

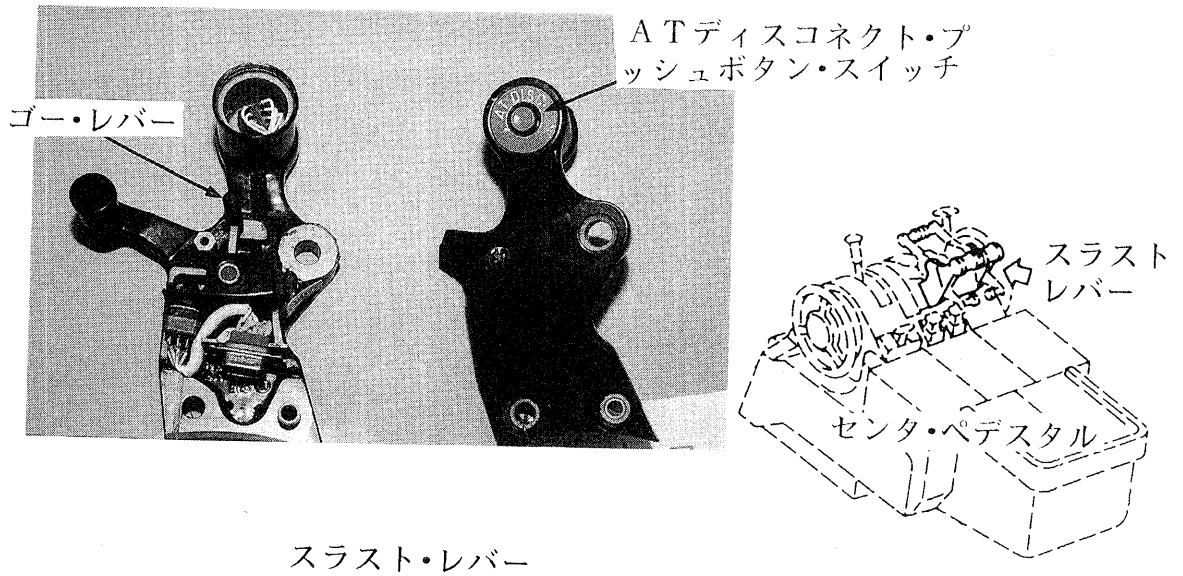
写真49 左主脚の接地痕



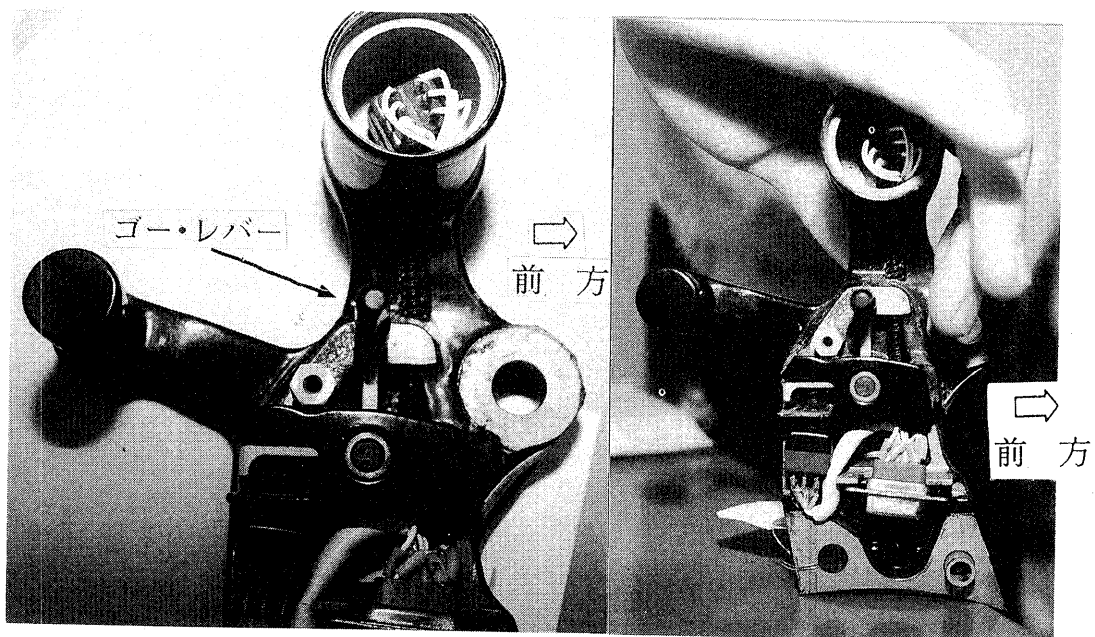
写真50 右主脚の接地痕



写真51 分割したスラスト・レバー及び  
ゴー・レバーとの位置関係



左スラスト・レバー



## 別添 1 オートマティック・フライト・システムの概要

### 1 システムの概要

A300-600型機のAFSは、同機の離陸から着陸までのすべての飛行フェーズで最適の飛行状況を実現し、操縦士を助けて、安全に飛行させることを目的として設計されている。

操縦は、全てサーボシステムを通して行われ、それに対する指令信号は、FAC、FCC、TCCで計算し、飛行状況を実行するように送られると同時に、ECAM及びFMAに表示するようになっている。

これら構成要素であるコンピュータ・システムは自己監視機能の下に動作していて、異常な作動を記録するほか、操縦に影響を及ぼす以前に障害が検出された機器をディスエンゲージするフェイル・パッシブ機構となっている。

さらに、これらは二重構成となっており、一つのシステムが故障したとき、別電源で予備として同時に動作している別システムのコンピュータシステムに切り替えるフェイル・オペレティブ機構となっている。

ここでは、主として進入着陸時のAFSの動作について述べる。

なお、AFSの機能については、1994年4月26日時点の中華航空公司機の仕様によるものである。

### 2 FAC

FACは次のような機能を持つ

#### (1) ヨー・ダンパ

- ・ダッチ・ロール・ダンピング

IRSがヨー・レイトを検出したときに動作

- ・ターン・コーディネーション

EFCUが操縦輪の規定値以上の動きを検出したときに動作

- ・AP補助機能

エンジン故障時の回復動作中に生ずる横加速度の抑制

#### (2) ピッチ・トリム

THSにピッチ・コマンドを送出する。これは、以下のような機能を持つ。

##### ① エレクトリック・トリム

ピッチ・トリム・コントロール・スイッチの操作によりTHSを駆動してピッチ軸のバランスを取るため、操縦輪の負荷は軽減される。

エレベータの位置は、THS翼弦線を基準としている。

エレクトリック・トリムは、手動操縦の時とAPがCWSの時に作動する。

② オート・トリム

オート・トリム機能はAPがエンゲージされると動作し、APがディスコネクトされたときの航空機の急激な運動を防ぐ。

APがCMDの時とAPがCWSで、ピッチ・トリム・コントロール・スイッチを操作していない時に作動する。

③ マック・トリム

速度に対する縦の静安定を改善する。

SLATS/FLAPS 0/0（クリーン・コンフィギュレーション）の状態、マック0.7を超えている時に作動する。最大は0.7°ピッチ・アップである。

④ アルファ・トリム

高マック数で発生するピッチ・アップを抑制するとともに、低速度で過度（19°以上）のAOAにならないようにする。

APがエンゲージされておらず、クリーン・コンフィギュレーションでエアブレーキが伸長していない時に作動し、最大1.5°ピッチ・ダウンである。

低速度では、SLATS/FLAPS が15°/0°、15°/15°、15°/20°の状態で作動し、最大4°ピッチ・ダウンである。

⑤ オーバーライド機能

これらの全てのトリム機能はマニュアル・ピッチ・トリム・コントロール・ホイールを動かすと、エレクトリック・トリム及びオート・トリムはディスコネクトされて、オーバーライドできる。

⑥ 可動範囲

THSのコマンドは、13°（機首上げ方向）、2°（機首下げ方向）までに制限しており、機械的な動作範囲は、14°（機首上げ方向）、3°（機首下げ方向）までに制限されている。

(3) フライト・エンベロープ・プロテクション機能

アルファ・フロア・プロテクション機能

この機能は、大きなAOAが検知されると、TRPで選択された最大の出力を自動的に出すことにより、失速を防止するものである。

アルファ・フロア機能が作動すると、FMAにはTHR Lの表示が現れ、スラスト・レバーは8 deg/sの速度で前方に動く。

### 3 TCC (ATS)

(1) 概要

以下の機能を持つ。

- TRPで指定されたモードに対するスラスト・リミットを常時連続的に計

算する。

- ・ スラスト・リミット又はターゲット・スラストを維持する信号を送出する。
- ・ SPD/MACHを維持する信号を送出する。
- ・ THRをアイドル・ポジションにする。(RETARDモード)

#### (2) エンジン制御との結合

電気的アクチュエータが、2つのカップリング・ユニットを通してTHRレバーを駆動する。

THRレバーでは、その位置を3台のレゾルバで検出し、エンジンのFADECに指令を送出すると同時に、TCCにフィードバックする。

操縦士は、各THRレバーに軽く力を加えることによりエンジン毎にマニュアル・オーバーライドしてエンジン出力を操作できる。

### 4 FCC (AP/FD システム)

#### (1) 概要

- ① FCU上のスイッチでモードを選択する。
- ② FDは、操縦士が航空機をマニュアルで操縦するための情報を与える。
- ③ APはCWSにエンゲージすると、その時のピッチ姿勢とバンク角を保持するが、操縦輪に規定値以上の力を加える事により、ピッチ姿勢とバンク角を変更できる(マッハ数が増すと大きな力を必要とする)。
- ④ APがCMDにエンゲージされると、航空機は選択されたモードに従って自動制御される。
- ⑤ それぞれのAPは対応するAPレバーをONにすることでエンゲージできる。マニュアルでAPレバーをOFFにするか、操縦輪にあるAPディスコネクト・プッシュボタン・スイッチを押すと、APはディスコネクトされる。
- ⑥ LANDモード 又は GO AROUNDモード の時以外は、2台のAP (FCC) を並列にエンゲージすることはできない。
- ⑦ 並列の動作が許されていない時、待機中のAPをエンゲージすると、動作中のAPと入れ代わる。

