



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Flugzeuges Cessna 421 C, HB - LKC
vom 26. Mai 1990
in Basadingen/TG

Résumé HB - LKC

Le pilote, accompagné d'un passager, décolle de l'aérodrome d'Altenrhein pour un vol d'entraînement à bord de l'avion Cessna C-421 C. Il effectue d'abord deux "posés-décollés", puis se dirige à l'altitude de 3000 pieds QNH vers le radiophare omnidirectionnel VHF de Zurich-Est. Après avoir réglé le régime de croisière et le mélange, il constate une perte de puissance sur les deux moteurs et décide d'exécuter un atterrissage d'urgence dans un champ d'escourgeon.

Les deux occupants sont indemnes, mais l'avion est très endommagé. Il y a quelques dégâts au sol.

Cause

L'accident est dû à un atterrissage d'urgence sur un terrain mou, à la suite d'une perte de puissance sur les deux moteurs, probablement pour des raisons opérationnelles (mélange).

Elément contributif :

- Entraînement insuffisant du pilote sur le type d'avion en question.

0. ALLGEMEINES

0.1 Kurzdarstellung

Anlässlich eines Trainingsfluges startete der Pilot am 26. Mai 1990 um 1020 Uhr*) mit einem Passagier in Altenrhein. Nach zwei Volten mit "Touch-and-go" flog der Pilot Richtung ZUE VOR (gerichtetes Funkfeuer Zürich East) auf 3000 ft QNH. Nachdem er Reiseleistung und Gemisch gesetzt hatte, fiel bei beiden Motoren die Leistung ab. Der Pilot entschloss sich zu einer Notlandung in einem Wintergerstenfeld.

Die Insassen wurden bei der Notlandung nicht verletzt. Das Flugzeug wurde schwer beschädigt.

Es entstand Flurschaden.

Ursache

Der Unfall ist auf eine Notlandung in weichem Gelände infolge Leistungsabfalls beider Triebwerke aus wahrscheinlich operationellen Gründen (Gemisch) zurückzuführen.

Zum Unfall hat beigetragen:

Ungenügendes Training des Piloten auf dem Unfallmuster.

0.2 Untersuchung

Die Voruntersuchung wurde von Hans-Peter Graf geleitet und mit Zustellung des Voruntersuchungsberichtes vom 23. Januar 1991 an den Kommissionspräsidenten am 27. Februar 1991 abgeschlossen.

1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

1.0 Vorgeschichte

Der Pilot hatte das Flugzeug während 10 Monaten nicht mehr geflogen. Der Pilot übernahm die HB-LKC am Morgen des 26. Mai 1990 und führte eine Aussenkontrolle durch. Er stellte fest, dass sich noch je 260 lbs Treibstoff in den beiden Haupttanks befanden. Die Zusatztanks (Lockertanks) waren leer. Der Pilot betrachtete die total 520 lbs als genügend, um den geplanten, kurzen Flug durchzuführen.

*) Alle Zeiten sind Lokalzeiten (UTC+2)

1.1 Flugverlauf

Nach dem normal verlaufenden "Run-up" startete der Pilot mit einem Passagier am 26. Mai 1990 um 1020 Uhr in Altenrhein. Er flog zwei Platzrunden mit anschliessendem "touch-and-go". Nach dem zweiten "touch-and-go" nahm er Kurs Richtung ZUE VOR (gerichtetes Funkfeuer Zurich East). Nachdem eine Reiseflughöhe von 3000 ft erreicht war, führte der Pilot die Reiseflugkontrolle durch. Er setzt eine Leistung von 30" Ladedruck und eine Propellerdrehzahl von 1700 RPM. In Uebereinstimmung mit dem Passagier gibt der Pilot folgende Angaben zum weiteren Flugverlauf:

"Nach ca. 5 - 6 Minuten zog ich die Gemischhebel zur Grobeinstellung beider Motoren auf einen Wert von ca. 120 lbs/h "Fuel Flow". Dann schaute ich auf die "EGT"-Anzeigen und zog weiter an den Gemischhebeln, bis die Zeiger relativ zügig auf einen Wert von 200° F stiegen. Anschliessend beobachtete ich diese Anzeigen eine Zeit lang. Sie blieben stabil.

