



**LE RÉSEAU DE CRÉATION
ET D'ACCOMPAGNEMENT PÉDAGOGIQUES**

**Ce document a été mis en ligne par le Canopé de l'académie de Montpellier
pour la Base Nationale des Sujets d'Examens de l'enseignement professionnel.**

Ce fichier numérique ne peut être reproduit, représenté, adapté ou traduit sans autorisation.

Le dossier technique se compose de 16 pages, numérotées de 1 / 16 à 16 / 16.
 Dès que le dossier technique vous est remis, assurez-vous qu'il est complet.

SOMMAIRE

DOSSIER TECHNIQUE

Etude d'un système de données d'environnement de vol

Page de Garde

1. Circuit anémométrique (Fig. 1 page 3).....	2
a) Système de tube pitot	2
b) Système d'indication de vitesse	2
c) Système d'indication d'altitude.....	2
d) Système d'alarme en cas de vitesse excessive	2
e) Système de calculateur de données d'air (ADC).....	2
2. Le système du calculateur de données d'air	4
a) Description (Fig.2 page 4).....	4
b) Fonctionnement détaillé de l'ADC (Figure 5 page 6).....	6
3. Système d'alarme d'angle d'attaque et de décrochage.....	7
a) Description du système (Figure 6 page 7), (planche page 10)	7
b) Le capteur AOA FF7 (FF8) (planches pages 13 à 15)	7
c) L'indicateur AOA (Figure 7 page 8).....	8
d) Fonctionnement (planche page 10)	8
Vue éclatée ADC.....	9
Alimentation électrique : Circuit d'alarme d'angle d'attaque et de décrochage	10
Modules électroniques ADC 1/2	11
Modules électroniques ADC 2/2	12
Principe de fonctionnement capteur AOA.....	13
IPC capteur AOA 1/2.....	14
IPC capteur AOA 2/2.....	15
CAPTEUR AOA	16

CODE : 1506-AER A T 21

Étude d'un système de données d'environnement de vol

Les systèmes de navigation de l'avion permettent une navigation précise de l'avion et sont utilisés pendant le décollage, le vol, l'approche et l'atterrissage. De plus, les aides à la navigation à l'intérieur de l'avion donnent les informations concernant la vitesse, l'altitude, l'assiette et la direction.

Le système de données d'environnement de vol fournit à l'équipage les données anémométriques, déclenche des alarmes en cas de risque de décrochage en fonction de l'angle d'attaque et donne la température de l'air extérieur.

Ces paramètres aérodynamiques (vitesses, altitude, température) sont sujets à des erreurs corrigées automatiquement par des calculateurs.

1. Circuit anémométrique (Fig. 1 page 3)

Ce circuit utilise la pression des tubes pitot et des prises statiques pour transmettre des données aux systèmes correspondant de l'avion.

Il est composé de plusieurs systèmes :

a) Système de tube pitot

Il mesure les conditions atmosphériques à l'extérieur de l'avion et transmet la pression statique et totale aux différents circuits concernés. Ce système comporte les capteurs suivants :

- Deux tubes Pitot principaux (gauche et droit), situés de part et d'autre du fuselage. Ils transmettent une pression totale (P) et deux pressions statiques (S1 et S2).
- Un tube pitot auxiliaire situé sur le fuselage droit fournit une pression totale et deux pressions statiques.

Chaque tube pitot utilise une résistance chauffante interne afin de prévenir la formation de givre sur les surfaces externes et internes.

b) Système d'indication de vitesse

Ce système indique visuellement la vitesse vraie (VV) et la vitesse ascensionnelle de l'avion (VA).

c) Système d'indication d'altitude

Ce système indique visuellement l'altitude de l'avion. Il comprend deux altimètres FP4 et FP104 comprenant un codage d'altitude et un altimètre de secours FP5 servant d'altimètre de base.

Le pilote peut régler sa référence barométrique sur l'altimètre FP4. L'altimètre pilote reçoit une tension de +5V de référence envoyée par le calculateur de données d'air ADC et élabore en sortie une tension (BCW) proportionnelle à la position du potentiomètre barométrique (0.488 à 4.288 VDC).

d) Système d'alarme en cas de vitesse excessive

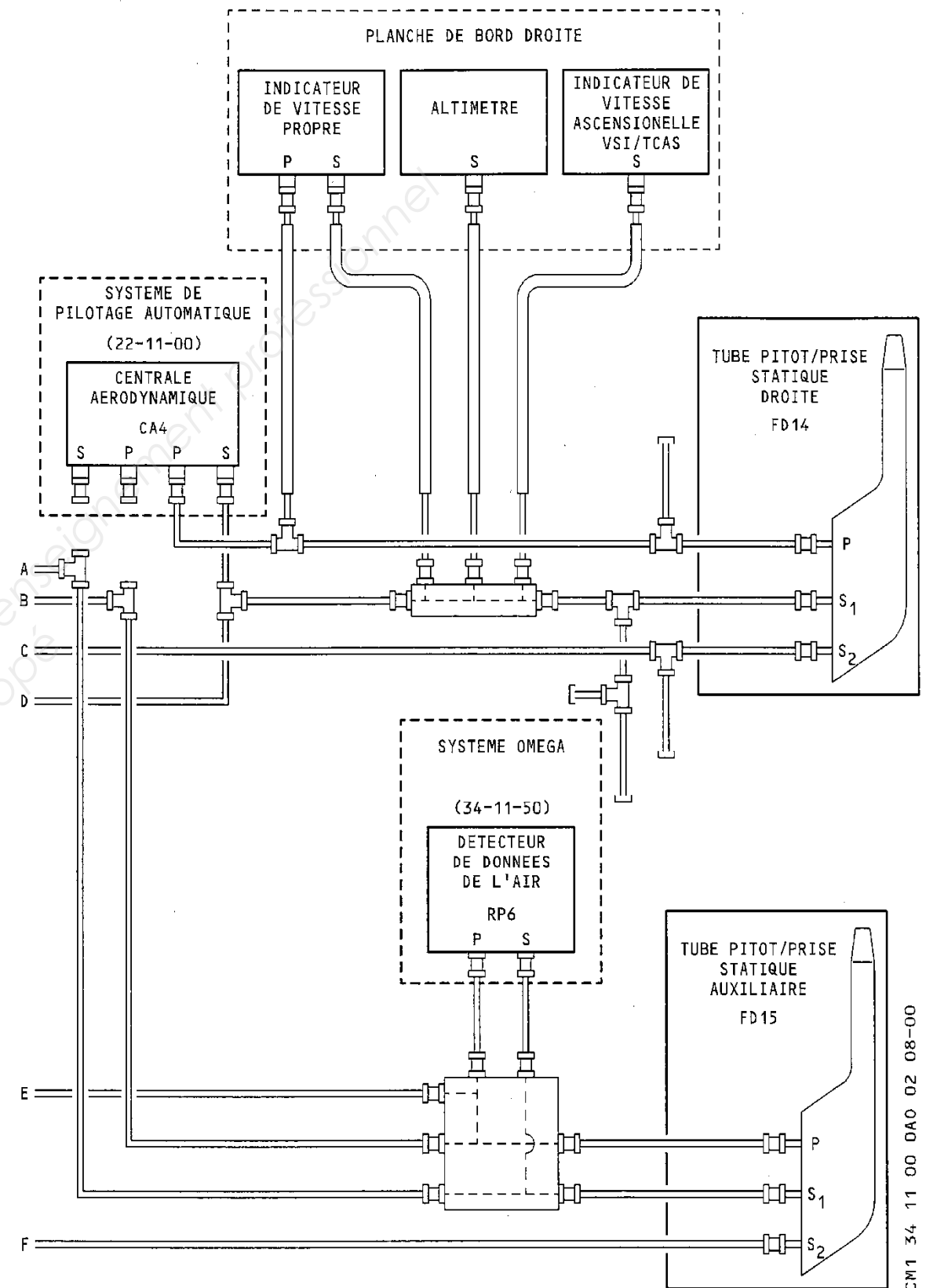
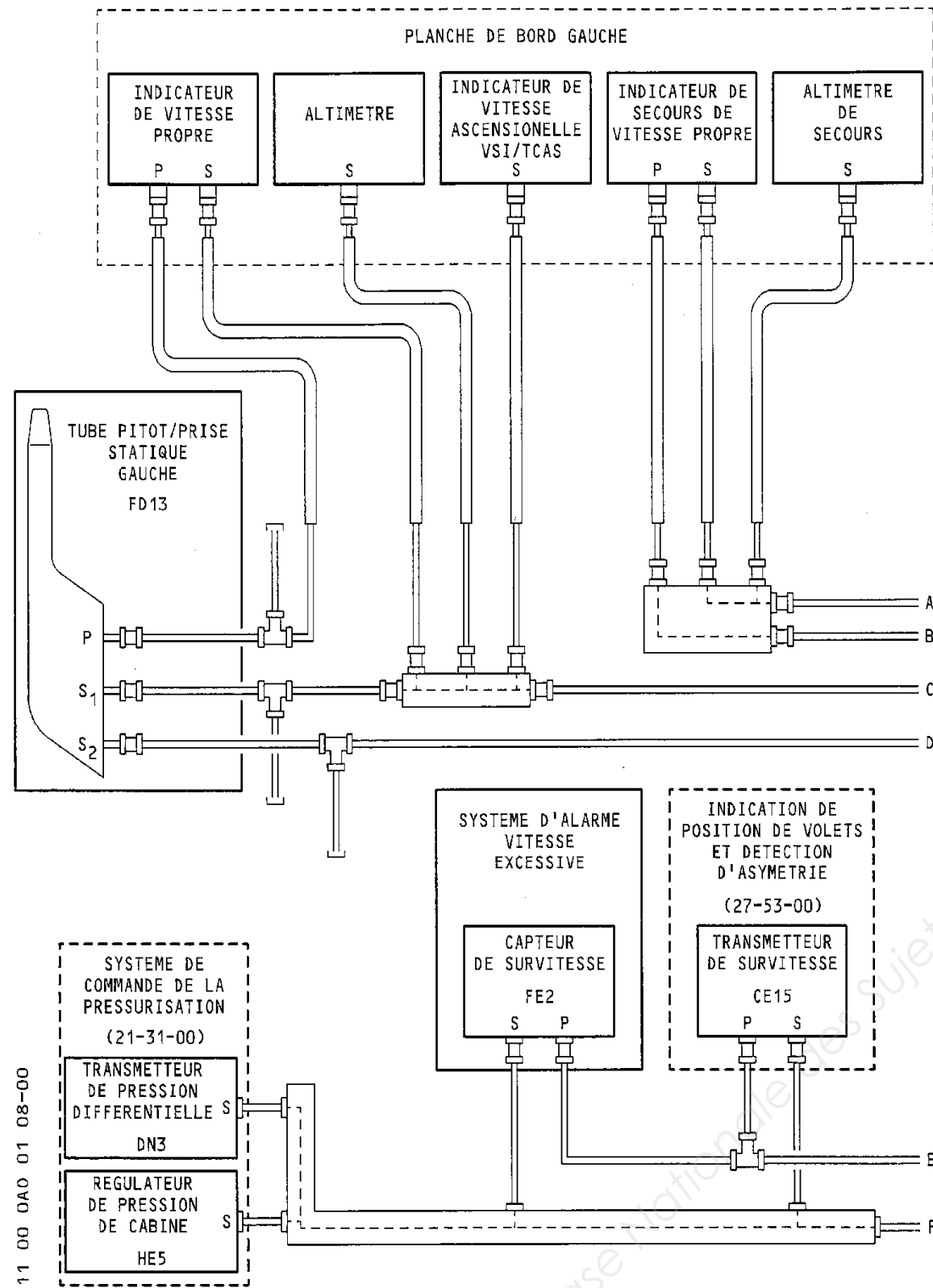
Ce système détecte les signaux transmis par le tube pitot et les prises statiques et il fait retentir une alarme sonore en cas de vitesse excessive, il transmet aussi un signal au système d'alarme en vol.

e) Système de calculateur de données d'air (ADC)

Le Système Calculateur de Données d'Air transforme :

- les entrées de données d'air, qui proviennent du système du tube Pitot et de prise statique ;
 - les signaux du potentiomètre barométrique qui proviennent du système d'indication d'altitude ;
 - la température envoyée par la sonde de température TN19 ;
- en données numériques pour les fournir aux circuits avions concernés.

Fig 1 : Circuit anémométrique



2. Le système du calculateur de données d'air

a) Description (Fig.2 page 4)

Le système du calculateur de données d'air se compose des éléments suivants :

- Une sonde de température TN19 ;
- Un calculateur de données d'air ADC (RP6).