#### (2) AP/FDはFCUにより、以下のモードで動作する。

(各モードの例を、付図2の①～⑩に示す)

##### ① BASIC モード

V/SとHDGを保持する。

電源をONにした時又は他のモードをディスエンゲージした時、重心まわりの姿勢の安定化及び機首方位の保持を行う。V/Sモード として、V/Sを保持する。HDGモード として、バンク角が5° あるいはそれ以下の値になったときの

機首方位を保持する。

② ALTモード

レベルオフ高度を維持する。

A T S は SPD/MACHモード にエンゲージされる。

LAND Track フェーズにある間はエンゲージしない。

③ LVL/CHモード

飛行高度の変更を行う。

現在の飛行高度と異なる高度が F C U で選択され、フラップが 40° になっていないときにエンゲージできる。

④ PROFILEモード

F M S が縦のナビゲーションの制御とスラスト制御 (A / T H R プッシュ・ボタン・スイッチがアームされているとき) を行う。

⑤ HDG/SELモード

機首方位の変更を行う。

HDG/SELノブの内側ノブで機首方位の変更、外側ノブで最大バンク角の設定が行われる。

⑥ NAVモード

F M S による横のナビゲーションの制御を行う。

⑦ VORモード

V O R コースに乗り、これを維持する。

Arming, Capture, Trackの3つのフェーズがある。GO AROUND、NAV、LANDモードが選ばれるとディスエンゲージする。

⑧ LOCモード

ローカライザ・ビームに乗り、維持する。

Arming, Capture, Trackの3つのフェーズがある。

⑨ TAKE OFFモード

離陸時の複合動作を行う。

GO LEVER操作によりエンゲージされる。

⑩ LANDモード

I L S ビームに沿って飛行経路を維持し、航空機を滑走路中心線上に導き、着陸のため機体をフレアさせる。

・エンゲージメント

次の条件の時LANDボタンを押すことによりLANDモードがアームされる。

・ 電波高度計が400ftを超えている。

・ I L S 周波数および滑走路方位が I L S コントロール・パネルで選択

されている。

- ・ ディスエンゲージメント

次のいずれかの方法によりLANDモードがディスエンゲージされる。

- ・ GO AROUNDモードを選択する。(全てのフェーズ)
- ・ LANDプッシュ・ボタン・スイッチを押す。(LAND Track フェーズを除く)
- ・ 他のモードをエンゲージする (LOC CAPTURE, LOC TRACK, GS CAPTURE, GS TRACKの各フェーズ)

⑪ GO AROUNDモード

機体にロンジチュジナル(縦方向)とラテラル(横方向)のガイダンスを与えてGO AROUNDを行う。

ロンジチュジナルのモードはSRSであり、VTG+10ktを維持する。ラテラルのモードは翼を水平に保つ。ATSはTHRモードにエンゲージする。

- ・ エンゲージメント

SLATS/FLAPSハンドルが15°以上の位置にある状態のときGO LEVERの操作により可能である。

- ・ ディスエンゲージメント

LANDモードを除く他のモードのエンゲージにより可能である。ロンジチュジナルのモードがエンゲージされた場合は、ラテラルのモードはHDGにエンゲージする。ラテラルのモードがエンゲージされた場合は、ロンジチュジナルのモードはSRSのままである。

## 5 操縦輪によるオーバーライド

A PがLAND Track及びGO AROUND モード以外の何れかのモードにCMDされている場合、操縦士が操縦輪にピッチ方向に大きな力を加えると、操縦士の操作力が15kg以上になればA Pは自動的にディスコネクトされる。

しかし、LAND TrackあるいはGO AROUND モードである場合、操縦士が操縦輪にピッチ方向に大きな力を加えると、A Pのエレベータ制御をオーバーライドすることができる。

これらの2つのモードの場合、操縦士の操作力の如何にかかわらずA Pは自動的にディスコネクトされることはない。

例えば、A PがGO AROUNDモードにある場合、操縦士が操縦輪を機首下げ方向に操作すると、A Pのオート・トリム機能は当該A PのCMDモードの目的に沿うべくTHSに対し機首上げ方向の作動を指令することになる。

本オーバーライド機能は、FCOMによると、A Pの異常作動に対して操縦士を

保護するために備えられたものである。

そして、上記に示されるように、LAND 及び GO AROUND モードで操縦士がAPに対抗した操作を行うとAPはTHSを飛行経路を維持するように作動させ、アウト・オブ・トリム状態になり、危険な状態に陥る恐れがあるので、FCOMにその旨の注意が喚起されている。(別添2-2, 2-4参照)

## 6 警報

### (1) 失速警報

失速警報は速度が約 $1.12V_s$ になったときに作動する。このときのAOAはクリーン・コンフィギュレーションで約 $8.5^\circ$ 、その他の場合は約 $15^\circ$ である。スティック・シェイカが作動し、警報音(クリケット)が鳴る。

### (2) GPWS

GPWSは、航空機のフライト・パスが地表に対して危険な状態、あるいは機体の形態が着陸に必要な状態にないまま下降しようとするとき、オーラル・メッセージとウォーニング・ライトの点灯による警報を発する。

### (3) LANDING CAPABILITY

進入中に使用できる機器に不具合が生じた場合、LANDING CAPABILITYは低下する。マニュアルでILS進入中にGO AROUNDモードになると、LANDING CAPABILITYは失われる。その約5秒後、LANDING CAPABILITYが変更されたことを示す警報音が鳴る。

## 7 進入着陸時の動作と表示の例 (別添1付図3及びFCOMの抜粋参照)

### (1) 片側のAPがCMDでPROFILE及びNAVモードにエンゲージしている。

ILSコントロール・パネルではILS周波数及び滑走路方位が選択設定されている。

### (2) LANDプッシュ・ボタン・スイッチを押すとLANDモードがアームし、FMAにCAT2が表示される。両方のAPをCMDにすると、CAT3が表示される。

### (3) インターセプション地点の手前でLOC CAPTUREがエンゲージされ、LOC★が表示される。

### (4) 機体がローカライザ上に安定後、LOC Trackがエンゲージされ、LOCが表示される。

### (5) GSデビエーションが2/3Dot未満になった時、GS CAPTUREにエンゲージし、G/S★が表示される。この時A/THR機能により、ATSはSPDモードにエンゲージされ、SPDが表示される。

### (6) グライドスロープ上、少なくとも10秒間安定して飛ぶと、GS Trackにエン

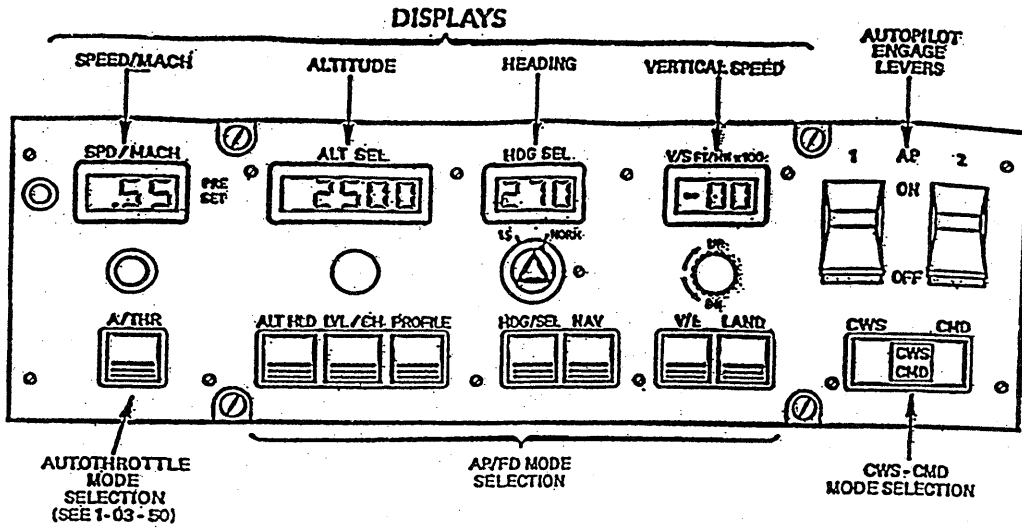


ゲージし、G/Sが表示される。

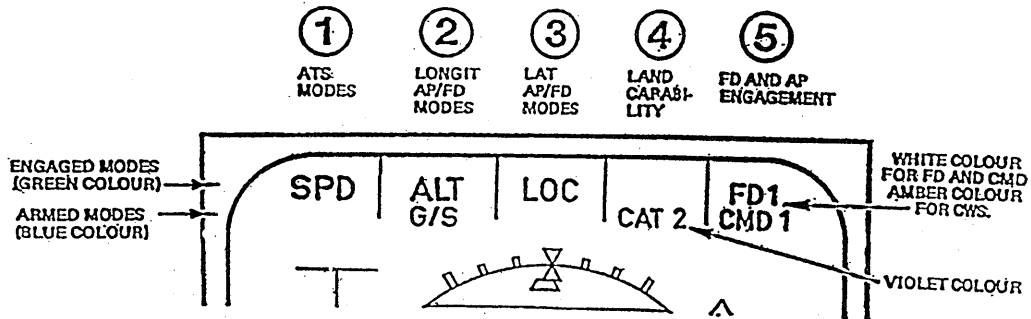
- (7) LOC Track及びGS Trackが少なくとも10秒以上作動し、電波高度計の高度が400ftになった時、LAND Track にエンゲージし、LANDが表示される。
- (8) 電波高度計の高度が約50ftになると、フレアが開始され、FLARE が表示される。
- (9) 電波高度計の高度が約30ftになると、ATSによりTHRのRETARDが開始され、RTARが表示される。

