

# Les exigences de la sécurité aéromatique

Marc J. Pélegrin

## 1 - Systèmes semi-automatiques

### 1.1 - Problèmes engendrés par l'introduction de l'automatique

L'automatique est né dans les années 40 grâce, principalement, aux travaux de Norbert WIENER, alors professeur à M.I.T. Un développement fulgurant s'est produit entre 1950 et 1980. Depuis, les progrès sont peut-être moins spectaculaires mais, comme nous le verrons plus loin, les contraintes et la complexité des systèmes imposent des développements nouveaux (systèmes «plats» par exemple).

Durant la période 1940-1975 environ, l'objectif des développements de l'automatique était «supprimons les tâches pénibles, répétitives, fastidieuses voire dangereuses, l'opérateur sera satisfait». C'était une erreur partielle, certes excusable, mais difficile à corriger. Exemples de tâches :

*pénible* : pilotage d'un avion instable

*fastidieuse* : pilotage d'un avion stable sur un long trajet...

Noter que la stabilité s'oppose à la maniabilité : c'est ce qui explique que les avions militaires sont, dans certaines phases du vol, volontairement instables ; les avions civils sont intrinsèquement stables... mais de moins en moins - pour des raisons de consommation de carburant - par un centrage le plus arrière

possible (transfert de carburant dans un réservoir situé dans la dérive pour les A 310, A 330 et A 340).

Le développement des automatismes a conduit à l'apparition de l'ennui des équipages et des suites psychologiques qui en résultent. C'est maintenant un sujet important qui allie les psychologues et les ingénieurs. Le problème peut être résumé en ces termes : comment organiser le poste de pilotage de telle façon que l'homme soit le plus présent possible durant le vol ?

Le problème de la reprise «en manuel» après panne subsiste et subsistera toujours puisque la fiabilité absolue ne peut être atteinte. Le problème devient de plus en plus ardu puisque les systèmes automatiques prennent en compte des tâches de plus en plus complexes. La difficulté principale consiste en l'explication simple et claire de la panne, car dire au pilote «faites ceci» après une panne déclarée est maintenant inacceptable ; le pilote veut comprendre.

L'étape ultime est le comportement de l'homme en «situation de panique» ; ses réactions sont totalement différentes de celles qu'il a en situation maîtrisée. Ce problème n'est pas résolu à l'heure actuelle.

## 1.2 - Définition des systèmes semi-automatiques

*Un système semi-automatique est un système dont la conduite nécessite la présence active d'un opérateur.*

Ce sont des systèmes dans lesquels un *opérateur* a un rôle actif dans la commande et dans le contrôle du système : l'opérateur est «dans la boucle». Alors :

- a) à l'intérieur des spécifications, le système peut être en mode automatique ou en mode manuel au gré de l'opérateur ; mais, même en mode manuel, le système peut être partiellement automatisé (c'est le cas des Airbus - depuis le 320) ;
- b) en dehors de la frontière des spécifications, deux cas peuvent se produire :
  - panne déclarée (ce qui implique que cette panne fasse partie d'un ensemble identifié), alors :
    - le système passe en mode dégradé et la nouvelle frontière des spécifications doit être indiquée ;
    - le système automatique s'élimine de la boucle, ce qui lui impose un passage en mode manuel.
  - le système passe dans un état non identifié (ou inattendu) ; cas difficile dans lequel cette situation peut se présenter bien qu'il n'y ait aucune panne à bord. Ce cas correspond à une situation qui n'a pas été envisagée dans la détermination des spécifications du système (cas de calcul non considéré).

Dans tous les cas, le délai dans lequel la survie est assurée doit être précisé, pour les pannes, il doit être calculé, pour les états non identifiés, il doit être estimé.

## 2 - Objectifs actuels

Pour les systèmes électroniques :

- perte totale du système inférieure à  $0,25 \times 10^{-9}$  par heure de vol.
- Dégradations conduisant à une détérioration notoire de la maniabilité de l'appareil inférieure à  $0,25 \times 10^{-5}$  par heure de vol.