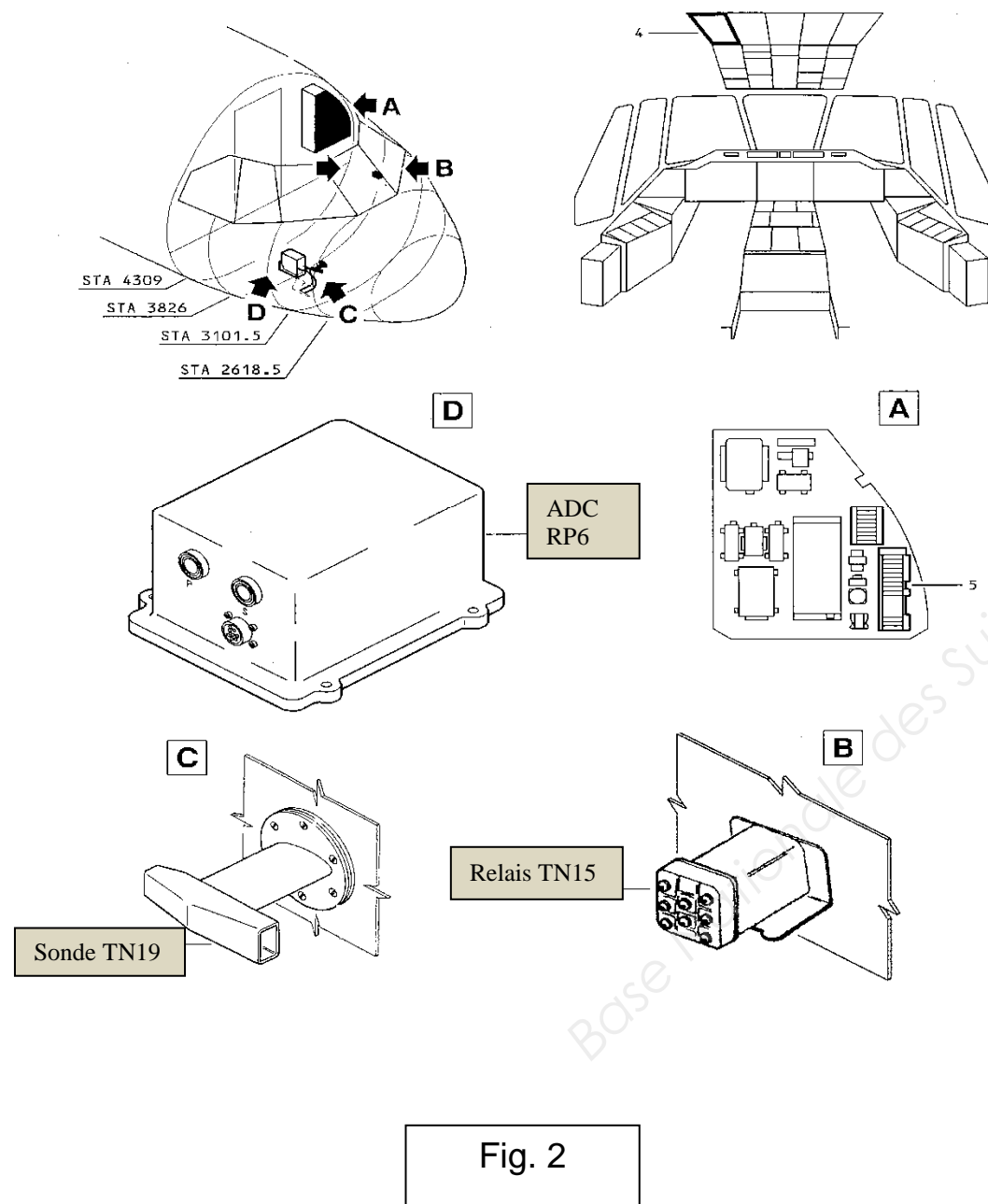


Fig. 2

La sonde de température TN19 (Fig. 3 page 4), (Fig. 4 page 5)

La fonction de la sonde de température consiste à mesurer la température de l'air extérieur.

La température mesurée (Température d'impact : **TAT** : Total Air Temperature) est toujours supérieure à la température statique (**SAT** : Static Air Temperature), due au déplacement de la sonde à la vitesse de l'avion, ce qui provoque un échauffement.

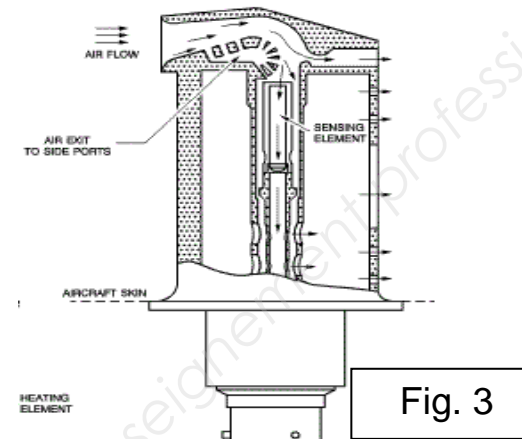


Fig. 3

La sonde de température est un capteur de température totale du genre de résistance de platine de 500 Ohms à 0°C. La sonde de température fournit une valeur de résistance proportionnelle à la température totale de l'air extérieur (TAT) au calculateur des données d'air (ADC). Celui-ci calcule en fonction de la vitesse avion la température statique SAT.

Elle est équipée d'une résistance de chauffage la protégeant contre le givrage et qui ne doit pas réchauffer l'air entrant dans la résistance de mesure.

L'alimentation en 28VDC pour la résistance de réchauffage de la sonde passe à travers :

- un relais TN15, installé à l'intérieur de la console gauche du poste de pilotage ;
- un fusible TN14, installé dans le panneau des fusibles LH.

Le calculateur de données d'air (ADC) RP6 (Fig. 4 page 5)

L'ADC est un système modulaire commandé par un microprocesseur.

Il transforme les entrées pneumatiques, provenant du Système de tube Pitot, en sorties de tension différentielle au moyen de transducteurs de pression différentielle et absolue.

L'ADC traite ces données avec les entrées de la température totale de l'air extérieur (TAT) et de la correction barométrique (BCW) transmise par l'altimètre codeur pilote, pour obtenir les données d'air.

Les sorties s'effectuent sous un format numérique ARINC 429 -12,5khz.

Il présente sur sa face avant :

- une connexion pitot (P) pour recevoir la pression totale ;
- une connexion statique (S) pour recevoir la pression statique ;
- un connecteur pour les différentes entrées et sorties analogiques ou numériques.

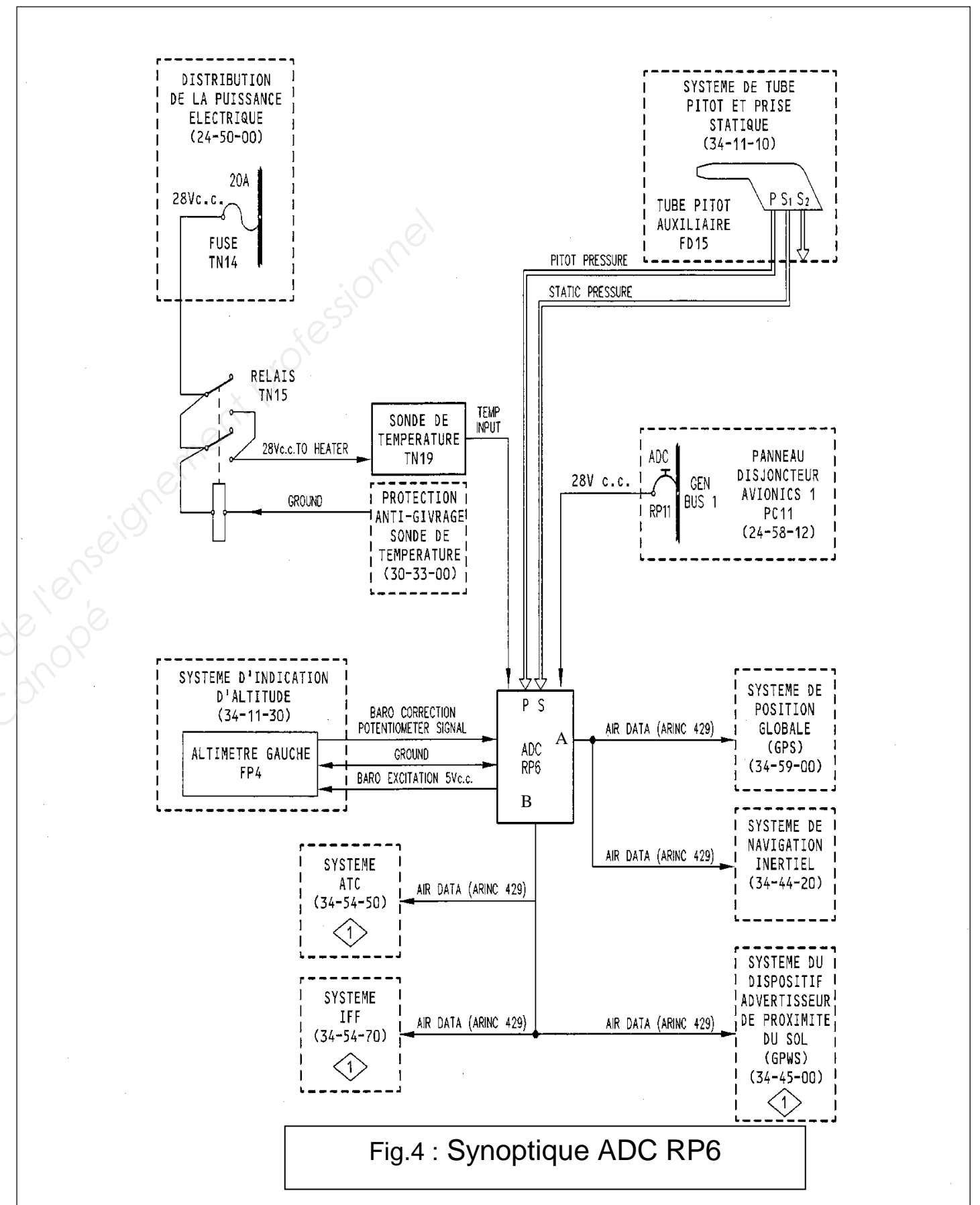
Le calculateur est alimenté en +28 VDC BUS 1, à travers le disjoncteur ADC RP11.

L'ADC calcule et distribue aux différents systèmes de l'avion les données d'air suivantes :

- la vitesse vraie de l'air : **TAS** (True Airspeed), (**LABEL 210**) ;
- l'altitude pression : **Zp** (Altitude pressure), (**LABEL 203**) ;
- l'altitude barométrique corrigée : **Zc** (Barometric Corrected Altitude), (**LABEL 204**) ;
- la température statique de l'air : **SAT** (Static Air Temperature), (**LABEL 213**).

Le système ADC n'a pas de commandes externes. Les données (data) de l'ADC peuvent être visionnées dans l'unité de commande d'affichage (CDU) du Système de Navigation Inertielle (INU).

Le système fait constamment une auto vérification de son fonctionnement et envoie son statut (**LABEL 270**) à la CDU de la centrale inertielle.



b) Fonctionnement détaillé de l'ADC (Figure 5 page 6)

L'ADC est composé de 6 modules interconnectés par une carte mère (motherboard).

Chaque module a une fonction définie :

• Module « Transducteurs »

Ce module comprend un transducteur de pression statique et un transducteur de vitesse de l'air.

Les transducteurs de Pression Statique et de Vitesse de l'air sont des capteurs de pression piezorésistifs. Ils utilisent une membrane encastrée en céramique associée à un pont de jauges piézorésistives qui assure l'acquisition des contraintes de pression.

Ils produisent une tension différentielle en sortie :

- **PP+** et **PP-** pour la vitesse de l'air ;
- **SP+** et **SP-** pour la pression statique.

Ces tensions différentielles sont envoyées au module « Sensor interface board ».

• Module « Sensor Interface board » (planche « Sensor Interface Board » page 11)

Ce module récupère les tensions différentielles envoyées par les transducteurs. Les tensions différentielles sont traitées par des montages AOP pour élaborer un signal amplifié **ASI** correspondant à la vitesse de l'air et **ALT** à l'altitude.

Les signaux ALT et ASI sont envoyés au module « Data acquisition Board »

• Module « Data Acquisition Board » (planche « Data acquisition board » page 11)

Ce module reçoit les signaux **ASI** et **ALT**, la valeur (**OATH**) de la sonde de température TN19 ainsi que la tension correspondante à la correction barométrique (**BCW**) envoyée par l'altimètre pilote FP4.

