



**HAL**  
open science

# Dispositif de fiabilisation de la mesure d'une sonde de Pitot par prise en compte de l'évolution des conditions opérationnelles et environnementales

Wajih Ezzeddine

► **To cite this version:**

Wajih Ezzeddine. Dispositif de fiabilisation de la mesure d'une sonde de Pitot par prise en compte de l'évolution des conditions opérationnelles et environnementales. Automatique / Robotique. Université de Lorraine, 2017. Français. NNT : 2017LORR0168 . tel-01777404

**HAL Id: tel-01777404**

**<https://theses.hal.science/tel-01777404v1>**

Submitted on 24 Apr 2018

**HAL** is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.



## AVERTISSEMENT

Ce document est le fruit d'un long travail approuvé par le jury de soutenance et mis à disposition de l'ensemble de la communauté universitaire élargie.

Il est soumis à la propriété intellectuelle de l'auteur. Ceci implique une obligation de citation et de référencement lors de l'utilisation de ce document.

D'autre part, toute contrefaçon, plagiat, reproduction illicite encourt une poursuite pénale.

Contact : [ddoc-theses-contact@univ-lorraine.fr](mailto:ddoc-theses-contact@univ-lorraine.fr)

## LIENS

Code de la Propriété Intellectuelle. articles L 122. 4

Code de la Propriété Intellectuelle. articles L 335.2- L 335.10

[http://www.cfcopies.com/V2/leg/leg\\_droi.php](http://www.cfcopies.com/V2/leg/leg_droi.php)

<http://www.culture.gouv.fr/culture/infos-pratiques/droits/protection.htm>

---

# THÈSE

Présentée à

L'Université de Lorraine – METZ

UFR Mathématiques, Informatique, Mécanique

Pour obtenir le titre de

DOCTEUR

en

Automatique, Traitement du Signal et des Images, Génie Informatique

Par

Wajih EZZEDDINE

**Dispositif de fiabilisation de la mesure d'une sonde de Pitot par prise en compte de l'évolution des conditions opérationnelles et environnementales.**

Soutenue le 1<sup>er</sup> Septembre 2017, devant le jury composé de :

## Rapporteurs

Abdelhakim ARTIBA	Professeur à l'Université de Valenciennes
Ali GHARBI	Professeur à l'École de Technologie Supérieure

## Examineurs

Lionel AMODEO	Professeur à l'Université de Technologie de Troyes
Alice YALAOUI	Maître de conférences-HDR à l'Université de Technologie de Troyes

## Invités

Maxime MONNIN	Ingénieur à Vize Software
---------------	---------------------------

## Directeur de thèse

Nidhal REZG	Professeur à l'Université de Lorraine
-------------	---------------------------------------

## Co-directeur de thèse

Jérémie SCHUTZ	Maître de conférences à l'Université de Lorraine
----------------	--





# *Remerciements*

Le travail de recherche présenté dans ce mémoire a été accompli au sein de l'équipe Fiabilité & Maintenance du Laboratoire de Génie Industriel et de Production de Metz. Il me sera très difficile de remercier tout le monde, car c'est grâce à l'aide de nombreuses personnes que j'ai pu mener cette thèse à son terme.

Je voudrais tout d'abord remercier chaleureusement mon directeur de thèse, Nidhal REZG, Professeur à l'Université de Lorraine, pour toute son aide, à commencer par son accueil au sein du laboratoire de Génie Industriel, de Production et de Maintenance (LGIPM) jusqu'à la correction du présent manuscrit via les réunions scientifiques et les colloques. Je n'oublie pas les agréables moments passés durant ces trois années qui ont été certainement les plus enrichissants de ma jeune carrière scientifique.

Je tiens à remercier ensuite mon co-directeur de Thèse, Jérémie SCHUTZ, maître de conférences à l'Université de Lorraine, pour ses précieux conseils qui m'ont accompagné durant mes travaux et pour avoir partagé ses connaissances scientifiques, ce qui m'a permis de compléter mes travaux de thèse par une approche originale.

Merci à Pr. Abdelhakim ARTIBA, Professeur à l'Université de Valenciennes et à Pr. Ali GHARBI, Professeur à l'École de Technologie supérieure, d'avoir accepté d'être les rapporteurs de ce manuscrit. Leurs remarques et suggestions me permettront d'apporter des améliorations à la qualité de ce dernier.

Merci à Pr. Lionel AMODEO, Professeur à l'Université de Troyes, à Dr. Alice YALAOUI, Maître de conférences à l'Université de Troyes et à Dr. Maxime MONNIN, responsable recherche et développement à Vize Software, pour avoir accepté d'examiner mon travail de recherche et de faire partie de mon jury de thèse.

Ce travail n'aurait pu être mené à bien sans la disponibilité et l'accueil chaleureux que m'ont témoignés les membres du Laboratoire de Génie Industriel, de Production et de Maintenance (LGIPM). Au cours de ces années, j'ai fait partie de l'équipe « MPM » au sein du LGIPM, les discussions que j'ai pu avoir durant les réunions d'équipe ou en dehors m'ont beaucoup apporté. Je remercie donc toutes ces personnes.

Je remercie mes chers parents, Mhamed et Leila, qui tiennent une place immense dans mon cœur, ainsi que mon frère et ma sœur, Dhaker et Ilef, pour leur amour et leur soutien inconditionnel durant toutes ces années.

J'en oublie certainement encore et je m'en excuse. Encore un grand merci à tous pour m'avoir conduit à ce jour mémorable.

# Sommaire

Remerciements	ii
Sommaire	iii
Introduction générale	1
Chapitre I : État de l'art et positionnement du problème	3
<hr/>	
I. Introduction	4
II. Mise en situation	4
II.1. Introduction à la sécurité aérienne	4
II.2. L'accident du vol AF 447 (Rio-Paris), 1 Juin 2009	8
II.2.a. Déroulement du vol et dommages	8
II.2.b. Déroulement de l'enquête	10
II.2.c. Analyse de l'accident	11
II.2.c.i Résultats de l'enquête	11
II.2.c.ii Conclusions relatives aux membres d'équipage	11
II.2.c.iii Conclusions liées au système	11
II.2.c.iv Conclusions liées aux conditions environnementales et opérationnelles	12
II.2.c.v Causes de l'accident	12
II.2.d. Recommandations de sécurité	13
II.2.d.i Recommandations liées aux enregistreurs de vol	13
II.2.d.ii Recommandations liées à la certification	14
II.2.d.iii Recommandations portant sur la formation des pilotes	14
II.2.d.iv Recommandations liées à l'ergonomie	14
III. Étude des accidents résultants de problèmes anémométriques	15
III.1. L'accident du vol 6231 (New York), 1 <sup>er</sup> Décembre 1974	15
III.1.a. Déroulement du vol	15
III.1.b. Analyse de l'accident et conclusions de l'enquête	16
III.1.b.i Analyse de l'accident	16
III.1.b.ii Faits liés à l'accident	17
III.1.b.iii Cause probable de l'accident	18
III.1.c. Recommandations de sécurité	18
III.2. L'accident du vol 301 (République Dominicaine), 6 Février 1996	18
III.2.a. Déroulement de l'accident	18
III.2.b. Analyse de l'accident	19
III.2.b.i Facteurs opérationnels et d'exploitation	19
III.2.b.ii Facteurs de maintenance	19
III.2.c. Cause de l'accident	20
III.2.d. Recommandations de sécurité	20
III.3. L'accident du vol 603 (Pérou), 2 Octobre 1996	21

III.3.a. Déroulement de l'accident	21
III.3.b. Analyse de l'accident	21
III.3.b.i Faits liés aux pilotes	21
III.3.b.ii Faits liés à l'avion et à la compagnie aérienne	22
III.3.c. Causes de l'accident	22
III.3.c.i Cause principale	22
III.3.c.ii Causes secondaires	22
III.3.d. Recommandations	22
III.4. L'accident du vol 90 (Florida), 13 Janvier 1982	23
III.4.a. Déroulement de l'accident	23
III.4.b. Résultats de l'enquête	23
III.4.c. Causes	24
III.4.d. Recommandations	24
III.5. L'accident du vol 795 (New York), le 2 Mars 1994	24
III.5.a. Déroulement du vol	24
III.5.b. Résultats de l'enquête	25
IV. Synthèse des causes à partir des résultats d'enquêtes	26
IV.1. Facteurs liés au fonctionnement du système de Pitot	26
IV.2. Les facteurs humains	27
IV.2.a. Problèmes d'interprétation	27
IV.2.b. Procédures	27
IV.2.c. Décisions tactiques	27
IV.2.d. Préparation insuffisante de l'avant-vol	27
V. Solutions pratiques envisageables	28
V.1. Solutions relatives à la sécurité aérienne	28
V.1.a. Solutions relatives aux problèmes de fonctionnement du système	28
V.1.b. Solutions relatives aux problèmes opérationnels	29
V.1.c. Solutions relatives aux problèmes de sécurité	31
V.1.d. Solutions relatives aux facteurs humains	31
V.2. Solutions spécifiques au système de Pitot	32
V.2.a. Solutions proposées par les compagnies aériennes	32
V.2.a.i Au niveau de la maintenance des équipements	32
V.2.a.ii Au niveau des référentiels	33
V.2.a.iii Au niveau de formation des équipages	33
V.2.b. Solutions proposées par les organisations de la sécurité aérienne	33
V.2.c. Solutions proposées par les industriels	34
V.2.c.i Actions de l'industrie	34
V.2.c.ii Contribution à la mise en place d'un système de Pitot rétractable	34
VI. Description du problème	35
VI.1. Objectifs de travail	35
VI.2. Environnement et principales hypothèses de travail	35
VII. Conclusion	36



Chapitre II : Étude des causes d'imprécision de la mesure d'une sonde de Pitot	37
<hr/>	
I. Introduction	38
II. Généralités sur la sonde de Pitot	39
II.1. Présentation du tube de Pitot	39
II.2. Evolution du tube de Pitot	39
II.3. Notes générales sur l'étalonnage du tube de Pitot	41
II.4. Définitions	42
II.4.a. La pression à zéro absolu	42
II.4.b. La pression absolue	43
II.4.c. La pression atmosphérique	43
II.4.d. La pression manométrique	43
II.4.e. La pression différentielle	43
II.4.f. La pression statique	43
II.4.g. Pression dynamique	44
II.4.h. Pression totale	44
III. Principaux types de tubes de Pitot et leurs applications	44
III.1. Tube de Kiel	44
III.2. Sonde avec une forme sphérique	45
III.3. Sonde avec une forme spéciale	45
IV. Fonctionnement des sondes de Pitot dans un fluide incompressible	45
IV.1. Mesure de la pression dans un fluide incompressible	45
IV.2. Le tube de Pitot statique	48
IV.3. Caractéristiques du tube de Pitot statique	49
V. Imprécision des mesures sur les tubes de Pitot	51
V.1. Les facteurs humains	51
V.2. Les facteurs liés aux caractéristiques des tubes de Pitot	53
V.2.a. Forme de la sonde	54
V.2.b. Qualité de la surface	56
V.3. Facteurs environnementaux d'imprécision des mesures	56
V.3.a. Facteurs liés aux caractéristiques de l'écoulement	56
V.3.b. Le profil de la vitesse	57
V.3.c. La densité / l'altitude du flux	58
V.3.d. Les conditions météorologiques	58
VI. Élaboration d'un diagramme de causes : Diagramme d'Ishikawa	59
VII. Conclusion	60
<hr/>	
Chapitre III: Modélisation de la dégradation de la fiabilité de la mesure d'une sonde de Pitot	61
<hr/>	
I. Introduction	62
II. Les approches de modélisation de la dégradation	63
III. Analyse du taux de défaillance d'un tube de Pitot	65
III.1. Choix et codage des facteurs d'influence	67
III.2. Collecte des données	67
III.3. Détermination des paramètres de régression et du taux de la défaillance	67

III.4. Synthèse et analyse des résultats	69
IV. Application du modèle et analyse des résultats	69
IV.1. Choix des facteurs d'influence	69
IV.2. Codage des facteurs d'influence	70
IV.3. Collecte des données	70
IV.4. Synthèse et analyse des résultats	71
IV.4.a. Résolution du modèle PHM sans interactions	71
IV.4.b. Résolution du modèle PHM avec interactions	72
V. Extensions du modèle de risque proportionnel	77
V.1. Modèle basique de Cox	77
V.2. Modèle à risques non proportionnels	78
VI. Modélisation de la dégradation de la qualité de mesure d'un tube de Pitot	80
VI.1. Modèle de régression	81
VI.2. Modèle stochastique	81
VII. Conclusion	82
Chapitre IV : Dispositif de fiabilisation de la mesure d'une sonde de Pitot	84
<hr/>	
I. Introduction	85
II. Description du dispositif	87
III. Stratégies d'inspection	88
III.1. Modèle standard d'inspection	89
III.2. Principaux modèles d'inspection appliqués aux systèmes multi-composants	90
IV. Politique d'inspection périodique	92
IV.1. Présentation	92
IV.2. Algorithme proposé pour déterminer la séquence optimale d'inspection	95
V. Politique d'inspection séquentielle	97
V.1. Description du modèle	97
V.2. Algorithme génétique	98
VI. Exemples numériques	102
VI.1. Inspection périodique	102
VI.2. Inspection séquentielle	103
VI.3. Étude comparative entre les politiques d'inspection périodique et séquentielle	105
VI.4. Étude de sensibilité	105
VII. Conclusion	106
Conclusion générale	108
Bibliographie	111
Résumé	118
Abstract	119
<hr/>	

# Liste des Figures

Figure 1 Évolution du trafic aérien entre 1996 et 2005 .....	4
Figure 2 Différentes phases de vol.....	5
Figure 3 Évolution des accidents aéronautiques entre 1986 et 2005 .....	6
Figure 4 Déroulement du vol AF447 du 31 mai 2009 .....	9
Figure 5 Positionnement des tubes de Pitot sur un avion Airbus .....	10
Figure 6 Tube de Pitot utilisé dans le domaine aéronautique.....	39
Figure 7 Différentes sondes de mesure de pression.....	41
Figure 8 Quelques formes modifiées du nez du tube .....	42
Figure 9 Dispositif de prise des mesures de la pression dans un écoulement.....	46
Figure 10 Représentation d'un manomètre pour la prise de la pression totale et statique.....	47
Figure 11 Distribution de la pression pour un corps ayant une forme aérodynamique.....	48
Figure 12 Premier modèle standard d'un tube de Pitot statique.....	49
Figure 13 Distributions de la pression en fonction de la tige et la forme de la tête du tube.....	50
Figure 14 Modèle standard d'un tube ayant une tête de forme hémisphérique .....	51
Figure 15 Facteurs contribuant à l'imprécision de la mesure de vitesse des sondes Pitot.....	52
Figure 16 Les différentes formes de la tête des sondes Pitot utilisées .....	55
Figure 17 Distribution de la pression autour de la section spéciale.....	56
Figure 18 Coefficient de l'écoulement en fonction du nombre de Reynolds .....	57
Figure 19 Diagramme d'Ishikawa pour l'imprécision de la mesure de la sonde Pitot .....	59
Figure 20 Illustration des taux de défaillance de deux tubes différents.....	76
Figure 21 Illustration des fonctions de fiabilité de deux tubes différents .....	76
Figure 22 Rapport de la proportion des risques instantanés, pour deux tubes similaires soumis à un nombre de Mach différent.....	80
Figure 23 Exemple d'une zone Hors-Radar.....	86

Figure 24 Séquence d'inspection.....	90
Figure 25 Horizon de temps fini ( $T_{miss}$ ) constitué d'intervalles d'inspection périodiques.....	92
Figure 26 Processus de dégradation de la qualité de mesure d'un capteur de Pitot fixe.....	93
Figure 27 Exemple de la dégradation de la qualité de mesure de système par rapport à la dégradation de la qualité de mesure du capteur 1 .....	93
Figure 28 Procédure numérique pour la détermination de la séquence optimale.....	96
Figure 29 Modélisation des inspections séquentielles sur un horizon de temps fini .....	97
Figure 30 Opération de croisement.....	99
Figure 31 Exemple d'application de l'opérateur de mutation .....	100
Figure 32 Organigramme de la procédure numérique pour la politique séquentielle d'inspection .....	101

# Liste des Tableaux

Tableau 1 Liste des principaux accidents et incidents liés à un problème du système Pitot depuis 1973.....	25
Tableau 2 Plan d'action proposé pour les problèmes systémiques d'aviation.....	29
Tableau 3 Plan d'action relatif aux problèmes opérationnels .....	30
Tableau 4 Actions relatives aux problèmes de sécurité .....	31
Tableau 5 Plan d'action relatif aux facteurs humains.....	32
Tableau 6 Modélisation par la régression de Cox (sans interactions entre les facteurs d'influence) .....	72
Tableau 7 Modélisation par la régression de Cox (modèle saturé) .....	73
Tableau 8 Modélisation par la régression de Cox (modèle d'ordre 1).....	74
Tableau 9 Modélisation par la régression de Cox (modèle intégrant les interactions significatives) .....	74
Tableau 10 Estimation du modèle de Cox sans interactions.....	77
Tableau 11 Estimation du modèle de Cox avec interactions.....	78
Tableau 12 Modélisation à risques non proportionnels pour deux types de transformations du temps.....	78
Tableau 13 Valeurs de $\Psi$ .....	103
Tableau 14 Séquence optimale d'inspection en fonction de la quantité de dégradation $\mu_1$ .....	104
Tableau 15 Séquence optimale d'inspection en fonction de la quantité de dégradation $\mu_2$ .....	104
Tableau 16 Politique d'inspection périodique et optimale visant à minimiser le coût total de maintenance .....	106
Tableau 17 Politique périodique optimale en fonction de la quantité de dégradation d'une activité d'inspection.....	106



# *Introduction générale*

**A**vec plus de 2 milliards de passagers transportés chaque année, l'avion reste le moyen de transport le plus sûr pour voyager. D'après différents rapports, il apparaît que 75 % des accidents sont liés à des erreurs humaines imputables aux pilotes, aux contrôleurs aériens, aux responsables de maintenance, voire même aux ingénieurs des bureaux d'études.

Parmi les accidents de ces dernières années, le vol AF447 du 31 mai 2009 a été particulièrement meurtrier. Après de nombreuses enquêtes, les experts sont parvenus à la conclusion que cet accident était dû à une défaillance matérielle concernant les tubes de Pitot.

Les différents rapports concordent sur l'hypothèse que cet accident est principalement lié à une erreur de mesure de la vitesse. Il apparaît que cette erreur de mesure est liée au gel des tubes de Pitot puis à une combinaison de facteurs humains résultant d'une mauvaise gestion de la situation d'urgence.

Une solution technique envisageable serait d'ajouter un tube de Pitot supplémentaire, rétractable, qui permettrait de vérifier les concordances des valeurs renvoyées par les sondes fixes.

La norme ISO 40061 définit le tube de Pitot comme un « appareil tubulaire immergé dans un fluide en écoulement et constitué par une antenne cylindrique attachée perpendiculairement à une hampe. Il est muni d'un ou plusieurs orifices de prises de pression ».

Les orifices du tube lui permettent de mesurer la vitesse d'écoulement d'un fluide par la mesure de la pression dynamique exercée par son mouvement.

Les tubes de Pitot sont largement répandus dans le domaine aéronautique vu leur robustesse, leurs capacités à s'adapter aux grandes vitesses d'écoulement et leurs résistances à des conditions d'utilisation extrêmes telles que les basses ou les hautes températures ambiantes.

Cette thèse vise à déterminer les périodicités de sortie du tube de Pitot rétractable lors du vol, compte tenu de l'évolution des conditions opérationnelles et environnementales.

---

<sup>1</sup> La Norme internationale ISO 4006 a été élaborée par le comité technique ISO/TC 30, *Mesure de débit des fluides dans les conduites fermées*.

Concrètement, avant le vol, un plan d'inspection (vérification de la concordance des valeurs mesurées) devra être établi en fonction de la connaissance prévisionnelle des conditions de vol (modèle probabiliste) et de l'évolution de la dégradation des tubes de Pitot.

Lors de la phase de vol, le plan d'inspection devra être réadapté en fonction de l'évolution des conditions ou lors de la détection d'erreurs de mesure. Des défaillances pouvant toucher tous les tubes, la vitesse mesurée par le tube de Pitot rétractable pourra être considérée, dans un premier temps, comme une valeur de référence.

La fiabilité et la maintenabilité du système de Pitot, incluant les tubes de Pitot fixes et le tube de Pitot rétractable, en vue de fournir des mesures précises, constituent un point d'intérêt en recherche. L'estimation de la fiabilité d'un composant est généralement déterminée en fonction des paramètres qui sont supposés avoir une incidence sur le bon fonctionnement du dispositif étudié.

L'importance des politiques d'inspection a conduit à un intérêt croissant au développement et à la mise en œuvre des modèles d'inspection pour les systèmes soumis à un processus de dégradation stochastique. Dans la littérature, les modèles existants dépendent de multiples hypothèses en relation avec, par exemple, l'horizon de temps, la nature des paramètres à optimiser, l'objectif des modèles, etc.

Ce mémoire de thèse, constitué de quatre chapitres, sera présenté comme suit. Le premier chapitre présente dans sa première partie les principaux accidents aéronautiques qui ont été liés à une défaillance du système de Pitot ainsi que les causes de ces accidents et les solutions envisageables par les enquêteurs.

Le deuxième chapitre s'intéresse à l'élaboration du diagramme de causes qui mènent à la défaillance d'un tube Pitot. Dans ce chapitre, nous essayerons de rassembler toutes les causes d'imprécision des mesures renvoyées par les tubes de Pitot dans un diagramme tout en définissant chaque cause, son origine et son effet.

Le troisième chapitre développe en premier lieu une approche pour modéliser la dégradation de la qualité de la mesure renvoyée par le tube durant le vol. Ce modèle est basé sur un modèle de régression dont les paramètres sont définis à partir du diagramme de cause élaboré dans le deuxième chapitre. Une deuxième approche, stochastique, pouvant modéliser la dégradation de la qualité des mesures renvoyées par les tubes de Pitot est également discutée.

Dans le quatrième chapitre, nous développerons des politiques d'inspection périodiques et séquentielles afin d'évaluer la dégradation de la qualité de la mesure des tubes. L'optimalité de la séquence d'inspection se base sur des quantités de dégradations liées aux tubes fixes et au tube rétractable.



## *État de l'art et positionnement du problème*

**D**e nombreux accidents aéronautiques trouvent leur origine dans un dysfonctionnement des dispositifs anémométriques. Au sein de ce premier chapitre, nous étudierons en détails les accidents et incidents qui ont découlé de ces dysfonctionnements.

Dans un premier temps, les principaux accidents survenus depuis plus de 50 ans seront présentés et les rapports d'enquêtes étudiés afin de mettre en évidence les causes et facteurs qui ont concouru à l'accident. À partir de ces résultats, nous exposerons une liste de solutions mises en place pour réduire ce type d'accidents et renforcer ainsi la sécurité aérienne.

## I. Introduction

L'avancement technologique, au cours des dernières décennies, a permis au secteur aérien de devenir leader dans le domaine du transport en faisant de l'avion le moyen de transport le plus sûr pour voyager. Cependant, le nombre d'accidents aéronautiques et, conséquemment les dégâts humains et matériels, ne cessent d'augmenter. Dans ce présent chapitre, nous nous focaliserons sur les accidents et incidents liés aux problèmes anémométriques. En ce sens, un état de l'art sur les principaux accidents et leurs causes sera constitué. À l'issue de cette partie, différentes solutions envisageables seront présentées pour tenter de réduire l'occurrence de ces accidents.

## II. Mise en situation

### II.1. Introduction à la sécurité aérienne

Le nombre de voyageurs qui empruntent le transport aérien est en constante augmentation (Figure 1). Bien que l'avion soit considéré comme l'un des transports les plus fiables, les accidents aéronautiques sont toutefois très meurtriers. Dans cette optique, les appareils et les sous-systèmes de l'avion sont en constante amélioration afin de garantir, au niveau le plus élevé, la sécurité des voyageurs.

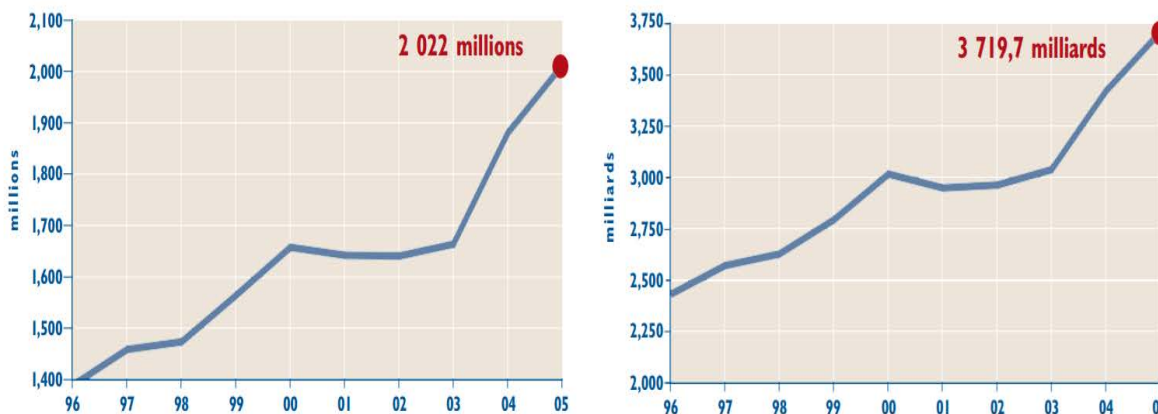


Figure 1 Évolution du trafic aérien entre 1996 et 2005<sup>2</sup>

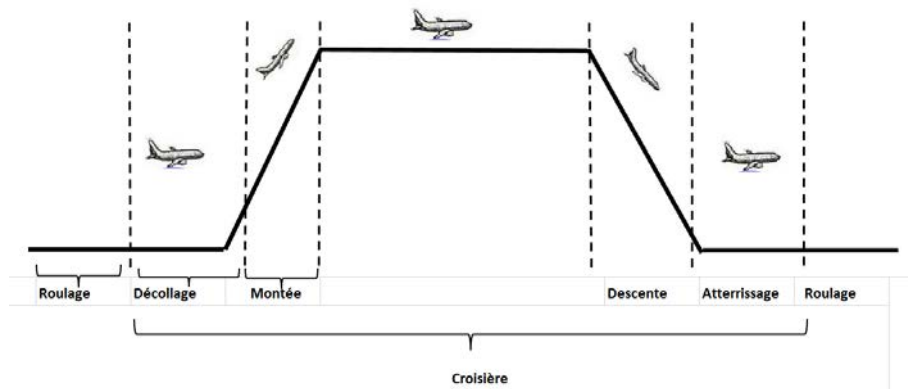
La courbe à gauche exprime l'évolution du nombre de passagers transportés entre les années 1996 et 2005 tandis que celle à droite illustre l'évolution du nombre des voyageurs par kilomètre réalisé [OACI, 2005].

<sup>2</sup> Figures extraites du rapport réalisé par l'Organisation Internationale de l'Aviation Civile OACI relatif au bilan annuel de l'aviation civile de l'année 2005.

Les deux courbes croissantes confirment l'augmentation du trafic aérien. En effet, le nombre de voyageurs a augmenté de plus de 600 millions en 10 ans.

Depuis le début du 20<sup>ème</sup> siècle, la sécurité aérienne a fait un net progrès grâce à des décennies de recherches et d'études réalisées par des scientifiques et des ingénieurs. Ces grandes avancées ont majoritairement contribué à l'amélioration de la performance de l'avion et surtout à sa capacité à gérer les situations critiques lors d'un vol.

À ce titre, il est courant de décomposer un vol en 6 phases. La figure 2 illustre ces différentes phases de vol.



**Figure 2 Différentes phases de vol**

La première phase correspond au roulage, la phase précédant le décollage (roulage au départ) et suivant l'atterrissage (roulage à l'arrivée). La phase de décollage correspond à la transition de l'état statique (avion au sol) à l'état de vol. La durée de cette phase est donc le temps séparant la fin de roulage et la prise de l'altitude opérationnelle du vol. La phase de montée est la phase pendant laquelle l'avion gagne de l'altitude. La phase de croisière constitue la phase la plus importante du vol. En effet, elle inclut la phase de montée et de descente. Cette phase représente toute la durée séparant le début de décollage et le début d'atterrissage (tout l'état de vol). La phase de descente est symétrique à la phase de montée. C'est la phase pendant laquelle l'avion perd progressivement de l'altitude. La phase finale du vol est celle de l'atterrissage, pendant laquelle l'avion rejoint le sol.

La sécurité aérienne est constituée d'un ensemble de règles strictes garantissant un niveau élevé de sécurité, et qui sont indispensables pour le développement des performances du secteur aérien. L'organisation de l'aviation civile internationale (OACI) est l'organisme qui, au niveau mondial, supervise les normes et les règles de sécurité et contrôle leurs applications. Les différentes missions de cette organisation sont indiquées dans le rapport sur l'état de la sécurité générale de l'aviation publié en 2013 [OACI, 2013]. Dans le domaine de la sécurité des compagnies aériennes, le nombre de passagers tués et le nombre d'accidents représentent le problème le plus important et, par conséquent, est toujours l'objet d'études et de recherches pour réduire ce nombre. La Figure 3 illustre l'évolution des deux ratios, à savoir les passagers tués et les accidents mortels, relatifs aux accidents survenus entre 1986 et 2005 [OACI, 2005].

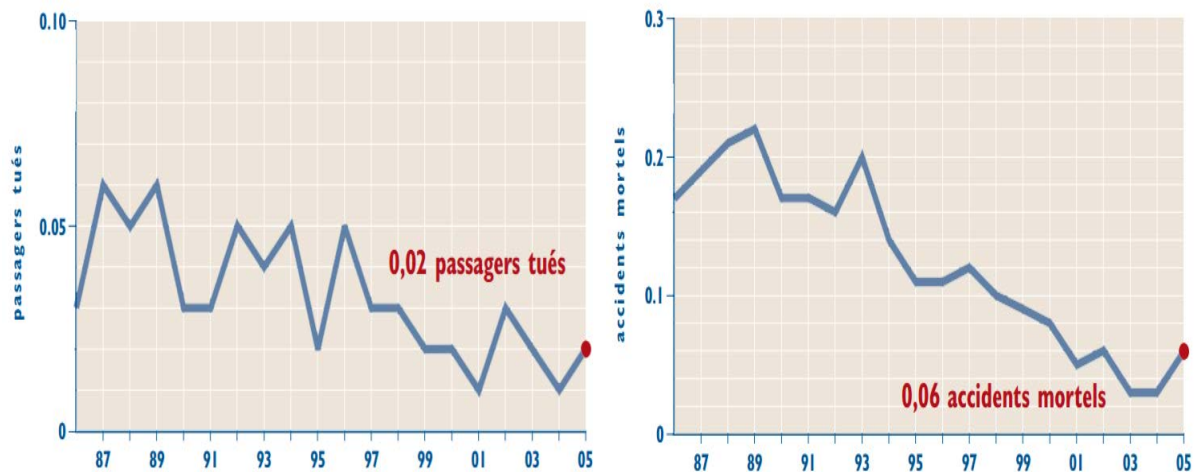


Figure 3 Évolution des accidents aériens entre 1986 et 2005

Cette figure est obtenue par la même source que pour la figure 1.

La première courbe représente l'évolution du nombre de passagers tués pour 100 millions de voyageurs par kilomètre de vol tandis que la deuxième courbe illustre le nombre d'accidents mortels pour 100 millions de kilomètres parcourus. Au travers de ces courbes, nous pouvons constater que les efforts portés par la sécurité aérienne s'avèrent positifs, comme le prouve la diminution continue des accidents.

Les règles de sécurité visent essentiellement à réduire le nombre d'accidents aériens et à prévenir les situations critiques de vol. En 2008, les règles de la sécurité aérienne ont été étendues à l'exploitation et à la formation des équipages et, en 2009, à la sécurité des opérations aéroportuaires ; nous pouvons citer parmi ces opérations la gestion du trafic aérien ou encore la fourniture de services de navigation aérienne. Toutes ces règles s'appliquent autant aux produits qu'aux organisations et aux personnels chargés de leur conception, de leur construction, de leur entretien et de leur utilisation — y compris les avions et les transporteurs des pays tiers lorsqu'ils opèrent dans l'Union Européenne [OACI, 2013].

La normalisation est un processus de base pour la sûreté de tous réseaux de transport aérien. Par conséquent, l'OACI cherche continuellement à augmenter l'efficacité et l'extension de ses audits pour améliorer la sécurité de l'aviation civile internationale à travers des programmes universels d'audits et de supervision de la sécurité. Les activités d'audits permettent indubitablement d'identifier les faiblesses dans le secteur du transport aérien, et ce, dans toutes les régions du monde. Suite aux résultats des audits, l'OACI est chargée de sensibiliser les différents états de l'importance de développer un plan d'action basé sur leurs faiblesses.

L'échange d'informations issues des programmes d'audits des différentes régions contribue également à améliorer la sécurité aérienne. La disponibilité, sans restriction, de renseignements de

sécurité actuels, non biaisée et faisant autorité est essentielle pour la prise de décisions rationnelles et pour des investissements en ressources humaines et financières d'un bon rapport coût-efficacité.

L'OACI se sert du taux d'accidents sur la base du trafic aérien commercial régulier comme indicateur de base de la sécurité générale dans le secteur du transport aérien mondial. L'OACI se sert également des processus d'évaluation des risques pour analyser les performances de la sécurité aérienne. Ce processus permet de collecter les informations nécessaires pour définir les programmes et la stratégie de la sécurité. Il se base sur plusieurs sources de données dont :

- Les statistiques d'accidents,
- Les résultats des programmes d'audits,
- Les indicateurs économiques,
- Les informations météorologiques,
- Le volume de trafic aérien et sa croissance.

Ces informations permettent à l'OACI d'aborder les problèmes de sécurité en réunissant et en testant un certain nombre d'indicateurs de performance de la sécurité en vue de fournir des consignes d'amélioration.

Le trafic aérien ne cesse d'augmenter depuis plusieurs années. De ce fait, il est nécessaire de gérer les risques qui augmentent proportionnellement au trafic aérien et de mettre à jour les programmes de sécurité pour qu'ils soient en adéquation avec l'expansion du secteur du transport aérien.

Reconnaissant l'importance d'un cadre mondial pour réaliser les objectifs stratégiques en matière de sécurité et de performance du système de transport aérien, l'OACI a commencé à mettre en œuvre, dès 1997, un plan pour la sécurité de l'aviation dans le monde (GASP). Ce plan vise essentiellement à améliorer d'une manière stratégique la qualité des opérations du transport aérien. Le GASP continuera de mettre en avant les progrès des régions connaissant une hausse de trafic significative ou qui font toujours face à des défis de sécurité.

La gestion de la sécurité comprend les normes et pratiques exigées pour mettre en œuvre des programmes de sécurité, incluant des processus de recueil, d'analyse, de protection et d'échange d'informations liées à la sécurité. Les exigences de gestion de la sécurité propres à un seul domaine d'activité de l'aviation ont été consignées dans leurs annexes respectives.

Les programmes établis par l'OACI sont répartis en activités de soutien et d'assistance des organisations régionales de sécurité aéronautique et en initiatives techniques. Les principales activités réalisées par l'OACI dans ce sens concernent :

- Le développement des programmes d'échange d'informations de sécurité entre les États.
- Le développement d'un programme de sécurité des pistes.
- Le soutien à la création d'autres associations internationales dans le domaine de la sécurité aéronautique.

- L'encouragement à la contribution des compagnies aériennes dans le financement et l'élaboration des programmes de sécurité.
- Les avancées dans les projets techniques de sécurité (Navigabilité, Gestion des risques liés à la fatigue, Formation, Médecine aéronautique).

Ces activités sont les éléments fondamentaux de toute analyse pratique des risques permettant à l'OACI d'émettre les plans d'action nécessaires et en harmonie avec le développement des technologies de transport, et ce, pour assurer au mieux la sécurité du transport aérien international, sachant que les causes d'un accident aérien sont multiples.

Les accidents aéronautiques sont souvent liés aux facteurs humains, à des défaillances matérielles, aux mauvaises conditions climatiques ou parfois à une combinaison de ces facteurs. Dans ce manuscrit, nous nous intéresserons particulièrement aux accidents liés à un dysfonctionnement des tubes de Pitot. L'analyse de ces accidents nous permettra de comprendre les facteurs intervenant dans ce type d'accidents et les solutions susceptibles de réduire les effets d'un dysfonctionnement anémométrique.

La principale motivation de ce travail remonte à l'accident de l'avion d'Air-France en 2009. D'après plusieurs rapports, ce crash a été causé par une incohérence des mesures renvoyées par les sondes de Pitot, provoquant ainsi la mort de tous les passagers et membres d'équipage.

### **II.2. L'accident du vol AF 447 (Rio-Paris), 1 Juin 2009**

Les informations données dans cette section sont issues du rapport final réalisé par le Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile en juillet 2012 [BEA, 2012].

#### **II.2.a. Déroulement du vol et dommages**

Le 31 mai 2009, l'avion Airbus A330 opérant le vol AF447 décolle de l'aéroport de Rio de Janeiro à destination de l'aéroport Paris-Charles de Gaulle dont le déroulement du vol est illustré par la Figure 4.