Pour l'ensemble de la machine :

- Protection automatique de la totalité du « domaine de vol » ;
- Introduction automatique d'une limitation du *facteur de charge* en cas de passage dans une rafale ou une turbulence sévère.

D'une manière générale, il faut résoudre à bord les systèmes d'équations (dépendantes du temps et non-linéaires) en temps réel. Dans la conception moderne de la conduite de l'avion, le modèle mathématique de l'avion doit être disponible à chaque instant. Ce modèle est évidemment évolutif au cours du vol. Il faut estimer les paramètres non mesurables (théorie de l'estimation, filtres de Kalman dans les problèmes de traitement de l'information et d'automatique).

Il y a plusieurs façons de traiter les signaux.

### a) traitement mécanique

- *Addition*  $\Rightarrow$  *positions ou forces* : difficile de dissocier les deux composantes (notion d'indépendance mécanique infinie).
- *Coefficients variables*  $\Rightarrow$  facile dans un domaine limité, cher, difficile à modifier.
- *Intégration*  $\Rightarrow$  impose le glissement, peu précis, en ambiance vibratoire.
- *Multiplication*  $\Rightarrow$  difficile. La multiplication de  $u$  par  $v$  peut être faite par  $u.v = \int uv.du - \int u.dv$ .
- *Seuil*  $\Rightarrow$  facile (butées).
- *Fonction*  $\Rightarrow$  cher, difficile à modifier.

Le traitement mécanique est encore utilisé mais il ne l'est plus dans les systèmes récents, ou, à fortiori, en cours de développement.

### b) Traitement analogique

Toutes les opérations ci-dessus sont faciles à réaliser par des circuits électroniques relativement simples, mais il existe irrémédiablement un bruit

au niveau de chaque composant dû à la nature corpusculaire de l'électricité. La valeur moyenne quadratique de ce bruit est, pour une résistance par exemple :  $e^2 = 4k RT \Delta f$

où :  $k$  est la constante de Boltzman,  $R$  la valeur de la résistance,  $T$  la température absolue et  $\Delta f$  la bande de fréquence observée.

Noter que l'intégration n'est facile à réaliser (une capacité, une résistance ou un amplificateur) que par rapport au temps.

*c) traitement numérique...* C'est une façon de s'affranchir de  $e^2 = 4k RT \Delta f$ , mais comme dans tout calcul numérique les erreurs d'arrondi interviennent : elles conduisent à utiliser un nombre de chiffres binaires grand et, par suite, accroissent la complexité du matériel. De plus, la notion de *temps réel* n'existe plus à cause des temps de calcul pour résoudre les relations entre les grandeurs. La fiabilité du système de calculateurs (logiciels + matériels) doit être prouvée de l'ordre de  $10^{-8}$ /heure.

✱ *Note sur les sous-systèmes mécaniques* (par exemple : bielles, tringleries, câbles, renvois,...)

*poussières* : s'il y a glissement, il est nécessaire de lubrifier. La lubrification "solide" existe (bisulfure de molybdène). La lubrification liquide, plus classique, provoque de façon inévitable l'accrétion de poussières. La modification des performances est-elle acceptable ? Enfin, le phénomène d'arc-boutement, bien défini du point de vue mathématique, peut être facilité par l'accrétion de poussières.

*vibrations* : une bielle, un câble, vibrent sur leurs modes propres : ces modes sont en général, peu amortis. Si l'amplitude est telle qu'une butée est rencontrée, alors le phénomène devient non linéaire et la grandeur transmise est modifiée.

*déformation du support* : le fuselage d'un avion se déforme entre la situation «sol» et la situation «vol» d'une façon importante : (plusieurs degrés). Les supports de bielles, articulations..., sont solidaires de la structure de l'avion : il peut en résulter une erreur non négligeable entre la commande et la position de la gouverne par exemple.

