

MANDATORY SERVICE BULLETIN NO. MSBD4-038

I. TECHNICAL DETAILS

1.1 Category

Mandatory.

1.2 Airplanes affected

Type: DA 40 D

Serial numbers: 40.080, 40.084,
D4.001 up to and incl. D4.100
D4.102, up to and incl. D4.105
D4.107 up to and incl. D4.125
D4.127 up to and incl. D4.136
D4.139 up to and incl. D4.147
D4.149, D4.150, D4.152, D4.161, D4.162, D4.164

1.3 Time of Compliance

within the next 100 flight hours but not later than 01-Oct-2005, whichever occurs first.

1.4 Subject

Thielert Software m2.7
ATA-Code: 75-00

1.5 Reason

It has been found that if the outside air temperature in altitudes above 5000 ft is below -15 °C and if the aircraft is in a prolonged high altitude descent at idle power setting, the engine will cool out and might fail. Therefore the power setting must not be less than 30 % during descent above 5000 ft. If this Service Bulletin is carried out and the software m 2.7 is installed, the above prescribed power setting is no longer necessary.

1.6 Concurrent documents

C Thielert Service Bulletin TM TAE 125-0004 - Rev.4
C LBA - Airworthiness Directive D-2005-145

1.7 Approval

The technical information or instructions contained in this document relate to the Mandatory Design Change Advisory No. MÄM 40-207 which has been approved under the authority of EASA Design Organization Approval no. EASA.21J.052.

The technical content of this document has been approved under the authority of DOA No. EASA.21J.052.

1.8 Accomplishment/Instructions

- a) Remove Temporäre Revision / Temporary Revision TR-MÄM-40-155 from Flughandbuch Dok. Nr. 6.01.05 / Airplane Flight Manual Doc. No. 6.01.05-E.
- b) Remove placard installed under DAI MSBD4-035.
- a) Install software m2.7 (Firmware & Mapping) according to Thielert Operation Maintenance Handbook OM 02-01.
- b) Incorporate Temporäre Revision / Temporary Revision TR-MÄM-40-207 into the Flughandbuch Dok. Nr. 6.01.05 / Airplane Flight Manual Doc. No. 6.01.05-E.

1.9 Mass (Weight) and CG

Not affected

II. PLANNING INFORMATION

2.1 Material & Availability

TR-MÄM-40-207 in German and English language is part of this Service Bulletin

Software is available from Thielert Aircraft Engines

2.2 Special Tools

none

2.3 Labor effort

45 min

2.4 Credit

none

2.5 Reference documents

DA 40 D Flughandbuch Dok. Nr. 6.01.05
DA 40 D Airplane Flight Manual, Doc. No. 6.01.05-E

III. REMARKS

1. Accomplishment of the measures must be confirmed in the airplane technical log book.
2. In case of any doubt, contact Diamond Aircraft.
3. By compliance with this SB, MSBD4-035 is withdrawn.



Thielert Aircraft Engines GmbH
Platanenstrasse 14
09350 Lichtenstein, Germany

Tel: +49 (37204) 6960
Fax: +49 (37204) 69650
www.centurion-engines.com
info@centurion-engines.com

Technische Mitteilung / Service Bulletin

Technische Mitteilung Nr. / Datum: TM TAE 125-0004, Revision 4 / 01.04.2005
Service Bulletin No. / Date TM TAE 125-0004, Revision 4 / April 01st, 2005

Betrifft: neuer Stand Firmware und Mapping
Subject: new version of firmware and mapping

Betroffenes Luftfahrtgerät: TAE 125-01
Type affected: TAE 125-01

Betroffene Geräte-Nr.: alle
Models affected: All

Einstufung: Kategorie 1 – Sicherheit
Compliance: Category 1 – safety

Dringlichkeit: Maßnahmen sind innerhalb der folgenden 100 Flugstunden durchzuführen, spätestens aber bis zum 01.10.2005.

Accomplishment: Measures have to be completed within the next 100 flight hours, latest by October 1st, 2005.

Grund: Korrekturmaßnahme zur Vermeidung eines möglichen Leistungsverlustes nach langandauernden Sinkflügen in Leerlaufstellung bei niedrigen Außentemperaturen.

Reason: Corrective action to prevent loss of power after prolonged descent at idle power setting at low outside air temperatures.

Maßnahmen: Bis zur Durchführung der nachstehenden Maßnahme ist für langandauernde Sinkflüge oberhalb 5000ft eine Leistungsstellung von nicht weniger als 30% zu wählen.
Installation der neuen Software.
Installationshinweise siehe Betriebs- und Wartungshandbuch des TAE 125-01 (OM 02-01).

Correction: Until corrective action as described below is carried through, the power setting for prolonged descents above 5000ft has to be selected not less than 30%.

Installation of the new software.
For installation instructions see Operation and Maintenance Handbook of the TAE 125-01 (OM 02-01).



Thielert Aircraft Engines GmbH
Platanenstrasse 14
09350 Lichtenstein, Germany

Tel: +49 (37204) 6960
 Fax: +49 (37204) 69650
 www.centurion-engines.com
 info@centurion-engines.com

Technische Mitteilung / Service Bulletin

Technische Mitteilung Nr. / Datum: TM TAE 125-0004, Revision 4 / 01.04.2005
Service Bulletin No. / Date: TM TAE 125-0004, Revision 4 / April 01st, 2005

Hinweise: /Remarks:

Neues Mapping für Variante <i>New Mapping for variant</i>				
Flugzeug Aircraft	Verdichtung Compression	Bordnetz Electr. system	Bezeichnung Designation	Teilenummer Partnumber
DA 40	18:1	14 V	T14V270DIA	50-7610-55-105R7
C 172	18:1	14 V	T14V270CES	20-7610-55-104R7
PA28	18:1	14 V	T14V270PIP	40-7610-55106R7
DR400	18:1	14 V	T14V270APEX	60-7610-55106R7
DA 40	18:1	28 V	T28V270DIA	50-7610-55-106R5
C 172	18:1	28 V	T28V270CES	20-7610-55-105R5
PA28	18:1	28 V	T28V270PIP	40-7610-55107R5
DA42	18:1	28 V	R28V270DIA	50-7610-55107R3
Neue Firmware alle Varianten 18:1 <i>New Firmware all variants 18:1</i>			TAE-125 m2.7	02-7610-55-101R7

Mapping für Variante <i>Mapping for variant</i>				
Flugzeug Aircraft	Verdichtung Compression	Bordnetz Electr. system	Bezeichnung Designation	Teilenummer Partnumber
DA 40	19:1	14 V	S14V230DIA	50-7610-55-105R3
C 172	19:1	14 V	S14V230CES	20-7610-55-104R3
Neue Firmware alle Varianten 19:1 <i>New Firmware all variants 19:1</i>			TAE-125 m2.32	02-7610-55-101R4

Die Technische Mitteilung TM TAE 125-0006 Software 18:1 wird mit sofortiger Wirkung ungültig.
Service Bulletin TM TAE 125-0006 Software 18:1 is withdrawn with immediate effect.

Zulassung: Die technischen Informationen, die in diesem Dokument enthalten sind, wurden im Rahmen der Befugnisse der EASA- Genehmigung als Entwicklungsbetrieb Nr. EASA.21J.010 genehmigt.

Approval: The technical information contained in this document has been approved under the authority of EASA Design Organisation Approval no. EASA.21J.010.

Datum der Bekanntgabe: 30.04.2005

Muster: Thielert Aircraft Engines
TAE125

AD der ausländischen Behörde:
-keine-

Geräte-Nr.:
4631

Technische Mitteilungen des Herstellers:
Thielert Aircraft Engines Technische Mitteilung TM TAE 125-0004,
Revision 4 vom 01.04.2005

Betroffenes Luftfahrtgerät:

Thielert Aircraft Engines
TAE125

- **Baureihen:** TAE125-01

- **Werk-Nrn.:** Alle

Betrifft:

Leistungsverlust des Triebwerks nach langandauernden Sinkflügen in Leerlaufstellung bei niedrigen Außentemperaturen.

Maßnahmen:

Im Rahmen dieser Lufttüchtigkeitsanweisung sind folgende Maßnahmen vorgesehen:

1. Bis zur Durchführung des Full Authority Digital Engine Control Unit (FADEC) Software-Updates ist für langandauernde Sinkflüge oberhalb 5000ft eine Leistungsstellung von nicht weniger als 30% zu wählen.
2. Durchführung des FADEC Software-Updates gemäß Betriebs- und Wartungshandbuch Nr. OM 02-01.

