



COURS DA-40 TDI

VERSION AVRIL 2010

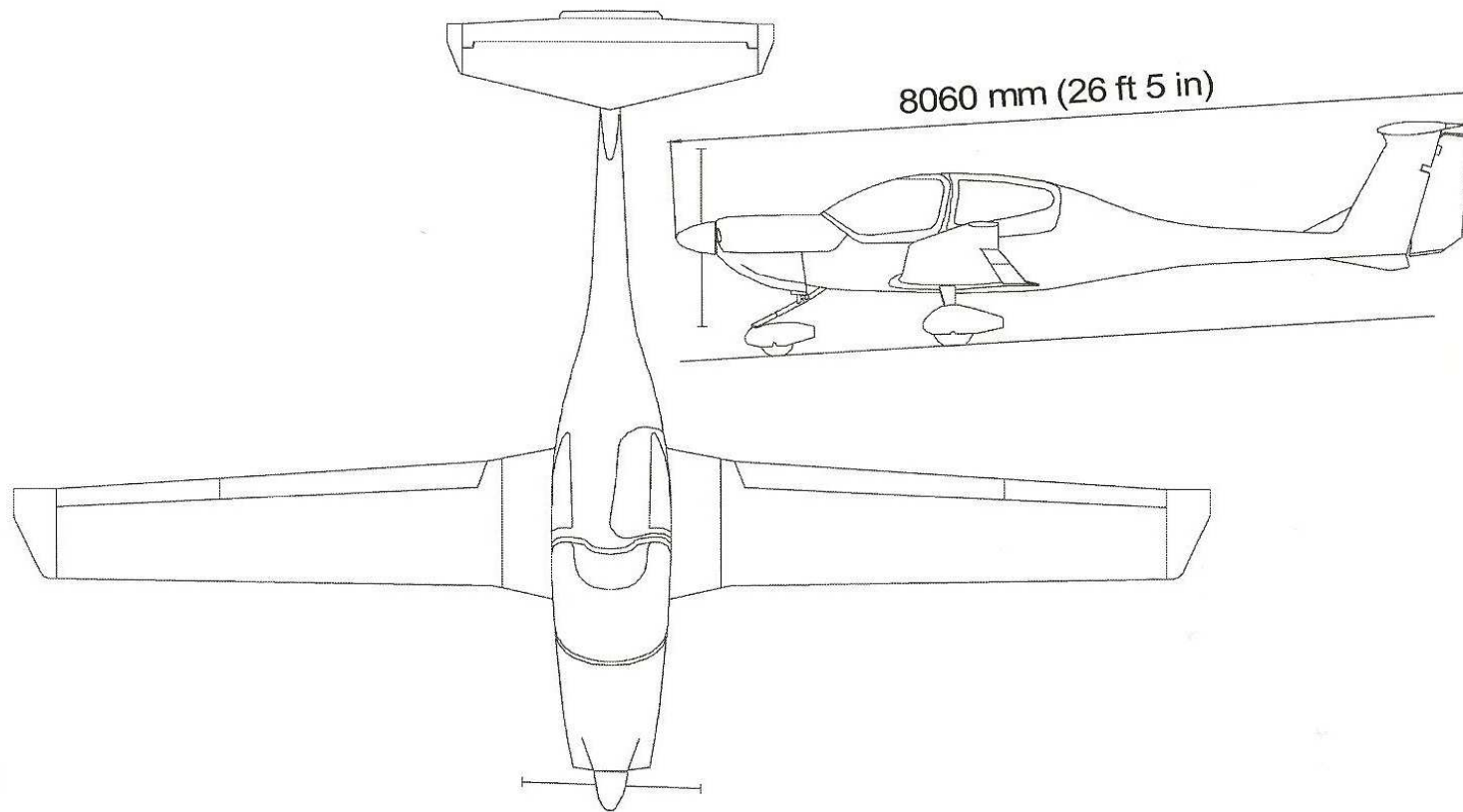
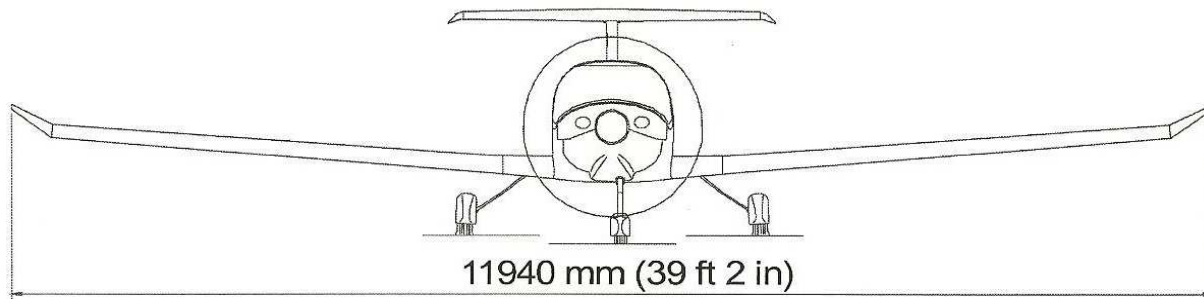


L'AVION SES GENERALITES

- L'envergure est de : 11,94 m
- La longueur est de : 8,06 m
- Les profils sont à mince couche limite, ce qui signifie que l'état de surface doit être contrôlé et rendu propre, si l'on veut obtenir les performances indiquées.
- La masse à vide est de : **SDE 791kg** **SDO 811kg**
- La masse maximum au décollage ainsi qu'à l'atterrissage est de 1150 kg
- Le facteur de charge maximum admissible à la vitesse V_A est de **+3,8g** et **-1,52g**
- Le facteur de charge maximum admissible à la vitesse V_{NE} est de **+3,8g** et **-0g**
- RAPPEL:

V_A est la vitesse de manœuvre, elle dépend de la masse de l'avion. Elle est de:
94 KIAS pour une masse de 780 à 980kg et de **108 KIAS pour une masse de 980 à 1150 kg**

V_{NE} est la vitesse de manœuvre maximum en air calme.





L'AVION VU DE LA DROITE





PLANCHE DE BORD SDE





INDICATEUR DE VITESSE

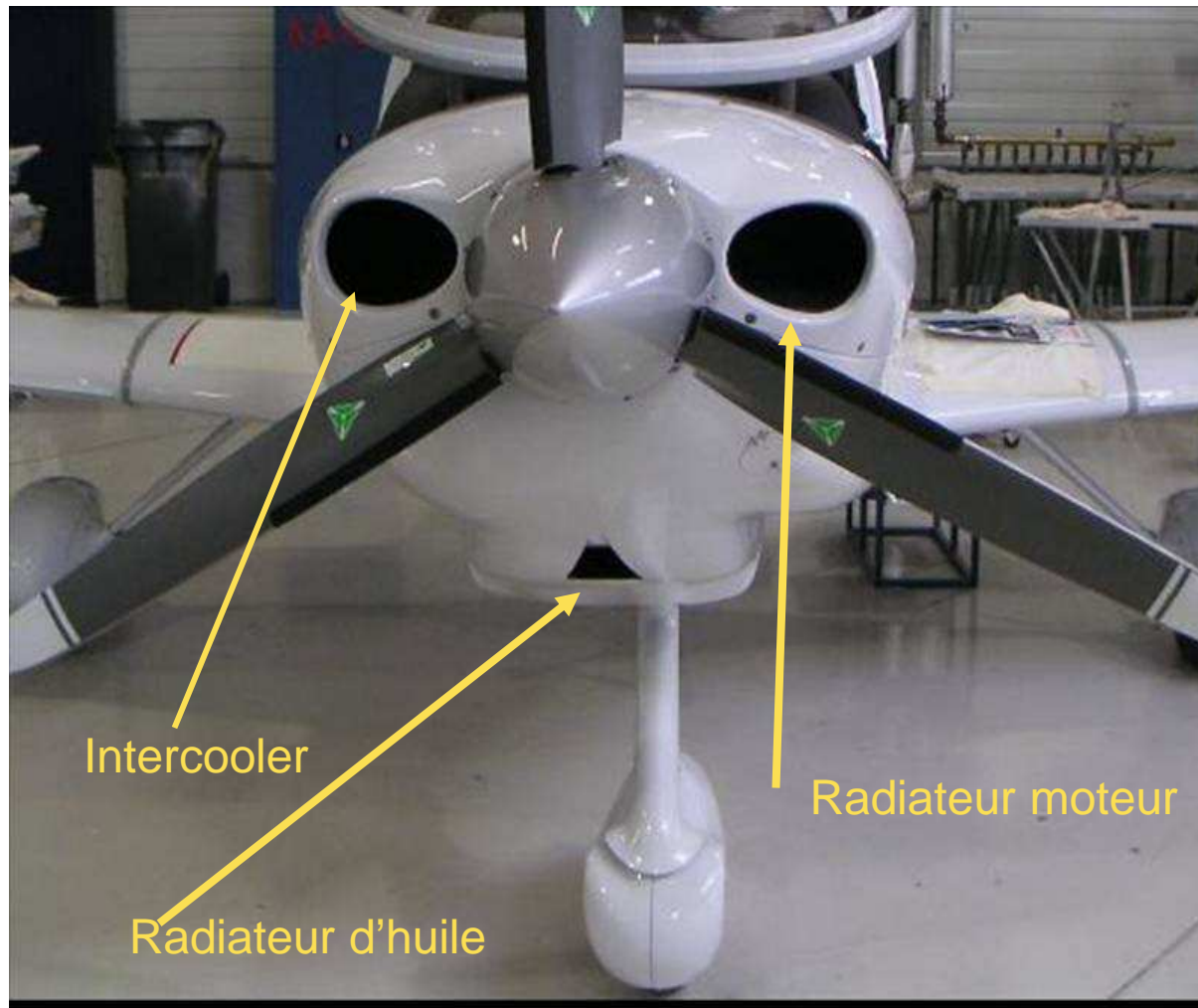
- Arc blanc: vitesse d'opération avec volets complètement sortis (**49 à 91 KIAS**)
- Arc vert: vitesse d'opération normale (**52 à 129 KIAS**)
- Arc jaune: vitesse de vol en air calme prendre précaution dans les manœuvres
- Ligne rouge: vitesse maximum admissible à ne jamais dépasser (**178 KIAS**)
- Les vitesses de décollage, de montée et d'approche dépendent de la masse. Il importe d'en tenir compte. La « check-list » donne toutes les indications nécessaires. Rappel: vous devez tenir compte de l'altitude densité lors de vos préparation de vol, c'est valable pour tous les avions.
- Vitesses de rotation,

V_R comprise entre **49 et 59 KIAS** pour des masses comprises entre 850 et 1150 kg

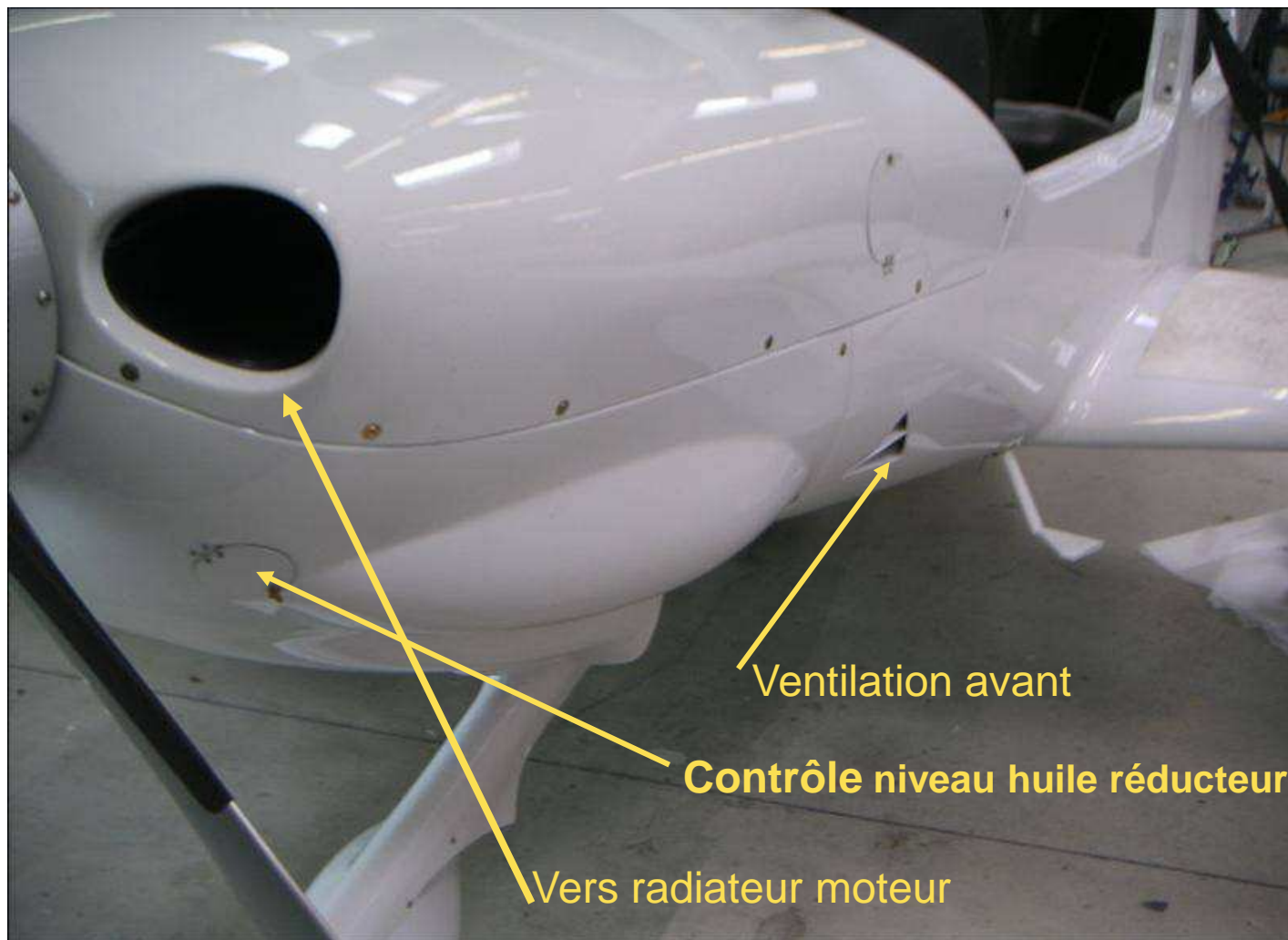
- Vitesse de meilleure angle et meilleur taux V_X et V_Y **66 KIAS**; cette vitesse peut être réduite à **60 KIAS** si la masse ne dépasse pas 1000 kg
- Vitesse et volets, en position TO (volets à 15°), la vitesse maximale autorisée est de **108KIAS**; volets complètement sortis, vitesse maximale autorisée **91 KIAS** (secteur blanc)