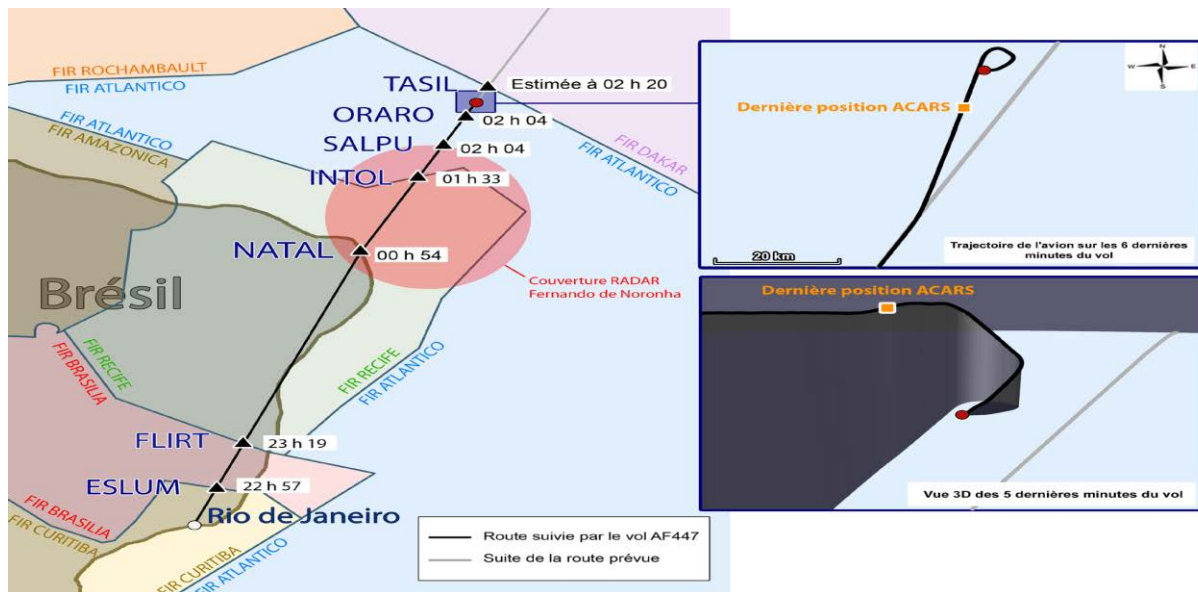


Figure 4 Déroulement du vol AF447 du 31 mai 2009

Au cours du vol, l'alarme de décrochage<sup>3</sup> s'est déclenchée. Les caractéristiques sonores de cette alarme sont censées être suffisantes pour aider les commandants de bord à appréhender la situation et, ainsi, adopter la procédure d'urgence appropriée. La perception de cette alarme doit provoquer chez le pilote un rappel du modèle standard du phénomène de décrochage :

- Identification de la nature de l'alarme associée généralement à d'autres signaux lumineux et sonores.
- Évaluation de la crédibilité des signaux d'avertissement dans les situations où ils sont complètement inattendus.
- Adoption de la procédure d'urgence adéquate au diagnostic réalisé sur la base de l'analyse de la situation et les signaux.

Dans ces situations, le rôle du pilote PNF<sup>4</sup> est extrêmement important. Ce pilote est chargé de vérifier la stricte application du modèle standard cité ci-dessus et d'avertir le pilote selon les changements qui s'opèrent au cours du vol. Ainsi, le délai de réaction attendu des équipages est de l'ordre de quelques secondes.

Malgré plusieurs répétitions durant un court laps de temps, l'alarme de décrochage n'a pas été suffisante pour attirer l'attention et obtenir une réponse du pilote et de son adjoint. À ce moment du vol, seule une mise en descente de l'avion par un ordre à piquer au manche aurait permis de

<sup>3</sup> En aérodynamique, le décrochage est la perte de portance d'une structure portante, dû à un angle d'incidence trop important, et, par extension, la perte de portance d'un avion.

<sup>4</sup> Abréviation en anglais de «Pilot Not Flying». C'est le pilote qui n'est pas chargé de piloter l'avion, mais seulement des calculs de navigation et de la gestion des communications.

revenir dans le domaine de vol. Malheureusement, la diminution rapide de la vitesse s'est accompagnée d'une augmentation de l'angle d'incidence. Durant les dernières secondes avant le crash, l'angle d'incidence de l'avion avoisinait une valeur moyenne de l'ordre de 40 degrés. À cet instant, seul un équipage extrêmement déterminé et ayant une parfaite compréhension de la situation aurait pu exécuter une manœuvre permettant l'éventuelle récupération du contrôle de l'avion. En l'occurrence, l'équipage était dans un état de perte quasi complet de la gestion de la situation. Jusqu'à la fin du vol, aucune valeur d'incidence valide n'aura été inférieure à 35°.

La Figure 5 présente la position des sondes de Pitot sur un avion de type Airbus.

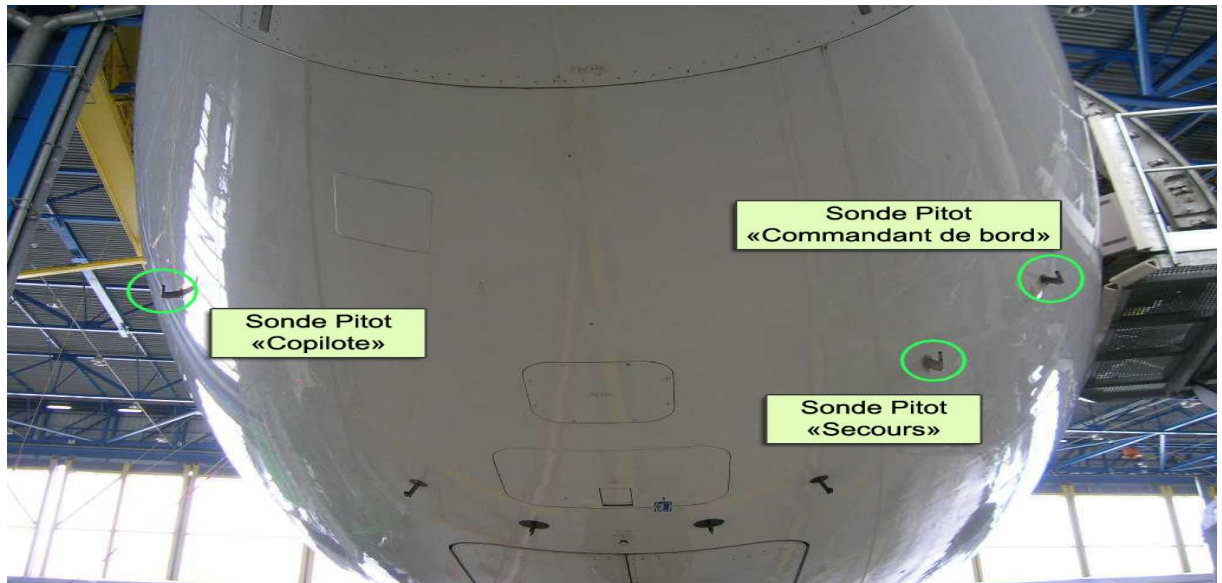


Figure 5 Positionnement des tubes de Pitot sur un avion Airbus

Les mauvaises indications de mesure n'ont pas permis de maîtriser la trajectoire de l'avion par l'équipage. Par conséquent, l'avion est resté dans une situation de décrochage pendant environ 5 minutes, avant d'entrer en collision avec la surface de l'océan.

L'accident a entraîné la destruction complète de l'avion et, par conséquent, la mort de 226 passagers et 12 membres de l'équipage.

### **II.2.b. Déroulement de l'enquête**

Le lundi 1<sup>er</sup> juin 2009, le Bureau d'Enquête et d'Analyse (BEA) a été contacté par la société Air France. En effet, cette dernière était sans nouvelle de l'Airbus A330-200, immatriculé F-GZCP, assurant le vol AF 447 entre Rio de Janeiro et Paris Charles de Gaulle. Suite à cette alerte, le BEA a ouvert une enquête de sécurité et une équipe des représentants accrédités y a été associée.

L'équipe des enquêteurs s'est répartie en plusieurs groupes de travail pour collecter les informations nécessaires à l'enquête dans divers domaines parmi lesquels nous pouvons citer les recherches en mer, la maintenance, et l'exploitation des systèmes et des équipements.



Le travail de ces groupes a abouti finalement à la publication des deux rapports d'étape le 2 juillet et le 17 décembre 2009. Suite aux informations publiées, le BEA a décidé d'orienter l'enquête essentiellement vers les recherches en mer.

Le 29 juillet 2011, un troisième rapport d'étape a été publié. Ce dernier contenait, en plus des premiers points d'analyse, de nouveaux faits établis. À ce stade, les enquêteurs ont trouvé déterminant de mieux appréhender le comportement des pilotes. Ainsi, un autre groupe de travail chargé de se concentrer sur les facteurs humains en collaboration avec les groupes « Opérations » et « Systèmes et Équipements » a été constitué. C'est aux travaux menés par ce groupe que l'on doit les nouvelles avancées de l'enquête qui ont été citées dans un projet de rapport final, adressé en consultation aux parties prenantes de l'enquête. La prise en compte des observations reçues a abouti à la publication du rapport final de l'enquête le 5 juillet 2012.

## **II.2.c. Analyse de l'accident**

### *II.2.c.i Résultats de l'enquête*

Les conclusions établies par les enquêteurs de l'accident peuvent être regroupées en plusieurs classes :

- Conclusions relatives aux membres d'équipage ;
- Conclusions liées au système ;
- Conclusions liées aux conditions environnementales et opérationnelles.

Les sections suivantes détaillent de manière précise les trois items mentionnés ci-dessus.

### *II.2.c.ii Conclusions relatives aux membres d'équipage*

Les enquêteurs ont conclu que l'équipage disposait de la formation et des qualifications nécessaires pour effectuer le vol et que sa composition était conforme aux normes exigées. Cependant, le rapport affirme que le commandant de bord était en repos à l'instant où le pilote automatique avait été déconnecté. La déconnexion du pilote automatique ainsi que le déclenchement de l'alarme ont donc surpris l'ensemble de l'équipage de l'avion. Les données des enregistreurs du vol montrent que l'équipage a bien identifié le problème d'incohérence des vitesses, mais qu'il n'a pas appliqué la procédure appropriée à la situation. Ce problème peut être expliqué par le fait que les copilotes n'avaient jamais reçu d'entraînement à haute altitude pour des situations d'urgences similaires.

### *II.2.c.iii Conclusions liées au système*

L'équipe chargée d'analyser le fonctionnement des équipements a conclu que l'avion avait un entretien conforme aux normes exigées (certificat de navigabilité en cours de validité) et qu'il a décollé de l'aéroport de Rio de Janeiro sans problème technique connu. Les sondes installées sur l'avion étaient également conformes aux exigences des normes de certification.

### *II.2.c.iv Conclusions liées aux conditions environnementales et opérationnelles*

La situation météorologique était habituelle par rapport à la période et la zone de vol. Les informations météorologiques affirment qu'il existait sur la route de l'avion, des zones de turbulences marquées.

Des analyses complémentaires ont montré la présence d'une forte condensation associée à des phénomènes de convection. La composition des masses nuageuses (eau/cristaux de glace) à haute altitude est mal connue. En se basant sur ces données, les enquêteurs ont estimé que l'obturation des sondes de Pitot par les cristaux de glaces avait provoqué l'incohérence des vitesses mesurées.

### *II.2.c.v Causes de l'accident*

Alors que le problème de givrage des sondes de Pitot est généralement fréquent et bien maîtrisé par les équipages d'avions, ce n'était pas le cas dans cet accident. Le déclenchement de l'alarme de décrochage a totalement surpris les commandants de bord qui ont éprouvé des difficultés à identifier la cause de l'alarme et par conséquent ont mal réagi. L'équipage, progressivement déstructuré, n'a vraisemblablement jamais compris qu'il était confronté à une « simple » perte d'informations de vitesse des sondes de Pitot.

Par conséquent, l'accident résulte de la succession des événements suivants :

- Incohérence entre les mesures de vitesse renvoyées par les sondes de Pitot suite à leur obturation par des cristaux de glace, provoquant ainsi la déconnexion du système de pilotage automatique.
- Procédure d'urgence inadéquate appliquée par les pilotes de l'avion.
- Absence de liens entre la cause réelle de l'alarme et la procédure appliquée.
- Sortie du domaine de vol, entraîné par l'identification tardive de l'approche de décrochage.
- Non diagnostic de la part de l'équipage de la situation de décrochage.

Ces événements ont été également le résultat d'une combinaison de facteurs multiples :

- Absence des mécanismes de retour d'expérience contribuant à la non-application de la procédure relative aux pertes d'informations de vitesse.
- Absence d'entraînement de l'équipage aux situations de décrochage à haute altitude.
- Incompréhension de la raison de déconnexion de pilotage automatique et la mauvaise gestion de la surprise.
- Non-prise en compte des alarmes lumineuses et sonores accompagnant l'alarme de décrochage qui pouvait aider à identifier correctement le problème.

En se basant sur les faits établis suite à l'accident, les experts ont proposé des mesures de sécurité afin d'éviter l'occurrence des causes probables de l'accident.

### **II.2.d. Recommandations de sécurité**

Le rapport final du Bureau d'Enquêtes et d'Analyse pour la sécurité de l'aviation civile [BEA, 2012], a conclu que cet accident était lié principalement à l'incohérence des indications de la vitesse des tubes de Pitot, due à l'obstruction des sondes par des cristaux de glace, ayant entraîné la déconnexion du système de pilotage automatique.

Le rapport a également indiqué que le phénomène d'obturation des sondes Pitot par les cristaux de glace, lors du vol, est un scénario envisagé. Cependant, le phénomène était mal maîtrisé par la communauté aéronautique. D'un point de vue opérationnel, la perte de l'information anémométrique est classée comme une défaillance répertoriée dans le modèle de sécurité. Ce type de défaillance est censé être diagnostiqué et maîtrisable par les membres de l'équipage en appliquant la procédure de sécurité appropriée et ce, au bon moment.

En réponse à cet accident, le Bureau d'Enquêtes et d'Analyse de la sécurité de l'aviation civile a mis en place une liste de recommandations auprès de l'agence européenne de sécurité aérienne. Ces recommandations sont liées à plusieurs éléments et peuvent être réparties entre des recommandations basées sur les premières constatations de l'enquête réalisée dans le premier et le deuxième rapport et des recommandations basées sur les constatations fournies dans le rapport final.

#### ***II.2.d.i Recommandations liées aux enregistreurs de vol***

Les enquêteurs de l'accident d'Air France 447 ont établi l'importance des enregistreurs de vol dans l'analyse d'un accident et ensuite dans la proposition des mesures de sécurité dont l'efficacité dépend de la précision et de la qualité de l'analyse des causes réalisée.

Sur la base des premières constatations, le BEA a donné les recommandations suivantes :

- Porter à 90 jours la durée d'émission réglementaire des balises de localisation sous-marine<sup>5</sup> pour les enregistreurs de vol équipant les avions assurant le transport public.
- Équiper les avions effectuant le transport public au-dessus des zones maritimes d'une balise de localisation sous-marine supplémentaire.
- Imposer la transmission régulière d'informations de base telles que la position, l'altitude, etc.

Sur la base des constatations de la dernière enquête, le BEA a rajouté la recommandation suivante :

- Imposer à l'organisation de l'aviation civile internationale d'équiper les avions de transport civil d'un enregistreur d'images permettant de visionner l'ensemble du tableau de bord et d'établir un ensemble de règles afin de garantir la qualité des données enregistrées.

---

<sup>5</sup> L'appareil de localisation sous-marine est un appareil fixé sur la boîte noire des avions. Cet appareil émet une impulsion ultrasonique par seconde permettant aux détecteurs de le repérer.

### *II.2.d.ii Recommandations liées à la certification*

Les travaux d'enquête menés à l'issue de cet accident ont conclu que certaines conditions rencontrées à haute altitude sont encore mal évaluées et qu'il est difficile d'estimer leurs effets sur les équipements de l'avion. La taille des cristaux de glace dans les masses nuageuses et leurs effets sur les sondes de Pitot sont un exemple de ces conditions. Les recommandations suivantes ont donc été proposées :

- Mener des recherches pour connaître avec exactitude la composition des masses nuageuses à haute altitude.
- Intégrer un indicateur d'incidence directement accessible aux pilotes.

### *II.2.d.iii Recommandations portant sur la formation des pilotes*

Les résultats de l'enquête affirment que les deux pilotes n'ont pas réussi à identifier les causes de l'alarme de décrochage et ils ont mal géré ainsi la situation. Les enquêteurs estiment que cette incohérence, entre la situation d'urgence et la procédure appliquée par les pilotes, est probablement dûe à un manque d'entraînement spécifique à haute altitude. En conséquence, le BEA recommande de:

- Réviser les programmes d'entraînement et la mise en place d'exercices spécifiques supplémentaires de pilotage manuel à haute altitude par l'Agence Européenne de la Sécurité Aérienne.
- Définir des critères supplémentaires permettant l'accès à la fonction de suppléant du commandant de bord pour assurer une meilleure répartition des tâches dans les cas d'équipages renforcés.
- S'assurer de l'application, pendant l'entraînement des membres de l'équipage, d'exercices intégrant l'ensemble des lois de reconfiguration afin d'assurer une meilleure compréhension par les équipages, des éventuels scénarios défavorables.
- S'assurer de la prise en compte, dans les scénarios d'entraînements, des effets de surprise pour entraîner les pilotes à gérer les événements aléatoires.

### *II.2.d.iv Recommandations liées à l'ergonomie*

Les constatations des enquêtes réalisées suite à cet accident montrent que les pilotes n'étaient pas informés de l'apparition et de la disparition des signaux donnés par le directeur de vol<sup>6</sup>. Il est également probable que les pilotes n'aient pas suivi les consignes du directeur de vol pendant que

---

<sup>6</sup> Le directeur de vol 'flight director' est un système d'aide au pilotage. Le système se charge de calculer la trajectoire de l'avion et le changement d'altitude afin d'assister le suivi de la bonne trajectoire par le pilote.

l'alarme de décrochage était active. En conséquence, le BEA recommande à l'agence Européenne de la sécurité Aérienne de :

- Réviser la logique de réaffichage et de réengagement des directeurs de vol après leur disparition ;
- Réviser la logique de fonctionnement ou d'affichage du directeur de vol afin qu'il disparaisse ou donne des ordres adéquats pendant que l'alarme de décrochage est active.
- Étudier la pertinence qu'un avertissement spécifique soit donné aux pilotes lorsque les signaux de surveillances sont activés.

En plus de ces recommandations, le BEA a fourni d'autres consignes de sécurités liées au retour d'expérience, au suivi et à la surveillance de l'exploitant.

### **III. Étude des accidents résultants de problèmes anémométriques**

#### **III.1. L'accident du vol 6231 (New York), 1<sup>er</sup> Décembre 1974**

Dans cette section, nous nous sommes référés principalement aux données du rapport réalisé par le bureau d'enquête "National Transportation Safety Board" (États-Unis) en date du 13 Aout 1975 [NTSB, 1975].

##### **III.1.a. Déroulement du vol**

Le 1<sup>er</sup> Décembre 1974, le Boeing 727, exploité par la compagnie "Northwest Airlines", effectue le vol entre l'aéroport de John F. Kennedy (New York) et Buffalo (New York). Environ 12 minutes après le décollage, l'avion entre en collision avec le sol et est détruit.

Quelques minutes après le décollage, l'alarme de survitesse s'est déclenchée, suivi de l'alarme de décrochage quelques secondes plus tard. Malgré les essais infructueux des pilotes pour diminuer la vitesse, l'avion prend davantage d'altitude jusqu'à 7600 mètres avant qu'il ne commence à décrocher. À ce moment, l'avion entre dans une descente « spirale » hors contrôle et extrêmement rapide. Deux minutes après le déclenchement de l'alarme, l'avion entre en collision avec le sol engendrant la mort des 3 membres d'équipage qui étaient à son bord.

L'avion, exploité par Northwest Airlines, était certifié et entretenu conformément aux normes exigées par l'administration fédérale de l'aviation. Les membres d'équipages étaient qualifiés et certifiés pour effectuer le vol avec des périodes de repos suffisantes dans les 24 heures précédant le vol. Dans l'avion Boeing 727, les systèmes affichant respectivement, sur le tableau de bord du pilote, sur le tableau de bord du copilote, et sur l'enregistreur, des données de vol, sont connectés à des instruments de mesure séparés.

En ce qui concerne les conditions climatiques, les météorologues ont signalé l'existence de chutes de neige modérées allant du lac Michigan aux Appalaches (chaîne de montagnes).

### **III.1.b. Analyse de l'accident et conclusions de l'enquête**

#### ***III.1.b.i Analyse de l'accident***

L'avion était certifié, équipé et entretenu conformément aux normes exigées. Avant le décollage, l'avion pesait substantiellement moins que son poids maximal autorisé. L'équipage était suffisamment certifié et chaque membre d'équipage avait pris suffisamment de temps de repos. Aucun des membres n'avait de problèmes médicaux ou physiologiques pouvant affecter leurs performances.

Les conversations enregistrées sur la boîte noire ont révélé que, à 4000 mètres d'altitude, l'équipage de vol s'est inquiété quant aux performances de l'avion en raison de l'incohérence entre la vitesse indiquée et la variation de l'altitude en fonction de temps (taux de montée). Les enquêteurs ont constaté une vitesse et un taux de montée très élevés avant le décrochage, respectivement 1980 mètres/minute et 4500 mètres ; des valeurs incompatibles avec les performances et la capacité de l'avion.

L'analyse a montré qu'il existait une relation directe entre les vitesses mesurées et les valeurs d'altitude. Cette relation était fondée sur les hypothèses que la pression totale mesurée par le système de Pitot était restée constante dans la phase de montée, alors qu'elle devrait normalement varier en fonction de l'altitude. Ces hypothèses ont été validées par des tests qui affirment que les traces de vitesse et d'altitude de l'enregistreur ne pouvaient être reproduites, que si la mesure de la pression totale était maintenue constante pendant que l'avion prenait de l'altitude. Les résultats des analyses affirment également que les trois systèmes de Pitot ont donné des mesures de vitesses presque identiques, mais erronées. Cette affirmation est soutenue par le fait que les pilotes n'ont pas remarqué de différence entre les mesures affichées sur les tableaux de bord de chacun des copilotes. De plus, l'activation quasi simultanée des systèmes d'alerte de survitesse tend à prouver que la vitesse affichée au pilote était très proche de celle trouvée sur l'enregistreur.

Les indications erronées de la vitesse étaient simultanées pour toutes les sondes. Ceci ne peut être expliqué, sachant que les systèmes sont totalement indépendants et que les seuls éléments communs sont les caractéristiques de fonctionnement et de conception, que par un blocage simultané de toutes les sondes de Pitot par les cristaux de glace. Le bureau d'enquête "National Transportation Safety Board" a conclu que les têtes de Pitot ont été bloquées par les cristaux de glace qui se sont accumulés autour d'elles ne permettant plus la prise de mesures. Cette conclusion est validée par les erreurs de mesure de vitesse enregistrées, lorsque l'avion volait à 4000 mètres ainsi que par l'humidité qui se trouvait dans les têtes de Pitot lorsque les débris ont été retrouvés. En effet, il est quasiment impossible que tout autre type de blocage ou de dysfonctionnement eussent ait pu affecter simultanément les trois systèmes indépendants.

La formation de glace sur les têtes de Pitot aurait pu être évitée par l'activation des résistances de chauffage accessibles à partir du tableau de bord. Les enquêteurs ont conclu que ces éléments de chauffage n'ont jamais été activés puisque les interrupteurs n'étaient pas en position «Marche»

pendant le vol. Cette conclusion est soutenue par la position et l'état des interrupteurs d'activation lorsque les débris ont été retrouvés.

Le bureau d'enquêtes explique la non-activation de ces éléments de chauffage par le non-respect de la liste de contrôle et le manque d'expérience du copilote. L'analyse de la situation par l'équipage avait été fortement influencée par les facteurs météorologiques et par les vitesses affichées sur les tableaux de bord. Les pilotes n'ont pas pu remarquer l'incohérence des valeurs de vitesse avec l'altitude, vu qu'il aurait été impossible, à des valeurs importantes d'altitude, que la vitesse de l'avion continue d'augmenter.

### *III.1.b.ii Faits liés à l'accident*

Les investigations réalisées ont mené les enquêteurs à élaborer les conclusions suivantes :

- Tous les membres de l'équipage étaient formés et suffisamment qualifiés pour assurer le vol.
- L'avion avait été correctement entretenu et était en état de navigabilité pour le vol. Son poids brut était dans les limites prescrites.
- L'avion avait décollé sans aucune preuve d'un dysfonctionnement ou d'un défaut de structure.
- Les membres d'équipage disposaient des informations correctes concernant les conditions météorologiques.
- Les conditions météorologiques pendant le vol ont causé la formation des cristaux de glace autour du système de Pitot.
- L'avion a accumulé suffisamment de cristaux de glace pendant son vol pour bloquer complètement les orifices de prise de la pression totale. Les orifices de prise de la pression statique n'étaient pas affectés par la glace.
- Les têtes des sondes se sont retrouvées complètement bloquées lorsque l'avion a atteint une altitude de 4800 mètres.
- Les sondes se sont retrouvées gelées par la glace en raison de la non-activation des éléments de chauffage avant et pendant le vol.
- Le blocage total des sondes a généré une incohérence des mesures entre la pression totale, erronée et élevée, et la pression statique qui diminuait.
- Les alarmes de survitesse et de décrochage se sont déclenchées simultanément à cause des mesures de vitesse très importantes et de l'altitude très élevée prise par l'avion.
- Les membres de l'équipage ont mal réagi à ces alarmes et n'ont pas pu appliquer la procédure appropriée à cette situation.
- Suite au décrochage, l'avion est entré dans une descente « spirale » incontrôlée. Tout au long de la descente, les membres de l'équipage ont réagi aux indications de vitesse, erronées, et non aux indications d'altitude. Ces erreurs ont conduit à la non-application de la procédure adéquate par rapport à la situation.

### ***III.1.b.iii Cause probable de l'accident***

Le bureau d'enquête 'National Transportation Safety Board' a estimé que la cause probable de l'accident était la perte de contrôle de l'avion due au fait que l'équipage n'avait pas réussi à identifier et à bien réagir à la situation de décrochage. Le rapport précise que le décrochage a été précipité par les réactions inappropriées de l'équipage à des indications erronées de vitesse dont l'origine était le blocage des tubes Pitot par des cristaux de glace. Les enquêteurs ont affirmé que le givrage des tubes avait résulté de la non-activation des éléments de chauffage et de dégivrage des tubes Pitot avant et pendant le vol et ce, contrairement aux procédures opérationnelles standard.

### **III.1.c. Recommandations de sécurité**

Par conséquent, le bureau d'enquête 'National Transportation Safety Board' a émis les recommandations suivantes à l'administration fédérale de l'aviation (États-Unis) :

- Emettre un bulletin d'informations aux inspecteurs de l'aviation générale pour sensibiliser les pilotes au besoin d'utiliser les informations lorsque les indications de mesures de la pression ainsi que de la vitesse semblent erronées et douteuses. Ce bulletin devra être diffusé à tous les opérateurs afin qu'il soit intégré dans les procédures de sécurité et les programmes de formation.
- Exiger la mise en place d'un système d'alerte additionnel sur le tableau de bord des pilotes. Ce système sera chargé d'avertir les pilotes à travers un signal lumineux ou sonore lorsque le système de chauffage des sondes est désactivé.

## **III.2. L'accident du vol 301 (République Dominicaine), 6 Février 1996**

Les informations concernant le vol 301 sont principalement issues du rapport final de l'accident, réalisé par la Direction Générale de l'Aviation Civile de la République Dominicaine [DGAC, 1996].

### **III.2.a. Déroulement de l'accident**

Le 6 février 1996 à 3 :40 (UTC), le Boeing 757, opéré par la compagnie aérienne « Birgenair », a décollé de l'aéroport de « Gregori-Luperon » (République Dominicaine) à destination de l'aéroport de « Frankfurt-Rhein » (Allemagne) avec deux escales à Gander (Canada) et Berlin (Allemagne).

Au cours du décollage, le pilote annonce à son copilote que son indicateur de vitesse ne fonctionne pas. Celui du copilote fonctionnant, le commandant de bord décide de poursuivre le décollage. Pendant que l'avion prenait environ 1400 mètres d'altitude, l'équipage a reçu des messages d'alerte. Les différentes indications de vitesses et l'activation simultanée des alarmes de survitesse et de décrochage ont perturbé les pilotes. Malgré les essais des pilotes, l'avion a continué à perdre de la vitesse et de l'altitude. 5 minutes après son décollage, l'avion est entré en collision avec la mer et a été détruit complètement engendrant la mort de 176 passagers et 13 membres d'équipage.



Le rapport final de l'accident confirme qu'il n'y avait aucune défaillance matérielle dans l'avion et que les conditions de navigation étaient bonnes. Les conditions météorologiques dans la zone du vol étaient également favorables.

### **III.2.b. Analyse de l'accident**

Les analyses affirment que les installations de l'aéroport international «Gregori-Luperón» (République dominicaine), les services de la circulation aérienne et de communication étaient conformes aux normes et n'ont pas contribué à l'accident.

Le poids, la structure et les performances techniques de l'avion étaient conformes aux recommandations de sécurité. Le trajet exigeait trois pilotes qui étaient à bord. Ces derniers étaient bien qualifiés pour assurer le vol.

#### ***III.2.b.i Facteurs opérationnels et d'exploitation***

Le rapport final (1996), publié par le Bureau d'investigation des accidents aériens de la République dominicaine confirme que les membres d'équipage étaient convenablement certifiés et avaient des qualifications conformes aux exigences internationales. Toutefois, il a été estimé que l'équipage n'était pas bien formé pour reconnaître, analyser et prendre les bonnes actions dans une situation de décrochage à haute altitude, comme celle qui a été présentée pendant ce vol.

Les trois membres d'équipage avaient les autorisations médicales appropriées certifiant leurs capacités à assurer le vol. Cependant, le commandant de bord avait 62 ans, qui, dans certains pays, l'aurait empêché d'être le premier pilote.

L'enquête réalisée sur l'équipage a conclu que la confusion dans le poste de pilotage a résulté d'un manque de connaissance de quelques sous-systèmes d'avions et une mauvaise maîtrise de la discipline procédurale. Ceci est prouvé par le fait que les pilotes n'ont pas correctement réagi aux alarmes de décrochage.

À partir de ces résultats, les enquêteurs affirment que cet accident a montré que les exigences internationales en matière de formation des pilotes ne sont pas compatibles avec la modernisation de l'industrie du transport aérien et le développement d'avions modernes. En outre, ils estiment que les autorités de la navigation aérienne devraient réviser les exigences de formation pour atteindre le maximum d'efficacité de gestion des vols et des situations imprévisibles.

#### ***III.2.b.ii Facteurs de maintenance***

L'avion a été certifié conformément à la réglementation internationale. Les inspections requises par les normes internationales de navigation aérienne ont été également réalisées et aucune anomalie n'a été notée

Etant donné que l'avion n'avait pas volé pendant vingt jours, un essai au sol du moteur avant le prochain décollage a été réalisé, pendant cette période. Les enquêteurs pensent que les couvercles des tubes de Pitot n'ont pas été réinstallés après l'essai au sol du moteur.

Toutefois, les enquêteurs ont conclu que l'obturation des sondes de Pitot par des insectes pendant le temps que l'avion était sur le sol, était la cause d'absence puis d'incohérence des mesures de vitesse.

### **III.2.c. Cause de l'accident**

La commission d'enquête du bureau d'investigation des accidents aériens de la République dominicaine a déterminé que la cause probable de l'accident était une indication erronée des mesures de la vitesse lors de la phase de décollage, suivi par la non-application de la procédure de décrochage ainsi que la non-maitrise des instructions de récupération du contrôle de l'avion.

En se référant au même rapport, les principaux facteurs qui ont contribué à cet accident sont :

- La formation des membres de l'équipage aux procédures qui doivent être appliquées dans de telles situations.
- Le manque de savoir-faire d'une partie de la communauté aéronautique concernant la gestion des indications de la vitesse, le système de pilotage automatique, les systèmes d'aviation et l'utilisation d'autres sources de données quand les indications de mesure du système Pitot sont erronées ou contradictoires.
- Une politique de maintenance inadéquate :
- Le cache des sondes de Pitot n'était pas installé : un système de protection des sondes de Pitot lorsque l'avion est au sol.
- Absence d'une procédure d'inspection régulière pour vérifier le bon fonctionnement du système Pitot lorsque l'avion est au sol.

Ces facteurs étaient combinés à d'autres facteurs additionnels :

- Il est possible que certains membres d'équipage n'aient pas été physiquement ou mentalement prêts à effectuer le vol.
- L'âge du commandant de bord (62 ans) ne lui a pas permis d'agir rapidement et convenablement face à la situation qui était exceptionnelle et imprévisible.
- La formation de Birgenair ne contenait pas la gestion des ressources de l'équipage et est entrecoupée fréquemment par des formations extérieures.
- L'avion ne disposait pas d'un système d'alerte qui détecte et inspecte les mesures erronées renvoyées par les sondes de Pitot.

### **III.2.d. Recommandations de sécurité**

Suite à cet accident, le Bureau a mis en place les recommandations de sécurité suivantes :

- Exiger une révision pour les vols de Boeing 757/767 afin de notifier aux pilotes l'activation des avertissements automatiques pour les indications de vitesse qui semblent erronées.
- Exiger, de la compagnie aérienne Boeing, la modification des systèmes d'alerte et des procédures d'urgence.

- S'assurer que tous les membres de l'équipage soient bien formés pour répondre correctement à un scénario pour lequel les sondes Pitot renvoient des mesures erronées.
- Emission d'un bulletin d'information notifiant aux inspecteurs des circonstances de cet accident, afin de s'assurer que, pendant la formation, ils mettent l'accent sur l'importance de détecter une défaillance de l'indicateur de vitesse au cours du décollage.
- Que chaque compagnie aérienne dispose d'un manuel de formation spécifique au type d'opérations propres à la compagnie.

### **III.3. L'accident du vol 603 (Pérou), 2 Octobre 1996**

Les données citées dans cette section se réfèrent en grande partie au rapport réalisé par le Ministère de Transport du Pérou en Décembre 1996 [MT, 1996].

#### **III.3.a. Déroulement de l'accident**

Le 20 octobre 1996, le Boeing 757, exploité par « Aeroperu », doit effectuer le vol 603 au départ de l'aéroport de Lima (Pérou) à destination de l'aéroport de Santiago (Chili). Quelques secondes après le décollage, le pilote a signalé des changements anormaux des valeurs d'altitude et de vitesse. Ainsi, il a engagé la procédure d'urgence pour retourner à l'aéroport de Lima. Pendant la phase de descente, la vitesse affichait une valeur très importante dépassant celle à partir de laquelle l'alarme de survitesse se déclenchait normalement.

L'incohérence totale entre les données de vitesse qui s'est manifestée par des alarmes multiples a mené le pilote à les ignorer et à se servir uniquement des indications d'altitude. Après une durée du vol d'environ 30 minutes, l'avion s'est écrasé en mer. L'accident a provoqué un total de 70 morts, dont 9 membres de l'équipage et 61 passagers.

#### **III.3.b. Analyse de l'accident**

L'analyse de l'accident a permis d'établir les faits suivants :

##### ***III.3.b.i Faits liés aux pilotes***

Le commandant de bord dispose d'une grande expérience professionnelle et des exigences médicales nécessaires. Cependant, particulièrement dans ce vol, une série de facteurs est intervenue, chronologiquement, comme suit :

- Au cours de l'inspection avant vol, le commandant de bord ne s'est pas rendu compte des bandes adhésives qui couvraient les ports statiques des sondes de Pitot, ce qui était probablement la première cause de la situation d'urgence. Les déclarations du personnel d'entretien indiquent que l'inspection avant le vol a été effectuée par le pilote commandant de bord, et non, comme d'habitude, par le copilote.
- Le pilote n'a pas réagi immédiatement à la situation d'urgence, en raison de la confusion causée par les alarmes de survitesse et les indications erronées.

- L'équipage n'a pas réussi à maintenir l'altitude en se servant de l'altimètre, le seul instrument qui est resté fiable pendant le vol.

### *III.3.b.ii Faits liés à l'avion et à la compagnie aérienne*

Les enquêteurs ont constaté que l'avion avait des conditions optimales pour assurer le vol en se basant sur les activités d'inspection, de contrôle qualité et de maintenance réalisées avant le vol.

Les tableaux de performance des Boeing 757, indiquent qu'ils peuvent effectuer en toute sécurité un vol régulier entre Lima et Santiago du Chili. L'avion a décollé de Lima avec une quantité de carburant plus que suffisante pour les trois heures de vol.

La compagnie aérienne dispose d'une grande expérience dans l'exploitation de différents types d'avions et de vols aux niveaux national et international. Elle dispose également d'un personnel bien qualifié et formé conformément aux normes exigées.

### **III.3.c. Causes de l'accident**

En se basant sur les faits présentés ci-dessus, et aux investigations réalisées, la Direction Générale du Transport Aérien du Ministère du Transport et de la Communication du Pérou (Ministry of Transport and Communications – Directorat General of Air Transport, 1996), a conclu que les causes probables de l'accident sont les suivantes :

#### *III.3.c.i Cause principale*

La cause principale de l'accident était probablement l'oubli du retrait des bandes adhésives de protection, placées sur les sondes de mesure de la pression statique. Par conséquent, aucune information sur la vitesse de l'avion ne pouvait être indiquée au pilote.

#### *III.3.c.ii Causes secondaires*

Les facteurs probables qui ont contribué à cet accident sont :

- Une erreur du pilote par le non-respect de la procédure de vérification du bon fonctionnement de différents instruments de mesure avant la phase de décollage.
- Le co-pilote aurait dû être plus insistant, autoritaire et convaincant envers le pilote au sujet des alarmes à proximité du sol.

### **III.3.d. Recommandations**

Les recommandations de sécurité qui ont suivi cet accident sont :

- Assurer, pour tous les membres de l'équipage, une bonne formation sur la procédure d'urgence appropriée dans le cas de la perte de toute information concernant la vitesse ou l'altitude.
- Implémenter un meilleur système de contrôle des équipements de l'avion.
- Améliorer les compétences techniques de l'équipe de maintenance.

- Installer un système afin de détecter et éviter la réception d'alarmes contradictoires au sujet de la vitesse ou de l'altitude.

### **III.4. L'accident du vol 90 (Florida), 13 Janvier 1982**

Les informations relatives à cette section sont extraites du rapport réalisé par le bureau d'enquête 'National Transportation Safety Board' (États-Unis) en 10 Aout 1982 [NTSB, 1982].

#### **III.4.a. Déroulement de l'accident**

Le 13 Janvier 1982, le Boeing 737, opéré par Air Florida, doit effectuer le vol régulier entre l'aéroport de Washington et l'aéroport de Lauderdale (Florida) avec une escale à l'aéroport de Tampa (Florida). L'avion transportait 79 personnes dont 5 sont les membres de l'équipage. Le vol a été retardé d'environ 1 heure et 45 minutes en raison d'une chute de neige modérée qui a nécessité la fermeture temporaire de l'aéroport. Immédiatement après le décollage, l'avion a heurté un pont au-dessus du fleuve Potomac puis est entré en collision avec les eaux du fleuve. Seulement 4 passagers et un membre d'équipage ont survécu suite à l'accident. En heurtant le pont, l'accident a causé la mort de 4 automobilistes.

