

NOTE COMPAGNIE

ENTRE EN VIGUEUR LE :	01-12-2008	SECTION :	SECURITE DES VOLS.
JUSQU'AU :	Permanente	REF :	08-12-01

Objet : **GIVRAGE DES SONDES.**

- Emetteurs : **H. HOUANG - OSV**
 Destinataires : **TOUS PNT**
 Copies :
- F. HERSEN – Dirigeant responsable
 - P. COURVOISIER – Directeur des Opérations en Vol
 - JP. JULIA – Chef de secteur A330
 - Y. SIRVEN – Responsable formation
 - B. COSSERON – Directeur Technique
 - A.L. RICARD – Responsable Qualité
 - M. MUNOS – Bureau d'études
 - P. BESSON – Responsable Opérations
 - J.L. RENARD – Office du contrôle en vol
 - C. DOMINIQUE – Direction de l'Aviation Civile Nord

Chers collègues,

- A la fin du mois d'août et au début du mois de septembre nos deux Airbus A330-200 ont rencontré des conditions de givrage sévères. Les causes et les conséquences étant analogues veuillez trouver ci-dessous une description détaillée du vol réalisé par le F-OFDF entre Fort de France et Paris Orly.

- Phase1. Evitement de la zone perturbée :

- o A 22H11 le mode « HDG » est sélectionné sur le « FMA ». A 22H12, en application des « WEATHER DEVIATION PROCEDURES FOR OCEANIC CONTROLLED AIRSPACE » l'équipage monte de 35000FT à 35300FT. Ce gain d'altitude de 300FT n'engendre alors aucune amélioration des conditions de vol. En conséquence, à 22H14 l'équipage décide de descendre et se stabilise à nouveau au FL350.

- Phase2. Application de la procédure « SEVERE TURBULENCE », QRH 5.01 :

- o A 22H22 et 09S en application de la procédure « SEVERE TURBULENCE » le mach est réduit à M0.80 et « l'A/THR » est déconnectée. En fonction d'une masse de 206T et du FL350, le « PF » ajuste alors le N₁ entre 81% et 82%.

- Phase3. Le givrage des sondes :

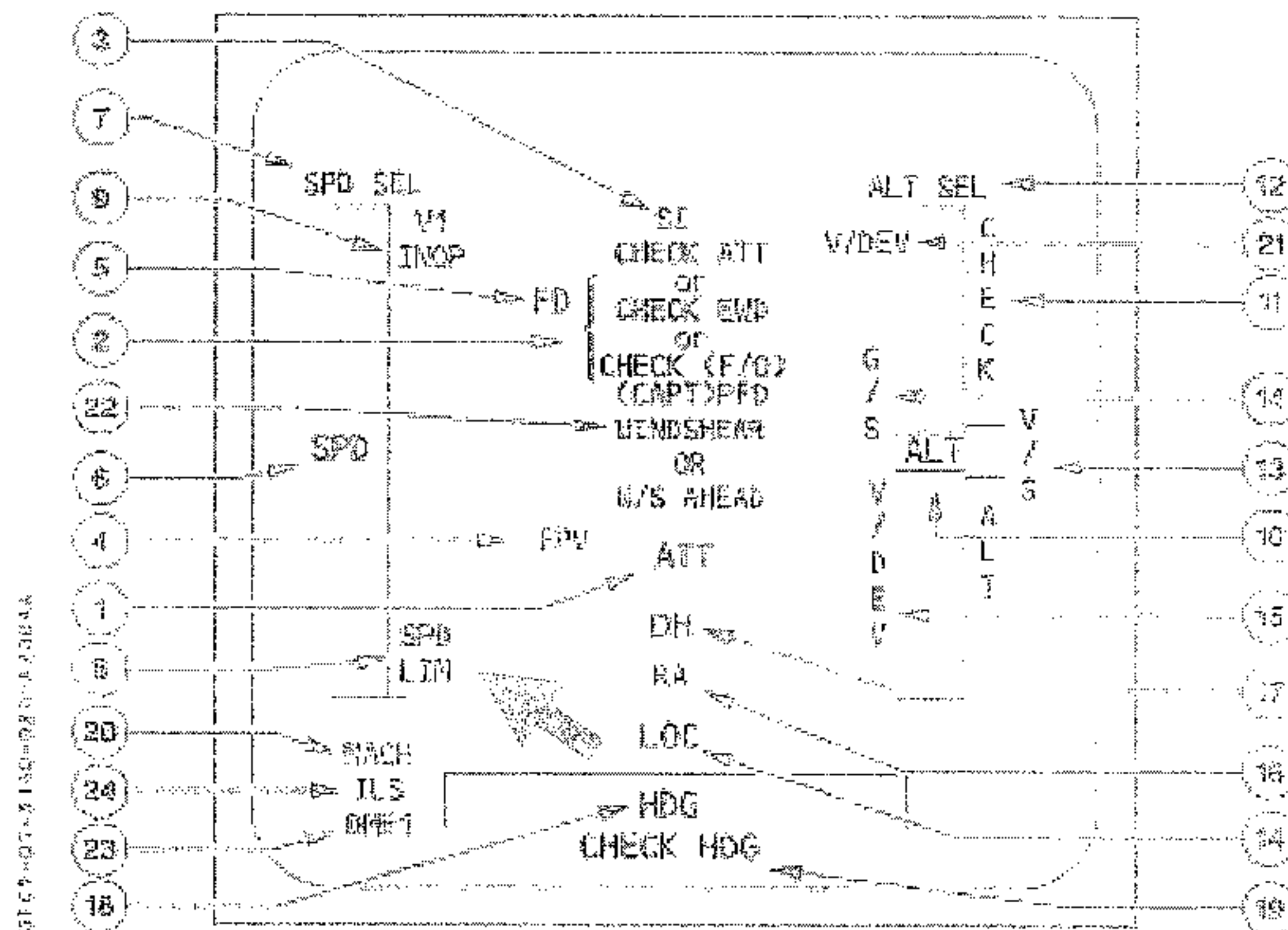
- De 22H22 et 20S à 22H22 et 36S, la « TAT » augmente de -14° à -5° Celsius. Cette augmentation de la température totale est un symptôme déjà observé lorsque des conditions de givrage sévères sont rencontrées. La valeur de la « TAT » reflète alors la température de la glace accumulée sur la sonde.
- De 22H22 et 36S à 22H23 et 00S, la « TAT » garde une valeur constante de -5° Celsius.
- A 22H22 et 45S, les « ENGINE ANTI ICE » sont placés sur « ON ».
- A 22H22 et 59S, on enregistre une diminution très rapide de la « CAS », du mach et de l'altitude (correction de mach). Ces paramètres passent respectivement de 273KT à 85KT, M0.80 à M0.26 et de 35000FT à 34700FT. Au même instant, les « FD1&2 » et « l'AP₂ » se déconnectent. Cette dernière déconnexion s'accompagne du message « ECAM » de couleur rouge « AUTO FLT AP OFF », de l'allumage du voyant « MASTER WARNING » et de l'alarme sonore « CAVALRY CHARGE ».
- Dans le même laps de temps, on enregistre l'apparition de six messages « ECAM » supplémentaires, « F/CTL ADR DISAGREE », « F/CTL ALTN LAW », « F/CTL RUD TRV LIM FAULT », « AUTO FLT REAC W/S DET FAULT », « ENG1 EPR MODE FAULT », « ENG2 EPR MODE FAULT ». Chaque message s'accompagne de l'allumage du voyant « MASTER CAUTION » et d'une alarme sonore « SINGLE CHIME ». De plus, les « SPD LIM » « RED FLAG » apparaissent sur les échelles de vitesse des deux « PFD ».
- A 23H23 et 36S et à 22H23 et 45S l'alarme « STALL » est diffusée par les « LOUDSPEAKER ». Elle s'accompagne du « CRICKET » et de l'allumage du voyant « MASTER WARNING ».
- De 22H23 et 00S à 22H23 et 54S, la valeur de la « TAT » diminue progressivement pour atteindre -14° Celsius.
- A 22H24 et 25S, la « CAS » augmente de 111KT à 275KT, le mach retrouve sa valeur initiale M0.80 et l'altitude augmente brutalement passant de 34200FT à 34500FT.