Nach ca. 2 - 3 Minuten fingen die Motoren an, die Leistung zu verlieren. Drehzahl und Ladedruck fielen ab. Ich glaube, dass beide Motoren ziemlich gleichzeitig an Leistung verloren. Ich stellte weder Schieben noch asymmetrischen Pedaldruck fest. Bevor ich ein Notverfahren (Beilage) anwenden konnte, musste ich mich nach einem Notlandeplatz umsehen. Ich stellte jedoch noch fest, dass die Boosterpumpen auf "Low" und die "Fuelselectors" auf "grün" - wie in der Checkliste vorgesehen - eingestellt waren. Auch die Treibstoffmenge mit je 200 lbs war noch gut. Inzwischen hatte ich enorm an Höhe verloren und musste mich zur Notlandung auf einem Feld entschliessen. Auf der Höhe des Waldes schob ich alle Hebel nach vorn, da die Motoreninstrumente immer noch normale Werte anzeigten (Oeldruck, Temperaturen) jedoch keine Leistung abgaben. Ab diesem Zeitpunkt, konnte ich nur noch die Landeklappen und das Fahrwerk ausfahren und schon berührte das Flugzeug den Boden. Kurz vor der Notlandung bemerkte ich noch, dass der Zeiger des linken "EGT" in den oberen Anschlag stieg."

Das Flugzeug kam nach einer Rutschspur von 22 m in einem Wintergerstenfeld in Normallage zum Stillstand.

Koordinaten der Unfallstelle: 278 850 / 698 200.
Höhe: 440 m/M.

Landeskarte der Schweiz 1:25'000, Blatt Nr. 1032, Diessenhofen.

1.2 Personenschäden

	<u>Besatzung</u>	<u>Fluggäste</u>	<u>Drittpersonen</u>
Tödlich verletzt	---	---	---
Erheblich verletzt	---	---	---
Leicht verletzt	---	---	---
Nicht verletzt	1	1	

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde schwer beschädigt.

1.4 Sachschaden Dritter

Es entstand Flurschaden.

1.5 Beteiligte Personen

1.5.1 Pilot (Kommandant)

Schweizerbürger, Jahrgang 1950.

Führerausweis für Privatpiloten, ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 19. November 1980, gültig bis 26. Februar 1991.

Erweiterungen: - Radiotelefonie UIT vom 19. November 1980
- CVFR-Flug vom 8. Dezember 1982

Bewilligte

Flugzeugmuster: Einmotorige bis 2500 kg mit Kolbenmotor ohne besondere Vorrichtungen

- mit Landeklappen, vom 19. November 1980
- mit Verstellpropeller, vom 8. Dezember 1982
- mit einziehbarem Fahrwerk, vom 8. Dezember 1982

Führerausweis für Berufspiloten, ausgestellt durch das BAZL am 26. Februar 1988, gültig bis 26. März 1991.

Erweiterungen: - Radiotelefonie UIT vom 15. Juni 1987
- Nachtflug vom 15. Juni 1987

Bewilligte
Flugzeugmuster: Ein- und mehrmotorige Flugzeuge mit
Kolbenmotoren bis 5700 kg vom
15. Juni 1987

IFR: Sonderbewilligung für Instrumentenflug
IFR vom 15. Juni 1987, gültig bis
22. Oktober 1989 (verfallen)

Flugerfahrung (Motorflug)

Insgesamt 453:35 Std., wovon 70:24 Std. auf dem Unfall-
muster; in den letzten 90 Tagen 12:07 Std., davon 0 Std.
auf dem Unfallmuster. In den letzten 24 Stunden 0 Std.,
davon 0 Std. auf dem Unfallmuster (vor dem Unfallflug).

Beginn der fliegerischen Ausbildung 1979.

Letzte periodische fliegerärztliche Untersuchung am
26. März 1990.

1.5.2 Passagier

Schweizerbürger, Jahrgang 1959.

Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

1.6 Flugzeug HB-LKC

Muster:	Cessna C-421 C
Hersteller:	Cessna Aircraft Corporation
Charakteristik:	Zweimotoriger 6-plätziger Tief- decker mit einziehbarem Fahrwerk
Baujahr/Werknummer:	1976/421C-0084
Motor:	Hersteller: Continental Muster: GTSIO-520-L Leistung: 375 PS
Propeller:	Verstellpropeller Hersteller: Mc Cauley Muster: 3 FF 32C 501
Verkehrsbewilligung:	ausgestellt durch das BAZL am 31.8.1988, gültig bis auf Widerruf
Lufttüchtigkeitszeugnis:	ausgestellt durch das BAZL am 29.6.1981
Zulassungsbereich:	im gewerbsmässigen Einsatz: IFR im privaten Einsatz: VFR bei Tag VFR bei Nacht IFR
Eigentümer und Halter:	Businessair, 9500 Wil

Betriebsstunden
im Unfallzeitpunkt:

Zelle: 2073:18 Std.
Linker Motor: 889:52 Std. (TSO)
Rechter Motor: 316:29 Std. (TSN)
Linker Propeller: 903:26 Std.
(seit Rev.)
Rechter Propeller: 904:12 Std.
(seit Rev.)

Die letzte BAZL-Zustandsprüfung
erfolgte am 6.12.1989.

Die letzte 200-Stunden-Kontrolle
wurde am 8.9.1989 bei total
1954:57 Betriebsstunden und die
letzte 50-Stunden-Kontrolle am
Kontrolle am 3.11.1988 bei total
1868:19 Betriebsstunden durchge-
führt.

In den technischen Akten des
Flugzeuges findet sich eine Ein-
tragung einer 200-Stunden-
Kontrolle vom 5.4.1989 bei
1910:21 Std. sowie eine
50-Stunden-Kontrolle vom
8.9.1989 bei 1954:57 Std.

Tatsächlich ausgeführt wurde je-
doch nur eine 200-Stunden-
Kontrolle am 8.9.1989 bei
1954:57 Std. Eine 50-Stunden-
Kontrolle (Öelfilterwechsel)
wäre bei 2004:57 $\pm$ 10 Std.
fällig gewesen (gem. Cessna
Maint. Schedule).

Eine 100-Stunden-Kontrolle wäre
spätestens bei 2064:57 Std.
fällig gewesen (gem. Cessna
Maint. Schedule).

Die Betriebsstunden wurden im Unfall-
zeitpunkt um 8:21 Std. über die 10-
Stunden-Toleranz überschritten.

Masse und Schwerpunkt:

Die maximale Abflugmasse beträgt
7450 lbs; die Masse im Unfall-
zeitpunkt betrug ca. 5988 lbs.

Masse und Schwerpunkt befanden
sich im Unfallzeitpunkt inner-
halb der zulässigen Grenzen.

Flugzeitreserve

Totaler Tankinhalt	
vor dem Unfallflug angezeigt:	ca. 520 lbs
Durchschnittlicher Verbrauch pro	
Stunde in 3000 ft:	ca. 300 lbs/h
Total Flugzeit Unfallflug:	ca. 28 Minuten
Verbrauch in 28 Minuten:	ca. 140 lbs
Benzinreserve im Unfallzeitpunkt:	ca. 380 lbs
Gemessene Restmenge:	446 lbs
Flugzeitreserve im	
Unfallzeitpunkt:	ca. 1:30 Stunden

1.7 Wetter

1.7.1 Gemäss Bericht der Schweizerischen Meteorologische Anstalt Zürich

Allgemeine Wetterlage

Hochdrucklage mit Bise.

Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit

Wetter/Wolken:	1/8 Cu, Basis um 1200 m/M, darüber Ci
Sicht:	mehr als 10 km
Wind:	E - NE/5 - 10, Böen bis 20 kt
Temperatur/Taupunkt:	14°/04°
Luftdruck:	1021 hPa QNH
Gefahren:	----
Sonnenstand:	Azimet: 118° Höhe: 49°
Bemerkungen:	----

1.8 Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

1.9 Funkverkehr

Der Funkverkehr zwischen dem Piloten und dem Kontrollturm Altenrhein wickelte sich bis zum Unfallzeitpunkt ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab.

1.10 Flughafenanlagen

Nicht betroffen.

1.11 Flugdatenschreiber/Barograph

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

1.12 Befunde am Wrack

1.12.1 Das Flugzeug kollidierte in einer Richtung von ca. 070° mit dem weichen Boden. Das Fahrwerk war abgerissen, die Unterseite des Rumpfes und der Flügel waren beschädigt, beide Propeller deformiert und die Motorverschalungen gestaucht.