#### **III.4.b. Résultats de l'enquête**

Les investigations et les analyses ont mené les enquêteurs à dégager les faits suivants :

- L'avion était certifié, équipé et entretenu conformément aux normes et aux procédures approuvées.
- Les membres d'équipage étaient qualifiés et formés conformément aux réglementations en vigueur.
- Les conditions météorologiques avant et pendant le vol ont été caractérisées par une chute de neige modérée avec une visibilité réduite.
- Il n'existe pas d'informations disponibles concernant l'efficacité des procédures d'antigivrage dans la protection des systèmes de Pitot en fonction du temps et des conditions environnementales.
- Contrairement aux procédures d'Air Florida, les couvercles des sondes de Pitot n'étaient pas installés.
- Le vol a été retardé suite à une fermeture de l'aéroport causée par les conditions environnementales.
- Le commandant de bord n'a pas utilisé le système de dégivrage des moteurs pendant le décollage.
- Les sondes de pression connectées sur les deux moteurs étaient obturées par les cristaux de glace au moment du décollage.
- L'équipage était conscient de l'adhérence de la neige ou de la glace sur les ailes pendant qu'il était au sol.
- L'alarme de décrochage s'est déclenchée immédiatement après le décollage et a continué jusqu'au crash.

- L'avion a rencontré un phénomène de décrochage et est descendu sous l'impact d'un angle d'incidence élevé.
- La poursuite du vol aurait dû être possible immédiatement après l'activation de l'alarme de décrochage si les membres de l'équipage avaient réagi convenablement.
- L'aéroport national de Washington disposait d'équipements de sauvetage d'eau ; cependant, ces équipements n'ont pas été testés pour être utilisés dans les eaux couvertes de glace et se sont avérés ainsi inefficaces.

#### **III.4.c. Causes**

Le Bureau d'investigation a estimé que la cause probable de cet accident était principalement la non-utilisation des systèmes d'antigivrage des moteurs pendant la phase de décollage, le commandant de bord ayant pris la décision de décoller avec de la glace sur l'avion et de poursuivre le décollage, malgré les indications douteuses des instruments de mesure de la vitesse.

#### **III.4.d. Recommandations**

À la suite de cet accident, le Bureau d'investigation a émis les recommandations suivantes :

- Sensibiliser immédiatement tous les opérateurs aériens du danger potentiel de l'accumulation des cristaux de glace dans les sondes de pression et exiger qu'ils demandent aux membres d'équipage de vérifier la fiabilité des instruments de mesure avant et pendant le décollage.
- Examiner les procédures de dégivrage utilisées dans les mauvaises conditions météorologiques.
- Demander immédiatement aux membres d'équipage d'inspecter visuellement les surfaces des ailes avant le décollage.
- Favoriser la documentation sur l'effet du blocage de la sonde de pression.
- Diffuser immédiatement la liste des recommandations de sécurité aux opérateurs étrangers assurant des vols avec de mauvaises conditions météorologiques.

### **III.5. L'accident du vol 795 (New York), le 2 Mars 1994**

Les données sur cet accident se réfèrent au rapport réalisé par le Conseil National de la Sécurité des Transports 'National Transportation Security Board' en 1995 [NTSB, 1995].

#### **III.5.a. Déroulement du vol**

Le 2 Mars 1994, l'avion opéré par 'Continental Airlines', effectuant le vol 795 a décollé de l'aéroport de La Guardia (New York). Le décollage a été interrompu à cause d'indicateurs erronés de la vitesse. En effet, les freins étaient inefficaces et l'avion est entré en collision avec un plancher avant de quitter le sol. L'avion transportait 100 passagers et 6 membres d'équipage. L'accident a engendré 29 blessés. Aucun blessé grave ou décès n'a été rapporté.

Le vol était un vol de retour à l'aéroport international de Denver (Colorado). Avant de décoller, le commandant de bord a effectué un contrôle général de l'avion et a demandé également le dégivrage des tubes.

### **III.5.b. Résultats de l'enquête**

Les enquêtes réalisées par le Conseil national de la sécurité des transports des États Unis ont conclu que les membres d'équipage et les agents de bord étaient qualifiés pour effectuer le vol conformément aux normes en vigueur. L'avion était également certifié et entretenu conformément aux exigences et n'a donc pas été un facteur contribuant à cet accident.

Malgré un plan de dégivrage mis en place avant le décollage, les enquêteurs ont estimé qu'une accumulation de cristaux de glace dans les tubes de Pitot a donné lieu à des lectures erronées de la vitesse pendant la phase de roulage.

Les analyses menées par le Conseil national de la sécurité des transports ont montré que la cause probable de l'accident était la non-conformité de l'application de la procédure d'activation des éléments de chauffage des tubes, qui, ayant des cristaux de glace obturant leurs orifices, ont donné lieu à des mesures de vitesses imprécises. La réaction de l'équipage aux fausses indications n'a pas été non plus en adéquation avec les faits, ce qui a empêché la phase de décollage.

Le tableau 1 cite d'autres accidents et incidents liés à un mauvais fonctionnement des systèmes de Pitot.

Vol	Date	Cause principale
Vol 630 de « Scandinavian Airlines »	30/01/1973	La glace accumulée sur les tubes de Pitot a engendré des erreurs de mesures.
Vol de « Midwest Airlines »	12/05/2005	L'équipage n'avait plus des mesures de vitesse fiables à cause des cristaux de glace.
Vol de « Astraeus Airlines »	28/01/2009	La présence d'insectes sur les sondes, non recouvertes au sol, a donné lieu à des mesures erronées de vitesse.
Vol 5904 de "Turkish Airlines"	07/04/1999	L'équipage a perdu le contrôle de l'avion suite à l'impossibilité d'identifier la cause des mesures erronées des tubes de Pitot.

**Tableau 1 Liste des principaux accidents et incidents liés à un problème du système Pitot depuis 1973**

Afin d'assurer le décollage, il faut que l'écoulement aérodynamique produise une force de portée suffisante par rapport au poids de l'avion. Cette force dépend de plusieurs paramètres, dont principalement la vitesse de l'avion, l'angle d'incidence et l'altitude. La mesure et le suivi en temps réel des valeurs de ces paramètres sont assurés par des capteurs physiques : les sondes Pitot qui mesurent la pression totale et statique, les gyroscopes qui mesurent l'assiette et l'inclinaison ainsi que les sondes qui mesurent les angles d'incidence. Dans ce rapport, nous focaliserons notre travail sur les sondes de Pitot.

Les enquêtes réalisées pour les accidents en relation avec des problèmes anémométriques montrent qu'il ya des facteurs communs dans tous ces accidents. Nous remarquons qu'il n'ya pas une seule cause déterminante, mais plutôt un ensemble de facteurs qui ont coexisté et contribué à l'aggravation de la situation.

## **IV. Synthèse des causes à partir des résultats d'enquêtes**

La synthèse des facteurs, à l'origine des accidents liés aux erreurs de mesures des tubes de Pitot nous mène à les classer en deux grandes catégories.

### **IV.1. Facteurs liés au fonctionnement du système de Pitot**

Le problème de fonctionnement des systèmes anémométriques représente la cause principale de ces accidents. En effet, les indications erronées des sondes de Pitot peuvent entraîner une situation critique lorsqu'elles sont combinées avec d'autres facteurs. Par exemple, lorsque le pilote a déjà été confronté, au cours d'un exercice ou d'un vol, à la nécessité d'atterrir sans anémomètre, la panne impromptue du système sera une situation certes délicate, mais connue et maîtrisée par le pilote.

Les défaillances anémométriques sont essentiellement dues aux dégradations de la qualité des sondes de prise de la pression totale et statique. Il en résulte un problème de conduction de flux de l'information de pression le long de la conduite de pression statique ou le long de la conduite de pression totale.

Du fait des contrôles techniques fréquents et du renouvellement régulier des systèmes de Pitot, les défaillances mécaniques sont relativement rares. Ainsi, les erreurs de mesure des tubes, lors des vols, sont principalement dues à :

- L'obstruction partielle ou totale de l'un des tubes (insectes, cristaux de glace)
- L'intrusion de poussière, de corps étrangers.

Suite aux rapports d'enquêtes, il apparaît que ces pannes peuvent trouver leurs origines à travers des facteurs humains, combinés avec d'autres facteurs, tels que les mauvaises conditions climatiques. Il en résulte le givrage et l'obturation des tubes par des cristaux de glace et ainsi l'imprécision de la mesure renvoyée par le système de Pitot.



## **IV.2. Les facteurs humains**

### **IV.2.a. Problèmes d'interprétation**

Le problème d'interprétation est un facteur qui contribue à l'aggravation de la situation d'urgence. Suite à la détection d'une incohérence des mesures entre des instruments de mesure différents (altimètre, sonde de Pitot, sonde de mesure de l'angle d'incidence...) ou entre deux instruments identiques, les membres d'équipage éprouvent des difficultés à déterminer l'origine des incohérences ou à déterminer les instruments défaillants.

Les compagnies aériennes affirment que les erreurs d'interprétation ne sont pas liées aux qualifications et à la formation des pilotes. En effet, il n'est pas rare que des pilotes expérimentés commettent des erreurs de jugement. En ce sens, les compagnies aériennes essaient de renforcer, pour l'ensemble de leurs pilotes, les formations liées à la gestion des situations d'urgence à haute altitude.

### **IV.2.b. Procédures**

Ces facteurs causals sont en relation avec la non-conformité des procédures appliquées suite à la détection des alarmes d'urgence. Cette non-conformité procédurale est expliquée par :

- Le non-respect des procédures et des consignes sur les listes de contrôle.
- La non-consultation des mises à jour des documents qui contiennent des informations utiles et des recommandations dans les situations critiques (Exemple : Vol avec cartes spéciales en cas d'informations de vitesses incorrectes).
- La mauvaise interprétation de la situation.

### **IV.2.c. Décisions tactiques**

Face à la situation d'urgence et aux alarmes multiples, il arrive que les pilotes prennent de mauvaises décisions dans la gestion du vol et ne mettent pas en œuvre les procédures adéquates. Ces décisions, qui sont la conséquence des facteurs cités précédemment, aggravent la situation et il en résulte plus de confusion dans le poste de pilotage.

Ces facteurs causals sont principalement des facteurs humains liés à l'oubli, à l'inattention et à l'incapacité de gérer les situations critiques, notamment à haute altitude.

### **IV.2.d. Préparation insuffisante de l'avant-vol**

Dans de nombreux cas, les origines de l'accident se situent lors de la préparation de l'avant-vol. Ces facteurs sont souvent liés à des manquements lors du contrôle pré-vol de l'avion, de la planification du vol selon les prévisions météorologiques ou lors de la vérification de la quantité de carburant dans les réservoirs avant le vol.

Les résultats de ces enquêtes nous ont donc menés à identifier les causes pour lesquelles les sondes de Pitot n'ont pas renvoyé des mesures fiables. Bien qu'il existe d'autres facteurs

opérationnels et mécaniques qui impactent directement la qualité de la mesure, l'analyse de ces facteurs sera présentée dans le deuxième chapitre.

## V. Solutions pratiques envisageables

### V.1. Solutions relatives à la sécurité aérienne

La gestion de la sécurité aérienne implique l'identification des risques, l'évaluation de ceux-ci et l'amélioration continue de la qualité du secteur du transport aérien. Au niveau européen, l'agence européenne de la sécurité d'aviation publie une revue annuelle présentant le bilan du secteur du transport aérien aux échelles européenne et mondiale.

Dans cette optique, l'agence européenne de la sécurité d'aviation a élaboré un plan de sécurité visant à renforcer la participation des acteurs du domaine dans l'amélioration de la qualité de service et réduire ainsi les risques d'accident.

Pour ce plan de sécurité, l'agence est en collaboration avec d'autres conseils et bureaux de sécurité de différentes régions du monde qui établissent un ensemble de solutions à mettre en œuvre pour améliorer la sécurité aérienne et ainsi réduire les accidents. Ce plan concerne tous les équipements de l'avion, incluant le système de Pitot, et traite tous les facteurs qui peuvent mener à un accident. L'élaboration de ce plan de sécurité a pris en compte toutes les préoccupations de sécurité. Ces problèmes ont été classés en différentes catégories. La première intègre les problèmes opérationnels qui sont étroitement liés aux événements signalés pendant le vol. La deuxième catégorie englobe les problèmes systémiques, affectant les performances de l'avion dans son ensemble. Ces problèmes sont généralement à la base de problèmes opérationnels, tandis que la troisième catégorie est liée aux problèmes de sécurité impliquant une mauvaise application d'une procédure ou un non-respect des consignes de sécurité. La dernière catégorie implique, quant à elle, les facteurs humains. Cette catégorie est la plus importante, sachant qu'elle est liée à toutes les autres catégories. Le plan d'action établi est donc réalisé suivant ces catégories.

Dans cette section, nous nous sommes référés principalement au plan de sécurité (2011-2014) établi par l'Agence Européenne de la Sécurité [AESA, 2011].

#### V.1.a. Solutions relatives aux problèmes de fonctionnement du système

Les problèmes systémiques touchent le fonctionnement de l'avion dans son ensemble. Dans la plupart des accidents, ces problèmes sont à l'origine de déclenchement d'autres facteurs. Ils sont principalement liés aux problèmes de sécurité et de procédures.

Les actions proposées visent à améliorer la coordination et le partage des informations entre les différentes régions européennes et le monde entier. Le tableau 2 résume les actions émises dans cette optique et leurs finalités.

Action envisagée	Finalité de l'action
Élaborer l'approche de la gestion de la sécurité en coordination avec tous les états membres afin d'émettre un programme commun de sécurité	Renforcer la coordination et le partage d'informations entre les états.
-Incorporer les outils d'analyse de la sécurité aérienne et intégrer tous les facteurs dans l'étude et la mise en place du programme de sécurité. - Intégrer les outils d'analyse de sécurité et les systèmes de gestion de sécurité	Renforcer le rôle et l'efficacité du programme de sécurité dans tous les domaines d'aviation.
Organiser des ateliers aux quels tous les états membres doivent participer pour partager l'expérience sur la mise en œuvre des exigences d'organisation.	Assurer une bonne gestion de la sécurité.
Développer une approche structurée de l'identification des risques et la collecte des informations sur la sécurité aérienne.	Harmoniser les approches des systèmes de gestion de sécurité.
Promouvoir la compréhension des principes et exigences des systèmes de gestion de sécurité dans différents pays	Renforcer la contribution de différents pays et collecter plus d'informations.
Soutenir les organisations de gestion des crises d'aviation dans les états membres.	Optimiser la gestion des situations de crise.
Fournir un ensemble de règles explicites et concises couvrant tous les problèmes de sécurité et assurer la surveillance sur l'application de ces règles	Globaliser le système de règlement

Tableau 2 Plan d'action proposé pour les problèmes systémiques d'aviation

### **V.1.b. Solutions relatives aux problèmes opérationnels**

L'analyse des données sur les accidents montre que les problèmes opérationnels ont un impact important sur la sécurité aérienne. Ces problèmes représentent les événements qui précèdent immédiatement un accident. Avant leur apparition, d'autres problèmes de sécurité sont déclenchés réduisant la marge de sécurité disponible. Ceux-ci peuvent être relatifs à la météo, au trafic aérien,

à l'équipage de l'avion, etc. Dans ce sens, il s'avère important d'éviter les problèmes qui déclenchent ces événements et réduisent leurs effets, une fois survenus.

Le tableau 3 illustre les principales actions émises par l'agence européenne de sécurité dans le plan de sécurité établi pour 2011-2014.

Action envisagée	Finalité de l'action
Collaborer avec l'organisation internationale de la sécurité aérienne lors de l'élaboration du plan de sécurité.	Approuver les résultats du plan avec ceux de l'organisation.
Établir des programmes de sécurité entre des états membres en coopération avec les compagnies aériennes, les services du contrôle aérien et les équipages.	Inclure les règles de sécurité de l'aéroport dans les programmes nationaux de sécurité
- Développer des exigences de sécurité dans l'aéroport.  -Partager des informations et des actions élaborées au niveau national avec le reste des états membres.	Renforcer la crédibilité et l'efficacité du plan de sécurité établi
Introduire des exigences sur la mise en œuvre de systèmes d'alertes intelligents, d'incorporation des listes de contrôle des systèmes électroniques et	Renforcer le contrôle des systèmes électroniques et des systèmes d'alerte dans l'avion.
Mettre à jour l'état de vol et des équipements en temps réel et introduire des exigences relatives aux temps de repos des membres d'équipage	Assurer des bonnes performances de pilotage
Mettre à niveau les exigences relatives aux certifications et s'assurer que les avions fonctionnent en toute sécurité dans les conditions de givrage	Réduire le risque de givrage
Développer les travaux de recherche visant à mieux comprendre le comportement de la vapeur d'eau et des cristaux de glace présents dans le carburant.	Éviter les problèmes de fonctionnement du moteur dans des mauvaises conditions climatiques
Améliorer la qualité des données relatives à la sécurité aérienne	Améliorer l'évaluation des risques relatifs à la sécurité aérienne.

Tableau 3 Plan d'action relatif aux problèmes opérationnels

### V.1.c. Solutions relatives aux problèmes de sécurité

Cette section s'intéresse aux problèmes de sécurité découlant des opérations ou réglementations et intégrant des éléments de sécurité. Les questions identifiées dans cette section traitent, d'une part les changements dans les règles et procédures de sécurité d'aviation et, d'autre part, font face à l'introduction de nouveaux produits, systèmes, technologies et opérations pour lesquels les règlements devraient être mis à jour.

Le tableau 4 illustre les principales actions émises dans le plan de sécurité établi par l'agence européenne de sécurité.

Action envisagée	Finalité de l'action
Établir une approche d'évaluation des risques basée sur des avis d'experts, des projets d'études, des questionnaires et des scénarios.	Anticiper et gérer les risques futurs
Établir des simulations sur la situation future du secteur aérien	Préparer des plans de sécurité adéquats aux futures évolutions
Établir de nouvelles méthodes de formation spécifiques aux problèmes survenus pendant les vols. Les formations sont destinées aux pilotes et au personnel impliqué dans l'entretien des avions	Faire face aux nouvelles procédures d'aviation et au progrès technologique
Surveiller l'application des nouvelles exigences relatives à la certification de formation et de maintenance.	Standardiser les formations des pilotes et du personnel.
Développer une nouvelle politique d'automatisation de pilotage	Augmenter la confiance des pilotes au pilotage automatique
- Prendre des mesures réglementaires appropriées aux problèmes fréquents, tels que, le givrage.  -Réviser les normes et la politique relative aux prévisions climatiques	Gérer les effets des changements climatiques

Tableau 4 Actions relatives aux problèmes de sécurité

### V.1.d. Solutions relatives aux facteurs humains

La croissance continue du nombre de passagers au cours des dernières décennies et le développement des technologies d'aviation à divers niveaux industriels, politiques, économiques

et réglementaires donnent plus d'importance au rôle humain dans la sécurité du secteur du transport aérien.

L'application pratique des exigences relatives aux facteurs humains et la sensibilisation des communautés aéronautiques sur l'importance du rôle humain devraient être pleinement prises en compte dans les programmes de gestion de la sécurité. En effet, il est reconnu que l'erreur humaine est la cause principale contribuant à plus de 75% des incidents et accidents.

Le tableau 5 illustre les principales actions relatives aux facteurs humains dans le plan de sécurité établi par l'agence européenne de sécurité.

Action envisagée	Finalité de l'action
-Développer une stratégie relative aux facteurs humains visant à impliquer les facteurs humains et la performance humaine dans les activités d'aviation civile y compris la réglementation, la surveillance et la standardisation. - Développer un plan d'action basé sur la stratégie précédemment définie	Réduire les effets des facteurs humains
Impliquer les facteurs humains dans l'élaboration des modèles de la gestion du trafic aérien	Optimiser les performances humaines

Tableau 5 Plan d'action relatif aux facteurs humains

## V.2. Solutions spécifiques au système de Pitot

### V.2.a. Solutions proposées par les compagnies aériennes

Suite aux accidents et en plus des nouvelles recommandations de sécurité, les compagnies aériennes, les organisations de sécurité aérienne et les industriels cherchent des solutions pratiques à mettre en œuvre afin d'améliorer la fiabilité des instruments de mesure et de maintenir cette fiabilité tout au long du vol. L'objectif principal consiste à détecter un dysfonctionnement des sondes le plus tôt possible. Ainsi, plusieurs solutions peuvent être proposées, tant au niveau de la maintenance des équipements, que des référentiels ou de la formation des équipages [BEA, 2012].

#### V.2.a.i *Au niveau de la maintenance des équipements*

En ce sens, les compagnies aériennes adoptent une nouvelle politique de maintenance qui consiste à remplacer immédiatement les sondes de Pitot des avions dès lors que des sondes plus fiables et plus performantes sont disponibles sur le marché. Ainsi, suite à l'accident du vol 447 de 2009, la compagnie Air France a procédé au remplacement des sondes Thalès par des sondes Goodrich en 2009 et en 2010.

### *V.2.a.ii Au niveau des référentiels*

Le renforcement du rôle du copilote est l'une des solutions principalement proposées à ce niveau. Le renforcement de son rôle et de ses responsabilités est assuré par des modifications dans les règles de suppléance, par exemple, le commandant de bord se chargera, à l'avenir, de choisir le copilote. Une nouvelle méthode de décision est également proposée : le copilote s'exprime en premier, avant que la décision finale ne soit prise par le commandant de bord ; l'objectif étant d'optimiser la prise de la décision.

### *V.2.a.iii Au niveau de formation des équipages*

Les solutions adoptées quant à la formation des équipages reprennent les recommandations de sécurité des enquêteurs suite aux accidents. Nous citerons principalement :

- La révision des modules d'urgence, au décollage et pendant le vol.
- Le renforcement des entraînements pour les vols à haute altitude.
- Le renforcement de la maîtrise de l'approche de décrochage en présence de l'alarme.
- L'entraînement à l'atterrissage sans indications anémométriques.
- La mise en place d'un système d'audit pour améliorer le retour d'expérience.

### **V.2.b. Solutions proposées par les organisations de la sécurité aérienne**

En se basant sur les résultats d'enquêtes réalisées suite aux accidents aéronautiques, les agences de sécurité aérienne ont émis de nouvelles consignes de navigabilité tant au niveau des certifications qu'au niveau des réglementations. Suite à l'accident de 2009, l'Agence Européenne de Sécurité Aérienne (AESA) a émis les consignes suivantes [BEA, 2012] :

- Interdiction d'utiliser les anciennes sondes Thalès (celles utilisées avant l'accident).
- Réduction de l'intervalle de nettoyage des tubes.
- Augmentation des essais des sondes de Pitot dans des conditions de givrage et en présence des cristaux de glace.
- Mise à niveau des normes relatives aux sondes de Pitot pour qu'elles soient cohérentes avec les nouvelles technologies d'aviation.
- Proposition de normes de certification relatives au fonctionnement des sondes dans les conditions givrantes. En effet, l'AESA exige que la conception des sondes Pitot permette de s'adapter aux conditions de givrage et d'accumulation des cristaux de glace.

L'AESA contribue également aux projets de recherche internationaux visant à mieux maîtriser l'effet des conditions givrantes à haute altitude sur le fonctionnement des sondes de Pitot, en particulier, avec présence des cristaux de glace. Ces recherches viseront à améliorer les mesures de certification relatives aux sondes de Pitot.

## **V.2.c. Solutions proposées par les industriels**

### ***V.2.c.i Actions de l'industrie***

L'industrie aéronautique inclut tout acteur dans un projet susceptible de faire avancer les technologies dans le secteur aérien, d'optimiser les performances du transport aérien et évidemment, de renforcer la sécurité aérienne. Parmi ces acteurs, nous comptons les constructeurs d'avions : Airbus, Boeing et Bombardier et les compagnies aériennes : British Airways, Air France, American Airlines... Les pilotes et les organisations font également partie de ces acteurs. Ces industriels ont décidé de collaborer ensemble afin de garantir une sécurité aérienne optimale et internationale. Parmi les résultats concrets de cette collaboration, nous citerons l'élaboration d'un guide « Air plane upset recovery training aid », régulièrement revu et mis à jour. Ce guide vise à améliorer la formation théorique et pratique sur les problématiques de la gestion d'un vol à haute altitude.

En collaboration avec ces acteurs, l'administration fédérale d'aviation (États-Unis) a émis une liste de propositions et d'outils adéquats pour prévenir, analyser et récupérer un phénomène de décrochage. Les principales instructions visent à :

- Renforcer la formation théorique pour le phénomène de décrochage ;
- Appliquer dans les entraînements des pilotes, des exercices spécifiques à des scénarios d'urgence.
- Assurer un entraînement continu tout au long de la carrière du pilote : depuis le recrutement initial jusqu'à sa retraite.
- Exiger l'utilisation du guide « upset recovery training aid » par les centres de formation et les opérateurs.

### ***V.2.c.ii Contribution à la mise en place d'un système de Pitot rétractable***

Dans les propositions portant sur l'analyse des accidents liés aux tubes de Pitot, il arrive souvent qu'il y ait des problèmes avec la précision de mesure du capteur Pitot. En effet, le système Pitot ne pouvant pas détecter ses propres défaillances, il est nécessaire de procéder à des activités d'inspection de la précision de ses mesures tout au long du vol. Afin de réaliser ces inspections et suivre la dégradation de la qualité des mesures renvoyées par les tubes fixes, nous proposons une solution technique consistant à ajouter un dispositif pour autocontrôler la dégradation de la qualité de la mesure des capteurs. L'objectif principal est d'inspecter la précision des mesures renvoyées par les sondes de Pitot pendant le vol. La fréquence d'inspection fera l'objet d'optimisation dans cette étude.

Une description détaillée de ce dispositif sera présentée au cours du quatrième chapitre de ce manuscrit.

Dans ce qui suit, nous nous soucierons de souligner la motivation de ce travail de recherche, les objectifs ainsi que le cadre principal du rapport.



## VI. Description du problème

Ce travail est principalement motivé par les nombreux accidents aéronautiques liés à un dysfonctionnement du système de Pitot, dont, notamment, le crash de l'Airbus 330 dans le vol Rio-Paris en 2009. Ainsi, le travail de recherche actuel est conduit par la nécessité d'analyser les facteurs de causes de l'imprécision de la mesure du capteur de Pitot et l'effet de ces facteurs sur la durée de vie du système. En effet, les accidents et les situations d'urgence peuvent être réduits en contrôlant les paramètres qui influent sur la précision de mesure du capteur Pitot. La solution technique consiste à mettre en place un dispositif pour mesurer la vitesse de l'avion et calibrer ainsi la mesure des autres sondes. L'objectif final de ce travail est de déterminer une politique d'inspection optimale qui minimise la dégradation totale de la qualité de mesure par unité du temps dans un horizon de temps fini. La présente étude est appliquée au système de capteurs de Pitot. Cependant, l'approche pourrait être généralisée à tout système d'unités multiples irréparable soumis à une détérioration continue. Un exemple numérique est présenté pour illustrer le modèle analytique proposé.

### VI.1. Objectifs de travail

La finalité de ce travail de recherche consiste à déterminer la périodicité d'inspection optimale d'un dispositif de contrôle de mesure soumis à des conditions de fonctionnement variables. Les principales contributions sont :

- Recensement et études des relations causales qui induisent des erreurs de mesure renvoyées par les tubes de Pitot.
- Modélisation de la dégradation de la qualité de la mesure en considérant les causes significatives.
- Développement de politiques d'inspections dont le critère décisionnel est la qualité de la mesure du système.

### VI.2. Environnement et principales hypothèses de travail

Le système proposé est constitué d'un ensemble de tubes de Pitot fixes et d'un dispositif supplémentaire qui inspectera et calibrera les mesures de ces tubes. Pour la suite de cette étude, l'horizon de temps défini correspondra au temps du vol (horizon de temps fini).

Les hypothèses présentées ci-dessous régissent les travaux menés dans cette thèse :

- L'horizon de temps sur lequel sera étudié le système Pitot correspondra au temps du vol (horizon de temps fini).
- Le processus de dégradation de la qualité de mesure peut être modélisé par deux approches, le modèle stochastique et celui basé sur les modèles de régression. Ces deux approches seront analysées dans ce manuscrit.
- Le système de Pitot est considéré comme un système de  $k$ -parmi- $n$ .

- Dans la modélisation par l'approche de régression, l'influence des conditions opérationnelles est indépendante du temps.
- Le système de Pitot est considéré non-réparable durant sa mission. Dans cette optique, nous focaliserons nos travaux sur la détermination d'une politique d'inspection basée sur la dégradation de la qualité de la mesure renvoyée par chaque tube.
- Le niveau de dégradation de la qualité de mesure ne peut être estimé qu'à travers des inspections, d'où la nécessité de rajouter le dispositif d'inspection pour autocontrôler le processus de dégradation.

## VII. Conclusion

La gestion des risques est un enjeu majeur dans la vie des entreprises. L'article 0.1 de l'ISO 9004 mentionne que la gestion des risques, basée sur le coût et les bénéfices, est un élément important pour l'entreprise, mais également pour ses clients.

Dans ce chapitre, nous avons présenté les principaux accidents aéronautiques liés à un dysfonctionnement du tube de Pitot et nous avons pu remarquer que la cause majeure de ces accidents est l'imprécision ou l'incohérence des mesures renvoyées par les tubes durant le vol. Ce chapitre retrace les solutions envisageables par les acteurs du secteur de transport aérien. L'application d'une stratégie d'inspection est primordiale, du fait qu'elle vise à assurer un meilleur suivi du processus de dégradation de l'équipement. Elle consiste à fournir au personnel des outils qui permettent de détecter les signaux de vieillissement ou d'usure qui indiquent l'imminence de la défaillance. Par la suite, nous avons exposé la problématique abordée dans ce manuscrit ainsi que les hypothèses sur lesquelles ce travail de recherche sera basé.

Le système qui sera étudié par la suite est le système de Pitot. Lors de son utilisation dans le domaine aéronautique, les mesures renvoyées par ce système sont d'une importance cruciale pour la bonne gestion d'un vol. De nombreux accidents dus à des erreurs de mesures des sondes Pitot ont été analysés dans ce premier chapitre.

## *Chapitre II*

### *Étude des causes d'imprécision de la mesure d'une sonde de Pitot*

**E**n se référant à de nombreux rapports, la plupart des accidents liés au tube de Pitot ont comme cause principale l'imprécision et l'incohérence des mesures renvoyées par le système. L'objectif de ce deuxième chapitre vise à déterminer les principaux paramètres affectant la précision de mesure de la sonde de Pitot durant son fonctionnement. Par la suite, ces paramètres seront utilisés pour développer un diagramme de causes d'imprécision des mesures renvoyées par le système de Pitot. De ce fait, le travail proposé dans ce chapitre sera axé sur le recensement et l'étude des relations causales qui induisent ces erreurs de mesures.

## I. Introduction

Les débitmètres sont des instruments de mesure fréquemment utilisés dans les installations industrielles pour mesurer les débits des écoulements. Dans le domaine aéronautique, les sondes de Pitot sont le plus souvent employées pour mesurer la vitesse de l'air.

Le tube de Pitot permet de mesurer la vitesse de l'air grâce à un capteur de pression qui fournit un signal, appelé pression dynamique, proportionnelle à la différence entre la pression statique et la pression totale.

Pour réduire les accidents et les situations critiques, la mesure renvoyée par le système de Pitot doit être très précise. Il est donc fondamental d'étudier le principe de fonctionnement du tube de Pitot pour garantir sa robustesse. En ce sens, plusieurs essais expérimentaux ont mis l'accent sur la détermination du coefficient d'écoulement du capteur de Pitot et de sa variation relative. D'autres propositions se sont concentrées sur la formulation de la fonction de fiabilité du capteur de Pitot. Ces modèles intègrent un ensemble de plusieurs paramètres qui influent, au cours d'une mission définie, sur la précision de mesure du système de Pitot.

L'analyse des modes de défaillance est un outil de gestion des risques souvent mis en place par les entreprises. [Dhillon, 1992] a détaillé l'histoire de cet outil depuis les années 50, quand il était utilisé pour la conception des systèmes de contrôle aéronautique. Cette technique s'est rapidement développée dans les industries de défense et d'aviation.

L'analyse des modes de défaillance désigne toutes les procédures ayant pour objectif la réduction des risques, que ce soit dans la phase d'analyse ou dans la phase de production d'un bien ou d'un service. Ainsi, la technique d'analyse des modes de défaillance peut être définie comme une analyse systématique ayant pour objectif la prévention des éventuelles défaillances.

Parmi les principaux avantages de cette analyse, on cite :

- L'augmentation du taux de satisfaction du client en améliorant la qualité et la sûreté de fonctionnement du produit et en faisant face aux problèmes avant la livraison au client.
- L'optimisation de la production en termes de temps et de coût en réduisant les problèmes de production et de qualité depuis la phase de conception.
- La minimisation du risque d'apparition d'une défaillance majeure pouvant entraîner des dommages physiques et matériels considérables.

Ce chapitre vise à présenter dans sa première partie, les principaux paramètres affectant la précision de mesure du capteur Pitot. L'objectif consiste donc à regrouper et synthétiser les informations trouvées lors de l'état de l'art. Le point d'intérêt de la seconde partie s'articule autour de la définition du schéma causal de la précision de mesure du système de Pitot.

## II. Généralités sur la sonde de Pitot

Dans cette section, nous présenterons le tube de Pitot utilisé dans l'application aéronautique. Nous donnerons ainsi l'histoire de son évolution et quelques définitions qui seront utiles dans ce chapitre.

### II.1. Présentation du tube de Pitot

Le tube de Pitot est utilisé dans plusieurs applications industrielles pour indiquer la vitesse d'écoulement d'un fluide en mesurant la différence entre la pression dynamique et la pression statique. La Figure 6 montre un tube de Pitot installé sur un avion.



Figure 6 Tube de Pitot utilisé dans le domaine aéronautique

Le capteur de Pitot est composé de deux tubes coaxiaux ; le tube interne mesure la pression totale tandis que le tube extérieur mesure la pression statique. Bien que diverses formes de têtes existent, le choix du design est généralement basé sur le rapport « performance de mesures / coût de production ». Le modèle actuel de tube de Pitot résulte d'une évolution continue du modèle basique développé par [Henri Pitot, 1732]. Cette évolution a été réalisée à travers des travaux théoriques et expérimentaux visant à optimiser les performances de l'instrument et l'extension de son utilité.

### II.2. Evolution du tube de Pitot

La première description d'un instrument de mesure du gradient de la pression dans un écoulement a été introduite par [Henri Pitot, 1732] ; les tubes de Pitot lui doivent leurs noms. En effet, il a proposé un tube pour résoudre un problème pratique. Il s'agissait de déterminer si la vitesse de l'eau dans une rivière était plus importante au fond que celle à la surface. [Darcy et al, 1857] proposèrent des améliorations au fonctionnement du tube de Pitot en optimisant les performances de ses propriétés mécaniques. [Airey et al, 1913] et [Guy et al, 1913] élaborèrent un état de l'art de l'histoire des tubes qui existaient déjà en 1910. Entre 1900 et 1915, plusieurs travaux ont été réalisés

pour établir l'équation de base permettant de décrire le fonctionnement des tubes. Ainsi, les travaux de [Gregory et al, 1904] peuvent être cités dans ce contexte.

Dans les années 1920, les travaux se sont concentrés sur l'étude des différentes formes de tube et de leurs limites d'utilisation. Le développement intense du secteur aéronautique a constitué un milieu fructueux pour l'application de ce genre d'instrument. Le développement du domaine des mécaniques du fluide a conduit également à des études plus approfondies sur le mécanisme interne des systèmes de mesure des caractéristiques d'un fluide.

Dans les années 1930, les chercheurs ont manifesté un intérêt particulier pour l'étude du mécanisme de fonctionnement des tubes dans différents écoulements. Les travaux de [Allen et al, 1932] et [Hubbard et al, 1939] peuvent être cités comme références dans ce domaine.

À partir des années 1940, l'utilisation de ces tubes s'est étendue à l'étude des fluides compressibles, incompressibles dans des environnements subsoniques ou supersoniques. Cette extension a permis d'étendre les fonctionnalités du tube de Pitot avec de nouvelles mesures telles que l'étude de la pression dans des fluides multi-phases et plusieurs autres problèmes scientifiques. Ces nouvelles utilisations ont montré le besoin d'une compréhension plus précise du mécanisme des tubes et des fluides alentour.

La sonde de Pitot ou tout autre instrument de mesure de la vitesse est constitué de trois parties : la tête de la sonde, l'indicateur de la mesure et les lignes de connexion de la pression entre la tête et l'indicateur de la mesure.

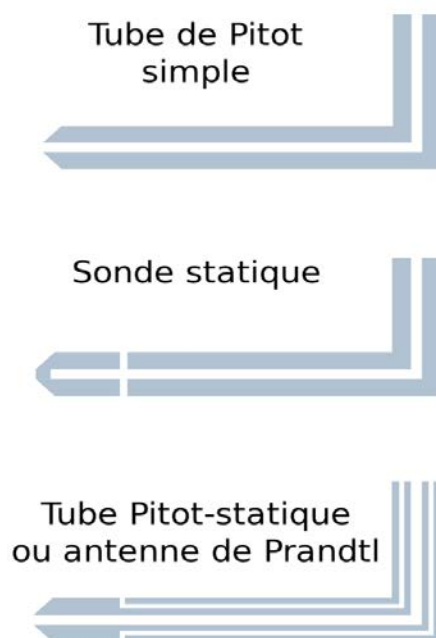
Concernant la tête de la sonde, différentes formes géométriques ont été proposées pour l'amélioration de ces tubes de Pitot. Ces différentes formes ont été étudiées intensivement pour dégager les formes optimales en se basant sur plusieurs critères d'optimisation, tels que le coût de fabrication, la complexité de la forme, la précision de la mesure, etc.

Plusieurs types d'écoulement peuvent être rapprochés d'écoulements unidimensionnels. Généralement, la direction de l'écoulement est connue ; les tubes de Pitot ont donc pour unique rôle de déterminer la valeur de la vitesse. Ces tubes de Pitot sont généralement classés en deux groupes :

- Tube de Pitot : tube cylindrique avec une extrémité ouverte en amont pour mesurer la pression totale.
- Tube de Pitot statique ou tube de Prandtl : tube coaxial qui combine un tube de Pitot et une sonde de mesure de la pression statique. La différence entre les deux pressions, statique et totale, désigne la pression dynamique.

L'équation de Bernoulli est souvent appliquée pour calculer la vitesse locale moyenne qui correspond à l'hypothèse de l'uni-dimension de l'écoulement dans lequel la sonde est plongée. La vitesse est déduite à partir de la mesure du gradient de la pression.

La Figure 7 présente les différents types de sondes généralement utilisés :



**Figure 7** Différentes sondes de mesure de pression

Dans la pratique, la détermination de la valeur de la vitesse d'un fluide ayant plus qu'une phase est compliquée, car la direction du fluide est inconnue. L'instrument typique généralement utilisé pour ce genre d'application est une sonde de forme cylindrique sur laquelle deux ou trois orifices sont placés de manière à ce que leurs axes soient perpendiculaires au plan de symétrie de l'écoulement.