### 3 - Paramètres dimensionnalisants

Les \* indiquent l'importance des grandeurs stochastiques pour chacun des paramètres considérés.

La *turbulence atmosphérique* \*\*\* est évidemment le paramètre dimensionnalisant dominant : elle impose des structures plus solides que celles qui résulteraient du calcul de l'avion en «atmosphère standard». C'est elle qui détermine le moment fléchissant à l'emplanture voilure-fuselage et, par suite,

Dimensionnement des structures de l'emplanture.

Le *tremblement (buffering)* \*\* est le phénomène aérodynamique qu'il faut maîtriser par le calcul - et l'expérimentation - du profil de la voilure. Ce phénomène correspond à des détachements de tourbillons (alternés) ; ces détachements produisent une variation de portance et par suite, des vibrations sur la structure. Bien noter la différence essentielle qui existe entre ce phénomène et le *flottement* ; pour le phénomène de tremblement, on suppose la voilure infiniment rigide.

Le *flottement (flutter)* \* correspond à un couplage aéroélastique entre la rigidité de la voilure et l'écoulement aérodynamique sur la voilure. C'est un phénomène très dangereux car s'il y a confusion des fréquences de flexion et de torsion (premier mode) et si les phases sont telles que lorsque l'aile monte, l'incidence croît (et décroît lorsque l'aile descend) on obtient un phénomène divergent pouvant conduire à la rupture de la voilure après quelques oscillations. Les avions civils sont totalement exempts de *flottement* ; les avions militaires sont plus sensibles à ce phénomène à cause des charges (variables suivant les missions) sous voilure.

Le *décrochage de la voilure arrière* \* doit être évité dans toutes les configurations de vol autorisées par la certification. Il y a évidemment couplage entre la voilure principale et la voilure arrière. Le centrage de l'avion intervient.

Le *centrage de l'avion* (position du centre de gravité pour un chargement donné) conditionne toute l'aérodynamique de l'avion. C'est une grandeur dimensionnalisante qui doit être calculée avant chaque vol en fonction du chargement car certains paramètres de vol dépendent de ce centrage (vitesse d'approche finale par exemple).

Le *train d'atterrissage* est un point fragile de l'avion ; l'avion doit pouvoir atterrir, par contact *sans arrondi* sous une pente de 3° à 1,3 V<sub>S</sub> (V<sub>S</sub> vitesse de décrochage).

Il y a bien d'autres paramètres à prendre en considération pour le calcul d'un avion (par exemple, la clause d'évacuation de l'avion en 90 secondes en cas d'incident grave à bord - évacuation par «tobogans») ; les paramètres mentionnés ci-dessus sont ceux qui interviennent dans les calculs d'aérodynamique et de résistance des matériaux de l'avion.

#### 4 - Rafales et turbulences ; cisaillement de vent

##### 4.1 - Rafales : spécification de la norme : [JAR 25 305 (d)] :

On définit une rafale verticale du type «1 - cos» :

$$W(t) \neq 0 \quad t < 0 \quad t > \frac{d_m}{V}$$

$$W(t) = \frac{W_n}{2} \left( 1 - \cos \frac{1\pi V t}{d_m} \right) \quad 0 < t < \frac{d_m}{V}$$

$W_n$  = amplitude en m/s (norme : 25 m/s) ;  $d_m$  : longueur d'onde en m ;  
 $V$  : vitesse de l'avion

#### 4.2 - Spectre de turbulence de Von Karman :

$$\Phi_w(\omega) = \sigma_w^2 L_w \frac{\left[ 1 + \frac{8}{3} \left( 1,339 \frac{L_w}{V} \omega \right) \right]^2}{\left[ 1 + 1,339 \frac{L_w}{V} \omega \right]^{11/6}}$$

$$\sigma_w^2 = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{2T} \int_{-T}^{+T} \Phi_w$$

$L_w$  : échelle de turbulence (en m) - (norme : 760 m)

$\sigma_w^2$  : valeur moyenne quadratique de la vitesse de la rafale ( $m^2/s^2$ )

$\omega$  : pulsation (rd/s).