	850 kg	1000 kg	1150 kg
$V_X = V_Y$	54 KIAS	60 KIAS	66 KIAS
V_{climb}	60 KIAS	68 KIAS	73 KIAS
$V_{\text{LDG Flaps UP}}$	60 KIAS	68 KIAS	73 KIAS
$V_{\text{LDG Flaps LDG}}$	58 KIAS	63 KIAS	71 KIAS

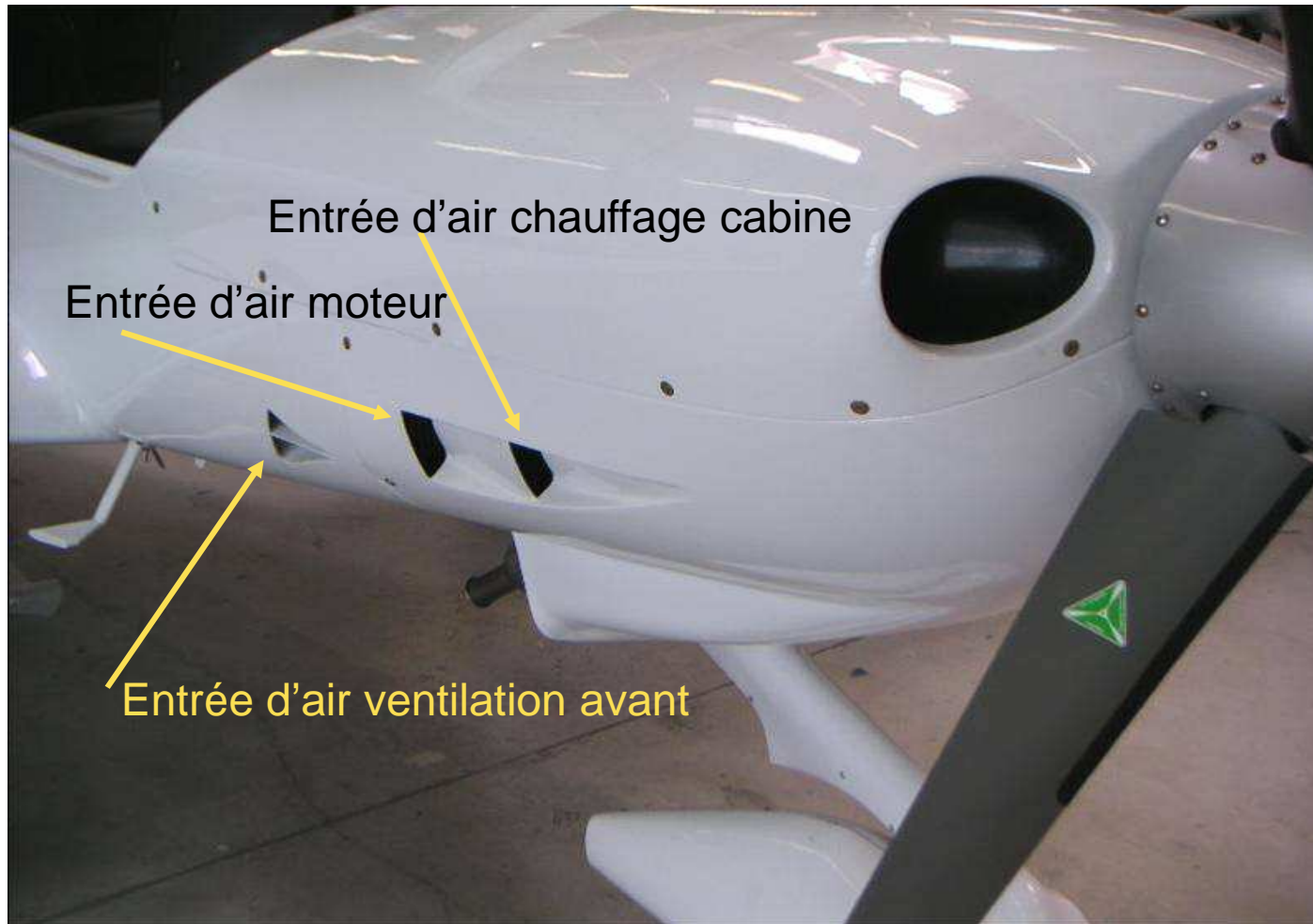
LES ENTREES D'AIR



LES ENTREES D'AIR



LES ENTREES D'AIR



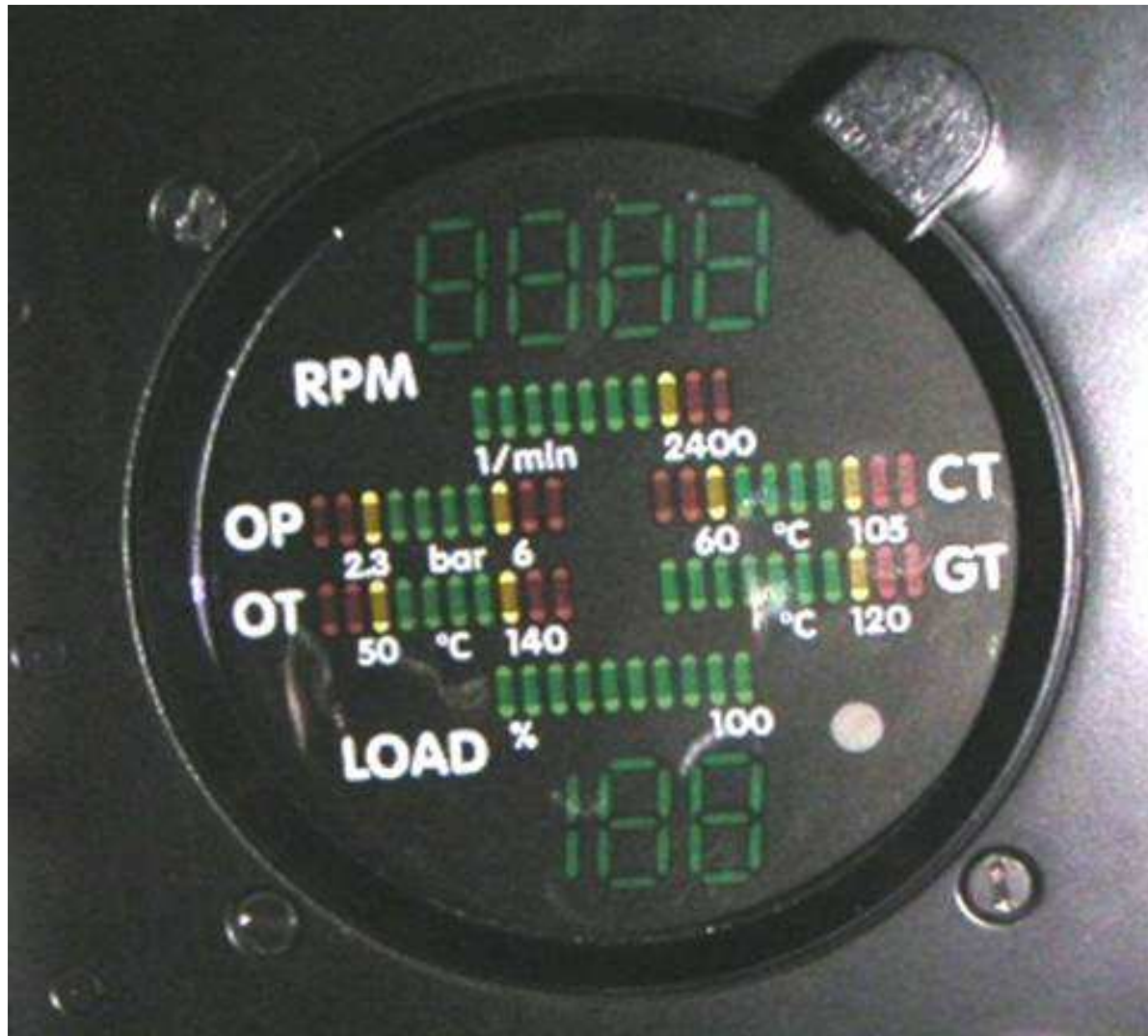


LE MOTEUR

- Moteur diesel, quatre cylindres, refroidi par liquide. La cylindrée est de 1991cm³, pour un taux de compression de 18/1. C'est pratiquement le double que pour un moteur à explosion. Le principe du diesel, c'est une combustion instantanée due à l'échauffement produit par la forte compression et, par l'injection de carburant au point haut du piston. Il n'y a par conséquent pas de circuit d'allumage sur ce type de moteur. Le moteur diesel est plus doux pour un couple plus important. Il faut s'habituer à ce comportement. L'on pousse pleine puissance, le régime augmente progressivement ainsi que la puissance, alors que pour un moteur à explosion, la réponse du moteur est presque instantanée.
- Afin d'en faciliter le démarrage, le moteur est équipé de bougies de préchauffage, lesquelles ont un filament qui est chauffé au rouge. Elles agissent à la tête du cylindre. (GLOW PLUGS) Ne mettre en marche que lorsque l'indication GLOW sur l'ANNONCIATOR PANEL s'éteint.
- Le moteur est refroidi par un circuit à liquide (antigel); il possède une plus grande inertie thermique et supporte ainsi bien les descentes à puissance réduite. Ceci ne doit pas vous empêcher de contrôler que les températures se trouvent dans le vert sur l'indicateur CED (CT) Control engine display. Le circuit contient 6 litres d'antigel. En cas de manque de liquide ou de fuites constatées, faire appel à la maintenance.
- Le chauffage de la cabine est obtenu par un échangeur thermique placé en série sur le circuit de refroidissement du moteur, même système que dans votre voiture.