Ce module permet d'effectuer le multiplexage des données (IC3) et la conversion analogique numérique (IC1) sur 12 bits. Ces deux composants sont commandés par le microprocesseur.

Il génère le **+5V de référence** qui sert à l'altimètre pilote pour élaborer la tension correspondante à la correction barométrique(BCW) effectuée par le pilote.

• Module « Processor Board » (planche « Processor board » page 12)

C'est le centre de contrôle et de calcul de l'ADC. Il contient :

- Un microprocesseur Intel Z8002 à 16 bits ;
- Un oscillateur à quartz pour générer la vitesse d'horloge de 8Mhz au microprocesseur ;
- Deux EPROM (IC1 et IC2) où sont stockées tous les programmes de calculs et de fonctionnement de l'ADC ;
- Une SRAM de 4K octets pour le stockage des données.

• Module « ARINC 429 Output Board » (planche « arinc 429 output » page 12)

Il fournit les données sous format Arinc 429 aux différents systèmes de l'avion à partir des données élaborées par le microprocesseur.

Il est constitué d'un circuit interface de bus Arinc (IC1) qui met en forme les données sur 32 bits et assure la conversion parallèle série, couplé avec 2 drivers différentiels (IC2 et IC8) qui élaborent la ligne différentielle A et B du format ARINC 429 de chaque groupe (groupe 1 et 2).

Le décodeur IC5 assure la commande de l'interface de bus Arinc du circuit IC1.

Les données du groupe 1 sont présentes sur la broche 3 et 4 et les données du groupe 2 sont présentes sur la broche 21 et 22 de la prise de l'ADC.

• Module « Power Supply Board » (planche « power supply » page 12)

Ce module est alimenté sous 28VDC et élabore les différentes tensions nécessaires aux autres modules (+ 5V et +/- 15V).

La carte mère interconnecte tous les modules ensemble à travers 5 barrettes de connexions.

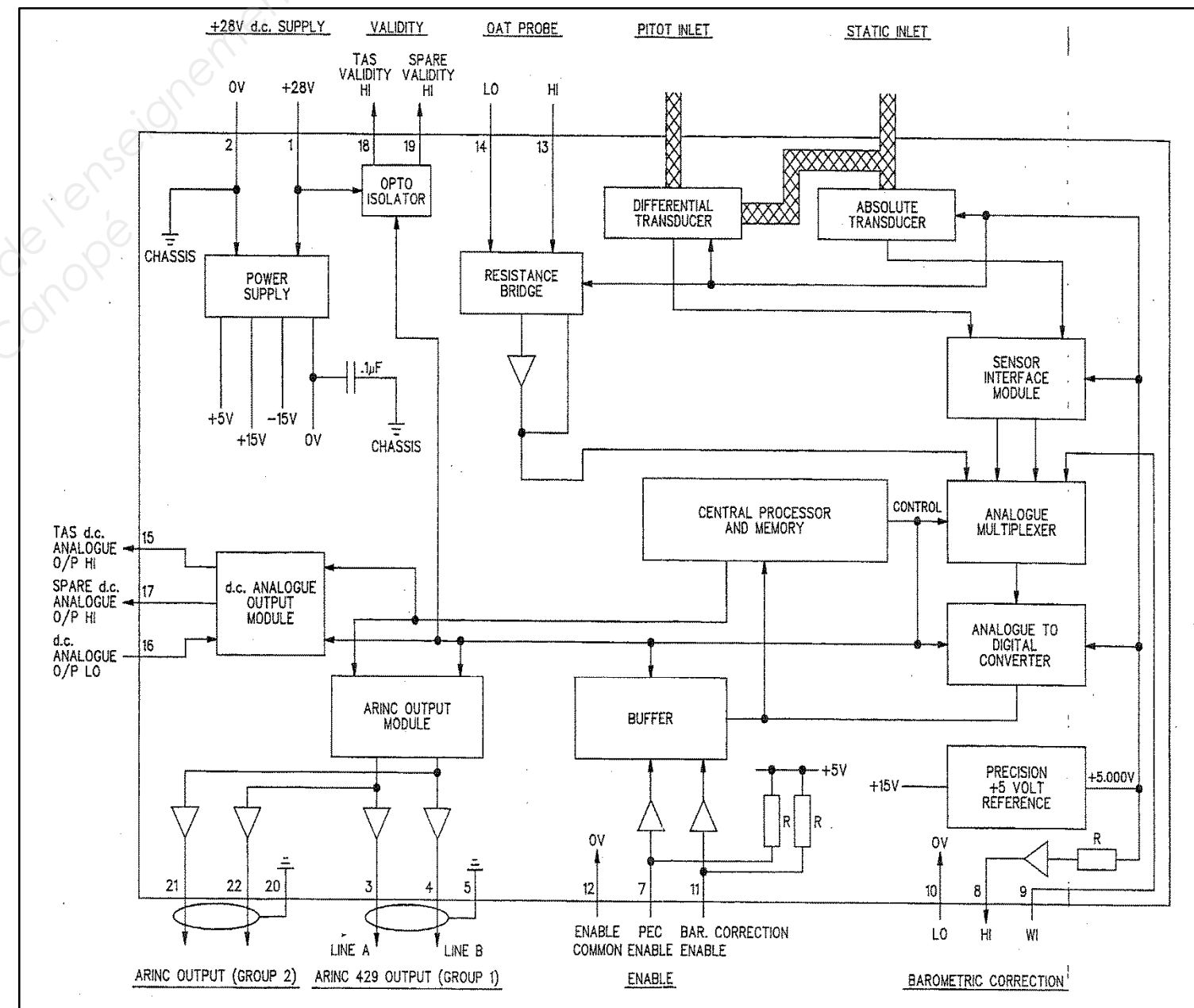


Fig.5 : Schéma interne de l'ADC

3. Système d'alarme d'angle d'attaque et de décrochage

a) Description du système (Figure 6 page 7), (planche page 10)

En complément des données anémométriques, il est nécessaire pour le pilote de connaître l'angle d'attaque de l'avion (AOA) et de l'alerter en cas de décrochage imminent.

Le système est composé des éléments suivants :

- deux capteurs AOA. Un capteur est installé à chaque côté du fuselage antérieur, dans le STA 4496 ;
- deux indicateurs AOA. Un indicateur est installé de chaque côté du panneau d'instruments de vol ;
- un système d'avertissement composé d'un klaxon FF19, de deux voyants d'alarme STALL.
- deux relais : FF5 placé sur la boîte de relais gauche (ZD101), et FF16 placé sur la boîte de relais droit (ZD102) ;
- un interrupteur/annonceur, FF22, avec la plaque AURAL STALL WARN, installé à gauche du panneau d'instruments de vol ;
- l'interrupteur/annonceur FF24, avec la plaque STALL, et trois relais (FF43, HB55 et HB56) placés sur l'unité de contrôle SYSTEM TESTS (ZD118).

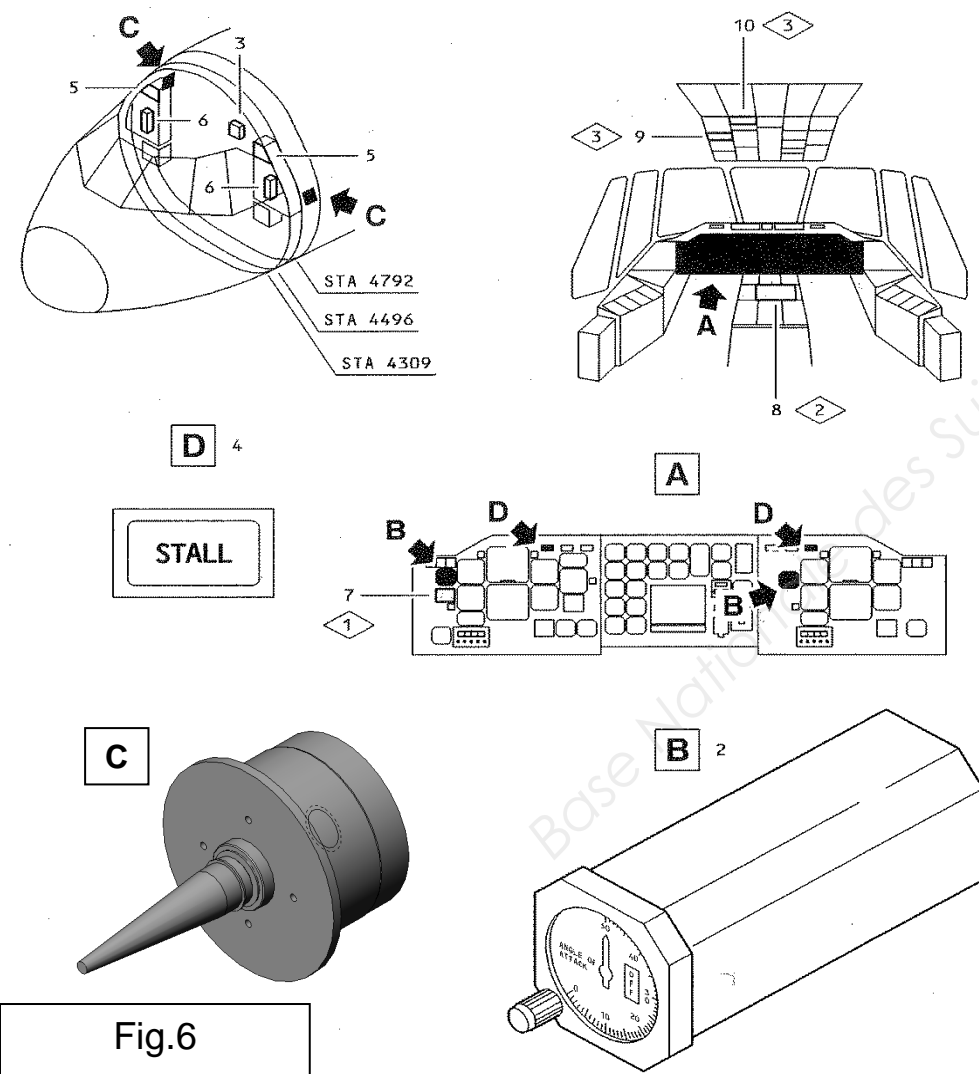


Fig.6

b) Le capteur AOA FF7 (FF8) (planches pages 13 à 15)

Il détecte la direction des filets d'air locaux le long de la paroi de l'avion lorsque la vitesse est supérieure à 80 nœuds. L'écart angulaire entre l'axe aérodynamique de la sonde et la direction des filets d'air locaux est transmis électriquement à l'indicateur AOA respectif par l'intermédiaire de deux potentiomètres distincts à variation linéaire de résistance.

La sonde est alimentée sous 28VDC, elle comprend un circuit de réchauffage du tube et du corps de la sonde.

Les groupes principaux sont :

- Un tube conique émergeant du fuselage dont l'axe est perpendiculaire à la direction des filets d'air. Ce tube comporte vers son extrémité libre, deux séries de fentes rectangulaires disposées à 90°. Ces prises d'air captent des pressions conduites par deux tubulures vers un moteur pneumatique.
- Moteur pneumatique Il est constitué de deux palettes. La dissymétrie des pressions envoyées par le tube de sonde engendre un couple de rappel et le moteur pneumatique asservit le tube de manière à l'orienter toujours dans la direction des filets d'air. Les fuites entre les deux chambres sont limitées par un ajustage précis des palettes à l'intérieur des chambres. Les filets d'air passent des tubulures aux chambres en traversant des filtres très fins empêchant le passage des poussières. La rotation de l'ensemble « tube-palette », qui est monté sur des roulements à billes, est limitée à 50° par deux butées solidaires du corps de la sonde.
- Ensemble potentiométrique Deux potentiomètres identiques de **résistance totale R**, fournissent un signal électrique croissant avec l'incidence. La rotation du tube entraîne la variation du support des pistes des potentiomètres (ΔR). Lorsque le tube est orienté suivant l'axe aérodynamique de la sonde : **le rapport potentiométrique** $\frac{\Delta R}{R} = 50\%$.
- Boitier Il est situé à l'intérieur du fuselage et est muni d'une embase circulaire qui sert de bridage sur l'avion. Sa position angulaire est définie avec précision au moyen de deux pions dépassant de l'embase assurant l'alignement perpendiculairement à l'axe aérodynamique de la sonde.
- Circuit de réchauffage Il comprend une résistance et son thermostat. Un circuit est logé dans le tube de la sonde et un autre dans le corps. Ces circuits de réchauffage permettent d'éviter d'éventuels blocages dus au givre.
- Un connecteur circulaire fournit les informations électriques au système AOA.

Caractéristiques techniques et réglages du capteur AOA :

Axe aérodynamique : défini par la perpendiculaire à la ligne joignant les deux pions de la bride de fixation.