1.12.2 Im einzelnen konnten am Wrack folgende Feststellungen gemacht werden:

Fahrwerk:	ausgefahren
Landeklappen:	ausgefahren
Höhentrimmung:	neutral
Seitentrimmung:	leicht links
Höhenmesser:	(links) 1021 mbar Anzeige 1480 ft zerstört (rechts) 1021 mbar Anzeige 1420 ft zerstört
Variometer:	0

Alle anderen Instrumente und Anzeigen wurden durch das Ausschalten der Stromversorgung verändert oder sind nicht von Bedeutung.

Festgestellte Benzin-

Restmenge:	rechts main: ca. 223 lbs/l links main: ca. 223 lbs/l Lockertanks: leer
------------	--

Tankwählschalter:	rechts main links main emergency crossfield open
-------------------	--

Gashebelstellung*:	idle, Leerlauf
--------------------	----------------

Propellerverstell-

hebel-Position*:	max.
------------------	------

Gemischregulierungs-

hebel-Position*:	rich
------------------	------

Drehzahlmesser:	0 RPM
-----------------	-------

Benzindruck:	0
--------------	---

Öltemperatur-

anzeige:	0
----------	---

Öldruckanzeige:	0
-----------------	---

Zylinderkopf-

temperaturanzeige:	0
--------------------	---

Hauptschalter:	Elektrische Anlage aus
----------------	------------------------

Alternator:	aus
-------------	-----

Zündschalter:	beide aus
---------------	-----------

* wurden nach der Notlandung verändert

Eine visuelle Prüfung der Ruderanschlüsse, Verbindungsgestänge, Umlenkhebel, Seilzüge und Spannschlösser sowie Umlenkrollen ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel.

Die Bauch- und Schultergurten wurden getragen und hielten der Beanspruchung stand.

Die Deformationsart der Propellerblätter lässt den Schluss zu, dass die Motoren im Zeitpunkt des Unfalles nur geringe oder keine Leistungen abgaben.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Ueberlebenschancen

Der Unfall war überlebbar.

1.16 Besondere Untersuchungen

Treibstoff- sowie Motorölprouben wurden der Eidgenössischen Materialprüfungs- und Versuchsanstalt Dübendorf (EMPA) zur Untersuchung vorgelegt.

Befund:

- Das Benzin entsprach den Anforderungen der "Joint Fuelling System Check List" Nr. 13.
- Das Motorenöl W100 wies die üblichen Werte für gebrauchte Öle vor.

1.17 Verschiedenes

Die Anzeigeinstrumente "Fuel Flow" und "EGT" (Exhaust Gas Temperature) wurden von der Firma Limes Aviation geprüft.

Ergebnis: "Fuel Flow": alle Toleranzen eingehalten.

"EGT":

Linearity:

DIAL	MIN. °C	MAX. °C	LH IND.	RH IND.
0	701	708	704	702
1	757	764	767*	760
2	812	819	824*	819
3	868	875	883*	879*
4	924	931	943*	934*
5	980	987	996*	988*

* ausser Toleranz

Insulation: 100 megohms min. OK
 Pos. Error: 0.11 mv max. OK
 Power Cons: 72mA max. OK

Beide Motoren inkl. der Zusatzaggregate sowie das Treibstoffsystem wurden von der Firma Airbase einer Sicht- und Funktionskontrolle unterzogen.

Befund: "Alle geprüften Teile befanden sich in einwandfreiem und funktionstüchtigem Zustand. Es bestehen keinerlei Anzeichen für die Verursachung einer Störung irgend eines Systems".

2. BEURTEILUNG

2.1 Technisches

Gemessen am guten Allgemeinzustand des Flugzeuges, kann das Ueberschreiten der fälligen 100 Stunden-Kontrolle um 8:21 Stunden nicht in kausalem Zusammenhang mit dem Unfall gewertet werden.

Die Abweichungen bei den "EGT"-Anzeigegeräten können nicht zum Unfall beigetragen haben, weil die Skala nicht Temperaturwerte, sondern nur Referenzzahlen von 0-5 mit einer 25° F-Teilung zeigt. Die genauen Temperaturen sind zur Bestimmung des "Peak" weder notwendig noch vorhanden.