# 別添 1 付図 1 F C U と F M A

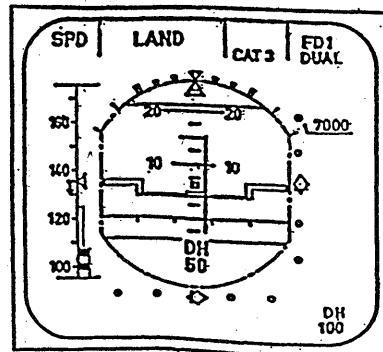
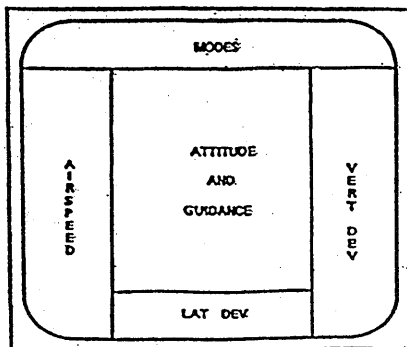
## 1 AP/FD



## 2 FMA

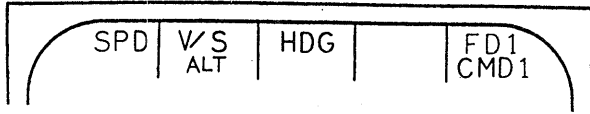


PFD画面データ表示位置

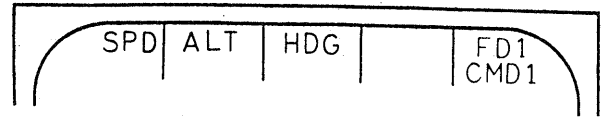


# 別添 1 付図 2 FMA の表示例

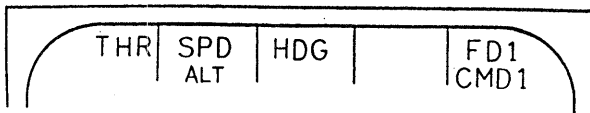
① BASIC モード



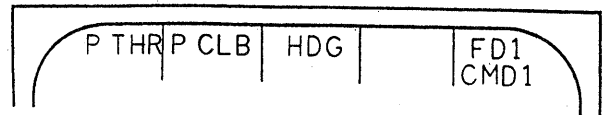
② ALT モード



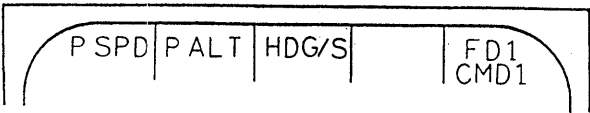
③ LVL/CH モード



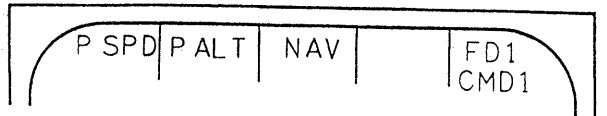
④ PROFILE モード



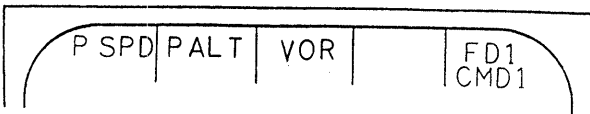
⑤ HDG/SEL モード



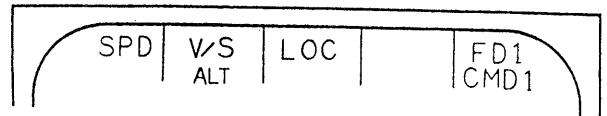
⑥ NAV モード



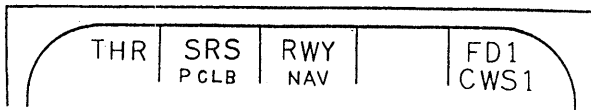
⑦ VOR モード



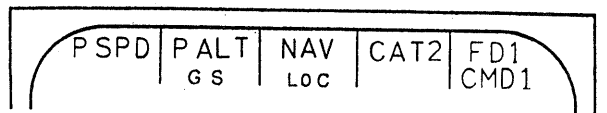
⑧ LOC モード



⑨ TAKE OFF モード

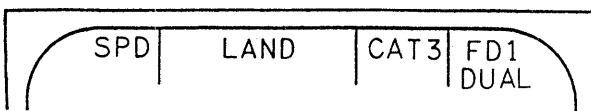


⑩-1. LAND モード (アーム)

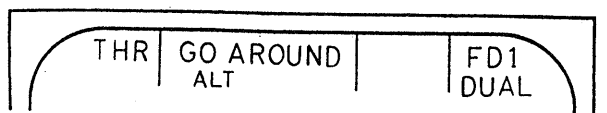


⑩-2. LAND モード

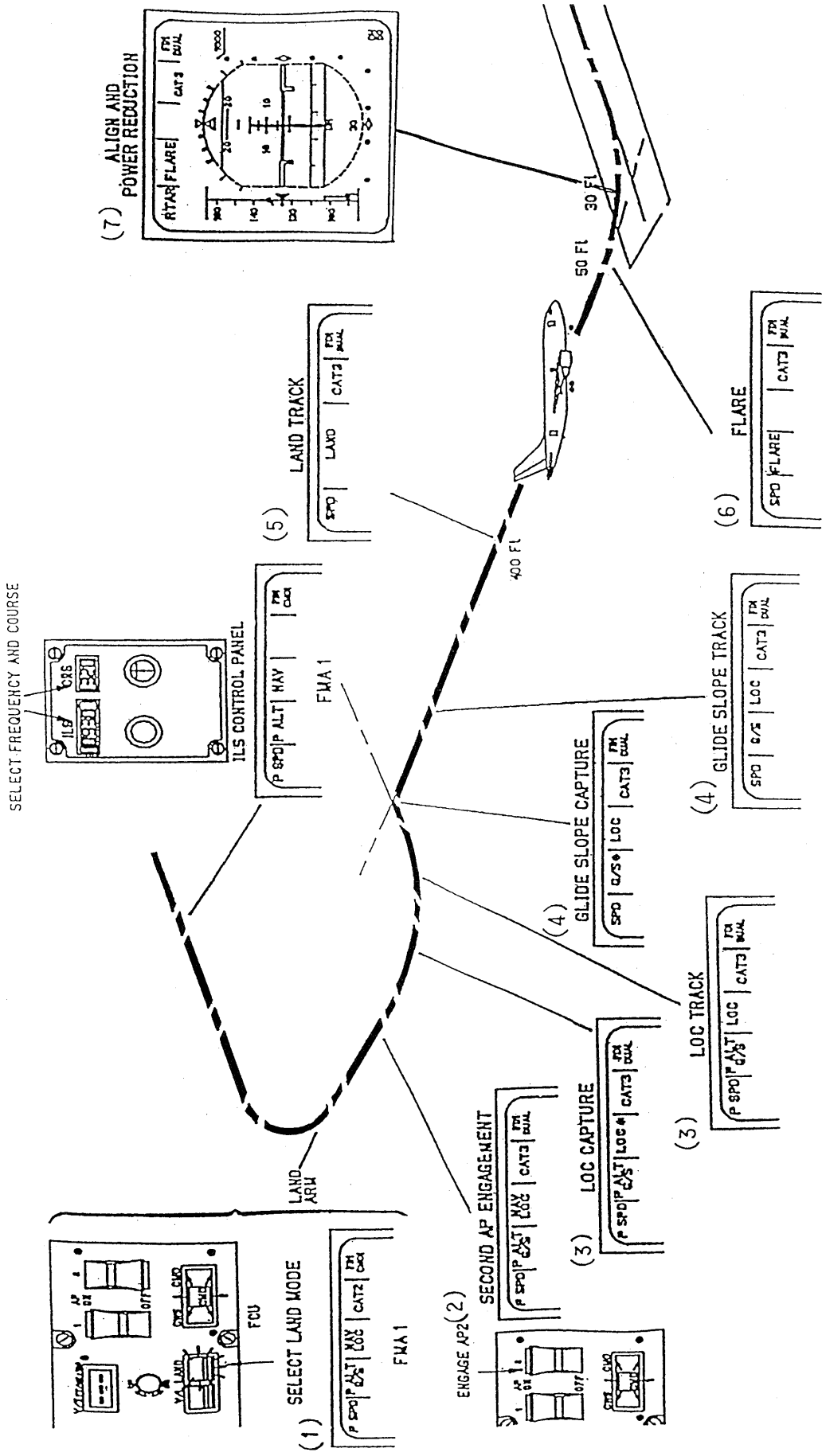
(LAND Track フェーズ, R. ALT400ft以下)




⑪ GO AROUND モード



別添 1 付図 3 進入着陸時の動作と表示例



別添 1 FCOM (1.03.67 PAGE 4) の抜粋

 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>AUTOMATIC FLIGHT SYSTEM</b>		1.03.67	
	AUTOPILOT / FLIGHT DIRECTOR		PAGE 4	
	COMMON MODES		REV 14	SEQ 030

**LAND MODE**

This mode captures and maintains an ILS BEAM (LOC BEAM and GLIDE BEAM) then guides the A/C during flare and on the runway axis.

- This mode can be used with :
- one or two FD's engaged only.
  - one or two FD's engaged and one AP in CWS.
  - one or two AP's in CMD.