Equilibrage aérodynamique : veine d'air à $V_i = 80 \pm 5$ nœuds, incidence nulle (axe aérodynamique de la sonde parallèle aux filets d'air), $\frac{\Delta R}{R} = 0,5 \pm 0,002$ après 5 décalages opposés et successifs d'environ 3° du tube autour de sa position d'équilibre.

Facteur de cadran : Rotation du tube par rapport à l'axe aérodynamique :

- $22,5^\circ$ dans le sens horaire : $\frac{\Delta R}{R} = 0,905 \pm 0,004$
- $22,5^\circ$ dans le sens anti horaire : $\frac{\Delta R}{R} = 0,095 \pm 0,004$

Butées mécaniques :

Angle de rotation du tube de butée à butée : $50^\circ \frac{+0,2}{+0}$

Angle de rotation du tube, de l'axe aérodynamique à la butée mécanique :

- sens horaire : $25^\circ \frac{+0,1}{+0}$
- sens anti horaire : $25^\circ \frac{+0,1}{+0}$

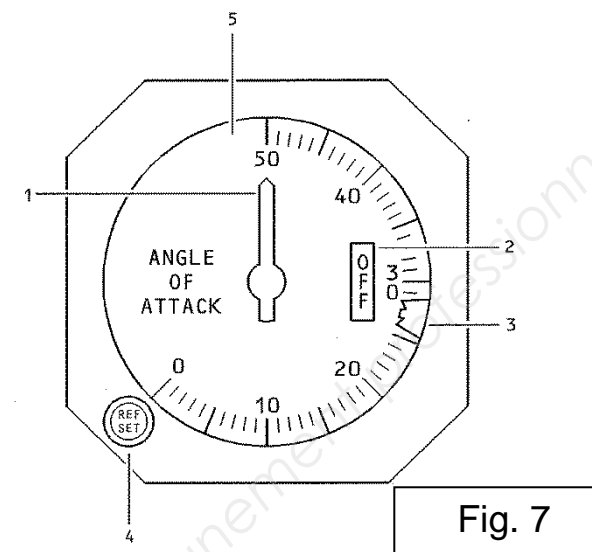
Tube positionné à mi-distance des butées : $0,498 \leq \frac{\Delta R}{R} \leq 0,502$

Potentiomètres de sortie : les deux potentiomètres sont identiques :

- résistance chimique totale : $2750\Omega \pm 5\%$ à 24°C
- courant maxi dans le curseur : 30 mA
- angle électrique total : $55,55^\circ$
- angle de rotation utile : 50° (soit 25° de part et d'autre de l'axe aérodynamique de la sonde) ce qui correspond $5\% \leq \frac{\Delta R}{R} \leq 95\%$
- force d'appui du curseur : 40 à 70 N.m
- tolérance de linéarité : quel que soit X, angle de rotation en degrés de la sonde à partir de l'axe aérodynamique $\frac{\Delta R}{R} = 0,5 + 0,018 X \pm 0,004$.

c) L'indicateur AOA (Figure 7 page 8)

Il fournit au pilote et copilote la valeur de l'incidence compensée des informations provenant du transmetteur volet.



Il comprend :

- Un cadran à aiguille(1) gradué jusqu'à 50° d'angle(5).
- Une commande REF SET (4) qui permet à l'équipage de présélectionner l'angle d'approche souhaité(3).
- Un drapeau d'alarme OFF(2) signale lorsque l'indicateur n'est pas en fonctionnement.

Il est alimenté en 28V DC et génère une tension de référence de 10V pour les potentiomètres des capteurs AOA

d) Fonctionnement (planche page 10)

En indication d'incidence :

Le capteur AOA fournit un signal électrique AOA XMTR SIGNAL proportionnel à l'angle d'attaque à l'indicateur AOA.

L'indicateur AOA combine le signal du capteur avec le signal du transmetteur de volet pour élaborer un signal AOA compensé. Ce signal alimente le moteur et déplace l'aiguille de l'indicateur.

En alarme de décrochage :

Pour que le système déclenche une alarme de décrochage en vol, il a besoin de plusieurs conditions :

- Micro-contacts masse sur roue droit et gauche sur « AIR »
- +28VDC envoyé par l'unité de commande d'inversion de poussée **KB48** lorsque la vitesse avion est supérieure ou égale à la vitesse de décision V_1 .

Lorsque ces 2 conditions sont valides, les relais HB55, HB56 et FF43 sont alimentés en +28VDC.

Si l'angle d'attaque est supérieur ou égal au niveau sélectionné sur l'indicateur AOA correspondant, celui-ci produit un signal de masse de décrochage envoyé au relais FF15 (ou FF16).

Les 2 voyants d'alarme STALL s'allument et le klaxon FF19 transmet un signal acoustique d'alarme de 800 à 1000 Hz.

L'alarme sonore peut être interrompue en appuyant sur l'interrupteur/annonciateur AURAL STALL WARNING FF22. Les feux de la plaque s'allument et ils indiquent INOP.

Vue éclatée ADC

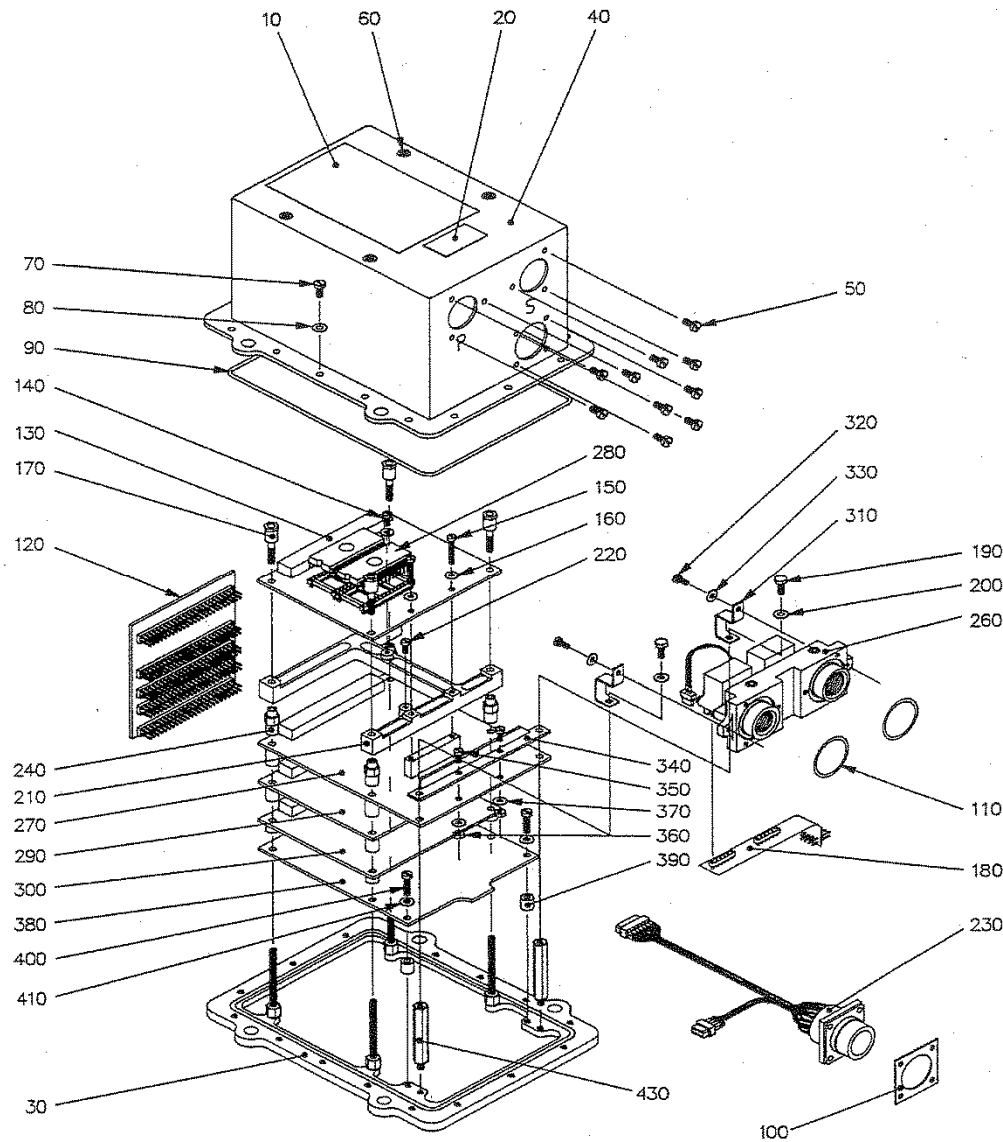
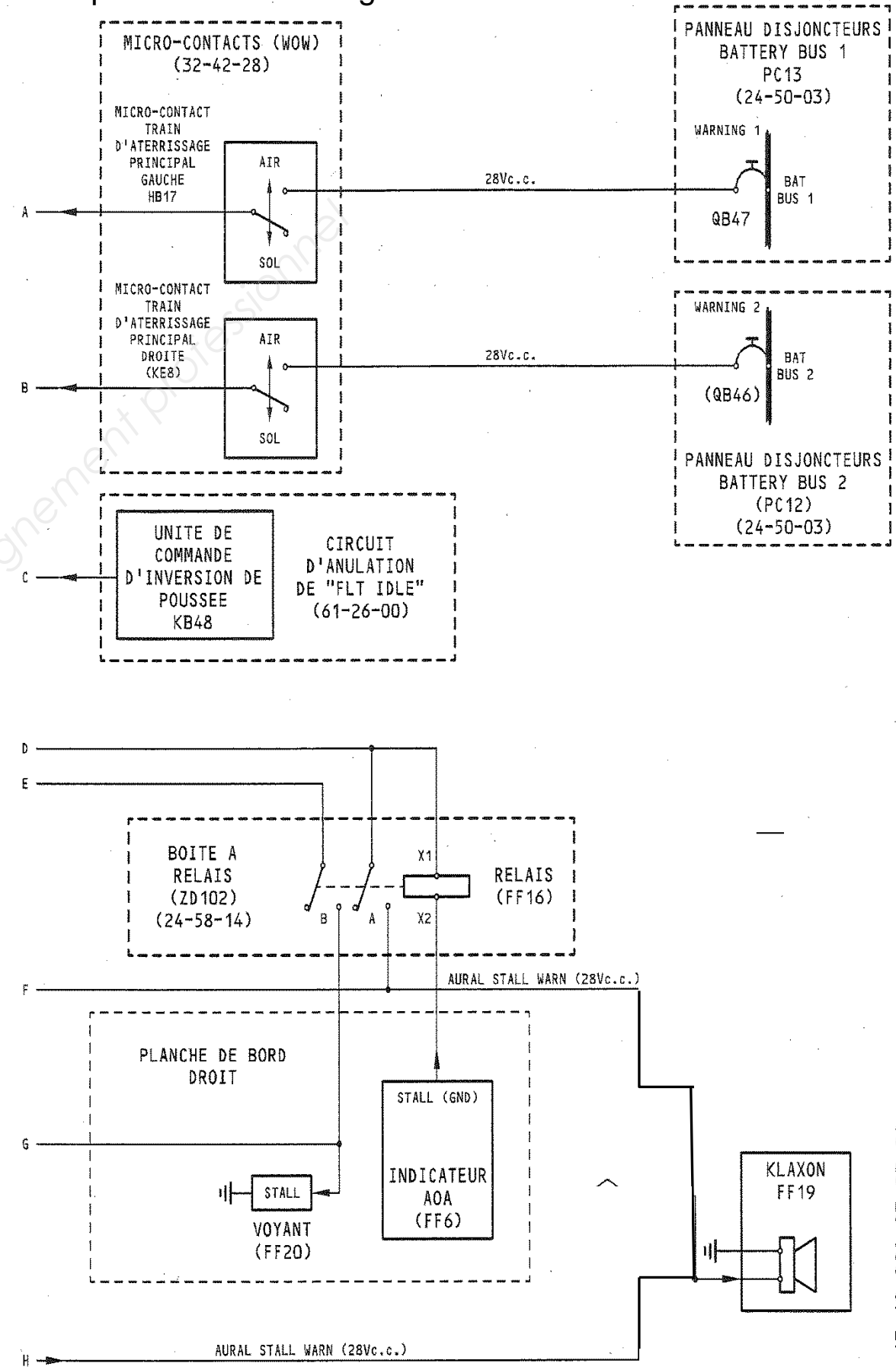
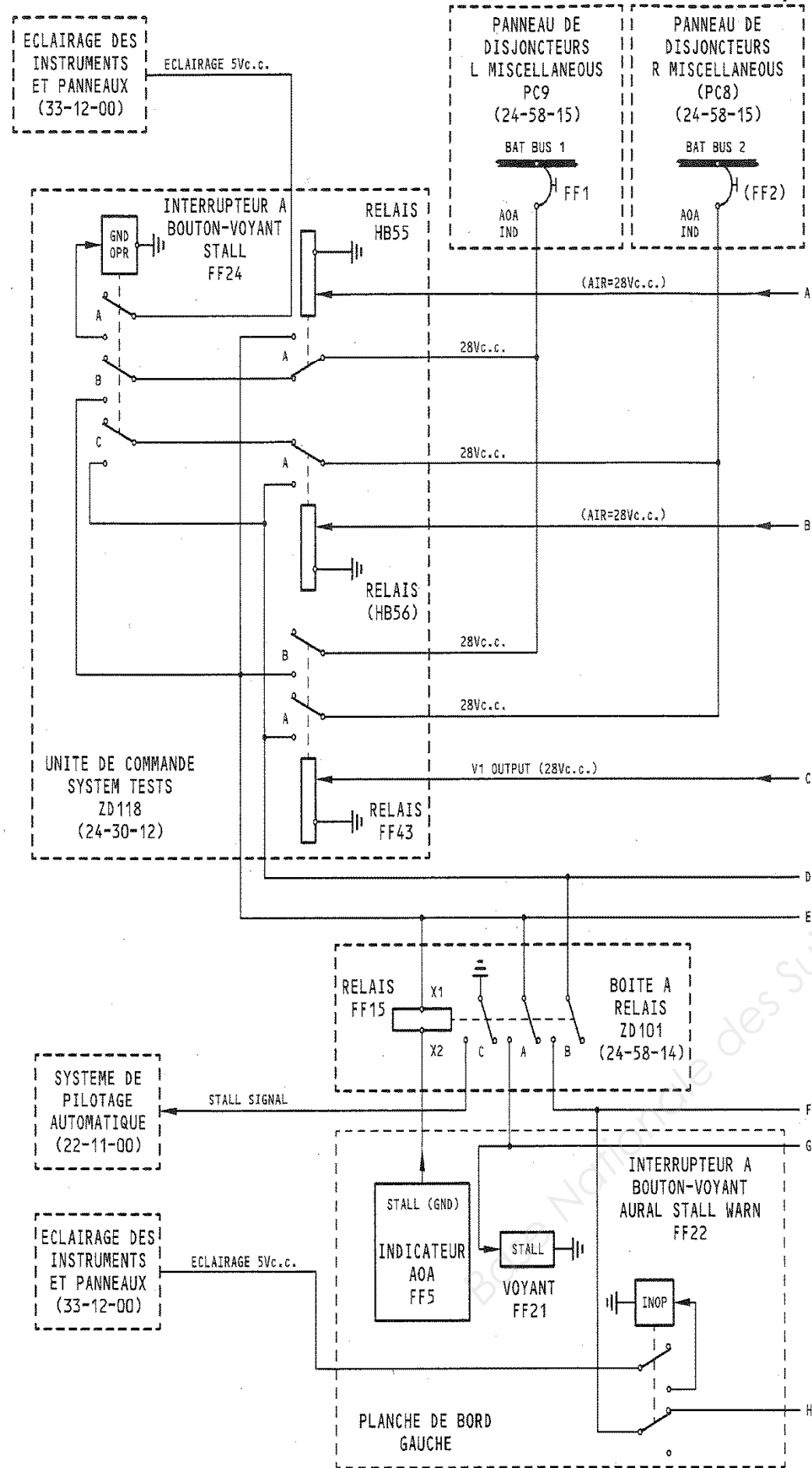