2.2 Operationelles

Der Pilot hatte, mit total 454 Stunden und ca. 71 Stunden auf dem Unfallmuster, eine relativ geringe Flugerfahrung. Besonders nachteilig wirkte sich der 10-monatige Unterbruch seit seinem letzten Flug auf dem Unfallmuster auf seine Routine aus. Im Horizontalflug, auf 3000 ft QNH, setzte der

Pilot Reiseleistung. Beim anschliessenden Einstellen des optimalen Gemischs zog der Pilot die beiden Gemischhebel auf einen korrekten Wert von ca. 120 lbs/h "Fuel Flow". Nach dieser Grobeinstellung zog der Pilot die Gemischhebel weiter zurück, wobei er seine Augen auf die "EGT"-Anzeige (Exhaust Gas Temperature) richtete. Bei dieser Manipulation, welche langsam und mit Feingefühl durchgeführt werden muss, wurde möglicherweise der "Peak" überschritten und den Wert von "2" auf der "EGT"-Skala (vermeindlich 200°F) auf der mageren Seite des optimalen Gemischs erreicht. Die auftretenden Turbulenzen erschwerten eine feinfühligke Betätigung der Gemischhebel zusätzlich. Eine minimale Veränderung der Luftdichte (Höhe, Geschwindigkeit, Temperatur) führte schliesslich zum gleichzeitigen Leistungsabfall beider Motoren. Bei der niedrigen Flughöhe entschloss sich der Pilot richtigerweise, sofort ein einigermaßen brauchbares Notlandefeld anzufliegen. Die Idee, sämtliche Triebwerkhebel nach vorne zu schieben, kam dem Piloten zu spät, da die Motoren in der kurzen Zeit bis zur Bodenberührung keine genügende Leistung zum Durchstart aufbauen konnten. Das vom Piloten beobachtete Ansteigen der linken "EGT"-Anzeige, unterstützt diese Hypothese. Die Notlandung selbst wurde vom Piloten gut gemeistert.

3. SCHLUSSFOLGERUNGEN

3.1 Befunde

- Der Pilot besass einen gültigen Führerausweis und war formell berechtigt, den vorgesehenen Flug durchzuführen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Das Flugzeug war zum Verkehr VFR/IFR zugelassen. Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den Unfall hätten begünstigen oder verursachen können.
- Masse und Schwerpunkt lagen innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Die fällige 100 Stunden-Kontrolle wurde bis zum Unfallzeitpunkt um 8:21 Stunden überschritten.

3.2 Ursache

Der Unfall ist auf eine Notlandung in weichem Gelände infolge Leistungsabfalls beider Triebwerke aus wahrscheinlich operationellen Gründen (Gemisch) zurückzuführen.

Zum Unfall hat beigetragen:

Ungenügendes Training des Piloten auf dem Unfallmuster.

An der Sitzung vom 3. April 1991 nahmen H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza und R. Henzelin, an den Sitzungen vom 20. Juni 1991 und 28. August 1991 H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza, R. Henzelin und M. Soland teil. Die Kommission verabschiedet den Schlussbericht einstimmig.

Bern, 28. August 1991

Eidgenössische Flugunfall-
Untersuchungskommission
Der Präsident:

gez. H. Angst

prepared for a climb. In order to simulate an engine failure, set both engines at full power operation; then at a chosen speed, pull the throttle control of one engine to idle, and proceed with single-engine emergency procedures. Simulated single-engine flight characteristics can be practiced by setting propeller RPM to simulate a critical engine inoperative condition as shown in Figure 3-3.

ENGINE OVERSPEED

Should an overspeed condition occur, the pilot should reduce airspeed as quickly as possible by closing both throttles. On reaching an airspeed below 120 KIAS and above the best single-engine rate-of-climb speed (Blue Radial), set the RPM control on the nonfunctional engine for feather. If propeller will not feather, the power on the normally operating engine should be advanced to maximum and the power on the overspeeding engine should be advanced to 50 RPM below the maximum allowable RPM (Red Line). Maintain the best single-engine rate-of-climb speed (Blue Radial) and land as soon as practical. This will provide more than zero thrust at altitudes up to approximately 10,000 feet. During landing, the application of partial throttle on the malfunctioning engine (within limits of the tachometer red line) will minimize asymmetrical thrust.