L'étude présente dans ce manuscrit se focalise sur les sondes de Pitot. Le flux auquel est soumise la sonde de Pitot au cours d'un vol est considéré comme un fluide unidimensionnel et incompressible. Les caractéristiques de fonctionnement du système, sous ces hypothèses, seront détaillées par la suite.

### **II.3. Notes générales sur l'étalonnage du tube de Pitot**

Habituellement, la tête d'un tube de Pitot est composée de deux tubes concentriques. La forme de la tête est généralement cylindrique, alors que la forme extérieure de la partie amont (le nez du tube) diffère selon le type du tube (Figure 8). Dans la plupart des cas, l'étalonnage n'est pas

nécessaire lorsque le prototype du tube a été étudié. Cependant, pour améliorer la précision des mesures, l'étalonnage d'un tube peut être réalisé avant son éventuelle utilisation.

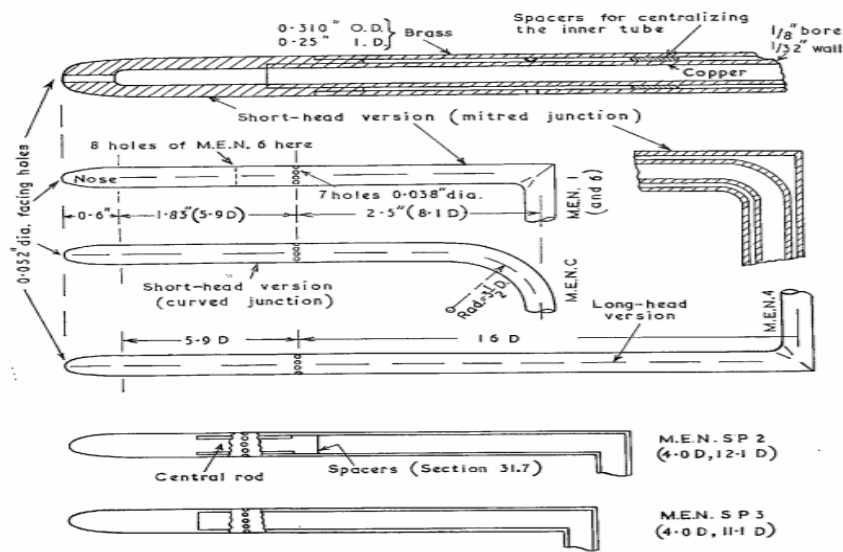


Figure 8 Quelques formes modifiées du nez du tube

Lors de l'utilisation d'un tube de Pitot dans une application industrielle, il est généralement courant d'appliquer des corrections à ses mesures. Ces facteurs de corrections concernent diverses contraintes parmi lesquelles nous citerons la conception du tube et les caractéristiques de l'écoulement dans lequel le tube est émergé.

Par la suite, nous donnerons quelques définitions qui seront utilisées dans ce chapitre.

## II.4. Définitions

La pression est définie comme l'intensité d'une force et est évaluée par le module de la force exercée sur une unité de surface. Dans le système d'unités anglo-saxon, la pression est exprimée en pound par inch carré ( $\text{lb}/\text{in}^2$ ). Dans le système international, l'unité de la pression est le Newton par mètre carré ( $\text{N}/\text{m}^2$ ) ou le Pascal (Pa). Plusieurs autres unités dérivent de ces unités de mesure, telles que le bar, l'atmosphère. Les principaux termes exprimant les différents niveaux de la pression sont donnés ci-dessous.

### II.4.a. La pression à zéro absolu

Si toutes les molécules d'air sont retirées de l'intérieur d'une chambre, le vide parfait peut ainsi exister, et aucune force de pression ne sera exercée sur les murs de la chambre. Ces hypothèses présentent les conditions idéales permettant d'avoir une pression à zéro absolu.



#### **II.4.b. La pression absolue**

La pression absolue est la pression ayant une valeur au-dessus du zéro absolu. La pression statique absolue définit l'activité des molécules dans un gaz. C'est la pression utilisée pour calculer la densité d'un gaz.

#### **II.4.c. La pression atmosphérique**

La pression exercée par l'atmosphère dans un milieu différent de celui du vide est la pression atmosphérique. Bien que cette pression varie en fonction du milieu, il est plus pratique de lui attribuer une valeur standard.

Actuellement, la pression atmosphérique est déterminée par un baromètre. La variation de la valeur de la pression en fonction de l'altitude est toujours prise en considération.

#### **II.4.d. La pression manométrique**

La pression manométrique est exprimée par la différence d'une pression dans un élément et la pression atmosphérique aux alentours. Pour obtenir la valeur de la pression absolue, il faut rajouter à la valeur de la pression manométrique celle de la pression atmosphérique.

#### **II.4.e. La pression différentielle**

La pression différentielle est la différence entre deux pressions. Elle est mesurée soit en séparant les deux pressions par un diaphragme et en mesurant le mouvement du diaphragme, ou en observant la hauteur d'une colonne d'un liquide dans un manomètre.

#### **II.4.f. La pression statique**

La pression exercée par un fluide au repos ou en mouvement est la pression statique. La valeur de la pression statique est généralement obtenue grâce à un petit trou radial présent dans la paroi du tuyau dans lequel le fluide circule.

Il est recommandé que le trou soit foré perpendiculairement au tuyau, sans bavures. [Rayle et al, 1959] ont montré que la non-conformité de la prise de mesure par rapport aux recommandations sur la taille du trou, l'inclinaison ou les conditions de bord peut générer des erreurs au niveau de la pression statique allant de -0.5 à 1.1%.

[Ferron et al, 1986] ont montré que les mesures de la pression statique sont souvent erronées. En se basant sur les travaux de recherche de [Rayle et al, 1959] et [Brunkalla, 1985], il a recommandé les instructions suivantes :

- L'orifice de la prise de pression doit être parfaitement foré de manière à ce que son axe central rencontre la ligne médiane de la conduite perpendiculairement à l'axe central. Le forage doit être réalisé lorsque tous les raccords nécessaires pour fixer le tube de pression sont soudés à la conduite.

- À l'intérieur du tube, le trou doit être rond et sans bavures ni fils tranchants. Le nettoyage doit être réalisé de sorte à éviter l'existence d'une surface convexe ou concave autour du trou.

### **II.4.g. Pression dynamique**

Si un tube est plié perpendiculairement à un écoulement, la pression statique augmente par l'énergie cinétique de l'écoulement. Quand la vitesse est nulle, la valeur affichée est identique à la pression statique. Quand la vitesse augmente, une différence de pression proportionnelle au carré de la vitesse est observée. Cette différence de pression désigne la pression dynamique.

### **II.4.h. Pression totale**

La somme des pressions dynamique et statique s'appelle pression de stagnation ou pression totale. La valeur de cette pression peut être directement mesurée grâce à un manomètre connecté à un tube de Pitot. Le manomètre se définit comme un instrument qui mesure la pression en déplaçant les forces de la pression directement contre une colonne de liquide.

En raison de la simplicité de son utilisation, le manomètre en forme de U était l'outil le plus utilisé durant de nombreuses années. En effet, la forme du manomètre est souvent déterminée en fonction de l'application dans laquelle l'instrument est utilisé. Ainsi, selon les applications, diverses formes de tubes peuvent être employées.

## **III. Principaux types de tubes de Pitot et leurs applications**

### **III.1. Tube de Kiel**

La détermination de la pression totale nécessite l'utilisation d'instruments insensibles à l'inclinaison de l'angle d'incidence<sup>7</sup>, même si la correction des mesures erronées, dues aux déviations de l'angle, est désormais possible. Par contre, l'opération d'étalonnage est coûteuse et souvent peu concluante, en raison des caractéristiques propres à chaque fluide dans lequel l'instrument est émergé. Ainsi, en 1935, Kiel introduit la notion de tube blindé pour répondre aux besoins d'insensibilité de la mesure aux déviations de l'angle d'incidence.

Plusieurs travaux expérimentaux ont été réalisés pour mettre en évidence l'effet du nombre de Mach<sup>8</sup> sur la précision des mesures des différents tubes. De ce fait, le tube de Kiel était le seul qui a montré une diminution d'insensibilité face à l'augmentation du nombre de Mach.

---

<sup>7</sup> L'angle d'incidence dans le domaine aéronautique est l'angle formé par le vecteur vitesse-air et le plan de trièdre fuselage. Il est usuellement défini positif quand l'air a un impact sur l'intrados de l'aile.

<sup>8</sup> Le nombre de Mach est un nombre sans dimension, qui exprime le rapport entre la vitesse locale de l'écoulement et la vitesse du son dans le même écoulement.

[Markowski et al, 1948] ont étudié précisément la miniaturisation du tube de Kiel afin de l'utiliser sans perte des propriétés d'insensibilité.

### **III.2. Sonde avec une forme sphérique**

La détermination de la valeur de la vitesse et la direction à un point précis d'un écoulement sont souvent réalisées avec une sonde renvoyant 5 mesures de la pression totale. À ce titre, la forme sphérique est la forme la plus adéquate pour ce genre d'écoulement, en raison de la présence d'un orifice central et de quatre autres orifices répartis uniformément autour de la sphère et équidistants de l'orifice central. À travers des opérations d'étalonnage et des valeurs obtenues sur les cinq orifices, la vitesse d'un écoulement tridimensionnel peut être déterminée. Les performances de ce type de sondes peuvent être déterminées en réalisant des études expérimentales sur les distributions de pression quand la sonde est émergée dans un écoulement uniforme.

### **III.3. Sonde avec une forme spéciale**

Pour répondre à des besoins particuliers, les tubes standards sont parfois légèrement modifiés. Ainsi, plusieurs industries ont participé à l'évolution des tubes de Pitot pour des applications bien spécifiques, telles que dans les compresseurs, les turbines, etc.

Le choix de la sonde adéquate pour une application industrielle particulière dépend de plusieurs facteurs. Parmi ces facteurs, on trouve l'ordre de grandeur de la valeur à mesurer, l'intervalle d'incertitude exigé, la linéarité de la mesure et d'autres facteurs environnementaux, comme, par exemple, la température.

Dans le domaine aéronautique, les tubes de Pitot sont largement utilisés en raison de leur robustesse et de leur simplicité de conception par rapport à d'autres capteurs de pression. Cependant, le tube de Pitot se caractérise par une grande sensibilité aux conditions de givre et aux mauvaises conditions environnementales inhérentes à son principe de mesure. Cette sensibilité impacte directement les performances et la qualité de la mesure de la sonde. Ainsi, plusieurs accidents aériens résultent d'une mauvaise qualité des mesures de la vitesse, renvoyées par les sondes de Pitot.

Dans le présent document, nous nous focaliserons sur les sondes de Pitot. Ces sondes, très utilisées dans le domaine aéronautique pour mesurer la vitesse de l'avion pendant le vol, sont soumises à des processus de détérioration qui affectent la précision de leurs mesures, pouvant ainsi mener à des situations catastrophiques.

## **IV. Fonctionnement des sondes de Pitot dans un fluide incompressible**

### **IV.1. Mesure de la pression dans un fluide incompressible**

Lorsqu'un fluide est considéré comme incompressible, la mesure de la vitesse est directement déduite à partir de la différence entre la pression statique et la pression totale.

Le mécanisme de prise de la pression totale est simple. En effet, sur la surface d'un solide quelconque émergé dans un fluide, il existe un point où le fluide stagne : le point de stagnation. La pression mesurée à ce point exprime la pression totale de l'écoulement.

Comme illustré par la Figure 9, le tube de Pitot est émergé dans le fluide de sorte qu'un des deux tubes coaxiaux soit relié au front d'attaque de l'objet (point de stagnation dans lequel la vitesse est quasiment nulle), alors que l'autre est en contact avec le fluide statique remplissant le tube.

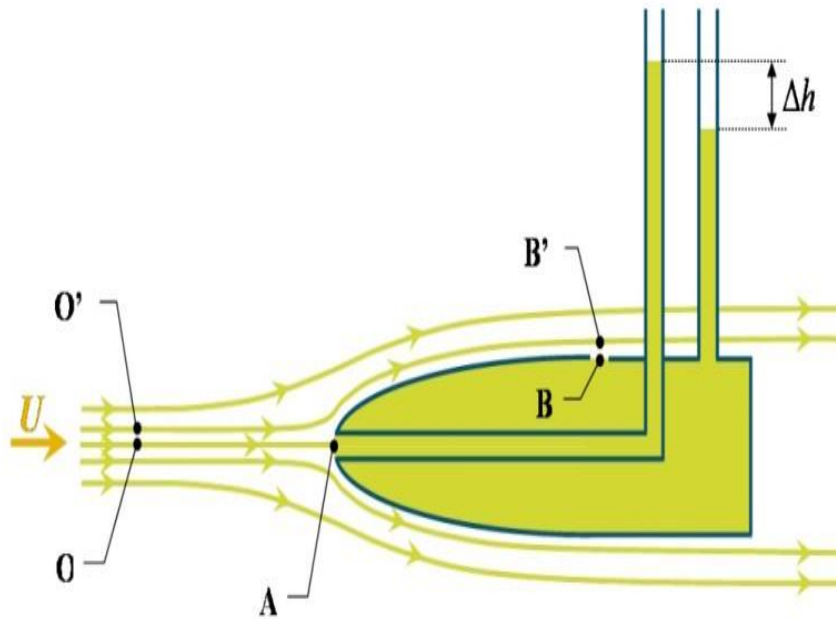


Figure 9 Dispositif de prise des mesures de la pression dans un écoulement

Soit  $g$  l'accélération de la pesanteur,  $z$  la hauteur,  $U$  et  $P_0$  respectivement la vitesse et la pression de l'écoulement uniforme (écoulement non perturbé par la présence de la sonde). En se basant sur l'hypothèse d'un fluide stationnaire (vitesse indépendante du temps), parfait, incompressible (densité  $\rho$  constante) et de lignes de courant ayant approximativement la même altitude, on obtient, en appliquant la loi de conservation de l'enthalpie de la masse du fluide, l'expression suivante pour les lignes de courant passant par les points A et O (Figure 9) :

$$P_0 + \rho g z_0 + \frac{1}{2} \rho v_0^2 = P_A + \rho g z_A + \frac{1}{2} \rho v_A^2 \quad (1)$$

Avec  $z_0 = z_A$  ;  $v_0 = U$  ;  $v_A = 0$

L'expression de la pression de stagnation (pression totale) devient :

$$P_A = P_0 + \frac{1}{2} \rho U^2 \quad (2)$$

La mesure de la pression statique s'avère plus compliquée. En effet, dans la région où la mesure doit être effectuée, le fluide ne doit pas avoir une composante de vitesse perpendiculaire à sa direction de mouvement originale, avant que le tube ne soit plongé dans l'écoulement. Autrement dit, l'instrument de mesure de la pression statique donne des mesures erronées s'il dévie l'écoulement du fluide.

La pression dynamique n'est que la différence entre la pression totale et la pression statique. Les études expérimentales prouvent que la pression dynamique mesurée par un tube est indépendante de la forme et de la taille du tube. Dans le cas du fluide incompressible, la pression dynamique est fonction de la densité et de la vitesse d'écoulement.

Pour déterminer la pression dynamique, et notamment la vitesse de l'écoulement, il est nécessaire de mesurer conjointement la pression totale et la pression dynamique.

Les pressions statiques inférieures à la pression atmosphérique seront enregistrées comme des pressions négatives. Les manomètres utilisés, qui mesurent la pression dans un écoulement de fluide, sont généralement basés sur un manomètre dont la forme rappelle celle de la lettre U (Figure 10).

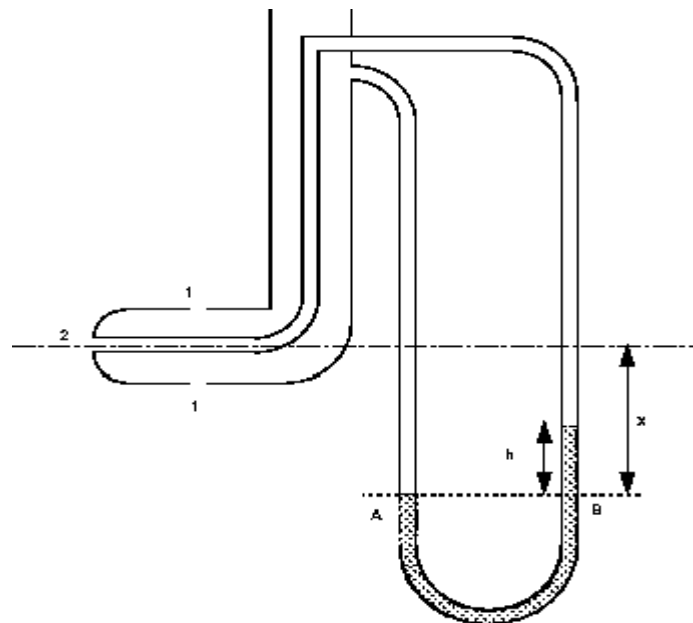


Figure 10 Représentation d'un manomètre pour la prise de la pression totale et statique

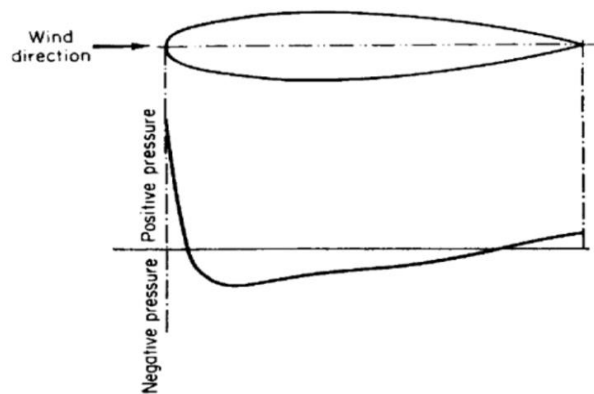
Sur ce manomètre, la pression est balancée contre le poids de la colonne d'un fluide ; il s'agit, pour la majorité des cas, d'eau ou de mercure. Désormais, la pression est conventionnellement exprimée en cm (mesurée par la hauteur de la colonne d'un fluide) plutôt qu'en gramme par unité de surface.

Les investigations expérimentales ont dégagé la nécessité de prendre en compte les différents facteurs de conception des tubes de Pitot. Les facteurs les plus déterminants sont les orifices de

prise des valeurs de la pression statique et la forme de la tête de la sonde qui limitent au maximum la perturbation du flux dans lequel la sonde est émergée.

Afin de montrer l'importance de ces facteurs, il est nécessaire d'étudier les principales caractéristiques de la distribution de la pression autour d'un corps, ayant une forme aérodynamique permettant de limiter la perturbation de l'écoulement, émergé dans un flux uniforme d'un écoulement incompressible.

Supposons qu'un corps de ce type est émergé dans un fluide incompressible de telle manière que son axe principal est parallèle à la direction du flux et qu'il permet d'avoir les mesures de la pression dans les différents points de l'écoulement. La représentation de la distribution de la pression permet d'obtenir la courbe illustrée par la Figure 11. La pression nulle correspond à la pression statique dans le cas où le flux n'est pas perturbé.



**Figure 11** Distribution de la pression pour un corps ayant une forme aérodynamique

En se référant aux équations de Bernoulli, la pression statique peut être déterminée à partir de la pression mesurée dans le point où le fluide stagne. La pression au niveau des autres points sur la surface du corps sera la somme de la pression statique et une quantité  $f^9$ , qui pourrait être positive ou négative, correspondant au module de la vitesse dans ce point.

### **IV.2. Le tube de Pitot statique**

Le tube de Pitot statique est un instrument dont la valeur de  $f$  est très proche de 0.

---

<sup>9</sup> La valeur positive maximale de  $f$  est 1 (dans le point de stagnation). Ses valeurs négatives dépendent du type de corps émergé, choisi d'une façon à ne jamais avoir des valeurs négatives au-dessous de 1. La valeur de  $f$  est déterminée par des études expérimentales

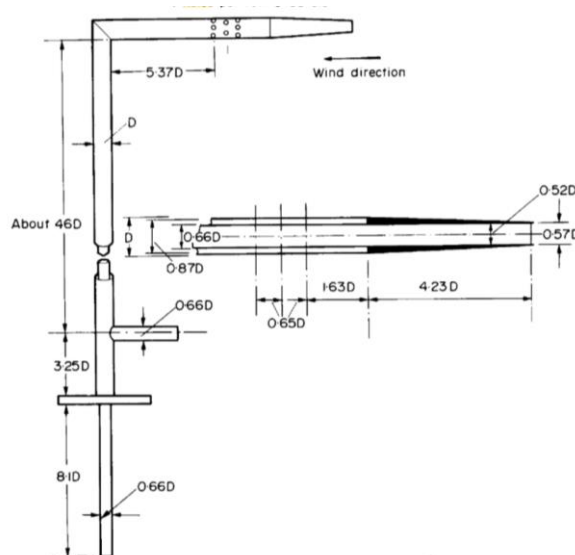


Figure 12 Premier modèle standard d'un tube de Pitot statique

La Figure 12 présente un modèle standard de tube de Pitot statique où la tête du tube est composée de deux tubes coaxiaux. Le tube interne, faisant face à l'écoulement, mesure la pression totale. L'autre tube mesure la pression statique grâce à des petits orifices exposés à l'écoulement. La tête du tube est attachée perpendiculairement à une tige maintenue par un support aérodynamique du côté du tuyau dans lequel les mesures sont réalisées et ayant des connexions avec le manomètre.

### IV.3. Caractéristiques du tube de Pitot statique

Si la valeur de  $f$  est 0, les orifices de prise de pression statique doivent être placés dans une région où la pression agissant sur la surface de la tête est égale à la pression statique du flux.

La distribution de la pression, et donc la position correcte des orifices, dépend de la forme de la tête (le nez), et de la position de la tige. Ainsi, il se produit une pression en amont affectant la valeur de la pression au niveau des orifices.

Les effets de ces variables, la forme du nez, l'influence de la tige et la position des orifices sur les caractéristiques des tubes de Pitot statiques ont fait l'objet de plusieurs travaux de recherches et d'expérimentation. Les premières observations ont été réalisées par [Ower et al, 1925]. Elles portaient sur l'étude de quatre formes différentes de nez. La distribution de pression le long de la partie parallèle à la tête de chaque tube a été mesurée deux fois : sans et avec la tige. Toutes les formes étudiées ont mené à une représentation similaire de la distribution de pression en l'absence de la tige, représentée par la courbe inférieure de la figure 13.

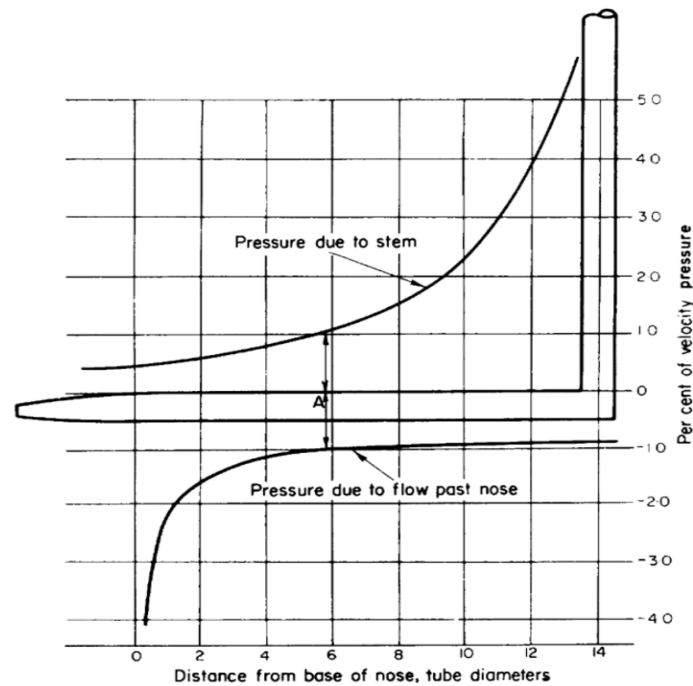


Figure 13 Distributions de la pression en fonction de la tige et la forme de la tête du tube

La courbe supérieure de la figure 13 présente la pression produite en présence de la tige. Pour les deux courbes, la pression nulle correspond à la pression statique lorsque le flux n'est pas perturbé.

Cette position d'équilibre est expérimentalement déterminée en modifiant la distance entre la tige et la base du nez de l'instrument de mesure. Pour chaque position de la tige, il existe une position intermédiaire des orifices de la prise de la pression statique pour laquelle les deux pressions sont égales. Si les orifices se trouvent dans une région ayant un gradient de pression élevé, de légères erreurs de conception peuvent conduire à des différences notables dans la valeur de  $K^{10}$ . D'autre part, si les orifices sont trop espacés, la tête de l'instrument sera longue.

Les résultats de l'étude expérimentale ont recommandé le placement des orifices proches de la base du nez, où le gradient de pression est faible (courbe inférieure de la figure 13).

Cette étude a abouti à la conception d'un nouveau modèle de tube de Pitot statique avec une tête de forme hémisphérique, représenté par la figure 14.

<sup>10</sup> Le coefficient de débit  $K$  exprimé en  $m^3/h$  ou  $l/min$  est un coefficient de débit volumétrique expérimental. Il tient compte de la contraction de la veine fluide, des pertes de charge et des sections en amont et en aval.



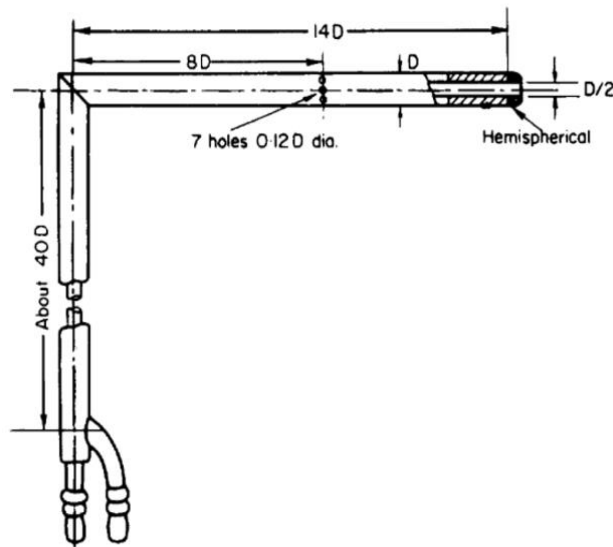


Figure 14 Modèle standard d'un tube ayant une tête de forme hémisphérique

Dans un courant d'air chargé de poussière, la fente symétrique par rapport aux orifices a moins de risques de se retrouver obturée. Cependant, les arrêtes de cet outil présentent des difficultés de reproductibilité exacte dans la phase de fabrication. Le facteur  $K$  associé à cet instrument est ainsi très proche de 0.

Pour la suite de ce chapitre, nous nous intéresserons aux caractéristiques de fonctionnement de tube de Pitot. Puis, nous définirons celles qui ont un impact sur la précision de mesure de la pression. A la fin de ce chapitre, nous élaborerons une synthèse des causes d'imprécision de mesure dans un diagramme d'Ishikawa.

## V. Imprécision des mesures sur les tubes de Pitot

Durant son fonctionnement, le tube de Pitot est soumis à un processus de dégradation qui affecte la précision de ses mesures. Les facteurs, qui contribuent à la dégradation de la qualité de la mesure renvoyée par le tube, peuvent être regroupés sous différentes classes.

### V.1. Les facteurs humains

L'imprécision des mesures due aux facteurs humains provient généralement d'une mauvaise application de la procédure d'urgence par rapport à la situation. En se basant sur les rapports d'enquêtes des accidents décrits dans le premier chapitre, les enquêteurs soulignent une mauvaise gestion et une incompréhension totale de la situation. Ces rapports concluent également que parmi ces facteurs humains, existe parfois un défaut de formation et d'entraînement de l'équipage ramenant ainsi à une mauvaise connaissance des systèmes de l'avion, en cas de situation inhabituelle.

La Figure 15 présente les causes de perte de mesure ou d'imprécision de l'information de vitesse renvoyée par les tubes de Pitot et qui ont contribué à des accidents aériens.

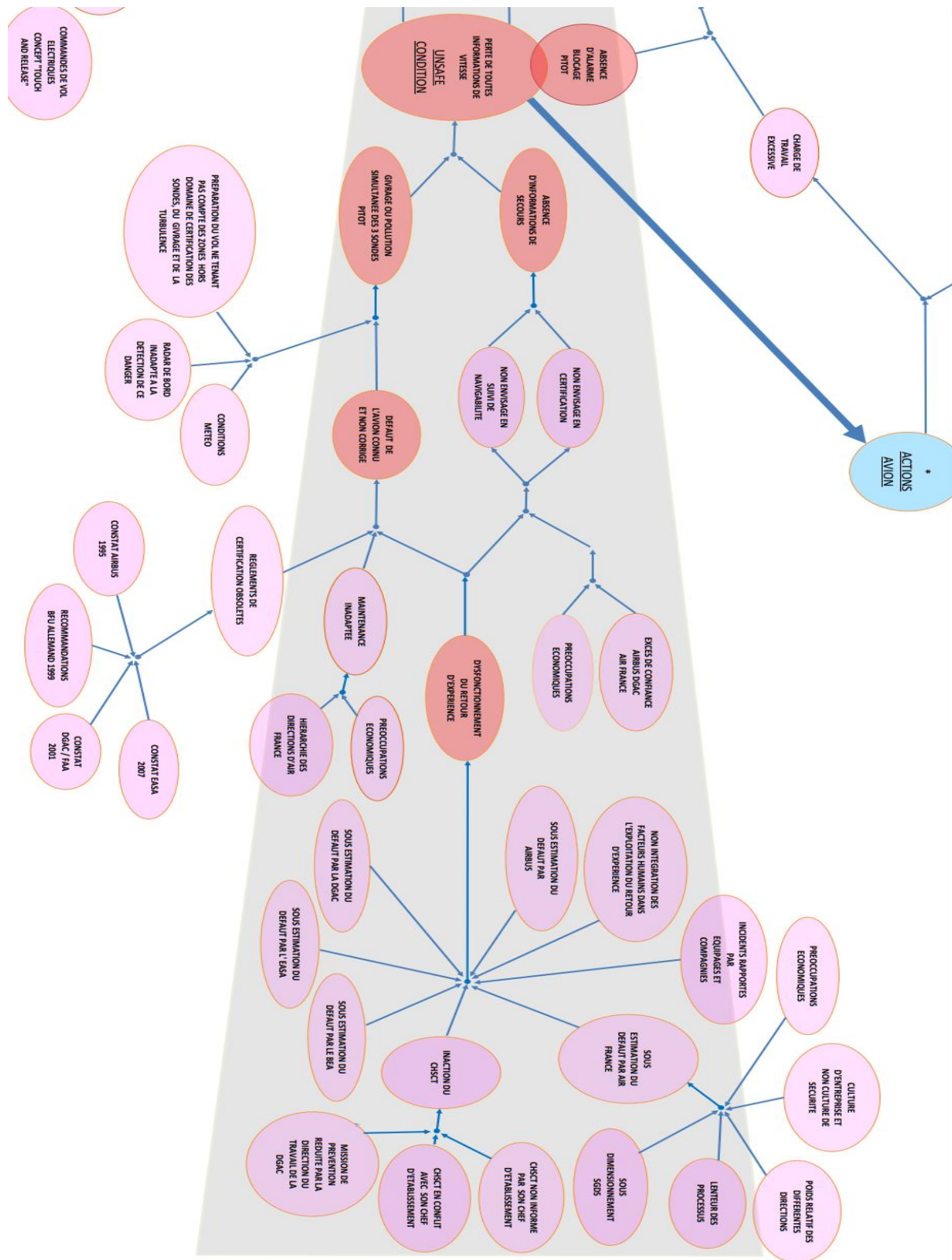


Figure 15 Facteurs contribuant à l'imprécision de la mesure de vitesse des sondes Pitot

En nous basant sur la figure 15 et sur les rapports des enquêtes réalisées suite aux accidents liés à un mauvais fonctionnement du système de Pitot, nous pouvons citer une liste d'autres facteurs humains :

- Une préparation du vol ne tenant pas compte des zones hors domaines de certification des sondes, du givrage et de la turbulence.
- Une politique de maintenance inadaptée, généralement causée par des préoccupations économiques.
- Une sous-estimation de certains défauts et de leurs effets.
- Une analyse de retour d'expérience ne tenant pas compte des facteurs.
- La mise en place d'un radar de bord inadapté à la détection de danger et aux situations inhabituelles.
- L'absence ou le mauvais recueil des informations de secours.

## **V.2. Les facteurs liés aux caractéristiques des tubes de Pitot**

Le capteur Pitot est l'un des outils largement utilisés pour mesurer la vitesse et le flux d'un écoulement donné. Le capteur renvoie un signal de vitesse en fonction de la pression dynamique à son voisinage. De nombreuses études ont étudié son fonctionnement et les paramètres qui influent sur la précision de sa mesure.

[Bouhy et al, 1991] donnent un aperçu de l'évolution du tube de la sonde Pitot. Le [Projet Cyrius, 1999] propose une description technique du fonctionnement du capteur Pitot. L'étude se concentre également sur la définition des paramètres qui affectent la précision de la mesure du système Pitot au cours d'une mission donnée.

Les débitmètres équipés des sondes de mesure de la pression statique sont souvent utilisés dans la pratique. Ces débitmètres ont l'avantage de réduire ou même d'éliminer la perte permanente de la pression. De nombreux modèles mathématiques de débitmètres, généralement basés sur la formule de Bernoulli et sur l'équation d'Euler sont proposés. Ces modèles permettent d'estimer l'influence de nombreux paramètres, tels que l'intensité de la turbulence sur le changement du coefficient  $K$ , et donc sur la précision de la mesure. Pour tous les types de manomètres, la pression dynamique mesurée dépend non seulement des caractéristiques d'écoulement entourant la sonde, tels que la densité, mais aussi de la géométrie de l'instrument utilisé, bien qu'il soit souhaitable que la géométrie n'affecte pas la précision de la mesure. [Ower et Pankhurst, 2014] ont discuté les propriétés de la géométrie de l'instrument de mesure dans le cas d'un tube de Pitot statique.

[Miller, 1983] résume les principales propriétés mécaniques des fluides, des calculs de précision et une présentation des débitmètres industriels couramment utilisés.

[Dobrowolski et al, 2005] proposent un modèle mathématique décrivant le fonctionnement du capteur de Pitot, en fonction de la forme de la tête de la sonde. Les auteurs ont étudié l'impact des caractéristiques de construction et des conditions d'écoulement sur la quantité de pression différentielle mesurée. L'incorporation de sondes pour mesurer la température ambiante, la

pression barométrique et l'humidité peuvent encore augmenter la précision des mesures de vitesse et de débit. [Węcel et al, 2008] présentent une étude expérimentale portant sur la détermination du coefficient de débit  $K$  du tube de Pitot et son changement relatif  $\Delta k$ , résultant de l'effet de l'installation.

[Seshadri et al, 2004] ont étudié les contours de pression d'écoulement autour d'une section de capteur. Les auteurs ont également analysé l'effet de diverses formes (circulaires et elliptiques) sur le coefficient d'écoulement et le facteur de perte de pression.

La prise des mesures de pression diffère dans les flux homogènes et non homogènes. La première différence est dans la détermination de la densité qui est largement plus complexe pour les fluides non homogènes. D'autre part, une phase et un ou plusieurs constituants ne peuvent pas se déplacer à la même vitesse que le flux principal et, dans certains cas, peuvent circuler le long du fond du tube. Ce phénomène est appelé glissement. Le glissement est une fonction complexe basée sur la viscosité, la taille des particules, les différences de densité, les tensions de la surface et la vitesse superficielle de chaque composant.

Lorsque les flux des deux phases sont mesurés, le pourcentage de chaque constituant doit être déterminé afin de prédire la quantité et la vitesse de chaque composant. Pour ce faire, plusieurs méthodes de mesure sont désormais disponibles. [Govier et Aziz, 1977] et [Hewitt, 1978] ont proposé des analyses détaillées de ces flux complexes.

La précision des mesures de débit dépend donc de nombreux paramètres. Ces facteurs peuvent être classés en deux catégories principales. La première catégorie rassemble les caractéristiques mécaniques de la sonde Pitot tandis que la deuxième catégorie regroupe les conditions externes entourant la sonde lors de sa mission.

### **V.2.a. Forme de la sonde**

La forme de la sonde influe fortement sur la précision de sa mesure. Certains débitmètres présentent l'avantage d'avoir des formes qui permettent de réduire les erreurs et, ainsi, d'obtenir des mesures très précises. Le principe de fonctionnement du tube de Pitot se base sur une grande sensibilité de la mesure aux perturbations du profil de vitesse. L'orientation du tube, par rapport à la position des éléments d'installation, est également importante pour une bonne installation du débitmètre.

La capacité du tube de Pitot à fournir une mesure de pression précise pour une large gamme de formes géométriques a été reconnue par de nombreuses propositions. Un classement général des formes de tête est présenté dans la Figure 16.

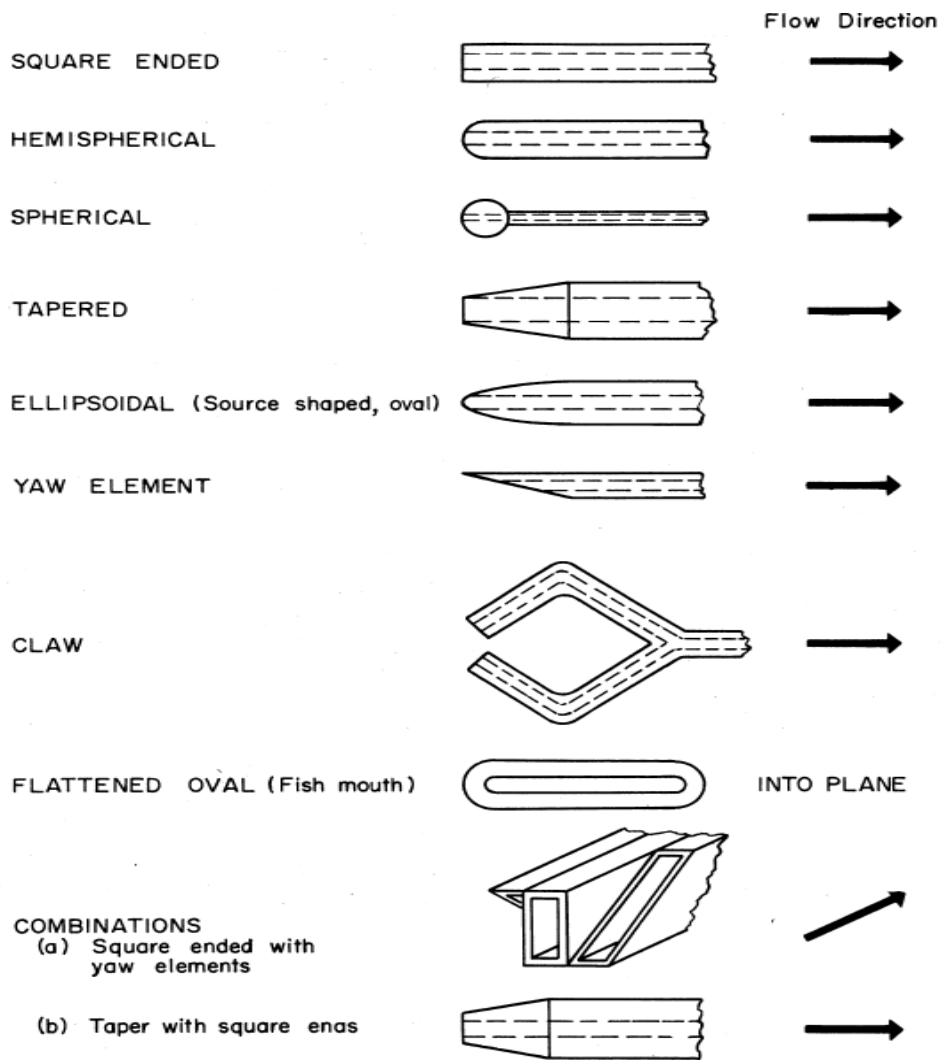


Figure 16 Les différentes formes de la tête des sondes Pitot utilisées

La précision de la mesure de la pression d'un tube de Pitot statique dépend de la forme de la pointe et de la distance entre la tête et le plan des trous. Pour la plupart des cas réels, un étalonnage expérimental devrait être établi pour obtenir la précision de mesure souhaitée.

