

LUFTFAHRZEUG — FLUGHANDBUCH (AFM)
MANUEL DE VOL DE L'AERONEF

für das Luftfahrzeug HB - **ORT**
pour l'aéronef

Die den Betrieb des Luftfahrzeuges betreffenden Unterlagen sind vom Bundesamt für Zivilluftfahrt als Luftfahrzeug-Flughandbuch genehmigt oder anerkannt. Sie bilden eine Grundlage des Lufttüchtigkeitszeugnisses

Les documents relatifs à l'exploitation de l'aéronef sont approuvés ou reconnus par l'Office fédéral de l'aviation civile en tant que manuel de vol de l'aéronef. Ils forment une base du certificat de navigabilité

Nr. 1936
no

und dürfen nur durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt oder in dessen Auftrag geändert werden.

et ne peuvent être modifiés que par l'Office fédéral de l'aviation civile ou sur son ordre.

Bei Änderungen in der Ausrüstung ist dem Bundesamt für Zivilluftfahrt unverzüglich ein Arbeitsbericht im Doppel unter Angabe von Gewicht und Hebelarm der ein- und ausgebauten Teile zusammen mit dem vorliegenden Flughandbuch zuzustellen.

Lors de changements dans l'équipement, il y a lieu d'envoyer immédiatement à l'Office fédéral de l'aviation civile, avec le présent manuel de vol, un rapport de travail en deux exemplaires, et d'indiquer le poids ainsi que le bras de levier des parties installées ou déposées.

Das Luftfahrzeug darf nur nach diesem Flughandbuch, das an Bord mitzuführen ist, betrieben werden.

L'aéronef ne peut être exploité que d'après le présent manuel de vol, qui doit se trouver à bord.

Der Zulassungsbereich des Luftfahrzeuges ist im Anhang zum Flughandbuch festgelegt.

Le champ d'utilisation de l'aéronef est fixé dans l'annexe du manuel de vol.

3003 Bern, den
3003 Berne, le 05. DEZ. 1933

BUNDESAMT FUER ZIVILLUFTFAHRT, Sektion Flugmaterial
OFFICE FEDERAL DE L'AVIATION CIVILE, Section du matériel aéronautique
i.A. / p.o.

Bemerkungen / Observations

For operation as PA-18-180D aircraft see AFN supplement

2. Anzahl Personen an Bord
Nombre de personnes à bord

2.1 Mindestflugbesatzung *
Equipage minimal de conduite

2.2 Höchstzulässige Anzahl
Passagiere
Nombre maximal de passagers

1 Pilot			
1			

* Allfällige besondere Betriebsvorschriften bleiben vorbehalten.
D'éventuelles prescriptions d'exploitation particulières restent réservées.

Hauptsächlichste Daten des Luftfahrzeuges HB - **ORT**
Données principales de l'aéronef

1. Gewichte und Schwerpunktlage
Poids et position du centre de gravité

1.1 Höchstzulässiges Abfluggewicht Kat. **N** * 794 kp 1750 lbs
Poids maximal autorisé au décollage Cat.

* Andere Kategorien siehe Flughandbuch
Autres catégories voir manuel de vol

1.2 Höchstzulässiges Landegewicht 794 kp 1750 lbs
Poids maximal autorisé à l'atterrissage

1.3 Rüstgewicht
Poids à vide

Im Rüstgewicht sind inbegriffen:
Dans le poids à vide sont compris:

☒ Ausrüstung gemäss Ausrüstungsliste
L'équipement selon la liste d'équipement

☐ Nicht verwendbarer Treibstoff
Le carburant non utilisable

☐ Nicht verwendbarer Schmierstoff
Le lubrifiant non utilisable

☐ Verwendbarer Schmierstoff
Le lubrifiant utilisable

☐ Hydraulikflüssigkeit
Le liquide hydraulique

☐ Ballast (sofern eingebaut)
Lest (si installé)

☐ Getriebeöl
Le lubrifiant de boîtes
de transmission

☐

Datum Date	Rüstgewicht Poids à vide	Schwerpunktlage Position du cen- tre de gravité	Rüstgewichtsmoment Moment du poids à vide	Zuladung Charge utile
	kg / lbs	cm / in	kgm / lbs. in	kg / lbs
weighed 28.11.88	1156.76	72.41	83761	593.24
10.2.89	1167.8	73.05	85'33.4	582.2
20.03.93	1156.73	72.70	84'101.08	593.27

Armin Leicht
BAZL M/C No 312

[illegible]

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834

PAGE PA-18 "150"
MODEL PA-18A "150"

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

MODEL PA-18 "150"

MODEL PA-18A "150"

REPORT NO. 834

AIRPLANE FLIGHT MANUAL - PIPER MODEL PA-18 "150"
AND PA-18A "150" (1750 POUNDS GROSS WEIGHT)

DATE: OCTOBER 1, 1954.

Prepared by:

C. R. Smith
C. R. Smith
Engineering Dept.

PREPARED.....
CHECKED.....
APPROVED.....

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT.....834
PAGE.....
PA-18"150
MODEL PA-18A"150"

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNSYLVANIA
MODEL PA-18"150"
Model. PA-18A"150"
REPORT NO. 834

AIRPLANE FLIGHT MANUAL - PIPER MODEL
PA-18"150" AND PA-18A"150" (1750
POUNDS GROSS WEIGHT)

DATE: October 1, 1954
REV: April 20, 1959
October 24, 1963
April 9, 1964
September 30, 1974

REV: August 20, 1976
September 17, 1976
September 28, 1976
December 21, 1976

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT.....834
PAGE.....1
MODEL PA-18-150
MODEL PA-18A-150

TABLE OF CONTENTS

Airplane Flight Manual Log of Revisions	11
SECTION I	
Limitations	1
SECTION II	
Procedures	3

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834
PAGE ii
PA-18-150
MODEL PA-18A-150

LOG OF REVISIONS

Rev.	Page	Change	Date	Approval
A	8	Alcor Alternator Added	9/30/74	<u>Paul E. Everly</u> Paul E. Everly DOA Coordinator December 21, 1976 DOA EA-1
B	7	Cleveland Model 20-119 Wheel-Brake Assembly, 6.00 x 6, 7.00 x 6 and 8.00 x 6 Tires Added	8/20/76	<u>Paul E. Everly</u> Paul E. Everly DOA Coordinator December 21, 1976 DOA EA-1
	8	Retyped and Rearranged		
C	7	Changed Weight of Cleveland Model 20-119 Wheel-Brake Assembly from 12.6 lbs. to 17.4 lbs.	9/17/76	<u>Paul E. Everly</u> Paul E. Everly DOA Coordinator December 21, 1976 DOA EA-1
D	1	Revise Static Limits	9/28/76	<u>Paul E. Everly</u> Paul E. Everly DOA Coordinator December 21, 1976 DOA EA-1
E		Cover Revision Dates Added	12/21/76	<u>Paul E. Everly</u> Paul E. Everly DOA Coordinator December 21, 1976 DOA EA-1
	i	Table of Contents Added		
	ii	Authorized Signatures Added		
F	9	Tow Hook Added	10/5/77	<u>PE Everly</u> Paul E. Everly DOA Coordinator October 5, 1977 DOA EA-1

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834
PAGE 111
PA-18"150"
MODEL PA-18A"150"

LOG OF REVISIONS

<u>Rev.</u>	<u>Page</u>	<u>Change</u>	<u>Date</u>	<u>Approval</u>
G	7	Vacuum Pump - Airborne Mechanisms 211CC Added under Engine and Engine Accessories		
	9	KS-2-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09060 Added		
	10	NC-1-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09062 and KS-1-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09066 Added	10/14/77	Paul E. Everly DOA Coordinator October 14, 1977 DOA EA-1
H	10	KS-2-SC Avionics Group Instl. (with KT-78A Transponder) per PAC Dwg. 09060-2 Added		
		R.C. Allen A2475-2 Electric Turn and Bank Added	11/15/77	Paul E. Everly DOA Coordinator November 15, 1977 DOA EA-1
I	10	KS-1-SC Avionics Group Instl. (with KT-78A Transponder) per PAC Dwg. 09066-2 Added.	2/17/77	Paul E. Everly DOA Coordinator February 17, 1978 DOA EA-1
J	10	Emergency Locator Installation per PAC Dwg. 66081-2 Added.	10/10/78	Paul E. Everly DOA Coordinator October 10, 1978 DOA EA-1

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

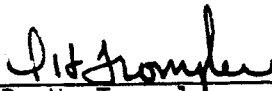
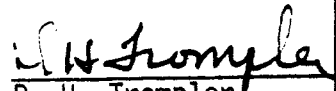
REPORT..... 834
PAGE..... iv
PA-18"150"
MODEL PA-18A"150"

LOG OF REVISIONS

<u>Rev.</u>	<u>Page</u>	<u>Change</u>	<u>Date</u>	<u>Approval</u>
K	10	Added: Artificial Horizon, Outside Air Temp. Gauge, Eight Day Clock, Vertical Speed Indicator, Electric Fuel Gauge, Control Stick Lock and Dome Light	3/27/79	<i>Paul E. Everly</i> Paul E. Everly DOA Coordinator March 27, 1979 DOA EA-1
L	10	Added: CTM-1-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09370; KS-2-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09353-2; KS-2-SC Avionics Group Instl. (with trans- ponder) per PAC Dwg. 09353-3	6/5/79	<i>Paul E. Everly</i> Paul E. Everly DOA Coordinator June 5, 1979 DOA EA-1
M	2,3	Revised Maneuvers Permitted for Normal and Utility Category Operations	6/25/79	<i>Paul E. Everly</i> Paul E. Everly DOA Coordinator June 25, 1979
N	3	Noise Level Data and Statement Added	8/30/79	
	3a	Section II. Procedures Added Moved From Pg. 3 to New Pg. 3a	8/30/79	<i>Paul E. Everly</i> Paul E. Everly DOA Coordinator August 31, 1979 DOA EA-1
P	2	Baggage Compartment - Capacity - 50 lbs. was Maximum baggage - 50 lbs.	7/15/82	<i>Paul E. Everly</i> Paul E. Everly DOA Coordinator July 15, 1982

PREPARED	PIPER AIRCRAFT CORP.	Airplane Flight Manual	
CHECKED		Model PA-18 "150"	
APPROVED		PA-18A "150"	
Report 834		PAGE	v

LOG OF REVISIONS

Rev.	Page	Change	Date	Approval
Q	11	Added: NTC-1-18 Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 06170-2; King KTS-1-18 Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 06180-2; Narco Escort IIA Radio per PAC Dwg. 06192; King KY-97A Communications Transceiver per PAC Dwg. 06193-2; King KT-76A Transponder per PAC Dwg. 06194-2; Narco AT-150 Transponder per PAC Dwg. 06195-2; Narco AR-850 Altitude Reporter per PAC Dwg. 06179-2; Sigtronics Intercom Syst per CA Dwg. 18-3-071; Northstar Loran M1 per CA Dwg. 18-2-095	9/15/88	 D. H. Trompler DOA Coordinator September 15, 1988 DOA SO-1
R	1	Changed C.A.A. Identification No. to read F.A.A. Identification No.	10/7/88	 D. H. Trompler DOA Coordinator October 7, 1988 DOA SO-1
S	1	Deleted Flap Position limitation	12/1/88	 D. H. Trompler DOA Coordinator December 1, 1983 DOA SO-1

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834
PAGE 1
PA-18"150
MODEL PA-18A"15

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNA.

THIS DOCUMENT MUST BE KEPT IN THE AIRPLANE AT ALL TIMES

C.A.A. Approved
Approval Basis CAR 3 and 410
October 1, 1954
PA-18"150"
PA-18A"150"
Normal and Utility Category

F.A.A. Identification No. HR-CRT

AIRPLANE FLIGHT MANUAL

1. Limitations

The following limitations must be observed in the operation of this airplane:

Engine	Lycoming O-320 Series
Engine Limits	For all operations 2700 RPM
Fuel	80/87 Octane Minimum Aviation Gasoline
Propeller	Sensenich M74DM or 74DM6 Fixed Pitch Metal
	74.0" Maximum Diameter
	72.5" Minimum Diameter
	Static Limits: Maximum 2450
	Minimum 2350
	(Not over 2550, not under 2450 when operating as a Glider or Banner Tow.)
Power Instruments	Oil Temperature-Unsafe if indicator exceeds Red Line (245 degrees F) or is below the Red Line (40 degrees F Min.)
	Yellow Arc: Caution (40 degrees to 120 degrees F).
	Green Arc: Normal Operating Range (120 degrees F to 245 degrees F).
	Oil Pressure-Unsafe if indicator exceeds Red Line (100 lbs.) or is below the Red Line (25 lbs. minimum)
	Yellow Arc: Caution (85 lbs. to 100 lbs.) and (25 lbs. to 60 lbs.)
	Green Arc: Normal Operating Range (60 lbs. to 85 lbs.)
	Tachometer-Red Line: Rated Engine Speed
	Green Arc: 500 RPM to 2700 RPM
	Normal Operating Range

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT.....834

PAGE.....2
PA-18"150"

MODEL PA-18A"150"

Normal Category

Airspeed Limits

(True Ind. Airspeed)

Maneuvering

96 MPH 83 Knots

Max. Cruising Speed

121 MPH 106 Knots

Never Exceed

153 MPH 133 Knots

Flaps Extended

85 MPH 74 Knots

Flight Load Factors

Max. Positive

3.8

Max. Negative

(No inverted maneuvers approved)

Airplane Loading

Max. Wt. (Take-Off and Landing)

1750 Pounds

C.G. Range

Normal Category, Aft Wing Leading Edge

(+14.0) to (+20.0) at 1750 pounds

(+10.5) to (+20.0) at 1300 pounds or less

Utility Category

(+12.3) to (+19.0) at 1500 pounds

(+10.5) to (+19.0) at 1300 pounds or less

Straight line variation between points given.

Datum

Leading Edge of Wing

Max. Baggage Allowed 50 Pounds

NOTE: It is the responsibility of the airplane owner and the pilot to insure that the airplane is properly loaded (See Weight and Balance).

Placards:

The following placards must be displayed:

(a) On the instrument panel in full view of the pilot:

- (1) "Operate in Normal or Utility Category in compliance with Approved Flight Manual. Airplane marked for Normal Category. Acrobatics (including spins) prohibited in Normal Category."
- (2) "No Smoking"

(b) On the baggage compartment:

- (1) "Capacity - ~~50~~ lbs."

40

Maneuvers:

- a. Stalls (except whip stalls), lazy eights, chandelles, and steep turns, in which the angle of bank is not more than 60°, are classified as nonacrobatic maneuvers and are permitted for Normal Category operation.
- b. Spins, lazy eights, chandelles, and steep turns, where the angle of bank is more than 60 degrees, and all of the maneuvers listed in a. above, are approved for operation in the Utility Category. Recommended entry speeds are shown:

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834

3

PAGE PA-18"150"

MODEL PA-18A"150"

Maneuvers: (Cont'd.)

<u>Maneuver</u>	<u>Entry Speed T.I.A.S.</u>
Chandelles	100 MPH
Lazy Eights	100 MPH
Steep Turns	90 MPH
Spins	Stall
Stalls (except whip stalls)	Stall

c. Inverted flight and intentional spinning with flaps down are prohibited.

Airspeed Instrument Markings and Their Significance

- (a) Radial Red line marks the never exceed speed which is the maximum safe airspeed 153 MPH. (133 Knots).
- (b) Yellow Arc on indicator denotes range of speed in which operations should be conducted with caution and only in smooth air at 121 MPH to 153 MPH (106 Knots to 133 Knots)
- (c) Green Arc denotes normal operating speed range 47 MPH - 121 MPH (38 Knots to 106 Knots)
- (d) White Arc denotes normal operating speed range with flaps extended 43 MPH-85 MPH (35 Knots to 74 Knots)

Noise Level:

The corrected noise level of this aircraft is 65.9 dB(a) determined at the maximum operating power of 2700 RPM. This data applies only to the Lycoming 0-320 engine installation equipped with a Sensenich 74-DM-56 Propeller.

No determination has been made by the Federal Aviation Administration that the noise levels of this airplane are or should be acceptable or unacceptable for operation at, into or out of, any airport.

The above statement notwithstanding, the noise level stated above verified by and approved by the Federal Aviation Administration in noise level test flights conducted in accordance with FAR 36 Appendix "F" Amendment #10, "Noise Standards: Aircraft Type and Airworthiness Certification." The aircraft noise is in compliance with all FAR 36 noise standards applicable to this type.

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834
PAGE 3a
PA-18"150"
MODEL PA-18A"150"

II. PROCEDURES

- (a) Except as noted above, all operating procedures for this airplane are conventional.

Approved:

Paul E. Everly
Paul E. Everly
D.O.A. Coordinator
D.O.A. EA-1

Date: August 31, 1979

AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT

This Supplement must be attached to the original Piper PA-18-150 Flight Manual, Piper report no 834, whenever the airplane has been modified in accordance with Swiss Federal Office for Civil Aviation (FOCA) approved STC No. F 57-10-02.

The model designation of airplanes modified in accordance with the referenced STC is changed to Piper PA-18-180 M

Prepared : FOCA/FM/Gi/Hy

Approved : April 20, 1983

Signed : SWISS FEDERAL OFFICE
FOR CIVIL AVIATION

Section of Aeronautical Material
p.o.

 Husy

Page 0

April 20, 1983

LOG OF REVISIONS

Original issue
Revision 1

April 20, 1983

Aug. 11, 1983

LOG OF EFFECTIVE PAGES

<u>Page No.</u>	<u>Revision Status</u>	<u>Date</u>
0	Original	April 20, 1983
i	Revision 1	Aug. 11, 1983
1	Revision 1	Aug. 11, 1983
2	Original	April 20, 1983
3	Original	April 20, 1983
4	Original	April 20, 1983
5	Original	April 20, 1983

Page i

April 20, 1983

Revised Aug. 11, 1983

SECTION I DESCRIPTION

The following basic models can be used for modification into the PA-18-180 M model:

- a) Piper PA-18-150 in accordance with US FAA Type Certificate 1 A 2
- b) Piper PA-18-180 in accordance with Swiss FOCA approved STC 629-1A2-1

The principal aim of the modification is to reduce the noise level by installation of a four-bladed Hoffmann H04/27-HM 170 propeller, a Mecanair designed exhaust muffler and the installation of a fiberglass nose cowl similar to the PA-28 series airplanes in order to allow the use of a more efficient intake air filter.

SECTION II LIMITATIONS

The following limitations in this section must be observed in the operation of this airplane.

2.1 Engine

AVCO LYCOMING 0-360-A3A or 0-360-A4A, rated at 180 hp at 2700 RPM

2.2 Propeller

Hoffmann H04/27 - HM 170 with pitch settings between 125 and 128 cm
Static RPM at 500 meters above sea level not below 2250

2.3 Fuel

Aviation gasoline Low Lead 100 (blue) or 100/130 (green)
minimum grade

2.4 Instrument Markings

Oil Temperature

No change to basic model

Oil Pressure

No change to basic model

Tachometer

Normal Operating Range	(Green arc)	500 - 2700 RPM
Maximum	(Red radial)	2700 RPM

Cylinder Head Temperature

Maximum	(Red radial)	260 °C or 500 °F
---------	--------------	---------------------

Airspeed Indicator

No change to basic model

2.5 Airspeed Limits No change to basic model

2.6 Weights For glider towing operations only, maximum take-off weight is restricted to 720 kg.
For all other operations refer to the basic manual.

2.7 Placards

Adjacent to fuel filler necks:

AVIATION GASOLINE 100LL OR 100/130 ONLY

On instrument panel:

MAX. TAKE-OFF WEIGHT FOR GLIDER TOWING OPERATIONS
720 KG

2.8 Glider Towing

The following glider weights may be towed at 720 kg tow plane take-off weight:

<u>Field elevation</u> (m/msl ISA)	<u>Glider T/O weight *)</u> kg		<u>Min. Tow airspeed</u> (mph)
	<u>ISA</u>	<u>ISA + 15°C</u>	
500	690	570	70
1000	570	470	70
1700	470	370	70

* NOTE: The minimum L/D ratio required at this tow airspeed is 30.
The applied airworthiness requirements are based on the
Swiss FOCA Technical Note CT 10.010-10.

SECTION III
EMERGENCY PROCEDURES

No change to basic Airplane Flight Manual

SECTION IV

No change to basic Airplane Flight Manual

SECTION V
PERFORMANCE

All performances given in this section are for 794 kg MTOW, ICAO standard atmosphere and smooth grass runway using average standard pilot technique.

5.1 Take-off distances (0 Flaps)

<u>Altitude</u>	<u>Ground Roll</u>	<u>Take-off distance over 50 ft</u>
(m/msl)	(m)	(m)
Sea level	105	190
500	110	200
1000	120	215
1500	125	230

5.2 Landing distances (Full Flaps)

<u>Altitude</u>	<u>Landing distance over 50 ft</u>	<u>Ground Roll</u>
(m/msl)	(m)	(m)
Sea level	165	100
500	180	110
1000	195	120
1500	210	125

5.3 Climb performance (At 70 mph IAS)

<u>Altitude</u> (m/msl)	<u>Rate of Climb</u> (m/sec)
Sea level	4.5
500	4.2
1000	3.9
1500	3.6
2000	3.3
2500	3.0
3000	2.7

5.4 Cruise Performance

Average TAS at 2400 RPM is approximately 110 mph (180 km/h).
 Fuel consumption is approximately 35 litres/h.