SUDDEN ENGINE ROUGHNESS

1. Power - REDUCE IMMEDIATELY (Both Engines).
 - a. Manifold Pressure - 32.5 inches Hg. maximum.
 - b. RPM - 1900 MAXIMUM (1800 Recommended).
2. Propeller Synchronizer - OFF (Optional System).
3. Rough Engine - DETERMINE.
4. Problem - ANALYZE.
5. Rough Engine - SECURE if roughness cannot be cleared.
6. Operative Engine - ADJUST.
7. Trim Tabs - ADJUST 50° bank toward operative engine with approximately 1/2 ball slip indicated on the turn and bank indicator.
8. As Soon As Practical - LAND.

The purpose of the tachometer yellow arc and associated placard is to minimize the possibility of operation with a rough or malfunctioning engine at these RPM's. The GTSIO-520 engine has no restrictions or critical vibration characteristics when operating normally (e.g. all cylinders firing equally); however, certain malfunctions within the engine cause torsional vibrations to be excited in the crankshaft and drive system. These vibrations, when forced at certain levels and frequencies, become destructive to numerous components of the engine and possibly the propeller and its attachment.

Specific items which show early damage from these torsional vibrations are: the magneto rubbers, alternator drives, starter adapter gears, tachometer drive shaft and quill shaft.

If it is necessary to keep a rough engine in operation, the speed of least destructive resonance is 1800 RPM; however, it is recommended that a rough engine be shut down whenever possible. Any rough engine operation calls for a magneto rubber and propeller nut torque inspection as described in Section 7 of the Airplane Service Manual.

ENGINE FAILURE DURING FLIGHT (Speed Above 80 KIAS)

1. Inoperative Engine - DETERMINE. Idle engine same side as idle foot.
2. Operative Engine - ADJUST as required.

Before Securing Inoperative Engine:

3. Fuel Flow - CHECK. If deficient, position auxiliary fuel pump switch to ON.
4. Fuel Selectors - MAIN TANKS (Feel For Detent).
5. Fuel Quantity - CHECK. Switch to opposite MAIN TANK if necessary.
6. Oil Pressure and Oil Temperature - CHECK. Shutdown engine if oil pressure is low.
7. Magneto Switches - CHECK ON.
8. Mixture - ADJUST. Lean until manifold pressure begins to increase, then enrichen as power increases.

If Engine Does Not Start, Secure As Follows:

9. Inoperative Engine - SECURE.
 - a. Throttle - CLOSE.
 - b. Mixture - IDLE CUT-OFF.
 - c. Propeller - FEATHER.
 - d. Fuel Selector - OFF (Feel For Detent).
 - e. Auxiliary Fuel Pump - OFF.
 - f. Magneto Switches - OFF.
 - g. Propeller Synchronizer - OFF (Optional System).
 - h. Alternator Switch - OFF.
 - i. Cowl Flap - CLOSE (If Installed).
10. Operative Engine - ADJUST.
 - a. Power - AS REQUIRED.
 - b. Mixture - ADJUST for power.
 - c. Fuel Selector - MAIN TANK (Feel For Detent).
 - d. Auxiliary Fuel Pump - ON.
 - e. Cowl Flap - AS REQUIRED (If Installed).
11. Trim Tabs - ADJUST 50° bank toward operative engine with approximately 1/2 ball slip indicated on the turn and bank indicator.
12. Electrical Load - DECREASE to minimum required.
13. As Soon As Practical - LAND.

NOTE

Schedule fuel use such that an adequate amount of fuel is available in the operative engine main tank for landing. Use optional wing locker fuel and/or crossfeed as required to maintain lateral balance within 120 pounds per side. When crossfeeding, maintain level flight, maintain altitude greater than 1000 feet AGL and position inoperative engine auxiliary fuel pump to LOW.

ENGINE FAILURE DURING FLIGHT (Speed Below 80 KIAS)

1. Rudder - APPLY towards operative engine.
2. Power - REDUCE on operative engine to stop turn.
3. Pitch Attitude - LOWER NOSE to accelerate above 80 KIAS.
4. Inoperative Engine Propeller - FEATHER.