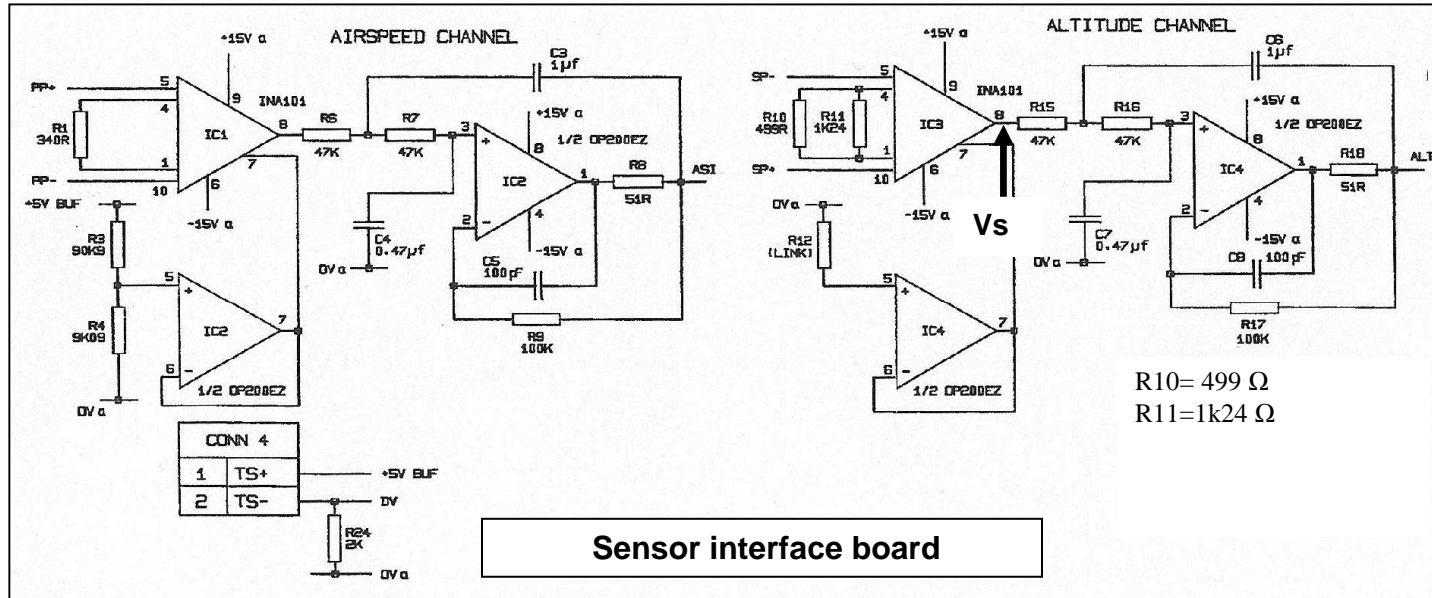
FIG. ITEM No.	PART NUMBER	AIRLINE STOCK No.	NOMENCLATURE	EFF. CODE	UNITS PER ASSY.
1			1234567		
-1	L60268MK1xxxx		AIR DATA SENSOR (100R OAT)	A	RF
-1A	L60268MK2xxxx		AIR DATA SENSOR (130R OAT)	B	RF
-1B	L60268MK3xxxx		AIR DATA SENSOR (500R OAT)	C	RF
-1C	L60268MKx1xxx		AIR DATA SENSOR (12.5 kHz)	D	RF
-1D	L60268MKx2xxx		AIR DATA SENSOR (100 kHz)	E	RF
-1E	L60268MKxx1xx		AIR DATA SENSOR (Hel. range)	F	RF
-1F	L60268MKxx2xx		AIR DATA SENSOR (FW range)	G	RF
-1G	L60268MKxxx1x		AIR DATA SENSOR (Nil d.c. O/P)	H	RF
-1H	L60268MKxxx2x		AIR DATA SENSOR (One d.c. O/P)	J	RF
-1J	L60268MKxxx3x		AIR DATA SENSOR (Two d.c. O/P)	K	RF
-1K	L60268MKxxxx1		AIR DATA SENSOR (One ARINC429)	L	RF
-1L	L60268MKxxxx2		AIR DATA SENSOR (Two ARINC429)	M	RF
-1M	L60268MKxxxx3		AIR DATA SENSOR (ARINC429 & 575)	N	RF
10	P47992		- LABEL, NAMEPLATE		1
20	200000138		- LABEL, HANDLE WITH CARE		2
30	L48399		- BASE PLATE ASSEMBLY		1
40	P48170		- COVER		1
50	435800100		ATTACHING PARTS - SCREW, 4-40 UNC x 1/4" SELF-SEALING		10
60	P47980		- SCREW, M4 CONE-POINT GRUB		4
70	435180222		- SCREW, M3 x 7 mm CH. HEAD		16
80	680130110		- WASHER, M3 FLAT		16
90	L47993		* * *		
100	P47583		- SEAL, FLANGE		1
110	230040066		- GASKET, CONNECTOR - 'O' RING, 13/16" x 15/16" FLUROSILICONE		2
120	L47940		- MOTHERBOARD ASSEMBLY		1
130	L47953		- PROCESSOR BOARD ASSEMBLY		1
140	435170211		ATTACHING PARTS - SCREW, M2.5 x 6 mm CH. HEAD		1
150	435170214		- SCREW, M2.5 x 16 mm CH. HEAD		2
160	680125000		- WASHER, M2.5 FLAT		3
170	P47978		- SCREW, M3 CONE LOCATOR		4
180	L47624		* * * - LOOM ASSEMBLY, TRANSDUCER 'FLEXI'		1

FIG. ITEM No.	PART NUMBER	AIRLINE STOCK No.	NOMENCLATURE	EFF. CODE	UNITS PER ASSY.
			1234567		
1	190	435333003	.SCREW, M3 x 8 mm HEX. HEAD		2
	200	680130110	.WASHER, M3 FLAT		2
	210	P47970	.BRIDGE, SUPPORT		1
	220	435170211	ATTACHING PARTS - SCREW, M2.5 x 6 mm CH. HEAD		1
	230	L47989	* * *		
	240	P47973	- LOOM ASSEMBLY, MAIN		1
	-250	L48400MK11	- PILLAR, SHOULDERED HEXAGON	F, J, K	4
	-250A	L48400MK13	- SENSOR MODULE QUOTE ADS SOFTWARE NUMBER & SERIAL NUMBER WHEN ORDERING	F, H	1
	-250B	L48400MK22	- SENSOR MODULE QUOTE ADS SOFTWARE NUMBER & SERIAL NUMBER WHEN ORDERING	G, J, K	1
	-250C	L48400MK24	- SENSOR MODULE QUOTE ADS SOFTWARE NUMBER & SERIAL NUMBER WHEN ORDERING	G, H	1
	260	L47988MK1	- SENSOR MODULE QUOTE ADS SOFTWARE NUMBER & SERIAL NUMBER WHEN ORDERING	F	1
	260A	L47988MK2	.. TRANSDUCER-MANIFOLD ASSEMBLY MATCHED PART, ORDER NEXT HIGHER ASSEMBLY, ITEM NUMBER 250 OR 250A	G	1
	270	L48401MK1	.. TRANSDUCER-MANIFOLD ASSEMBLY MATCHED PART, ORDER NEXT HIGHER ASSEMBLY, ITEM NUMBER 250B OR 250C	F, J, K	1
	270A	L48401MK3	.. SENSOR INTERFACE BOARD ASSEMBLY MATCHED PART, ORDER NEXT HIGHER ASSEMBLY, ITEM NUMBER 250	F, H	1

FIG. ITEM No.	PART NUMBER	AIRLINE STOCK No.	NOMENCLATURE	EFF. CODE	UNITS PER ASSY.
			1234567		
1	270B	L48401MK2	.. SENSOR INTERFACE BOARD ASSEMBLY MATCHED PART, ORDER NEXT HIGHER ASSEMBLY, ITEM NUMBER 250B	G, J, K	1
	270C	L48401MK4	.. SENSOR INTERFACE BOARD ASSEMBLY MATCHED PART, ORDER NEXT HIGHER ASSEMBLY, ITEM NUMBER 250C	G, H	1
	280	185120005	.. EPROM, HMOS 8K x 8 (IC2 & IC3) CONTAINING SOFTWARE MATCHED PART, ORDER IN PAIRS QUOTING ADS SOFTWARE NUMBER AND SERIAL NUMBER		2
	290	L47957MK2	- DATA ACQUISITION BOARD ASSEMBLY	A, B	1
	290A	L47957MK3	- DATA ACQUISITION BOARD ASSEMBLY	C	1
	300	L48402MK1	- ARINC 429 OUTPUT BOARD ASSEMBLY	D, L	1
	300A	L48402MK2	- ARINC 429 OUTPUT BOARD ASSEMBLY	D, M, N	1
	300B	L48402MK3	- ARINC 429 OUTPUT BOARD ASSEMBLY	E, L	1
	300C	L48402MK4	- ARINC 429 OUTPUT BOARD ASSEMBLY	E, M, N	1
	310	P47966	- BRACKET, MANIFOLD ATTACHING PARTS		2
	320	435170211	- SCREW, M2.5 x 6 mm CH. HEAD		2
	330	680125000	- WASHER, M2.5 FLAT		2
	340	P47965	* * * - STIFFENER, SENSOR INTERFACE BOARD		1
	350	435170211	ATTACHING PARTS - SCREW, M2.5 x 6 mm CH. HEAD		2
	360	225110000	- NUT, M2.5 HEX. THICK		2
	370	680125000	- WASHER, M2.5 FLAT		2
1	380	L48403MK1	- POWER SUPPLY BOARD ASSEMBLY	J	1
	380A	L48403MK2	- POWER SUPPLY BOARD ASSEMBLY	K	1
	380B	L48403MK3	- POWER SUPPLY BOARD ASSEMBLY	H	1
	390	P47991	ATTACHING PARTS - SPACER		2
	400	435180222	- SCREW, M3 x 12 mm CH. HEAD		2
	410	680130110	- WASHER, M3 FLAT		2
	-420	042000001	* * * - STUR-D-LACE, 22D BLACK BRAIDED DACRON		AR
	430	L47676	- PILLAR ASSEMBLY, HEXAGON		2