**ENGAGEMENT**

LAND mode is engaged by pressing LAND pushbutton on FCU provided :

- Radio altimeter height is greater than 400 ft.
- An ILS frequency and a RWY CRS have been selected on the ILS control panel.
- GO-AROUND mode is not engaged.
- The following equipments (in addition of FD or AP engagement conditions) are operational :

CAPABILITY →	CAT 1	CAT 2	CAT 3
EQUIPMENTS ↓			
AP/FD	1FD or 1AP in CMD	1AP IN CMD	2AP IN CMD + 1FD
AUTOTHROTTLE	-	-	ENGAGED IN SPEED MODE
ILS receiver	N° 1 if FD1 N° 2 if FD2	N° 1 and N° 2	N° 1 and N° 2
PF (Primary flight display)	N° 1 if FD 1 N° 2 if FD 2	N° 1 and N° 2	N° 1 and N° 2
IRS (Inertial reference system)	N° 1 and (N° 2 or 3) if FD 1 N° 2 and (N° 1 or 3) if FD 2	N° 1 and (N° 2 or 3) if AP 1 N° 2 and (N° 1 or 3) if AP 2	N° 1 and N° 2 and N° 3
RADIO ALTIMETER	N° 1 if FD 1 N° 2 if FD2	N° 1 if AP 1 N° 2 if AP 2	N° 1 and N° 2
HYDRAULICS SYSTEMS	-	G and (B or Y) if AP 1 Y if AP 2	G and B and Y
ELECTRICAL POWER	GEN 1 or GEN 2 or APU GEN	GEN 1 or GEN 2 or APU GEN	two among GEN 1 or GEN 2 and APU GEN
YAW DAMPER	-	N° 1 or N° 2	N° 1 and N° 2
PITCH TRIM	-	N° 1 or N° 2	N° 1 and N° 2
Failure Warning Computer	-	N° 1 if AP 1 N° 2 if AP 2	N° 1 and N° 2

Mod. : 5686

*Notes : 1. When LAND mode engages in ALIGN or ROLL OUT phase an automatic reversion to FD BARS display on PFD's is done if FPV symbols were previously displayed.*

*2. Independently of LAND mode engagement but provided VOR/NAV/ILS switch is on ILS position, deviation from LOC and GLIDE BEAMS are given on onside ND and PFD.*

*3. If, when LAND mode is engaged, a VOR/NAV/ILS switch is on VOR or NAV, an « ILS » light flashes on the onside PFD.*

*4. Roll out mode availability is part of LAND mode engagement conditions. This means that any roll out failure prevents LAND to be armed on the side where AP/FD is affected.*

**OPERATION - ANNUNCIATION**

- Before engagement, A/C configuration is, for example :
  - one AP in CMD with PROFILE and NAV mode engaged.
  - ILS frequency and RUNWAY COURSE selected on ILS CONTROL PANEL (1)

- When LAND p.b. is pressed (2)
  - LAND mode arms (blue GS and LOC on both FMA's and LAND p.b. illumination)
  - Violet CAT 2 (or CAT1 if some capability conditions are not met) illuminates on both FMA's.
  - From this moment a second AP can be engaged in CMD (3).

*Note : 1. When LAND Mode is engaged radio altimeter test (on LATERAL panel) is no longer possible.*

*2. If two AP are in CMD, LAND selection causes the electrical power supply SPLITTING. DC NORM BUS and DC ESS BUS (coupled in cruise) are split to ensure the FAIL OPERATIONAL feature of the AFS.*

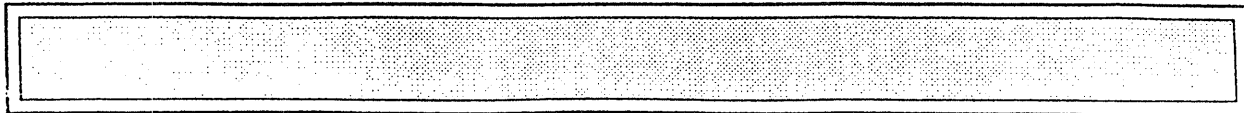
- For LOC CAPTURE and LOC TRACK phases see LOC mode in 03-66.

- GS CAPTURE phase (green GS\* on both FMA's) engages when GS deviation on PFD is smaller than 2/3 dot and provided LOC CAPTURE phase has been initiated.

*Note : 1. This phase causes automatic engagement of SPD mode in ATS, if A/THR function is active.*


*2. SUPERVISORY OVERRIDE is possible during CAPTURE when an AP is in CMD.*

- GS TRACK phase (green GS on both FMA's) engages when the A/C has been stabilized on the GLIDE SLOPE for at least 10 s.



AI / V-F 1000

別添 2 A300-600 FCOMの抜粋等

 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>STANDARD OPERATING PROCEDURES</b>	2.03.01	
		PAGE 1	
		REV 18	SEQ 001

GENERAL INFORMATION

**FOREWORD**

Procedures contained in this chapter are recommended by AIRBUS INDUSTRIE. They are consistent with the other chapters of this Manual. Standard operating procedures are not certificated by the authorities and in the judgment of the Manufacturer, are presented herein as the best way to proceed from a technical and operational standpoint. They are continuously updated taking into account inputs from all operators and lessons of the manufacturer's own experience. In the same manner they may be amended as needed by the operator. However, if the FCOM is used as the onboard operational manual, the manufacturer recommends channelling any suggested amendment through him for early publication so as to maintain the consistency of the manual. The operator should be aware that a complete rewrite of this chapter may be done under his own responsibility but could lead to difficulties in updating and maintaining the necessary consistency with the other chapters of this manual.

**PRELIMINARY**

Following sections provide expanded information related to normal procedures. Standard operating procedures consist of inspections, preparations and normal procedures. All items are listed in a sequence following a standardized scan of the cockpit panels, except when required by the logic of actions priority, to ensure that all actions are performed the most efficient way. Standard operating procedures are divided into flight phases and are accomplished by recall. These procedures assume that all systems are operating normally and that all automatic functions are used normally. Some normal procedures, which are non routine will be found in chapters 2.02 PROCEDURES AND TECHNIQUES and 2.18 SPECIAL OPERATIONS.

**NORMAL CHECK LIST**

After completion of a given procedure the related normal check list is used to ascertain that the safety points have been checked. The crew member reading the check list should announce the completion of the check list (eg. « LANDING C / L - COMPLETED »). The normal check list developed by AIRBUS INDUSTRIE takes advantage of the ECAM system and includes only the items that may have a direct impact on safety and efficiency if not correctly accomplished. All normal check lists are initiated by the PF and read by the PNF. The normal check lists are of « THE CHALLENGE / RESPONSE » type. The appropriate crew member shall respond to the challenge, only after having checked the existing configuration. If the configuration is not in accordance with check list response he will take the corrective action before answering. If a corrective action is not possible, he will modify the response so as to reflect the actual situation (specific answer). The other crew member will cross check whenever

necessary the validity of the response. The challenger will wait for the response before proceeding any further. For those check list items identified « AS RQRD » the actual condition or configuration of the system will be stated as the check list response eg. ANTI ICE . . . . ON. Note : Normal C / L are not DO LIST.

*The actions or checks should be performed prior to the C / L reading.  
Obviously, corrective action should be undertaken if the proper condition is not achieved at the time of reading.*

**COMMUNICATION**

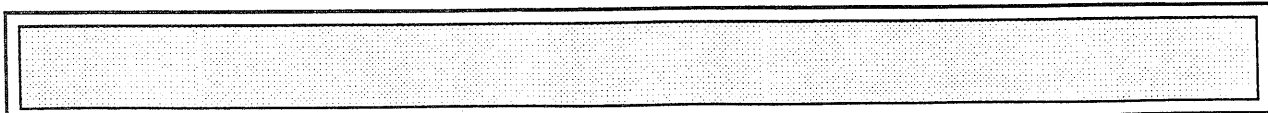
Cross cockpit communication for any two pilot crew is **VITAL**. Any time a crew member makes any adjustments, changes, etc. to any information or equipment on the flight deck, he will advise the other crew member of his intentions and get an acknowledgement. This includes but is not limited to such items as FMS alterations, changes in speed / mach, tuning navigation aids, flight plan deviations, and selecting such systems as anti-ice and pack low flow. Use headsets from engine start up to top of climb and from top of decent up to parking.


**USE OF AUTOPILOT and AUTO THRUST**

**Philosophy :**  
The design philosophy of the A300-600 includes the use of the latest technology to reduce pilot operational workload, thus subtly changing the bias of his task from that of operator to that of monitor. Inherent in this philosophy is the use of the autopilot from just after take off to, if necessary, the end of the landing rollout. **Operation :**  
The use of the autopilot in this way frees the PF from routine handling tasks and allows him the time to monitor and assess the operational situation. In practice this means that hand flying should be minimized, particularly in the case of departures or arrivals from busy airports. As a matter of routine the autopilot should be engaged as soon as possible after take off and, circumstances permitting, remain engaged to a late stage on the approach. Remember, the autopilot can fly the aircraft accurately throughout the normal flight phases and ensures passenger comfort. In addition, the autopilot copes efficiently and effectively with engine failure and windshear situations. Hand flying of the aircraft should be practiced at those airfields where the traffic density is light and the overall workload is low. The ATHR should be kept active from THR RED ALT down to retard in the flare unless heavy turbulence conditions are encountered. With the A/P engaged the PF will make any required short term changes on the FCU or CDU. If significant changes to the F-PLN are required these may be made by the PNF. When hand flying the A/C the PF will request the PNF to carry out such actions.

The result of any selection on the FCU must be checked on the PFD. The effect on the flight path must be monitored on basic flight instruments (heading, speed, altitude, V/S, FPA...).

R  
R  
R  
R



 <b>A300-600</b> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>AUTOMATIC FLIGHT SYSTEM</b>		1.03.64
	AUTOPILOT / FLIGHT DIRECTOR		PAGE 3 / 4
	AP IN CMD DESCRIPTION		REV 18    SEQ 100

**DISENGAGEMENT**

AP can be disconnected :

- intentionally
  - by setting the AP lever to OFF (which disconnects the respective AP)
  - by action on either AP disconnect pushbutton located on the control wheels (which disconnects both AP's if they were engaged).
  - when a force above threshold (15 daN) is applied on the stick in pitch except in land and go-around modes.
- automatically
  - if one of the engagement conditions is no longer met (which disengages the respective AP).

Intentional disconnection or automatic disconnection (when the lost engagement condition does not concern the FD) does not cause mode disengagement. Modes remain available with the FD.

Disconnection of the engaged AP (or of the two, if engaged) causes the red MASTER WARNING to be lit in front of each pilot and the flashing of a red AP OFF warning message on the left ECAM CRT. At the same time an aural warning (CAVALRY CHARGE) sounds.

In addition below 200 ft radio altitude, at the time of disengagement, a red AUTOLAND light flashes on the glareshield, in front of each pilot, if LAND mode is engaged in LAND TRACK phase.

AP OFF, CAVALRY CHARGE and AUTOLAND warnings will be cancelled by pressing either AP disconnect p.b.