SECTION V A
GLIDER TOWING PERFORMANCE

All performance in this section is based on the Swiss FOCA Technical Note 10.010-10 requirements and given for 720 kg MTOW, ICAO standard atmosphere and smooth grass runways, using average standard pilot technique.

5A.1 Take-off distance (as measured with a 600 kg TOW glider)

<u>Altitude</u> (m/msl)	<u>Ground Roll</u> (m)
Sea level	225
500	250
1000	280
1500	305

5A2. Initial Climb Rate (as measured with a 600 kg TOW TWIN ASTIR glider)

<u>Altitude</u> (m/msl)	<u>Climb Rate</u> (m/sec)
Sea level	2.7
500	2.3
1000	1.8
1500	1.3

SECTION VI
WEIGHT AND BALANCE

6.1 Equipment list

The following additional equipment is required for the PA-18-180 M model:

- Engine Lycoming O-360-A3A or -A4A
- Propeller Hoffmann H04/27-HM 170 125/126/127/128 / *Mod 170 - 128*
- Muffler Mécanair P/N 65.150.1000.60
- Manual Supplement to Piper Report No. 834 for PA-18-180 M,
Swiss FOCA approved April 20, 1983

SECTION VII
SYSTEMS DESCRIPTION

Refer to Piper PA-18-150 Owner's Manual

SECTION VIII
SERVICING AND MAINTENANCE

Refer to Piper PA-18-150 and Lycoming O-360 Maintenance Manuals

Muffler : Every 100 hours: remove the rear cone to inspect the condition of the furnishing material

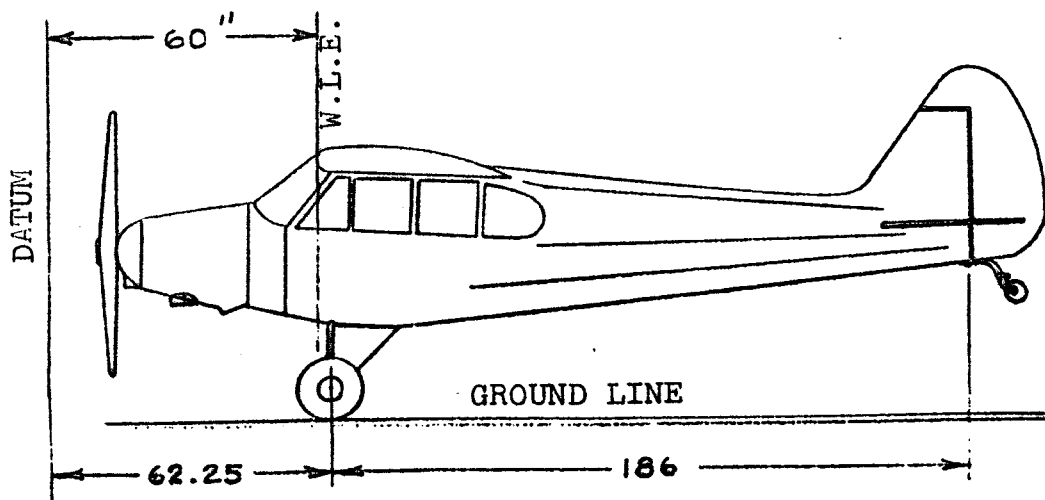
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834
PAGE 4
PA-18"150"
MODEL PA-18A"150"

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNSYLVANIA
ACTUAL WEIGHT AND BALANCE

MODEL PA-18"150", MODEL PA-18A"150"

SERIAL NO. 18-6433  CERTIFICATE NO. HB-0RT DATE 05. DEZ 1983



AIRPLANE WEIGHING DIAGRAM

Empty Weight as Weighed (Includes items checked on Pages 7, 8, & 9.)

	<u>Scale Reading</u>	<u>Tare</u>	<u>Net</u>
Left Wheel	_____	_____	_____
Right Wheel	_____	_____	_____
Tail Scale (N)	_____	_____	_____
Total (T)	_____	_____	_____

SUPERSEDED
See page B
Date 05. DEZ 1983

Revised: June 21, 1960.
November 15, 1960
August 23, 1963
August 28, 1963
580 820

PREPARED
CHECKED
APPROVED

August 12, 1974

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT.....834
PAGE.....5
MODEL PA-18"150"
PA-18A"150"

A. $\frac{136 \times (N)}{(T)}$ = _____ in.

B. 62.25 + A _____ = _____ In.

Item	Weight	Arm	Moment
Empty Weight			
Oil (8 Qts.)	15	24	360
Fuel (12.5 Gal.) Wing	75	84	6300
Pilot and Chute (Front Seat)	<u>190</u>	<u>71</u>	<u>13490</u>

MOST FORWARD C.G. IS _____ IN. AFT OF WING L.E.

Item	Weight	Arm	Moment
Empty Weight			
Oil (8 Qts.)	15	24	360
Fuel () Wing		84	
Pilot and Chute (Front Seat)	190	71	13490
Passenger and Chute (rear Seat)	190	97	18430

MOST REARWARD C.G. IS _____ IN. AFT OF WING L.E.

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT.....834
PAGE.....6
PA-18"150
MODEL PA-18A"150

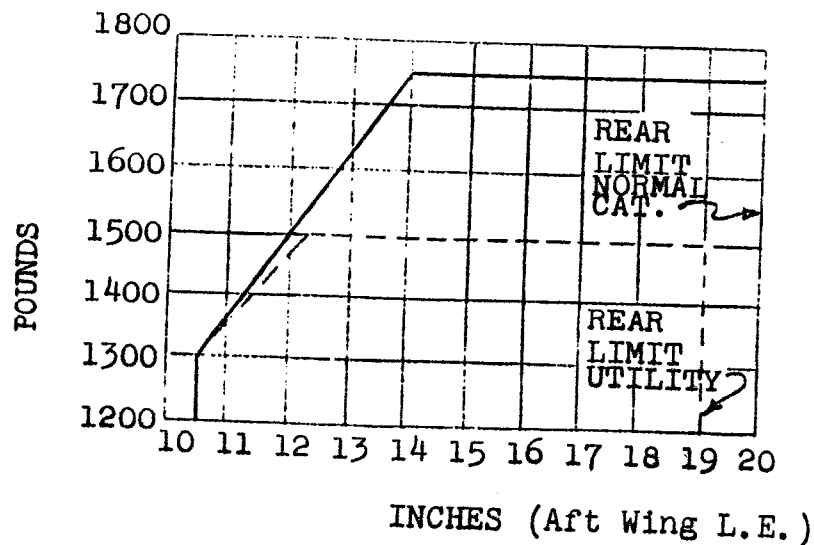
MOST REARWARD C. G. NORMAL CATEGORY

Item	Weight	Arm	Moment
Empty Weight			
Oil (8 Qts.)	15	24	360
Fuel (36 Gal.) Wing	216	84	18144
Pilot (Rear Seat)	170	97	16490
Baggage	50	117	5850

TOTAL

MOST REARWARD C. G. IS _____ IN. AFT WING L.E.

APPROVED C. G. RANGE VS. WEIGHT



Normal Category_____

Utility Category-----

PREPARED

CHECKED

APPROVED

580 820 Revised Aug. 12, 1974

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834
PAGE 7
MODEL PA-18"150"
PA-18A"150"

ACTUAL WEIGHT AND BALANCE

MODEL PA-18"150", AND MODEL PA-18A"150"

EQUIPMENT LIST

	Item	Weight	Arm About W. L.E.
	<u>Propellers and Propeller Accessories</u>		
	Propeller - Sensenich M74DM or 74DM6 Fixed Pitch Metal	30 lbs.	(-57)
	a. Spinner Dome PAC Dwg. 14422 and Bulkhead Adaptors PAC Dwg. 14426 and 14424	2 lbs..	(-59)
	<u>Engine and Engine Accessories</u>		
	Vacuum Pump - Pesco Model 3P-194-F, Type B-11	4 lbs.	(-30)
	Starter, Delco Remy 12V.	17 lbs.	(-48)
X	Starter Prestolite Model MZ-4204	17 lbs.	(-48)
X	Oil Cooler - Harrison No. AP13SJ03-01 or AP12CU03-01 PAC Dwg. 13724 or 14368	6 lbs.	(-53)
	Vacuum Pump - Airborne Mechanisms 113A5 or 200CC	4 lbs.	(-30)
	<u>Landing Gear</u>		
	Two Main Wheel-Brake Assemblies 8.00 - 4, Type III	10 lbs.	(+2)
	a. Goodrich Model No. 841A Wheel Assembly No. D-3-13A-1 Brake Assembly No. D-2-113		
	Two Main 4-Ply Rating Tires, 8.00 - 4 Type III with regular tubes	21 lbs.	(+2)
X	Two Main Wheel-Brake Assemblies 6.00 x 6 Type III Cleveland Model 20-119	17.4 lbs.	(+2)
	Two Main 6.00 x 6 4 ply Type III Tires with regular tubes	17 lbs.	(+2)
X	Two Main 7.00 x 6 6 ply Type III Tires with regular tubes	21 lbs.	(+2)
X	Two Main 8.00 x 6 4 ply Type III Tires with regular tubes	26 lbs.	(+2)
	Tail Wheels		
	a. Scott Model 3-24B 6.00	6 lbs.	(+200)
X	b. Scott Model 3200 8.00	+3 lbs.	(+200)
	c. Maule Model SFS-1-4 6.00	6 lbs.	(+200)

58C 820

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT..... 834
 PAGE..... 8
 MODEL..... PA-18"150"
 PA-18A"150"

	Item	Weight	Arm About W. L. E.
<u>Landing Gear (Continued)</u>			
Skis		Use Actual Wt.	Change
a.	Federal A-2000A Skis, Per Federal Dwg. 11R262		
	EDO Model 89-2000 Floats with Water Rudder Installed in Accord- ance with EDO Dwg. No. 14390 and PAC Dwg. 14512	Use Actual Wt.	Change
	Scott Parking Brake Installation (Scott Aviation Corp., Lancaster, New York, Kit No. 2715 BK In- stallation in Accordance with their Bulletin I-169	Neglect Wt. 6 lbs.	Change (+2)
	Wheel Streamlines		
Tandem Gear Model GW-100 In- stalled in Accordance with A.W. Whitaker, 5001 N.E. Union Ave., Portland, Oregon, Dwg. T-10 and Installation In- structions Dated June 8, 1949.		+46 lbs.	(+2)
<u>Electrical Equipment</u>			
Two Landing Lights, GE Model 4500 in W. L. E. PAC Dwg. 14442		4 lbs.	(+5)
a. Battery Reading R33 or R35 12 V. (PAC Dwg. 14241)		28 lbs.	(+84)
b. Battery Reading R33-12V (PAC Dwg. 14229)		28 lbs.	(+59)
Generator, Delco Remy. 12V., 20 Amp with Mounting Bracket		10.6 lbs.	(-49)
Generator, Delco Remy. 12V., 50 Amp with Mounting Bracket		16.6 lbs.	(-49)
Navigation Lights - Grimes		3 lbs.	(+65)
Alternator, Alco (PAC Dwg. 15500-2)		11 lbs.	(-49)
<u>Interior Equipment</u>			
<u>Flight Manual and Supplements</u>			
q.	DMCR Approved Airplane Flight Manual Dated October 1, 1954, for Airplanes Equipped with Lycoming O-320 Engines.		
r.	DMCR Approved Airplane Flight Manual Dated October 1, 1954, for Seaplanes Equipped with Lycoming O-320 Engines and EDO Model 89-2000 Floats.		
<u>Miscellaneous</u>			
Shoulder Harness Installation on Front and Rear Seats Per Piper Dwg. No. 12615		Use Actual Wt.	Change

580 820

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834

PAGE 9
PA-18"150"

MODEL PA-18A"150"

	<u>Item</u>	<u>Weight</u>	<u>Arm About W. L.E.</u>
	<u>Miscellaneous Equipment</u>		
X	Primary Group	5.0 lbs.	(-9)
	NARCO Super Homer	8.1 lbs.	(-13)
	NARCO Omnigator and Power Supply	15.6 lbs.	(-5)
	NARCO Simplexer and Power Supply	11.4 lbs.	(-5)
	NARCO LFR-3L and Power Supply	6.2 lbs.	(-5)
	Lear LTRA-6	11.6 lbs.	(-13)
	Omni Antenna	1.9 lbs.	(+173)
X	Whip Antenna	.2 lbs.	(+15)
	Marker Beacon Antenna	.5 lbs.	(+40)
	Low Frequency Receiver Antenna	1.25 lbs.	(0)
	LTRA-6 Dynamotor	7.25 lbs.	(+7)
	Fire Extinguisher (With Bracket) Type A-20	8.0 lbs.	(+21)
	Fire Extinguisher (With Bracket) #2 1/2 DCK	5.0 lbs.	(+21)
	Venturi 4"	2.0 lbs.	(-12)
	Venturi 2"	.5 lbs.	(-12)
	Turn and Bank	2.0 lbs.	(-8)
	Directional Gyro	4.0 lbs.	(-8)
	Piper PTR-1 Installation	6.3 lbs.	(-12)
	Piper PTR-1 and O-1 Omni Installation	8.8 lbs.	(-12)
	Full Gyro Panel Inst.	10.1 lbs.	(-9)
	Narco Mark III Installation	8.0 lbs.	(-12)
	Narco Mark VIII Installation	8.0 lbs.	(-12)
	Emergency Locator Installation per PAC Dwg. #15319	2.0 lbs.	(+100)
	Genave Alpha 200A or 300 Nav/Comm Installation per PAC Dwg. #15308	8.8 lbs.	(+26.8)
	Tow Hook Installation per PAC Dwg. #60721	4.2 lbs.	(+128.5)
	KS-2-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09060	13.0 lbs.	(-0.3)

580 820

PIPER PA-18-180 M

File after page 9
Piper report 834

EQUIPMENT LIST (ADDITION)

Equipment required for certification under STC F 57-10-02

- X Lycoming O-360-A3A or -A4A engine
- X Hoffmann H04/27 HM - 170 125/126/127/128 propeller
- X Mécanaïr P/N 65.150.1000.60 muffler
- X Swiss FOCA approved AFM supplement for PA-18-180 M

Additional equipment installed (not included in basic certification)

- X DITTEL FSG-607 VHF COM
- X TOW HOOK ~~FARNER~~ Test
- X Tow hook (winder) "Fecoriteri" (8.8 lbs at 114.2 inch + 2.2 lbs at 260.8 inch)
- X Altimeter en mètres (2ème)
- _____
- _____
- _____

Piper PA18-150/180 M, *SN : 12-6433* *HB-ORT*

Equipement list.

Page 10

X	Engine	Lycoming	O-360-A4M
X	Propeller	Hoffmann	H04/27 HM-170 120
X	Spacer	Hoffmann	64 mm
X	Prop. Spinner	Hoffmann	VP 30-64
X	Silencer	Mécanair	65.150.1000.60
X	Tow hook	Tost	01400-E85
X	Treuil	Feuerstein	Typ 3
X	Rear view mirror		
X	Air Speed Indicator	Winter	Km/h
X	Altimeter	Winter	Km-mb
X	Altimeter		feet/mb/inch Hg
X	Vertical Speed Ind.	Thommen	m/sec.
X	Slip indicator	Winter	
X	Outside Air Temp. gauge		
X	RPM Indicator		
X	Oil Pressure gauge		
X	Oil Temp. indicator		
X	CHT Indicator		
X	VHF-COM	<i>Ditel FS6 60 M</i>	

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834

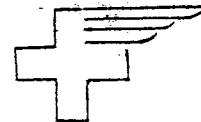
PAGE 10 PA-18"150"

MODEL PA-18A"150"

<u>Item</u>	<u>Weight</u>	<u>Arm About W. L.E.</u>
<u>Miscellaneous Equipment (Continued)</u>		
NC-1-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09062	10.0 lbs.	(+5.7)
KS-1-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09066	7.3 lbs.	(+10.1)

PREPARED	PIPER AIRCRAFT CORP.	Airplane Flight Manual Model PA-18 "150" PA-18A "150"
CHECKED		
APPROVED		Report 834
		PAGE 11

<u>Item</u>	<u>Weight</u>	<u>Arm About W. L.E.</u>
<u>Miscellaneous Equipment (Continued)</u>		
Narco NTC-1-18 Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 06170-2	14.7 lbs.	(+14.5)
King KTS-1-18 Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 06180-2	14.5 lbs.	(+14.0)
Narco Escort IIA Radio per PAC Dwg. 06192	7.0 lbs.	(+35.3)
King KY-97A Communications Transceiver per PAC Dwg. 06193-2	5.3 lbs.	(-1.02)
King KT-76A Transponder per PAC Dwg. 06194-2	4.3 lbs.	(-3.14)
Narco AT-150 Transponder per PAC Dwg. 06195-2	3.8 lbs.	(+1.3)
Narco AR-850 Altitude Reporter per PAC Dwg. 06179-2	0.9 lbs.	(-23.0)
Sigtronics Intercom Syst. per CA Dwg. 18-3-071	0.28 lbs.	(-8.5)
Northstar Loran M1 per CA Dwg. 18-2-095	5.18 lbs.	(-8.5)



AFM- SUPPLEMENT

AUTO-FUEL STC

3023

PIPER PA18-180M

ACFT: PIPER PA18-180 M

REG: HB - ORT

S/N: 18 - 6433

This STC has been published by

SWISS MAINTENANCE

WENGER & KAUFMANN

Seidenweg 9

CH-4512 BELLACH

tel/ fax ++41 65 38 27 77

Wir sind umgezogen:
WENGER & KAUFMANN
Aeschiweg 44
CH - 3700 SPIEZ
tel./fax ++41 33 540008

Approved by the

FEDERAL OFFICE FOR CIVIL AVIATION FOCA

Dept. FL

CH-3003 BERN

SWITZERLAND



12. OKT. 1994 R. Senn

b.o. *[Signature]*

Copyright by Wenger & Kaufmann CH-4512 Bellach / All Rights reserved

1. Edition (1994)

Page a
Rev. -

AFM-SUPPLEMENT / AUTO-FUEL STC
PIPER PA18-180M

010894
WE

INSTALLATION INSTRUCTIONS

AIRFRAME STC

for

PIPER PA-18-180M

These Installation Instructions are Proprietary Informations by Wenger & Kaufmann CH-4512 Bellach, and may not be reproduced.

Applicable for Aircraft :

REG. HB-EP

S / N 48-5453

A. Installation

Install enclosed fuel placard V674903-91
near every fuel filler opening

Step 1 CLEAN

: Wipe mounting surface with clean cloth using 1.1.1 Trychloroethane or comparable industrial solvent
(A permanent bond cannot be achieved if grease, oil, wax, moisture or dirt is present)

Step 2 HANDLE WITH CARE

: Handle the Placard by the edges when removing the backing paper
DO NOT TOUCH THE EXPOSED ADHESIVE AFTER THE BACKING IS REMOVED !
(Apply the placard immediately after removing the backing paper)

Step 3 MOUNT

: Apply the placard firmly to the clean surface making sure to squeeze out all excess air. Be sure the edges of the placard have a secure bond. Do not make pry test until adhesive has cured for a minimum of 7 days.

B. Entry in logbook

When placards and engine clamp are installed
make entry in aircraft cruise log, airframe log
and engine log.

For swiss registered aircrafts, a work report
has to be made acc. TM-R F02.020-60

The installation of this STC is dependent upon the installation of the auto fuel STC SE2563CE on the engine used on this airplane. The airframe cannot have an STC without installing the engine STC.

Double check the engine model numbers to make certain that the engine STC is being applied to an approved model listed on the engine STC.

This paperwork is invalid without the corporate seal of Wenger & Kaufmann.

SECTION 0 / Log of Revisions

Revision	Revised pages	changements	BAZL Sign.
----------	---------------	-------------	------------

SECTION 1 / General

This Supplement must be attached to the FOCA approved Airplane Flight Manual applicable to that particular airplane whenever the airplane has been modified in accordance with this STC. This Supplement is part of the technical documentation of said aircraft and has to be kept on board together with the AFM.

The information contained herein supplements or supersedes the basic manual of the PA18-150(A) respectively the PA18-180M Supplement only in those areas listed herein.

For limitations, procedures and performance information not contained in this supplement, consult the basic Airplane Flight Manual of the PA18-150(A) or the PA18-180M Supplement respectively.

The responsibility, that the aircraft remains in airworthy condition depends on the aircraft holder, the responsibility that the aircraft is ready for flight depends on the pilot.