Le capteur ayant une section transversale circulaire est généralement choisi. Les tests expérimentaux de [Dobrowolski et al, 2005] et [Węcel et al, 2008] ont montré que les mesures renvoyées par des instruments ayant une section circulaire sont moins sensibles à la variation du coefficient de débit sur une large gamme de nombres de Reynolds.

D'autres tests expérimentaux ont été réalisés au moyen d'une sonde avec une section similaire à celle représentée dans la Figure 17. Les études expérimentales montrent que cette forme produit une pression différentielle plus précise que celle renvoyée par la section circulaire.

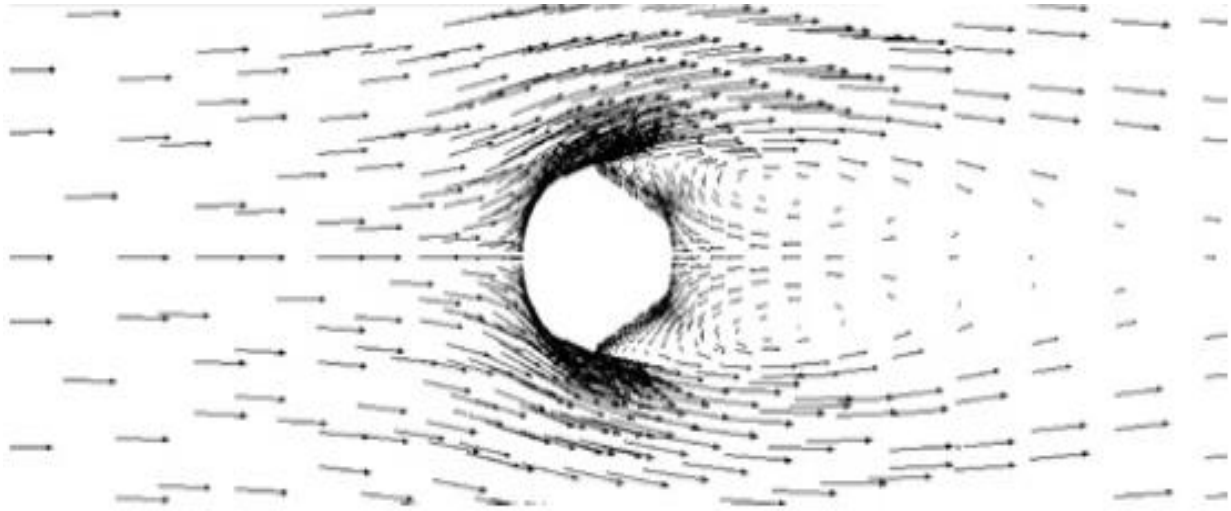


Figure 17 Distribution de la pression autour de la section spéciale

### **V.2.b. Qualité de la surface**

La qualité de surface du capteur doit être parfaite pour garantir une bonne précision de la mesure. En effet, la moindre bavure sur la surface du capteur peut entraîner le détachement de la couche limite<sup>11</sup> par laquelle la pression statique est transmise. La mesure de pression différentielle se retrouve par conséquent erronée. Ces affirmations ont été approuvées par les travaux réalisés dans le cadre du projet Cyrius (1999). [Projet Cyrius, 1999].

## **V.3. Facteurs environnementaux d'imprécision des mesures**

### **V.3.a. Facteurs liés aux caractéristiques de l'écoulement**

Les calculs de la précision des mesures des débitmètres sont basés sur le flux constant d'un fluide newtonien<sup>12</sup>. Ces conditions de référence sont appelées grandeurs d'influence sur un débitmètre. La vitesse de l'écoulement, l'homogénéité de l'écoulement, et la densité du fluide sont les principales grandeurs d'influence majeures liées au flux qui affectent la précision des débitmètres. Les erreurs associées à une grandeur d'influence particulière dépendent de la sensibilité d'un débitmètre. Pour les fluides newtoniens, les profils de vitesse peuvent généralement être mis en limites acceptables par l'installation d'une canalisation droite suffisante ou, pour les longueurs plus courtes, avec des conditionneurs d'écoulement. Cependant, d'autres grandeurs d'influence peuvent nécessiter l'utilisation d'un débitmètre moins sensible permettant d'atteindre le degré de

---

<sup>11</sup> La couche limite est la zone d'interface entre un corps (ici, l'instrument de mesure) et le fluide environnant, lors d'un mouvement relatif entre les deux, conséquence de sa viscosité.

<sup>12</sup> Un fluide Newtonien est un fluide dont la loi vitesse de déformation est linéaire. La constante de proportionnalité désigne la viscosité.

précision souhaité. Les principales grandeurs d'influence, liées aux caractéristiques de l'écoulement, et leurs effets seront discutées dans les sections suivantes.

### V.3.b. Le profil de la vitesse

La vitesse de l'écoulement est probablement le facteur d'influence le plus important et le plus complexe à analyser.

De nombreuses propositions ont étudié l'influence de la perturbation de l'écoulement sur la précision des mesures de débit. La turbulence d'un écoulement est caractérisée par un échange de quantité de mouvements entre ses particules. Cet échange fournit une vitesse parasite qui perturbe l'exactitude de la mesure de la pression. L'intensité de turbulence de l'écoulement est généralement exprimée par deux nombres, le nombre de Mach et le nombre de Reynolds. Un flux de gaz est supposé incompressible lorsque le nombre de Mach est inférieur à 0,3. Au-dessus de cette valeur, un coefficient correctif d'ajustement doit être appliqué au coefficient de pression dans le point de stagnation. Pour les flux ayant un nombre de Mach qui dépasse 0,85, des petits chocs locaux apparaissent dans l'extrémité de la sonde. Ces ondes de choc peuvent provoquer une légère déformation de la mesure de pression du tube. Ces conclusions ont été établies par le Centre national d'études spatiales français dans le cadre du projet Cyrius (1999). [Projet Cyrius, 1999].

[Węcel et al, 2008] ont fourni un test expérimental permettant de mettre en évidence l'effet du nombre de Reynolds sur le coefficient de débit. Les résultats ont été obtenus dans des conditions nominales et sont représentés par la Figure 18.

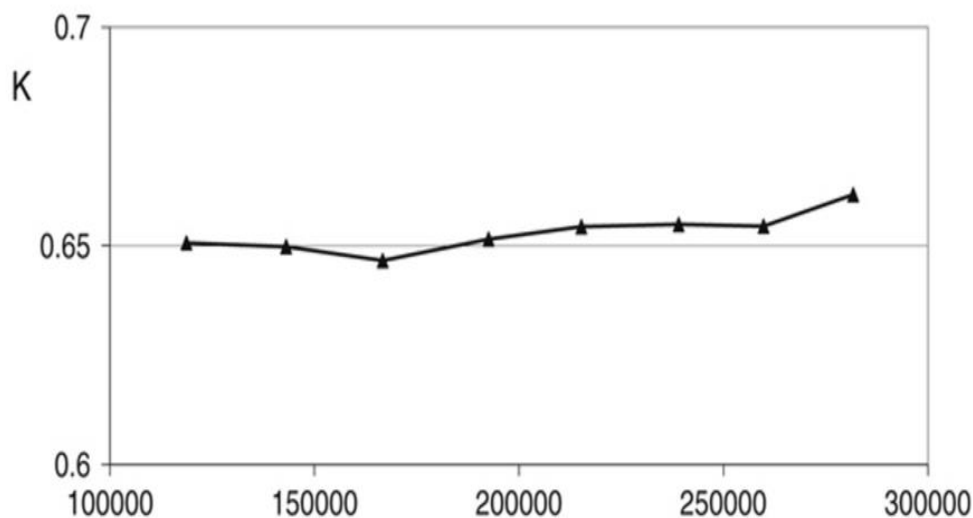


Figure 18 Coefficient de l'écoulement en fonction du nombre de Reynolds

La courbe de la figure 18 montre que le coefficient d'écoulement est resté aux alentours de 0.65 pour une variation du nombre de Reynolds comprise entre  $1.2 \cdot 10^5$  et  $2.8 \cdot 10^5$ .

Les études expérimentales réalisées dans le cadre du projet Cyrius (1999) [Projet Cyrius, 1999] ont mené à la conclusion que l'influence de l'écoulement perturbé n'intervient que lorsque le nombre de Reynolds est en-dessous de 500.

Pour les applications aéronautiques, le nombre de Reynolds est très important (de l'ordre de  $10^6$ ). En nous basant sur les résultats expérimentaux de l'effet du nombre de Reynolds sur la variation du coefficient d'écoulement, nous supposons, par la suite, que le nombre de Reynolds n'a pas d'influence sur la précision de la mesure du système Pitot au cours d'un vol.

### **V.3.c. La densité / l'altitude du flux**

La densité est une variable fonction de l'altitude. Le tube Pitot donne une mesure de la pression pour une densité de flux déterminée. Il permet d'obtenir la vitesse pour une valeur définie de la masse volumique de l'air (prise généralement au sol), alors que cette dernière varie en fonction de l'altitude. De ce fait, un coefficient de correction devrait être affecté à chaque mesure de vitesse pour prendre en compte l'altitude.

On distingue ainsi la vitesse mesurée  $V_M$  et la vitesse propre  $V_p$  :

La conservation de la pression dynamique permet d'écrire l'expression suivante :

$$\frac{1}{2} * \rho_0 * V_M^2 = \frac{1}{2} * \rho(z) * V_p^2 \quad (3)$$

Où  $z$  exprime l'altitude,  $\rho_0$  est la densité de l'air prise au sol,  $\rho(z)$  est la densité prise à l'altitude de l'écoulement.

On obtient donc la relation :

$$V_p = V_M * \sqrt{\rho_0 / \rho(z)} \quad (4)$$

Par conséquent, la vitesse réelle est toujours plus grande que la vitesse mesurée. Cet écart est une fonction croissante, de la densité. Il est donc indispensable d'appliquer la correction à la vitesse mesurée pour des altitudes importantes.

### **V.3.d. Les conditions météorologiques**

Les conditions météorologiques regroupent de nombreux facteurs : neige, pollution, etc. En effet, les mauvaises conditions météorologiques augmentent le risque de givrage de la sonde de Pitot ou de pénétration des insectes dans la sonde, ce qui influe sur la qualité de la mesure qu'elle renvoie.



## VI. Élaboration d'un diagramme de causes : Diagramme d'Ishikawa

À partir des données et des investigations expérimentales présentées dans les sections précédentes de ce chapitre, les principales causes qui affectent la précision des mesures des sondes de Pitot durant sa mission sont déterminées. L'étape suivante consiste à tracer le diagramme d'Ishikawa pour présenter ces causes sous différentes classes.

- **Méthodes, matériels, machine, facteurs humains et environnement.**

La classe « environnement » présente les causes liées aux caractéristiques de l'écoulement auquel la sonde est soumise. Les « facteurs humains » regroupent toute cause humaine contribuant à la défaillance ou à l'incohérence des mesures renvoyées par les tubes durant le vol. La classe « matériels » présente les caractéristiques mécaniques du tube qui influent sur la précision de ses mesures. Les deux classes « machine » et « méthodes » ne figurent pas dans le diagramme d'Ishikawa, car aucune des causes, parmi celles déterminées, n'est liée à ces deux classes. Le diagramme de cause est ainsi présenté dans le diagramme illustré par la Figure 19.

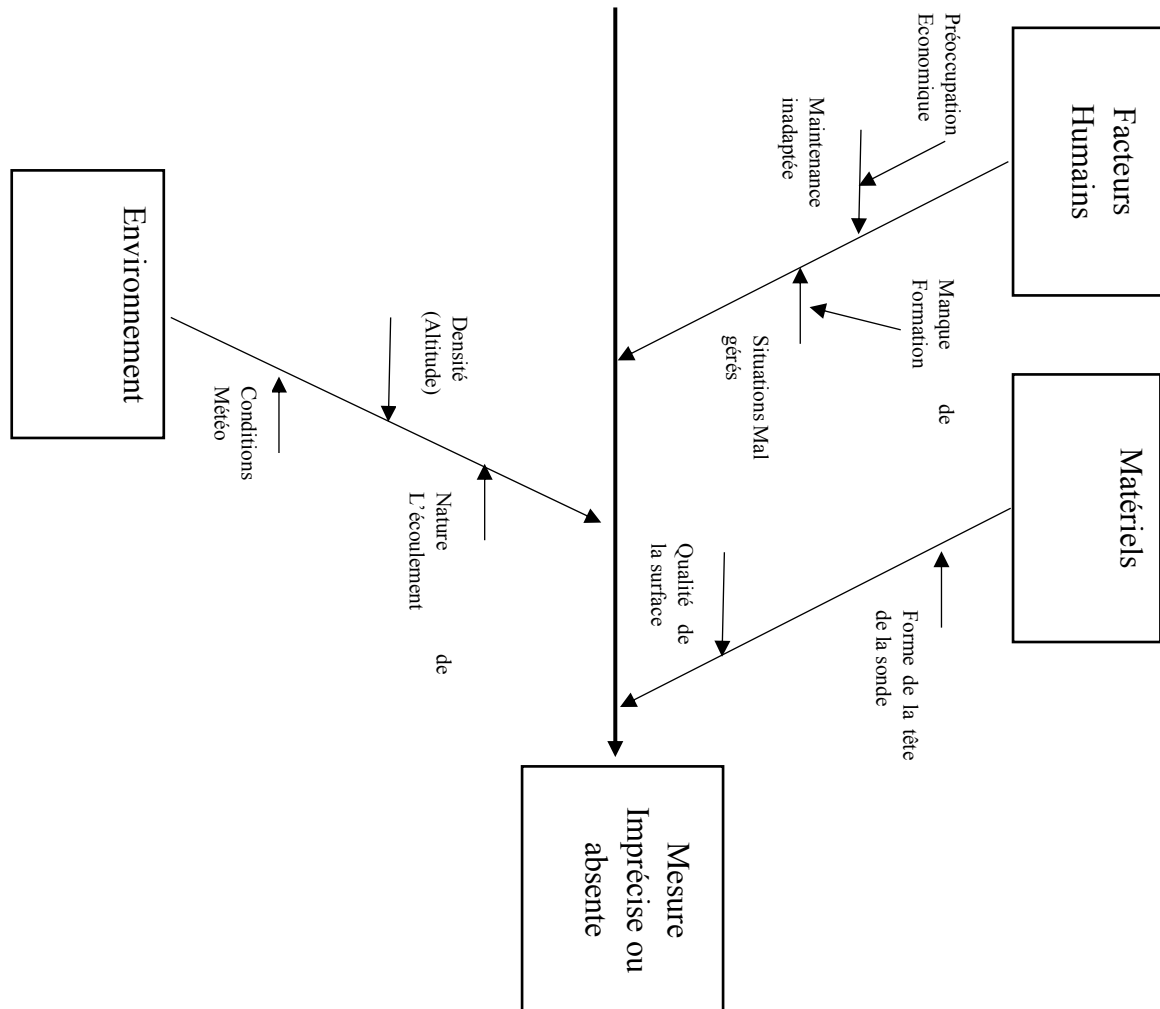


Figure 19 Diagramme d'Ishikawa pour l'imprécision de la mesure de la sonde Pitot

## VII. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons défini les principaux paramètres qui influent sur la précision de la mesure de la sonde de Pitot durant le vol. Ces facteurs ont été déterminés à partir des rapports des enquêtes réalisées suite aux accidents liés à un mauvais fonctionnement du tube de Pitot. L'étape suivante consiste à modéliser, en se basant sur ces paramètres, l'équation de la fiabilité de la mesure renvoyée par le tube de Pitot. La fiabilité de la mesure se définit par l'aptitude de l'instrument à fournir des mesures considérées précises.

Pour la modélisation de la fiabilité des mesures du tube, les paramètres qui seront intégrés sont seulement ceux qui concernent la catégorie 'environnement'. Ce choix repose sur les hypothèses suivantes :

- Les causes humaines ne sont pas à l'origine du dysfonctionnement du tube ou de l'imprécision de ces mesures, mais plutôt des facteurs complémentaires favorisant ces phénomènes.
- Le tube étudié dans les prochaines parties de ce manuscrit est supposé avoir des caractéristiques optimales (section, forme, et état de la surface). Cette hypothèse est justifiée par le fait que les avions seront équipés des instruments performants comme l'exigent les nouvelles recommandations de sécurité citées dans le premier chapitre.
- L'air est un écoulement homogène ; Les erreurs de mesures liées à un écoulement non-homogène ne seront pas prises en compte.

En résumé et en se basant sur ces hypothèses, les facteurs qui ont une incidence sur la précision de la mesure sont la densité, la nature de l'écoulement et les conditions météorologiques.

Les études menées dans ce chapitre ont fait l'objet des travaux de [Ezzeddine, 2015b], de [Ezzeddine et al. 2016d], de [Ezzeddine et al. 2017] et de [Ezzeddine et al. 2017b].

### *Modélisation de la dégradation de la fiabilité de la mesure d'une sonde de Pitot*

**L**a performance d'une sonde de Pitot se détermine par l'exactitude de sa mesure. De ce fait, on trouve dans la littérature plusieurs travaux qui ont proposé des techniques visant à augmenter sa précision. Ces études peuvent être classées en études expérimentales et théoriques. Les techniques expérimentales se sont concentrées sur la détermination du coefficient d'écoulement, et sa variation résultant des caractéristiques de l'écoulement. De nombreuses autres propositions se sont focalisées sur la formulation de la fonction de fiabilité de la sonde de Pitot. Le but du présent chapitre vise, dans un premier lieu, à modéliser la fiabilité des mesures en fonction des facteurs susceptibles d'avoir un impact sur la précision des mesures de la sonde de Pitot au cours d'une mission définie. Ces facteurs feront l'objet d'une analyse statistique pour étudier séparément l'effet de chacun des facteurs. Des études comparatives, avec d'autres modèles de régression, sont proposées à la fin de cette partie. Enfin, une modélisation de la fiabilité de la sonde de Pitot par une approche stochastique sera proposée.

## I. Introduction

L'évaluation du risque relatif à la défaillance d'un équipement englobe plusieurs éléments, dont la compréhension de son processus de dégradation. Dans ce chapitre, nous nous intéresserons au phénomène de dégradation de la sonde de Pitot afin de développer un modèle de fiabilité relatif à sa précision de la mesure qu'il renvoie. L'analyse de la fiabilité de la mesure est ainsi centrée sur la compréhension des facteurs (facteurs d'influence) qui ont un effet sur la défaillance de la mesure durant la mission de la sonde.

La relation entre la date de défaillance d'un équipement et les variables influant sur le processus de dégradation est généralement exprimée grâce à un modèle de régression basé sur une loi de distribution donnée. Dans la littérature, parmi les modèles souvent utilisés pour la description de la fonction de fiabilité, nous citerons les distributions exponentielles et de Weibull. Les propriétés et les bases théoriques de ces distributions seront décrites brièvement.

Ce chapitre porte sur la modélisation de la relation entre la date de la défaillance de la mesure d'une sonde de Pitot et les variables qui ont un impact sur sa dégradation. Par la suite, ces variables seront désignées par les facteurs d'influence du modèle. Nous devons noter que, dans ce manuscrit et particulièrement dans ce chapitre, nous adopterons la nomenclature suivante :

- La défaillance désigne la défaillance de la mesure renvoyée par le tube de Pitot.
- La durée de vie représente la durée pendant laquelle les mesures renvoyées par le tube sont fiables.
- La fiabilité désigne la fiabilité des mesures, définie par l'aptitude du tube à renvoyer des mesures précises.

Ce chapitre décrit ainsi deux approches de modélisation du processus de dégradation de la qualité de la mesure de la sonde de Pitot. Ces approches visent à analyser les informations sur la dégradation de la mesure pendant le vol. La première approche se concentre sur l'analyse de l'ensemble des facteurs d'influence sur la qualité de la mesure afin de modéliser le taux de défaillance de la sonde, tandis que la deuxième approche définit le processus de dégradation par un modèle stochastique.

Dans la section suivante, nous résumerons les principales approches de modélisation du processus de dégradation d'un composant. Par la suite, ces modèles seront appliqués à notre cas d'étude, à savoir la sonde de Pitot.

## II. Les approches de modélisation de la dégradation

Les analyses des données de fiabilité des composants montrent qu'en plus des données relatives à la défaillance de l'équipement, d'autres informations sur les conditions dans lesquelles le composant fonctionne s'avèrent également importantes. La modélisation de la dégradation devrait ainsi intégrer des facteurs opérationnels et environnementaux afin d'analyser leurs effets. Parmi les objectifs de la modélisation du processus de dégradation, nous citons [Samanta, 1991].

- Quantifier et analyser la fréquence des défaillances (cas d'un système réparable).
- Modéliser et analyser l'effet des facteurs d'origines différentes sur le processus de dégradation.
- Établir les relations, si elles existent, entre les facteurs d'influence (interactions).
- Établir le modèle de fiabilité de l'équipement en question.

Les modèles d'estimation de la fiabilité présentent les modèles de base à partir desquels la politique de maintenance est définie. De nombreuses propositions pour la modélisation de la fiabilité et de la durée de vie d'un équipement peuvent être trouvées dans la littérature. [Vesley, 1988] propose un ensemble de modèles afin de montrer l'effet de l'âge sur la fiabilité des composants et l'indisponibilité des systèmes. [Samanta, 1991] décrit une approche de modélisation pour analyser les données liées à la dégradation des composants. L'auteur étudie l'effet de la politique de maintenance adoptée sur le processus de dégradation. Les effets de l'âge et de la politique de maintenance ont été étudiés simultanément dans les travaux de [Martorell, 1996] dans lesquels l'auteur propose un ensemble de paramètres pour quantifier la relation entre la fiabilité et ces effets. La théorie de la fiabilité est détaillée dans les travaux de [Barlow et Proschan, 1975]. La théorie relative aux modèles standards est développée dans les travaux de [Ebeling, 1997] et [Lewis, 2004].

Les modèles de dégradation peuvent ainsi être classés selon deux groupes : modèles déterministes basés généralement sur la régression et modèles stochastiques basés sur des processus aléatoires.

Les modèles stochastiques se basent principalement sur le processus de Poisson et les chaînes Markoviennes et semi Markoviennes. Ces approches, largement discutées par [Cocozza-Thivent, 1997], seront détaillées dans la dernière section du présent chapitre.

En plus de modéliser le processus de dégradation, les modèles déterministes de dégradation permettent d'analyser et quantifier l'effet des facteurs d'influence. Ces modèles englobent plusieurs approches dont celles de régression (approches traditionnelles). Les modèles de régression sont utilisés pour déterminer la fonction de la fiabilité d'un système en se basant sur  $n$  dates de défaillances  $t_i$  ( $i = 1 \dots n$ ) correspondante à  $n$ , composants. La méthode de régression consiste à estimer les paramètres de la fonction de la fiabilité en estimant la fonction qui décrit au

mieux la relation entre les entrées et les sorties. Les entrées sont les causes de la défaillance et les sorties expriment les dates d'apparition.

Les modèles à risques proportionnels (PHM) représentent les modèles de régression couramment utilisés pour modéliser la fiabilité liée à un ensemble des facteurs influents sur le processus de dégradation. [Dale, 1985] démontre les avantages de l'utilisation du modèle à risques proportionnels dans l'analyse des dates de défaillances et recommande son application dans le domaine de la fiabilité. [Hosmer, 1999] propose une présentation des techniques modernes de modélisation illustrées par des exemples concrets et des études de cas réels.

Le PHM peut être utilisé pour estimer les effets de ces facteurs d'influence et ainsi, prédire le comportement de l'élément avant sa défaillance. L'hypothèse imposée par le PHM, dans la plupart des cas, suppose que le taux de défaillance s'exprime par le produit d'un taux de défaillance nominal  $\lambda_0(t)$  dépendant uniquement du temps et d'un terme positif  $\psi(X; \beta)$ , intégrant les facteurs d'influence comme la température, la pression, les changements de conception, etc. Ainsi, le taux de défaillance, basé sur le temps et les facteurs d'influence, se définit comme suit :

$$\lambda(t, X) = \lambda_0(t, X) \psi(X; \beta) \quad (5)$$

$X$  est le vecteur des facteurs d'influence associés à l'équipement et  $\beta$ , le vecteur des coefficients de régression correspondant aux facteurs d'influence. Le taux de défaillance de base est identique au taux de défaillance total lorsque les facteurs d'influence n'ont aucun effet sur l'occurrence des défaillances. Les facteurs d'influence peuvent agir sur le taux de défaillance de sorte qu'il soit plus élevé ou plus faible par rapport au taux de défaillance nominal.

Le modèle de Cox [David Cox, 1972] représente le modèle de base des PHM. Le choix de la fonction de risque pour le modèle de Cox n'est pas imposé. Cependant, la fonction de risque est souvent modélisée par une fonction exponentielle. Dans la suite de ce travail, nous conserverons une forme exponentielle, car elle représente un modèle idéal pour modéliser un équipement, en cohérence avec les hypothèses retenues sur les facteurs d'influence [Brissaud, 2007]. Le taux de défaillance s'exprime ainsi par :

$$\lambda(t, X) = \lambda_0(t) e^{\beta X} \quad (6)$$

Dans cette équation (6),  $X$  représente le vecteur constitué de  $n$  variables mesurées,  $\beta$  est le vecteur des  $n$  paramètres de régression et  $t$  exprime le temps.  $\lambda_0(t)$  correspond à la fonction du taux de défaillance nominale (sans prise en compte des facteurs d'influence). Dans ce modèle, les facteurs d'influence agissent multiplicativement sur la fonction du taux de défaillance.

Le modèle de Cox repose sur plusieurs hypothèses restrictives dont la plus importante concerne la proportionnalité des risques auxquels le nom du modèle fait référence.

Considérons deux objets 1 et 2 tels que :

- $X_1$  : vecteur des facteurs d'influence de l'objet 1
- $X_2$  : vecteur des facteurs d'influence de l'objet 2

La proportion des risques instantanés, notée HR, s'exprime par :

$$HR = \frac{\lambda(t, X_1)}{\lambda(t, X_2)} = \frac{\lambda_0(t)e^{\beta X_1}}{\lambda_0(t)e^{\beta X_2}} = e^{\beta(X_1 - X_2)} \quad (7)$$

Dans cette expression, la proportion des risques instantanés est constante par rapport au temps, ce qui signifie que l'effet d'un facteur d'influence donné reste le même à tout instant.

[David Cox, 1972] prouve que son modèle à risques proportionnels est également adapté pour étudier les interactions entre les facteurs d'influence. De ce fait, de nombreuses extensions ont été proposées au modèle PHM avec, notamment, la prise en compte de l'hypothèse de non-proportionnalité. [Kalbfleisch, 1980] propose une estimation de la fonction de fiabilité pour les modèles de régression paramétrique et semi-paramétrique. [Li et Chambless, 2007] décrivent un procédé pour le test et l'estimation de l'effet d'interaction entre les différentes variables du modèle. [Borucka, 2014] propose des modifications du modèle de Cox, en introduisant des interactions entre les facteurs d'influence et le temps.

Ainsi, pour une meilleure estimation des caractéristiques de la fiabilité, l'utilisation des modèles de régression s'avère intéressante du fait qu'il est possible d'inclure un ou plusieurs facteurs d'influence dans le modèle. Les modèles de régression les plus souvent utilisés dans le domaine de la fiabilité se répartissent en deux catégories. La première catégorie comprend les modèles paramétriques tels que les modèles exponentiels, les modèles de Weibull, et les modèles log-normaux. La deuxième catégorie concerne les modèles à risques proportionnels (PHM), tels que le modèle de Cox.

Dans la littérature, la majorité des travaux relatifs au modèle de Cox sont appliqués en grande partie dans le domaine médical. Récemment, l'intérêt du PHM dans les applications d'ingénierie s'est développé, en raison de son efficacité dans le traitement et l'analyse des données de fiabilité, sans avoir besoin d'hypothèses spécifiques relatives au choix de la fonction du taux de défaillance de base. On retrouve donc l'utilisation des PHM dans divers champs d'applications, tels que les réacteurs à eau d'une centrale nucléaire, d'une turbine à gaz (domaine maritime), du sonar d'un navire et des moteurs d'avion.

Dans la section suivante, nous proposerons une démarche d'analyse du taux de défaillance relative à la première approche de modélisation (approche de régression).

### III. Analyse du taux de défaillance d'un tube de Pitot

Dans la présente étude, le choix du modèle de Cox pour modéliser le taux de défaillance est justifié par :

- L'indépendance du choix de la distribution par rapport aux données. Cette propriété mathématique a été discutée dans les travaux de [Carroll K.J., 2003].
- La non-nécessité de connaître les relations liant les facteurs d'influence à la fiabilité de l'équipement (modèle statistique).

- Une certaine flexibilité permettant d'intégrer des facteurs d'influence hétérogènes (différentes dimensions, quantitatives et qualitatives).
- La particularité de considérer des interactions entre les facteurs d'influence [David Cox, 1972].
- La simplicité d'exprimer et d'évaluer le rapport entre deux taux de défaillance (proportion des risques instantanés) correspondant à des configurations distinctes des valeurs de facteurs d'influence.

Pour appliquer ce modèle au cas présenté dans cette étude, la démarche développée s'appuie sur quatre étapes :

- Choisir les facteurs d'influence et établir un codage pour les états des facteurs d'influence du modèle.
- Recueillir des données : L'étape de collecte de données consiste à saisir une base de données contenant des valeurs d'entrée pour le modèle de régression.
- Déterminer les paramètres de régression et du taux de défaillance.
- Synthétiser et analyser les résultats obtenus.

Dans cette optique, le choix de la forme de la fonction de taux de défaillance de base n'intervient pas dans l'analyse des paramètres de régression. Aussi, nous adopterons une modélisation par la loi de Weibull à deux paramètres pour l'expression de la fonction du taux de défaillance et de la fonction de la fiabilité. L'expression analytique du taux de défaillance nominal sera ainsi donnée par la relation suivante :

$$\lambda_0(t) = \alpha/\eta * t/\eta^{\alpha-1} \quad (8)$$

Avec  $\alpha$  le paramètre de forme (sans dimensions) et  $\eta$  le paramètre d'échelle en unité de temps.

Ce choix est motivé par les particularités suivantes :

- La distribution de Weibull est largement utilisée dans l'étude de la fiabilité des systèmes.
- La distribution de Weibull est généraliste. D'autres distributions peuvent découler de cette distribution pour des valeurs particulières de  $\alpha$  et de  $\eta$ .
- Le modèle permet de modéliser les différentes phases de vie du composant étudié selon la valeur de  $\alpha$ .

Pour plus de détails sur les avantages de chaque distribution, le lecteur peut se référer aux travaux de [Box-Steffensmeir et al, 1997].



### III.1. Choix et codage des facteurs d'influence

Dans cette étape, nous déterminerons les variables qui ont un impact sur la défaillance de la mesure renvoyée par la sonde de Pitot. Une fois définis, les facteurs d'influence doivent être codés afin de faciliter leur intégration dans le modèle de Cox. Le codage des facteurs d'influence repose sur les principes de base suivants :

- Lorsque le facteur d'influence est quantitatif, les valeurs de mesures peuvent être intégrées directement dans le modèle.
- Lorsque la variable est qualitative, il est recommandé d'utiliser des valeurs discrètes pour la quantifier. Ces valeurs sont associées à une échelle définie par le modélisateur [David Cox, 1972].
- Pour faciliter l'évaluation des données et l'analyse des résultats du modèle, il est recommandé de répartir les valeurs de différents facteurs d'influence, selon des intervalles.

### III.2. Collecte des données

L'étape de collecte des données consiste à recueillir les informations nécessaires à la modélisation du taux de défaillance. Pour chaque composant de l'échantillon d'étude, les données suivantes seront nécessaires :

- La date de la défaillance et, implicitement, la durée de bon fonctionnement.
- Les valeurs des facteurs d'influence correspondantes.

### III.3. Détermination des paramètres de régression et du taux de la défaillance

L'estimation de la meilleure combinaison des paramètres de régression du vecteur  $\beta$  se base sur les dates de défaillances des composants et les valeurs des facteurs d'influence associés. Nous préconisons, pour cela, le maximum de vraisemblance introduit par [David Cox, 1972]. La vraisemblance est définie par la probabilité que le modèle ait pu générer les données d'observation. La vraisemblance, notée  $L(\beta, X)$ , est exprimée par la relation suivante [Lyonnet et al, 2006] :

$$L(\beta, X) = \prod_{i=1}^n e^{\beta_i X_i} / \sum_{j \in R} e^{\beta_j X_j} \quad (9)$$

$n$  exprime le nombre des composants mis en examen (taille de l'échantillon).

$\lambda(t_i, X_i)$  exprime le taux de défaillance correspondant au composant  $i$

$R$  est l'ensemble des indices correspondant aux systèmes qui fonctionnent encore à l'instant  $t_i$ .

Pour obtenir l'estimateur du maximum de vraisemblance, il est nécessaire de maximiser la log-vraisemblance selon  $\beta$  en résolvant le système d'équations du maximum de vraisemblance :

$$\frac{\partial}{\partial \beta_j} \ln(L(\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_n, X)) = 0 \text{ pour } j = 1..n \quad (10)$$

Dans le cas du modèle de Cox, il est plutôt fait référence à la vraisemblance partielle, sachant que les données censurées ne sont pas prises en compte dans la détermination de ce paramètre.

Contrairement à la régression linéaire, une solution analytique exacte n'existe pas. Il est donc nécessaire d'utiliser un algorithme itératif. Il existe plusieurs algorithmes pour maximiser la vraisemblance et ainsi déterminer le vecteur  $\beta$ . Parmi ces méthodes, l'algorithme de Newton-Raphson est fréquemment utilisé.

Lors de l'estimation des paramètres qui influent sur la durée de vie, l'interaction entre les facteurs d'influence doit également être vérifiée. L'interaction de deux ou plusieurs variables peut être modélisée par l'introduction d'un nouveau facteur d'influence, qui correspond au produit des facteurs d'influence en question. Par ailleurs, s'il existe une interaction entre les facteurs d'influence, l'estimation du paramètre de régression pour ce nouveau facteur d'influence introduit, doit être significative. Il devrait y avoir également une justification pratique lors de l'introduction de l'interaction des facteurs d'influence. [Bendell et al, 1986] ont obtenu des résultats intéressants en utilisant l'interaction de facteurs d'influence. Si les facteurs d'influence sont estimés dans des groupes formés de données différentes, un test d'analyse statistique est réalisé pour savoir si les facteurs d'influence ont le même effet dans les différents groupes de données.

Le taux de défaillance nominal présente le risque qu'un équipement subisse des défaillances quand les valeurs des facteurs d'influence sont remises à zéro. Le taux de défaillance nominal  $\lambda_0(t)$  peut être modélisé à partir d'une distribution paramétrique choisie préalablement. Néanmoins, le modèle PHM peut être utilisé sans fournir une expression de  $\lambda_0(t)$ . Cependant, pour prédire le nombre de défaillances dans un intervalle de temps donné, l'hypothèse d'avoir une distribution paramétrique pour la forme de  $\lambda_0(t)$  renvoie de meilleurs résultats.

Une fois le vecteur des paramètres de vecteur  $\beta$  déterminé, nous cherchons à exprimer le taux de défaillance de base  $\lambda_0(t)$ .

Le paramètre  $\alpha$  est déterminé via la résolution numérique de l'égalité suivante. Cette équation est déduite à partir de la fonction du maximum de vraisemblance. [Rausand et al, 2004]

$$n/\alpha + \sum_{i=1}^n \ln(t_i * (e^{\beta X_i})^{\frac{1}{\alpha}}) - n * \sum_{i=1}^n [(t_i * (e^{\beta X_i})^{\frac{1}{\alpha}})^{\alpha} * \ln(t_i * (e^{\beta X_i})^{\frac{1}{\alpha}})] / \sum_{i=1}^n (t_i * (e^{\beta X_i})^{\frac{1}{\alpha}})^{\alpha} = 0 \quad (11)$$

En nous basant sur les travaux de [Rausand et al, 2004], nous pouvons donner l'expression analytique du taux de défaillance de base.

$$\eta = \frac{\sum_{i=1}^n (t_i * (e^{\beta X_i})^{\frac{1}{\alpha}})^{\alpha}}{n}^{1/\alpha} \quad (12)$$

Pour plus de détails sur la procédure de détermination du taux de défaillance et l'estimation de la fonction de fiabilité, le lecteur peut se référer aux travaux de [Breslow, 1974].

La significativité de l'estimation du taux de défaillance à partir des modèles à risques proportionnels est fonction de plusieurs paramètres. La dépendance du temps de certains facteurs d'influence est un facteur déterminant dans la précision du modèle estimé. Dans le cas où elle existe, l'extension du modèle des risques proportionnels est recommandée afin d'augmenter les performances du modèle.