- A 22H24 et 40S, les « FD1&2 » sont réengagés.
- A 22H24 et 41S, « l'AP₂ » est réengagé.
- Phase4. Réaction de l'équipage :
 - A partir de 22H22 et 59S et pendant 1MN26S les indications de la « CAS », du mach et de l'altitude ne sont pas fiables. Le « PF » est en pilotage manuel sans « FD », sans « FPV » et sans « A/THR ». Dans ce même laps de temps, les différentes alarmes « ECAM », « MASTER WARNING », « MASTER CAUTION », « CAVALRY CHARGE », « SINGLE CHIME » et « STALL » sont nombreuses. Dans ce contexte extrêmement chargé, l'équipage se concentre donc sur le pilotage du F-OFDF et l'application de la check-list QRH 2.21 « UNRELIABLE SPEED INDICATION ». A la lecture du paragraphe « CRUISE » en 2.23A, on constate rapidement que son utilisation est grandement facilitée par l'application anticipée de la procédure « SEVERE TURBULENCE » qui fixe le « N₁ » et place « l'A/THR » sur « OFF ». Comme spécifié en 2.22, l'équipage peut alors renforcer son attention sur sa trajectoire et sa vitesse par l'utilisation des « GPS ALTITUDE » et « GPS GROUND SPEED ». Enfin, le « PNF » place le « PROBE/WINDOW HEAT » sur « ON ».
 - On note que compte tenu de la durée de cet évènement, l'équipage n'a pas eu le temps matériel d'appliquer le paragraphe « AFFECTED ADR IDENTIFICATION » situé en 2.23.
 - Pour terminer, il faut souligner toute la difficulté rencontrée par l'équipage à la lecture des « TECHNICAL RECOMMENDATIONS » en 2.22. En effet, le « PF » est intimement persuadé que les deux alarmes « STALL » sont inappropriées. C'est volontairement qu'il ne tient pas compte de la phrase « RESPECT STALL WARNING AND DISREGARD "RISK OF UNDUE STALL WARNING" STATUS MESSAGE IF DISPLAYED ON ECAM ».