This AFM-Supplement is part of a two-piece STC :

- STC for the engine **LYCOMING O-360-A3A, -A4A, -A3M, -A4M**
issued by the US Federal Aviation Administration FAA
- STC for the airframe **PIPER PA18-180M**
issued by the Swiss Federal Office for Civil Aviation FOCA

The aircraft may only be operated on auto-fuel, when for the particular engine and airframe a valid and numbered STC has been issued

SECTION 2 / Limitations

2.1 Engine

- No change

2.2 Propeller

- no change

2.3 Fuel

- Aviation Gasoline Low Lead 100 blue (Avgas 100LL) or
- Aviation Gasoline 100/130 green (Avgas 100/130) or
- Leaded quality Automotive Fuel with min. 96 Octane (Antiknock Index 91)
- Unleaded quality Automotive Fuel with min. 96 Octane (Antiknock Index 91)
- Mixture with Automotive Fuel and Avgas with min. 96 Octane (Antiknock Index 91)

2.4 Instrument Markings

- No change

2.5 Airspeed Limits

- No change

2.6 Weight & Balance

- No change

2.7 Placards

- To be located at each fuel filler :

**FUEL: UNLEADED OR LEADED
AUTOMOTIVE GASOLINE, 91 OCTANE
MINIMUM ANTIKNOCK INDEX,
(RON+MON) / 2 PER ASTM D-439.
INTERMIXING WITH AVIATION
GASOLINE ALSO APPROVED.
DO NOT USE FUEL THAT CONTAINS
ALCOHOL. USE ONLY PETROLEUM
BASED GASOLINE**

2.8 Glider Towing

- No change

SECTION 3 / Emergency Procedures

- No change

Note : Increased tendency for partial carburetor icing may occur due to higher volatility of auto-fuel.
Total carburetor ice accumulation with auto-fuel is no worse than with avgas. The procedures contained into the original-AFM or Supplement remain in force.

SECTION 4 / Normal Procedures

- No change

SECTION 5 / Performance

- No change

SECTION 6 / Weight & Balance

- No change

SECTION 7 / Systems Descriptions

- No change

SECTION 8 / Service and Maintenance

- No change

FLUGSERVICE FEUERSTEIN
Verkehrslandeplatz EDQE FRQ 130.775
8553 Ebermannstadt Telefon 09194/1666
Aeronautical Engineering Shop LBA No. 1 C 4

I N S T R U C T I O N M A N U A L

Flight and Operating Instructions
for Retracting and Cutting Mechanism
of Aeroplane Towing Cable

Annex to Aircraft Flight Manual

HB-ORT

This annex consists of 8 pages



(Stempel)

i.A. Jung

19. Sept. 1983



revidiert

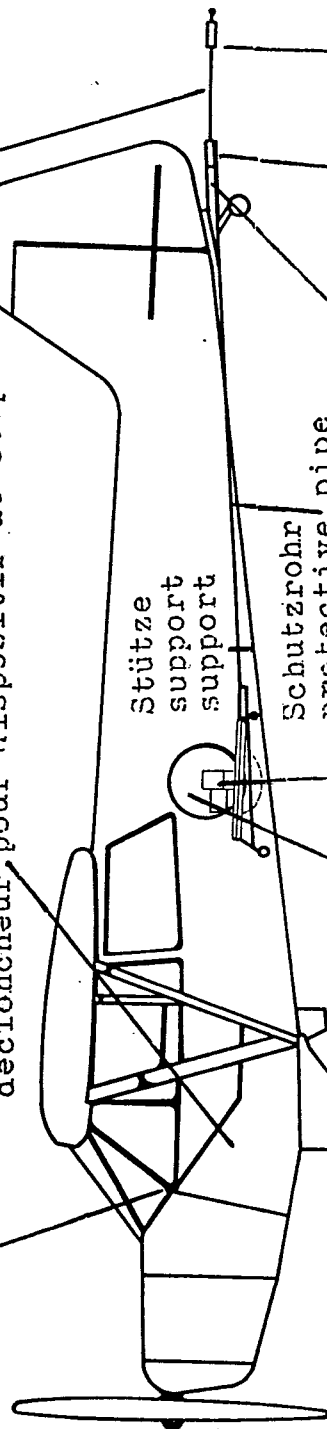
24.7.1985

i.A. Jung

Motorschalter, Kontroll.-Lampe
motor switch, signal lamp
interrupteur, lampe de contrôle

Auslösung für Kappvorrichtung
release for cutting mechanism
décloncheur, pour dispositif de coupe

Schleppseil
tow cable
câble de remorqueur



Stütze
support
support

Schutzrohr
protective pipe
tube protecteur

Zugvorrichtung
drawgear
dispositif d'enroulement

Seiltrommel
cable drum
tambour à câble

Winziehwinde mit Rutschkupplung
retraction winch with a friction clutch
tambour d'enroulement avec embrayage de friction

Kappvorrichtung
Cutting mechanism
dispositif de coupe

Sollbruchstelle mit Ringpaar
rated breaking point/pair of rings
membre de rupture et paire d'anneaux

The tow cable retract and cutting mechanism

System Feuerstein

firmly mounted in the towing plane, will allow for retracting the tow cable during the flight after the sailplane had been released.

Without additional cable-drop curve the towing plane can land immediately. In this way, tow-flight operations are safer and more economical. The flight time as well as aircraft noise will be reduced.

The cutting mechanism allows to detach the tow cable also with hazardous flight attitudes.

In an emergency pull the operation lever for the cutting mechanism with a jerk to the stop.

System Description:

The tow cable retract mechanism is composed of two assembly groups:

1. An additional drawgear with incorporated cutting mechanism will be screwed on to the so far existing traction device that is accepting the cable line via a coupling unit. In front of the cutting mechanism, the cable (load input) will be stopped at a traction block by a cable sleeve that is fixed on the cable.
2. The retracting winch will be installed close by the centre of gravity (trailing edge of wing) in the fuselage. The cable drum is operating on a friction clutch and it is driven by an electric motor via the airborne power supply.

The effective cable length is max. 50 meters.

The tow cable is running in a protective tube from the fuselage tail to the cable drum.

The installation of the tow cable through the cutting device and the protective tube up to the cable drum at the front will occur by means of an auxiliary pull-wire that forms part of the delivery.

The cable sleeve shall be fixed on the front end of the tow cable close by the cable drum at about 5 m distance with a knot on to the cable and the cable end is to be loosely wound by hand onto the drum and fixed on the drum with adhesive tape.

Do not make knots! Here see installation guide.

It is recommended to use a new cable after about 1000 towing procedures or according to the condition of the cable.

Only twisted polyamide cables at 7 mm diameter may be used (DIN 83 330).

Tow cables must not be spliced. A spliced point would prevent the retraction of the cable.

The breaking strength of the tow cable must range below the trailer load for the towing plane! See the instruction manual of the tow plane manufacturer.

Attention must be paid to the specified breaking point for the cable end. Twin-connection of two breaking point is allowed (short and oblong hole).

A silicone hose had been applied for the protection of the breaking point and for stabilizing the tow cable as retracting occurs. This hose is to be marked by a red adhesive tape.

Cable retraction will be initiated by a push button. A red signal light on the push button will indicate the operation of the retracting winch.

The procedure of cable retraction can be controlled by a mirror that is mounted on the left wing.

The already existing release lever inclusive of the cable line for mechanical coupling as of Aerazur or Tost will now be used for the operation of the cutting device.

This lever must be pulled with a jerk up to the stop in an emergency!

Towing Instructions:

The power for the tow cable retract mechanism will be fed via the airborne power circuit by operating a circuit breaker.

In this manner, the retracting mechanism will be out of service during normal flight operations of the towing plane.

The towing airplane will now be taxied at any distance in front of the sailplane. One member of the launching crew will pull the tow cable by hand to the sailplane, there he will fasten it properly. After the take-off clearance, the pilot of the towing plane will tighten the tow cable until the cable sleeve stops perceptibly at the traction block.

Attention! Start the towing procedure only, after the cable sleeve had been stopped by the traction block.

The aero-tow flight is to be carried through in accordance with the flight instructions of the tow plane manufacturer.

After the sailplane had been released, the push button will be operated for retracting the tow cable. The red signal light on the push button will indicate the operation.

The retraction of the cable can be observed in the mirror on the left wing.

The push button will automatically switch off when the end part with breaking point has run up.

A short glance into the mirror will show, whether the red-marked end part has been fully wound up, i.e. the cable is completely retracted.

The descent of the towing plane shall occur according to the recommendations of the manufacturer of the towing plane or the motor, whereby attention must be paid to flight level and position for a most noise-abating descent.

Now, landing can occur directly. If it was not possible to retract the cable completely or not at all, landing would be allowed with hanging cable when the runway is of sufficient length. Only in an emergency or in case of obstacles the tow cable should be cut for safety reasons.

Malfunctions:

It may happen that the tow cable curls. In this case it will only be possible to retract the tow cable up to this point. The push button will automatically switch off.

Land as described and remove curls.

The curls can be prevented when the sailplane will be released as the tow cable is not too much tightened or when the sailplane will be zoomed shortly before the release.

For a better introduction in this towing method, the engine power should be reduced first and then the sign for releasing should be given.

Instructions for Maintenance:

A proper operation of this mechanism can only be warranted if attentive servicing is performed.

1. Daily Checks prior to the Towing Procedure:

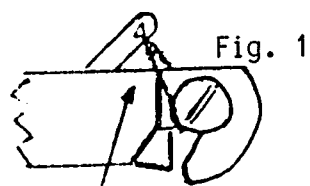
- Check proper fastening of the system and secure connections.
- Check free running ability of the cable drum.
- Check proper seat and fastening of cable sleeve.
- Check proper functioning of cutting device. Just press the knife slightly with the finger to see, whether it is functioning.
- Unreel the full length of the tow cable when in starting position and check on defects, in particular for the end part area.
- Check breaking point and pair of rings.
- The tow cable may freeze on with winter operation.
- Check proper adjustment of the mirror.

2. The following Maintenance Work is to be performed with the 50-hours-Check-up for the Airframe of the Towing Airplane:

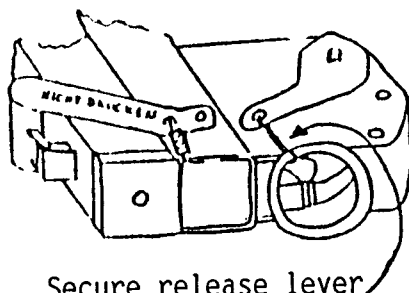
- Perform cutting test with fully retracted cable.
- Remove knife of the cutting device and check for cutting quality and possible defects.
- Clean interior of cutting device.
- Clean protective tube and pay attention to chafe marks.
- When the knife will be re-installed, the castellated nut should be screwed down, but not too tight, and secured by a locking pin.
- Check the tension spring at the cutting lever.
- Check cable drum for firm seat and defects, replace if necessary.
- Check electric connections.

When resetting to mechanical couplings as of Aerazur or Tost for twin- or banner towing operations, see the remarks on Page 8

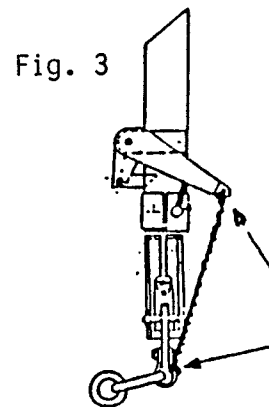
Spare Parts are to be purchased from the manufacturer.



Secure tow coupling here!



Secure release lever for ring coupling here!



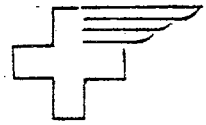
Secure the tow cable for the cable-retracting device here!

If the tow coupling unit is used for operations like banner towing or twin-towing, etc., a competent person should proceed as follows:

- Loosen locking wire from tow coupling, see Fig. 1 or 2.
- Remove release cable from cutting unit and hang on to tow coupling.
- Perform opening test on the tow coupling from the pilot's seat!
- Secure tow cable for the retracting device against unintentional withdrawal, see Fig. 3
- Return the release cable on to the cutting unit after the towing operation.
- Secure the lever on the tow coupling with wire again, see Fig. 1 or 2.
- Inform the towing pilot in any case about each alteration!

Important

Each towing procedure is to be performed with one towing device only!



AUTO-FUEL STC

3011

ACFT PIPER PA18 - 180 m

REG HB - 0RT

S/N 18 - 6433

SWISS MAINTENANCE

WENGER & KAUFMANN

Aeschiweg 44

CH-3700 SPIEZ

tel / fax ++41 33 54 00 08



SUPPLEMENTAL TYPE CERTIFICATE FOR THE USE OF AUTOMOTIVE GASOLINE

ZUSAETZLICHES BAUMUSTERZEUGNIS FUER DIE VER- WENDUNG VON AUTOBENZIN

Deutsche Uebersetzung für die Schweiz

Sehr geehrter Kunde

Sie halten Ihr Auto-Benzin STC in den Händen. Für Ihre Bestellung danken wir Ihnen. Bitte lesen Sie alle Dokumente sorgfältig durch, damit Sie über dieses STC korrekt informiert sind. Prüfen Sie bitte ebenfalls, ob die in der Dokumentation angegebenen Seriennummern, Immatrikulationen und Laufnummern (rot) stimmen. Ueberprüfen Sie bitte ebenfalls, ob eine allfällige Zusatzbezeichnung des Zellen-STC, welches auf die Verwendung eines bestimmten Motors hinweist, mit der Bezeichnung Ihres Motors übereinstimmt. Sollte die Bezeichnung Ihres Motors zwar mit jener auf dem Motor-STC übereinstimmen, nicht aber mit jener, die auf dem Zellen-STC aufgeführt ist, wenden Sie sich bitte an uns. Es kann Flugzeuge geben, die entweder eine andere, oder überhaupt keine Motorbezeichnung benötigen.

Sollten Sie nur ein Motor-STC gekauft haben, dies aber in einem zertifizierten Flugzeug verwenden wollen, so brauchen Sie dazu die Genehmigung der nationalen Luftfahrtbehörde. Diese Genehmigung kann mittels eines Zellen-STC oder einer "Grossen Aenderung" beantragt werden. So oder so muss aber für Zelle und Motor eine Genehmigung zur Verwendung von Auto-Benzin vorhanden sein.

Die Installation dieses STC, sowie der Eintrag in den technischen Akten mit Arbeitsbericht, muss von einem lizenzierten Mechaniker oder einem lizenzierten Unterhaltsbetrieb durchgeführt werden. Diese gesamte Dokumentation ist Teil der technischen Unterlagen Ihres Flugzeugs. Sollte diesem STC ein spezielles AFM-Supplement beiliegen, heften Sie es bitte Ihrem Flughandbuch bei.

Nicht alle Flugzeuge benötigen ein spezielles AFM-Supplement. Bei einigen Flugzeugen ist dies nur bei bestimmten Seriennummern notwendig, daher haben wir die Seriennummer Ihres Flugzeugs benötigt. Sollte Ihrer Dokumentation also kein AFM-Supplement beiliegen, so ist dies aufgrund der Seriennummer nicht nötig. Bei anderen STC's zeigt uns diese Nummer, welche Teile für das entsprechende Flugzeug nötig sind.

Sollten Sie den Motor Ihres Flugzeugs durch einen mit gleicher PS-Zahl ersetzen, so schicken Sie uns einfach das Original Motor-STC des alten Motors zusammen mit der Seriennummer des neuen Motors zu. Wir werden dann unsere Datei revidieren und Ihnen ein neues Motor-STC zusenden, welches den Motorwechsel bestätigt. Die Kosten dafür betragen sFr. 70.-.

Der Wechsel eines 87-oktan Motors auf einen mit 91-oktan, wie beispielsweise beim 160PS O-320 oder O-360 Motor bedingt ein komplett neues STC zu sFr. 2.-/PS. Die rote Nummer Ihres STC dient uns als Identifikationsnummer. Bitte geben Sie diese bei einem Briefwechsel mit uns zusammen mit der "HB-" -Nummer immer an.

Im STC, sowie auf den neuen Tankbeschriftungen ist eine bestimmte Mindestoktanzahl angegeben. Verwenden Sie kein Benzin mit tieferer Oktanzahl als auf dem Motor-STC angegeben. Bitte beachten Sie das beiliegende länderspezifische Merkblatt.

Die Tankbeschriftungskleber müssen mit den Angaben im Motor-STC übereinstimmen und sollten nahe bei den Tankeinfüllstutzen aufgeklebt sein. Tankbeschriftungen, welche nicht Originalkleber der Firma Petersen sind, dürfen in Zusammenhang mit diesem STC nicht verwendet werden.

Verwenden Sie kein alkoholhaltiges Benzin, resp. Benzin auf Alkoholbasis. Alkohol ist korrosiv und kann das Benzinssystem beschädigen. Testen Sie das Benzin, welches Sie verwenden wollen, vorgängig auf seinen Alkoholgehalt (Vorgehen mittels Beschreibung auf beigelegtem Merkblatt). Wir empfehlen nur Benzin, welches von einer der grossen internationalen Raffinerien hergestellt wird.

Vermeiden Sie Benzin von freien Händlern, da deren Qualitätsstandards nicht sichergestellt sind. Benzin, welches MTBE enthält, ist bei der Verwendung dieses STC zugelassen.

Besondere Aufmerksamkeit benötigen die folgenden Punkte :

Engine Overhaul

Die Bleikonzentration der verschiedenen Benzine :

- AVGAS 80/87	0.5 g	pro USGallone
- AVGAS 100LL	2.0 g	pro USGallone
- Autobenzin verbleit	0.1 g	pro USGallone
- Autobenzin unverbleit	0.001 g	pro USGallone

Aufgrund des amerikanischen Clean Air Act ist es heute praktisch unmöglich, mit Ausnahme des Avgas 100LL in den USA noch verbleites Benzin zu erhalten.

Wenn Sie Ihren Motor überholen, verwenden Sie danach für die ersten 25h Avgas 100LL, damit während der Einlaufphase das für die Schmierung notwendige Blei zugeführt werden kann.

Sternmotoren sollten konstant mit Blei versorgt werden. Ein Gemisch aus 25% Avgas 100LL und 75% unverbleitem Benzin entspricht der Bleiversorgung von 80/87- oktan Benzin.

Flachbau-Motoren (Boxer, Reihenmotor, V-Typ usw.) sollten mit Blei versorgt werden entweder wie oben für Radialmotoren beschrieben, oder mit einer Tankfüllung Avgas 100LL alle 75h. Entsprechend der Spezifikation bei der Herstellung von Ventilen und Ventilsitzen bei Flachbau-Motoren benötigen einige dieser Motoren keine Bleiversorgung mehr. Da es für den Flugzeugbesitzer unmöglich ist, die Spezifikation der Ventile und Ventilsitze seines Motors zu kennen, löst eine Tankfüllung Avgas 100LL alle 75h dieses Problem und stellt die Bleiversorgung des Motors unbeschadet der Spezifikation sicher.

Composite Vergaserschwimmer

Composite-Materialien werden von Avgas und Autobenzin in gleicher Weise absorbiert, resp. können zersetzt werden. Gemäss verschiedenen Service Bulletins, welche von den Vergaserherstellern herausgegeben wurden, sollten alle Vergaserschwimmer aus Composite bei der nächsten Vergaserrevision oder bei Auftreten der folgenden Symptome entfernt und ausgewechselt werden:

- Ueberfluteter Vergaser
- Rauher Motorlauf bei tiefen Leistungssetzungen
- Unstetiges Nachlaufen beim Abstellen des Motors

Eines oder mehrere dieser Symptome weisen auf einen defekten Schwimmer hin. Diese Warnungen können in feiner Form auftreten. Petersen Aviation und Wenger&Kaufmann empfehlen daher als Präventivmassnahme, den Schwimmer sofort zu ersetzen, als auf erste Symptome zu warten.

Weitere Symptome können sein: Aus der Motorverschalung herauslaufendes Benzin nach Abstellen des Motors und/oder starker Drehzahlanstieg beim Ziehen des Mixers.

Wie weiss man, ob ein Metallschwimmer montiert ist? Gemäss den Service-Bulletins sollte im Vergaser ein Metallschwimmer montiert sein, wenn entweder:

- auf dem Typenschild des Marvel-Schebler-Vergasers ein "MF" eingestanz ist oder wenn
- ein "Facet Aerospace", resp. ein "Precision Airmotive"-Typenschild montiert ist.

Dampfblasenbildung

Unter den entsprechenden Bedingungen kann Dampfblasenbildung bei Avgas als auch Autobenzin auftreten. Durch die höhere Flüchtigkeit hat Autobenzin ein grösseres Potential für Dampfblasenbildung. Die Benzinzuführung von Hochdeckern auf Gravitätsbasis neigt weniger zu Dampfblasenbildung als jene von Tiefdeckern mit Pumpen-Zuführung. Dampfblasenbildung ist ein Produkt des Benzin-Zuführungssystems. Schütteln von heissem Benzin oder kochendes Benzin kann durch Dampfblasen das Benzinsystem blockieren und somit die Versorgung des Motors mit flüssigem Benzin unterbinden.

Die Situation, in welcher Dampfblasenbildung am wahrscheinlichsten ist, tritt dann in Erscheinung, wenn bei warmem Wetter Winterqualitäts-Benzin verwendet wird. Frühling ist die Zeit des Jahres, in welcher die Kombination dieser Umstände am ehesten auftreten kann. Vorsicht ist geboten, wenn an warmen Tagen mit Winterqualitäts-Benzin geflogen wird. Kontrollieren Sie anlässlich des Run-Up Checks mittels Vollgas geben, ob der Motor seine volle Leistung entwickelt. Während des Vollgasgebens wird heisses Benzin, welches sich innerhalb des Motorabteils befinden kann, durch frisches direkt aus dem Tank ersetzt. Starten Sie nicht, wenn der Motor seine volle Leistung nicht entwickelt.

Avgas besitzt während des ganzen Jahres einen Reid-Dampfdruck von ca. 7 psi. Autobenzin kann während des Winters einen Wert von bis zu 14 psi und im Sommer einen solchen unter 7 psi aufweisen (je nach geographischer Lage). Es ist nicht falsch, wenn Winterqualitäts-Benzin im Winter verwendet wird. Die Verwendung von gelagertem Benzin, welches zwischen Oktober und März gekauft wurde und dann im Frühling bei Temperaturen von über 25°C OAT eingesetzt wird, ist nicht empfehlenswert. Dies ist ein weiterer Grund, weshalb Sie Ihr Benzin dort kaufen sollten, wo eine hohe Umwälzrate des Benzins gewährleistet ist, damit Sie frisches Benzin erhalten.