**AUTOMATIC COMPENSATION IN CASE OF ENGINE FAILURE**

An automatic compensation (on YAW axis) is made by the AP when an engine fails if the following conditions are met :

- An AP is engaged in CMD
- SLATS are extended to at least 15°
- The AP is not in ROLL OUT or ALIGN phase.

In the other cases, use RUDDER TRIM to obtain stabilized straight and level flight.

*Note : YAW DAMPER provides an additional compensation (on YAW axis) if an AP is engaged in CMD with SRS or GO AROUND modes.*

**SUPERVISORY OVERRIDE FUNCTION**

This function is available with AP in CMD in the following cases :

lateral : in VOR mode and in capture phase of LOC and LAND modes

longitudinal : in GLIDE SLOPE capture phase of LAND mode.

During these phases, the pilot, by applying a load (above a threshold) on the control wheel, operates a control surface deflection proportional to the load applied. When the pilot releases his load, the AP guides again the A/C along the flight path corresponding to the mode engaged.

Outside these phases, supervisory override is not available.

**AUTOPILOT OVERRIDE**

Torque limiter installed between each AP actuator and the corresponding flight control channel allows the pilot to override the AP by disconnecting the actuator from the flight control.

However AP remains engaged and when override effort is released the AP comes back in control.

Loads to be applied are as following.

Pitch 20 kg nose down ONLY in LAND and GO AROUND R  
46 kg nose up } modes.

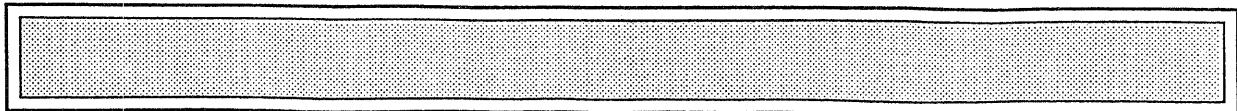
Roll 15 kg  
Yaw 65 kg

This override was conceived in order to protect the pilot against AP abnormal behaviour.


**CAUTION**

On the longitudinal axis, the autopilot override does not cancel the AP autotrim orders. So with AP in CMD, if the pilot counteracts the AP (elevators order) the AP will move the THS (autotrim order) so as to maintain the A/C on the scheduled flight path. A risk of out of trim is real and may lead to a hazardous situation in land and go-around mode only.

Mod. : 5051 + 7187





 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>AUTOMATIC FLIGHT SYSTEM</b> <b>AUTOPILOT/FLIGHT DIRECTOR</b> <b>AP IN CMD DESCRIPTION</b>	1.03.64
		PAGE 3 / 4
		APR 95

**DISENGAGEMENT**

AP can be disconnected :

- intentionally
  - o by setting the AP lever to OFF (which disconnects the respective AP)
  - o by action on either AP disconnect pushbutton located on the control wheels (which disconnects both AP's if they were engaged).
  - o when a force above threshold (15 daN) is applied on the stick in pitch except, below 400 ft when either LAND or GO AROUND mode is annunciated on FMA.
- automatically
  - o if one of the engagement conditions is no longer met (which disengages the respective AP).

Intentional disconnection or automatic disconnection (when the lost engagement condition does not concern the FD) does not cause mode disengagement. Modes remain available with the FD.

Disconnection of the engaged AP (or of the two, if engaged) causes the red MASTER WARNING to be lit in front of each pilot and the flashing of a red AP OFF warning message on the left ECAM CRT. At the same time an aural warning (CAVALRY CHARGE) sounds.

In addition below 200 ft radio altitude, at the time of disengagement, a red AUTOLAND light flashes on the glare shield, in front of each pilot, if LAND mode is engaged in LAND TRACK phase.

AP OFF, CAVALRY CHARGE and AUTOLAND warnings will be cancelled by pressing either AP disconnect p.b.

**AUTOMATIC COMPENSATION IN CASE OF ENGINE FAILURE**

An automatic compensation (on YAW axis) is made by the AP when an engine fails if the following conditions are met :

- An AP is engaged in CMD
- SLATS are extended to at least 15°
- The AP is not in ROLL OUT or ALIGN phase.

In the other cases, use RUDDER TRIM to obtain stabilized straight and level flight.

Note : YAW DAMPER provides an additional compensation (on YAW axis) if an AP is engaged in CMD with SRS or GO AROUND modes.

**SUPERVISORY OVERRIDE FUNCTION**

This function is intended to permit pilots to apply small manual control inputs to assist the autopilot in capturing the glide slope and localizer.

This function is available with AP in CMD in the following cases :

lateral : in VOR mode and (in LOC capture and track phases of LOC and LAND modes (LOC\* or LOC on FMA))

longitudinal : in GLIDE SLOPE capture phase (GS\* on FMA) of LAND mode.

During these phases, the pilot, by applying a load (above a threshold) on the control wheel, operates a control surface deflection proportional to the load applied. When the pilot releases his load, the AP guides again the A/C along the flight path corresponding to the mode engaged.

Outside these phases, supervisory override is not available.

**CAUTION**

To prevent guidance disturbance do not apply a force on the control column during LOC phase.

**AUTOPILOT OVERRIDE**

Torque limiter installed between each AP actuator and the corresponding flight control channel allows the pilot to override the AP by disconnecting the actuator from the flight control.

However AP remains engaged and when override effort is released the AP comes back in control.

Loads to be applied are as following.

Pitch 20 kg nose down } only below 400 ft, when either LAND or GO AROUND mode is annunciated on FMA.

46 kg nose-up

Roll 15 kg

Yaw 65 kg

This override was conceived in order to protect the pilot against AP abnormal behaviour.

**CAUTION**

On the longitudinal axis, the autopilot override does not cancel the AP autotrim orders. So with AP in CMD, if the pilot counteracts the AP (elevators order) the AP will move the THS (autotrim order) so as to maintain the A/C on the scheduled flight path. A risk of out of trim is real and may lead to a hazardous situation in land and go-around mode only.

 <b>A300-600</b> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>AUTOMATIC FLIGHT SYSTEM</b>		1.03.67	
	AUTOPILOT / FLIGHT DIRECTOR		PAGE 8	
	COMMON MODES		REV 17	SEQ 200

**GO-AROUND MODE**

This mode allows to perform a go-around with a longitudinal and lateral guidance of the A/C. In addition it automatically engages THR mode in ATS.

- GO-AROUND mode can be used with :
- one or two FD's engaged only.
  - one or two FD's engaged and one AP in CWS.
  - one or two AP's engaged in CMD.

The LONGITUDINAL MODE included in GO-AROUND mode is SRS (SPEED REFERENCE SYSTEM) which allows to acquire and maintain :

- the SPEED which is selected on FCU (VAPP) increased by 10 KT with two engines operating.
- VAPP (or the A/C existing speed if it is greater than VAPP) in case of engine failure.

- Note :*
- *PITCH ATTITUDE is limited to 18°*
  - *In case a too high speed is selected on FCU, a 100 ft/min vertical speed is maintained at minimum.*
  - *In case a too low speed is selected, V<sub>LS</sub> (see definition in 03-40) will be maintained at minimum.*

When strong windshear conditions are encountered, an SRS survival strategy is adopted :

- selected speed increased by 10 kts is maintained with two engines operating (the highest of selected speed and A/C airspeed in case of engine failure) until vertical speed decreases down to zero,
- a slightly positive vertical speed is then commanded until airspeed decreases down to slightly above V<sub>SS</sub>,
- then airspeed is controlled slightly above V<sub>SS</sub>, the altitude being reduced while the windshear intensity remains high.

The LATERAL MODE included in GO-AROUND consists of levelling the wings, then of maintaining the wings horizontal.

The commands to be executed are indicated on the PFD by the PITCH BAR (in longitudinal) and the ROLL BAR (in lateral).

**ENGAGEMENT**

- GO-AROUND mode (and also A/THR function and THR mode in ATS) is engaged by action on either GO-LEVER provided :
  - SLATS/FLAPS handle is extended to at least 15°.
- Consequences of this action are different depending on the flight phase :
  - In flight (main landing gear strut released) and at touch down AP(s) (if engaged) and FD's engage in GO-AROUND.  
AP(s) remain(s) engaged in CMD if A/C touches down after GO-AROUND engagement.
  - On ground (main landing gear strut compressed) from 0,5 sec to 30 sec after touch down, pressing GO LEVERS has no effect on AP if it is in CMD.
  - If no AP is engaged from touch down up to 30 sec after touch down, FD's engage in GO AROUND mode when GO levers pressed.

- If the A/C has touched down for more than 30 sec., AP(s) disconnect(s) but FD's engage in TAKE OFF mode (SRS + RWY or SRS + HDG) if slats are extended to at least 15°.

- Note :*
1. GA is automatically selected on TRP when SLATS are extended to at least 15°.
  2. When GO-AROUND mode is engaged, an automatic reversion to FD BARS display is done on PFD's, if FPV symbols were previously displayed.

**DISENGAGEMENT**

Disengagement of GO-AROUND mode is possible only by engaging an other mode. If the two AP's were engaged, AP 2 (right side) will disengage.

- When a longitudinal mode is engaged (V/S, ALT, LVL/CH, ALT\* or PROFILE mode) :
  - GO-AROUND mode disengages.
  - HDG mode engages as lateral mode.
  - The ATS engages in the mode corresponding to the engaged longitudinal mode.

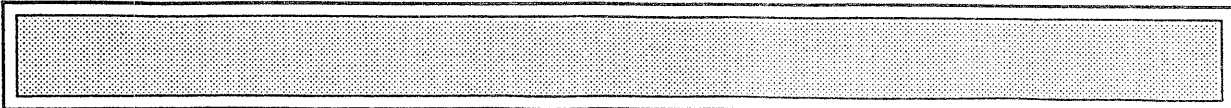
The reference speed becomes the A/C speed at the time of SRS disengagement if this speed is higher than the previously selected speed except if PRESET was selected.


- When a lateral mode is engaged (HDG SEL, VOR CAPTURE or TRACK phase, NAV CAPTURE or TRACK phase) :
  - GO-AROUND mode disengages.

The longitudinal mode of GO-AROUND (SRS) remains active. SRS illuminates green on both FMA's.

