference Symbol. If the pitch command provided by the autopilot flight director is greater than the position allowed by the GI 275, the command bars will be displayed at the maximum offset position allowed by the GI 275. As the aircraft pitch changes to satisfy the command bars, the bars will continue to be displayed at the maximum offset from the Aircraft Reference Symbol until the aircraft pitch deviation is within the command display limit.

7.13.13 Attitude and Rate Data Sources for Autopilots

Attitude-based autopilots may be interfaced to the GI 275 ADI, -20/-40 variant. If the GI 275 system is providing attitude to the autopilot, it will be noted in Section 1.7.6 above. Otherwise, the autopilot is receiving attitude or rate information from the standby or a remote gyro and the autopilot attitude input is independent of the attitude displayed on the GI 275 ADI.

It is recommended that pilots thoroughly familiarize themselves with the autopilot system and how it is interfaced with the GI 275 and other installed avionics to enhance operational efficiency and troubleshooting. Refer to the autopilot flight manual for more specific information.

7.13.14 Miscellaneous field

On the ADI, HSI, and HSI map page, the user can configure a Misc. Field to display some data in this location. The following data points can be displayed, as available:

- TAS: True airspeed
- GS: Ground speed
- OAT: Outside air temperature.
- TAT: Total air temperature.
- ISA: Temperature delta from the International Standard Air Temperature (ISA).
- Wind: Wind speed/direction
 - 3 different formats:
 - Headwind/crosswind component
 - Deg/Speed readout
 - Single vector
- G-meter: Current aircraft G loading.

Note

When operating with ice accumulation on the temperature probe, the displayed air temperature may be in error by as much as 4°C.

7.14 MFD

On all MFD pages, the *nose* of the ownship symbol represents the actual location of your aircraft.

7.14.1 Map Page

A 2D moving map function is provided on the MFD. The appearance and determination of data displayed on the moving map is controlled by pilot selections made in the Menu. The Menu provides on/off controls for map overlays, a map detail selector, and a map setup button which accesses additional map controls.

The map range can be altered by “pinch zooming” the touchscreen or rotating the inner knob when the Range field is active. The range scale of the map is indicated by a range ring, centered on the ownship, with the current selected range shown at the 9 o'clock position on the ring. In addition to range adjustment, a panning function is provided to allow the position of the map to be centered on a location other than that of the ownship. The Panning mode is entered by dragging a single finger on the display and exited by touching the BACK softkey. The map orientation is continuously displayed in the top left corner of the Map Page.

The active flight plan of an interfaced navigator is shown in magenta on the Map. Traffic, Terrain, Weather, Land, and Aviation data can be selected for overlay on the Map as well.

The zoomed-in Map page does not comply with the FAA requirements and is not certified as an airport moving map display (AMMD).

7.14.2 Traffic Display

The MFD can display traffic data from interfaced traffic systems. Sources of traffic data include TIS-A, TAS/TCAS, and ADS-B TIS-B. The information from these systems is displayed on and may be controlled within the GI 275 MFD's Traffic Page.

NOTE

Traffic data availability depends on the services provided in the local region/country as well as the interfaced equipment.

The Traffic Page displays traffic according to selected range, relative to the aircraft ownship. It also shows the traffic system status and allows ADS targets to be selected for more information. Traffic controls and options are contained within the Traffic Page Menu, depending on the interfaced traffic system type. A

display altitude filter is also provided via Menu selection. Filtering of targets based on relative altitude is accomplished by the display and affects the traffic displayed on the Traffic, HSI Map, and Map Pages. When interfaced to a TIS-A traffic system, altitude filtering is not available.

The *center* of the traffic target icon serves as the reported location for the target aircraft.

Additional functions are provided on the dedicated traffic page when an ADS-B traffic system is interfaced, including the depiction of motion vectors.

Absolute motion vectors are white and show the reported track of the traffic target referenced to the ground. An absolute motion vector pointed towards your ownship symbol *does not* necessarily mean the traffic target is getting closer to your aircraft.

Relative motion vectors are green and depict the motion of the traffic target relative to the ownship. The direction the traffic target is pointed may vary greatly from the motion vector and a target may be getting closer to your aircraft independent of the direction the target is pointed. A green relative motion vector pointed towards the ownship indicates that the traffic target *is* converging with your aircraft.

For ADS-B traffic systems - if while on ground without valid magnetic heading and the aircraft stops the traffic page orientation will change from TRACK UP to LATCHED. In this mode the display remains oriented to the last valid track until a new valid track is obtained.

Traffic can be displayed on the moving map as an overlay. Additional filtering based on traffic type (all, advisories, alerts) can be selected using the Menu Traffic selection. For TIS-A traffic selection of the advisories and alerts will result in display of alerted targets only.

Traffic page units are always in nautical miles and feet. If systems units for altitude are selected to meters, then an annunciation is provided on the traffic page indicating that traffic altitudes are depicted in feet and the traffic overlay icon for the map includes a "FT" indication.

If a traffic alert occurs and the MFD is not selected to the dedicated traffic page, then a traffic "popup window" is provided which depicts the traffic and provides controls to either go to the dedicated traffic page or close the popup window. All other pages on an ADI, HSI or MFD will display a yellow TFC annunciator in the upper right corner of the screen when alerts are present.

7.15 Terrain Awareness and Alerting

The following terrain awareness and alerting functions may be provided by the GI 275 system: Terrain Proximity, Terrain FLTA, or TAWS-B. If the GI 275 system is interfaced to a GNS or GTN navigator equipped with TAWS-B, then the GI 275 will display TAWS-B parameters provided by the GNS or GTN. The

Terrain or TAWS function provided by the GI 275 system is indicated by a text box on the bottom of the Terrain Page.

Terrain Proximity function is a 2D depiction of terrain, obstacle, and powerlines with no alerting. A dedicated terrain page is provided on the MFD on which the relative height of terrain, obstacles, and powerlines are depicted using color to convey the height of the obstruction relative to aircraft altitude based on database data. Obstacle and wires are displayed on the terrain page at certain zoom scales. Obstacle data is displayed at zoom settings of 10nm or less and wire data is displayed at zoom settings of 5nm or less. The Terrain Proximity function is present on the system regardless of other higher level terrain functions that may be selected.

If SVT is enabled in the GI 275 system, then the Terrain - FLTA function is provided. Forward Looking Terrain Alerts and Reduced Terrain Clearance Alerts are provided for terrain, obstacles, and wires.

If the GI 275 is interfaced to a GNS or GTN with TAWS-B enabled, then TAWS alerts are only displayed from the GPS/TAWS navigator interfaced as GPS 1 and are displayed regardless of the CDI 1-2 setting.

Visual indications are provided for terrain, obstacle, and wire alerts as follows:

- For all GI 275 configurations which provide alerts and all configurations where the GI 275 is interfaced to GNS or GTN with TAWS-B enabled:
 - An annunciator located in the upper right corner of all configured pages on ADI, HSI and MFD units provides text annunciations of alert conditions.
- For all GI 275 configurations which provide alerts and all configurations where the GI 275 is interfaced to a GTN with TAWS-B enabled:
 - If a terrain alert occurs and the MFD is not selected to the dedicated terrain page, then a terrain “popup window” is provided, which depicts the obstruction generating the alert with controls provided to either go to the dedicated terrain page, inhibit the terrain alert, or close the popup window. On a primary ADI GI 275, if a terrain alert occurs, an annunciation will illuminate in the top right corner of the display.
 - The terrain page and map page, if the terrain overlay is enabled, will depict the area or obstruction causing the alert as an area of color corresponding to the alert severity and encircling the obstruction.
 - If Synthetic Vision depiction is turned on, an area corresponding to the alert area on the map/terrain page is shaded in the corresponding color for terrain alerts. Obstacle alerts will cause the relevant obstacle to be depicted in the

alert color in SVT. Powerline alerts do not have a corresponding indication in SVT.

- In Dual ADI installations, GI 275 generated alert audio is only provided by the Pilot side GDU. If the Pilot side GDU becomes inoperative, the Co-Pilot side GDU visual annunciations may still function, but the aural alerts will not be heard.

Controls are provided for terrain, obstacle, and wire alerts as follows:

- For all GI 275 configurations in which the GI 275 system provides alerts:
 - Controls are provided in the Terrain Page menu. A “Terrain Inhibit” button inhibits terrain, obstacle, and powerline alerts when pressed. An annunciation is provided on all configured pages to indicate that alerts are inhibited. A “Terrain Test” button initiates a self-test sequence which results in aural and visual self-test annunciations.

7.15.1 Weather Data

The MFD can display weather data from interfaced datalink systems. Sources of weather data include the Garmin “GDL 69(A)” and “GDL 69(A) SXM” Sirius XM receivers and Garmin ADS-B transceivers. If one of these optional weather datalink receivers is installed, the pilot will be able to access graphical and text weather products using the MFD. Datalink weather products use color and/or timestamps to indicate the recency with which the data was received.

Selected weather products from each receiver can be overlaid on the map page as well as the enhanced HSI map while all received products can be displayed on the dedicated weather pages. The products available on the map page and HSI are different for each weather receiver. The map page and HSI provide controls to select the desired weather receiver; only one weather receiver can be selected at a time.

Text and graphical datalink weather associated with a facility can only be viewed when a database which includes that facility is installed.

The MFD can optionally display data from Stormscope® lightning detection systems. Stormscope data can be depicted on the map page, dedicated Stormscope page, and HSI map. For detailed information about the capabilities and limitations of the Stormscope system, refer to the documentation provided with that system.

7.15.2 Waypoint Information

The MFD provides pages that display information about the different waypoint types. These pages can be accessed by touching one of the supported waypoint types on the map and then pressing the provided Waypoint Info button.

7.16 Engine Indication System

Engine gauges are optionally provided for single and twin engine aircraft with four and six-cylinder reciprocating engines.

The following indications are provided in all EIS installations:

- Tachometer
- Manifold Pressure (If required)
- Oil Pressure
- Oil Temperature
- Cylinder Head Temperature (CHT)
- Exhaust Gas Temperature (EGT)

Other engine gauges may be provided by either the EIS display or previously installed indicators in their original locations. The following gauges may be provided on the GI 275 EIS display:

- Fuel Flow
- Fuel Pressure
- Electrical gauges (Amps / Volts)
- Main and Auxiliary Fuel Quantity
- Carburetor Air Temperature (CAT)
- Turbine Inlet Temperature (TIT)
- Inlet Air Temperature (IAT)
- Compressor Discharge Temperature (CDT)
- IAT/CDT Differential
- Outside Air Temperature (OAT)
- Engine Percent Power

Additional functions provided by the EIS system include a fuel computer, hour meters, and pilot-selectable engine advisories.

The layout of EIS gauges is dependent on the GI 275 display type and number of engines. The determination of which data is presented in which slot is set by the installer in configuration mode based on data in the STC which specifies the data located in each position. The markings on the EIS gauges are the same as those markings provided by the previously installed gauges and depict the operating ranges and limitations provided in the Airplane Flight Manual and Type Certificate Datasheet.

Some previously installed aircraft gauges include non-required markings such as advisory marks for certain altitude and power combinations. EIS gauges will include all markings required to comply with operating limitations associated with that gauge. Markings not required by regulation and which do not convey limitations or operating ranges are provided to the pilot by means of a placard.

EIS gauges include display characteristics to attract the pilot's attention when outside normal operating ranges. Gauge alerting behavior in caution or warning ranges is suppressed when the engine is OFF and the aircraft is on the ground.

All gauges will highlight the digital readout in yellow or red when entering a non-safe range and cause the colorized CAUTION or WARNING annunciator to flash at the top-left of the EIS screens.

7.16.1 Tachometer

For aircraft in which a starting vibrator is installed the RPM indication is not accurate during engine cranking.

For aircraft equipped with P lead sensors to measure engine RPM, the RPM indication may momentarily fluctuate when selecting operation on a single magneto.

7.16.2 Carburetor Air Temperature

The Carburetor Air Temperature gauge (if installed) is marked with a blue arc from -15 to 5 °C which indicates a range of temperatures where carburetor icing is likely to occur. Operation in this temperature range should be avoided in conditions where carburetor icing is possible (humid air or visible moisture).

7.16.3 CHT/EGT

CHT and EGT are displayed on a graph or as a single EGT/CHT strip gauge on the Main page and the CHT/EGT page. On the CHT/EGT page, each cylinder will numerically display its respective CHT below the indicated bar, and respective EGT above the indicated bar. On the Main page, the selected or hottest CHT/EGT is displayed above the graph. On the CHT/EGT monitor page, the hottest CHT/EGT and TIT values are in reverse video for easy reference. The CHT/EGT graphs will show the temperature bars of the graph at the bottom, even when temperatures are below the minimum indicating range.

7.16.3.1 Gasket-style CHT probes

If the box is checked in section 1.7.9, CHT can read 50-100 degrees F higher than the bayonet-style probes used by most aircraft and engine manufacturers.

7.16.4 Primary EGT and TIT

Primary EGT (if installed) will be displayed by a bar gauge on the right side of the CHT/EGT graph, with the Primary EGT value displayed above.

TIT (if installed) will be displayed by a bar gauge on the right side of the CHT/EGT graph, with the TIT value displayed.

This is unavailable when configured as a single EGT/CHT.

7.16.5 Mixture Leaning

When interfaced with a fuel flow sensor, the GI 275 EIS provides two different lean assist methods, rich of peak or lean of peak.

Lean assist mode is initiated by navigating to the CHT/EGT page and turning the inner knob to activate Lean mode. As the mixture is leaned, Lean mode automatically detects the first and last EGT (or TIT if installed and configured) peak and indicates peak by using a bar above the EGT indicator for the cylinder.

If fuel flow indication is not installed, then the system will only provide “Rich of Peak”.

Rich of peak leaning detects and indicates the first engine cylinder to peak during the leaning process. Once the first peak in EGT is detected, the temperature differential from the recorded maximum EGT of the first cylinder to peak is displayed and the pilot can enrich the mixture to reach the proper operating temperature from peak using that value.

Lean of peak leaning detects and indicates the last engine cylinder to peak during the leaning process. Once the last cylinder peak EGT is detected, the system will display the temperature differential from the recorded maximum EGT of the last cylinder to peak and the pilot can continue to lean the mixture to reach the proper operating temperature from peak using that value.

NOTE

The Lean Assist is meant to aid the pilot in detecting the peak temperatures. Smooth leaning technique is required for the system to be able to accurately detect the peak temperature.

Caution should be used to ensure that, during the leaning procedure, the engine is not leaned beyond the engine or aircraft limitations and that the engine continues to operate smoothly after setting the mixture. Should any engine roughness occur during leaning, consult the aircraft POH or AFM for appropriate leaning of the engine.

The Lean Assist functions are calculated using the relationship between fuel flow and EGTs (or TIT). If a false EGT peak is observed and does not automatically reset, disable the Lean Assist function, reset throttle and mixture controls, and reattempt.

It is recommended to set the aircraft power settings for cruise flight and to let the engine temperatures settle prior to beginning the lean find process.

7.16.6 Fuel Quantity

Usable fuel may be displayed on the EIS display. Main fuel quantities and aux/tip fuel quantities are grouped together at the bottom of the display.

Previously installed aircraft low fuel quantity annunciators will be deactivated as part of the fuel quantity installation in some aircraft. In this case, the low fuel annunciators will be placarded as deactivated, and a red or yellow arc must be added to the fuel quantity gauge to indicate the fuel level that corresponds to the low fuel annunciation.

The aircraft fuel quantity gauge(s), or visual inspection of the fuel tanks are the primary means of determining fuel quantity.

NOTE

Do not use the unverified fuel quantity indication provided by the GI 275 as the sole means of complying with the requirements of CFR 14 91.103, 91.151, or 91.167.

7.16.7 Fuel Computer

A Fuel Computer/Totalizer is provided on the Fuel page. The fuel computer function provides computation and display of estimated fuel remaining, endurance, and fuel used. When interfaced with a GPS source, the fuel computer also provides range and efficiency. The fuel computer calculates these values using the engine fuel flow sensor, ground speed, flight plan, and estimated fuel remaining. Estimated fuel remaining is independent of the measured fuel quantity shown on the fuel quantity gauges.

Fuel flow values may be in error by as much as 15% if the K factor calibration is improperly set.

CAUTION

The pilot must ensure that the initial estimated fuel quantity value is accurate. The fuel computer calculates the remaining fuel based on the initial fuel value entered by the pilot. The estimated fuel remaining is derived by the fuel computer by subtracting the measured fuel flow from the initial fuel entry. Fuel quantity indications shown on the fuel gauges may not provide the accuracy required for determination of estimated fuel remaining values. "Fuel Est" and "Act Used" buttons are available to aid the pilot in entering the initial estimated fuel.

CAUTION

The fuel computer functions must not be used as the primary means of determining the quantity of fuel in the tanks. The aircraft fuel quantity gauge(s) or visual inspection of the fuel tanks are the primary means of determining fuel quantity.

7.16.8 Engine Advisories

Engine advisories can be configured by the pilot from the Menu → [EIS] Main Opts to provide supplemental advisory notifications when a pilot-configured threshold has been exceeded. These thresholds are determined solely by the pilot and do not affect the EIS Page presentation, EIS operating ranges, or gauge alerting thresholds.

The following parameters may be configured by the pilot to provide advisories: High CHT, Low Oil TEMP, High Oil TEMP, CHT Cooling Rate, EGT DIFF, Low Endurance, Low EST Fuel Remaining, Low Bus Voltage, High Bus Voltage, Low Voltage, High Battery Voltage, and High TIT.

7.16.9 Engine and Airframe Timers

The Timers can be accessed from the Summary page.

Timer Label	Timer Function
FLIGHT	Flight timer increments in tenths of an hour whenever the aircraft is in an airborne state. This can be triggered via a weight on wheels switch, GPS ground speed, airspeed, or engine RPM depending on the aircraft installation.
HOBBS	Similar to an analog HOBBS meter that increments in tenths of an hour whenever one engine is registering >5 PSI of engine oil pressure
TACH	Similar to analog tachometers such that the timer increments in tenths of an hour based on the current engine RPM compared to the cruise power setting for that engine as determined by the installer.

On multi-engine aircraft, the TACH hour meter for each engine will start incrementing when the respective engine is running, and those TACH timers are tracked separately from one another. The HOBBS hour meter will start incrementing when either engine is running, and the HOBBS timer is synchronized for both engines.

7.17 Wireless Functions

The GI 275 has a wireless transceiver to provide data to personal electronic devices (PEDs) and includes a Bluetooth and Wi-Fi transceiver.

Data such as traffic, datalink weather, entertainment audio information, and attitude information is sent from the GI 275 to the PED. Limitations regarding database operations are found in Section 2.13.

Garmin provides a list of tested and compatible devices that can be used with the Connex platform. Connection to the GI 275 may be possible with devices other than those on the supported device list, but Bluetooth® and/or Wi-Fi stability and wireless data integrity cannot be guaranteed.

For details about the Garmin supported devices and apps for use with the Flight Stream product line, please visit: http://garmin.com/connex/supported_devices

7.18 Transponder Control

The GI 275 can be interfaced to a Garmin GTX 345 series transponder for the control and display of the transponder squawk code, mode of operation, and additional transponder functions.

Garmin International, Inc.
1200 E. 151st Street
Olathe, Kansas 66062 U.S.A.

EASA APPROVED

AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT
or
SUPPLEMENTAL AIRPLANE FLIGHT MANUAL
for the

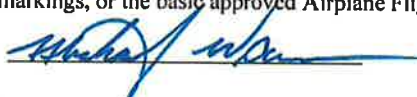
Garmin GTN 625, 635, 650, 725, 750, 625Xi, 635Xi, 650Xi, 725Xi, or 750Xi
GPS/SBAS Navigation System
as installed in

Beechcraft F33A Bonanza
Make and Model Airplane

Registration Number: D-EEKE Serial Number: CE-1145

This document serves as an Airplane Flight Manual Supplement or as a Supplemental Airplane Flight Manual when the aircraft is equipped in accordance with Supplemental Type Certificate 10037574 for the installation and operation of the Garmin GTN 625, 635, 650, 725, 750, 625Xi, 635Xi, 650Xi, 725Xi, or 750Xi GPS/SBAS Navigation System. This document must be carried in the airplane at all times.

The information contained herein supplements or supersedes the information made available to the operator by the aircraft manufacturer in the form of clearly stated placards or markings, or in the form of an approved Airplane Flight Manual, only in those areas listed herein. For limitations, procedures and performance information not contained in this document, consult the basic placards or markings, or the basic approved Airplane Flight Manual.

Signed By: 

Michael Warren
ODA STC Unit Administrator
Garmin International Inc.
ODA-240087-CE

Date: 18-MAR-2020

EASA STC No.: 10037574

LOG OF REVISIONS				
Revision Number	Page		Description	EASA Approval
	Date	Number		
1	07-08-13	All	Complete Supplement	<u>Jannes Neumann</u> EASA Approved Date: <i>07-Aug-2013</i>
2	09-03-16	5	Added Flight Stream Limitation	<u>Michael Warren</u> [FAA] ODA Approved [on behalf of EASA] Date: <i>11-Apr-2016</i>
3	03-06-20	1	Added GTN Xi Series units	See Page 1
		1	Removed Revision Number from reference to EASA STC 10037574 to improve future maintenance	
		4	Added GTN Xi FAA AFMS part numbers	
		4	Changed TSO C146c to C146()	
		5	Added references to GTN 7XX Xi and GTN 6XX Xi units	
		5	Added Section 2.4 Speed Constraints	

Table of Contents

SECTION	PAGE
Section 1. GENERAL	4
Section 2. LIMITATIONS	5
Section 3. EMERGENCY PROCEDURES	6
Section 4. NORMAL PROCEDURES	6
Section 5. PERFORMANCE	6
Section 6. WEIGHT AND BALANCE	6
Section 7. SYSTEM DESCRIPTIONS	6

Section 1. GENERAL

1.1 Garmin GTN Navigators

The information in this supplement is EASA-approved material and must be attached to the FAA Approved STC Airplane Flight Manual Supplement, P/N 190-01007-A2, 190-01007-A5, 190-01007-C2, or 190-01007-C3 when the airplane has been modified by installation of the Garmin GTN Navigation System in accordance with STC 10037574.

This EASA approved Airplane Flight Manual Supplement is required in addition to the FAA approved Airplane Flight Manual Supplement, P/N 190-01007-A2, 190-01007-A5, 190-01007-C2, or 190-01007-C3.