Die beste Methode, um Dampfblasenbildung zu vermeiden, ist der Kauf und die Verwendung des Hodges Flüchtigkeits-Testers. Dieses Instrument erlaubt es dem Piloten, das Benzin auf das vorhandene Potential zur Dampfblasenbildung zu untersuchen.

Kontaktieren Sie bitte beiliegende Broschüre, welche den Tester beschreibt. Weitere Punkte, die zur Verhinderung von Dampfblasenbildung getan werden können, schliessen die Zustandskontrolle aller Benzinschläuche und Fittings ein. Vergewissern Sie sich, dass die Schläuche nicht zusammenge-drückt sind, oder dass bei alten Schläuchen nicht Luft durch die Schlauchwand in das Benzinssystem eindringen kann. Fittings sollten festgezogen sein, damit keine Luft in das System eindringen kann. Jede unnötige Biegung oder jeder unnötige Winkelfitting im Benzinssystem erhöht die Turbulenz in den Leitungen und erhöht die Möglichkeit von Dampfblasenbildung.

Vergewissern Sie sich ebenfalls, dass sich die Benzinleitungen während des Fluges nicht bewegen oder mit erhitzten Teilen im Motorenraum in Berührung kommen können. Benzinleitungen sollten so befestigt sein, dass sie nicht vibrieren können und damit die Turbulenz in den Leitungen senken. Die zusätzliche Ummantelung der Benzinleitungen im Motorenraum isoliert die Leitungen und senkt die durch den Motor abgegebene Wärmeentwicklung in den Leitungen. Die Position und der Zustand der Entlüftung sollten ebenfalls kontrolliert werden.

Die grösste Wahrscheinlichkeit zur Bildung von Dampfblasen besteht bei wiederholten Starts, d.h., wenn das Flugzeug nach einem ersten Flug für kurze Zeit (ein paar Minuten) abgestellt wird und dann für den nächsten Flug wieder angelassen wird. Nach dem Abstellen des Motors steigt die Temperatur im Motorenraum, da einerseits die Kühlluft fehlt und andererseits die thermische Masse des Motors die Umgebungsluft aufheizt. Wird der Motor kurz darauf wieder gestartet, so kann die Temperatur des Benzins knapp unterhalb des Siedepunktes liegen und damit ist das Risiko der Dampfblasenbildung am höchsten. Das Risiko ist bei Avgas tiefer als bei Autobenzin, da der Siedepunkt von Autobenzin tiefer liegt. Die Kühlung des Motorraumes bei kurzzeitigem Unterbruch nach dem Abstellen und vor dem Wiederanlassen hilft, diese Situation zu mindern. Das Öffnen der Motorhaube oder des Oel-Handlochdeckels bildet eine Möglichkeit, überschüssige Hitze aus dem Motorraum abzuleiten und einen Hitzestau zu vermeiden. Das Drainen des Gascolators vor dem Motorstart kann das Anlassen vereinfachen.

Vergewissern Sie sich immer, dass Sie volle Motorleistung haben, bevor Sie starten.

Wird das Benzin nicht durch die Hitze im Motorenraum, sondern durch direkte Sonneneinstrahlung auf das Flugzeug erwärmt, wird auch ein ausgedehnter Standlauf vor dem Start die Benzintemperatur nicht senken. Um diese Situation zu vermeiden, sollte mit dem Auftanken bis kurz vor dem Flug zugewartet werden. In diesem Fall wird die Temperatur des Benzins gleich jener des Lagertanks sein. Beim Betanken auf diese Art sollte einer möglichen Kondensation von Wasser in den teilweise gefüllten Benzintanks entsprechende Beachtung geschenkt werden. Entsprechende Kontrollen sollten durchgeführt werden, dabei vereinfacht auch hier die Verwendung des Hodges Testers das Ganze beträchtlich.

Sollte Dampfblasenbildung während des Fluges auftreten, wären die ersten Anzeichen dafür ein Ansteigen der Abgastemperaturwerte (EGT), da durch die Dampfblasen der Benzinfluss eingeschränkt und damit das Gemisch verarmt würde.

Sollte die Dampfblasenbildung sehr stark werden, würde der Motor anfangen, rauh zu laufen, so, als ob er zu mager betrieben würde, oder er würde ganz abstellen. Sollte der Motor anfangen, rauh zu laufen, sollte der Pilot unverzüglich die Leistung soweit drosseln, dass der Flug weitergeführt werden kann. Durch die Drosselung wird der Benzinfluss gesenkt und damit die Dampfblasenbildung verringert. Normale Leistung kann erst wieder gesetzt werden, wenn der Motor wieder weich läuft.

Vergaservereisung

Die höhere Flüchtigkeit des Autobenzins führt dazu, dass das Benzin während der Gemischbildung aus der Gemischluft mehr Wärme absorbieren kann, als Avgas. Dies kann bei höheren Umgebungstemperaturen als bei Avgas zu Eisansatz führen. Aus diesem Grund ist die Wahrscheinlichkeit für Vergaservereisung bei Autobenzin höher als bei Avgas.

Die Schwere der Vergaservereisung sowie die Verfahrensmethoden dagegen sind für Avgas und Autobenzin gleich, nur kann Vereisung bei Autobenzin bei höheren Temperaturen und tieferer Feuchtigkeit auftreten. Dies kann dazu führen, dass der Entscheid "Vergaservorwärmung ein" bei weniger schweren Vereisungsbedingungen und während einer längeren Zeitdauer gefällt werden muss.

Der gesamte Eisansatz im Vergaser war anlässlich von Tests bei Autobenzin nicht schlimmer als bei Avgas, er trat nur früher auf. Die vorhandene Cockpitinstrumentierung reicht aus, um Eisansatz im Vergaser festzustellen, sei es mit Avgas oder Autobenzin. Sie sollten die Vergaservorwärmung einschalten, sobald erste Anzeichen von Vereisung auftreten, die einen Motorleistungsabfall -oder auch nicht- zur Folge haben. Beachten Sie bitte dazu im Flughandbuch die Vorgehensweise, welche die Bekämpfung von Vergaservereisung beschreibt.

Anmerkung betreffend Lycoming - Motoren

Lycoming rüstet Motoren, welche überholt und bei welchen gleichzeitig Leistung und Kompression erhöht werden, nicht mehr mit neuen Datenschildern aus. Daher ist es möglich, dass bei einem 160PS O-320 - Motor die Modellnummer auf einen Motor mit 150PS hinweist. Wenn Sie nicht wirklich sicher sind, dass Ihr Motor ein 150PS O-320 ist, versichern Sie sich mittels Durchsicht der Motor-Logbücher und/oder kontaktieren Sie die Firma, welche den Motor überholt hat, dass die Leistung wirklich 150PS und nicht 160PS beträgt. Die 160PS O-320 - Motoren benötigen mindestens einen antiknock-Index von 91 Oktan (98 ROZ).

Spezielle Hinweise für HB- immatrikulierte Flugzeuge

Die Anforderungen, welche das Schweizerische Bundesamt für Zivilluftfahrt BAZL in Zusammenhang mit dem Einbau eines STC stellt, sind in der Technischen Mitteilung TM-R F02.020-60 geregelt.

Sollten Sie weitere Fragen betreffend diesem Autobenzin-STC haben, rufen Sie uns an, oder schicken Sie uns einen Fax : tel/fax ++41 33 54 00 08.

MERKBLATT I

Alkohol - Test

Der nachfolgende Test dient zur Bestimmung von Alkohol im Benzin

1. Mischen von 9 Teilen Benzin und 1 Teil Wasser
2. Schütteln, dann stehen lassen

Alkohol mischt sich mit Wasser und die beiden scheiden zusammen aus. Wenn also nach dem Mischen von Benzin und Wasser der Wasserspiegel ansteigt, enthält das Benzin Alkohol. Dieser Test kann mit einem Testrohr oder gleichwertigem durchgeführt werden.

(Ein Testkit ist zum Preis von sFr. 20.- erhältlich und ist wiederverwendbar)

Benzin, welches Alkohol enthält resp. auf Alkoholbasis hergestellt ist, kann die Gummitteile des Benzin systems beschädigen, die Möglichkeit der Dampfblasenbildung erhöhen, die Reichweite vermindern sowie die Zersetzung von Kunststoffschwimmern im Vergaser beschleunigen. Verwenden Sie aus diesem Grund kein alkoholhaltiges Benzin in Ihrem Flugzeug.

Beziehen Sie Ihr Benzin nur von seriösen Verkäufern von Markenbenzin. Dieses muss der Norm ASTM D-439 resp. ASTM D-4814 entsprechen.

MERKBLATT II

Verwendung von Automobiltreibstoffen

SCHWEIZ

Folgende Automobiltreibstoffe entsprechen der Norm ASTM D-439 resp. ASTM D-4814, sowie SN 181 162 :

- Bleifrei normal	95 oktan	Sommerqualität (Antiknock-Index 90 oktan)
- Bleifrei superplus	98 oktan	Sommerqualität (Antiknock-Index 93 oktan)
- Verbleit normal	95 oktan	Sommerqualität (Antiknock-Index 90 oktan)
- Verbleit super	98 oktan	Sommerqualität (Antiknock-Index 93 oktan)

Bitte beachten Sie, dass alle 91/96oktan Motoren nur für einen Antiknock-Index von min. 91 oktan zugelassen sind.

HB-ORT

HB-KIQ

Corde :

Blanche 6 mm

Noir 8.1 mm (Meister)

Largage
d'urgence :

Vérifier les
couteaux

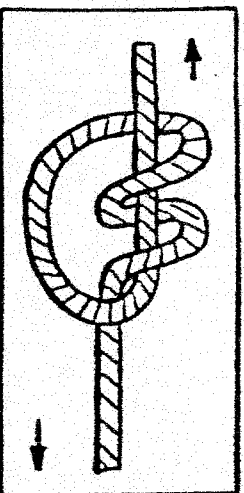
Vérifier les couteaux

Important :

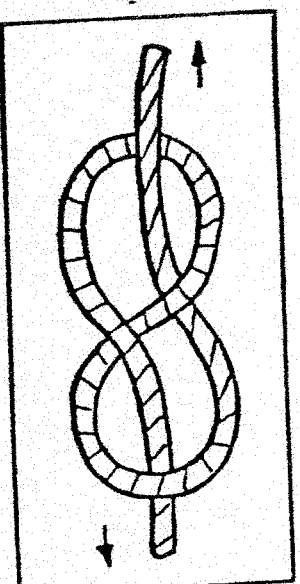
Attention au capteur de
longueur (fragile)!!

En principe, utiliser la corde défectueuse pour mettre en place la nouvelle corde.
Par l'arrêt métallique, la force de traction est transmise seulement sur le cadre de l'avion. Il est donc très important de laisser env. 2 tours de corde sur le tambour de l'enrouleur !

Le manuel du treuil est toujours disponible dans l'avion. (Dossier rouge, en allemand)



RORINGSTEK



ACHTKNOTEN

United States Of America
Department of Transportation - Federal Aviation Administration
Supplemental Type Certificate

Number SE2563CE

This Certificate issued to Petersen Aviation, Inc.
984 K Road
Minden, NE 68959

certifies that the change in the type design for the following product with the limitations and conditions therefor as specified hereon meets the airworthiness requirements of Part 13 of the Civil Air Regulations.

Original Product - Type Certificate Number: E-286

Make: Lycoming

Model: 0-360-A1A, -A1AD, -A1C, -A1D, -A1F, A1F6, -
1F6D, A1G, -A1G6, -A1G6D, -A1H, -A1H6, -
A1LD, -A1P, -A2A, -A2D, -A2E, -A2F, -A2G, -
A2H, -A3A, -A3AD, -A3D, -A4A, -A4AD, -A4D, -
A4G, -A4J, -A4K, -A4M, -A4N, -A5AD, -C1A, -
C1C, -C1E, -C1F, -C1G, -C2A, -C2B, -C2C, -
C2E, -C4F, -F1A6, -G1A6

Description of Type Design Change: Add the following approved fuel: Leaded and unleaded automotive gasoline, 91 minimum antiknock index (RON+MON)/2 per ASTM specification D-439. Intermixing with aviation gasoline also approved. Data Required: 1. A copy of this certificate. 2. Petersen Drawing No. 360-2 dated December 14, 1989, or later "FAA Approved" revisions.

Limitations and Conditions: Compatibility of this design change with previously approved modifications must be determined by the installer. Specific approval must be obtained for each model aircraft to insure compatibility with its fuel system.

This certificate and the supporting data which is the basis for approval shall remain in effect until surrendered, suspended, revoked or a termination date is otherwise established by the Administrator of the Federal Aviation Administration.

Date of application: September 05, 1985

Date of issuance: December 22, 1989

Date reissued:

Date amended: October 17, 1990
November 29, 1993, November 29, 1995



By direction of the Administrator

James M. Peterson
(Signature).

James M. Peterson
Associate ACO Mgr., Systems & Propulsion
Wichita Aircraft Certification Office

(Title)

Any alteration of this certificate is punishable by a fine of not exceeding \$1,000, or imprisonment not exceeding 3 years, or both.

This certificate may be transferred in accordance with FAR 21.47.

Petersen Aviation, Inc.

Identification Plate #360-1

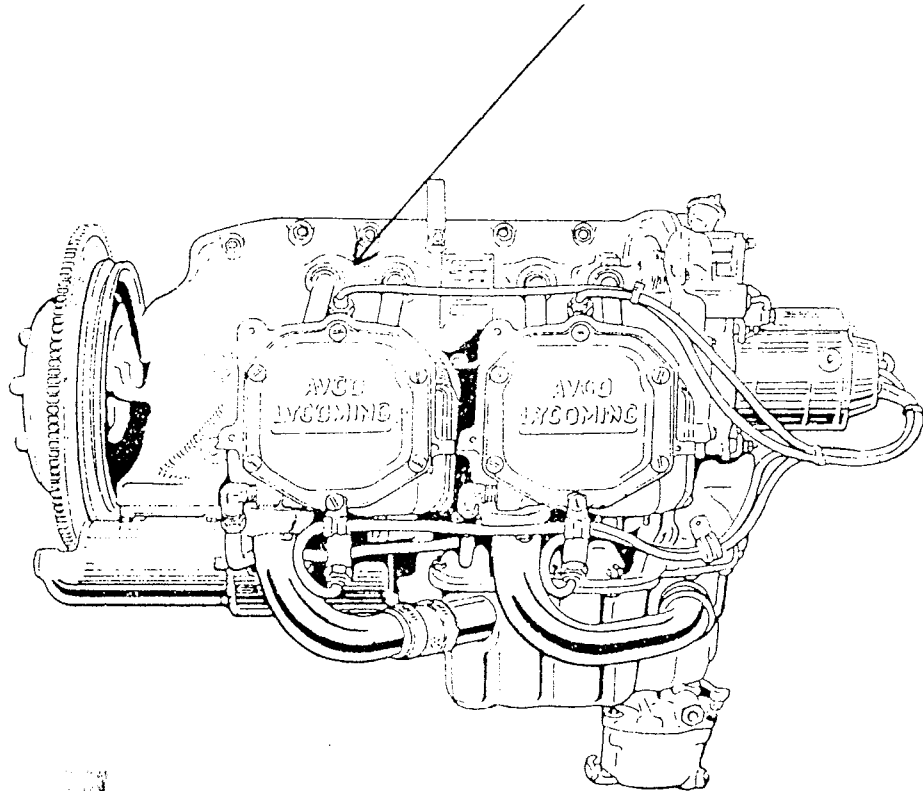
For installation on:

INSTALLATION

Lycoming O-360-A1A, -A1AD, -A1C, -A1D,
 -A1F, -A1F6, -A1F6D, -A1G, -A1G6,
 -A1G6D, -A1H, -A1H6, -A1LD, -A2A, -A2D,
 -A2E, -A2F, -A2G, -A2H, -A3A, -A3AD,
 -A3D, -A4A, -A4AD, -A4D, -A4G, -A4J,
 -A4K, -A4M, -A4N, -A5AD, -C1A, -C1C,
 -C1E, -C1F, -C1G, -C2A, -C2B, -C2D,
 -C2E, -C4F, -F1A6, -G1A6

Install enclosed MS21919-D0-12 Clamp - 1d
 the forward pushrod tube of #2 Cylinder.

Complete FAA form 337 and make entry in log



NOT TO BE REPRODUCED
 PETERSEN AVIATION, INC.

ENGINE SERIAL NO. L-25680-36A

This paperwork is invalid without the corporate seal
 of Petersen Aviation, Inc.

Date	12/14/89	Installation Instructions	Petersen Aviation Route 1, Box 18 Minden, NE 68959 984 K Road
Scale	None	Lycoming O-360 Series	Drawing Number 360-2
Dfstmn	<i>J. L. Petersen</i>		
Check	<i>E. J. Petersen</i>		



Zusätzliches Baumusterzeugnis
Certificat de type supplémentaire **Supplemental Type Certificate**
No Z 73-00-01

Dieses zusätzliche Baumusterzeugnis, ausgestellt für

Le présent certificat de type supplémentaire, établi au nom de

This supplemental type certificate, issued on behalf of

Wir sind umgezogen:
WENGER & KAUFMANN
Aeschiweg 44
CH - 3700 SPIEZ
tel./fax ++41 33 540008

bestätigt auf Grund der anwendbaren Bestimmungen, dass die am ursprünglichen Baumuster des nachstehend bezeichneten Luftfahrzeuges oder Luftfahrzeugteiles vorgenommene Änderung, mit den zugehörigen Grenzen und Bedingungen, den Grundlufttüchtigkeitsanforderungen entspricht.

atteste, en vertu de l'examen partiel de type exécuté selon les ordonnances applicables, que la modification apportée au type original de l'aéronef ou de la partie d'aéronef désigné ci-après, avec les limites et conditions s'y rapportant, correspond aux exigences de navigabilité de base.

certifies, on the basis of the partial type certification executed in accordance with the applicable Orders, that the alteration carried out on the original type design of the aircraft or part thereof specified hereafter, with the pertinent limitations and conditions, is in conformity with the basis airworthiness requirements.

Grundmuster

Type de base

Basis type

PA18-180M converted in accordance with FOCA STC F 57-10-02

Baumusterzeugnis Nr.

Certificat de type no

Type certificate No.

Lufttüchtigkeitsanforderungen

FAA 1A2 / FOCA 629-1A2-1
Exigences de navigabilité

Airworthiness requirements

Beschreibung der Änderung

Description de la modification

Description of the alteration

Operation on automotive gasoline

Die zusätzliche Baumusterzulassung stützt sich auf die im zugehörigen Geräte-Kennblatt enthaltenen Grenzen und Bedingungen.

La certification de type supplémentaire est fondée sur les limites et conditions contenues dans la fiche de navigabilité s'y rapportant.

The supplemental type certification is based on the limitations and conditions contained in the pertinent type certificate data sheet.

Die Gültigkeit dieses zusätzlichen Zeugnisses erlischt, wenn die Baumusterunterlagen oder der Nachweis der Lufttüchtigkeit nicht mehr vorhanden sind.

La validité du présent certificat supplémentaire expire lorsque les documents de type ou la preuve de navigabilité n'existent plus.

The validity of this supplemental certificate expires when the type design or the proof of airworthiness do not exist any more.

Ausgestellt am (Tag/Monat/Jahr)
Délivré le (jour/mois/année)
Issued on (day/month/year)

Issue 1 / October 07, 1994

BUNDESAMT FÜR ZIVILLUFTFAHRT
OFFICE FEDERAL DE L'AVIATION CIVILE
FEDERAL OFFICE FOR CIVIL AVIATION

Reto Senn

b.o.

Supplemental Type Certificate Holder:

Swiss
Wir sind umgezogen:
WENGER & KAUFMANN
Aeschiweg 44
CH - 3700 SPIEZ
tel./fax ++41 33 540008
mach

Original Product:

Type Certificate Number: FAA no. 1A2
Make: Piper
Model: PA18-180M
Note: Applies only to aircraft converted to the PA18-180M version in accordance with Swiss FOCA approved STC no. F-57-10-02 and the following powerplant installed.
Engine: O-360-A3A, -A4A, -A3M, or -A4M

Description of Type Design Change:

Operation of airplane on leaded and unleaded automotive gasoline, 91 minimum antiknock index (RON +MON)/2 per ASTM specification D-439 (ASTM D-4814). Intermixing with aviation gasoline also approved. Data required:
1. Swiss Maintenance Wenger & Kaufmann Certification Report no. 18-180M-1 dated October 07.1994.
2. Airplane Flight Manual Supplement dated August 01, 1994 or later FOCA approved revisions.

Limitations:

Limited to PA18-180M converted in accordance with Swiss STC F-57-10-02. This approval should not be extended to other specific airplanes of these models that incorporate any other previously approved modification, unless it is determined that the interrelationship between this change and any of those previously approved modifications will introduce no adverse effect on the airworthiness of the airplane.

Base of certification:

Part 3 of the Civil Air Regulations.