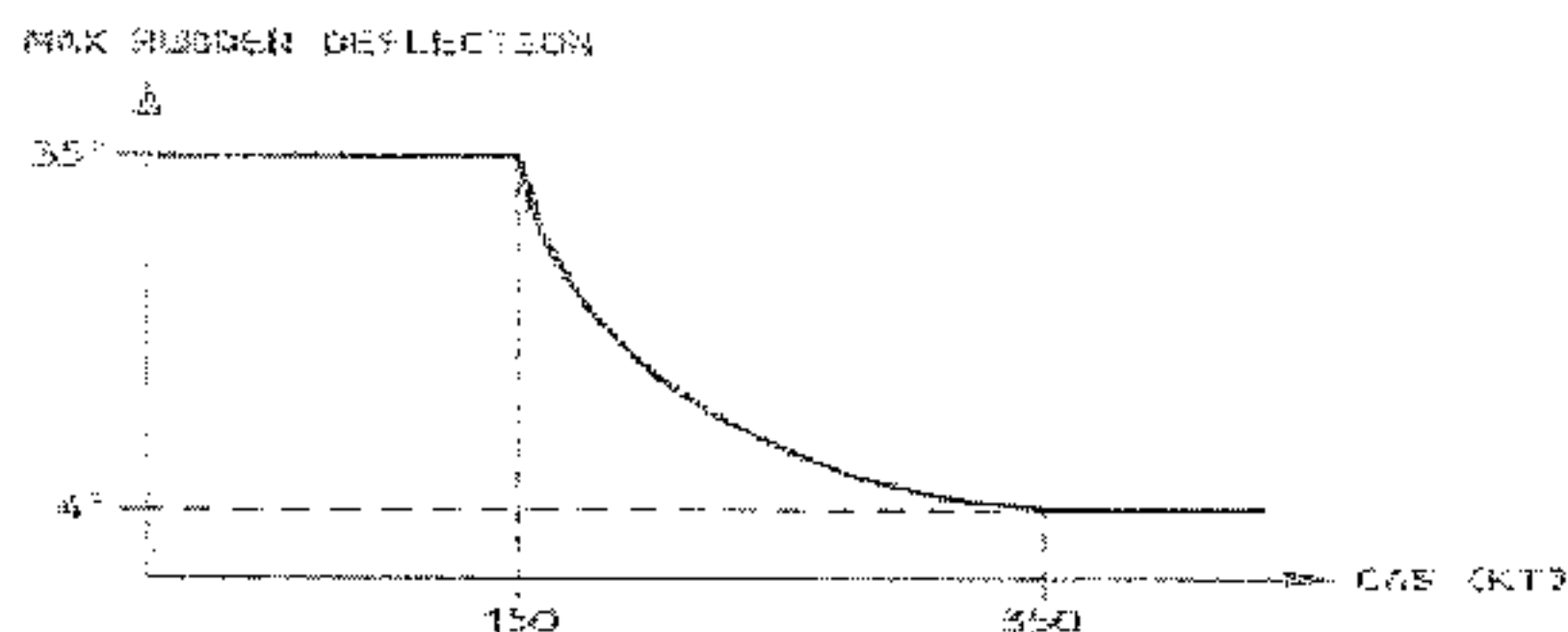
- Phase 5. Analyse des événements et leurs conséquences :
 - o Dans un premier temps, suite au givrage des sondes « PITOTS » et « TAT » les « FLIGHT CONTROL PRIMARY COMPUTERS » éliminent une « ADR » présentant des déviations jugées trop importantes par rapport à un ensemble de valeurs moyennes issues cette fois des trois « ADR ». Dans un deuxième temps, l'alarme « F/CTL ADR DISAGREE » apparaît à « l'ECAM ». Cette alarme, déclenchée par les « PRIM », résulte de l'utilisation par ces derniers des deux « ADR » restantes dont les paramètres comparés deux à deux présentent aussi des écarts significatifs. A cet instant, ces deux « ADR » sont également rejetées. La procédure qui en découle et sa condition « SPD DISAGREE » confirment aux pilotes la nécessité d'appliquer la check-list « ADR CHECK PROC ». Elle informe également l'équipage du « RISK OF UNDUE STALL WARNING » et du passage en « F/CTL ALTERNATE LAW (PROT LOST) ». De plus, la procédure développée, située en 3.02.34 page 16, stipule que la loi de pilotage « F/CTL ALTERNATE LAW (PROT LOST) » est verrouillée quand la condition « ADR DISADREE » est détectée par les « PRIM ». La procédure souligne donc que le « RESET » des « FLIGHT CONTROL PRIMARY COMPUTERS » ne permet pas le retour en « NORMAL LAW » et la récupération des protections qui lui sont associées.
 - NB₁, seuils pour l'élimination d'une « ADR » : Altitude 3000FT pendant 1S, mach 0.05 pendant 10S, « CAS » 16KT pendant 10S, TAS 16KT pendant 10S, pression totale 20HPA pendant 10S, « AOA » 3.6° pendant 1S, pression statique 5HPA pendant 1S.
 - NB₂, seuils pour l'élimination des deux « ADR » restantes : Altitude 3000FT pendant 1S, mach 0.05 pendant 1S, « CAS » 16KT pendant 1S, TAS 16KT pendant 1S, pression totale 20HPA pendant 1S, « AOA » 3.6° pendant 1S, pression statique 5HPA pendant 1S.
 - o En pareil cas, il existe une double protection appelée « CAS MONITORING ». « L'ELECTRICAL FLIGHT CONTROL SYSTEM » surveille toute variation de la « CAS ». En cas de diminution brutale de ce paramètre, il y a élimination des trois « ADR » et donc reconfiguration de la loi de pilotage en « F/CLT ALTERNATE LAW (PROT LOST) ».
 - NB₃, seuil pour l'élimination de la « CAS » par « l'EFCS » : 30KT en 1S.

- o Apparition du « SPD LIM » « RED FLAG » sur l'échelle des vitesses des « PFD ». La présence du « SPD LIM » « RED FLAG » et la perte de l'information « VLS » résultent de l'élimination de la « CAS » par « l'ELECTRICAL FLIGHT CONTROL SYSTEM ». Plus généralement, toutes les protections étant perdues à l'exception du « LOAD FACTOR », les parties « FLIGHT ENVELOPE » des deux « FMGEC » sont considérées « INOPERATIVE ». Dans ce cadre, on assiste à une perte totale ou partielle des informations de « VLS », « S », « F », « GREEN DOT », « V_{trend} », « V_{max} », « $V_{FE_{next}}$ » et « V_{SW} ».