11. Mixture - ADJUST for smooth engine operation.
12. Power - INCREASE after cylinder head temperature reaches 200°F with gradual mixture enrichment as power increases.
13. Cowl Flap - AS REQUIRED (If Installed).
14. Alternator - ON.

Airplane With Optional Propeller Unfeathering System:

1. Auxiliary Fuel Pump - CHECK OFF. If ON or LOW, purge engine by turning OFF auxiliary fuel pump, mixture to IDLE CUT-OFF, throttle full open, magneto switches OFF and rotating engine 15 revolutions with starter.
2. Magneto Switches - ON.
3. Fuel Selector - MAIN TANK (Feel For Detent).
4. Throttle - FORWARD approximately one and one-half inches.
5. Mixture - FULL RICH then retard approximately two inches.
6. Propeller - FULL FORWARD.

NOTE

The propeller will automatically windmill when the propeller lever is mounted out of the FEATHER position.

7. Propeller - RETARD to detent when propeller reaches 1000 RPM.
8. Auxiliary Fuel Pump - LOW.
9. Mixture - ADJUST for smooth engine operation.
10. Power - INCREASE after cylinder head temperature reaches 200°F with gradual mixture enrichment as power increases.
11. Cowl Flap - AS REQUIRED (If Installed).
12. Alternator - ON.

BOTH ENGINES FAILURE (Gliding Procedures)

1. Wing Flaps - UP.
2. Landing Gear - UP.
3. Propellers - FEATHER.
4. Cowl Flaps - CLOSE (If Installed).
5. Airspeed - 122 KIAS (See Figure 3-4).
6. Landing - Refer to FORCED LANDING (Complete Power Loss) in this section.

MAXIMUM GLIDE

In the event of an all engines failure condition, maximum gliding distance can be obtained by feathering both propellers, and maintaining approximately 122 KIAS with landing gear and wing flaps up. The speed which provides the "absolute maximum" glide distance varies with weight as shown in Figure 3-4.

EMERGENCY LANDING PROCEDURES

FORCED LANDING (With Power)

1. Drag over selected field with wing flaps 15° and 105 KIAS noting type of terrain and obstructions.
2. Plan a wheels-down landing if surface is smooth and hard.
 - a. Execute a normal landing, keeping nosewheel off ground until speed is decreased.
3. If terrain is rough or soft, plan a wheels-up landing as follows:
 - a. Select a smooth grass-covered runway, if possible.
 - b. Approach at 105 KIAS with wing flaps down only 15°.
 - c. Pressurization Air Controls - PULL.
 - d. All Switches Except Magneto Switches - OFF.
 - e. Emergency Exit Window - REMOVE.
 - f. Mixtures - IDLE CUT-OFF.
 - g. Magneto Switches - OFF.
 - h. Fuel Selectors - OFF (Feel For Detent).
 - i. Emergency Crossfeed Shutoff - OFF (Pull Up).
 - j. Land in a slightly nose-high attitude.

NOTE

On smooth sod with landing gear retracted, the airplane will slide straight ahead about 800 feet with very little damage.

FORCED LANDING (Complete Power Loss)

1. Mixtures - IDLE CUT-OFF.
2. Propellers - WINDMILLING (If Practical).
3. Fuel Selectors - OFF (Feel For Detent).
4. Emergency Crossfeed Shutoff - OFF (Pull Up).
5. All Switches Except Battery Switch - OFF.
6. Approach - 122 KIAS.
7. If field is smooth and hard, plan a landing as follows:
 - a. Landing Gear - DOWN within gliding distance of field.
 - b. Gear Down Lights - ON; Unlocked Light - OFF.
 - c. If gear down lights do not illuminate:
 - (1) GEAR HYD Circuit Breaker - PULL.
 - (2) Emergency Gear Extension T-Handle - PULL.
 - (3) Gear Down Lights - ON; Unlocked Light - OFF.
 - (4) Gear Warning Horn - CHECK.
 - d. Wing Flaps - EXTEND as necessary within gliding distance of field.
 - e. Approach - 105 KIAS.
 - f. Battery Switch - OFF.
 - g. Emergency Exit Window - REMOVE.
 - h. Make a normal landing, keeping nosewheel off the ground as long as practical.