Alle erforderlichen Maßnahmen müssen nach der genannten Technischen Mitteilung des Herstellers durchgeführt werden.

Fristen:

Für die Durchführung der einzelnen Maßnahmen sind folgende Fristen festgelegt worden:

Maßnahme 1:

Sofort nach dem Datum der Bekanntgabe dieser Lufttüchtigkeitsanweisung.

Maßnahme 2:

Innerhalb der nächsten 100 Flugstunden oder bis zum 01.10.2005. Verbindlich ist der zuerst eingetretene Zeitpunkt!

Durch die vorgenannten Mängel ist die Lufttüchtigkeit des Luftfahrtgerätes derart beeinträchtigt, daß es nach Ablauf der genannten Fristen nur in Betrieb genommen werden darf, wenn die angeordneten Maßnahmen ordnungsgemäß durchgeführt worden sind. Im Interesse der Sicherheit des Luftverkehrs, das in diesem Fall das Interesse des Adressaten am Aufschub der angeordneten Maßnahmen überwiegt, ist es erforderlich, die sofortige Vollziehung dieser LTA anzuordnen.

Rechtsbehelfsbelehrung:

Gegen diese Verfügung kann innerhalb eines Monats nach Bekanntgabe Widerspruch eingelegt werden. Der Widerspruch ist schriftlich oder zur Niederschrift beim Luftfahrt-Bundesamt, Hermann-Blenk-Str. 26, 38108 Braunschweig einzulegen.

LTA's werden auch im Internet unter <http://www.lba.de> publiziert



**Airworthiness
Directive**

D-2005-145

Luftfahrt-Bundesamt
Airworthiness Directive Section
Hermann-Blenk-Str. 26
38108 Braunschweig
GERMANY

Thielert Aircraft Engines

Effective Date: 30 April 2005

Affected:

Kind of aeronautical product: Aircraft Engine
Manufacturer: Thielert Aircraft Engines GmbH, Platanenstrasse, Lichtenstein, Germany
Type: TAE125
Models affected: TAE125-01
Serial Numbers affected: All
German Type Certificate No.: 4631

Subject:

Software update of the Full Authority Digital Engine Control Unit (FADEC) due to a software error.

Reason:

Due to a software error in the Full Authority Digital Engine Control Unit (FADEC) loss of power incidents after prolonged descent at idle power setting at low outside air temperatures have been determined during operation. The actions specified in this airworthiness directive are intended to prevent loss of power incidents after prolonged descent at idle power setting, which could result in an emergency landing.

Action:

The following actions are required by this airworthiness directive:

1. Unless the software update of the Full Authority Digital Engine Control Unit (FADEC) has been carried out, the power setting for prolonged descents above 5000ft must not fall below 30%.
2. Software update of the Full Authority Digital Engine Control Unit (FADEC) in compliance with the Operation and Maintenance Handbook No. OM 02-01.

All mentioned actions must be accomplished in accordance with the referenced manufacturer service bulletin.

Compliance:

For the necessary actions mentioned above the following compliance times have been laid down:

1. Immediately after the effective date of this airworthiness directive.
2. Within the next 100 flight hours or before 01 October 2005, whichever occurs first.

Technical publication of the manufacturer:

Thielert Service Bulletin No. TM TAE 125-0004, Revision 4, of 01 April 2005. This service bulletin becomes herewith part of this AD and may be obtained from:

Thielert Aircraft Engines GmbH
Platanenstrasse 14
09350 Lichtenstein, GERMANY
Tel: +49-37204-6960, Fax: +49-37204-69650
info@centurion-engines.com
www.centurion-engines.com,

EASA-Approval

Approved by EASA under approval-No. 2005-2921 on 01 April 2005.

TEMPORÄRE REVISION

TR-MÄM-40-207

TAE SOFTWARE 2.7

ersetzt TR-MÄM-40-122, TR-MÄM-155

Diese Temporäre Revision TR-MÄM-40-207 wurde im Zusammenhang mit der vorgeschriebenen Änderungsmitteilung MÄM 40-207 anerkannt und ist in Verbindung mit der letzten Revision des DA 40 D - Flughandbuchs gültig, bis diese Temporäre Revision in das Flughandbuch eingearbeitet wurde.

Die Betriebsgrenzen und/oder Informationen, die in dieser Temporären Revision enthalten sind, ergänzen oder ersetzen (im Falle von Widersprüchen) jene, die im Flughandbuch enthalten sind.

Die in diesem Dokument enthaltenen technischen Informationen wurden auf Basis der Berechtigung gemäß DOA No. EASA.21J.052 genehmigt.

Dok. Nr.	Kapitel	Betroffene Seiten
6.01.05	2	2-9a
	3	3-7a, 3-9a, 3-9b, 3-10a, 3-10b, 3-12a, 3-12b
	4B	4B-11a, 4B-11b
	5	5-10a, 5-11a, 5-13a, 5-15a
	7	7-24a, 7-46a, 7-49a

Anweisung:

-) dieses Dokument auf gelbem Papier ausdrucken (einseitig).
-) dieses Deckblatt als erste Seite des Flughandbuches einordnen.
-) alle anderen Seiten dieser Temporären Revision vor den zugehörigen Seiten des Flughandbuches einordnen.

Dok. Nr. 6.01.05	TR-MÄM-40-207	14-Apr-2005	Deckblatt
------------------	---------------	-------------	-----------

Farbe und Bedeutung der Vorwarnleuchten (gelb)

Die zwei letzten Zeilen der Tabelle lauten:

Vorwarn- leuchte (gelb)	Bedeutung	Grund
ECU A	ECU A	* In der Motorsteuerungseinheit A (ECU A) ist eine Störung aufgetreten (bei kleinen Störungen ist ein einmaliges Rücksetzen möglich) oder * Die Motorsteuerungseinheit A durchläuft im Rahmen der 'Vor dem Start'-Checkliste den Selbsttest.
ECU B	ECU B	* In der Motorsteuerungseinheit B (ECU B) ist eine Störung aufgetreten (bei kleinen Störungen ist ein einmaliges Rücksetzen möglich) oder * Die Motorsteuerungseinheit B durchläuft im Rahmen der 'Vor dem Start'-Checkliste den Selbsttest.

3.2.2 MOTORSTÖRUNG WÄHREND DES STARTS

(b) Startabbruch nicht mehr möglich

- | | |
|------------------------------|-------------------|
| 1. Fluggeschwindigkeit | 72 KIAS (1150 kg) |
| | 66 KIAS (1000 kg) |
| | 59 KIAS (850 kg) |

WARNUNG

Wenn eine Motorstörung während des Starts eintritt, wenn kein Startabbruch mehr möglich ist und noch keine sichere Höhe erreicht ist, soll eine Notlandung geradeaus durchgeführt werden. Eine Umkehrkurve kann tödlich enden.

wenn es die Zeit erlaubt:

- | | |
|-------------------------|-----------|
| 2. Leistungshebel | check MAX |
| 3. ECU SWAP | ECU B |

ECU rücksetzen:

- | | |
|------------------------|----------|
| 4. ENGINE MASTER | OFF - ON |
|------------------------|----------|

WARNUNG

Läßt sich die Störung nicht sofort beheben, und gibt der Motor keine brauchbare Leistung mehr ab, so ist eine Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR durchzuführen.

3.2.3 MOTORSTÖRUNG IM FLUG

(b) Leistungsverlust

ANMERKUNG

Solange eine Fluggeschwindigkeit von 60 KIAS nicht unterschritten wird und kein schwerwiegender mechanischer Defekt vorliegt, dreht sich der Propeller im Windmilling weiter.

- | | |
|---|-------------------|
| 1. Fluggeschwindigkeit | 73 KIAS (1150 kg) |
| | 68 KIAS (1000 kg) |
| | 60 KIAS (850 kg) |
| 2. Leistungshebel | MAX |
| 3. Falls in Vereisungsbedingungen | Alternate Air ON |
| 4. Kraftstoffmenge MAIN-Tank | check |
| 5. Kraftstofftransferpumpe | ON |
| 6. Emergency fuel valve | check NORMAL |
| 7. ECU SWAP | ECU B |

ECU zurücksetzen:

- | | |
|------------------------|----------|
| 8. MASTER ENGINE | OFF - ON |
|------------------------|----------|

ANMERKUNG

Falls sich durch Umschalten auf die ECU B die Störung nicht beheben läßt, ist auf AUTOMATIC zurückzuschalten.