LUFTFAHRZEUG — FLUGHANDBUCH (AFM)
MANUEL DE VOL DE L'AERONEF

für das Luftfahrzeug HB - **ORT**
pour l'aéronef

Die den Betrieb des Luftfahrzeuges betreffenden Unterlagen sind vom Bundesamt für Zivilluftfahrt als Luftfahrzeug-Flughandbuch genehmigt oder anerkannt. Sie bilden eine Grundlage des Lufttüchtigkeitszeugnisses

Les documents relatifs à l'exploitation de l'aéronef sont approuvés ou reconnus par l'Office fédéral de l'aviation civile en tant que manuel de vol de l'aéronef. Ils forment une base du certificat de navigabilité

Nr. 1936
no

und dürfen nur durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt oder in dessen Auftrag geändert werden.

et ne peuvent être modifiés que par l'Office fédéral de l'aviation civile ou sur son ordre.

Bei Änderungen in der Ausrüstung ist dem Bundesamt für Zivilluftfahrt unverzüglich ein Arbeitsbericht im Doppel unter Angabe von Gewicht und Hebelarm der ein- und ausgebauten Teile zusammen mit dem vorliegenden Flughandbuch zuzustellen.

Lors de changements dans l'équipement, il y a lieu d'envoyer immédiatement à l'Office fédéral de l'aviation civile, avec le présent manuel de vol, un rapport de travail en deux exemplaires, et d'indiquer le poids ainsi que le bras de levier des parties installées ou déposées.

Das Luftfahrzeug darf nur nach diesem Flughandbuch, das an Bord mitzuführen ist, betrieben werden.

L'aéronef ne peut être exploité que d'après le présent manuel de vol, qui doit se trouver à bord.

Der Zulassungsbereich des Luftfahrzeuges ist im Anhang zum Flughandbuch festgelegt.

Le champ d'utilisation de l'aéronef est fixé dans l'annexe du manuel de vol.

3003 Bern, den
3003 Berne, le 05. DEZ. 1933

BUNDESAMT FUER ZIVILLUFTFAHRT, Sektion Flugmaterial
OFFICE FEDERAL DE L'AVIATION CIVILE, Section du matériel aéronautique
i.A. / p.o.

Bemerkungen / Observations

For operation as PA-18-180D aircraft see AFN supplement

2. Anzahl Personen an Bord
Nombre de personnes à bord

2.1 Mindestflugbesatzung *
Equipage minimal de conduite

2.2 Höchstzulässige Anzahl
Passagiere
Nombre maximal de passagers

1 Pilot			
1			

* Allfällige besondere Betriebsvorschriften bleiben vorbehalten.
D'éventuelles prescriptions d'exploitation particulières restent réservées.

Hauptsächlichste Daten des Luftfahrzeuges HB - **ORT**
Données principales de l'aéronef

1. Gewichte und Schwerpunktlage
Poids et position du centre de gravité

1.1 Höchstzulässiges Abfluggewicht Kat. **N** * 794 kp 1750 lbs
Poids maximal autorisé au décollage Cat.

* Andere Kategorien siehe Flughandbuch
Autres catégories voir manuel de vol

1.2 Höchstzulässiges Landegewicht 794 kp 1750 lbs
Poids maximal autorisé à l'atterrissage

1.3 Rüstgewicht
Poids à vide

Im Rüstgewicht sind inbegriffen:
Dans le poids à vide sont compris:

☒ Ausrüstung gemäss Ausrüstungsliste
L'équipement selon la liste d'équipement

☐ Nicht verwendbarer Treibstoff
Le carburant non utilisable

☐ Nicht verwendbarer Schmierstoff
Le lubrifiant non utilisable

☐ Verwendbarer Schmierstoff
Le lubrifiant utilisable

☐ Hydraulikflüssigkeit
Le liquide hydraulique

☐ Ballast (sofern eingebaut)
Lest (si installé)

☐ Getriebeöl
Le lubrifiant de boîtes
de transmission

☐

Datum Date	Rüstgewicht Poids à vide	Schwerpunktlage Position du cen- tre de gravité	Rüstgewichtsmoment Moment du poids à vide	Zuladung Charge utile
	kg / lbs	cm / in	kgm / lbs. in	kg / lbs
Weighed 28.11.88	1156.76	72.41	83761	593.24
10.2.89	1167.8	73.05	85'33.4	582.2
20.03.93	1156.73	72.70	84'101.08	593.27

Armin Leicht
BAZL M/C No 312

[illegible]

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834
PAGE PA-18 "150"
MODEL PA-18A "150"

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNA.
MODEL PA-18 "150"
MODEL PA-18A "150"
REPORT NO. 834

AIRPLANE FLIGHT MANUAL - PIPER MODEL PA-18 "150"
AND PA-18A "150" (1750 POUNDS GROSS WEIGHT)

DATE: OCTOBER 1, 1954.

Prepared by:

C. R. Smith
C. R. Smith
Engineering Dept.

PREPARED.....
CHECKED.....
APPROVED.....

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT.....834
PAGE.....
PA-18"150
MODEL PA-18A"150"

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNSYLVANIA
MODEL PA-18"150"
Model. PA-18A"150"
REPORT NO. 834

AIRPLANE FLIGHT MANUAL - PIPER MODEL
PA-18"150" AND PA-18A"150" (1750
POUNDS GROSS WEIGHT)

DATE: October 1, 1954
REV: April 20, 1959
October 24, 1963
April 9, 1964
September 30, 1974

REV: August 20, 1976
September 17, 1976
September 28, 1976
December 21, 1976

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT.....834
PAGE.....1
MODEL PA-18-150
MODEL PA-18A-150

TABLE OF CONTENTS

Airplane Flight Manual Log of Revisions	11
SECTION I	
Limitations	1
SECTION II	
Procedures	3

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834
PAGE ii
PA-18-150
MODEL PA-18A-150

LOG OF REVISIONS

Rev.	Page	Change	Date	Approval
A	8	Alcor Alternator Added	9/30/74	<u>Paul E. Everly</u> Paul E. Everly DOA Coordinator December 21, 1976 DOA EA-1
B	7	Cleveland Model 20-119 Wheel-Brake Assembly, 6.00 x 6, 7.00 x 6 and 8.00 x 6 Tires Added	8/20/76	<u>Paul E. Everly</u> Paul E. Everly DOA Coordinator December 21, 1976 DOA EA-1
	8	Retyped and Rearranged		
C	7	Changed Weight of Cleveland Model 20-119 Wheel-Brake Assembly from 12.6 lbs. to 17.4 lbs.	9/17/76	<u>Paul E. Everly</u> Paul E. Everly DOA Coordinator December 21, 1976 DOA EA-1
D	1	Revise Static Limits	9/28/76	<u>Paul E. Everly</u> Paul E. Everly DOA Coordinator December 21, 1976 DOA EA-1
E		Cover Revision Dates Added	12/21/76	<u>Paul E. Everly</u> Paul E. Everly DOA Coordinator December 21, 1976 DOA EA-1
	i	Table of Contents Added		
	ii	Authorized Signatures Added		
F	9	Tow Hook Added	10/5/77	<u>PE Everly</u> Paul E. Everly DOA Coordinator October 5, 1977 DOA EA-1

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834
PAGE 111
PA-18"150"
MODEL PA-18A"150"

LOG OF REVISIONS

<u>Rev.</u>	<u>Page</u>	<u>Change</u>	<u>Date</u>	<u>Approval</u>
G	7	Vacuum Pump - Airborne Mechanisms 211CC Added under Engine and Engine Accessories		
	9	KS-2-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09060 Added		
	10	NC-1-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09062 and KS-1-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09066 Added	10/14/77	Paul E. Everly DOA Coordinator October 14, 1977 DOA EA-1
H	10	KS-2-SC Avionics Group Instl. (with KT-78A Transponder) per PAC Dwg. 09060-2 Added		
		R.C. Allen A2475-2 Electric Turn and Bank Added	11/15/77	Paul E. Everly DOA Coordinator November 15, 1977 DOA EA-1
I	10	KS-1-SC Avionics Group Instl. (with KT-78A Transponder) per PAC Dwg. 09066-2 Added.	2/17/77	Paul E. Everly DOA Coordinator February 17, 1978 DOA EA-1
J	10	Emergency Locator Installation per PAC Dwg. 66081-2 Added.	10/10/78	Paul E. Everly DOA Coordinator October 10, 1978 DOA EA-1

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

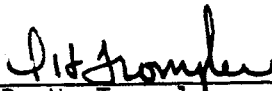
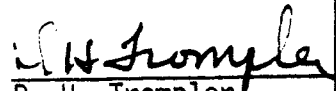
REPORT..... 834
PAGE..... iv
PA-18"150"
MODEL PA-18A"150"

LOG OF REVISIONS

<u>Rev.</u>	<u>Page</u>	<u>Change</u>	<u>Date</u>	<u>Approval</u>
K	10	Added: Artificial Horizon, Outside Air Temp. Gauge, Eight Day Clock, Vertical Speed Indicator, Electric Fuel Gauge, Control Stick Lock and Dome Light	3/27/79	<i>Paul E. Everly</i> Paul E. Everly DOA Coordinator March 27, 1979 DOA EA-1
L	10	Added: CTM-1-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09370; KS-2-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09353-2; KS-2-SC Avionics Group Instl. (with trans- ponder) per PAC Dwg. 09353-3	6/5/79	<i>Paul E. Everly</i> Paul E. Everly DOA Coordinator June 5, 1979 DOA EA-1
M	2,3	Revised Maneuvers Permitted for Normal and Utility Category Operations	6/25/79	<i>Paul E. Everly</i> Paul E. Everly DOA Coordinator June 25, 1979
N	3	Noise Level Data and Statement Added	8/30/79	
	3a	Section II. Procedures Added Moved From Pg. 3 to New Pg. 3a	8/30/79	<i>Paul E. Everly</i> Paul E. Everly DOA Coordinator August 31, 1979 DOA EA-1
P	2	Baggage Compartment - Capacity - 50 lbs. was Maximum baggage - 50 lbs.	7/15/82	<i>Paul E. Everly</i> Paul E. Everly DOA Coordinator July 15, 1982

PREPARED	PIPER AIRCRAFT CORP.	Airplane Flight Manual	
CHECKED		Model PA-18 "150"	
APPROVED		Report 834	PAGE v

LOG OF REVISIONS

Rev.	Page	Change	Date	Approval
Q	11	Added: NTC-1-18 Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 06170-2; King KTS-1-18 Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 06180-2; Narco Escort IIA Radio per PAC Dwg. 06192; King KY-97A Communications Transceiver per PAC Dwg. 06193-2; King KT-76A Transponder per PAC Dwg. 06194-2; Narco AT-150 Transponder per PAC Dwg. 06195-2; Narco AR-850 Altitude Reporter per PAC Dwg. 06179-2; Sigtronics Intercom Syst per CA Dwg. 18-3-071; Northstar Loran M1 per CA Dwg. 18-2-095	9/15/88	 D. H. Trompler DOA Coordinator September 15, 1988 DOA SO-1
R	1	Changed C.A.A. Identification No. to read F.A.A. Identification No.	10/7/88	 D. H. Trompler DOA Coordinator October 7, 1988 DOA SO-1
S	1	Deleted Flap Position limitation	12/1/88	 D. H. Trompler DOA Coordinator December 1, 1983 DOA SO-1

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834
PAGE 1
PA-18"150
MODEL PA-18A"15

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNA.

THIS DOCUMENT MUST BE KEPT IN THE AIRPLANE AT ALL TIMES

C.A.A. Approved
Approval Basis CAR 3 and 410
October 1, 1954
PA-18"150"
PA-18A"150"
Normal and Utility Category

F.A.A. Identification No. HR-CRT

AIRPLANE FLIGHT MANUAL

1. Limitations

The following limitations must be observed in the operation of this airplane:

Engine	Lycoming O-320 Series
Engine Limits	For all operations 2700 RPM
Fuel	80/87 Octane Minimum Aviation Gasoline
Propeller	Sensenich M74DM or 74DM6 Fixed Pitch Metal
	74.0" Maximum Diameter
	72.5" Minimum Diameter
	Static Limits: Maximum 2450
	Minimum 2350
	(Not over 2550, not under 2450 when operating as a Glider or Banner Tow.)
Power Instruments	Oil Temperature-Unsafe if indicator exceeds Red Line (245 degrees F) or is below the Red Line (40 degrees F Min.)
	Yellow Arc: Caution (40 degrees to 120 degrees F).
	Green Arc: Normal Operating Range (120 degrees F to 245 degrees F).
	Oil Pressure-Unsafe if indicator exceeds Red Line (100 lbs.) or is below the Red Line (25 lbs. minimum)
	Yellow Arc: Caution (85 lbs. to 100 lbs.) and (25 lbs. to 60 lbs.)
	Green Arc: Normal Operating Range (60 lbs. to 85 lbs.)
	Tachometer-Red Line: Rated Engine Speed
	Green Arc: 500 RPM to 2700 RPM
	Normal Operating Range

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT.....834

PAGE.....2
PA-18"150"

MODEL PA-18A"150"

Normal Category

Airspeed Limits

(True Ind. Airspeed)

Maneuvering

96 MPH 83 Knots

Max. Cruising Speed

121 MPH 106 Knots

Never Exceed

153 MPH 133 Knots

Flaps Extended

85 MPH 74 Knots

Flight Load Factors

Max. Positive

3.8

Max. Negative

(No inverted maneuvers approved)

Airplane Loading

Max. Wt. (Take-Off and Landing)

1750 Pounds

C.G. Range

Normal Category, Aft Wing Leading Edge

(+14.0) to (+20.0) at 1750 pounds

(+10.5) to (+20.0) at 1300 pounds or less

Utility Category

(+12.3) to (+19.0) at 1500 pounds

(+10.5) to (+19.0) at 1300 pounds or less

Straight line variation between points given.

Datum

Leading Edge of Wing

Max. Baggage Allowed 50 Pounds

NOTE: It is the responsibility of the airplane owner and the pilot to insure that the airplane is properly loaded (See Weight and Balance).

Placards:

The following placards must be displayed:

(a) On the instrument panel in full view of the pilot:

- (1) "Operate in Normal or Utility Category in compliance with Approved Flight Manual. Airplane marked for Normal Category. Acrobatics (including spins) prohibited in Normal Category."
- (2) "No Smoking"

(b) On the baggage compartment:

- (1) "Capacity - ~~50~~ lbs."

40

Maneuvers:

- a. Stalls (except whip stalls), lazy eights, chandelles, and steep turns, in which the angle of bank is not more than 60°, are classified as nonacrobatic maneuvers and are permitted for Normal Category operation.
- b. Spins, lazy eights, chandelles, and steep turns, where the angle of bank is more than 60 degrees, and all of the maneuvers listed in a. above, are approved for operation in the Utility Category. Recommended entry speeds are shown:

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834

3

PAGE PA-18"150"

MODEL PA-18A"150"

Maneuvers: (Cont'd.)

<u>Maneuver</u>	<u>Entry Speed T.I.A.S.</u>
Chandelles	100 MPH
Lazy Eights	100 MPH
Steep Turns	90 MPH
Spins	Stall
Stalls (except whip stalls)	Stall

c. Inverted flight and intentional spinning with flaps down are prohibited.

Airspeed Instrument Markings and Their Significance

- (a) Radial Red line marks the never exceed speed which is the maximum safe airspeed 153 MPH. (133 Knots).
- (b) Yellow Arc on indicator denotes range of speed in which operations should be conducted with caution and only in smooth air at 121 MPH to 153 MPH (106 Knots to 133 Knots)
- (c) Green Arc denotes normal operating speed range 47 MPH - 121 MPH (38 Knots to 106 Knots)
- (d) White Arc denotes normal operating speed range with flaps extended 43 MPH-85 MPH (35 Knots to 74 Knots)

Noise Level:

The corrected noise level of this aircraft is 65.9 dB(a) determined at the maximum operating power of 2700 RPM. This data applies only to the Lycoming 0-320 engine installation equipped with a Sensenich 74-DM-56 Propeller.

No determination has been made by the Federal Aviation Administration that the noise levels of this airplane are or should be acceptable or unacceptable for operation at, into or out of, any airport.

The above statement notwithstanding, the noise level stated above verified by and approved by the Federal Aviation Administration in noise level test flights conducted in accordance with FAR 36 Appendix "F" Amendment #10, "Noise Standards: Aircraft Type and Airworthiness Certification." The aircraft noise is in compliance with all FAR 36 noise standards applicable to this type.

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834
PAGE 3a
PA-18"150"
MODEL PA-18A"150"

II. PROCEDURES

- (a) Except as noted above, all operating procedures for this airplane are conventional.

Approved:

Paul E. Everly
Paul E. Everly
D.O.A. Coordinator
D.O.A. EA-1

Date: August 31, 1979

AIRPLANE FLIGHT MANUAL SUPPLEMENT

This Supplement must be attached to the original Piper PA-18-150 Flight Manual, Piper report no 834, whenever the airplane has been modified in accordance with Swiss Federal Office for Civil Aviation (FOCA) approved STC No. F 57-10-02.

The model designation of airplanes modified in accordance with the referenced STC is changed to Piper PA-18-180 M

Prepared : FOCA/FM/Gi/Hy

Approved : April 20, 1983

Signed : SWISS FEDERAL OFFICE
FOR CIVIL AVIATION

Section of Aeronautical Material
p.o.

 **Hussy**

Page 0

April 20, 1983

LOG OF REVISIONS

Original issue
Revision 1

April 20, 1983

Aug. 11, 1983

LOG OF EFFECTIVE PAGES

<u>Page No.</u>	<u>Revision Status</u>	<u>Date</u>
0	Original	April 20, 1983
i	Revision 1	Aug. 11, 1983
1	Revision 1	Aug. 11, 1983
2	Original	April 20, 1983
3	Original	April 20, 1983
4	Original	April 20, 1983
5	Original	April 20, 1983

Page i

April 20, 1983

Revised Aug. 11, 1983

SECTION I DESCRIPTION

The following basic models can be used for modification into the PA-18-180 M model:

- a) Piper PA-18-150 in accordance with US FAA Type Certificate 1 A 2
- b) Piper PA-18-180 in accordance with Swiss FOCA approved STC 629-1A2-1

The principal aim of the modification is to reduce the noise level by installation of a four-bladed Hoffmann H04/27-HM 170 propeller, a Mecanair designed exhaust muffler and the installation of a fiberglass nose cowl similar to the PA-28 series airplanes in order to allow the use of a more efficient intake air filter.

SECTION II LIMITATIONS

The following limitations in this section must be observed in the operation of this airplane.

2.1 Engine

AVCO LYCOMING 0-360-A3A or 0-360-A4A, rated at 180 hp at 2700 RPM

2.2 Propeller

Hoffmann H04/27 - HM 170 with pitch settings between 125 and 128 cm
Static RPM at 500 meters above sea level not below 2250

2.3 Fuel

Aviation gasoline Low Lead 100 (blue) or 100/130 (green)
minimum grade

2.4 Instrument Markings

Oil Temperature

No change to basic model

Oil Pressure

No change to basic model

Tachometer

Normal Operating Range	(Green arc)	500 - 2700 RPM
Maximum	(Red radial)	2700 RPM

Cylinder Head Temperature

Maximum	(Red radial)	260 °C or 500 °F
---------	--------------	---------------------

Airspeed Indicator

No change to basic model

2.5 Airspeed Limits No change to basic model

2.6 Weights For glider towing operations only, maximum take-off weight is restricted to 720 kg.
For all other operations refer to the basic manual.

2.7 Placards

Adjacent to fuel filler necks:

AVIATION GASOLINE 100LL OR 100/130 ONLY

On instrument panel:

MAX. TAKE-OFF WEIGHT FOR GLIDER TOWING OPERATIONS
720 KG

2.8 Glider Towing

The following glider weights may be towed at 720 kg tow plane take-off weight:

<u>Field elevation</u> (m/msl ISA)	<u>Glider T/O weight *)</u> kg		<u>Min. Tow airspeed</u> (mph)
	<u>ISA</u>	<u>ISA + 15°C</u>	
500	690	570	70
1000	570	470	70
1700	470	370	70

* NOTE: The minimum L/D ratio required at this tow airspeed is 30.
The applied airworthiness requirements are based on the
Swiss FOCA Technical Note CT 10.010-10.

SECTION III
EMERGENCY PROCEDURES

No change to basic Airplane Flight Manual

SECTION IV

No change to basic Airplane Flight Manual

SECTION V
PERFORMANCE

All performances given in this section are for 794 kg MTOW, ICAO standard atmosphere and smooth grass runway using average standard pilot technique.

5.1 Take-off distances (0 Flaps)

<u>Altitude</u>	<u>Ground Roll</u>	<u>Take-off distance over 50 ft</u>
(m/msl)	(m)	(m)
Sea level	105	190
500	110	200
1000	120	215
1500	125	230

5.2 Landing distances (Full Flaps)

<u>Altitude</u>	<u>Landing distance over 50 ft</u>	<u>Ground Roll</u>
(m/msl)	(m)	(m)
Sea level	165	100
500	180	110
1000	195	120
1500	210	125

5.3 Climb performance (At 70 mph IAS)

<u>Altitude</u> (m/msl)	<u>Rate of Climb</u> (m/sec)
Sea level	4.5
500	4.2
1000	3.9
1500	3.6
2000	3.3
2500	3.0
3000	2.7

5.4 Cruise Performance

Average TAS at 2400 RPM is approximately 110 mph (180 km/h).
 Fuel consumption is approximately 35 litres/h.