FLAGS AND MESSAGES DISPLAYED ON PFD

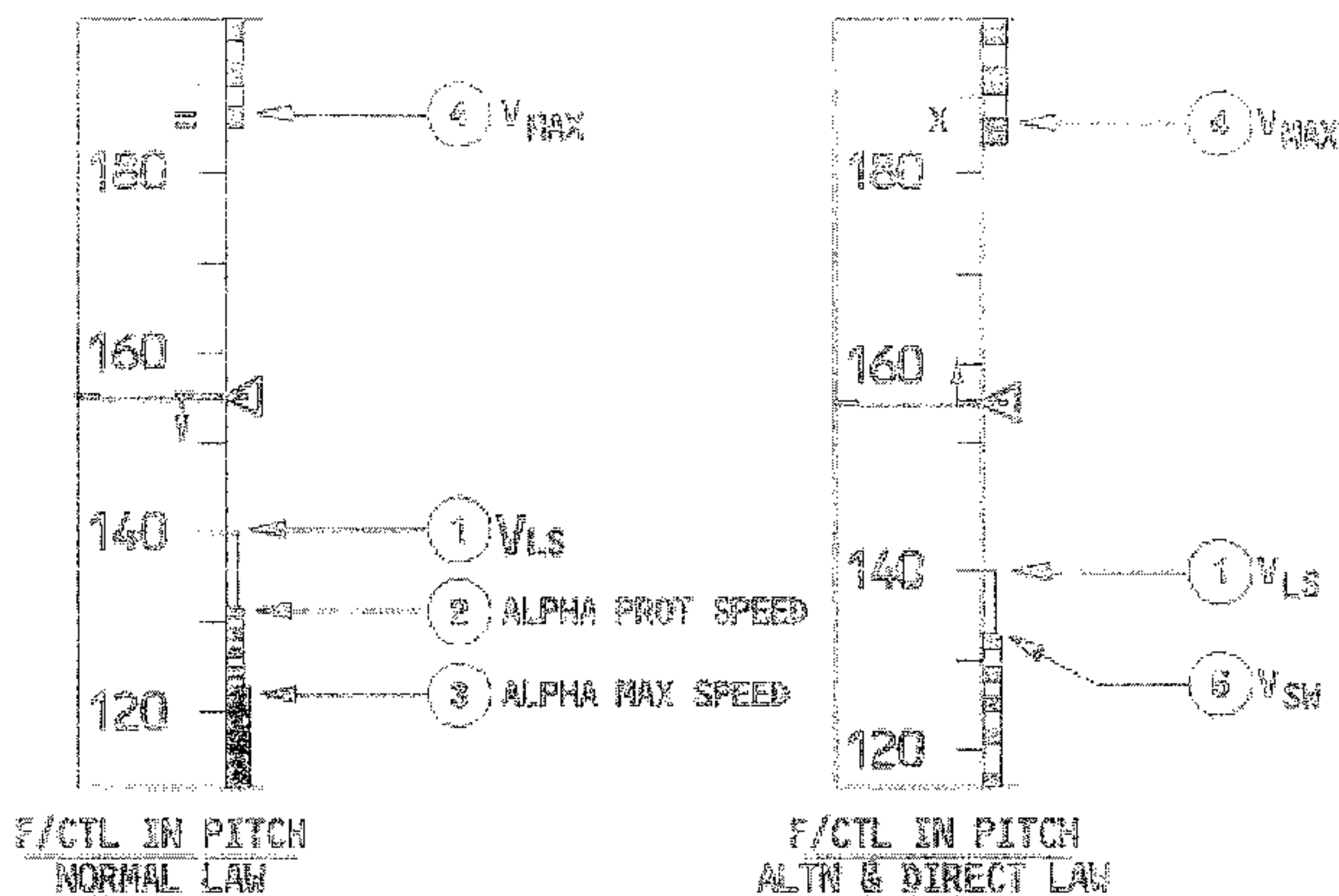


- o L'alarme « F/CTL RUD TRV LIM FAULT » apparaît à « l'ECAM ». Il faut noter que le « RUD TRV LIM » figure déjà dans la colonne des « INOP » systèmes de la check-list « F/CTL ADR DISAGREE ». Afin de réduire les efforts aérodynamiques sur la structure, ce dispositif limite le débattement des palonniers et la déflexion de la gouverne de direction en fonction de la « CAS ». Ce dernier paramètre rendu indisponible par l'élimination des « ADR » justifie l'apparition de l'alarme « F/CTL RUD TRV LIM FAULT ». En conséquence, la valeur maximale du débattement est gelée à 10° environ mais la pleine déflexion de la gouverne de direction sera récupérée à l'extension des « SLATS ».