THR remains engaged in ATS.

Mod. : 5686 + 6036 + 7187



 <b>A300-600</b> FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	<b>PROCEDURES AND TECHNIQUES</b>		2.02.03	
	AFS / FPV / DFA / WGD		PAGE 1	
	USE OF AFS		REV 15	SEQ 100

**1. GENERAL**

**A. PRELIMINARY NOTE**

In this section, the following is described :

- USE OF AFS described without taking into account the possible coupling to the FMS.  
Coupling of the AFS to the FMS, will be described in USE OF FMS section.
- USE OF FPV.
- USE OF DFA AND WGD if these systems are installed.

**B. INTRODUCTION**

The A 300 600 is equipped with a high performance digital Automatic Flight System (AFS). The use of this system is highly recommended to the crew because it :

- reduces crew work load
  - maintains a high level of safety
  - increases the precision in guidance and tracking of the airplane in all weather conditions down to landing.
- The AFS can be used from TAKE OFF, through all phases of flight and down to landing, including roll out.

**C. AUTOPILOT/FLIGHT DIRECTOR (AP/FD)**

The AP/FD shall normally be used throughout the whole flight either with both FD's\* engaged (Manual control of the A/C through the FD BARS on PFD's) or with an AP engaged in CMD\*\* (automatic control of the A/C).

- \* An AP can also be engaged in CWS (Automatic maintain of the PITCH ATTITUDE and BANK ANGLE).
- \*\* Two AP's can be engaged in CMD with LAND or GO AROUND mode.

The FMA (Flight Mode Annunciator) is the normal reference for the actual state of the AP/FD. A FMA is integrated in the upper part of each PFD (PRIMARY FLIGHT DISPLAY).

**MAIN RULES OF USE**

- 1 - NO PUSHBUTTON EXISTS TO ENGAGE OR DISENGAGE THE FD's.  
Their engagement is automatic as soon as electrical power is supplied to the computers (FCC's).
- 2 - HOWEVER ONE FD CAN BE DISENGAGED BY SETTING THE CORRESPONDING « FD/FPV » SWITCH TO OFF or FPV, if no AP is engaged in CMD. (The corresponding FD BARS are out of view).  
If an AP is in CMD the FD BARS are out of view when the switch is in OFF or FPV position, but the FD remains engaged.
- 3 - If no AP is engaged in CMD, FMA and FD BARS on PFD 1 are associated with FD1, FMA and FD BARS on PFD2 are associated with FD2.  
If an AP is engaged in CMD BOTH FMA's ARE ASSOCIATED WITH THIS AP, but the FD BARS ON THE PFD's REMAIN ASSOCIATED WITH THE CORRESPONDING FD.

- 4 - A mode is engaged by pressing the corresponding pushbutton on FCU or by pressing either GO-LEVER (for TAKE OFF or GO AROUND mode only).
- 5 - A mode is disengaged by pressing a second time the corresponding pushbutton or by pressing another pushbutton (of an incompatible mode).
- 6 - Each AP is engaged in CMD (in flight) or in CWS (on ground) by means of an AP lever on FCU. In flight, switching from CMD to CWS or CWS to CMD is made by pressing the CWS/CMD pushbutton.
- 7 - It is possible to switch over from one AP to the other. The first AP disconnects when the second is engaged (except in LAND or GO AROUND mode where both AP's can be engaged in CMD).

During an AP switching there is no change in the engaged modes except in the two following cases where the modes come back to the BASIC modes (V/S and HDG) :

- If, AP1 being active and FD1 feeding both PFD's (F/O FD switch pressed on F/O SWITCHING panel), AP2 is engaged in CMD. Same thing if AP1 is engaged when AP2 is active and FD2 feeds both PFD's.
- If, AP1 being active and FD BARS being out of view on PFD2 (FPV/FD switch in OFF or FPV position) AP2 is engaged. Same thing if AP1 is engaged when AP2 is active and FD BARS are out of view on PFD1.

- 8 - Each AP can be disconnected by setting the corresponding AP lever to OFF. Both AP's are disconnected by pressing either AP instinctive disconnect p.b. on the control wheels. Or when a force above a threshold (15 Dan) is applied on the stick in pitch (except in LAND, GO AROUND mode)
- 9 - In case of failure, overriding the action of the AP, by exceeding a pre-set force on the flight controls, is possible when AP is in CMD or CWS.  
But working against the AP is definitely not a normal procedure and should be avoided.

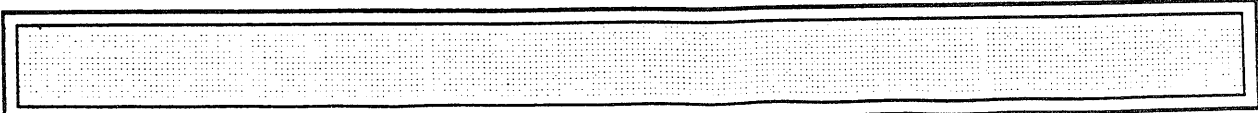
**CAUTION**

Working, on the pitch axis against the AP in CMD may lead to a hazardous situation in LAND and GO AROUND mode.

So if any abnormal flight control behaviour is encountered during these flight phases :

- check AP status (FMA, FCU)
- If AP engaged, disconnect it and take over.

Mod. : 7187



FCOM BULLETIN  
05/1 PAGE 11

**SUBJECT: NO. 10: AP OVERRIDE**

**1. REASON FOR ISSUE AND SCOPE**

- The purpose of this FCOM BULLETIN is to provide flight crews with background information and operational recommendations in the event of an AP override.

*Therefore with these modifications installed, any attempt to override the AP (except in GA and LAND modes) results in AP disconnection.*

The autopilot override does not cancel the AP autotrim orders.

**2. BACKGROUND INFORMATION**

- AP override is a safety device required by the airworthiness authorities to allow the flight crews to regain control from the AP in the event of AP anomalies. Torque limiters installed between each AP actuator and the corresponding flight control channel allow mechanical override of the FCC command, throughout the flight envelope, by disconnecting the AP servo-motor from the flight control surfaces.
- AP remains engaged but inactive except for the autotrim function. However, when override effort is released the AP is reactivated.

With AP in CMD if the pilot counteracts the AP (elevator order), the AP will move the THS (autotrim order) so as to maintain the A/C on the sheduled flight path.

Therefore, in Pitch GA mode, the following scenario may occur :

- During the GA procedure if the pilot immediately pushes on the control column in order to override or to limit the pitch up order, (after a few seconds) this situation would lead to a simultaneous inverse movement of the elevators (due to the pilot action), and the stabilizer (due to autotrim orders).

In such a configuration since the stabilizer efficiency is reater than that of the elevator ; the A/C could reach an abnormal pitch up angle leading to an airspeed decay.

The approximate triggering threshold (from flight control neutral position) expressed in loads to be applied to the control column, control wheel, pedals are as follows :

Pitch 20 daN nose down	} at low
46 daN nose up	
Roll 15 daN	
Yaw 65 daN	

- On Pitch axis

NOTE 1

*Any action on the Pitch trim control wheel disconnects the AP*

NOTE 2

Modifications 5953/A310 and 7187/A300-600 :

*These modifications allow the AP to be disconnected by applying a force greater than 15 daN at the control column, in all modes EXCEPT in GA and LAND modes.*

**3. OPERATIONAL RECOMMENDATION**

The AP override is a safety device which operates beyond the normal operation of the aircraft.

If any abnormal A/C behaviour is suspected when AP is in CMD disconnect AP immediately.

**CAUTION :** Do not attempt to modify A/C flight path acting on controls, if AP is not disconnected.

These recommendations are given in the FCOM : 1.03.65 p 3/4  
2.02.02 p1.

事故後、エアバス・インダストリー社から出された  
1994年5月5日付け、各オペレータあての技術情報

SUBJECT: ALL A300/A310 AND A300-600 OPERATORS

AUTO PILOT OVERRIDE IN LAND AND GA MODES

THE PRELIMINARY INFORMATION CONCERNING THE NAGOYA ACCIDENT  
LEAD US TO REMIND YOU THE FOLLOWING :

AN AP OVERRIDE FUNCTION IS INSTALLED ON A300, A310 AND  
A300 600 AIRCRAFT.

THIS OVERRIDE FUNCTION HAS BEEN BUILT IN TO MOMENTARILY  
OVERCOME AN AUTOPILOT HARD OVER.

THIS FUNCTION ALLOWS THE PILOT TO OVERRIDE THE AP BY  
DISCONNECTING THE ACTUATORS FROM THE FLIGHT CONTROLS.

WITH AP ENGAGED IN LAND OR GA MODE IF THE PILOT COUNTERACTS  
THE AUTOPILOT BY MEANS OF ELEVATOR, THE AP WILL MOVE THE THS  
SO AS TO MAINTAIN THE A/C ON THE SCHEDULED FLIGHT PATH.

THE AUTOPILOT OVERRIDE DOES NOT CANCEL

THE AP AUTOTRIM ORDERS

FOR EXAMPLE, IF DURING THE GA PROCEDURE THE PILOT OVERRIDES  
THE AP BY PUSHING ON THE CONTROL COLUMN, IN ORDER TO LIMIT  
THE PITCH UP ORDER, THE FOLLOWING OCCURS :

THE ELEVATOR FOLLOWS PILOT ACTION (NOSE DOWN)  
THE THS FOLLOWS AP AUTOTRIM ORDERS (NOSE UP)

IF THE AUTO PILOT IS THEN DISENGAGED THE AIRCRAFT IS LEFT IN  
AN OUT OF TRIM SITUATION WHICH MIGHT BE HASARDOUS IF NOT  
TRIMMED BACK.

THE BEST WAY TO DISENGAGE GA MODE IS TO DISENGAGE AP THROUGH  
AP INSTINCTIVE DISCONNECT PUSH BUTTON OR TO SELECT ANOTHER  
MODE.