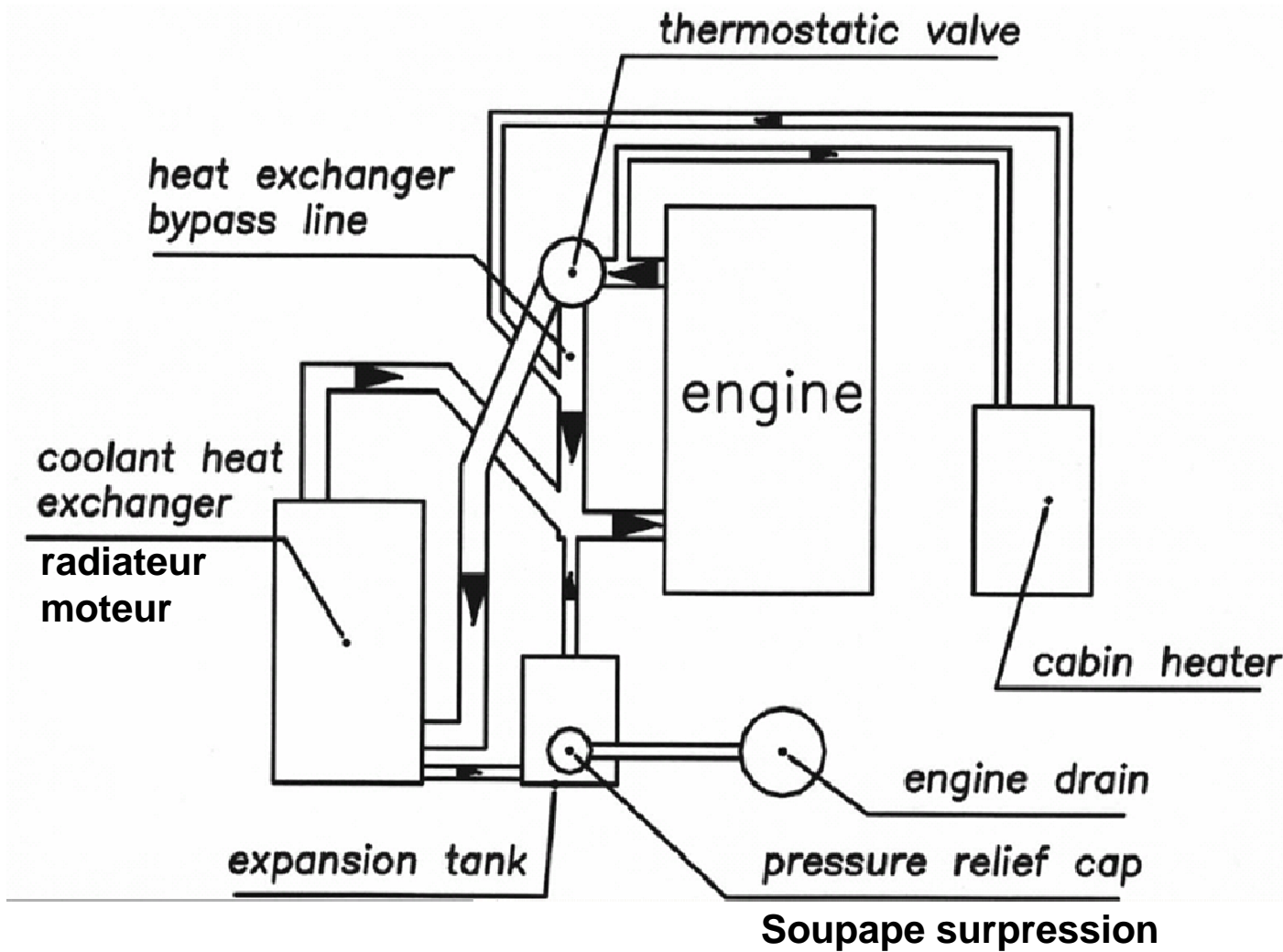


CONTROL ENGINE DISPLAY CED





Circuit de refroidissement du moteur et chauffage cabine



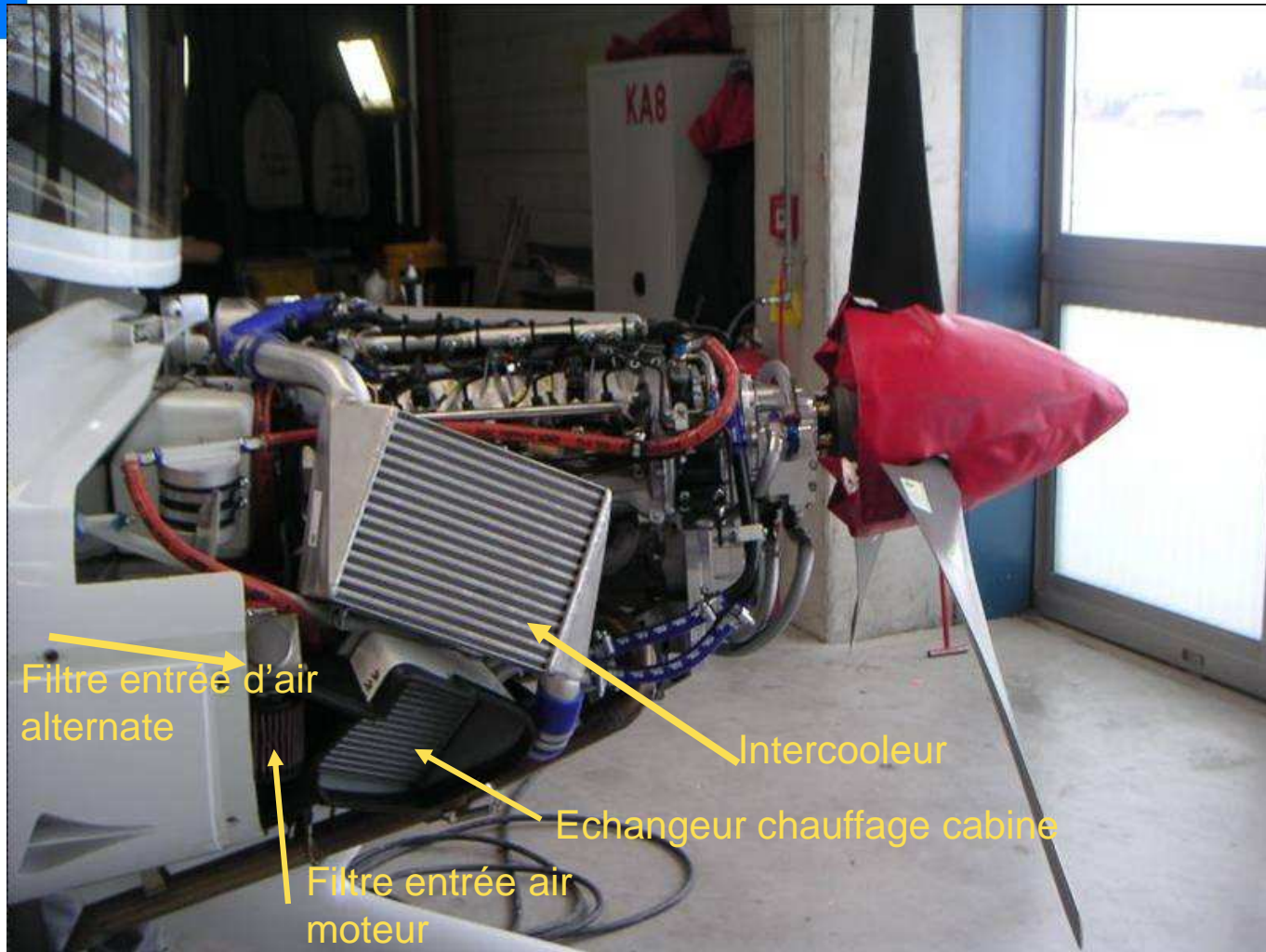


LE MOTEUR ET SES SPECIFICITES

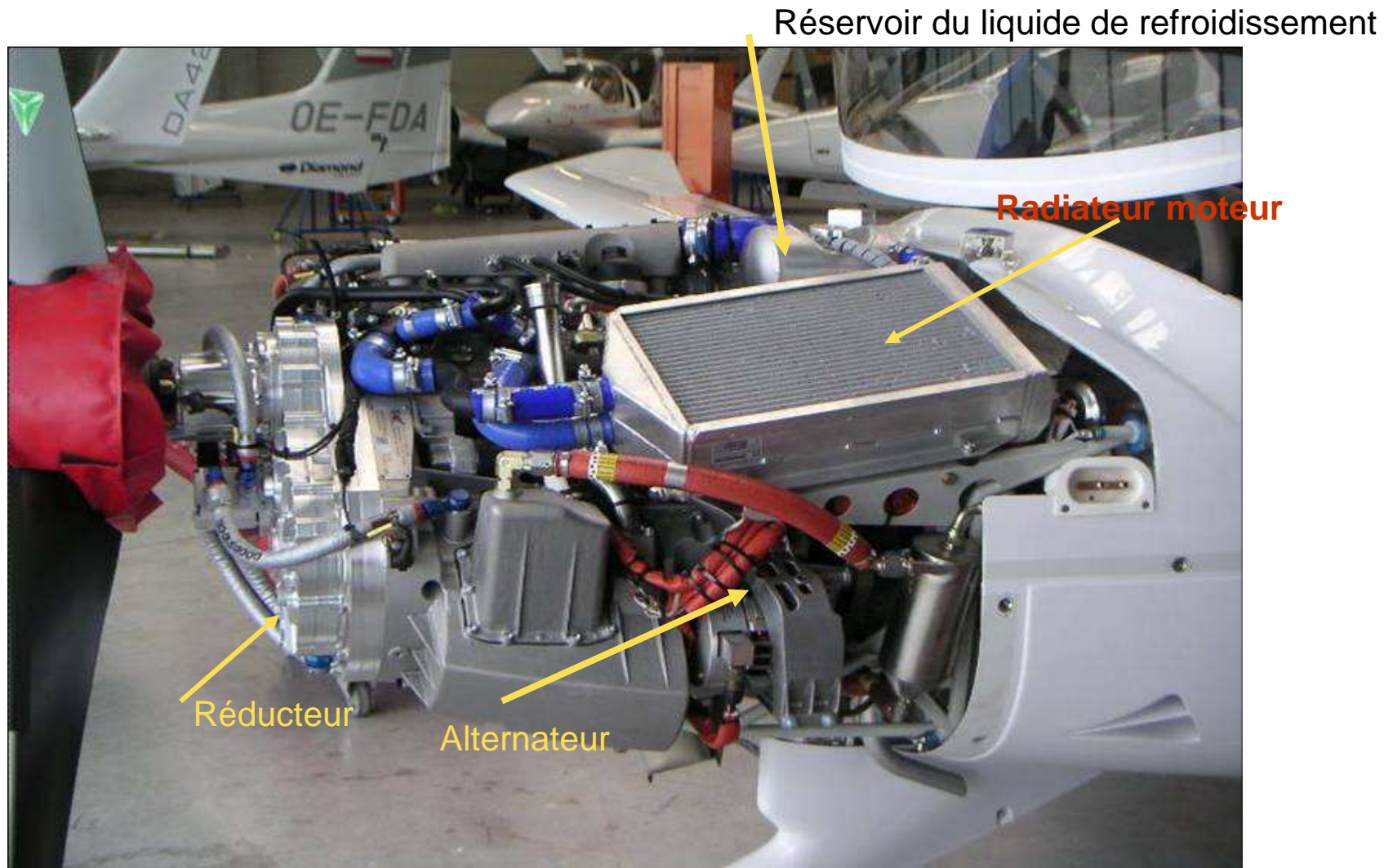
- Le moteur est équipé d'un réducteur couplé à l'hélice, il est d'un rapport de 1/ 1,69 .Pour 1000 tours à l'hélice, le moteur fait 1690 tours. A la puissance maximum, soit 2300 tours à l'hélice, le moteur fait 3887 tours. Le réducteur est graissé par un bain d'huile, contenance 1 litre. Le niveau est à contrôler par la petite fenêtre placée sur le devant du réducteur. Si pas complet faire appel à la maintenance. La température de l'huile du réducteur en fonctionnement normal est de 115°C; elle doit se situer entre - 30°C et + 120°C. Indicateur vert du CED (GT).
- Le moteur est graissé par un circuit d'huile, dont le réservoir doit contenir de 4,5 à 6 litres. C'est une huile spéciale identifiée au GVM. La consommation d'huile est d'environ 1 dl par heure de fonctionnement. La température de l'huile doit être comprise entre 60°C et 125°C, indicateur vert sur C ED (OT), pour une pression comprise entre 2,3 et 5,2 bars, indicateur vert sur CED (OP).
- Au GVM, on utilise du carburant JET A1, l'avantage est que l'on peut l'utiliser à plus basse température, soit -30°C, alors que pour du di esel, la température la plus basse est de -5°C. Le carburant jet A1 est disponible sur pratiquement tous les aéroports. La consommation en croisière à 70% de la puissance est d'environ 5 Gallons/heure.
- Le moteur est équipé d'un turbo-compresseur avec « intercooler », ce qui lui confère des performances très intéressantes jusqu'à haute altitude. En démonstration jusqu'à 5000 mètres. L'intercooler a pour fonction de refroidir l'air qui, comprimé par le turbo-compresseur s'est échauffé, avant l'introduction dans les cylindres.

*Vol à
moteur*

VUE DU MOTEUR ET DES ACCESSOIRES COTE DROITE



VUE DU MOTEUR ET DES ACCESSOIRES COTE GAUCHE



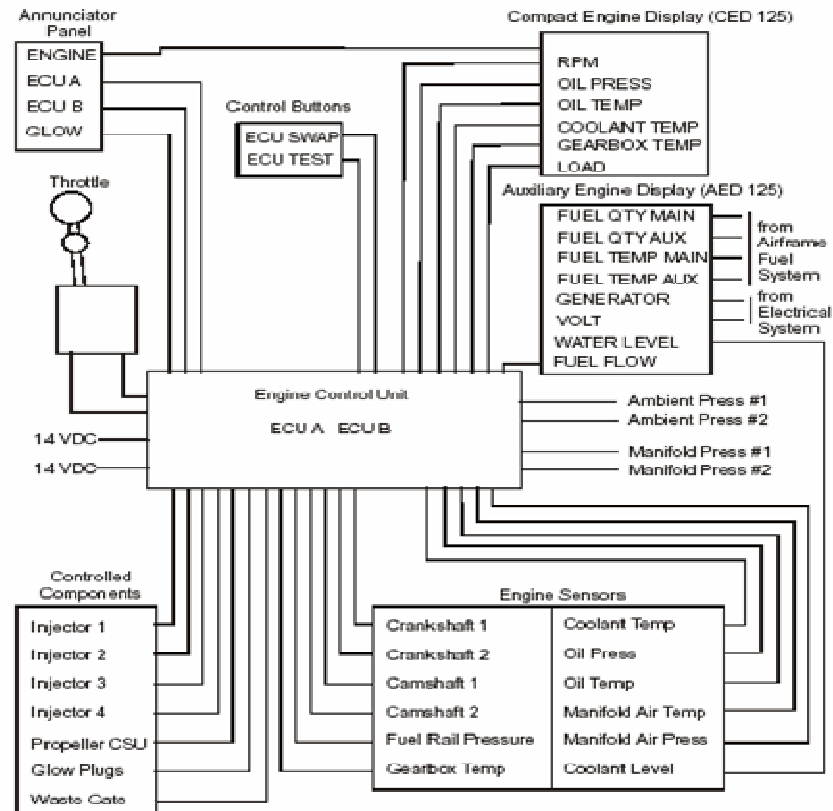


LE FADEC

- FADEC (**F**ull **A**uthority **D**igital **E**ngine **C**ontrol), commande l'ensemble du moteur et de l'hélice.
- Le FADEC est constitué de deux ECU (**E**ngine **C**ontrol **U**nit); ECU A et ECU B. Le FADEC récolte les données indispensables au fonctionnement du moteur et de l'hélice. Il exécute la mise en forme des données et les transmet aux ECU
- Lors du fonctionnement normal, c'est l'ECU A qui commande le moteur, alors que le B est en attente et se substitue au A en cas de problème sur ce dernier.
- Sur la page suivante, se présente le schéma du FADEC. L'on peut voir les différentes données qui sont analysées, afin de fournir au moteur ainsi qu'à ses accessoires les informations nécessaires à son bon fonctionnement. Par exemple: la pression atmosphérique, la température extérieure, la pression du carburant, la pression d'air à l'entrée du moteur (MP), la puissance demandée par le pilote etc).