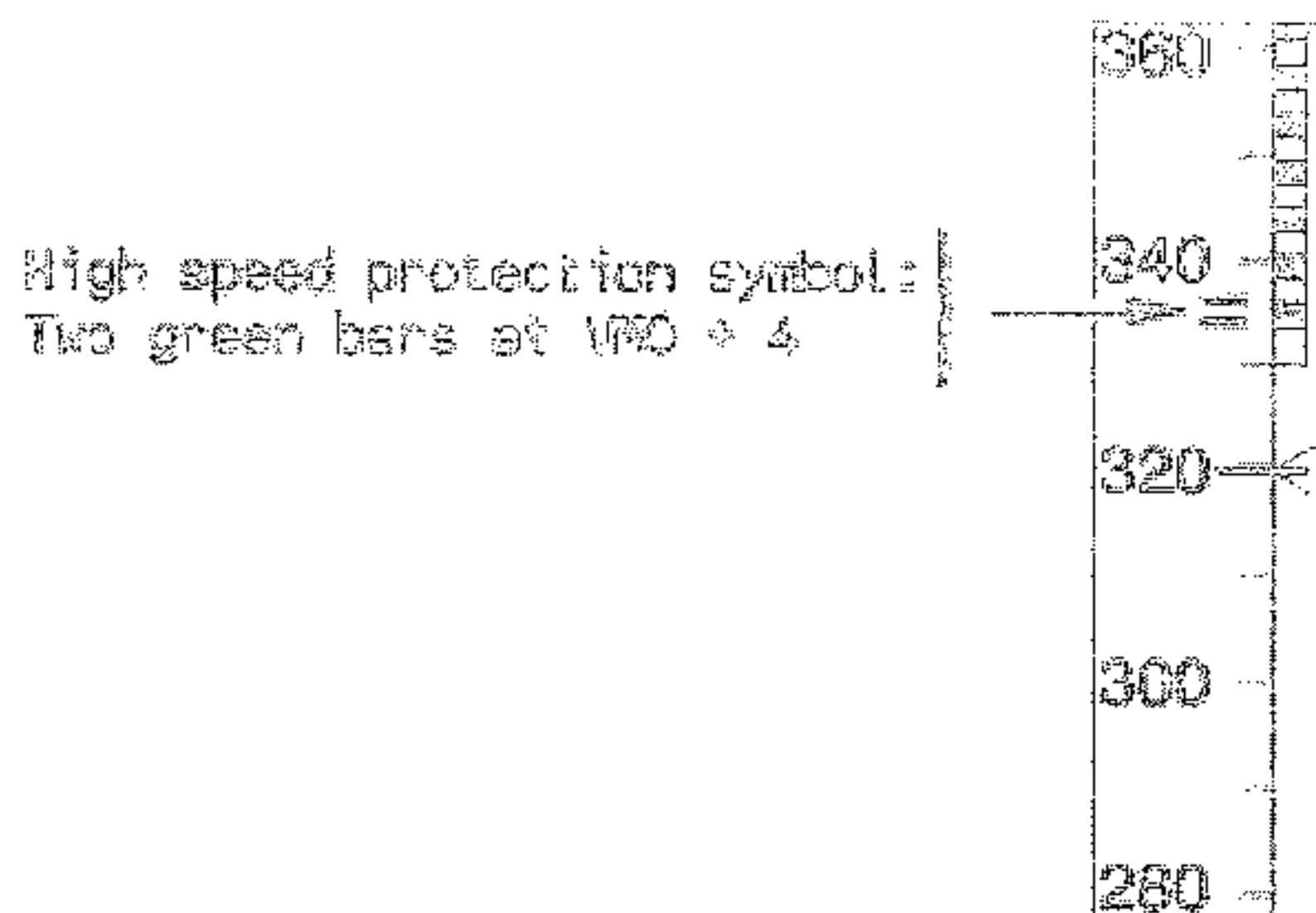
- Suite à l'alarme « F/CTL ADR DISAGREE », l'alarme « F/CTL ALTN LAW » apparaît aussi à « l'ECAM » à 22H22. Les lois de pilotage sont alors modifiées de façon significative passant de « NORMAL LAW » à « ALTERNATE LAW 2 » :
 - Commandes de vol : Sur l'axe de tangage le paramètre utilisé reste le facteur de charge. En inclinaison, le taux de roulis est abandonné au profit d'une « DIRECT LAW ». Existe alors une relation directe entre les actions menées par le pilote sur le « SIDESTICK » et la position des ailerons et des « SPOILERS ». Sur l'axe de lacet, la « TURN COORDINATION » est perdue en configuration lisse.
 - Protections :
 - « LOAD FACTOR LIMITATION » : Cette protection est conservée. le facteur de charge est donc limité entre +2.5G et -1G en configuration lisse, +2G et 0G avec les « SLATS EXTENDED ».
 - « PITCH ATTITUDE PROTECTION » : L'assiette est normalement limitée entre 30° « NOSE UP » et 15° « NOSE DOWN ». A basse vitesse l'assiette maximale est ramenée à 25°. En « ALTERNATE LAW 2 » cette protection est perdue.
 - « HIGH ANGLE OF ATTACK PROTECTION » : En « NORMAL LAW », quand l'angle d'attaque devient supérieur à « α PROT » la loi de pilotage sur l'axe de tangage est modifiée. Le paramètre facteur de charge est abandonné au profit de l'angle d'incidence. Au travers du « SIDESTICK » le pilote commande alors directement une valeur de « α » toujours limitée par « α MAX ». De plus, avec un manche relâché, l'incidence diminue pour se stabiliser à « α PROT ». Faisant suite à un problème technique et dans le cadre d'une reconfiguration de la loi de pilotage en « ALTERNATE LAW 1 », il existe une nouvelle protection appelée « LOW SPEED STABILITY » laquelle s'active entre 5KT et 10KT au dessus du décrochage. La profondeur passe alors en « DIRECT LAW ». Néanmoins, un ordre qui peut être surpassé par le pilote et visant une diminution de l'assiette est introduit pour maintenir une marge par rapport à la vitesse de décrochage. Une alarme sonore « STALL » s'active. Sur le « PFD » les vitesses « V_{α} PROT » et « V_{α} MAX » sont remplacés par V_{SW} . Pour terminer, il faut souligner que le givrage des sondes « PITOTS » et « TAT » entraîne au préalable l'apparition du message « F/CTL ADR DISAGREE » qui

engendre à son tour le passage en « ALTERNATE LAW 2 » avec dans ce cas la perte de la protection « LOW SPEED STABILITY ».