**Note :** Admettons que la probabilité de défaillance d'un élément vital de l'avion soit de  $10^{-8}/h$  (nous excluons les erreurs de pilotage ou de guidage sol). S'il passe à  $10^{-9}$ , alors il faudra déterminer quelles sont les valeurs des paramètres à utiliser dans les relations ci-dessus qui correspondent à des rafales ou turbulences qui ont une probabilité d'occurrence de  $10^{-9}/h$  ; la valeur de la rafale sera évidemment supérieure à la valeur actuellement adoptée (25 m/s).

#### 4.3 - Cisaillement de vent

L'atmosphère et, particulièrement la troposphère, est souvent constituée de couches de vents de directions et de vitesses variables. Les zones frontalières sont évidemment turbulentes à cause de la viscosité de l'air. Un avion vole par rapport à l'air «local». Supposons qu'il passe d'une couche où la vitesse est  $V_1$  à une couche où la vitesse est  $V_2$  (même direction, pour simplifier). Pour maintenir un vol équilibré et retrouver dans la nouvelle couche d'air les mêmes performances que dans la première couche, c'est-à-dire même vitesse aérodynamique (et non même vitesse par rapport au sol), l'avion, du fait de son inertie, doit modifier son assiette *provisoirement*. Là

encore, à cause de l'inertie de l'avion, les manœuvres sont relativement lentes par rapport aux constantes de temps des phénomènes atmosphériques et l'avion peut «sortir du domaine de vol» et décrocher.

Comme il a été dit plus haut, c'est à partir des variations de l'énergie totale de l'avion qu'on pourra estimer la gravité du phénomène et définir un "facteur de danger" :

$$\text{Energie totale avion : } E = \frac{1}{2} mV^2 + mgh$$

$$\text{Energie spécifique : } E_s = \frac{E}{mg} = \frac{V^2}{2g} + h$$

$$\text{Variation : } \dot{E}_s = \frac{V \dot{V}}{g} + \dot{h}$$

Facteur de danger  $F$  dû à un vent frontal  $u$  et une rafale verticale  $W$

$$F = \frac{\dot{u}}{g} + \frac{W}{V}$$

Dans un "downburst", l'écoulement est de haut en bas ( $W < 0$ ) ; même si localement  $W$  est positif, la conduite à adopter dans un "downburst" est "pleine puissance" et attitude telle que l'incidence reste inférieure à l'incidence de décrochage de 3 à 5°.

Il est impératif d'éviter d'entrer dans un cisaillement de vent, et plus particulièrement dans un "downburst" en approche finale.

D'où la nécessité de détecter ces phénomènes dansgereux.

Rappelons pour clore ce paragraphe que *les rafales et la turbulence à prendre en compte pour le calcul de l'avion sont donc directement liées au niveau actuel de sécurité (ainssi, l'intensité de la rafale «type» à prendre en compte dans le calcul de la structure de l'avion dépend du niveau de sécurité atteint par les composants de système avion, comme il a été dit au § 3.2).*

## 5 - Dynamique de l'avion

Le calcul d'un avion, même en atmosphère «standard» impose un calcul précis des modes de vibration de structure ; en effet, dès que l'on demande un «facteur de charge» à l'avion (virage, ressource), on induit des forces et moment transitoires sur les surfaces portantes et par là même on sollicite les modes vibratoires, non seulement des voilures, empenage et dérive, mais aussi du fuselage.

Le calcul des modes propres de l'ensemble de la structure est impératif. On identifie normalement, au moins, 12 premiers modes en flexion et en tor-

sion. On doit vérifier impérativement qu'il n'y a aucun risque de «flottement». (cf. paragraphe 3).