Après avoir ajouté une interaction entre une fonction de temps et un facteur d'influence incluse dans le modèle initial, la significativité du modèle doit être vérifiée. Si le facteur d'influence intégrée se révèle significatif, on dit que l'hypothèse de proportionnalité est violée pour le facteur d'influence donnée et que son effet est variable au cours du temps. Le modèle basique de Cox ne prend pas en compte l'interaction des facteurs d'influence avec le temps. Cependant, on trouve dans la littérature des travaux qui ont prouvé que la dépendance du temps peut être cohérente avec ce modèle et qu'il est ainsi possible de l'appliquer pour estimer, s'il existe, l'effet de l'interaction des facteurs d'influence avec le temps [Borucka, 2014].

### III.4. Synthèse et analyse des résultats

A ce stade, nous avons toutes les informations nécessaires pour exprimer le taux de défaillance et en conclure la fonction de la fiabilité. À partir de ces données, nous pouvons ainsi déterminer et discuter l'effet de chaque facteur d'influence sur la défaillance et la durée de bon fonctionnement du composant.

L'analyse et la validation des résultats qui seront obtenus seront basées sur des indices de significativité et de quelques tests. Cependant, il existe d'autres indices et d'autres tests qui ne seront pas pris en compte dans cette étude.

$$\lambda(t, X) = \lambda_0(t) \psi(X; \beta) = \frac{\alpha}{\eta} * \frac{t}{\eta}^{\alpha-1} * e^{\beta X} \quad (13)$$

Dans la section suivante, nous appliquerons la démarche décrite dans le cas de la sonde de Pitot durant une mission de vol.

## IV. Application du modèle et analyse des résultats

### IV.1. Choix des facteurs d'influence

En nous basant sur le diagramme d'Ishikawa et sur les hypothèses qui régissent notre système, les trois facteurs d'influence suivants seront retenus afin de les intégrer dans l'expression du taux de défaillance d'un tube de Pitot :

- La densité du fluide

- La nature de l'écoulement
- Les conditions météorologiques

Le principe du modèle consiste à définir le taux de défaillance en fonction d'un taux de défaillance nominal et des trois facteurs d'influence.

L'événement principal considéré est la défaillance de la mesure du tube de Pitot pendant un horizon de temps fini. Un tube de Pitot est considéré comme défaillant à partir de la date où la mesure renvoyée est incorrecte.

### IV.2. Codage des facteurs d'influence

Nous avons précédemment estimé que les facteurs les plus influents contribuant à une défaillance du capteur sont les suivants : la nature de l'écoulement, la densité de l'air et les conditions météorologiques. Ces paramètres désigneront les facteurs d'influence de notre modèle et seront définis comme suit :

- $X_1$ : La nature de l'écoulement sera modélisée par le nombre de Mach ( $M$ ), qui est une grandeur sans dimension représentant le rapport de la vitesse d'écoulement sur la vitesse locale du son. Le nombre de Mach est exprimé d'une manière générale par :  $M = U / S$  où  $U$  est la vitesse de l'objet et  $S$  est la vitesse du son. Nous supposons que l'environnement admet deux niveaux :
  - Le niveau subsonique lorsque  $X_1 < 0,85$
  - Le niveau transsonique lorsque  $X_1 \approx 1$ .
- $X_2$ : La densité de l'air est fonction de l'altitude et des variations de température ou d'humidité. Ces variations sont exprimées par l'équation de Bernoulli. Nous supposons que la densité de l'air admet trois niveaux :
  - Faible si  $X_2 < 1.1$
  - Élevé si  $X_2 > 1.3$ ,
  - Normal autrement.
- $X_3$ : Les conditions météorologiques. Contrairement aux deux premiers facteurs d'influence, la variable modélisant les conditions météorologiques est une variable qualitative. Pour intégrer cette variable dans le modèle, il est nécessaire de la convertir en une variable quantitative. Ainsi,  $X_3$  est évaluée à 1 quand les conditions météorologiques favorisent la formation des cristaux de glace et 0, sinon. Les conditions non optimales qui n'entraînent pas la formation des cristaux de glace prennent également la valeur 0).

### IV.3. Collecte des données

Nous considérons  $n$  sondes de Pitot mises à l'épreuve pour lesquelles les données de la forme  $(t_i, X_i)$ , ( $i = 1 \dots n$ ) sont collectées,  $t_i$  correspond à la date de défaillance et  $X_i$  représente un vecteur de facteurs d'influence associé au  $i^{\text{ème}}$  capteur.

Dans la constitution de la base de données, nous nous sommes basés sur les travaux de littérature qui ont utilisé le modèle de Cox afin de modéliser le taux de défaillance dont nous pouvons citer les travaux menés par [David Cox, 1972] et [Hosmer, 1999]. Les hypothèses suivantes seront ainsi retenues :

- Horizon de temps fini fixé à 24 heures.
- Échantillon étudié constitué de 200 tubes de Pitot.
- Les valeurs des facteurs d'influence pour les 200 tubes sont générées de façon aléatoire et l'intervalle de variation pour chaque facteur d'influence est respecté.
- Les dates de défaillances sont générées aléatoirement suivant une distribution de Weibull associée à la fonction de risque.

Dans la présente étude, la base de données a été constituée en cohérence avec les données qui existent dans les travaux de [Gracey, 1980] et de [Deanda, 1981]. Ces références fournissent des études relatives à l'étalonnage des outils de mesure de débit d'air. Les données incluent plusieurs paramètres, tels que la vitesse, l'altitude de pression, les angles d'attaque et le nombre de Mach. Les données de ces travaux ont été examinées et approuvées par l'Administration Aéronautique et Spatiale Nationale (NASA).

Grâce à la base de données constituée, les deux prochaines sections concerneront la résolution des modèles PHM sans et avec interactions entre les facteurs d'influence ; [Ezzeddine et al, 2015a] et [Ezzeddine et al, 2017].

#### IV.4. Synthèse et analyse des résultats

Dans cette partie, nous nous intéresserons parallèlement à la détermination des paramètres de régression et à la discussion des résultats de régression. Par la suite, nous déterminerons l'expression de la fonction de fiabilité correspondant à la meilleure combinaison des facteurs d'influence.

En nous basant sur les valeurs de la base de données générée et en adoptant l'expression du modèle de Cox correspondante à l'équation (8), nous avons obtenu les résultats, en premier lieu, sans interactions entre les facteurs d'influence puis, dans un second temps, avec prise en considération des interactions.

##### IV.4.a. Résolution du modèle PHM sans interactions

Pour le premier modèle, nous supposons qu'il n'y a pas d'interactions entre les facteurs d'influence. En appliquant la régression de Cox sur notre base de données, les résultats obtenus sont présentés dans le tableau 6 :

N=200, Nombre d'évènements : 172			
	Coefficient	$e^{\text{Coefficient}}$	P

X <sub>1</sub>	0.65611	1.92728	0.0267	Significatif
X <sub>2</sub>	-0.602136	0.54	0.1149	Non-Significatif
X <sub>3</sub>	0.69747	2.00867	0.0037	Significatif
Test de la vraisemblance= 20.8		P=0.000117		

**Tableau 6 Modélisation par la régression de Cox (sans interactions entre les facteurs d'influence)**

Les tubes qui restent fonctionnels à la fin de la période de test ont été traités comme des observations censurées. En se référant aux résultats du tableau 6, parmi les 200 observations, 28 données sont censurées. L'objectif de l'analyse consiste à déterminer l'effet des principaux facteurs liés à la défaillance du tube de Pitot.

La valeur de P est la probabilité d'obtenir la même valeur (ou une valeur extrême) du test si l'hypothèse nulle était vraie (le facteur d'influence à laquelle correspond le P en question n'a pas d'impact dans le modèle, i.e. son coefficient est nul).

Ce nombre est utilisé en analyse statistique pour conclure sur le résultat d'un test statistique. La procédure généralement employée consiste à comparer la valeur P à un seuil préalablement défini (traditionnellement 5 %). Si la valeur P est inférieure à ce seuil, on rejette l'hypothèse nulle et le résultat du test est déclaré statistiquement significatif. Dans le cas contraire, si la valeur P est supérieure au seuil, on ne rejette pas l'hypothèse nulle, et aucune conclusion ne peut être formulée quant aux hypothèses posées.

Les résultats de cet exemple indiquent que la variable « nature de l'écoulement » et la variable, « conditions météorologiques » se sont révélées être significatives avec un niveau de confiance de 5% (les valeurs de P sont inférieures à 0,1). La densité de l'air est moins significative dans le modèle. Cela implique que son effet est moins important sur la défaillance de mesure de la sonde Pitot.

La colonne des coefficients correspond aux valeurs des paramètres  $\beta$ .

Pour exprimer l'effet marginal de chaque facteur d'influence, il est nécessaire de calculer l'exponentielle des coefficients estimés de  $\beta$ . Par exemple,  $e^{(\beta_3)} = 2$ , signifie que de mauvaises conditions météorologiques accroissent le risque de défaillance de 200%. De même,  $e^{(\beta_1)} = 1.9$  permet de conclure qu'un changement de l'environnement de tube d'un milieu subsonique à un milieu transsonique multiplie les risques d'avoir une défaillance de 1.9.

Le taux de défaillance s'exprime comme suit :

$$\lambda(t, X) = \lambda_0(t) e^{2.4X_1 + 2.17X_2 - 0.47X_3} \quad (13)$$

#### **IV.4.b. Résolution du modèle PHM avec interactions**

Dans cette section, les interactions entre les facteurs d'influence sont prises en compte. L'interaction est significative lorsque l'effet d'une variable explicative sur la fonction du taux de défaillance

dépend de la valeur d'autres variables. Les interactions dans le modèle signifient que l'importance d'un facteur d'influence est subordonnée à un autre facteur d'influence. Il faut noter que l'interaction de deux variables non significatives dans un modèle pourrait être très significative et vice versa.

Afin d'intégrer correctement leurs effets, les interactions sont habituellement caractérisées par un terme de produit de deux ou plusieurs facteurs d'influence. La signification des nouvelles variables diffère selon le type du facteur d'influence (si elle est quantitative ou qualitative). La signification de chaque interaction introduite dans le modèle doit être vérifiée et seuls les effets significatifs des interactions seront intégrés dans le modèle.

Une interaction est considérée d'ordre 1 si le terme de produit fait intervenir deux variables ; il est d'ordre 2 quand il s'agit d'un produit de trois variables. Un modèle est dit saturé lorsque toutes les interactions possibles sont intégrées dans le modèle de régression.

Pour le cas présent, les nouvelles variables considérées sont les suivantes :

- Interaction d'ordre 2 :  $X_1 * X_2 * X_3$ .
- Interaction d'ordre 1 :  $X_1 * X_2$  ;  $X_1 * X_3$  ;  $X_2 * X_3$ .

Les résultats obtenus par l'intégration des 4 termes d'interactions entre les 3 facteurs dans le modèle (modèle saturé) sont donnés dans le tableau 7 :

N=200, Nombre d'évènements : 172				
	Coefficient	e <sup>Coefficient</sup>	P	
X <sub>1</sub>	-1.37	0.255	0.98	Non-Significatif
X <sub>2</sub>	2.98	19.7	0.89	Non-Significatif
X <sub>3</sub>	12.1	1.7e <sup>5</sup>	0.65	Non-Significatif
X <sub>1</sub> *X <sub>2</sub>	3.17	23.8	0.95	Non-Significatif
X <sub>1</sub> *X <sub>3</sub>	5.36	212	0.93	Non-Significatif
X <sub>2</sub> *X <sub>3</sub>	-9.11	0.0001	0.69	Non-Significatif
X <sub>1</sub> *X <sub>2</sub> *X <sub>3</sub>	-6.22	0.0019	0.90	Non-Significatif
Test de la vraisemblance = 26.9		P=0.355		

Tableau 7 Modélisation par la régression de Cox (modèle saturé)

En se basant sur les valeurs de P, tous les facteurs d'influence intégrée sont non significatifs. De ce fait, le modèle d'interaction d'ordre 2 ne peut pas satisfaire le modèle de fiabilité du tube de Pitot.

Le modèle d'ordre 2 n'étant pas satisfaisant, le modèle d'interaction d'ordre 1 a été testé et les résultats sont présentés dans le tableau 8.

N=200, Nombre d'évènements : 172				
	Coefficient	e <sup>Coefficient</sup>	P	
X <sub>1</sub>	5.24	188	0.76	Non-Significatif
X <sub>2</sub>	5.12	168	0.66	Non-Significatif
X <sub>3</sub>	14.9	2.9 e <sup>6</sup>	0.25	Non-Significatif
X <sub>1</sub> *X <sub>2</sub>	-2.49	0.083	0.87	Non-Significatif
X <sub>1</sub> *X <sub>3</sub>	-1.9	0.14	0.03	Significatif
X <sub>2</sub> *X <sub>3</sub>	-11.5	9.7 e <sup>-6</sup>	0.31	Non-Significatif
Test de la vraisemblance = 14.64			P=0.000155	

**Tableau 8 Modélisation par la régression de Cox (modèle d'ordre 1)**

Les valeurs de la probabilité P montrent que seul le terme d'interaction entre la vitesse de l'air et les conditions météorologiques est significatif avec un niveau de confiance de 5 %. Par la suite, seul ce terme d'interaction sera intégré dans le modèle. Les résultats sont présentés dans le tableau 9 :

N=200, Nombre d'évènements : 172				
	Coefficient	e <sup>Coefficient</sup>	P	
X <sub>1</sub>	2.39	10.96	0.0041	Significatif
X <sub>2</sub>	-0.597	0.55	0.1197	Non-Significatif
X <sub>3</sub>	1.51	4.53	0.0014	Significatif
X <sub>1</sub> *X <sub>3</sub>	-1.96	0.13	0.0263	Significatif
Test de la vraisemblance = 25.7			P= 3.7 e <sup>-5</sup>	

**Tableau 9 Modélisation par la régression de Cox (modèle intégrant les interactions significatives)**

En nous basant sur les valeurs de P et les résultats du test de la vraisemblance et en comparant avec les résultats issus du premier modèle (sans interactions), nous notons que le terme d'interaction entre la vitesse de l'air et les conditions météorologiques a permis d'ajuster notre modèle afin de le rendre plus proche de la réalité.



La valeur de P correspondant à l'interaction montre que la variable est significative. Nous pouvons ainsi en conclure que l'interaction entre deux variables, où l'une des deux variables n'est pas significative, peut s'avérer significative.

Pour faire suite aux différents modèles testés sur les données de notre base de données, le taux de défaillance de la mesure de la vitesse associé au tube de Pitot peut être exprimé comme suit :

$$\lambda(t, X) = \lambda_0(t)e^{2.3X_1 - 0.59X_2 + 1.51X_3 - 1.96X_1X_3} \quad (14)$$

À ce stade, nous disposons de la meilleure combinaison des facteurs d'influence et des différentes informations sur les dates de la défaillance des tubes étudiés ainsi que les valeurs des facteurs d'influence et les valeurs des paramètres du vecteur de régression  $\beta$ . Nous calculons ainsi les paramètres  $\alpha$  et  $\eta$  via les équations (11) et (12).

$$\alpha = 1.45$$

$$\eta = 11.4 \text{ heures}$$

$$\lambda(t, X) = 0.12 * \frac{t}{11.4}^{0.45} * e^{2.3X_1 - 0.59X_2 + 1.51X_3 - 1.96X_1X_3} \quad (16)$$

En se basant sur les travaux de [Rodriguez, 2017], l'expression de la fonction de fiabilité, en fonction des facteurs d'influence, peut être exprimée par :

$$\begin{aligned} R(t, X) &= e^{-\int_0^t \lambda_0(u) du} e^{\beta X} \\ &= e^{-(t/\eta)^\alpha} e^{\beta X} \\ &= e^{-(t/11.4)^{1.45}} e^{2.3X_1 - 0.59X_2 + 1.51X_3 - 1.96X_1X_3} \end{aligned} \quad (17)$$

Considérons maintenant deux tubes ayant respectivement les valeurs suivantes pour le vecteur des facteurs d'influence :

- Pour le premier tube :  $X = (0.85, 0.8, 0)$
- Pour le deuxième tube :  $X = (1, 1.4, 1)$

Les courbes des figures 20 et 21 représentent respectivement les taux de défaillance et la fonction de fiabilité pour ces deux tubes. Les courbes en double de ces figures représentent les fonctions du taux de défaillance et de la fiabilité correspondant au premier tube. Les courbes en pointillés de ces figures représentent les fonctions nominales du taux de défaillance et de la fiabilité.

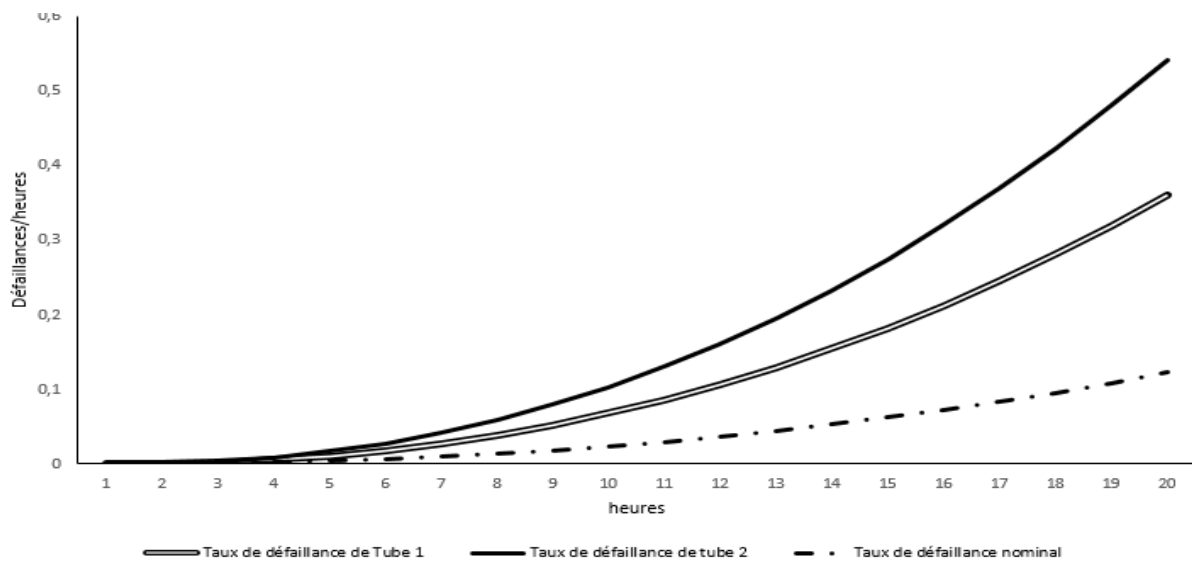


Figure 20 Illustration des taux de défaillance de deux tubes différents

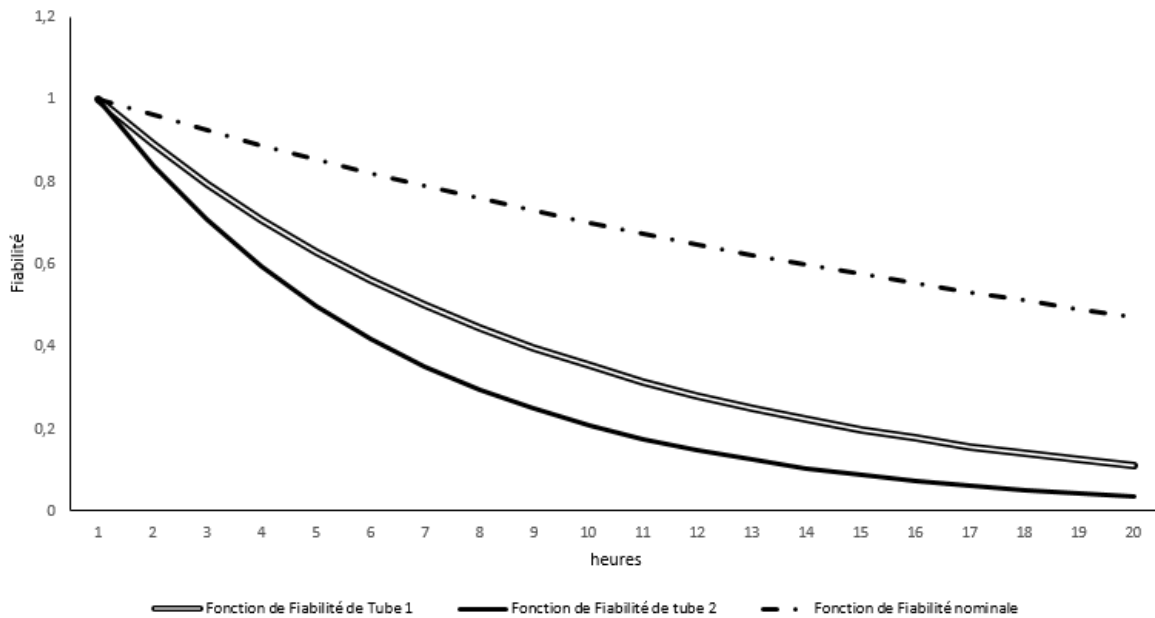


Figure 21 Illustration des fonctions de fiabilité de deux tubes différents

Sur les figures 20 et 21, nous remarquons l'effet des facteurs d'influence sur la défaillance de la mesure renvoyée par une sonde de Pitot. Cet impact est exprimé par un taux de défaillance plus important par rapport à celui de base pour les deux tubes sur la figure 20. Une conclusion similaire peut être déduite en ce qui concerne les fonctions de fiabilité qui diminuent plus rapidement (Figure 21).

Par la suite, nous étudierons l'extension des modèles établis dans cette section afin de permettre aux facteurs d'influence de varier au cours du temps.

## V. Extensions du modèle de risque proportionnel

### V.1. Modèle basique de Cox

Dans notre modélisation de la fonction du taux de défaillance, nous avons choisi une distribution donnée (Wei bull) pour le taux de défaillance nominal. Dans cette section, nous étudierons le cas où cette fonction est inconnue.

Les tableaux 10 et 11 contiennent l'analyse des deux modèles de régression. La première colonne des deux tableaux rapporte les résultats du modèle quand l'expression du taux de défaillance de base est inconnue, tandis que la deuxième rapporte les résultats obtenus dans les sections précédentes lorsque la distribution de Wei bull est choisie pour exprimer le taux de défaillance de base.

Variable	Régression de Cox (taux de défaillance de base quelconque)		Régression de Cox (Distribution de Wei bull)	
	Coefficient	P	Coefficient	P
X <sub>1</sub>	0.6206724	0.034	0.65611	0.0267
X <sub>2</sub>	-0.58819689	0.12	-0.602136	0.11
X <sub>3</sub>	0.6866757	0.004	0.69747	0.0037
P	0.00016		0.000117	

Tableau 10 Estimation du modèle de Cox sans interactions

Variable	Régression de Cox (taux de défaillance de base quelconque)		Régression de Cox (Distribution de Wei bull)	
	Coefficient	P	Coefficient	P
X <sub>1</sub>	4.76	0.78	5.24	0.76
X <sub>2</sub>	4.67	0.68	5.12	0.66
X <sub>3</sub>	14.3	0.27	14.9	0.25
X <sub>1</sub> * X <sub>2</sub>	-2.11	0.88	-2.49	0.87
X <sub>1</sub> * X <sub>3</sub>	-1.89	0.03	-1.9	0.03

$X_2 * X_3$	-11.05	0.32	-11.5	0.31
P	0.00022		0.000155	

Tableau 11 Estimation du modèle de Cox avec interactions

Les valeurs des paramètres estimés et leur significativité étant similaires, l'analyse des résultats sera ainsi semblable à celle réalisée dans les sections précédentes.

Les résultats donnés par les deux modèles de régression montrent que les paramètres estimés sont similaires pour chacun d'entre eux. Par conséquent, nous pouvons prouver la propriété mathématique qui affirme que le choix de la fonction nominale est arbitraire et n'affecte pas l'analyse des effets des facteurs d'influence.

Le choix de la distribution est principalement lié aux caractéristiques des données. Ainsi, dans le cas où les distributions sont inconnues, il est préférable d'adopter le modèle de Cox dans sa forme brute. Pour plus de détails sur le choix de la distribution du taux de défaillance de base, le lecteur peut se référer aux travaux de (Box-Steffensmeir et al. 1997).

Dans les sections précédentes, nous avons supposé que les valeurs de tous les facteurs d'influence ne varient pas au cours de la période d'observation. Dans la section suivante, cette hypothèse est relaxée. De ce fait, de nouveaux facteurs d'influence doivent être intégrés au modèle.

## V.2. Modèle à risques non proportionnels

Les nouveaux facteurs d'influence expriment l'interaction des facteurs d'influence du modèle avec le temps. Les résultats de simulation sont donnés dans le tableau 12.

Variable	Modèle de Cox: interactions avec la variable Temps		Modèle de Cox: interactions avec la variable log(Temps)	
	Coefficients	P	Coefficients	P
$X_1 * \text{Temps}$	0.207	0.00799	0.204	0.0073
$X_2 * \text{Temps}$	-0.027	0.65817	-0.048	0.4898
$X_3 * \text{Temps}$	0.039	0.55629	-0.006	0.9337

Tableau 12 Modélisation à risques non proportionnels pour deux types de transformations du temps

Après avoir ajouté une interaction d'un facteur d'influence avec le temps, la significativité statistique est vérifiée. Si la variable ajoutée se révèle être significative, on peut conclure que l'hypothèse de proportionnalité est violée pour le facteur d'influence en question. Ainsi, son effet est considéré comme non proportionnel, car il dépend du temps. [Ezzeddine et al, 2016a] ont proposé une extension du modèle de Cox pour vérifier la proportionnalité des facteurs d'influence

par l'utilisation d'une approche par simulation pour étudier la performance des interactions avec le temps.

Les résultats de la deuxième colonne du tableau 12 permettent d'étudier les interactions des facteurs d'influence avec le temps (exprimée en heures).

La troisième colonne correspond au modèle de Cox pour lequel les interactions avec le temps sont sous forme logarithmique. Bien que l'utilisation de cette transformation soit conventionnelle [Collett, 1994], il n'y a aucune raison mathématique ou théorique de préférer cette fonction particulière du temps.

En se référant aux résultats du tableau 11, les deux types d'interaction mènent aux mêmes conclusions ; l'interaction de la nature de l'écoulement avec le temps est le seul facteur d'influence statistiquement significative. Nous pouvons donc conclure que ce facteur d'influence ne peut pas satisfaire l'hypothèse de proportionnalité.

Afin d'analyser l'effet de la dépendance temporelle d'un facteur d'influence sélectionnée, le rapport de risque correspondant doit être calculé.

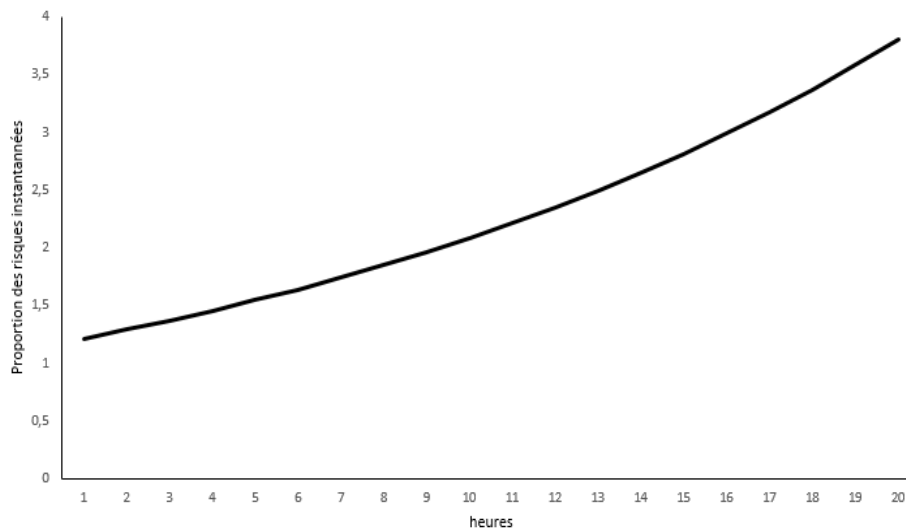
#### **Exemple applicatif :**

Considérons deux tubes  $T_1$  et  $T_2$  soumis à deux milieux où la densité de l'air et les conditions environnementales sont similaires, mais où le nombre de Mach diffère tel qu'indiqué ci-dessous :

- Pour le premier tube : Nature de l'écoulement =  $X_1(T_1) = 0.9$  (milieu transsonique)
- Pour le deuxième tube : Nature de l'écoulement =  $X_1(T_2) = 0.6$  (milieu subsonique)

Sur la base des paramètres Cox estimés dans les tableaux précédents, le rapport HR peut être exprimé comme suit :

$$HR = \frac{\lambda(t, T_1)}{\lambda(t, T_2)} = \frac{\lambda_0(t)e^{\beta T_1}}{\lambda_0(t)e^{\beta T_2}} = e^{\beta(X_1(T_1) - X_1(T_2))} = e^{0.195 + 0.06t} \quad (18)$$



**Figure 22 Rapport de la proportion des risques instantanés, pour deux tubes similaires soumis à un nombre de Mach différent**

En se référant à la figure 22, le rapport de la proportion des risques instantanés augmente assez lentement au début de la mission, ce qui signifie que pendant cette période l'effet de la nature de l'écoulement sur la défaillance de la mesure est négligeable. À la huitième heure, le rapport de la proportion des risques est doublé ce qui signifie que les tubes soumis à un environnement transsonique sont 2 fois plus susceptibles de subir une défaillance que les tubes soumis à un environnement subsonique.

Le rapport de la proportion des risques instantanés augmente rapidement partir de la 8<sup>ème</sup> heure ce qui signifie que l'environnement transsonique augmente fortement le risque de défaillances.

Sur la base de l'analyse ci-dessus, les tubes sont donc susceptibles de survivre plus longtemps dans un environnement transsonique.

En résumé, les modèles à risques non proportionnels ont amélioré notre compréhension des facteurs d'influence et l'interprétation de leurs effets sur la défaillance des tubes.

Les modèles à risques non proportionnels ont fourni également quelques différences importantes dans les résultats. En particulier, nous pouvons remarquer que la vitesse de l'air ne satisfait pas l'hypothèse de proportionnalité. Ainsi, il serait important d'étudier la variation de ce facteur d'influence au cours du temps.

## **VI. Modélisation de la dégradation de la qualité de mesure d'un tube de Pitot**

Dans cette section, nous présenterons deux approches de modélisation de la dégradation de la qualité de mesure d'un tube de Pitot. La première approche sera basée sur le modèle de régression, détaillé dans ce chapitre, tandis que la deuxième sera basée sur un processus stochastique.

## VI.1. Modèle de régression

Concernant le modèle de régression, nous supposons que l'influence des facteurs explicatifs sur le processus de dégradation est indépendante du temps. De ce fait, on retient l'expression de la fiabilité établie précédemment :

$$\begin{aligned} R(t, X) &= e^{-(t/\eta)^\alpha e^{\beta X}} \\ &= e^{-(t/11.4)^{1.45} e^{2.3X_1 - 0.59X_2 + 1.51X_3 - 1.96X_1X_3}} \end{aligned} \quad (19)$$

La fonction de dégradation de la qualité de la mesure du tube  $i$ , notée  $r_i(t)$ , peut être déduite à partir de la fonction de la fiabilité :

$$\begin{aligned} r_i(t) &= 1 - R_i(t, X) \\ &= 1 - e^{-(t/11.4)^{1.45} e^{2.3X_1 - 0.59X_2 + 1.51X_3 - 1.96X_1X_3}} \end{aligned} \quad (20)$$

## VI.2. Modèle stochastique

Les composants de l'avion fonctionnent dans des conditions environnementales et opérationnelles particulières. Ces conditions affectent leur stabilité, leur fonctionnement et leurs performances. Pour des raisons d'optimisation de leurs performances, l'analyse des caractéristiques de fiabilité et de processus de dégradation de ces équipements s'avère nécessaire et indispensable.

Les modèles stochastiques concernent particulièrement les systèmes régis par des modèles de fiabilité complexes qui peuvent être influencés par des conditions environnementales et opérationnelles variables. À ce titre, on peut considérer l'exemple d'un avion, constitué de plusieurs composantes, dont la défaillance dépend directement des conditions environnementales rencontrées pendant le vol : pression atmosphérique, température, altitude, etc.

Le processus stochastique est un élément de base dans la modélisation des événements aléatoires et imprévisibles des systèmes industriels. Ce processus est utilisé généralement afin de comprendre et analyser les événements discrets survenus dans la théorie de la file d'attente appliquée aux systèmes de production, dans la conception des systèmes de communication, dans l'évaluation de la performance des systèmes d'information et dans la modélisation de la maintenance et de la fiabilité.

Dans la littérature, de nombreuses propositions pour les systèmes soumis à des dégradations aléatoires ont été étudiées. L'analyse des modèles de dégradation d'un système à une seule composante a été établie par de nombreux travaux sous différentes hypothèses.

Les modèles markovien et semi-markoviens étaient largement utilisés à des fins de modélisation. [Berenguer et al, 1997] considèrent un système soumis à une détérioration stochastique. La stratégie proposée vise à minimiser le coût moyen encouru par les inspections, les actions de maintenance préventive et les pannes aléatoires.

[Barata et al, 2002] modélise le processus de modélisation en utilisant la simulation de Monte Carlo. L'auteur introduit son modèle par l'étude de cas d'un seul composant non réparable soumis à une

dégradation stochastique. La modélisation est ensuite généralisée pour les systèmes à composants multiples. Le but de la modélisation est de déterminer le seuil de dégradation optimal par rapport aux interventions de maintenance.

Dans cette présente section, nous proposons un modèle de dégradation pour un seul composant, précédemment développé dans les travaux de [Barata et al, 2002]. Ce modèle sera appliqué pour la description de la dégradation de la qualité de la mesure renvoyée par la sonde de Pitot au cours d'un horizon de temps fini.

Pendant le vol, le capteur de Pitot est supposé être non réparable et la dégradation de la qualité de la mesure du capteur, au cours du temps, est supposée stochastique. En outre, les hypothèses suivantes seront considérées :

- Le tube  $i$  est supposé fonctionnel pendant un horizon de temps fini  $T_{miss}$  ; cette période est divisée en unités de temps égales.
- Chaque tube  $i$  a un niveau initial de dégradation déterminé, noté  $r_i(0)$ .
- Le niveau maximal de dégradation, à partir duquel le tube  $i$  est considéré défaillant, est  $r_{max}$
- Si à un instant  $t$ , tel que  $t < T_{miss}$ ,  $r_i(t) > r_{max}$ , alors le composant  $i$  est considéré défaillant.
- Au cours du temps, le niveau de dégradation de chaque tube ne peut qu'augmenter ou rester constant. En aucun cas, le niveau de dégradation peut diminuer.

En se basant sur l'ensemble de ces hypothèses, le processus de dégradation du capteur de Pitot peut être exprimé par la relation suivante :

$$r_i(t) = r_i(t - 1) + \psi \quad (21)$$

Avec  $\psi$  une quantité, positive, aléatoire et non bornée, qui exprime la dégradation de la qualité de la mesure du tube, de l'instant  $t - 1$  à l'instant  $t$ .

Pour les paramètres d'entrée, nous supposons que le niveau de dégradation à chaque instant de chaque sonde est connu.

En partant d'un niveau initial de dégradation  $d(0)$ , le composant se dégrade selon le processus décrit par l'équation (21). A chaque instant donné, le composant peut être défaillant avec une probabilité, notée  $q(d(t))$  qui dépend du niveau de dégradation  $d(t)$  à l'instant  $t$ . La simulation de ce processus de défaillance est généralement déterminée par les techniques de Monte Carlo.

En se basant sur l'hypothèse que le composant est non réparable, la simulation de Monte Carlo est déterminée selon la date de défaillance ou le temps de la mission. Pour ce faire, un nombre important d'essais sur le composant doit être réalisé pour analyser son comportement.

## VII. Conclusion

Bien que l'hypothèse de proportionnalité soit l'une des hypothèses de base dans le modèle de régression de Cox, sa violation ne devrait pas vraiment empêcher d'utiliser cet outil statistique. Dans une première partie, nous avons étudié l'effet des facteurs d'influence sur le taux de



défaillance de la sonde de Pitot sous différentes hypothèses (interactions, non-proportionnalité, etc.). Par la suite, nous avons proposé une extension du modèle à risques proportionnels afin d'analyser l'effet du temps sur les facteurs d'influence. Cette interaction additive a été appliquée dans la modélisation de la fonction de la fiabilité et du taux de défaillance du tube de Pitot. En outre, il est difficile de comparer ces modèles proportionnels et non proportionnels, étant donné que leur construction diffère. Ainsi, si les risques non proportionnels sont identifiés dans le modèle, ils devraient certainement être pris en compte dans l'interprétation et la discussion des résultats.

Par la suite, nous avons exposé les deux modèles de dégradation de la qualité de la mesure d'un tube de Pitot dans un horizon de temps fini. Le premier modèle est basé sur les résultats obtenus des modèles de régression de Cox, tandis que le deuxième se base sur un processus de dégradation stochastique. La détermination du modèle de dégradation permettra de développer la politique adéquate de suivi de dégradation de la sonde de Pitot pendant la mission. Dans le quatrième chapitre, nous proposerons une politique d'inspection de la qualité de la mesure des sondes de Pitot durant le vol, permettant d'évaluer la dégradation du système à chaque instant et d'estimer l'importance de la mesure renvoyée par chaque sonde par rapport à celle renvoyée par tout le système.

## *Chapitre IV*

### *Dispositif de fiabilisation de la mesure de la sonde de Pitot*

**D**ans ce chapitre, nous proposerons des politiques d'inspection permettant d'évaluer les mesures renvoyées par le système de Pitot. Suite à chaque inspection, et compte tenu du niveau de dégradation de la qualité de la mesure, la valeur de vitesse renvoyée par chaque tube peut être considérée avec une importance moindre, complètement ignorée ou considérée avec la même importance que celle avant l'inspection. L'objectif vise à définir la séquence d'inspection optimale permettant de minimiser la dégradation totale de la qualité de la mesure de l'ensemble du système dans un horizon de temps fini. La présente étude est appliquée au système de tubes de Pitot. Toutefois, l'approche pourrait être généralisée à l'ensemble des systèmes à unités multiples non-réparables sujets à des détériorations aléatoires. Des exemples numériques et une étude illustrative sont établis pour illustrer et évaluer les modèles d'inspection proposés.

## I. Introduction

Dans ce chapitre, une politique d'inspection pour un système de mesures multi-composants et non-réparables est proposée. Le système est soumis à un processus de dégradation qui affecte la précision de ses mesures. L'approche proposée a pour but d'évaluer la dégradation de la qualité de la mesure de manière à augmenter la précision du système Pitot. Pour contrôler le processus de dégradation, plusieurs inspections sont réalisées, après lesquelles une décision peut être prise sur l'évaluation des mesures renvoyées par chaque sonde. Évaluer l'importance des mesures indiquées par un tube dépend chaque fois du niveau de dégradation de la qualité de la mesure atteinte par rapport aux seuils de dégradation spécifiques. L'objectif est de déterminer une politique d'inspection optimale qui minimise la dégradation totale de la qualité de mesure par unité de temps sur un horizon de temps fini. L'étude actuelle est appliquée au système de capteur de Pitot. Cependant, l'approche pourrait être généralisée à tout système à unités multiples non-réparables, sujet à un processus de dégradation.