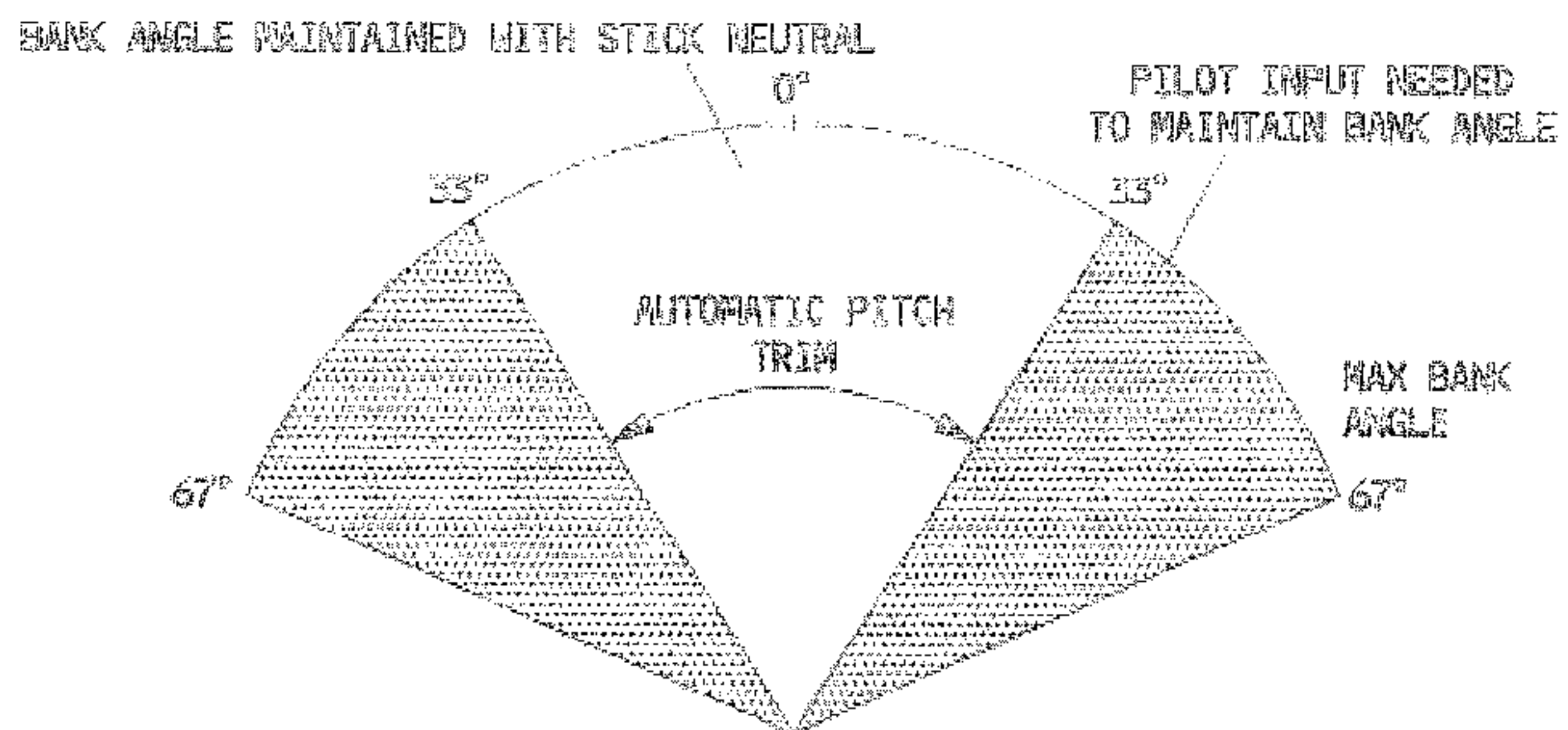


- « HIGH SPEED PROTECTION » : En « NORMAL LAW », en fonction des conditions de vol, forte accélération longitudinale, assiette faible, la protection s'active pour des vitesses égales ou supérieures à VMO/MMO. L'angle d'inclinaison est alors limité à 45°. Avec un « SIDESTICK » au neutre, l'Airbus A330 adopte une inclinaison nulle. Afin de réduire la vitesse, un ordre visant une augmentation de l'assiette est systématiquement introduit. Le pilote automatique se déconnecte. Enfin, un « OVERSPEED WARNING » s'active pour « VMO+4KT » et « MMO+0.006 ». Faisant suite à un problème technique et dans le cadre d'une reconfiguration de la loi de pilotage en « ALTERNATE LAW 1 », il existe là aussi une nouvelle protection appelée « HIGH SPEED STABILITY ». Un ordre « NOSE UP », que le pilote peut dépasser, est alors introduit pour éviter une vitesse excessive. Le « HIGH SPEED PROTECTION SYMBOL » à « VMO+4KT » disparaît. L'alarme sonore « OVERSPEED » reste disponible. Comme précédemment, il faut souligner que le givrage des sondes « PITOTS » et « TAT » entraîne au préalable l'apparition du message « F/CTL ADR DISAGREE »

qui engendre à son tour le passage en « ALTERNATE LAW 2 » avec dans ce cas la perte de la protection « HIGH SPEED STABILITY ».