SCHEMA DU FADEC



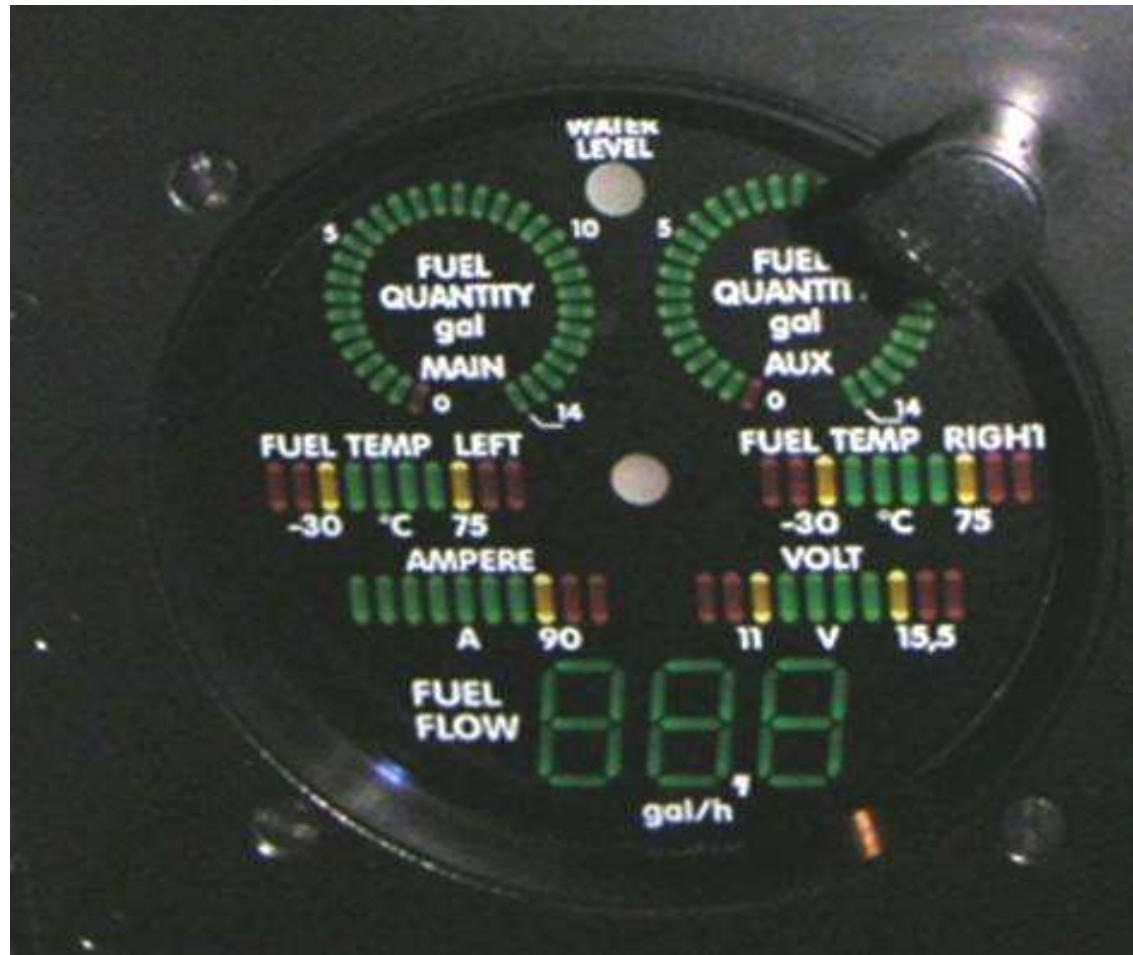


ALIMENTATION EN CARBURANT

- L'avion est équipé de deux réservoirs d'aile, contenant chacun 15 US Gal, dont 14 sont utilisables. Le moteur est alimenté par le réservoir gauche, appelé **Main tank**, lorsque le sélecteur est en position NORMAL. Une pompe basse pression aspire le carburant et le pousse vers une pompe haute pression, laquelle alimente le « common rail » avec une pression d'environ 1350 bars. Le « common rail » est une sorte de petit réservoir. Un injecteur à commande électrique se trouve sur chaque tête de cylindre, il est relié directement au « common rail » par un tube. L'ECU commande l'ouverture et la durée d'ouverture de l'injecteur, lequel laisse passer la quantité de carburant nécessaire au bon fonctionnement du moteur.
- Le surplus de carburant se trouvant dans le « common rail » est conduit vers le réservoir droite, appelé **Auxiliary tank**, pour le refroidir et ensuite le déverser dans le réservoir gauche. Le carburant s'échauffe fortement lors de la mise en pression dans le « common rail », il est par conséquent nécessaire de le refroidir avant de le réintroduire dans le circuit normal.
- Afin d'équilibrer la répartition dans les réservoirs, on utilisera la pompe de transfert, laquelle transvasera le carburant du réservoir droite vers le gauche. Attention, la pompe travaille avec un grand débit, il ne faut pas la laisser enclenchée trop longtemps. Quand le réservoir gauche est plein, la pompe s'arrête automatiquement.
- En cas de panne de la pompe de transfert, et afin de consommer le carburant du réservoir droite, il sera nécessaire de placer le sélecteur sur **EMERGENCY TRANSFERT**, dans cette position, le moteur est alimenté par le réservoir de droite. Il faut être vigilant et lorsque le réservoir droite est presque vide revenir en position normal pour la suite du vol. Attention, le débit de carburant est important entre 18 et 21 US Gal/heure, le surplus s'en va dans le réservoir gauche. Si l'on reste à droite, lorsque le réservoir est vide, le moteur s'arrête et la pompe est désamorcée!!!
- Purge des réservoirs; attention kérosène et eau se mélangent au brassage, purger avant tout déplacement.

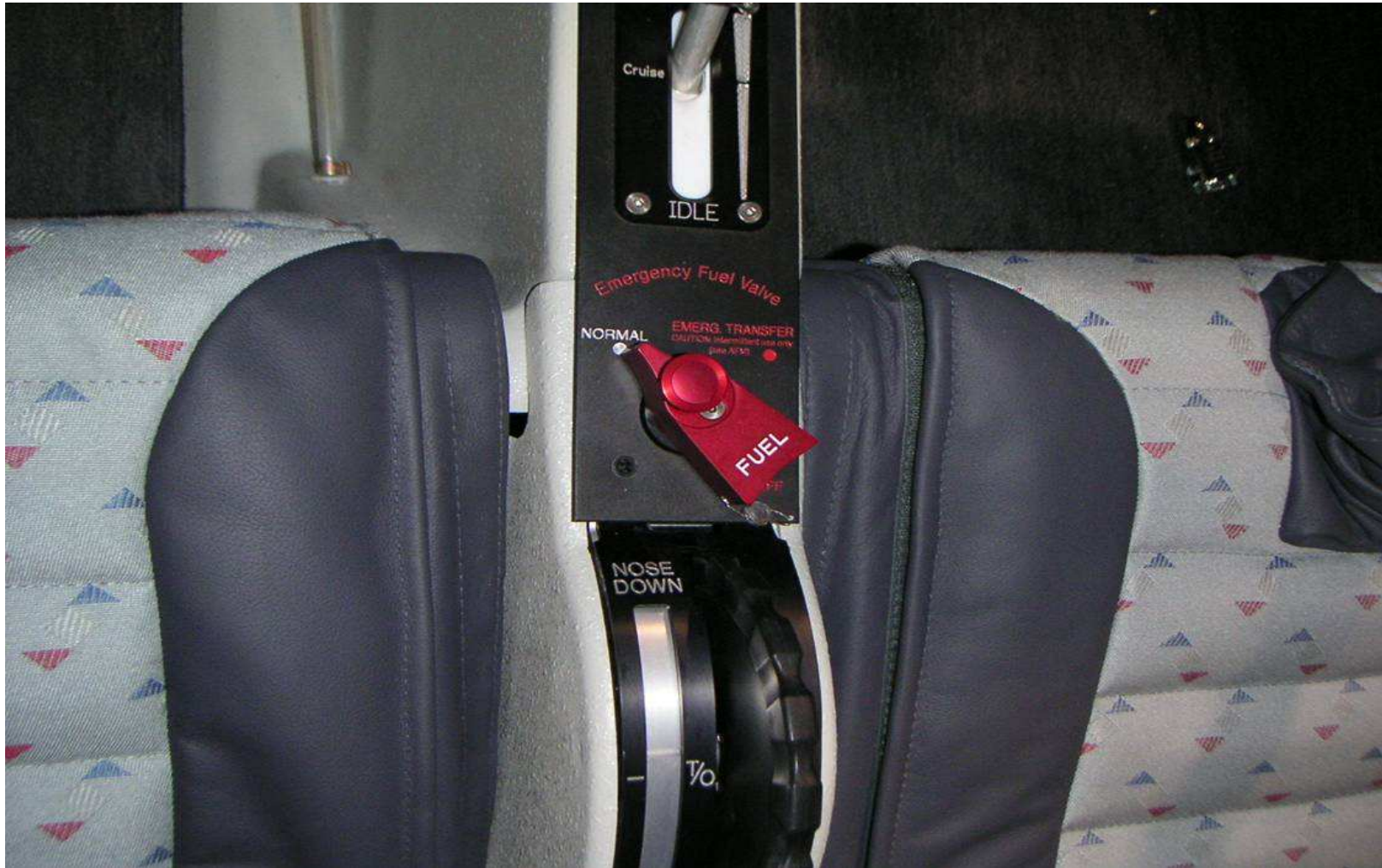


AUXILIARY ENGINE DISPLAY AED





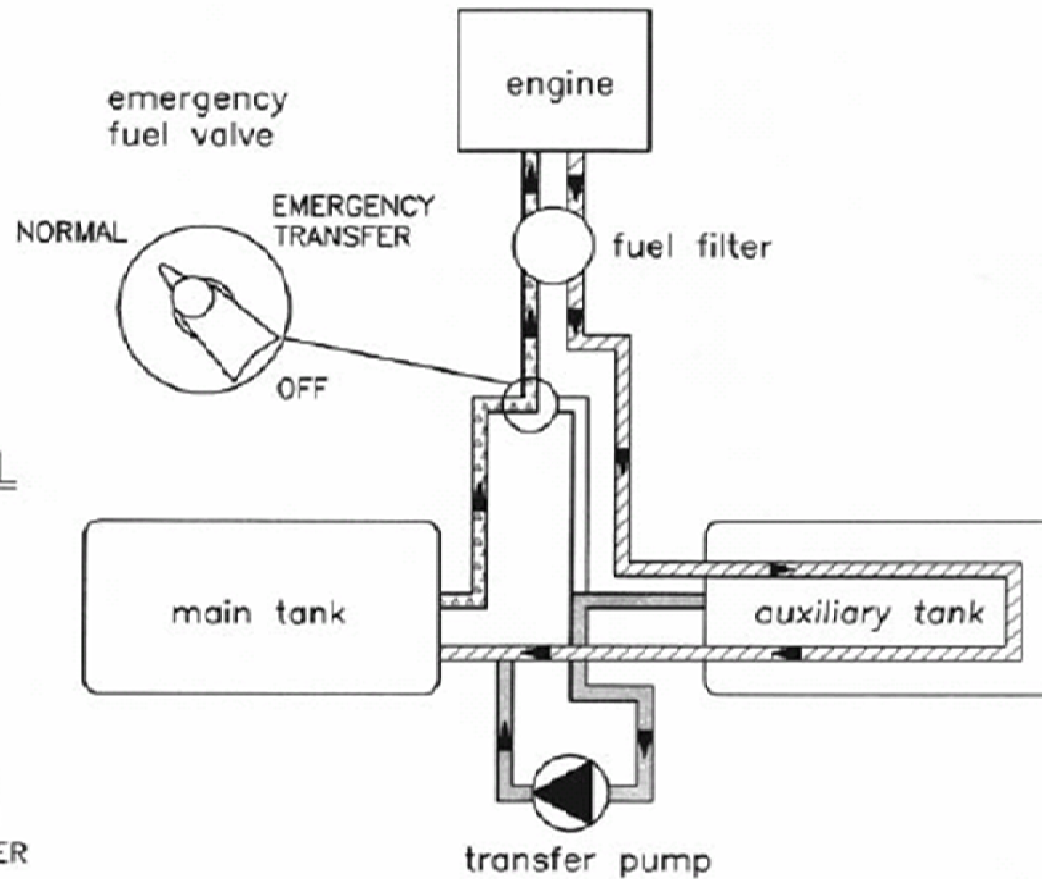
SELECTEUR CARBURANT





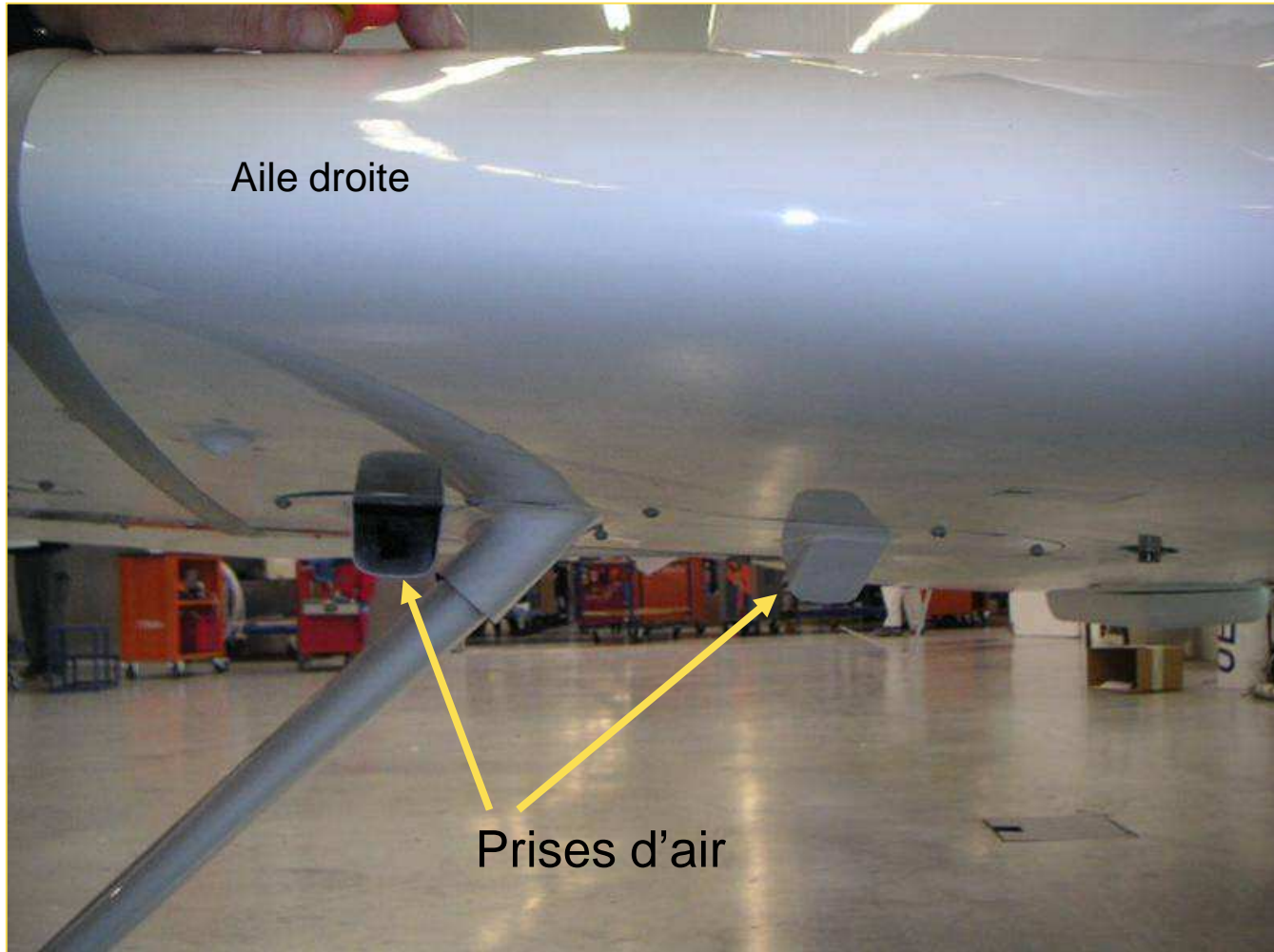
CIRCUIT CARBURANT

NORMAL FUEL SUPPLY
& NORMAL FUEL TRANSFER





PRISES D'AIR REFROIDISSEMENT CARBURANT AILE DROITE



Aile droite

Prises d'air



HELICE

- L'hélice est à trois pales et pas variable. Le pas est réglé automatiquement par le FADEC. Il dépend de la puissance affichée. Un système « constant speed propeller » est installé sur le moteur (CSU, constant speed unit). Le CSU fait partie intégrante du système de contrôle du moteur. L'hélice utilise une pression d'huile pour augmenter l'angle d'attaque des pales. En vol normal, un système utilise le moment centrifuge pour le réglage fin. Le système de contrôle du moteur prend en compte différents paramètres et en particulier le débit de carburant, pour régler l'angle d'attaque des pales, afin d'obtenir les meilleures performances.
- Le nombre de tours de l'hélice est donné par la position de la manette de puissance. 100% correspond à 2300 tours, 75% correspond à 2000 tours, 20% correspond à 1750 tours.
- La pression hydraulique est fournie par une pompe intégrée au bloc réducteur, environ 20 bars, elle utilise l'huile du réducteur. Une soupape électrique à trois voies contrôle la pression qui est envoyée au système de commande de l'angle d'attaque des pales de l'hélice. La pression augmente pour un grand angle d'attaque des pales. Ainsi, si la pression tombe, l'angle d'attaque des pales diminue et l'hélice passe au petit pas, lequel amène la vitesse de rotation de l'hélice à 2300 tours. Si le problème se produit en vol, l'hélice se comporte comme un pas fixe, il faut alors limiter la vitesse de rotation à 2300 tours par le levier de puissance (**Maximum static RPM**).