Alimentation électrique : Circuit d'alarme d'angle d'attaque et de décrochage





High Accuracy INSTRUMENTATION AMPLIFIER INA 101

FEATURES

- LOW DRIFT: 0.25 μ V/ $^{\circ}$ C max
- LOW OFFSET VOLTAGE: 25 μ V max
- LOW NONLINEARITY: 0.002%
- LOW NOISE: 13nV/ \sqrt Hz
- HIGH CMR: 106dB AT 60Hz
- HIGH INPUT IMPEDANCE: 10¹⁰ Ω
- 14-PIN PLASTIC, CERAMIC DIP, SOL-16, AND TO-100 PACKAGES

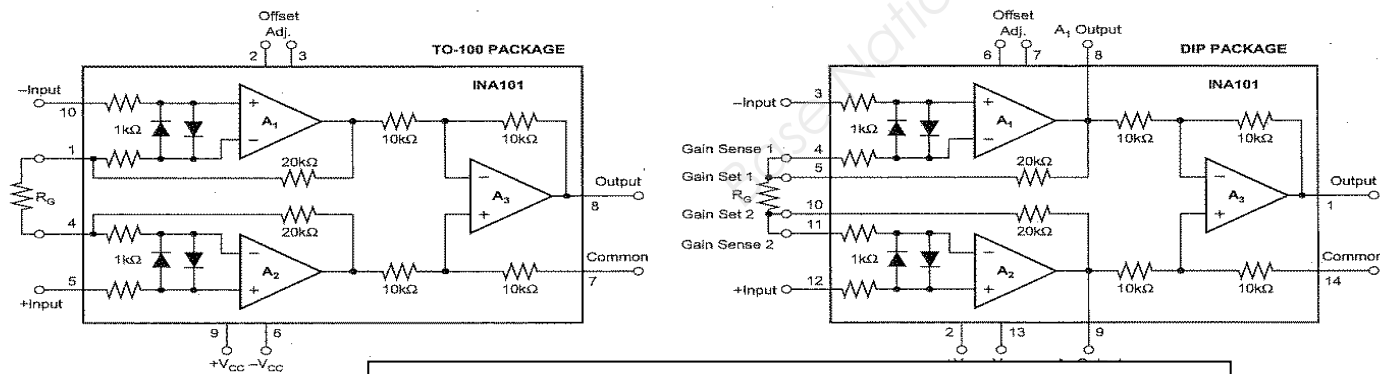
APPLICATIONS

- STRAIN GAGES
- THERMOCOUPLES
- RTDs
- REMOTE TRANSDUCERS
- LOW-LEVEL SIGNALS
- MEDICAL INSTRUMENTATION

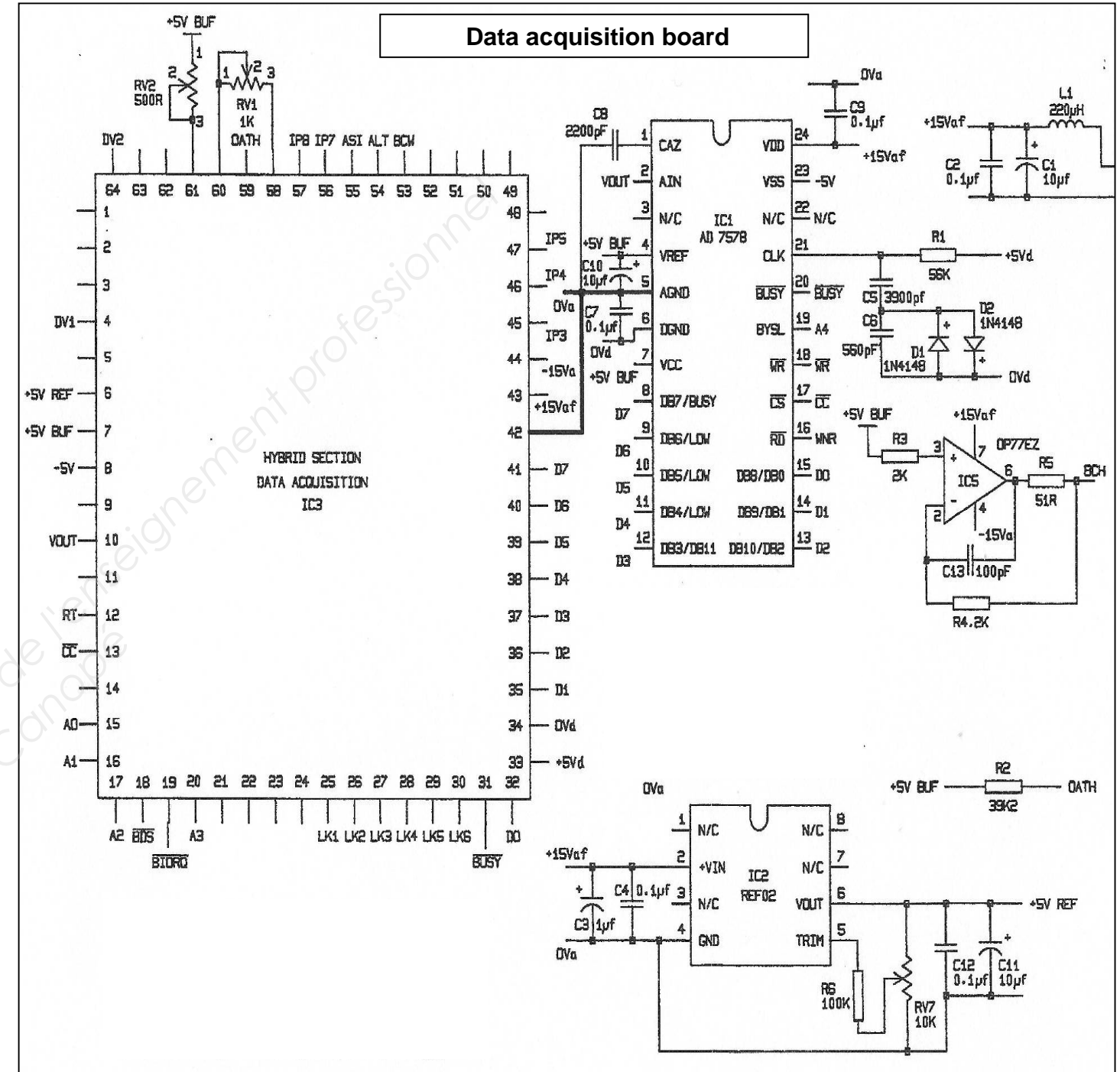
DESCRIPTION

The INA101 is a high accuracy instrumentation amplifier designed for low-level signal amplification and general purpose data acquisition. Three precision op amps and laser-trimmed metal film resistors are integrated on a single monolithic integrated circuit.