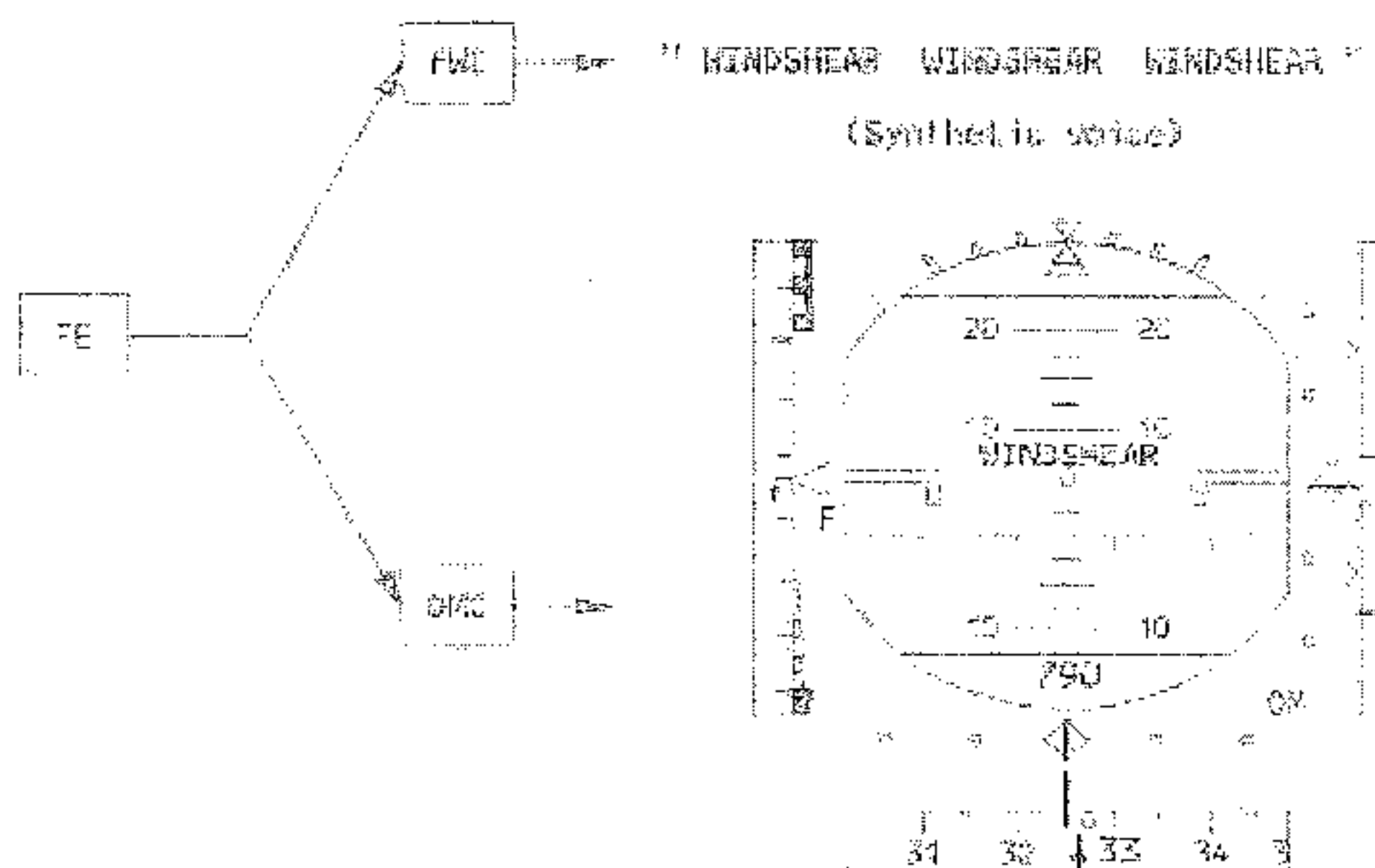


- « BANK ANGLE PROTECTION » : La protection explicitée ci-dessous est perdue dans le cadre d'une reconfiguration des lois de pilotage en « ALTERNATE LAW 2 ».



- « LOW ENERGY WARNING » : Cette protection s'active essentiellement en phase d'approche en configuration 2, 3 et « FULL » pour une hauteur radio sonde comprise entre 100FT et 2000FT. Par une alarme sonore « SPEED SPEED SPEED » diffusée toutes les 5 secondes, elle signale aux pilotes que l'énergie de l'avion passe sous un certain seuil en dessous duquel la puissance des réacteurs doit être augmentée pour retrouver une pente positive. Cette protection est perdue dans le cadre d'une reconfiguration des lois de pilotage en « ALTERNATE LAW 2 ».

- L'alarme « AUTO FLT AP OFF » apparaît sur la première ligne de « l'ECAM ». De façon continue, le système « AUTO FLIGHT » compare les valeurs qui lui sont transmises par les trois « ADR ». Ce contrôle obligatoire, rendu impossible par la perte de deux « ADR », engendre la déconnection des « FD » et du pilote automatique. Par conception du système « AUTO FLIGHT », toute variation brutale de la « CAS », du mach ou de l'altitude implique le rejet d'une « ADR ». Or, lors du givrage des sondes « PITOTS » et « TAT », on enregistre effectivement sur les deux « PFD » donc sur les « ADR1&2 » une diminution très rapide de ces paramètres qui passent respectivement de 273KT à 85KT, M0.80 à M0.26 et de 35000FT à 34700FT pendant 1MN25S.
 - NB₄, seuils pour le rejet d'une « ADR » : « CAS » 20KT pendant 0.45S, mach 0.04 pendant 0.45S, altitude 400FT pendant 0.45S.
- L'alarme « AUTO FLT REAC W/S DET FAULT » apparaît à « l'ECAM ». Cette protection contre le « WINDSHEAR » est disponible pour une configuration avion supérieure ou égale à « 1 » et une hauteur radio sonde inférieure à 1300FT. Elle se traduit notamment par le message « WINDSHEAR » qui s'affiche en rouge sur les deux « PFD » et se diffuse trois fois sur les « LOUDSPEAKER ». La protection s'active, quand l'avion rencontre un cisaillement de vent et que la prédiction sur son niveau d'énergie tombe au dessous d'un seuil minimum prédéterminé lequel s'exprime par un angle d'attaque « α_0 ». En fonction des gradients de vent qui se trouvent devant l'avion, le système calcule une variation probable de l'angle d'incidence « $\Delta\alpha$ », laquelle se rajoute à la valeur actuelle « α » de l'angle d'incidence. Finalement, l'alarme « WINDSHEAR » s'active quand la condition « $\alpha + \Delta\alpha \geq \alpha_0$ » est vérifiée. Enfin, le système « AUTO FLIGHT » ayant rejeté les « ADR », le paramètre angle d'attaque n'est pas accessible pour la mise en œuvre de cette protection.