SECTION V A
GLIDER TOWING PERFORMANCE

All performance in this section is based on the Swiss FOCA Technical Note 10.010-10 requirements and given for 720 kg MTOW, ICAO standard atmosphere and smooth grass runways, using average standard pilot technique.

5A.1 Take-off distance (as measured with a 600 kg TOW glider)

<u>Altitude</u> (m/msl)	<u>Ground Roll</u> (m)
Sea level	225
500	250
1000	280
1500	305

5A2. Initial Climb Rate (as measured with a 600 kg TOW TWIN ASTIR glider)

<u>Altitude</u> (m/msl)	<u>Climb Rate</u> (m/sec)
Sea level	2.7
500	2.3
1000	1.8
1500	1.3

SECTION VI
WEIGHT AND BALANCE

6.1 Equipment list

The following additional equipment is required for the PA-18-180 M model:

- Engine Lycoming O-360-A3A or -A4A
- Propeller Hoffmann H04/27-HM 170 125/126/127/128 / *Mod 170 - 128*
- Muffler Mécanair P/N 65.150.1000.60
- Manual Supplement to Piper Report No. 834 for PA-18-180 M,
Swiss FOCA approved April 20, 1983

SECTION VII
SYSTEMS DESCRIPTION

Refer to Piper PA-18-150 Owner's Manual

SECTION VIII
SERVICING AND MAINTENANCE

Refer to Piper PA-18-150 and Lycoming O-360 Maintenance Manuals

Muffler : Every 100 hours: remove the rear cone to inspect the condition of the furnishing material

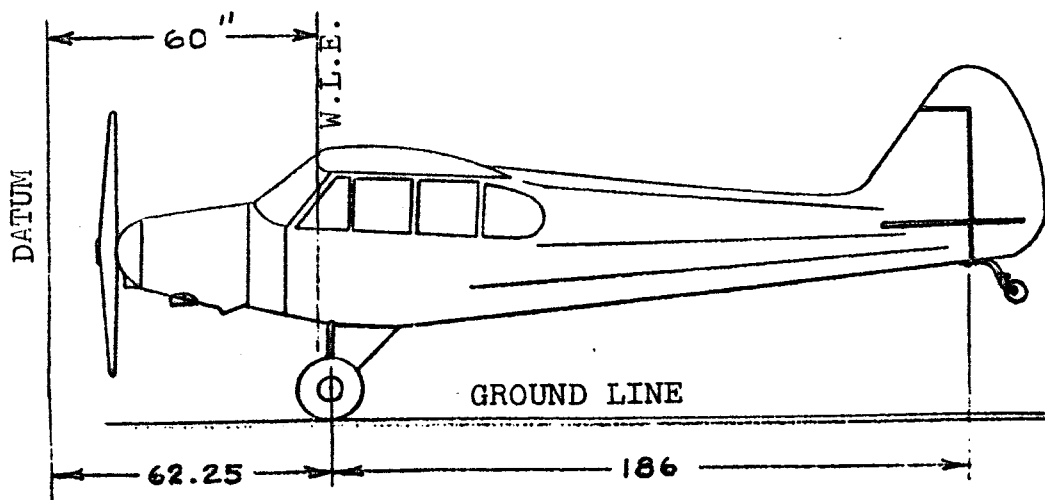
PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834
PAGE 4
PA-18"150"
MODEL PA-18A"150"

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNSYLVANIA
ACTUAL WEIGHT AND BALANCE

MODEL PA-18"150", MODEL PA-18A"150"

SERIAL NO. 18-6433  CERTIFICATE NO. HB-0RT DATE 05. DEZ 1983



AIRPLANE WEIGHING DIAGRAM

Empty Weight as Weighed (Includes items checked on Pages 7, 8, & 9.)

	<u>Scale Reading</u>	<u>Tare</u>	<u>Net</u>
Left Wheel	_____	_____	_____
Right Wheel	_____	_____	_____
Tail Scale (N)	_____	_____	_____
Total (T)	_____	_____	_____

SUPERSEDED
See page B
Date 05. DEZ 1983

Revised: June 21, 1960.
November 15, 1960
August 23, 1963
August 28, 1963
580 820

PREPARED
CHECKED
APPROVED

August 12, 1974

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT.....834
PAGE.....5
MODEL PA-18"150"
PA-18A"150"

A. $\frac{136 \times (N)}{(T)}$ = _____ in.

B. 62.25 + A _____ = _____ In.

Item	Weight	Arm	Moment
Empty Weight			
Oil (8 Qts.)	15	24	360
Fuel (12.5 Gal.) Wing	75	84	6300
Pilot and Chute (Front Seat)	<u>190</u>	<u>71</u>	<u>13490</u>

MOST FORWARD C.G. IS _____ IN. AFT OF WING L.E.

Item	Weight	Arm	Moment
Empty Weight			
Oil (8 Qts.)	15	24	360
Fuel () Wing		84	
Pilot and Chute (Front Seat)	190	71	13490
Passenger and Chute (rear Seat)	190	97	18430

MOST REARWARD C.G. IS _____ IN. AFT OF WING L.E.

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT.....834
PAGE.....6
PA-18"150
MODEL PA-18A"150

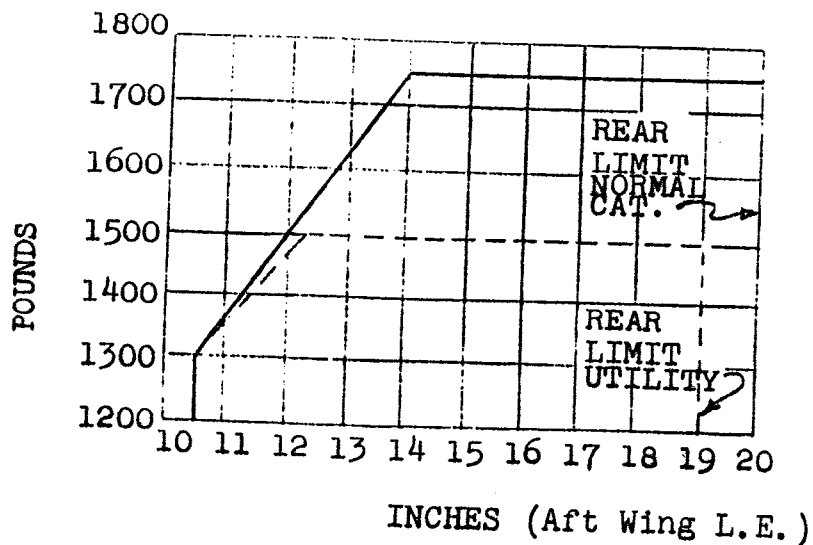
MOST REARWARD C. G. NORMAL CATEGORY

Item	Weight	Arm	Moment
Empty Weight			
Oil (8 Qts.)	15	24	360
Fuel (36 Gal.) Wing	216	84	18144
Pilot (Rear Seat)	170	97	16490
Baggage	50	117	5850

TOTAL

MOST REARWARD C. G. IS _____ IN. AFT WING L.E.

APPROVED C. G. RANGE VS. WEIGHT



Normal Category _____

Utility Category -----

PREPARED

CHECKED

APPROVED

580 820 Revised Aug. 12, 1974

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834
PAGE 7
MODEL PA-18"150"
PA-18A"150"

ACTUAL WEIGHT AND BALANCE

MODEL PA-18"150", AND MODEL PA-18A"150"

EQUIPMENT LIST

	Item	Weight	Arm About W. L.E.
	<u>Propellers and Propeller Accessories</u>		
	Propeller - Sensenich M74DM or 74DM6 Fixed Pitch Metal	30 lbs.	(-57)
	a. Spinner Dome PAC Dwg. 14422 and Bulkhead Adaptors PAC Dwg. 14426 and 14424	2 lbs..	(-59)
	<u>Engine and Engine Accessories</u>		
	Vacuum Pump - Pesco Model 3P-194-F, Type B-11	4 lbs.	(-30)
	Starter, Delco Remy 12V.	17 lbs.	(-48)
X	Starter Prestolite Model MZ-4204	17 lbs.	(-48)
X	Oil Cooler - Harrison No. AP13SJ03-01 or AP12CU03-01 PAC Dwg. 13724 or 14368	6 lbs.	(-53)
	Vacuum Pump - Airborne Mechanisms 113A5 or 200CC	4 lbs.	(-30)
	<u>Landing Gear</u>		
	Two Main Wheel-Brake Assemblies 8.00 - 4, Type III	10 lbs.	(+2)
	a. Goodrich Model No. 841A Wheel Assembly No. D-3-13A-1 Brake Assembly No. D-2-113		
	Two Main 4-Ply Rating Tires, 8.00 - 4 Type III with regular tubes	21 lbs.	(+2)
X	Two Main Wheel-Brake Assemblies 6.00 x 6 Type III Cleveland Model 20-119	17.4 lbs.	(+2)
	Two Main 6.00 x 6 4 ply Type III Tires with regular tubes	17 lbs.	(+2)
X	Two Main 7.00 x 6 6 ply Type III Tires with regular tubes	21 lbs.	(+2)
X	Two Main 8.00 x 6 4 ply Type III Tires with regular tubes	26 lbs.	(+2)
	Tail Wheels		
	a. Scott Model 3-24B 6.00	6 lbs.	(+200)
X	b. Scott Model 3200 8.00	+3 lbs.	(+200)
	c. Maule Model SFS-1-4 6.00	6 lbs.	(+200)

58C 820

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT.....834
 PAGE.....8
 MODEL.....PA-18"150"
 PA-18A"150"

	Item	Weight	Arm About W. L. E.
<u>Landing Gear (Continued)</u>			
Skis		Use Actual Wt.	Change
a.	Federal A-2000A Skis, Per Federal Dwg. 11R262		
	EDO Model 89-2000 Floats with Water Rudder Installed in Accord- ance with EDO Dwg. No. 14390 and PAC Dwg. 14512	Use Actual Wt.	Change
	Scott Parking Brake Installation (Scott Aviation Corp., Lancaster, New York, Kit No. 2715 BK In- stallation in Accordance with their Bulletin I-169	Neglect Wt. 6 lbs.	Change (+2)
	Wheel Streamlines		
Tandem Gear Model GW-100 In- stalled in Accordance with A.W. Whitaker, 5001 N.E. Union Ave., Portland, Oregon, Dwg. T-10 and Installation In- structions Dated June 8, 1949.		+46 lbs.	(+2)
<u>Electrical Equipment</u>			
Two Landing Lights, GE Model 4500 in W. L. E. PAC Dwg. 14442		4 lbs.	(+5)
a. Battery Reading R33 or R35 12 V. (PAC Dwg. 14241)		28 lbs.	(+84)
b. Battery Reading R33-12V (PAC Dwg. 14229)		28 lbs.	(+59)
Generator, Delco Remy. 12V., 20 Amp with Mounting Bracket		10.6 lbs.	(-49)
Generator, Delco Remy. 12V., 50 Amp with Mounting Bracket		16.6 lbs.	(-49)
Navigation Lights - Grimes		3 lbs.	(+65)
Alternator, Alco (PAC Dwg. 15500-2)		11 lbs.	(-49)
<u>Interior Equipment</u>			
<u>Flight Manual and Supplements</u>			
q.	DMCR Approved Airplane Flight Manual Dated October 1, 1954, for Airplanes Equipped with Lycoming O-320 Engines.		
r.	DMCR Approved Airplane Flight Manual Dated October 1, 1954, for Seaplanes Equipped with Lycoming O-320 Engines and EDO Model 89-2000 Floats.		
<u>Miscellaneous</u>			
Shoulder Harness Installation on Front and Rear Seats Per Piper Dwg. No. 12615		Use Actual Wt.	Change

580 820

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834

PAGE 9
PA-18"150"

MODEL PA-18A"150"

	<u>Item</u>	<u>Weight</u>	<u>Arm About W. L.E.</u>
	<u>Miscellaneous Equipment</u>		
X	Primary Group	5.0 lbs.	(-9)
	NARCO Super Homer	8.1 lbs.	(-13)
	NARCO Omnigator and Power Supply	15.6 lbs.	(-5)
	NARCO Simplexer and Power Supply	11.4 lbs.	(-5)
	NARCO LFR-3L and Power Supply	6.2 lbs.	(-5)
	Lear LTRA-6	11.6 lbs.	(-13)
	Omni Antenna	1.9 lbs.	(+173)
X	Whip Antenna	.2 lbs.	(+15)
	Marker Beacon Antenna	.5 lbs.	(+40)
	Low Frequency Receiver Antenna	1.25 lbs.	(0)
	LTRA-6 Dynamotor	7.25 lbs.	(+7)
	Fire Extinguisher (With Bracket) Type A-20	8.0 lbs.	(+21)
	Fire Extinguisher (With Bracket) #2 1/2 DCK	5.0 lbs.	(+21)
	Venturi 4"	2.0 lbs.	(-12)
	Venturi 2"	.5 lbs.	(-12)
	Turn and Bank	2.0 lbs.	(-8)
	Directional Gyro	4.0 lbs.	(-8)
	Piper PTR-1 Installation	6.3 lbs.	(-12)
	Piper PTR-1 and O-1 Omni Installation	8.8 lbs.	(-12)
	Full Gyro Panel Inst.	10.1 lbs.	(-9)
	Narco Mark III Installa- tion	8.0 lbs.	(-12)
	Narco Mark VIII Installa- tion	8.0 lbs.	(-12)
	Emergency Locator Installa- tion per PAC Dwg. #15319	2.0 lbs.	(+100)
	Genave Alpha 200A or 300 Nav/Comm Installation per PAC Dwg. #15308	8.8 lbs.	(+26.8)
	Tow Hook Installation per PAC Dwg. #60721	4.2 lbs.	(+128.5)
	KS-2-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09060	13.0 lbs.	(-0.3)

580 820

PIPER PA-18-180 M

File after page 9
Piper report 834

EQUIPMENT LIST (ADDITION)

Equipment required for certification under STC F 57-10-02

- X Lycoming O-360-A3A or -A4A engine
- X Hoffmann H04/27 HM - 170 125/126/127/128 propeller
- X Mécanaïr P/N 65.150.1000.60 muffler
- X Swiss FOCA approved AFM supplement for PA-18-180 M

Additional equipment installed (not included in basic certification)

- X DITTEL FSG-607 VHF COM
- X TOW HOOK ~~FARNER~~ Test
- X Tow hook (winder) "Fecoriteri" (8.8 lbs at 114.2 inch + 2.2 lbs at 260.8 inch)
- X Altimeter en mètres (2ème)
- _____
- _____
- _____

Piper PA18-150/180 M, *SN : 12 - 6433* *HB - CRT*

Equipement list.

Page 10

X	Engine	Lycoming	O-360-A4M
X	Propeller	Hoffmann	H04/27 HM-170 120
X	Spacer	Hoffmann	64 mm
X	Prop. Spinner	Hoffmann	VP 30-64
X	Silencer	Mécanair	65.150.1000.60
X	Tow hook	Tost	01400-E85
X	Treuil	Feuerstein	Typ 3
X	Rear view mirror		
X	Air Speed Indicator	Winter	Km/h
X	Altimeter	Winter	Km-mb
X	Altimeter		feet/mb/inch Hg
X	Vertical Speed Ind.	Thommen	m/sec.
X	Slip indicator	Winter	
X	Outside Air Temp. gauge		
X	RPM Indicator		
X	Oil Pressure gauge		
X	Oil Temp. indicator		
X	CHT Indicator		
X	VHF-COM	<i>Ditel FS6 60 M</i>	

PIPER AIRCRAFT CORPORATION

LOCK HAVEN, PENNA.

REPORT 834

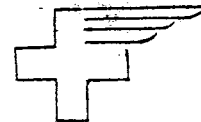
PAGE 10 PA-18"150"

MODEL PA-18A"150"

<u>Item</u>	<u>Weight</u>	<u>Arm About W. L. E.</u>
<u>Miscellaneous Equipment (Continued)</u>		
NC-1-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09062	10.0 lbs.	(+5.7)
KS-1-SC Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 09066	7.3 lbs.	(+10.1)

PREPARED	PIPER AIRCRAFT CORP.	Airplane Flight Manual Model PA-18 "150" PA-18A "150"
CHECKED		
APPROVED		Report 834
		PAGE 11

<u>Item</u>	<u>Weight</u>	<u>Arm About</u> <u>W. L.E.</u>
<u>Miscellaneous Equipment (Continued)</u>		
Narco NTC-1-18 Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 06170-2	14.7 lbs.	(+14.5)
King KTS-1-18 Avionics Group Instl. per PAC Dwg. 06180-2	14.5 lbs.	(+14.0)
Narco Escort IIA Radio per PAC Dwg. 06192	7.0 lbs.	(+35.3)
King KY-97A Communications Transceiver per PAC Dwg. 06193-2	5.3 lbs.	(-1.02)
King KT-76A Transponder per PAC Dwg. 06194-2	4.3 lbs.	(-3.14)
Narco AT-150 Transponder per PAC Dwg. 06195-2	3.8 lbs.	(+1.3)
Narco AR-850 Altitude Reporter per PAC Dwg. 06179-2	0.9 lbs.	(-23.0)
Sigtronics Intercom Syst. per CA Dwg. 18-3-071	0.28 lbs.	(-8.5)
Northstar Loran M1 per CA Dwg. 18-2-095	5.18 lbs.	(-8.5)



AFM- SUPPLEMENT

AUTO-FUEL STC

3023

PIPER PA18-180M

ACFT: PIPER PA18-180 M

REG: HB - ORT

S/N: 18 - 6433

This STC has been published by

SWISS MAINTENANCE

WENGER & KAUFMANN

Seidenweg 9

CH-4512 BELLACH

tel/ fax ++41 65 38 27 77

Wir sind umgezogen:
WENGER & KAUFMANN
Aeschiweg 44
CH - 3700 SPIEZ
tel./fax ++41 33 540008

Approved by the

FEDERAL OFFICE FOR CIVIL AVIATION FOCA

Dept. FL

CH-3003 BERN

SWITZERLAND



12. OKT. 1994 R. Senn

b.o. *[Signature]*

Copyright by Wenger & Kaufmann CH-4512 Bellach / All Rights reserved

1. Edition (1994)

Page a
Rev. -

AFM-SUPPLEMENT / AUTO-FUEL STC
PIPER PA18-180M

010894
WE

INSTALLATION INSTRUCTIONS

AIRFRAME STC

for

PIPER PA-18-180M

These Installation Instructions are Proprietary Informations by Wenger & Kaufmann CH-4512 Bellach, and may not be reproduced.

Applicable for Aircraft :

REG. HB-EP

S / N 48-5453

A. Installation

Install enclosed fuel placard V674903-91
near every fuel filler opening

Step 1 CLEAN

: Wipe mounting surface with clean cloth using 1.1.1 Trychloroethane or comparable industrial solvent
(A permanent bond cannot be achieved if grease, oil, wax, moisture or dirt is present)

Step 2 HANDLE WITH CARE

: Handle the Placard by the edges when removing the backing paper
DO NOT TOUCH THE EXPOSED ADHESIVE AFTER THE BACKING IS REMOVED !
(Apply the placard immediately after removing the backing paper)

Step 3 MOUNT

: Apply the placard firmly to the clean surface making sure to squeeze out all excess air. Be sure the edges of the placard have a secure bond. Do not make pry test until adhesive has cured for a minimum of 7 days.

B. Entry in logbook

When placards and engine clamp are installed
make entry in aircraft cruise log, airframe log
and engine log.

For swiss registered aircrafts, a work report
has to be made acc. TM-R F02.020-60

The installation of this STC is dependent upon the installation of the auto fuel STC SE2563CE on the engine used on this airplane. The airframe cannot have an STC without installing the engine STC.

Double check the engine model numbers to make certain that the engine STC is being applied to an approved model listed on the engine STC.

This paperwork is invalid without the corporate seal of Wenger & Kaufmann.

SECTION 0 / Log of Revisions

Revision	Revised pages	changements	BAZL Sign.

SECTION 1 / General

This Supplement must be attached to the FOCA approved Airplane Flight Manual applicable to that particular airplane whenever the airplane has been modified in accordance with this STC. This Supplement is part of the technical documentation of said aircraft and has to be kept on board together with the AFM.

The information contained herein supplements or supersedes the basic manual of the PA18-150(A) respectively the PA18-180M Supplement only in those areas listed herein.

For limitations, procedures and performance information not contained in this supplement, consult the basic Airplane Flight Manual of the PA18-150(A) or the PA18-180M Supplement respectively.

The responsibility, that the aircraft remains in airworthy condition depends on the aircraft holder, the responsibility that the aircraft is ready for flight depends on the pilot.