WARNUNG

Läßt sich die Störung nicht sofort beheben, auf Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR vorbereiten, danach versuchen, den Motor gemäß 3.2.4 - WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT DREHENDEM PROPELLER wiederanzulassen.

3.2.4 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT DREHENDEM PROPELLER

ANMERKUNG

Solange eine Fluggeschwindigkeit von 60 KIAS nicht unterschritten wird und kein schwerwiegender mechanischer Defekt vorliegt, dreht sich der Propeller im Windmilling weiter. Nach einem kompletten Stillstand beginnt sich der Propeller über einer Fluggeschwindigkeit von 105 KIAS wieder im Windmilling zu drehen.

WICHTIGER HINWEIS

Die Höchstgeschwindigkeit für Windmilling ist 120 KIAS. Höhere Fluggeschwindigkeiten können eine Propellerüberdrehzahl bewirken.

ANMERKUNG

Das Wiederanlassen des Motors mit drehendem Propeller ist bei Fluggeschwindigkeiten zwischen 73 und 120 KIAS und Höhen unterhalb 6500 ft Druckhöhe möglich.

- | | | |
|----|--|--|
| 1. | Geschwindigkeit für besten Gleitwinkel | 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg) |
| % | 2. Leistungshebel | IDLE |
| | 3. Emergency fuel valve | check NORMAL |
| | 4. Alternate air | OPEN |
| | 5. Kraftstofftransferpumpe | ON |
| | 6. AVIONIC MASTER | OFF |

7. ELECTRIC MASTER ON
8. Fluggeschwindigkeit 73 bis 120 KIAS

ECU rücksetzen:

9. ENGINE MASTER OFF - ON

ANMERKUNG

Wenn der Motor nicht angelassen werden kann:

- Gleitflugkonfiguration gemäß 3.4 - GLEITFLUG einnehmen
- Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR durchführen

10. AVIONIC MASTER ON, falls erforderlich

3.2.5 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT STEHENDEM PROPELLER

ANMERKUNG

Das Wiederanlassen des Motors mit stehendem Propeller ist unterhalb von 6500 ft Druckhöhe möglich.

- | | | |
|----|--|--|
| 1. | Geschwindigkeit für besten Gleitwinkel | 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg) |
| 2. | ENGINE MASTER | OFF |
| % | 3. Leistungshebel | IDLE |
| 4. | Emergency fuel valve | check NORMAL |
| 5. | Alternate air | OPEN |
| 6. | Kraftstofftransferpumpe | ON |
| 7. | AVIONIC MASTER | OFF |
| 8. | ELECTRIC MASTER | ON |
| 9. | ENGINE MASTER | ON |

ANMERKUNG

Nur wenn der ENGINE MASTER aus- (OFF) und wieder eingeschaltet (ON) wird, kann das Vorglühen ausgelöst werden. Das Vorglühen muß kurz vor dem Wiederanlaßversuch ausgelöst werden. Wurde über 6500 ft Druckhöhe vorgeglüht, muß es wiederholt werden.

- | | | |
|-----|------------------------------------|--------------------------------------|
| 10. | ELECTRIC MASTER
Motor | START (loslassen, wenn der
läuft) |
|-----|------------------------------------|--------------------------------------|

ANMERKUNG

Durch Erhöhen der Fluggeschwindigkeit auf über 105 KIAS wird der sich der Propeller im Windmilling zu drehen beginnen, und der Motor kann so gestartet werden. Dazu sollte der ELECTRIC MASTER auf ON gesetzt werden (siehe 3.2.4 WIEDERANLASSEN DES MOTORS MIT DREHENDEM PROPELLER). Ein Höhenverlust von mindestens 1000 ft (300 m) muß dabei einkalkuliert werden.

Wenn der Motor nicht angelassen werden kann:

- Gleitflugkonfiguration gemäß 3.4 - GLEITFLUG einnehmen
- Notlandung gemäß 3.5.1 - NOTLANDUNG MIT STEHENDEM MOTOR durchführen

WICHTIGER HINWEIS

Das Wiederanlassen des Motors nach einem Motorbrand soll nur dann versucht werden, wenn die sichere Durchführung einer Notlandung unwahrscheinlich ist. Es ist damit zu rechnen, daß das Wiederanlassen nach einem Motorbrand nicht möglich ist.

4B.3.2 Störung ECU A (ECU A)

Absatz (b) ändert sich wie folgt:

(b) 'ECU A'-Vorwarnung im Flug

WICHTIGER HINWEIS

Im Falle einer Störung in der elektronischen ECU (Engine Control Unit) 'A' schaltet das System automatisch auf ECU 'B' um.

1. Den Knopf 'ECU TEST' länger als 2 Sekunden drücken, um die Vorwarnung zu löschen.

Wenn die 'ECU A'-Vorwarnung wieder erscheint oder nicht gelöscht werden kann:

2. Auf dem nächstgelegenen Flugplatz landen.
3. Der Motor muß nach der Landung gewartet werden.

Wenn die 'ECU A'-Vorwarnung gelöscht werden kann:

2. Flug fortsetzen.
3. Der Motor muß nach der Landung gewartet werden.

4B.3.3 Störung ECU B (ECU B)

Absatz (b) ändert sich wie folgt:

(b) 'ECU B'-Vorwarnung im Flug

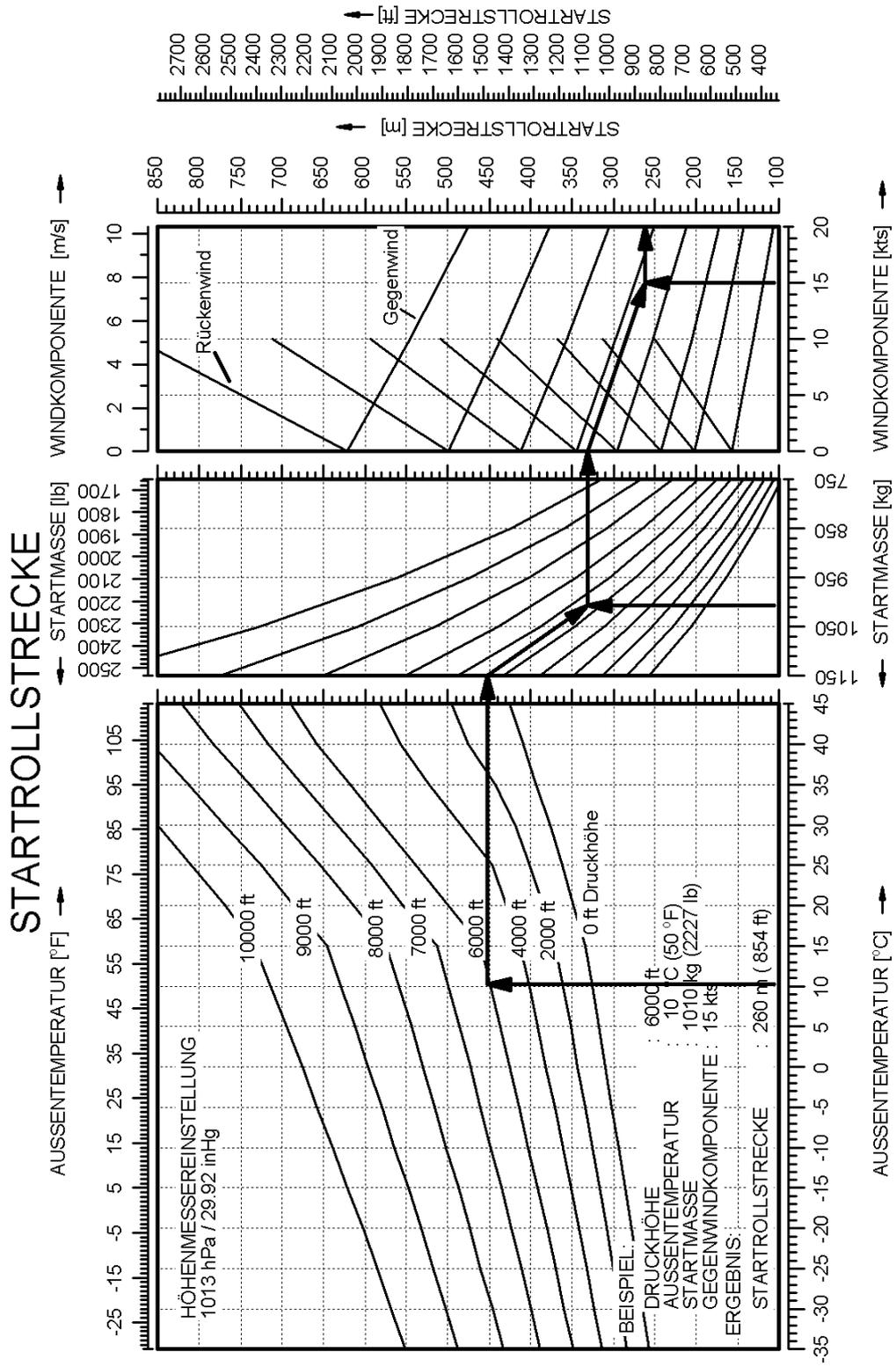
1. Den Knopf 'ECU TEST' länger als 2 Sekunden drücken, um die Vorwarnung zu löschen.