All references to TSO-C146() in 190-01007-A2, 190-01007-A5, 190-01007-C2, or 190-01007-C3 are replaced by ETSO-C146.

Electronic Flight Bag section information is pertinent to FAA certified aircraft only.

Additional References:

Temporary Guidance Leaflet 10, Rev 1: Airworthiness and Operational Approval for Precision RNAV Operations in Designated European Airspace

Acceptable Means of Compliance 20-4, Airworthiness Approval and Operational Criteria for the Use of Navigation Systems in European Airspace Designated for the Basic RNAV Operations

Acceptable Means of Compliance 20-27, Airworthiness Approval and Operational Criteria for RNP APPROACH (RNP APCH) Operations Including APV BARO-VNAV Operations

Acceptable Means of Compliance 20-28, Airworthiness Approval and Operational Criteria for RNAV GNSS Approach Operation to LPV Minima using SBAS

Section 2. LIMITATIONS

2.1 Display of Distance to Waypoint (for European registered aircraft only)

During installation, the GTN was configured to display distance to current waypoint on the Map Page (GTN 7XX or GTN 7XX Xi) or Default Navigation Page (GTN 6XX or GTN 6XX Xi). The display location of distance to current waypoint must not be altered or removed from these pages.

2.2 Phone/SMS Suppress Visuals Setting (for European registered aircraft only)

During installation, the GTN was configured to suppress visual alerts during approach, missed approach, and terminal operations for the GSR 56 Iridium Phone and SMS features. The Suppress Visuals setting on the Service-Phone page must not be changed from "On During APR/MAPR/TERM".

2.3 Flight Stream with Portable Electronic Devices

The Flight Stream interface and data provided to a portable electronic device is not approved to replace any required or installed aircraft display equipment, including navigation or traffic/weather display equipment. The data presented on the PED may not have the required integrity to be used as the sole source of information to base tactical or strategic decision making.

Use of the Flight Stream for flight plan importing during critical phases of flight by the pilot flying is prohibited.

2.4 Speed Constraints

The GTN does not display speed constraints that may be required on a SID, STAR or Approach. The flight crew is responsible for reviewing charts to identify any speed constraints that may be required and for managing the aircraft speed in compliance with those constraints.

Section 3. EMERGENCY PROCEDURES

No Change.

Section 4. NORMAL PROCEDURES

No Change.

Section 5. PERFORMANCE

No change.

Section 6. WEIGHT AND BALANCE

No Change.

Section 7. SYSTEM DESCRIPTIONS

No Change.

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 GTN 625Xi, 635Xi, 650Xi, 725Xi, or 750Xi
GPS/SBAS Navigation System
as installed in
Beechcraft F33A Bonanza
Make and Model Airplane

Registration Number: D-EEKE Serial Number: CE-1145

This document serves as an Airplane Flight Manual Supplement or as a Supplemental Airplane Flight Manual when the aircraft is equipped in accordance with Supplemental Type Certificate SA02019SE-D for the installation and operation of the Garmin GTN 625Xi, 635Xi, 650Xi, 725Xi, or 750Xi GPS/SBAS Navigation System. 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: Erik Frisk

Erik Frisk
ODA STC Unit Administrator
Garmin International, Inc.
ODA-240087-CE

Date: 11-DEC-2020

LOG OF REVISIONS				
Revision Number	Page		Description	FAA Approved
	Date	Number		
1	01/03/2020	All	Complete Supplement	Erik Frisk ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE
2	02/19/2020	1 6	Section 1.1 • Fixed Typographical Error Section 1.2 • Fixed Typographical Error	Erik Frisk ODA STC Unit Administrator Garmin International, Inc. ODA-240087-CE
3	12/11/2020	All 6 11 12 13 17	Replaced references to AC 90-105 with AC 90-105A Replaced References to FAA Order 8400.12A and 8400.33 with AC 90-105A Replaced References to AC 90-100A with AC 90-100A CHG 2 Section 1.3 • Updated reference to AC 120-76D Section 2.4 • Replaced references to Garmin WFDE Program with Garmin RAIM Prediction tool. Section 2.5 • Updated software versions Section 2.6 • Removed note Section 2.9 • Removed VOR from list of approaches not approved with GPS guidance Section 2.21 • Changed wording for clarity	See page i.

LOG OF REVISIONS				
Revision Number	Page		Description	FAA Approved
	Date	Number		
		19	Section 2.31 • Clarified use of OBS mode	
			Added Section 2.33: Glide Range Ring and Best Glide Airport Indicator	
		31	Removed Section 4.8: Database Conflict Resolution	
		33	Section 7.1 • Updated Pilot's Guide revision • Removed sentence to improve clarity	
		48	Added Section 7.32: Screenshots Added Section 7.33: Knob Control Added Section 7.34: Cross Side Radio Control Added Section 7.35: Glide Range Ring and Best Glide Airport Indicator	
		49	Added Section 7.36: Emergency page Added Section 7.37: Remote Database Confirmation	

Table of Contents

SECTION	PAGE
Section 1. General	1
1.1 Garmin GTN Xi Navigators	1
1.2 System Capabilities	4
1.3 Electronic Flight Bag	6
1.4 Electronic Checklists	6
1.5 Definitions	7
Section 2. LIMITATIONS	9
2.1 Kinds of Operation	9
2.2 Minimum Equipment	9
2.3 Flight Planning	10
2.4 System Use	11
2.5 Applicable System Software	12
2.6 MMC / SD Database Cards	12
2.7 Navigation Database	12
2.8 Ground Operations	13
2.9 Instrument Approaches	13
2.10 QFE Barometric Setting	13
2.11 RF Legs	14
2.12 Autopilot Coupling	14
2.13 Terrain Alerting Function (All Units)	14
2.14 TAWS Function (Optional)	15
2.15 Polar Operations	15
2.16 Datalink Weather Display (Optional)	16
2.17 Traffic Display (Optional)	16
2.18 StormScope® Display (Optional)	16
2.19 Flight Planner/Calculator Functions	17
2.20 Fuel Range Rings	17
2.21 Glove Use / Covered Fingers	17
2.22 Demo Mode	17
2.23 Active Weather Radar	17
2.24 Telephone Audio	18
2.25 Multi Crew Aircraft (GMA 35 Only)	18
2.26 Wire Obstacle Database	18
2.27 Portable Electronic Devices	18
2.28 Database Updates	18
2.29 Charts Database (Dual GTN7XX and TXi GDU)	18
2.30 Automatic Speech Recognition	19
2.31 OBS Mode	19
2.32 Advisory Visual Approaches	19
2.33 Glide Range Ring and Best Glide Airport Indicator	19
Section 3. EMERGENCY PROCEDURES	20
3.1 Emergency Procedures	20
3.2 Abnormal Procedures	21
3.3 Warning Messages	25

3.4	Caution Messages	26
3.5	Failure Messages	26
Section 4.	NORMAL PROCEDURES	27
4.1	Unit Power On	27
4.2	Before Takeoff	27
4.3	HSI and EHSI Operation	28
4.4	Autopilot Operation	28
4.5	Coupling the Autopilot during approaches	29
4.6	Coupling the Autopilot for Descent VNAV	30
4.7	Coupling the Autopilot during Search and Rescue Operations	30
4.8	Cold Weather Compensation	31
Section 5.	PERFORMANCE	32
Section 6.	WEIGHT AND BALANCE	32
Section 7.	SYSTEM DESCRIPTIONS	33
7.1	Pilot's Guide	33
7.2	Leg Sequencing	33
7.3	Auto ILS CDI Capture	33
7.4	Activate GPS Missed Approach	33
7.5	Terrain Proximity, Terrain Alerting, and TAWS	34
7.6	GMA 35/35c Audio Panel (Optional)	35
7.7	Traffic System (Optional)	35
7.8	StormScope® (Optional)	36
7.9	Power	36
7.10	Databases and Flight Plan Waypoints/Procedures	37
7.11	External Switches	38
7.12	Airspace Depiction and Alerts	38
7.13	Garmin ADS-B Traffic System Interface (Optional)	39
7.14	GWX 70/75 Weather Radar (Optional)	40
7.15	Charts (Optional)	40
7.16	Transponder Control (Optional)	40
7.17	Telephone Audio (Optional)	40
7.18	Depiction of Obstacles and Wires	41
7.19	Flight Stream 210/510 (Optional)	42
7.20	Map Page	43
7.21	User Defined Waypoints	43
7.22	Times and Distances	43
7.23	GTN Xi-GTN (Xi) Crossfill	44
7.24	Direct-To Operations	44
7.25	Automatic Speech Recognition (ASR)	45
7.26	European Visual Reporting Points	46
7.27	Advisory Visual Approaches	46
7.28	Descent VNAV	46
7.29	Along Track Waypoints	47
7.30	Database Provided Altitudes	48
7.31	Database Sync with G500/600 or G500/600/700TXi GDUs	48
7.32	Screenshots	48
7.33	Knob Page Navigation	48

7.34	Remote Radio Control (Optional)	48
7.35	Glide Range Ring and Best Glide Airport Indicator (Optional)	48
7.36	Emergency Page (Optional)	49
7.37	Remote Database Confirmation (Optional)	49

Section 1. General

1.1 Garmin GTN Xi Navigators

The Garmin GTN Xi navigation system is a GPS system with a Satellite Based Augmentation System (SBAS), comprised of one or more Garmin TSO-C146e GTN 625Xi, 635Xi, 650Xi, 725Xi, or 750Xi navigator(s) and one or more Garmin approved GPS/SBAS antenna(s). The GTN navigation system is installed in accordance with AC 20-138D.

	GTN 625Xi	GTN 635Xi	GTN 650Xi	GTN 725Xi	GTN 750Xi
GPS SBAS Navigation:					
• Oceanic, enroute, terminal, and non-precision approach guidance	X	X	X	X	X
• Precision approach guidance (LP, LPV)					
VHF Com Radio, 118.00 to 136.990, MHz, 8.33 or 25 kHz increments		X	X		X
VHF Nav Radio, 108.00 to 117.95 MHz, 50 kHz increments			X		X
LOC and Glideslope non-precision and precision approach guidance for Cat 1 minimums, 328.6 to 335.4 MHz tuning range			X		X
Moving map including topographic, terrain, aviation, and geopolitical data	X	X	X	X	X
Display of datalink weather products, SiriusXM, FIS-B, Connex (all optional)	X	X	X	X	X
Control and display of airborne weather radar (optional)				X	X
Display of terminal procedures data (optional)				X	X
Display of traffic data, including ADS-B (optional)	X	X	X	X	X
Display of StormScope® data (optional)	X	X	X	X	X
Display of marker beacon annunciators (optional)	X*	X*	X*	X	X
Remote audio panel control (optional)				X	X
Remote transponder control (optional)	X	X	X	X	X
Remote audio entertainment datalink control (optional)	X	X	X	X	X
TSO-C151c Class B TAWS (optional)	X	X	X	X	X
Supplemental calculators and timers	X	X	X	X	X
Control of GSR 56 Iridium Satellite Phone and SMS Text	X	X	X	X	X
Control of Flight Stream 210 (optional)	X	X	X	X	X
Control of Flight Stream 510 (optional)	X	X	X	X	X

* Display of marker beacon annunciations on the GTN 6XX is only possible when installed with a Garmin GMA 350 audio panel.

Table 1 – GTN Functions

The GPS navigation functions and optional VHF communication and navigation radio functions are operated by dedicated hard keys, a dual concentric rotary knob, or the touchscreen.

Although intuitive and user friendly, the GTN Xi requires a reasonable degree of familiarity to avoid becoming too engrossed at the expense of basic instrument flying in IMC and basic see-and-avoid procedures 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 a detailed Pilot's Guide and a tablet trainer app. Pilots should take full advantage of these tools to enhance their familiarity with the system.



Figure 1 - GTN 750Xi Control and Display Layout

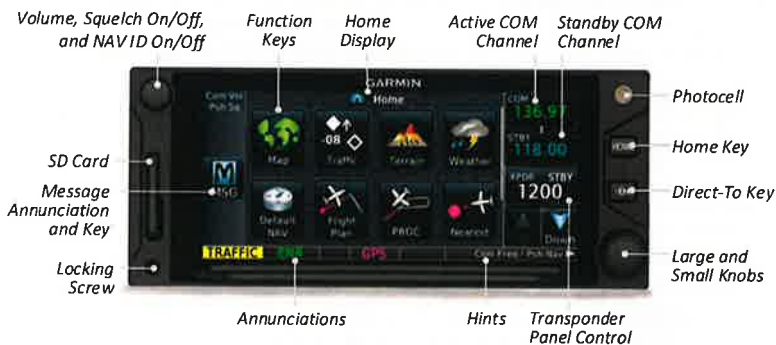


Figure 2 - GTN 635Xi/650Xi Control and Display Layout

1.2 System Capabilities

This Flight Manual Supplement documents the installed capabilities of the GTN Xi specific to the aircraft for which this manual is created.

NOTE

In sections which contain a square checkbox (☐) the installer will have placed an “X” in the boxes next to the capabilities applicable to the installation.

The GTN Xi system and associated navigation interface in this aircraft have the following capabilities, in addition to the core multifunction display capability:

- ☒ VHF Communication Radio
- ☒ Primary VHF Navigation
- ☒ Primary GPS Navigation (Enroute) and Approach Capability (LP/LNAV) – See below
- ☒ Primary GPS Approach Capability with Vertical Guidance (LNAV/VNAV, LPV) – See below
- ☐ TSO-C151c Terrain Awareness and Warning System – See section 2.14
- ☐ Enroute Baro-VNAV

GPS/SBAS TSO-C146e Class 3 Operation

The GTN Xi complies with AC 20-138D 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 enroute, 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 GTN XI 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”.

The Garmin GNSS navigation system complies with the equipment requirements of AC 90-105A and meets the equipment performance and functional requirements to conduct RNP terminal departure and arrival procedures and RNP approach procedures including procedures with RF legs subject to the limitations herein. 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 CHG 2 for RNAV 2 and RNAV 1 operations. In accordance with AC 90-100A CHG 2, Part 91 operators (except subpart K) following the aircraft and training guidance in AC 90-100A CHG 2 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 20-138D and AC 90-105A. 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 20-138D and AC 90-105A. 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 consists of one or more TSO-C146e Class 3 approved Garmin GTN Xi 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.

Advanced RNP Capabilities

The GTN Xi includes 3 out of 6 of the features required for operations in airspace requiring Advance RNP based on the *ICAO document 9613 Performance Based Navigation (PBN) Manual, fourth edition, 2013* and is therefore not approved for Advanced RNP operations. The following table describes the six Advanced RNP capabilities and the GTN Xi capabilities.

Advanced RNP Feature	GTN Xi Capability
RF legs	Available if enabled for installation. See Section 2.11 for limitations.
Parallel offsets	Available.
Scalable RNP	GTN Xi provides CDI scalability in compliance with TSO-C146e. RNP scalability is not available.
RNAV holding	Available.
Fixed radius transitions	Not available in GTN Xi.
Time of arrival control (TOAC)	Not available in GTN Xi.

1.3 Electronic Flight Bag

The GTN 750Xi/725Xi are operationally suitable as installed equipment, Type B EFB applications in accordance with AC 120-76D when using current FliteChart or ChartView data.

Use of the Flight Stream interface and data for the purpose of Electronic Flight Bag applications is not approved as part of this STC. Additional approval may be required to obtain operational approval for use of the Flight Stream and supplied data to supplement EFB systems.

1.4 Electronic Checklists

The GTN Xi checklist functions are designed to DO-178B software design assurance level B and support a minor failure classification. While this STC does not grant operational approval for operators requiring such approval, there are no limitations precluding operators from obtaining their own operational approval for the checklist function.

1.5 Definitions

The following terminology is used within this document:

ADF:	Automatic Direction Finder
ADS-B:	Automatic Dependent Surveillance Broadcast
AEG:	Aircraft Evaluation Group (FAA)
APR:	Approach
ASR:	Automated Speech Recognition
ATK:	<u>A</u> long <u>T</u> rac <u>K</u>
CDI:	Course Deviation Indicator
DME:	Distance Measuring Equipment
ECAC:	European Civil Aviation Conference
EFB:	Electronic Flight Bag
EGNOS:	European Geostationary Navigation Overlay Service
EHSI:	Electronic Horizontal Situation Indicator
FPA:	Flight Path Angle
FIS-B:	Flight Information Services Broadcast
GAGAN:	GPS Aided GEO Augmented Navigation
GDU:	Garmin Display Unit
GMA:	Garmin Multimedia Audio
GNSS:	Global Navigation Satellite System
GPA:	Glidepath Angle
GPS:	Global Positioning System
GPSS:	GPS Roll Steering
GTN:	Garmin Touchscreen Navigator
HOT:	Hazardous Obstacle Transmission wires
HSI:	Horizontal Situation Indicator
IAP:	Instrument Approach Procedure
IFR:	Instrument Flight Rules
ILS:	Instrument Landing System
IMC:	Instrument Meteorological Conditions
LDA:	Localizer Directional Aid
LNAV:	Lateral Navigation
LNAV +V:	Lateral Navigation with advisory Vertical Guidance
L/VNAV:	Lateral/Vertical Navigation
LOC:	Localizer
LOC-BC:	Localizer Backcourse
LP:	Localizer Performance
LPV:	Localizer Performance with Vertical Guidance

LP +V:	Localizer Performance with Advisory Vertical Guidance
MLS:	Microwave Landing System
MMC:	Multi-Media Card
NOTAM:	Notice to Airmen
OBS:	Omni Bearing Selector
PED:	Portable Electronic Device
PTC:	Push-To-Command
RAIM:	Receiver Autonomous Integrity Monitoring
RF Leg:	Radius-To-Fix Leg of a Charted Instrument Procedure
RFL:	Reverse Frequency Lookup
RMT:	Remote
RNAV:	Area Navigation
RNP:	Required Navigational Performance
SAR:	Search and Rescue
SBAS:	Satellite Based Augmentation System
SD:	Secure Digital
SDF:	Simplified Directional Facility
SUSP:	Suspend
TACAN:	Tactical Air Navigation System
TAS:	Traffic Awareness System
TAWS:	Terrain Awareness and Warning System
TCAS:	Traffic Collision Avoidance System
TCH:	Threshold Crossing Height
TFR:	Temporary Flight Restriction
TIS:	Traffic Information Service
VHF:	Very High Frequency
VFR:	Visual Flight Rules
VGSI:	Visual Glide-Slope Indicator
VLOC:	VOR/Localizer
VMC:	Visual Meteorological Conditions
VNAV:	Vertical Navigation
VOR:	VHF Omnidirectional Range
VRP:	Visual Reporting Point
WAAS:	Wide Area Augmentation System
WFDE:	WAAS Fault Data Exclusion
XFR:	Transfer

Section 2. LIMITATIONS

2.1 Kinds of Operation

This AFM supplement does not grant approval for IFR operations to aircraft limited to VFR operations.

2.2 Minimum Equipment

The GTN Xi must have the following system interfaces fully functional in order to be used for primary navigation during IFR operations:

Interfaced Equipment	Number installed	Number Required for IFR
External HSI/CDI/EHSI	1 or more	1
External GPS Annunciator	See Note 1	1

Table 2 – Required Equipment

Note 1: Certain installations require an external GPS annunciator panel. If installed, this annunciator must be fully functional to use the GTN Xi GPS navigation for IFR operations.

Single engine piston aircraft under 6,000 lbs. maximum takeoff weight:

Required Equipment for IFR operations utilizing GPS navigation: Single GTN Xi Navigator

All other aircraft:

Required Equipment for IFR operations utilizing GPS navigation: Single GTN Xi Navigator plus a second source of GPS navigation or a separate source of VHF navigation. The separate source of VHF navigation must not be the primary GTN Xi, but it may be a secondary GTN.

Operation in remote or oceanic operation requires two sources of GPS navigation.

2.3 Flight Planning

For flight planning purposes, in areas where SBAS coverage is not available, the flight crew must check RAIM availability. An acceptable means of compliance for FDE prediction programs is to use a certified service which meets the requirements of FAA AC 20-138D and FAA AC 90-105A for prediction.

The following table describes some of the available RAIM prediction programs.

Prediction Program	Internet address or program details	Coverage Area
Garmin RAIM Prediction Tool	https://fly.garmin.com/fly-garmin/support/raim/	Worldwide
FAA Service Availability Prediction Tool	http://sapt.faa.gov	US Only
Flight Service Station	1-800-WXBRIEF https://www.1800wxbrief.com	US Only
AUGER GPS RAIM Prediction Tool	http://augur.ecacnav.com/augur/app/home	ECAC Airspace Only

This RAIM availability requirement is not necessary if SBAS coverage is confirmed to be available along the entire route of flight.

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 RAIM Prediction Tool 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), Standard Terminal Arrival (STAR), and enroute RNAV "Q" and RNAV "T" 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.

2.4 System Use

In installations with two GTNs and an external GPS annunciator (See Table 2) the GTN connected to the external GPS annunciator must be used as the navigation source for all IFR operations.

The only approved sources of course guidance are on the external CDI, HSI, or EHSI display. The moving map and CDI depiction on the GTN Xi display are for situational awareness only and are not approved for course guidance.

If the GTN Xi is interfaced with an external indicator capable of performing its own source selection, the GTN CDI Key will be disabled. The GTN Xi will display "GPS" even when the external indicator has VLOC selected.

2.5 Applicable System Software

This AFMS/AFM is applicable to the software versions shown in Table 3.

The Main and GPS software versions are displayed on the start-up page immediately after power-on. All software versions displayed in Table 3 can be viewed on the System – System Status or Connex Setup pages.

Software Item	Software Version (or later FAA Approved versions for this STC)
Main SW Version	20.10
GPS SW Version	8.1
Com SW Version	2.02
Nav SW Version	2.03
Flight Stream 210	2.90
Flight Stream 510	2.6X

Table 3 - Software Versions

2.6 MMC / SD Database Cards

It is required that the SD database card or Flight Stream 510 (MMC) be present in the GTN at all times. The SD or MMC device must not be removed or inserted during flight or while the GTN is powered on.

2.7 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.

See Section 2.28 for limitations regarding database update procedures.