This AFM-Supplement is part of a two-piece STC :

- STC for the engine **LYCOMING O-360-A3A, -A4A, -A3M, -A4M**
issued by the US Federal Aviation Administration FAA
- STC for the airframe **PIPER PA18-180M**
issued by the Swiss Federal Office for Civil Aviation FOCA

The aircraft may only be operated on auto-fuel, when for the particular engine and airframe a valid and numbered STC has been issued

SECTION 2 / Limitations

2.1 Engine

- No change

2.2 Propeller

- no change

2.3 Fuel

- Aviation Gasoline Low Lead 100 blue (Avgas 100LL) or
- Aviation Gasoline 100/130 green (Avgas 100/130) or
- Leaded quality Automotive Fuel with min. 96 Octane (Antiknock Index 91)
- Unleaded quality Automotive Fuel with min. 96 Octane (Antiknock Index 91)
- Mixture with Automotive Fuel and Avgas with min. 96 Octane (Antiknock Index 91)

2.4 Instrument Markings

- No change

2.5 Airspeed Limits

- No change

2.6 Weight & Balance

- No change

2.7 Placards

- To be located at each fuel filler :

**FUEL: UNLEADED OR LEADED
AUTOMOTIVE GASOLINE, 91 OCTANE
MINIMUM ANTIKNOCK INDEX,
(RON+MON) / 2 PER ASTM D-439.
INTERMIXING WITH AVIATION
GASOLINE ALSO APPROVED.
DO NOT USE FUEL THAT CONTAINS
ALCOHOL. USE ONLY PETROLEUM
BASED GASOLINE**

2.8 Glider Towing

- No change

SECTION 3 / Emergency Procedures

- No change

Note : Increased tendency for partial carburetor icing may occur due to higher volatility of auto-fuel.
Total carburetor ice accumulation with auto-fuel is no worse than with avgas. The procedures contained into the original-AFM or Supplement remain in force.

SECTION 4 / Normal Procedures

- No change

SECTION 5 / Performance

- No change

SECTION 6 / Weight & Balance

- No change

SECTION 7 / Systems Descriptions

- No change

SECTION 8 / Service and Maintenance

- No change

FLUGSERVICE FEUERSTEIN
Verkehrslandeplatz EDQE FRQ 130.775
8553 Ebermannstadt Telefon 09194/1666
Aeronautical Engineering Shop LBA No. 1 C 4

I N S T R U C T I O N M A N U A L

Flight and Operating Instructions
for Retracting and Cutting Mechanism
of Aeroplane Towing Cable

Annex to Aircraft Flight Manual

HB-ORT

This annex consists of 8 pages



(Stempel)

i.A. Jung

19. Sept. 1983



revidiert

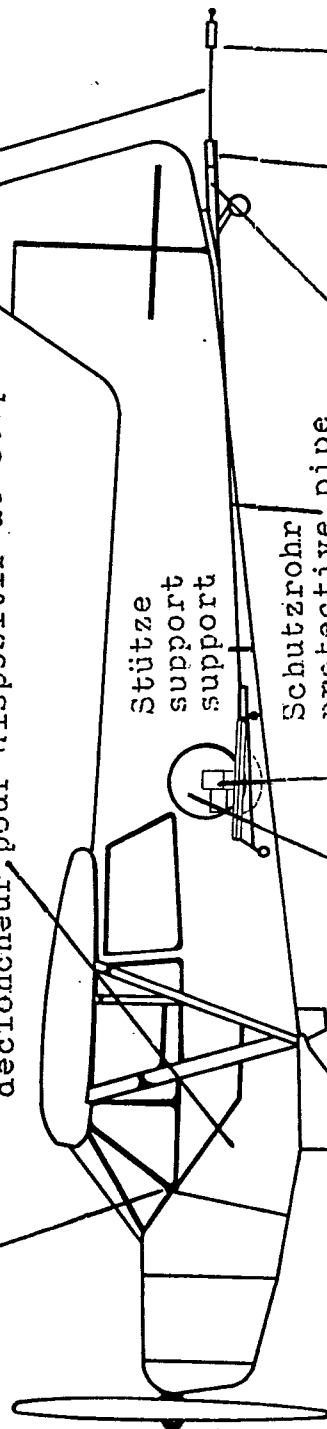
24.7.1985

i.A. Jung

Motorschalter, Kontroll.-Lampe
motor switch, signal lamp
interrupteur, lampe de contrôle

Auslösung für Kappvorrichtung
release for cutting mechanism
décloncheur, pour dispositif de coupe

Schleppseil
tow cable
câble de remorqueur



Stütze
support
support

Schutzrohr
protective pipe
tube protecteur

Zugvorrichtung
drawgear
dispositif d'enroulement

Kappvorrichtung
Cutting mechanism
dispositif de coupe

Seiltrommel
cable drum
tambour à câble

Winziehwinde mit Rutschkupplung
retraction winch with a friction clutch
tambour d'enroulement avec embrayage de friction

Sollbruchstelle mit Ringpaar
rated breaking point/pair of rings
membre de rupture et paire d'anneaux

The tow cable retract and cutting mechanism

System Feuerstein

firmly mounted in the towing plane, will allow for retracting the tow cable during the flight after the sailplane had been released.

Without additional cable-drop curve the towing plane can land immediately. In this way, tow-flight operations are safer and more economical. The flight time as well as aircraft noise will be reduced.

The cutting mechanism allows to detach the tow cable also with hazardous flight attitudes.

In an emergency pull the operation lever for the cutting mechanism with a jerk to the stop.

System Description:

The tow cable retract mechanism is composed of two assembly groups:

1. An additional drawgear with incorporated cutting mechanism will be screwed on to the so far existing traction device that is accepting the cable line via a coupling unit. In front of the cutting mechanism, the cable (load input) will be stopped at a traction block by a cable sleeve that is fixed on the cable.
2. The retracting winch will be installed close by the centre of gravity (trailing edge of wing) in the fuselage. The cable drum is operating on a friction clutch and it is driven by an electric motor via the airborne power supply.

The effective cable length is max. 50 meters.

The tow cable is running in a protective tube from the fuselage tail to the cable drum.

The installation of the tow cable through the cutting device and the protective tube up to the cable drum at the front will occur by means of an auxiliary pull-wire that forms part of the delivery.

The cable sleeve shall be fixed on the front end of the tow cable close by the cable drum at about 5 m distance with a knot on to the cable and the cable end is to be loosely wound by hand onto the drum and fixed on the drum with adhesive tape.

Do not make knots! Here see installation guide.

It is recommended to use a new cable after about 1000 towing procedures or according to the condition of the cable.

Only twisted polyamide cables at 7 mm diameter may be used (DIN 83 330).

Tow cables must not be spliced. A spliced point would prevent the retraction of the cable.

The breaking strength of the tow cable must range below the trailer load for the towing plane! See the instruction manual of the tow plane manufacturer.

Attention must be paid to the specified breaking point for the cable end. Twin-connection of two breaking point is allowed (short and oblong hole).

A silicone hose had been applied for the protection of the breaking point and for stabilizing the tow cable as retracting occurs. This hose is to be marked by a red adhesive tape.

Cable retraction will be initiated by a push button. A red signal light on the push button will indicate the operation of the retracting winch.

The procedure of cable retraction can be controlled by a mirror that is mounted on the left wing.

The already existing release lever inclusive of the cable line for mechanical coupling as of Aerazur or Tost will now be used for the operation of the cutting device.

This lever must be pulled with a jerk up to the stop in an emergency!

Towing Instructions:

The power for the tow cable retract mechanism will be fed via the airborne power circuit by operating a circuit breaker.

In this manner, the retracting mechanism will be out of service during normal flight operations of the towing plane.

The towing airplane will now be taxied at any distance in front of the sailplane. One member of the launching crew will pull the tow cable by hand to the sailplane, there he will fasten it properly. After the take-off clearance, the pilot of the towing plane will tighten the tow cable until the cable sleeve stops perceptibly at the traction block.

Attention! Start the towing procedure only, after the cable sleeve had been stopped by the traction block.

The aero-tow flight is to be carried through in accordance with the flight instructions of the tow plane manufacturer.

After the sailplane had been released, the push button will be operated for retracting the tow cable. The red signal light on the push button will indicate the operation.

The retraction of the cable can be observed in the mirror on the left wing.

The push button will automatically switch off when the end part with breaking point has run up.

A short glance into the mirror will show, whether the red-marked end part has been fully wound up, i.e. the cable is completely retracted.

The descent of the towing plane shall occur according to the recommendations of the manufacturer of the towing plane or the motor, whereby attention must be paid to flight level and position for a most noise-abating descent.

Now, landing can occur directly. If it was not possible to retract the cable completely or not at all, landing would be allowed with hanging cable when the runway is of sufficient length. Only in an emergency or in case of obstacles the tow cable should be cut for safety reasons.

Malfunctions:

It may happen that the tow cable curls. In this case it will only be possible to retract the tow cable up to this point. The push button will automatically switch off.

Land as described and remove curls.

The curls can be prevented when the sailplane will be released as the tow cable is not too much tightened or when the sailplane will be zoomed shortly before the release.

For a better introduction in this towing method, the engine power should be reduced first and then the sign for releasing should be given.

Instructions for Maintenance:

A proper operation of this mechanism can only be warranted if attentive servicing is performed.

1. Daily Checks prior to the Towing Procedure:

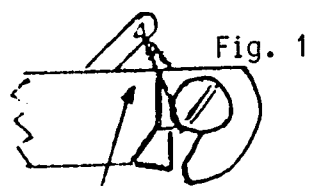
- Check proper fastening of the system and secure connections.
- Check free running ability of the cable drum.
- Check proper seat and fastening of cable sleeve.
- Check proper functioning of cutting device. Just press the knife slightly with the finger to see, whether it is functioning.
- Unreel the full length of the tow cable when in starting position and check on defects, in particular for the end part area.
- Check breaking point and pair of rings.
- The tow cable may freeze on with winter operation.
- Check proper adjustment of the mirror.

2. The following Maintenance Work is to be performed with the 50-hours-Check-up for the Airframe of the Towing Airplane:

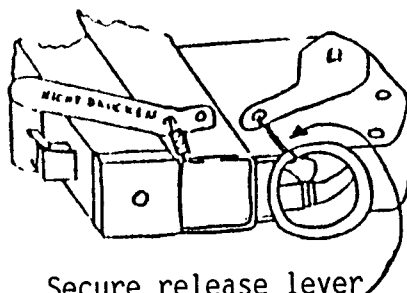
- Perform cutting test with fully retracted cable.
- Remove knife of the cutting device and check for cutting quality and possible defects.
- Clean interior of cutting device.
- Clean protective tube and pay attention to chafe marks.
- When the knife will be re-installed, the castellated nut should be screwed down, but not too tight, and secured by a locking pin.
- Check the tension spring at the cutting lever.
- Check cable drum for firm seat and defects, replace if necessary.
- Check electric connections.

When resetting to mechanical couplings as of Aerazur or Tost for twin- or banner towing operations, see the remarks on Page 8

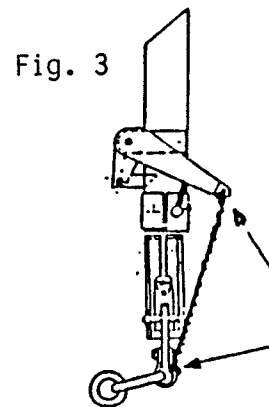
Spare Parts are to be purchased from the manufacturer.



Secure tow coupling here!



Secure release lever for ring coupling here!



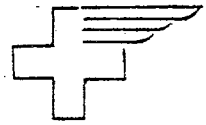
Secure the tow cable for the cable-retracting device here!

If the tow coupling unit is used for operations like banner towing or twin-towing, etc., a competent person should proceed as follows:

- Loosen locking wire from tow coupling, see Fig. 1 or 2.
- Remove release cable from cutting unit and hang on to tow coupling.
- Perform opening test on the tow coupling from the pilot's seat!
- Secure tow cable for the retracting device against unintentional withdrawal, see Fig. 3
- Return the release cable on to the cutting unit after the towing operation.
- Secure the lever on the tow coupling with wire again, see Fig. 1 or 2.
- Inform the towing pilot in any case about each alteration!

Important

Each towing procedure is to be performed with one towing device only!



AUTO-FUEL STC

3011

ACFT PIPER PA18-180 m

REG HB - ORT

S/N 18 - 6433

SWISS MAINTENANCE

WENGER & KAUFMANN

Aeschiweg 44

CH-3700 SPIEZ

tel / fax ++41 33 54 00 08



SUPPLEMENTAL TYPE CERTIFICATE FOR THE USE OF AUTOMOTIVE GASOLINE

ZUSAETZLICHES BAUMUSTERZEUGNIS FUER DIE VER- WENDUNG VON AUTOBENZIN

Deutsche Uebersetzung für die Schweiz

Sehr geehrter Kunde

Sie halten Ihr Auto-Benzin STC in den Händen. Für Ihre Bestellung danken wir Ihnen. Bitte lesen Sie alle Dokumente sorgfältig durch, damit Sie über dieses STC korrekt informiert sind. Prüfen Sie bitte ebenfalls, ob die in der Dokumentation angegebenen Seriennummern, Immatrifikationen und Laufnummern (rot) stimmen. Ueberprüfen Sie bitte ebenfalls, ob eine allfällige Zusatzbezeichnung des Zellen-STC, welches auf die Verwendung eines bestimmten Motors hinweist, mit der Bezeichnung Ihres Motors übereinstimmt. Sollte die Bezeichnung Ihres Motors zwar mit jener auf dem Motor-STC übereinstimmen, nicht aber mit jener, die auf dem Zellen-STC aufgeführt ist, wenden Sie sich bitte an uns. Es kann Flugzeuge geben, die entweder eine andere, oder überhaupt keine Motorbezeichnung benötigen.

Sollten Sie nur ein Motor-STC gekauft haben, dies aber in einem zertifizierten Flugzeug verwenden wollen, so brauchen Sie dazu die Genehmigung der nationalen Luftfahrtbehörde. Diese Genehmigung kann mittels eines Zellen-STC oder einer "Grossen Aenderung" beantragt werden. So oder so muss aber für Zelle und Motor eine Genehmigung zur Verwendung von Auto-Benzin vorhanden sein.

Die Installation dieses STC, sowie der Eintrag in den technischen Akten mit Arbeitsbericht, muss von einem lizenzierten Mechaniker oder einem lizenzierten Unterhaltsbetrieb durchgeführt werden. Diese gesamte Dokumentation ist Teil der technischen Unterlagen Ihres Flugzeugs. Sollte diesem STC ein spezielles AFM-Supplement beiliegen, heften Sie es bitte Ihrem Flughandbuch bei.

Nicht alle Flugzeuge benötigen ein spezielles AFM-Supplement. Bei einigen Flugzeugen ist dies nur bei bestimmten Seriennummern notwendig, daher haben wir die Seriennummer Ihres Flugzeugs benötigt. Sollte Ihrer Dokumentation also kein AFM-Supplement beiliegen, so ist dies aufgrund der Seriennummer nicht nötig. Bei anderen STC's zeigt uns diese Nummer, welche Teile für das entsprechende Flugzeug nötig sind.

Sollten Sie den Motor Ihres Flugzeugs durch einen mit gleicher PS-Zahl ersetzen, so schicken Sie uns einfach das Original Motor-STC des alten Motors zusammen mit der Seriennummer des neuen Motors zu. Wir werden dann unsere Datei revidieren und Ihnen ein neues Motor-STC zusenden, welches den Motorwechsel bestätigt. Die Kosten dafür betragen sFr. 70.-.

Der Wechsel eines 87-oktan Motors auf einen mit 91-oktan, wie beispielsweise beim 160PS O-320 oder O-360 Motor bedingt ein komplett neues STC zu sFr. 2.-/PS. Die rote Nummer Ihres STC dient uns als Identifikationsnummer. Bitte geben Sie diese bei einem Briefwechsel mit uns zusammen mit der "HB-" -Nummer immer an.

Im STC, sowie auf den neuen Tankbeschriftungen ist eine bestimmte Mindestoktanzahl angegeben. Verwenden Sie kein Benzin mit tieferer Oktanzahl als auf dem Motor-STC angegeben. Bitte beachten Sie das beiliegende länder-spezifische Merkblatt.

Die Tankbeschriftungskleber müssen mit den Angaben im Motor-STC übereinstimmen und sollten nahe bei den Tankeinfllstutzen aufgeklebt sein. Tankbeschriftungen, welche nicht Originalkleber der Firma Petersen sind, dürfen in Zusammenhang mit diesem STC nicht verwendet werden.

Verwenden Sie kein alkoholhaltiges Benzin, resp. Benzin auf Alkoholbasis. Alkohol ist korrosiv und kann das Benzinssystem beschädigen. Testen Sie das Benzin, welches Sie verwenden wollen, vorgängig auf seinen Alkoholgehalt (Vorgehen mittels Beschreibung auf beigelegtem Merkblatt). Wir empfehlen nur Benzin, welches von einer der grossen internationalen Raffinerien hergestellt wird.

Vermeiden Sie Benzin von freien Händlern, da deren Qualitätsstandards nicht sichergestellt sind. Benzin, welches MTBE enthält, ist bei der Verwendung dieses STC zugelassen.

Besondere Aufmerksamkeit benötigen die folgenden Punkte :

Engine Overhaul

Die Bleikonzentration der verschiedenen Benzine :

- AVGAS 80/87	0.5 g	pro USGallone
- AVGAS 100LL	2.0 g	pro USGallone
- Autobenzin verbleit	0.1 g	pro USGallone
- Autobenzin unverbleit	0.001 g	pro USGallone

Aufgrund des amerikanischen Clean Air Act ist es heute praktisch unmöglich, mit Ausnahme des Avgas 100LL in den USA noch verbleites Benzin zu erhalten.

Wenn Sie Ihren Motor berholen, verwenden Sie danach für die ersten 25h Avgas 100LL, damit während der Einlaufphase das für die Schmierung notwendige Blei zugeführt werden kann.

Sternmotoren sollten konstant mit Blei versorgt werden. Ein Gemisch aus 25% Avgas 100LL und 75% unverbleitem Benzin entspricht der Bleiversorgung von 80/87- oktan Benzin.

Flachbau-Motoren (Boxer, Reihenmotor, V-Typ usw.) sollten mit Blei versorgt werden entweder wie oben für Radialmotoren beschrieben, oder mit einer Tankfüllung Avgas 100LL alle 75h. Entsprechend der Spezifikation bei der Herstellung von Ventilen und Ventilsitzen bei Flachbau-Motoren benötigen einige dieser Motoren keine Bleiversorgung mehr. Da es für den Flugzeugbesitzer unmöglich ist, die Spezifikation der Ventile und Ventilsitze seines Motors zu kennen, löst eine Tankfüllung Avgas 100LL alle 75h dieses Problem und stellt die Bleiversorgung des Motors unbeschadet der Spezifikation sicher.

Composite Vergaserschwimmer

Composite-Materialien werden von Avgas und Autobenzin in gleicher Weise absorbiert, resp. können zersetzt werden. Gemäss verschiedenen Service Bulletins, welche von den Vergaserherstellern herausgegeben wurden, sollten alle Vergaserschwimmer aus Composite bei der nächsten Vergaserrevision oder bei Auftreten der folgenden Symptome entfernt und ausgewechselt werden:

- Ueberfluteter Vergaser
- Rauher Motorlauf bei tiefen Leistungssetzungen
- Unstetiges Nachlaufen beim Abstellen des Motors

Eines oder mehrere dieser Symptome weisen auf einen defekten Schwimmer hin. Diese Warnungen können in feiner Form auftreten. Petersen Aviation und Wenger&Kaufmann empfehlen daher als Präventivmassnahme, den Schwimmer sofort zu ersetzen, als auf erste Symptome zu warten.

Weitere Symptome können sein: Aus der Motorverschalung herauslaufendes Benzin nach Abstellen des Motors und/oder starker Drehzahlanstieg beim Ziehen des Mixers.

Wie weiss man, ob ein Metallschwimmer montiert ist? Gemäss den Service-Bulletins sollte im Vergaser ein Metallschwimmer montiert sein, wenn entweder:

- auf dem Typenschild des Marvel-Schebler-Vergasers ein "MF" eingestanz ist oder wenn
- ein "Facet Aerospace", resp. ein "Precision Airmotive"-Typenschild montiert ist.

Dampfblasenbildung

Unter den entsprechenden Bedingungen kann Dampfblasenbildung bei Avgas als auch Autobenzin auftreten. Durch die höhere Flüchtigkeit hat Autobenzin ein grösseres Potential für Dampfblasenbildung. Die Benzinzuführung von Hochdeckern auf Gravitätsbasis neigt weniger zu Dampfblasenbildung als jene von Tiefdeckern mit Pumpen-Zuführung. Dampfblasenbildung ist ein Produkt des Benzin-Zuführungssystems. Schütteln von heissem Benzin oder kochendes Benzin kann durch Dampfblasen das Benzinsystem blockieren und somit die Versorgung des Motors mit flüssigem Benzin unterbinden.

Die Situation, in welcher Dampfblasenbildung am wahrscheinlichsten ist, tritt dann in Erscheinung, wenn bei warmem Wetter Winterqualitäts-Benzin verwendet wird. Frühling ist die Zeit des Jahres, in welcher die Kombination dieser Umstände am ehesten auftreten kann. Vorsicht ist geboten, wenn an warmen Tagen mit Winterqualitäts-Benzin geflogen wird. Kontrollieren Sie anlässlich des Run-Up Checks mittels Vollgas geben, ob der Motor seine volle Leistung entwickelt. Während des Vollgasgebens wird heisses Benzin, welches sich innerhalb des Motorabteils befinden kann, durch frisches direkt aus dem Tank ersetzt. Starten Sie nicht, wenn der Motor seine volle Leistung nicht entwickelt.