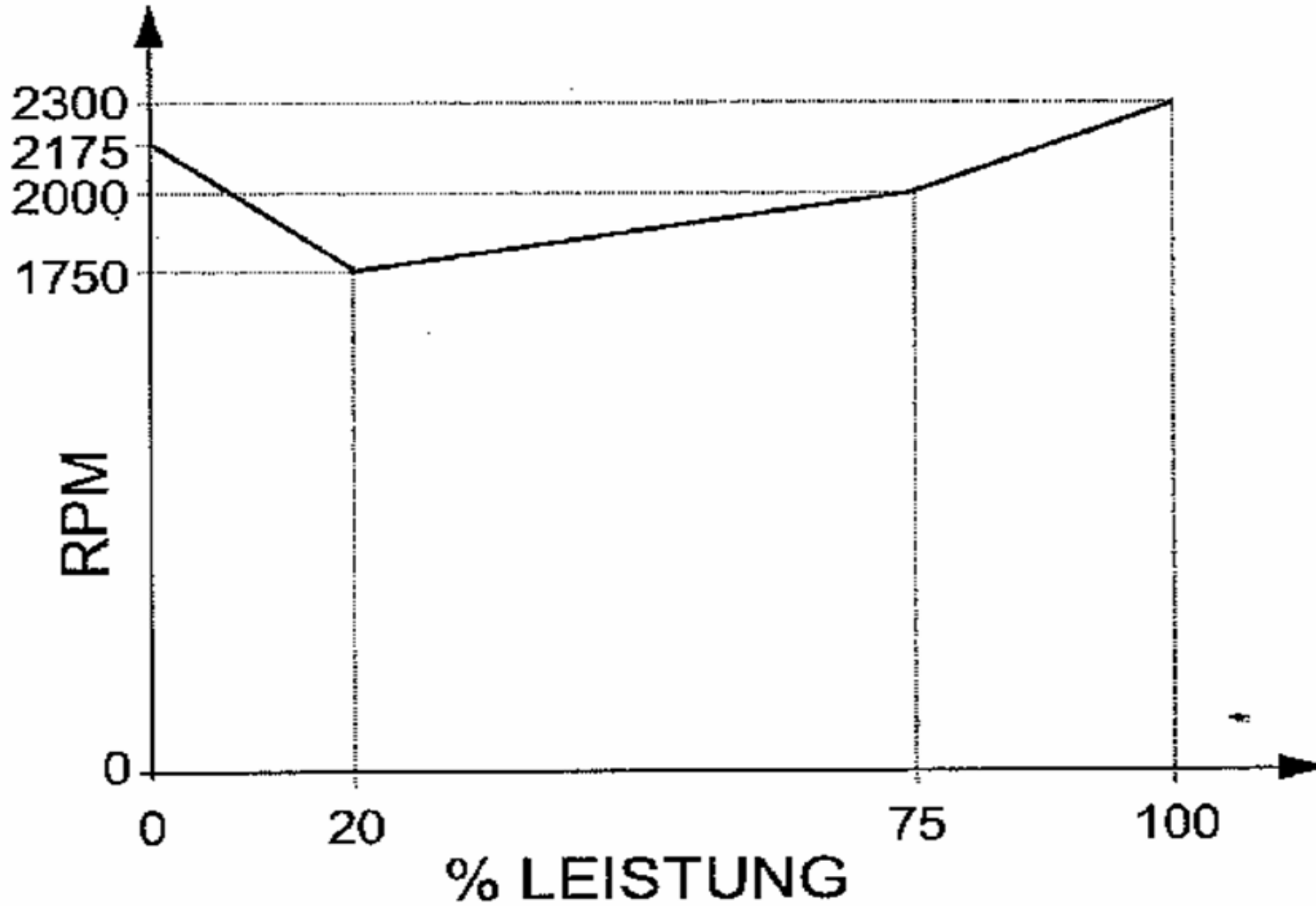
PORTE VISITE CONTRÔLE NIVEAU HUILE REDUCTEUR



Contrôle niveau
D'huile réducteur



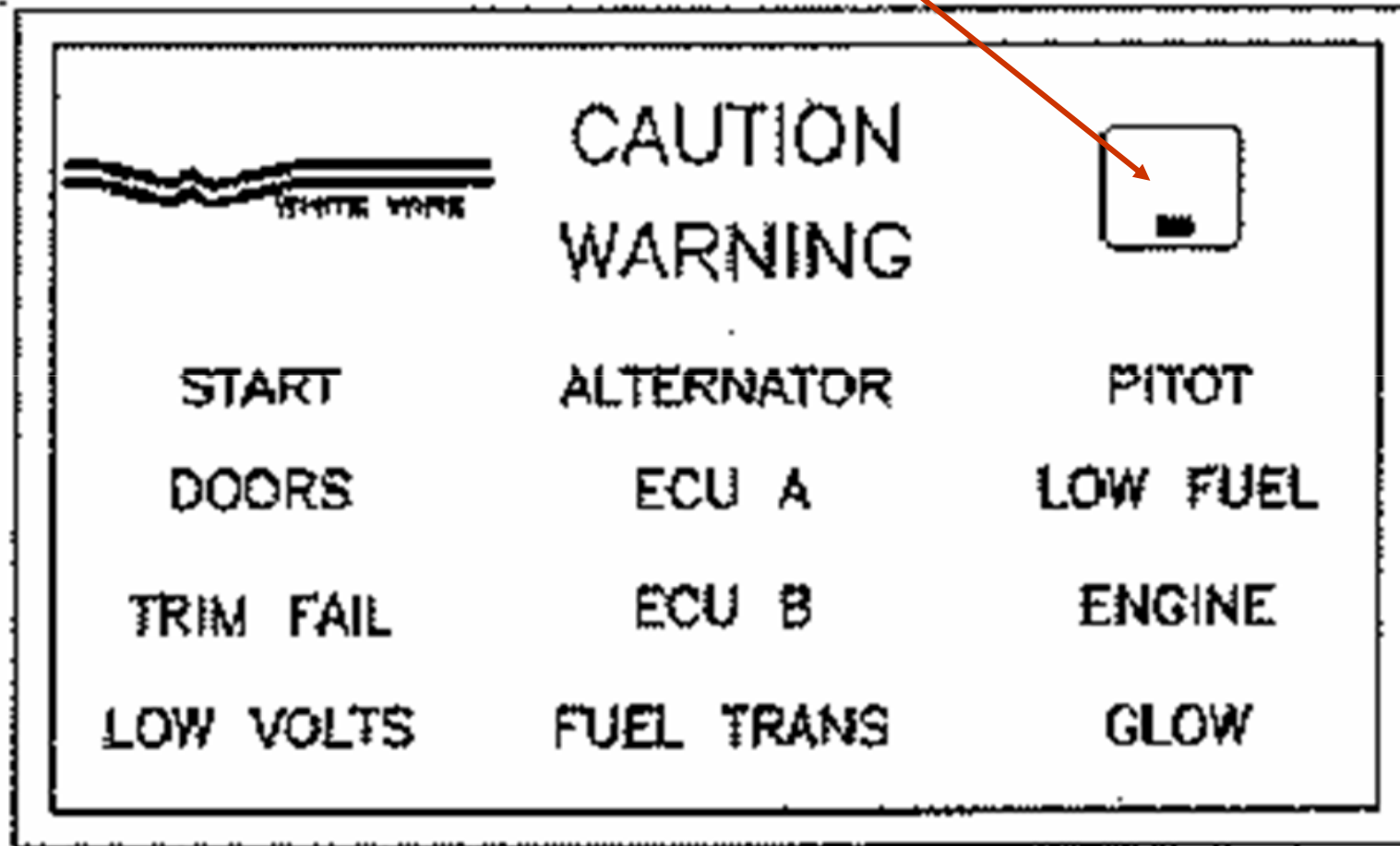
DIAGRAMME HELICE





ANNONCIATOR PANEL

Bouton de contrôle





CIRCUITS ELECTRIQUES

- Le moteur est entièrement contrôlé électroniquement, ainsi l'alimentation en électricité est indispensable à son fonctionnement. Il en résulte un circuit électrique assez complexe, afin de garantir la sécurité dans toutes les situations.
- L'alimentation électrique comporte trois accumulateurs ainsi qu'un alternateur. L'accumulateur principal, lequel alimente l'ensemble des circuits; l'accumulateur de secours ECU, lequel alimente uniquement les ECU en cas de panne électrique; l'accumulateur secours excitation de l'alternateur afin de maintenir le bon fonctionnement de ce dernier en cas de panne de l'accumulateur principal.
- Descriptif du schéma fonctionnel.

L'accumulateur principal alimente la barre HOT BATTERY BUS ainsi que la barre BATTERY BUS.

L'alternateur alimente la barre BATTERY BUS.

La barre HOT BATTERY BUS alimente l'éclairage ainsi que la prise auxiliaire.

La barre BATTERY BUS alimente la barre ECU BUS, la barre MAIN BUS.

La barre ECU BUS alimente le FADEC ainsi que l'accumulateur de secours ECU.

La barre MAIN BUS alimente la commande du démarreur ainsi la barre ESSENTIAL BUS et la barre AVIONIC BUS.

La barre AVIONIC BUS alimente RADIO, GPS, DME.

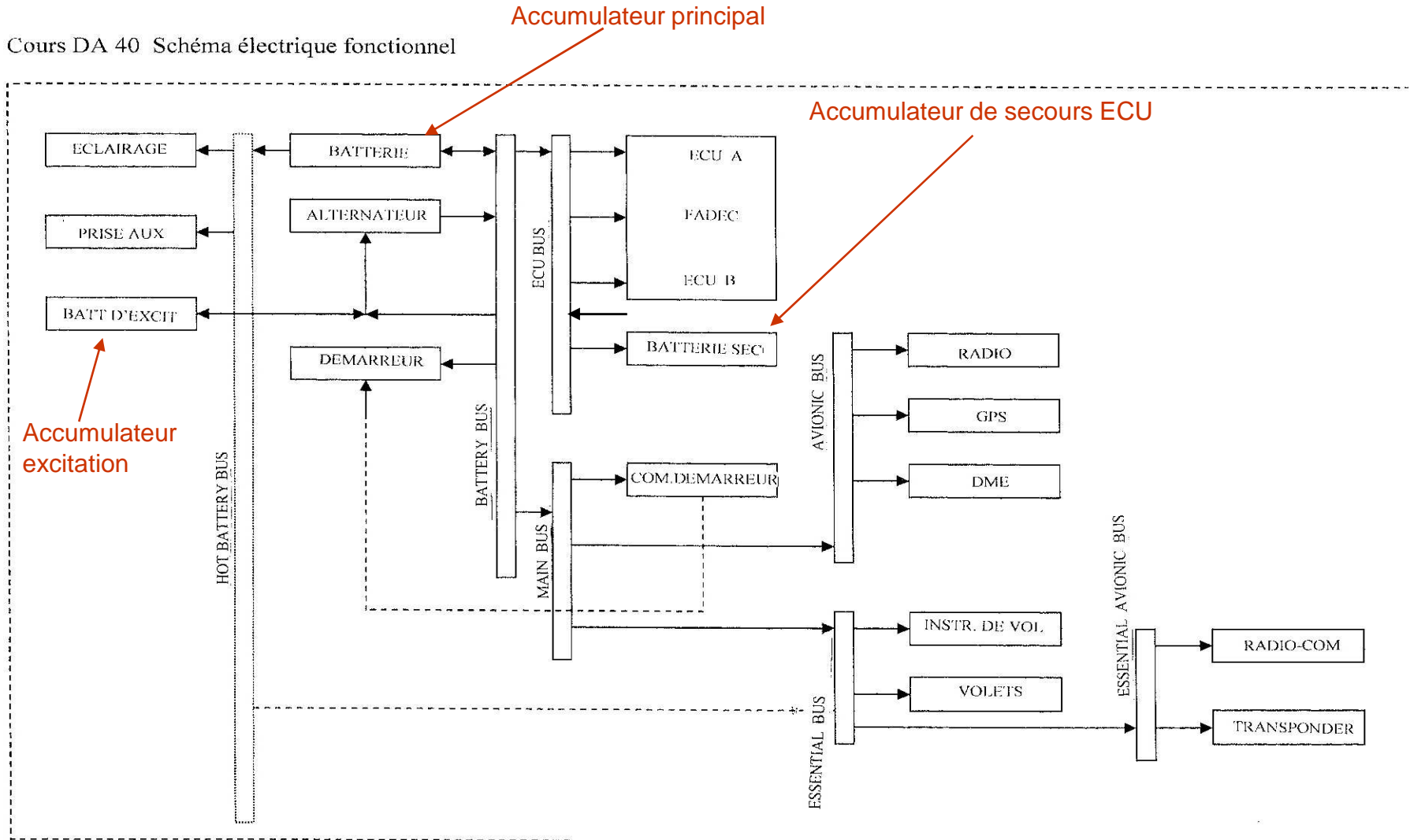
La barre ESSENTIAL BUS alimente les instruments de vol, les volets ainsi que la barre ESSENTIAL AVIONIC.