2.8 Ground Operations

Do not use SafeTaxi or ChartView functions as the basis for ground maneuvering. SafeTaxi and ChartView functions do not comply with the requirements of AC 20-159 and are not qualified to be used as an airport moving map display (AMMD). SafeTaxi and ChartView are to be used by the flight crew to orient themselves on the airport surface to improve flight crew situational awareness during ground operations.

2.9 Instrument Approaches

- a) Instrument approaches using GPS guidance may only be conducted when the GTN Xi is operating in the approach mode. (LNAV, LNAV +V, L/VNAV, LPV, LP, or LP +V)
- b) When conducting instrument approaches referenced to true North, the NAV Angle on the System -Units page must be set to **True**.
- c) 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, 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 LOC/GS receivers to fly the final approach segment, LOC/GS navigation data must be selected and presented on the CDI of the pilot flying. When using the VOR or ADF receiver to fly the final approach segment of a VOR or NDB approach, GPS may be the selected navigation source so long as the VOR or NDB station is operational and the signal is monitored for final approach segment alignment.
- d) Advisory vertical guidance deviation is provided when the GTN Xi annunciates LNAV + V or LP +V. 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.
- e) 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 GTN Xi system flight plan by its name. Pilots are prohibited from flying any approach path that contains manually entered waypoints.
- f) IFR approaches are prohibited whenever any physical or visual obstruction (such as a throw-over yoke) restricts pilot view or access to the GTN Xi and/or the CDI.

2.10 QFE Barometric Setting

When flying procedures requiring the use of QFE barometric settings, the pilot must ensure that the barometric setting for the source interfaced with the GTN

Xi is set to QFE as appropriate. GTN Xi does not support barometric VNAV for QFE operations.

2.11 RF Legs

This STC does not grant operational approval for RF leg navigation for those operators requiring operational approval. Additional FAA approval may be required for those aircraft intending to use the GTN Xi as a means to provide RNP 1 navigation in accordance with FAA Advisory Circular AC 90-105A.

The following limitations apply to procedures with RF legs:

- Aircraft is limited to 180 KIAS while on the RF leg
- RF legs are limited to RNP 1 procedures. RNP AR and RNP <1 are not approved
- Primary navigation guidance on RF legs must be shown on an EHSI indicator with auto-slew capability turned ON
- GTN Xi Moving Map, EHSI Map, or Distance to Next Waypoint information must be displayed to the pilot during the RF leg when flying without the aid of the autopilot or flight director.
- The active waypoint must be displayed in the pilot's primary field of view.

2.12 Autopilot Coupling

The flight crew may fly all phases of flight based on the navigation information presented to the flight crew; however, not all modes may be coupled to the autopilot. All autopilots may be coupled in Oceanic (OCN), Enroute (ENR), and Terminal (TERM) modes.

This installation is limited to:

- ☐ Lateral coupling only for GPS approaches. Coupling to the vertical path for GPS approaches is not authorized

It is possible to create flight plan waypoint sequences, including Search and Rescue patterns, which exceed the autopilot's bank angle capabilities. The pilot shall monitor autopilot performance with regard to flight path deviation.

2.12.1 RNP 1.0 RF Leg Types

AC 90-105A states that procedures with RF legs must be flown using either a flight director or coupled to the autopilot.

This STC has demonstrated acceptable crew workload and Flight Technical Error for hand flown procedures with RF legs when the GTN Xi installation complies with limitation set forth in Section 2.11 of this document. It is recommended to couple the autopilot for RF procedures, if available, but it is not required to do so. See section 4.5 of this manual to determine if this capability is supported in this installation.

2.13 Terrain Alerting Function (All Units)

Terrain, point obstacle, and wire obstacle information appears on the map and terrain display pages as red and amber terrain, obstacles, or wires and is depicted for advisory use only. Aircraft maneuvers and navigation must not be predicated upon the use of the terrain display. Terrain, obstacle and wire 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.

NOTE

Terrain and TAWS are separate features and mutually exclusive. If "TAWS B" is shown on the bottom right of the dedicated terrain page, then TAWS is installed.

2.14 TAWS Function (Optional)

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.

TAWS shall be inhibited when landing at an airport that is not included in the airport database or is not designated as a User Airport in the GTN XI.

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.

NOTE

Terrain and TAWS are separate features and mutually exclusive. If "TAWS B" is shown on the bottom right of the dedicated terrain page, then TAWS is installed.

2.15 Polar Operations

Use of the GTN Xi for primary navigation for latitudes above 89.00° N and below 89.00° S is prohibited.

2.16 Datalink Weather Display (Optional)

This limitation applies to datalink weather products from SiriusXM via a GDL 69/69A, FIS-B via a GDL 88, GTX 345, or GNX 375, and Connex via a GSR 56.

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 GTN.

Datalink text weather is decoded for the convenience of the pilot, however it is possible that the decoding may be affected by anomalies in the data or differences in the units of measure between the decoding system and the text weather source. All text weather displayed on the GTN also includes the raw weather text for pilot review.

2.17 Traffic Display (Optional)

Traffic may be displayed on the GTN Xi 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.

Traffic is displayed in feet regardless of the unit settings for altitude. If the units for altitude are different than feet, a “FT” label will appear on the traffic icon on and main map page, and the dedicated traffic page will include an “ALT IN FT” notification.

2.18 StormScope® Display (Optional)

StormScope® lightning information displayed by the GTN Xi is limited to supplemental use only. The use of the StormScope® lightning data on the display for hazardous weather (thunderstorm) penetration is prohibited. StormScope® lightning data on the display is intended only as an aid to enhance situational awareness of hazardous weather, not penetration. It is the flight crew's responsibility to avoid hazardous weather using official weather data sources.

When the GTN Xi StormScope® page is operating without a heading source, as indicated by the “HDG N/A” label at the upper right corner of the StormScope® page, strikes must be cleared after each heading change.

2.19 Flight Planner/Calculator Functions

The Fuel Planning page uses Fuel on Board or Fuel Flow as received from an on board fuel totalizer, as entered by the pilot at system startup, or as entered by the pilot when on the Fuel Planning page. This *is not* a direct indication of actual aircraft fuel flow or fuel on board and those values are only used for the Fuel Planning page. The fuel required to destination is only a calculated and predicted value based on the data entered into the planner. It is not a direct indication of how much fuel the aircraft will have upon reaching the destination.

2.20 Fuel Range Rings

The fuel range rings displayed on the moving map are intended for situational awareness and do not represent a direct indication of endurance or fuel remaining. The distance between the segmented green reserve ring and the yellow zero fuel ring is 45 minutes by default. The reserve value can be changed from the GTN Xi map setup menu.

Fuel range data is derived by the interfaced fuel totalizer data. Data entered in the Fuel Planning pages will not update the fuel range ring.

2.21 Glove Use / Covered Fingers

No glove or covered fingers may be used to operate the GTN Xi unless the Glove Qualification Procedure located in the GTN Xi Series Pilot's Guide has been successfully completed. The Glove Qualification Procedure is specific to a pilot / glove / GTN 725Xi, 750Xi or GTN 625Xi, 635Xi, 650Xi combinations.

2.22 Demo Mode

Demo mode may not be used in flight under any circumstances.

2.23 Active Weather Radar

Radar is broadcasting energy while in Weather or Ground mapping modes. If the GTN 750Xi/725Xi system is configured to control an airborne weather radar unit, observe all safety precautions, including:

- Do not operate in the vicinity of refueling operations.
- Do not operate while personnel are in the vicinity (approximately 20 feet) of the radar sweep area.

CAUTION

If a radar system is installed, it generates microwave radiation and improper use, or exposure, may cause serious bodily injury. Do not operate the radar equipment until you have read and carefully followed the safety precautions and instructions in the weather radar user manual and/or pilot's guide.

2.24 Telephone Audio

Telephone audio must not be distributed to the pilot or co-pilot unless a phone call is active.

CAUTION

Failure to turn off telephone audio when the telephone is not in use may result in telephone ringer or text message aural notifications being received during critical phases of flight.

2.25 Multi Crew Aircraft (GMA 35 Only)*

For aircraft type certified with more than one required pilot, or operations requiring more than one pilot, the “Group Co-Pilot with Passenger” audio panel option shall not be activated. This option is found in the Intercom Setup Menu when a Garmin GMA 35 audio panel is installed.

2.26 Wire Obstacle Database

Only the “Obstacle/HOT Line” database may be used. Use of the “Obstacle/Wire” database is prohibited. The database version can be viewed on the start-up database verification or System- System Status pages.

2.27 Portable Electronic Devices

This STC does not relieve the operator from complying with the requirements of 91.21 or any other operational regulation regarding portable electronic devices.

The Flight Stream interface and data provided to a portable electronic device is not approved to replace any aircraft display equipment, including navigation or traffic/weather display equipment.

2.28 Database Updates

Database updates via MMC / SD card or Flight Stream wireless transfers must be done while the aircraft is on the ground and stationary. In-flight database transfers or updates are prohibited in flight unless part of the Database SYNC function that occurs in the background to move databases from one LRU to another.

2.29 Charts Database (Dual GTN7XX and TXi GDU)

When the aircraft installation includes 2 GTNs capable of displaying charts (GTN 725, 725Xi, 750, or 750Xi) and crossfill is enabled between the GTNs, the GTNs must have identical charts types (ChartView or FliteCharts) and charts cycles installed. Failure to have identical charts could affect the chart lookup features and automatic chart selection.

Additionally, when the GTN Xi and TXi are installed in the same cockpit, it is required that the GTN Xi and TXi have the same chart types and cycles to ensure appropriate lookup and chart syncing/streaming functionality. If Chart Streaming or Database Sync functions are disabled, this limitation does not apply.

* Includes GMA 35 and GMA 35c Audio Panels

2.30 Automatic Speech Recognition

Pilots may not use the ASR function to operate the GTN Xi/GMA unless they have completed the ASR Qualification Procedure located in the GTN Xi Series Pilot's Guide successfully. The ASR Qualification Procedure is specific to each pilot / headset / aircraft combination.

2.31 OBS Mode

OBS mode allows the pilot to navigate to a waypoint along a specified course. On a single GTN, press the OBS button and use the OBS or Course knob on the interfaced CDI, HSI, or EHSI to select the desired course. The GTN will annunciate OBS while OBS mode is active. Once the course has been selected, press the OBS button again to exit OBS mode. This will retain the selected course to or from the waypoint. In a dual GTN installation, the OBS course will crossfill to the other GTN after exiting OBS mode if crossfill is enabled. Use of OBS mode for flight plan segments greater than 250_{NM} is prohibited. OBS Mode is not available between the FAF and MAP of any instrument approach.

2.32 Advisory Visual Approaches

All advisory visual approaches shall be conducted in VMC. Advisory visual approaches are intended to be used as an aid to situational awareness and do not guarantee terrain or obstruction clearance along the approach path. Use of advisory visual approaches in IMC is prohibited.

2.33 Glide Range Ring and Best Glide Airport Indicator

The Glide Range Ring is advisory in nature and may only be used as an aid to enhance situational awareness.

The Best Glide Airport Indicator is advisory in nature and may only be used as an aid to enhance situational awareness.

It is the responsibility of the pilot to estimate the glide range of the aircraft and determine the best landing field in the event of an emergency. The glide range ring and best glide airport indicator are not to be used to ensure compliance with minimum safe altitude regulations.

Be aware that in addition to public airports, the best glide airport indicator will suggest private and military airports which may only be used in an emergency unless prior landing authorization has been obtained. Additionally, the best glide airport indicator will not suggest user defined airports or airports which are not in the active navigation database.

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.

NOTE

TAWS annunciators external to the GTN Xi may not indicate the exact threat causing the alert. Example: WIRE alerts may be annunciated as TERR or OBSTACLE on external devices.

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 GTN Xi will enter one of two modes: Dead Reckoning mode (DR) or Loss Of Integrity mode (LOI). The mode is indicated on the GTN by an amber “DR” and/or “LOI”.

If the LOI annunciation is displayed, revert to an alternate means of navigation appropriate to the route and phase of flight. If LOI occurs while the GTN Xi is in the ENR or OCN phase of flight, it may also display DR.

If the DR annunciation is displayed, the map will continue to be displayed with an amber “DR” overwriting the 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.

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 GTN Xi**

NOTE

All information normally derived from GPS will become less accurate over time.

LOSS OF INTEGRITY (LOI) MODE (no DR annunciated on the GTN Xi):

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 approach in which GPS accuracy requirements cannot be met by the GPS receiver for any GPS approach type, the GTN Xi will flag all CDI guidance and display a system message “ABORT APPROACH-GPS approach no longer available”. 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.

3.2.5 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.

NOTE

TAWS annunciators external to the GTN Xi may not indicate the exact threat causing the alert. Example: WIRE alerts may be annunciated as TERR or OBSTACLE on external devices.

3.2.6 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 GTN Xi Series Pilot's Guide for additional information.

To Inhibit TAWS:

Home Hardkey	PRESS
Terrain Button	PRESS
Menu Button	PRESS
TAWS Inhibit Button	PRESS TO ACTIVATE

3.2.7 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.

3.2.8 DATA SOURCE - HEADING SOURCE INOPERATIVE OR CONNECTION TO GTN LOST MESSAGE

Without a heading source to the GTN Xi, the following limitations apply:

- Roll steering will not be provided to the autopilot for heading legs. The autopilot must be placed in HDG mode for heading legs.
- Map cannot be oriented to Heading Up.
- Overlaying traffic data from a TAS/TCAS I or Garmin ADS-B-IN unit interfaced to an on board traffic system will not be displayed on the main map display. The flight crew must use the dedicated traffic page on the GTN system to display TAS/TCAS I or Garmin ADS-B-IN traffic data.
- All overlaying StormScope® data on the main map display will be removed. The flight crew must use the dedicated StormScope® page on the GTN system to display StormScope® data.
- Onboard weather radar overlay on the main map will not be displayed. The flight crew must utilize the dedicated weather radar page on the GTN system to view weather radar data from the onboard weather radar.

StormScope® must be operated in accordance with Section 7.8 when no heading is available.

3.2.9 ASR (VOICE COMMAND) SYSTEM FAILURES

In the event the ASR system fails and there is a need to disable the voice command inputs to the GTN Xi:

To Disable ASR:

Home Hardkey	PRESS
System Button	PRESS
Voice Commands Button	PRESS
Voice Commands Enable Button	TOGGLE OFF

3.2.10 LOSS OF GTN TOUCH CONTROL

In the event the GTN Xi becomes unusable due to uncommanded page changes, the ASR function may be the source.

To Disable ASR:

Audio Panel Circuit Breaker	PULL
Home Hardkey	PRESS
System Button	PRESS
Voice Commands Button	PRESS
Voice Commands Enable Button	TOGGLE OFF
Audio Panel Circuit Breaker	PUSH

3.2.11 DATA SOURCE – PRESSURE ALTITUDE SOURCE INOPERATIVE OR CONNECTION TO GTN LOST MESSAGE

If the GTN Xi is being used to forward pressure altitude to a transponder, the transponder will not be receiving pressure altitude from the GTN while that message is present.

3.2.12 UNRECOVERABLE LOSS OF ALL ELECTRICAL GENERATORS OR ALTERNATORS

Remove power from all equipment which is not necessary for flight, including GTN #2 (NAV/GPS 2, COM 2) and the Flight Stream 210 (BT LINK), if installed.

3.2.13 IN-AIR RESTART OF GTN

In the event of a GTN Xi restart in the air, the crew should utilize the CANCEL button if presented with the database update screen after the GTN Xi is restarted. This will ensure restoration of the navigation functions as soon as possible.

3.2.14 BARO-ALT INPUT FAILURE

Barometric altitude is required for descent VNAV functionality and automatic sequencing of altitude terminated legs. If the BARO altitude input to the GTN Xi has failed, enroute barometric VNAV will not be available. The pilot will also be required to manually sequence any altitude terminated legs.

3.2.15 TEMPERATURE INPUT FAILURE

Temperature input is required for the VNAV Transition to Approach functionality. In the event of a temperature input failure, VNAV transition to approach should be disregarded. The crew must ensure that vertical guidance from descent VNAV to approach guidance is appropriate and that if an autopilot is in use, the crew intercepts the approach vertical guidance from below.

3.3 Warning Messages

Alert Type	Alert Annunciation	Aural Message	Pilot Action
FLTA Terrain Warning	PULL UP	"Terrain Ahead, Pull Up; Terrain Ahead, Pull Up"* Or "Terrain, Terrain; Pull Up, Pull Up"	Immediately execute a climb at obstacle clearance speed
FLTA Obstacle Warning	PULL UP	Obstacle Ahead, Pull Up; Obstacle Ahead, Pull Up"* or "Obstacle, Obstacle; Pull Up, Pull Up"	Immediately execute a climb at obstacle clearance speed
FLTA Wire Warning	PULL UP	"Wire Ahead Pull Up, Wire Ahead Pull Up"	Immediately execute a climb at obstacle clearance speed

3.4 Caution Messages

Alert Type	Alert Annunciation	Aural Message	Pilot Action
FLTA Terrain Caution	TERRAIN	"Terrain Ahead; Terrain Ahead"* or "Caution, Terrain; Caution Terrain"	Execute a climb at obstacle clearance speed
FLTA Obstacle Caution	OBSTCL	Obstacle Ahead; Obstacle Ahead"* or "Caution, Obstacle; Caution, Obstacle"	Execute a climb at obstacle clearance speed
FLTA Wire Caution	WIRE	"Wire Ahead"	Execute a climb at obstacle clearance speed
Premature Descent Alert	TERRAIN	"Too Low, Terrain"	Execute a climb at obstacle clearance speed
Traffic Alert	TRAFFIC	"Traffic"	Visually acquire the traffic to see and avoid.

* Alerts with multiple messages are configurable at installation and are installation-dependent. Alerts for the default configuration are indicated with asterisks.

3.5 Failure Messages

Failure Message	Alert Location	Cause	Pilot Action
"No GPS Position"	Displayed on all pages with a moving map	Loss of GPS position	Use other sources of navigation
Dead Reckoning	Displayed on all pages with a moving map	Loss of GPS position	Use other sources of navigation
LOI	Status Bar	Loss of GPS position	Use other sources of navigation
Red "X"	Over affected equipment interface	Loss of data from equipment	Use inoperative equipment procedures
TAWS N/A TAWS FAIL TER N/A TER FAIL	Status Bar	Loss of GPS Position Or Terrain Database Error	Use vigilance, Terrain Alerts no longer provided.

Section 4. NORMAL PROCEDURES

Refer to the GTN Xi Pilot's Guide defined in Section 7.1 for normal operating procedures and a complete list of system messages and associated flight crew actions. This includes all GPS operations, VHF communication and navigation, traffic, data linked weather, StormScope®, TAWS, and Multi-Function Display information.

The GTN Xi requires a reasonable degree of familiarity to avoid becoming too engrossed at the expense of basic instrument flying in IMC and basic see-and-avoid in VMC. 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

Databases **REVIEW 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**

LOI or INTG..... **ILLUMINATED**

TERM..... **ILLUMINATED**

WPT..... **ILLUMINATED**

APR **ILLUMINATED**

MSG **ILLUMINATED**

SUSP or OBS **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 GTN Xi the pilot should rotate the course pointer as prompted on the GTN Xi.

If an EHSI is used to display navigation data from the GTN Xi 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.

See Section 4.5 for RF leg capabilities related to EHSI.

4.4 Autopilot Operation

The GTN Xi 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 GTN Xi 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 a roll steering mode.

The GTN Xi supports autopilot roll steering for heading legs when an approved heading source is interfaced to the GTN Xi. This heading interface can also provide map orientation, traffic and StormScope heading data and wind calculations.

CAUTION

The GTN Xi does not provide course deviation to the autopilot for heading legs. Some autopilots do not allow the use of roll steering when course deviation is not provided.

- ☐ This installation *has* a heading source. The GTN Xi will provide roll steering on heading legs for the autopilot.
- ☐ This installation *does not have* a heading source. The crew cannot use the GTN Xi roll steering to fly heading legs with the autopilot.

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 GTN, autopilot mode may change. Confirm autopilot mode selection after CDI source change on the GTN. Refer to the FAA approved Flight Manual or Flight Manual Supplement for the autopilot.

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.

- ☐ 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 GTN will issue a flashing message indication.

Flashing Message Button **PRESS**
“Enable APR Output” 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 GTN will enable vertical guidance.

Vertical Guidance.....**CONFIRM AVAILABLE**
Autopilot..... **ENGAGE APPROACH MODE**

- ☐ The installation *does not* support any vertical capture or vertical tracking.

The GTN Xi allows for the utilization of IFR procedures that include RF (Radius to Fix) legs as part of RNP 1.0 capabilities.

- ☐ This installation is equipped to support coupled RF leg navigation up to RNP 1.0.
- ☐ This installation is equipped to support *un-coupled* RF leg navigation up to RNP 1.0.
- ☐ This installation *does not* support RF leg navigation.

4.6 Coupling the Autopilot for Descent VNAV

The GTN Xi outputs VNAV deviations to properly configured Garmin G500/600 GDU, G500/600/700TXi GDU, or G5 displays. In order to provide autopilot coupling to the baro VNAV guidance, the interface must also include either a Garmin GFC500 or GFC600 with VNAV capability. If VNAV is enabled on the GTN Xi in these installations, VNAV guidance may be coupled to the autopilot using the VNAV function of the GFC.

- ☐ This installation is equipped and configured to provide VNAV display and autopilot coupling.
- ☐ This installation is equipped and configured to provide VNAV *display only*.
- ☐ This installation *does not* support VNAV display or coupling.
- ☐ This installation is configured with VNAV Transition to Approach.

4.7 Coupling the Autopilot during Search and Rescue Operations

Search and Rescue (SAR) patterns created in the GTN Xi flight plan may include turns that cannot be accomplished with standard autopilot turn rates. Monitor autopilot performance relative to the desired path if coupled when using Search and Rescue patterns.

4.8 Cold Weather Compensation

The GTN Xi can compute altitudes for cold weather compensation for applicable IFR approaches. If the instrument approach chart requires temperature compensation, the pilot should enter the destination airport temperature into the GTN Xi. Approach altitudes provided on the map and flight plan are adjusted based on the pilot entered temperature and the altitudes on the flight plan page are appended with a snowflake icon.

Pilots must coordinate with ATC when flying temperature compensated procedures.

Pilots must manually adjust the approach minimums as applicable. The GTN Xi does not provide temperature compensated approach minimum values. Garmin G500/600/700TXi systems can provide compensated minimum values when interfaced with a GTN Xi.