Ces calculs sont complexes, car on est dans un domaine non linéaire. Même dans le domaine linéaire, les méthodes utilisées doivent être associées à des algorithmes de traitement des valeurs numériques très performants (méthodes fréquentielles obtenues à partir de transformations de Laplace des équations temporelles ; on opère alors sur des "frontières de transfert" ou des "matrices de transfert" ; actuellement on travaille plutôt sur les "représentations d'état" d'où l'on extrait les valeurs et vecteurs propres.

Il faut ensuite s'assurer qu'il n'y a pas couplage entre les modes propres et les modes de pilotage, surtout dans le cas du pilotage automatique. Dans le cas du pilotage manuel, le pilote peut provoquer une auto-oscillation en tangage, par un couplage - mal expliqué sur le plan psychologique - entre ce qu'il voit ou ce qu'il ressent, et les actions qu'il impose au manche (contrôle de l'assiette en tangage de l'avion) : c'est le PIO (*Pilote Induce Oscillations*).

Enfin, si l'avion se trouve en atmosphère non-standard, les sollicitations de structures dues aux charges aérodynamiques instantanées (rafales, turbulences) sont évidemment à prendre en compte.

## 6 - Démonstration de la fiabilité

La certification d'un système s'exprime par des probabilités attachées à la nature d'un incident. Ainsi, on définit souvent trois niveaux de pannes :

*non critique* :  $10^{-3}/h$ . Charge de travail accrue pour l'équipage, réduction de l'enveloppe de vol jusqu'à l'atterrissage, pas de conséquence sur la sécurité, éventuellement atterrissage sur un terrain bien équipé.

*critique* :  $10^{-7}/h$ . Danger potentiel mais contrôlable à court terme par l'équipage. Atterrissage sur le terrain le plus proche.

*crucial* :  $10^{-9}/h$ . Danger immédiat et irrémédiable (militaires : siège éjectable).

Il est difficile de justifier une fiabilité meilleure que  $10^{-3}/h$  par une expérimentation dans un environnement réaliste. D'une manière générale, pour démontrer expérimentalement que la probabilité d'un accident catastrophique d'un système est inférieure à  $10^{-n}$  (avec une *confiance* de 0,9), il faut effectuer :

$2,30 \times 10^n$  heures d'essais sans rencontrer de panne

$3,89 \times 10^n$  heures d'essais en rencontrant une panne et une seule

$5,32 \times 10^n$  heures d'essais en rencontrant 2 pannes et 2

seulement etc.

Pour



**$n = 7$ , il faut 2 625 ans d'essais sans rencontrer de panne !**

**$n = 4$ , il faut 2,625 ans**

**$n = 3$ , il faut 96 jours d'essais.**

On peut donc *démontrer* par expérimentation ou essais dans une ambiance aussi voisine que possible de celle dans laquelle le système sera utilisé des probabilités élémentaires de pannes non inférieures à  $10^{-3}/h$ .

Pour aller au-delà, il faut mettre en parallèle plusieurs composants (sous systèmes) totalement indépendants, par exemple 3, si l'on veut obtenir une fiabilité d'au moins  $10^{-9}/h$ , connectés par un composant dont la fiabilité calculée est d'au moins  $10^{-9}/h$ . C'est la solution la plus généralement utilisée. Ce n'est cependant pas la seule. On peut utiliser des systèmes de fiabilité de l'ordre de  $10^{-4}/h$  par exemple qui sont *auto-surveillés* ; ce sont des systèmes qui sont en permanence (ou de façon récursive, mais à très grande cadence) testés par des programmes internes imbriqués dans les cycles de calculs fonctionnels. En cas de détection de mauvais fonctionnement, le système est isolé.

Il est clair que lorsqu'il y a plusieurs systèmes mis en «*parallèle*», ils doivent être *dissemblables tant en matériels qu'en logiciels*. Cette contrainte évidente est, malheureusement, souvent ignorée.

## 7 - Interférences électromagnétiques

L'avion moderne, à commandes électroniques, nécessite un examen strict des interférences électromagnétiques possibles. On donne ci-dessous quelques éléments qui, en fait, sont la liste des paragraphes, avec de très brefs commentaires, d'un chapitre d'un Cours de Formation Permanente donné chaque année à des ingénieurs.