La barre ESSENTIAL AVIONIC alimente la RADIO et le TRANSPONDER



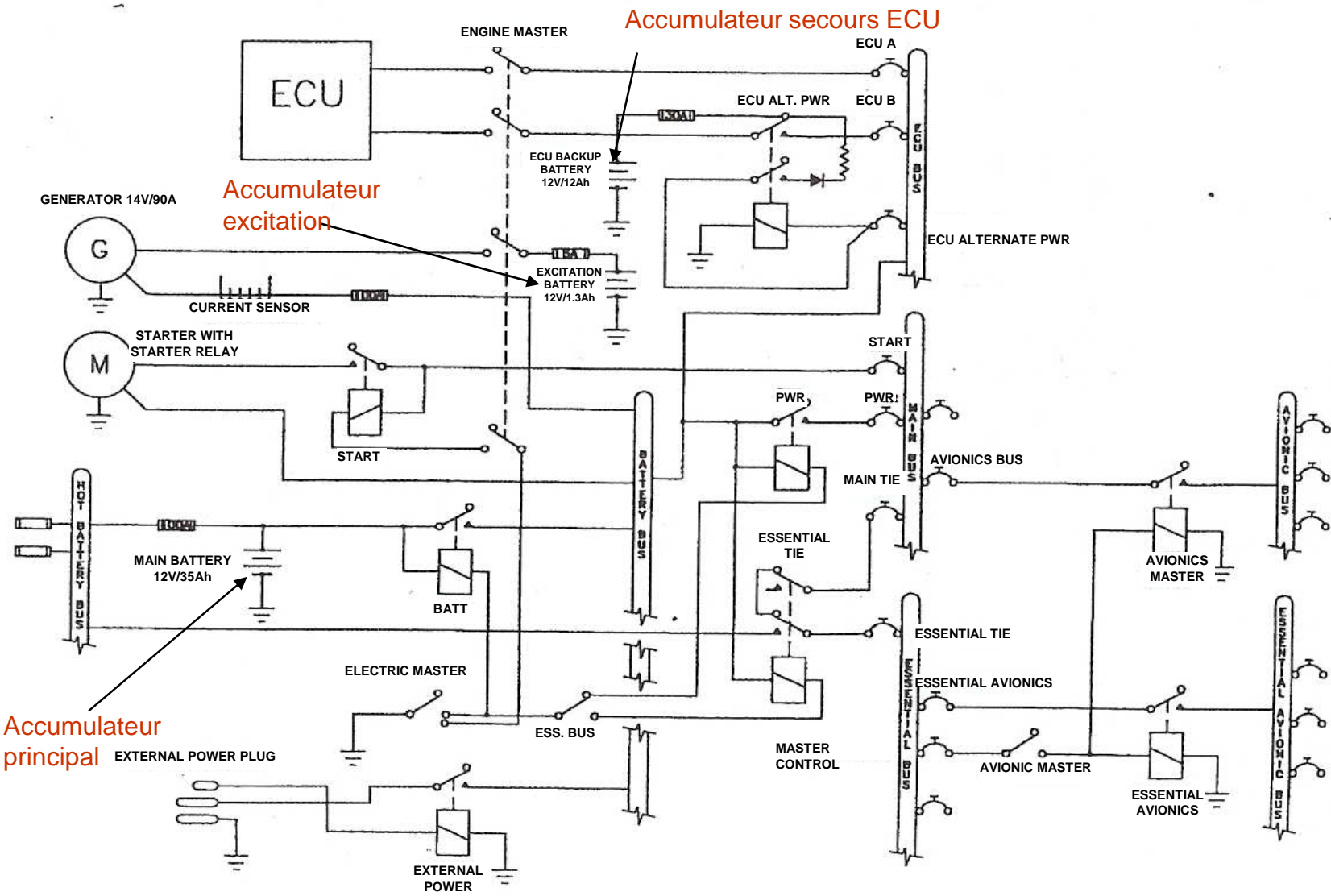
SCHEMA FONCTIONNEL

Cours DA 40 Schéma électrique fonctionnel





DA 40 TDI ELECTRICAL SYSTEM



Accumulateur secours ECU

Accumulateur excitation

Accumulateur principal



PARTICULARITES ELECTRIQUES ET PANNES POSSIBLES

- Les barres (BUS) d'alimentation se trouvent sous le tableau de bord, elles portent l'ensemble des fusibles.
- L'accumulateur principal est déchargé, pas de démarrage possible. Toutefois on peut avoir recours à l'alimentation par la prise extérieure. Dans ce cas, placer l'Electric Master sur OFF(clef). Attention: max 14 volts, engager le câble d'alimentation dans la prise extérieure. Une partie des circuits est alimentée. Procéder à la préparation et au démarrage du moteur. Quand celui-ci tourne, libérer le câble d'alimentation extérieure et placer Electric Master sur ON. Il faut alors charger l'accumulateur par une préparation au décollage plus longue que d'habitude.
- L'accumulateur principal ne fournit plus de tension en vol. Il ne se passe rien de particulier, l'alternateur alimente l'ensemble des équipements. Toutefois, l'accumulateur d'excitation de l'alternateur entre en fonction et permet à ce dernier de fonctionner normalement. Après l'atterrissage informer la maintenance et mise HS de l'avion.
- L'alternateur ne fournit plus le courant nécessaire au bon fonctionnement des équipements. L'information LOW VOLT apparaît sur le l'ANNONCIATOR PANEL. Dans ce cas l'accumulateur principal prend le relais, il va progressivement se décharger. Afin de prolonger le vol, basculer le bouton rouge ESS BUS. Dans ce cas, seuls les équipements indispensables à la poursuite du vol, restent en service.
Atterrir sans délai sur l'aérodrome le plus proche.



LISTE DES EQUIPEMENTS, **ESS BUS** ENCLENCHE

■ Essential Bus

- (Essentail Avionic Bus)
- Flaps
- Horizon
- Annunciator Panel
- Engine Intrument
- Pitot Heating
- Landing Light
- Flood Light

■ Essential Avionic Bus

- COM 1
- GPS / NAV Receiver 1
- Transponder

■ Hot Battery Bus

- (Essential Bus)
- Pilot's map/reading light
- Auxiliary jack



COMMUTATEUR ESSENTIAL BUS

Le bouton se trouve à droite de la clef, au bas du tableau de bord. S'il est enclenché par erreur en vol. Pas d'inquiétude, l'accumulateur principal sera toujours en charge; seuls quelques équipements seront mis hors circuit. Il suffit de rebasculer le bouton dans sa position initiale et tout rentre dans l'ordre.





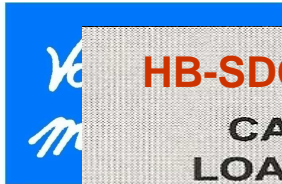
MASSE ET CENTRAGE

- Le système pour le calcul est habituel. Les avions du GVM sont équipés des réservoirs standards. Pour la référence de base, se référer aux valeurs inscrites dans le manuel de bord des avions. La masse maximum au décollage et à l'atterrissage est de 1150kg pour les deux avions du GVM.
- **Exemple pour le HB-SDE masse à vide 794 kg pour un moment de 1913,54kgm**
- **Exemple pour le HB-SDO masse à vide 811 kg pour un moment de 1955.60kgm**
- **Tableau des moments pour passagers, carburant et bagages.**

Sièges avants	2,3	
Sièges arrières	3,25	
Carburant	2,63	
Bagages soute	3,89	
Bagages tube	4,54	



HB-SDE CALCULATION OF LOADING CONDITION	DA 40 D (Example)		Your DA 40 D	
	Mass [kg] [lb]	Moment [kgm] [in.lb]	Mass [kg] [lb]	Moment [kgm] [in.lb]
1. Empty mass (from Mass and Balance Report)	735 1620	1820 158,000	794	1913,54
2. Front seats Lever arm: 2.30 m (90.6 in)	150 331	345 29,989		
3. Rear seats Lever arm: 3.25 m (128.0 in)	80 176	260 22,528		
4. Baggage Lever arm: 3.65 m (143.7 in)	0 0	0 0		
5. Total mass and total moment with empty fuel tanks (Total of 1.-4.)	965 2127	2425 210,517		
6. On-board usable fuel (0.84 kg/liter) (7.01 lb/US gal) Lever arm: 2.63 m (103.5 in)	100.8 222	265.10 22,977		
7. Total mass and total moment with full fuel tanks (Total 5. plus 6.)	1065.8 2349	2690.10 233,494		
8. The total moments from rows 5 and 7 (2425 and 2690.1 kgm) (210,517 and 233,494 in.lb)				



HB-SDO CALCULATION OF LOADING CONDITION	DA 40 D (Example)		Your DA 40 D	
	Mass [kg] <i>[lb]</i>	Moment [kgm] <i>[in.lb]</i>	Mass [kg] <i>[lb]</i>	Moment [kgm] <i>[in.lb]</i>
1. Empty mass (from Mass and Balance Report)	735 <i>1620</i>	1820 <i>158,000</i>	811	1955.60
2. Front seats Lever arm: 2.30 m (<i>90.6 in</i>)	150 <i>331</i>	345 <i>29,989</i>		
3. Rear seats Lever arm: 3.25 m (<i>128.0 in</i>)	80 <i>176</i>	260 <i>22,528</i>		
4. Baggage Lever arm: 3.65 m (<i>143.7 in</i>)	0 <i>0</i>	0 <i>0</i>		
5. Total mass and total moment with empty fuel tanks (Total of 1.-4.)	965 <i>2127</i>	2425 <i>210,517</i>		
6. On-board usable fuel (0.84 kg/liter) (<i>7.01 lb/US gal</i>) Lever arm: 2.63 m (<i>103.5 in</i>)	100.8 <i>222</i>	265.10 <i>22,977</i>		
7. Total mass and total moment with full fuel tanks (Total 5. plus 6.)	1065.8 <i>2349</i>	2690.10 <i>233,494</i>		
8. The total moments from rows 5 and 7 (2425 and 2690.1 kgm) (<i>210,517 and 233,494 in.lb</i>)				

Exemple HB-SDO CALCULATION OF LOADING CONDITION	DA 40 D (Example)		Your DA 40 D	
	Mass [kg] <i>[lb]</i>	Moment [kgm] <i>[in.lb]</i>	Mass [kg] <i>[lb]</i>	Moment [kgm] <i>[in.lb]</i>
1. Empty mass (from Mass and Balance Report)	735 <i>1620</i>	1820 <i>158,000</i>	811	1955,60
2. Front seats Lever arm: 2.30 m (<i>90.6 in</i>)	150 <i>331</i>	345 <i>29,989</i>	150	345
3. Rear seats Lever arm: 3.25 m (<i>128.0 in</i>)	80 <i>176</i>	260 <i>22,528</i>	100	325
4. Baggage Lever arm: 3.65 m (<i>143.7 in</i>)	0 <i>0</i>	0 <i>0</i>		
5. Total mass and total moment with empty fuel tanks (Total of 1.-4.)	965 <i>2127</i>	2425 <i>210,517</i>		
6. On-board usable fuel (0.84 kg/liter) (<i>7.01 lb/US gal</i>) Lever arm: 2.63 m (<i>103.5 in</i>)	100.8 <i>222</i>	265.10 <i>22,977</i>	60	157.8
7. Total mass and total moment with full fuel tanks (Total 5. plus 6.)	1065.8 <i>2349</i>	2690.10 <i>233,494</i>	1121	2783.4
8. The total moments from rows 5 and 7 (2425 and 2690.1 kgm) (<i>210,517 and 233,494 in.lb</i>)				

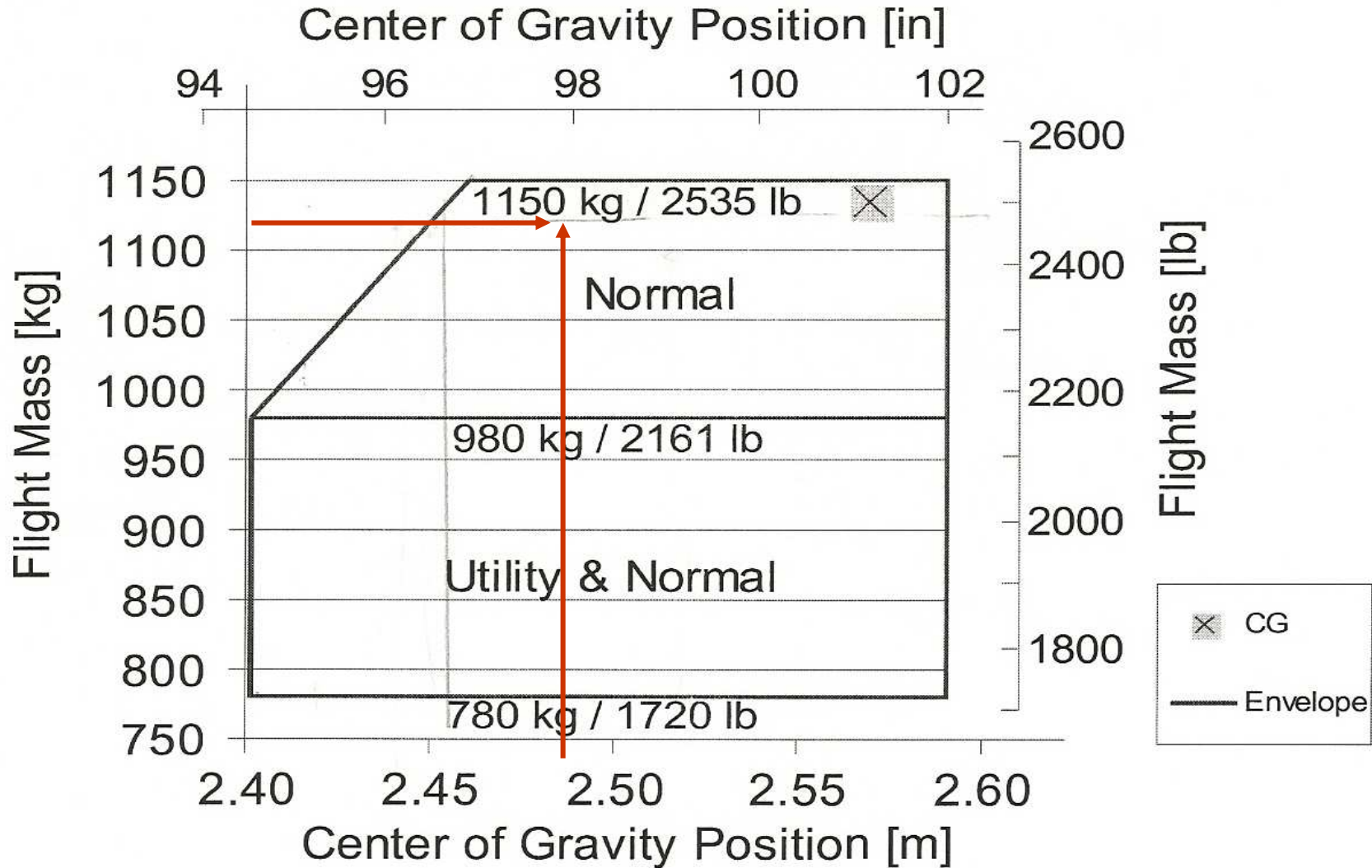
Exemple avec 20 USgal soit 75 litres Jet A1, densité 0,8