Wenn die 'ECU B'-Vorwarnung wieder erscheint oder nicht gelöscht werden kann:

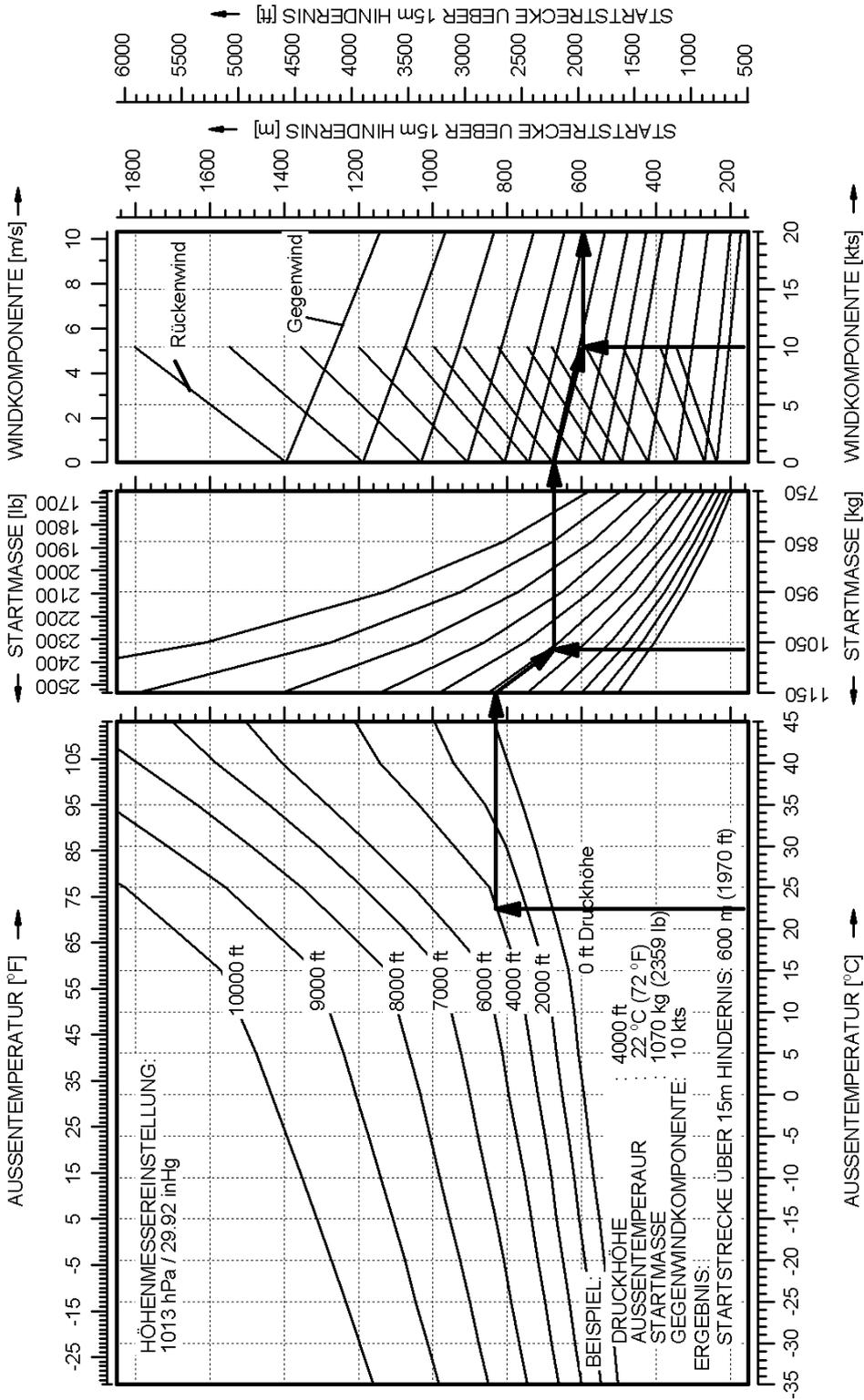
2. Auf dem nächstgelegenen Flugplatz landen.
3. Der Motor muß nach der Landung gewartet werden.

Wenn die 'ECU B'-Vorwarnung gelöscht werden kann:

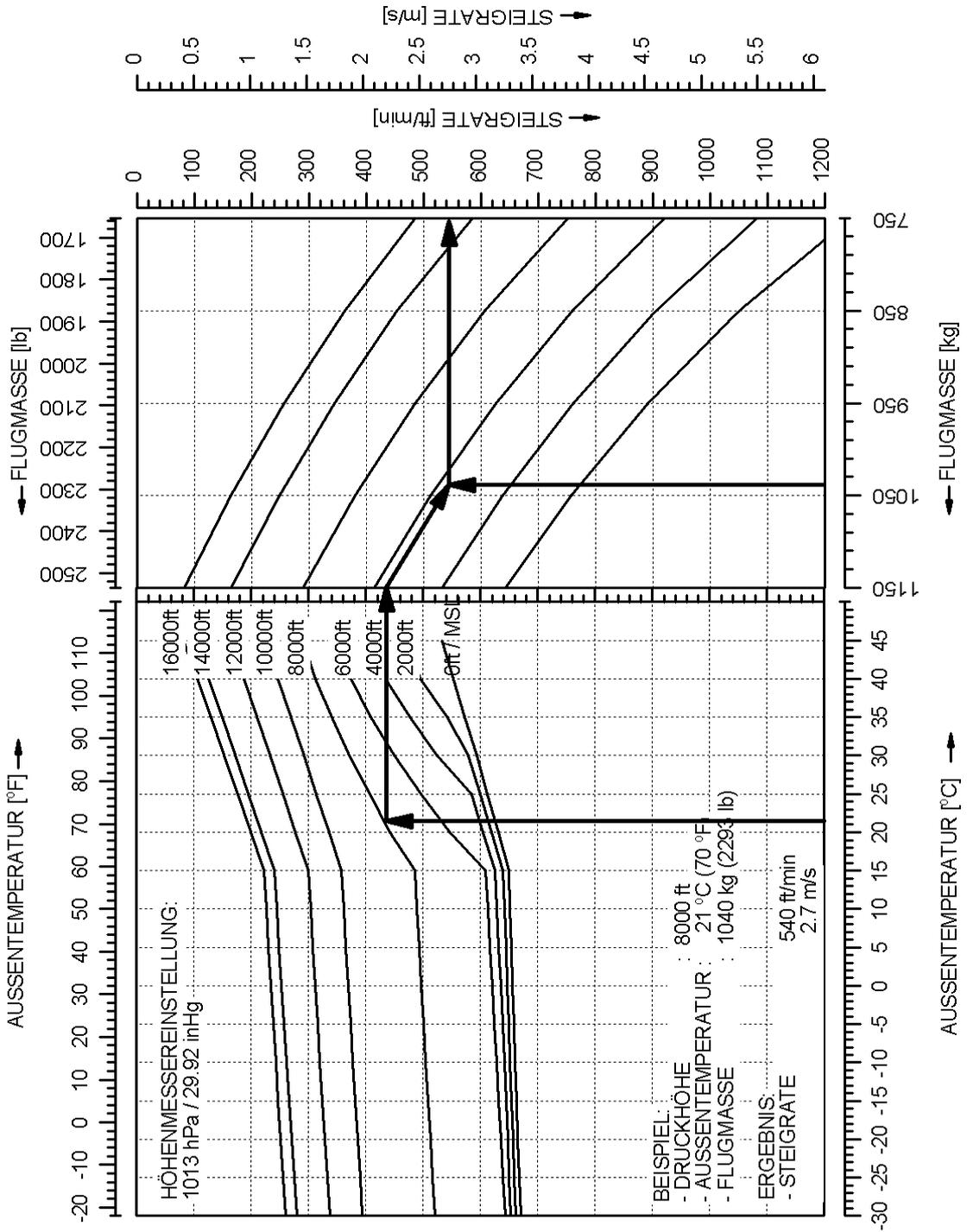
2. Flug fortsetzen.
3. Der Motor muß nach der Landung gewartet werden.