### 1 - Rappel des bandes de fréquences utilisées en aéronautique

- liaisons VHF : 112-113 Mhz
- radars primaires : 1,3 Ghz et 3ghz
- radars secondaires (SSR) : 1 Ghz
- ILS : 108 1112 Mhz et 300 Mhz
- MLS : 5 Ghz
- radars de surveillance des mouvements au sol : 16 Ghz
- radars de bord : 5 Ghz
- radiosonde : 4,5 Ghz
- T-CAS : 1 Ghz
- communication par satellites : 1,5 Ghz
- GPS : 1,2 et 1,5 Ghz

## **2 - Types de brouillage : UIT (Union Internationale des Télécom.)**

L'UIT recommande la considération de deux types de brouillage :

- **Type A** : brouillage rayonné dans la bande aéronautique par une station de radiodiffusion
- **Type B** : brouillage rayonné hors de la bande aéronautique par une station de radiodiffusion et généré à l'intérieur du récepteur de bord.

## **3 - Allocation de fréquences**

L'IUT fait des «recommandations» aux membres de cette union (pratiquement tous les Etats). C'est aux pays, par le biais de leurs Agences Nationales, de promulguer des règlements qui doivent avoir force de loi. Reste ensuite le problème de leur bon respect. Actuellement, les répartitions de fréquences concernent : les systèmes terrestres, la couverture par satellites, les radio-communications radio par satellites, les autres utilisations du spectre.

## **4 - Compatibilité F/M/**

En principe, l'IUT distribue des fréquences ou bandes de fréquences de telle façon que les interférences soient minimales. S'agissant de phénomènes qui se propagent à l'infini, avec possibilité de réflexion (faux trajets) sur des obstacles ou des couches ionisées (faux trajets), il n'est pas possible de garantir l'impossibilité d'interférences. Là encore, c'est en termes de probabilités qu'il faut raisonner.

## **5 - Interférences internes**

**5.1 - Interférences dues à l'utilisation d'appareils électroniques par les passagers** (non utilisation des téléphones portables durant tout le vol, non utilisation des ordinateurs portables durant les phases de décollage et d'atterrissage).

*Note* : il semble que la non utilisation des téléphones portatifs résulte, principalement, d'une demande des opérateurs de réseaux. En effet, un appel émis à 10 000 m d'altitude excite simultanément des dizaines de balises sol et, de ce fait, crée la confusion dans le réseau. En revanche, les interférences des ordinateurs portables avec le système de pilotage automatique de l'avion ont été propuées).

**5.2 - Interférences entre les systèmes propres à l'avion** : par exemple, les incidents qui se sont produits lors du vol Amsterdam-Orlando, les 27-27 mai 1996 (B 767-300ER de Martinair).

## **6 - Perturbations dues à la foudre**

Le foudroiement est un phénomène, certes dangereux, mais il conduit rarement à des incidents graves ; on compte à moins de 5 le nombre d'accidents fatals imputables directement à la foudre. Mais la foudre se produit généralement dans des conditions locales très perturbées : turbulences sévères voire

extrêmes, givrage, et par suite, il est quelquefois difficile de connaître la cause exacte qui a conduit à un accident. Un avion «court courrier» reçoit une décharge toutes les 2 000 à 3 000 heures, un long courrier toutes les 5 000 heures..

Les conséquences d'un foudroiement direct sont :

- destruction de quelques équipements électriques ou électroniques,
- déviation temporaire des actionneurs s'ils sont contrôlés par des dispositifs analogiques,
- évolution inattendue des actionneurs s'ils sont contrôlés par des systèmes numériques ; le système peut diverger définitivement ou acquiescer un biais.

Un foudroiement est normalement composé de deux impulsions :

- la première qui varie entre 200 ps et 2  $\mu$ s : les intensités maximales peuvent atteindre 10 kA avec des gradients qui peuvent atteindre 100 kA/s,
- la seconde, de durée beaucoup plus longue (plusieurs millisecondes) a une intensité qui reste, en général, inférieure à 100 A.