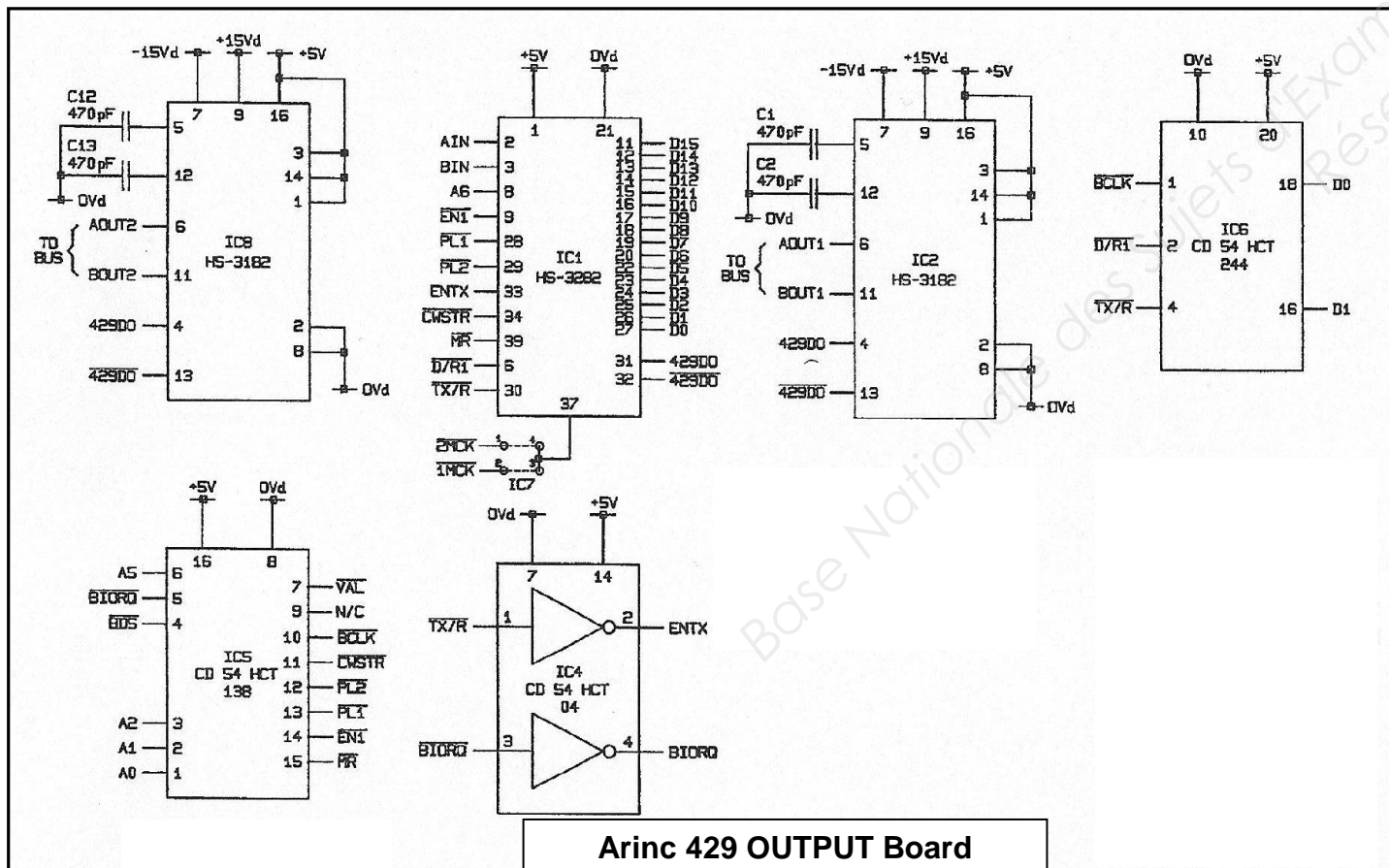
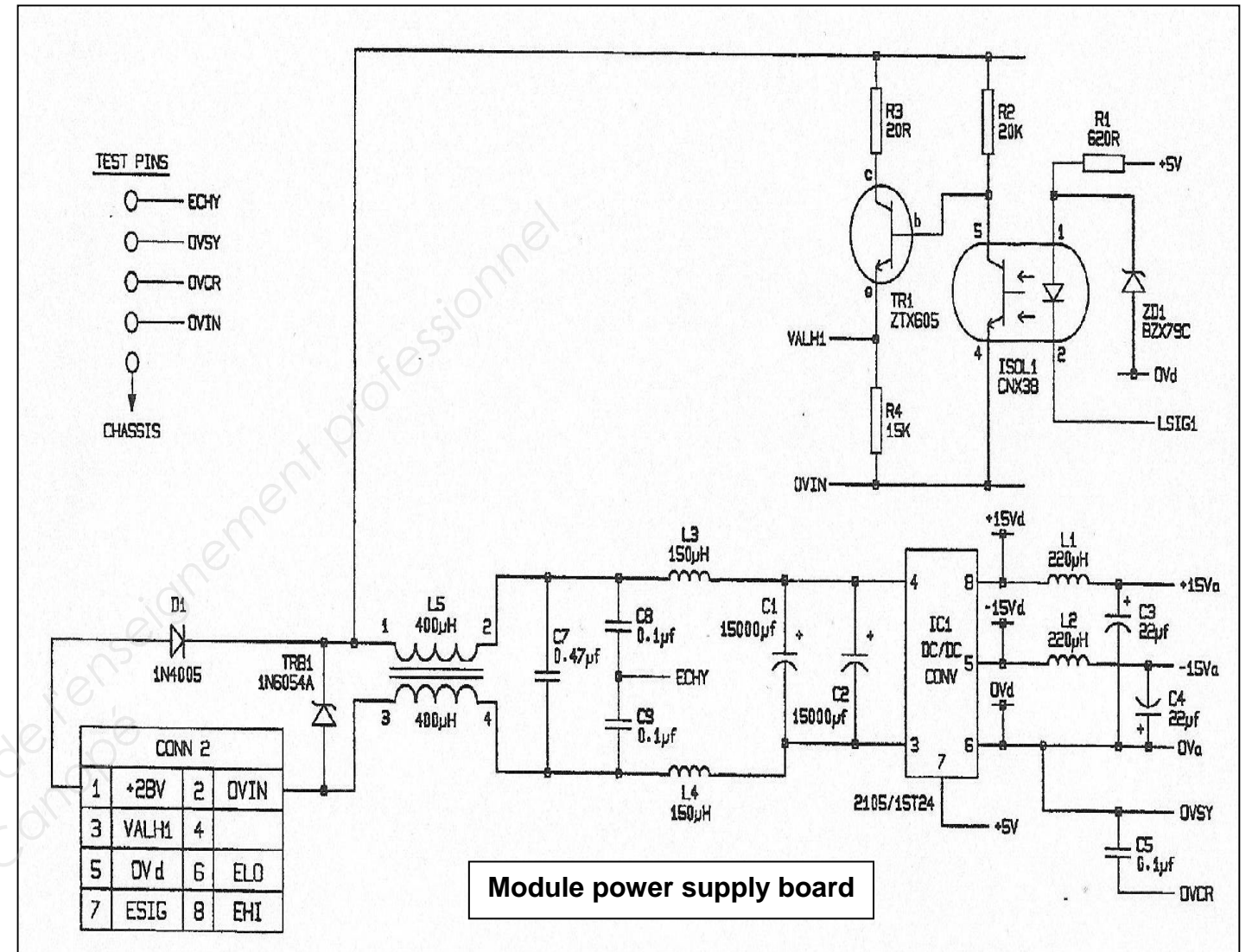
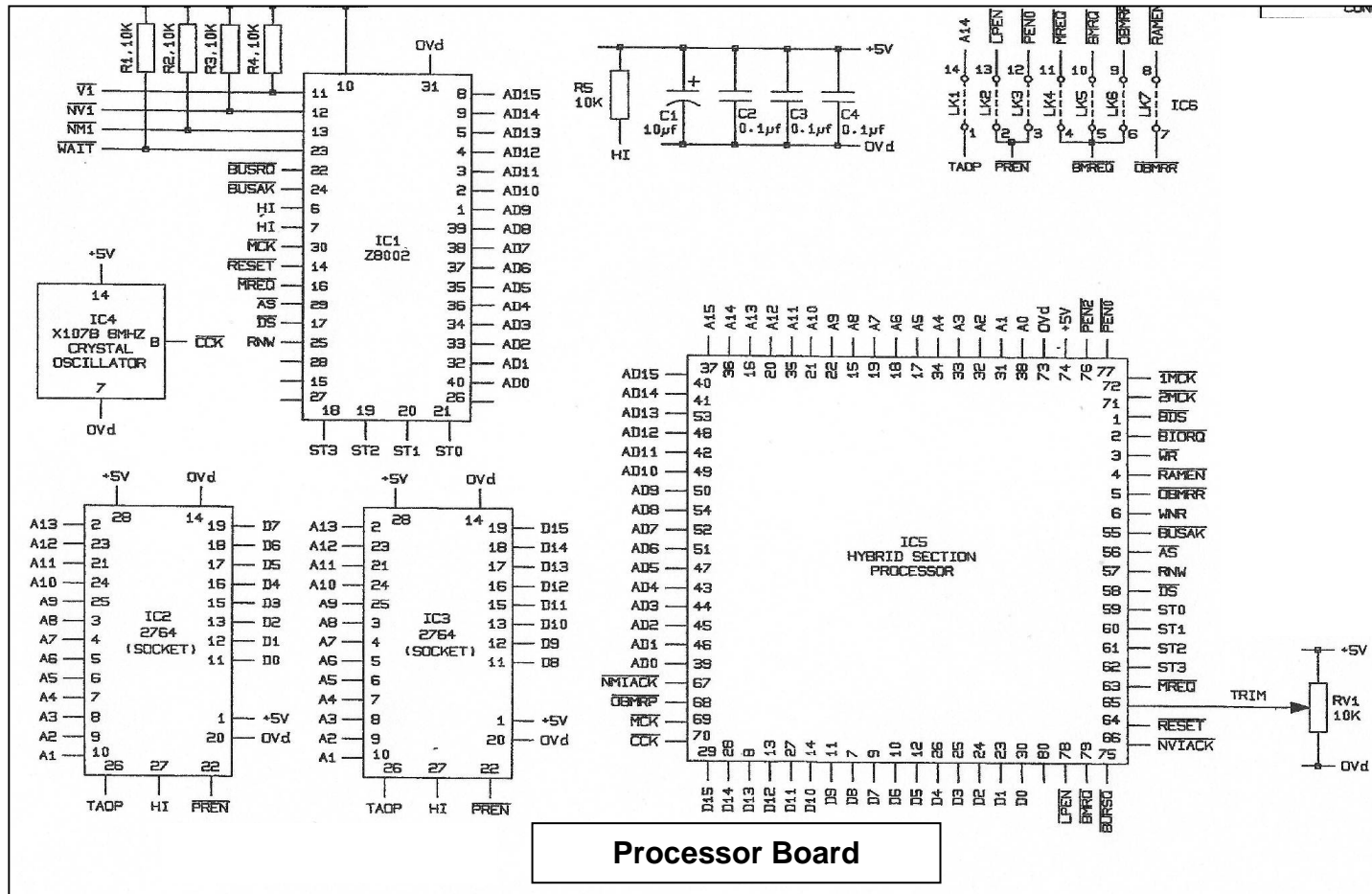
The INA101 is packaged in TO-100 metal, 14-pin plastic and ceramic DIP, and SOL-16 surface-mount packages. Commercial, industrial and military temperature range models are available.



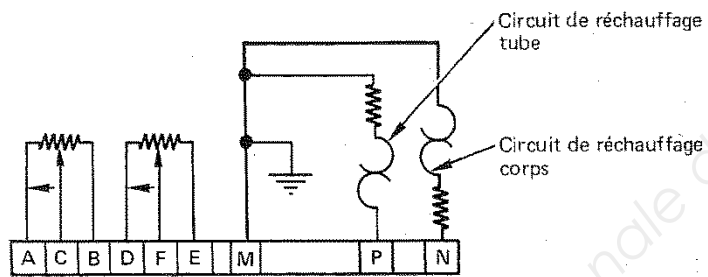
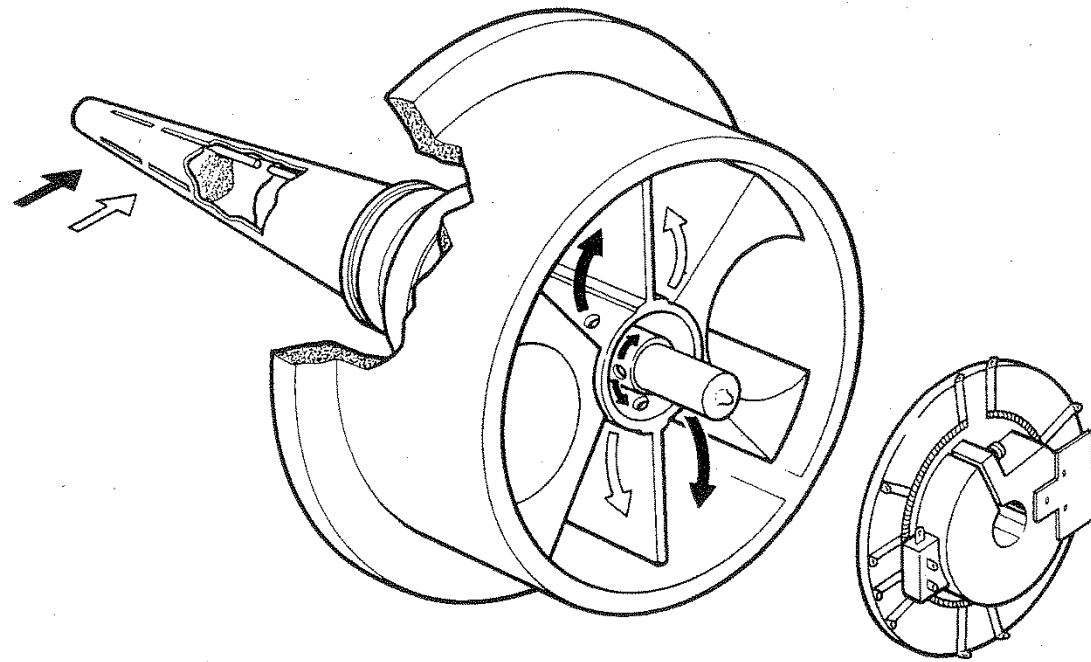
Data Sheet INA 101 : schéma interne de IC1 et IC3



Modules électroniques ADC 2/2



Principe de fonctionnement capteur AOA



Principaux types de roulements

Type de roulement		Représentation	
		Normale	Schéma
Roulement à billes à contact radial			
Roulement à une ou deux rangées de billes à contact oblique			
Roulement à deux rangées de billes à rotule			
Roulement à rouleaux cylindriques			
Roulement à Double rangées de rouleaux à rotule			
Roulement à rouleaux coniques			
Roulement à aiguilles			

