

DESIGN OF DEEP STALL PROTECTION FOR THE C-17 A

La conception initiale du système de commandes de vol du Boeing C-17 (ex MC Donnell Douglas) était celle d'un système mécanique doté d'une « Limited authority stability and command augmentation system » Une évaluation en soufflerie révéla une impossibilité potentielle de satisfaire aux exigences des C-17 AVS (air véhicule spécifications) qui imposait notamment la condition suivante :

« The Airplane shall be readily recoverable from all attainable attitudes and motions »

Le C-17 est un « T-tail aircraft » et comme beaucoup d'avions en configuration T-tail, il a un potentiel de « locked-in deep stall »

Il est extrêmement difficile de se sortir de ce « locked-in deep stall » avec la seule autorité de la profondeur, sans être équipé de dispositifs spéciaux tels que parachute ou autre dispositif pyrotechnique (A400 M).

Une solution pour s'assurer que l'avion n'atteindra pas des attitudes et mouvements dont il ne sera pas aisé de sortir est d'empêcher les manoeuvres au delà du « minimum static pitching moment » of angle of attack, décrit comme une « static pitching moment margin »

Des études ont exploré diverses solutions pour limiter l'AoA, afin d'empêcher des excursions delà de ce qui est permis, pour maintenir cette marge statique minimum. Et deux moyens ont été retenus, un Stick-pusher, et un système ALS (angle of attack limiter system)

Le system ALS a été retenu, « comme étant extremely reliable » pour protéger du deep stall.

Le Stick pusher manquait de fiabilité et surtout recérait un potentiel pour « une single point failure » Et, une « hard-over failure » of the stick pusher Would require the pilot to carry heavy and untrimmed forces until landing, in violation of the C-17 AVS.

Le calcul d'une « True AoA » et le « failure monitoring » nécessite une paire (L&R) d'AoA Vane, et une Vane additionnelle. Un arrangement de trois paires est en fait parfaitement adéquat pour satisfaire à la plus grande précision possible et aux exigences en termes de redondance.

L'idée a donc été d'utiliser les mesures locales de ces sondes d'incidence, pour calculer une valeur de synthèse de l'AoA avion, appelée « true AoA » , celle-là même qui sera utilisée pour déterminer le « static pitching moment margin ».

Mais le plus gros challenge a été de fournir un « failure monitoring » des capteurs afin de prévenir un « erroneous limiting angle of attack »

[en gros tout ce que n'a pas fait Boeing avec le Max]

Cela a été particulièrement difficile car le Flight control system du C-17 ne disposait pas d'un capteur de « side slip angle » et que d'autre part la mesure d'une AoA locale est éminemment dépendante de l'angle de dérapage.

Les essais ont pu permettre d'observer le comportement en vol des AoA vanes, sans que « l'ALS » n'intervienne, et de développer un « better input signal management (ISM) algorithm »

L'analyse des diverses méthodes ISM a révélé que la prise en compte du side slip dans la mesure des capteurs AoA, avant le « failure monitoring » était la seule bonne solution.

C'est cela qui a permis une réduction du seuil de détection de 20° à $2,5^\circ$. Ce seuil de détection bas ($2,5^\circ$) réduit considérablement le risque de propagation des erreurs, sans que cela n'augmente le risque de déconnection (prématurée) du système, qui alors ne servirait plus à rien.

.....

Boeing ou plutôt Douglas à l'époque, aura effectué 2 000 « Stall test flights » à l'attaque des AoA limits. Comment imaginer que Boeing n'ait pas su profiter des compétences de Douglas ?

Drame des fusions, concurrences internes, guerre des services ?

[SOURCE](#)