A = ACTUAL N1
B = N1 TLA
C = N1 MAX, FULL FORWARD POSITION OF THRUST LEVERS
D = N1 REDLINE, 100%
E = N1 EXCEEDANCE
3 = N1 RATING LIMIT

- L'alarme « STALL » est déclenchée quand l'angle d'attaque est supérieur à une valeur prédéterminée, fonction de la position des « SLATS », des « FLAPS », de la vitesse ou du mach et de la loi de pilotage « NORMAL », « ALTERNATE » ou « DIRECT LAW ». Elle se traduit par l'allumage du voyant « MASTER WARNING », le « CRICKET » et le message « STALL » diffusé par les « LOUDSPEAKER ». Pendant cet événement, l'alarme « STALL » se déclenche deux fois pour un « AOA » de 4.48° puis 4.31°.
 - NB₅, seuil pour le déclenchement de l'alarme « STALL » : « AOA »=4.2°.

- Phase6. « RESETS » :

- A 22H50 et 22H53 on enregistre respectivement les alarmes « AUTO FLT FM1(2) FAULT ». Ces alarmes résultent des « RESET » des deux « FMGEC » lesquels visent l'élimination du « SPD LIM » « RED FLAG » et la récupération des informations « VLS » sur les deux « PFD ».
- A 01H49 on enregistre l'alarme « F/CTL PRIM₁ FAULT ». Cette alarme résulte du « RESET » du « PRIM₁ » qui est à cet instant le « MASTER » « FLIGHT CONTROL COMPUTER ». C'est donc lui qui génère les ordres qui sont par la suite envoyés aux autres calculateurs « P2 », « P3 », « SEC1 » et « SEC2 » lesquels les exécutent à leur tour au travers des différents « SERVO-CONTROL ». Par sa position hiérarchique le « PRIM₁ » est donc à l'origine de la check-list « F/CTL ADR DISAGREE », elle-même à l'origine de l'alarme « F/CTL ALTERNATE LAW (PROT LOST) ». Dans bien des cas, son « RESET » permet donc la récupération des éléments de « l'ELECTRICAL FLIGHT CONTROL SYSTEM ». Néanmoins, dans ce cas précis, la loi de pilotage « F/CTL ALTERNATE LAW (PROT LOST) » est verrouillée car la condition « ADR DISADREE » est détectée par les « PRIM ». Le « RESET » du « PRIM₁ » ne permet donc pas le retour en « NORMAL LAW » et la récupération des protections qui lui sont associées.

- Phase7. Modification des sondes « PITOTS » :

- A l'issue de ces évènements qui ont affecté le « FDF » fin août et le « PTP » début septembre, la Direction a très rapidement décidé de renforcer le niveau de sécurité de nos vols, par la modification des sondes « PITOTS » sur l'ensemble de la flotte. C'est ainsi que courant septembre, les sondes « PITOTS » Thales « PN C16195AA » ont été déposées pour être remplacées par des sondes « PITOTS » Thales « PN C16195BA ». Ces dernières présentent un dispositif de drainage de l'eau particulièrement performant et font preuve d'un meilleur comportement sous de grosses précipitations ou quand des conditions de givrage sévères sont rencontrées.

- Phase8. Réunion « AIRBUS » :

- A l'initiative de notre Direction, une réunion s'est tenue au mois d'octobre dans les locaux de la société Airbus à Toulouse. A cette occasion, les ingénieurs nous ont présenté un bilan technique des deux incidents.
- Puis, à l'initiative de notre Responsable Formation, nous avons souligné toute la difficulté rencontrée par l'équipage pour la mise en application de la check-list « UNRELIABLE SPEED INDICATION » :
 - En effet, dans sa partie développée en 3.02.34 page 17, celle-ci stipule « RELY ON THE STALL WARNING THAT COULD BE TRIGGERED IN ALTERNATE OR DIRECT LAW. IT IS NOT AFFECTED BY UNRELIABLE SPEEDS, BECAUSE IT IS BASED ON ANGLE OF ATTACK ».
 - De plus, le paragraphe « TECHNICAL RECOMMENDATIONS » en page 2.22 du QRH mentionne « RESPECT STALL WARNING AND DISREGARD "RISK OF UNDUE STALL WARNING" STATUS MESSAGE IF DISPLAYED ON ECAM ».
 - Or, l'accumulation de glace sur les différentes sondes s'est traduite par l'apparition de la procédure « ECAM » « F/CTL ADR DISAGREE » qui implique le passage en « ALTERNATE LAW (PROT LOST) » cité ci-dessus. Elle comporte également dans sa page « STATUS » les mentions « RISK OF UNDUE STALL WARNING » et « UNDUE STALL WARNINGS MAY MAINLY OCCUR IN CASE OF AN AOA DISCREPANCY ».

- Malgré ces aspects contradictoires, les « PNT » du « FDF » ont su réagir face aux deux alarmes « STALL » inappropriées. De plus, les ingénieurs Airbus ont bien compris toute la difficulté rencontrée par l'équipage pour une mise en application rapide et efficace de la procédure « UNRELIABLE SPEED INDICATION ». Ils ont convenu de la recevabilité de nos remarques et réfléchissent donc à une modification des check-lists. A suivre...
- Voilà qui termine cette étude sur le givrage de nos Airbus A330-200. J'espère quelle aura répondu à vos questions.
- Bons vols à toutes et à tous...

Hugues HOUANG
Officier Sécurité des Vols