- ☐ This installation supports cold weather compensated intermediate approach and minimums altitudes.
- ☐ This installation supports cold weather compensated *intermediate approach altitudes and missed approach altitudes only*.
- ☐ This installation does not support cold weather compensation.

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

The Garmin GTN Xi Series Pilot's Guide, part number and revision listed below, contain additional information regarding GTN system description, control and function.

- GTN Xi Series Pilot's Guide P/N 190-02327-03 Rev C or later

7.2 Leg Sequencing

The GTN Xi supports all ARINC 424 leg types. Certain leg types require altitude input in order to sequence (course to altitude, for example). If a barometric corrected altitude source is not interfaced to the GTN Xi, a popup will appear prompting the flight crew to manually sequence the leg once the altitude prescribed in the procedure is reached.

- ☐ This installation *has* a barometric corrected altitude source. The GTN Xi will automatically sequence altitude legs.
- ☐ This installation *does not have* a barometric corrected altitude source. The flight crew will be prompted to manually sequence altitude legs.

7.3 Auto ILS CDI Capture

Auto ILS CDI Capture can automatically switch the CDI from GPS to VLOC before the Final Approach fix. This feature is only available on installations that meet any of the following conditions:

- Equipped with GFC 600
- GTN CDI key enabled

On these installations the auto-switching will only occur if the following conditions are met:

- ILS Autoswitch setting enabled on GTN
- ILS/LOC approach loaded and activated
- Correct nav frequency tuned on GTN NAV radio
- Aircraft established on the final approach course

Auto ILS CDI Capture will not automatically switch from GPS to VLOC for LOC-BC or VOR approaches.

7.4 Activate GPS Missed Approach

- ☐ This installation *will* autoswitch from VLOC to GPS when the "Activate GPS Missed Approach" button is pressed.

- ☒ This installation *will not* autoswitch from VLOC to GPS when the “Activate GPS Missed Approach” button is pressed. The pilot must manually switch from VLOC to GPS if GPS guidance is desired after the missed approach point.

7.5 Terrain Proximity, Terrain Alerting, and TAWS

CAUTION

Not all obstacles and wires are contained in the Obstacle/HOT Line database. The system provides depiction (and alerts, if TAWS is installed) only for obstacles and wires contained in the database.

NOTE

The area of coverage may be modified as additional terrain data sources become available.

- ☐ This installation supports *Terrain Proximity*. No aural or visual alerts for terrain or obstacles are provided. Terrain Proximity *does not* satisfy the TAWS requirement of 91.223.
- ☒ This installation supports *Terrain Alerting*. Aural and visual alerts are provided. Terrain Alerting *does not* satisfy the TAWS requirement of 91.223.
- ☐ This installation supports *TAWS B*. Aural and visual alerts *will be* provided. This installation *does* support the TAWS requirement of 91.223.

Terrain on the dedicated terrain page or main map overlay is depicted in the following manner:

- Terrain more than 1,000 feet below the aircraft is not depicted or depicted as black.
- Terrain between 1,000 feet and 100 feet below the aircraft is depicted as amber.
- Terrain within 100 feet below the aircraft, or above the aircraft, is depicted as red.

Obstacles and wires on the dedicated terrain page or main map are depicted in the following manner:

- Obstacles and wires more than 2,000 feet below the aircraft are not depicted.
- Obstacles and wires between 2,000 feet and 1,000 feet below the aircraft are depicted as white.
- Obstacles and wires between 1,000 feet and 100 feet below the aircraft are depicted as amber.
- Obstacles and wires within 100 feet below the aircraft, or above the aircraft, are depicted as red.

Multiple obstacles may be depicted using a single obstacle icon and an asterisk to indicate obstacle grouping is occurring. The color of the asterisk indicates the relative altitude of the tallest obstacle in the group. The asterisk does not indicate any information about the relative altitude or number of obstacles not being displayed in the obstacle group.

The Garmin GTN Xi Series Pilot's Guide provides additional information regarding terrain and obstacle colors and grouped obstacle icons.

7.6 GMA 35/35c Audio Panel (Optional)

The GTN 725Xi and 750Xi can interface to a GMA 35/35c remotely mounted audio panel and marker beacon receiver. Controls for listening to various radios, activating the cabin speaker, clearance playback control, and marker beacon are accessed by pressing the "Audio Panel" button on the GTN display screen. Optional Bluetooth pairing functionality can be accessed from the associated System /Connex Setup page (GMA 35c only). Volume controls for the audio panel are accessed by pressing the "Intercom" button on the GTN Xi display screen.

Aircraft alerting audio may be routed through the GMA 35/35c audio panel. There are no pilot controls for alert audio volumes. In the event of a loss of GMA35/35c function alert audio routed through the audio panel may not be heard.

7.7 Traffic System (Optional)

This system is configured for the following type of traffic system. The Garmin GTN Xi Series Pilot's Guide provides additional information regarding the functionality of the traffic device.

- ☒ No traffic system is interfaced to the GTN Xi.
- ☐ A TAS/TCAS I traffic system is interfaced to the GTN Xi.
- ☐ A TIS traffic system is interfaced to the GTN Xi.
- ☐ A TCAD traffic system is interfaced to the GTN Xi.
- ☐ A Garmin ADS-B traffic system is interfaced to the GTN Xi.
- ☐ A Garmin ADS-B traffic system is interfaced to the GTN Xi. The ADS-B traffic system is also interfaced to an on-board traffic system.

7.8 StormScope® (Optional)

When optionally interfaced to a StormScope® weather detection system, the GTN Xi may be used to display the StormScope® information. Weather information supplied by the StormScope® will be displayed on the StormScope® page of the GTN Xi system. For detailed information about the capabilities and limitations of the StormScope® system, refer to the documentation provided with that system.

Heading Up mode:

If the GTN Xi system is receiving valid heading information, the StormScope® page will operate in the heading up mode as indicated by the label “HDG UP” presented at the upper right corner of the display. In this mode, information provided by the StormScope® system is displayed relative to the nose of the aircraft and *is* automatically rotated to the correct relative position as the aircraft turns.

Heading Not Available mode:

If the GTN Xi system is not receiving valid heading information, either because a compatible heading system is not installed, or the interfaced heading system has malfunctioned, the StormScope® page will continue to operate without a heading source and indicate “HDG N/A” in the upper right corner of the GTN Xi display. In this mode, information provided by the StormScope® system is displayed relative to the nose of the aircraft but *is not* automatically rotated to the correct relative position as the aircraft turns. When operating in this mode, StormScope® strikes must be cleared after each turn the aircraft performs.

7.9 Power

- Power to the GTN Xi is provided through a circuit breaker labeled NAV/GPS (1/2).
- Power to the optional GTN Xi COM is provided through a circuit breaker labeled COM (1/2).
- Power to the optional GMA 35 is provided through a circuit breaker labeled AUDIO.
- Power to the optional Flight Stream 210 is provided through a circuit breaker labeled BT LINK.
- Power to the optional Flight Stream 510 is provided through the GTN Xi MMC/SD card slot and protected via the GTN Xi circuit breaker.

7.10 Databases and Flight Plan Waypoints/Procedures

Database versions (or cycles) and effective dates are displayed on the start-up database verification page immediately after power-on for those databases with an effective or expiration date. Databases with no effective or expiration date (e.g. - terrain database) are considered effective upon installation in the GTN Xi. Database information can also be viewed on the System – System Status page.

The Obstacle Database has an area of coverage that includes the United States and Europe and is updated as frequently as every 56 days. The HOT Line wire database only includes the continental United States and portions of Canada/Mexico.

Only the Obstacle/HOT Line wire database may be used in accordance with the limitation found in Section 2.26.

If a stored flight plan contains a waypoint or procedure that does not correspond to a waypoint or procedure in the navigation database in use, the waypoint or procedure will become locked (depicted as “lockd”) in the flight plan. Flight plans with locked waypoints may be placed in the active flight plan portion of the system but no navigation will be provided. The locked waypoint/procedure must be resolved by removing or replacing it with the correct waypoint/procedures in the flight plan before the system will provide navigation.

7.11 External Switches

External switches may be installed and interfaced to the GTN Xi. These switches may be stand alone or integrated with a TAWS or GPS annunciator.

Table 4 lists the switches and function they perform:

Switch Label	Function
CDI	Toggles between GPS / VLOC sources. This switch may be part of an external annunciator panel.
COM CHAN DN	Toggles down through the preset com frequencies.
COM CHAN UP	Toggles up through the preset com frequencies.
COM RMT XFR	Transfers the COM active / standby frequencies.
NAV RMT XFR	Transfers the NAV active / standby frequencies.
OBS	Performs an OBS or SUSP function. This switch is part of an external annunciator panel and is placarded with the following: “Green OBS indicates OBS or SUSP mode – GTN Xi annunciator bar indicates which is active. Push OBS button to change OBS or SUSP mode.”
OBS/SUSP	Performs an OBS or SUSP function.
TERR INHB	Toggles the TAWS Inhibit function on/off. This switch is part of an external annunciator panel. The terrain display is still presented if TAWS is Inhibited.
PTC	Push-to-Command switch for Voice Command input to the GMA and the GTN Xi.

Table 4 – External Switches

7.12 Airspace Depiction and Alerts

The GTN Xi aides the flight crew in avoiding certain airspaces with Smart Airspace and airspace alerts. Smart Airspace de-emphasizes depicted airspace that is not near the aircraft’s current altitude. Airspace Alerts provide a message indication to the flight crew when the aircraft’s current ground track will intercept an airspace type that has been selected for alerting.

NOTE

Smart Airspace and Airspace Alerts are separate features. Turning on/off Smart Airspace does not affect Airspace Alerts, and vice versa.

7.13 Garmin ADS-B Traffic System Interface (Optional)

A Garmin ADS-B traffic system may be interfaced to the GTN Xi. The *nose* of the ownship symbol on both the GTN Xi main map page and dedicated traffic page serves as the actual location of your aircraft. The *center* of the traffic target icon serves as the reported location for the target aircraft. Motion vectors for traffic may be displayed in either absolute or relative motion. The location of the traffic targets relative to the ownship are the same, regardless of the selected motion vector.

Absolute motion vectors are colored either cyan or white, depending on unit configuration. Absolute motion vectors depict the reported track of the traffic target referenced to the ground. An absolute motion vector pointed towards your ownship symbol *does not* necessarily mean the traffic target is getting closer to your aircraft.

Relative motion vectors are always colored green and depict the motion of the traffic target relative to your ownship symbol. The direction the traffic target is pointed may vary greatly from the motion vector and a target may be getting closer to your aircraft independent of the direction the target is pointed. A green relative motion vector pointed towards your ownship indicates that the traffic target *is* converging on your aircraft.

If more than one target is occupying the same area of the screen, the GTN Xi will combine the two or more traffic targets into one traffic group. The presence of an asterisk to the left of a target indicates that traffic has been grouped. The highest priority traffic target in the group is displayed to the pilot. When applied to airborne targets the asterisk will be displayed in white or cyan depending on the traffic depiction color used in the installation. The asterisk will be brown for grouped ground targets. The asterisk will not turn amber, even if an alerted target is included in the group.

An alerted target may be placed in the same group as non-alerted targets. In this case, the alerted target will be displayed. Two alerted targets will not be placed in the same group. All alerted targets will be displayed on the screen.

Traffic targets displayed on the dedicated traffic page may be selected in order to obtain additional information about a traffic target or to view all targets in a grouped target. When a grouped target is selected, the “Next” button on the dedicated traffic page will cycle through all targets located in close proximity to where the screen has been touched.

7.14 GWX 70/75 Weather Radar (Optional)

The GWX 70/75 Weather Radar uses Doppler technology to optionally provide advanced features to the flight crew such as turbulence detection and ground clutter suppression. Turbulence detection can detect turbulence up to 40nm from the aircraft and will be displayed at radar ranges of 160nm or less.

NOTE

Turbulence detection does not detect all turbulence especially that which is occurring in clear air. The display of turbulence indicates the possibility of severe or greater turbulence, as defined in the Aeronautical Information Manual.

7.15 Charts (Optional)

The GTN 750Xi/725Xi can display both procedure charts and weather data on the main map page at the same time. When datalink NEXRAD or Precipitation is overlaid on the main map page, the weather data is displayed *below* an overlaid procedure chart. When airborne weather radar is overlaid on the main map page, the radar data is displayed *above* an overlaid procedure chart.

7.16 Transponder Control (Optional)

The GTN Xi can be interfaced to a Garmin transponder for control and display of squawk code, mode, and additional transponder functions. The activation of the “Enable ES” button on the transponder page does not indicate the aircraft is in full compliance with an ADS-B Out solution in accordance with TSO-C166b (1090ES). Consult your transponder documentation for additional information.

7.17 Telephone Audio (Optional)

Telephone audio distribution to the crew defaults to OFF on each power cycle of the GTN Xi. Prior to utilizing the telephone function, the crew must distribute telephone audio to the desired recipients. If the crew is utilizing the telephone function it is required that the telephone audio be turned off upon completing telephone usage.

7.18 Depiction of Obstacles and Wires

7.18.1 Dedicated Terrain Page

The dedicated Terrain page will always depict point obstacles at zoom scales of 10 nm or less and depict wire obstacles at zoom scales of 5 nm or less. The obstacle or wire overlay icon (see Figure 3) will be shown near the bottom of the display when the obstacle or wire depiction is active based on the zoom scale.

NOTE

Only obstacles and wires within 2,000 feet vertically of the aircraft will be drawn on the Terrain page. It is therefore possible to have an obstacle or wire overlay icon displayed with no obstacles or wires being depicted on the display.



Figure 3 – Obstacle Overlay Icon (Left), Wire Overlay Icon (Right)

7.18.2 Map Page

The Map page may be configured to depict point obstacles and wire obstacles at various zoom scales by the pilot by using the Map page menu. The obstacle or wire overlay icon (see Figure 4) will be shown near the bottom of the display when the obstacle or wire overlay is active based on the current zoom scale and setting selected by the pilot.

The settings chosen by the pilot on the Map page menu (including obstacle and wire display ranges) are saved over a power cycle.

NOTE

Only obstacles and wires within 2,000 feet vertically of the aircraft will be drawn on the Map page. It is therefore possible to have an obstacle or wire overlay icon displayed with no obstacles or wires being depicted on the display.

NOTE

The Map page may be configured by the pilot to not show any obstacles or wires at any zoom scale.



Figure 4 – Obstacle Overlay Icon (Left), Wire Overlay Icon (Right)

7.19 Flight Stream 210/510 (Optional)

The Flight Stream product line uses a wireless transceiver to provide data to and from a GTN Xi to personal electronic devices (PEDs).

The Flight Stream 210 is a remotely mounted unit that provides the capability to interface Portable Electronic Devices (PEDs) to the GTN Xi via Bluetooth. The Flight Stream 510 is mounted in the GTN SD card slot and includes a Bluetooth and Wi-Fi transceiver.

Data such as traffic, flight plan, datalink weather, entertainment audio information, and attitude information is sent from the Flight Stream to the PED. The PED is capable of sending flight plans and databases (510 only) to the Flight Stream which will then be available on the GTN Xi. Limitations regarding database operations are found in Section 2.28.

Garmin provides a list of tested and compatible devices that can be used with the Flight Stream. Connection to the Flight Stream may be possible with devices other than those on the supported device list, but Bluetooth® and/or Wi-Fi stability and wireless data integrity cannot be guaranteed.

For details about the Garmin supported devices and apps for use with the Flight Stream product line, please visit: http://garmin.com/connext/supported_devices

7.20 Map Page

7.20.1 Configuration

The moving map and weather pages are capable of displaying a large quantity and variety of data. Map data is layered to ensure that data which is typically more critical is drawn above less critical data, however at some zoom scales and configurations the map may be cluttered with large amounts of data. Controls are provided on the Map and Weather pages for the pilot to select which data displayed, the declutter level, and the zoom scales at which data is added to or removed from the display. It is the responsibility of the pilot to select settings for the map page that will provide the display of data most appropriate to the operation being conducted.

7.20.2 Flight Plan Depiction

The map page depicts the current active flight plan. When an off-route Direct To is active the flight plan will no longer be depicted on the map.

7.20.3 Fuel Range Ring

The distance between the segmented green reserve ring and the yellow zero fuel ring is 45 minutes at the current aircraft groundspeed by default. The pilot may change the fuel reserve time value on the map setup menu. Changes to the fuel reserve time are persisted over GTN Xi power cycles.

Visibility of the fuel range ring may be affected by the underlying map data selectable by the pilot. The pilot may make changes to the topographic or terrain data in order or more clearly observe the fuel range ring at any time.

Fuel range data is derived from the interfaced fuel totalizer data. Data entered in the Fuel Planning pages will not update the fuel range ring.

7.21 User Defined Waypoints

When a User Defined Waypoint is created, a default name will automatically be provided, and the pilot is given the option to enter a different name for the waypoint. Pages which have the autofill function will prevent some waypoint names from being used. If it is desired to name the waypoint with a subset of the name of an existing waypoint in the database then this must be accomplished on the Waypoint Info / User Waypoints page.

Waypoints which are created when a Search and Rescue pattern is created are not considered User Waypoints and therefore functions associated with User Waypoints are not provided for these waypoints.

7.22 Times and Distances

Time and Distance data to the next waypoint is always calculated from the present position to that waypoint and does not account for the path which may be flown (such as intercepting a course) to reach the waypoint.

When navigating using GPS guidance most legs are TO type legs where distance to the next waypoint decreases along the route. However, some procedures include FROM type legs. When navigating on a leg that is a FROM leg indications that it is a FROM leg include the TO/FROM flag indicating FROM and distances increasing in distance fields.

7.23 GTN Xi-GTN (Xi) Crossfill

Specific data will sync between GTNs when installed in a dual GTN configuration. If data is not included in this list, it is not crossfilled. The following data will crossfill between the two GTNs with CROSSFILL ON or OFF:

- User Waypoints
- FPL Catalog
- Traffic Alerts
- Missed Approach Popups
- Altitude Leg Popups
- Heading
- Date/Time Conventions
- CDI Scale
- Default FPA

The following unit changes will crossfill:

- Temperature
- NAV Angle
- Fuel

The following items are crossfilled only when the GTNs are set to CROSSFILL ON:

- User Holds
- Approaches
- Flight Plan Changes
- Direct-To
- Selected OBS Course Changes

7.24 Direct-To Operations

When conducting Direct-To operations the Flight Plan tab provides a list of waypoints in the flight plan for which Direct-To is available. Some entries in the flight plan such as Holds and Course Reversals are not eligible for Direct-To and the pilot must instead select the associated waypoint if Direct-To operation is desired.

7.25 Automatic Speech Recognition (ASR)

ASR allows the pilot to interact with the GMA and GTN Xi via voice commands. Commands are constructed around the “Verb – Noun – (Suffix)” syntax for most ASR commands.

- **“SHOW”** Commands – Used to show pages or data fields on the GTN Xi
- **“SAY”** Commands – Used to instruct the ASR engine to say certain phrases related to the flight
- **“TUNE”** Commands – Used to tune certain frequencies into the standby position of the ASR GTN Xi (usually GTN #1)

The “Page” suffix is used in conjunction with the “Show” phrase to command pages to be displayed on the GTN. (e.g.- “Show Main Map Page”)

Audio Panel commands are available to switch audio sources.

- **“SELECT”** to choose which radio the MIC will be selected
- **“TOGGLE”** to toggle the monitor of a specific NAV/COM radio
- **“DISTRIBUTE”** to change the source of audio for the respective seat positions
- **“MUTE”** to mute audio inputs on the audio panel for the respective seat positions

Supplemental commands that allow map zooming, and page navigation are also available.

- **“BACK”**
- **“CANCEL”**
- **“ZOOM IN”**
- **“ZOOM OUT”**

Each command is initiated via the Push-to-Command (PTC) switch. Aural tones will indicate to the pilot the status of the command. A positive tone (low to high) will indicate the system executed a command. A negative tone (high to low) will indicate the system did not understand the command or could not execute due to system state or configuration. “SAY” commands do not provide aural tones as feedback.

The pilot must maintain vigilance regarding ASR command information. Due to the nature of voice recognition, there are times when ASR will interpret a command differently than the pilot intended. The pilot should always cross check the ASR response to the information contained within the GTN Xi as appropriate to ensure in-flight information is accurately understood. If a conflict exists between information gathered via ASR and that available in the GTN Xi system, the pilot should defer to the GTN Xi system information.

Prior to using ASR, the pilot must complete the ASR Qualification Procedure from the GTN Xi Series Pilot's Guide.

The Command History Page details the commands received by ASR for that power cycle. A full list of commands and guidance for using ASR can be found in the *GTN 6XX/7XX Telligence Voice Command Guide*, 190-01007-50.

When using ASR for "TUNE" commands, it is recommended that the pilot enable Reverse Frequency Lookup (RFL) on the associated GTN Xi.

7.26 European Visual Reporting Points

If the GTN Xi is interfaced with a G500/600 PFD/MFD, and a flight plan in the GTN Xi contains a VRP, the G500/600 must have a database that contains the VRP in order to appropriately display the VRP on the MFD map. If the database on the PFD/MFD does not contain the VRP, the VRP will display on the MFD map as an intersection.

7.27 Advisory Visual Approaches

The GTN Xi will provide advisory visual approaches to many runways in the aviation database. Lateral guidance for the visual approach is aligned with the runway bearing. Vertical guidance is provided for those runways with VGSI information for distances up to 4.0NM from the runway. If a terrain database is installed in the GTN Xi, the GTN Xi provides vertical guidance up to 28NM from the runway end unless the computed glideslope would impact terrain or obstacles from the database. If the projected impact point is under 28NM and greater than 4NM, the flight plan line for the approach is shortened to indicate where vertical guidance is active for the approach. If the terrain impact point is less than 4NM from the runway and there is no VGSI data available, vertical guidance is not provided for that approach. Lateral guidance is still available when vertical guidance is removed.

CDI and VDI indications are equivalent to those of other GPS-based approaches (e.g.- LPV or LNAV+V). The GTN Xi annunciates "VISUAL" in the annunciator bar to indicate a visual approach is active.

When loading, or activating the approach, the GPA and TCH information for that approach will be displayed on a popup. If there is no vertical guidance available, the popup will display "(NO VERTICAL GUIDANCE)".