Avgas besitzt während des ganzen Jahres einen Reid-Dampfdruck von ca. 7 psi. Autobenzin kann während des Winters einen Wert von bis zu 14 psi und im Sommer einen solchen unter 7 psi aufweisen (je nach geographischer Lage). Es ist nicht falsch, wenn Winterqualitäts-Benzin im Winter verwendet wird. Die Verwendung von gelagertem Benzin, welches zwischen Oktober und März gekauft wurde und dann im Frühling bei Temperaturen von über 25°C OAT eingesetzt wird, ist nicht empfehlenswert. Dies ist ein weiterer Grund, weshalb Sie Ihr Benzin dort kaufen sollten, wo eine hohe Umwälzrate des Benzins gewährleistet ist, damit Sie frisches Benzin erhalten.

Die beste Methode, um Dampfblasenbildung zu vermeiden, ist der Kauf und die Verwendung des Hodges Flüchtigkeits-Testers. Dieses Instrument erlaubt es dem Piloten, das Benzin auf das vorhandene Potential zur Dampfblasenbildung zu untersuchen.

Kontaktieren Sie bitte beiliegende Broschüre, welche den Tester beschreibt. Weitere Punkte, die zur Verhinderung von Dampfblasenbildung getan werden können, schliessen die Zustandskontrolle aller Benzinschläuche und Fittings ein. Vergewissern Sie sich, dass die Schläuche nicht zusammenge-drückt sind, oder dass bei alten Schläuchen nicht Luft durch die Schlauchwand in das Benzinssystem eindringen kann. Fittings sollten festgezogen sein, damit keine Luft in das System eindringen kann. Jede unnötige Biegung oder jeder unnötige Winkelfitting im Benzinssystem erhöht die Turbulenz in den Leitungen und erhöht die Möglichkeit von Dampfblasenbildung.

Vergewissern Sie sich ebenfalls, dass sich die Benzinleitungen während des Fluges nicht bewegen oder mit erhitzten Teilen im Motorenraum in Berührung kommen können. Benzinleitungen sollten so befestigt sein, dass sie nicht vibrieren können und damit die Turbulenz in den Leitungen senken. Die zusätzliche Ummantelung der Benzinleitungen im Motorenraum isoliert die Leitungen und senkt die durch den Motor abgegebene Wärmeentwicklung in den Leitungen. Die Position und der Zustand der Entlüftung sollten ebenfalls kontrolliert werden.

Die grösste Wahrscheinlichkeit zur Bildung von Dampfblasen besteht bei wiederholten Starts, d.h., wenn das Flugzeug nach einem ersten Flug für kurze Zeit (ein paar Minuten) abgestellt wird und dann für den nächsten Flug wieder angelassen wird. Nach dem Abstellen des Motors steigt die Temperatur im Motorenraum, da einerseits die Kühlluft fehlt und andererseits die thermische Masse des Motors die Umgebungsluft aufheizt. Wird der Motor kurz darauf wieder gestartet, so kann die Temperatur des Benzins knapp unterhalb des Siedepunktes liegen und damit ist das Risiko der Dampfblasenbildung am höchsten. Das Risiko ist bei Avgas tiefer als bei Autobenzin, da der Siedepunkt von Autobenzin tiefer liegt. Die Kühlung des Motorraumes bei kurzzeitigem Unterbruch nach dem Abstellen und vor dem Wiederanlassen hilft, diese Situation zu mindern. Das Öffnen der Motorhaube oder des Oel-Handlochdeckels bildet eine Möglichkeit, überschüssige Hitze aus dem Motorraum abzuleiten und einen Hitzestau zu vermeiden. Das Drainen des Gascolators vor dem Motorstart kann das Anlassen vereinfachen.

Vergewissern Sie sich immer, dass Sie volle Motorleistung haben, bevor Sie starten.

Wird das Benzin nicht durch die Hitze im Motorenraum, sondern durch direkte Sonneneinstrahlung auf das Flugzeug erwärmt, wird auch ein ausgedehnter Standlauf vor dem Start die Benzintemperatur nicht senken. Um diese Situation zu vermeiden, sollte mit dem Auftanken bis kurz vor dem Flug zugewartet werden. In diesem Fall wird die Temperatur des Benzins gleich jener des Lagertanks sein. Beim Betanken auf diese Art sollte einer möglichen Kondensation von Wasser in den teilweise gefüllten Benzintanks entsprechende Beachtung geschenkt werden. Entsprechende Kontrollen sollten durchgeführt werden, dabei vereinfacht auch hier die Verwendung des Hodges Testers das Ganze beträchtlich.

Sollte Dampfblasenbildung während des Fluges auftreten, wären die ersten Anzeichen dafür ein Ansteigen der Abgastemperaturwerte (EGT), da durch die Dampfblasen der Benzinfluss eingeschränkt und damit das Gemisch verarmt würde.

Sollte die Dampfblasenbildung sehr stark werden, würde der Motor anfangen, rauh zu laufen, so, als ob er zu mager betrieben würde, oder er würde ganz abstellen. Sollte der Motor anfangen, rauh zu laufen, sollte der Pilot unverzüglich die Leistung soweit drosseln, dass der Flug weitergeführt werden kann. Durch die Drosselung wird der Benzinfluss gesenkt und damit die Dampfblasenbildung verringert. Normale Leistung kann erst wieder gesetzt werden, wenn der Motor wieder weich läuft.

Vergaservereisung

Die höhere Flüchtigkeit des Autobenzins führt dazu, dass das Benzin während der Gemischbildung aus der Gemischluft mehr Wärme absorbieren kann, als Avgas. Dies kann bei höheren Umgebungstemperaturen als bei Avgas zu Eisansatz führen. Aus diesem Grund ist die Wahrscheinlichkeit für Vergaservereisung bei Autobenzin höher als bei Avgas.

Die Schwere der Vergaservereisung sowie die Verfahrensmethoden dagegen sind für Avgas und Autobenzin gleich, nur kann Vereisung bei Autobenzin bei höheren Temperaturen und tieferer Feuchtigkeit auftreten. Dies kann dazu führen, dass der Entscheid "Vergaservorwärmung ein" bei weniger schweren Vereisungsbedingungen und während einer längeren Zeitdauer gefällt werden muss.

Der gesamte Eisansatz im Vergaser war anlässlich von Tests bei Autobenzin nicht schlimmer als bei Avgas, er trat nur früher auf. Die vorhandene Cockpitinstrumentierung reicht aus, um Eisansatz im Vergaser festzustellen, sei es mit Avgas oder Autobenzin. Sie sollten die Vergaservorwärmung einschalten, sobald erste Anzeichen von Vereisung auftreten, die einen Motorleistungsabfall -oder auch nicht- zur Folge haben. Beachten Sie bitte dazu im Flughandbuch die Vorgehensweise, welche die Bekämpfung von Vergaservereisung beschreibt.

Anmerkung betreffend Lycoming - Motoren

Lycoming rüstet Motoren, welche überholt und bei welchen gleichzeitig Leistung und Kompression erhöht werden, nicht mehr mit neuen Datenschildern aus. Daher ist es möglich, dass bei einem 160PS O-320 - Motor die Modellnummer auf einen Motor mit 150PS hinweist. Wenn Sie nicht wirklich sicher sind, dass Ihr Motor ein 150PS O-320 ist, versichern Sie sich mittels Durchsicht der Motor-Logbücher und/oder kontaktieren Sie die Firma, welche den Motor überholt hat, dass die Leistung wirklich 150PS und nicht 160PS beträgt. Die 160PS O-320 - Motoren benötigen mindestens einen antiknock-Index von 91 Oktan (98 ROZ).

Spezielle Hinweise für HB- immatrikulierte Flugzeuge

Die Anforderungen, welche das Schweizerische Bundesamt für Zivilluftfahrt BAZL in Zusammenhang mit dem Einbau eines STC stellt, sind in der Technischen Mitteilung TM-R F02.020-60 geregelt.

Sollten Sie weitere Fragen betreffend diesem Autobenzin-STC haben, rufen Sie uns an, oder schicken Sie uns einen Fax : tel/fax ++41 33 54 00 08.

MERKBLATT I

Alkohol - Test

Der nachfolgende Test dient zur Bestimmung von Alkohol im Benzin

1. Mischen von 9 Teilen Benzin und 1 Teil Wasser
2. Schütteln, dann stehen lassen

Alkohol mischt sich mit Wasser und die beiden scheiden zusammen aus. Wenn also nach dem Mischen von Benzin und Wasser der Wasserspiegel ansteigt, enthält das Benzin Alkohol. Dieser Test kann mit einem Testrohr oder gleichwertigem durchgeführt werden.

(Ein Testkit ist zum Preis von sFr. 20.- erhältlich und ist wiederverwendbar)

Benzin, welches Alkohol enthält resp. auf Alkoholbasis hergestellt ist, kann die Gummitteile des Benzin systems beschädigen, die Möglichkeit der Dampfblasenbildung erhöhen, die Reichweite vermindern sowie die Zersetzung von Kunststoffschwimmern im Vergaser beschleunigen. Verwenden Sie aus diesem Grund kein alkoholhaltiges Benzin in Ihrem Flugzeug.

Beziehen Sie Ihr Benzin nur von seriösen Verkäufern von Markenbenzin. Dieses muss der Norm ASTM D-439 resp. ASTM D-4814 entsprechen.

MERKBLATT II

Verwendung von Automobiltreibstoffen

SCHWEIZ

Folgende Automobiltreibstoffe entsprechen der Norm ASTM D-439 resp. ASTM D-4814, sowie SN 181 162 :

- Bleifrei normal	95 oktan	Sommerqualität (Antiknock-Index 90 oktan)
- Bleifrei superplus	98 oktan	Sommerqualität (Antiknock-Index 93 oktan)
- Verbleit normal	95 oktan	Sommerqualität (Antiknock-Index 90 oktan)
- Verbleit super	98 oktan	Sommerqualität (Antiknock-Index 93 oktan)

Bitte beachten Sie, dass alle 91/96oktan Motoren nur für einen Antiknock-Index von min. 91 oktan zugelassen sind.

HB-ORT

HB-KIQ

Corde :

Blanche 6 mm

Noir 8.1 mm (Meister)

Largage
d'urgence :

Vérifier les
couteaux

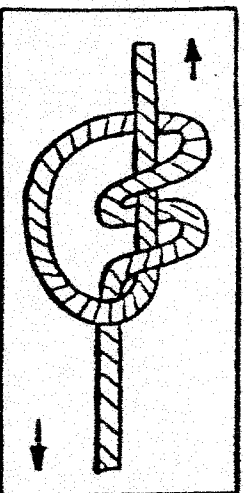
Vérifier les couteaux

Important :

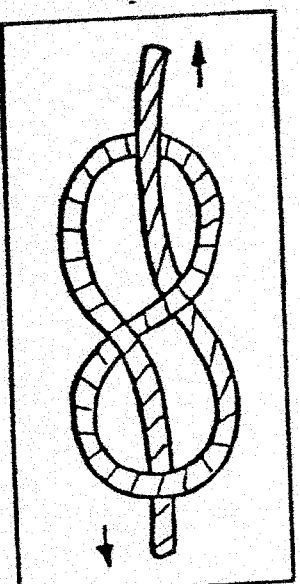
Attention au capteur de
longueur (fragile)!!

En principe, utiliser la corde défectueuse pour mettre en place la nouvelle corde.
Par l'arrêt métallique, la force de traction est transmise seulement sur le cadre de l'avion. Il est donc très important de laisser env. 2 tours de corde sur le tambour de l'enrouleur !

Le manuel du treuil est toujours disponible dans l'avion. (Dossier rouge, en allemand)



RORINGSTEK



ACHTKNOTEN

United States Of America
Department of Transportation - Federal Aviation Administration
Supplemental Type Certificate

Number SE2563CE

This Certificate issued to Petersen Aviation, Inc.
984 K Road
Minden, NE 68959

certifies that the change in the type design for the following product with the limitations and conditions therefor as specified hereon meets the airworthiness requirements of Part 13 of the Civil Air Regulations.

Original Product - Type Certificate Number: E-286

Make: Lycoming

Model: 0-360-A1A, -A1AD, -A1C, -A1D, -A1F, A1F6, -
1F6D, A1G, -A1G6, -A1G6D, -A1H, -A1H6, -
A1LD, -A1P, -A2A, -A2D, -A2E, -A2F, -A2G, -
A2H, -A3A, -A3AD, -A3D, -A4A, -A4AD, -A4D, -
A4G, -A4J, -A4K, -A4M, -A4N, -A5AD, -C1A, -
C1C, -C1E, -C1F, -C1G, -C2A, -C2B, -C2C, -
C2E, -C4F, -F1A6, -G1A6

Description of Type Design Change: Add the following approved fuel: Leaded and unleaded automotive gasoline, 91 minimum antiknock index (RON+MON)/2 per ASTM specification D-439. Intermixing with aviation gasoline also approved. Data Required: 1. A copy of this certificate. 2. Petersen Drawing No. 360-2 dated December 14, 1989, or later "FAA Approved" revisions.

Limitations and Conditions: Compatibility of this design change with previously approved modifications must be determined by the installer. Specific approval must be obtained for each model aircraft to insure compatibility with its fuel system.

This certificate and the supporting data which is the basis for approval shall remain in effect until surrendered, suspended, revoked or a termination date is otherwise established by the Administrator of the Federal Aviation Administration.

Date of application: September 05, 1985

Date of issuance: December 22, 1989

Date reissued:

Date amended: October 17, 1990
November 29, 1993, November 29, 1995



By direction of the Administrator

James M. Peterson
(Signature).

James M. Peterson
Associate ACO Mgr., Systems & Propulsion
Wichita Aircraft Certification Office

(Title)

Any alteration of this certificate is punishable by a fine of not exceeding \$1,000, or imprisonment not exceeding 3 years, or both.

This certificate may be transferred in accordance with FAR 21.47.

Petersen Aviation, Inc.

Identification Plate #360-1

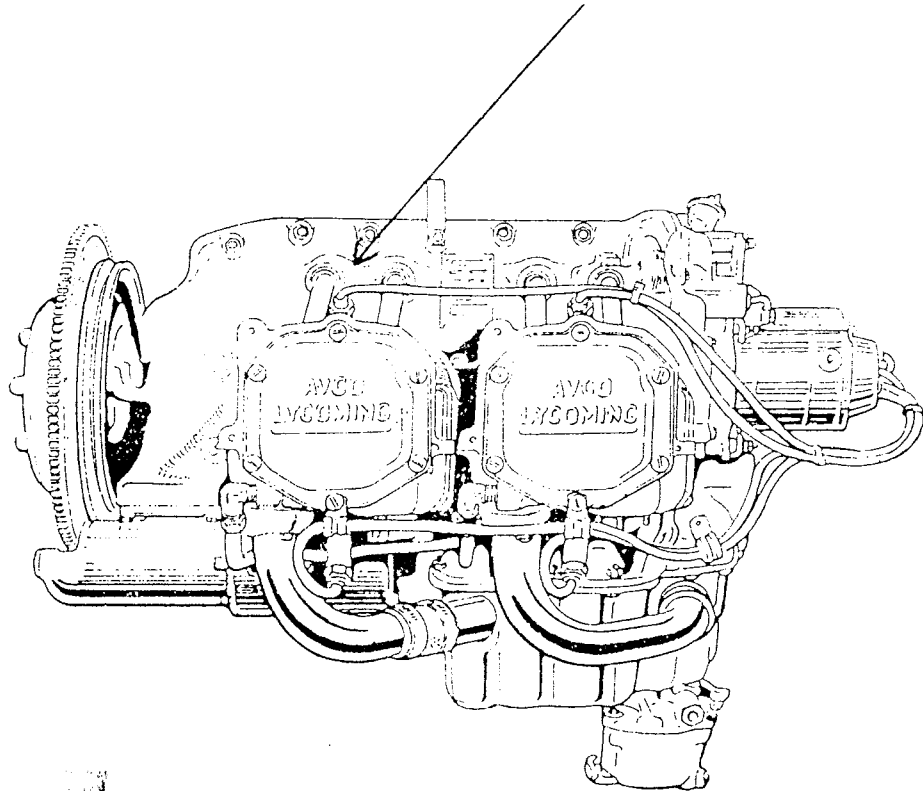
For installation on:

INSTALLATION

Lycoming O-360-A1A, -A1AD, -A1C, -A1D,
 -A1F, -A1F6, -A1F6D, -A1G, -A1G6,
 -A1G6D, -A1H, -A1H6, -A1LD, -A2A, -A2D,
 -A2E, -A2F, -A2G, -A2H, -A3A, -A3AD,
 -A3D, -A4A, -A4AD, -A4D, -A4G, -A4J,
 -A4K, -A4M, -A4N, -A5AD, -C1A, -C1C,
 -C1E, -C1F, -C1G, -C2A, -C2B, -C2D,
 -C2E, -C4F, -F1A6, -G1A6

Install enclosed MS21919-D0-12 Clamp - 1d
 the forward pushrod tube of #2 Cylinder.

Complete FAA form 337 and make entry in log



NOT TO BE REPRODUCED
 PETERSEN AVIATION, INC.

ENGINE SERIAL NO. L-25680-36A

This paperwork is invalid without the corporate seal
 of Petersen Aviation, Inc.

Date	12/14/89	Installation Instructions	Petersen Aviation Route 1, Box 18 Minden, NE 68959 984 K Road
Scale	None	Lycoming O-360 Series	Drawing Number 360-2
Dfstmn	<i>J. L. Petersen</i>		
Check	<i>E. J. Petersen</i>		



Zusätzliches Baumusterzeugnis
Certificat de type supplémentaire **Supplemental Type Certificate**
No Z 73-00-01

Dieses zusätzliche Baumusterzeugnis, ausgestellt für

Le présent certificat de type supplémentaire, établi au nom de

This supplemental type certificate, issued on behalf of

Wir sind umgezogen:
WENGER & KAUFMANN
Aeschiweg 44
CH - 3700 SPIEZ
tel./fax ++41 33 540008

bestätigt auf Grund der anwendbaren Bestimmungen, dass die am ursprünglichen Baumuster des nachstehend bezeichneten Luftfahrzeuges oder Luftfahrzeugteiles vorgenommene Änderung, mit den zugehörigen Grenzen und Bedingungen, den Grundlufttüchtigkeitsanforderungen entspricht.

atteste, en vertu de l'examen partiel de type exécuté selon les ordonnances applicables, que la modification apportée au type original de l'aéronef ou de la partie d'aéronef désigné ci-après, avec les limites et conditions s'y rapportant, correspond aux exigences de navigabilité de base.

certifies, on the basis of the partial type certification executed in accordance with the applicable Orders, that the alteration carried out on the original type design of the aircraft or part thereof specified hereafter, with the pertinent limitations and conditions, is in conformity with the basis airworthiness requirements.

Grundmuster

Type de base

Basis type

PA18-180M converted in accordance with FOCA STC F 57-10-02

Baumusterzeugnis Nr.

Certificat de type no

Type certificate No.

Lufttüchtigkeitsanforderungen

FAA 1A2 / FOCA 629-1A2-1
Exigences de navigabilité

Airworthiness requirements

Beschreibung der Änderung

Description de la modification

Description of the alteration

Operation on automotive gasoline

Die zusätzliche Baumusterzulassung stützt sich auf die im zugehörigen Geräte-Kennblatt enthaltenen Grenzen und Bedingungen.

La certification de type supplémentaire est fondée sur les limites et conditions contenues dans la fiche de navigabilité s'y rapportant.

The supplemental type certification is based on the limitations and conditions contained in the pertinent type certificate data sheet.

Die Gültigkeit dieses zusätzlichen Zeugnisses erlischt, wenn die Baumusterunterlagen oder der Nachweis der Lufttüchtigkeit nicht mehr vorhanden sind.

La validité du présent certificat supplémentaire expire lorsque les documents de type ou la preuve de navigabilité n'existent plus.

The validity of this supplemental certificate expires when the type design or the proof of airworthiness do not exist any more.

Ausgestellt am (Tag/Monat/Jahr)
Délivré le (jour/mois/année)
Issued on (day/month/year)

Issue 1 / October 07, 1994

BUNDESAMT FÜR ZIVILLUFTFAHRT
OFFICE FEDERAL DE L'AVIATION CIVILE
FEDERAL OFFICE FOR CIVIL AVIATION

Reto Senn

b.o.

Supplemental Type Certificate Holder:

Swiss
Wir sind umgezogen:
WENGER & KAUFMANN
Aeschiweg 44
CH - 3700 SPIEZ
tel./fax ++41 33 540008
mach

Original Product:

Type Certificate Number: FAA no. 1A2
Make: Piper
Model: PA18-180M
Note: Applies only to aircraft converted to the PA18-180M version in accordance with Swiss FOCA approved STC no. F-57-10-02 and the following powerplant installed.
Engine: O-360-A3A, -A4A, -A3M, or -A4M

Description of Type Design Change:

Operation of airplane on leaded and unleaded automotive gasoline, 91 minimum antiknock index (RON +MON)/2 per ASTM specification D-439 (ASTM D-4814). Intermixing with aviation gasoline also approved. Data required:
1. Swiss Maintenance Wenger & Kaufmann Certification Report no. 18-180M-1 dated October 07.1994.
2. Airplane Flight Manual Supplement dated August 01, 1994 or later FOCA approved revisions.

Limitations:

Limited to PA18-180M converted in accordance with Swiss STC F-57-10-02. This approval should not be extended to other specific airplanes of these models that incorporate any other previously approved modification, unless it is determined that the interrelationship between this change and any of those previously approved modifications will introduce no adverse effect on the airworthiness of the airplane.

Base of certification:

Part 3 of the Civil Air Regulations.