Les dégâts matériels sont plutôt dus à la seconde impulsion tandis que les interférences électromagnétiques sont principalement dues à la première. Une explication simplifiée des phénomènes d'interférence est la suivante. La structure d'un avion ne peut pas être considérée comme présentant une impédance constante tout long du trajet de cheminement de la décharge. Si, par exemple, on considère que les impédances du fuselage peuvent être prises égales à  $Z_1$  (partie avant du fuselage),  $Z_2$  (partie centrale, jonction avec la voilure) et  $Z_3$  (partie arrière), ces trois impédances n'ont aucune raison d'être adaptées ; dès lors, il y a nécessairement «réflexion» d'énergie aux «jonctions» et naissance de courants oscillatoires. Ces oscillations se situent entre 300 kHz et 500 Mhz, donc dans des gammes de fréquences utilisées par les systèmes de navigation et dans les calculateurs de traitement de l'information.

## 8 - Conclusions

La compétition mondiale actuelle et surtout la prise de conscience de la chaîne des responsabilités dans tout système qui est mis à disposition du public font que le «calcul» de ce système est de plus en plus poussé. ainsi, les deux premiers avions qui ont été calculés «souples», c'est-à-dire déformables en vol de façon statique et dynamique, ont été le B 707 et la Caravelle 3 (1968). Maintenant, les calculs de structure considèrent au minimum les 12 premiers modes, souvent les 20 premiers modes (flexion et torsion). Si le «gros porteur» est construit, de nouveaux problèmes auront dû être résolus auparavant. ainsi il est probable que les fréquences des premiers modes d'os-

cillations de voilure seront voisines des fréquences des modes de pilotage.

Dans un autre domaine qui n'a pas été évoqué précédemment, celui du contrôle aérien, des évolutions novatrices sont en train de poindre : il s'agit du concept «route libre». L'avion, au lieu de voler sur des routes aériennes, bien identifiées et souvent jalonnées par des balises radioélectriques au sol, pourra voler sur une route qu'il aura fixé lui-même ; alors l'anti-collision qui, dans le concept actuel est assuré par le sol, devra l'être par l'équipage, ce qui pose de nouveaux problèmes difficiles à résoudre (compatibilité des actions prises par chacun des avions en conflit, possibilité de créer un autre conflit avec un troisième avion, rejointe des zones terminales, choix des réseaux de décollage, etc.)

Le trafic est attendu double dans les années 2008-2010 et triple vers 2015-2020. On n'imagine pas aujourd'hui comment un tel trafic pourra évoluer avec des conditions de sécurité probablement dix fois meilleures que celles d'aujourd'hui.

*Les quelques commentaires donnés dans ce bref exposé montrent combien l'éventail des connaissances mathématiques pour concevoir et calculer un avion sûr est large. Certes, il faudra toujours des spécialistes dans des domaines aigus, par exemple, calculs concernant la "couche limite" d'un écoulement ou problèmes d'adaptation d'impédances. Mais l'avion, système complexe, ne peut être considéré comme la juxtaposition de sous-systèmes calculés par des spécialistes. Tous ces sous-systèmes interagissent entre eux et tous les spécialistes doivent être aptes à comprendre les phénomènes qui sont hors de leur spécialité. C'est le problème du généraliste que je traduirais ainsi : un spécialiste doit d'abord être un bon généraliste. On trouve là une caractéristique de l'enseignement français, à savoir, donner une bonne culture mathématique générale aux futurs ingénieurs. Il faut garder, voire développer cet aspect de notre enseignement.*

*La place des mathématiques dans le système transport aérien ne peut que croître. La communauté aéronautique souhaite trouver de jeunes ingénieurs et chercheurs doués d'une très bonne culture mathématique de base et animés d'un désir de mettre en application ce qu'ils maîtrisent bien.*