- . REMEMBER, WORKING AGAINST THE AP MAY LEAD TO AN OUT OF  
TRIM SITUATION.
- . NEVER ATTEMPT TO CONTINUOUSLY MODIFY A/C FLIGHT PATH  
ACTING ON CONTROLS IF AP IS NOT DISCONNECTED.
- . IF AP STEERING IS NOT AS EXPECTED DISCONNECT IT.
- . AT THE DISCONNECTION AFTER AN OVERRIDE, EXPECT AN OUT OF  
TRIM SITUATION.

## 別添3 インシデントの事例とその対応

### 1 インシデント例

#### (1) 1985年3月1日、A300-600型機の例

1994年11月29日発行のエアバス社テクニカル・ノート (AI/E-fs n°420, 0365/94) によると、以下のとおりである。

同機は着陸のためAPを使用し降下していた。設定された高度に達したため、APは、ALT Acquire (ALT★モード) からALT HOLDモードに切り替わった。

乗員は、APが解除されたと思い、さらに降下を続けるため操縦輪を押しエレベータを機首下げとしたため、機体は設定高度より下がることとなった。これに対し、APは設定高度の4200ftに戻ろうとして、オートトリムを働かせTHSを機首上げ側に作動させることとなった。

この動きは、それぞれの作動限界まで達することとなり、機体姿勢は10°近い機首上げとなった。

乗員は機首を下げるため、エンジン出力を減じたところ、速度は119ktまで低下した。再び、エンジン出力は増加された。アウト・オブ・トリムとの組み合わせにより、さらに機首上げは助長され機体姿勢は、機首上げ24°に達した。

オートトリムによりTHSの作動が機首下げ側に働くAPモードへの切り替わりがあったため、機体の機首上げ姿勢は減少し、その後、正常な飛行に戻った。

この時点における、この機種のアフスには、LAND TrackとGO AROUNDモード以外のすべてのモードにおいて、操縦輪にピッチ方向に一定以上の力を加えた場合、APが解除されるという機能はまだ備わっていなかったが、その後、同様の事象が発生した場合、APは解除されるという機能を追加する改修が実施されたため、このインシデントで発生したALT HOLDモードにおいて操縦輪を押すことによりTHSがエレベータと反対方向に自動的に作動するような結果には至らないこととなった。

#### (2) 1989年1月9日、A300B4-203FF型機の例

フィンランド航空事故調査当局の報告によると、同機が着陸のためAPを使用してヘルシンキ空港へ進入中、対地高度860ftで機長がうっかりゴーレバーを作動させた。

同機はGO AROUNDモードとなり、ATSによりエンジン出力も自動的に増

加したため、機長は、A T Sを解除し、スロットルを引きエンジン出力を減じるとともに、乗客の快適性のためA Pによる機首上げを避けようと、機首上げモーメントに抗して手動で操縦輪を押しつづけた。これに対しA Pは上昇姿勢を維持しようと、オートトリムを働かせT H Sをエレベータの動きと相反する機首上げ側に作動させた。

A Pは機長により解除されたか、若しくは何らかの理由で解除された。このときT H Sの作動角度は、すでに $-8^{\circ}$  機首上げ側に作動しており（通常のGO-AROUNDでは $-1^{\circ}$  ～ $-2^{\circ}$  機首上げ）、機長は操縦輪を手で押し下げたまま、対地高度750ftで水平飛行をしばらく維持した。この間、機長及び副操縦士はA Pはまだ解除されていないものと思っていた。

機長は進入を断念し、再びA T SをGO AROUND モードにしたところ、エンジン出力が増加し機首上げ姿勢となり上昇を始めた。

乗員はフラップを $15^{\circ}$  に上げた。その後、機長は操縦輪を最前方に押し、出力レバーも最前方のまま、機体姿勢は機首上げ $35.5^{\circ}$  に増加し、速度は94ktに減じた。機長はエレクトリック・トリムを使用せずマニュアルトリムを使用し、副操縦士にこの操作を続けさせたため、対地高度は2,250ftから回復しはじめ、機体姿勢は徐々に機首下げとなり、速度も増加し、対地高度1,540ft まで降下した後、正常な飛行に戻った。

### (3) 1991年2月11日、A310-304型機の例

ドイツ航空事故調査当局の報告書によると、同機は着陸のためA Pを使用してモスクワ空港へ進入中、高度1,550ft 付近でA T Cよりゴーアラウンドとゴー・アラウンド高度を指示された。乗員は、ゴーアラウンド高度2,260ftをセットし、対地高度1,275ftでGO AROUNDモードにした。

機体重量が軽く、上昇率が高かったため、乗員は、ゴー・アラウンドによる機首上げ姿勢を少し押さえようと、手動で操縦輪を押しエレベータを機首下げとした。これに対し、A Pはゴーアラウンド時の上昇姿勢を維持しようと、オート・トリムを働かせて、T H Sを機首上げ側に作動させた。これらの相反する動作は、エレベータが $14^{\circ}$  機首下げ、T H Sが $-12^{\circ}$  機首上げまで達することとなった。またエンジンは、A T Sにより、出力は増加されたこと及びフラップがフルダウンから $15^{\circ}$  に上げられたことにより、同機は急上昇することとなった。

A Pは、高度1,503ft に達した時点でA L T Acquire (A L T★モード) に自動的に切り替わり、乗員は、この時点でも操縦輪を押し下げているため、A Pは解除されることとなった。

しかしながら、THSの作動角度はそのままの状態が残ることとなった。また、エンジン出力も増加されたままであったため、機首上げは $88^{\circ}$ に増加し、速度は $30\text{kt}$ に低下し、高度は、 $4,327\text{ft}$ に達した後、失速状態となり、高度 $1,487\text{ft}$ まで降下した後、再度上昇することとなった。その後、同機は失速降下と急上昇を繰り返し、しだいに上昇時の獲得高度は高くなり、4回目の上昇時には高度 $11,755\text{ft}$ に達した。この間乗員はAPはまだ解除されていないものと思っており、また、THSがアウト・オブ・トリムになっていることは認識していなかった。

4回目の降下時に、乗員によりエンジン出力が減じられたこと、またエレベータ操作が行われ、乗員が無意識にエレクトリック・トリムを作動させたと思われ、THSが機首下げ方向にトリムされたことにより、高度 $8,715\text{ft}$ で異常な飛行から回復することができた。

(4) 1994年9月24日、A310-325型機の例

フランス航空事故調査当局の予備報告によると、以下のとおりである。

ブカレストからパリ オルリーへの定期便A310登録番号YR-LCAは、オルリーATCと10時37分コンタクトしている。気象条件はVMCである。

機長(PF)はデモンストレーションのため、両方のAPとA/THRをONとし、ミスアプローチ時の高度は $4000\text{ft}$ に設定してILS自動進入を行おうとしている。

同機の飛行経路のため、APはグライド・パスにすみやかに乗っていない。PFはAPを解除するが、A/THRはそのままエンゲージしている。PFはV/SとLOCモードを選択し手動操縦で進入を継続している。

スラットとフラップは $15-0$ 、 $15-15$ に選択され、ギアは降ろされている。

同機が速度約 $197\text{kt}$ で降下中、高度 $1,700\text{ft}$ を通過したころ、乗員はフラップとスラットを $20-20$ に選択している。

速度超過(VFEより $2\text{kt}$ 超過)のため、V/SとLOCからLVL/CHGとHeading HOLDにモードの切り替わりがある。乗員はモードの切り替わりと出力レバーが $1^{\circ}/\text{sec}$ のレートで前方に動いていることに気付いていない。

20秒後、N1が $81\%$ (TRA $63\%$ )に達し、乗員は出力レバーを $63^{\circ}$ から $38^{\circ}$ に2秒間で引いている。

それから操縦士の行為として、機首上げ側へ $-4.4^{\circ}$ から $-12.7^{\circ}$



のピッチ・トリム（CVRに10秒間ウーラー音が記録されている）、この間エレベータの機首下げ側に+3.7°から+14.7°への作動、出力レバーの3秒間で40°から84°（TRA）への前進がある（N1は104%）。スラストの増加とアウト・オブ・トリムの組み合わせにより、過大なピッチ・アップ・モーメントが生じ、同機のピッチは+6°から59°に増加している。同機は4000ftに上昇し（上昇率約11000ft/mn）そして失速し（CVRに失速警報音が記録されている）、アルファ・トリム・プロテクションが働き（ピッチ・トリムは-12.7°から-8.8°に作動している）、AOA情報の一時的な喪失によりAPとピッチ・トリムは解除されている。失速中、乗員はギアを上げ、スラット、フラップを15-0にしている。乗員は830ftで失速から回復している。乗員がピッチ・トリム・レバーを選択しピッチ・トリムを正常位置（エレクトリック・ピッチ・トリム・ボタンを使用）にする以前に、同機はスタビライザーが機首上げ最大（-12.7°）、エレベータは機首下げ最大（+14.7°）で30秒間飛行している。乗員は2回目の着陸進入を行い、他の問題はなく着陸している。

このインシデントは、APのオーバーライドに起因するインシデントではなく、操縦輪による機首下げ操作中に乗員によりエレクトリック・ピッチ・トリム・ボタンによるマニュアル・ノーズ・アップ操作が行われ、アウト・オブ・トリムに至ったものである。

このインシデントに鑑み、仏国民間航空総局（DGAC）は、1994年10月14日、各航空当局に対しすべてのA310とA300-600のオペレータに次の事項を勧告するよう通知した。

- 運航上の速度制限を守ること。
- 乗員への情報として、A310とA300-600のAFSの特性と運航上のロジックについて周知され定期的に見直されること。
- 同様のインシデントに対し、有効な防止策としての乗員の手順、関連する資料、乗員のAFSに関する理解を点検すること。

## 2 エアバス社の対応（別添3別表 参照）

- (1) 1985年6月、エアバス社は、1985年3月1日発生したA300-600型機のインシデントに対し、同型機についてAPのオーバーライド時の注意事項に関する、オペレーション・エンジニアリング・ブリテン（OEB 29/1）を発行している。

また、1988年3月18日、A300-600型機のAFSにおいて、LAND Track及びGO AROUNDモード以外のすべてのモードでは、操縦輪にピッチ方向に15kg以上の力を加えた場合、APが解除されるようにするためのFCCの改修策(MOD.7187)を設け、新規製造機については、適用されることとなった。