% **6.4.4 PERMISSIBLE CENTER OF GRAVITY RANGE**

Exemple pour HB-SDO

% **a) Standard tank**

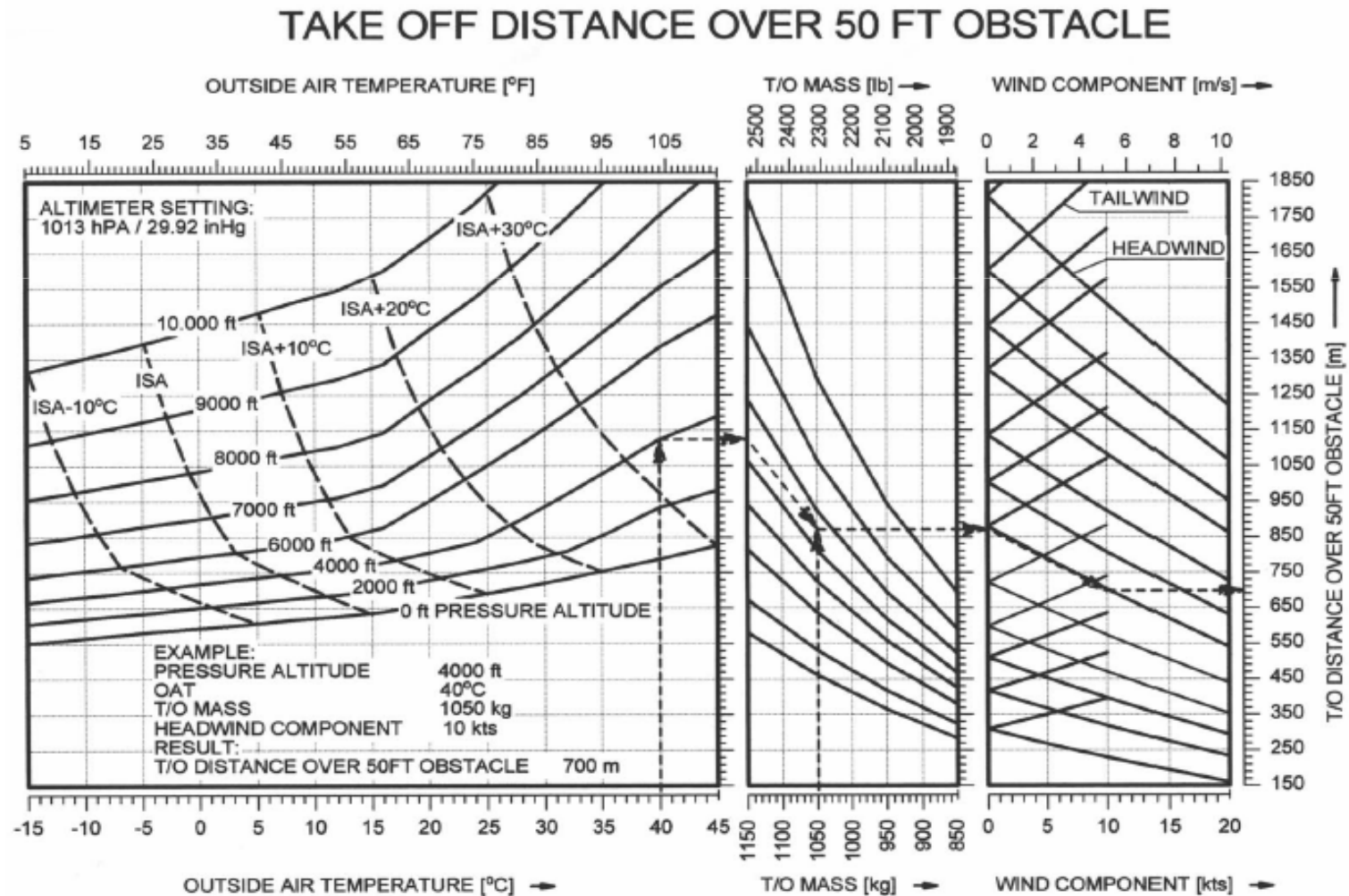


Masse totale 1121 kg pour un bras de levier de 2,483, dans l'enveloppe.



PERFORMANCES

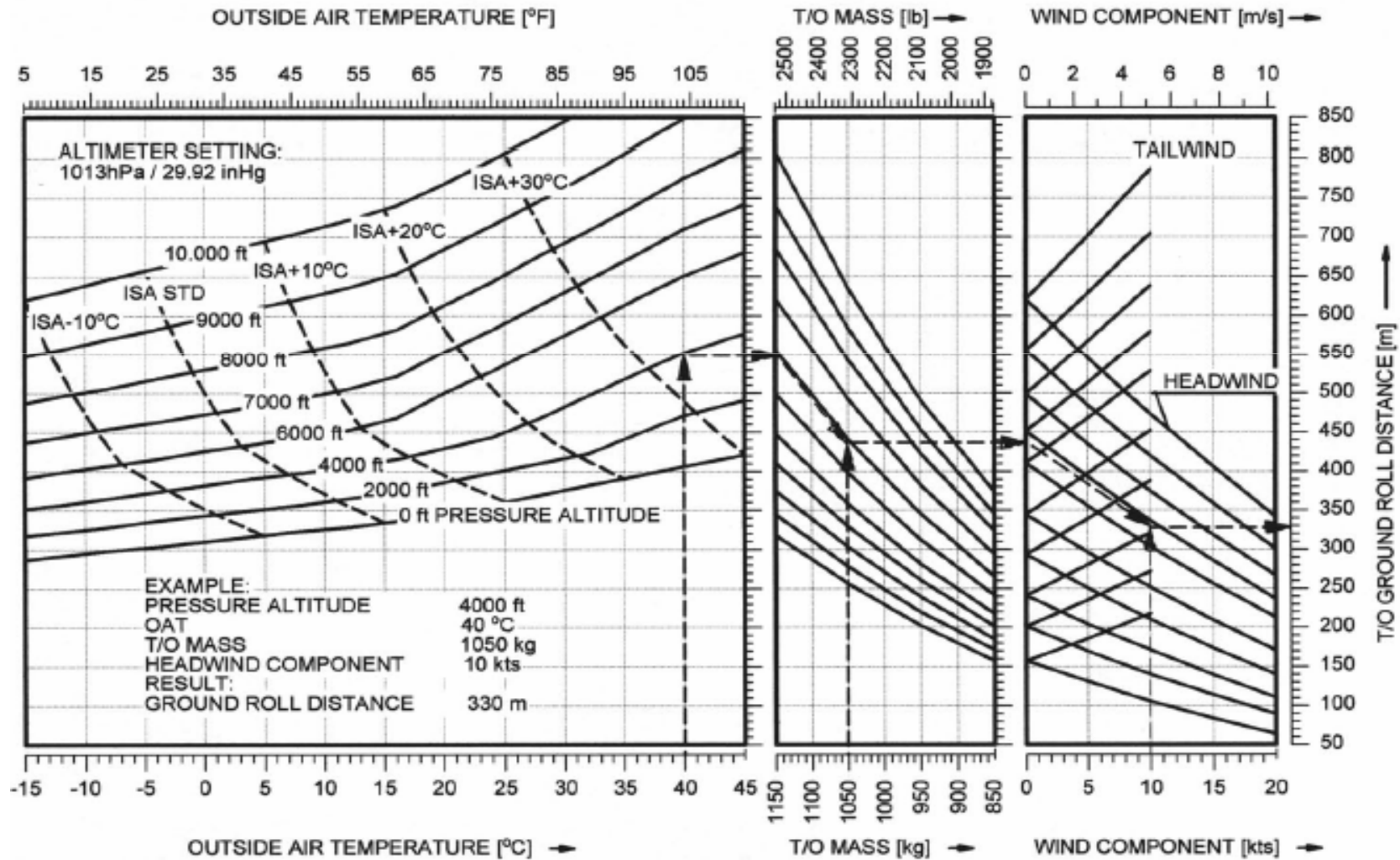
- Les diagrammes de performances sont standards, ils s'appliquent à l'altitude barométrique, soit au standard 1013,2 hp.





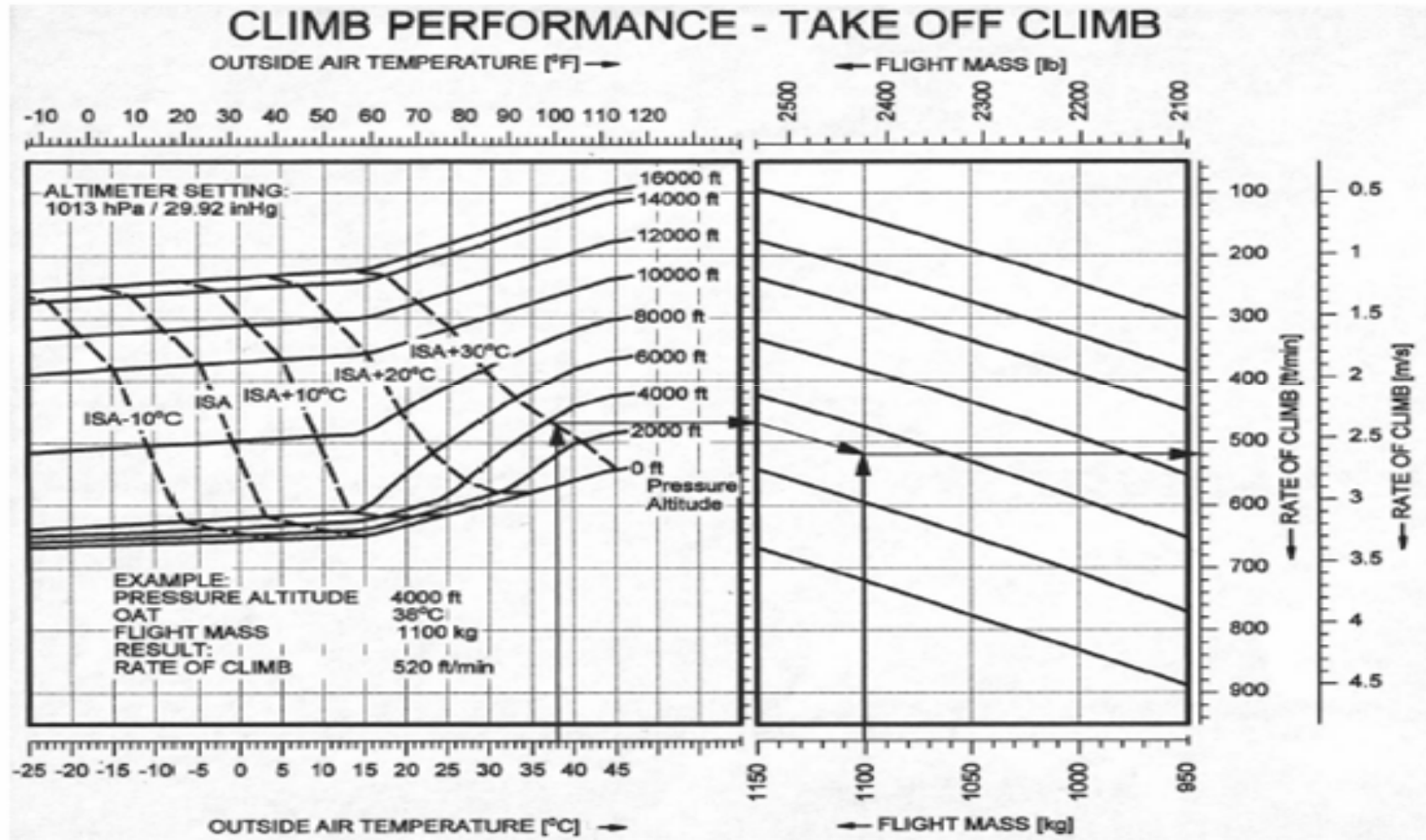
PERFORMANCES

TAKE OFF GROUND ROLL DISTANCE





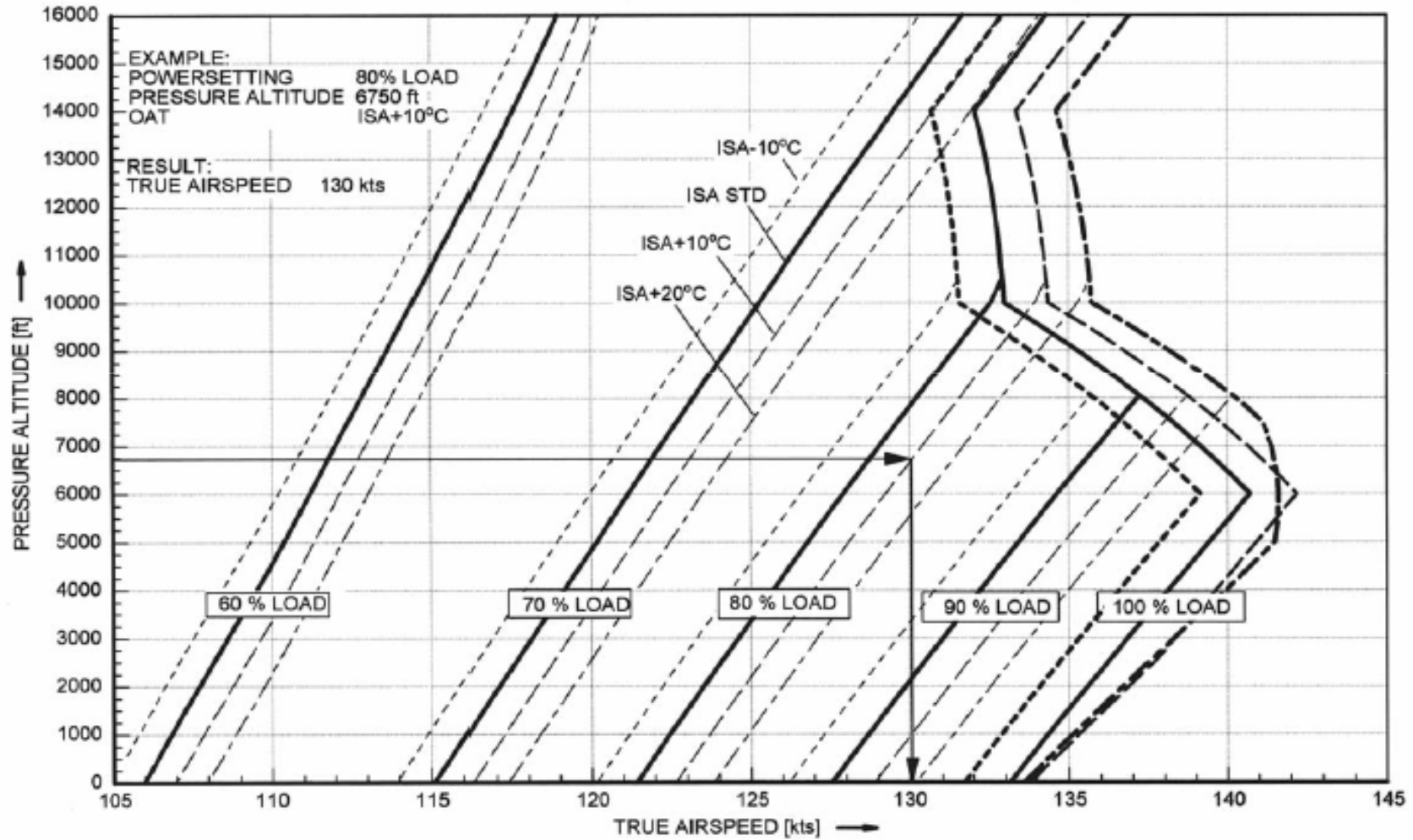
PERFORMANCES





PERFORMANCES

CRUISING (TRUE AIRSPEED / TAS)