Visual approaches are intended to be used as an aid to situational awareness. Visual approaches are advisory in nature and do not guarantee terrain and obstacle clearance for the approach runway.

7.28 Descent VNAV

The GTN can provide multi-waypoint descent baro-VNAV guidance for the enroute and initial approach phases of flight. Altitudes associated with instrument procedures are retrieved from the navigation database when the procedure is added to the flight plan.

Altitudes in cyan on the GTN Xi are valid VNAV guidance waypoints and the GTN Xi will provide vertical guidance based on the displayed altitude constraints and default flight path angle (FPA). Altitude colored white are advisory only.

The following are recommendations for using descent VNAV:

- The pilot should verify all altitudes for procedures after loading the procedure into the flight plan.
- When the GTN Xi is installed with a multiple TXi PFDs, it is highly recommended that GDU BARO SYNC be enabled and used during all VNAV operations.

In aircraft where there are multiple GDUs and two GTNs, VNAV will use the barometer setting from the pilot's side GDU for both GTNs. In the event the pilot's side GDU has failed, the GTNs will use the co-pilot's GDU barometer setting.

Descent VNAV is limited to flight path angles (FPA) of -6° or less, and vertical speed required of no less than -4000 fpm. If a flight plan change is made during a VNAV descent, VNAV will be recalculated and could result in active VNAV path changes. If the current VNAV FPA is less than -1° , a new VNAV path may be computed during a flight plan change and result in a new Top of Descent point. This can also occur during VNAV Direct-To operations.

VNAV constraints are not allowed inside the FAF. VNAV altitudes are not saved in the flight plan catalog.

When VNAV is disabled by the pilot, it will be automatically re-enabled when the pilot initiates a lateral Direct-To to a waypoint.

7.29 Along Track Waypoints

The GTN Xi allows for the creation of flight plan waypoints that are based off an offset distance from a waypoint in the flight and places the new along track waypoint (ATK) in the flight plan. Once placed in the flight plan, the pilot may navigate using that waypoint in the same manner as other flight plan waypoints.

Along track waypoints cannot be created on a Vectors to Final (VTF) approach and are limited to the lateral constraints of the flight plan. This means that the pilot cannot place an ATK before the first waypoint of a flight plan or after the last waypoint of a flight plan.

ATKs are fixed once placed and will not move if the referenced waypoint is changed or removed from the flight plan. ATKs are not saved in the flight plan catalog. ATKs cannot reference another ATK in the flight plan.

7.30 Database Provided Altitudes

When the GTN Xi provides altitude data for waypoints included in IFR procedures, the altitudes provided are those shown on the procedure chart for “Turbojet” or “Jet” aircraft. If altitudes for other aircraft such as “Turboprop” or “Prop” are required, the crew must manually edit the waypoint altitude.

7.31 Database Sync with G500/600 or G500/600/700TXi GDUs

When a GTN Xi hosts a Flight Stream 510 for database syncing to GDUs, the GTN Xi and GDU must be configured for the same chart database type (FliteCharts or ChartView). If the GDU and GTN are not configured for the same chart type, charts database sync and Chart Streaming will not be available.

7.32 Screenshots

The GTN Xi has the ability to save screenshots to the removable SD card. To take a screenshot, press and hold the dual concentric knob while pressing the home key. A small camera icon will briefly appear in the bottom right corner of the screen indicating that the screenshot was successful.

7.33 Knob Page Navigation

Knob page navigation is a feature which allows quick navigation to select pages using the dual concentric knob. This feature is similar to the page navigation on Garmin G500/G600 TXi displays. Pages present in the knob control menu can be customized from the “Page Shortcuts” menu found on the System page. Switching between Knob Control and radio tuning is accomplished by pressing the dual concentric knob.

The default knob behavior can be changed from Page Navigation to COM Radio based on pilot preference. Navigate to the System > Setup > COM/NAV menu and change the “Knob Control Default” setting as desired. After 30 seconds of inactivity, the knob function will return to the selected default behavior.

7.34 Remote Radio Control (Optional)

Remote radio control is a feature which allows each GTN in a dual-GTN installation to control all GTN communication and navigation radios. The feature adds a radios page which can be accessed via a user field or via the menu bar when a radio frequency keyboard is selected. If the user selects “Local and Remote” for Knob Control Radios in the System > Setup > COM/NAV menu, all radios can be accessed by pressing the dual concentric knob.

The pilot can send frequencies from Airport and waypoint information pages directly to either the communication or navigation radios.

7.35 Glide Range Ring and Best Glide Airport Indicator (Optional)

The Glide Range Ring and Best Glide Airport Indicator are optional overlays on the map page. The Glide Range Ring and Best Glide Airport Indicator can be enabled and disabled individually.

The Glide Range Ring is a cyan ring which provides the pilot with an estimated glide range in the event of a loss of engine power. The Glide Range Ring accounts for terrain, obstacles, and winds if wind data is available. If wind data

is not available, the pilot will be notified when the glide range ring is displayed. In some cases, glide range ring may rely on datalink wind data which may not reflect current wind conditions. The Glide Range Ring is based on the published glide ratio for the aircraft. The displayed glide range cannot be achieved if the aircraft is not configured for best glide performance in accordance with the POH or AFM. Additionally, the Glide Range Ring and Best Glide Indicator update at approximately 10 second intervals. Because of these limitations, the Glide Range Ring is only an estimate and should only be used for situational awareness.

The Best Glide Airport Indicator is depicted as cyan chevrons on the map page which point the pilot toward the “best” airport to glide to in the event of loss of thrust. When the best glide airport indicator is enabled, it will be shown if there are any airports within the glide range ring that meet the configured criteria. If there are no airports that meet the criteria, the indicator will not be displayed. The “best” glide airport is selected based on distance from present position, runway length, and weather if weather data is available. Because of this fixed determination, the best glide airport is only a suggestion and the pilot is responsible for choosing the most favorable landing site in the event of an emergency.

During installation, the pilot can specify a minimum surface type and minimum desired runway length for the best glide airport indicator. The best glide airport indicator will not suggest an airport that does not meet the minimum surface type however, it will suggest an airport with a runway shorter than the desired length if there are no airports with a longer runway available. Be aware that in addition to public airports the best glide airport indicator will suggest private and military airports which may only be used in an emergency unless prior landing authorization has been obtained. Additionally, the best glide airport indicator will not suggest user defined airports or airports which are not in the active navigation database.

The Nearest Airport Page now indicates which airports are within the glide range ring by displaying the word “Glide” with a green checkmark.

7.36 Emergency Page (Optional)

The GTN Xi has an emergency page that will only appear when interfaced with a G500TXi or G600TXi with an emergency page. The emergency page allows emergency modes to be activated from the GTN Xi.

7.37 Remote Database Confirmation (Optional)

Enabling remote database confirmation allows a second GTN to skip the database and instrument panel self-test pages on startup. Two GTNs are required for remote database confirmation and the feature is not allowed when a Flight Stream 510 is installed. With this feature enabled, database updates will require restarting both GTN Xi units to access the database page.



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: Beech F33A

Serial No.: CE 1145

**This Aircraft Flight Manual Supplement is approved by EASA under
Approval No.: EASA MCA 10054165 Rev.3**

Revision History

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

Aircraft Flight Manual Supplement (AFMS)

Multi Model List (MML)

Aircraft Registration No: *D-EEWE*

Aircraft Serial Number: *CE-1145*

Garmin GNS-W GPS navigation system

EASA approval reference: 10037701 Rev *_2*

ADDITIONAL LIMITATIONS AND INFORMATION FOR CERTIFICATION

The limitations and information contained herein either supplement
or, in the case of conflict, override those in the flight manual

Table of Contents

Table of Contents	2
1 General	2
2 Limitations	5
3 Abnormal / Emergency Procedures	6
4 Normal Procedures	7
5 Performance	7
6 Weight and Balance/Equipment List	7
7 System Descriptions	7
8 Handling, Servicing and Maintenance	8
9 Supplements	8
10 Safety Information	8

Amendment record		
Issue	Reason for Issue	DQ reference
1	Initial issue	-
2	Updated text per meeting with the CAA	11-120
3	Document updated to the GAEL template. Pilot's Guide: 190-00356-00 updated to Rev J	14-263
4	GNS-W is the RNAV primary system and TAW-B capability.	15-076
5	Updates per feedback from EASA	15-140
6	Typo correction page 5. Updated table in 1.2 for TAWS-B paragraph references.	15-153
7	Updated requirements for remote annunciation.	16-022

1 General

- 1.1. The aircraft is installed with a Garmin GPS, navigation, communication unit in the number one system position. A second VHF navigation and VHF communication system is installed in the number two system position. Garmin units approved within this supplement are: GNS430W, GNS430AW, GNS530W, GNS530AW, GNS530W-TAWS & GNS530AW-TAWS (hereafter referred to as the GNS-W).

GPS system status is via the annunciators built-in to the GNS-W unit, unless an MD41-14xx GPS System Annunciation Unit is required due to the position of the GNS-W falling outside the 'Normal' or 'Primary Maximum' field of view. Alternatively, the aircraft may be equipped with an EFIS HSI containing the required GPS annunciators.

The GNS-W is a fully integrated panel mounted unit, which contains a VHF communications transceiver, a VOR/ILS receiver, and a Global Positioning System (GPS) and a navigation computer.

The GNS-W has Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) to assess the integrity of Global Positioning System (GPS) signals. RAIM ensures that the available satellite geometry will allow the receiver to calculate a position within a specified protection limit:

- 4 NM for oceanic
- 2 NM for en route
- 1 NM for terminal
- 0.3 NM for non-precision approaches

The GNS-W interfaces with an E/HSI or CDI to provide desired course and cross track deviation display. The E/HSI can be used for GPS or radio navigation displays as selected by the pilot. A

navigation source annunciator is located within the area containing primary flight instruments to indicate whether radio navigation or GPS information is being displayed. The GNS-W contains a navigation database of NDBs, VORs, Airports, airspace and SIDs/STARs. The database is maintained on a 28-day cycle. The GNS-W allows the pilot to create up to 20 flight plans, with up to 31 waypoints in each flight plan. The unit can store up to 1000 user waypoint locations.

The GNS-W uses a flashing "MSG" annunciator at the bottom of the screen (directly above the MSG key) to alert the pilot of any important information or warnings. While most messages are advisory in nature, warning messages may require the pilot's intervention.

Leg sequencing is automatic within the GNS-W. For installations with electronic HSI the course pointer is automatically slewed to the next waypoint. For installations with electro/mechanical HSI the course pointer is changed to the next waypoint by the pilot with a prompt provided by the GNS-W. The pilot will receive a visual MSG advising of approach to a waypoint and in mechanical HSI installations, a prompt to reset the course pointer to the next leg.

The GNS-W can provide external outputs to a compatible EFIS system (Garmin G600/500, Aspen EFD1000, Sandel SN3500 etc). Where required, an MD41-14xx annunciator acts as a "repeater" for icons/ displays on the GNS-W:

- VLOC: NAV or ILS information presented on the HSI or CDI
- GPS: GPS information presented on the HSI or CDI
- TERM: indicates aircraft is within 30 miles of departure or arrival airport
- APR: indicates the LPV or LNAV approach is active
- WPT: indicates reaching a waypoint
- MSG: indicates that GNS-W message(s) are active
- INTG: indicates GNS-W detected a position error or the GNS-W is unable to calculate the integrity of the position

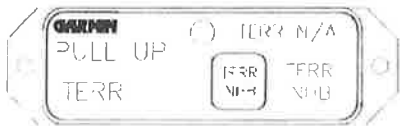
1.2. GNS-W options on aircraft

The following table defines which sections of this AFMS are applicable to this installation on the aircraft:

in 1.2 regarding the applicable TAWS-B paragraph

Option	Installed or Enabled	AFMS Ref:
GNS430W / AW	☐	Sections 1 – 10 (excluding TAWS information)
GNS530W / AW	☐	Sections 1 – 10 (excluding TAWS information)
GNS530W TAWS / AW TAWS	☐	Sections 1 – 10 (excluding TAWS information)
GNS530W TAWS / AW TAWS with TAWS installed	☐	Sections 1 – 10
TAWS-B Capability	☐	Section 1.7, Section 2.11, Section 3.2 & Section 4.2
TAWS-B remote annunciation	☐	Section 1.7 para 3
Autopilot capable of coupled LPV approach	☐	Section 2.7

- 1.3 The GPS receiver meets the performance requirements of ETSO C146a (en route, terminal, and approach).
- 1.4 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.
- 1.5 Pilot's Guide for GNS400W: 190-00356-00 Rev. J (or later version).
Pilot's Guide for GNS500W (including TAWS): 190-00357-00 Rev. J (or later version).
This pilot's guide must be immediately available to the flight crew whenever navigation is predicated on the use of the system. In addition to the Pilot's Guide, the appropriate Pilot's Guide Addendum and Supplements must be immediately available to the flight crew if lightning detection, Traffic Advisory System (TAS), or if primary means oceanic/remote navigation is conducted.
- 1.6 This change does not introduce TAWS-B, however an existing GNS unit with TAWS-B installed under a pre-existing approved change can be upgraded to GNS-W unit.
- 1.7 **Installations with existing TAWS-B only:**
 1. The primary function of the TAWS-B portion of the system is to provide terrain situational awareness. TAWS-B functions are:
 - o Excessive Descent Rate Alert (GPWS mode 1)
 - o Negative Climb Rate After Take-off Alert (GPWS mode 3)
 - o Altitude advisory aural alert message "Five-Hundred" (GPWS mode 6)
 - o Premature Descent Alert (PDA)
 - o Forward Looking Terrain Avoidance (FLTA)
 - Reduced Required Terrain Clearance
 - Reduced Required Obstacle Clearance
 - Imminent Terrain Impact
 - Imminent Obstacle Impact
 2. TAWS audio is routed to the direct un-switched input of each pilot's audio system.
 3. TAWS visual warnings are shown on the GNS530W-TAWS or via a dedicated annunciation control panel (if installed).





P.O. Box 26 Mound, MN 55364-9562 USA

**FAA Approved Aircraft Flight Manual Supplement
Audio Advisory System per STC SA01114CH**

AIRPLANE MAKE: BEECH

AIRPLANE MODEL: F33A

AIRPLANE SERIAL NO.: CE-1145

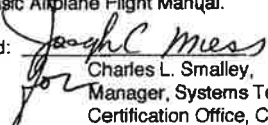
REGISTRATION NO.: D-EEKG

This document must be carried in the airplane at all times. It describes the operating procedures for the P2, Inc., Audio Advisory System when it has been installed in accordance with Supplemental Type Certificate No. SA01114CH.

For airplanes with an FAA Approved Airplane Flight Manual, this document serves as the FAA Approved P2, Inc., Audio Advisory System Flight Manual Supplement. For airplanes that do not have an approved flight manual, this document serves as the FAA Approved P2, Inc., Audio Advisory System Flight Manual Supplement.

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.

FAA Approved:


Charles L. Smalley,
Manager, Systems Test Branch
Certification Office, CHI-ACO
Federal Aviation Administration

FAA Approved
Date: NOV 20 2002



PO Box 26 Mound, MN 55364-9562

Audio Advisory System
per STC SA01114CH

REVISION LEVEL	PAGES AFFECTED	DESCRIPTION	FAA APPROVAL	DATE
A	3, 4	Text revised to reflect feature changes: Section 2.1, added reference to stall warning system and added "Vne". Section 4.3, added reference to stall (TONE). Deleted 4.4 "End". Added numbers 4.4 thru 4.8. Section 4.6 and 4.7 added the word "Advisories" to Landing Gear and Overspeed. Section 4.8.a thru 4.8.b, Added text to reflect operation of current software. Section 4.7, changed airspeed value below Vne. Section 4.8, is new text.	<i>J. Miss</i>	NOV 20 2002

FAA APPROVED
DATE: NOV 20 2002



PO Box 26 Mound, MN 55364-9562

Audio Advisory System
per STC SA01114CH

SECTION 1 - GENERAL

The Audio Advisory System provides the pilot with a landing gear position, stall and overspeed advisories and, if equipped, an airspeed-activated flight time hour meter.

SECTION 2 - LIMITATIONS

1. The system is advisory in nature and shall not replace the certificated gear warning horn, stall warning system or a visual check of the landing gear position. It does not authorize airspeed operation above the red line (V_{ne}).

2. Per STC SA 01114CH, AML Issued October 18, 1999 or later revision.

SECTION 3 - EMERGENCY AND MALFUNCTION PROCEDURES

IN THE EVENT OF THE LOSS OF ELECTRICAL POWER BELOW THE PRESET V_{ref} AIRSPEED THRESHOLD, THE SYSTEM WILL NOT FUNCTION UNTIL THE ELECTRICAL POWER IS RESTORED AND THE AIRSPEED EXCEEDS THE THRESHOLD BY 5 KTS OR MORE (TO RE-ARM ITSELF). The system will function normally if power is lost and regained above the threshold.

Should the system malfunction and/or should you not be able to normally silence the aural or visual annunciation, pulling the circuit breaker labeled "AAS" will disable the system.

SECTION 4 - NORMAL PROCEDURES

PREFLIGHT:

- 1.) After approximately 30 seconds of continuous electrical power, the pilot's annunciator light will flash once signifying that the AAS unit has powered up.
- 2.) To test the system, press and hold the pilot's amber annunciator light for 3-4 seconds and release. This test should be performed before each takeoff.
- 3.) Check to see that the amber annunciator begins to flash and the aural announcement "P2 AUDIO ADVISORY SYSTEM. GEAR IS DOWN FOR LANDING. CHECK GEAR! OVERSPEED!, stall (TONE), SYSTEM TEST COMPLETE" is heard one time. At the completion of the test, the annunciator stops illuminating.

FAA APPROVED
DATE: NOV 20 2002



PO Box 26 Mound, MN 55364-9562

Audio Advisory System
per STC SA01114CH

SECTION 4 - NORMAL PROCEDURES (cont.)

4.) FLIGHT. The system is automatically powered-up upon receiving normal electrical power and the gear and overspeed warnings are armed once the airspeed reaches the predetermined airspeed threshold.

5.) FLIGHT TIME (Hobbs) ACTIVATION. Hobbs meter activation occurs once the aircraft reaches an airspeed of approximately 45 kts/50 mph and will remain on until the airspeed decreases below this airspeed threshold.

LANDING GEAR ADVISORIES. Upon slowing to the set airspeed threshold ($V_{ref} + 10-15$ kts/mph), the annunciation system will activate providing the appropriate aural (through the speaker or headset) and visual (annunciator light) advisory.

a. NORMAL GEAR INDICATION. If all landing gear are down and locked, the normal advisory ("GEAR IS DOWN FOR LANDING") will be heard and the annunciator will illuminate one time only. No cancellation is necessary.

b. ABNORMAL GEAR INDICATION. This gear advisory ("CHECK GEAR!...CHECK GEAR!...") will repeat itself until the pilot presses the amber annunciator light, thus canceling it. **The pilot should hear and understand the aural message 2-3 times (or more if necessary) and confirm the landing gear position before cancelling the advisory.**

c. In the event of a go-around, the system is automatically rearmed once the airspeed exceeds the airspeed threshold by 5 kts or greater for a period of 3 or more seconds.

7.) OVERSPEED ADVISORY. Approximately 0-4 kts/mph below V_{ne} , the system will activate providing both an aural (through the speaker or headset) and visual (annunciator light) advisory. These advisories will repeat once every 2 seconds until the pilot slows the aircraft to a speed below the overspeed threshold, thus canceling the advisory. The overspeed annunciations cannot be stopped by pressing the annunciator light. **Only slowing the aircraft will cancel this advisory.**

8.) STALL ADVISORY. Upon slowing to an airspeed at which the aircraft's certificated stall warning horn activates, the system will activate providing both an aural (through the speaker or headset) and visual (annunciator light) advisory. This tone will repeat continuously until the pilot accelerates the aircraft to a speed above the stall warning horn activation, thus canceling the advisory. The stall annunciations cannot be stopped by pressing the annunciator light. **Only increasing the speed of the aircraft will cancel this advisory.**

Note: The stall advisory has priority over all gear advisories. Gear advisories will be heard after the stall condition no longer exists.

SECTION 5 - PERFORMANCE DATA

No changes.