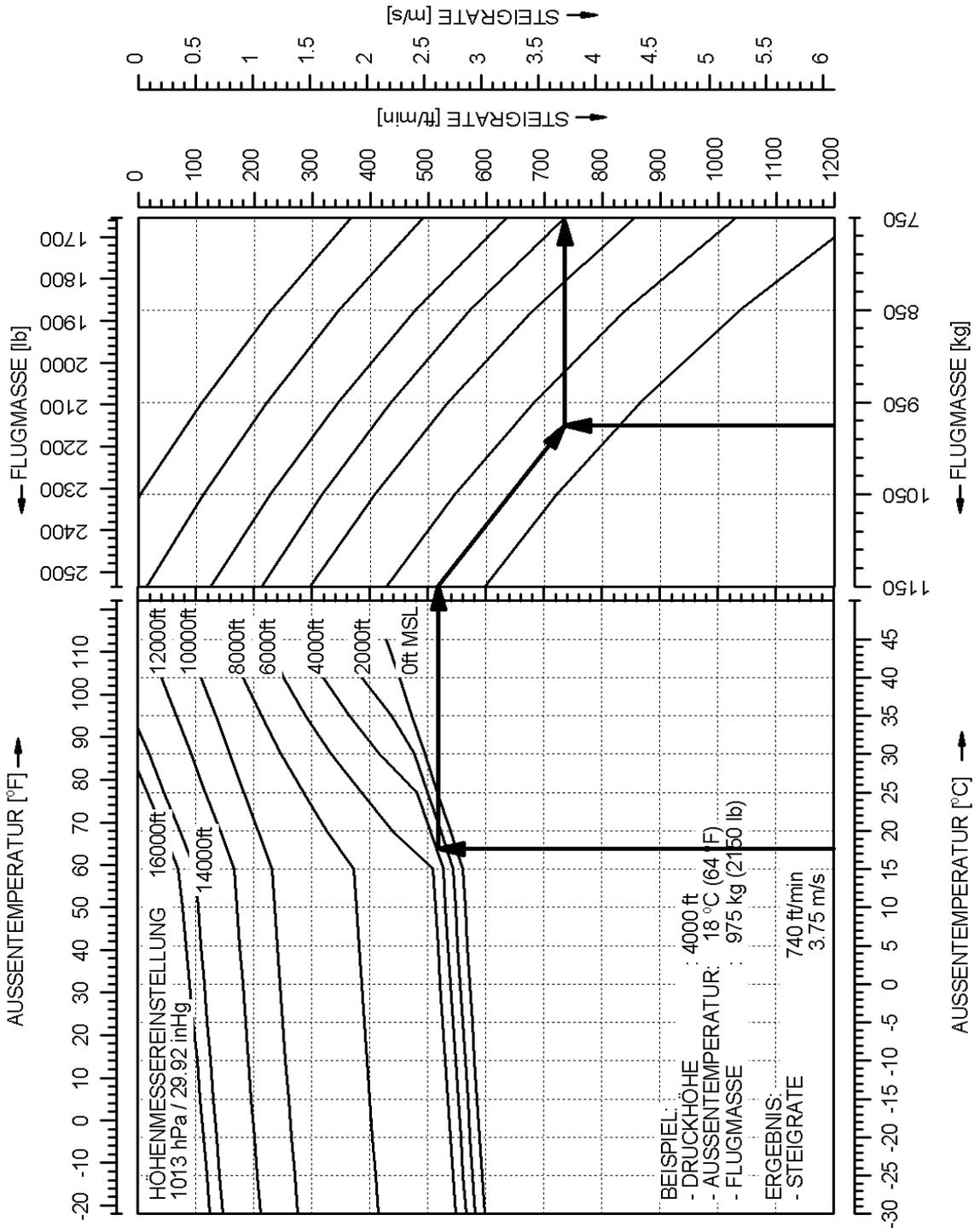
STARTSTRECKE UEBER 15m HINDERNIS



STEIGLEISTUNG - STARTSTEIGFLUG



STEIGLEISTUNG - REISESTEIGFLUG



ECU TEST***Der Text wird wie folgt ergänzt:***

% Der 'ECU TEST'-Taster hat in Abhängigkeit von der Stellung des Leistungshebels und der Drehzahl zwei verschiedene Funktionen:

% *Leistungshebel auf 'IDLE' und eine Drehzahl (RPM) unter etwa 900:*

Durch Drücken und Halten des Tasters wird der Selbsttest der ECU gestartet, wobei der Taster bis zum Ende des Selbsttests gehalten werden muß. Der Selbsttest ist sowohl am Boden als auch im Flug möglich, jedoch muß sich der Leistungshebel in der 'IDLE'-Stellung befinden, anderenfalls wird der Selbsttest nicht gestartet. Während des Tests schaltet die ECU von ECU A auf ECU B um, und die Propellerverstellung durchläuft einen Testzyklus. Die Drehzahl des Propellers wird automatisch von der ECU überwacht. Beim Umschalten von einer ECU zur anderen darf ein einmaliges leichtes Rütteln des Motors auftreten. Am Ende des Selbsttests schaltet die ECU von ECU B wieder auf ECU A zurück. Danach müssen beide Vorwarnleuchten erlöschen, und der Motor muß gleichmäßig laufen.

% *Leistungshebel über der 'IDLE'-Position oder eine Drehzahl (RPM) über etwa 900:*

% Wird eine Vorwarnung 'ECU A' oder 'ECU B' angezeigt, kann der 'ECU TEST'-Taster für mehr als 2 Sekunden gedrückt werden, um die Vorwarnung zu löschen. Das Löschen der Vorwarnung ist nur einmal und nur bei kleineren Störungen des Systems möglich.

Zusätzlich wird der 'ECU Test'-Taster in IFR-ausgestatteten Flugzeugen verwendet, um die Ladung der ECU Backup-Batterie zu testen. Dieser Test muß vor jedem Flug bestanden werden. Der Test ist sowohl am Boden als auch im Flug möglich, jedoch darf die ECU Backup-Batterie gerade nicht verwendet werden, andernfalls wird der Test nicht gestartet. Während des Tests mißt der Batterietester, welcher im Instrumentenbrett eingebaut ist, mehrere Werte der ECU Backup-Batterie. Dies wird durch Blinken einer roten LED, welche auf der linken Seite des Instrumentenbrettes eingebaut ist, angezeigt. Falls die Kapazität der ECU Backup Batterie nur 70% oder weniger ihrer Nennkapazität aufweist, leuchtet die 'ECU BACKUP UNSAFE'-Leuchte dauernd.

Den folgenden Text am Ende der Seite 7-46 einfügen:

Eine Störung in einer Motorsteuereinheit (ECU) wird durch eine Vorwarnanzeige am PFD (ECU A/B FAIL) angezeigt. Bei Vorliegen einer kleineren Störung kann die Anzeige einmalig durch das Drücken des 'ECU TEST'-Tasters (länger als 2 Sekunden) gelöscht werden. Die Vorwarnung wird beim nächsten Versuch, den Motor zu starten, wieder erscheinen. Nach der Anzeige einer Störung durch die 'ECU A/B' -Vorwarnung muß der Motor in jedem Fall überprüft werden, auch wenn die Vorwarnung gelöscht werden konnte.

Anzeige von Warnungen

'Engine Control Unit'-Vorwarnung (ECU A oder ECU B)

Der folgende Text ist nach dem bestehenden einzufügen:

Im Falle kleinerer Störungen kann die Vorwarnung einmal durch Drücken des 'ECU TEST'-Tasters (länger als 2 Sekunden) zurückgesetzt werden. Beim nächsten Versuch, den Motor zu starten, erscheint die Vorwarnung erneut.