IPC capteur AOA 1/2

NFC 238

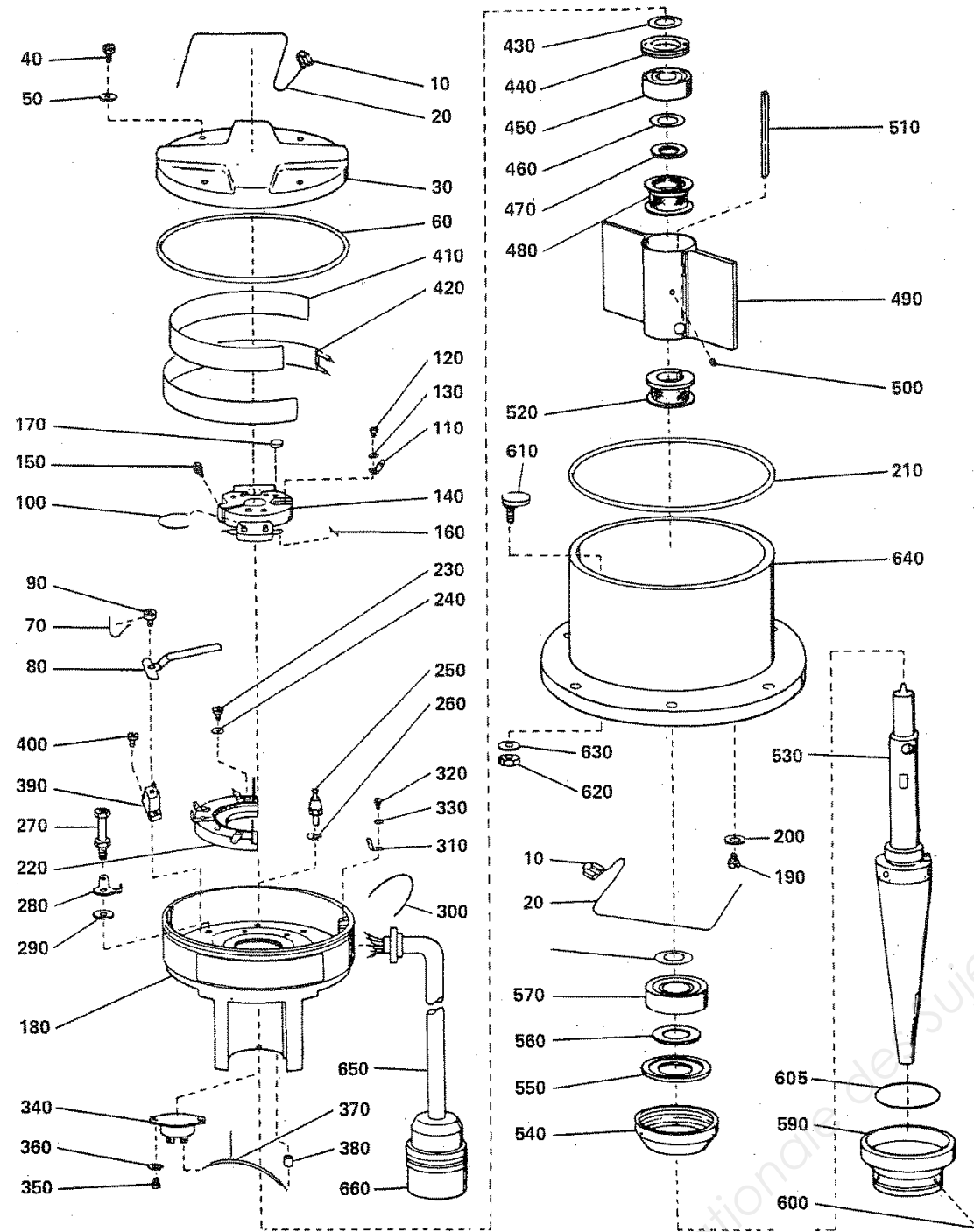


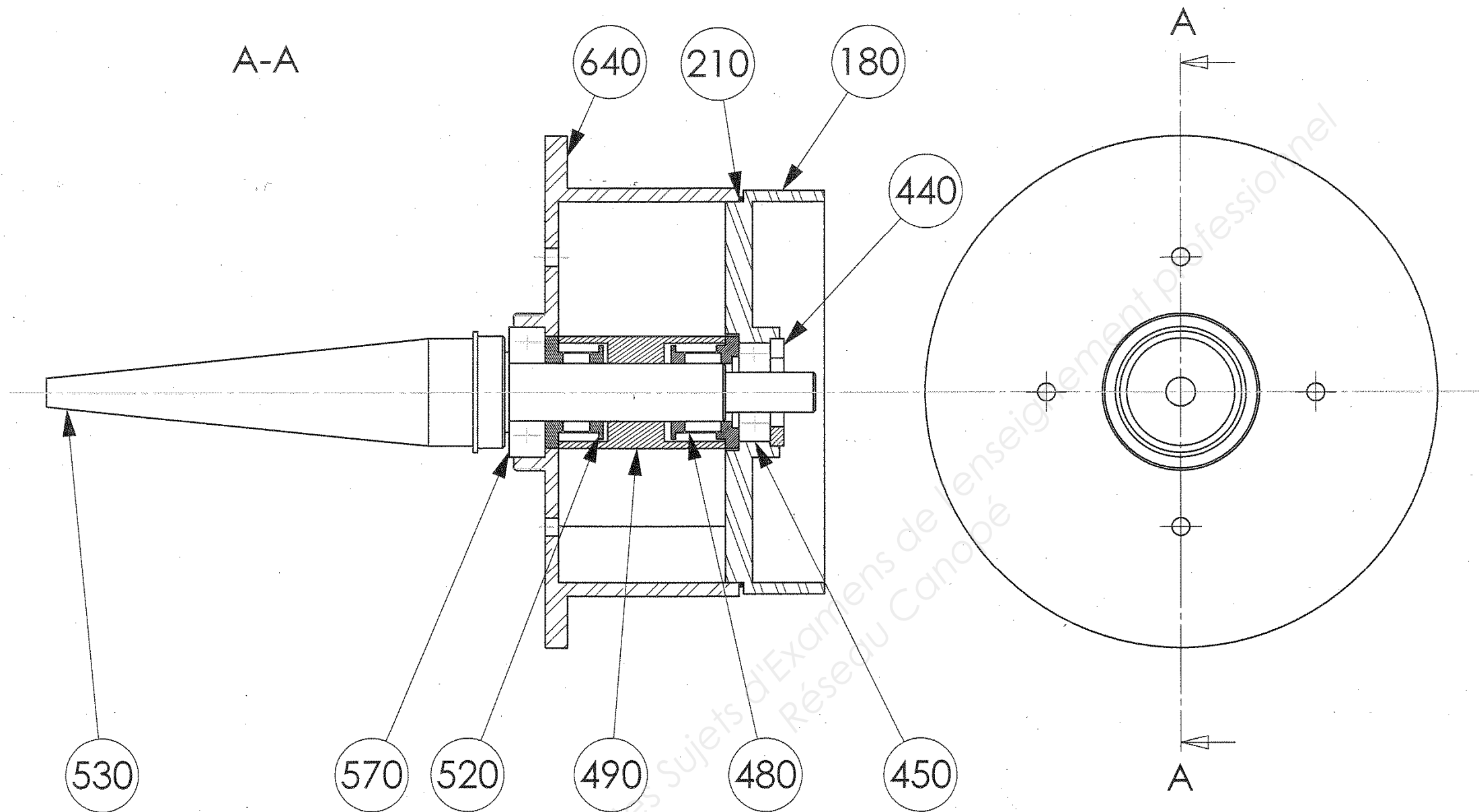
FIG.-REP.	REFERENCE FABRICANT	DESCRIPTION	VAL.							QTE.			
			1	2	3	4	5	6	7				
1	1A	CLZ9164	TRANSMETTEUR D'INCIDENCE								RF		
	1B	SLZ7285	TRANSMETTEUR D'INCIDENCE								RF	R	
	10A	SA9029	PLOMB A SCELLER						1A		2	R	
	10B	SA9040	PLOMB A SCELLER						1B		2	R	
	20A	MS20995C20	FIL, METALLIQUE									SB	
	30A	123-23	COUVERCLE D'ACCES						1A		1	R	
	30B	123-744-6	COUVERCLE D'ACCES						1B		1	R	
			PIECES DE FIXATION										
	40A	MS35275-213	VIS									4	
	50A	SSA36	RONDELLE						1A		4	R	
	50B	MS16795-803	RONDELLE						1B		4	R	
			PIECES DE FIXATION										
	60A	500-227	JOINT									1	
	70A	MS20995C20	FIL, METALLIQUE						1A			SB	R
	80A	123-110	CONTACT, ELECTRIQUE						1A		1		R
			PIECES DE FIXATION										
	90A	MS35275-228	VIS						1A		1		R
			PIECES DE FIXATION										
	100A	500-1295	FIL									SB	
	110A	123-112	COSSE									1	
			PIECES DE FIXATION										
	120A	SA989-2	VIS									1	
	130A	SSA3-1	RONDELLE, PLATE									1	
			PIECES DE FIXATION										
	140A	123-49	SUPPORT						1A		1		R
	140B	123-987	SUPPORT						1B		1		R
			PIECES DE FIXATION										
	150A	MS16997-10	VIS, TETE CREUSE									1	
			PIECES DE FIXATION										
	160A	123-55	RELAIS ASSEMBLES									2	
170A	500-1277	CONTREPOIDS									1		
180A	123-207	CORPS						1A		1		R	
180B	123-996	CORPS						1B		1		R	
		PIECES DE FIXATION											
190A	MS35275-228	VIS									4		
200A	AN960C6L	RONDELLE, PLATE									4		
		PIECES DE FIXATION											
210A	500-227	JOINT									1		
220A	123-223	RESISTANCE									1		
		PIECES DE FIXATION											
230A	MS35233-5	VIS									2		
240A	MS35333-69	RONDELLE, DE BLOCAGE									2		
		PIECES DE FIXATION											
250A	6163	BORNE ISOLANTE						1A		1		R	
250B	123-32	BORNE ISOLANTE						1B		1		R	
260A	MS35333-69	RONDELLE, DE BLOCAGE									1		
270A	123-30	RACCORD, EQUIPEMENT ELECTRIQUE ET MECANIQUE									4		
		PIECES DE FIXATION											
280A	123-95	COSSE									1		
290A	123-31	RONDELLE						1A		1		R	

IPC capteur AOA 2/2

FIG.-REP.	REFERENCE FABRICANT	DESCRIPTION	VAL.							QTE.
			1	2	3	4	5	6	7	
1										
295A	NAS620C8L	RONDELLE	80205	1B	1					R
300A	12-2-42	FIL	74116	1A	SB					R
300B	332-187	FIL	74116	1B	SB					R
310A	123-112	COSSE	10639		1					
		PIECES DE FIXATION								
320A	SA989-2	VIS	10639		1					
330A	SSA3-1	RONDELLE, PLATE	10639		1					
									
340A	123-33-1	CONTACTEUR,	10639	1A	1					R
		THERMOSTATIQUE								
340B	123C475	CONTACTEUR,	10639	1B	1					R
		THERMOSTATIQUE								
		PIECES DE FIXATION								
350A	MS35233-3	VIS	96906	1A	2					R
350B	MS51957-3	VIS	96906	1B	2					R
360A	MS35333-69	RONDELLE, DE BLOCAGE	96906		2					
									
370A	S1303-22-0	FIL ELECTRIQUE	10639		SB					
380A	SA9021-9	ISOLATEUR, MANCHON	10639		1					
390A	123-38	SUPPORT	10639	1A	1					R
		PIECES DE FIXATION								
400A	AN535-00-3	RIVET, FAUSSE VIS	88044	1A	2					R
									
410A	123-99	ANNEAU D'ARRET	10639		1					
420A	123-41	ELEMENT CHAUFFANT,	10639		1					
		ELECTRIQUE, NON								
		IMMERSIBLE								
430A	SA1160-7	RONDELLE	10639		1					
		SELECT								
431A	SA1160-9	RONDELLE	10639		SB					
		SELECT								
440A	500-234	ECROU, CYLINDRIQUE	10639		1					
450A	332-328	ROULEMENT, A BILLES,	10639		1					
		ANNULAIRE								
460A	SA1160-9	RONDELLE	10639		1					
470A	123-28	RONDELLE	10639		1					
480A	123-64-2	FILTRE	10639		1					
490A	123-67	PALETTE	10639		1					
		PIECES DE FIXATION								
500A	MS51021-31	VIS D'ARRET	96906		1					
									
510A	123-69	CLAVETTE	10639	1A	1					R
510B	123-1192	CLAVETTE	10639	1B	1					R
520A	123-64-1	FILTRE	10639		1					
530A	123-70	TUBE DE SONDE	10639	1A	1					R
530B	123-986	TUBE DE SONDE	10639	1B	1					R
540A	500-1450	CAPOT	10639		1					
550A	123-127	JOINT	10639		1					
560A	123-126	RONDELLE	10639		1					
570A	SB1023-7D	ROULEMENT, A BILLES,	10639		1					
		ANNULAIRE								

FIG.-REP.	REFERENCE FABRICANT	DESCRIPTION	VAL.							QTE.
			1	2	3	4	5	6	7	
1										
580A	SA1160-12	RONDELLE	10639		1					
		SELECT								
581A	SA1160-14	RONDELLE	10639		SB					
		SELECT								
590A	500-1449	ANNEAU	10639		1					
		PIECES DE FIXATION								
600A	AN565BC4H3	VIS D'ARRET	88044		3					
									
605A	123-684	JOINT	10639	1B	1					R
610A	123-45	BUTEE	10639		2					
		PIECES DE FIXATION								
620A	123-44	ECROU, HEXAGONAL	10639	1A	2					R
620B	MS35649-264	ECROU, HEXAGONAL	96906	1B	2					R
630A	AN960C6L	RONDELLE, PLATE	88044		2					
									
640A	123-84	BOITIER, EQUIPE	10639	1A	1					R
640B	123-1189	BOITIER, EQUIPE	10639	1B	1					R
650A	123-246-2	CABLE ELECTRIQUE	10639		1					
		EQUIPE, USAGE SPECIAL								
660A	MS3116P14-10P	CONNECTEUR ELECTRIQUE,	96906		1					
		FICHE								
670A	SLZ7285AAA	TRANSMETTEUR	NP	1B	1					R
		D'INCIDENCE (SUITE)								
		VOIR DET 8-1 2 - 1A								

CAPTEUR AOA



PLAN SIMPLIFIE

tous les éléments de l'éclaté IPC ne sont pas représentés

210	1	JOINT	
490	1	PALLETTE	
440	1	ECROU CYLINDRIQUE	
640	1	BOITIER	
480	1	FILTRE	
520	1	FILTRE	
450	1	ROULEMENT	
570	1	ROULEMENT	
180	1	CORPS	
530	1	TUBE DE SONDE	
Rep	Nbr	Désignation	Obs

Licence d'éducation SolidWorks
A titre éducatif uniquement

CAPTEUR AOA