FAA APPROVED
DATE: NOV 20 2002

600

FAA ZUGELASSENE
ERGÄNZUNG ZUM FLUGHANDBUCH
FÜR
BEECH MODELL F33A (S/N CE 511 UND FOLGENDE)
MIT
FLUGREGLERANLAGE KING 150

Kennzeichen D-GEKG
Seriennr.: CE-1145

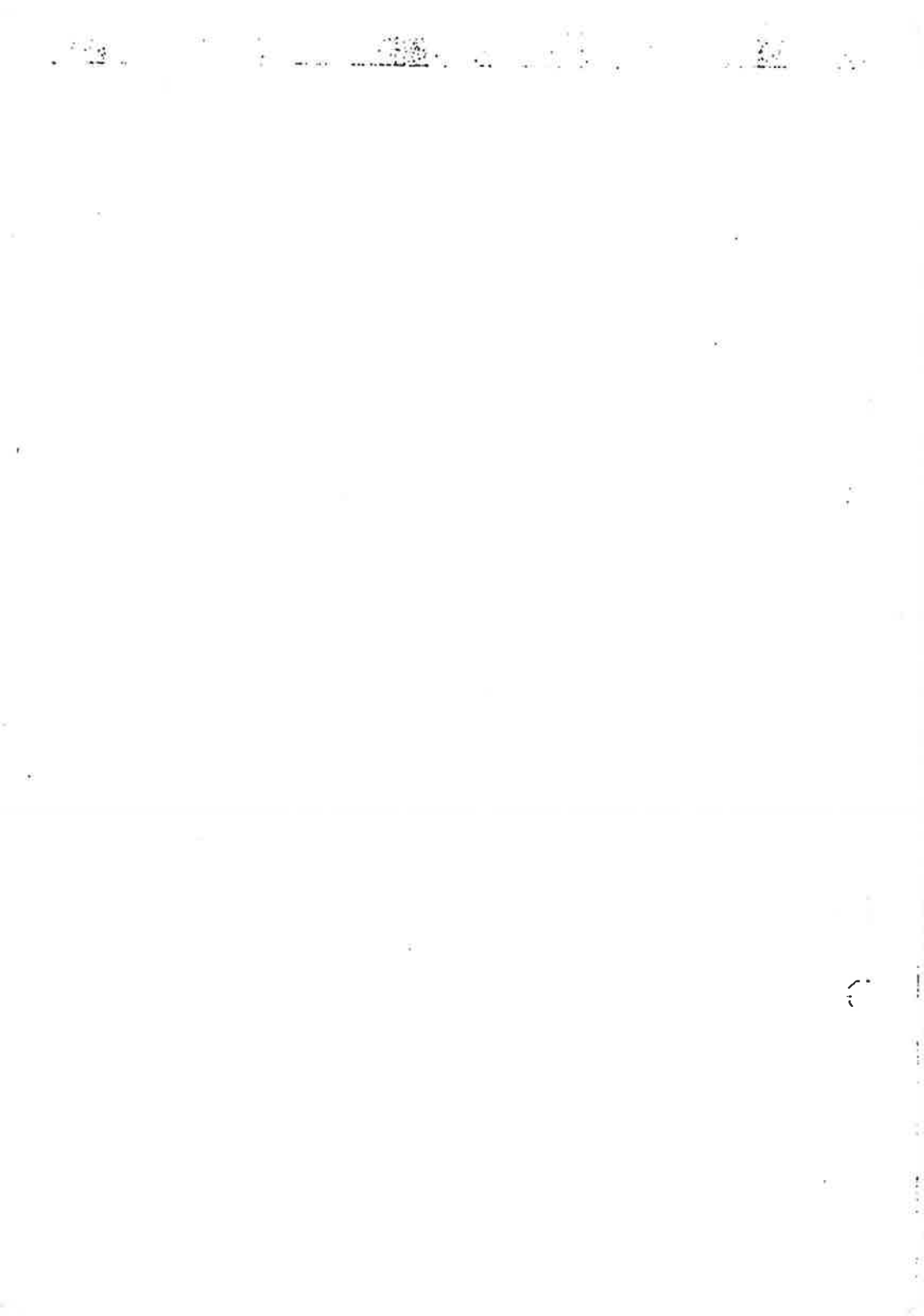
Die in diesem Handbuch enthaltenen Informationen sind durch das FAA genehmigt. Sie gelten zusammen mit dem FAA-zugelassenen-Flughandbuch, den Schildern und den Instrumentenmarkierungen für den Betrieb des Flugzeugs, nachdem dieses durch den Einbau der Flugregleranlage King 150 gemäß STC SA1789CE-D geändert worden ist.

Anerkannt durch
Zugelassen: Luftfahrt-Bundesamt
Datum: 03. Januar 1985



Mrey 5. AUG. 1985

006-0431-01



W2

KING
BF5032-5

BEECHCRAFT BONANZA F33A
FAA-ZUGELASSENE ERGÄNZUNG
FÜR DAS FLUGHANDBUCH F33A

INHALTSVERZEICHNIS

ABSCHNITT		SEITE
1	Allgemeines.....	1
2	Betriebsgrenzen.....	27
3	Notverfahren.....	28
4	Normalverfahren.....	30
5	Betriebs- und Leistungsdaten.....	50

006-0431-01

BEECHCRAFT Bonanza F33A

ABSCHNITT 1 - ALLGEMEINES

Dieses Handbuch soll den Piloten mit den Betriebsgrenzen sowie mit den Normal- und Notverfahren für die Flugregleranlage King 150 vertraut machen. Die hier enthaltenen Betriebsgrenzen gelten für das in das Flugzeug Beech F33A eingebaute System 150; für die Flugregleranlage gelten die hier enthaltenen Betriebsgrenzen.

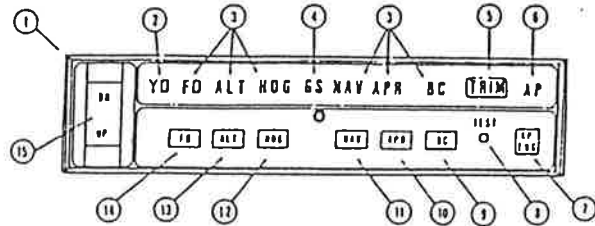
Das AFCS-System Serie 150 in diesem Flugzeug ist zugelassen mit 2-Achsen-Autopilot-Steuerung für die Nick- und Rollachse, oder mit 3-Achsen-Steuerung, wenn der wahlweise erhältliche Gierdämpfer eingebaut ist. Über die dritte Achse (Gier), erfolgt (falls eingebaut) bei eingekuppeltem Autopiloten eine Gierdämpfung und ein koordinierter Kurvenflug. Bei Einbau des wahlweisen Gierdämpferschalters verfügt das System über Gierdämpfungs- und Kurvenflug-Koordinierung, unabhängig davon, ob der Autopilot vorher eingekuppelt wurde oder nicht. In diesem Handbuch werden sowohl das 2-Achsen-System als auch das 3-Achsen-System beschrieben.

Das AFCS-System Serie 150 verfügt über eine elektrische Höhenrudertrimmung, welche eine automatische Trimmung während des Betriebes des Autopiloten, sowie die manuelle elektrische Trimmung durch den Piloten ermöglicht. Das Trimmsystem ist so ausgelegt, daß es allen einzeln auftretenden Störungen während des Fluges widersteht. Trimmfehler werden sowohl optisch als auch akustisch angezeigt.

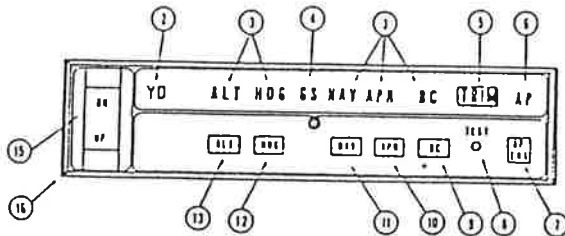
Eine Sperre verhindert, daß der Autopilot eingekuppelt werden kann, solange er nicht einer erfolgreichen Vorflugkontrolle unterzogen wurde.

Der Autopilot kuppelt sich automatisch aus, wenn folgendes eintritt:

- A. Stromausfall
- B. Ausfall der internen Flugsteuerung
- C. Bei der Kompaßanlage KCS 55A wird im Falle eines Verlusts der Kompaß-Gültigkeitsfunktion (angezeigt durch Steuerkurs-Warnflagge) der Autopilot ausgekuppelt, wenn eine Betriebsart auf der Grundlage von Steuerkursdaten eingegeben ist. Wenn die Steuerkurs-Warnflagge erscheint, kann der Autopilot in Grundbetriebsart Horizontallage-Haltung gleichzeitig mit jeder beliebigen vertikalen Betriebsart wieder eingekuppelt werden.

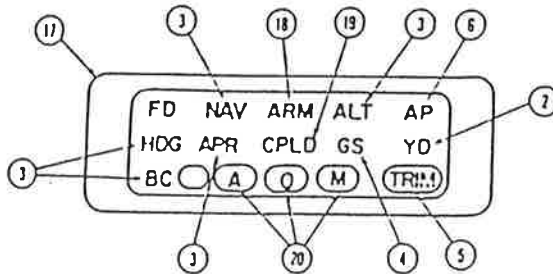


KC 192 Autopilot- und Flugkommando-Computer

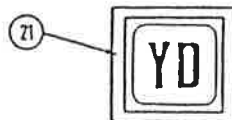


KC 191 Autopilot-Computer

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente



KA 185 Externe Betriebsartenanzeige (wahlweise)



Glerdämpferschalter (wahlweise)

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

1. SYSTEM KFC 150 - AUTOPILOT-COMPUTER KC 192 -
Vollständiger Flugkommando- und Autopilot-Computer, einschließlich Betriebsartenanzeigen und Systemsteuerungen
2. GIERDÄMPFER - ANZEIGELEUCHTE (YD) -
Leuchtet ständig auf, solange der wahlweise eingebaute Gierdämpfer eingekuppelt ist.
3. BETRIEBSARTENANZEIGELEUCHTEN - Leuchten auf, wenn eine Betriebsart durch den entsprechenden Betriebsartenwahldruckschalter gewählt wird (EIN- und AUS-drücken).
4. GLEITWEG - ANZEIGELEUCHTE (GS) -
Leuchtet ständig auf, solange der Autopilot mit dem Gleitweg-Signal gekoppelt ist. Die Gleitweg-Anzeigeleuchte blinkt auf, wenn das Gleitwegsignal verloren gegangen ist (Gleitweg-Warnflagge bei Leitkursanzeige (CDI) bzw. keine Gleitwegzeiger bei KI 525A). Der Autopilot schaltet auf Nicklagen-Haltebetrieb um.

Wenn ein gültiges Gleitwegsignal innerhalb von sechs Sekunden wieder erscheint, koppelt sich der Autopilot automatisch wieder in Betriebsart GS ein. Erscheint das gültige Signal nach sechs Sekunden nicht wieder, bleibt der Autopilot in Betriebsart Nicklagen-Haltebetrieb, bis wieder ein gültiges Gleitweg-

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

signal erscheint und das Flugzeug die Gleitwegebene durchfliegt. An dieser Stelle wird der Gleitweg wieder eingekuppelt.

5. TRIMMWARNLEUCHTE (TRIM) -

Leuchtet ständig auf, solange der Trimmantrieb nicht eingeschaltet ist oder das System noch keiner Vorflugkontrolle unterzogen ist. Die TRIMMWARNLEUCHTE leuchtet auf, und gleichzeitig erfolgt ein akustisches Signal, wenn eine manuelle Fehltrimmung festgestellt wird. Das manuelle Trimmsystem wird überwacht, um festzustellen, ob der Trimmstellmotor ohne Ansteuerung läuft. Die Trimmwarnleuchte leuchtet auf unter gleichzeitiger Abgabe eines akustischen Warnsignals, wenn eine Störung in der Trimmregelung auftritt.

Die Trimmregelung wird auf folgende Fehler überwacht: Trimmstellmotor läuft ohne Ansteuerung; Trimmstellmotor läuft nicht trotz entsprechender Ansteuerung; Trimmstellmotor läuft in entgegengesetzter Richtung. Der Trimm-Schutzschalter kann gezogen werden, um den Dauerton abzustellen, die Warnleuchte für die Fehltrimmung leuchtet jedoch weiter auf. Die Benutzung der manuellen elektrischen Trimmung ist zulässig. Der Autopilot darf dann nicht eingekuppelt sein.

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

6. AUTOPILOT - ANZEIGELEUCHTE (AP) -
Leuchtet ständig auf, solange der Autopilot eingekuppelt ist. Blinkt etwa 12 mal, wenn der Autopilot ausgekuppelt wird (außerdem ertönt ein akustisches Warnsignal für die Dauer von 2 Sekunden).
7. AUTOPILOT - BETÄTIGUNGSTASTER (AP ENG) -
Durch Betätigung dieses Druckschalters wird der Autopilot eingekuppelt, wenn alle logischen Bedingungen erfüllt sind. Außerdem kuppelt sich der Gierdämpfer ein, falls eingebaut. Ist der Gierdämpfer ohne den wahlweisen Gierdämpferschalter eingebaut, läßt sich der Betrieb des Gierdämpfers ohne Autopilot durchführen, indem man zuerst den Autopilot (und den Gierdämpfer) einkuppelt und danach den Autopiloten durch nochmaliges Drücken des AP ENG-Tasters auskuppelt. Der Gierdämpfer bleibt eingekuppelt. Ebenso kuppelt kurzzeitiges Betätigen der manuellen elektrischen Trimmung den Autopiloten aus und der Gierdämpfer bleibt eingekuppelt.
8. VORFLUG-PRÜFTASTER (TEST) - Wird dieser Schalter kurzzeitig gedrückt, löst dies die Vorflug-Prüffolge aus, bei der automatisch alle Anzeigeleuchten eingeschaltet werden, die Roll- und Nicküberwachung, die Trimmregelungs-Fehlerüberwachung,

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

die Treiberspannung des manuellen Trimmantriebs sowie die gesamte Gültigkeitsschaltung und die Schnellabschaltungslogik des Autopiloten geprüft werden. Nach unbeanstandeter Vorflugkontrolle blinkt die AP-Anzeigeleuchte annähernd 6 Sekunden (während die Leuchte blinkt, ertönt gleichzeitig eine akustische Anzeige). Der Autopilot kann erst dann eingekuppelt werden, wenn die Vorflugprüfungen des Autopiloten erfolgreich beendet sind.

9. BETRIEBSARTENWAHLDRUCKSCHALTER - ANFLUG, RÜCKSEITIGER KURS (BC) - Durch Drücken dieses Schalters wird die Betriebsart Anflug, rückseitiger Kurs eingeschaltet. Die Funktion dieser Betriebsart ist mit der Funktion der Betriebsart Anflug identisch - außer daß die Rückmeldung auf die LOC-Signale umgekehrt wird. Ein Aufschalten des Gleitwegs ist in der Betriebsart Anflug, rückseitiger Kurs gesperrt.
10. BETRIEBSARTENWAHLDRUCKSCHALTER - ANFLUG (APR) - Durch Drücken dieses Schalters wird die Betriebsart Anflug eingeschaltet. Diese Betriebsart ist ausgelegt für alle Einflugwinkel (bei Ausrüstung mit Leitkursanzeiger/HSI) bzw. für einen festen Einflugwinkel von 45° (bei Ausrüstung mit Kurskreisel/DG), ein automatisches Erfliegen des Leitstrahls und den Kursflug nach VOR-, RNAV- bzw. LOC-Signalen sowie die Gleitwegkopplung bei einem Instrumentenlandesystem (ILS). Die Verstärkung der Kursablagesignale ist bei Anflug (APR)-Betrieb größer als bei Navigations (NAV)-Betrieb.

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

Die APR-Anzeige auf dem Autopilotcomputer blinkt solange, bis die Folge für das automatische Erfliegen des Leitstrahls ausgelöst ist. Bei der externen Betriebsanzeige KA 185 leuchtet APR ARM / Anflug vorbereitet auf, bis die Folge für das automatische Erfliegen eingeleitet ist. Nach Erfliegen des Leitstrahls leuchtet APR CPLD / Anflug gekoppelt auf.

11. BETRIEBSARTENWAHLDRUCKSCHALTER - NAVIGATION (NAV) -
Durch Drücken dieses Schalters wird die Betriebsart Navigation eingeschaltet. Diese Betriebsart ist ausgelegt für alle Einflugwinkel (bei Ausrüstung mit Leitkursanzeiger/HSI) bzw. einen festen Einflugwinkel von 45° (bei Ausrüstung mit Kurskreisel/DG), ein automatisches Erfliegen des Leitstrahls und den Kursflug nach VOR-, RNAV- bzw. LOC-Signalen. Die NAV-Anzeige auf dem Autopilotcomputer blinkt solange, bis die Folge für das automatische Erfliegen des Leitstrahls eingeleitet ist. Bei der externen Betriebsartenanzeige KA 185 leuchtet NAV ARM / Navigation vorbereitet auf, bis die Folge für das automatische Erfliegen eingeleitet ist. Nach Erfliegen des Leitstrahls leuchtet NAV CPLD / Navigation gekoppelt auf.
12. BETRIEBSARTENWAHLDRUCKSCHALTER - STEUERKURS (HDG) -
Durch Drücken dieses Schalters wird die Betriebsart Steuerkurs eingeschaltet, welche das Flugzeug auf den mit der Steuerkursmarke auf Kurskreisel bzw. Leitkursanzeiger eingestellten Steuerkurs bringt und diesen dann hält.

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

Ein neuer Steuerkurs kann jederzeit eingestellt werden; dies führt dazu, daß das Flugzeug im Kurvenflug auf den neuen Steuerkurs einschwenkt mit einem maximalen Querneigungswinkel von etwa 22° . Durch Einschalten des Steuerkursbetriebs werden die Kursbetriebsarten Navigation (NAV), Anflug (APR) bzw. rückseitiger Kurs (BC) aufgehoben.

13. BETRIEBSARTENWAHLDRUCKSCHALTER - HÖHENHALTUNG (ALT) -
Durch Drücken dieses Schalters wird die Betriebsart Höhenhaltung eingeschaltet, durch welche das Flugzeug so gesteuert wird, daß es die zum Einschaltzeitpunkt bestehende Druckhöhe hält. Das Einschalten dieser Betriebsart kann bei Steig-, Sink- oder Horizontalflug vorgenommen werden. Bei Anflug-Betrieb schaltet sich die Höhenhaltung automatisch aus, wenn der Gleitweg erfolgen ist.
14. BETRIEBSARTENWAHLDRUCKSCHALTER - FLUGKOMMANDO-ANLAGE (FD) -
Durch Drücken dieses Schalters wird die Betriebsart Flugkommandoanlage eingeschaltet (nur bei Ausrüstung mit Autopilotcomputer KC 192), wodurch auf dem KI-256 der Sollfluglagebalken sichtbar wird und die Betriebsarten Horizontal- und Nicklage-Halten eingegeben werden. Die Betriebsart Flugkommandoanlage muß vor dem Einkuppeln des Autopiloten eingestellt werden.

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

15. VERTIKALTRIMMUNG - Ein durch Federspannung in Mittelstellung gehaltener Wippschalter, mit dem Veränderungen der Nicksteuerung nach oben oder unten vorgenommen werden können: solange die Betriebsart Höhenhaltung (ALT) eingegeben ist, wird die Höhe mit einer Geschwindigkeit von etwa 500 fpm korrigiert; ist die Betriebsart Höhenhaltung (ALT) nicht eingegeben, wird die Nicklage mit einer Geschwindigkeit von 0,7 Grad/Sekunde eingestellt. Die Gleitwegkopplung wird aufgehoben. Das Flugzeug muß wieder den Gleitweg durchfliegen, damit der Gleitwegbetrieb erneut eingekoppelt werden kann.
16. AUTOPILOTANLAGE KAP 150 MIT RECHNER KC 191 - Vollständiger Autopilotrechner einschließlich der Systembetriebsarten-Anzeigeleuchten und der System-Bedienelemente.
17. EXTERNE BETRIEBSARTENANZEIGE KA 185 (WAHLWEISE AUSTRÜSTUNG) - Zeigt Betriebsart im Hauptgesichtsfeld des Piloten an und verfügt über drei Markierungsfunkfeuer.
18. ANZEIGELEUCHTE LEITSTRAHLANSTEUERUNG (ARM) - Leuchtet zusammen mit der Anzeige NAV bzw. APR ständig auf, wenn entweder der NAV-Betriebsartenwahldruckschalter oder der APR-Betriebsartenwahldruckschalter gedrückt wird. Die ARM-Anzeige leuchtet solange auf, bis die Folge für das automatische Erfliegen eingeleitet ist; zu diesem Zeitpunkt geht die ARM-Anzeige aus und die Anzeigeleuchte Leitstrahlführung (CPLD) leuchtet auf.

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

19. ANZEIGELEUCHTE LEITSTRAHLFÜHRUNG (CPLD) -
Leuchtet zusammen mit der Anzeige NAV bzw. APR ständig auf, nachdem in der Betriebsart Navigation bzw. in der Betriebsart Anflug die Folge für das automatische Erfliegen des Leitstrahls eingeleitet wurde. Normalerweise schließt sich der Betriebszustand CPLD an den Betriebszustand ARM an, der Betriebszustand CPLD kann jedoch auch direkt erfaßt werden, wenn die Kriterien für das Erfliegen des Leitstrahls zum Zeitpunkt der NAV- bzw. APR-Eingabe erfüllt sind.
20. EXTERNE MARKIERUNGSFUNKFEUER -
Extern angeordnet: Luftstraßenmarkierungsfunkfeuer, Voreinflugfeuer und Haupteinflugfeuer mit Ansteuerung durch den Markerempfänger.
21. GIERDÄMPFERSCHALTER (WAHLWEISE AUSTRÜSTUNG) -
Kann zum Ein- und Auskuppeln des Gierdämpfers unabhängig vom Autopiloten benutzt werden. Leuchtet ständig auf. (Dieser Schalter ist für den Einbau des Gierdämpfers nicht erforderlich; es handelt sich um eine Sonderausrüstung auf Wunsch).
22. STEUERHORN-AUTOPILOTSCHALTER -
Diese Schalter sind am Steuerhorn des Piloten untergebracht und stehen mit dem Autopiloten und der manuellen elektrischen Trimmvorrichtung in Verbindung.

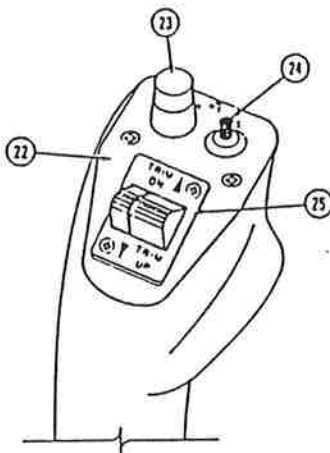
Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

23. SCHALTER ZUM AUSKUPPELN DES AUTOPILOTEN UND UNTERBRECHEN DES TRIMMANTRIEBS (A/P DISC/TRIM INTER) -
Durch Drücken dieses Schalters werden Autopilot und Gierdämpfer ausgekuppelt und alle bestehenden Betriebsarten der Flugleitanlage aufgehoben. Wird der Schalter gedrückt und festgehalten, dann wird der Trimmantrieb unterbrochen (Stoppen der Trimbewegung), Autopilot und Gierdämpfer werden ausgekuppelt und alle bestehenden Betriebsarten der Flugkommandoanlage aufgehoben.
24. DRUCKSCHALTER ZUR BENUTZUNG DER CWS (MITSTEUER)-SCHALTUNG BEI EINGEKUPPELTEM AUTOPILOTEN (CWS) -
Durch Drücken dieses Schalters hat der Pilot die Möglichkeit, das Flugzeug manuell zu steuern (durch Auskuppeln von Nick- und Rollregler), ohne daß irgendeine der gewählten Betriebsarten aufgehoben wird. Die Betriebsart Flugkommandoanlage wird eingeschaltet, wenn sie nicht schon vorher eingeschaltet worden ist. Flugkommandoanlage/ Autopilot werden automatisch auf die jeweilige Nicklage eingeregelt, in der sich das Flugzeug zum Zeitpunkt des Loslassens dieses CWS-Schalters befindet, bzw. auf die jeweilige Druckhöhe, wenn die Betriebsart Höhenhaltung eingeschaltet ist. Die Gleitwegkopplung wird aufgehoben. Das Flugzeug muß erst wieder die Gleitwegebene durchfliegen, damit der Gleitweg erneut gekoppelt werden kann. Die Gierdämpfer-Servosteuerung wird durch den CWS-Schalter nicht ausgekuppelt.