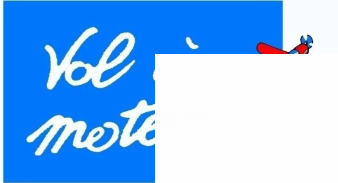




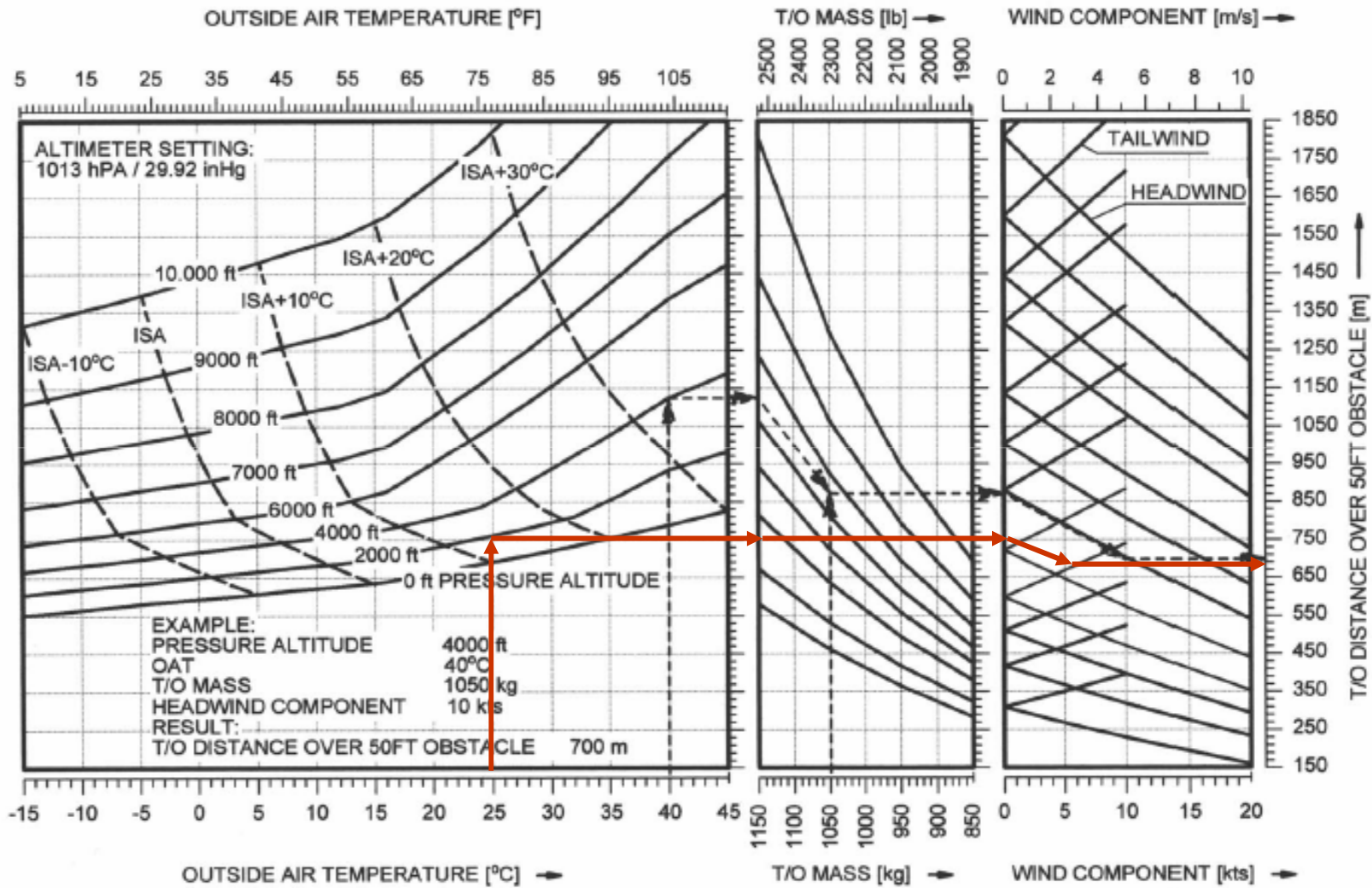
PERFORMANCES

- Les différents diagrammes se base sur piste à revêtement dur. Il faudra tenir compte de la pente de la piste. Lausanne en 36, montée au décollage. Lausanne en 18, descente à l'atterrissage
- Si l'on se trouve sur piste gazon, il faut tenir compte d'une augmentation notable de la distance de roulage et par conséquent de la distance de décollage.
- Piste sèche, gazon inférieur à 5cm de hauteur, augmenter les valeurs de 5%.
- Piste sèche, gazon de 5 à 10 cm de hauteur, augmenter les valeurs de 15%.
- Piste sèche, gazon supérieur à 10 cm de hauteur, augmenter les valeurs de 25% au moins. De plus l'hélice va faucher ce qui la rendra moins efficace. Il y aura à nettoyer!
- Si l'herbe est humide il faut tenir compte d'un allongement supplémentaire.

- Exemple: Décollage à Lausanne en été. QNH 1022, temp. 25°C, masse 1150kg, vent de face 5 kts. On devra tenir compte de l'altitude pression qui sera plus basse car la pression réelle est plus élevée que le standard ISA. La différence 1022-1013hp=9hp. Correction 28 pieds pour 1hp de différence soit dans notre exemple 252 pieds. Lausanne se trouvera ainsi à $2000-252=1748$ pieds d'altitude pression.
- Selon le diagramme suivant, il faudra 670 m pour le passage de l'obstacle de 15m.



TAKE OFF DISTANCE OVER 50 FT OBSTACLE





PROCEDURES D'URGENCE

- **Quelques correctifs par rapport au manuel de vol.**
 - Si l'indication de couleur ambre ECU A ou ECU B, apparaît sur l'ANNONCIATOR PANEL, il est possible que ce soit du à une erreur mineure dans l'ECU A ou ECU B; dans ce cas il faut procéder à une remise à zéro du programme de gestion moteur. Pour ce faire, placer le MASTER ENGINE sur OFF puis à nouveau sur ON. Si l'indication réapparaît, il y a alors réellement un problème. Faire appel à la maintenance. Si la situation se produit en vol, procéder de la même façon, toutefois, il faut tenir compte de l'altitude de sécurité.
 - En cas de perte de puissance au décollage sans qu'il soit possible de l'interrompre, contrôler la manette de puissance sur maximum et passer manuellement sur l'ECU B. Lorsque l'on a atteint une altitude de sécurité, procéder à une remise à zéro du programme de gestion du moteur en passant le ENGINE MASTER SUR OFF puis sur ON. Si pas de changement se préparer pour un atterrissage d'urgence.
 - Perte de puissance en vol, maintenir la vitesse. S'il n'y a pas un problème mécanique majeur et que l'hélice tourne normalement (elle tourne normalement tant que la vitesse est supérieure à 60 kts. Procéder comme suit:
Manette de puissance sur maximum, en cas de condition de givrage, ALTERNATE AIR OPEN, contrôler la quantité de carburant du réservoir gauche, POMPE de TRANSFERT ON, robinet de carburant sur NORMAL, passer manuellement sur ECU B. Si pas de changement, revenir en position automatique puis, procéder à la remise à zéro du programme de gestion du moteur en passant ENGINE MASTER SUR OFF puis sur ON. Si pas de changement se préparer à un atterrissage d'urgence.



PROCEDURES D'URGENCE

- Selon amendement de l'AFM
- Remise du moteur en marche en vol avec hélice en rotation. Maintenir la vitesse entre 73 et 120 kts; être en dessous de 6500 pieds. Procéder comme suit: manette de puissance sur ralenti, robinet de carburant sur NORMAL, POMPE DE TRANSFERT ON, ALTERNATE AIR OPEN, AVIONIC MASTER OFF, ELECTRIC MASTER ON, ENGINE MASTER OFF puis ON. Si retour à la normale, ajuster la puissance désirée et AVIONIC MASTER ON. Dans le cas contraire, se préparer à un atterrissage d'urgence.
- Remise en marche du moteur avec hélice arrêtée. Maintenir la vitesse à 73 kts au moins, attendre d'être en dessous de 6500 pieds. Procéder comme suit: ENGINE MASTER OFF, manette de puissance sur ralenti, robinet de carburant NORMAL, ALTERNATE AIR OPEN, POMPE DE TRANSFERT ON, AVIONIC MASTER OFF, ELECTRIC MASTER ON, ENGINE MASTER ON, attendre l'extinction de GLOW avant de commander le démarreur. Si pas de succès répéter l'opération tout en se préparant à un atterrissage d'urgence.
- Panne ECU. Si l'indication ECU A apparaît durant le vol, le système passe automatiquement sur le B. Presser alors l'ECU TEST durant plus de 2 secondes. Si l'indication persiste, prévoir un atterrissage sur l'aérodrome le plus proche. Si l'information a disparu, vous pouvez continuer le vol en gardant le commutateur ECU sur AUTOMATIC. La même procédure est à appliquer si l'indication ECU B apparaît. Après l'atterrissage faire appel à la maintenance pour un test informatique des paramètres.



ECU TEST

- Les fonctions commandées par le bouton ECU TEST, sont différentes en fonction de la position de la manette de puissance.
- Sur plein ralenti, environ 900 RPM, en pressant et maintenant le bouton pressé jusqu'à la fin du cycle, on exécute le programme d'auto-contrôle des ECU.
- Dans le cas où l'indication ambre ECU A ou B apparaît, placer la manette de puissance dans une position intermédiaire et plus que 900 RPM. Presser le bouton ECU TEST plus de 2 secondes, ainsi on procède à la remise à zéro du message de couleur ambre ECU A OU B sur l'ANNONCIATOR PANEL. En cas de défaut mineur l'indication disparaît.

Dans ce cas, pas de problème pour la suite de la préparation. Si l'indication revient, c'est qu'il y a un problème avec l'ECU, interrompre la préparation; si c'est en vol atterrir sur l'aérodrome le plus proche. Faire intervenir la maintenance.



LIMITATIONS

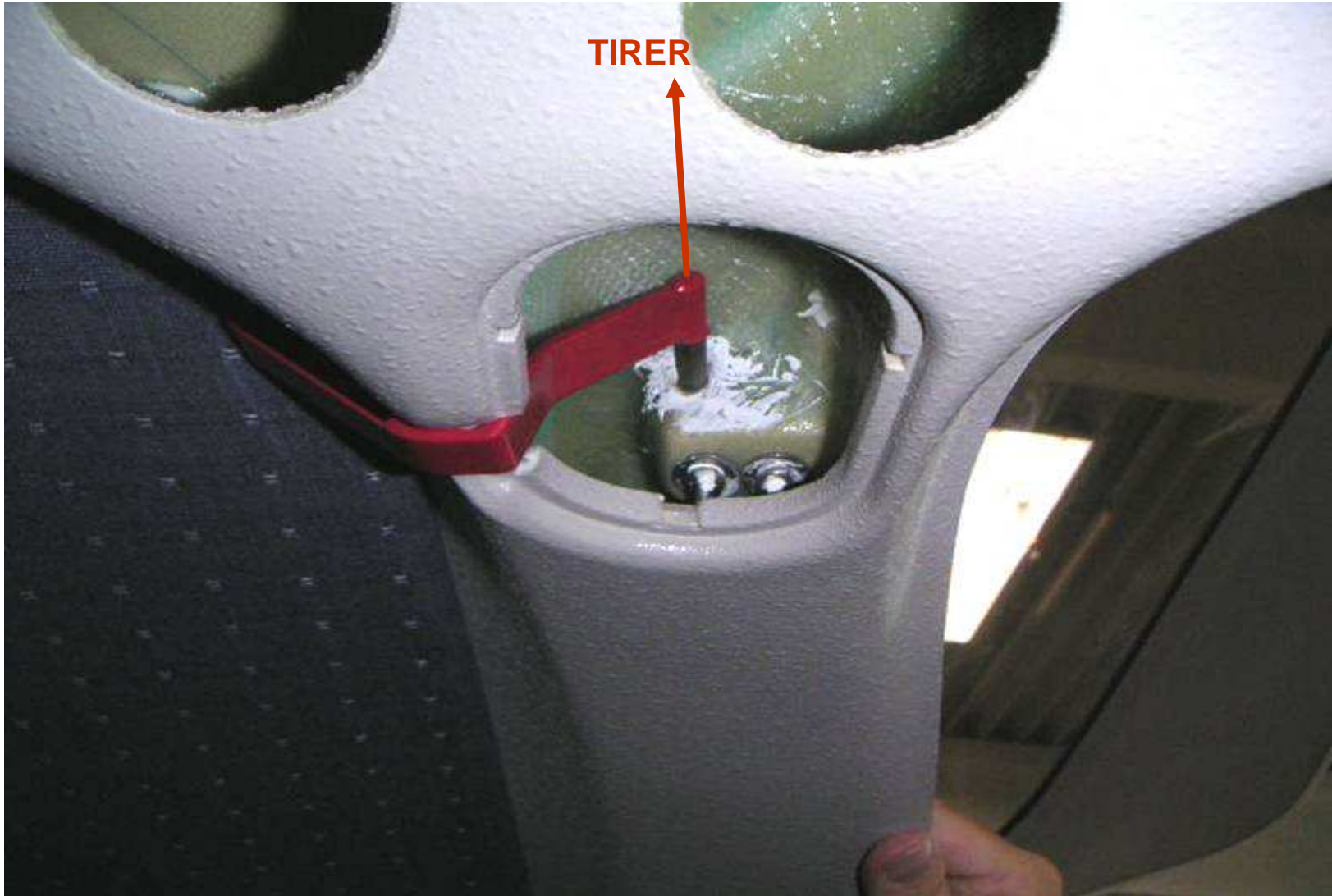
- Si les réservoirs sont remplis avec du carburant diesel, la température minimale de -5°C ne doit pas être dépassée.
- Au GVM, on utilise du Kérosène, il peut être utilisé sans risque jusqu'à -30°C, toutefois, ne pas mettre le moteur en marche par température inférieure à -20°.
- Si l'on doit utiliser l'ALTERNATE STATIC VALVE, il faut fermer la fenêtre de secours ainsi que les bouches de ventilation du cockpit.
- Si l'indication rouge ECU BACKUP UNSAFE est présente sur l'ANNONCIATOR PANEL, interrompre la préparation et prévenir la maintenance. Batterie de secours ECU en dessous de 70% de la charge.
- Les téléphones mobiles, les télécommandes diverses, les agendas et autres ordinateurs portables ainsi que les baladeurs doivent être déclenchés, afin d'éviter toutes interférences dans les systèmes de gestion du moteur.



URGENCES

- En cas de feu, il y a un extincteur à bord, il se trouve par terre à droite devant le siège du passager arrière droite.
- Ouverture de la porte arrière, s'il n'est pas possible de l'ouvrir normalement. Tirer la poignée se trouvant sur la gauche du plafonnier. La charnière de la porte se retire et libère la porte. Voir photo ci-dessous.





*Vol à
moteur*

BONS VOLS ET BIEN DU PLAISIR A BORD