Les systèmes de production de biens et services sont généralement soumis à un processus de détérioration qui dépend de l'âge et de l'utilisation. Ces détériorations impactent directement les performances du système de production et la qualité de la production. Comme nous avons pu le voir dans le premier chapitre, de nombreux accidents d'avion sont dus aux détériorations des capteurs Pitot.

Pour éviter ces situations critiques et ces accidents, il est nécessaire de s'assurer du bon fonctionnement du système en évaluant la précision des mesures. Pour le système de capteur de Pitot, le niveau de dégradation de la qualité de mesure ne peut être détecté qu'à travers des inspections.

Contrairement à des équipements qui disposent de systèmes de détection de défaillances, le système de Pitot nécessite d'être inspecté pour que les pannes soient détectées. Chaque inspection consiste à mesurer une ou plusieurs caractéristiques à partir desquelles le niveau de dégradation est estimé. La stratégie d'inspection permet d'établir les dates auxquelles un ou plusieurs paramètres de fonctionnement doivent être vérifiés, afin de déterminer l'état du système. Outre un savoir-faire, ces inspections nécessitent des ressources humaines et matérielles.

L'objectif étant de réduire les accidents liés aux incohérences des mesures anémométriques retournées par les sondes, ce travail propose des politiques d'inspection optimales pour améliorer la qualité des mesures renvoyées par les tubes de Pitot

Afin d'assurer une exploitation optimale du système, d'une part, et de maintenir des performances élevées du système, d'autre part, les activités d'inspection sont généralement étudiées pour évaluer la qualité de la dégradation de la mesure du système. En effet, l'inspection permet d'évaluer et de recueillir des informations concernant le niveau de dégradation du système. L'importance des activités de maintenance conduit à un intérêt croissant pour la mise en œuvre des modèles d'inspection. Les modèles proposés dans la littérature dépendent des hypothèses concernant, par exemple, l'horizon de temps, la nature des coûts, l'objectif des modèles, etc. Dans notre cas, les inspections seront réalisées durant la période pendant laquelle l'avion est situé dans la zone hors

du contrôle radar (Figure 23). Ainsi, seul le système de Pitot permet de fournir des informations sur la vitesse de l'avion. Le système étudié est donc composé de capteurs fixes renvoyant des informations sur la vitesse et d'un capteur rétractable, déployé à des dates déterminées par la politique d'inspection, pour vérifier l'exactitude des mesures renvoyées par les capteurs fixes.

Dans cette étude, le terme « dégradation » désigne la dégradation de la qualité de mesure des capteurs en fonction du temps. Ainsi, après chaque inspection, différentes décisions pourront être prises sur la base du niveau de dégradation de la qualité de chaque composant. Cette politique d'inspection vise à évaluer, lors de chaque inspection, les différentes mesures renvoyées par chaque capteur et à définir la date de la prochaine inspection en fonction des paramètres à optimiser.

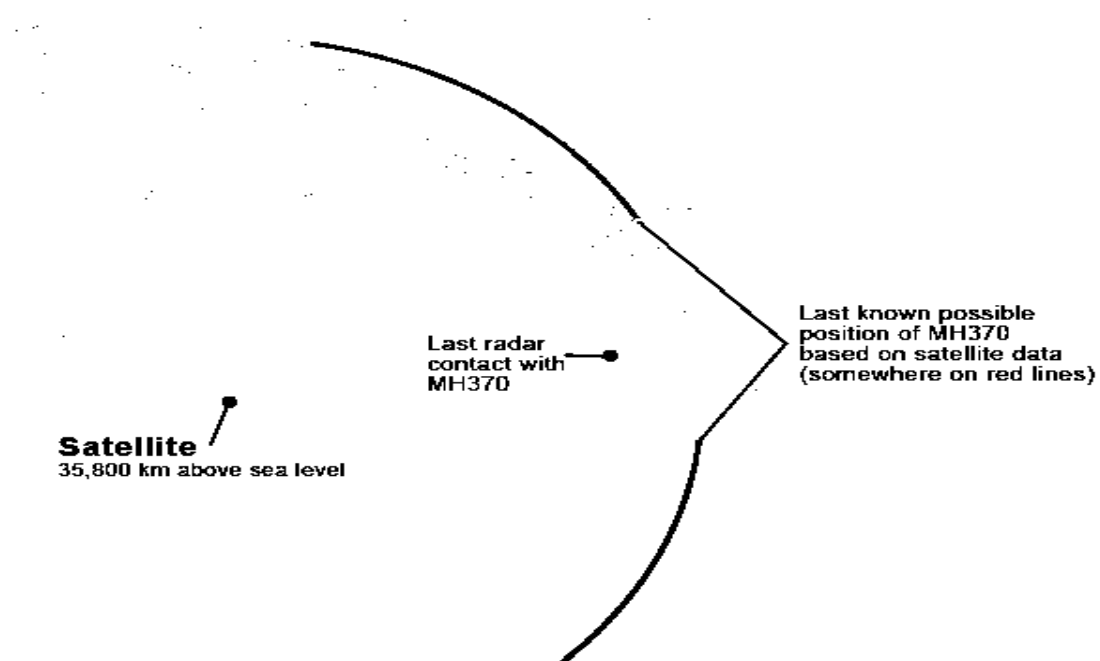


Figure 23 Exemple d'une zone Hors-Radar

Les modèles abordant les politiques d'inspection peuvent être classés selon différents critères tels que les coûts de maintenance, les critères de performance, l'intervalle de temps, les contraintes liées aux conditions de fonctionnement, la disponibilité des ressources... Par exemple, [Nakagawa, 1986] considère une politique d'inspection périodique basée sur le temps de bon fonctionnement du système. La politique d'inspection optimale vise à réduire le coût total prévu des activités de production et de maintenance jusqu'à la détection de la défaillance.

La plupart des modèles présents dans la littérature supposent que le niveau de dégradation du système ne peut être connu qu'à travers une activité d'inspection. [Hontelez et al, 1996] abordent le problème des politiques de maintenance optimales où les auteurs supposent que la politique de maintenance est basée sur un processus de détérioration continue, suivant le processus markovien.

Les politiques d'inspections ont été adaptées au problème de maintenances conditionnelles. Une caractéristique commune des modèles présentés est que l'état du système est décrit comme un état de processus markovien. L'analyse consiste ensuite à déterminer analytiquement les probabilités des différents états. Cependant, si le système est constitué de plusieurs composants multi-états, l'analyse devient particulièrement complexe.

[Barata et al, 2002] proposent une extension d'un modèle de dégradation stochastique d'un système à un seul composant, afin d'étudier un système multi-composants. De nombreuses propositions portent sur l'optimisation de la disponibilité du système. [Badia et al, 2002] proposent une politique d'inspection optimale jointe aux politiques de maintenance préventive et corrective dans le cas d'un système à composant unique alternant des périodes de fonctionnement et des périodes de repos. Les actions de maintenance sont supposées aptes à remettre le système à un état neuf « as good as new ». Ce travail a été discuté et étendu par [Chelbi et al, 2008] afin d'étudier les systèmes soumis à des défaillances aléatoires. Les auteurs proposent des solutions numériques pour le cas des distributions de défaillances normales et Weibull. [Sarkar et Sarkar, 2000] expriment la fonction de la disponibilité du système, ainsi que la limite de disponibilité moyenne pour déterminer la période d'inspection. Dans les travaux de [Ait-Kadi et Chelbi, 2010], la stratégie d'inspection proposée vise à réduire la fréquence des défaillances aléatoires et à augmenter la disponibilité du système.

Récemment, de nombreux travaux ont porté sur les systèmes soumis à une surveillance continue où les maintenances préventives sont effectuées en fonction d'un seuil prédéfini. [Liao et al, 2006] proposent une politique de maintenance qui viserait à atteindre une valeur maximale de la disponibilité d'un système sujet à des actions de maintenance imparfaites. Dans le travail de [Tian et al, 2012], les objectifs de coûts de maintenance et de fiabilité sont calculés grâce à un modèle à risques proportionnels et une politique de remplacement basée sur la maintenance conditionnelle. Grâce à cette approche, le décideur peut systématiquement trouver un bon compromis entre l'objectif de minimisation des coûts et l'objectif de maximisation de la fiabilité. [Chouikhi et al, 2014] proposent une extension des modèles de maintenance pour les systèmes soumis à un processus de dégradation stochastique afin d'intégrer la contrainte de détérioration de l'environnement.

Dans le présent chapitre, des politiques d'inspection seront proposées pour le système de capteurs Pitot, système composé d'unités multiples dans lequel la qualité de la mesure de chaque unité est soumise à un processus de dégradation.

Dans la section suivante, nous décrirons le dispositif d'inspection qui sera utilisé pour inspecter la qualité des mesures des tubes de Pitot fixes ainsi que le système global.

## **II. Description du dispositif**

Le système de Pitot considéré se compose d'un ensemble de capteurs fixes, présents sur le nez de l'avion pour indiquer, pendant le vol, différentes informations sur la pression et la vitesse de l'air. Par la suite, Nous proposons de mettre en place un dispositif supplémentaire qui inspecte les mesures renvoyées par les capteurs fixes et sur lequel est basée la politique d'inspection optimale.

Dans la présente étude, ce dispositif supplémentaire sera modélisé par un capteur rétractable dont le cycle de travail et de dégradation diffère par rapport aux capteurs fixes. Les hypothèses suivantes seront retenues :

- Pendant la durée de bon fonctionnement du système de Pitot, le capteur rétractable est en permanence à l'intérieur et n'est déployé à l'extérieur qu'à la date d'inspection.
- Si le système de Pitot est défaillant, le capteur rétractable reste définitivement à l'extérieur et se comporte ainsi comme un capteur fixe.
- Quand le système fonctionne normalement, le tube rétractable se dégrade d'une quantité fixe à chaque inspection. Le nombre d'inspections fera l'objet de l'optimisation dans la politique d'inspection proposée.

Ainsi, pour l'aspect logiciel du fonctionnement du tube rétractable, on suppose que :

- La valeur de mesure du capteur rétractable est considérée comme une valeur référentielle pendant la mission.
- Le dispositif, pendant la durée de bon fonctionnement du système de Pitot, détermine le niveau de dégradation de la qualité de mesure de chaque tube fixe en comparant sa mesure référentielle avec celle renvoyée par le tube fixe.

Le système de Pitot considéré est en réalité composé des capteurs de Pitot fixes et d'un tube de Pitot rétractable ; les hypothèses suivantes seront retenues :

- Le système est constitué de  $N$  capteurs de Pitot fixes et d'un tube rétractable.
- Les composants sont supposés être non-réparables durant la mission. Ainsi, en cas de défaillance à l'instant  $t$ , un composant ne peut pas être réparé et ses mesures doivent être ignorées durant le temps restant de la mission.

Dans la section suivante, nous décrirons les différentes stratégies d'inspection appliquées à des systèmes à composants multiples.

### III. Stratégies d'inspection

La fiabilité d'un système peut être améliorée en inspectant régulièrement ses performances. Les inspections sont particulièrement adaptées lorsque la défaillance du système est extrêmement coûteuse ou dangereuse. L'exemple typique est celui d'une centrale nucléaire où le moindre problème pourrait mener à des situations catastrophiques. Dans ce cas, des activités d'inspection fréquentes s'avèrent nécessaires afin d'éviter ou, a minima, réduire l'apparition d'évènements indésirables.

Une inspection est définie, selon la norme NFEN 13306<sup>13</sup>, par un « contrôle de conformité réalisé en mesurant, observant, testant ou calibrant les caractéristiques significatives d'un bien. En général, l'inspection peut être réalisée avant, pendant ou après d'autres activités de maintenance »

Pour certains systèmes, l'apparence de symptômes ou d'indications d'une défaillance n'est pas toujours évidente. En effet, le niveau de la dégradation ne peut être déterminé qu'à travers des activités d'inspections. Chaque inspection permet d'évaluer une ou plusieurs caractéristiques du système afin de suivre le processus de dégradation. Les inspections exigent souvent des ressources humaines et matérielles et incontestablement du savoir-faire.

Pour ces raisons, la défaillance d'un système ne peut être détectée qu'après une activité d'inspection. La période qui sépare la date de défaillance de la date de détection est appelée période d'inactivité ou de non-production. Il est donc important de développer la politique d'inspection appropriée pour optimiser la période totale d'inactivité, exprimée généralement par un coût ou par un temps d'indisponibilité.

Les premiers travaux ayant traité la problématique de l'inspection optimale pour des systèmes à dégradation aléatoire sont ceux de [Savage, 1956], [Barlow et al, 1960] et [Weiss, 1963].

Dans la littérature, les politiques d'inspections sont regroupées en deux grandes classes : la politique d'inspection périodique et la politique séquentielle.

Dans le cas de l'inspection périodique, la durée entre deux inspections successives est constante, le paramètre que l'on cherche à optimiser est le nombre d'inspections à réaliser. Ce type de politique est largement utilisé dans les domaines ayant des systèmes complexes tels que ceux du domaine aéronautique et maritime. Dans le cas de la politique séquentielle, la durée séparant deux dates d'inspections successives est variable. Deux paramètres sont donc à déterminer pour définir cette politique optimale : le nombre d'inspections et le vecteur correspondant aux différentes longueurs d'intervalle entre deux inspections successives. Cette politique est intensivement utilisée pour les systèmes moins complexes qui peuvent être inspectés plus facilement et permettent une plus grande flexibilité pour la planification des dates d'inspections.

### **III.1. Modèle standard d'inspection**

Soit un équipement opérant dans un horizon de temps fini et inspecté aux dates successives  $T_k$ , ( $k = 1 \dots n$ ) avec  $T_0 = 0$ . La défaillance est détectée lors de la première inspection postérieure à la date de la panne.

L'objectif de la politique d'inspection optimale consiste donc à minimiser la somme des durées d'inactivité.

---

<sup>13</sup> NF EN 13306 est la norme française et européenne qui présente les termes généraux et leurs définitions pour les aspects techniques et administratifs ainsi que pour l'aspect management de la maintenance.

Le schéma de la figure 24 présente une séquence d'inspection.

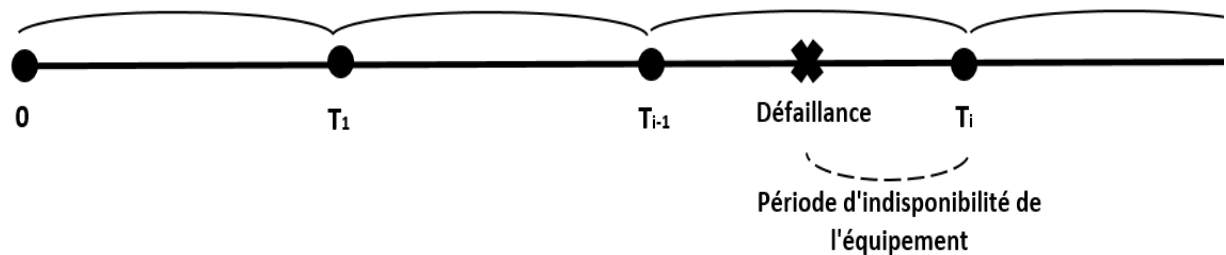


Figure 24 Séquence d'inspections

### III.2. Principaux modèles d'inspection appliqués aux systèmes multi-composants

Dans la littérature, nous retrouvons plusieurs modèles d'inspection dédiés aux systèmes multi-composants. Ces systèmes sont largement utilisés dans le monde industriel ; les systèmes nucléaires et aéronautiques sont des exemples de ces systèmes qui exigent un niveau maximal de fiabilité.

Les travaux de [Reinertsen et Wang, 1995] font partie des premiers travaux qui ont proposé une approche de modélisation des systèmes multi-composants. Cette approche est basée sur le concept de diagnostic de défaillance, élaboré à partir de l'arbre de défaillance et soumis aux hypothèses suivantes :

- Chaque élément est supposé être parfaitement inspecté.
- Tous les composants sont indépendants.
- Un seul composant est inspecté par unité de temps.

Les auteurs ont proposé une procédure pour déterminer la séquence d'inspection optimale :

- Initialiser les probabilités de défaillance de chaque évènement.
- Sélectionner l'évènement à inspecter ; la sélection se fait en choisissant l'évènement qui maximise le rapport entre la quantité d'informations recueillies par l'inspection et son coût.
- Évaluer l'importance de l'ensemble des évènements inspectés en fonction de l'occurrence de chaque évènement.
- Répéter les étapes 2 et 3 jusqu'à obtenir la séquence qui donne la quantité optimale d'informations recueillies.



[Gopalan et Naidu, 1982] ont étudié un système composé de deux sous-systèmes identiques et réparables. Les défaillances ne sont détectées qu'à travers des inspections supposées être parfaites et de durées négligeables. La durée qui sépare deux inspections successives est considérée aléatoire.

Le total des bénéfices est exprimé par  $G_{\text{net}} = \frac{C_1\mu_u(t) - C_2\mu_B(t)}{t}$

Avec :

- $C_1$  : le coût de fonctionnement par unité de temps
- $C_2$  : le coût d'inspection et de réparation
- $\mu_u(t)$  : le temps moyen de fonctionnement dans l'intervalle  $[0, t]$ .
- $\mu_B(t)$  : le temps moyen de réparation dans l'intervalle  $[0, t]$ .

Ce modèle a été le sujet de nombreux travaux dont plusieurs extensions ont été proposées par [Cui et al. 2004] et [Hyo-Seong et Mandyan, 1994].

La majorité des modèles d'inspection considère le cas de systèmes multi-composants dont les processus de dégradation sont dépendants. [Mosleh et al, 1998] ont discuté les contraintes opérationnelles qui mènent vers une dépendance entre les sous-systèmes. Ces contraintes peuvent être, par exemple, des procédures de maintenance similaires, des principes similaires de fonctionnement ou un environnement de fonctionnement semblable.

Plusieurs travaux se sont basés sur les observations précédemment citées. Ainsi, [Zequeira et Bérenguer, 2005] ont étudié le cas d'un système composé de deux sous-systèmes en parallèle où la défaillance d'un composant peut engendrer la défaillance d'un autre avec une probabilité  $p$ . Cette approche suppose que les inspections soient réalisées simultanément.

Par la suite, des politiques périodiques et séquentielles d'inspection seront présentées pour définir les périodicités de sortie du tube rétractable. Pour chaque politique, une procédure numérique est développée afin de déterminer la séquence d'inspection optimale.

Le but de ce travail vise à optimiser la fréquence d'inspection et déterminer les différentes décisions à prendre en fonction de la dégradation de la qualité de la mesure de la vitesse. Ainsi, la première tâche consiste à confronter les différentes mesures renvoyées par chaque capteur, puis à évaluer l'importance de chaque mesure. La deuxième tâche consiste à déterminer la durée qui sépare deux inspections successives.

La contribution majeure de cette partie du travail est de considérer des politiques d'inspection basées sur la dégradation de la qualité de la mesure. Les travaux réalisés précédemment par rapport aux stratégies d'inspection visent toujours à minimiser les coûts qui y sont liés : coûts d'inspections, coût de maintenance corrective et préventive, coût de non production, etc.

Ce travail considère la dégradation de la qualité de la mesure renvoyée par le système de Pitot comme un élément d'optimisation. L'idée est motivée par le fait que notre système, au cours de la mission de vol, est irréparable et irremplaçable [Ezzeddine et al, 2016b], [Ezzeddine et al, 2016c] et [Ezzeddine et al, 2016e].

## IV. Politique d'inspection périodique

### IV.1. Présentation

Dans cette section, nous proposons une politique d'inspection périodique (Figure 25) pour laquelle l'objectif consiste à minimiser la dégradation totale de la qualité de la mesure au cours d'une mission donnée.

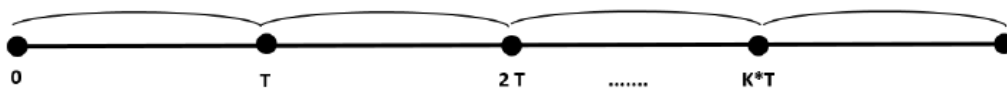


Figure 25 Horizon de temps fini ( $T_{miss}$ ) constitué d'intervalles d'inspection périodiques

À chaque date d'inspection, un des événements suivants peut être associé à chaque capteur du système :

- Si la dégradation du tube  $i$  atteint  $r_m$ : moins d'importance sera attribuée aux mesures renvoyées par ce tube par rapport aux autres tubes du système.
- Si la dégradation du tube  $i$  atteint  $r_{max}$ : le capteur est considéré comme défaillant et les mesures sont ignorées pendant la durée restante de la mission.
- Si la dégradation du tube  $i$  atteint  $r_m$ , respectivement  $r_{max}$ , avant qu'il ne soit inspecté : La qualité de la mesure du capteur et ainsi de système se dégrade plus rapidement. Cela se traduit par une quantité supplémentaire de la qualité de dégradation pour chaque unité de temps entre les moments où  $r_m$ , respectivement  $r_{max}$  est dépassée et la date de la prochaine inspection.

L'objectif de la politique d'inspection consistant à minimiser la dégradation totale de la qualité des mesures du système pendant la mission, il est nécessaire de modéliser la dégradation totale de la qualité des mesures du système. Pour ce faire, les variables suivantes seront utilisées :

- $\mu_t$  : dégradation totale de la qualité des mesures renvoyées par le système de Pitot.
- $\mu_s$  : quantité de dégradation de la qualité de la mesure tube de Pitot rétractable liée à chaque inspection.

- $\mu_1$  : quantité de dégradation, par unité de temps, de la qualité des mesures du système entre la date à laquelle la dégradation d'un capteur atteint  $r_m$  et la date de l'inspection immédiatement suivante (Figure 27).
- $\mu_2$  : quantité de dégradation, par unité de temps, de la qualité de mesures de système entre la date à laquelle la dégradation d'un capteur atteint  $r_{max}$  et la date de l'inspection immédiatement suivante.
- $\tau_{1,i}$  : Première date à laquelle le taux  $r_m$  est franchi par le tube i.
- $\tau_{2,i}$  : Première date à laquelle le taux  $r_{max}$  est franchi par le tube i. (Figure 26)
- $H$  : Nombre de périodes qui constitue l'horizon de temps.

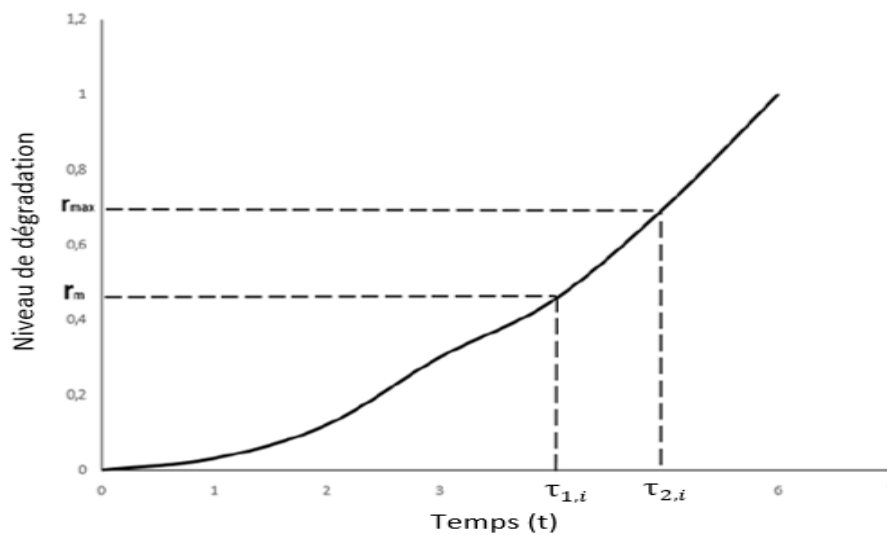


Figure 26 Processus de dégradation de la qualité de mesure d'un capteur de Pitot fixe

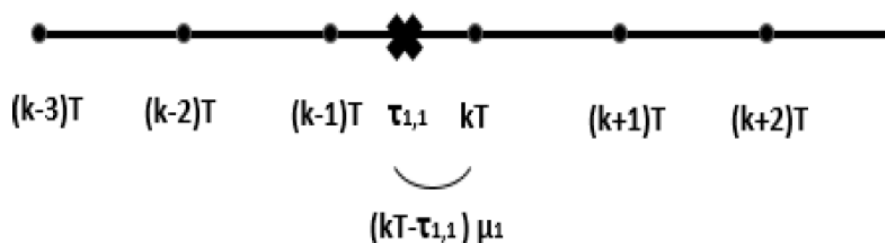


Figure 27 Exemple de la dégradation de la qualité de mesure de système par rapport à la dégradation de la qualité de mesure du capteur 1

La dégradation totale de la qualité de mesures renvoyée par le système est exprimée par l'équation suivante :

$$\begin{aligned} \mu_t = NC * \mu_s + \sum_{i=1}^N \sum_{k=1}^{NC} \mu_1 * (kT - \tau_{1,i}) * \Delta_{m,k}^i + \sum_{i=1}^N \sum_{k=1}^{NC} \mu_2 \\ * (kT - \tau_{2,i}) * \Delta_{max,k}^i - \sum_{i=1}^N \sum_{k=1}^{NC} \mu_1 * (kT - \tau_{2,i}) * \Delta_{m,k}^i \\ * \Delta_{max,k}^i \end{aligned} \quad (22)$$

Avec :

- $NC$  : nombre d'inspections durant une mission.
- $T_{miss}$  : durée de la mission.
- $\Delta_{m,k}^i$  et  $\Delta_{max,k}^i$  : variables binaires définies comme suit :

$$\Delta_{m,k}^i = \begin{cases} 1 \text{ si } kT < \tau_{1,i} < (k+1) T \\ 0 \text{ Sinon} \end{cases}$$

$$\Delta_{max,k}^i = \begin{cases} 1 \text{ si } kT < \tau_{2,i} < (k+1) T \\ 0 \text{ Sinon} \end{cases}$$

$\Delta_{m,k}^i$  est une variable binaire qui permet de connaître au cours de quelle unité de temps, la valeur de la variable  $\tau_{1,i}$  se situe.

$\Delta_{max,k}^i$  est une variable binaire qui permet de connaître au cours de quelle unité de temps, la valeur de la variable  $\tau_{2,i}$  se situe.

Dans l'équation (22) :

- Le premier terme ( $NC * \mu_s$ ) exprime la dégradation du capteur rétractable à chaque inspection, ce terme est proportionnel au nombre d'inspections réalisées.
- Le deuxième terme  $\sum_{i=1}^N \sum_{k=1}^{NC} \mu_1 * (kT - \tau_{1,i}) * \Delta_{m,k}^i$  exprime la dégradation de la qualité de mesure en raison du retard de la non-détection du franchissement de  $r_m$ .

- Le troisième terme  $\sum_{i=1}^N \sum_{k=1}^{NC} \mu_2 * (kT - \tau_{2,i}) * \Delta_{\max,k}^i$  exprime la dégradation de la qualité de mesure en raison du retard de la non-détection du franchissement de  $\Gamma_{\max}$ .
- Le quatrième terme  $\sum_{i=1}^N \sum_{k=1}^{NC} \mu_1 * (kT - \tau_{2,i}) * \Delta_{m,k}^i * \Delta_{\max,k}^i$  permet de ne pas considérer les deux quantités de dégradation exprimées par le 2<sup>ème</sup> et 3<sup>ème</sup> termes dans le cas où les deux seuils sont franchis durant le même intervalle de temps.

## **IV.2. Algorithme proposé pour déterminer la séquence optimale d'inspection**

La procédure numérique utilisée pour déterminer la séquence d'inspection optimale est présentée dans l'organigramme de la figure 28.

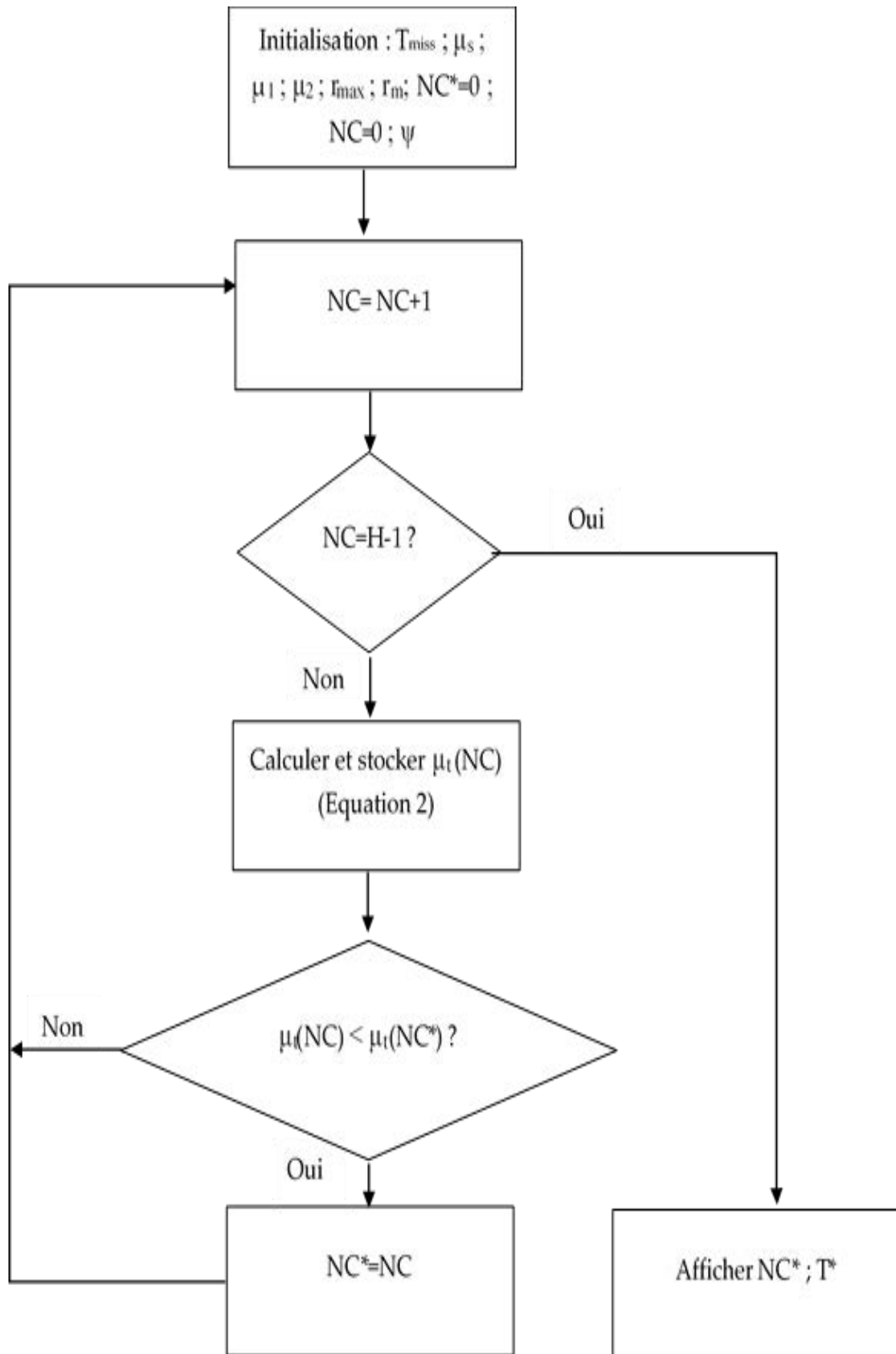


Figure 28 Procédure numérique pour la détermination de la séquence optimale

Dans ce qui suit, nous proposerons une politique d'inspection séquentielle. Cette politique a montré son efficacité dans plusieurs travaux scientifiques tels que les travaux de [Nakagawa, 1986] et de [Cui et al. 2004].

## V. Politique d'inspection séquentielle

### V.1. Description du modèle

Le niveau de dégradation des systèmes est généralement évalué lors des inspections. Cependant, au cours des inspections, de nombreuses informations sont obtenues sur l'état de dégradation du système. Aussi, il est souhaitable qu'elles soient utilisées pour planifier les inspections suivantes. Ainsi, l'inspection séquentielle s'avère intéressante lorsque le niveau de dégradation des composants doit être estimé à partir des informations issues des inspections précédentes (Figure 29).

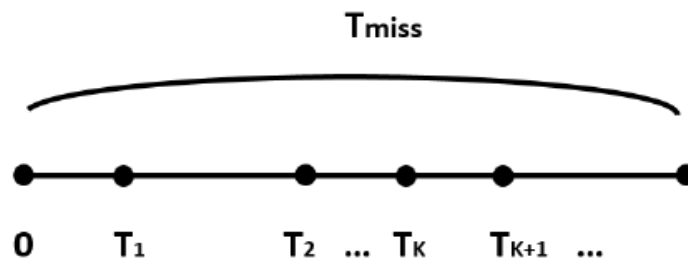


Figure 29 Modélisation des inspections séquentielles sur un horizon de temps fini

Dans cette partie, l'objectif consiste, de manière similaire à la section précédente, à rechercher les dates d'inspections optimales qui permettent de minimiser la quantité totale de dégradation.

En reposant sur les mêmes hypothèses et notations que pour la politique d'inspection périodique, la dégradation totale du système, dans le cas d'une politique d'inspection séquentielle, est exprimée comme suit :

$$\begin{aligned} \mu_t = NC * \mu_s + \sum_{i=1}^N \sum_{k=1}^{NC} \mu_1 * (T_k - \tau_{1,i}) * \alpha_{m,k}^i + \sum_{i=1}^N \sum_{k=1}^{NC} \mu_2 * (T_k - \tau_{2,i}) * \alpha_{max,k}^i \\ - \sum_{i=1}^N \sum_{k=1}^{NC} \mu_1 * (T_k - \tau_{2,i}) * \alpha_{m,k}^i * \alpha_{max,k}^i \end{aligned} \quad (23)$$

Avec  $\alpha_{m,k}^i$  et  $\alpha_{max,k}^i$  des variables binaires, définies respectivement par :

$$\alpha_{m,k}^i = \begin{cases} 1 & \text{si } T_k < \tau_{1,i} < T_{k+1} \\ 0 & \text{Sinon} \end{cases}$$

$$\alpha_{max,k}^i = \begin{cases} 1 & \text{si } T_k < \tau_{2,i} < T_{k+1} \\ 0 & \text{Sinon} \end{cases}$$

Contrairement à la politique d'inspection périodique, la politique séquentielle nécessite la détermination de plusieurs variables de décision (une variable pour le nombre d'inspections et autant de variables que d'intervalles d'inspection).

Le nombre de variables étant important, et toutes les combinaisons ne pouvant être testées en un temps raisonnable, une méta-heuristique sera utilisée afin de trouver une solution satisfaisante.

De nombreuses politiques de maintenance et d'inspection reposent sur les algorithmes génétiques afin d'obtenir des solutions satisfaisantes, voire optimales. [Taghipour et Bjarnason ,2014] ont utilisé l'algorithme génétique pour trouver la combinaison des variables de décision minimisant le coût total de la maintenance d'un système en cours de fonctionnement. [Lapa, 2006] utilise l'algorithme génétique pour traiter le problème d'une politique de maintenance préventive sous des contraintes économiques.

Dans cette optique et le codage de notre problème étant similaire à ceux utilisés couramment par les algorithmes génétiques, nous avons utilisé cet algorithme pour la résolution de la politique d'inspection séquentielle proposée.

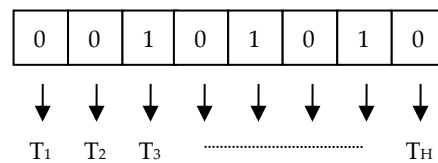
## V.2. Algorithme génétique

Les algorithmes génétiques font partie des méthodes d'optimisation basées sur les principes de l'évolution naturelle, à savoir l'évolution et la sélection. L'atout principal de l'algorithme génétique est de balayer un ensemble important de solutions, regroupées dans des populations, et de déterminer la meilleure d'entre elles. Chaque solution est représentée par un ensemble de chromosomes (ou bits) et est évaluée selon une fonction objective.

Pour notre cas, chaque individu représente une solution potentielle de la politique d'inspection séquentielle. La solution potentielle est représentée par un tableau de H bits. Ces bits (valeurs binaires) représentent les chromosomes qui composent les individus. Lorsqu'un bit est égal à 1, une inspection est réalisée. Pour la valeur 0, aucune inspection n'est réalisée. Ainsi, le codage de chaque individu permet de définir un ensemble de dates d'inspection.



La séquence suivante présente un exemple du codage utilisé pour définir les dates d'inspections.



Dans cet exemple, la première inspection se réalise après la troisième unité de temps.

Un ensemble de solutions potentielles forme une population et un groupe de populations constitue une génération. Pour former une nouvelle génération, certains individus doivent être sélectionnés au cours de chaque itération pour former de nouveaux individus. La procédure de sélection est basée sur une concurrence entre les individus (parents) afin de sélectionner les meilleurs individus pour constituer la nouvelle génération (enfants). La génération de ces nouveaux individus s'effectue par le biais de divers mécanismes de croisement et de mutation. Dans notre cas, l'évaluation d'un individu se base sur la quantité de dégradation totale qui en résulte.

### Opérateur de croisement :

Il existe plusieurs manières de croiser des individus. Dans notre cas, l'opération de croisement s'effectue en sélectionnant aléatoirement un bit, appelé point de croisement. Chaque individu (parent) est donc divisé en deux parties, de part et d'autre de ce point de croisement. La création des individus (enfants) s'effectue en sélectionnant, chez un parent, une partie à gauche du point de croisement et la partie située à droite de ce point chez l'autre parent.

Par exemple, supposons que le croisement s'applique au quatrième bit. La figure 30 illustre les individus générés (enfants).