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

25. ELEKTRISCHE MANUELLE TRIMMORGANSCHALTER -

Es handelt sich um eine geteilte Schalteinheit, deren linke Hälfte den Strom zum Einschalten der Trimmreglerkupplung und deren rechte Hälfte den Strom zur Steuerung der Bewegungsrichtung des Trimm-Stellmotors zuführt. Beide Hälften des geteilten Trimmschalters müssen betätigt werden, damit eine Handtrimmung in der gewünschten Richtung vorgenommen werden kann.



Steuerhorn-Autopiloten-Schalteneinrichtung

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

8. Aufschaltung Anflug, rückseitiger Kurs (BC)

a. Bei Ausrüstung mit Leitkursanzeige HSI

- 1) KURS-Peillzeiger - auf Instrumentenlandesystem (ILS) - Anflugsteuerkurs, frontseitiger Kurs STELLEN.

HINWEIS

BEI AUSTRÜSTUNG MIT EINER NAV 1/NAV 2-SCHALTEINHEIT IST NACH DEM EIN-SCHALTEN VON NAV 2 DER AZIMUTWÄHLER AUF INSTRUMENTENLANDESYSTEM (ILS) - ANFLUGSTEUERKURS, FRONTSEITIGER KURS ZU STELLEN.

- 2) Steuerkurs-Wahlknopf - STEUERKURSMARKE so SETZEN, daß der gewünschte Ansteuerungswinkel erreicht wird.
- 3) BC-Betriebsartenwahldruckschalter - DRÜCKEN.
 - a) Wenn die Abweichung des Kursbalkens (D-Bar) größer als 2 bis 3 Punkte ist, fliegt das Flugzeug in der HDG-Betriebsart (bzw. in Horizontal-lage, wenn Steuerkursbetrieb nicht eingeschaltet ist) weiter, während die BC-Anzeigeleuchte ständig aufleuchtet und die APR-Anzeigeleuchte blinkt;

wenn der berechnete Erfliegungsgrenzpunkt erreicht ist, schaltet sich der Steuerkursbetrieb ab, die BC- und APR-Anzeigeleuchten leuchten ständig auf und der eingegebene Kurs wird automatisch erflogen und nachgeflogen.

- b) Wenn die Abweichung des Kursbalkens (D-Bar) kleiner als 2 bis 3 Punkte ist, schaltet sich die HDG-Betriebsart beim Einschalten der BC-Betriebsart ab; die BC- und APR-Anzeigeleuchten leuchten ständig auf und der Erfliegungs/Nachflugablauf setzt automatisch ein.

b. Bei Ausrüstung mit Kurskreisel

- 1) Azimutwähler (OBS) - Instrumentenlandesystem (ILS) - Anflugsteuerkurs, frontseitiger Kurs einstellen.

- 2) BC-Betriebsartenwahldruckschalter - DRÜCKEN.
- 3) Steuerkurs-Wahlknopf - STEUERKURSMARKE auf Instrumentenlandesystem (ILS) - Anflugsteuerkurs, frontseitiger Kurs drehen.

HINWEIS

WENN DIE BC-BETRIEBSART EINGESCHALTET WIRD, ÄNDERT SICH DER QUERNEIGUNGSBETRIEB 5 SEKUNDEN LANG VON STEUERKURS (SOERN EINGESCHALTET) AUF HORIZONTAL-LAGE. DAMIT WIRD AUSGEHEND VON DER POSITION DER STEUERKURSMARKE AUTOMATISCH EIN ANSTEUERUNGSWINKEL VON 45° FESTGELEGT.

- a) Wenn die Abweichung des Kursbalkens (D-Bar) größer als 2 bis 3 Punkte ist, zeigt der Autopilot die HDG-Betriebsart (es sei denn, der Steuerkurs-Betrieb ist nicht eingeschaltet) und die BC-Betriebsart an und die APR-Anzeigeleuchte blinkt; wenn der berechnete Erfliegungsgrenzpunkt erreicht ist, geht die HDG-Anzeigeleuchte aus, die BC-Anzeigeleuchte und die APR-Anzeigeleuchte leuchten ständig auf und der eingegebene Kurs wird automatisch erflogen und dann nachgeflogen.

- b) Wenn die Abweichung des Kursbalkens (D-Bar) kleiner als 2 bis 3 Punkte ist, schaltet sich die HDG-Betriebsart beim Einschalten der BC-Betriebsart ab; die BC- und APR-Anzeigeleuchten leuchten ständig auf und der Erfliegungs/Nachflugablauf setzt automatisch ein.

9. Gleitweg-Aufschaltung

HINWEIS

DIE AUFSCHALTUNG DES GLEITWEGS IST GESPERRT, WENN DAS FLUGZEUG IN DEN BETRIEBSARTEN NAV ODER APR BC GEFLOGEN WIRD. DIE AUFSCHALTUNG DES GLEITWEGS ERFOLGT AUTOMATISCH IN DER ANFLUG-BETRIEBSART APR.

- a. APR-Betriebsart - EINGESCHALTET.
- b. Bei Gleitweg-Zentrierung - DARAUF ACHTEN, daß die GS-Anzeigeleuchte AN ist.

HINWEIS

DER AUTOPILOT KANN DIE GLEITWEGEBENE VON OBERHALB BZW. UNTERHALB DES LEITSTRAHLS ERFLIEGEN, WENN ER ENTWEDER IN DER BETRIEBSART NICKLAGEHALTUNG ODER IN DER BETRIEBSART HÜHENHALTUNG ARBEITET.

10. Fehlanflug

- a. Schalter zum Auskuppeln des Autopiloten und Unterbrechen des Trimmantriebs - DRÜCKEN, um Autopilot und Glerdämpfer auszukuppeln.
- b. FEHLANFLUG - DURCHFÜHREN.
- c. CWS-Druckschalter - DRÜCKEN (nur bei KFC 150), solange erforderlich, bis während des Durchstartens der Flugkommandoanlagen-Betrieb aufgenommen wird.
- d. AP ENG-Taster - DRÜCKEN (wenn der Betrieb von Autopilot und Glerdämpfer eingegeben werden soll). Darauf achten, ob die AP- und YD-Anzeigen aufleuchten.

HINWEIS

WENN ALS BESTANDTEIL DES FEHLANFLUG-ABLAUFS DER ABFLUGSTEUERKURS DES INSTRUMENTENLANDESYSTEMS (ILS) NACHGEFLOGEN WERDEN SOLL, IST DIE NAV-BE-TRIESSART EINZUGEBEN, UM EINE UNBEABSICHTIGTE GLEITWEGAUFSCALTUNG ZU VERHINDERN.

11. Vor Landung

- a. Schalter zum Auskuppeln des Autopiloten und Unterbrechen des Trimmantriebs - DRÜCKEN, um Autopilot und Glerdämpfer auszukuppeln.

C. BETRIEB DER FLUGKOMMANDO-ANLAGE (Nur bei KFC 150-Systemen)

HINWEIS

DIE BETRIEBSARTEN DER FLUGKOMMANDO-ANLAGE SIND DIE GLEICHEN, WIE SIE BEI BETRIEB DES AUTO-PILOTEN EINGESETZT WERDEN - AUSSER DASS DER AUTOPILOT NICHT EINGEKUPPELT IST UND DER PILOT DAS FLUGZEUG STEuern MUSS, UM DIE STEUERBEFEHLE DER FLUGKOMMANDOANLAGE AUSZUFÜHREN.

D. BETRIEB DES GIERDÄMPFERS

1. Mit eingebautem Gierdämpferschalter

a. Vor dem Start

- 1) Schalter zum Auskuppeln des Autopiloten und Unterbrechen des Trimmantriebs - DRÜCKEN, um Autopilot und Gierdämpfer auszukuppeln.

b. Einschalten des Gierdämpfers im Flug

- 1) Gierdämpferschalter - DRÜCKEN. Darauf achten, ob die YD-Anzeige aufleuchtet.

HINWEIS

MIT DEM EINKUPPELN DES AUTOPILOTEN ERFOLGT AUCH AUTOMATISCH DAS EINKUPPELN DES GIERDÄMPFERS. DER GIERDÄMPFER KANN DANN DURCH DRÜCKEN DES GIERDÄMPFERSCHALTERS AUSGEKUPPELT WERDEN.

c. Vor der Landung

- 1) Schalter zum Auskuppeln des Autopiloten und Unterbrechen des Trimmantriebs - DRÜCKEN, um Autopilot und Gierdämpfer auszukuppeln.

2. Ohne eingebauten Gierdämpferschalter

a. Vor dem Start

- 1) Schalter zum Auskuppeln des Autopiloten und Unterbrechen des Trimmantriebs - DRÜCKEN, um Autopilot und Gierdämpfer auszukuppeln.

b. Einkuppeln des Gierdämpfers im Flug

- 1) FD-Betriebsartenwahldruckschalter (Nur bei KFC 150) - DRÜCKEN.
- 2) AP ENG-Taster - DRÜCKEN. Darauf achten, ob die AP- und YD-Anzeigen aufleuchten.

HINWEIS

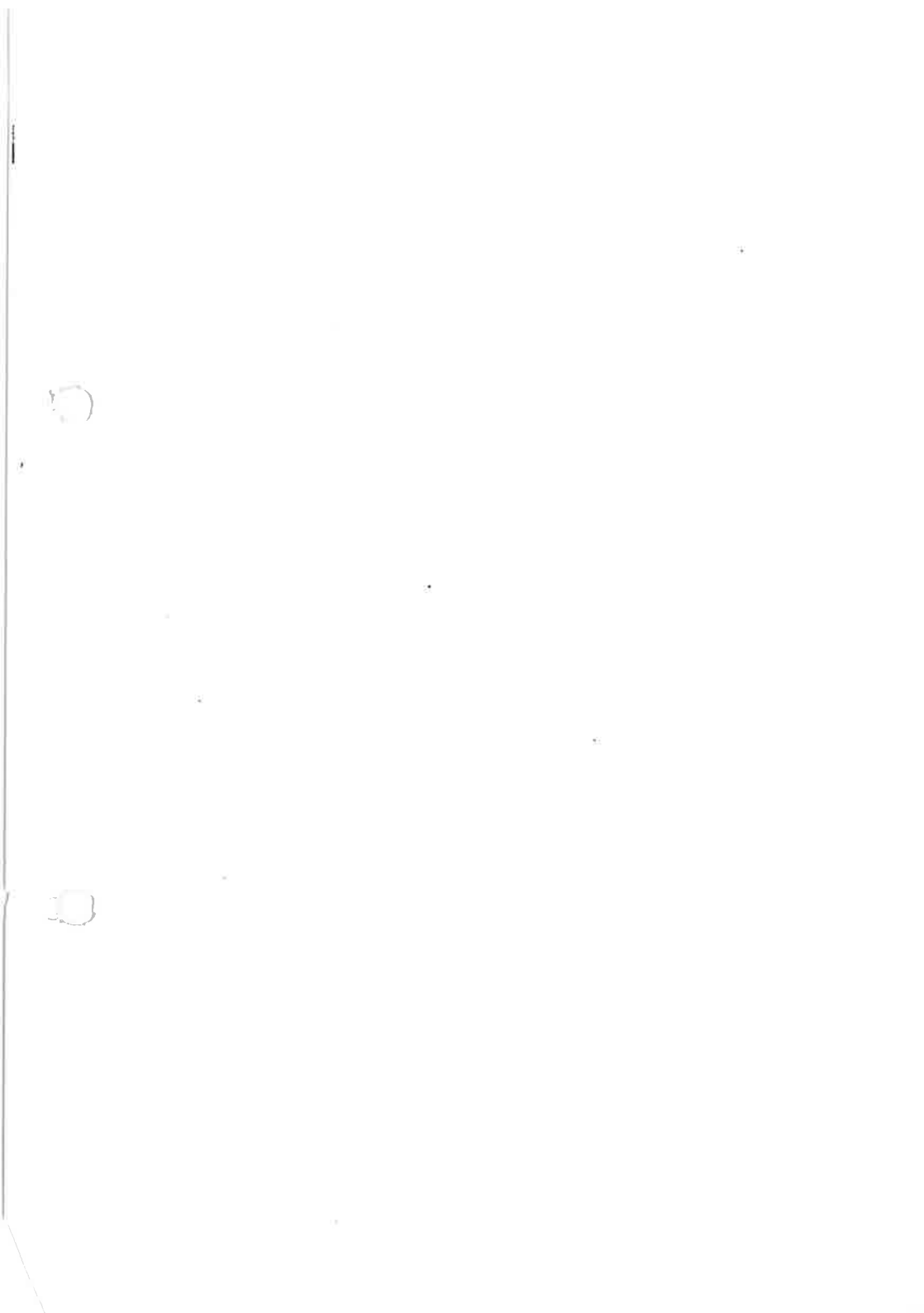
FÜR DEN BETRIEB DES GIERDÄMPFERS OHNE DEN
AUTOPILOTEN IST DER AUTOPILOT AUSZUKUPPELN,
INDEM ENTWEDER DER AP ENG-TASTER ODER DIE
SCHALTER FÜR DIE MANUELLE ELEKTRISCHE TRIM-
MUNG GEDRÜCKT WERDEN.

c. Vor der Landung

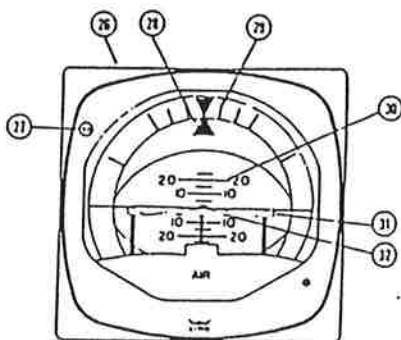
- 1) Schalter zum Auskuppeln des Autopiloten und Unter-
brechen des Trimmantriebs - DRÜCKEN, um Autopilot
und Gierdämpfer auszukuppeln.

ABSCHNITT 5 - BETRIEBS- UND LEISTUNGSDATEN

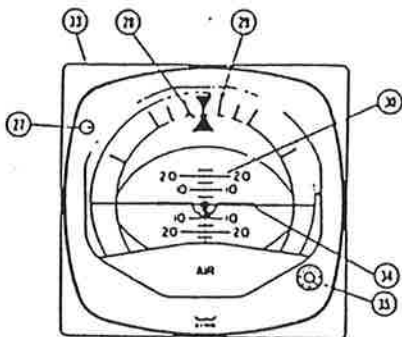
Unverändert



208

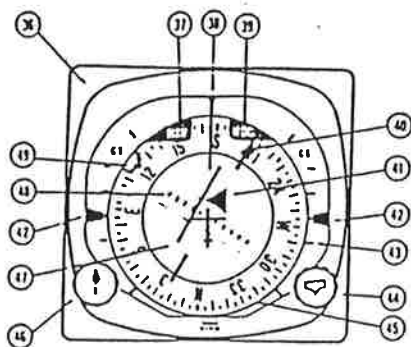


KI 256 Künstlicher Horizont mit Flugkommando-Anzeiger

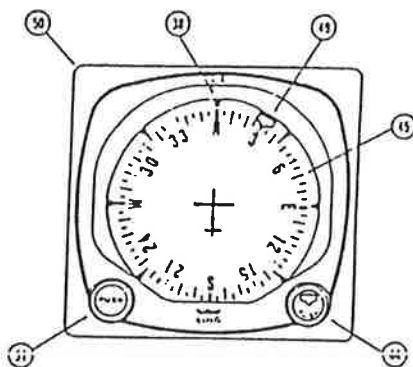


KG 258 Künstlicher Horizont

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigelemente

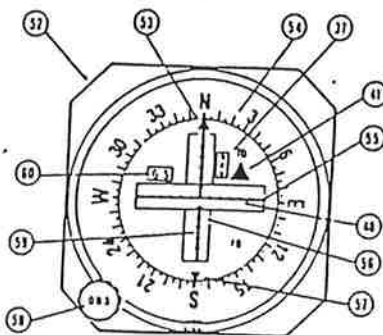


KI 525A Leitkursanzeiger (HSI)



KG 107 Kurskreisel (DG)

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente



KI 204/206 VOR/LOC/GS Anzeigegeräte

Ist der Autopilot eingekuppelt, wird durch den Betrieb der manuellen elektrischen Trimmung zwar automatisch der Autopilot, jedoch nicht der Gierdämpfer ausgekuppelt.

26. KI 256 FLUGKOMMANDO-ANZEIGE (FCI) -
Zeigt zum einen als konventioneller Lagekreisel die Fluglage des Flugzeugs und zum anderen die Steuerbefehle für den Betrieb der Flugkommandoanlage an. Bei dem Kreisel handelt es sich um ein pneumatisches Gerät.

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

27. ANZEIGELEUCHTE, ENTSCHEIDUNGSHÖHE (DH) -
Wahlweise Anzeigeleuchte, die zusammen mit dem wahlweisen Radarhöhenmesser des Flugzeugs benutzt wird.
28. ROLLAGENANZEIGE -
Zeigt die Rollage des Flugzeugs mit Bezug auf die Rollagenskala an.
29. ROLLAGENSKALA -
Skala, die eine Einteilung von 0, $\pm$ 10, 20, 30, 60 und 90 Grad aufweist.
30. NICKLAGENSKALA -
Bewegt sich bezogen auf das Flugzeugsymbol für die Nickanzeige zur Darstellung der Nicklage. Die Skala weist eine Einteilung von 0, $\pm$ 5, 10, 15, 20 und 25 Grad auf.
31. FLUGKOMMANDOLAGEBALKEN -
Zeigt die berechneten Steuerbefehle mit Bezug auf das Flugzeugsymbol an. Der Flugkommandolagebalken ist nur sichtbar, wenn die FD-Betriebsart eingeschaltet ist. Der Flugkommandolagebalken wird außer Sicht gebracht, sobald die Anlage außer Funktion gesetzt bzw. keine Betriebsart der Flugkommandoanlage eingeschaltet ist.
32. FLUGZEUGSYMBOL, FLUGKOMMANDOLAGEANZEIGE -
Nick- und Rollage des Flugzeugs werden durch das Verhältnis des reststehenden Flugzeugsymbols zu dem beweglichen Hintergrund dargestellt.

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

33. KG 258 KÜNSTLICHER HORIZONT -

Zeigt die Fluglage des Flugzeugs als konventioneller Lagekreis an. Bei dem Kreis handelt es sich um ein pneumatisches Gerät.

Bei Betrieb der Flugkommandanlage ist es erforderlich, daß das Flugzeugsymbol mit dem Flugkommandolagebalken fluchtend gehalten wird, damit die Steuerbefehle der Flugkommandanlage richtig ausgeführt werden.

34. FLUGZEUGSYMBOL -

Dient als feststehendes Symbol des Flugzeugs. Nick- und Rollage des Flugzeugs werden durch das Verhältnis zwischen dem feststehenden Flugzeugsymbol und dem beweglichen Hintergrund wiedergegeben.

35. FLUGZEUGSYMBOL-EINSTELLKNOPF -

Ermöglicht ein Einstellen des Flugzeugsymbols von Hand für Horizontalflug bei unterschiedlichen Lastbedingungen.

36. KI 525A LEITKURSANZEIGER (HSI) -

Ermöglicht eine bildliche Darstellung der Abweichung des Flugzeugs bezogen auf VOR-Radiale bzw. Landekursleitstrahlen. Ebenso zeigt er die Gleitwegabweichungen und gibt den Steuereurswert bezogen auf den magnetischen Nordpol an.

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

37. NAVIGATIONSWARNFLAGGE (NAV) -
Die Warnflagge ist sichtbar, wenn ein unzulängliches Navigationsempfängersignal gegeben wird. Auch wenn die NAV-Warnflagge auf der Navigationsanzeige erscheint (Leitkursanzeiger oder KI 525A), ist der Betrieb des Autopiloten nicht beeinträchtigt. Der Pilot muß die Navigationsanzeigen auf das Erscheinen von NAV-Warnflagge beobachten, um sicherzustellen, daß der Autopilot und/oder die Flugkommandanlage nach gültigen Navigationsdaten arbeiten.
38. STEUERSTRICH -
Zeigt den magnetischen Kurs des Flugzeugs auf der Kompaßrose (45) an.
39. STEUERKURS-WARNFLAGGE (HDG) -
Wenn die Warnflagge sichtbar ist, wird ein ungültiger Steuerkurs angezeigt. Erscheint eine HDG-Warnflagge, wenn gleichzeitig eine Querneigung-Betriebsart (HDG, NAV, APR oder APR BC) eingeschaltet ist, wird der Autopilot ausgekuppelt. Der Autopilot kann in der Horizontallagen-Grundbetriebsart in Kombination mit einer beliebigen vertikalen Betriebsart wieder eingekuppelt werden. Der CWS-Schalter ist dann zur manuellen Steuerung des Flugzeugs im Querneigungsbetrieb zu benutzen.
40. KURS-PEILZEIGER
Zeigt den eingestellten VOR-Kurs bzw. Landekurs auf der Kompaßrose (45) an.

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

Der eingegebene VOR-Leitkurs bzw. die Landekurs-Richtung verändert seine Einstellung auf der Kompaßrose nicht, wenn sich Kompaßrose (45) dreht.

41. WARNFLAGGE, LEITWEGANZEIGE -
Zeigt die Richtung der VOR-Station mit Bezug auf den eingestellten Kurs an.
42. GLEITWEG-ZWILLINGZEIGER
Zeigt auf der Gleitwegskala (43) die Abweichung des Flugzeugs von der Gleitweg-Leitstrahlmittellinie an. Das Erscheinen der Gleitwegzeiger zeigt an, daß ein verwertbares Gleitwegsignal eingegangen ist.
43. GLEITWEGSKALEN -
Sie zeigen die Abweichung von der Gleitweg-Leitstrahlmittellinie an. Eine Veränderung des Gleitwegbalkens um zwei Punkte gibt eine Skalenendwertabweichung ($0,7^\circ$) über bzw. unter der Gleitweg-Leitstrahlmittellinie wieder.
44. STEUERKURS-WAHLKNOPF () -
Durch Drehen dieses Steuerkurs-Wahlknopfes wird die Steuerkursmarke (49) auf Kompaßrose (45) in die erforderliche Stellung gebracht. Die Steuerkursmarke dreht sich mit der Kompaßrose.