同年6月には、同改修に伴う同型式機のFCOMの改訂を行っている。

- (2) 1989年3月9日、エアバス社は1989年1月9日発生したA300 B4-203FF型機のインシデントに関するテクニカル・ノート(AI/E-V 0 N°472447/89)を発行している。

(1)のFCCの改修(MOD.7187)は1989年6月1日発行のオプション装備であるウインド・シア・ワーニング・システムの改修(SB.A300-22-6009)と併せて実施されることとなった。

1990年5月には、エアバス・オペレータ会議において、各オペレータに対し、A300-600及びA310型式機においてアウト・オブ・トリム状態を避けることに関しての説明が行われた。

また、1991年1月、A300-600型機のFCOMに、別添2-2、2-4の「CAUTION」の追加を行い、同年3月には、1991年2月11日、モスクワで発生したA310-304型機のインシデント情報と運用手順に関するオペレータ・インフォメーション・テレックス(OIT ST/999.0036/91及び0048/91)を発行している。さらに、同年6月には、APオーバーライドに関する注意喚起のためのブリテン(FCOM BULLETIN 05/1)を発行している。

- (3) 1993年6月24日、エアバス社は3件の同種のインシデントに対しAFSに関するSB A300-22-6021を発行し、MOD.7187の内容に加えGO AROUNDモードにおいても対地高度400ft以上で、操縦輪にピッチ方向へ15kg以上の力を加えた場合、APが解除されるようにする改修策を設け、新規製造機にはこの改修が適用されたFCCを装備するとともに、オペレータに対しては改修をRecommendとした。(別添3、別紙参照)

1994年4月26日の中華航空機事故後、エアバス社は5月5日付けにて各オペレータあてに技術情報を発行し、APオーバー・ライド時の注意事項を通知した。

1994年12月13日、同SBによるFCCの改修は、仏国民間航空総局(DGAC)による耐空性改善命令(1994.8.17)の発行により、FCC

の改修をMandatory として改訂された。

# 別添 3別表 本事故及び類似のインシデントとそれに対するエアバス社の対応

ACCIDENT/INCIDENT	エアバス社の対応
①1985. 3. 1 A300-600	1985. 6 OEB 29/1発行
	1988. 3. 18 MOD. 7187 LAND Track&GA以外 CW. P. 15KgにてAP, DISCONNECT可能
	1988. 6 FCOM改訂
②1989. 1. 9 A300B4-203FF ヘルシンキ	1989. 3. 9 T. N発行
	1989. 6. 1 SB6009発行
	1990. 5 オペレータ会議
	1991. 1 A300-600FCOMにCAUTION追加
③1991. 2. 11 A310 モスクワ	1991. 3 OIT発行 A310FCOMにCATION追加
	1991. 6 FCOM, BULLETIN発行
	1993. 6. 24 SB6021-RECOMMEND GA400ft 以上でCW. P. 15KgにてAP, DISCONNECT可能
1994. 4. 26 A300-600 中華航空機事故 名古屋	1994. 5. 5 T. I発行
	1994. 8. 17 DGAC CN発行
	1994. 12. 13. SB6021 MANDATORYに改訂

抜粋

AIRBUS-INDUSTRIE  
 PRODUCT SUPPORT DIRECTORATE  
 1 Rond Point Maurice BELLONTE  
 31707 BLAGNAC CEDEX FRANCE  
 Tel : (33) 61-93-33-33  
 Telex : AIRBU 530526 F

 A300-600

SERVICE BULLETIN

MODIFICATION No. 10403S20537, 620624

ATA SYSTEM : 22

TITLE : AUTO FLIGHT - FCC - UPGRADE SOFTWARE CONTROL LAW FOR A300-600.

1. PLANNING INFORMATION

A. EFFECTIVITY

(1) Aircraft models : B4-601, B4-603, B4-605R, B4-622, B4-622R, C4-620.

(2) Aircraft

Customer and Fleet No.	MSN	Kit No.	Qty of Kits
			None
AAL050-084	423,459,460,420,461,462, 463,465,466,469,470,471, 474,506,507,508,509,510, 511,512,513,514,515,516, 517,606,610,612,615,619, 626,639,643,645,675.		
AH001-008	611,613,630,633,664,668, 688,690		
CAL601-606	529,533,536,578,580,666		
CCA601-604	521,525,532,707		
DLH601-611	380,391,401,405,408,411, 414,546,553,618,623		
JAS001-009	602,617,621,637,641,670, 679,683,703		
KAC601-603	673,694,699		
KAL501-503	361,365,358		
KAL551-566	477,479,388,417,543,554, 560,582,583,609,614,627, 631,662,685,692		
HON001-004	540,556,604,605		

5 DATE : Jun 24/93

SERVICE BULLETIN No. : A300-22-6021

REVISION No. : 1 - Dec 24/93

PAGE : 1 of 9

# A300-600

## SERVICE BULLETIN

Customer and Fleet No.	MSN	Kit No.	Qty of Kits
		None	
MSR001-009	557,561,572,575,579,581, 601,607,616		
OAL001,002	632,696		
RF001	354		
RF051	374		
SVA001-011	284,294,301,307,312,317, 321,336,341,348,351		
THA051-066	368,371,377,384,395,398, 464,518,566,569,577,628, 629,635,681,705		
UAE101-105	505,558,563,608,701		
XF601,602	555,559		
XF701,702	625,677		
XJ001,002	657,659		
X0001,002	584,603		
XQ001	252		
XQ051	530		

This modification is embodied prior to delivery on A/C MSN 709 and subsequent.

**NOTE 1 :** Accomplishment of this Service Bulletin requires the previous or simultaneous accomplishment of Service Bulletin No. A300-22-6009 (Modification No. 7187S7843) and Service Bulletin No. A300-22-6020 (Modification No. 7187S7843) valid for SVA and RF.

(3) Spares

None.

DATE : Jun 24/93

SERVICE BULLETIN No. : A300-22-6021

REVISION No. : 1 - Dec 24/93

PAGE : 2

Printed in France

# Ⓢ A300-600

## SERVICE BULLETIN

### B. REASON

#### (1) History

This Service Bulletin is published to advise operators of all A300/600 concerned of the issue of SEXTANT AVIONIQUE Service Bulletin No. B470AAM-22-007.

#### (2) Objective/Action

To provide autopilot disengagement by applying a 15daN force on the control column in go-around mode above 400 feet (radio altitude) this Service Bulletin recommends to modify the software of both Flight Control Computers.

The modified Flight Control Computers will also include improvements which have been identified from the last standard.

#### (3) Advantages

Operational benefits and/or passenger comfort by :

- autopilot disengagement by 15daN force on control column during go-around above 400 feet (radio altitude),
- avoidance of unwanted autopilot disengagement when the pilot takes firmly the control column,
- nose down improvement to avoid the pitch attitude increase after main landing gear touch down,
- improvement of "LEVEL CHANGE" mode to avoid the "VMO" overshoot,
- "ALT HOLD" mode improvement in heavy turbulence,
- improvement of autopilot capacity to counteract strong vertical gust in cruise.

#### (4) Accomplishment Timescale

Accomplishment of this Service Bulletin is recommended at the earliest opportunity where manpower and facilities are available.

#### (5) Interchangeability/Mixability

Interchangeability : See Para. 3 - MATERIAL INFORMATION.

Mixability : Not applicable.

DATE : Jun 24/93

SERVICE BULLETIN No. : A300-22-6021

REVISION No. : 1 - Dec 24/93

PAGE : 3

Printed in France

# A300-600

## SERVICE BULLETIN

**NOTE :** Only the interchangeability and mixability configurations and conditions expressly mentioned in this Service Bulletin are endorsed by Airbus Industrie.  
Should airlines wish to install any other configuration, they must contact Airbus Industrie beforehand.

### C. DESCRIPTION

Accomplishment of this Service Bulletin consists in carrying out the following jobs on the aircraft :

In avionics compartment, zone 121, left electronics rack, 80VU :

Modification of Flight Control Computers (FCC1 and FCC2).

### D. APPROVAL

The design data contained in this Service Bulletin has been approved under the authority of DGAC Design Organisation Approval No. C 01. The changes specified in this Service Bulletin have been approved by the DGAC when they are major, or under the authority of DGAC Design Organisation Approval No. C 01, when they are minor.

### E. MANPOWER

	<u>Manhours</u>	
	<u>Aircraft</u>	<u>Bench</u>
Removal/Installation of FCCs	1.0	
Modification		Refer to SEXTANT AVIONIQUE Service Bulletin No. B470AAM-22-007
Test	0.5	
<b>TOTAL MANHOURS</b>	<b>1.5</b>	
<b>ELAPSED TIME (HOURS)</b>	<b>1.5</b>	

**NOTE :** This Service Bulletin assumes that the aircraft has been placed in a maintenance status. The manhours/elapsed time estimates do not include preparation for the modification, non-productive elapsed time, or administrative functions.

DATE : Jun 24/93

SERVICE BULLETIN No. : A300-22-6021

REVISION No. : 1 - Dec 24/93

PAGE : 4

Printed in France



# A300-600

## SERVICE BULLETIN

### F. MATERIAL - COST AND AVAILABILITY

Terms of procurement are to be negotiated directly with SEXTANT AVIONIQUE, as per SEXTANT AVIONIQUE Service Bulletin No. B470AAM-22-007.

### G. TOOLING - PRICE AND AVAILABILITY

None.

### H. WEIGHT AND BALANCE

None.

### I. REFERENCES

Aircraft Maintenance Manual : 06-41-52, 22-18-34, 22-40-00, 24-00-00,  
24-41-00

Service Bulletin No. A300-22-6009 (Mod. No. 7187S7843)

Sextant Avionique Service Bulletin No. B470AAM-22-007

### J. PUBLICATIONS AFFECTED

Illustrated Parts Catalog : 22-18-08

DATE : Jun 24/93

SERVICE BULLETIN No. : A300-22-6021

REVISION No. : 1 - Dec 24/93

PAGE : 5-6

Printed in France