TEMPORARY REVISION
TR-MÄM-40-207
TAE SOFTWARE 2.7
supersedes TR-MÄM-40-122, TR-MÄM-40-155

This Temporary Revision TR-MÄM-40-207 is approved in conjunction with the Mandatory Design Change Advisory MÄM 40-207 and is valid in conjunction with the latest revision of the DA 40 D Airplane Flight Manual until this temporary revision has been incorporated into the Airplane Flight Manual.

The limitations and information contained herein either supplement or, in the case of conflict, override those in the Airplane Flight Manual.

The technical information contained in this document has been approved under the authority of DOA No. EASA.21J.052.

Doc. No.	Section	Affected Pages
6.01.05-E	2	2-9a
	3	3-7a, 3-9a, 3-9b, 3-10a, 3-10b, 3-12a, 3-12b
	4B	4B-11a, 4B-11b
	5	5-10a, 5-11a, 5-13a, 5-15a
	7	7-24a, 7-46a, 7-49a

Instruction

-) Print this document on yellow paper (single-sided).
-) Insert this cover page as the first page of the AFM.
-) Insert the other pages of this Temporary Revision in front of the corresponding AFM pages.

Doc. # 6.01.05-E	TR-MÄM-40-207	14-Apr-2005	Cover Page
------------------	---------------	-------------	------------

Color and significance of the caution and status lights:

The last two lines in the table are amended to read:

Caution light (amber)	Meaning	Cause
ECU A	ECU A	* A fault has occurred in the ECU A (one reset of minor faults is possible) or * ECU A is being tested during the ECU-test procedure during the 'before take-off-check.'
ECU B	ECU B	* A fault has occurred in the ECU B (one reset of minor faults is possible) or * ECU B is being tested during the ECU-test procedure during the 'before take-off-check.'

3.2.3 ENGINE PROBLEMS IN FLIGHT

(b) Loss of power

NOTE

As long as an airspeed of at least 60 KIAS is maintained, and there is no major mechanical engine defect, the propeller will continue to windmill.

- | | |
|---------------------------------|----------------------------|
| 1. Airspeed | 73 KIAS (1150 kg, 2535 lb) |
| | 68 KIAS (1000 kg, 2205 lb) |
| | 60 KIAS (850 kg, 1874 lb) |
| 2. Power lever | MAX |
| 3. If in icing conditions | Alternate Air ON |
| 4. Fuel qty. MAIN tank | check |
| 5. Fuel transfer pump | ON |
| 6. Emergency fuel valve | check NORMAL |
| 7. ECU SWAP | ECU B |

ECU reset:

- | | |
|------------------------|----------|
| 8. ENGINE MASTER | OFF - ON |
|------------------------|----------|

NOTE

If selecting ECU B does not solve the problem, switch back to AUTOMATIC.

WARNING

If the problem does not clear itself immediately, prepare for an emergency landing in accordance with 3.5.1 - EMERGENCY LANDING WITH ENGINE OFF, then try to restart the engine with windmilling propeller in accordance with 3.2.4 - RESTARTING THE ENGINE WITH WINDMILLING PROPELLER.

3.2.4 RESTARTING THE ENGINE WITH WINDMILLING PROPELLER

NOTE

As long as an airspeed of at least 60 KIAS is maintained, and there is no major mechanical engine defect, the propeller will continue to windmill. After a complete stop the propeller starts to windmill at airspeeds above 105 KIAS.

CAUTION

The maximum airspeed for windmilling is 120 KIAS. Higher airspeeds may result in propeller overspeed.

NOTE

Restarting the engine with windmilling propeller is possible at airspeeds between 73 and 120 KIAS and altitudes below 6500 ft pressure altitude.

- | | | |
|----|---|---|
| 1. | Airspeed for best glide angle | 73 KIAS (1150 kg, 2535 lb)
68 KIAS (1000 kg, 2205 lb)
60 KIAS (850 kg, 1874 lb) |
| % | 2. Power lever | IDLE |
| | 3. Emergency fuel valve | check NORMAL |
| | 4. Alternate air | OPEN |
| | 5. Fuel transfer pump | ON |
| | 6. AVIONIC MASTER | OFF |

- 7. ELECTRIC MASTER ON
- 8. Airspeed 73 to 120 KIAS

ECU reset:

- 9. ENGINE MASTER OFF - ON

NOTE

If it is not possible to start the engine:

- adopt glide configuration as in 3.4 - GLIDING
- carry out emergency landing in accordance with 3.5.1 -
EMERGENCY LANDING WITH ENGINE OFF

- 10. AVIONIC MASTER ON, if required

3.2.5 RESTARTING THE ENGINE WITH STATIONARY PROPELLER

NOTE

Restarting the engine with stationary propeller is possible at altitudes below 6500 ft pressure altitude.

- 1. Airspeed for best glide angle 73 KIAS (1150 kg, 2535 lb)
68 KIAS (1000 kg, 2205 lb)
60 KIAS (850 kg, 1874 lb)
- 2. ENGINE MASTER OFF
- % 3. Power lever IDLE
- 4. Emergency fuel valve check NORMAL
- 5. Alternate air OPEN
- 6. Fuel transfer pump ON
- 7. AVIONIC MASTER OFF
- 8. ELECTRIC MASTER ON
- 9. ENGINE MASTER ON

NOTE

Only if the ENGINE MASTER is switched OFF and ON again, glowing will be initiated. Glowing must be initiated shortly before the restart attempt. If glowing was done above 6500 ft pressure altitude, it must be repeated.

- 10. ELECTRIC MASTER START (release when engine is running)

NOTE

By increasing the airspeed above approximately 105 KIAS, the propeller will begin to rotate due to windmilling and the engine can thus be started. For this, the ELECTRIC MASTER should be set to ON (see 3.2.4 RESTARTING THE ENGINE WITH WINDMILLING PROPELLER). A loss of altitude of at least 1000 ft (300 meters) must be expected.

If it is not possible to start the engine:

- adopt glide configuration as in 3.4 - GLIDING
- carry out emergency landing as in 3.5.1 - EMERGENCY LANDING WITH ENGINE OFF

CAUTION

Engine restart following an engine fire should only be attempted if it is unlikely that a safe emergency landing can be made. It must be expected that engine restart is impossible after an engine fire.

4B.3.2 ECU A FAIL

Paragraph (b) is amended to read:

(b) 'ECU A' caution during flight

NOTE

In case of a failure in the electronic ECU (Engine Control Unit)
'A' the system automatically switches to ECU 'B'.

1. Press the ECU TEST button for more than 2 seconds to reset the caution message.

If the ECU A caution re-appears or cannot be reset:

2. Land on nearest suitable airfield.
3. The engine must be serviced after landing.

If the ECU A caution can be reset:

2. Continue flight.
3. The engine must be serviced after landing.

4B.3.3 ECU B FAIL

Paragraph (b) is amended to read:

(b) 'ECU B' caution during flight

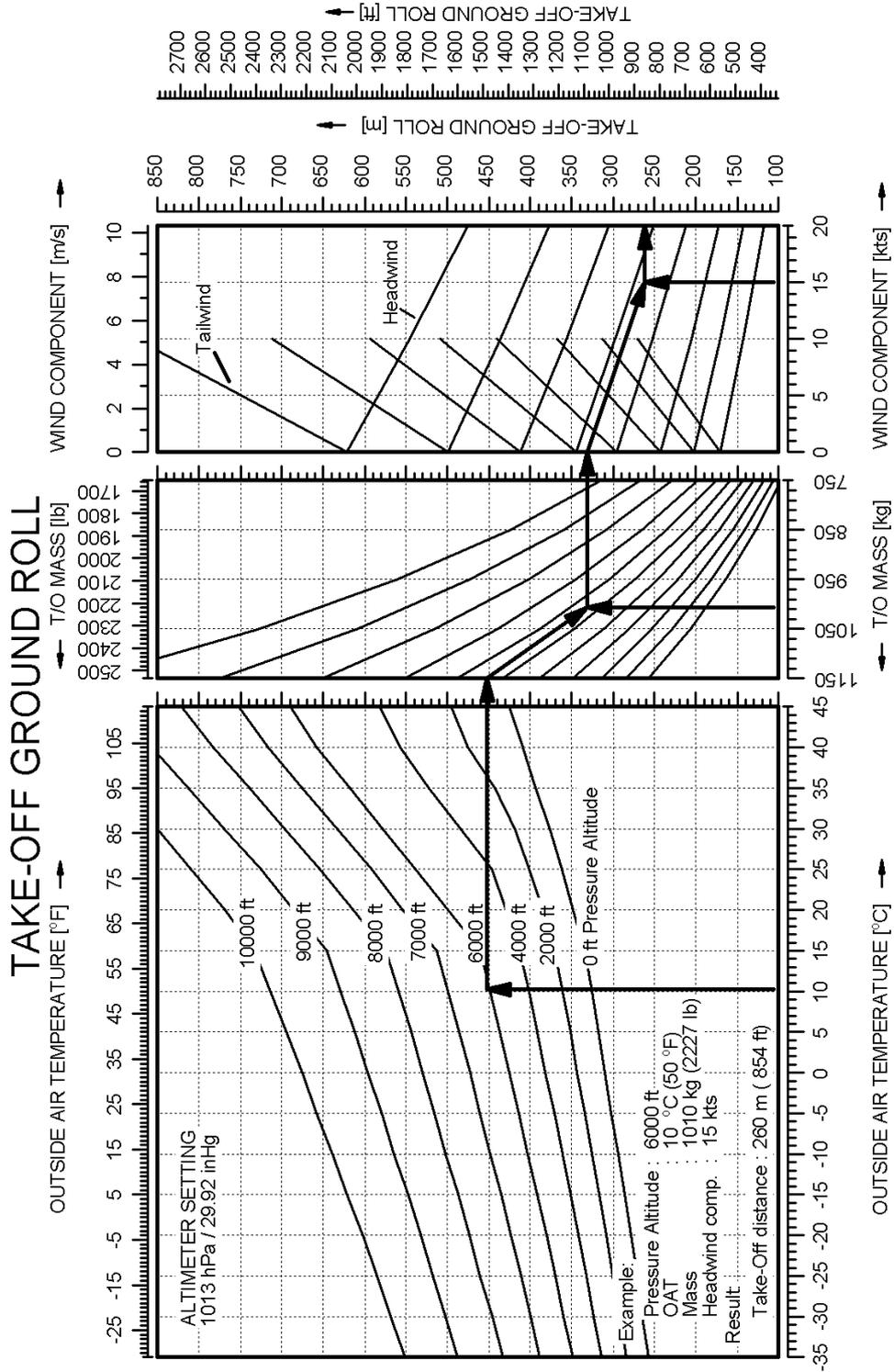
1. Press the ECU TEST button for more than 2 seconds to reset the caution message.

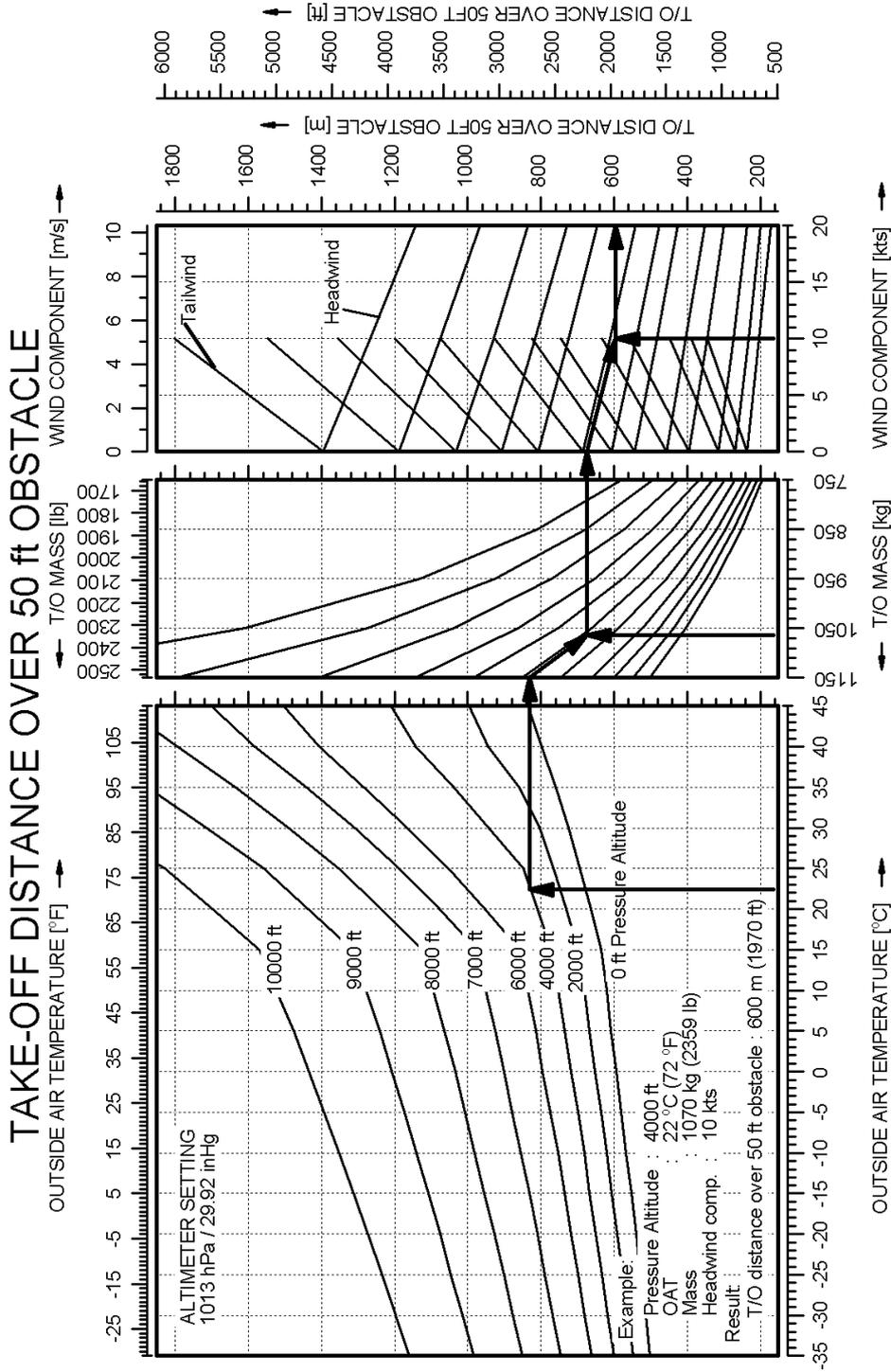
If the ECU B caution re-appears, or cannot be reset:

2. Land on nearest suitable airfield.
3. The engine must be serviced after landing.

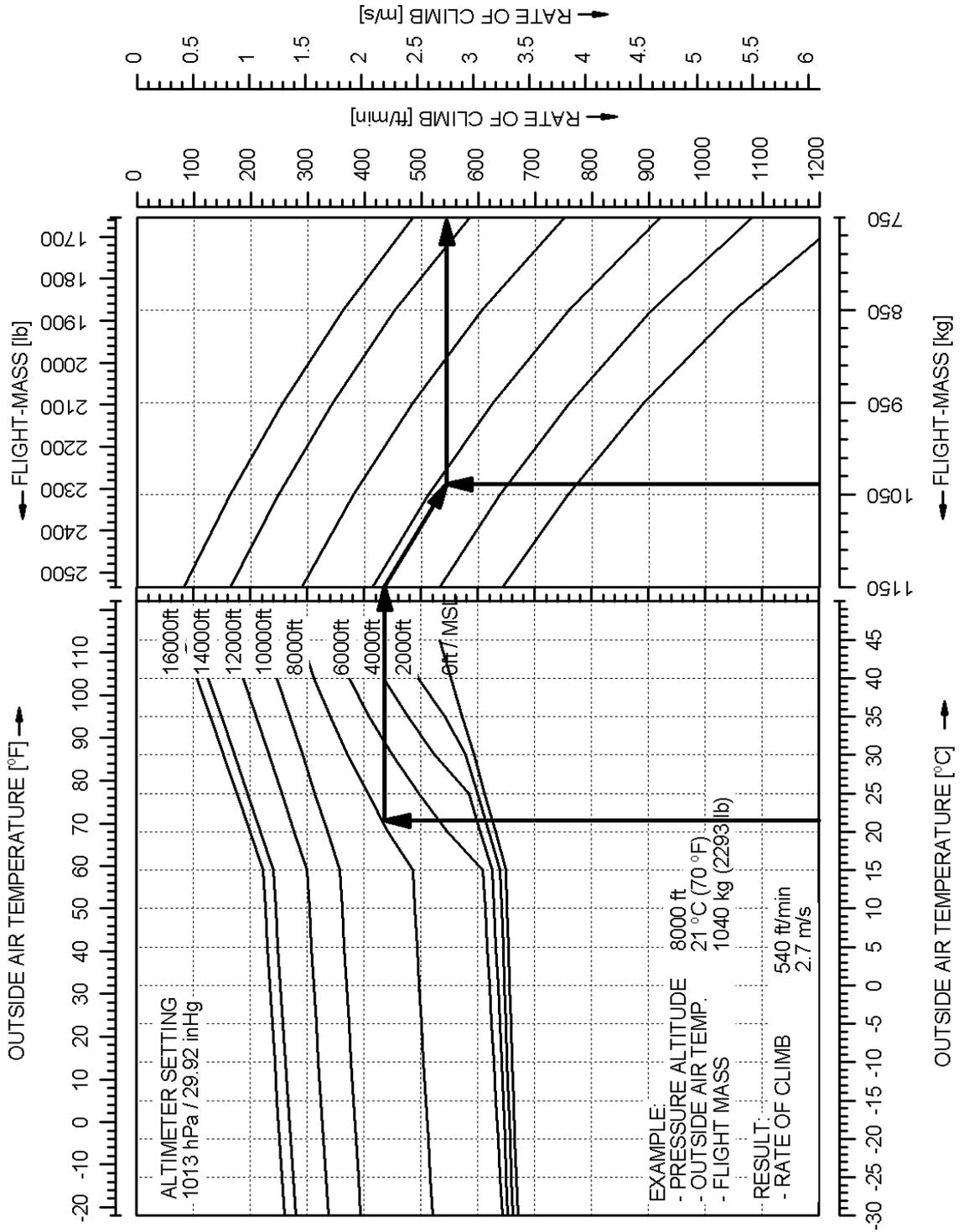
If the ECU B caution can be reset:

2. Continue flight.
3. The engine must be serviced after landing.

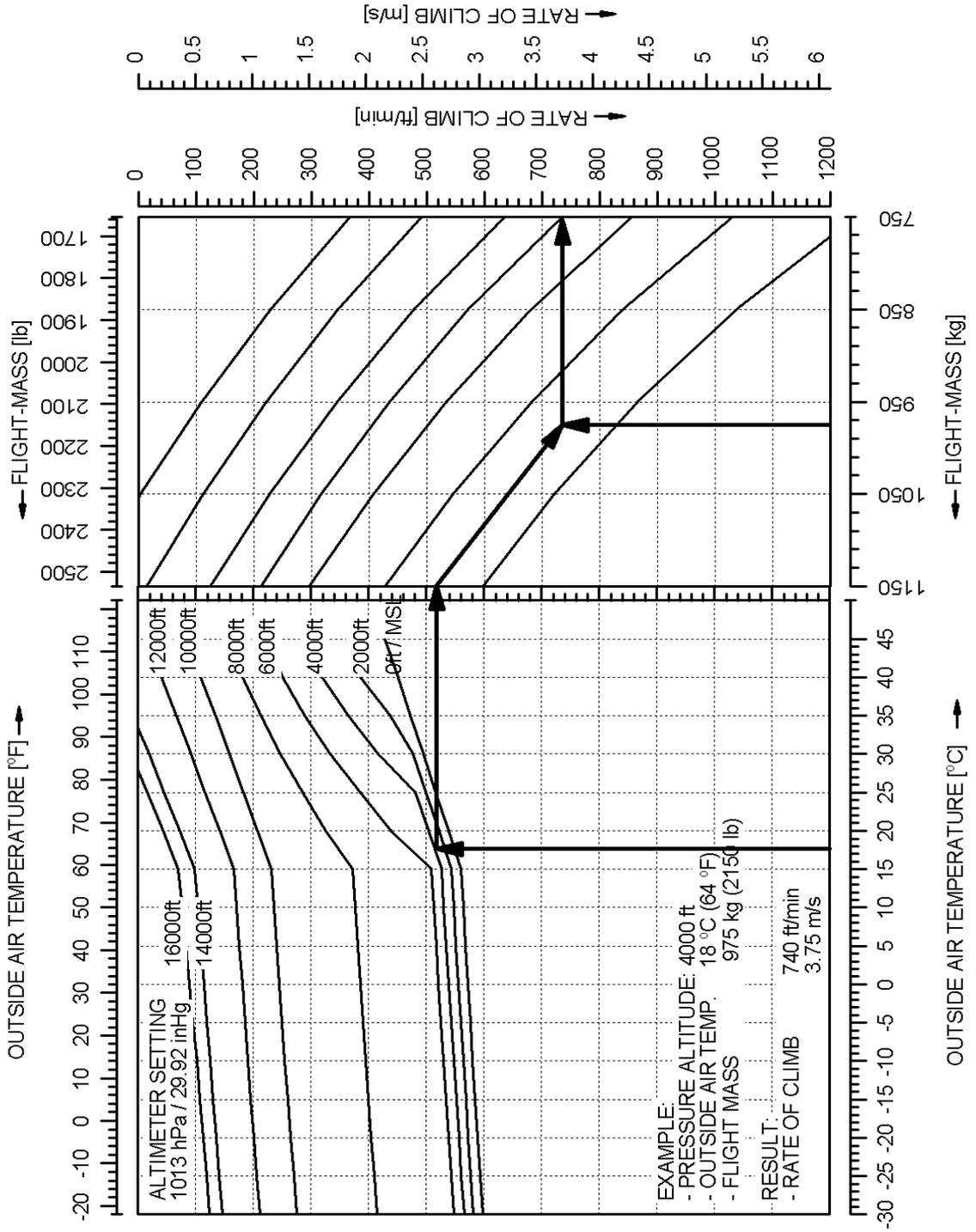




CLIMB PERFORMANCE - TAKE-OFF CLIMB



CLIMB PERFORMANCE - CRUISE CLIMB



ECU TEST

The text is amended to read:

% Depending on the position of the power lever and the engine speed, the ECU TEST button
% has two different functions.

% *Power lever at IDLE and RPM below approximately 900:*

By pushing and holding the button until the end of the procedure, the self-test of the engine control unit is started. The procedure is possible on the ground as well as during flight, but only if the power lever is in the IDLE position. Otherwise the test will not start. During the procedure the ECU performs a switch from ECU A to ECU B with the propeller cycling. The propeller RPM is monitored automatically by the ECU. When switching from one ECU to the other, a slight shake of the engine may occur. Finally the ECU switches back from ECU B to ECU A. After that both caution lights must extinguish and the engine must run without a change.

% *Power lever above IDLE, or RPM above approximately 900:*

% If an ECU A or ECU B caution message is displayed, the ECU TEST button can be
% pressed for more than 2 seconds to reset the message. The reset is possible only once,
% and only in case of system faults of minor criticality.

In addition, the 'ECU Test'-button is used in IFR equipped airplanes to test the ECU Backup Battery for proper charge. This test must be passed prior to each flight. The test is possible on ground as well as during flight, but only if the ECU Backup Battery is not in use. Otherwise the test will not start. During the test, a battery tester, installed in the instrument panel, measures several parameters of the ECU Backup Battery. This will be indicated with a red LED flashing, installed on the left hand side of the instrument panel. If the capacity of the ECU Backup Battery has been found to be less than 70% of its rated capacity the 'ECU BACKUP UNSAFE' light is on continuously.

The following text is added at the end of the text on page 7-46:

A fault in one of the ECU's is indicated by a caution message on the PFD (ECU A/B FAIL). In case of minor faults, the annunciation can be reset once by pressing the ECU TEST button for more than 2 seconds. However, the annunciation will re-appear upon the next attempt to start the engine. After the indication of the ECU A/B FAIL caution message, the engine must be serviced, even if the caution message could be reset.

Colour and significance of the Caution lights:

Engine control unit caution message (ECU A or ECU B):

The following text is added after the existing text:

In case of minor faults, the annunciation can be reset once by pressing the ECU TEST button for more than 2 seconds. However, the annunciation will re-appear upon the next attempt to start the engine.