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

45. KOMPASSROSE -
Dreht sich und zeigt so den Steuerkurs des Flugzeugs mit Bezug auf den Steuerstrich (38) des Leitkursanzeigers (HSI) bzw. des Kurskreisels an.
46. KURSWAHLKNOPF -
Durch Drehen des Kurswahlknopfes wird der Kurs-Peilzeiger (40) auf der Kompaßrose (45) eingestellt.
47. KURSBALKEN (D-BAR) (ABLAGEZEIGER) -
Das Mittelteil des Drehfunkfeuer-Peilzeigers bewegt sich in Querrichtung, um das Verhältnis des Flugzeugs zum eingestellten Leitkurs bildlich darzustellen. Er zeigt die Winkelabweichung von den VOR-Radialen und Landekursleitstrahlen in Grad oder die Abweichung von den RNAV-Kursen in nautischen Meilen an.
48. LEITKURS-ANZEIGESKALA -
Eine Kursbalkenverschiebung um 5 Punkte gibt eine Skalenendwertabweichung ($VOR = \pm 10^\circ$, $LOC = \pm 2 \frac{1}{2}^\circ$, $RNAV = 5 \text{ NM}$, $RNAV APR = 1 \frac{1}{4} \text{ NM}$) von der Leitstrahlmittellinie wieder.
49. STEUERKURSMARKE  -
Wird mit dem Steuerkurswahlknopf (44) in ihrer Stellung verändert, um den gewünschten Steuerkurs einzugeben.

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

50. NICHT GESTÜTZTER KURSKREISEL KG 107 -
Vermittelt dem Piloten eine stabile Sichtanzeige des Flugzeug-Steuerkurses. Bei diesem Kreisel handelt es sich um ein pneumatisches Gerät.
51. KURSKREISEL-STELLKNOPF (DRUCKKNOPF) -
Wenn dieser Stellknopf gedrückt ist, hat der Pilot die Möglichkeit, die Kompaßrose (45) von Hand zu drehen, damit sie mit dem von dem Magnetkompaß angezeigten mißweisenden Steuerkurs übereinstimmt. Die nicht gestützte Kompaßrose muß regelmäßig von Hand nachgestellt werden, um Präzessionsfehler im Kreisel auszugleichen.
52. KI 204/206 VOR/LOC/GLEITWEG-ANZEIGE -
Liefert eine geradlinige Anzeige von VOR/LOC und Gleitweg-Abweichung.
53. KURSINDEX -
Zeigt darunter den eingestellten VOR-Kurs an.
54. KURSROSE -
Zeigt den eingestellten VOR-Kurs unter dem Kursindex an.
55. GLEITWEGNADEL -
Zeigt die Abweichung vom Gleitweg des Instrumentenlandesystems ILS an.

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

- 56. GLEITWEGSKALA -
Zeigt die Verschiebung von der Mittellinie des Gleitwegleitstrahls an. Eine Verschiebung der Gleitwegnadel um 5 Punkte gibt eine Skalenendwertabweichung ($0,7^\circ$) über bzw. unter der Mittellinie des Gleitwegleitstrahls wieder.
- 57. GEGENLEITKURSINDEXMARKE -
Gibt den Reziprokwert des eingestellten VOR-Kurses an.
- 58. AZIMUTWÄHLER (OBS) -
Dreht die Kursrose auf den eingestellten Kurs.
- 59. KURSNADEL -
Gibt die Kursabweichung von dem eingestellten Azimutkurs bzw. der Leitstrahlmittellinie an.
- 60. GLEITWEG (GS)- WARNFLAGGE -
Diese Warnflagge wird bei einem unzureichenden GS-Eingangssignal sichtbar.

Abb. 1 King 150 Autopilot, Bedienungs- und Anzeigeelemente

Die Funktion des Batterieschalters (BAT) des Flugzeugs bleibt unverändert und der Schalter kann in einem Notfall zum Abschalten der Stromzufuhr zu allen Flugsteuersystemen benutzt werden, solange bis die Störung lokalisiert worden ist.

Der Elektronik-Hauptschalter AV MASTER versorgt die Elektronik-Sammelschiene der Funkgeräte-Schutzschalter und des Autopilot-Schutzschalters mit Strom.

Die nachstehenden Schutzschalter dienen zum Schutz der folgenden Bauteile des King 150 Autopiloten:

AUFSCHRIFTFUNKTION

AUTOPILOT

Stromversorgung des Computers KC 192 bzw. KC 191, der Autopilot-Nick- und -Roll-Stellmotore, der wahlweise eingebauten Anzeige KA 185 und des Höhenrudertrimm-Schutzschalters. Der Schalter übernimmt auch die Stromzufuhr zu dem KC 296 Giercomputer und dem Gier-Stellmotor, sofern eingebaut.

TRIM

Stromversorgung der Trimmregelung und der manuellen elektrischen Höhenrudertrimmung.

COMP SYS

Stromversorgung der wahlweise eingebauten KCS 55A Kompaßanlage und des wahlweise eingebauten KRG 331 Gierwendekreisels, wenn das Flugzeug nicht mit einem Umformer ausgerüstet ist.

ABSCHNITT 2 - BETRIEBSGRENZEN

- A. Bei Betrieb des Autopiloten muß auf dem linken Flugzeugführersitz ein Pilot mit angelegtem Sitzgurt sitzen.
- B. Bei Start und Landung müssen Autopilot und Gierdämpfer OFF/AUS sein.
- C. Die Anlage ist nur für den Kategorie-I-Betrieb (Anflug-Betrieb eingeschaltet) zugelassen.
- D. Autopilot nie mit einem Ungleichgewicht von mehr als 1/8 Tankfüllung in Betrieb nehmen.
- E. Die max. Geschwindigkeit für den Autopilot-Betrieb beträgt 175 Knoten angezeigte Fluggeschwindigkeit.

HINWEIS

GEMÄSS DER FAA-EMPFEHLUNG IST EIN EINSCHALTEN DER BETRIEBSART "HÖHENHALTUNG" BEI EINEM FLUG MIT STARKEN TURBULENZEN NICHT ANGERATEN.

Schilder:

KEINE

ABSCHNITT 3 - NOTVERFAHREN

- A. Bei einer Störung des Autopiloten:
(Arbeitsgänge 1 und 2 gleichzeitig durchführen)
1. Flugzeug-Handrad - FESTHALTEN und das Flugzeug selbst wieder steuern.
 2. Schalter zum Auskuppeln des Autopiloten und Unterbrechen des Trimmtriebs - DRÜCKEN und HALTEN.
 3. Schalter zum Auskuppeln des Autopiloten und Unterbrechen des Trimmtriebs - LOSLASSEN und dabei das Höhentrimmsteuerrad beobachten. Wenn sich das Höhentrimmsteuerrad bewegt, das Verfahren für eine elektrische Trimmstörung durchführen.
- B. Im Falle einer elektrischen Trimmstörung (sei es bei der manuellen elektrischen Trimmung oder bei der Trimmregelung):
1. Schalter zum Auskuppeln des Autopiloten und Unterbrechen des Trimmtriebs - DRÜCKEN und während des Abfangens FESTHALTEN.
 2. TRIM-Schutzschalter - OFF/AUS.
 3. Flugzeug - Von Hand umtrimmen.

+ACHTUNG+
WENN DER AUTOPILOT NACH EINER TRIMMSTÖRUNG
AUSGEKUPPELT WIRD, STEUERRAD FESTHALTEN;
ES KANN EINE KRAFT VON BIS ZU 45 PFUND AUF
DAS STEUERRAD ERFORDERLICH WERDEN, UM DAS
FLUGZEUG IN HORIZONZALLAGE ZU HALTEN.

21⁰

BEECHCRAFT Bonanza F33A

Abschnitt 3
Notverfahren

Maximale Höhenverluste aufgrund einer Autopilotstörung:

Betriebszustand

Höhenverlust

Reiseflug, Steigflug, Sinkflug

400'

Manövrierflug

50'

Anflug

70'

ABSCHNITT 4 - NORMALVERFAHREN

A. VORFLUG-KONTROLLE (Vor jedem Flug durchführen)

1. KREISELGERÄT - Kreiselgerät 3 bis 4 Minuten lang auf Geschwindigkeit kommen lassen.
2. Elektronik-Hauptschalter AV-MASTER - ON/EIN.
3. VORFLUG-PRÜFTASTE - Kurzzeitig DRÜCKEN und BEOBACHTEN:
 - a. Alle Anzeigeleuchten gehen an (TRIM-Anzeige blinkt).
 - b. Nach etwa 5 Sekunden gehen alle Anzeigeleuchten aus - mit Ausnahme der Autopilot-Anzeige, die etwa 12 mal blinkt und dann aus bleibt.

HINWEIS

WENN DIE TRIMM-WARNLEUCHTE WEITERHIN AUFLEUCHTET, DANN HAT DIE TRIMMREGELUNG DIE VORFLUGKONTROLLE NICHT EINWANDFREI DURCHLAUFEN. DER AUTOPILOT-SCHUTZSCHALTER IST ZU ZIEHEN. DIE MANUELLE ELEKTRISCHE TRIMMUNG KANN NICHT EINGESETZT WERDEN.

4. MANUELLE ELEKTRISCHE TRIMMUNG - Wie folgt PRÜFEN:

- a. Linke Hälfte der geteilten Schalteinheit nach vorn und nach hinten drücken. Das Trimmsteuerrad darf sich nicht von selbst bewegen. Trimmsteuerrad von Hand entgegen der eingerückten Kupplung bewegen,

um die Übersteuerbarkeit der Pilotensteuerung vor der Trimmregelung zu überprüfen.

- b. Rechte Hälfte der geteilten Schalteinheit nach vorn und nach hinten drücken. Das Trimmsteuerrad darf sich nicht von selbst bewegen und es ist die normale Trimmsteuerradkraft erforderlich, um es von Hand zu bewegen.
 - c. Den Schalter zum Auskuppeln des Autopiloten und Unterbrechen des Trimmantriebs nach unten drücken und halten. Die manuelle elektrische Trimmung darf weder in Richtung schwanzlastig noch kopflastig drehen.
- 5. FLUGKOMMANDO-ANLAGE (NUR KFC 150) - EINSCHALTEN, indem entweder der FD- oder CWS-Knopf gedrückt werden.
 - 6. AUTOPILOT/GIERDÄMPFER - EINKUPPELN, indem der AP ENG-Taster gedrückt wird.
 - 7. FLUGSTEUERUNGEN - Nach vorn, nach hinten, nach links und nach rechts bewegen, um nachzuprüfen, daß die Funktion von Autopilot und Gierdämpfer übersteuert werden kann.

8. Schalter zum Auskuppeln des Autopiloten und Unterbrechen des Trimmantriebs - DRÜCKEN. Nachprüfen, daß sich Autopilot und Gierdämpfer auskuppeln und alle Betriebsarten der Flugkommandoanlage aufgehoben sind.

9. TRIMMUNG - Auf Startposition STELLEN.

B. AUTOPILOT-BETRIEB

1. Vor dem Start

Schalter zum Auskuppeln des Autopiloten und Unterbrechen des Trimmantriebs - DRÜCKEN.

2. Einkuppeln des Autopiloten während des Fluges

- a. FD-Betriebsartenwahldruckschalter (nur bei KFC 150) - DRÜCKEN.
- b. AP ENG-Taster - DRÜCKEN. Darauf achten, ob die Anzeigen AP und YD aufleuchten. Wenn keine anderen Betriebsarten eingeschaltet sind, arbeitet der Autopilot in den Betriebsarten Horizontallage- und Nicklagen-Halteinbetrieb.

+ACHTUNG+

DER AUTOPILOT DARF KEINE BEDIENERHILFE ERFAHREN,
DA DIE AUTOPILOTANLAGE ÜBER DIE HÖHENRUDERTRIMMUNG DER HILFE GEGENSTEUERN WÜRD.

3. Steig- oder Sinkflug

a. Durch Benutzung der CWS (Mitsteuer)-Schaltung

- 1) CWS-Druckschalter - DRÜCKEN und Flugzeug in die gewünschte Fluglage BRINGEN.
- 2) CWS-Druckschalter - LOSLASSEN. Der Autopilot hält die Nicklage des Flugzeugs bis zu den beiden Nick-Grenzlagen von $+15^{\circ}$ bzw. -10° .

b. Durch Vertikaltrimmung

- 1) Vertikaltrimmungs-Wippschalter - Entweder nach oben oder nach unten DRÜCKEN, um die Fluglage mit einer Geschwindigkeit von 0,7 Grad/Sekunde bis zum Erreichen der Nick-Grenzlagen von $+15^{\circ}$ bzw. -10° zu verändern.
- 2) Vertikaltrimmungs-Wippschalter - LOSLASSEN, wenn die gewünschte Fluglage erreicht ist. Der Autopilot hält die gewünschte Fluglage.

4. Höhenhaltung

a. ALT-Betriebsartenwahldruckschalter - DRÜCKEN. Darauf achten, ob die Anzeigeleuchte für ALT-Betrieb aufleuchtet. Der Autopilot hält die eingestellte Druckhöhe.

b. Änderung eingestellter Flughöhen

- 1) Durch CWS-Betätigung bei eingekuppeltem Autopiloten (empfiehlt sich bei Höhenänderungen von mehr als 100 ft).
 - a) CWS-Druckschalter - DRÜCKEN und Flugzeug auf die gewünschte Flughöhe bringen.
 - b) CWS-Druckschalter - LOSLASSEN, wenn die gewünschte Druckhöhe erreicht ist. Der Autopilot hält die gewünschte Druckhöhe.
- 2) Durch Vertikaltrimmung (empfiehlt sich bei Höhenänderungen von weniger als 100 ft).

- a) Vertikaltrimmungs-Wippschalter - Entweder nach oben oder nach unten DRÜCKEN. Die Vertikaltrimmung steuert eine Fluglagenänderungsgeschwindigkeit von etwa 500 fpm an.
- b) Vertikaltrimmungs-Wippschalter - LOSLASSEN, wenn die gewünschte Druckhöhe erreicht ist. Der Autopilot hält die gewünschte Druckhöhe.

5. Steuerekursänderungen

a. Steuerekursänderungen, manuell

- 1) CWS-Druckschalter - DRÜCKEN und Flugzeug auf den gewünschten Steuerekurs bringen.
- 2) CWS-Druckschalter - LOSLASSEN. Der Autopilot hält das Flugzeug in der Horizontallage.

HINWEIS

DER STEUERKURS DES FLUGZEUGS KANN SICH IN DER BETRIEBSART HORIZONTALLAGE DANN VERÄNDERN, WENN DAS FLUGZEUG VERTRIMMT IST.

b. Steuerkurs-Halten

- 1) Mit Steuerkurs-Wahlknopf - (HDG) STEUERKURSMARKE auf den gewünschten Steuerkurs SETZEN.
- 2) HDG-Betriebsartenwahldruckschalter - DRÜCKEN. Darauf achten, ob die Anzeigeleuchte für die HDG-Betriebsart aufleuchtet. Der Autopilot bringt das Flugzeug im Kurvenflug automatisch auf den gewünschten Steuerkurs.

c. Vorgegebener Kurvenflug (Betriebsart Steuerkurshaltung eingeschaltet)

- 1) Steuerkurs-Wahlknopf - STEUERKURSMARKE auf den gewünschten Steuerkurs WEITERDREHEN. Der Autopilot bringt das Flugzeug im Kurvenflug automatisch auf den neu vorgegebenen Steuerkurs.

6. Navigationsaufschaltung (NAV)

a. Bei Ausrüstung mit Leitkursanzeige HSI

- 1) KURS-Peilzeiger - auf den gewünschten Kurs SETZEN.

HINWEIS

BEI EINER AUSTRÜSTUNG MIT EINER NAV 1/NAV
2-SCHALTEINHEIT IST NACH DEM EINSCHALTEN
VON NAV 2 DER AZIMUTWÄHLER AUF DEN GE-
WÜNSCHTEN KURS ZU SETZEN.

- 2) Steuerkurs-Wahlknopf - STEUERKURSMARKE so SETZEN,
daß der gewünschte Anschnittwinkel erreicht wird.
- 3) NAV-Betriebsartenwahldruckschalter - DRÜCKEN.
 - a) Wenn die Abweichung des Kursbalkens (D-Bar)
größer als 2 bis 3 Punkte ist, fliegt das
Flugzeug in der HDG-Betriebsart (bzw. in
Horizontallage, wenn Steuerkursbetrieb nicht
eingeschaltet ist) weiter, während die NAV-An-
zeigeleuchte blinkt; wenn der berechnete Er-
fliegungsgrenzpunkt erreicht ist, schaltet sich
der Steuerkursbetrieb ab, die NAV-Anzeigeleuchte
leuchtet ständig auf und der eingegebene Kurs
wird automatisch erflogen und nachgeflogen.

- b) Wenn die Abweichung des Kursbalkens (D-Bar) kleiner als 2 bis 3 Punkte ist, schaltet sich die HDG-Betriebsart beim Einschalten der NAV-Betriebsart ab; die NAV-Anzeigeleuchte leuchtet ständig auf und der Erfliegungs/Nachflugablauf setzt automatisch ein.

b. Bei Ausrüstung mit Kurskreisel

- 1) Azimutwähler (OBS) - gewünschten Kurs EINSTELLEN.
- 2) NAV-Betriebsartenwahldruckschalter - DRÜCKEN.
- 3) Steuerkurs-Wahlknopf - STEUERKURSMARKE SO EINSTELLEN, daß sie mit dem Kurs des Azimutwählers übereinstimmt.

HINWEIS

WENN DIE NAV-BETRIEBSART EINGESCHALTET WIRD, ÄNDERT SICH DER QUERNEIGUNGSBETRIEB 5 SEKUNDEN LANG VON STEUERKURS (SO FERN EINGESCHALTET) AUF HORIZONTALTALLAGE. DAMIT WIRD AUSGEHEND VON DER POSITION DER STEUERKURSMARKE AUTOMATISCH EIN ANSTEUERUNGSWINKEL VON 45° FESTGELEGT.

- a) Wenn die Abweichung des Kursbalkens (D-Bar) größer als 2 bis 3 Punkte ist, zeigt der Autopilot die HDG-Betriebsart an (es sei denn, der Steuerkurs-Betrieb ist nicht eingeschaltet) und die NAV-Anzeigeleuchte blinkt; wenn der errechnete Erfliegungsgrenzpunkt erreicht ist, geht die HDG-Anzeigeleuchte aus, die NAV-Anzeigeleuchte leuchtet ständig auf und der eingeschaltete Kurs wird automatisch erfliegen und dann nachgefliegen.
- b) Wenn die Abweichung des Kursbalkens (D-Bar) kleiner als 2 bis 3 Punkte ist, schaltet sich die HDG-Betriebsart beim Einschalten der NAV-Betriebsart ab; die NAV-Anzeigeleuchte leuchtet ständig auf und der Erfliegungs/Nachflugablauf setzt automatisch ein.

7. Anflugaufschaltung (APR)

a. Bei Ausrüstung mit Leitkursanzeige HSI

- 1) KURS-Peilzeiger - auf den gewünschten Kurs SETZEN.

HINWEIS

BEI EINER AUSTRÜSTUNG MIT EINER NAV 1/NAV 2-SCHALTEINHEIT IST NACH DEM EINSCHALTEN VON NAV 2 DER AZIMUTWÄHLER AUF DEN GEWÜNSCHTEN KURS ZU SETZEN.

- 2) Steuerkurs-Wahlknopf - STEUERKURSMARKE so SETZEN, daß der gewünschte Ansteuerungswinkel erreicht wird.
- 3) APR-Betriebsartenwahldruckschalter - DRÜCKEN.
 - a) Wenn die Abweichung des Kursbalkens (D-Bar) größer als 2 bis 3 Punkte ist, fliegt das Flugzeug in der HDG-Betriebsart (bzw. in Horizontal-lage, wenn Steuerkursbetrieb nicht eingeschaltet ist) weiter, während die APR-Anzeigeleuchte blinkt; wenn der berechnete Erfliegungsgrenzpunkt erreicht ist, schaltet sich der Steuerkursbetrieb

ab, die APR-Anzeigeleuchte leuchtet ständig auf und der eingegebene Kurs wird automatisch erfolgen und nachgeflogen.

- b) Wenn die Abweichung des Kursbalkens (D-Bar) kleiner als 2 bis 3 Punkte ist, schaltet sich die HDG-Betriebsart beim Einschalten der APR-Betriebsart ab; die APR-Anzeigeleuchte leuchtet ständig auf und der Erfliegungs/Nachflugablauf setzt automatisch ein.

b. Bei Ausrüstung mit Kurskreisel

- 1) Azimutwähler (OBS) - gewünschten Anflugkurs EINSTELLEN.
- 2) APR-Betriebsartenwahldruckschalter - DRÜCKEN.
- 3) Steuerkurs-Wahlknopf - STEUERKURSMARKE SO EINSTELLEN, daß sie mit dem Kurs des Azimutwählers übereinstimmt.

HINWEIS

WENN DIE APR-BETRIEBSART EINGESCHALTET WIRD, ÄNDERT SICH DER QUERNEIGUNGSBETRIEB 5 SEKUNDEN LANG VON STEUERKURS (SOFERN EINGESCHALTET) AUF HORIZONTALLAGE. DAMIT WIRD AUSGEHEND VON DER POSITION DER STEUERKURSMARKE AUTOMATISCH EIN ANSTEUERUNGSWINKEL VON 45° FESTGELEGT.

- a) Wenn die Abweichung des Kursbalkens (D-Bar) größer als 2 bis 3 Punkte ist, zeigt der Autopilot die HDG-Betriebsart an (es sei denn, der Steuerkurs-Betrieb ist nicht eingeschaltet) und die APR-Anzeigeleuchte blinkt; wenn der errechnete Erfliegungsgrenzpunkt erreicht ist, geht die HDG-Anzeigeleuchte aus, die APR-Anzeigeleuchte leuchtet ständig auf und der eingeschaltete Kurs wird automatisch erfliegen und dann nachgeflogen.
- b) Wenn die Abweichung des Kursbalkens (D-Bar) kleiner als 2 bis 3 Punkte ist, schaltet sich die HDG-Betriebsart beim Einschalten der APR-Betriebsart ab; die APR-Anzeigeleuchte leuchtet ständig auf und der Erfliegungs/Nachflugablauf setzt automatisch ein.