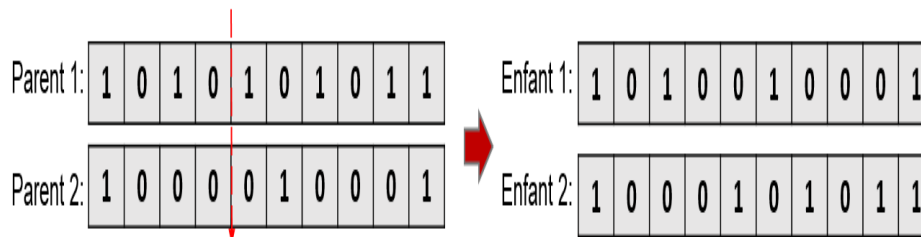
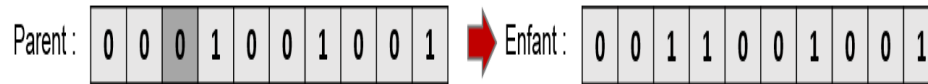


Figure 30 Opération de croisement

**Opérateur de mutation :** L'opérateur de mutation consiste à modifier une (ou plusieurs) valeur(s) de gène dans un chromosome. Il est analogue à une mutation biologique. Dans notre cas, la mutation consiste à inverser, dans un chromosome choisi aléatoirement, la valeur d'un bit. La figure 31 illustre un exemple de génération d'individus avec l'opérateur de mutation où le troisième bit est choisi pour inverser sa valeur.

Afin de s'assurer qu'une solution est réalisable (i.e. que l'individu satisfait les contraintes du modèle), un test doit être effectué pour chaque nouvel individu généré.



**Figure 31 Exemple d'application de l'opérateur de mutation**

La procédure numérique utilisée pour calculer la séquence optimale d'inspection est illustrée par le diagramme de la figure 32 :

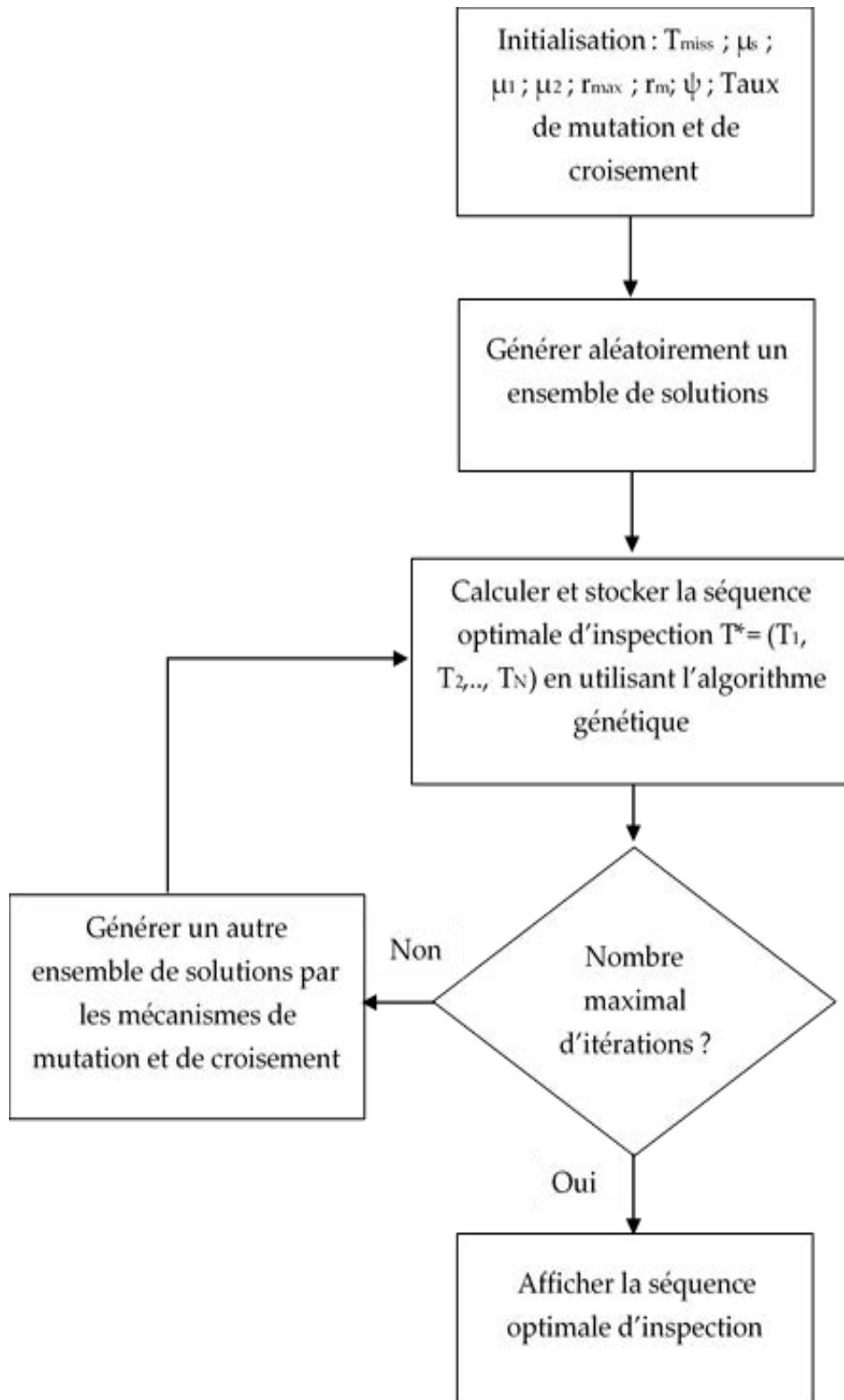


Figure 32 Organigramme de la procédure numérique pour la politique séquentielle d'inspection

Dans la section suivante, nous donnerons des exemples illustratifs des politiques d'inspections proposées pour s'assurer de la qualité des mesures renvoyées par le système de Pitot.

## VI. Exemples numériques

Dans les exemples numériques suivants, nous adopterons le modèle de dégradation stochastique pour les tubes Fixes.

### VI.1. Inspection périodique

Le premier exemple numérique est proposé pour illustrer la politique d'inspection périodique. Dans cet exemple, les différentes quantités de dégradations en fonction du temps sont des données. Les paramètres d'entrée pour cet exemple sont :

- $T_{\text{miss}} = 100$  minutes
- $H=20$  périodes
- $\mu_s = 0.2$
- $\mu_1 = 0.05$
- $\mu_2 = 0.1$
- $r_1(0)=0.1$
- $r_2(0)=0.05$
- $r_3(0)=0$
- $r_m = 0.3$
- $r_{\text{max}} = 0.7$

Comme mentionné précédemment, pour chaque composant  $i$ , le processus de dégradation est défini par l'équation (21). Pour notre exemple, les valeurs aléatoires utilisées pour  $\Psi$  sont indiquées dans le tableau 13 :

	Tube 1	Tube 2	Tube 3
1	0.05	0.05	0
2	0	0	0.05
3	0.05	0.025	0
4	0.025	0.05	0.05
5	0.05	0.025	0.05
6	0	0	0
7	0.025	0.05	0.05
8	0.05	0	0.025
9	0.1	0.05	0.05
10	0.05	0.1	0

11	0.1	0.025	0.025
12	0.025	0.05	0.025
13	0.025	0	0
14	0.05	0.1	0.1
15	0.025	0.025	0.05
16	0.05	0.05	0.025
17	0.1	0.05	0.025
18	0.025	0.025	0.05
19	0.1	0	0
20	0	0.1	0.1

Tableau 13 Valeurs de  $\Psi$ 

En nous basant sur ces valeurs d'entrée, les dates pour lesquelles chaque capteur atteint  $r_m$  et  $r_{max}$  peuvent être obtenues. Les valeurs suivantes sont utilisées dans cet exemple :

- $\tau_{1,1} = 7$
- $\tau_{1,2} = 9$
- $\tau_{1,3} = 11$
- $\tau_{2,1} = 14$
- $\tau_{2,2} = 17$
- $\tau_{2,3} > T_{miss}$

En appliquant la procédure numérique (Figure 28), la politique d'inspection périodique optimale est obtenue pour un nombre d'inspections égal à 3 ( $NC^* = 3$  ;  $T^* = 100/4 = 25$  minutes). La quantité de dégradation optimale pour cette politique d'inspection est 1.4.

## VI.2. Inspection séquentielle

Afin de comparer l'effet de l'inspection séquentielle par rapport à l'inspection périodique, les données numériques demeurent inchangées.

Concernant l'algorithme génétique, les paramètres suivants seront utilisés :

- Nombre d'itérations : 100
- Taux de mutation : 0,05
- Taux de croisement : 0,8

Les paramètres de l'algorithme génétique peuvent être l'objet d'une analyse de sensibilité en déterminant la meilleure séquence d'inspections en fonction du nombre d'itérations et des taux de mutation et de croisement.

Compte-tenu de ces données d'entrées, la meilleure séquence d'inspection, en appliquant la procédure de la figure 32, correspond à :

0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	1	0	0	1	0	0	0
---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---

Ainsi, les dates d'inspection correspondent aux bits 9, 14, 17 et 20 ;  $T^* = (9, 14, 17)$ .

Le nombre d'inspections est ainsi égal à 3 ( $NC^* = 3$ ) et la quantité de dégradation totale correspondant à cette séquence est  $\mu_t = 0,85$ .

Les tableaux 14 et 15 montrent l'influence des quantités de dégradation sur la meilleure séquence d'inspection :

$(\mu_1, \mu_2)$	Séquence optimale $T^*$	$NC^*$	$\mu_t^*$
(0.01, 0.05)	(14, 17)	2	0.55
(0.05, 0.05)	(9, 14, 17)	3	0.85
(0.2, 0.05)	(7, 9, 11, 17)	4	0.95

**Tableau 14 Séquence d'inspection en fonction de la quantité de dégradation  $\mu_1$**

$(\mu_1, \mu_2)$	Séquence optimale $T^*$	$NC^*$	$\mu_t^*$
(0.05, 0.01)	(11)	1	0.59
(0.05, 0.05)	(9, 14)	2	0.8
(0.05, 0.2)	(9, 14, 17)	3	0.85

**Tableau 15 Séquence d'inspection en fonction de la quantité de dégradation  $\mu_2$**

Pour des valeurs différentes de  $(\mu_1, \mu_2)$ , on calcule la meilleure séquence d'inspection qui lui correspond. Pour chaque séquence, le tableau 14 fournit également la dégradation totale de la qualité de mesure du système.

D'après l'analyse menée, nous pouvons constater que le nombre d'inspections ainsi que la quantité totale de la dégradation de la qualité des mesures renvoyées par le système de Pitot sont proportionnels aux valeurs de quantités de dégradation  $\mu_1$  et  $\mu_2$ . En effet, le nombre d'inspections dépend proportionnellement des quantités de dégradations  $(\mu_1, \mu_2)$ .

### **VI.3. Étude comparative entre les politiques d'inspection périodique et séquentielle**

Dans cette section, nous allons comparer les politiques d'inspection périodique et séquentielle. Sur la base des résultats numériques, le meilleur nombre d'inspections est identique pour les deux politiques ;  $NC^* = 3$ .

Cependant, la dégradation totale de la qualité de mesure a diminué d'une quantité de 0,55, passant de 1,4 pour la politique périodique à 0.85 pour l'inspection séquentielle.

En nous basant sur les résultats des exemples illustratifs, nous pouvons conclure que la politique d'inspection séquentielle est plus performante en termes de quantité totale de dégradation de la qualité de mesure à la fin de la mission. En effet, Les équations développées dans la section précédente montrent clairement que le modèle d'inspection périodique représente un cas spécifique de la politique séquentielle. Dans le modèle d'inspection périodique, nous avons une contrainte de plus par rapport à la politique séquentielle (la période comprise entre les dates des inspections doit être la même). Ainsi, on peut conclure que la solution optimale donnée par la politique séquentielle est égale ou supérieure à la valeur optimale que celle donnée par la politique d'inspection périodique.

De même, nous constatons que le calcul de la séquence d'inspection séquentielle peut prendre plus de temps que le calcul de la séquence périodique. En effet, le nombre maximal d'itérations correspondant au calcul de la politique périodique optimale correspond au nombre d'intervalles de temps qui constitue l'horizon de temps. Pour la politique d'inspection séquentielle, le nombre d'itérations correspondant à l'algorithme génétique est  $N_{max}$  qui est le nombre maximum d'itérations. Pour chaque itération, un certain nombre d'autres itérations sont exécutées pour générer de nouvelles solutions et choisir la meilleure. En considérant  $F$  le nombre de ces itérations, nous avons  $N_{max} * F$  itérations nécessaires pour calculer la solution optimale pour la politique séquentielle. En règle générale,  $N_{max}$  est très grand afin de garantir une solution optimale. Ainsi, on peut conclure que :  $N_{max} * F > H$ .

L'analyse ci-dessus devrait aider les décideurs dans le choix entre les deux modes d'inspection.

### **VI.4. Étude de sensibilité**

[Ito, 2000] considère une politique d'inspection périodique pour un système de stockage qui doit garder un seuil important de fiabilité. De ce fait, l'auteur propose une politique qui minimise le coût moyen des inspections et des opérations de maintenance.

Dans ce modèle, l'auteur considère deux variables de coût ;  $C_1$  qui exprime le coût de chaque inspection d'action et  $C_2$  le coût total des opérations de maintenance et d'inspection.

$C_1/ C_2$	$T^*$	$NC^*$
0.01	201	11
0.05	683	2
0.1	968	1

**Tableau 16 Politique d'inspection périodique et optimale visant à minimiser le coût total de maintenance**

Où  $T^*$  et  $NC^*$  expriment respectivement la période entre deux inspections successives et le nombre d'inspections dans un horizon de temps fini. Pour la politique d'inspection périodique et en utilisant les données d'entrée fournies dans la section précédente, on obtient les résultats suivants :

$\mu_s$	$T^*$	$NC^*$
0.05	5	19
0.2	25	3
1	50	1

**Tableau 17 Politique périodique optimale en fonction de la quantité de dégradation d'une activité d'inspection**

Les résultats numériques donnés par [Ito, 2000] dans le tableau 16 montrent que lorsque le rapport  $C_1/ C_2$  augmente, le système doit être inspecté à des intervalles de temps plus importants. Les résultats montrent également que le nombre d'inspections dépend principalement de la valeur des coûts d'inspection.

Les résultats numériques donnés par notre politique de contrôle périodique proposée (Tableau 17) semblent être en bon accord avec les résultats ci-dessus. Le nombre d'inspections diminue quand  $\mu_s$  augmente.

## VII. Conclusion

Les travaux abordés dans ce chapitre concernent des politiques d'inspections appliquées à un système multi-composants non-réparable. Le système est soumis, durant sa mission, à un processus de dégradation aléatoire qui affecte la précision des mesures qu'il renvoie. L'approche proposée vise à évaluer la dégradation de la qualité de la mesure de chaque composant du système, à chaque unité de temps. Aussi, des inspections sont effectuées pour déterminer la façon de calculer les mesures du système. Ainsi, une importance moindre est accordée aux mesures fournies par un composant dont le niveau de dégradation a atteint des seuils spécifiques.



L'objectif était donc de déterminer une politique d'inspection qui minimise la dégradation totale de la qualité de la mesure renvoyée par le système sur un horizon de temps fini. L'étude actuelle est appliquée au cas spécifique d'un système de Pitot.

Des exemples numériques et des procédures numériques sont fournis pour illustrer les modèles d'inspection proposés.

Par la suite, nous souhaiterions généraliser cette approche à d'autres systèmes multi-composants non-réparables soumis à des détériorations stochastiques.

## *Conclusion générale*

Dans ce mémoire, nous nous sommes intéressés au problème de l'incohérence des mesures du système Pitot dans l'application aéronautique. Concernant ce système d'étude, à savoir un avion, il est délicat de parler d'activités de maintenance. L'étude d'un tel système diverge de l'étude des systèmes de production classiques dans la mesure où, pendant que l'avion est en vol, aucun retour n'est possible. De ce fait, il convient de déterminer, avant le départ, le scénario de la dégradation de la qualité de la mesure des tubes de Pitot. Par ailleurs, pendant le vol, l'avion est amené à accomplir une mission dont les caractéristiques environnementales sont estimées (température, givrage, etc.).

Cette étude est proposée pour le capteur Pitot qui est au cours de sa mission, soumis à des conditions externes qui ont un impact sur la qualité de ses mesures.

Dans son premier chapitre, cette thèse exprime les conclusions sur les circonstances et les causes d'incohérence et d'imprécision des mesures de tube de Pitot qui ont menées à des accidents aéronautiques. L'objectif est de tirer le maximum d'enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents. Dans le deuxième chapitre, nous avons défini le diagramme de causes d'inexactitude des mesures des tubes de Pitot. Le but de cette première partie est de recueillir des informations sur les paramètres qui influent sur la précision de mesure du capteur Pitot.

Dans la deuxième partie, nous avons établi une analyse statistique des principaux facteurs susceptibles d'avoir un impact sur la dégradation de la qualité de la mesure des sondes. Nous avons proposé également une extension des modèles proportionnels à des fins non-proportionnelles afin de tester l'hypothèse de dépendance, de chaque facteur, au temps. Notre analyse a démontré les avantages de certains modèles de régression. En plus de cela, une série d'études de comparaison entre les différentes méthodes est établie.

## *Conclusion générale*

Dans la dernière partie, des politiques d'inspection optimales, périodiques et séquentielles ont été proposées. Le système est considéré comme un système multi-unités, irréparable au cours de sa mission. La contribution majeure de cette partie était de proposer un nouveau dispositif, qui sera installé sur l'avion pour contrôler le processus de dégradation de la mesure des tubes de Pitot. Ce dispositif est un tube de Pitot rétractable dont l'optimisation de ses périodicités de sortie est l'objectif principal de ce chapitre. Après chaque inspection, une décision est prise sur la façon de calculer la mesure moyenne renvoyée par tout le système en fonction de la mesure renvoyée par chaque tube. La quantité de dégradation totale de la qualité de mesure du système fut ainsi un critère décisionnel de l'optimisation des politiques d'inspections proposées. Des exemples numériques et des algorithmes de calcul sont fournis pour illustrer les modèles d'inspection proposés. Une étude de sensibilité et de comparaison avec des politiques d'inspection périodique et séquentielle proposées par d'autres travaux est également réalisée.

Au-delà de l'application au domaine aéronautique, ces contributions peuvent être appliquées dans d'autres domaines. En tant que travaux futurs, l'approche développée pourrait être généralisée à d'autres systèmes non réparables à unités multiples, sujets à un processus de détérioration aléatoire.



## *Bibliographie*

[AESA, 2011] L'agence européenne de la sécurité d'aviation. (2011). Plan européen de la sécurité d'aviation (2011-2014).

[Airey et al, 1913] Airey, J. (1913). Notes on the Pitot tube. *Engineering News*, 69(16), 783.

[Ait-Kadi et Chelbi, 2010] Ait-Kadi, D. & Chelbi, A. (2010). Inspection strategy for availability improvement. *Journal of Intelligent Manufacturing*, 21(2), 231235.

[Allen et al, 1932] Allen, C. M. (1932). Piezometer investigation. *American Society of Mechanical Engineers*.

[Badia et al, 2002] Badia, F., Berrade, M.D., & Campos, C.A. (2002). Optimal inspection and preventive maintenance of units with revealed and unrevealed failures. *Reliability Engineering & System Safety*, 78(2), 157163.

[Barata et al, 2002] Barata, J., Soares, C.G., Marseguerra, M., & Zio, E. (2002). Simulation modelling of repairable multicomponent deteriorating systems for on condition maintenance optimization. *Reliability Engineering & System Safety*, 76(3), 255264.

[Barlow et al, 1960] Barlow RE, Hunter LC, Proschan F (1960) Optimum checking procedures. *Proceeding of the seventh National symposium on reliability and quality Control*: 485–495.

[Barlow et Proschan, 1975] Barlow, R. E., & Proschan, F. (1975). *Statistical theory of reliability and life testing: probability models*. Florida State Univ Tallahassee.

[BEA, 2012] Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile. (2012). Rapport final de l'accident d'AF 447 survenu le 31 Mai 2009.

[Bendell et al, 1986] Bendell, A., Walley, M., Wightman, D. W., & Wood, L. M. (1986). Proportional hazards modelling in reliability analysis—An application to brake discs on high speed trains. *Quality and reliability engineering international*, 2(1), 45-52.

[Berenguer et al, 1997] Berenguer, C., Chengbin, C., & Grall, A. (1997). Inspection and maintenance planning: An application of semi-markov decision processes. *Journal of intelligent manufacturing*, 467476.

[Booher, 2006] Booher, T.B. (2006). Optimal periodic inspection of a stochastically degrading system. Ph.D. thesis, Air Force Institute of Technology.

- [Borucka, 2014] Borucka, J. (2014). Extensions of cox model for non- proportional hazards purpose. *Ekonometria*, (3(45), 85–101.
- [Bouhy et al, 1991] BOUHY, J. L. (1991). Evolution of the Pitot tube sensor. *Journal A*, 32(3), 83-86.
- [Box-Steffensmeir et al, 1997] Box-Steffensmeier, Janet M., and Bradford S. Jones. (1997). Time is of the essence: Event history models in political science. *American Journal of Political Science* 41 (October): 1414-61.
- [Brissaud, 2007] Brissaud, F., Lanternier, B., Charpentier, D., & Lyonnet, P. (2007). Modélisation des taux de défaillance en mécanique-Combinaison d'une loi de Weibull et d'un modèle de Cox pour la modélisation des taux de défaillance en fonction du temps et des facteurs d'influence. In *Performances et Nouvelles Technologies en Maintenance, PENTOM 2007* (pp. Modélisation-des).
- [Brunkalla, 1985] Brunkalla, R. L. (1985). Effects of Fabrication Technique on the Discharge Coefficient of a Throat Tap Nozzle. ASME Paper.
- [Breslow, 1974] Breslow, N. (1974). Covariance analysis of censored survival data. *Biometrics*.
- [Carroll, KJ, 2003] Carroll, K. J. (2003). On the use and utility of the Weibull model in the analysis of survival data. *Controlled clinical trials*, 24(6), 682-701.
- [Chelbi et al, 2008] Chelbi, A., Ait-Kadi, D., & Aloui, H. (2008). Optimal inspection and preventive maintenance policy for systems with self-announcing and non-self-announcing failures. *Journal of Quality in Maintenance Engineering*, 14(1), 3445.
- [Chelbi et Ait-Kadi, 2009] Chelbi, A. & Ait-Kadi, D. (2009). Inspection strategies for randomly failing systems. In *Handbook of maintenance management and engineering*, 303335, Springer.
- [Chouikhi et al, 2014] Chouikhi, H., Khatab, A., & Rezg, N. (2014). A condition-based maintenance policy for a production system under excessive environmental degradation. *Journal of Intelligent Manufacturing*, 25(4), 727737.
- [Collett, 1994] Collett D. (1994). *Modelling survival data in medical research*. Springer US.
- [Cocozza-Thivent, 1997] Cocozza-Thivent C (1997) *Processus stochastiques et fiabilité des systèmes*, Springer.
- [Cui et al. 2004] Cui, L. R., Loh, H. T., & Xie, M. (2004). Sequential inspection strategy for multiple systems under availability requirement. *European Journal of Operational Research*, 155(1), 170-177.

- [Dale, 1985] C. Dale. (1985). "Application of the proportional hazards model in the reliability field, Reliability Engineering", vol. 10, no. 1, pp. 1 – 14.
- [Darcy et al, 1857] Darcy, H. (1857). Recherches expérimentales relatives au mouvement de l'eau dans les tuyaux (Vol. 1). Mallet-Bachelier.
- [David Cox, 1972] Cox DR. Regression models and life tables (with discussion). (1972). Journal of the Royal Statistical Society. 187–220.
- [DeAnda, 1981] DeAnda, Albert G. (1981). AFFTC Standard Airspeed Calibration Procedures. AFFTC-71H-68-1001, U.S. Air Force.
- [DGAC, 1996] FINAL AVIATION ACCIDENT REPORT.FEBRUARY 6, 1996. Original report published by the Junta Investigadora de Accidentes Aereos (JIAA) Director General of Civil Aeronautics Dominican Republic.
- [Dhillon, 1992] Dhillon, B. S. (1992). Failure modes and effects analysis—bibliography. Microelectronics Reliability, 32(5), 719-731.
- [Dobrowolski et al, 2005] Dobrowolski, B., Kabaciński, M., & Pospolita, J. (2005). A mathematical model of the self-averaging Pitot tube: A mathematical model of a flow sensor. Flow Measurement and Instrumentation, 16(4), 251-265.
- [Ebeling, 1997] Ebeling CE (1997) an Introduction to Reliability and Maintainability Engineering. McGraw-Hill.
- [Ezzeddine et al, 2015a] Ezzeddine, W., Schutz, J., & Rezg, N. (2015). Cox Regression model applied to Pitot tube Survival Data. 6th International Conference on Industrial Engineering and Systems Management, 168-172, Seville, Spain.
- [Ezzeddine, 2015b] Ezzeddine, W., (2015). Contribution à la modélisation de la fiabilité et l'optimisation des plans de maintenance. Annual PhD students conference IAEM Lorraine 2015.
- [Ezzeddine et al, 2016a] Ezzeddine, W., Schutz, J., & Rezg, N. (2016a). Test for additive interaction in proportional hazard model applied to pitot sensors reliability and survivability. 7th IFAC Conference on Management and Control of Production and Logistics, Bremen, Germany.
- [Ezzeddine et al, 2016b] Ezzeddine, W., Schutz, J., & Rezg, N. (2016b). Optimal Inspection Policy based on measurement quality degradation: Case of Pitot Sensors System. The 8th IFAC Conference on Manufacturing Modelling, Management and Control to be held in University of Technology of Troyes, France.

- [Ezzeddine et al, 2016c] Ezzeddine, W., Schutz, J., & Rezg, N. (2016c, August). Politique d'inspection séquentielle basée sur la dégradation de la qualité de la mesure des tubes de Pitot. In 11ème Conférence Internationale de Modélisation, Optimisation et Simulation.
- [Ezzeddine et al, 2016d] Ezzeddine, W., Schutz, J., & Rezg, N. (2016d, September). Pitot sensor airflow measurement accuracy. In *Risk, Reliability and Safety: Innovating Theory and Practice* (pp. 1401-1405). CRC Press.
- [Ezzeddine et al, 2016e] Ezzeddine, W., Schutz, J., & Rezg, N. (2016). Efficient device for velocity safe control based on inspection model - Case study : Pitot sensor for aircraft. *European Journal of industrial engineering*. Soumis
- [Ezzeddine et al, 2017] Ezzeddine, W., Schutz, J., & Rezg, N. (2017). Pitot sensor air flow measurement accuracy: causal modelling and failure risk analysis. *International Journal of Modelling, Simulation, and Scientific Computing*. Soumis
- [Ezzeddine et al. 2017b] Ezzeddine, W., Schutz, J., & Rezg, N. (2017). Efficient Algorithm for a k-out-of-N System Reliability Modeling-Case Study: Pitot Sensors System for Aircraft Velocity. *Aerospace*, 4(3), 43.
- [Ferron et al, 1986] Ferron, A.G. Construction of static pressure taps, Tech, Memo, Alden Research Lab., Alden, Mass., September 1986.
- [Gopalan et Naidu, 1982] Gopalan, M. N., & Naidu, R. S. (1982). Stochastic behaviour of a two-unit repairable system subject to inspection. *Microelectronics Reliability*, 22(4), 717-722.
- [Govier et Aziz, 1977] Govier, G. W., & Aziz, K. (1977). *The flow of complex mixtures in pipes*. Krieger Pub Co.
- [Gracey, 1980] Gracey, William. *Measurement of Aircraft Speed and Altitude*. NASA RP-1046. 1980.
- [Grall et al, 2002] Grall, A., Berenguer, C., & Dieulle, L. (2002). A condition-based maintenance policy for stochastically deteriorating systems. *Reliability Engineering & System Safety*, 167180.
- [Gregory et al, 1904] Gregory, W. B. (1904). The Pitot tube. *Trans. ASME*, 25.
- [Guy et al, 1913H. E. Guy (1913). Origin and Theory of the Pitot tube. *Engineering News*, p. 1172.
- [Henri Pitot, 1732] Pitot, H. (1732). Description d'une machine pour mesurer la vitesse des eaux courantes et le sillage des vaisseaux. *Mémoires de L'Académie*.
- [Hewitt, 1978] Hewitt, G. F. (1978). Measurement of two phase flow parameters. *Nasa Sti/recon Technical Report A*, 79, 47262.



- [Hontelez et al, 1996] Hontelez, J.A., Burger, H.H., & Wijnmalen, D.J. (1996). Optimum condition-based maintenance policies for deteriorating systems with partial information. *Reliability Engineering & System Safety*, 51(3), 267-274.
- [Hosmer, 1999] Hosmer, D. & Lemeshow, S. (1999) *Applied survival analysis: Regression modelling time to event data*, New York.
- [Hubbard et al, 1939] Hubbard, C. W. (1939). Investigation of errors of pitot tubes. American Society of Mechanical Engineers.
- [Hyo-Seong et Mandyan, 1994] Lee, H. S., & Srinivasan, M. M. (1994). Optimal replacement policies for systems with multiple standby components. *IEEE Transactions on Reliability*, 43(3), 414-422.
- [Ito, 2000] Ito, K., & Nakagawa, T. (2000). Optimal inspection policies for a storage system with degradation at periodic tests. *Mathematical and Computer Modelling*, 31(10), 191-195.
- [Kalbfleisch, 1980] Kalbfleisch, J. D. & Ventice, R. L. F. (1980) *The Statistical Analysis of Failure time Data*. John Wiley and Sons.
- [Lapa, 2006] Lapa, C. M. F., Pereira, C. M. N., & de Barros, M. P. (2006). A model for preventive maintenance planning by genetic algorithms based in cost and reliability. *Reliability Engineering & System Safety*. Pages 233-240.
- [Lewis, 2004] Lewis EE (2004) *Introduction to Reliability Engineering*. McGraw-Hill, 2nd edition.
- [Liao et al, 2006] Liao, H., Elsayed, E.A., & Chan, L.Y. (2006). Maintenance of continuously monitored degrading systems. *European Journal of Operational Research*, 175(2), 821-835.
- [Li et Chambless, 2007] Li, R. and Chambless, L. (2007). Test for additive interaction in proportional hazards models. *Annals of epidemiology*, 17(3), 227-236.
- [Lyonnet et al, 2006] Lyonnet, P., Toscano, R., Maisonneuve, P., & Lanternier, B. (2006, October). Modélisation de la fiabilité des macro-composants mécanique à partir de modèles mathématiques et de réseaux de neurones, comparaisons des méthodes. In 24. Machinery vibration seminar.
- [Markowski et al, 1948] Markowski, S. J., & Moffatt, E. M. (1948). Instrumentation for Development of Aircraft Powerplant Components Involving Fluid Flow (No. 480179). SAE Technical Paper.
- [Martorell, 1996] S. Martorell, A. Munoz, and V. Serradell. (1996), "Age-dependent models for evaluating risks and costs of surveillance and maintenance of components, *Reliability, IEEE Transactions on*, vol. 45, no. 3, pp. 433-442.

[Miller, 1983] Miller, R. W. (1983). Flow measurement engineering handbook.

[Mosleh et al, 1998] Mosleh, A., Rasmuson, D. M., & Marshall, F. M. (1998). Guidelines on modelling common-cause failures in probabilistic risk assessment. Safety Programs Division, Office for Analysis and Evaluation of Operational Data, US Nuclear Regulatory Commission.

[MT, 1996] The Accident Investigation Board Ministry of Transport. (1996). Communications, Housing and Construction Directorate General of Air Transport, LIMA.

[Nakagawa, 1986] Nakagawa, T. (1986). Periodic and sequential preventive maintenance policies. Journal of Applied Probability, 23, pp. 536542

[NTSB, 1975] National Transportation Safety Board Bureau of Aviation Safety Washington. (1975). Aircraft Accident Report - New York, December 1, 1974.

[NTSB, 1995] National Transportation Safety Board. Aviation incident final report. (1995). Orlando, US.

[NTSB, 1982] National Transportation Safety Board Bureau of Accident Investigation Washington. (1982). Air Florida, Inc., Boeing 737-222, N62AF, Collision with 14th Street Bridge, Near Washington National Airport, Washington, D.C., January 13, 1982. Report Date : August 10, 1982.

[OACI, 2005] Organisation internationale de l'aviation civile. (2005). Bilan annuel de l'aviation civile de 2005.

[OACI, 2013] Organisation internationale de l'aviation civile. (2013). État de la sécurité générale de l'aviation. Montréal, Canada.

[Ower et al, 1925] E. Ower and F.C. Johansen. (1925), the design of pitot-static tubes, R. and M. 981.

[Ower et Pankhurst, 2014] Ower, E., & Pankhurst, R. C. (2014). The measurement of air flow, Elsevier.

[Projet Cyrius, 1999] Association Nationale sciences techniques jeunesse, Secteur Espace. (1999). Note technique ANSTJI. CENTRE NATIONALE D'ETUDES SPACILAES.

[Rausand, 2004] Rausand, M., & Arnljot, H. O. Y. L. A. N. D. (2004). System reliability theory: models, statistical methods, and applications (Vol. 396). John Wiley & Sons.

[Rayle et al, 1959] Rayle, R. E. (1959). Influence of orifice geometry on static pressure measurements. American Society of Mechanical Engineers.

[Reinertsen et Wang, 1995] Reinertsen, R., & Wang, X. (1995). General inspection strategy for fault diagnosis—minimizing the inspection costs. Reliability Engineering & System Safety.

- [Rodriguez, 2017] Rodríguez-Borbón, M. I., Rodríguez-Medina, M. A., Rodríguez-Picón, L. A., Alvarado-Iniesta, A., & Sha, N. (2017). Reliability Estimation for Accelerated Life Tests Based on a Cox Proportional Hazard Model with Error Effect. *Quality and Reliability Engineering International*.
- [Samanta, 1991] P. Samanta, F. Hsu, M. Subudhi, and W. Vesely. (1991) "Degradation modeling with application to aging and maintenance effectiveness evaluations, Tech. Rep. 17.
- [Sarkar et Sarkar, 2000] Sarkar, J. & Sarkar, S. (2000). Availability of a periodically inspected system under perfect repair. *Journal of Statistical Planning and Inference*, 91(1), 7790.
- [Savage, 1956] Savage, I. R. (1956). Cycling. *Naval Research Logistics Quarterly*, 3(3), 163-175.
- [Seshadri et al, 2004] Seshadri, V., Gandhi, B. K., Singh, S. N., & Pandey, R. K. (2004). Analysis of the effect of body shape on annubar factor using CFD. *Measurement*, 35(1), 25-32.
- [Sheu et al, 2013] Sheu, S.H., Tsai, H.N., Hsu, T.S. & Wang, F.K. (2013). Optimal number of minimal repairs before replacement of a deteriorating system with inspections. *International Journal of Systems Science*, 46(8), 1367-1379.
- [Taghipour et Bjarnason ,2014] Taghipour, S. & Bjarnason, E. (2014). Joint optimal inspection and inventory levels for a k out-of-n system. *Annual Reliability and Maintainability Symposium*, At Colorado Springs, USA. – un article avec les mêmes auteurs et le même titre dans Elsevier
- [Tian et al, 2012] Tian, Z., Lin, D., & Wu, B. (2012). Condition based maintenance optimization considering multiple objectives. *Journal of Intelligent Manufacturing*, 23(2), 333 340.
- [Vesley, 1988] W. Vesely and A. Wolford. (1988). "Risk evaluations of aging phenomena: The linear aging reliability model and its extensions, *Nuclear Engineering and Design*, vol. 108, no. 12, pp. 179 – 185.
- [Węcel et al, 2008] Węcel, D., Chmielniak, T., & Kotowicz, J. (2008). Experimental and numerical investigations of the averaging Pitot tube and analysis of installation effects on the flow coefficient. *Flow Measurement and Instrumentation*, 19(5), 301-306.
- [Weiss, 1963] Weiss GH. (1963). Optimal periodic inspection programs for randomly failing equipment. *J Res of the National Bureau of Standards* 67B: 223–228
- [Zequeira et Bérenguer, 2005] Zequeira, R. I., & Bérenguer, C. (2005). On the inspection policy of a two-component parallel system with failure interaction. *Reliability Engineering & System Safety*, 88(1), 99-107.

## *Résumé*

**A**vec plus de 2 milliards de passagers transportés chaque année, l'avion reste le moyen de transport le plus sûr pour voyager. D'après différents rapports, il apparaît que 75 % des accidents sont liés à des facteurs humains présents chez les pilotes, les contrôleurs aériens, les responsables de maintenance, voire même les ingénieurs des bureaux d'études.

Parmi les accidents aériens de ces dernières années, il en est un qui a été principalement meurtrier. Il s'agit du vol AF 447 du 1<sup>er</sup> Juin 2009. Après différentes enquêtes, les experts sont parvenus à la conclusion que cet accident était dû à une défaillance matérielle, en l'occurrence aux capteurs de mesure de la vitesse, les sondes de Pitot.

Les différents rapports concordent sur l'hypothèse que cet accident est principalement lié à une incohérence des mesures de la vitesse renvoyées par les sondes. Cette incohérence est liée au gel des tubes de Pitot puis à une combinaison de facteurs humains résultant d'une incompréhension de la situation. Une solution technique envisageable serait d'ajouter un tube de Pitot supplémentaire, rétractable, qui permettrait de vérifier la concordance des valeurs renvoyées par les sondes fixes.

La mise en place de cette nouvelle solution technique nécessite, dans un premier temps, la connaissance des différentes variables et relations qui peuvent influencer sur la qualité des mesures. A partir de ces variables et relations, il devient possible de modéliser la dégradation de la qualité des mesures. Par la suite et grâce à ces modèles, des politiques d'inspection, périodique et séquentielle, peuvent être déterminées en considérant la qualité des mesures comme critère décisionnel. L'optimisation de ces politiques d'inspection sera réalisée à l'aide de procédures numériques ou de méta-heuristiques.

Le travail de recherche a donc pour objectif de proposer une contribution originale à la sûreté de fonctionnement des tubes de Pitot par l'ajout d'un tube rétractable.

## *Abstract*

Safety is the primary consideration in the air transportation sector. According to various accident reports, it seems that 75% of these accidents are related to human factors such as pilots, air traffic controllers, maintenance managers and even design engineers.

This study is derived from an aeronautic problem defined following the crash of the Airbus 330 in the Rio-Paris flight, in 1 June 2009. Investigations concluded that the accident was due to the aircraft's pitot tubes failure, after which the crew reacted incorrectly.

In order to overcome the problem of Pitot sensors measurements inaccuracy and incoherence, we propose a technical solution which consists in setting up a fourth retractable probe to assess the Pitot sensors measurement accuracy during the flight.

The implementation of this new technical solution implies a need to know the different variables that can affect the Pitot sensors measurements quality. From these variables, it is possible to model the Pitot sensors measurements quality degradation. Subsequently and thanks to these models, periodic and sequential inspection policies are proposed by considering the measurement quality degradation as a decision criterion. Optimization of these inspection policies will be carried out using numerical procedures or meta-heuristics.

The current research work aims to propose an original contribution for operational safety of Pitot sensors.